

На правах рукописи



Загидулин Артём Рибхатович

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБЖАТИЯ АМОРТИЗАЦИИ ШАССИ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ ПОСАДКЕ**

Специальность 05.07.03 – прочность и тепловые режимы летательных
аппаратов

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Новосибирск – 2015

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Новосибирский государственный технический университет».

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Подружин Евгений Герасимович

Официальные оппоненты: Гарифуллин Мансур Фоатович,
доктор технических наук, профессор
Федеральное государственное унитарное
предприятие «Центральный
Аэрогидродинамический Институт имени
профессора Н.Е. Жуковского», главный
научный сотрудник НИО-19

Аверьянов Геннадий Сергеевич,
доктор технических наук, профессор
Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего
профессионального образования «Омский
государственный технический
университет», профессор кафедры «Авиа- и
ракетостроение»

Ведущая организация: Федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего
образования "Самарский государственный
аэрокосмический университет имени
академика С.П. Королева (национальный
исследовательский университет)", г. Самара

Защита состоится «14» мая 2015 г. в 14:00 часов на заседании диссертационного совета Д.212.173.13 в Новосибирском государственном техническом университете по адресу: 630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Новосибирского государственного технического университета:

http://www.nstu.ru/science/dissertation_sov/dissertations/view?id=14861

Автореферат разослан «7» апреля 2015 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета



Тюрин Андрей Геннадиевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Взлёт и посадка летательного аппарата – наиболее сложные и потенциально опасные режимы полёта. Они существенно отличаются от других, динамические характеристики при взлёте и посадке также весьма специфичны. Основная специфика режима посадки – близость поверхности земли и необходимость полёта с выполнением достаточно сложных эволюций.

Безопасность полёта при взлёте и посадке в значительной мере зависит от шасси самолёта. Шасси представляет систему опор, необходимых для взлёта, посадки, передвижения и стоянки летательного аппарата на взлётно-посадочной поверхности. Шасси состоит из опорных элементов – колёс, лыж или других устройств, посредством которых летательный аппарат соприкасается с поверхностью места базирования, и силовых элементов – стоек, траверс, подкосов, соединяющих опорные элементы с конструкцией планера. При посадке, в момент касания опорных элементов шасси посадочной поверхности, центр тяжести летательного аппарата, как правило, имеет ненулевой вертикальный компонент скорости, который является причиной посадочного удара. Для уменьшения перегрузки при посадке шасси снабжается амортизацией, состоящей обычно из амортизаторов и пневматиков колёс.

Основные требования, предъявляемые к амортизации:

- амортизационная система шасси должна поглощать энергию посадочного удара и колебаний планера при движении по земле;
- амортизатор должен обеспечить рассеивание поглощённой энергии;
- вертикальное усилие на опоре шасси должно нарастать плавно, достигая максимума в конце обжатия;
- время прямого и обратного хода не должно превышать 0,8–1 с, чтобы имелась возможность к восприятию последующих ударов;
- упругие характеристики амортизатора должны по возможности меньше зависеть от условий внешней среды.

Существует множество конструктивных типов амортизаторов, способных поглотить и рассеять вертикальную кинетическую энергию летательного аппарата в момент приземления. Жидкостно-газовые амортизаторы – наиболее распространённые амортизаторы для средних и тяжёлых летательных аппаратов, поскольку они обеспечивают весьма эффективное поглощение и рассеивание кинетической энергии. Они отвечают современным требованиям, предъявляемым к амортизационной системе самолёта, и обеспечивают высокую надёжность при её эксплуатации. Вместе с тем требуется постоянное улучшение характеристик амортизации для соответствия современным требованиям комфортабельности и безопасности полётов, что обуславливает необходимость создания эффективных методик расчёта амортизации.

Построение математической модели динамики стойки шасси довольно трудоёмкий процесс, включающий анализ структуры объекта, изучение особенностей его расчёта, конструирования и условий посадки, а также идентификацию (отождествление) модели и реального объекта. Поэтому важно

автоматизировать процесс построения модели для численного расчёта амортизации шасси летательных аппаратов.

Степень разработанности темы исследования

Теоретическую основу исследования в области математического моделирования амортизации шасси летательных аппаратов составили научные труды В. П. Ветчинкина, А. А. Белоуса, В. М. Дмитриева, М. В. Дмитриевой, Г. Я. Полуэктова, Н. А. Мелик-Заде, В. А. Белокопытова, Ю. А. Стучалкина, В. Л. Дрожжина, Л. И. Ивлевой, Ю. И. Мазутского, О. С. Ткаченко, И. Е. Идельчика, Т. М. Башты, М. А. Лаврентьева, Б. В. Шабата, Д. Н. Попова, Л. А. Кондакова, Г. А. Никитина, В. Н. Прокофьева, В. Б. Овандера, *M. K. Wahi, H. Hall, R. R. Allen* и др.; в области численного моделирования движения произвольной голономной системы твёрдых тел с использованием уравнений Лагранжа первого рода составили труды *D. Baraff, M. Anitescu, F. A. Potra, M. B. Cline, R. W. Cottle, J. S. Pang, R. E. Stone, G. M. Katta* и др.

Целью диссертационной работы является разработка универсальной методики моделирования амортизации шасси летательных аппаратов с жидкостно-газовыми амортизаторами, подходящей для расчёта стоек шасси с различными кинематическими схемами.

Задачи диссертационной работы

1. Разработать универсальную методику построения математических моделей амортизации шасси летательных аппаратов.

2. Разработать алгоритм и программное обеспечение, реализующие предложенную методику.

3. Построить математические модели и провести численное моделирование копровых испытаний основной опоры шасси самолёта Ту-204СМ и опор шасси вертолётa Ка-62.

4. Сопоставить полученные расчётные данные с результатами копровых испытаний.

Научная новизна

Разработана методика расчёта динамики посадочного удара опор шасси летательных аппаратов, отличающаяся от ранее применяемых методик:

- использованием метода моделирования плоскопараллельного движения системы твёрдых тел с голономными связями на основе уравнений Лагранжа первого рода;

- универсальностью подхода при моделировании опор шасси различных кинематических схем;

- представлением модели опоры шасси в объектном виде – как совокупности объектов: твёрдых тел, силовых факторов и механических связей, что позволяет автоматизировать процесс построения модели шасси и обеспечивает модульность и расширяемость моделей.

Теоретическая и практическая значимость работы заключается в использовании предложенной методики в ОАО «Авиаагрегат» при доводке основной и хвостовой опор шасси вертолётa Ка-62 на соответствие заданным характеристикам амортизации; использовании результатов в ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина» при выполнении НИР; разработке объектно-

ориентированной программной архитектуры, реализующей предложенную методику расчёта.

Личный вклад автора заключается в разработке и программной реализации методики расчёта динамики опор шасси летательных аппаратов; построении численных моделей опор шасси и проведении расчётов; проведении копровых испытаний опор шасси вертолёта Ка-62 и анализе полученных экспериментальных данных.

Методология и методы исследования

При выполнении исследовательской работы и решении поставленных задач использовались методы теоретической механики, некоторые разделы линейной алгебры и математического анализа.

Положения, выносимые на защиту:

1. Методика построения моделей динамики опор шасси летательных аппаратов с использованием метода моделирования плоскопараллельного движения системы твёрдых тел с голономными связями на основе уравнений Лагранжа первого рода.

2. Программная реализация предложенной методики.

3. Результаты численного моделирования копровых испытаний основной опоры шасси самолёта Ту-204СМ и опор шасси вертолёта Ка-62.

Степень достоверности и апробация результатов

Достоверность и обоснованность результатов, содержащихся в работе, основывается на использовании в методике расчёта фундаментальных принципов теоретической механики; сопоставлении расчётных данных с экспериментальными, полученными с использованием сертифицированных средств измерений и испытательного оборудования.

