

На правах рукописи

Михалюк Дмитрий Сергеевич

**КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
И ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ
ПАЛУБНОГО АЭРОФИНИШЕРА**

Специальность 01.02.06 – Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Санкт-Петербург – 2009

Работа выполнена в Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет» (СПбГПУ), на кафедре «Механика и процессы управления».

Научный руководитель : кандидат технических наук
Боровков Алексей Иванович

Официальные оппоненты: член-корреспондент РАН,
доктор физико-математических наук,
профессор
Индейцев Дмитрий Анатольевич

кандидат технических наук
Плотников Александр Михайлович

Ведущая организация: ЗАО «ЦНИИ судового машиностроения»
(г. Санкт-Петербург)

Защита диссертации состоится 27 мая 2009 года в 16-00 на заседании диссертационного совета Д 212.229.13 при Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет» по адресу: 195251, Санкт-Петербург, ул. Политехническая д. 29, 1 учебный корпус, аудитория 41.

С диссертацией можно ознакомиться в фундаментальной библиотеке ГОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет»

Автореферат разослан «___» _____ 2009 г.

Ученый секретарь диссертационного совета
доктор технических наук, профессор

Григорьев Б.С.

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования. Развитие и укрепление боевой мощи военно-морского флота России требует применения самых современных достижений науки и техники при разработке новой продукции, продлении срока службы и оптимизации уже разработанной. Проблема исследования вопросов, связанных с функционированием авианосцев, сложнейших с технологической точки зрения кораблей, является в настоящее время чрезвычайно актуальной. Одним из действий, регулярно осуществляемых при боевом дежурстве авианосца, является посадка летательного аппарата (ЛА) на его палубу. Посадка на палубу – это сложный процесс, требующий как квалифицированных действий пилота и командующего полетами, так и безотказной работы системы торможения – аэрофинишера. Одним из факторов, влияющих на безопасность посадки, является динамическая прочность и работоспособность аэрофинишера, а также его «оптимальная настройка» на прием ЛА заданной массы с заданным вектором посадочной скорости. Таким образом, поставленная и решенная в настоящей работе задача создания, верификации и применения численной модели аэрофинишера для исследования его динамического поведения, является чрезвычайно актуальной.

Объект исследования настоящей работы – палубный гаковый аэрофинишер «Светлана-2» (рис. 1), предназначенный для торможения ЛА массой от 12 до 25 т, с посадочными скоростями от 210 до 240 км/ч. Аэрофинишер должен обеспечивать тормозной путь, не зависящий от массы и посадочной скорости ЛА, и равный приблизительно 90 м. Перегрузки, испытываемые пилотом ЛА, не должны превышать 4,5g.

Под термином «параметры посадки» будем понимать значения массы ЛА, модуль и направление вектора посадочной скорости ЛА, силу тяги ЛА, действующую в процессе торможения.

Под термином «характеристики торможения» будем понимать закон движения ЛА (тормозной путь, скорость, перегрузки), законы движения участков троса и подвижных элементов аэрофинишера, а также закон изменения давления в гидравлическом цилиндре аэрофинишера в процессе торможения.

Цели исследования:

- разработка математической и численной моделей аэрофинишера, с высокой степенью адекватности описывающих его динамическое поведение при посадке ЛА;

- изучение зависимостей характеристик торможения от параметров посадки на основе многовариантных исследований с помощью разработанных

моделей аэрофинишера;

- численное моделирование и исследование внештатных случаев нагружения аэрофинишера и прогнозирование возможности и характера его повреждения.

Задачи исследования:

- создание математической модели аэрофинишера, учитывающей все его основные элементы;

- разработка численной модели аэрофинишера, выбор численных схем и алгоритмов для решения поставленных задач;

- аналитическое и численное решение тестовых задач с целью верификации выбранных численных схем и подтверждения их применимости для решения задач динамики аэрофинишера;

- валидация (проверка адекватности) созданной численной модели аэрофинишера на основе сравнения численных результатов с экспериментальными данными;

- проведение многовариантных исследований, с целью изучения влияния параметров посадки на характеристики торможения;

- численное моделирование работы аэрофинишера в нештатной ситуации и оценка возможности его повреждения;

- анализ напряженно-деформированного состояния соединительной муфты аэрофинишера в процессе торможения.

Метод исследования. В настоящее время для решения сложных задач механики доминирующее положение занимают наукоемкие компьютерные технологии – программные системы компьютерного моделирования и инжиниринга, основанные на совместном применении фундаментальных научных достижений в области механики и современных численных методов. В диссертационной работе численное моделирование выполнено с помощью метода конечных элементов (МКЭ), одного из самых мощных и эффективных численных методов решения задач механики. Этот метод универсален и позволяет учитывать сложную геометрию конструктивных элементов, разнообразные внешние воздействия, нелинейное динамическое поведение механической системы с учетом множественного контактного взаимодействия. Используемые процедуры МКЭ реализованы в программной системе *LS-DYNA*.

Научная новизна полученных результатов состоит в следующем:

- впервые в отечественной инженерной практике разработана численная модель аэрофинишера, которая, благодаря высокой степени адекватности,

позволяет изучать характеристики торможения при всевозможных параметрах посадки;

- детально изучена волновая картина в тросе аэрофинишера в процессе торможения ЛА;

- с помощью моделирования изучены зависимости характеристик торможения от отдельных параметров посадки (внецентренность, угол зацепления отличный от прямого, сила тяги) для различных сценариев посадок, включая нештатные;

- проведено детальное численное моделирование и исследование напряженно-деформированного состояния соединительной муфты в процессе ее изготовления и в условиях эксплуатации.

Достоверность результатов, выводов и рекомендаций определяется строгостью используемого математического аппарата, обоснованным применением современного численного метода (МКЭ), проведенной верификацией использованных численных методов и процедур, а также продемонстрированной в работе адекватностью созданной модели путем сравнительного анализа результатов численного моделирования с экспериментальными данными.

Практическая ценность. Все исследования выполнены в 2004-2008 гг. в рамках совместных проектов СПбГПУ и ЦНИИ судового машиностроения, и послужили основой для написания четырех отчетов о научно-исследовательской работе. По результатам выполнения работы в конструкцию аэрофинишера внесены изменения, позволившие снизить динамические нагрузки.

