

Игнатьев Дмитрий Игоревич

**РАЗРАБОТКА НЕЙРОСЕТЕВЫХ МОДЕЛЕЙ
НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЕРИМЕНТОВ
В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ**

Специальность 05.13.18

Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
кандидата физико-математических наук

МОСКВА
2013

Работа выполнена на кафедре «Компьютерное моделирование» факультета аэромеханики и летательной техники Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)» (МФТИ)

Научный руководитель: Дорофеев Евгений Александрович, кандидат физико-математических наук, доцент

Официальные оппоненты: Устинов Максим Владимирович, доктор физико-математических наук, заместитель начальника научно-исследовательского отделения № 8 ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского»

Галушкин Александр Иванович, доктор технических наук, профессор, начальник лаборатории Федерального государственного научного учреждения «Центр информационных технологий и систем органов исполнительной власти»

Ведущая организация: Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана»

Защита состоится 11 октября 2013 г. в 10 ч. 00 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.125.04 Федерального государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

Автореферат разослан _____

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, Учёный совет МАИ.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.125.04,
кандидат физико-математических наук

Н.С. Северина

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Диссертационная работа посвящена разработке математических моделей нестационарной аэродинамики на больших углах атаки, что напрямую связано с обеспечением безопасности полёта самолёта.

Существенное расширение диапазона реализуемых в полете углов атаки современных самолетов приводит к необходимости более адекватного моделирования их нестационарных аэродинамических характеристик в условиях возможного срыва потока. Данная задача является актуальной для маневренных самолётов вследствие использования ими динамических выходов на сверхбольшие углы атаки в современном воздушном бою. Не менее актуальна эта задача и для неманевренных самолетов, которые вследствие сокращения взлетной дистанции и увеличения веса, взлетают и садятся на больших углах атаки.

Актуальность работы. По данным EASA (European Aviation Safety Agency) за последнее десятилетие основной причиной авиакатастроф самолётов гражданской авиации стала потеря самолетом управляемости из-за ухудшения его аэродинамических характеристик при выходе на большие углы атаки и неподготовленности летчика к пилотированию в таких условиях. В этой связи возникает необходимость в детальном исследовании динамики самолёта в критических режимах, характеризующих сваливание и штопор, а также в разработке математических моделей аэродинамики в расширенной области режимов полета для обучения летчиков технике пилотирования в критических условиях полета. В частности, для решения этих задач крайне необходимы математические модели, описывающие нестационарную аэродинамику самолетов на больших углах атаки.

Аэродинамика самолёта на больших углах атаки в значительной степени определяется процессами отрывного и вихревого обтекания, учет которых важен для правильного описания динамики, даже если самолет рассматривается в приближении твёрдого тела. Для маневренных самолетов с крылом малого удлинения определяющим физическим эффектом на больших углах атаки является разрушение вихрей, сходящих с наплывов крыла и носовой части фюзеляжа. Изменение положения разрушения вихрей при различных значениях углов атаки и скольжения в стационарных условиях приводит к нелинейным изменениям коэффициентов аэродинамических характеристик и производных устойчивости и управляемости самолета. Для транспортных самолетов с крылом большого удлинения важную роль в аэродинамике на больших углах атаки играет динамика отрыва потока с гладкой верхней поверхности крыла. У компоновки самолёта в целом существенным источником нелинейного поведения аэродинамических характеристик на больших углах атаки является сложный характер интерференции различных аэродинамических поверхностей в условиях отрывного обтекания. В частности, значительное влияние на аэродинамические характеристики устойчивости оказывает взаимодействие сорванного с крыла потока с обтеканием горизонтального оперения (ГО). При дальнейшем увеличении угла атаки возникают отрыв потока непосредственно на ГО, а также вихри, генерируемые носовой частью фюзеляжа, которые взаимодействуют с хвостовым оперением.

Учету нестационарных аэродинамических эффектов посвящены работы Белоцерковского С.М., Скрипача Б.К., Караваева Э.А., Прудникова Ю.А., Часовникова Е. А., Столярова Г.И., Святодуха В.К., Храброва А. Н., Гомана М.Г., Ко-

линько К.А. Апарина В.А., Petot D, Klein V., Tobak M., В., L. Planckaert и других авторов.

С развитием вычислительной техники и вычислительных методов наметился существенный прогресс в области прямого численного моделирования нестационарных нагрузок, действующих на самолет. Однако современные возможности не позволяют решать совместно уравнения механики жидкости и движения самолета в задачах динамики полёта при проведении полунатурного моделирования полёта самолёта на пилотажных стендах в реальном времени и синтеза алгоритмов управления самолетом.