Основные результаты диссертации докладывались на всероссийской научно-технической конференции «Наука, промышленность, оборона» в Новосибирске в 2010, 2011 и 2013 гг.; всероссийской научно-практической конференции молодых специалистов и студентов «Перспективные технологии самолетостроения в России и мире» в Новосибирске в 2010 и 2011 гг.; Всероссийской конференции «Деформирование и разрушение структурно-неоднородных сред и конструкций» в Новосибирске в 2011 г.; международной научно-практической конференции «Современные проблемы и пути их решения в науке, транспорте, производстве и образовании '2011» в Одессе в 2011 г.

По материалам диссертации опубликовано 11 научных работ, в том числе 3 статьи в журналах, входящих в перечень изданий, рекомендованных ВАК.

Структура и объем диссертации

Диссертация содержит 119 страниц, 96 рисунков, 7 таблиц и состоит из введения, 3-х глав, заключения, списка литературы, содержащего 96 наименований, и 4-х приложений.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении показана актуальность рассматриваемой проблемы, приведён обзор работ по проблемам, близким к рассмотренным в диссертационной работе. Сформулированы цели и задачи работы, её научная новизна, теоретическая и практическая значимость, приведены выносимые на защиту положения.

Первая глава содержит описание различных конструктивных схем шасси летательных аппаратов с жидкостно-газовой амортизацией, устройства и принципов работы двухкамерных жидкостно-газовых амортизаторов. Описан существующий подход к моделированию амортизации, используемый в настоящее время в расчётных практиках ОКБ и НИИ, а также подход с использованием метода моделирования плоскопараллельного движения системы твёрдых тел с голономными связями на основе уравнений Лагранжа первого рода. Приведены математические модели внутренних силовых факторов амортизатора и модель шины колеса.

Рассматривается плоскопараллельное движение произвольной системы твёрдых тел относительно некоторой инерциальной системы отсчёта. На положения тел наложены идеальные голономные связи. Одну такую связь можно описать скалярной функцией от \mathbf{x} :

$$C_k = f(\mathbf{x}),$$

где \mathbf{x} – вектор, определяющий положение тел:

$$\mathbf{x} = (\mathbf{x}_1 \ \cdots \ \mathbf{x}_n)^T; \quad \mathbf{x}_i = (x_i \ y_i \ \alpha_i)^T,$$

где n – количество тел в системе; x_i, y_i – координаты центра масс i -того тела в глобальной системе координат; α_i – угол поворота тела в глобальной системе координат.

Односторонняя связь, ограничивающая перемещение тела только в одном направлении, задаётся как неравенство:

$$C_k(\mathbf{r}_i, \mathbf{r}_j) \geq 0. \quad (1)$$

Двусторонняя связь задаётся уравнением:

$$C_k(\mathbf{r}_i, \mathbf{r}_j) = 0. \quad (2)$$

Функции связей для системы твёрдых тел, объединяются в вектор-столбец \mathbf{C} с размерностью d , равной количеству связей в системе.

Уравнение движения системы в матричном виде записывается следующим образом:

$$\mathbf{M}\mathbf{a} - \mathbf{F} - \mathbf{J}^T\boldsymbol{\lambda} = \mathbf{0},$$

где \mathbf{M} – диагональная матрица масс:

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} \mathbf{M}_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \mathbf{M}_2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & \mathbf{M}_n \end{pmatrix}; \quad \mathbf{M}_i = \begin{pmatrix} m_i & 0 & 0 \\ 0 & m_i & 0 \\ 0 & 0 & I_i \end{pmatrix},$$

m_i – масса i -того тела, I_i – момент инерции i -того тела; $\mathbf{a} = \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \frac{d^2\mathbf{x}}{dt^2}$ – вектор ускорений; \mathbf{F} – вектор активных сил: $\mathbf{F} = (\mathbf{F}_1 \ \dots \ \mathbf{F}_n)^T$, $\mathbf{F}_i = (F_i^{(x)} \ F_i^{(y)} \ T_i)^T$, $F_i^{(x)}$, $F_i^{(y)}$ – проекции суммарной силы, действующей на i -тое тело, на оси координат абсолютной системы отсчёта; T_i – момент сил, действующих на i -тое тело; $\boldsymbol{\lambda} = (\lambda_1 \ \dots \ \lambda_d)^T$ – вектор неопределённых множителей Лагранжа; \mathbf{J} – матрица Якоби для вектора функций связей:

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} \frac{\partial C_1}{\partial \mathbf{x}_1} & \dots & \frac{\partial C_1}{\partial \mathbf{x}_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial C_d}{\partial \mathbf{x}_1} & \dots & \frac{\partial C_d}{\partial \mathbf{x}_n} \end{pmatrix}.$$

Множители Лагранжа определяются из системы уравнений:

$$\mathbf{A}\boldsymbol{\lambda} = \mathbf{b} + \mathbf{z}, \quad (3)$$

где $\mathbf{A} = \mathbf{J}\mathbf{M}^{-1}\mathbf{J}^T$, $\mathbf{b} = -(\mathbf{J}\mathbf{M}^{-1}\mathbf{F} + \mathbf{h})$; $\mathbf{h} = (h_1 \ \dots \ h_d)^T$, $h_k = \sum_{i=1}^n \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial C_k}{\partial \dot{\mathbf{x}}_i} \right) \frac{d\mathbf{x}_i}{dt}$;

$\mathbf{z} = (z_1 \ \dots \ z_d)^T$, $z_k = 0$ – для двусторонних связей, задаваемых уравнениями (1), $z_k \geq 0$ – для односторонних, задаваемых неравенствами (2).

Матричное уравнение (3), представляющее так называемую задачу линейного дополнения, решается как система алгебраических уравнений вида $\mathbf{A}\mathbf{x} = \mathbf{b}$ итерационным методом Гаусса-Зейделя, но при этом вводится область определения для множителей Лагранжа:

$$\lambda_i^- \leq \lambda_i \leq \lambda_i^+ \quad \forall i \in [1, d].$$

Двусторонние ограничения задаются областью определения $(\lambda^-, \lambda^+) = (-\infty, \infty)$, односторонние $(\lambda^-, \lambda^+) = (0, \infty)$. На каждой итерации значения множителей Лагранжа приводятся к заданной для них области определения.

Активные силы можно задать в виде матрицы размерностью $n \times e$:

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} \mathbf{P}_{11} & \dots & \mathbf{P}_{1e} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{P}_{n1} & \dots & \mathbf{P}_{ne} \end{pmatrix},$$

где e – количество силовых факторов модели.

Каждый компонент матрицы \mathbf{P}_{ij} – это сила от j -того силового фактора, действующая на i -тое тело. При этом вектор активных сил определяется следующим образом:

$$\mathbf{F} = \mathbf{P}\mathbf{e},$$

где \mathbf{e} – вектор-столбец размерности e с единичными компонентами.

Силу, приложенную к точкам двух тел i и j , можно представить в следующем виде:

$$\mathbf{P}_{sk} = (0 \ 0 \ 0)^T \quad \forall s \in [1, n], s \neq i, s \neq j;$$

$$\mathbf{P}_{ik} = \begin{pmatrix} P_k^{(x)} \\ P_k^{(y)} \\ x_{pr}^i \cdot P_k^{(y)} - y_{pr}^i \cdot P_k^{(x)} \end{pmatrix}; \quad \mathbf{P}_{jk} = \begin{pmatrix} -P_k^{(x)} \\ -P_k^{(y)} \\ -x_{pr}^j \cdot P_k^{(y)} + y_{pr}^j \cdot P_k^{(x)} \end{pmatrix};$$

$$\begin{pmatrix} P_k^{(x)} \\ P_k^{(y)} \end{pmatrix} = \frac{P_k(t, l, v)}{l} \mathbf{1},$$

где $k \in [1, e]$ – номер силового фактора; $P_k(t, l, v)$ – скалярная функция силового фактора, определяющая величину силы; $\mathbf{1}$ – пространственный вектор, соединяющий две точки приложения силы; $l = \|\mathbf{l}\|$; v – относительная скорость движения точек приложения силы друг относительно друга; x_{pr}^i, y_{pr}^i – компоненты радиус-вектора точки приложения силы i -того тела в относительной системе координат (начало отсчёта относительной системы координат совпадает с центром масс тела, угол между осями относительной и глобальной системы координат равен нулю).