С помощью разработанной модели аэрофинишера автором диссертационной работы в составе группы экспертов по поручению Военной Прокуратуры РФ были выполнены многовариантные расчетные исследования в рамках расследования уголовного дела №23.00.0010-05, «...с целью всестороннего, полного и объективного выяснения обстоятельств аварии самолета Су-33, бортовой номер 82, произошедшей 05 сентября 2005 г.». Проведенные исследования позволили сделать выводы о возможных сценариях произошедшей аварии.

На защиту выносятся следующие основные положения:

1. Разработанная математическая и численная модели, позволяющие изучать характеристики торможения при различных параметрах посадок.

2. Результаты многовариантных исследований динамического поведения аэрофинишера при посадке ЛА.

3. Алгоритм корректировки уставки селектора массы аэрофинишера с учетом силы тяги ЛА.

4. Результаты расчетных исследований прочности соединительной муфты аэрофинишера при ее изготовлении и эксплуатации.

Апробация. Основные результаты работы были представлены автором на:

- IX, XII Всероссийских конференциях «Фундаментальные исследования и инновации в технических университетах» (С.-Петербург: 2005, 2008);

- Рабочих совещаниях, посвященных проблемам оптимизации узлов аэрофинишера, проводившихся в ЦНИИ СМ и СПбГПУ (С.-Петербург: 2004 - 2009 гг.);

- Научных семинарах кафедры «Механика и процессы управления» СПбГПУ (С.-Петербург: 2004 - 2009 гг.);

- Конференции «Новые возможности программного комплекса ANSYS» (Екатеринбург: 2007);

- Научно-практическом семинаре «Конечно-элементная механика и компьютерный инжиниринг» в Доме Ученых РАН, на секции строительной механики и надежности конструкций имени Н. К. Снитко, под эгидой Научного совета РАН по строительной механике (С.-Петербург: 2008);

- Международной конференции *Sixth EUROMECH Nonlinear Dynamics Conference ENOC 2008* (С.-Петербург: 2008);

- Международной летней школе *Advanced Problems in Mechanics* (С.-Петербург: 2008);

- Городском семинаре по механике в Институте проблем машиноведения РАН (С.-Петербург: 2009);

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, шести глав, основных выводов и библиографии. Работа изложена на 151 машинописной странице, содержит 115 рисунков, 13 таблиц.

Основное содержание работы

В первой главе работы приведено описание конструкции аэрофинишера, история ее модификаций от момента изобретения и первой реализации до современных дней, описаны различные типы тормозных устройств. Представлены сведения о некоторых авариях, произошедших при осуществлении посадки на палубу авианосца.

Современный палубный гаковый аэрофинишер (рис. 1) представляет собой гидравлический плунжерный тормоз, соединенный через систему блоков и демпфирующих устройств с приемным тросом, натянутым поперек взлетно-посадочной полосы и покоящимся на тросоподъемниках.

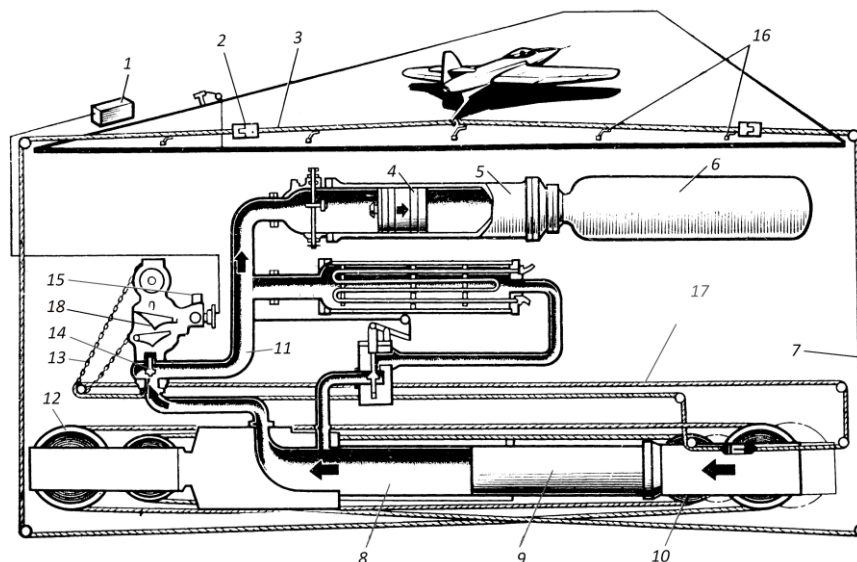


Рис. 1. Конструктивная схема палубного аэрофинишера

[по Матвеевко А.М. Аэродромные системы торможения. – М.: Машиностроение, 1984]:

- 1 – пульт управления уставкой; 2 – соединительная муфта; 3 – приемный трос;
 4 – поршень аккумулятора; 5 – аккумулятор; 6 – воздушный баллон аккумулятора;
 7 – тормозной трос; 8 – гидроцилиндр ТМ; 9 – плунжер; 10 – подвижная каретка;
 11 – трубопровод; 12 – неподвижная каретка; 13 – приводная цепь;
 14 – регулировочный клапан; 15 – селектор массы ЛА; 16 – тросоподъемники;
 17 – тросовая система обратной связи; 18 – рычаги регулировочного клапана.

При посадке ЛА происходит зацепление гаком, расположенным в хвостовой части фюзеляжа, за приемный трос (3). Приемный трос соединен при помощи двух соединительных муфт (2) с тормозным тросом (7). Вследствие разделения троса аэрофинишера на приемный и тормозной, а также благодаря наличию соединительных муфт, становится возможной периодическая замена приемного троса, необходимость которой обусловлена истиранием и обрывом его внешних прядей в зоне контактного взаимодействия с гаком ЛА. Тормозной трос запасован в восемнадцатикратный полиспасть, оси блоков которого установлены на подвижной (10) и неподвижной (12) каретках. В процессе вытяжки троса, обусловленной движением ЛА по палубе, происходит движение подвижной каретки навстречу неподвижной. Подвижная каретка жестко закреплена на плунжере (9) тормозной машины (ТМ), который движется в гидроцилиндре (8), продавливая масло через регулировочный клапан (14) в аккумулятор (5). Аккумулятор состоит из двух полостей, разделенных поршнем, при перемещении которого повышается давление воздуха в баллоне (6). На регулировочном клапане расположен селектор массы (15) принимаемого самолета, с помощью которого задается «уставка» – значение ожидаемой посадочной массы ЛА. Заданная уставка определяет начальную степень закрытия регулировочного клапана. Подвижная каретка через тросовую

систему обратной связи (17), приводную цепь (13), кулачковый механизм и систему рычагов (18) соединена с регулировочным клапаном таким образом, что при движении подвижной каретки клапан закрывается, уменьшая проходное сечение гидравлической системы, тем самым увеличивая ее сопротивление движению ЛА. Благодаря корректному заданию значения уставки, при посадках должен обеспечиваться независимый от массы и начальной скорости ЛА тормозной путь.

