

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
**«Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет)»**

---

*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»

Диссертация на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
к.т.н., доцент Артамонов Б.Л.

Москва – 2019

## Оглавление

<b>ВВЕДЕНИЕ.....</b>	<b>4</b>
<b>ГЛАВА 1. КОНСТРУКЦИЯ, МЕТОДЫ РАСЧЕТА, ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИСПЫТАНИЙ КОЛЕСНОГО ШАССИ ВЕРТОЛЕТА .....</b>	<b>19</b>
<b>1.1 Конструктивно-силовые схемы шасси вертолета .....</b>	<b>19</b>
<b>1.2 Методы выбора параметров, расчета внешних нагрузок, амортизации и испытаний шасси вертолета .....</b>	<b>23</b>
<b>1.3 Постановка задачи исследования .....</b>	<b>31</b>
<b>ГЛАВА 2. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ШАССИ ВЕРТОЛЕТА НА СБРОС .....</b>	<b>35</b>
<b>2.1 Конструктивно-силовая схема и параметры трехопорного колесного шасси с передним колесом.....</b>	<b>35</b>
<b>2.2 Синтез математических моделей амортизаторов, как комбинация работы пневматической, гидравлической и механической систем .....</b>	<b>42</b>
<b>2.3 Моделирование механической части опор шасси и контакта пневматиков с поверхностью земли при посадке.....</b>	<b>50</b>
<b>2.4 Виртуальные копровые испытания шасси.....</b>	<b>55</b>
<b>ГЛАВА 3. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТА.....</b>	<b>64</b>
<b>3.1 Моделирование посадки вертолета без пробега .....</b>	<b>64</b>
<b>3.2 Расчет аэродинамических характеристик несущего винта, работающего вблизи экрана.....</b>	<b>68</b>
<b>3.3 Моделирование посадки вертолета с пробегом .....</b>	<b>79</b>
<b>3.4 Учет влияния упругости планера вертолета.....</b>	<b>84</b>
<b>3.5 Моделирование посадки вертолета на снег или мягкий грунт .....</b>	<b>86</b>

<b>ГЛАВА 4. СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД ПРИ ВЫБОРЕ ПАРАМЕТРОВ ШАССИ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ РАЗРАБОТКИ ВЕРТОЛЕТА .....</b>	<b>92</b>
<b>4.1 Выбор параметров шасси с использованием математических моделей....</b>	<b>92</b>
<b>4.2 Применение системного подхода при разработке шасси .....</b>	<b>98</b>
<b>4.3 Экономический эффект от применения методики разработки шасси на основе математического моделирования .....</b>	<b>101</b>
<b>4.4 Включение системы шасси в общую модель виртуального вертолета ...</b>	<b>104</b>
<b>ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....</b>	<b>107</b>
<b>СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ .....</b>	<b>109</b>

## ВВЕДЕНИЕ

При проектировании вертолетов, в зависимости от их назначения необходимо обеспечивать выполнение требований норм летной годности: Руководства для конструкторов (РДК) [1], Норм летной годности гражданских вертолетов СССР (НЛГВ-2) [2], либо Авиационных правил Часть 29 (АП-29) [3] и рекомендательного циркуляра АС-29-2С [4].

В настоящее время в отечественных ОКБ проектирование транспортных вертолетов гражданского назначения ведется в соответствии с нормами АП-29 и рекомендательного циркуляра АС-29-2С [3-4]. Одним из требований этих норм является обеспечение посадки вертолета без повреждений конструкции при условиях, определенных нормами прочности.

В ходе эксплуатации вертолета, посадка в подавляющем большинстве случаев проходит в штатном режиме на подготовленную сухую, твердую поверхность. Однако, в некоторых случаях появляется необходимость совершить посадку на неподготовленную площадку – грунтовое поле или бетон, покрытый снегом. Возможны также аварийные ситуации, такие как отказ одного или двух двигателей. Такая посадка при определенных условиях приводит к повреждениям вертолета и может служить причиной травмы пилотов и пассажиров.

Существующие в настоящее время методики выбора параметров шасси и выполнения посадок разработаны на основе возможностей созданных ранее образцов вертолетов и обеспечивают выполнение требований норм прочности только при определенных эксплуатационных ограничениях. Сравнение отечественного опыта проектирования шасси с зарубежным показывает, что по данному вопросу имеет место некоторое отставание от передовых технологий. Существуют отличия в методике выполнения посадок вертолета с пробегом. Они заключаются в том, что отечественные вертолеты выполняют маневр посадки с пробегом с углом наклона траектории  $\theta \approx 7-9^\circ$ . При этом садиться рекомендуется на горизонтально расположенную, ровную площадку. В противном случае возникают тенденции к капотированию, "козлению", что противоречит требованиям АП-29 [3]. Методика предпосадочного маневра зарубежных норм

прочности [5] предусматривает в заключительной фазе выравнивание вертолета ( $\theta \rightarrow 0$ ), что позволяет эффективнее рассеивать энергию посадочного удара. Этот вопрос не нашел своего отражения в отечественных нормах прочности.

Актуальность темы исследования.

*Суть проблемы:*

Любой летательный аппарат (ЛА), и вертолет в частности, проектируется под определенные условия эксплуатации и выполнения определенных функций. Исходя из этого, к шасси вертолета предъявляются эксплуатационные и компоновочные требования к шасси вертолета 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.

*Необходимость решения проблемы:*

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.

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 натуральных 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. Обзор отечественных и зарубежных научных работ в области выбора параметров шасси и моделирования динамических процессов при посадке вертолета.*

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 [6, 7]. В них структурная схема ЛА представлена как сложная техническая система, сформулированы задачи и этапы проектирования как ЛА в целом, так и отдельных его подсистем, в частности, шасси. Связи между подсистемами показаны только как структурные, без расшифровки их функционала.

Конструкция шасси вертолета рассмотрена в работах профессоров кафедры вертолетостроения МАИ В.Н. Далина, Ю.С. Богданова [8-10]. В них дана классификация основных КСС шасси вертолета, перечислены преимущества и недостатки каждой из схем. Методология проектирования шасси в этих работах основана на расчете амортизации шасси по данным проведенных ранее натуральных испытаний на сброс и использовании имитационных моделей амортизаторов и пневматиков колес.

Свойства авиационных материалов, основные формулы для расчета на прочность частей и агрегатов летательных аппаратов даны в работе М.Ф. Астахова [11]. В книге представлены справочные данные по конструкционным материалам, используемым при проектировании летательных аппаратов, аналитические формулы для расчета на прочность основных элементов авиационных конструкций, включая шасси.

Расчету на прочность вертолета посвящены работы профессора МАИ Р.А.

Михеева [12, 13]. Изложена методика получения для вертолета расчетных случаев в полете и при посадке, приведены аналитические и экспериментальные методы получения прочностных характеристик основных агрегатов вертолета, в частности элементов шасси.

Из работ зарубежных авторов по расчету на прочность ЛА можно выделить монографию Michael L.C. Niu [14]. В ней дана классификация нагрузок на ЛА, приведена справочная информация по свойствам основных авиационных материалов, подробно изложены аналитические методы расчета на прочность элементов конструкции ЛА, включая шасси.

Теоретические основы движения системы твердых тел с геометрическими и кинематическими связями даны в работе Ф. Р. Гантмахера [15]. Здесь изложено применение уравнений Лагранжа 1-го и 2-го рода для решений задач динамики системы твердых тел. В работах D. Varaff [16, 17] 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 показан в работе А.И. Гудкова и П.С. Лешакова [18]. В книге рассматриваются динамические нагрузки на планер вертолета при посадке с учетом упругости конструкции, особенности динамической прочности конструкции вертолета.

Применение метода конечных элементов для расчета механики деформируемого тела рассмотрено в работах О. Зенкевича и Л. Сегерлинда [19, 20]. Построению глобальной конечно-элементной модели летательного аппарата и его расчет на прочность с помощью специализированных программных средств посвящена работа [21]. Описание возможностей программного пакета *Simcenter* в части инженерного анализа дано в монографии П.С. Гончарова, И.А. Артамонова, Т.Ф. Халитова и др. [22].

Общий алгоритм выбора параметров амортизационной системы шасси ЛА изложен в работе М.М. Кутелева из государственного предприятия (ГП) «Антонов» [23]. На основании опыта разработки, испытаний и эксплуатации



показаны особенности выбора параметров амортизационной системы шасси транспортных и пассажирских самолетов. Проведен анализ данных нормативно-технической документации по отечественным и зарубежным самолетам. Даны рекомендации по использованию математических моделей для анализа и оптимизации шасси самолета.

В монографии сотрудников Московского вертолетного завода (МВЗ) им. М.Л. Миля [24] 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 [25-27]. Данные работы содержат методику определения нагрузок на шасси, аналитический расчет в первом приближении амортизации шасси и масс элементов конструкции трехточечного колесного шасси вертолета.

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 [28]. Описание работы гидропневматических систем ЛА дано в работе Т.М. Башта [29].

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 [30].

Физические процессы, протекающие в амортизаторах, детально описаны в работе J.C. Dixon [31]. Здесь рассмотрена конструкция различных типов амортизаторов, изложены теоретические основы процессов, протекающих в механических, гидравлических и пневматических элементах амортизатора. Изложенный материал относится, по большей части, к автомобильным

конструкциям.

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 [32-38]. Свойства рабочей жидкости и механизм возникновения силы трения в уплотнениях приведены в работах Л.А. Кондакова [39, 40]. В работе В. М. Дмитриева [41] проведены результаты экспериментального исследования зависимости силы трения в уплотнениях амортизаторов.

Механические свойства авиационных шин содержатся в отчете НАСА [42]. Здесь представлена информация по определению вертикальной, продольной и боковой жесткостей авиационных шин, полученная по результатам расчетов и дано их сравнение с экспериментальными исследованиями.

Методы расчета аэродинамических сил на несущем винте рассмотрены в работах Б.Н. Юрьева, В.Э. Баскина, Л.С. Вильдгрубе, Е.С. Вожаева, М.Л. Миля, В.И. Шайдакова, Б.Л. Артамонова [43-51]. В учебнике [43] даны общие сведения о вертолетах и воздушных винтах, изложены импульсная теория несущего винта (НВ) при осевом движении, расчет индуктивных скоростей при осевом режиме работы НВ и полете с горизонтальной скоростью. В работе [44] рассмотрены условия работы НВ в косом потоке, представлена теория НВ при горизонтальном полете со скоростями существенно большими индуктивных. В рамках линейной дисковой теории даны расчетные формулы, позволяющие получить индуктивные скорости в любой точке пространства и найти силы и моменты на НВ с выбранными параметрами. В монографии [45] рассмотрены различные теории НВ и методы определения его аэродинамических характеристик, в частности, классическая теория НВ с шарнирным креплением лопастей в общем случае криволинейного движения вертолета, рассмотрены аналитические методы расчета и методы численного интегрирования, описаны методы экспериментального определения характеристик НВ при летных испытаниях и в аэродинамических трубах. В работах [46-49] приведены алгоритмы решения уравнений продольной

балансировки, расчета летно-технических характеристик (ЛТХ) и нагрузок на органы управления вертолетом с шарнирным НВ.

При использовании данных алгоритмов для расчета аэродинамических сил на НВ при посадке вертолета необходимо учитывать влияние земли. В работе [50] приведены аналитические зависимости для определения аэродинамических характеристик НВ, формулы для расчета силы тяги и потребной мощности НВ. В статье [51] получены формулы для расчета аэродинамических характеристик НВ работающего вблизи земли на режимах горизонтального полета с различными углами атаки с применением линейной дисковой теории с учетом изменения пространственного положения вихревой системы НВ. Решение получено для случая, когда вихревая система располагается между плоскостью диска винта и плоскостью земли.

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 [52, 53].

В монографии М.С. Кубланова [54] рассмотрено описание математических моделей посадки летательных аппаратов различных категорий в задачах эксплуатации воздушных судов. В книге изложены результаты математического моделирования динамики полета ЛА различных категорий. Показана история исследований движения авиационных шасси по взлетно-посадочной полосе (ВПП). Излагаются такие методы математического моделирования, как численный метод интегрирования дифференциальных уравнений динамики систем, имеющих признаки жесткости, построение физико-аналитических регрессионных моделей сил взаимодействия пневматиков колес с опорной поверхностью. Приведены некоторые результаты решения прикладных задач эксплуатации ЛА.

Систематическое описание авиационного шасси для построения математических моделей дано в работе М.С. Кубланова [55]. Автор предлагает систематическое описание авиационного шасси при движении ЛА по твердой

поверхности. Приведена классификация шасси по КСС, показаны схемы математических моделей шасси, рассмотрены основные дифференциальные уравнения для описания динамики системы и приведен алгоритм для определения сил и моментов, действующих на ЛА в момент контакта пневматика колеса с поверхностью.

Математическая модель взаимодействия пневматика шасси с ВПП рассмотрена в работах Н.Б. Бехтиной [56-61]. В статье [57] описан аналитический метод определения бокового коэффициента сцепления колес с посадочной поверхностью при помощи использования принципа «эллипса трения». Алгоритм расчета бокового коэффициента сцепления построен на аппроксимации расчетных формул по результатам эксперимента.

Математическое моделирование копроовых испытаний шасси самолета и вертолета рассмотрено в работах А.Р. Загидуллина из Новосибирского государственного технического университета (НГТУ) [64-66] и А.В. Рыбина из МАИ [67].

В статье [64] рассмотрены математические модели телескопических стоек шасси самолета с жидкостно-газовыми амортизаторами. Составлена система дифференциальных уравнений, учитывающих работу сил трения в буксах, упругие свойства пневматика, упругие и демпфирующие свойства газовой пружины и законы протекания жидкости сквозь калиброванные отверстия. Показаны результаты расчета в виде диаграмм обжатия амортизатора на прямом и обратном ходе для различных отношений объемов газовых камер высокого и низкого давления амортизатора. Отметим, что работа амортизатора представлена в виде диаграммы обжатия эквивалентного однокамерного амортизатора.

В статье [65] и работе [66] показано применение методики численного моделирования динамики обжатия основной опоры вертолета Ка-62 на основе решения системы дифференциальных уравнений Лагранжа первого рода. Приведены результаты расчета, показано сравнение расчета с экспериментом.

В исследовании динамики работы шасси самолета [67] автор использовал пакет *MSC.Patran*, работа амортизатора описана вязкими и упругими элементами.

Включение в работу камер колес и момент касания пневматика с землей были заданы с помощью контактных элементов. Параметры конечно-элементной модели подбирались таким образом, чтобы результаты расчетов соответствовали ранее проведенным испытаниям шасси.

Из зарубежных исследований следует отметить работу [68], где дан обзор требований к шасси самолета, показаны проблемы эксплуатации и рассмотрены три пакета программного обеспечения, используемых при моделировании динамики ЛА.

В работе А.В. Зырянова [69] представлена математическая модель телескопической стойки шасси самолета в виде аналитических формул для расчета нагрузок на элементы шасси.

Общий подход к моделированию динамических процессов при посадке летательного аппарата изложен в статье специалистов ЦАГИ Т.В. Снисаренко, В.Д. Чубань [70]. В статье показаны основные уравнения для построения математической модели динамики упругого самолета. Приведены примеры численного моделирования копровых сбросов шасси и посадки самолета с учетом нелинейности модели шасси, показано сравнение проведенных расчетов с экспериментом.

Динамическое состояние конструкции планера вертолета при аварийной посадке рассмотрено в работах А.С. Сидоренко [71, 72]. С помощью разработанной математической модели проведены исследования характеристик динамического состояния конструкции вертолета при действии нестационарных нагрузок в условиях аварийной посадки.

Среди работ по моделированию посадки вертолета можно выделить публикации В.А. Ивчина, А.С. Михайлова, Д.В. Неделько, А. А. Желонкина [73-78].

В работе [73] представлены результаты разработки математической модели шасси вертолета на основе статистического и математического анализа результатов копровых испытаний основной и хвостовой стоек шасси вертолета Ми-28, предназначенной для пилотажного стенда. Жесткостные характеристики

пневматика, упругие и демпфирующие свойства амортизатора, учитываются по результатам проведенных ранее копровых испытаний. Полученная математическая модель шасси была применена для исследования посадки вертолета на авторотации.

В статье [75] изложена методика расчета динамики посадки вертолета с ползковым шасси. В соответствии с современными нормами прочности, проведен анализ типовой посадки вертолета и проведено сравнение результатов расчета с экспериментом и другими методиками. Дана оценка возможности применения моделирования для исследования безопасности выполнения посадки вертолета в различных условиях.

В статье [76] проведено исследование влияния аэродинамических сил, создаваемых НВ, на динамику вертолета при посадке. Для этого авторами выполнен анализ результатов летных испытаний вертолета с ползковым шасси на режиме самовращения НВ. Представлена методика расчета величин сил на НВ, учитывающая экраный эффект путем введения поправочного коэффициента в формулах расчета силы тяги и продольной силы. Полученные значения силы тяги и продольной силы на НВ использованы в расчете динамики посадки вертолета, который сравнивается с летным экспериментом.

В работе [77] автор предлагает метод решения задачи контакта вертолета с поверхностью в случае, когда граничные условия контакта зависят от скоростей и ускорений элементов шасси в зоне контакта. Даны уравнения для различных схем шасси, решение которых позволяет получить нагрузки в точке контакта шасси с поверхностью. Приведены результаты численного моделирования динамики нагружения вертолета с ползковым шасси и сравнение расчета с экспериментом.

В работе [78] используется упругая модель планера вертолета, разработанная в пакете *ANSYS*, твердотельные модели стоек шасси, разработанные в пакете *Solid Works*. При этом для задания упругих и демпфирующих свойств были использованы имитационные модели амортизаторов, построенные по результатам испытаний шасси на сброс. По итогам исследования сделан вывод о необходимости доработки конечно-

элементной модели планера, разработки модели посадки вертолета с учетом аэродинамики несущего винта.

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 ВПП;
- 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*), ID 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.

Проведен 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 [81-84] и летных испытаний вертолета [85-88].

Промежуточные результаты исследования были представлены в виде докладов на международных конференциях «Авиация и космонавтика» в Москве в 2016, 2017 и 2018 гг. [89, 90, 92], на международной научно-технической конференции «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества» в Москве в 2017 г. [91], на 12-ом форуме Российского вертолетного общества в 2017 г. [93], на XXXXVII Всероссийском симпозиуме, посвященном 70-летию Государственного ракетного центра им. академика В.П. Макеева в 2017 г. [94].

*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.

# ГЛАВА 1. КОНСТРУКЦИЯ, МЕТОДЫ РАСЧЕТА, ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИСПЫТАНИЙ КОЛЕСНОГО ШАССИ ВЕРТОЛЕТА

## 1.1 Конструктивно-силовые схемы шасси вертолета

Вертолет – летательный аппарат, способный висеть в воздухе и перемещаться относительно земли по горизонтали и вертикали с помощью НВ, создающего необходимые подъемную и пропульсивную силы. В зависимости от количества и расположения НВ вертолет может иметь различную КСС. Большинство современных вертолетов выполнено по одновинтовой схеме с рулевым винтом (РВ), который уравнивает реактивный крутящий момент НВ.

Взлетно-посадочные устройства (шасси) вертолета, представляют собой несколько опор, которые используются для выполнения взлета и посадки, стоянки и перемещении вертолета по поверхности. В систему шасси входят опорные элементы, служащие для контакта с поверхностью, и силовые элементы, с помощью которых опорные элементы соединяются с планером вертолета. В процессе эксплуатации система шасси вертолета должна обеспечивать поглощение и рассеивание значительной части кинетической энергии вертолета при его посадке и пробеге по ВПП, выдерживать при этом расчетные статические и динамические нагрузки, предохраняя тем самым планер от разрушения. Кроме общих требований ко всем агрегатам вертолета, таких, как обеспечение минимальной массы при достаточной прочности и долговечности, к шасси вертолета предъявляется ряд специфических требований:

- 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.

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

В зависимости от условий эксплуатации, шасси может быть колесным, полозковым, лодочным, или состоять из двух схем – комбинированное шасси. Как правило, на вертолетах одновинтовой схемы с рулевым винтом применяется колесное шасси с тремя опорами. Если две главные опоры шасси расположены впереди центра масс вертолета, а третья опора – в хвостовой части, то это шасси с хвостовым колесом (рисунок 1.1а). Если две главные опоры расположены позади центра масс вертолета, а третья опора – в носовой части, то это шасси с передним колесом (рисунок 1.1б).

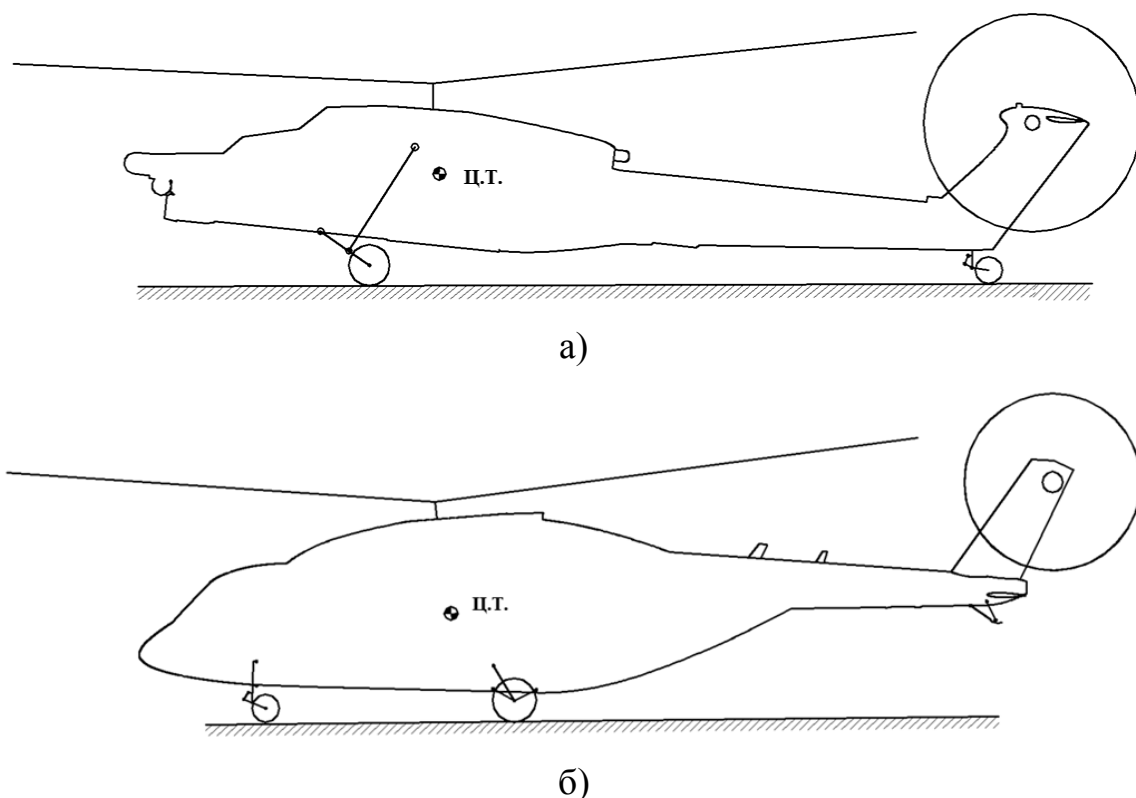


Рисунок 1.1 – Колесное шасси с тремя опорами

КСС шасси выбирается исходя из эксплуатационных требований и компоновки вертолета. При проектировании шасси вертолетов используются, в основном, ферменные, балочные и рычажные схемы и их комбинации. Стержни

ферменного шасси работают только на растяжение-сжатие, поэтому конструкция такого шасси получается наиболее легкой.

На вертолетах с неубирающимся шасси основные опоры в большинстве случаев проектируются с использованием ферменной КСС.

Пирамидальная схема состоит из комбинации двух стержней и балки (рисунок 1.2 а), при этом нижний стержень и балка, крепящиеся шарнирно к силовым элементам нижней части планера, воспринимают лобовую и боковую нагрузки, а верхний стержень с амортизатором поглощает энергию при посадке и перемещении по поверхности. Для того, чтобы амортизатор воспринимал только осевую нагрузку, на обоих концах амортизатора установлены карданные узлы. Из преимуществ пирамидальной схемы следует отметить простоту и малый вес конструкции. Шток амортизатора при такой схеме нагружается только осевой силой, что создает благоприятные условия для работы уплотнений. К недостаткам пирамидальной схемы следует отнести увеличение колеи при вертикальной нагрузке, приводящее к возникновению боковой силы и увеличению нагрузки на элементы шасси и узлы крепления шасси к планеру, необходимость установки колеса с углом развала –  $\varphi$ , для обеспечения наибольшей площади контакта пневматика с поверхностью.

Пирамидальная кинематическая схема шасси применяется на основных опорах вертолетов Ми-2, Ми-8, Ми-17, Ми-38 и их модификациях.

Пирамидальная схема с вертикальной амортизационной стойкой (пирамидально-параллелограммная) применяется в основном при проектировании шасси для корабельных вертолетов. При такой схеме (рисунок 1.2 б) колея при посадке не меняется, боковая сила не действует на колесо, однако действует на шток амортизатора. При переносе амортизатора в верхний стержень он будет воспринимать только осевую нагрузку (рисунок 1.2 в) Из достоинств данной схемы можно выделить возможность применения на поверхностях с большим коэффициентом трения для исключения соскальзывания вертолета при посадке и более благоприятные условия работы пневматика колеса из-за отсутствия поперечной силы. К недостаткам следует отнести неравномерную выработку

уплотнений амортизатора из-за действия поперечной силы, а так же более сложную конструкцию и больший вес.

Данная кинематическая схема применена на основных опорах вертолетов Ми-10, Ка-32 и др.

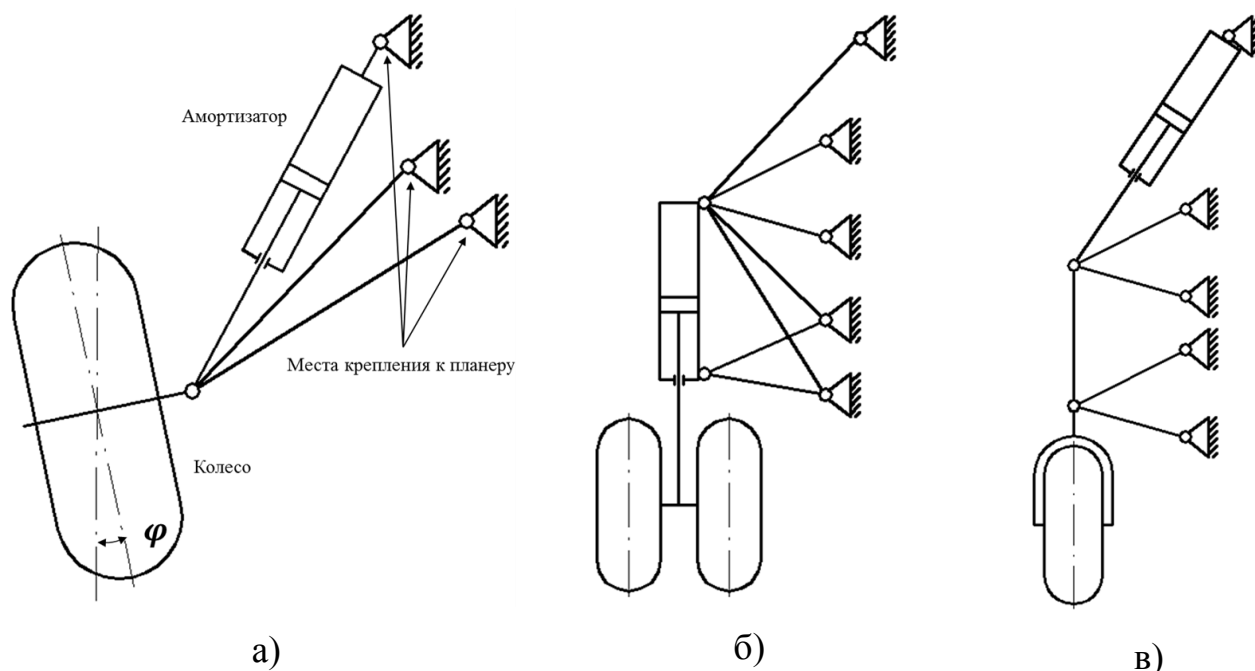


Рисунок 1.2 – Ферменные КСС шасси вертолетов

Балочная схема применяется при проектировании носовых и хвостовых опор шасси вертолета. При такой схеме шасси конструктивно представляет собой консольно закрепленную балку, при этом шток амортизатора воспринимает все виды нагрузок, а для исключения заклинивания штока в бусах устанавливается двухзвенный шарнир (рисунок 1.3 а). Для уменьшения изгибающего момента устанавливаются специальные подкосы, которые могут служить элементами механизма уборки-выпуска шасси. К достоинствам такой схемы следует отнести компактность и простоту конструкции. Недостатки данной схемы – возможность заклинивания амортизатора и двухзвенного шарнира при определенных условиях.

Данная схема применяется на носовой опоре вертолета Ка-52, хвостовой опоре вертолета Ка-60 и их модификаций.

Рычажная схема применяется при необходимости уменьшить высоту опоры шасси, а также, если точка контакта колеса с грунтом смещена назад относительно узла крепления шасси. При небольшом ходе штока применяют

схему, показанную на рисунке 1.3 б, при этом шток амортизатора нагружен осевой силой и изгибающим моментом. При выносе амортизатора из стойки шасси, шток нагружен лишь осевой силой (рисунок 1.3 в).

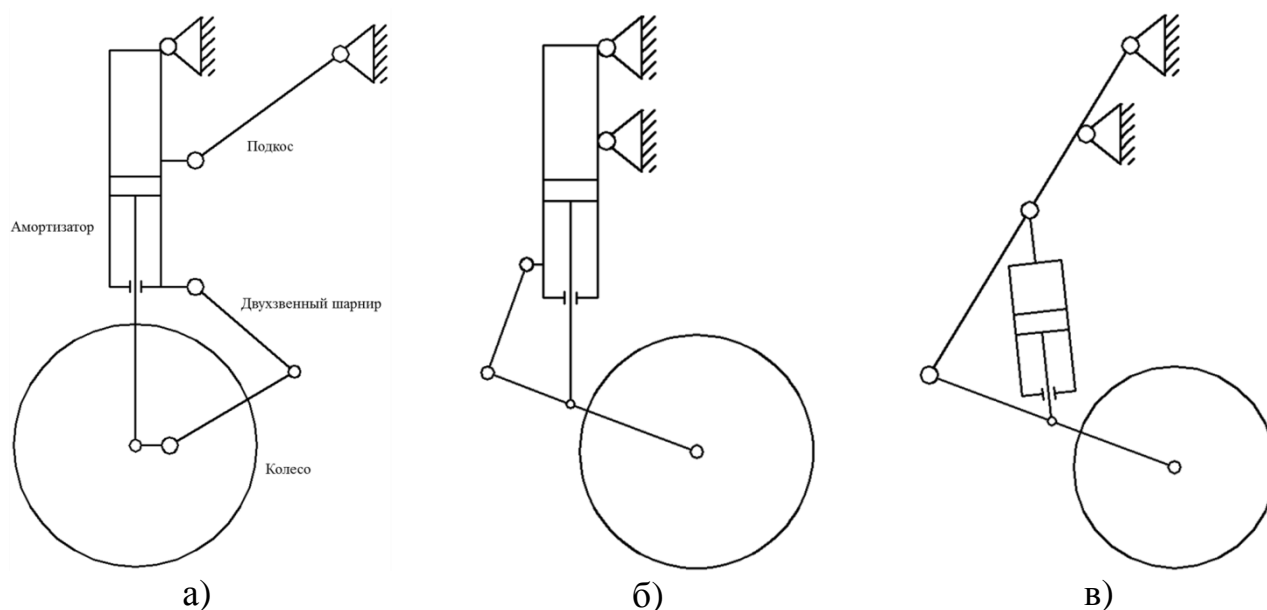


Рисунок 1.3 – Балочные КСС шасси вертолетов

Преимущества данной схемы – компактность и относительная простота конструкции, недостатки – при корабельном использовании возможна тенденция к скатыванию с палубы из-за несимметричного нагружения при качке.

Данная схема широко распространена и применяется на носовой опоре вертолетов Ми-8, Ми-38 и их модификаций, основной и хвостовой опорах вертолета Ми-28 и его модификаций.

## 1.2 Методы выбора параметров, расчета внешних нагрузок, амортизации и испытаний шасси вертолета

Условия для расчета внешних нагрузок при посадке вертолета задаются в соответствии с нормами прочности НЛГВ-2 [2] либо АП-29 [3]. В них определены расчетные случаи, выбор которых основан на анализе и обобщении опыта эксплуатации вертолетов.

В настоящее время расчет внешних нагрузок при посадке вертолета ведется аналитическим методом на основе закона сохранения энергии. Характеристики

амортизатора и пневматика колеса определяются с помощью аналитического расчета и подтверждаются по результатам натурных испытаний.

Амортизационная система поглощает и рассеивает кинетическую энергию вертолета при посадке и пробеге. При штатных посадках с эксплуатационными и предельными скоростями работа инерционных сил идет на деформацию амортизационной системы шасси, а при аварийных посадках – на деформацию конструкции шасси и планера вертолета.

Амортизационная система шасси состоит из пневматика колеса и амортизатора. Чем больше суммарное обжатие пневматика и амортизатора, тем меньшая сила действует на планер вертолета при посадочном ударе. Амортизационную систему можно представить в виде упругого и демпфирующего элементов. В качестве упругого элемента может быть использован газ, пружина, резина; а в качестве демпфера – дроссельные устройства и сила трения. На вертолетах в основном используются жидкостно-газовые амортизаторы.

При расчете амортизации эксплуатационная  $V_y^э$  и предельная  $V_y^{пр}$  вертикальная скорость при посадке вертолета берутся в соответствии с нормами прочности вертолетов. Для вертолетов транспортной категории используются нормы АП-29 [3], либо НЛГВ-2 [2].

По НЛГВ-2:

При посадке с подачей мощности на несущий винт

$$V_y^э = 0,1 \frac{G}{N_{max}} \sqrt{\frac{G}{F}}, \text{ м/с.} \quad (1.1)$$

$$V_{y1}^{пр} = 1,25 V_y^э, \text{ м/с.} \quad (1.2)$$

При посадке на режиме авторотации:

а) для основного шасси

$$V_{y2з}^{пр} = 0,67 \sqrt{\frac{G}{F}}, \text{ м/с.} \quad (1.3)$$

б) для переднего шасси



$$V_{y2\text{п}}^{\text{пр}} = 0,85V_{y2\text{з}}^{\text{пр}}, \text{ м/с}, \quad (1.4)$$

где  $G$  – взлетный вес вертолета, кгс,

$N_{\text{max}}$  – взлетная мощность двигателей, л.с.,

$F$  – площадь, ометаемая несущим винтом, м<sup>2</sup>.

При проектировании шасси предельную вертикальную скорость обычно принимают на основании расчета и опыта эксплуатации:

для основного шасси

$$V_{y3}^{\text{пр}} = 3,6 \text{ м/с},$$

для переднего шасси

$$V_{y\text{п}}^{\text{пр}} = 3,06 \text{ м/с}.$$

По АП-29:

Эксплуатационная скорость рассчитывается из условия испытаний на сброс шасси с высоты, определяемой п. 29.725 и 29.727.

$$V_y^{\text{э}} = \sqrt{2gh}, \text{ м/с}, \quad (1.5)$$

$$V_y^{\text{пр}} = \sqrt{2g1.5h}, \text{ м/с}, \quad (1.6)$$

где  $h$  – высота сброса, равная 203 мм.

Соответственно

$$V_y^{\text{э}} = 2,0 \text{ м/с},$$

$$V_y^{\text{пр}} = 2,44 \text{ м/с}.$$

Энергия удара, поглощаемая каждой стойкой шасси при посадке (нормированная работа), характеризуется эксплуатационной и предельной работоёмкостью:

$$A^{\text{э}} = \frac{1}{2} m_{\text{ред}} V_y^{\text{э}2}, \text{ кгм}, \quad (1.7)$$

$$A^{\text{пр}} = \frac{1}{2} m_{\text{ред}} V_y^{\text{пр}2}, \text{ кгм}, \quad (1.8)$$

где  $m_{\text{ред}}$  – редуцированная масса, приходящаяся на каждую опору шасси, учитывающая поступательное движение вертолета и вращение относительно центра масс.

Редуцированная масса рассчитывается следующим образом.

Для переднего шасси:

$$m_{\text{ред}} = \frac{G}{g \left(1 + \frac{a^2}{i_z^2}\right)}, \frac{\text{кг с}^2}{\text{м}}, \quad (1.9)$$

для основного шасси

$$m_{\text{ред}} = \frac{G}{gz \left(1 + \frac{b^2}{i_z^2}\right)}, \frac{\text{кг с}^2}{\text{м}}, \quad (1.10)$$

где  $a$ ,  $b$  – расстояния от центра масс до линии действия силы реакции в точке контакта колеса с поверхностью при предельно передней и предельно задней центровке соответственно, м (рисунок 1.4);

$i_z$  – радиус инерции вертолета, м;

$z$  – количество опор.

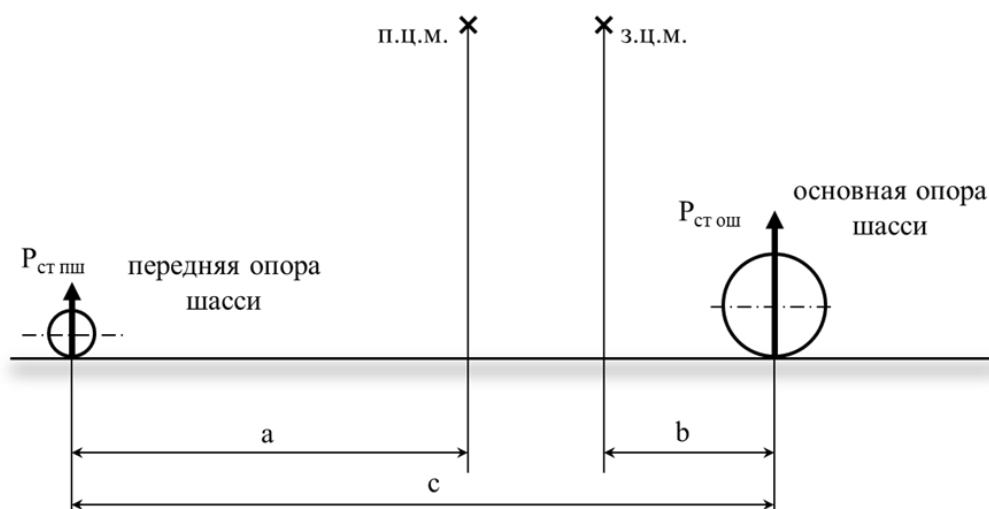


Рисунок 1.4 – Стояночные нагрузки на шасси

Здесь п.ц.м. – предельное переднее положение центра масс вертолета, м;

з.ц.м. – предельное заднее положение центра масс вертолета, м;

$c$  – база шасси вертолета, м.