Сила сжатия газовой пружины равна произведению давления газа p на площадь F поршня, сжимающего газ:

$$P_{\Gamma} = pF.$$

Давление в газовой камере амортизатора определяется как:

$$p_t = \left(p_0 \frac{\Omega_0 T}{\Omega_{0t} T_0} \right) / \left(1 - \frac{sF}{\Omega_{0t}} \right)^{\chi}.$$

где p_0 – начальное давление газа; s – перемещение поршня, сжимающего газ (величина обжатия амортизатора); Ω_0 – начальный объём газа; χ – показатель политропы сжатия газа; $\Omega_{0t} = \Omega_0 - \Delta\Omega_{жт}$, $\Delta\Omega_{жт} = \beta\Omega_{ж0}(T - T_0)$, β – коэффициент объёмного расширения жидкости; $\Omega_{ж0}$ – объём жидкости при нормальной температуре T_0 (обычно принимается $T_0 = 20$ °C).

Сила гидродинамического сопротивления перетоку жидкости через дроссельные отверстия в общем случае описывается выражением:

$$P_{ж} = \frac{\xi \rho F_{пл}^3 \dot{s}^2}{2f^2} + \frac{\rho \nu k L F_{пл}^2 \dot{s}}{\delta^2 f},$$

где ρ – массовая плотность жидкости; $F_{пл}$ – площадь плунжера, вытесняющего жидкость; \dot{s} – скорость обжатия амортизатора; f – площадь дроссельных отверстий; $\xi = 1/\mu^2$ – коэффициент гидродинамического сопротивления; μ – коэффициент расхода жидкости через дроссельные отверстия; k – экспериментальный коэффициент; ν – коэффициент кинематической вязкости; L – длина дроссельного отверстия; δ – ширина дроссельного отверстия.

В общем случае выражение для силы трения в эластичном кольцевом уплотнении с протекторным кольцом из политетрафторэтилена (фторопласта) имеет вид:

$$P_{\text{ТМ}} = \pi D \left(l f \left(S (p_2 + \Delta p) + \bar{p}_{\text{к0}} \right) + l_{\phi} f_{\phi} S_{\phi} (p_2 + \Delta p) \right), \quad \Delta p = p_1 - p_2,$$

где D – диаметр линии контакта кольца с контртелом; l, l_{ϕ} – ширина контакта резинового и протекторного кольца, соответственно; f, f_{ϕ} – коэффициенты трения; S, S_{ϕ} – коэффициенты передачи давления; p_1, p_2 – давления в полости нагнетания и герметизируемой, соответственно; $\bar{p}_{\text{к0}}$ – среднее значение начального контактного давления резинового кольца.

Вторая глава содержит описание конструкции и математические модели основной опоры шасси самолёта Ту-204СМ, основной и хвостовой опор шасси вертолёта Ка-62. Приведены исходные данные для моделирования копровых испытаний и результаты моделирования.

На рисунке 1 представлена модель основной опоры шасси самолета Ту-204СМ. Модель состоит из 6 твёрдых тел: двух пар колёс 1 и 2, тележки 3, штока амортизатора 4, поршня второй камеры амортизатора 6 и цилиндра амортизатора 5 совместно с массой планера, приходящейся на одну опору.

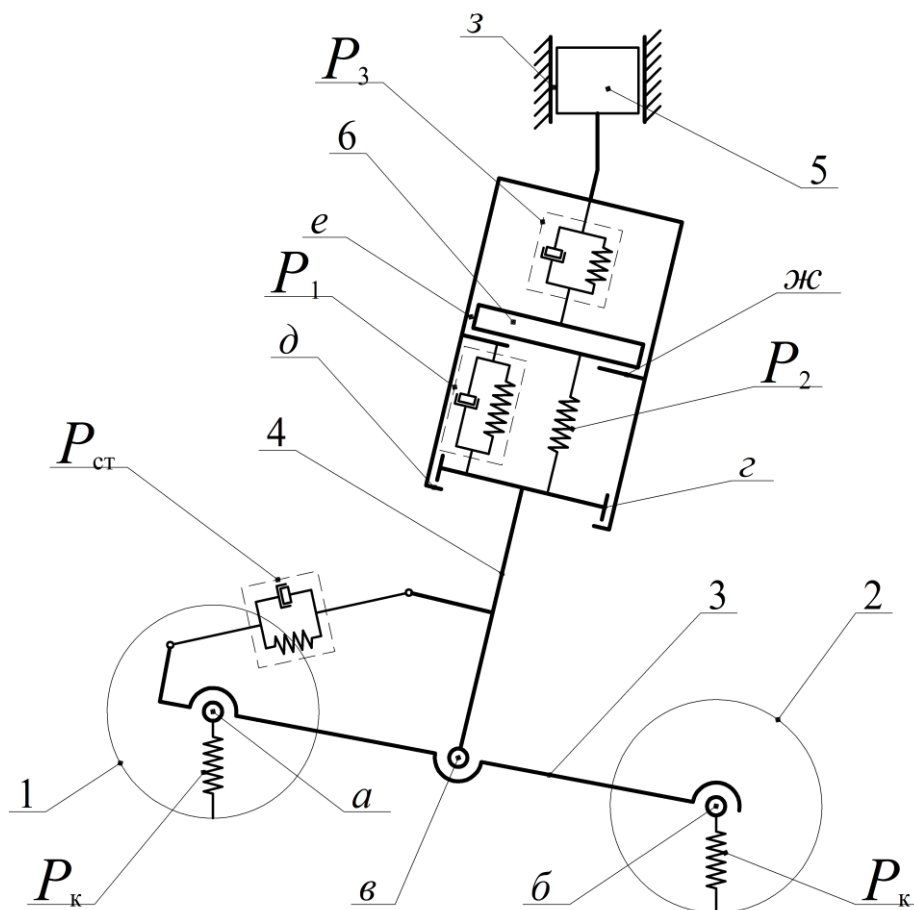


Рисунок 1 – Модель основной опоры шасси Ту-204СМ

Соединения a и $б$, связывающие пары колёс с тележкой, а также соединение $в$, связывающее тележку со штоком амортизатора, являются

идеальными шарнирами. Каждое шарнирное соединение ограничивает две степени свободы системы и задаётся двумя двусторонними связями. Скользящие соединения z и e , связывают соответственно шток амортизатора и поршень второй камеры с цилиндром. В скользящей заделке z закреплён цилиндр амортизатора. Скользящее соединение также ограничивает две степени свободы системы и задаётся двумя двусторонними связями. Упоры d и $ж$ ограничивают по одной степени свободы и моделируются односторонними связями. Таким образом, модель включает 14 функций связей.

В модели определены 6 активных сил: две силы обжатия пневматиков P_k , сила $P_{ст}$ в стабилизирующем амортизаторе, и три силы в амортизаторе – P_1 , P_2 и P_3 . Сила P_1 включает в себя силу трения в буксах и силу гидродинамического сопротивления при перетоке жидкости из камеры 3 в камеру 1 (рисунок 2). Сила P_2 – это сила сжатия газовой пружины камеры 1. Сила P_3 включает силу сжатия газовой пружины камеры 2 и силу трения поршня. Сила P_2 сжатия газовой пружины камеры низкого давления при перемещении штока амортизатора определяется из выражения:

$$P_2(s, s_2) = p_1 F_2,$$

где s – обжатие амортизатора; s_2 – ход поршня второй камеры; $F_2 = \pi D_2^2 / 4$ – площадь поршня второй камеры; p_1 – давление в первой воздушной камере:

$$p_1 = p_{01} / \left[1 - (sF / \Omega_{01}) + (s_2 F_2 / \Omega_{01}) \right]^{\chi_1},$$

где p_{01} – начальное давление первой воздушной камеры; $F = \pi D^2 / 4$ – площадь поперечного сечения плунжера; Ω_{01} – начальный объём первой камеры; χ_1 – показатель политропы первой камеры; Ω_{02} – начальный объём второй камеры.