Во второй главе проведен выбор и описаны методы исследования. Рассмотрены четыре основных этапа создания расчетной модели аэрофинишера: математическая формулировка задачи и построение математической модели; выбор метода исследования; верификация выбранных численных методов и проверка адекватности модели реальному объекту; выполнение расчетов, анализ и интерпретация полученных результатов.

В соответствии с поставленными в диссертационной работе целями, разрабатываемая модель аэрофинишера «Светлана-2» должна:

- содержать в себе все основные элементы аэрофинишера: деформируемый трос, систему 49 блоков, демпфирующие устройства, гидравлическую систему, регулировочный клапан;
- позволять учитывать в качестве входных данных все параметры посадки и значение уставки;
- позволять получать в качестве выходных параметров все характеристики торможения.

В целом, основная задача диссертационной работы сводится к разработке модели и исследованию динамического поведения нелинейной механической системы, состоящей из упругого троса, вязких и упругих элементов, распределенных и сосредоточенных масс, с учетом множественного контактного взаимодействия.

Во второй главе работы представлены постановки и алгоритмы конечно-элементного решения задач динамики механической системы с учетом контактного взаимодействия. При использовании МКЭ для дискретизации по пространству, задача сводится к решению матричного дифференциального уравнения динамики $\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{f}$.

Для прямого численного интегрирования данного уравнения выбран явный метод центральных разностей. Значение шага интегрирования выбирается в соответствии с условием устойчивости Куранта, который в одномерном случае имеет вид $\Delta t < \Delta t_{кр.} = l/c$, где l – линейный размер конечного элемента, c – скорость распространения упругих волн в среде.

Для описания контактного взаимодействия между тросом и блоками аэрофинишера в диссертационной работе выбран метод штрафных функций, фактически заключающийся в добавлении между контактирующими телами пружин с определенной жесткостью. Преимуществами данного метода являются, в частности, возможность применения к абсолютно твердым телам, отсутствие возбуждения численного эффекта деформации элементов по форме «песочных часов» (*hourglassing*).

В третьей главе рассмотрены уравнения динамики поперечного удара по приемному тросу аэрофинишера и решен ряд тестовых задач как с помощью аналитических, так и численных методов. Для изучения начального этапа посадки ЛА на аэрофинишер (удара и зацепления гаком за приемный трос) в работе используются теория и методы исследования динамики нити, заложенные в работах Х.А. Рахматулина и его учеников.

В тестовых задачах использованы параметры приемного троса аэрофинишера. Показано, что значения, полученные с помощью приближенных аналитических формул и конечно-элементного расчета, в случае прямого точечного удара по тросу бесконечной длины совпадают с точностью до нескольких процентов. Это свидетельствует как о корректности выбранной расчетной схемы, так и о применимости приближенных аналитических формул для анализа начального момента торможения ЛА – зацепления гаком за трос и распространения продольных и поперечных волн, вплоть до момента достижения фронтом продольной волны соединительной муфты.

Исследован косой удар по приемному тросу (рис. 2). Показано, что уже при достаточно небольших отклонениях угла удара от прямого, прослеживается существенное влияние угла удара на напряженное состояние троса. Так, при $\beta = 85^\circ$, в ветви OA_1 (противоположной направлению вектора скорости), возникают усилия в 1,37 раза больше усилий, возникающих при прямом ударе. При этом в ветви OA_2 усилия в 1,45 раз меньше усилий, возникающих при прямом ударе.

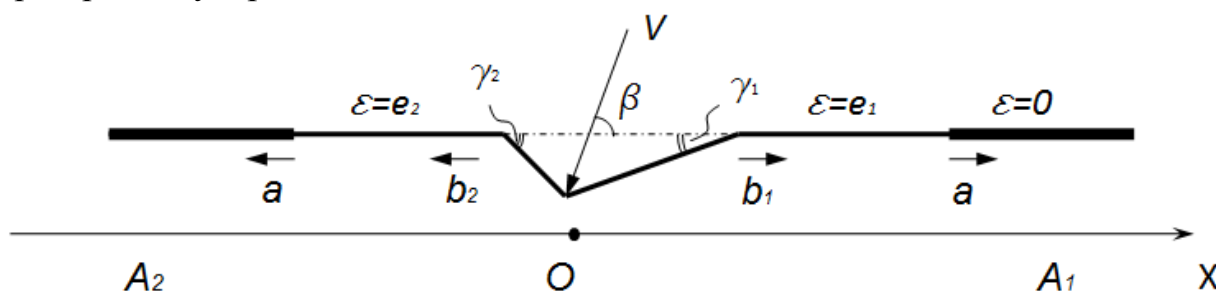


Рис. 2. Косой удар по приемному тросу

С помощью численного решения ряда задач проанализировано влияние конечного значения ударяющей массы в задаче о точечном поперечном ударе по тросу. Показано, что инерционные параметры приемного троса аэрофинишера на начальном этапе торможения не оказывают влияния на изменение скорости ЛА.

Проанализировано решение задачи о точечном ударе по предварительно натянутому тросу. Показано, что предварительный натяг приемного троса аэрофинишера «Светлана-2», никак не влияет на динамическое поведение системы в процессе торможения ЛА.

Численно решены задачи об ударе по тросу конечной длины с различными вариантами граничных условий на концах. Получены эффекты изменения угла наклона троса вследствие взаимодействия отраженной продольной волны и поперечной, качественно описанные в литературе.

Таким образом, в данной главе выполнена верификация численных методов применительно к рассмотрению поперечного удара по приемному тросу аэрофинишера, что является предварительным необходимым шагом для решения более сложных задач теми же методами.

В четвертой главе описан процесс создания численной модели аэрофинишера; проводится проверка адекватности модели путем сравнения полученных численных результатов с экспериментальными данными. Расчетная модель аэрофинишера «Светлана-2» представлена на рис. 3.