Предполагается что сила тяги НВ в данном случае равна весу вертолета  $T_{НВ} = G$ .

В качестве исходных данных для расчета задаются в соответствии с нормами [1, 2] или [3, 4] вертикальная и горизонтальная скорости посадки вертолета –  $V_y$  и  $V_x$ , вес вертолета  $G$ , сила тяги НВ  $T_{HB}$ .

В поглощении нормированной работы участвуют амортизатор и пневматик колеса, поэтому можно записать следующее выражение:

$$A = A_{ам} + A_{пн}, \quad (1.11)$$

где  $A_{ам}$ ,  $A_{пн}$  – работа амортизатора и пневматика соответственно, кгм.

Алгоритм расчета нагрузок можно представить в обобщенном виде на примере трехточечного колесного шасси с передним колесом:

1. Проводим расчет стояночных нагрузок  $P_{ст}$  на каждую из опор шасси.

$$P_{ст\ пш} = \frac{G(c - a)}{c}, \text{ кгс}; \quad (1.12)$$

$$P_{ст\ ош} = \frac{G(c - b)}{2c}, \text{ кгс}. \quad (1.13)$$

2. Проводим расчет редуцированной массы  $m_{ред}$  на каждую из опор шасси по формулам (1.9), (1.10).

3. Определяем работоемкость каждой из опор шасси  $A$  по формулам (1.7), (1.8).

4. Задавая на первом шаге вертикальную перегрузку  $n_y$ , определяем работу пневматика по формуле:

$$A_{пн} = P_{ст} n_y \delta_{пн} \eta_{пн}, \text{ кгм}, \quad (1.14)$$

и потребную работу амортизатора из формулы (1.11)

$$A_{ам} = A - A_{пн}, \text{ кгм}, \quad (1.15)$$

где  $\delta_{пн}$  – обжатие пневматика, м;

$\eta_{пн}$  – коэффициент полноты диаграммы обжатия пневматика.

5. Определяем вертикальную перегрузку по формуле:

$$n_y = \frac{A_{ам}}{P_{ст} \varphi_c S_{ам} \eta_{ам}}, \quad (1.16)$$

где  $\varphi_c$  – передаточное число амортизатора по силам;

$S_{ам}$  – обжатие амортизатора, м;

$\eta_{ам}$  – коэффициент полноты диаграммы обжатия амортизатора.

6. Определяем горизонтальную перегрузку  $n_x$  по формуле:

$$n_x = \frac{3,2}{R_k - \delta_{ст}} \sqrt{\frac{J_k V_x n_y^{3/2}}{S_k^{0,5} P_{ст}}}, \quad (1.17)$$

где  $R_k$  – радиус колеса, м;

$\delta_{ст}$  – стояночное обжатие пневматика, м;

$S_k$  – ход оси колеса, м;

$J_k$  – момент инерции колеса,  $\text{кгм} \cdot \text{с}^2$ .

7. Определяем максимальные расчетные нагрузки в точке контакта колеса с поверхностью:

$$P_y = f n_y P_{ст}, \text{ кгс}, \quad P_x = f n_x P_{ст}, \text{ кгс}, \quad (1.18)$$

где  $f$  – коэффициент безопасности.

8. Получаем нагрузки для расчетных случаев, выбранных в соответствии с нормами прочности [1, 2] или [3, 4].

Посадочные расчетные случаи отличаются условиями в момент касания земли шасси вертолета:

- 1) случай  $I_{п}$  НЛГВ-2, соответствует случаю по условиям §29.479(a)(1)(b)(1) норм АП-29 (вертикальная посадка с одновременным ударом передней и основными опорами шасси);
- 2) случай  $II_{п}$  НЛГВ-2, соответствует случаю по условиям §29.479(a)(2)(b)(2)(3), 481 норм АП-29 (посадка с горизонтальной составляющей скорости с различными вариантами касания земли опорами и пространственным положением вертолета в момент касания земли, посадка на основное шасси при максимально допустимом угле наклона траектории);
- 3) случай  $III_{п}$  НЛГВ-2, соответствует случаю по условиям §29.485 норм АП-29 (посадка с боковым сносом вертолета в направлении поперечной оси);

- 4) случай  $IV_{п}$  НЛГВ-2, соответствует случаю по условиям §29.483 норм АП-29 (посадка на одно колесо основной опоры);
- 5) случай  $VI_{п}$  НЛГВ-2, соответствует случаю по условиям §29.493 норм АП-29 (посадка с торможением при пробеге).

В ходе расчета по п. 4, 5 значения обжатия амортизатора и пневматика находятся по экспериментальным диаграммам обжатия – зависимости усилия от перемещения, полученным в ранее проведенных копровых испытаниях.

Копровые испытания – это динамические испытания опоры шасси летательного аппарата на сброс. При копровых испытаниях опору шасси с присоединённой к ней редуцированной массой, выбранной по нормам прочности, сбрасывают с определенной высоты на специальной установке – копре (рисунок 1.5). В испытаниях определяют или подтверждают рассчитанные ранее характеристики амортизации опоры при поглощении энергии посадочного удара.



Рисунок 1.5 – Стенды для проведения копровых испытаний шасси вертолета

Далее полученные случаи нагружения используются для составления программ заводских или сертификационных испытаний шасси и планера в рамках работ по подтверждению статической прочности данных агрегатов.

Основным недостатком данного метода является тот факт, что для изменения параметров амортизатора или пневматика необходимо провести дополнительные расчеты и соответствующие испытания на сброс опоры для получения диаграммы обжатия.

Поэтому отсутствует возможность оперативного внесения изменений в конструкцию шасси в процессе проектирования и выбора параметров.

В описанном алгоритме расчета в качестве допущений принимается:

- 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 на шасси и планер. Изначально выбранная КСС шасси практически не меняется в процессе проектирования, конструкция шасси соответствует заданным требованиям с ограничениями и не оптимальна по массе.

Существующий в настоящее время алгоритм выбора параметров шасси можно представить в следующем виде.

1. В соответствии с эксплуатационными и компоновочными требованиями определяется база шасси и КСС опор шасси.

2. Зная предельные положения центра масс вертолета, определяются стояночные нагрузки на каждую из опор шасси (1.12), (1.13).

3. В соответствии с рассчитанными стояночными нагрузками по каталогу [95] определяется конструкция колеса (определяются начальное давление и геометрические параметры пневматика).

4. Определяется нормируемая работа каждой из опор шасси (1.7), (1.8), а также отдельно работа пневматика и амортизатора (1.14), (1.15).

5. Выполняется проектировочный расчет амортизатора – вычисляются основные параметры и характеристики амортизатора [27, 32, 34].

6. Для расчетных случаев нагружения при посадке определяются нагрузки на шасси вертолета [1, 3].

7. Проводится поверочный расчет на прочность силовых элементов конструкции шасси [11-13].

8. Проводится корректировка параметров амортизатора и пневматика с целью исключения колебательных процессов типа «шимми» и «земной резонанс» [18, 27].

9. Проводятся натурные испытания на сброс с целью подтверждения заявленных требований.

Существующие методы содержат ряд допущений, 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.

### **1.3 Постановка задачи исследования**

Описанный процесс представляет собой многокритериальную задачу и полученная конструкция с первого раза редко соответствует всем заявленным требованиям. Приходится неоднократно менять параметры, а иногда и конструкцию различных элементов шасси и повторять весь алгоритм проектирования сначала, включая дорогостоящие испытания.

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.

Математическая модель амортизационной системы должны быть

формальной, основана на физических принципах изменения состояния газа и жидкости. Упругие свойства планера должны быть учтены построением конечно-элементной (КЭ) модели планера с учетом физических свойств материалов и позволяющей получить частотные характеристики конструкции планера.

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, выходящих за ограничения руководства по летной эксплуатации (РЛЭ), аварийных ситуациях.

Анализ проблем, имеющих место в процессе проектирования шасси вертолетов, проведенный в предыдущих разделах, позволил сформулировать следующие этапы решения задач в процессе создания такой модели.

1. Разработка формальной математической модели амортизаторов передней и основных опор вертолета, основанной на физических принципах работы жидкостно-газового амортизатора.

2. Подтверждение достоверности моделей амортизаторов вертолета Ми-38, используя диаграммы статического и динамического обжатия по данным завода-изготовителя.

3. Разработка математических моделей передней и основных опор шасси вертолета по заданной кинематической схеме, включающие в себя твердотельные модели силовых элементов опор, формальные модели амортизаторов и имитационные модели пневматиков колес.

4. Математическое моделирование испытаний передней и основной опор шасси вертолета на сброс с начальными условиями, взятыми из данных натурных испытаний.

5. Подтверждение достоверности математических моделей опор шасси по данным копровых испытаний опор шасси вертолета Ми-38, используя диаграммы поглощения эксплуатационной и предельной работ.

6. Разработка габаритно-массовой абсолютно жесткой модели планера вертолета, используя известные инерционные характеристики планера.



7. Объединение и увязка математических моделей опор шасси с моделью планера вертолета в местах крепления шасси к планеру.

8. Построение математической модели посадки вертолета на трехопорное колесное шасси, используя абсолютно жесткую модель планера.

9. Разработка упругой модели планера на основе метода КЭ, используя данные о конструкции и материалах планера вертолета.

10. Разработка математической модели НВ с шарнирным креплением лопастей, с произвольной геометрической и аэродинамической компоновкой на основе линейной дисковой вихревой теории с учетом влияния земли.

11. Формирование математической модели движения вертолета при посадке, начиная от момента касания колесами шасси поверхности путем объединения и увязки между собой разработанных математических моделей опор шасси, планера и несущего винта вертолета.

12. Параметрические исследования динамики посадки вертолета Ми-38 в штатных ситуациях, включая посадку с различными вертикальной и горизонтальной скоростями.

13. Исследование особых случаев при посадке, таких как отказ одного или двух двигателей, посадка на площадку покрытую снегом, или на мягкий грунт.

14. Оценка влияния параметров шасси и внешних условий на соответствие вертолета нормам прочности при посадке и движении по поверхности земли с трехопорным колесным шасси с передней опорой.

В качестве инструмента для разработки математических моделей должны быть использованы специализированные компьютерные программы. Математический аппарат таких программ основан на численном решении систем дифференциальных уравнений.

В заключение, по Главе 1 необходимо отметить следующее.

Проектирование взлетно-посадочных устройств вертолета представляет собой трудоемкий итерационный процесс, включающий в себя расчетные, конструкторские и экспериментальные исследования. Применение численного моделирования при выборе параметров шасси для анализа посадки вертолета

позволит сократить время разработки шасси за счет изучения различных вариантов конструкции на ранних этапах проектирования и сокращения объема работ путем замены части натурных испытаний расчетами. Экономический эффект от использования численных методов при инженерном анализе может быть получен за счет исключения неудачных конструкторских решений на всех этапах разработки, и за счет сокращения сроков проектирования шасси.

## ГЛАВА 2. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ШАССИ ВЕРТОЛЕТА НА СБРОС

### 2.1 Конструктивно-силовая схема и параметры трехопорного колесного шасси с передним колесом

Трехопорная схема шасси с передним колесом применяется на большинстве транспортных вертолетов, поскольку имеет ряд преимуществ, по сравнению со схемой шасси с хвостовым колесом:

- более простая методика выполнения посадки при плохой видимости и на режиме самовращения НВ,
- хорошая устойчивость и управляемость при пробеге по ВПП.

Рассмотрим конструктивные параметры трехопорной схемы шасси с передним колесом на примере транспортной модификации вертолета Ми-38. Шасси вертолета состоит из передней и двух основных опор. Основные технические параметры данной схемы представлены на рисунке 2.1.

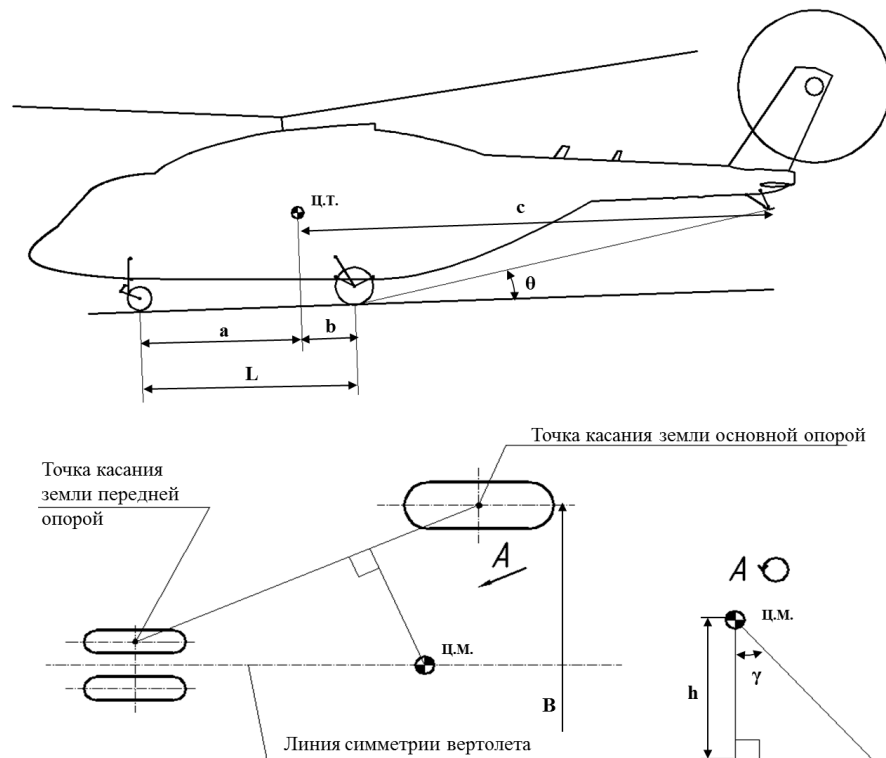


Рисунок 2.1 – Параметры трехопорного колесного шасси с передним колесом

Здесь ц.м. – центр масс вертолета.

В таблице 2.1 приведены основные данные по компоновке шасси на вертолете.

Таблица 2.1 Компоновка шасси вертолета Ми-38

Параметр	Обозначение	Значение	Единицы измерения
База шасси	$c$	5383	мм
Вынос передней опоры относительно центра масс	$a$	4244	мм
Вынос основной опоры относительно центра масс	$b$	826	мм
Предельный угол наклона траектории при посадке на задние колёса	$\theta$	15	град
Высота от земли до центра масс на стоянке	$h$	2151	мм
колея шасси	$B$	4515	мм
угол переднебокового капотажа	$\gamma$	39	град.

Основные опоры неубирающиеся, спроектированы на основе пирамидальной схемы, неубирающиеся, установлены в средней части фюзеляжа вертолета и крепятся к нему в трех точках (рисунок 2.2). Колеса главных опор оборудованы тормозами, служащими для сокращения длины пробега при посадке, а также для фиксации вертолета на наклонной площадке.

Основными конструктивными элементами основной опоры являются амортизатор (I), ферма, состоящая из раскоса (II) и рычага (III) и колесо (IV).

Раскос представляет собой сварную конструкцию, состоящую из двух стальных цельноштампованных «голов»: верхней и нижней, и стальной трубы раскоса. На верхней «голове» имеется проушина крепления к фюзеляжу (1). На голове нижней имеется проушина для соединения с рычагом (2).

Рычаг представляет собой сварную конструкцию, состоящую из стальной цельноштампованной «головы» рычага, стальной трубы, и стальной цельноштампованной полуоси. На «голове» рычага имеется проушина крепления к фюзеляжу (3). На полуоси имеются проушины (4) для соединения с амортизатором и (5) для соединения с раскосом. На полуоси установлены



«голове» цилиндра расположена проушина крепления к фюзеляжу (3). На трубе цилиндра расположена вторая проушина крепления к фюзеляжу (4).

Поворотная втулка, представляющая собой стальную цельноштампованную деталь, установлена в нижней части трубы цилиндра.

Рычаг представляет собой стальную сварную конструкцию, состоящую из носка рычага, переходника и вставной оси колес. На рычаге расположены проушины (5, 6) для крепления штока и шлиц-шарнира.

Шлиц-шарнир представляет собой стальную цельноштампованную деталь. Проушины (7, 8) служат для соединения с рычагом и поворотной втулкой.

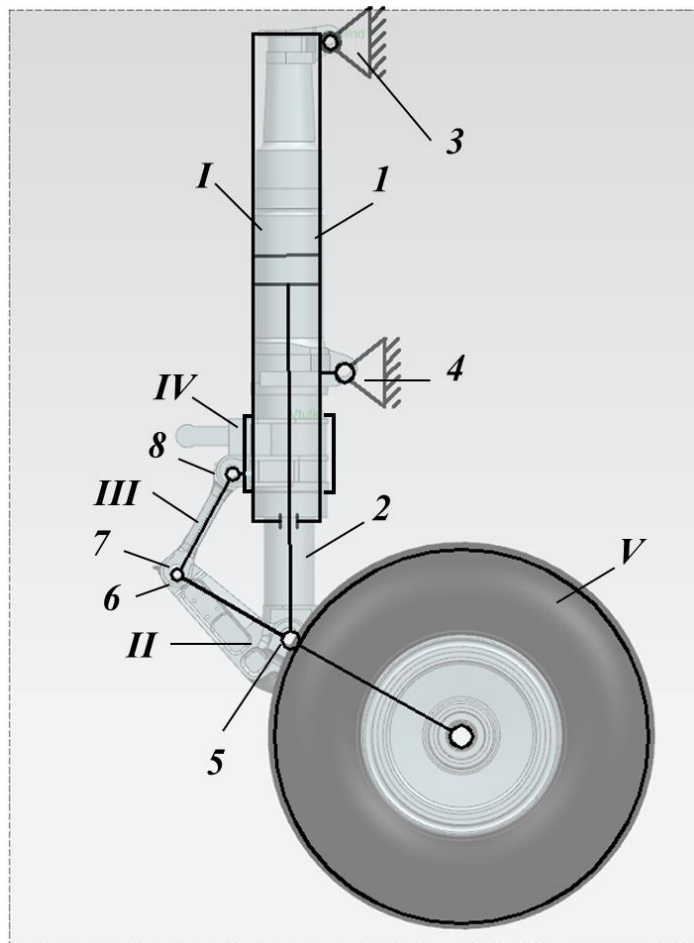
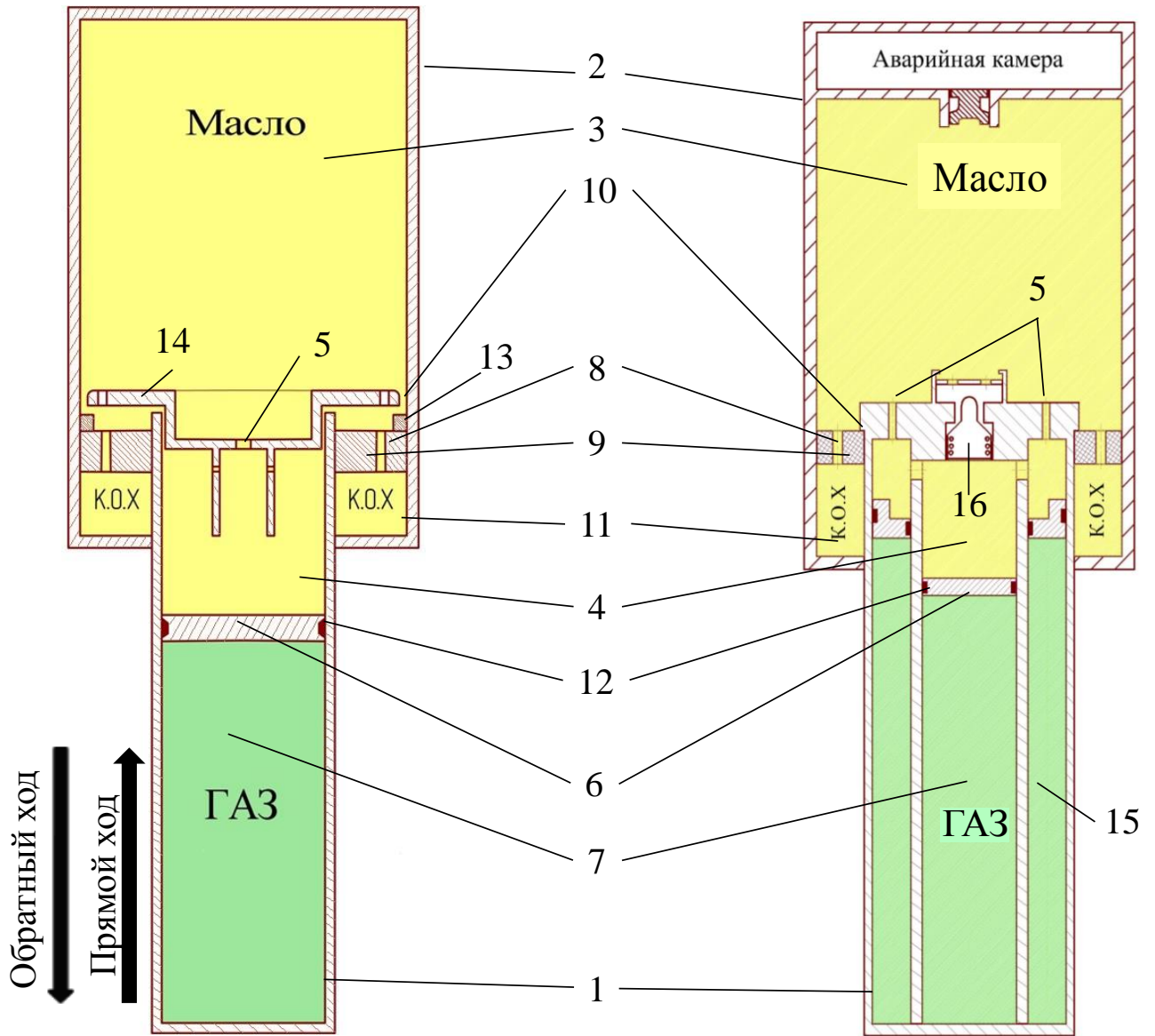


Рисунок 2.3 – Передняя опора шасси вертолета Ми-38

Амортизаторы (рисунок 2.4) являются основным элементом опоры шасси, поглощающим работу внешних сил, возникающих на колесах при посадке, рулении и пробеге, и передающим нагрузки на узлы крепления опор к фюзеляжу.



а) амортизатор передней опоры

б) амортизатор основной опоры

Рисунок 2.4 – Принципиальная схема работы амортизаторов опор шасси

вертолета Ми-38

Работу амортизатора можно условно разделить на два этапа: при прямом ходе и при обратном ходе штока. На прямом ходе шток (1) под действием внешних сил перемещается относительно цилиндра (2), уменьшая объем гидравлической камеры цилиндра (3). При перемещении штока создается перепад давления масла между гидравлической камерой цилиндра и гидравлической камерой штока (4). Под действием перепада давления масло из гидравлической камеры цилиндра перетекает через отверстия (5) в гидравлическую камеру штока, перемещая плавающий поршень (6) и сжимая газ в газовой камере штока (7).

Одновременно с этим масло через отверстия (8) в буксе (9) и кольцевой зазор (10) перетекает в камеру обратного хода (11). Уплотнение деталей осуществляется резиновыми кольцами (12).

Таким образом, энергия внешних сил на прямом ходе затрачивается на проталкивание масла через отверстия, на сжатие газа, на преодоление сил трения в уплотнениях. Следовательно, энергия внешних сил частично превращается в тепло и рассеивается в окружающее пространство. Другая часть энергии аккумулируется в энергию сжатого газа.

При обратном ходе шток под действием сжатого газа начинает возвращаться в исходное положение. При перемещении штока в обратном направлении в камере обратного торможения повышается давление масла, которое прижимает поршневое кольцо (13) к буртику корпуса клапана (14), перекрывая кольцевой зазор, при этом суммарная площадь проходных отверстий становится меньше, чем при прямом ходе. Следовательно, прямой ход проходит быстрее, чем обратный.

Энергия сжатого газа при обратном ходе штока затрачивается на проталкивание масла через отверстия и преодоление сил трения, при этом происходит нагрев амортизатора.

Следовательно, энергия внешних сил поглощается амортизатором на прямом ходе штока, то есть аккумулируется сжатым газом, а рассеивание происходит как на прямом, так и на обратном ходах штока.

Отличительной особенностью амортизатора основной опоры является наличие двух газовых камер: высокого давления (15), и низкого давления (7), обеспечивающей малую силу страгивания, а также наличие демпфирующего клапана (16), служащего для гашения колебаний типа «земной резонанс».

Нагружение конструкции определяется характеристиками пневматиков и амортизаторов, КСС опор шасси и режимами посадки вертолета. Переменными параметрами при этом могут выступать: давление зарядки газовых камер амортизаторов  $P_0$ , объем заправляемой жидкости  $V_{ж}$ , начальное давление в пневматике  $P_{0пн}$  и др. (таблицы 2.2 – 2.5)



Таблица 2.2 Основные технические данные опор шасси вертолета Ми-38

Параметр	Обозначение	Опора (количество на вертолете)	
		Передняя (1)	Основная (2)
КСС	-	Рычажная	Пирамидальная
Тип колеса	-	К2-116(600x180)	КТ-229(950x350)
Количество колес	-	2	1
Начальное давление газа в пневматике, МПа	$P_{\text{опн}}$	0.5	0.6
Тип амортизатора	-	пневмогидравлический	
Максимальный рабочий ход штока, мм	$S_{\text{ам}}$	182	150
Рабочая жидкость	-	масло АМГ-10 ГОСТ 6794-75	
Рабочий газ	-	азот технический ГОСТ 9293-74	
Масса, кг	$m_{\text{шасси}}$	54	80,6

Таблица 2.3 Свойства рабочей жидкости АМГ-10

Параметр	Обозначение	Значение	Единицы измерения
Плотность, МСА	$\rho_{\text{ж}}$	867	кг/м <sup>3</sup>
Модуль упругости, МСА	$B_T$	1305	Н/мм <sup>2</sup>
Динамическая вязкость	$\eta$	0.02	кг*с/м

Таблица 2.4 Параметры амортизатора передней опоры

Параметр	Обозначение	Значение	единицы измерения
Объем жидкости	$V_{\text{ж}}$	600	см <sup>3</sup>
Начальный объем газа	$V_0$	105	см <sup>3</sup>
Начальное давление газа	$P_0$	5.6	МПа
Диаметр цилиндра	$D_{\text{ц}}$	95	мм
диаметр штока	$D_{\text{шт}}$	80	
диаметр газовой камеры	$D$	65	

Таблица 2.5 Параметры амортизатора основной опоры

Параметр		Обозначение	Значение	Единицы измерения
Объем жидкости		$V_{ж}$	3200	см <sup>3</sup>
Начальный объем газа	Камера 1	$V_{01}$	700	см <sup>3</sup>
	Камера 2	$V_{02}$	1700	
Начальное давление газа	Камера 1	$P_{01}$	3	МПа
	Камера 2	$P_{02}$	12	
Диаметр цилиндра		$D_{ц}$	120	мм
Диаметр штока		$D_{шт}$	105	
Диаметр газовой камеры	Камера 1	$D_1$	58	
	Камера 2	$D_2$	95	

## 2.2 Синтез математических моделей амортизаторов, как комбинация работы пневматической, гидравлической и механической систем

Параметры амортизаторов передней и основной опор шасси вертолета служат исходными данными для построения их математических моделей. В качестве инструмента выбран программный продукт *Simcenter AMESim* (лицензия *IL-AME.40.1 Simcenter Amesim Aerospace*), представляющий собой ряд специализированных библиотек для расчета систем разной физической природы – мехатронных систем [97, 98]. При этом возможно объединение компонентов из различных библиотек в единую расчетную модель. Принцип работы пакета основан на решении систем дифференциальных уравнений, описывающих работу каждого компонента системы.

Математические модели амортизаторов строятся с помощью компонентов из специализированных библиотек *Simcenter AMESim* для гидравлических,

пневматических и механических систем. Структурная схема модели амортизатора в виде взаимодействия систем показана на рисунке 2.5.



Рисунок 2.5 – Структурная схема модели амортизатора

В каждый момент времени по известным значениям перемещения и скорости перемещения штока амортизатора относительно цилиндра рассчитывается изменение давления в гидравлических камерах, скорость протекания жидкости через отверстия, расход жидкости. Изменение давления в гидравлических камерах вызывает перемещение плавающего поршня в газовой камере и изменение давления газа. Совместно решая системы уравнений для структурных элементов амортизатора, можно получить силу на штоке амортизатора.

Структура моделей амортизаторов и сопоставление компонентов модели с принципиальной схемой для основной и передней опор шасси вертолета Ми-38 показаны на рисунках 2.6 и 2.7.

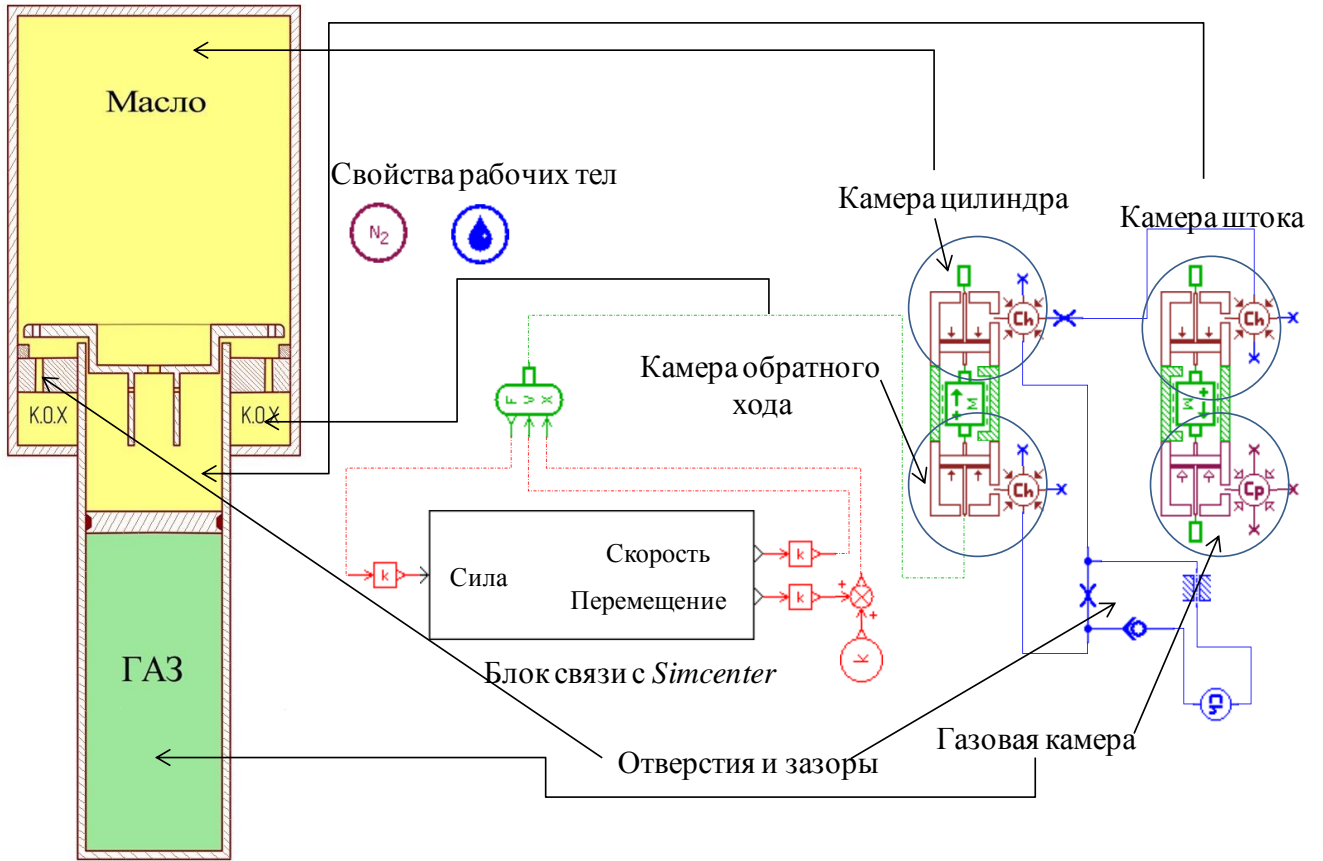


Рисунок 2.6 – Модель амортизатора передней опоры шасси вертолета Ми-38

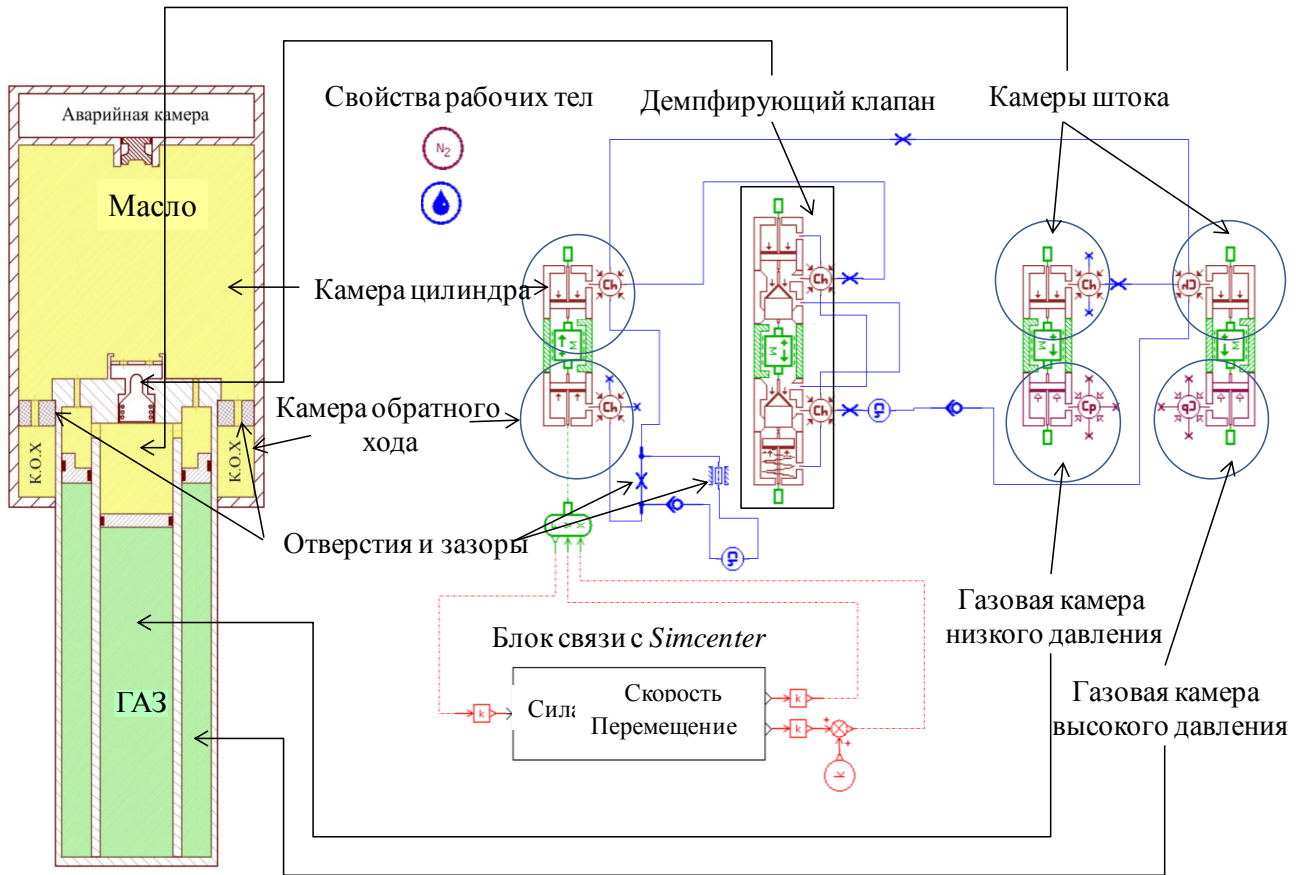


Рисунок 2.7 – Модель амортизатора основной опоры шасси вертолета Ми-38

Плотность жидкости  $\rho$  в *Simcenter AMESim* задается как функция от давления  $P$  и температуры  $T$  [98]. В линейной постановке её можно представить в следующем виде:

$$\rho(P + \Delta P, T + \Delta T) = \rho(P, T) + \left(\frac{\partial \rho}{\partial P}\right)_T \Delta P + \left(\frac{\partial \rho}{\partial T}\right)_P \Delta T. \quad (2.1)$$

В данном уравнении второе слагаемое описывает эффект сжимаемости жидкости из-за изменения давления, а третье – тепловые эффекты. В дальнейшем при решении задачи учитывался только эффект сжимаемости.

С учетом этого допущения:

$$\rho = \rho_{0T} \left(1 + \frac{\Delta P}{B_T}\right), \text{ кг/м}^3, \quad (2.2)$$

где  $B_T$  – модуль объемной упругости, Па:

$$B_T = \rho_{0T} \left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_T. \quad (2.3)$$

Течение жидкости через отверстие (рисунок 2.8 а) описано с помощью уравнения Бернулли.

$$P_1 + \rho g h_1 + \frac{1}{2} \rho U_1^2 = P_x + \rho g h_3 + \frac{1}{2} \rho U_3^2 + \Delta P, \quad (2.4)$$

где  $P_x$  – статическое давление, Па;

$U$  – скорость потока, м/с;

$A$  – площадь сечения, м<sup>2</sup>;

$h$  – высота, м;

$g$  – ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>;

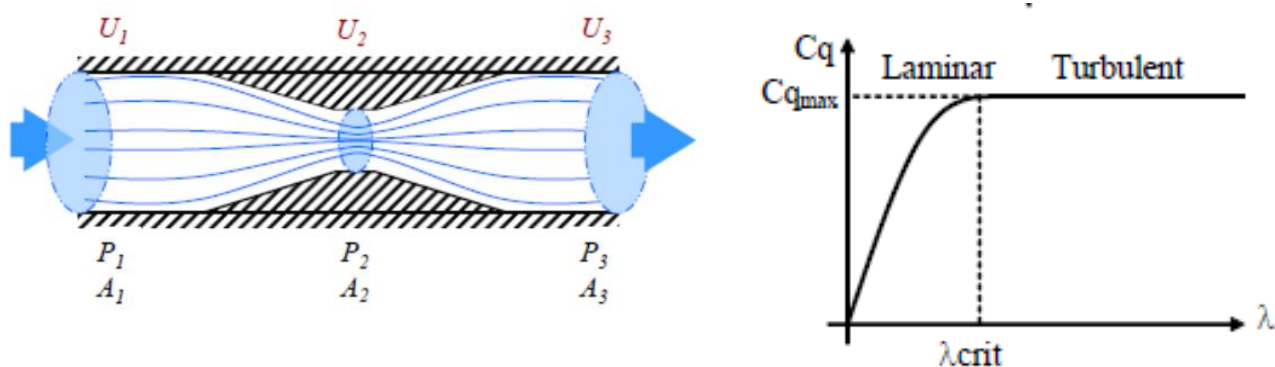
$\Delta P$  – потери давления в канале, Па.