Сила P_3 сжатия газовой пружины камеры высокого давления:

$$P_3(s_2) = (1 + \mu_2 \operatorname{sgn}(s_2')) F_2 p_{02} / \left[1 - (s_2 F_2 / \Omega_{02}) \right]^{\chi_2},$$

где μ_2 – суммарный коэффициент трения поршня второй камеры и его уплотнений; χ_2 – показатель политропы второй камеры; p_{02} – начальное давление второй камеры; s_2' – скорость перемещения поршня второй камеры.

Усилие в нижнем узле навески амортизатора, можно представить в виде:

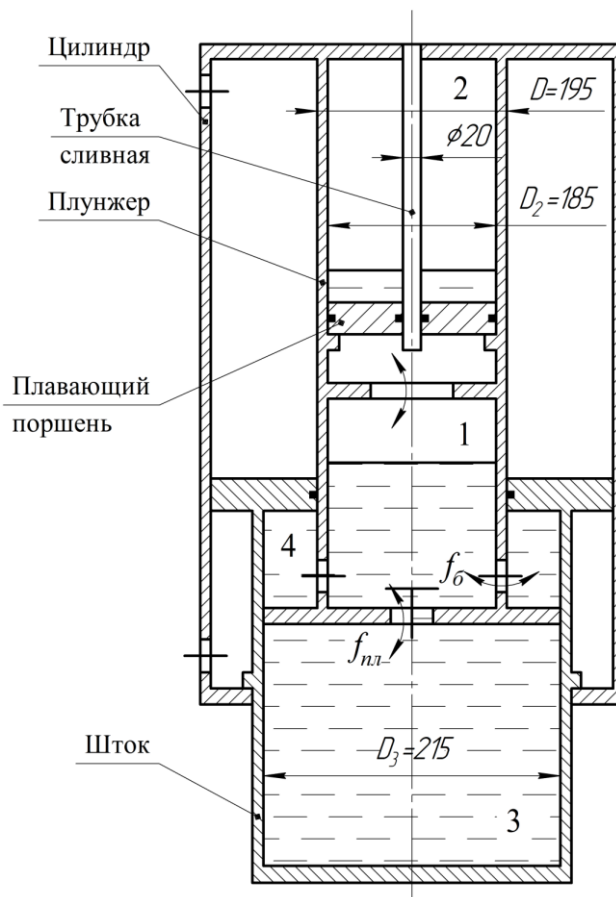


Рисунок 2 – Схема амортизатора

$$P_{\text{шт}}(s, s_2, s', s'_2) = P_1 + P_2 = (1 + \mu_1 \operatorname{sgn}(s')) p_1 F + \xi_{1\rho} F_3^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_{\text{шт}}^2 + \xi_{2\rho} F_4^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_6^2,$$

откуда сила P_1 :

$$P_1(s, s_2, s', s'_2) = P_{\text{шт}} - P_2 = p_1 \left((1 + \mu_1 \operatorname{sgn}(s')) F - F_2 \right) + \xi_{1\rho} F_3^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_{\text{шт}}^2 + \xi_{2\rho} F_4^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_6^2,$$

где s' – скорость обжатия амортизатора; $F_3 = \pi D_3^2 / 4$ – площадь поперечного сечения камеры 3 (рисунок 2); μ_1 – суммарный коэффициент трения в уплотнениях штока амортизатора; $F_4 = \pi(D_3^2 - D^2) / 4$ – площадь поперечного сечения камеры 4; ξ_1 – коэффициент гидродинамического сопротивления при дросселировании перетока жидкости между камерами 3 и 1; ξ_2 – коэффициент гидродинамического сопротивления при дросселировании перетока жидкости между камерами 1 и 4; $\rho = 815,0$ кг/м³ – массовая плотность жидкости АМГ-10.

Модель основной опоры шасси Ка-62 представлена на рисунке 3. Модель состоит из 5 твёрдых тел: колеса 1, рычага 2, штока амортизатора 3, цилиндра амортизатора 4 и груза, приходящегося на одну опору, 5.

Соединения a , b , $в$ и $г$ являются шарнирами. Скользящее соединение e , связывает шток амортизатора с цилиндром. В скользящей заделке $ж$ закреплён груз 5. Упор $д$ ограничивает одну степень свободы и моделируется односторонней связью. Модель содержит 13 связей. Задаваемые в модели активные силы: сила обжатия пневматика P_k , осевая сила в амортизаторе $P_{\text{ам}}$ и подъёмная сила $P_{\text{п}}$.

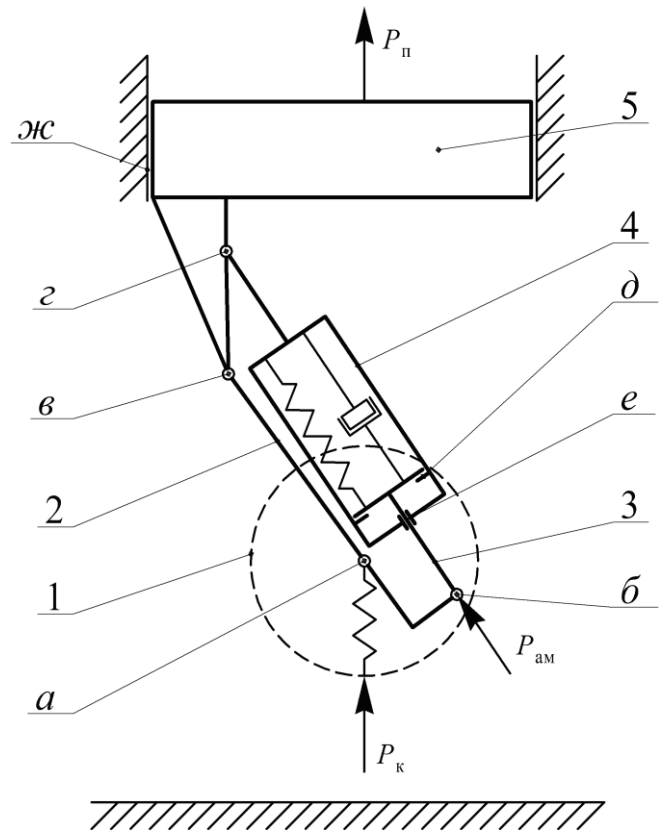


Рисунок 3 – Модель основной опоры шасси вертолётa Ка-62

Осевая сила в однокамерном амортизаторе $P_{\text{ам}}$ определяется из выражения:

$$P_{\text{ам}}(s, s_2, s', s'_2) = (1 + \mu \operatorname{sgn}(s')) p_1 F + \xi_{\text{шт}} \rho F^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_{\text{шт}}^2 + \xi_{\rho} F_3^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_6^2,$$

где s – обжатие амортизатора; s' – скорость обжатия амортизатора; $F = \pi D^2 / 4$ – площадь штока амортизатора; $F_3 = \pi(D_2^2 - D^2) / 4$ – площадь камеры торможения на обратном ходе; $\mu = 0,07$ – суммарный коэффициент трения в

буксах и уплотнениях амортизатора; $f_{пл}$ – площадь дроссельных отверстий в плунжере; f_6 – площадь дроссельных отверстий камеры торможения на обратном ходе; $\xi_{пл}$, ξ_6 – коэффициенты гидродинамического сопротивления при дросселировании перетока жидкости через отверстия в плунжере и через отверстия камеры торможения на обратном ходе, соответственно; ρ – массовая плотность жидкости; p_1 – давление в газовой камере:

$$p_1 = p_{01} / (1 - sF / \Omega_{01})^{\chi_1},$$

где p_{01} – начальное давление в первой камере; Ω_{01} – начальный объём газовой камеры; $\chi_1 = 1,15$ – показатель политропы газовой камеры.