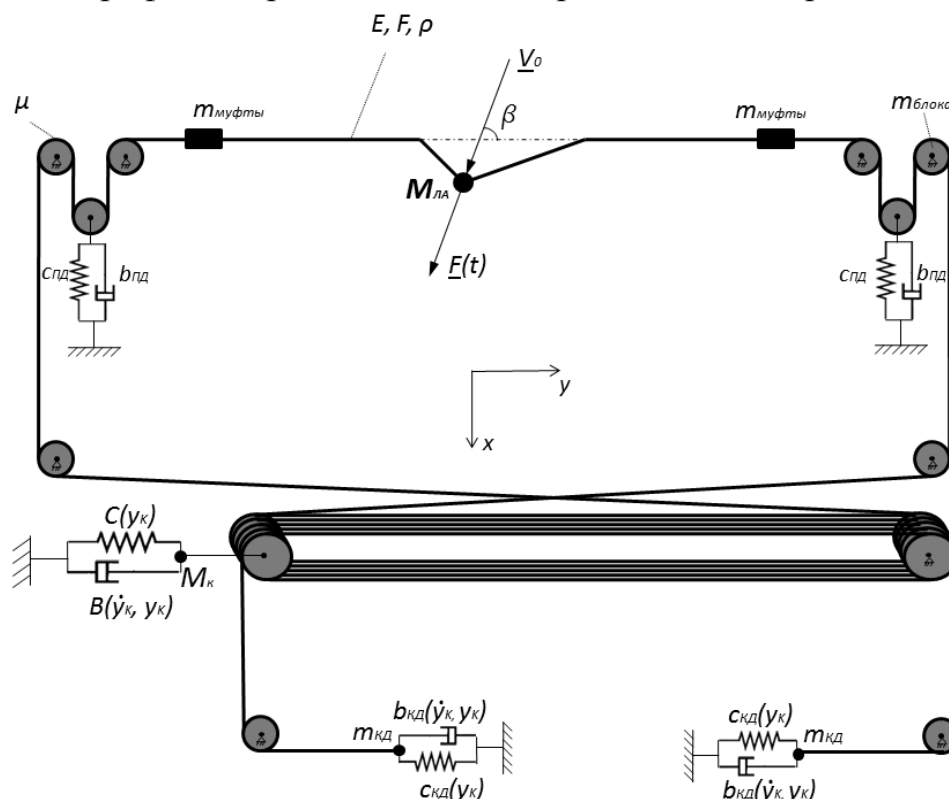


Рис. 3. Расчетная модель аэрофинишера «Светлана-2»

Для исследования данной расчетной модели необходимо решать систему нелинейных дифференциальных уравнений, включающую уравнения:

- распространения волн в тросе: $\frac{\partial \dot{r}}{\partial S} = \frac{\partial}{\partial t} \left((1 + \varepsilon) \cdot \tau \right); \rho \frac{\partial \dot{r}}{\partial t} = \frac{\partial T}{\partial S}; T = E \varepsilon \tau.$

- движения ЛА: $M_{ЛА} \ddot{u}_{ЛА} = T(s_{ЛА}, t) + F_{тяги}(t) + F_{трения}.$

- трансляционного движения подвижных блоков палубного демпфера (ПД): $M^i_{блока} \ddot{x}^i_{блока} + b_{ПД} \dot{x}^i_{блока} + c_{ПД} x^i_{блока} = 2T(s_{ПД}, t), \quad i = 1, 2.$

- вращательного движения блоков: $J^k_{блока} \dot{\omega}^k_{z_{блока}} = M^k_{трения}, \quad k = 1..49.$

- движения каретки (К): $M_K \ddot{y}_K + B(y_K, \dot{y}_K) \dot{y}_K + C(y_K) y_K = \sum_{i=1}^{36} T(s_i, t).$

- трансляционного движения концевых демпферов (КД):

$M^i_{блока} \ddot{y}_{КД} + b_{КД}(y_K, \dot{y}_K) \dot{y}_{КД} + c_{КД}(y_K) y_{КД} = T(s_{КД}, t), \quad i = 1, 2.$

- условия контактного взаимодействия: $p(S, t) = 0$ – кинематическое условие отсутствия проникания точек троса сквозь внешнюю поверхность блоков; $F_{трения} = [\mu_d + (\mu_s - \mu_d) e^{-c|v|}] F_N$ – закон трения Кулона, учитывающий различие между статическим и динамическим коэффициентами трения μ_s и μ_d ; v – скорость относительного движения контактирующих поверхностей, c – экспоненциальный коэффициент затухания.

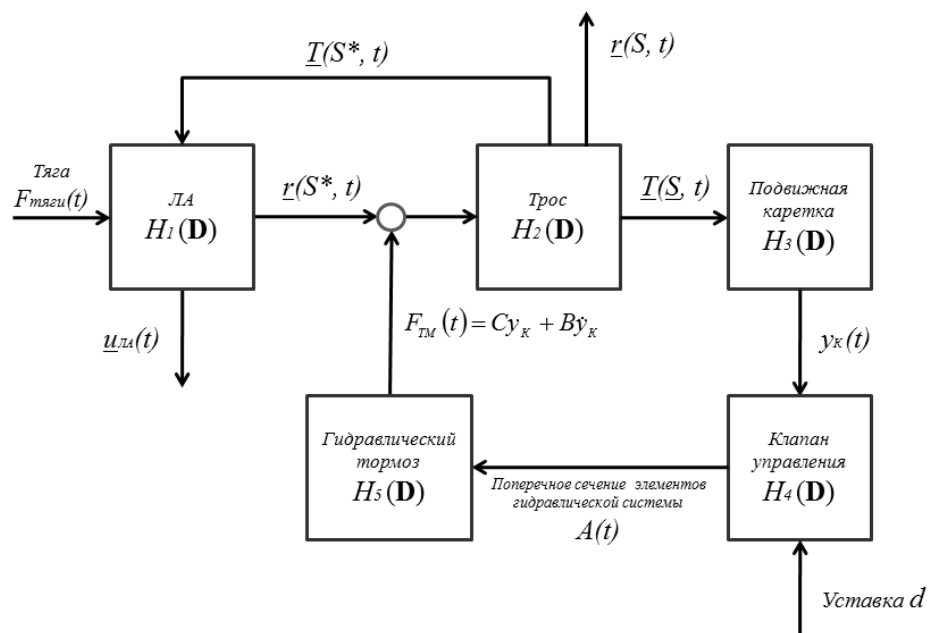


Рис. 4. Структурная схема модели аэрофинишера

На рис. 4 представлена структурная схема модели аэрофинишера. С учетом наличия обратной связи, обусловленной изменением параметров гидравлической системы в процессе торможения ЛА, уравнения динамики применительно к аэрофинишеру принимают следующий вид:

$M\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}(\mathbf{u}, \dot{\mathbf{u}})\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}(\mathbf{u})\mathbf{u} = \mathbf{f}(t, \mathbf{u}, \dot{\mathbf{u}})$. Матрицы жесткости \mathbf{K} и демпфирования \mathbf{C} зависят от отдельных компонентов векторов \mathbf{u} и $\dot{\mathbf{u}}$ – перемещения и скорости подвижной каретки, поскольку ее движение влечет за собой уменьшение проходного сечения регулировочного клапана и, как следствие, изменение сил сопротивления в гидравлической системе. Правая часть уравнения – вектор внешних воздействий \mathbf{f} – зависит от времени (обусловлено силой тяги), а также от отдельных компонентов векторов перемещений и скорости блоков и троса (обусловлено контактным взаимодействием, силой трения).

Разработанная КЭ модель аэрофинишера представлена на рис. 5-7. Модель содержит все основные элементы реальной конструкции. В данную модель гидравлический тормоз включен в редуцированном виде, как вязкоупругий элемент с нелинейными, зависящими от перемещения и скорости подвижной каретки, характеристиками. Для задания в модели параметров данного редуцированного элемента использовались результаты численного моделирования, полученные в работах других авторов, на основе многовариантных расчетов гидравлической системы с различными значениями гидравлического сопротивления.

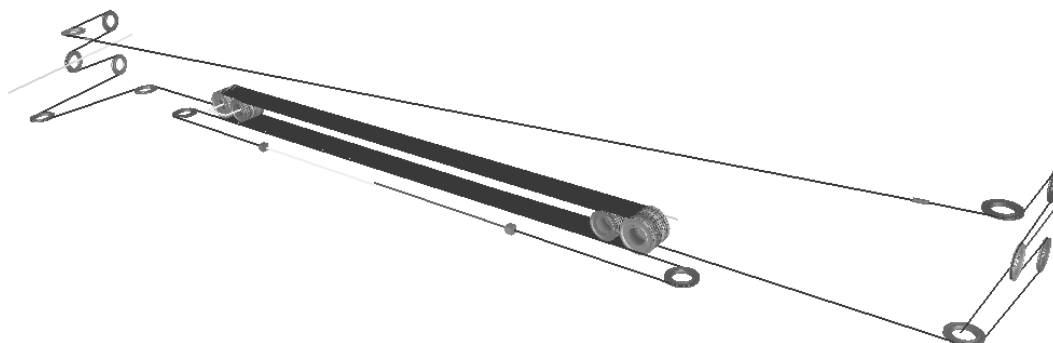


Рис. 5. КЭ модель аэрофинишера

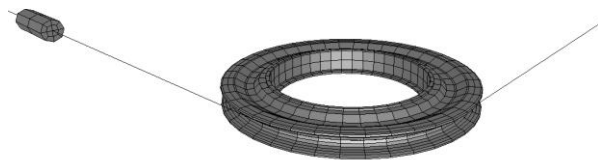


Рис. 6. Муфта и палубный блок

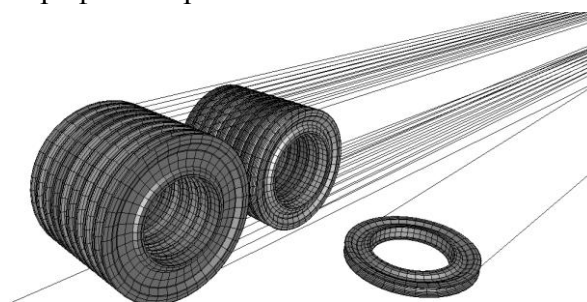


Рис. 7. Блоки неподвижной каретки

Возможности программной системы КЭ анализа *LS-DYNA*, являющейся основным инструментом моделирования в диссертационной работе, не дают возможности учитывать изменяющиеся в процессе расчета характеристики вязкоупругих элементов. В связи с этим разработан алгоритм (рис. 8), позволяющий управлять ходом численного решения динамической задачи, и изме-

нять в процессе расчета вышеописанные характеристики на основе текущих значений перемещения и скорости подвижной каретки, с шагом ΔT .

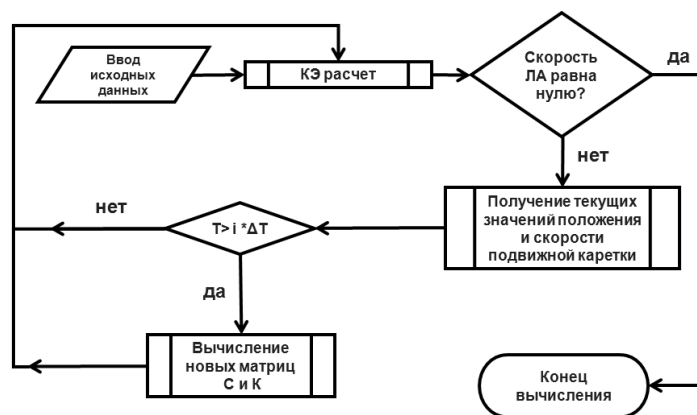


Рис. 8. Блок-схема алгоритма численного решения задач динамики аэрофинишера

С целью валидации созданной численной модели аэрофинишера, проведено моделирование посадки ЛА массой 11,5 т со скоростью 220 км/ч. Для количественной оценки адекватности модели выбрано интегральное значение погрешности зависимости давления в гидроцилиндре от времени, полученной с помощью разработанной численной модели, относительно экспериментальных данных

$$\delta_P = \frac{\int |P_{\text{числ.}} - P_{\text{эсп.}}| dt}{\int P_{\text{эсп.}} dt} \cdot 100\% .$$

Давление в гидроцилиндре численно рассчитывается по формуле $P(t) = F_{TM}(t) / S = C(t)y_K(t) + B(t)\dot{y}_K(t) / S$ (S – площадь сечения гидроцилиндра). Для представленных на рис. 9 результатов моделирования, их относительное различие с экспериментальными данными составило 10%. При этом значения максимального давления в процессе торможения, полученные численно и экспериментально, совпадают с точностью до 1%.