В расчетах разделяют два типа течения: при ламинарном картина течения является гладкой, при турбулентном течении движение жидкости имеет завихрения. Тип течения определяется числом Рейнольдса:

$$Re = U \frac{D_h}{\nu}, \quad (2.5)$$

где  $D_h$  – гидравлический диаметр, м;

$\nu$  – коэффициент кинематической вязкости жидкости, м<sup>2</sup>/с.



а) расчетная схема течения

б) определение характера течения

Рисунок 2.8 – Моделирование течения жидкости через отверстие

Коэффициент потерь на трение по длине  $\lambda$  (рисунок 2.8 б) зависит от характера течения:

$$\lambda = \frac{D_h}{v} A \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}}. \quad (2.6)$$

Коэффициент расхода жидкости рассчитывается как функция от  $\lambda$  в виде гиперболического тангенса:

$$C_q = C_{qmax} \tanh\left(\frac{2\lambda}{\lambda_{crit}}\right). \quad (2.7)$$

Величина расхода жидкости через отверстие  $Q$ , рассчитывается как функция от перепада давления  $\Delta P$ :

$$Q = C_q A \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}}, \text{ м}^3/\text{с}. \quad (2.8)$$

Проведенный анализ показал, что на высоких скоростях течения жидкости через отверстие формула (2.8) дает завышенное значение расхода жидкости [63]. Без корректного моделирования этого процесса невозможно решение проектировочных задач применительно к элементам конструкции газожидкостных систем отечественных вертолетов. Поэтому, заложенная в *Simcenter AMESim* модель турбулентности протекания жидкости через отверстие была уточнена путем идентификации зависимости  $C_q(Re)$  по экспериментальным данным и перехода в модели к сочетанию физического и имитационного моделирования (рисунок 2.9).

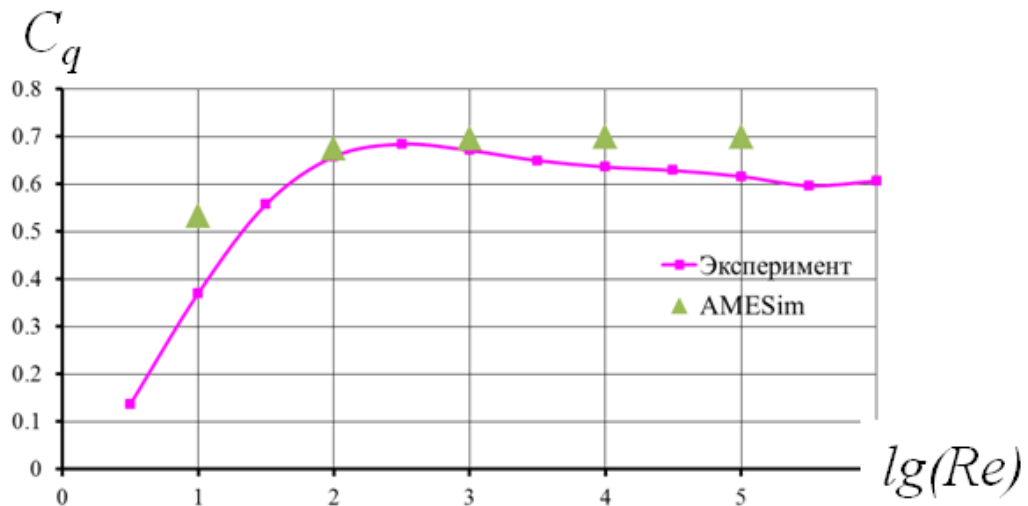


Рисунок 2.9 – Уточненная модель турбулентности

Работа газовых компонентов системы описывается в *Simcenter AMESim* [98] с помощью дифференциальных уравнений политропного процесса:

$$\frac{dp}{dt} = pk \left( \frac{1}{m} \dot{m} - \frac{1}{V} \frac{dV}{dt} \right), \quad (2.9)$$

$$\frac{dT}{dt} = \frac{k-1}{k} \frac{T}{p} \frac{dp}{dt}, \quad (2.10)$$

где  $k$  – показатель политропы;

$m$  – масса газа, кг;

$\dot{m}$  – массовый расход, кг/м<sup>3</sup>;

$T$  – температура, К;

$V$  – объем газа, м<sup>3</sup>.

Движение механических компонентов системы описывается в *Simcenter AMESim* с помощью закона Ньютона:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F}{M}, \quad (2.11)$$

где  $F$  – сила, действующая на компонент системы, Н;

$M$  – масса компонента, кг;

$v$  – скорость компонента, м/с.

Скорости  $v$  и перемещения  $x$  определяются из выражений:

$$v = \frac{1}{M} \int F(t) dt, \text{ м/с}, \quad x = \int v dt, \text{ м}. \quad (2.12)$$

Формальные математические модели амортизаторов основной и передней опоры шасси вертолета Ми-38 построены автором. При этом 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.

Свойства рабочей жидкости, давление зарядки газа, геометрические параметры амортизаторов в *Simcenter AMESim* заданы в режиме параметризации модели [98].

Для оценки достоверности моделей амортизаторов проведено сравнение результатов расчета с данными завода-изготовителя амортизаторов (рисунки 2.10 и 2.11). Сравнение проведено 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.

Диаграммы динамического обжатия амортизаторов от предприятия-изготовителя даны без учета дросселирования жидкости через отверстия, только за счет работы газовых камер.

При расчете динамического обжатия амортизаторов с помощью построенных автором математических моделей видно влияние дросселирования жидкости через отверстия, при этом время полного перемещения штока  $t = 0.25$  с. при моделировании соответствует времени прямого хода штока при копровых испытаниях шасси и реальных посадках вертолета.

Анализ диаграмм показывает, что величина погрешности модели при статическом обжатии амортизатора составляет менее 5%, что позволяет решать проектировочную задачу выбора параметров с достаточной точностью. Достоверность модели при динамическом обжатии можно оценить при проведении виртуальных копровых сбросов опор шасси вертолета Ми-38.



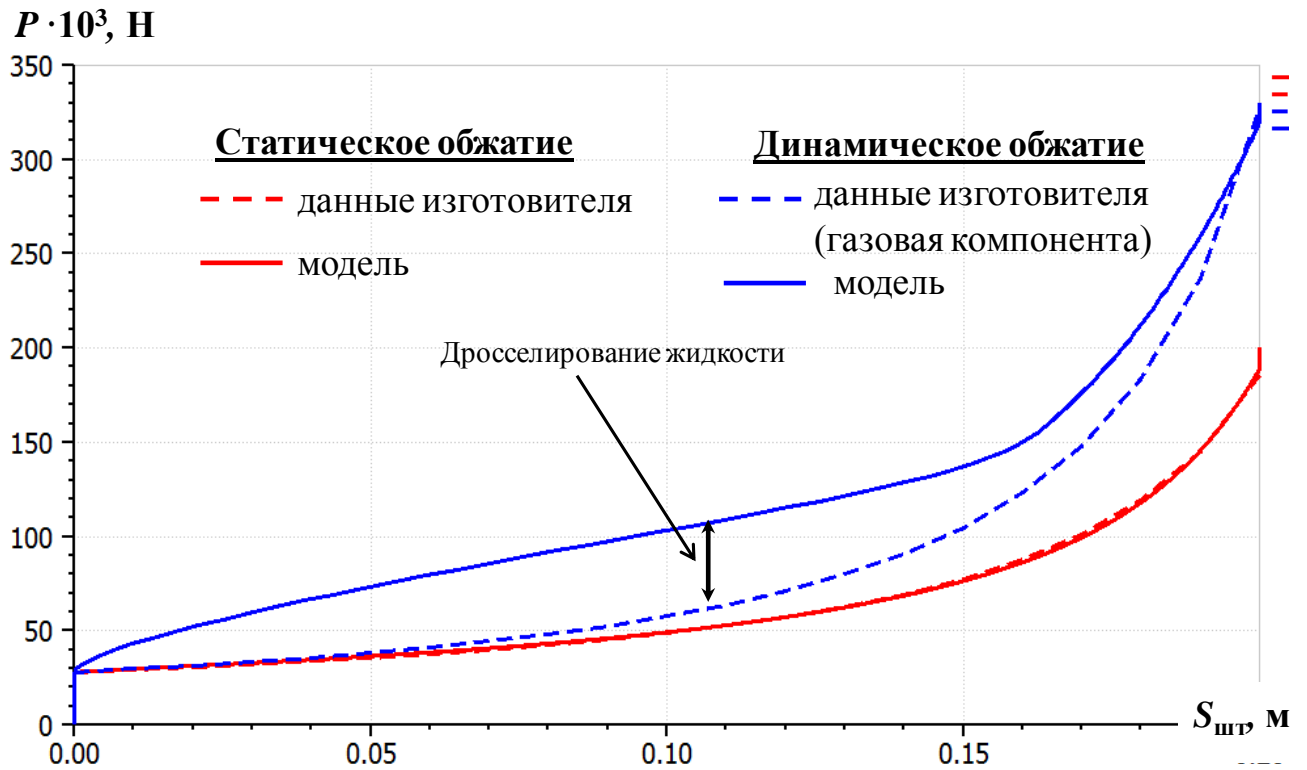


Рисунок 2.10 – Диаграммы статического и динамического обжатия амортизатора передней опоры вертолета Ми-38

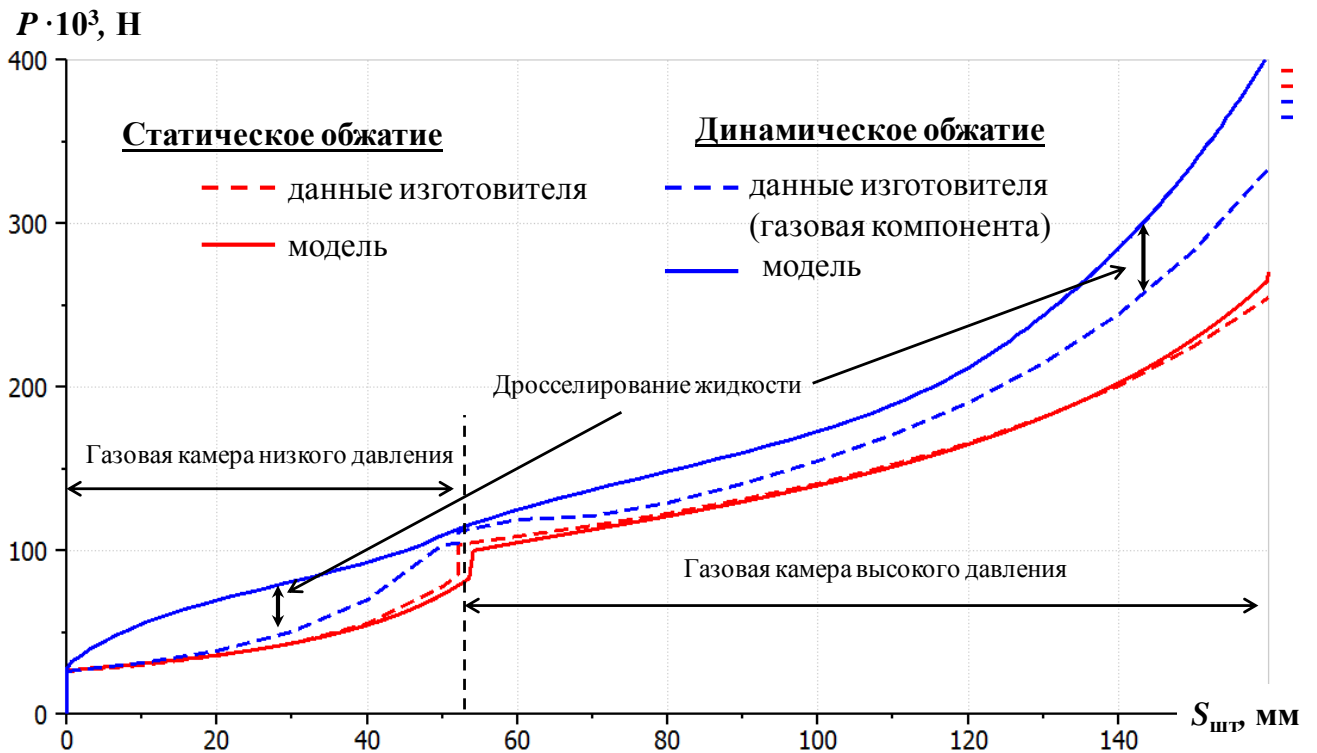


Рисунок 2.11 – Диаграммы статического и динамического обжатия амортизатора основной опоры вертолета Ми-38

### 2.3 Моделирование механической части опор шасси и контакта пневматиков с поверхностью земли при посадке

На данном этапе формирования модели элементы 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. Структурная схема модели шасси в виде взаимодействия систем показана на рисунке 2.12.

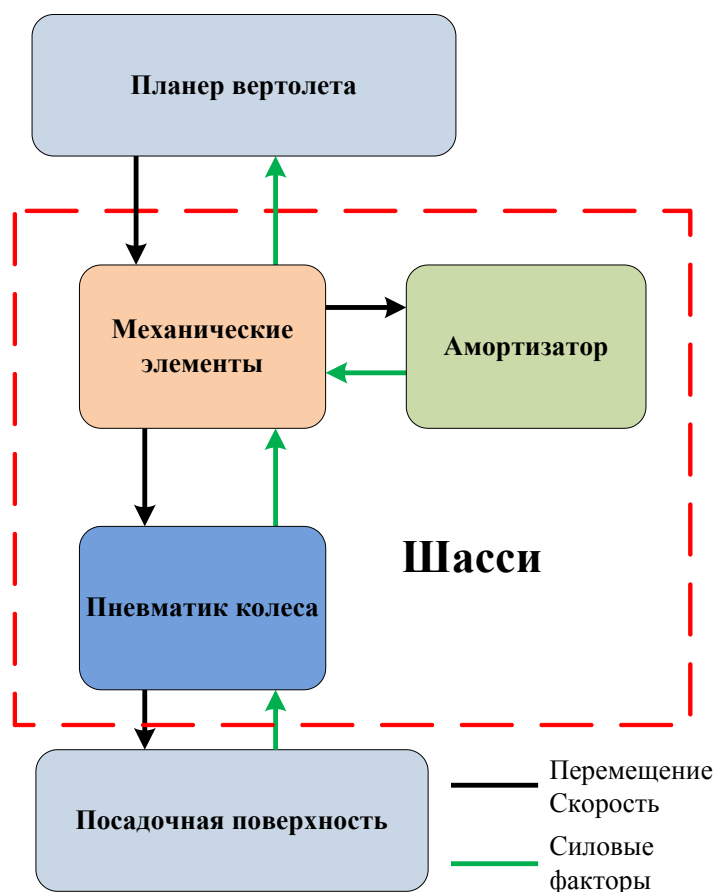


Рисунок 2.12 – Структурная схема модели шасси вертолета

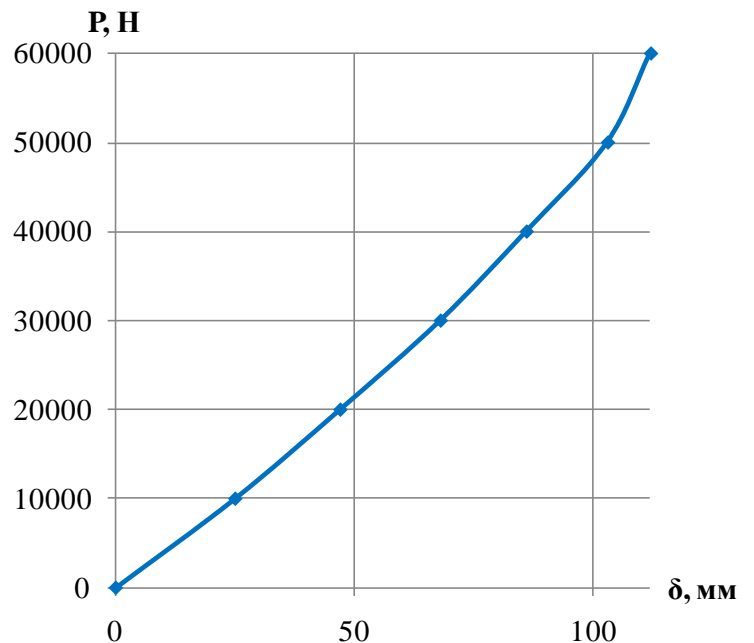
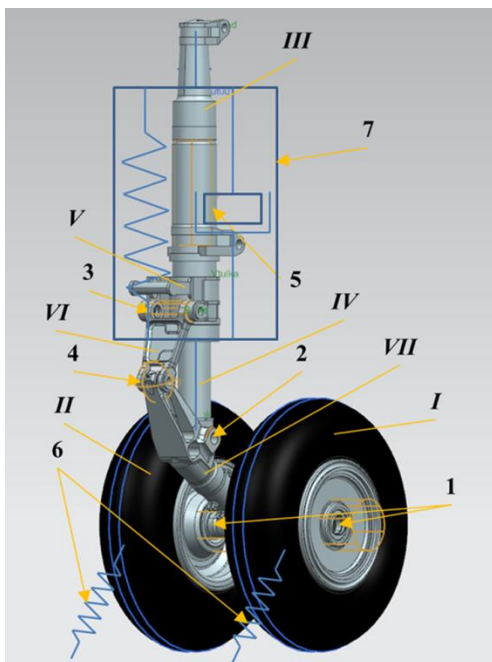
При моделировании механической части опор шасси вертолета Ми-38 были приняты следующие допущения:

- 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.

Модель передней опоры шасси состоит из семи твердых тел (рисунок 2.13 а): двух колес (*I*), (*II*), цилиндра амортизатора (*III*), штока амортизатора (*IV*), поворотной втулки (*V*), шлиц-шарнира (*VI*), рычага с осью колес (*VII*).

Шарнирные соединения в модели задаются двусторонними связями между твердыми телами: осевые шарниры (1) – между осью колес и колесами, осевой шарнир (2) – между рычагом и штоком амортизатора, осевой шарнир (3) – между поворотной втулкой и шлиц-шарниром, шаровый шарнир (4) – между рычагом и шлиц-шарниром, цилиндрический шарнир (5) – между штоком и цилиндром амортизатора.

Вертикальные силы на пневматиках (6) задаются в виде диаграммы обжатия пневматика колеса К2-116 (рисунок 2.13 б). Сила амортизатора (7), действующая на шток и цилиндр, рассчитывается в *Simcenter AMESim*.



а) Структура модели

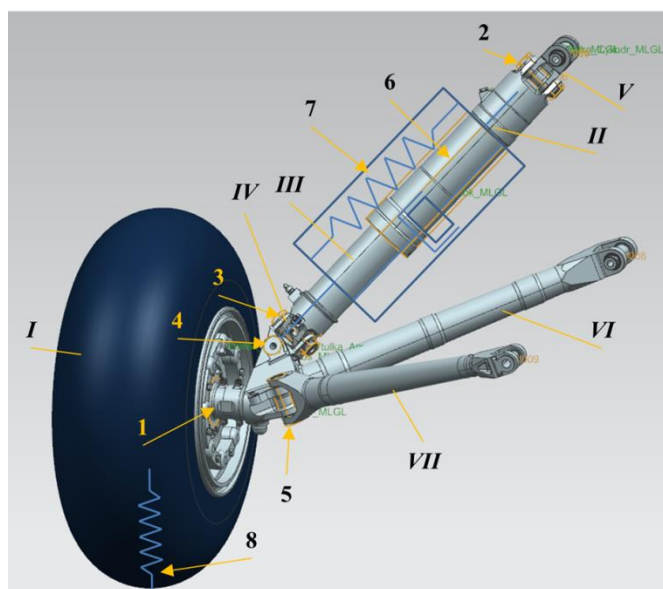
б) Диаграмма вертикального обжатия пневматика

Рисунок 2.13 – Твердотельная модель передней опоры шасси вертолета Ми-38

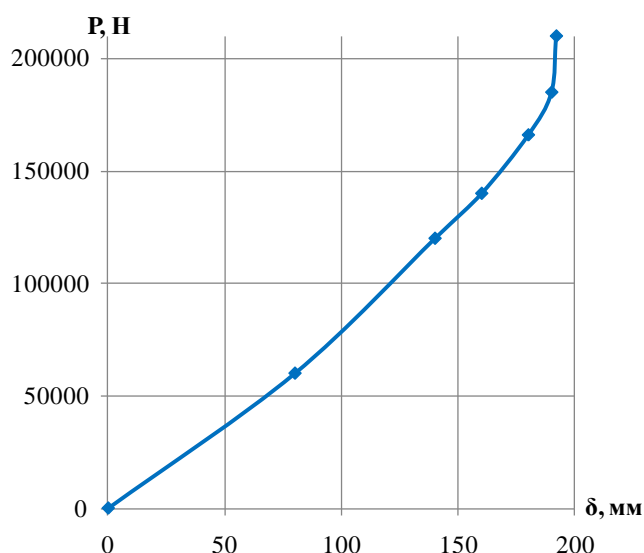
Модель основной опоры шасси состоит из семи твердых тел (рисунок 2.14 а): колеса (I), цилиндра амортизатора (II), штока амортизатора (III), двух втулок амортизатора (IV), (V), рычага с полуосью колеса (VI), подкоса (VII).

Шарнирные соединения здесь также задаются двусторонними связями между твердыми телами: осевой шарнир (1) – между полуосью рычага и колесом, осевые шарниры (2, 3) – между втулками и амортизатором, осевой шарнир (4) – между нижней втулкой амортизатора и рычагом, осевой шарнир (5) – между рычагом и подкосом, цилиндрический шарнир (6) – между штоком и цилиндром амортизатора.

Сила амортизатора (7), действующая на шток и цилиндр, рассчитывается в *Simcenter AMESim*. Вертикальная сила на пневматике (8) задается в виде диаграммы обжатия пневматика колеса КТ-229 (рисунок 2.14 б).



а) Структура модели



б) Диаграмма вертикального обжатия пневматика

Рисунок 2.14 – Твёрдотельная модель основной опоры шасси вертолета Ми-38

При моделировании движения системы твердых тел относительно абсолютной системы координат в модуле *Simcenter Motion Modeling* положение тел в пространстве определяется вектором  $S$ :

$$\mathbf{S} = \begin{pmatrix} S_1 \\ \vdots \\ S_n \end{pmatrix}, \quad (2.13)$$

где  $n$  – количество тел в системе.

Двусторонние связи между телами можно представить в виде вектора  $\mathbf{C}$ , размерности  $d$ , равной количеству связей в системе, причем [15]:

$$C_k(S_i, S_j) = 0; \quad 1 \leq k \leq d. \quad (2.14)$$

Матрица Якоби  $\mathbf{J}$  для вектора функций связи  $\mathbf{C}$  выглядит следующим образом:

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} \frac{\partial C_1}{\partial S_1} & \dots & \frac{\partial C_1}{\partial S_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial C_d}{\partial S_1} & \dots & \frac{\partial C_d}{\partial S_n} \end{pmatrix}. \quad (2.15)$$

Вектор реакций в связях  $\mathbf{R}$ :

$$\mathbf{R} = \begin{pmatrix} R_1 \\ \vdots \\ R_n \end{pmatrix}. \quad (2.16)$$

Вектор неопределенных множителей Лагранжа  $\boldsymbol{\lambda}$ :

$$\boldsymbol{\lambda} = \begin{pmatrix} \lambda_1 \\ \vdots \\ \lambda_d \end{pmatrix}. \quad (2.17)$$

Реакции в связях определяются из уравнения равновесия:

$$\mathbf{R} - \mathbf{J}^T \boldsymbol{\lambda} = 0. \quad (2.18)$$

Дифференциальные уравнения динамики системы твердых тел, используемые при моделировании в модуле *Simcenter Motion Modeling*, в общем случае можно записать в виде:

$$\mathbf{M} \frac{d^2 \mathbf{S}}{dt^2} - \mathbf{F} - \mathbf{R} = 0, \quad (2.19)$$

где  $\mathbf{F}$  – вектор активных сил, размерности  $n$ ,

$\mathbf{M}$  – диагональная матрица масс:

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} M_1 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & M_n \end{pmatrix}. \quad (2.20)$$

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 уравнений (2.19) совместно с (2.18). В модуле *Simcenter Motion Modeling* задаются параметры расчета: длительность расчета, количество 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*. Вертикальная сила, возникающая при обжатии пневматика, на каждом расчетном шаге берется из нелинейной зависимости, взятой из эксперимента – диаграмме обжатия. Продольная и боковая силы на пневматике принимаются постоянными, в соответствии с принятыми ранее допущениями. Обмен данными между модулями при совместном расчете, показан на рисунке 2.15.

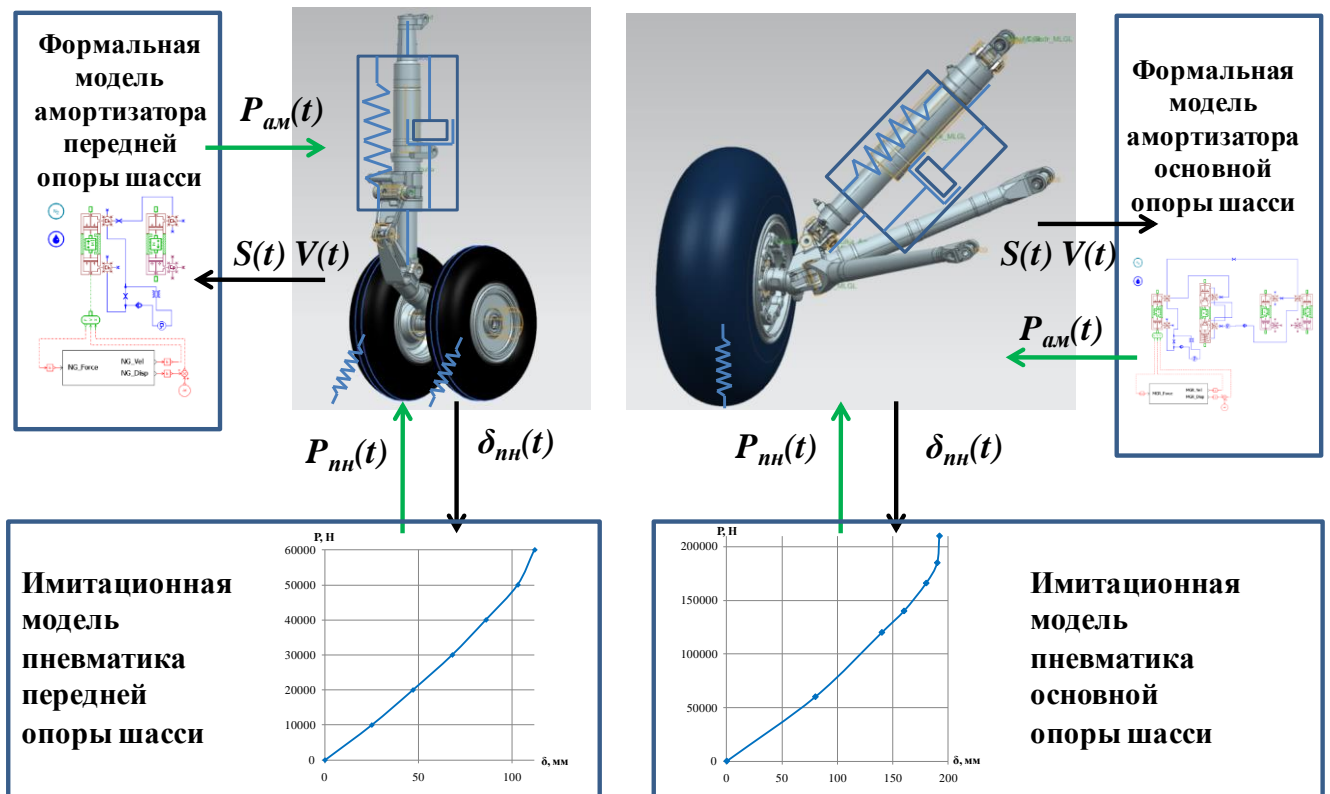


Рисунок 2.15 – Обмен данными при моделировании опор шасси вертолета Ми-38

## 2.4 Виртуальные копровые испытания шасси

Для проверки работоспособности и подтверждения достоверности созданных математических моделей проведен расчет сброса передней и основной опор шасси вертолета Ми-38 при условиях, соответствующих натурному эксперименту.

В период с 17.02.2003 по 23.04.2004 в испытательном комплексе КБ НАО «Гидромаш» были проведены копровые испытания на работоспособность и многократные сбросы передней и основной опор шасси вертолета Ми-38, а с 19.09.2014 по 19.01.2015 – сертификационные копровые испытания на сброс по определению нагрузок на основную и переднюю опоры шасси вертолета Ми-38 [81-84].

Испытания передней опоры в 2003 г. проводились на пятитонном универсальном копровом стенде модели 1078, оборудованном установкой для раскрутки колес, испытания передней опоры в 2014 г. и основной опоры – на десятитонном копровом стенде модели 0605.

Целью предварительных копровых испытаний 2003 г. являлась проверка системы амортизации на работоспособность в соответствии с исходными данными (таблицы 2.6, 2.7), полученными расчетом по формулам (1.12 – 1.18), и определение располагаемой работоспособности опор.

В ходе испытаний по определению максимальной работоспособности опор увеличение работы выполнялось:

- увеличением вертикальной скорости  $V_y$  ступенями на 5% от максимальной, при постоянном весе сбрасываемого груза;
- увеличением сбрасываемого груза ступенями на 10% от  $G$ , при постоянной вертикальной скорости сброса.

В ходе испытаний выяснилось, что передняя опора поглощает предельную работу с нагрузкой  $P_y = 1.1P_{ymax}$ . Было принято решение о доработке амортизатора путем увеличения диаметра отверстия между камерой штока и камерой цилиндра.

Таблица 2.6 Данные сбросов для передней опоры 2003 г.

Параметр	Обозначение	Значение		Единицы измерения
		при поглощении эксплуатационной работы	при поглощении предельной работы	
Максимальная вертикальная скорость	$V_y$	2	3	м/с
Разгрузка от подъемной силы	$Y$	3435	2575	кгс
Максимальная допустимая нагрузка	$P_{y\max}$	6330	9780	кгс
Вес сбрасываемого груза	$G$	5150		кгс

Таблица 2.7 Данные сбросов для основной опоры 2003 г.

Параметр	Обозначение	Значение		Единицы измерения
		при поглощении эксплуатационной работы	при поглощении предельной работы	
Максимальная вертикальная скорость	$V_y$	3	3.6	м/с
Разгрузка от подъемной силы	$Y$	5170	7750	кгс
Максимальная допустимая нагрузка	$P_{y\max}$	11500	13500	кгс
Вес сбрасываемого груза	$G$	7750		кгс

Целью сертификационных испытаний 2014 г. являлось подтверждение соответствия передней и основной опор вертолета Ми-38 критериям норм АП-29, в которых максимальная вертикальная скорость рассчитывается, исходя из определенной высоты сброса (таблицы 2.8 – 2.9). Испытания по определению



максимальной работе емкости опор проводили, увеличивая вертикальную скорость  $V_y = 2,45$  м/с этапами по 5 % до скорости 3,43 м/с для передней опоры и до скорости 3,49 м/с для основной опоры. Дальнейшее увеличение вертикальной скорости не проводилось в связи с возможностью превышения максимальной допустимой нагрузки  $P_{y\max}$ . При этом вес сбрасываемого груза  $G$  был постоянным.

Таблица 2.8 Данные сбросов для передней опоры 2014 г.

Параметр	Обозначение	Значение		Единицы измерения
		при поглощении эксплуатационной работы	при поглощении располагаемой работы	
Максимальная вертикальная скорость	$V_y$	2	2.45	м/с
Разгрузка от подъемной силы	$Y$	3144	4715	кгс
Максимальная допустимая нагрузка	$P_{y\max}$	6330	9780	кгс
Вес сбрасываемого груза	$G$	4715		кгс

Таблица 2.9 Данные сброса для основной опоры 2014 г.

Параметр	Обозначение	Значение		Единицы измерения
		при поглощении эксплуатационной работы	при поглощении располагаемой работы	
Максимальная вертикальная скорость	$V_y$	2	2.45	м/с
Разгрузка от подъемной силы	$Y$	5170	7750	кгс
Максимальная допустимая нагрузка	$P_{y\max}$	15000	16000	кгс
Вес сбрасываемого груза	$G$	7750		кгс

С помощью математических моделей опор передней и основной опор шасси вертолета Ми-38 проведен расчет сбросов. Исходные данные задавались в соответствии с отчетами АО «Гидромаш» по испытаниям на сброс передней и основной опор шасси вертолета Ми-38 [81-84]. Схема математической модели сброса опоры шасси представлена на рисунке 2.16. 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.

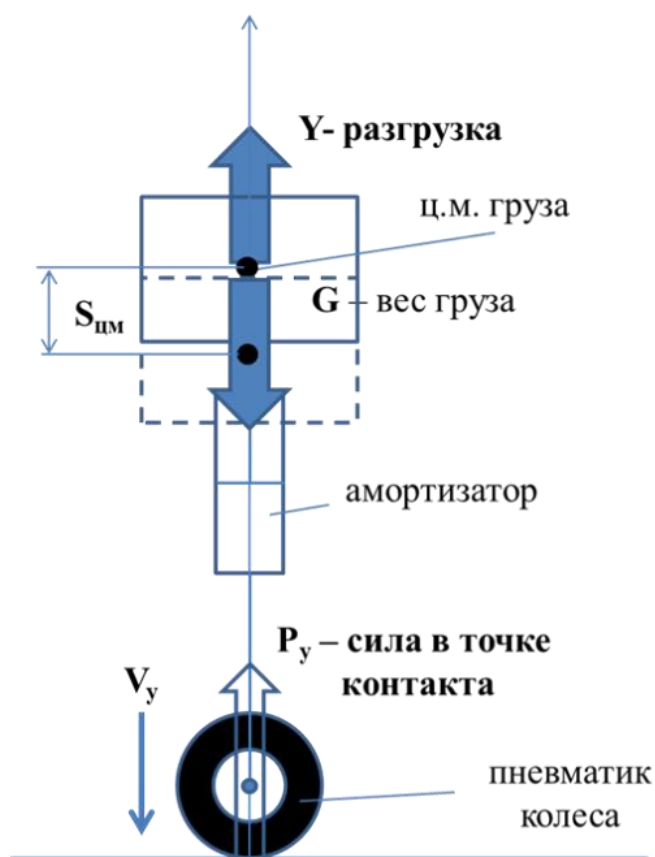


Рисунок 2.16 – Расчетная схема виртуальных испытаний на сброс опор шасси

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

На рисунке 2.17 представлена зависимость силы  $P_y$  от  $S_{цм}$  для передней опоры шасси вертолета Ми-38.

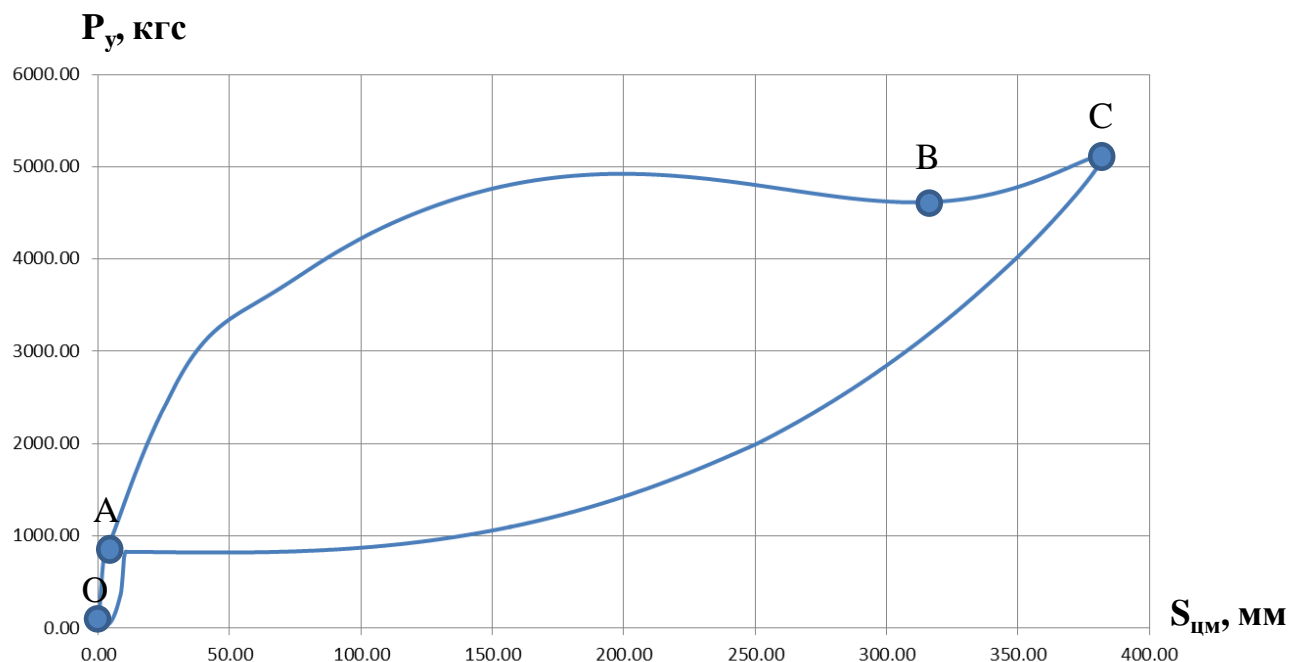


Рисунок 2.17 – Диаграмма обжатия опоры шасси

Данная зависимость может быть условно разбита на участки, в пределах которых действие отдельных элементов опоры является определяющим.