Для решения важных задач динамики полета необходимы упрощенные математические модели нестационарной аэродинамики, учитывающие сложные эффекты отрывного и вихревого обтекания, которые работают в реальном времени. Такие математические модели должны быть способны описывать нелинейные явления, существенные для динамики полёта на больших углах атаки и наблюдаемые в широком диапазоне кинематических параметров. На практике, для исследования особенностей аэродинамики самолета на больших углах атаки проводятся различные эксперименты в аэродинамических трубах (АДТ) с использованием различных динамических установок. Установки различаются между собой типом моделируемого движения или диапазоном исследуемых кинематических параметров. Полученные экспериментальные данные используются для разработки упрощённых математических моделей нестационарной аэродинамики.

В настоящее время в инженерных приложениях при исследованиях динамики полета широко используется представление аэродинамических коэффициентов с помощью концепции аэродинамических производных. В рамках данной концепции предполагается, что для малых углов атаки и скольжения аэродинамические силы и моменты могут быть представлены в виде разложения аэродинамических коэффициентов в ряды Тейлора по параметрам движения с сохранением только членов первого порядка малости. Наиболее распространённым способом определения коэффициентов разложения является проведение динамического эксперимента в АДТ. Данный подход может успешно применяться в области линейного изменения аэродинамических характеристик, т.е. при безотрывном обтекании. Применение данного подхода в области параметров полёта, в которой наблюдается нелинейное изменение аэродинамических характеристик, может приводить к существенным ошибкам.

Использование нелинейных переходных функций является наиболее общим методом моделирования нестационарных аэродинамических характеристик. Вместе с тем практическое применение этого метода вызывает ряд трудностей. Он требует специальных методов определения нелинейных переходных функций и организации их функциональной аппроксимации. Конечная математическая модель динамики полета при этом формулируется в классе интегро-дифференциальных уравнений, что ведет к существенному усложнению моделирования динамики, исследования устойчивости и синтеза управления.

Учёт запаздывания отрыва/восстановления потока может быть реализован в рамках феноменологического подхода. При данном подходе аэродинамические нагрузки разделяются на линейные и нелинейные составляющие. Для описания нелинейных составляющих аэродинамических характеристик используются обыкновенные дифференциальные уравнения. Применение феноменологического

подхода может вызвать ряд затруднений, связанных с выделением нелинейных составляющих в произвольном случае.

В последнее время появилось большое количество работ (D. J. Linse, R. F. Stengel, J. R. Raol, R. V. Jategaonkar, N. K. Peyada, A. K. Ghosh, L. Planckaert), в которых авторы используют нейронные сети для идентификации моделей нестационарной аэродинамики. Активное внедрение нейронных сетей связано, прежде всего, с их универсальными аппроксимирующими свойствами, что позволяет их применение для произвольного летательного аппарата (ЛА) без значительных упрощающих предположений. Специфика решаемых задач вызывает необходимость более глубокого исследования нейросетевых методов и адаптации их для применения в задачах моделирования нестационарных аэродинамических характеристик.

Целью работы является разработка методов построения математических моделей нестационарных аэродинамических характеристик самолета, способных в реальном времени описывать их нелинейный характер поведения в широком диапазоне углов атаки. В соответствии с целью работы были поставлены и решены следующие задачи:

1. Выбор конфигурации нейронной сети, соответствующей специфике задачи.
2. Разработка и обоснование метода регуляризации при обучении нейронных сетей, учитывающего разнотипность исходных данных.
3. Разработка новой формулировки традиционной математической модели, основанной на концепции аэродинамических производных.
4. Сравнительный анализ разработанных методов математического моделирования нестационарной аэродинамики с имеющимися.
5. Разработка комплекса программ для моделирования нестационарных аэродинамических характеристик самолета применительно к задачам динамики полёта, а также их последующего анализа.
6. Разработка математических моделей нестационарной аэродинамики для ряда ЛА.

Общие методы исследования. В диссертации использовались методы, которые позволили идентифицировать параметры математических моделей, проводить математическое моделирование. При разработке нейросетевых моделей были использованы различные структуры нейронных сетей и методы обучения. При разработке метода регуляризации использовались методы, основанные на байесовском решающем правиле. Для разработки математических моделей использовались экспериментальные данные, полученные в АДТ.