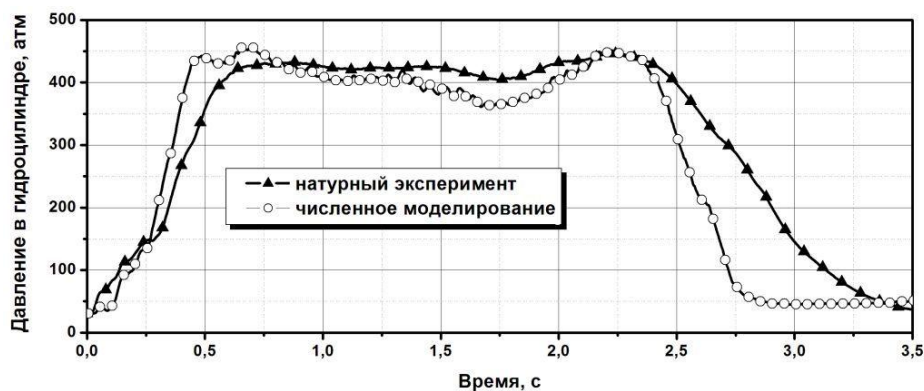


Рис. 9. Сравнение экспериментальной и расчетной зависимостей давления в гидроцилиндре от времени в процессе торможения

Сравнительный анализ графиков, приведенных на рис. 9 и полученное значение относительной погрешности позволяют сделать вывод о взаимном

соответствии, как характера зависимостей, так и численных значений давления в ТМ. Наблюдаемое незначительное различие результатов численного моделирования и натуральных экспериментов на 2,5 – 3 секундах торможения вызвано отсутствием некоторых данных о проведенном натурном эксперименте (например, точного значения и времени действия силы тяги, скорости ЛА в момент зацепления). Тем не менее, можно сделать выводы о высокой степени соответствия разработанной модели реальному объекту и правомерности ее использования для детальных исследований динамики аэрофинишера.

Разработанная численная модель помимо графиков изменения характеристик торможения от времени позволяет получать волновую картину, наблюдаемую в тросе в процессе торможения ЛА. На рис. 10 представлены мгновенные состояния аэрофинишера в различные моменты времени.

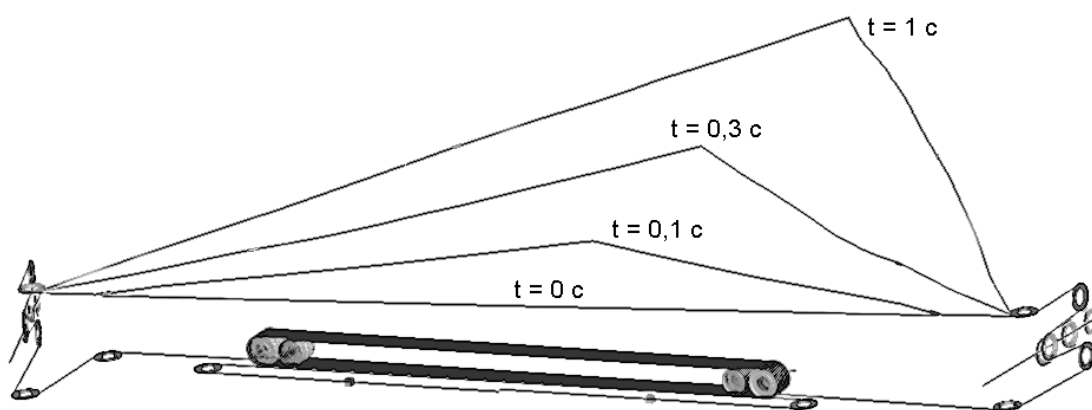


Рис. 10. Мгновенные состояния аэрофинишера в различные моменты времени

Пятая глава содержит результаты многовариантных исследований динамического поведения аэрофинишера в зависимости от параметров посадки (масса ЛА, скорость ЛА в момент зацепления за приемный трос, величина силы тяги), а также значений массы каретки и уставки селектора массы.

Масса ЛА является одним из наиболее важных параметров, которые могут варьироваться при работе аэрофинишера. Аэрофинишер «Светлана-2» рассчитан на посадки ЛА в широком диапазоне масс от 12 до 25 т. В работе выполнено численное моделирование посадок ЛА с массами 12, 20 и 25 т, скоростью в момент зацепления 240 км/ч и постоянной силой тяги 9 т.

Таблица 1. Сравнительные результаты моделирования для посадок ЛА различных масс

Масса ЛА	Время торможения, с	Путь торможения, м	Максимальная перегрузка, g	Максимальное давление в гидроцилиндре, атм
12 т	2,36	86,52	4,6	580
20 т	2,22	87,07	4,9	1080
25 т	2,28	86,81	4,9	1120

Результаты проведенных исследований (Табл. 1) показывают, что масса ЛА влияет, в основном, на давление в ТМ, и менее существенно на перегрузки, время и путь торможения.

С целью исследования влияния начальной скорости ЛА на динамическое поведение ЛА и аэрофинишера выполнено численное моделирование посадки ЛА массой 20 т с различными значениями скорости в момент зацепления – 180, 210 и 240 км/ч и постоянной силой тяги 9 т.

Основные результаты моделирования приведены на рис. 11-14.