1. На участке ОА обжимается только пневматик колеса, зависимость практически линейная, угол наклона определяется диаграммой обжатия пневматика, длина участка зависит от усилия страгивания амортизатора, т.е. от зарядного давления азота в газовой камере.
2. На участке АВ обжимается амортизатор, при этом определяющими факторами являются демпфирование жидкости при протекании через отверстия и трение в буксах и манжетах уплотнений.
3. На участке ВС характер кривой определяет сжатие азота в газовой камере амортизатора, при этом усилие от демпфирования жидкости незначительное.
4. Участок СО соответствует обратному ходу амортизатора.

Следует отметить, что копровые испытания проводились без учета сил трения между пневматиком и поверхностью. Для этого в процессе испытаний между колесом и поверхностью устанавливали металлический лист, смазанный техническим маслом. Поэтому, при моделировании копровых испытаний

коэффициент трения между пневматиком и поверхностью принимался равным нулю ( $\mu = 0$ ).

На рисунках 2.18 – 2.25 показаны диаграммы поглощения работы на прямом и обратном ходе амортизатора, полученные экспериментальным путем и результаты расчета для передней, и основной опор шасси с различными начальными условиями. Результаты эксперимента отмечены точками. Результаты моделирования – сплошной линией.

Как видно из анализа диаграмм, результаты моделирования совпадают с экспериментом с точностью примерно 5%, что служит доказательством правильности предложенной методики расчета, как на прямом ходе амортизатора, так и на обратном ходе.

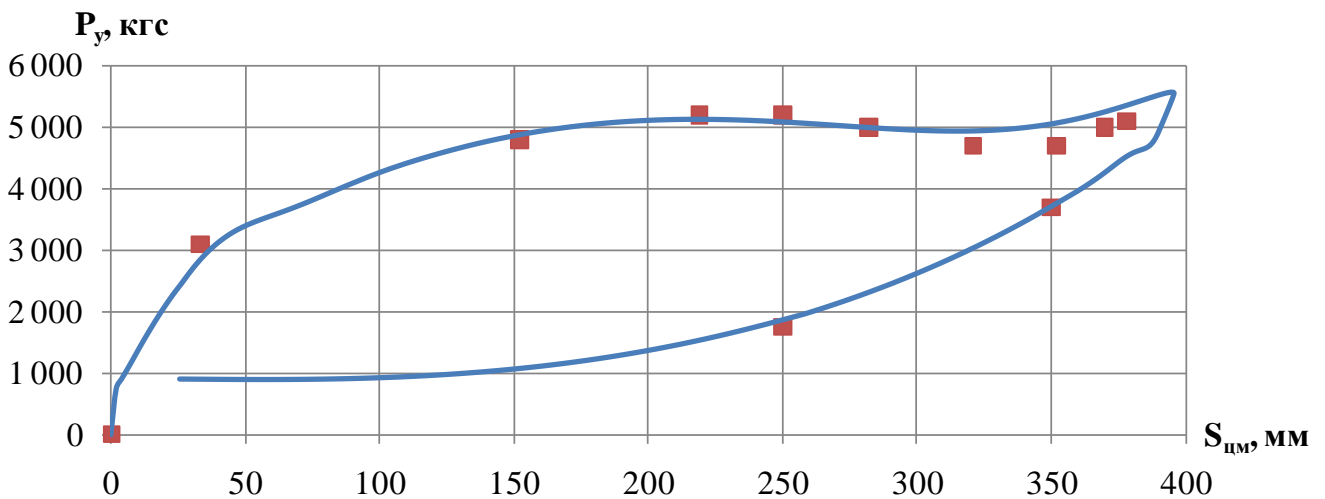


Рисунок 2.18 – Диаграмма поглощения работы передней опорой при  $V_y=2\text{м/с}$ ,  $G=5150\text{кгс}$ ,  $Y=3435 \text{ кгс}$ , испытания 2003 г.

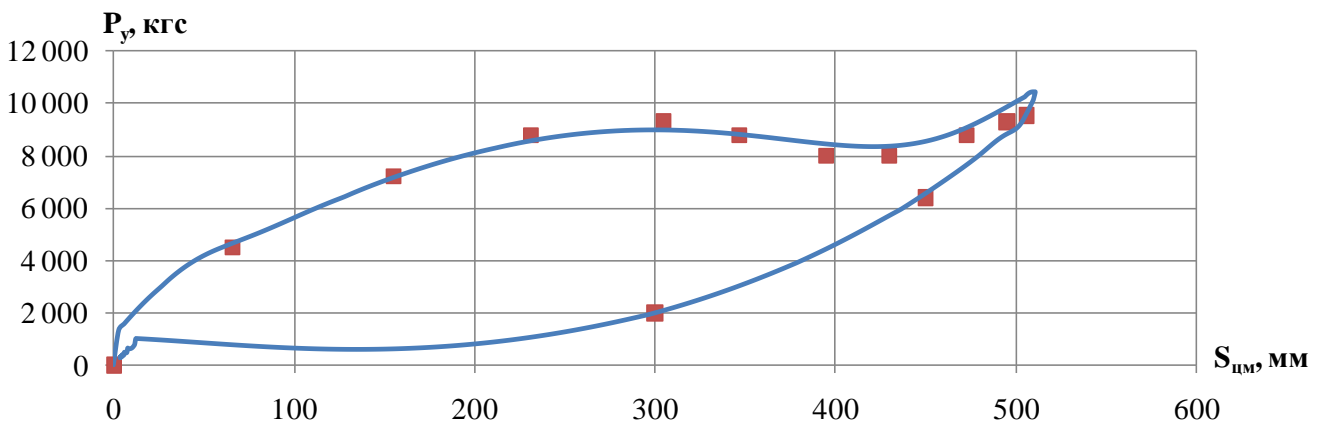


Рисунок 2.19 – Диаграмма поглощения работы передней опорой при  $V_y=3\text{м/с}$ ,  $G=5150\text{кгс}$ ,  $Y=2575 \text{ кгс}$ , испытания 2003 г.

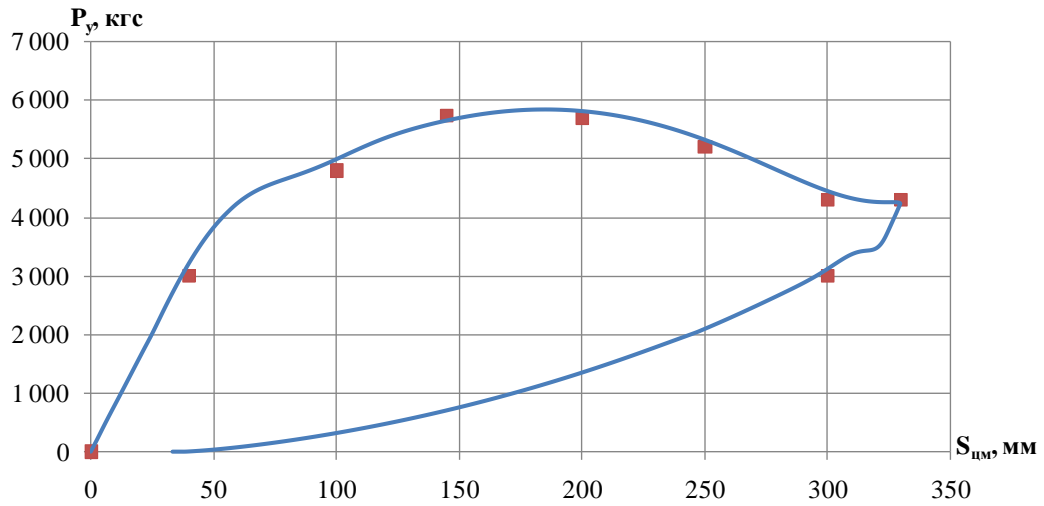


Рисунок 2.20 – Диаграмма поглощения работы передней опорой при  $V_y=2,45\text{м/с}$ ,  $G=4715\text{кгс}$ ,  $Y=4715\text{ кгс}$ , испытания 2014 г.

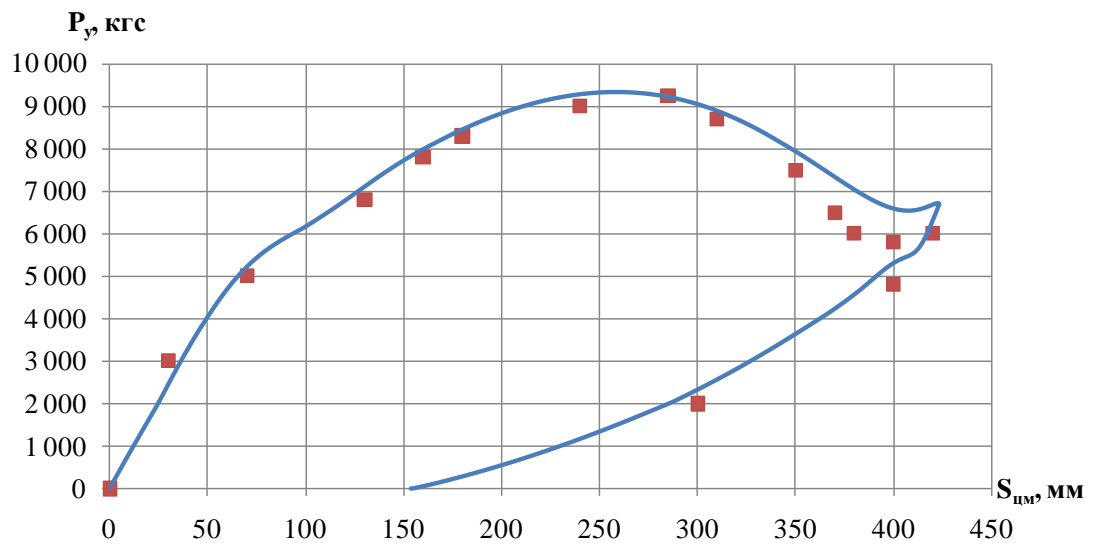


Рисунок 2.21 – Диаграмма поглощения работы передней опорой при  $V_y=3,43\text{м/с}$ ,  $G=4715\text{кгс}$ ,  $Y=4715\text{ кгс}$ , испытания 2014 г.

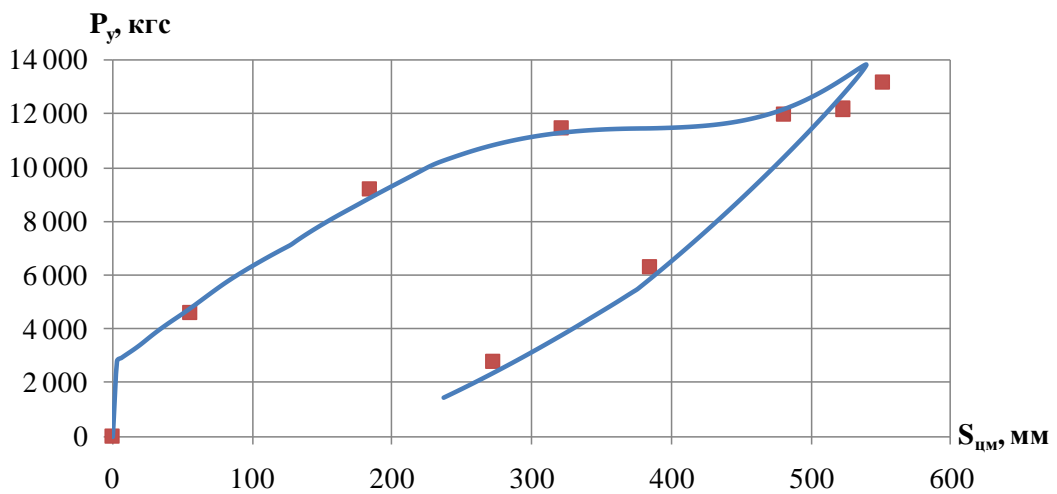


Рисунок 2.22 – Диаграмма поглощения работы основной опорой при  $V_y=3\text{ м/с}$ ,  $G=7750\text{кгс}$ ,  $Y=5170\text{ кгс}$ , испытания 2003 г.

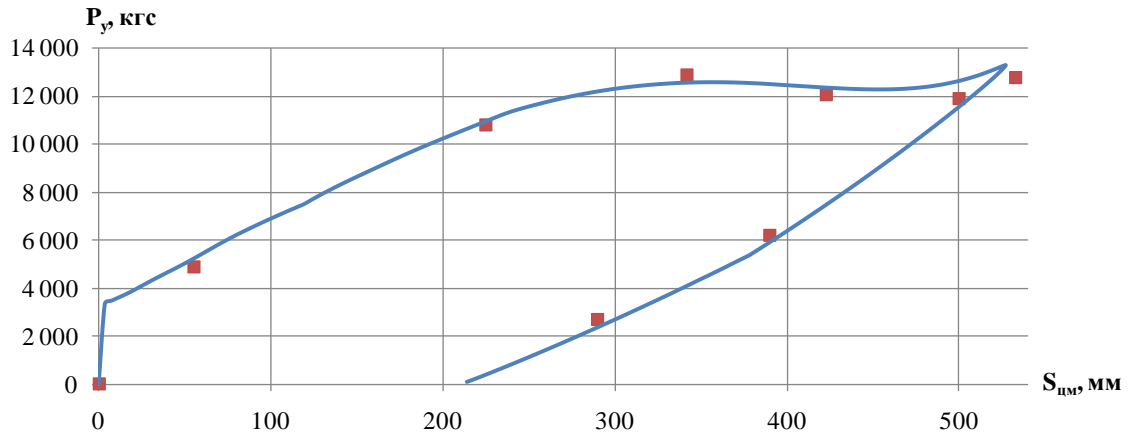


Рисунок 2.23 – Диаграмма поглощения работы основной опорой при  $V_y=3,6$  м/с,  $G=7750$ кгс,  $Y=7750$  кгс, испытания 2003 г.

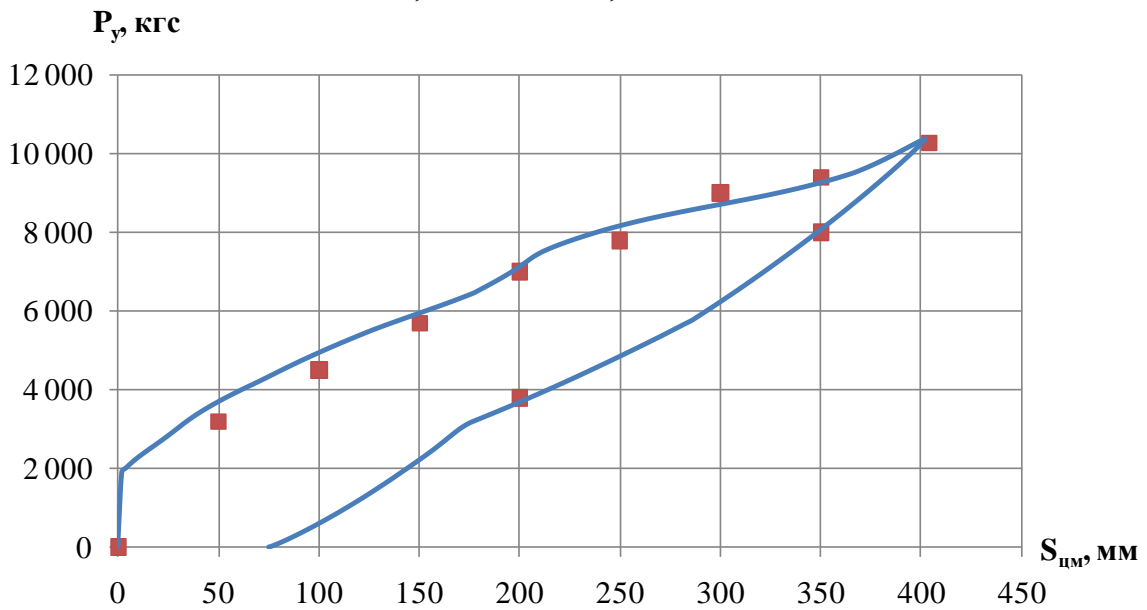


Рисунок 2.24 – Диаграмма поглощения работы основной опорой при  $V_y=2$  м/с,  $G=7750$ кгс,  $Y=5170$  кгс, испытания 2014 г.

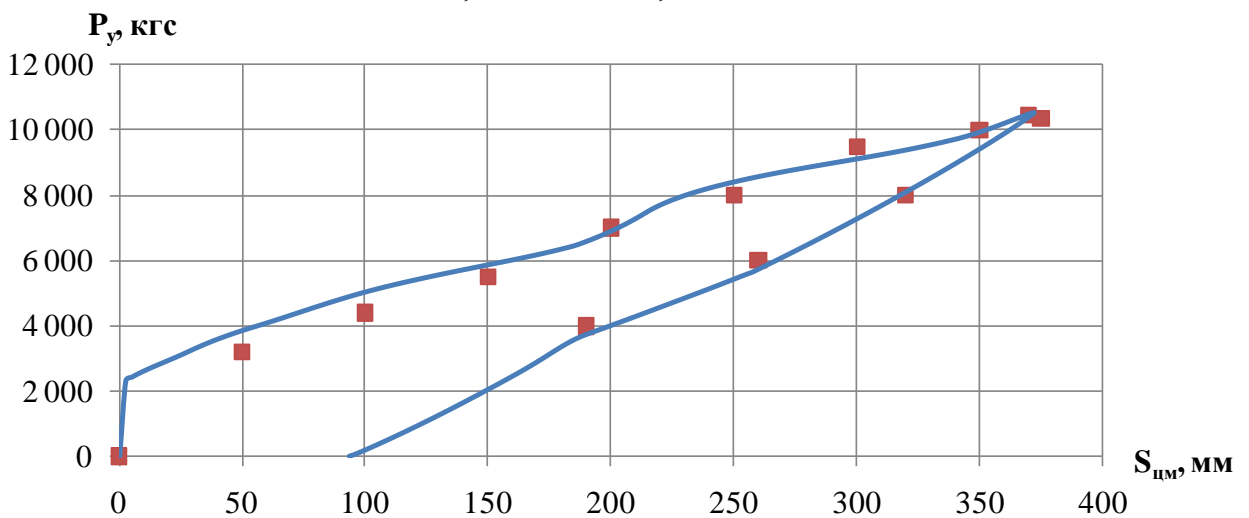


Рисунок 2.25 – Диаграмма поглощения работы основной опорой при  $V_y=2,45$  м/с,  $G=7750$ кгс,  $Y=7750$  кгс, испытания 2014 г.

В заключение, по Главе 2 необходимо отметить следующее.

В пакете *Simcenter AMESim* сформированы и отлажены формальные математические модели амортизаторов передней и основной опор шасси вертолета в виде совместно работающих моделей механических, гидравлических и пневматических элементов системы амортизатора. Заложена в *Simcenter AMESim* математическая модель протекания жидкости через отверстие при различных числах Рейнольдса уточнена путем идентификации по экспериментальным данным. Построенные формально-имитационные модели амортизаторов использованы при моделировании копровых испытаний опор шасси.

В программном модуле *Simcenter Motion Modeling* по известной кинематической схеме создана механическая часть опор шасси. Модель пневматика колес задавалась по экспериментальным диаграммам обжатия. При моделировании копровых испытаний путем совместного расчета в программных модулях *Simcenter Motion Modeling* и *Simcenter Amesim* сброса опоры по времени, осуществлялся динамический обмен данными между моделями на каждом этапе расчета.

Сравнение расчета с экспериментальными данными показывает возможность применения разработанного метода для предварительного определения диапазона нагрузок при проведении испытаний опор шасси на сброс.

Так как натурные копровые испытания основных опор были проведены без учета сил трения между колесом и поверхностью, следует уделить внимание анализу влияния силы трения на нагрузки в системе шасси вертолета при посадке.

Копровые испытания позволяют подтвердить эксплуатационные и предельные нагрузки на опоры шасси при соответствующем перемещении оси колеса, однако не дают информации о перемещениях и поведении вертолета в целом при посадке. Для этого необходимо моделирование посадки вертолета, описание которого дано в Главе 3.

## ГЛАВА 3. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТА

### 3.1 Моделирование посадки вертолета без пробега

При сертификации авиационной техники гражданского назначения используются нормативные документы, известные как Авиационные правила (АП). Для вертолетов транспортной категории применяются нормы «Авиационные правила часть 29» (АП-29) [3]. В соответствии с параграфами АП-29, необходимо подтверждать прочность вертолета при различных посадочных случаях, в которых задаются параметры посадки вертолета – вертикальная скорость, сила тяги несущего винта, угол тангажа и т.п. Для подтверждения статической прочности фюзеляжа необходимо знать внешние нагрузки на шасси в точке контакта с поверхностью.

В посадочных случаях на величину внешних нагрузок большое влияние оказывают параметры шасси вертолета. В настоящее время при выборе параметров шасси и расчете внешних нагрузок используется алгоритм, приведенный в Главе 1 на основе формул (1.12) – (1.18). При этом работоспособность и обжатие амортизационной системы шасси определяются по результатам копровых испытаний шасси. Сброс проходит с редуцированной массой, рассчитанной по формулам (1.9), (1.10). Нормы АП-29 разрешают проводить испытания на сброс и вертолета в целом.

В соответствии с нормами прочности для более точного учета влияния массы и габаритов планера вертолета при определении нагрузок, в настоящей работе проведено моделирование посадки вертолета с вертикальной составляющей скорости, т.е. без пробега по посадочной полосе.

По известным значениям массы, моментов инерции и положения центра масс вертолета в блоке *Simcenter Motion Modeling* построена габаритно-массовая модель планера вертолета и несущего винта. Для этого в блок *Simcenter Motion Modeling* импортированы упрощенные *CAD* модели планера и несущего винта



вертолета и заданы положение центра масс, масса и моменты инерции (рисунок 3.1).

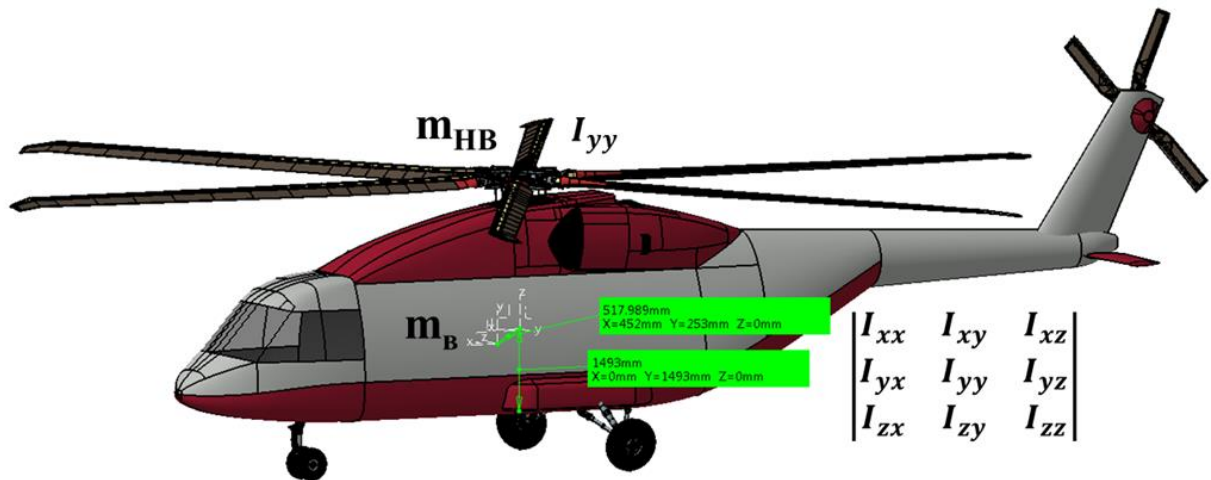


Рисунок 3.1 – Габаритно-массовая модель планера вертолета с присоединенными моделями динамики опор шасси

Подвижные соединения моделировались организацией соответствующих кинематических связей между механизмами шасси и фюзеляжем.

Задавая начальные условия и законы управления несущим винтом, в модуле *Simcenter Motion Modeling* по формулам (2.13) – (2.20) рассчитывается движение системы твердых тел под действием внешних сил – это вес вертолета, силы реакции при взаимодействии колес с поверхностью и силовые факторы от несущего винта.

При этом 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.

Система координат задана в центре масс вертолета (рисунок 3.2.) При этом:

- ось  $X$  направлена по полету и лежит в плоскости строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ),
- ось  $Z$  перпендикулярна СГФ и направлена вверх,
- ось  $Y$  перпендикулярна плоскости  $XZ$ .

Положение центра масс (ц.м.) вертолета позиционировано относительно центра втулки НВ.

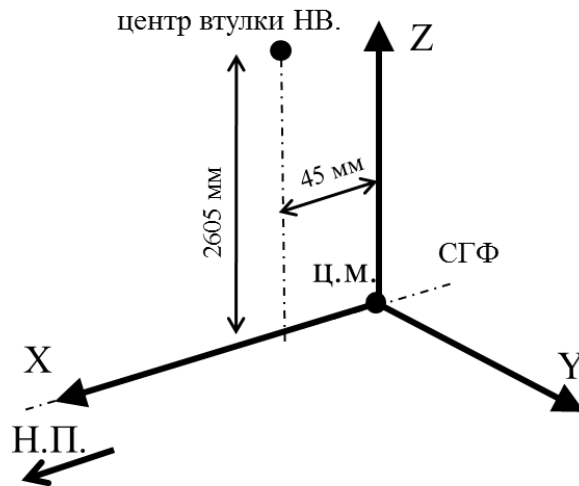


Рисунок 3.2 – Система координат в центре масс вертолета

В качестве примера рассмотрен вертолет Ми-38, масса которого варьируется – от нормальной взлетной – 14200 кг до максимальной – 15600 кг. Тензор инерции для планера вертолета массой 15600 кг при этом:

$$I = \begin{bmatrix} 30958 & 2057 & 21589 \\ 2057 & 170814 & -570 \\ 21589 & -570 & 152586 \end{bmatrix}, \text{ кг} \cdot \text{м}^2,$$

момент инерции НВ  $I_{yy_{\text{НВ}}} = 22000 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ .

В соответствии с нормами АП-29, сила тяги несущего винта принята постоянной, приложенной в центре втулки несущего винта вертолета и равной его взлетному весу. Вертикальная скорость, угол наклона траектории вертолета также заданы в соответствии с нормами АП-29.

С использованием этой модели проведены параметрические исследования динамики вертикальной посадки вертолета при различных начальных углах наклона траектории вертолета  $\theta$ , вертикальной скорости  $V_y$ , коэффициентов трения между колесом и поверхностью  $\mu$ .

На рисунках 3.3 – 3.4 представлены результаты расчета внешних нагрузок на основные и переднюю опоры шасси при одном из посадочных случаев по нормам АП-29. Показаны зависимости вертикальной силы в точке контакта  $P_y$  от перемещения центра масс вертолета  $S_{\text{ц.м.}}$ . Особенностью пирамидальной схемы основных опор шасси вертолета Ми-38 является перемещение колеса в поперечном направлении относительно поверхности, что приводит к появлению

боковой силы трения. Коэффициент трения между колесом и поверхностью  $\mu$  варьировался от 0 до 0.8. Коэффициент трения  $\mu = 0.8$  соответствует трению резины по сухой твердой поверхности. Анализ результатов расчета показывает, что значение максимальной нагрузки при моделировании с коэффициентом трения  $\mu = 0$  совпадает со значением эксплуатационной нагрузки, полученным аналитическим методом по формулам (1.12 – 1.18). При увеличении трения между колесом и поверхностью нагрузка на основных опорах растет и приближается при  $\mu = 0.8$  к расчетному уровню. На передней опоре данный эффект не наблюдается.

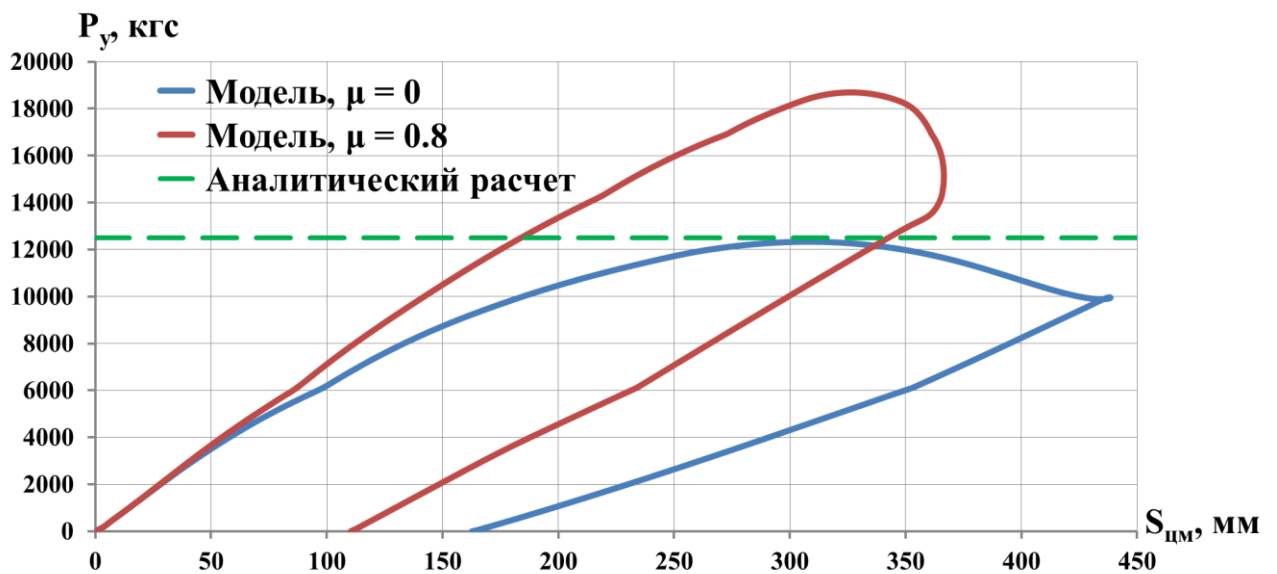


Рисунок 3.3 – Диаграммы обжатия основных опор Ми-38 при  $V_y=3,6$  м/с

$$T = G = 15600 \text{ кгс}$$

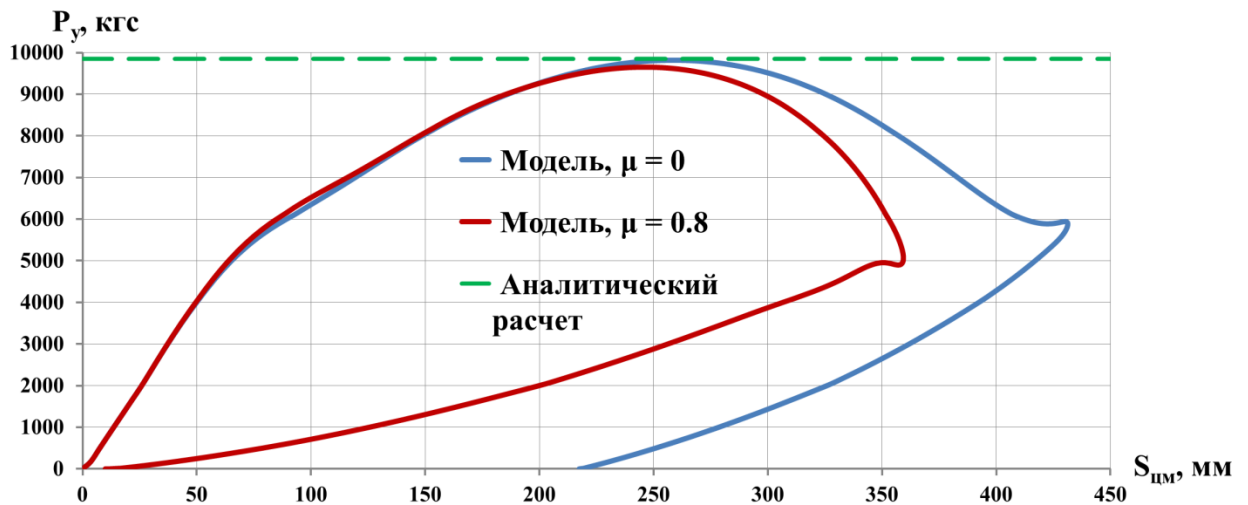


Рисунок 3.4 – Диаграммы обжатия передней опоры Ми-38 при  $V_y=3,6$  м/с

$$T = G = 15600 \text{ кгс}$$

Для пирамидальной конструкции, принятой для вертолетов Ми-38, в процессе посадки происходит увеличение ширины колеи основных опор шасси. Трение между колесами и грунтом препятствует этому движению, что приводит к ухудшению условий работы амортизаторов опор, «запираанию» амортизаторов, повышению величины реакции при посадочном ударе.

### **3.2 Расчет аэродинамических характеристик несущего винта, работающего вблизи экрана**

При проектировании шасси вертолета необходимо корректно учитывать влияние несущего винта, работающего вблизи земли на силы и моменты, передаваемые на фюзеляж.

Для этого необходимо иметь алгоритм расчета силовых факторов, действующих на вертолет со стороны несущего винта при различных режимах посадки.

Основу расчета аэродинамических характеристик НВ составляет метод определения индуктивных скоростей. В данном исследовании применяется линейная дисковая вихревая теория НВ [44, 46, 47], позволяющая рассчитать поле индуктивных скоростей в широком диапазоне углов атаки и скоростей полета.

Для определения угла наклона  $\delta$  вихревой системы за НВ, представляющей собой скошенный полубесконечный вихревой цилиндр, применяется модель НВ с равномерно распределенной аэродинамической нагрузкой по диску. В этой модели угол наклона оси вихревой колонны зависит от скорости и угла атаки набегающего на НВ потока (рисунок 3.5), силы тяги НВ и расстояния от плоскости вращения НВ до земли.

Для получения средних за оборот коэффициентов аэродинамических сил и моментов, действующих на втулку НВ относительно осевого шарнира, рассмотрим обтекание профиля лопасти на произвольном радиусе  $\bar{r}$  (рисунок 3.6).

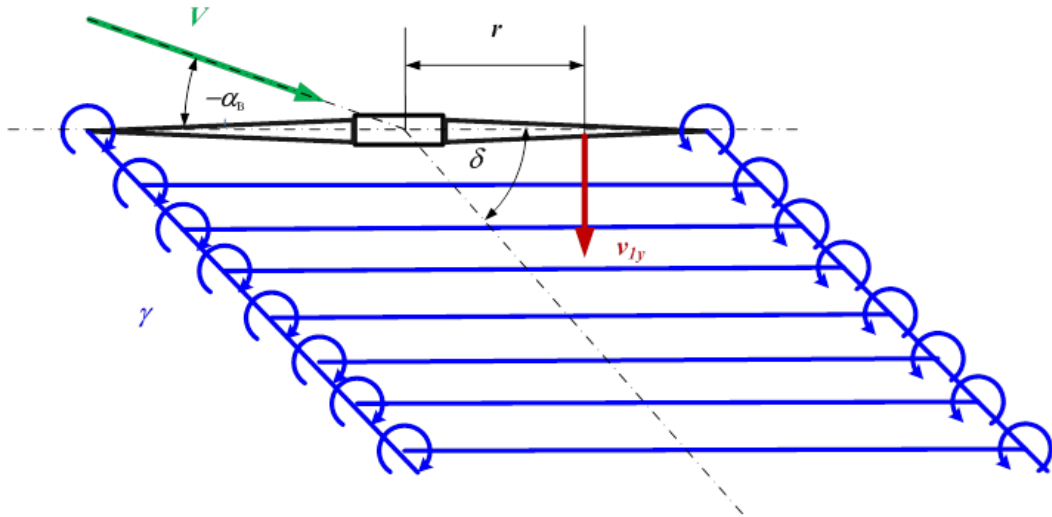


Рисунок 3.5 – Вихревая модель несущего винта в косом потоке  
вне влияния экрана

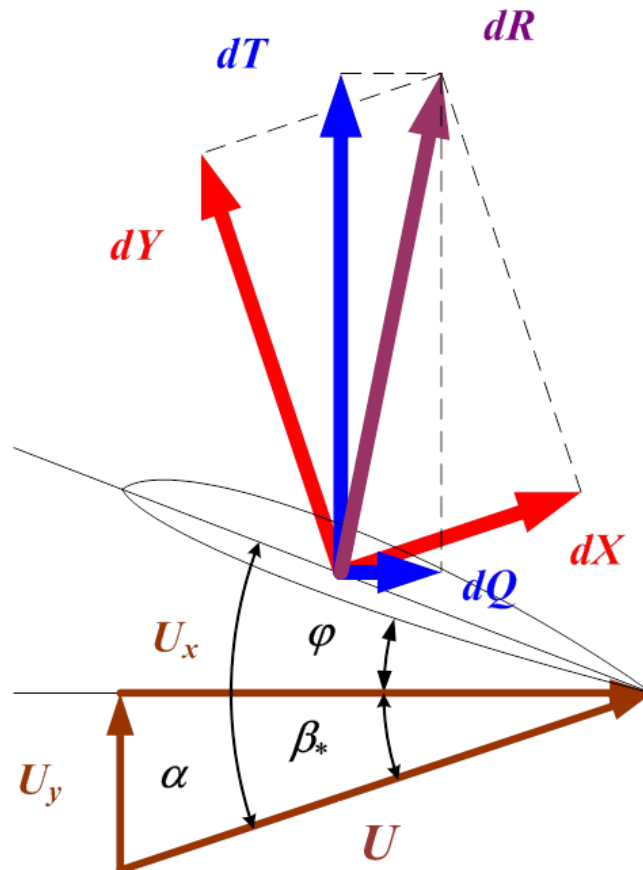


Рисунок 3.6 – Аэродинамические силы на профиле лопасти несущего винта

Здесь:  $dY$ ,  $dX$  – подъемная сила и аэродинамическое сопротивление, действующие на профиль, обтекаемый воздушным потоком со скоростью  $U$  под углом атаки  $\alpha$ ,  $dT$  и  $dQ$  – проекции результирующей аэродинамической силы  $dR$  на ось и плоскость вращения НВ.