Площадь дроссельных отверстий в плунжере амортизатора определяется из уравнения обжатия жиклёра амортизатора (рисунок 4):

$$\frac{f_{кл} \xi_{12} \rho F^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s')}{2 f_{пл}^2} - C_{пр} (s_{кл} + s_{кл0}) = 0,$$

$$f_{пл} = f_{пл1} + f_{пл2},$$

где $f_{кл}$ – площадь клапана жиклёра, $C_{пр} = 59820,6$ Н/м – жесткость пружины жиклёра, $s_{кл0} = 0,01$ м – начальное обжатие пружины, $f_{пл1}$ – площадь дроссельных отверстий в штоке амортизатора, $f_{пл2}$ – площадь дроссельного отверстия в жиклёре.

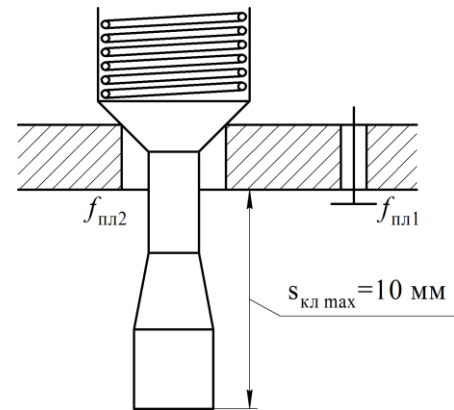


Рисунок 4 – Схема жиклёра амортизатора

Модель копровых испытаний хвостовой опоры шасси Ка-62 представлена на рисунке 5. Модель состоит из 4 твёрдых тел: колеса 1, штока амортизатора 2, цилиндра амортизатора 3, совместно с грузом, приходящимся на одну опору, и поршня 4 демпфера моделирования разгрузки от подъёмной силы.

Соединение *a* является шарниром. Скользящее соединение *b* связывает шток амортизатора с цилиндром. В скользящей заделке *c* закреплён цилиндр 3, совместно с грузом. В скользящей заделке *d* закреплён цилиндр демпфера. Упоры *b*, *e* ограничивают по одной степени свободы и моделируются односторонними связями. Модель включает 10 связей. Задаваемые в модели силы: сила обжатия пневматика P_k , осевая сила в амортизаторе $P_{ам}$, сила трения в направляющих клетки копра $P_{трк}$ и сила в демпфере P_d .

Осевая сила $P_{ам}$ в однокамерном амортизаторе с разгрузочной пружиной определяется из выражения:

$$P_{ам}(s, s') = (1 + \mu \operatorname{sgn}(s')) p_1 F + \xi_{пл} \rho F^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_{пл}^2 + \xi_6 \rho F_3^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_6^2 - P_{разгр}(s),$$

где s – обжатие амортизатора; s' – скорость обжатия амортизатора; $F = \pi D^2 / 4$ – площадь штока амортизатора; $F_3 = \pi (D_1^2 - D^2) / 4$ – площадь камеры торможения на обратном ходе; $\mu = 0,2$ – суммарный коэффициент трения в буксах и уплотнениях амортизатора; $f_{пл}$ – площадь дроссельных отверстий в плунжере; f_6 – площадь дроссельных отверстий камеры торможения на

обратном ходе; $\xi_{пл}$, ξ_b – коэффициенты гидродинамического сопротивления при дросселировании перетока жидкости через отверстия в плунжере и через отверстия камеры торможения на обратном ходе, соответственно; ρ – массовая плотность жидкости; $P_{разгр}(s)$ – усилие в пружине разгрузки; p_1 – давление в газовой камере:

$$p_1 = p_{01} / (1 - sF / \Omega_{01})^{\chi_1},$$

где p_{01} – начальное давление в первой камере; Ω_{01} – начальный объём газовой камеры; $\chi_1 = 1,15$ – показатель политропы газовой камеры.

Усилие от пружины разгрузки:

$$P_{разгр}(s) = \begin{cases} 0, & s \geq s_{разгр} \\ C_{разгр} \cdot (s_{разгр} - s), & s < s_{разгр} \end{cases},$$

где $C_{разгр}$ – жёсткость пружины; $s_{разгр}$ – ход разгрузки.

Площадь дроссельных отверстий в плунжере определяется из уравнения обжатия жиклёра амортизатора (рисунок б):

$$f_{кл} \xi_{12} \rho F^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_{пл}^2 - s_{кл} C_{пр} - P_{пр0} = 0,$$

$$f_{пл} = f_{пл1} + f_{пл2},$$

где $f_{кл}$ – площадь клапана жиклёра; $C_{пр} = 13788,2$ Н/м – жёсткость пружины жиклёра; $P_{пр0} = 93,2$ Н – начальное усилие затяжки пружины; $f_{пл1}$ – площадь дроссельных отверстий в штоке амортизатора; $f_{пл2}$ – площадь дроссельного отверстия в жиклёре.

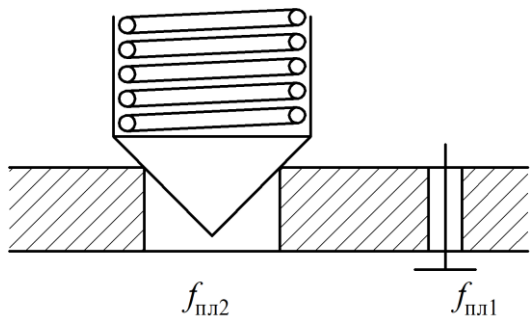


Рисунок 6 – Схема жиклёра амортизатора

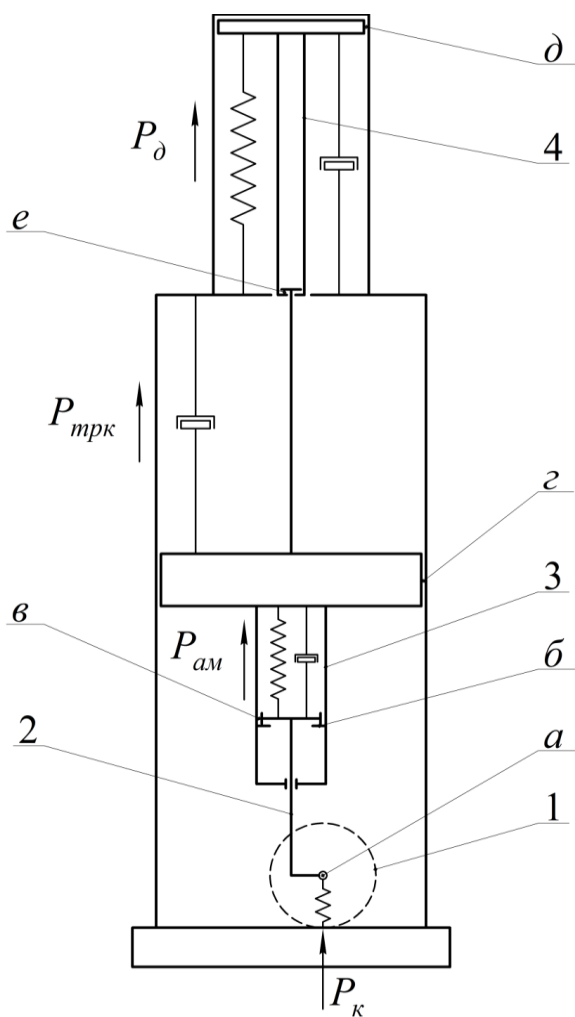


Рисунок 5 – Модель копровых испытаний хвостовой опоры шасси Ка-62

Выражение для силы обжатия пневматика определяется из эксперимента и аппроксимируется формулой:

$$P_k(\delta) = \frac{k\delta}{(1 - \delta/\delta_{max})^\alpha},$$

где k – жесткость пневматика; δ – обжатие пневматика; δ_{max} – максимально допустимое обжатие пневматика; $\alpha = 0 \dots 0,5$ – коэффициент, учитывающий нелинейность диаграммы обжатия пневматика.