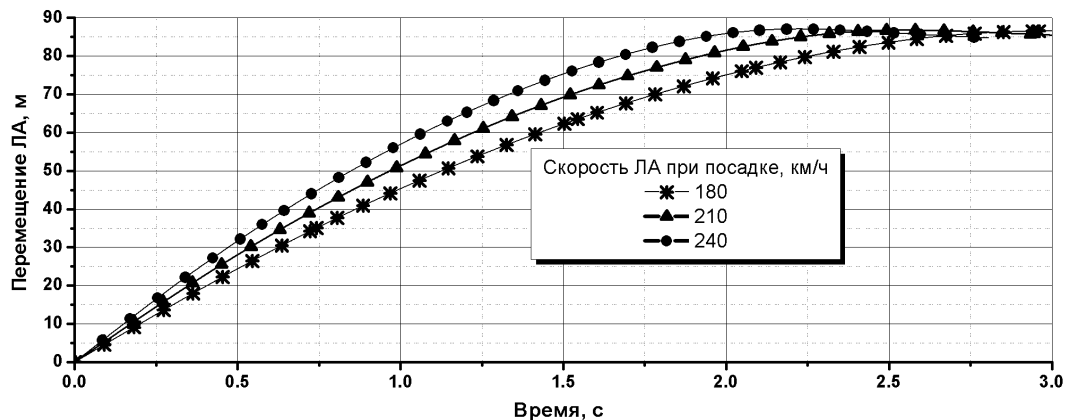


Рис. 11. Перемещение ЛА в процессе торможения

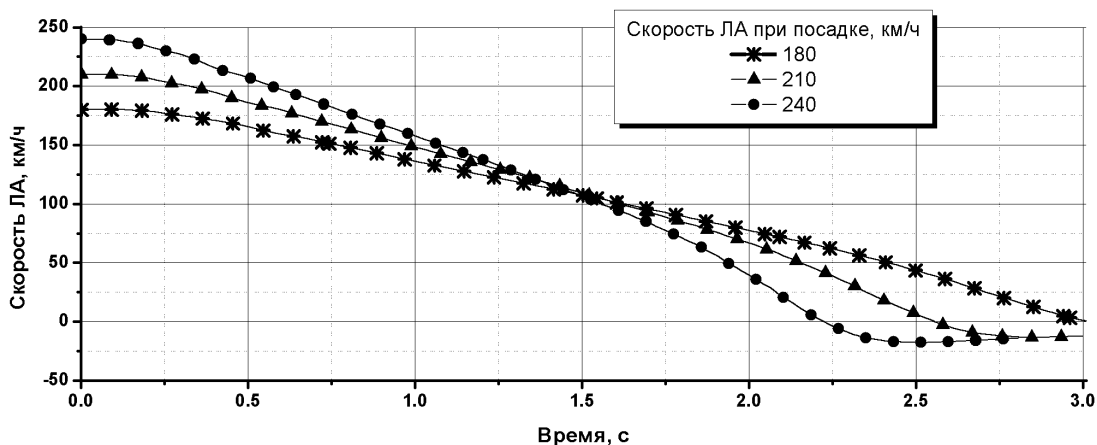


Рис. 12. Скорость ЛА в процессе торможения

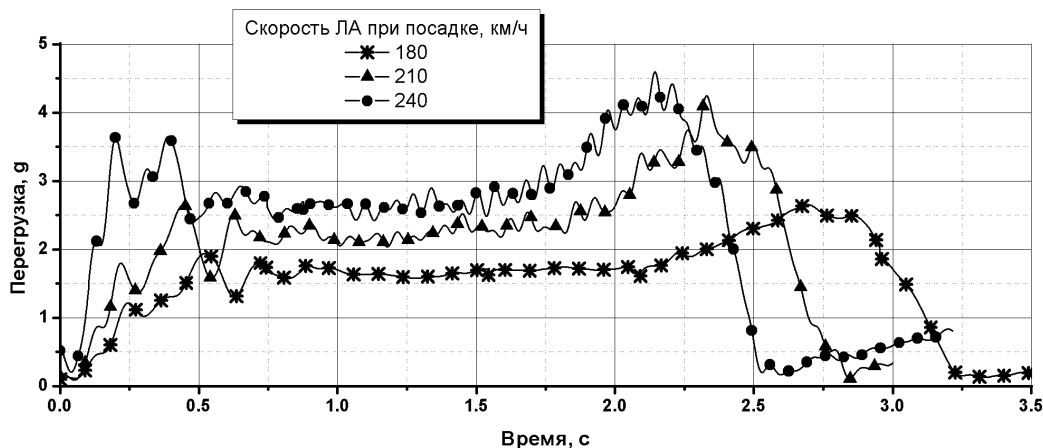


Рис. 13. Замедление (перегрузка) ЛА в процессе торможения

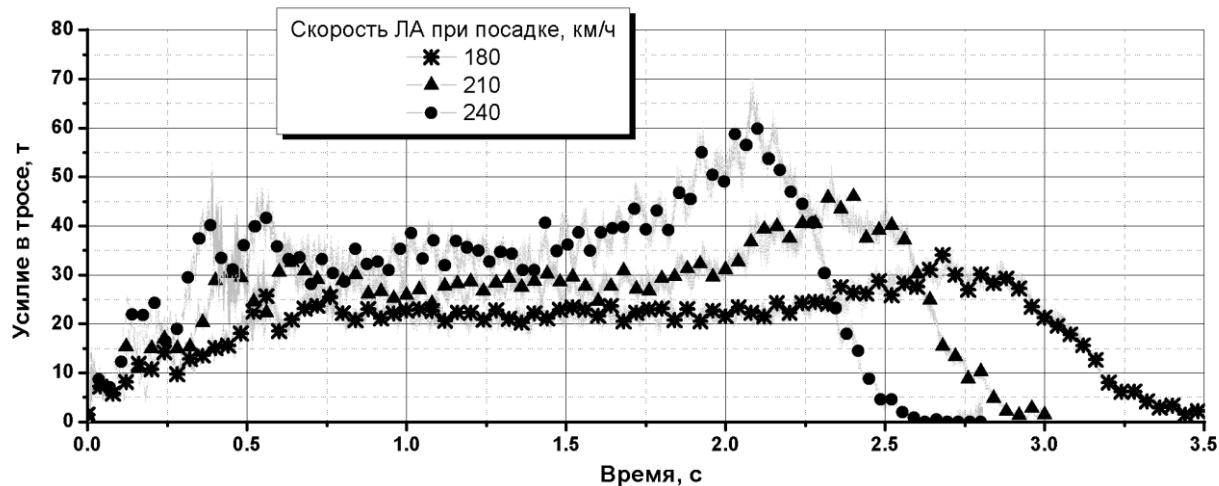


Рис. 14. Усилия в тросе аэрофинишера в месте зацепления гака, в процессе торможения

Полученные результаты численного моделирования показывают, что при определенных значениях параметров посадки, на графиках ускорения ЛА, давления в гидроцилиндре, усилия в тросе, наблюдается максимум на 2-3 секунде торможения. С целью снижения данных перегрузок, в диссертационной работе предложен и апробирован метод корректировки уставки в зависимости от действующей силы тяги. В соответствии с предложенным методом, уставку селектора массы необходимо устанавливать на прием массы, равной не массе ЛА $m_{ЛА}$, а $m_{уст} = m_{ЛА} + m_{экв}$, где $m_{экв} = 2F_{тяги} S / v_n^2$. При заданном пути ЛА $S = 90$ м, начальной скорости $v_n = 240$ км/ч и среднем значении силы тяги $F_{тяги} = 8,9$ т, эквивалентная добавочная масса составит 3,7 т. Работа алгоритма продемонстрирована на примере решения задачи о посадке ЛА массой 24 т, со скоростью 240 км/ч. Полученные результаты показали, что с помощью корректировки значения уставки по предложенному алгоритму возможно снизить перегрузки на 2-3 секундах торможения на 15-30%, в зависимости от значения силы тяги.