Коэффициенты силы тяги  $c_T$  и крутящего момента  $m_k$  на втулке НВ при заданном законе управления получаем методом последовательных приближений, интегрируя по азимуту  $\psi$  и радиусу  $\bar{r}$  лопасти погонные силы  $dT$  и  $dQ$ .

$$c_T = \frac{\sigma_7}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_{\bar{r}_0}^1 (C_y \bar{U}_x + C_x \bar{U}_y) \bar{U} d\bar{r}, \quad (3.1)$$

$$m_k = \frac{\sigma_7}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_{\bar{r}_0}^1 (C_x \bar{U}_x - C_y \bar{U}_y) \bar{U} \bar{r} d\bar{r}, \quad (3.2)$$

где  $\bar{U}_x, \bar{U}_y$  – составляющие вектора скорости  $\bar{U}$  в сечении лопасти в проекции на ось и плоскость вращения НВ.

$$\bar{U} = \sqrt{\bar{U}_x^2 + \bar{U}_y^2}, \quad \bar{U}_x = \bar{r} + \mu \sin\psi, \quad \bar{U}_y = \lambda + \bar{v}_\delta, \quad (3.3)$$

$$\mu = \bar{V} \cos\alpha + \bar{v}_{1\text{хср}}, \quad \lambda = \bar{V} \sin\alpha - \bar{v}_{1\text{уср}}, \quad (3.4)$$

где  $\mu, \lambda$  – безразмерные коэффициенты скорости воздушного потока, набегающего на НВ,

$\bar{v}_{1\text{хср}}, \bar{v}_{1\text{уср}}$  – средние по диску индуктивные скорости в направлении осей X и Y,  $\bar{v}_\delta$  – скорость, обусловленная маховым движением шарнирно подвешенной лопасти:

$$\bar{v}_\delta = -\beta_l \mu \cos\psi - \frac{\partial \beta_l}{\partial \psi} \bar{r}. \quad (3.5)$$

Угол взмаха лопасти  $\beta_l$  описывается первой гармоникой ряда Фурье

$$\beta_l = a_0 - a_1 \cos\psi - b_1 \sin\psi,$$

где  $a_1, b_1$  – коэффициенты махового движения лопасти относительно конструктивной плоскости вращения (3.6)

$$a_1 = \frac{a_{10} + \bar{k} b_{10}}{1 + \bar{k}^2} + D_1 \chi - D_2 \eta, \quad b_1 = \frac{b_{10} - \bar{k} a_{10}}{1 + \bar{k}^2} + D_1 \eta + D_2 \chi, \quad (3.7)$$

где  $\chi, \eta$  – углы отклонения кольца автомата перекоса (АП),

$D_1, D_2$  – геометрические параметры АП, зависящие от кинематической схемы втулки НВ (рисунок 3.7).

Для прямоугольной лопасти коэффициенты махового движения при нейтральном положении кольца АП находятся по формулам [47]:

$$a_0 = \gamma_{\text{л}} \left[ \frac{1}{4} (1 + \mu^2) \varphi_{0\text{э}} + \frac{1}{3} \lambda \right], \quad a_{10} = \frac{2\mu \left( \frac{4}{3} \varphi_{0\text{э}} + \lambda \right)}{1 - \frac{1}{2} \mu^2},$$

$$b_{10} = \frac{\frac{4}{3} \left( \mu a_0 + \frac{4}{\pi} k_{\delta} \bar{v}_{\text{уср}} \right)}{1 + \frac{1}{2} \mu^2}.$$
(3.8)

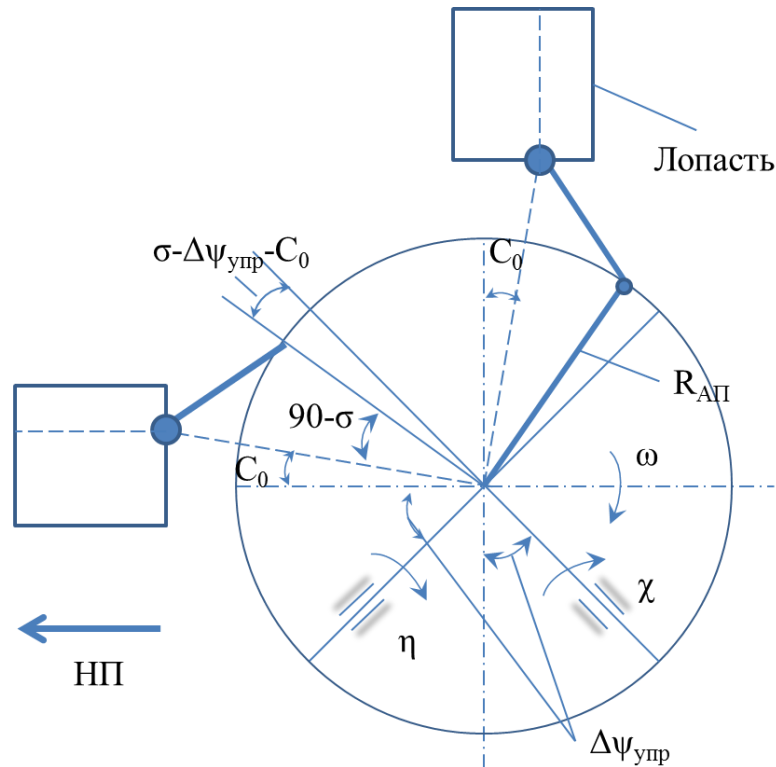


Рисунок 3.7 – Кинематическая схема втулки несущего винта

Величина  $D_1$  характеризует наклон оси конуса лопастей НВ в продольном направлении, а  $D_2$  – в боковом направлении:

$$D_1 = \frac{R_{\text{АП}}}{x_{\text{П}}} \cos(\sigma - c_0 - \Delta\psi_{\text{упр}}), \quad D_2 = \frac{R_{\text{АП}}}{x_{\text{П}}} \sin(\sigma - c_0 - \Delta\psi_{\text{упр}}),$$
(3.9)

где  $\sigma$  – угол компенсатора взмаха,

$c_0$  – угол, вызванный поворотом горизонтального шарнира относительно оси рукава втулки,

$\Delta\psi_{\text{упр}}$  – угол опережения управления.

В формулах (3.8) для коэффициентов махового движения эквивалентного винта  $\varphi_{0э}$  – угол установки характерного сечения лопасти на  $\bar{r} = 0.7$  с учетом действия компенсатора взмаха

$$\varphi_{0э} = \varphi_7 - \bar{k}a_0, \quad (3.10)$$

где  $\bar{k}$  – коэффициент компенсатора взмаха,  
 $\gamma_l$  – инерционная характеристика лопасти.

Угол атаки в сечении лопасти на радиусе  $\bar{r}$  определяется по формуле

$$\alpha(\bar{r}, \psi) = \varphi(\bar{r}, \psi) + \beta(\bar{r}, \psi), \quad (3.11)$$

где  $\beta$  – угол притекания воздушного потока в сечении лопасти

$$\beta(\bar{r}, \psi) = \arctg \left( \frac{\bar{U}_y}{\bar{U}_x} \right). \quad (3.12)$$

Под действием управления угол установки лопастей циклически изменяется по первой гармонике:

$$\varphi(\bar{r}, \psi) = \varphi_{0э} + \Delta\varphi(\bar{r}) - \varphi_c \cos \psi - \varphi_s \sin \psi, \quad (3.13)$$

где  $\Delta\varphi$  – геометрическая крутка лопасти,

$$\begin{aligned} \varphi_c &= D_1\eta + D_2\chi - \bar{k}\bar{a}_1, & \varphi_s &= -D_1\chi + D_2\eta - \bar{k}\bar{b}_1, \\ \bar{a}_1 &= \frac{a_{10} + \bar{k}b_{10}}{1 + \bar{k}^2}, & \bar{b}_1 &= \frac{b_{10} - \bar{k}a_{10}}{1 + \bar{k}^2}. \end{aligned} \quad (3.14)$$

Для найденных скоростей и углов атаки находим значения  $C_y(\alpha, M)$ ,  $C_x(\alpha, M)$  в сечении лопасти, используя аэродинамические характеристики профилей по данным эксперимента в виде круговых продувок для различных чисел Маха (рисунок 3.8).

Средняя индуктивная скорость, нормальная к плоскости диска НВ (без учета влияния земли) рассчитывается по формуле:

$$\bar{v}_{1усп} = \frac{1}{2} [-\bar{V} \cos(\alpha + \delta) + \sqrt{\bar{V}^2 \cos^2(\alpha + \delta) + C_T}]. \quad (3.15)$$

Средняя индуктивная скорость в плоскости диска НВ равна

$$\begin{aligned} \bar{v}_{1хсп} &= k_\delta \bar{v}_{1усп}, \\ k_\delta &= \operatorname{tg} \left( \frac{\pi}{4} - \frac{|\delta|}{2} \right). \end{aligned} \quad (3.16)$$



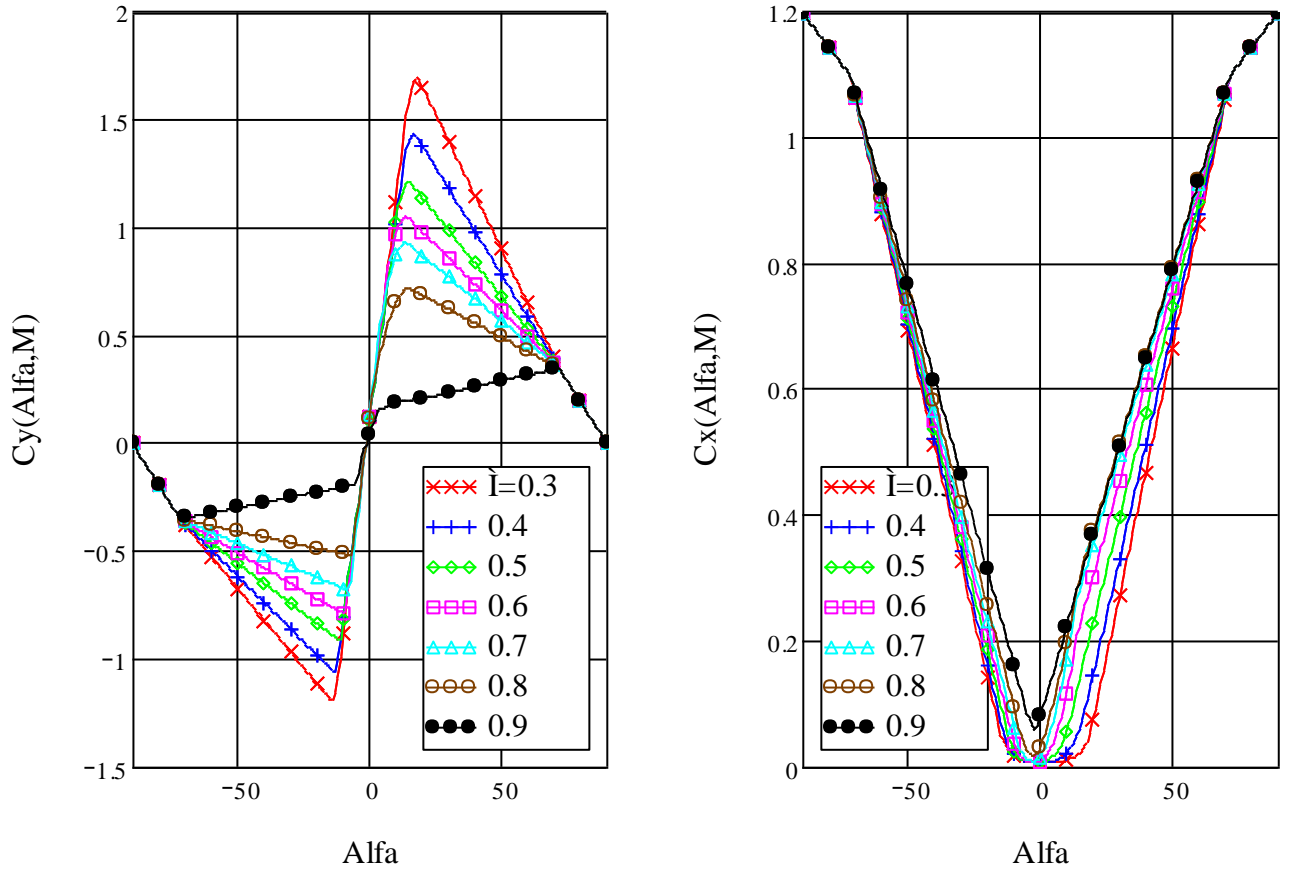


Рисунок 3.8 - Аэродинамические характеристики профиля NASA 230-12 в диапазоне углов атаки  $-90^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$  и чисел Маха  $0,3 \leq M \leq 0,9$

Влияние земли учитывается в расчете отраженным вихревым цилиндром с циркуляцией  $\gamma$  (рисунок 3.9). Возможны два варианта наклона вихревого цилиндра  $\delta$ : положительный, а также отрицательный, что характерно на режимах посадки на режиме самовращения НВ с продольной скоростью и с наклоном фюзеляжа на кабрирование.

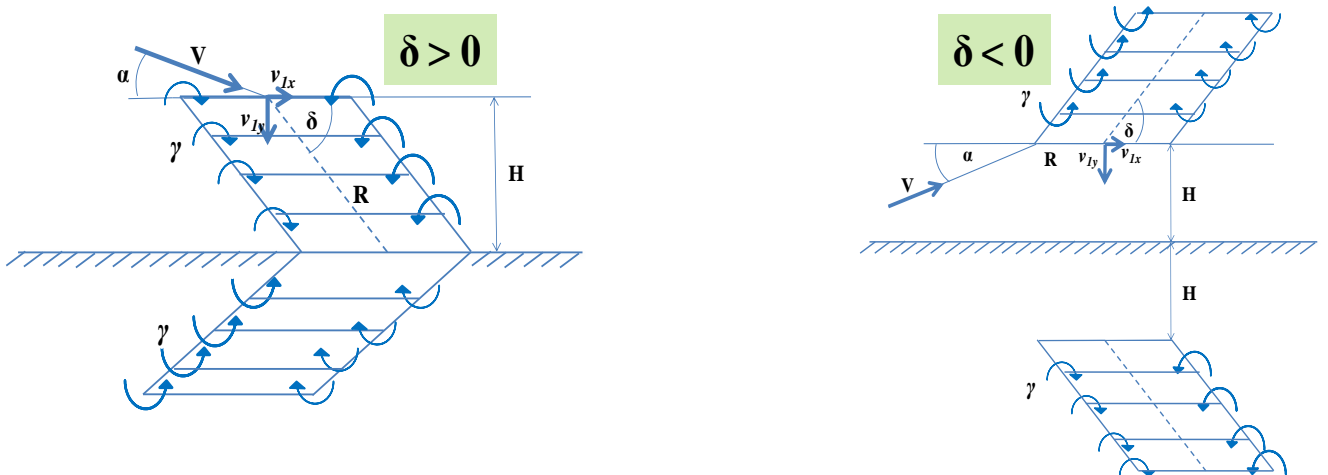


Рисунок 3.9 – Вихревая модель несущего винта вблизи земли

Для определения индуктивных скоростей совместно решается система уравнений относительно погонной циркуляции вихревых колец  $\tilde{\gamma}$  и угла наклона вихревого цилиндра  $\delta$  [50]

$$\begin{cases} \frac{\tilde{\gamma}}{2} \left| \tilde{V} \cos(\alpha + \delta) + \frac{\tilde{\gamma}}{2} F_{10}(\bar{H}, \delta) \right| = 1 \\ \tilde{V} \sin(\alpha + \delta) + \frac{\tilde{\gamma}}{2} (F_{1x}(\bar{H}, \delta) \sin \delta - F_{1y}(\bar{H}, \delta) \cos \delta) = 0 \end{cases}, \quad (3.17)$$

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

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

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,

$$F_{10}(\bar{H}, \delta) = F_{1x}(\bar{H}, \delta) \cos \delta + F_{1y}(\bar{H}, \delta) \sin \delta. \quad (3.18)$$

Графики функций  $F_{1x}(\bar{H}, \delta)$  и  $F_{1y}(\bar{H}, \delta)$  приведены на рисунках 3.10 – 3.11.

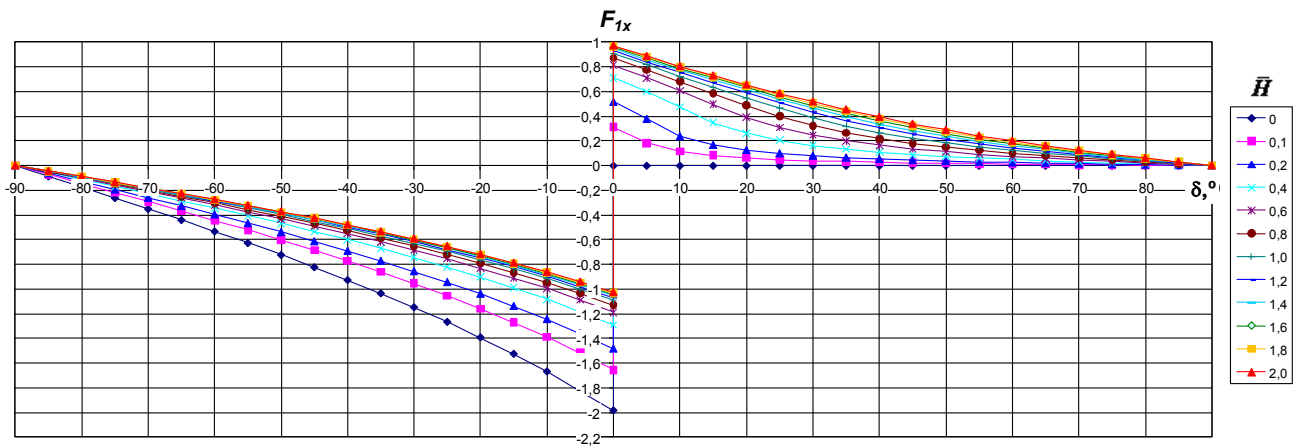


Рисунок 3.10 – Графики безразмерной функции  $F_{1x}$

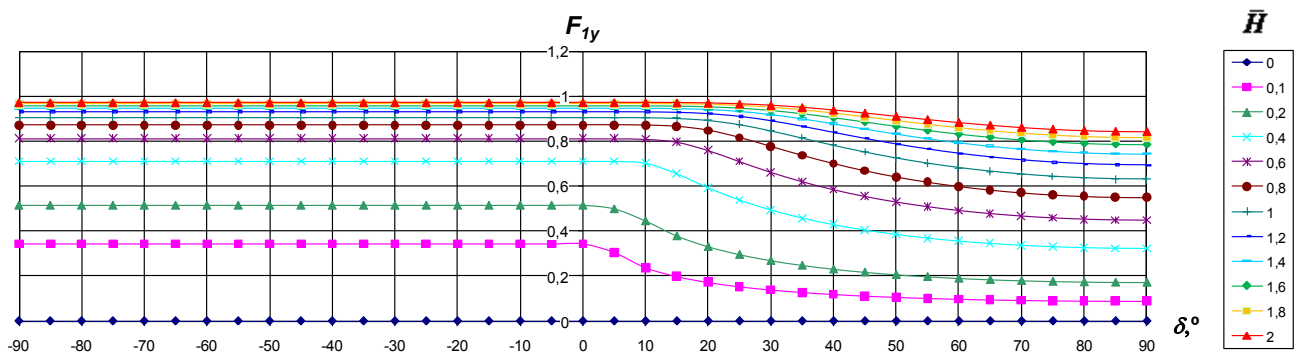


Рисунок 3.11 – Графики безразмерной функции  $F_{1y}$

Решение системы (3.17) относительно  $\tilde{\gamma}$  выглядит следующим образом

$$\tilde{\gamma} = \frac{1}{F_{10}} \left[ -\tilde{V} \cos(\alpha + \delta) + \sqrt{\tilde{V}^2 \cos^2(\alpha + \delta) + 4F_{10}} \right] \quad (3.19)$$

Существуют такие области углов атаки  $\alpha$ , в которых решения системы (3.17) не существует. Аппроксимация зависимости  $\delta(\bar{H}, \alpha, \tilde{V})$  в данных областях выполнена Артамоновым Б.Л. (рисунок 3.12).

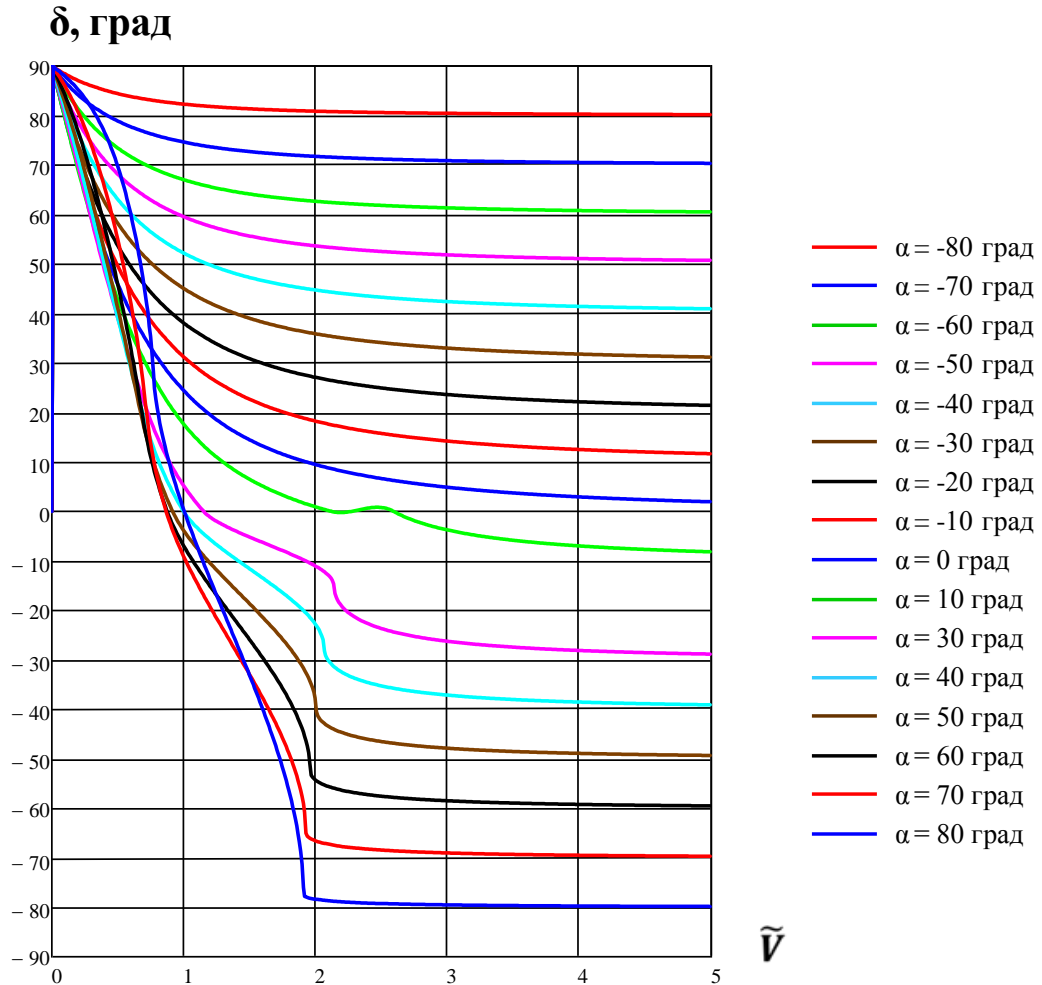


Рисунок 3.12 – Зависимости угла наклона вихревого цилиндра  $\delta$  от скорости полета и угла атаки  $\alpha$  при  $\bar{H} = 2$

Формулы для нахождения индуктивных скоростей в зоне влияния земли выглядят следующим образом

$$\begin{aligned} \tilde{v}_{1y} &= \frac{\bar{v}_{1y}}{\bar{v}_{1B}} = \frac{\tilde{\gamma}}{2} F_{1y}(\bar{H}, \delta), \\ \tilde{v}_{1x} &= \frac{\bar{v}_{1x}}{\bar{v}_{1B}} = \frac{\tilde{\gamma}}{2} F_{1x}(\bar{H}, \delta), \end{aligned} \quad (3.20)$$

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  $\kappa$  – коэффициент конечных потерь НВ.

Расчет коэффициентов силы тяги  $c_T$  и крутящего момента  $m_\kappa$  на НВ проведен в среде программирования *Mathcad*.

Результат расчета безразмерных индуктивных скоростей  $\tilde{v}_{1y}(\tilde{V}, \alpha)$ ,  $\tilde{v}_{1x}(\tilde{V}, \alpha)$  показан на рисунке 3.13.

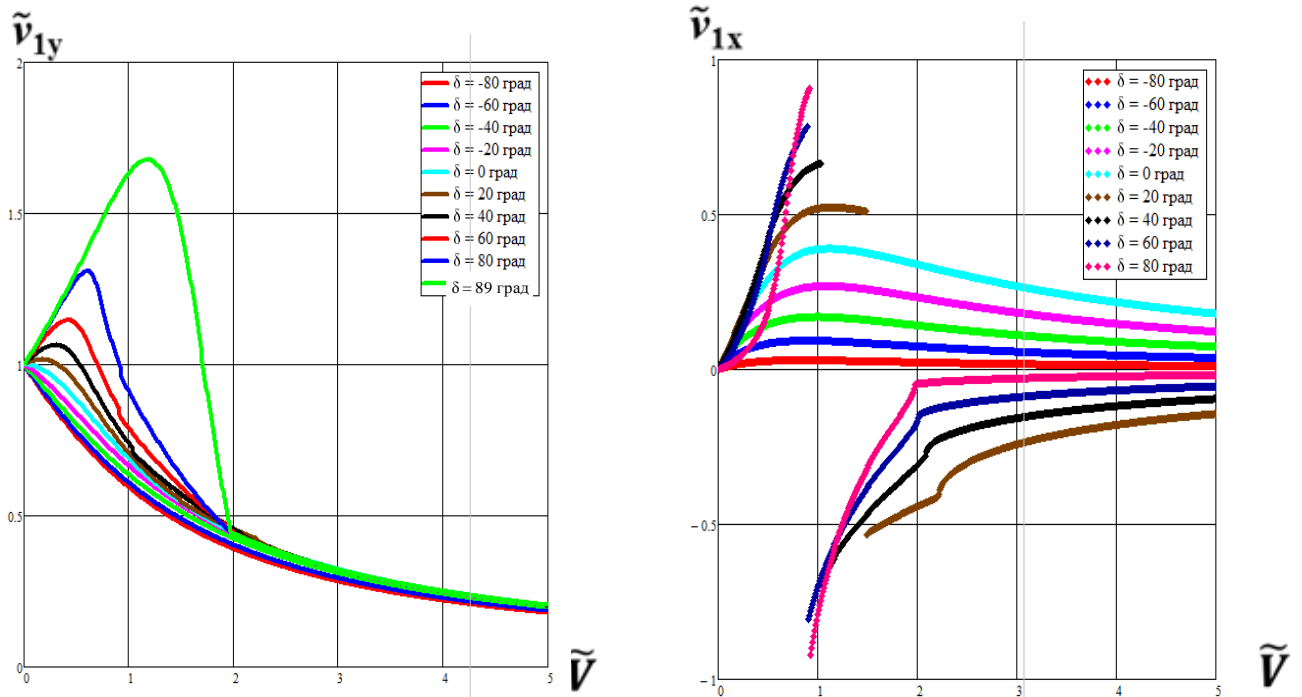


Рисунок 3.13 – Индуктивные скорости с учетом влияния земли при  $\bar{H} = 2$

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 3.14.

Модуль CAD моделирования *Simcenter Engineering Desktop* служит источником геометрических данных для создания моделей механизмов в модуле *Simcenter Motion Modeling* и создания КЭ моделей в модуле *Simcenter Structures*. В

модуле *Simcenter AMESim* созданы формальные математические модели амортизаторов. В программе *Mathcad* создана математическая модель несущего винта с учетом влияния экрана.

В модуле управления задаются зависимости от времени общего, циклического шага и угловой скорости вращения НВ –  $\varphi(t)$ ,  $\eta(t)$ ,  $\kappa(t)$ ,  $M_0(t)$ . Здесь же задаются начальные условия для моделирования посадки – скорость, угол наклона траектории вертолета и высота центра масс НВ над поверхностью –  $V_0$ ,  $\theta_0$ ,  $H_0$ .

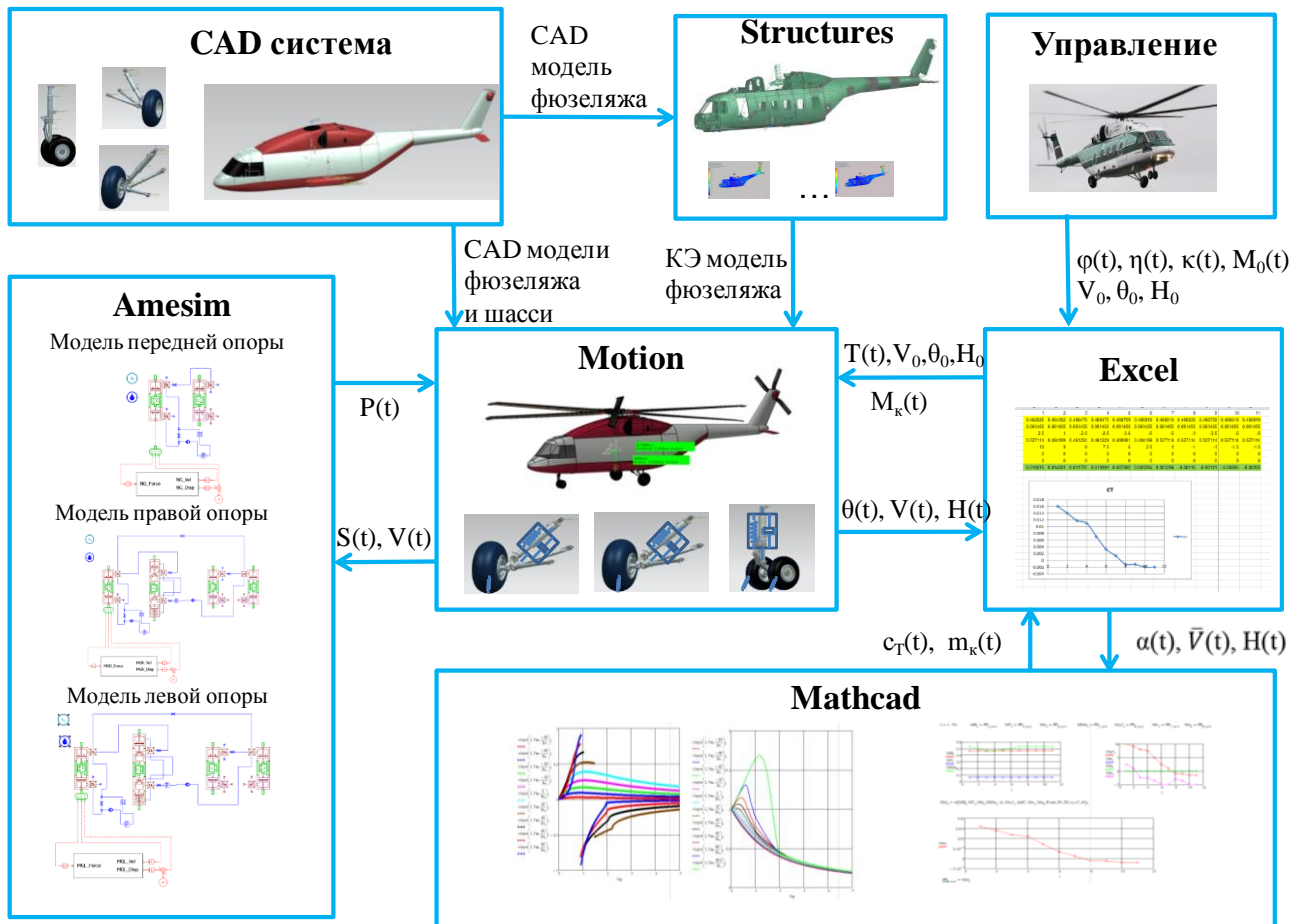


Рисунок 3.14 – Совместная работа программных модулей

В модуле управления с помощью программы *Excel*, а также в модуле *Simcenter Motion Modeling* формируются массивы исходных данных для расчета в программе *Mathcad* коэффициента силы тяги и крутящего момента на НВ. Значение тяги и крутящего момента на НВ из таблиц *Excel* передаются в модуль *Simcenter Motion Modeling* для расчета движения вертолета под действием внешних сил. Силы на амортизаторах шасси, возникающие при гашении

посадочного удара, рассчитываются в модуле *Simcenter AMESim* и передаются в модуль *Simcenter Motion Modeling*.

Возможны два варианта обмена данными между программой расчета аэродинамических характеристик НВ и математической моделью посадки вертолета в модуле *Simcenter Motion Modeling* – интерактивный и динамический.

При интерактивном режиме, вначале, исходные данные для расчета: известные законы управления вертолетом по времени – изменение общего шага  $\varphi(t)$ , циклического шага  $\eta(t)$ ,  $\kappa(t)$ , оборотов несущего винта  $n(t)$ , начальные условия в момент касания колесами поверхности – вертикальная и горизонтальная скорости полета  $V_{y0}$  и  $V_{x0}$ , угол наклона траектории вертолета  $\theta_0$ , высота центра НВ относительно земли  $H_0$ , заносятся в файл *Excel*. Из файла *Excel* данные импортируются в программу *Mathcad* в безразмерном виде для расчета коэффициентов тяги и крутящего момента, которые возвращаются в тот же файл *Excel*. В итоге получаем зависимость силы тяги и крутящего момента на НВ по времени.

В модуле *Simcenter Motion Modeling* на первом этапе силу тяги задаем постоянной и равной весу вертолета. Полученные значения скорости, высоты и угла тангажа служат исходными данными для расчета силовых факторов НВ в программе *Mathcad*. Затем, на втором этапе расчета, сила тяги задается в виде зависимости по времени по данным расчета в программе *Mathcad*. Для получения результата расчета необходимо повторение нескольких итераций.

При динамическом обмене задаются исходные данные по НВ и закон управления вертолетом. На каждом шаге расчета модуль *Simcenter Motion Modeling* получает значение силы тяги и крутящего момента на НВ из файла *Excel*, в который записывает полученные рассчитанные значения скорости и положения вертолета в пространстве, служащие в свою очередь, исходными данными для расчета силовых факторов в программе *Mathcad* на следующем шаге.

Оба варианта опробованы в ходе отладки программы и дают практически одинаковый результат.

### 3.3 Моделирование посадки вертолета с пробегом

В ходе эксплуатации вертолета подавляющее большинство посадок проходит при нормальных условиях. Однако при отказе одного или двух двигателей возникает необходимость посадки вертолета с пробегом «по-самолетному» на режиме авторотации.

Существуют определенные методики посадки вертолета на авторотации, полученные в результате испытаний и опыта эксплуатации вертолетов. В частности, для вертолета Ми-38 в 2014 и 2016 году были проведены испытания посадок на режиме авторотации, результаты которых приведены в [85, 86].

Для подтверждения достоверности разработанной математической модели посадки проведено моделирование с начальными условиями приземления, взятыми из летного эксперимента.

Посадка вертолета на авторотации представляет собой достаточно сложный процесс для управления вертолетом. Ниже описана методика выполнения посадки на режиме авторотации для вертолета Ми-38.

Высота начала выполнения предпосадочного маневра с интенсивным темпом увеличения угла наклона траектории вертолета составляет  $H = 40...30$  м. Она выбирается из условия обеспечения достаточного времени для гашения горизонтальной  $V_x$  и вертикальной  $V_y$  составляющих скорости полета и гарантированного получения заданной горизонтальной посадочной скорости  $V_{x0} < 60$  км/ч и минимальной вертикальной скорости  $V_{y0}$ , обеспечивающей величину перегрузки при посадке  $n_y < 2$ . В процессе этого маневра происходит увеличение частоты вращения несущего винта. После достижения максимального угла наклона траектории вертолета и при дальнейшем его удержании происходит падение оборотов несущего винта за счет увеличения общего шага.

Темп увеличения общего шага несущего винта от момента начала его «взятия» на высоте  $H = 15...10$  м до момента касания основными колесами поверхности земли принят  $\Delta\varphi_7/\Delta t \approx 2^\circ/\text{с}$ . Момент начала «взятия» общего шага соответствует моменту достижения максимального угла наклона траектории.

Сохранённая кинетическая энергия несущего винта обеспечивает высокую эффективность увеличения общего шага и позволяет выполнять “взятие” шага несущего винта с достижением максимального значения за время  $\approx 4 \dots 5$  сек.

В итоге, в момент касания земли вертолет имеет вертикальную скорость  $V_{y0} \approx 1.2$  м/с и горизонтальную скорость  $V_x \approx 56$  км/ч = 15.5 м/с. Угол наклона траектории вертолета Ми-38 составляет при этом  $\theta_0 = 7.5^\circ$ . Данные летных испытаний посадки на авторотации приведены на рисунке 3.15 и в таблице 3.1.

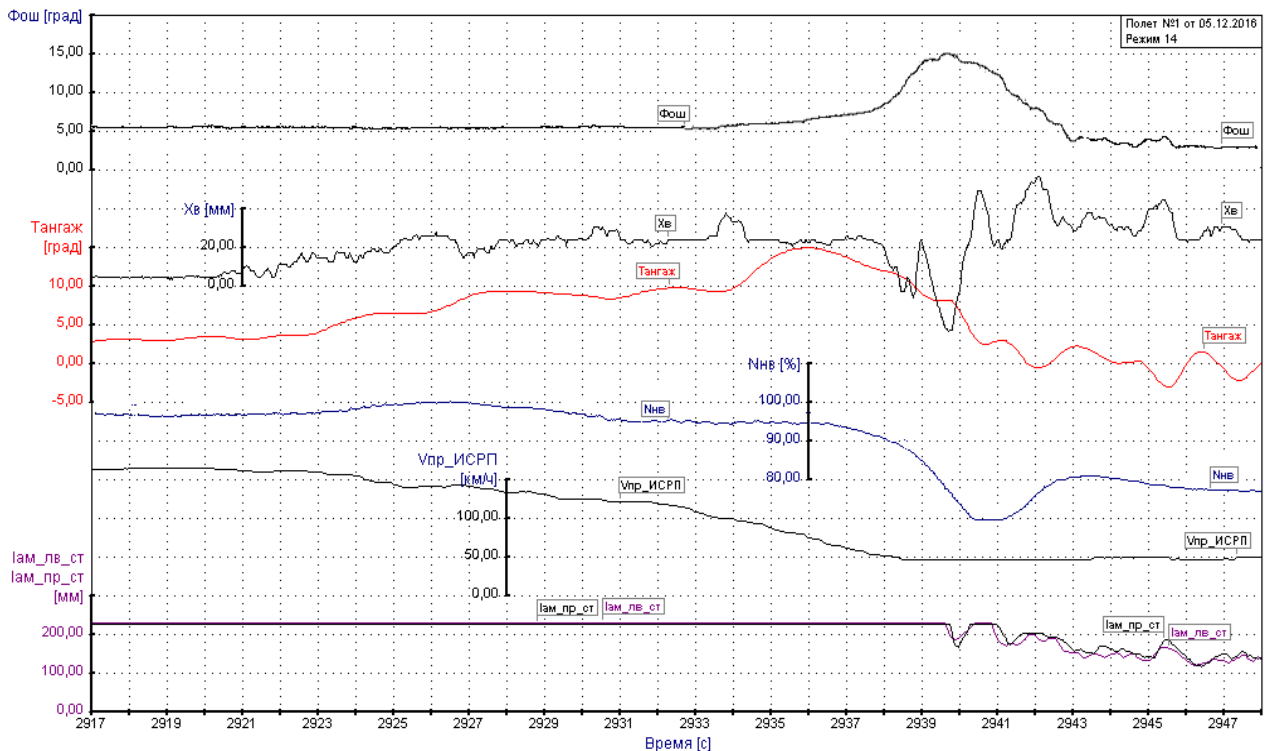


Рисунок 3.15 – Данные летных испытаний вертолета Ми-38

За  $t = 0$  принимаем момент касания земли основными опорами шасси.