На рисунках 7 – 9 представлены расчётные и экспериментальные диаграммы вертикальной нагрузки на плиту копра по времени для рассмотренных в работе опор шасси.

На рисунках 10 – 11 представлены расчётные и экспериментальные диаграммы работёмкости для опор шасси вертолѣта Ка-62.

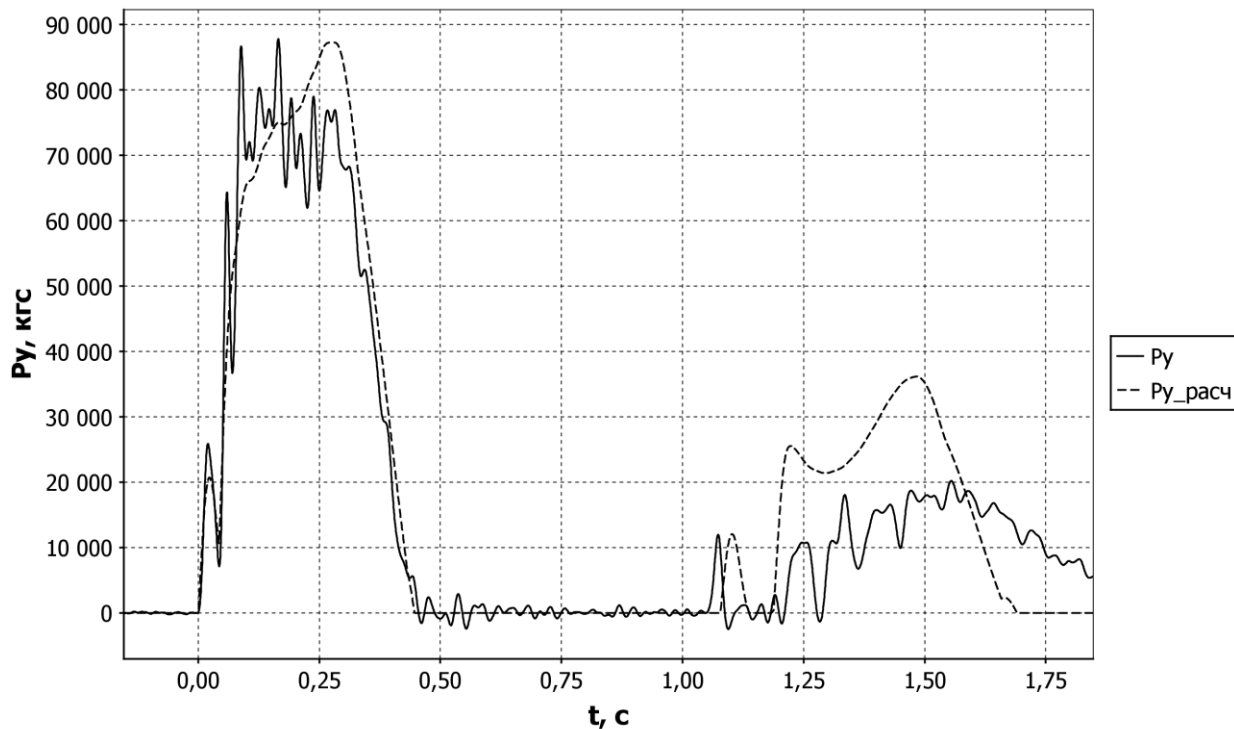


Рисунок 7 – Диаграммы P_y для основной опоры шасси Ту-204СМ

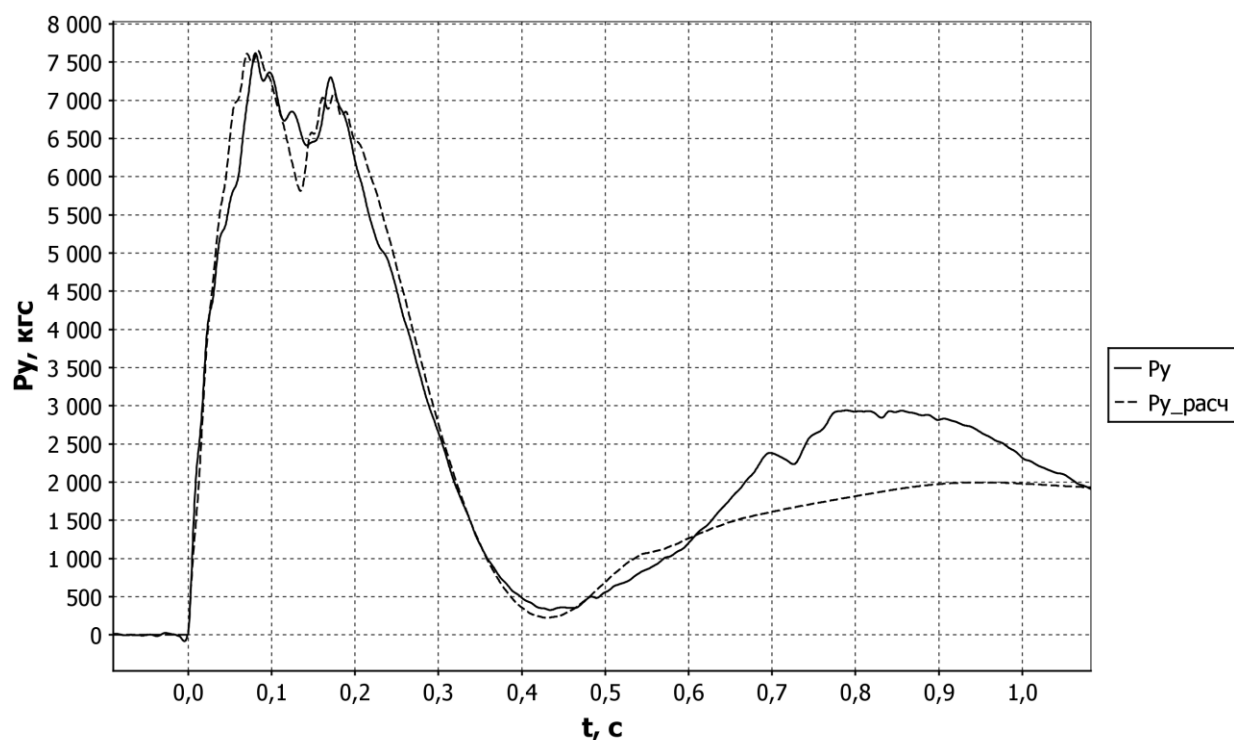


Рисунок 8 – Диаграммы P_y для основной опоры шасси Ка-62

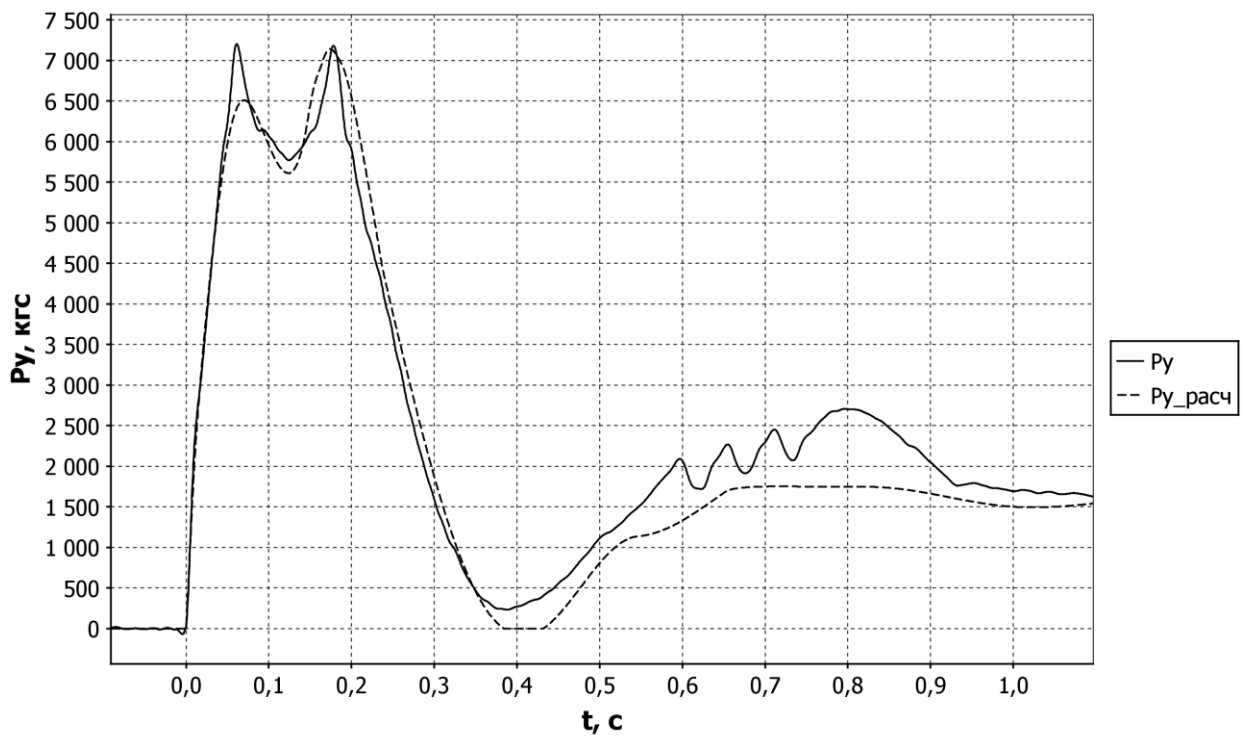