С помощью разработанной модели исследованы нештатные случаи посадок с существенным несоответствием заданной уставки фактической массе ЛА. Установлено, что при задании уставки в положение 15 т при посадке ЛА массой 24,5 т может произойти обрыв троса и повреждение гидроцилиндра.

В шестой главе выполнено численное моделирование процесса заделки и исследование напряженно-деформированного состояния (НДС) соединительной муфты палубного аэрофинишера. Заделка троса в патрон полу-муфты осуществляется путем разделения конца троса на отдельные пряди, их равномерного распределения по внутреннему объему конуса, последующей заливки расплавленного цинка (температура 450-470°C) в патрон и естественном охлаждении заливки.

Проведено численное моделирование процессов, возникающих в патроне и цинковой заливке при их остывании. Для соединительной муфты рассматривается численное решение дифференциальных уравнений теплопроводности $\nabla \cdot (\mathbf{K}(\mathbf{r}) \cdot \nabla T) + q_v(\mathbf{r}, t) = \rho c \dot{T}$ и квазистатической задачи термоупругости в перемещениях, в гетерогенной анизотропной среде, в отсутствие объемных сил $\nabla \cdot (\mathbf{C}(\mathbf{r}) \cdot ((\nabla \mathbf{u})^s - \alpha \Delta T)) = 0$. С использованием разработанной модели аэрофинишера определены динамические нагрузки, действующие на соединительную муфту в процессе торможения ЛА, и проведен расчет НДС муфты при посадке на аэрофинишер ЛА массой 24 т со скоростью 240 км/ч. Показано, что при действии рабочих нагрузок не произойдет разрушения цинковой заливки и «вырывания» троса.

Основные выводы и результаты

1. Разработан алгоритм создания численной модели аэрофинишера, учитывающей все его основные элементы и обладающей высокой степенью адекватности.

2. Для верификации выбранных численных методов решен ряд тестовых задач исследования динамики приемного троса. Результаты, полученные численным и аналитическим путем, совпадают с высокой степенью точности, что свидетельствует как о допустимости принятых предположений в аналитическом исследовании, так и о корректности выбранной численной схемы расчета и параметров конечно-элементной модели.

3. Создана численная модель аэрофинишера, описывающая его динамическое поведение при посадке ЛА, и позволяющая определять все характеристики торможения. Проведена проверка адекватности созданной численной модели аэрофинишера путем сравнения полученных результатов с экспериментальными данными.

4. С помощью разработанной модели решена серия практических задач и определены степени влияния параметров посадки на характеристики торможения. Предложен алгоритм корректировки уставки с учетом силы тяги, с целью снижения нагрузок на приемный трос, ЛА и элементы гидравлической системы аэрофинишера.

5. Проведено численное моделирование и исследование нештатных случаев нагружения аэрофинишера и показана возможность обрыва троса и разрушения гидроцилиндра в случае некорректного задания уставки.

6. Выполнено расчетное исследование напряженно-деформированного состояния соединительной муфты, результаты которого позволяют сделать

вывод о том, что при действии рабочих нагрузок не произойдет разрушения цинковой заливки и «вырывания» троса из муфты.

Основные положения работы отражены в публикациях

- 1. Боровков, А. И. Конечно-элементное моделирование и исследование динамического поведения системы торможения палубного аэрофинишера при посадке самолета [Текст] / А.И. Боровков, И.Б. Войнов, Д.С. Михалюк, О.А. Закиров // Материалы IX Всероссийской конференции по проблемам науки и высшей школы «Фундаментальные исследования в технических университетах». – СПб, 2005. – С. 229.**
- 2. Боровков, А. И. Конечно-элементное моделирование и исследование динамического поведения палубного аэрофинишера при посадке самолетов [Текст] / А.И. Боровков, И.Б. Войнов, Д.С. Михалюк, Д.В. Климшин, О.А. Закиров // Труды СПбГПУ. – Вычислительная математика и механика. – 2005. – № 498. – С. 110–124.**
- 3. Михалюк, Д.С. Конечно-элементное решение задач динамики поперечного удара по нити [Текст] / Д.С. Михалюк // Научно-технические ведомости СПбГПУ – 2008. – №4. – С. 49–55.**
- 4. Михалюк, Д.С. Расчетное моделирование процесса изготовления и анализ прочности соединительной муфты аэрофинишера [Текст] / Д.С. Михалюк, И.Б. Войнов, А.С. Шанина // Научно-технические ведомости СПбГПУ. – 2008. – №4. – С. 55–61.**
- 5. Войнов, И.Б. Разработка и применение расчетной схемы работы тормозной машины палубного аэрофинишера [Текст] / И.Б. Войнов, Д.С. Михалюк, А.И. Боровков // Научно-технические ведомости СПбГПУ. – 2008. – №4. – С. 61–67.**
- 6. Mikhaluk, D.S. Finite Element Modeling of the Arresting Gear and Simulation of the Aircraft Deck Landing Dynamics [Текст] / D.S. Mikhaluk, I.B.Voinov, A.I. Borovkov // Proc. of ENOC 08 Conference. – 2008. – 4 p.**
- 7. Михалюк, Д.С. Конечно-элементное решение задач динамики поперечного удара по нити [Текст] / Д.С. Михалюк, А.И. Боровков // Материалы XII конференции по проблемам науки и высшей школы «Фундаментальные исследования и инновации в технических университетах». Изд-во СПбГПУ, 2008. – С. 51.**
- 8. Mikhaluk, D.S. Finite Element Modeling of the Arresting Gear and Simulation of the Aircraft Deck Landing Dynamics [Текст] / D.S. Mikhaluk, I.B.Voinov, A.I. Borovkov // Proc. of the 7th European LS-DYNA Conference. – 2009. – 10 p.**