Таблица 3.1 – Данные летных испытаний посадки на авторотации

$t, c$	0	0.5	1	1.5	2	2.5	3	3.5	4	4.5	5
$H, м$	4.88	4.90	4.92	4.92	4.92	4.93	4.93	4.92	4.92	4.93	4.93
$\varphi_{ош}, ^\circ$	15	14	13	12.5	10	7.5	6	4	4	3.5	3.5
$n, \%$	75	75	70	70	73	75	80	80	80	80	80

В соответствии с начальными условиями маневра и закона изменения общего шага –  $\varphi_{ош}$  проведен расчет посадки на авторотации вертолета Ми-38.

Исходные данные для расчета приведены в таблице 3.2.

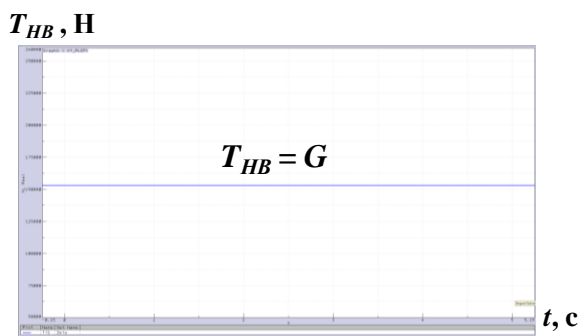
Таблица 3.2 – исходные данные НВ вертолета Ми-38



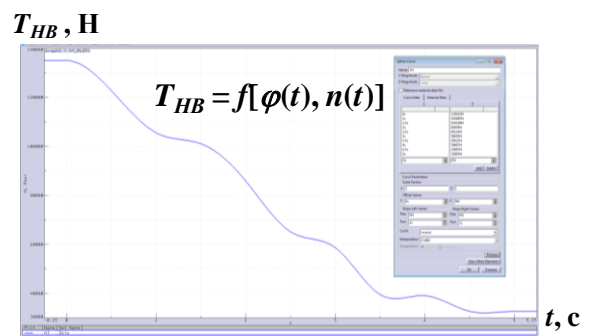
Параметр	Обозначение	Значение
Заполнение НВ	$\sigma_7$	0.098
Относительное удлинение лопасти НВ	$\eta$	1
Суммарная крутка лопасти НВ	$\Delta\varphi_\Sigma$	7.5
Массовая характеристика лопасти НВ	$\gamma_\Pi$	6.45
Относительный диаметр втулки НВ	$\bar{r}_0$	0.2
Коэффициент компенсатора взмаха	$k_{\text{взм}}$	0.45
Кинематический коэффициент втулки	$D_1$	2.34
Кинематический коэффициент втулки	$D_2$	0.88

Проведено два варианта расчета:

- 1) в первом варианте сила тяги НВ принималась постоянной и равной весу вертолета (рисунок 3.16 а);
- 2) во втором варианте сила тяги НВ рассчитана по времени в программе *Mathcad* по изложенному ранее алгоритму в соответствии с законом управления, заданным по результатам натуральных испытаний (рисунок 3.16 б)



а)



б)

Рисунок 3.16 – Сила тяги НВ при моделировании посадки на авторотации

Достоверность математической модели посадки оцениваем по графикам зависимости вертикальной силы реакции земли при контакте колеса с поверхностью от времени для основных и передних опор шасси (рисунок 3.17).

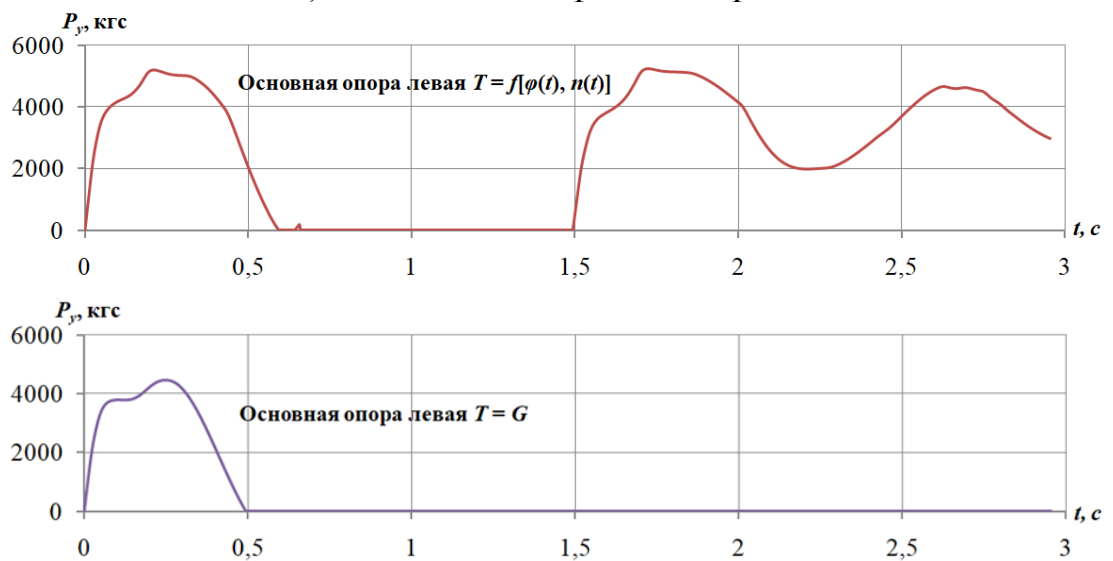
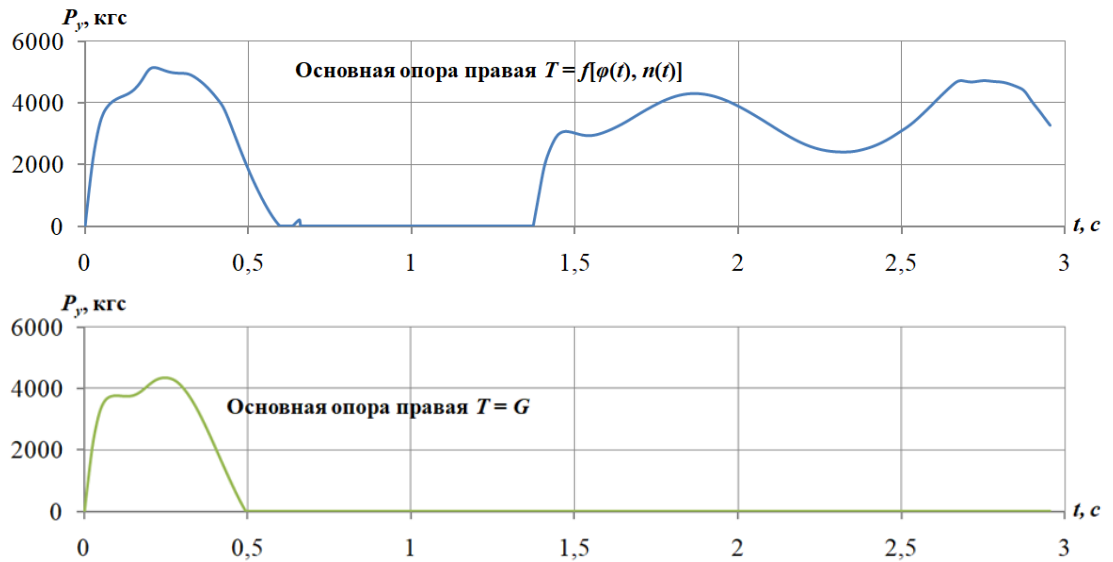
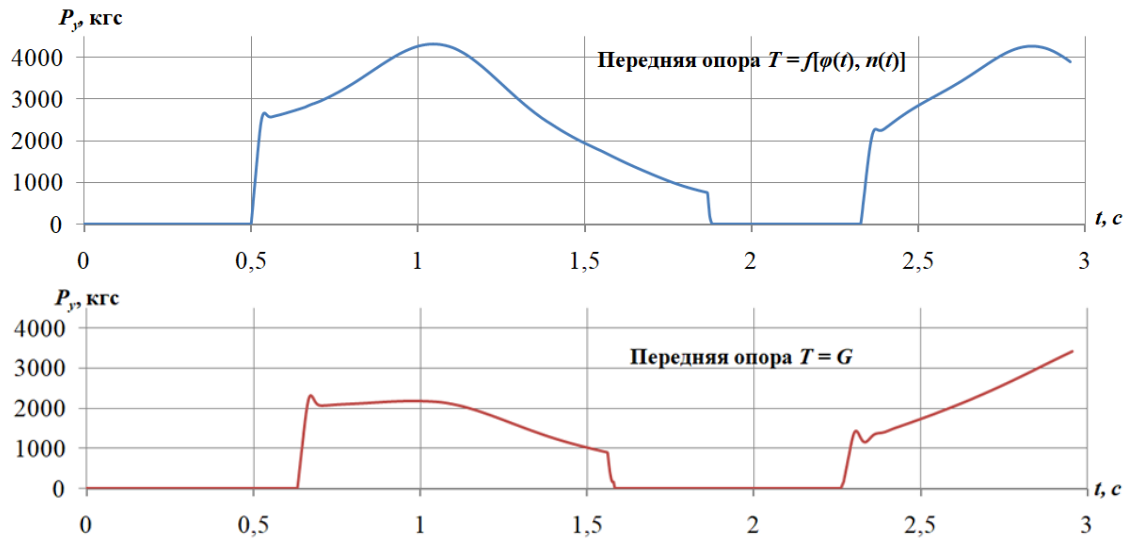


Рисунок 3.17 – Сила в точке контакта колеса с поверхностью по времени при моделировании посадки вертолета на режиме авторотации

Видно существенное влияние изменения силы тяги НВ на реакции в опорах шасси при посадке на режиме авторотации. В первом варианте происходит отрыв основных опор вертолета от поверхности, во втором поведение вертолета при посадке соответствует летным испытаниям.

Сравнение результатов расчета и данных летных испытаний показано на рисунке 3.18. Здесь даны графики обжатия штока амортизаторов по времени. Результаты расчета показаны сплошными линиями, данные летного эксперимента – точками. Результаты моделирования хорошо совпадают с натурными испытаниями при ударе шасси вертолета о поверхность, кратковременном отрыве шасси от поверхности после первого удара, следовательно, модель посадки вертолета можно считать достоверной. Расхождение результатов расчета с экспериментом при пробеге связаны с тем, что балансировка вертолета в путевом канале считается выполненной, влияние управления в путевом канале не учитывается в соответствии с принятыми допущениями. В дальнейшем планируется учесть влияние управления в путевом канале, проведя расчет силы тяги на рулевом винте, что сделает модель еще более достоверной.

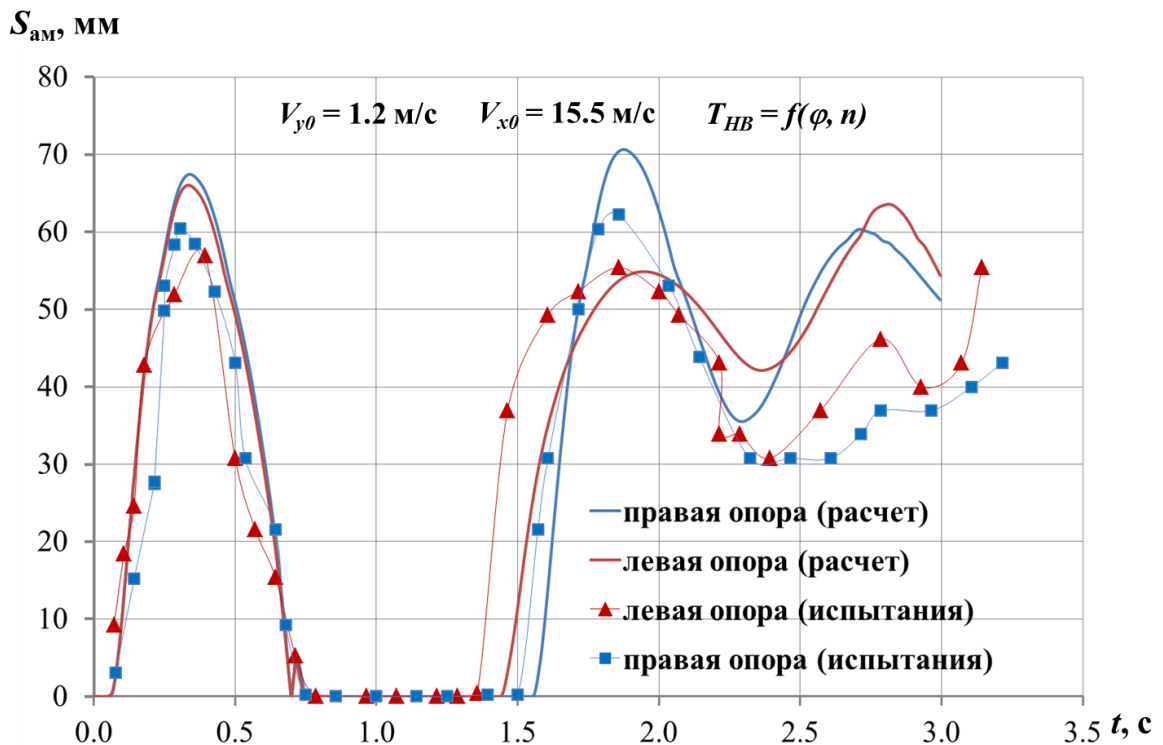


Рисунок 3.18 – Обжатие штока амортизаторов основных опор шасси вертолета Ми-38 при посадке на режиме авторотации

### 3.4 Учет влияния упругости планера вертолета

Для проведения исследований прочности фюзеляжа и хвостовой балки при посадке твердотельной модели планера вертолета недостаточно. Необходимо оценивать НДС конструкции под действием возникающих нагрузок. Для этих целей целесообразно использовать упругую модель планера вертолета.

В отделе прочности АО «МВЗ им. Миля» в течение ряда лет разрабатываются и применяются в расчетах глобальные КЭ модели планера вертолета. На рисунке 3.19 показана КЭ глобальная модель вертолета Ми-38, верифицированная по результатам стендовых испытаний [100]. В таблице 3.3 приведены основные характеристики КЭ модели вертолета Ми-38.

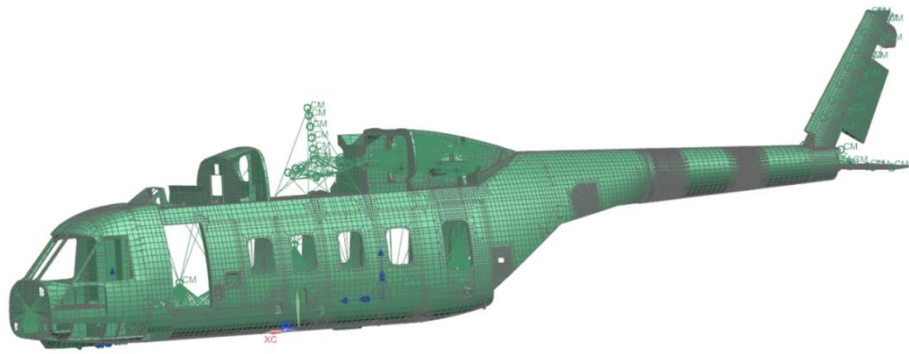


Рисунок 3.19 – КЭ модель планера вертолета Ми-38

Таблица 3.3 – Основные характеристики КЭ модели

Общее число элементов	103373
Общее число узлов	68988
Число элементов сосредоточенной массы	805
Число элементов типа BAR	18899
Число балочных элементов	12918
Число элементов вала	363
Число элементов жесткого звена	77
Число элементов Quad4	58965
Число элементов Tri3	6083
Число элементов Tetra10	4440
Число элементов Hex8	416
Число элементов Wedge6	360
Число материалов	26

В ходе расчета посадки вертолета в модуле *Simcenter Motion Modeling* твердотельная массово-габаритная модель планера вертолета заменяется на упругую (рисунок 3.20), при этом в уравнение (2.19) добавляются внутренние силы упругости планера. Упругая модель планера вертолета построена в модуле *Simcenter Structures* (лицензия *SC13500 / SC13510*).

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

где  $M$  – матрица масс;

$C$  – матрица демпфирования;

$K$  – матрица жесткости;

$F$  – вектор внешних сил;

$R$  – вектор реакций в шарнирах.

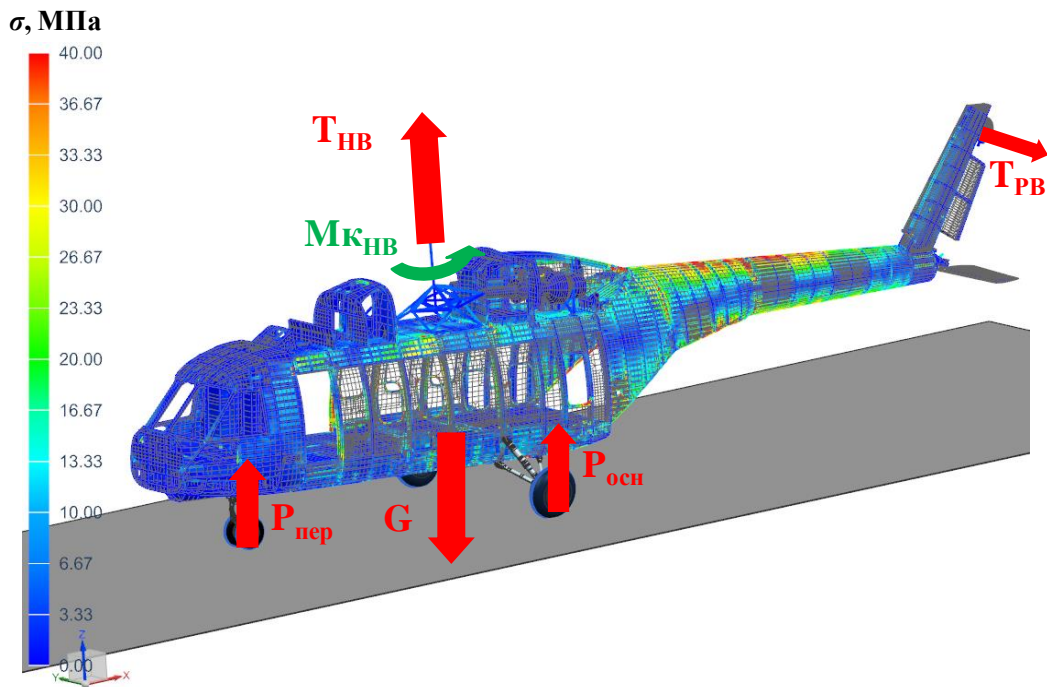


Рисунок 3.20 – Упругая модель планера вертолета

Упругая модель планера вертолета позволяет оценить НДС при аварийных посадках. На рисунке 3.21 показана зависимость по времени маневра напряжений в зоне стыка хвостовой балки с фюзеляжем по времени маневра для различных вертикальных скоростей снижения  $V_y$ . Критическое напряжение  $\sigma_{\text{крит}} = 220$  МПа, при котором начинается разрушение стрингерных панелей, получено по результатам статических испытаний планера вертолета.

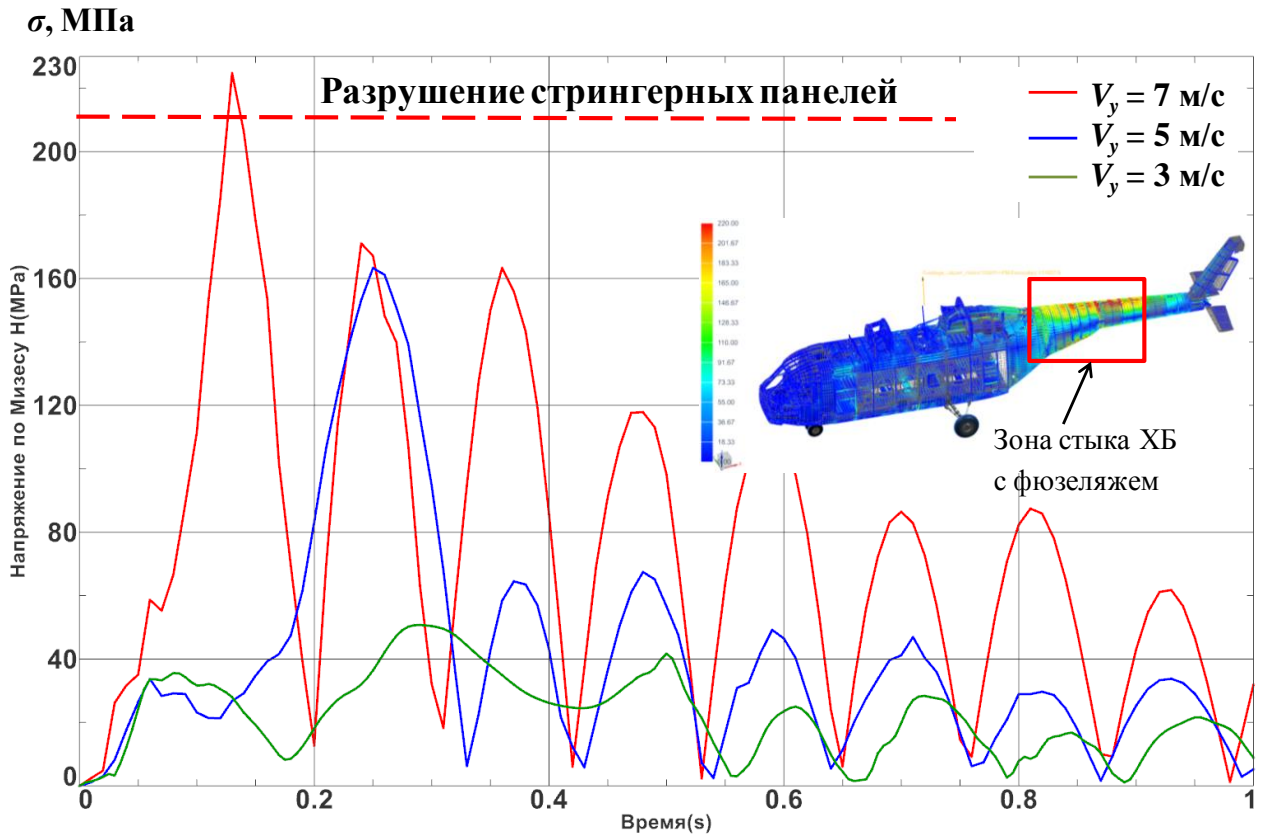


Рисунок 3.21 – Напряжения в зоне стыка хвостовой балки с фюзеляжем для различных скоростей снижения

Анализ зависимостей показывает, что при вертикальных скоростях посадки  $V_y \geq 7$  м/с возможно разрушение планера вертолета в районе хвостовой балки.

### 3.5 Моделирование посадки вертолета на снег или мягкий грунт

В ходе эксплуатации вертолета по разным причинам могут возникать ситуации, требующие посадки вертолета с горизонтальной скоростью (по самолетному) на неподготовленную площадку – например, покрытую снегом.

Жесткость снежного покрова характеризует его несущую способность, и измеряется в  $\text{Н/м}^3$ . С физической точки зрения жесткость снегового покрова зависит от его плотности, характера межкристаллического сцепления и температуры. К наиболее важным характеристикам снега, определяющим сопротивление движению, относятся деформация снега от нормальной нагрузки, сопротивление сдвигу и фрикционные свойства снега.

Сила сопротивления снега при посадке вертолета (рисунок 3.22) зависит от геометрических характеристик колес опор – ширины колеса  $b_k$  и диаметра колеса  $D_k$ , от высоты  $H_{сн}$  и жесткости  $\gamma_{сн}$  снежного покрова, от нормальной нагрузки на снег  $P_y$ , определяемой вертикальной скоростью снижения и от горизонтальной скорости при посадке  $V_x$  [101, 102]

$$P_x = f(V_x, P_y, b_k, D_k, H_{сн}, \gamma_{сн}).$$

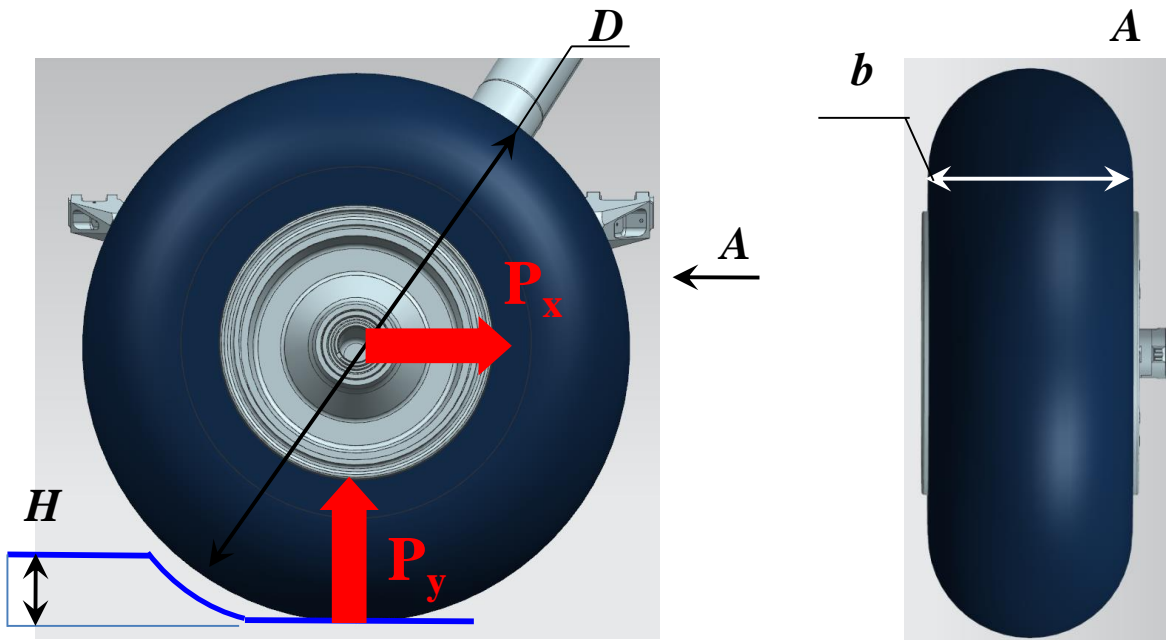


Рисунок 3.22 – Сила сопротивления снега при пробеге вертолета по ВПП

Жесткость снежного покрова зависит от плотности снега – см. таблицу 3.3. Будем рассматривать три различные плотности снега – рыхлый снег, плотный снег, слежавшийся снег.

Таблица 3.4 – Зависимость жесткости снега от его плотности

Снег	рыхлый	плотный	слежавшийся
Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	0,15	0,20	0,30
Жесткость $\gamma$ , Н/м <sup>3</sup>	20000	30000	100000

Высота снежного покрова изменяется в расчетах от 100 до 300 мм. Полученные зависимости силы сопротивления на колесе для передней и основных опор шасси вертолета Ми-38 даны на рисунках 3.23 и 3.24.

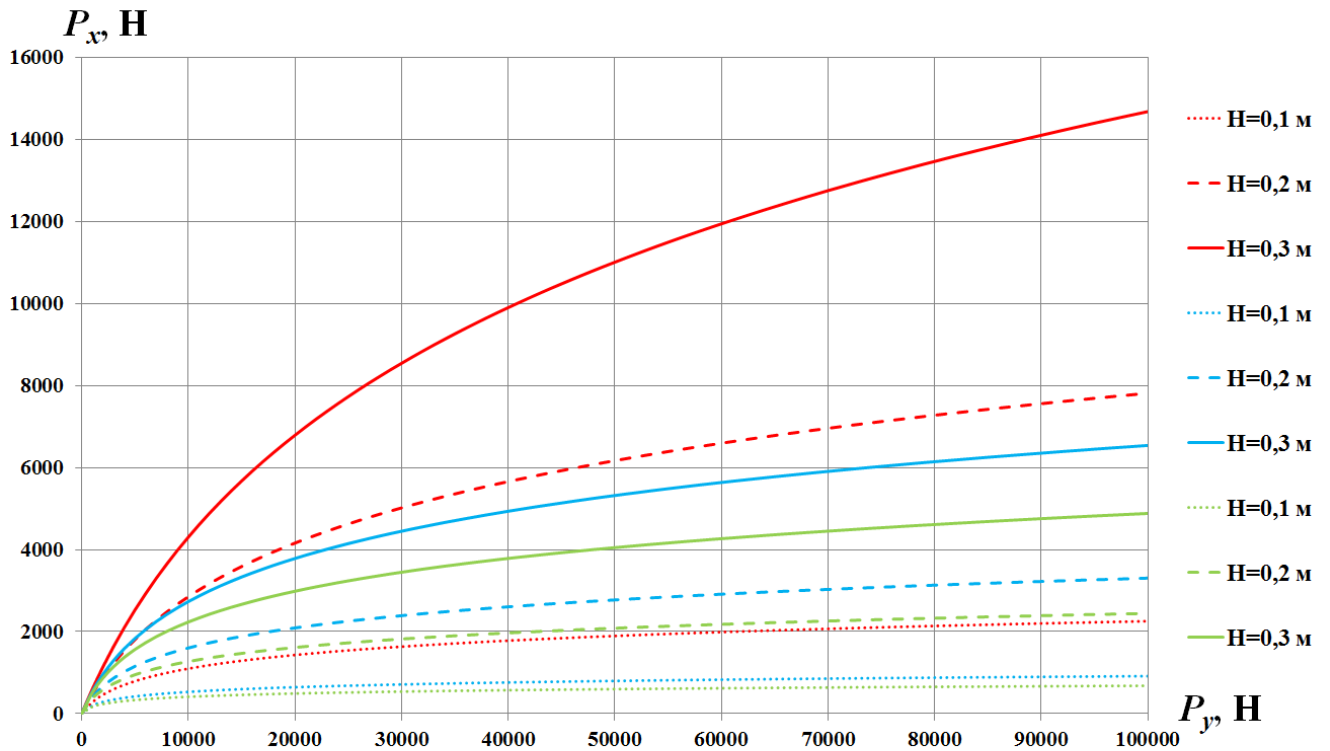


Рисунок 3.23 – Сила сопротивления снега на передней опоре шасси вертолета Ми-38

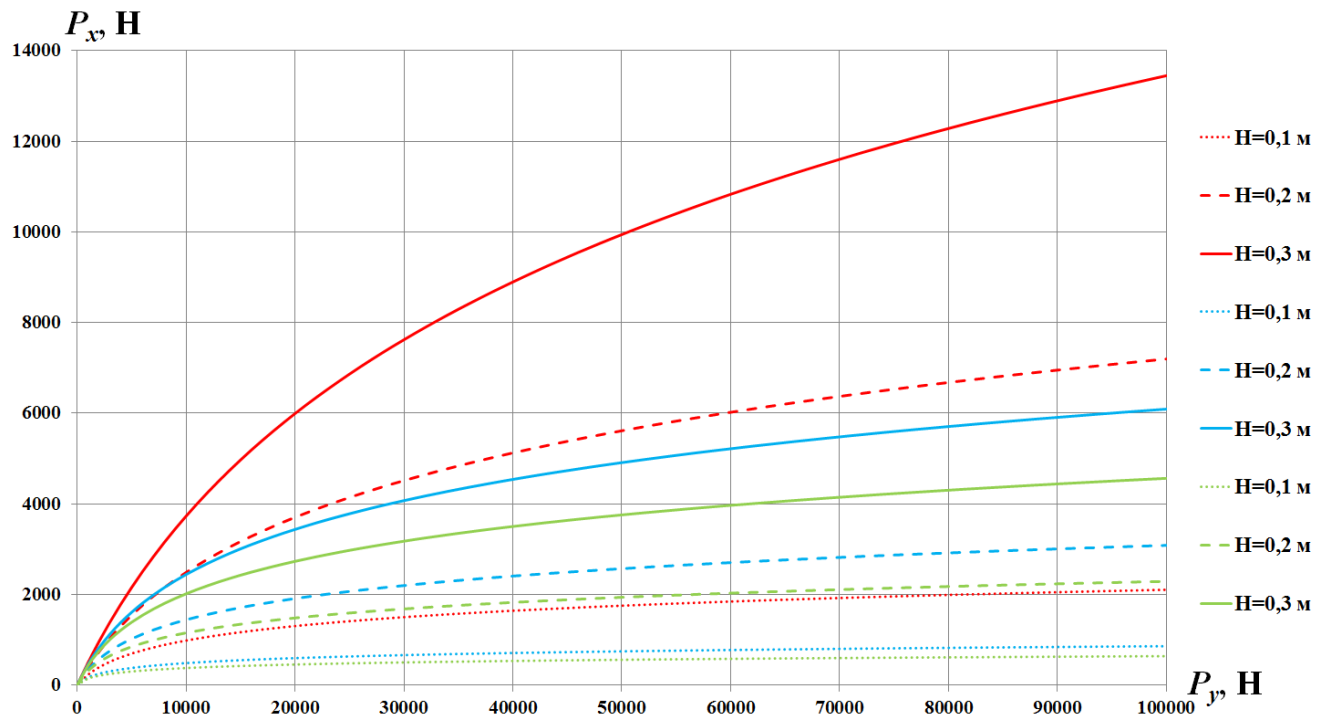


Рисунок 3.24 – Сила сопротивления снега на основной опоре шасси вертолета Ми-38



С помощью построенной ранее математической модели посадки вертолета проведены параметрические исследования возможности посадки вертолета на площадку, покрытую снегом. В качестве параметров были взяты свойства снега – его высота и жесткость.

В качестве критериев оценки возможности безопасной посадки рассмотрим следующие факторы (рисунок 3.25):

- 1) непревышение максимальной нагрузки на шасси при посадке;
- 2) непревышение критических напряжений конструкции планера в районе хвостовой балки;
- 3) отсутствие тенденций к подпрыгиванию, капотированию, неуправляемому развороту при посадке.

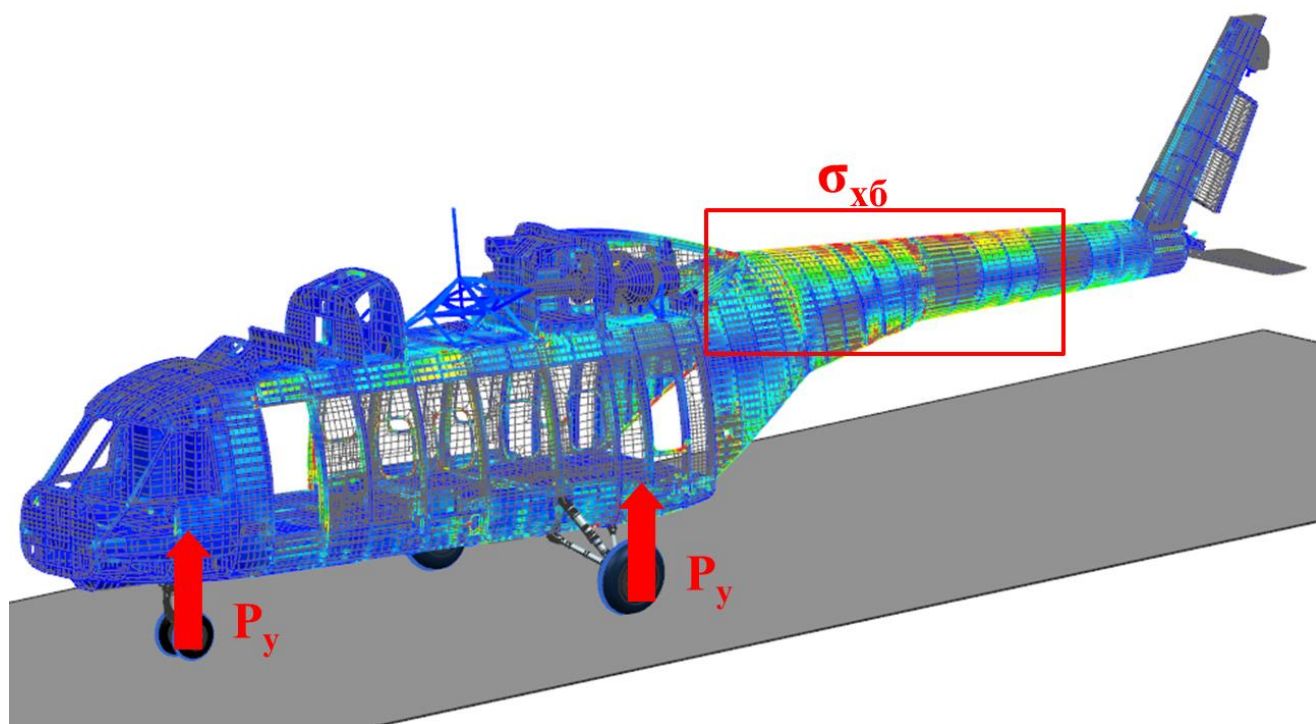


Рисунок 3.25 – Критерии оценки посадки на площадки, покрытые снегом

Выделим следующие расчетные случаи при проведении виртуальных посадок вертолета Ми-38 на площадку, покрытую снегом.

1. Посадка на твердую поверхность без снега.
2. Посадка на поверхность, покрытую снегом различной жесткости, высотой от 100 мм до 300 мм.

Скорости посадки в расчете принимаем  $V_y = 1.2$  м/с,  $V_x = 15.5$  м/с.