Рисунок 9 – Диаграммы P_y для хвостовой опоры шасси Ка-62

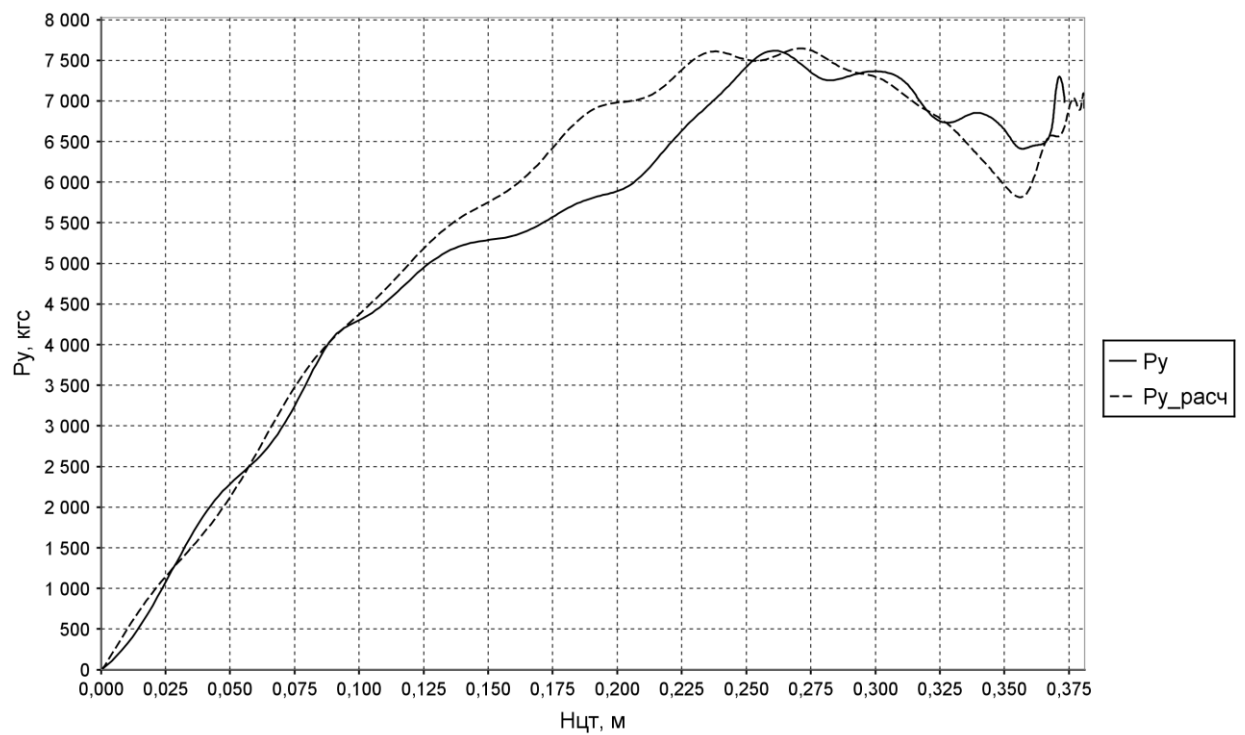


Рисунок 10 – Диаграммы работёмкости для основной опоры шасси Ка-62

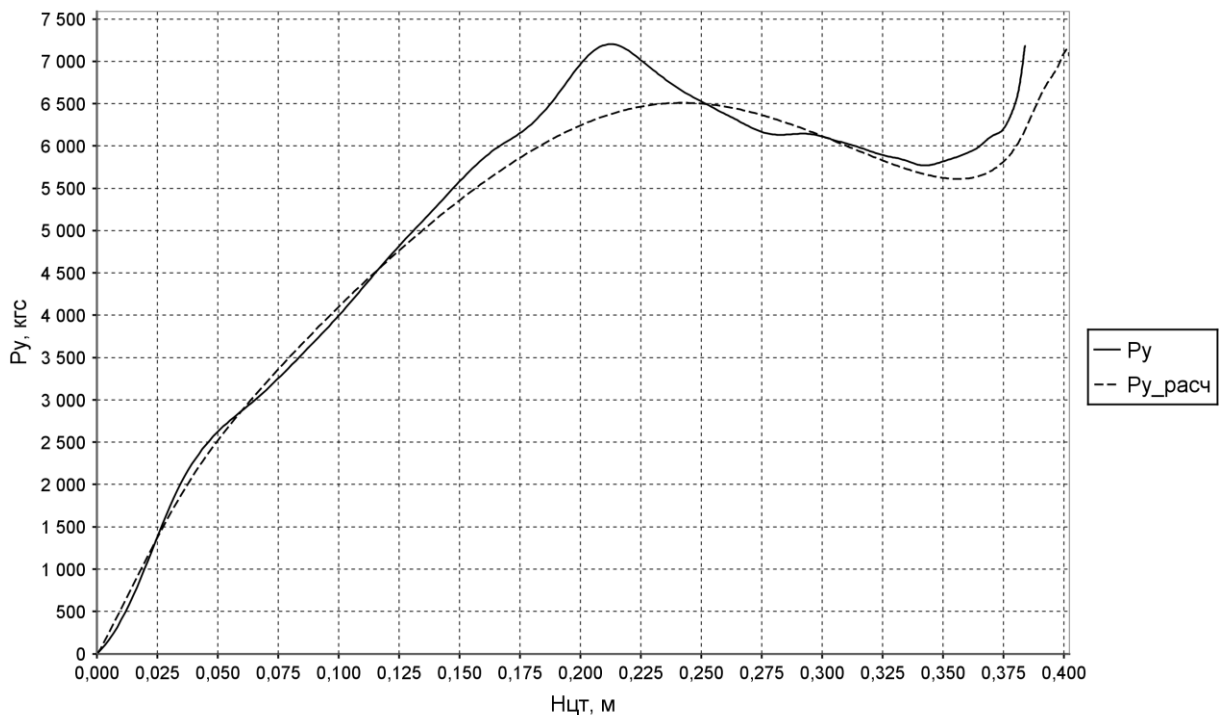


Рисунок 11 – Диаграммы трудоёмкости для хвостовой опоры шасси Ка-62

При сравнении полученных расчётных данных с результатами копровых испытаний на трудоёмкость, получено совпадение в пределах погрешности эксперимента вертикальной нагрузки, хода штока амортизатора и клетки копра в зависимости от времени.