На рисунках 3.26 – 3.28 показаны зависимости усилия на передней опоре, а также напряжений от времени в районе хвостовой балки при посадке вертолета. Результаты расчета сведены в таблицу 3.5.

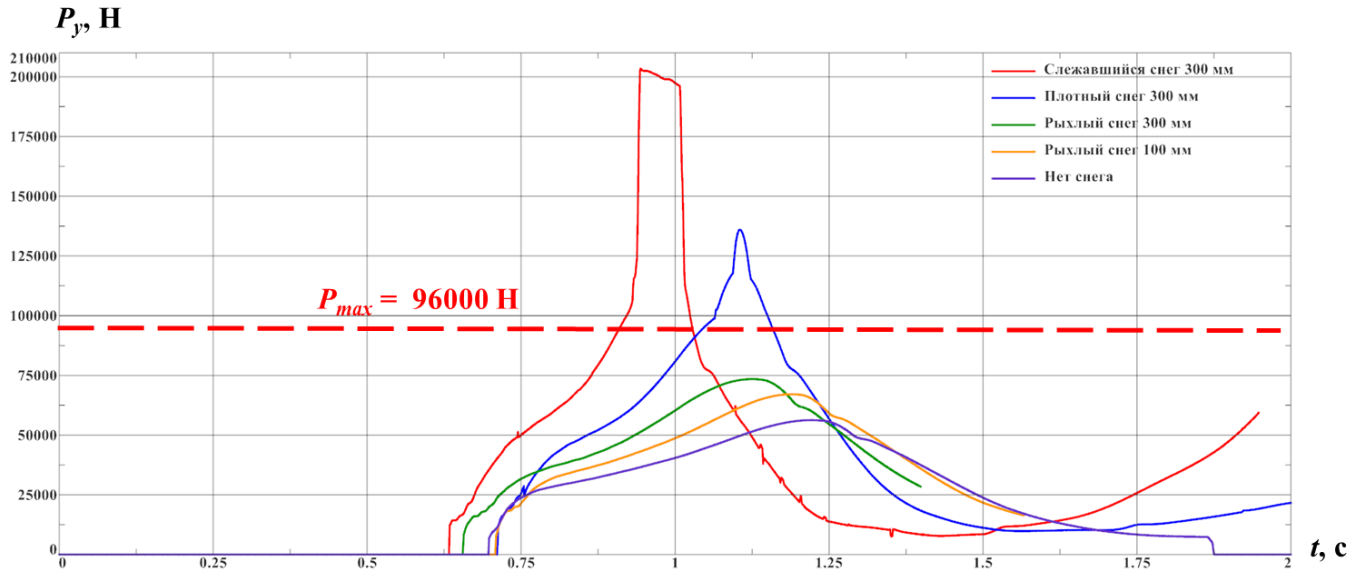


Рисунок 3.26 – Усилие на передней опоре

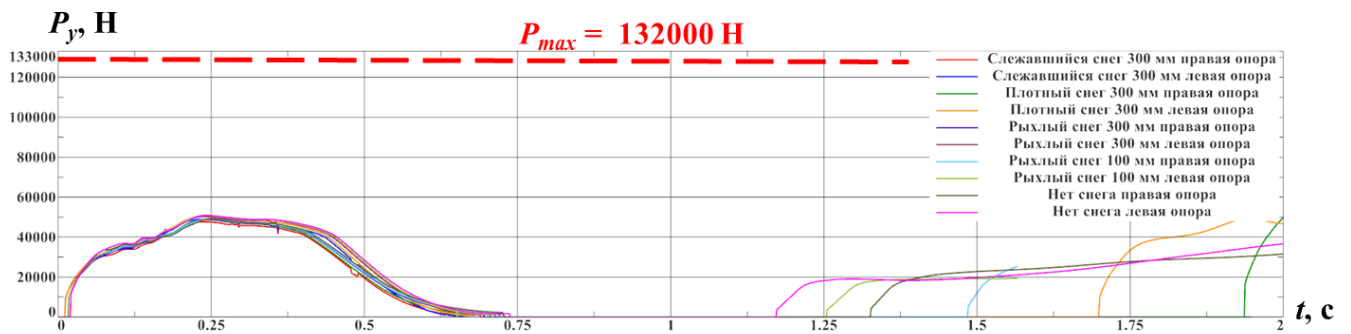


Рисунок 3.27 – Усилие на основных опорах

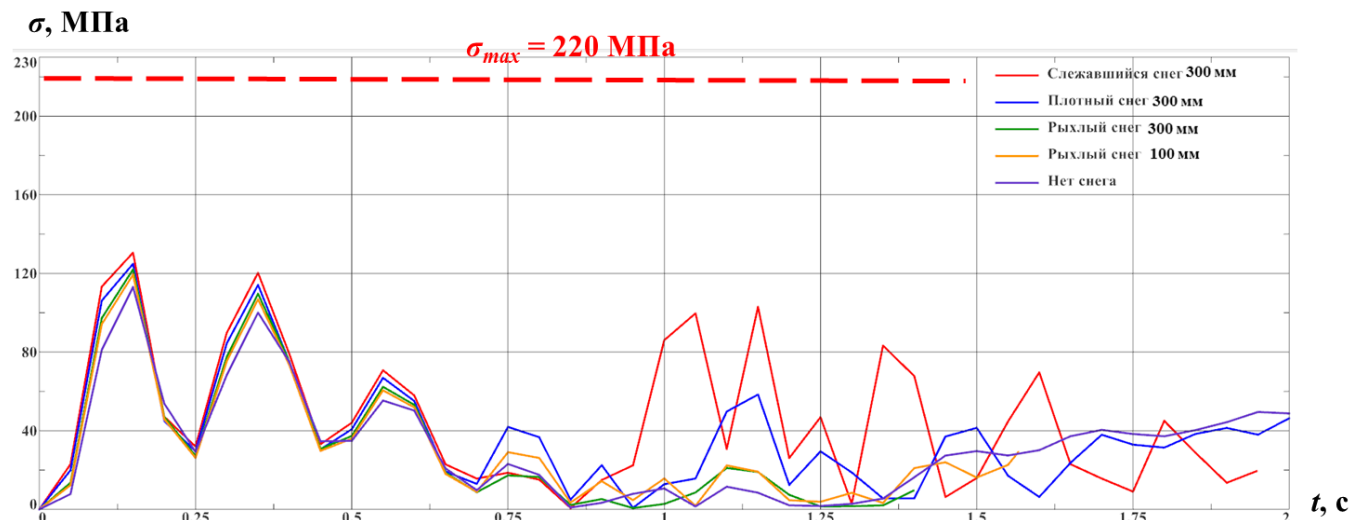


Рисунок 3.28 – Напряжения в зоне стыка хвостовой балки и фюзеляжа

Таблица 3.5 – Результаты расчета посадок на площадки, покрытые снегом

Случай/критерий	Максимальное усилие на передней опоре шасси, Н	Максимальное напряжение в зоне стыка хвостовой балки и фюзеляжа, МПа	Тенденции к заносу
Посадка на твердую поверхность	56500	113	нет
Посадка на рыхлый снег высотой 100 мм	67000	119	нет
Посадка на рыхлый снег высотой 300 мм	73600	122	нет
Посадка на слежавшийся снег высотой 300 мм	136000	125	есть
Посадка на плотный снег высотой 300 мм	203300	131	есть

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 заключение, по Главе 3 необходимо отметить следующее.

Разработанная математическая модель применена для уточнения расчета нагрузок при посадке и пробеге вертолета по земле в различных условиях. В расчетах аэродинамических сил и моментов на НВ применена математическая модель, разработанная на основе линейной дисковой вихревой теории НВ с учетом влияния земли, работающая как на режимах набора высоты, так и на режимах снижения.

В задачах, где необходима оценка НДС планера, использована упругая модель планера вертолета, которая позволяет провести анализ НДС в наиболее нагруженных местах конструкции планера.

## ГЛАВА 4. СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД ПРИ ВЫБОРЕ ПАРАМЕТРОВ ШАССИ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ РАЗРАБОТКИ ВЕРТОЛЕТА

### 4.1 Выбор параметров шасси с использованием математических моделей

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.

Например, при изменении давления азота  $P_0$  в газовой камере амортизатора передней опоры, изменяются диаграммы обжатия всей передней опоры (рисунок 4.1), и имеется возможность оценить запас по предельно допустимой нагрузке  $P_{max}$  и предельно допустимому обжатию амортизатора опоры шасси  $S_{max}$ .

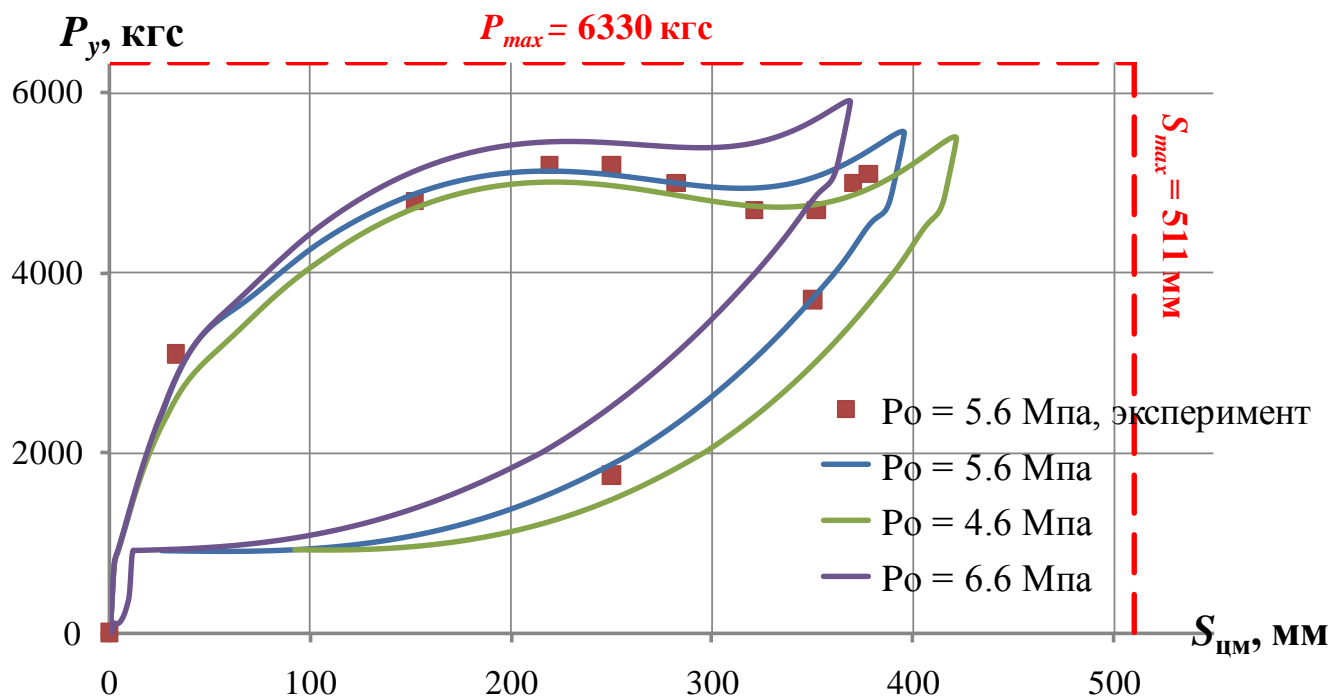


Рисунок 4.1 – Влияние давления газа в амортизаторе на диаграмму обжатия передней опоры шасси вертолета Ми-38

При изменении эквивалентной площади проходных отверстий в амортизаторе  $D_3$ , характер диаграммы так же существенно меняется (рисунок 4.2). Установлено, что при уменьшении  $D_3$  имеет место превышение максимально допустимой нагрузки, при этом уменьшается максимальный ход опоры. При увеличении  $D_3$  максимальный ход опоры увеличивается, при этом также как и в случае уменьшения  $D_3$ , максимально допустимая нагрузка на шасси превышена.

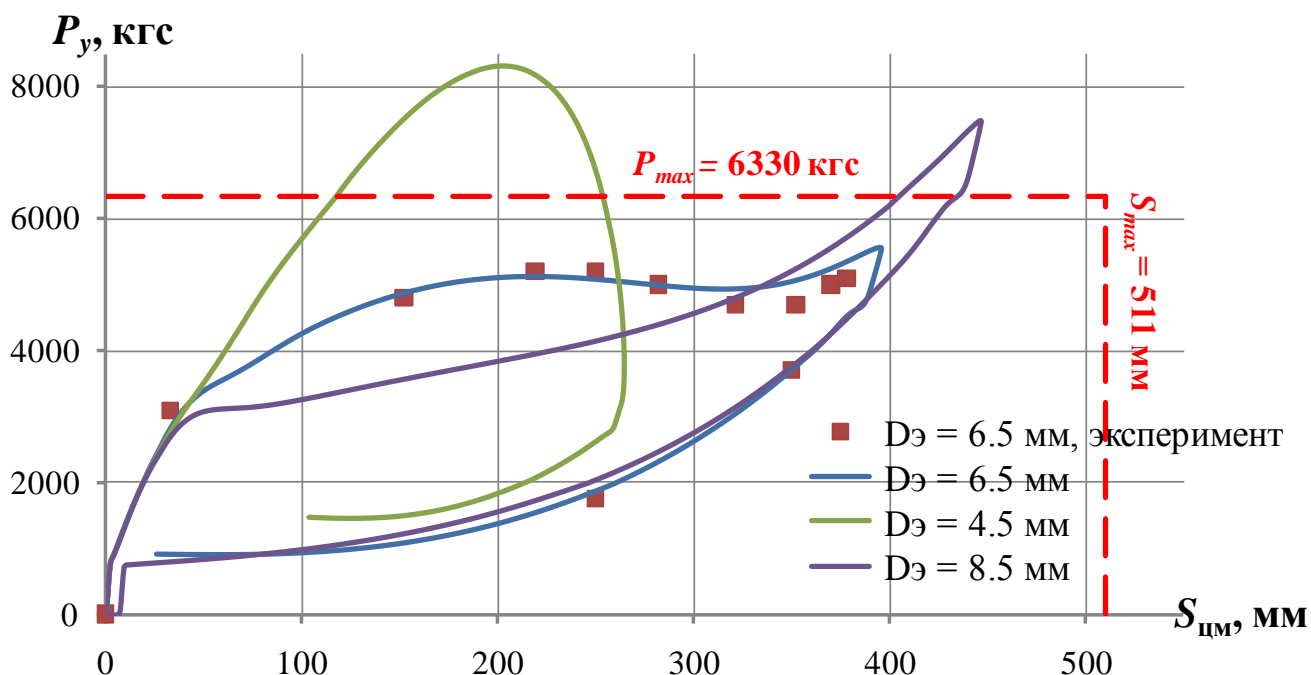


Рисунок 4.2 – Влияние площади отверстий в амортизаторе на диаграмму обжатия передней опоры шасси вертолета Ми-38

С помощью математических моделей становится возможным осуществлять выбор геометрических параметров амортизатора, исследовать кинематику, оптимизируя при этом массовые характеристики шасси.

Становится возможным изучение влияния внешних условий посадки, положения вертолета при посадке на величину нагрузок на шасси.

На рисунке 4.3 показана зависимость усилия в точке контакта колеса с поверхностью для основных и передней опор шасси вертолета Ми-38 при посадке на режиме авторотации с различным углом наклона траектории вертолета на основные опоры шасси с перевалом на переднюю опору. Начальные условия  $V_x = 56$  км/ч,  $V_y = 1.2$  м/с, закон изменения силы тяги по времени взяты из летного

эксперимента. Красным цветом показана зависимость для угла наклона траектории  $\theta = 13^\circ$ , зеленым цветом – для  $\theta = 7.5^\circ$  и синим для  $\theta = 2^\circ$ . По графикам видно, что с ростом угла наклона траектории вертолета при посадке отрыв основных опор от поверхности более продолжителен, чем при небольших углах. Нагрузки на переднюю опору при посадке с большим углом наклона траектории значительно больше, чем при посадке с малым углом. Исследования обжатия амортизаторов передней и основных опор показывают, что при больших углах наклона траектории вертолета при посадке амортизатор передней опоры сработал до предельного хода (рисунок 4.4), соответственно из-за этого нагрузки выросли существенно. Обжатие амортизаторов основных опор при этом далеко от предельного, отмеченного на графиках красной пунктирной линией.

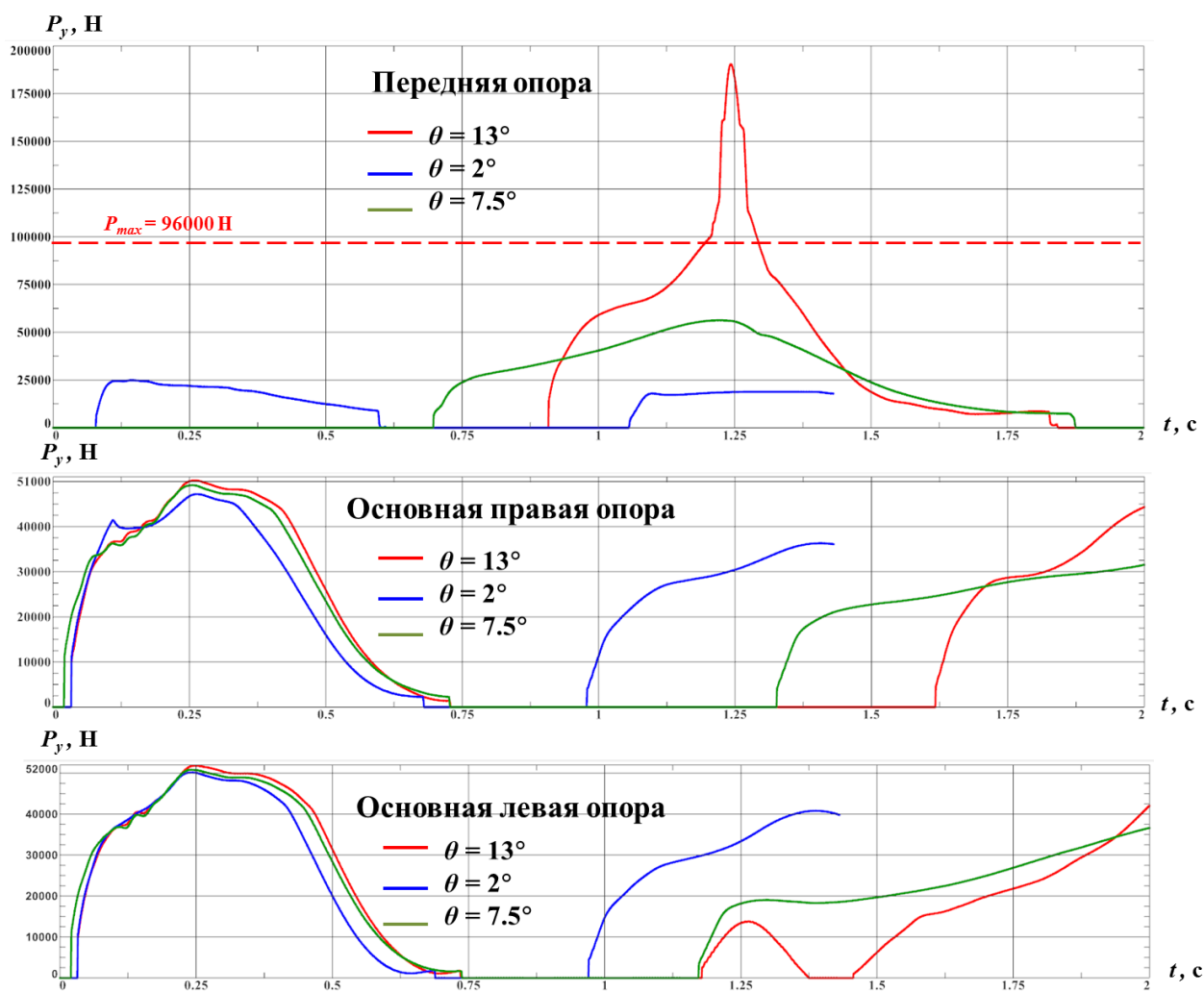


Рисунок 4.3 – Усилие на передней и основных опорах

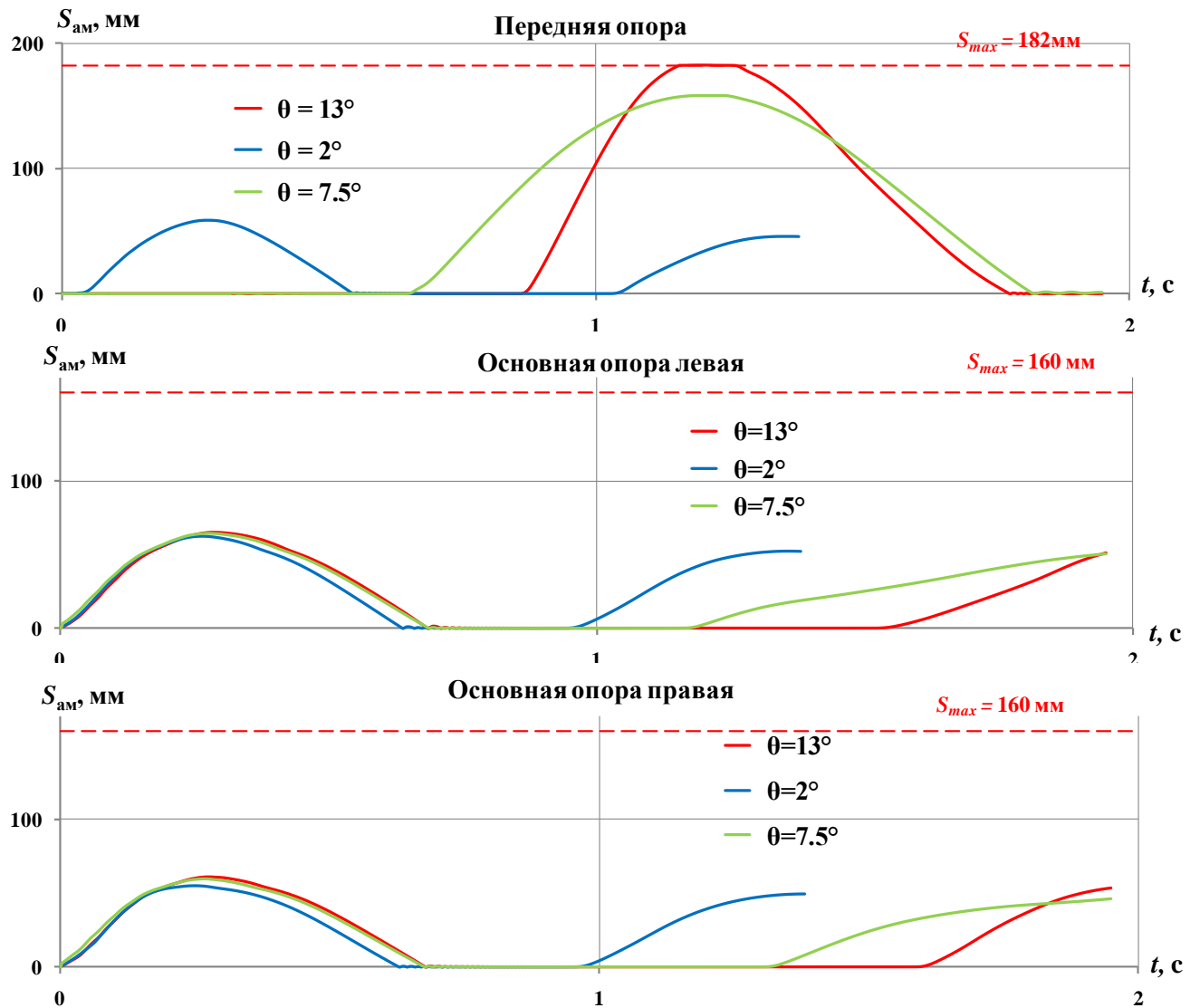


Рисунок 4.4 – Перемещение штока амортизаторов основных и передней опоры

Другой тип задач – это подтверждение возможности использования существующего шасси с теми же параметрами при увеличении взлетной массы самого вертолета.

Так, например, на МВЗ им. М.Л. Миля прорабатывается возможность повышения максимальной взлетной массы вертолета Ми-38 с 15600 кг до 16500 кг. При этом необходимо оценить необходимость доработки штатного шасси.

Тензор инерции для планера вертолета массой 16500 кг:

$$I = \begin{bmatrix} 36610 & 1773 & 26300 \\ 1773 & 207700 & -437 \\ 26300 & -437 & 185580 \end{bmatrix}, \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Проведено исследование для режима вертикальной посадки вертолета.

На рисунках 4.5 – 4.8 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.

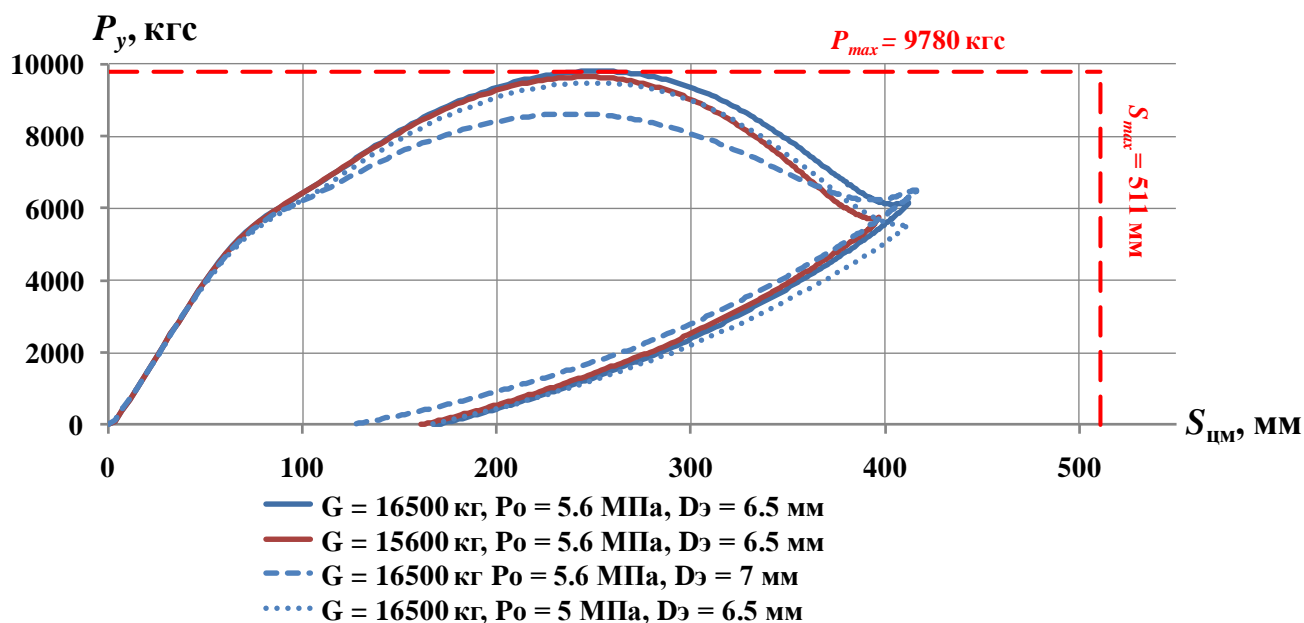


Рисунок 4.5 – Диаграммы вертикального обжатия передней опоры шасси вертолета Ми-38 с различной массой при изменении параметров амортизатора

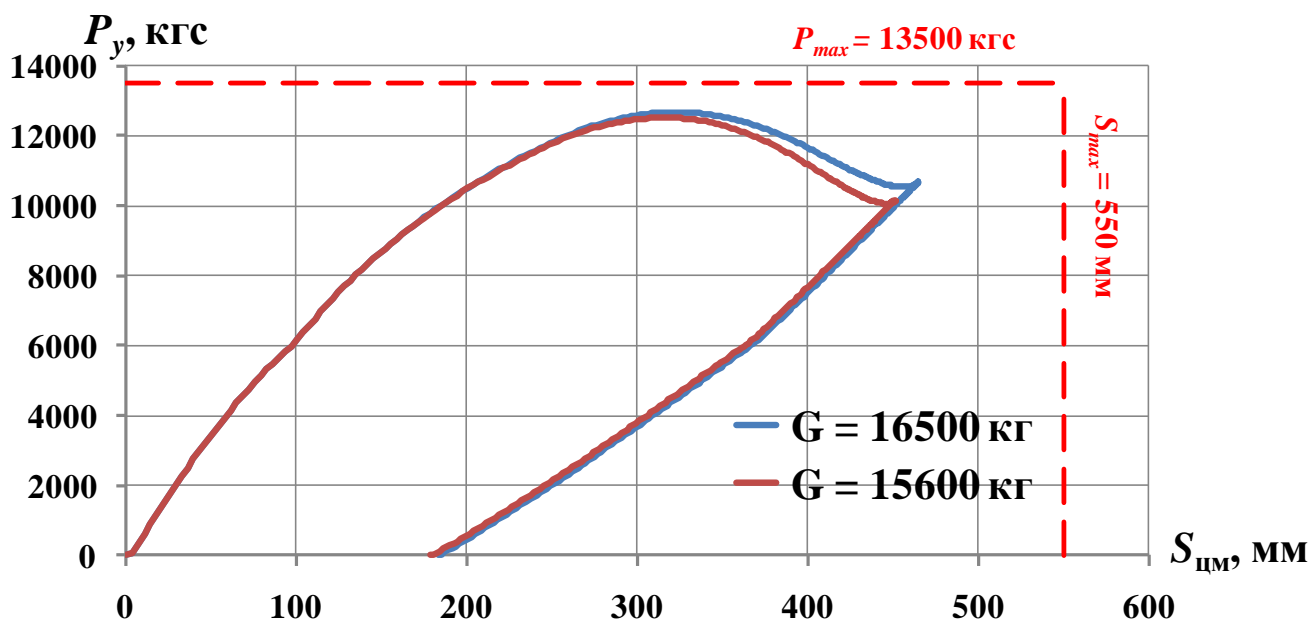


Рисунок 4.6 – Диаграмма вертикального обжатия основной опоры шасси вертолета Ми-38 с различной массой



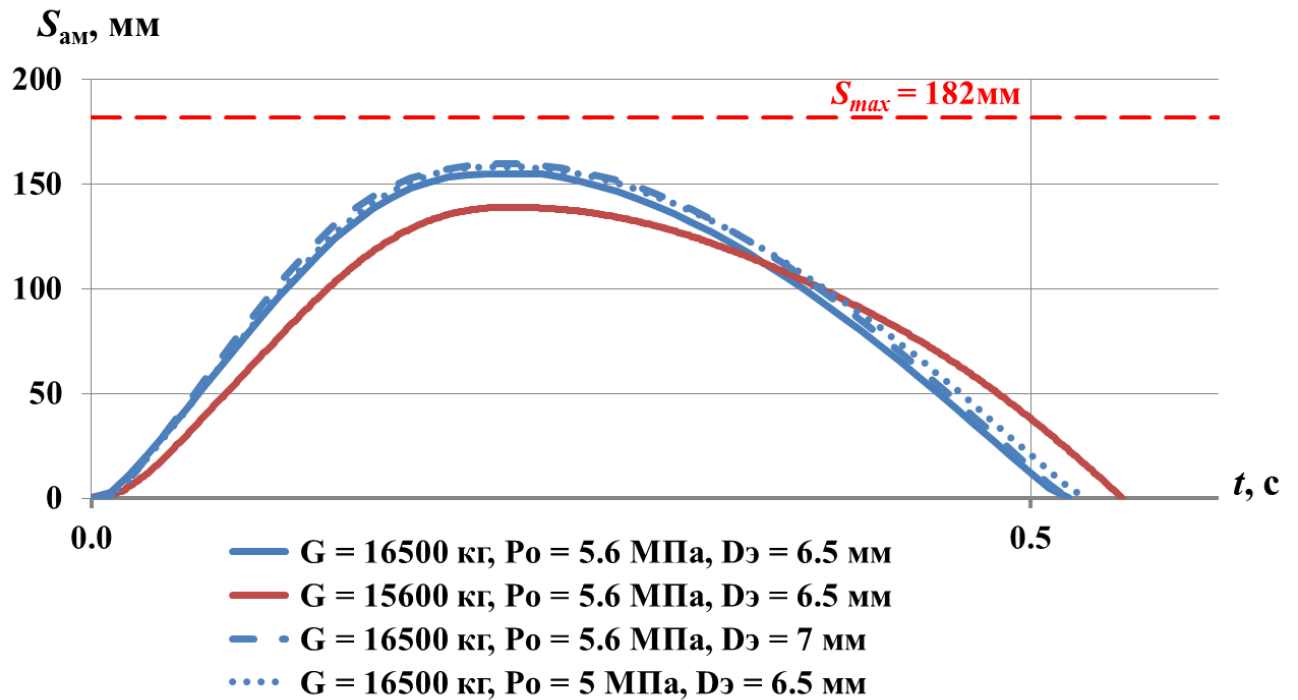


Рисунок 4.7 – Перемещение штока амортизатора передней опоры шасси вертолета Ми-38 с различной массой

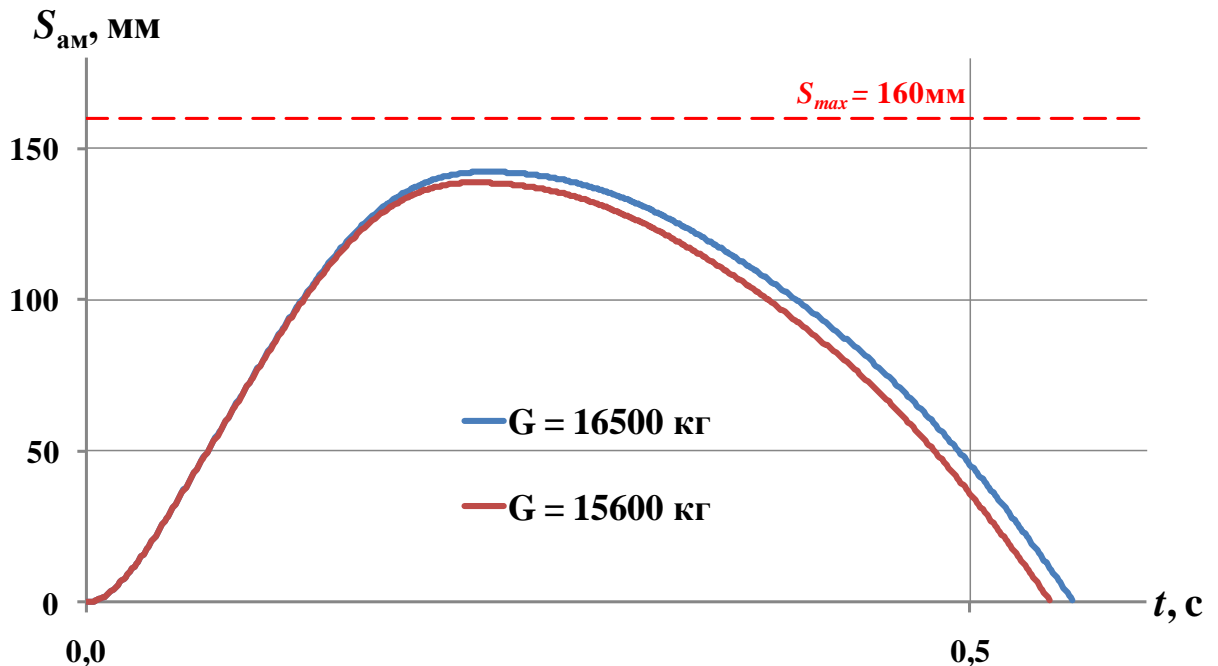


Рисунок 4.8 – Перемещение штока амортизатора основной опоры шасси вертолета Ми-38 с различной массой

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 буксах штока амортизатора с  $D_3 = 6.5$  мм до  $D_3 = 7$  мм.

Первый вариант предпочтительнее, так как является наименее затратным.

## 4.2 Применение системного подхода при разработке шасси

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 4.9). Масса шасси при этом должна быть минимальной.

При разработке вертолетного шасси необходимо выполнение специфических, сугубо вертолетных требований.

При выполнении посадочного маневра необходимо учитывать влияние системы шасси на другие системы вертолета, а так же влияние других систем на работу шасси при посадке. Поэтому при проектировании необходимо учитывать взаимовлияние различных систем вертолета друг на друга.

Известно, что шасси вертолета должно быть отстроено от автоколебаний типа «земной резонанс». Это требование налагает определенные ограничения на его параметры.

Для одновинтовых вертолетов с рулевым винтом характерно наличие достаточно длинной хвостовой балки, предназначенной для парирования реактивного момента на несущем винте. Анализ летных происшествий при аварийных посадках вертолетов данной схемы показывает, что довольно часто происходит разрушение планера вертолета в зоне стыка фюзеляжа с хвостовой балкой. Кроме того, при аварийных посадках ломается передняя опора шасси, а при посадках с продольной скоростью возможен «занос» или опрокидывание вертолета при движении по поверхности после посадки.

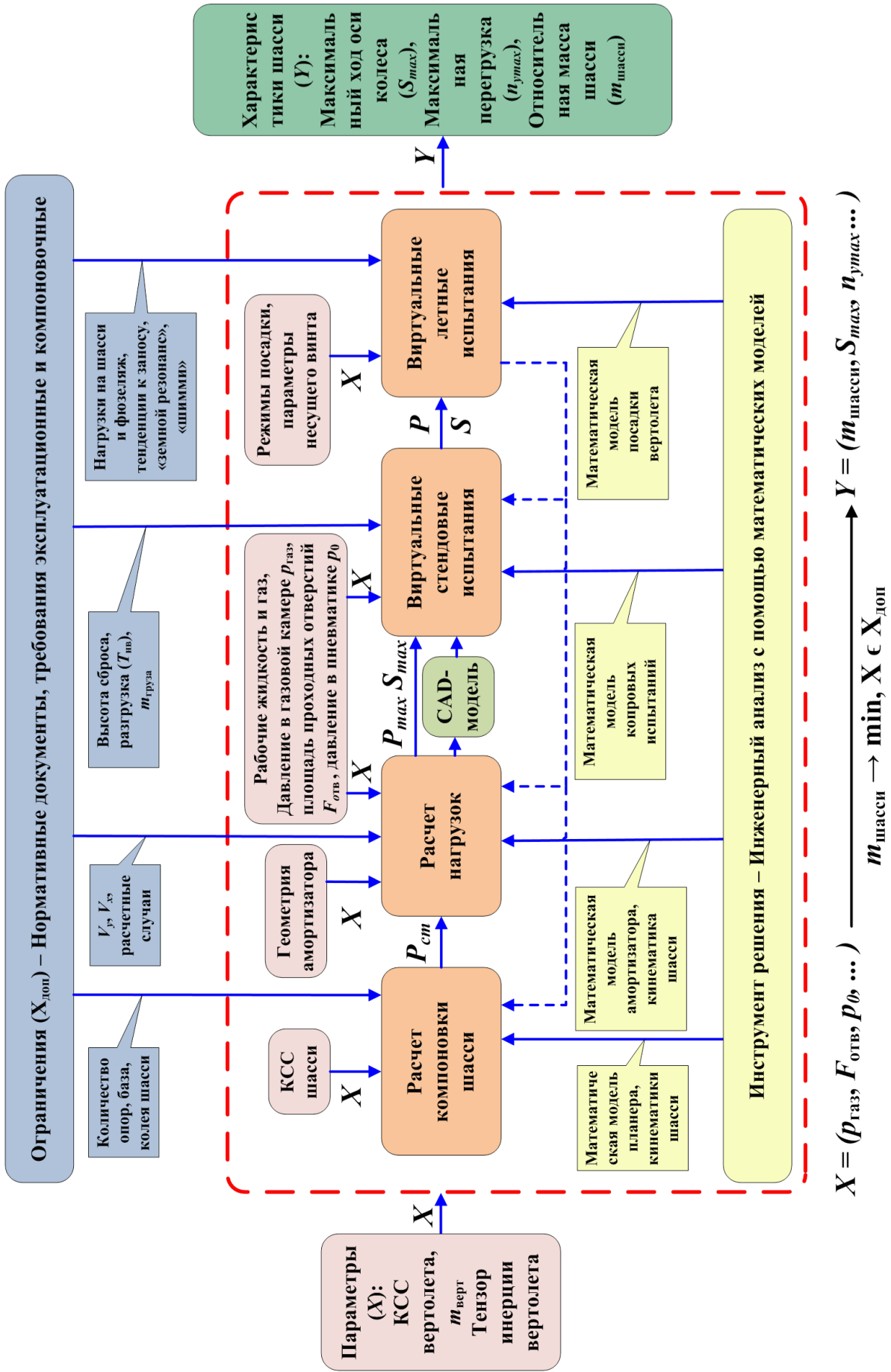


Рисунок 4.9 – Выбор параметров шасси вертолета

Все вышеперечисленные ситуации, возникновение которых возможно при посадке, позволяют сформировать несколько дополнительных требований, выполнение которых, наряду с минимизацией массы конструкции, необходимо соблюдать при проектировании шасси вертолета.

1. Выполнение пункта 29.75(a)(3) АП-29, гласящего, что посадка должна выполняться без тенденций к подпрыгиванию, неуправляемому развороту на земле. При копровых испытаниях шасси определяются только максимальные нагрузки и перемещения элементов конструкции, и невозможно оценить поведение вертолета в целом при выполнении посадочного маневра и пробеге по поверхности.
2. Непревышение максимальных нагрузок на шасси вертолета при посадке, в том числе при посадке с пробегом. При расчете нагрузок на шасси необходимо учитывать влияние силы трения между пневматиком колеса и поверхностью, а так же учитывать изменение силы тяги по времени маневра. При превышении нагрузок шасси ломается, и может стать причиной дальнейших разрушений конструкции.
3. Непревышение максимальных деформаций и напряжений в конструкции планера в зоне стыка фюзеляжа и хвостовой балки. Превышение максимальных деформаций хвостовой балки грозит ударом о землю с последующим разрушением конструкции в зоне удара. Превышение максимально допустимых напряжений вызывает разрушение конструкции в данной зоне.

При проектировании системы шасси вертолета необходимо учитывать вышеперечисленные требования наряду с выполнением минимизации массы конструкции шасси. Разработанные математические модели позволяют оперативно менять параметры шасси и оценивать их влияние на выполнение данных требований.

### 4.3 Экономический эффект от применения методики разработки шасси на основе математического моделирования

Оценка экономического эффекта при использовании математических моделей и проведена на основе данных по времени разработки и затратам при проектировании шасси на АО «МВЗ им. М.Л. Миля».

Существующий алгоритм разработки шасси вертолета показан на рисунке 4.10. Там же, красными пунктирными линиями показаны области, где становится возможным математическое моделирование.

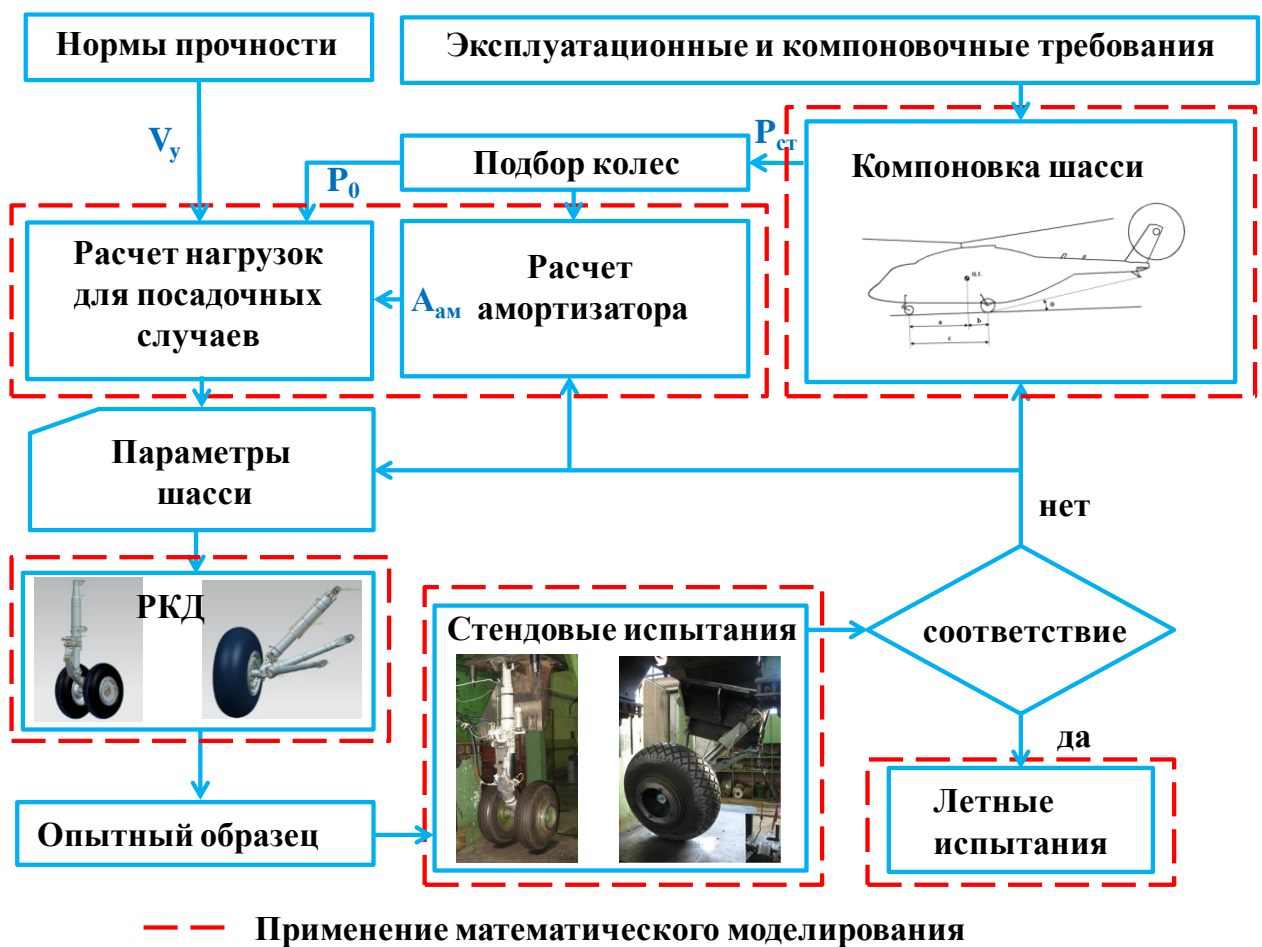


Рисунок 4.10 – Применение математического моделирования при разработке шасси вертолета

При использовании математических моделей начальный этап проектирования может быть несколько дольше, по сравнению с существующими методиками, но в дальнейшем, выигрыш по времени очевиден за счет сокращения объема натурных испытаний (рисунок 4.11).

### Существующая методика проектирования шасси



### Проектирование с использованием математических моделей



Рисунок 4.11 – Сокращение времени разработки шасси при использовании математического моделирования

Если взять за базовую стоимость опытно-конструкторских работ (ОКР) по проектированию шасси с использованием существующей методики и принять ее за 100%, то структура затрат на разработку и продолжительность работ следующие (таблица 4.1).

Таблица 4.1 Ориентировочная стоимость затрат на разработку шасси вертолета и продолжительность работ по существующей методике

Наименование статьи расхода	Стоимость, %	Продолжительность работ, мес.
Разработка РКД	15	10
Работы по технологическому сопровождению	18	8
Изготовление опытного образца	7	6
Оборудование стендовой базы для испытаний	12	7
Стендовые испытания	39	8
Летные испытания	7	3
Оформление документации	2	2
Итого	100	44

Количество сбросов при копровых стендовых испытаниях каждой опоры шасси  $N_{сб\ копр} = 4$ , т.е. всего проводится 8 сбросов. Количество полетов по программе наземных и летных испытаний в части определения взлетно-

посадочных характеристик вертолета  $N_{\text{пол}} = 10$ .

Программное обеспечение, позволяющее строить динамические модели посадки вертолета достаточно дорогое, однако стоимость лицензии на программное обеспечение, использованное в данной работе, сопоставима со стоимостью нескольких полетов по программе летных испытаний.

Изменение стоимости и длительности этапов при ОКР при проектировании шасси с использованием математических моделей посадки вертолета отражено в таблице 4.2.

Таблица 4.2 Ориентировочная стоимость затрат на разработку шасси вертолета в процентах от стоимости ОКР по существующей методике и продолжительность работ при замене части стендовых и летных испытаний расчетом с использованием математических моделей.

Наименование статьи расхода	Стоимость, %	Продолжительность работ, мес.
Разработка РКД	20	12
Работы по технологическому сопровождению	18	8
Изготовление опытного образца	7	6
Оборудование стендовой базы для испытаний	12	7
Стендовые испытания	10	2
Летные испытания	1	1
Оформление документации	2	2
Итого	70	38

Построим графики расходов на проведение ОКР по проектированию шасси. По оси  $X$  будем откладывать время, затраченное на проведение этапов работ, а по оси  $Y$  – расходы, связанные с этим этапом (рисунок 4.12). Синим цветом показаны относительные расходы по времени при существующей методике проектировании шасси, красным цветом – расходы при использовании математического моделирования для сокращения объема стендовых и летных испытаний.

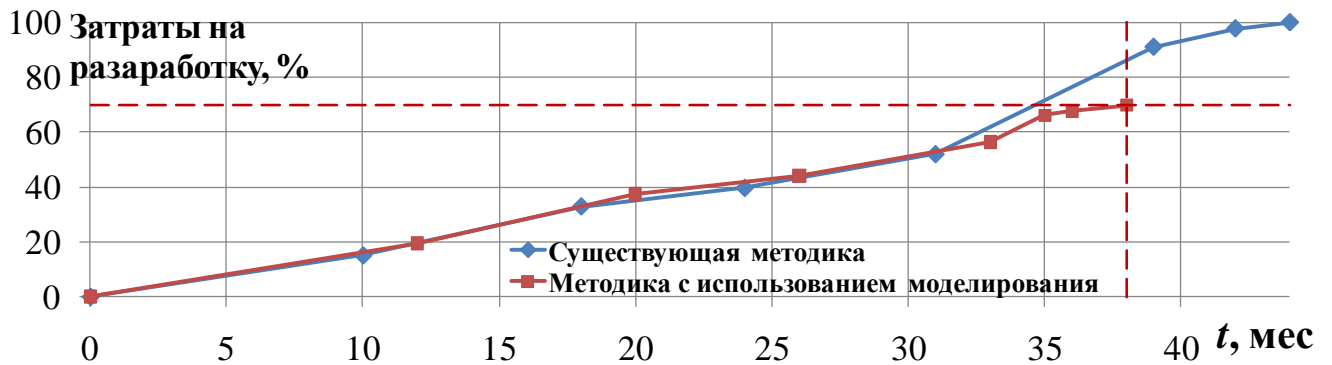


Рисунок 4.12 – Экономический эффект при использовании математического моделирования

#### 4.4 Включение системы шасси в общую модель виртуального вертолета

В настоящее время на авиационных предприятиях, в частности на МВЗ им. М.Л. Миля, отсутствует среда интегрированной разработки всех систем вертолета. Разработка гидросистем, пневмосистем, систем трансмиссии, электроснабжения и др., ведется каждым отделом изолированно, интеграция и проверка систем проводится в конце разработки. Главный недостаток существующего процесса заключается в том, что объективный контроль над состоянием совместного функционирования систем происходит только после их физической поставки смежниками, т.е. практически на этапе создания опытного образца и строительства стендов вертолетных систем. Но современные системы стали комплексными и требования к ним, которые были определены в виде граничных условий со стороны смежных систем и вертолета, не могут учитывать изменения, происходящие в силу их интегрального характера. Это приводит к многократному дублированию в разработке систем. Таким образом, существующий процесс разработки систем, по сути, ведет к доработкам, дополнительным согласованиям параметров и является источником потенциальных отказов в системах. В связи с этим возможно нарушение и затягивание сроков проектирования, перерасход выделенных средств.

Одним из современных системных подходов к процессу проектирования



технических объектов различной сложности является многодисциплинарное моделирование. Процесс проектирования начинается с выбора или разработки архитектур систем. Затем идет каскадирование требований к подсистемам и оборудованию, их взаимная увязка, выбор оборудования для компонентов, компоновка и т.д. в соответствии с этапами аван- и эскизного проекта, рабочее проектирование, изготовление компонентов, комплексирование и валидация систем автономно и в составе изделия на стендах, что обеспечивает проверку функционирования изделия, отвечающего заданным требованиям. В завершение происходит установка систем на вертолете и летные испытания. Взаимосвязь систем вертолета схематично показана на рисунке 4.13.

В данной работе показана возможность реализации части такой модели – системы шасси. Взаимовлияние системы шасси с системой несущего винта и планера вертолета отмечено в данной работе. Показана необходимость совместного проектирования систем в рамках проектирования всего вертолета в целом.

В заключение, по Главе 4 необходимо отметить следующее.

Разработанная методика выбора параметров с помощью математических моделей применима при разработке шасси вертолета. Проведенный анализ влияния параметров амортизатора на характеристики шасси вертолета Ми-38 показал возможность корректировки параметров шасси, в зависимости от предъявляемых требований. Даны рекомендации по выбору оптимального угла наклона траектории при посадке вертолета на режиме авторотации. Даны рекомендации по изменению параметров амортизатора передней опоры шасси вертолета Ми-38 для подтверждения возможности использования существующей конструкции шасси при увеличении взлетной массы вертолета. Показано применение системного подхода при проектировании шасси вертолета и возможность встраивания модели шасси в общую модель вертолетных систем. Экономический эффект при внедрении данной методики выбора параметров шасси, заключен в снижении времени проектирования примерно на полгода и затрат примерно на 30%, по сравнению с существующей методикой.

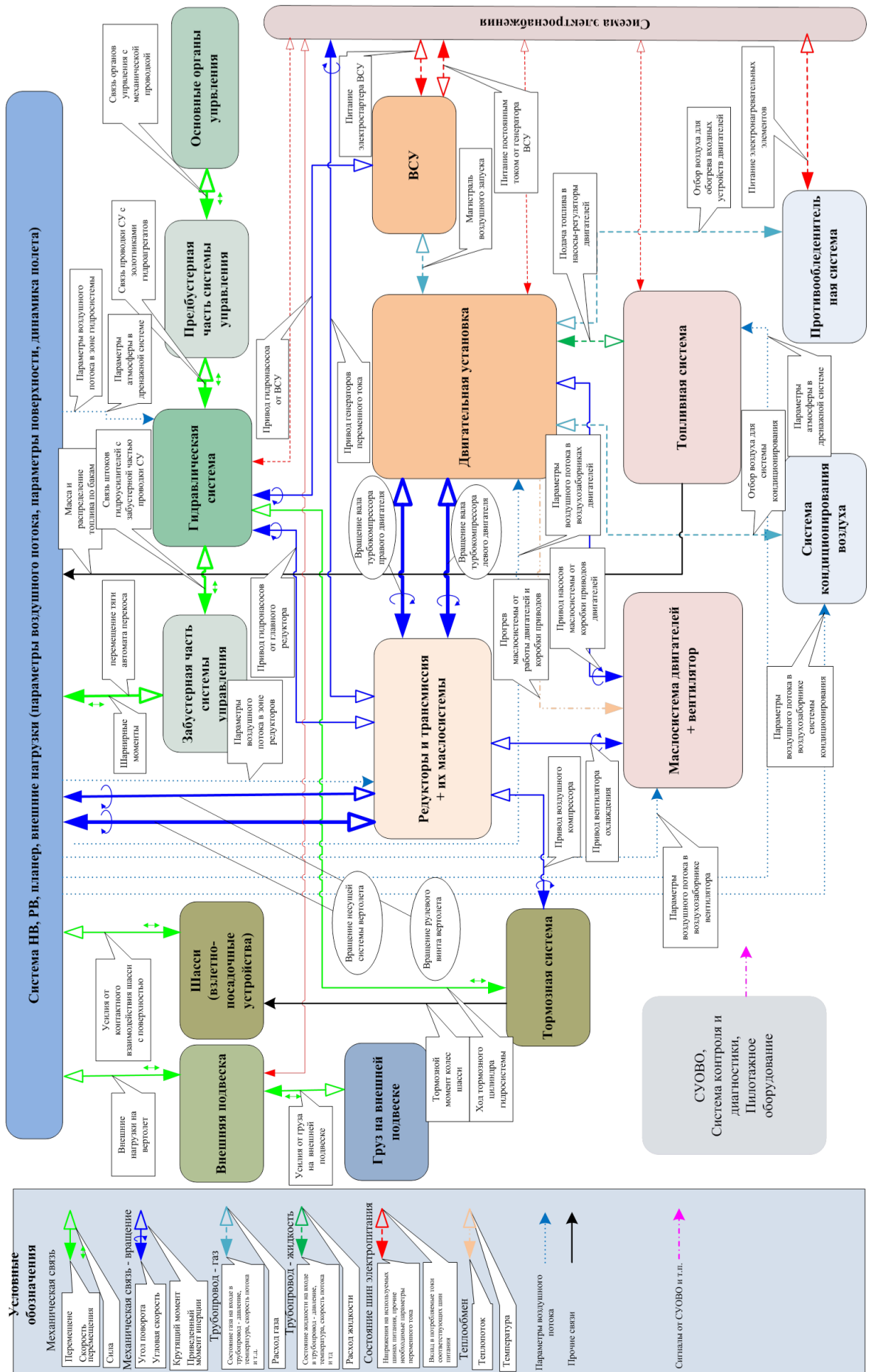


Рисунок 4.13 – Взаимосвязь систем в составе вертолета

## 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 ЛИТЕРАТУРЫ

1. Руководство для конструкторов вертолетов. Издание бюро научной информации ЦАГИ, 1962. — 50 с.
2. Нормы летной годности гражданских вертолетов СССР. Межведомственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР, 1987. — 411 с.
3. Авиационные правила Часть 29 Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. 2003. — 129 с.
4. Рекомендательный циркуляр АС-29-2С. Винтокрылые ЛА транспортной категории / Перевод ООО «Авангард» для ОАО «Вертолёты России». — М. 2013. 1144 с.
5. Engineering Design Handbook. Helicopter Engineering Part One Preliminary Design. National Technical Information Service. 1974. — 880 с.
6. Житомирский, Г.И. Конструкция самолетов / Г.И. Житомирский. — М.: Машиностроение, 1991. — 395 с.
7. Егер, С.М. Проектирование самолетов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
8. Далин, В.Н. Конструкция вертолетов / В.Н. Далин, С.В. Михеев. — М.: Машиностроение, 2001. — 352 с.
9. Богданов, Ю.С. Конструкция вертолетов / Ю.С. Богданов, Р.А. Михеев, Д.Д. Скулков. — М.: Машиностроение, 1990. — 272 с.
10. Далин, В.Н. Методические указания к лабораторно-практическим занятиям «Конструирование шасси вертолета» / В.Н. Далин, О.А. Завалов. — М.: МАИ, 1987. — 32 с.
11. Астахов, М.Ф. Справочная книга по расчету самолета на прочность / М.Ф. Астахов, А.В. Караваев, С.Я. Макаров, Я.Я. Суздальцев. — М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1954. — 537 с.
12. Михеев, Р.А. Расчет вертолета на прочность. В 3-х частях / Р.А. Михеев. — М.: МАИ, 1974.

13. Михеев, Р.А. Прочность вертолетов / Р.А. Михеев. — М.: Машиностроение, 1984. — 280 с.
14. Niu, Michael L.C. Airframe. Stress analysis and sizing / Michael L.C. Niu. — Hong Kong : Hong Kong Conmilit Press LTD, 1999. — 795p.
15. Гантмахер, Ф. Р. Лекции по аналитической механике / Ф. Р. Гантмахер.— М.: Издательство «Наука», 1966. —300 с.
16. Baraff, D. Linear-Time Dynamics using Lagrange Multipliers / D. Baraff // COMPUTER GRAPHICS Proceedings, Annual Conference Series. SIGGRAPH 96, New Orleans, — 1996. —p. 137-146.
17. Baraff, D. Fast Contact Force Computation for Nonpenetrating Rigid Bodies / D. Baraff // COMPUTER GRAPHICS Proceedings, Annual Conference Series. SIGGRAPH 94, Orlando, — 1994. —p. 23-34.
18. Гудков А.И. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов / А.И. Гудков, П.С. Лешаков. — М.: Машиностроение, 1968. — 470 с.
19. Зенкевич, О. Метод конечных элементов в технике / О. Зенкевич.— М.: Издательство «МИР», 1975. — 543 с.
20. Сегерлинд, Л. Применение метода конечных элементов / Л. Сегерлинд.— М.: Издательство «МИР», 1979. — 393 с.
21. Яшутин, А. Г. Автоматизированный комплекс силовых и детальных расчетов прочности самолета [Электронный ресурс] / А. Г. Яшутин, Е.А. Суренский // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2014. — Выпуск № 74. — Режим доступа:<http://trudymai.ru/upload/iblock/8f0/8f04c6b9337aa31f537b993af3f53159.pdf?lang=ru&issue=74>
22. Гончаров, П.С. NX Advanced Simulation. Инженерный анализ / П. С. Гончаров, И.А. Артамонов, Т.Ф. Халитов, С.В. Денисихин, Д.Е. Сотник.— М.: Издательство ДМК пресс, 2012. — 504 с.
23. Кутелев М.М. Особенности проектирования амортизационных систем шасси транспортных и пассажирских самолетов / М.М. Кутелев. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. —2012. — № 56. — с. 53-60.

24. Тищенко, М.Н. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании / М.Н. Тищенко, А.В. Некрасов, А.С. Радин. — М.: Машиностроение, 1976. — 368 с.
25. Завалов, О.А. Проектирование вертолетов. Методические указания к курсовой работе / О.А. Завалов, Д.Д. Скулков. — М.: МАИ, 1990. — 28 с.
26. Богданов Ю.С. Выбор основных параметров шасси вертолета в задаче автоматизированного синтеза / Ю.С. Богданов, В.Н. Журавлев // Проблемы проектирования современных вертолетов. Тематический сборник научных трудов института. — М.: МАИ, 1981. — с. 16-24.
27. Богданов Ю.С. Алгоритмы и программы расчетов шасси при проектировании вертолетов / Ю.С. Богданов, В.Н. Журавлев — М.: МАИ, 1981. — 50 с.
28. Идельчик, И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям /Под ред. М.О. Штейнберга. 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1992. —672 с.
29. Башта, Т. М. Гидропривод и гидропневмоавтоматика / Т.М. Башта. — М.: Машиностроение, 1972. — 320 с.
30. Никитин, О.Ф. Рабочие жидкости и уплотнительные устройства гидроприводов / Т.М. Башта. — М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. — 284 с.
31. John C. Dixon. The Shock Absorber Handbook / Professional Engineering Publishing, 2007. — 414 p.
32. Ветчинкин, В. П. Материалы по расчёту и проектированию упруго - гидравлической амортизации шасси самолета / В. П. Ветчинкин // Труды ЦАГИ. — М.: БНТ ЦАГИ, 1946. — Вып. 592. — 104 с.
33. Агладзе, А. Г. Конструирование и расчёт масляных амортизаторов шасси самолетов / А. Г. Агладзе // Технические заметки ЦАГИ. — М.: БНИИ ЦАГИ, 1935. — № 59. — 47 с.
34. Белоус, А. А. Методы расчёта масляно – пневматической амортизации шасси самолетов / А.А. Белоус // Труды ЦАГИ. — М.: БНТ ЦАГИ, 1947. вып. 622. — 104 с.
35. Белоус, А. А. Амортизация шасси с рычажной подвеской колеса / А. А. Белоус // Труды ЦАГИ. — М.: БНТ ЦАГИ, 1949. — вып. 678. — 23 с.

36. Белоус, А. А. Амортизация полурычажного шасси самолёта / А. А. Белоус, М. В. Дмитриева // Труды ЦАГИ. — 1969. — вып. 1177. — 43 с.
37. Дмитриева, М. В. Расчёт амортизации шасси телескопического типа / М. В. Дмитриева // Труды ЦАГИ. — 1967. — вып. 1064. — 38 с.
38. Дмитриева, М. В. Расчёт амортизации шасси с рычажной подвеской колёс / М. В. Дмитриева // Труды ЦАГИ. — 1971. — вып. 1394. — 48 с.
39. Кондаков, Л. А. Рабочие жидкости и уплотнения гидравлических систем / Л. А. Кондаков. — М.: Машиностроение, 1982. — 261 с.
40. Кондаков, Л. А. Уплотнения и уплотнительная техника: Справочник / Л. А. Кондаков, А. И. Голубев, В. Б. Овандер и др. — М.: Машиностроение, 1986. — 464 с.
41. Дмитриев, В. М. Экспериментальное определение коэффициентов трения в амортизаторах стоек шасси / В. М. Дмитриев // Технические отчеты ЦАГИ. — 1967. — вып. 310. — 12 с.
42. Smiley, R. F. Mechanical Properties of Pneumatic Tires with Special Reference to Modern Aircraft Tires / R. F. Smiley, W. B. Horne // NACA TN 4110. — Washington.: Langley Aeronautical Laboratory, 1958. — 166 p.
43. Юрьев, Б. Н. Аэродинамический расчет вертолета / Б. Н. Юрьев — М., Государственное издание оборонной промышленности, 1956. — 560 с.
44. Баскин, В.Э. Теория несущего винта / В.Э. Баскин, Л.С. Вильдгрубе, Е.С. Вождаев, Г.И. Майкапар. — М., Машиностроение, 1973. — 364 с.
45. Миль, М. Л. Вертолеты. Расчет и проектирование Том 1 Аэродинамика / М. Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверман, Л.Н. Гродко, М.А. Лейканд. — М., Машиностроение, 1966. — 456 с.
46. Шайдаков, В.И. Дисковая теория несущего винта с постоянной нагрузкой по диску / В.И. Шайдаков // Проектирование вертолетов. — М.: МАИ — 1976. — вып. 351.
47. Шайдаков, В.И. Алгоритмы и программы расчетов в задачах динамики вертолетов/ В.И. Шайдаков и др. — М., МАИ, 1984. — 53 с.
48. Артамонов, Б.Л. 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.
49. 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.
50. Артамонов, Б. Л. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики несущего винта вертолета / Б. Л. Артамонов // Труды МАИ. — 1977. — вып. 406. — 33 с.
51. Шайдаков, В.И. Исследование влияния экранного эффекта на аэродинамические характеристики и параметры воздушной струи несущего винта вертолета / В. И. Шайдаков // Вестник МАИ. —2008. — Т15.№4 — 10 с.
52. Кубланов, М.С. Об адекватности математических моделей и задаче идентификации / М. С. Кубланов // Научный вестник МГТУ ГА. —2009. — № 138 — с. 101-106.
53. Кубланов, М.С. Проверка адекватности математических моделей / М. С. Кубланов // Научный вестник МГТУ ГА. —2015. — № 211 — с. 29-36.
54. Кубланов, М. С. Математическое моделирование задач летной эксплуатации воздушных судов при взлете и посадке / М.С. Кубланов. — М.: РИО МГТУ ГА, 2013. — 270 с.
55. Кубланов, М.С. Основы математического моделирования динамики различных видов авиационных шасси / М. С. Кубланов // Научный вестник МГТУ ГА серия Аэромеханика и прочность. —2006. — № 97 — с. 88-93.
56. Бехтина, Н.Б. Математическое моделирование движения тяжелых транспортных самолетов на посадке / Н. Б. Бехтина, Н.А. Сметанина // Научный вестник МГТУ ГА. —2016. — Том 19, № 04 — с. 125-130.
57. Бехтина, Н.Б. Математическая модель бокового коэффициента сцепления колеса пневматика шасси при движении летательного аппарата по взлетно-посадочной полосе / Н. Б. Бехтина // Научный вестник МГТУ ГА. — 2006. — № 97 — с. 134-140.

58. Бехтина, Н.Б. Определение бокового коэффициента сцепления пневматиков шасси самолета с поверхностью ВПП / Н. Б. Бехтина // Научный вестник МГТУ ГА. — 2004. — № 72.
59. Бехтина, Н.Б. Факторы, определяющие взаимодействие авиационного шасси с взлетно-посадочной полосой / Н. Б. Бехтина, М.С. Кубланов // Научный вестник МГТУ ГА. — 2004. — № 72.
60. Бехтина, Н.Б. Комплексная методика определения коэффициента сцепления колес шасси с взлетно-посадочной полосой / Н. Б. Бехтина // Научный вестник МГТУ ГА. — 2005. — № 81.
61. Бехтина, Н.Б. Математическая модель торможения и раскрутки колес шасси / Н. Б. Бехтина // Научный вестник МГТУ ГА. — 2003. — № 59.
62. 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](http://trudymai.ru/upload/iblock/cbb/kruchinin_kuzmin_rus.pdf?lang=ru&issue=92)
63. 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.
64. Загидулин, А.Р. Моделирование процесса обжатия при ударе двухкамерной жидкостно-газовой амортизации шасси самолета / А.Р. Загидулин, Е.Г. Подружин, В.Н. Максименко // журнал «Доклады академии наук высшей школы Российской федерации». — 2012. — № 1(18) — с. 89-97.
65. Загидулин, А.Р. Моделирование динамического обжатия основной опоры шасси вертолётa [Электронный ресурс] / А. Р. Загидулин, Е. Г. Подружин // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2013. — Выпуск № 71. — Режим доступа:  
<http://trudymai.ru/upload/iblock/7a9/7a9687c2e16d0ec594ff3f7d5a0a6ebb.pdf?lang=ru&issue=71>

66. Загидулин, А. Р. Моделирование процесса обжата амортизации шасси летательных аппаратов при посадке: диссертация канд. тех. наук: 05.07.03/ Загидулин Артем Рибхатович — Новосибирск, 2014. — 119 с.
67. Рыбин, А. В. Исследование динамики посадки пассажирского самолёта [Электронный ресурс] / А. В. Рыбин // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2014. — Выпуск № 74. — Режим доступа: <http://trudymai.ru/upload/iblock/6a3/6a3e87e45eee5c6156372706f085e27c.pdf?lang=ru&issue=74>
68. Kruger W. Aircraft landing gear dynamics: simulation and control / Kruger W., Besselink I., Cowling D., Doan D. B., Kortum W. and Krabacher W // Vehicle System Dynamics.1997. 28 (2-3). 119-158.
69. Зырянов А.В. Математическая модель работы шасси при демпфировании динамических воздействий в процессе взлета и посадки летательного аппарата / А.В. Зырянов, Н.С. Сенюшкин, В.Ф. Харитонов, Л. Н. Ялчибаева, А.А. Лоскутников, О.И. Болдырев // Молодой ученый. — 2012. — №4. — с. 41-43.
70. Снисаренко, Т.В. Математическое моделирование динамических нагрузок при взлёте и посадке упругого самолёта / Т. В. Снисаренко, В.Д. Чубань // Ученые записки ЦАГИ. — 2008. — Том XXXIX № 97. — с. 63-76.
71. Сидоренко А.С. Динамическое состояние конструкции вертолета при аварийной посадке / А. С. Сидоренко // Научный вестник МГТУ ГА. — 2010. — № 161. — с. 65-73.
72. Сидоренко А.С. Динамическое состояние конструкции вертолета при нестационарном движении посадочной площадки / А. С. Сидоренко // Вестник МАИ. — 2010. — Т.17. № 5. — с. 34-42.
73. Ивчин, В.А. Разработка математической модели шасси вертолета по результатам экспериментальных исследований натурной конструкции / В. А. Ивчин // Научный вестник МГТУ ГА. — 2013. — № 188. — 6 с.
74. Неделько, Д.В. Приближенная расчетная оценка сил на несущем винте вертолета в процессе авторотационной посадки/ Д.В. Неделько, С.А. Алимов, М.З. Шакиров // Авиационная промышленность. — 2013. № 2. — с. 15-18.

75. Михайлов, С.А. Моделирование посадки вертолета на ползковом шасси с учетом второго посадочного удара / С.А. Михайлов, Л.В. Коротков, С.А. Алимов, Д.В. Неделько // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2010. № 3. с. 13–16.
76. Алимов, С.А. Исследование посадочных характеристик вертолета на ползковом шасси по результатам летного эксперимента / С.А. Алимов, С.А. Михайлов, Д.В. Неделько, С.В. Салтыков, А.А. Усольцев // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Том XLIV № 5. — с. 64-71.
77. Неделько, Д.В. Метод решения задач контакта посадочных устройств вертолета при его посадке на твердую поверхность и при приводнении / Д.В. Неделько // Авиационная промышленность. 2012. № 2. — с. 13-17.
78. Желонкин, А.А. Построение и исследование в MSC.ADAMS динамической модели вертолета [Электронный ресурс] / А. А. Желонкин // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2013. — Выпуск № 65. — Режим доступа: <http://trudymai.ru/upload/iblock/423/42309f0962a6b5a942b2cc534aa0546f.pdf?lang=ru&issue=65>
79. Передняя опора шасси объекта «260» 260.4110-0. Расчет амортизации / — Нижний Новгород: НАО «Гидромаш», 1993. — 43 с.
80. Основная опора шасси объекта «260» 260.4110-0. Расчет амортизации / — Нижний Новгород: НАО «Гидромаш», 1994. — 53 с.
81. Отчёт № 299 – 130/06 по копровым испытаниям на работоспособность и многократные сбросы опытной передней опоры шасси изд. «260» / — Нижний Новгород: ОАО «Гидромаш», 2004. — 77 с.
82. Отчёт № 310 – 130 – 06/03 по предварительным копровым испытаниям на работоспособность и многократные сбросы основной опоры шасси 260.4101-0 / — Нижний Новгород: ОАО «Гидромаш», 2004. — 64 с.
83. Отчёт № 6084 – 130/06 сертификационных испытаний на сброс по определению нагрузок на переднюю опору шасси вертолёт Ми-38 / — Нижний Новгород: ОАО «Гидромаш», 2015. — 149 с.

84. Отчет № 6085 – 130/06 – 03 сертификационных испытаний на сброс по определению нагрузок на основную опору шасси вертолета Ми-38 / — Нижний Новгород: ОАО «Гидромаш», 2015. — 95 с.
85. Протокол № 2602.0004.41/23 (№27-2016) По результатам дополнительных сертификационных испытаний в части определения возможности и характеристик безопасной посадки вертолета на подготовленную посадочную поверхность на режиме самовращения НВ при отказе двух двигателей на крейсерском режиме полета вертолета Ми-38 (модель Ми-38-2) / — М.: АО «МВЗ им. М.Л. Миля», 2016. — 25 с.
86. Протокол № 2602.0004.02 (№ 21-2014) по результатам выполнения посадок на режиме самовращения несущего винта / — М.: АО «МВЗ им. М.Л. Миля», 2014. — 6 с.
87. Протокол № 2602.0004.42-1 (№ 47-2016) по результатам дополнительных сертификационных испытаний вертолета Ми-38 (модель Ми-38-2) в части нагрузок на шасси / — М.: АО «МВЗ им. М.Л. Миля», 2016. — 37 с.
88. Дополнение к акту №32-2009/2/06-2011 по результатам испытаний по Программе №32-2009 предварительных (летно-доводочных) испытаний опытного образца вертолета Ми-38 ОП-2 / — М.: АО «МВЗ им. М.Л. Миля», 2009. — 188 с.
89. 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.
90. 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.
91. 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.
92. 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.
93. 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.
94. 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.
95. Каталог авиационных колес: справочник. — М: Авиационная корпорация «Рубин», 1997 г.
95. Авиационные материалы: справочник в 9 томах. — М: ОНТИ, 1973 г.
96. Расчетные характеристики металлических конструкционных авиационных материалов. Справочник / — М: ОАК, 2008 г.
97. Гимадиев, А.Г. LMS Imagine.lab Amesim как эффективное средство моделирования динамических процессов в мехатронных системах / А. Г. Гимадиев, П. И. Грешняков, А. Ф. Синяков. — Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2014. — 137 с.
98. LMS Amesim Reference manual / Siemens Industry Software, 2015.
99. Simcenter 12.0.2 Справочная информация / Siemens Industry Software, 2017.
100. Отчет № 38-69-2011 Верификация расчетной конечно-элементной модели вертолета Ми-38 по данным статических испытаний планера опытного вертолета / — М.: АО «МВЗ им. М.Л. Миля», 2011. — 52 с.
101. Аникин, А.А. Расчет проходимости вездеходных машин при движении по снегу / А.А. Аникин, Л.В. Барахтанов, В.А. Жук, С.Е. Манянин // Журнал автомобильных инженеров. — 2010. № 2(61). — с. 20-22.

102. Аникин, А.А. Физико-механические свойства снега как полотна пути для движения машин [Электронный ресурс] / А. А. Аникин, Л.В. Барахтанов, И.О. Донато // Электронное научно-техническое издание «Наука и образование». — 2010. — № 10. — Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/160649.html>.