Третья глава содержит описание методики проведения копровых испытаний основной опоры шасси самолёта Ту-204СМ и опор шасси вертолётa Ка-62. Приводится описание программного обеспечения «*Dynamics Simulator*», основанного на методике моделирования плоскопараллельного движения системы твёрдых тел с голономными связями на основе уравнений Лагранжа первого рода, для расчёта динамики опор шасси летательных аппаратов при посадочном ударе.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленная в работе методика расчёта жидкостно-газовой амортизации шасси летательных аппаратов отличается от использовавшихся ранее методов расчёта с помощью уравнений Лагранжа второго рода, прежде всего универсальностью. При изменении системы твёрдых тел нет необходимости заново переписывать уравнения движения в обобщенных координатах (а заодно и определять эти координаты, исключая «лишние» с помощью уравнений связей). Изменяется лишь размерность системы, а вид уравнений неизменен. Такой универсальный подход более алгоритмичен и прост при численной реализации. Достоинства предлагаемой методики расчёта очевидны, что позволяет рекомендовать её для решения широкого круга задач динамики систем твёрдых тел.

Основные результаты, полученные в работе:

1. Предложена методика моделирования плоскопараллельного движения системы твёрдых тел с голономными связями на основе уравнений Лагранжа первого рода для расчёта динамики опоры шасси при посадочном ударе.

2. В виде программного обеспечения реализована методика моделирования плоскопараллельного движения системы твёрдых тел с голономными связями на основе уравнений Лагранжа первого рода для расчёта динамики опор шасси летательных аппаратов при посадочном ударе.

3. С помощью разработанного программного обеспечения построена модель основной опоры шасси самолёта Ту-204СМ и произведён расчёт параметров амортизации посадочного удара для случаев поглощения эксплуатационной и максимальной нормированных работ.

4. Построены модели основной и хвостовой опор шасси вертолёта Ка-62 и произведены расчёты параметров амортизации посадочного удара для случаев поглощения эксплуатационной, максимальной и предельной нормированных работ.

5. Проведено сравнение полученных расчётных данных с результатами копровых испытаний на работоёмкость, проведённых в ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина». Получено совпадение вертикальной нагрузки, хода штока амортизатора и клетки копра в зависимости от времени в пределах погрешности эксперимента.

6. Результаты диссертационной работы использованы в ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» (г. Новосибирск) при выполнении НИР и ОАО «Авиаагрегат» (г. Самара) при доводке конструкции основной и хвостовой опор шасси вертолёта Ка-62 на соответствие заданным характеристикам амортизации.

Список основных работ, опубликованных автором по теме диссертации:

Статьи в журналах, входящих в перечень изданий, рекомендуемых ВАК

1. Загидулин, А. Р. Моделирование процесса обжатия при ударе двухкамерной жидкостно-газовой амортизации шасси самолета [Текст] / А. Р. Загидулин, В. Н. Максименко, Е. Г. Подружин // Доклады Академии наук Высшей школы. – 2012. – № 1. – С. 89-97.

2. Подружин, Е. Г. Моделирование процесса обжатия амортизационной стойки шасси магистрального самолёта [Текст] / Е. Г. Подружин, А. Р. Загидулин // Научный вестник Новосибирского государственного технического университета. – 2013. – № 2. – С. 144-154.

3. Загидулин, А. Р. Моделирование динамического обжатия основной опоры шасси вертолёта [Электронный ресурс] / А. Р. Загидулин, Е. Г. Подружин // Труды МАИ (электронный журнал). – 2013. – Вып. 71. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/upload/iblock/7a9/7a9687c2e16d0ec594ff3f7d5a0a6ebb.pdf>. – Дата доступа: 10.09.2014.

В прочих изданиях

4. Загидулин, А. Р. Расчет однокамерной жидкостно-газовой амортизации шасси самолета [Текст] / А. Р. Загидулин, Е. Г. Подружин // Материалы всероссийской научно-технической конференции "Наука, промышленность, оборона" – Новосибирск: НГТУ, 2010 г. – С. 227-231.

5. Загидулин, А. Р. Расчет однокамерной жидкостно-газовой амортизации шасси самолета [Текст] / А. Р. Загидулин, Е. Г. Подружин // Перспективные технологии самолётостроения в России и мире. Труды Всероссийской научно-практической конференции молодых специалистов и студентов (1-2 июня 2010 г.). – Новосибирск: СибНИА, 2010 г. – С. 25-28.

6. Загидулин, А. Р. Расчет двухкамерной жидкостно-газовой амортизации шасси самолета [Текст] / А. Р. Загидулин, Е. Г. Подружин // Труды всероссийской научно-технической конференции "Наука, промышленность, оборона" (20-22 апреля 2011 г.) – Новосибирск: НГТУ, 2011 г. – С. 215-218.

7. Загидулин, А. Р. Численное моделирование работы двухкамерной жидкостно-газовой амортизации шасси самолёта [Текст] / А. Р. Загидулин, Е. Г. Подружин // Перспективные технологии самолётостроения в России и мире. Труды Всероссийской научно-практической конференции молодых специалистов и ученых (5-6 июля 2011 г.) – Новосибирск: СибНИА, 2011 г. – С. 65-66.

8. Загидулин, А. Р. Расчёт двухкамерной жидкостно-газовой амортизации шасси самолёта [Текст] / А. Р. Загидулин, Е. Г. Подружин // Сборник научных трудов SWorld. Материалы международной научно-практической конференции «Современные проблемы и пути их решения в науке, транспорте, производстве и образовании '2011». – Выпуск 4. Том 10. – Одесса: Черноморье, 2011. – ЦИТ: 411-0873 – С. 47-53.

9. Tomilov, I. Numerical Simulation of Complex Physical Processes Using Hybrid Systems [Text] / I. Tomilov, Y. Shornikov, M. Myssak, A. Zagidulin // The 7th International Forum on Strategic Technology IFOST2012, September 17-21, 2012. – Tomsk Polytechnic University, 2012. – P. 695-699. [Численное моделирование сложных физических процессов с использованием гибридных систем]

10. Numerical Modeling of Compression of Landing Gear Shock-Absorption System of Tu-204SM [Text] / A. R. Zagidulin, E. G. Podrzhin // Science and Education [Text]: materials of the III international research and practice conference, Vol. I, Munich, April 25th – 26th, 2013 / publishing office Vela VerlagWaldkraiburg. – Munich, Germany, 2013. – 446 p. [Численное моделирование обжатия амортизации шасси Ту-204СМ]

11. Загидулин, А. Р. Численное моделирование работы основной опоры шасси самолета Ту-204СМ [Текст] / А. Р. Загидулин, Е. Г. Подружин // Труды всероссийской научно-технической конференции "Наука, промышленность, оборона" (24-26 апреля 2013 г.) – Новосибирск: НГТУ, 2013 г. – С. 506-514.

Отпечатано в типографии Новосибирского
государственного технического университета
630073, г. Новосибирск, пр. К.Маркса, 20,
Тел./факс: (383)346-08-57