Научная новизна

1. Впервые разработан и обоснован метод регуляризации при обучении нейронных сетей, основанный на байесовском подходе с учётом разнотипности исходных данных, получаемых в различных экспериментах. Показано, что учёт особенностей разработки математических моделей по результатам различных экспериментов, в каждом из которых данные получаются с различной точностью, в различных диапазонах параметров и т.д., позволяет повысить точность

разрабатываемых математических моделей по сравнению с методом, в котором эти особенности не учитываются. Предложен эффективный алгоритм реализации метода обучения нейронных сетей, использующий данную регуляризацию.

2. Разработан новый нейросетевой метод моделирования нестационарных аэродинамических характеристик на больших углах атаки для различных летательных аппаратов (ЛА). Данный метод позволяет использовать результаты ряда экспериментов, проводимых на различных динамических установках в АДТ, что обеспечивает возможность, в отличие от традиционной линейной теории, моделировать нелинейные гистерезисные зависимости нестационарных аэродинамических характеристик, а также зависимости динамических производных от частот и амплитуд колебаний. Предложенный метод снижает трудозатраты исследователя по сравнению с другими инженерными подходами, а также позволяет повысить точность получаемых моделей.

3. Предложена новая формулировка традиционной математической модели, основанной на концепции аэродинамических производных. Данная формулировка позволила расширить применение традиционной модели, широко распространённой в инженерных приложениях динамики полёта, в область больших углов атаки и учесть зависимость динамических производных от частот и амплитуд вынужденных колебаний, наблюдаемых в эксперименте. Таким образом, новая формулировка математической модели не нарушила структуру имеющегося математического обеспечения и дала новое качество.

Практическая значимость диссертационной работы состоит в том, что предложенные автором подходы позволяют разрабатывать математические модели нестационарной аэродинамики для последующего проведения вычислительных экспериментов моделирования динамики полёта ЛА. Данные подходы снижают трудозатраты исследователя при разработке математических моделей, а также повышают их точность.

Разработанные методы, математические модели и программа были использованы при эскизном проектировании пилотажного стенда перспективного магистрального самолета МС-21 в рамках НИР по государственному контракту «Безопасность - 2011», а также при исследовании динамики полёта проектируемого трансзвукового самолета ТCR проекта SimSAC 6-ой Европейской рамочной программы.

Достоверность результатов подтверждается хорошим совпадением результатов математического моделирования с результатами экспериментов, проведённых в АДТ Т-103 ЦАГИ. Эффективность предложенного нейросетевого метода подтверждается сравнением с другими методами.

Апробация работы. Основные результаты докладывались на международных конференциях:

1. 5-th European Conference for Aeronautics and Space Sciences [14],
2. 11-й Международной конференции «Авиация и космонавтика 2012», проведённой в МАИ [11],

Кроме того, результаты диссертации были изложены на следующих российских и отраслевых конференциях и научных семинарах:

3. 53-й, 54-й и 55-й научных конференциях МФТИ в 2010, 2011 и 2012 годах [5, 7, 12],

4. XXII, XXIII и XXIV научно-технических конференциях ЦАГИ по аэродинамике в 2011, 2012 и 2013 годах [6, 9, 15],
5. Международном авиационно-космическом семинаре им. С.М. Белоцерковского в 2011 году,
6. Тринадцатой национальной конференции по искусственному интеллекту с международным участием КИИ-2012 [10],
7. XV Всероссийской научно-технической конференции «Нейроинформатика-2013» [13],
8. Научных семинарах в Центральном аэрогидродинамическом институте им. проф. Н.Е. Жуковского.

Исследования были поддержаны РФФИ (гранты №№ 12-08-00679, 12-08-31107\12) и Министерством образования и науки РФ рамках ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 гг. (ГК № 14.740.11.1317, Соглашения 14.U01.21.8377 и 14.U01.21.8759). Получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ (№ 2012619467) «Программа для разработки математических моделей нестационарных аэродинамических характеристик самолётов по результатам проведения различных динамических экспериментов в аэродинамических трубах» [15].

Публикации. Основное содержание диссертационной работы опубликовано в 3 российских журналах, рекомендуемых ВАК:

1. «Вестник Московского Авиационного Института» [1],
2. «Труды МФТИ» [2],
3. «Ученые записки ЦАГИ» [3]

в международном электронном журнале, публикуемом в США, «Visualization of Mechanical Processes» в 2011 [4], в 12 трудах научных конференций [5-14], а также получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ [15]. Всего по теме диссертации опубликовано 15 работ.

Личный вклад. Вклад автора в работу по теме диссертации заключается в разработке нейросетевого метода моделирования нестационарных аэродинамических характеристик ЛА, реализации, обосновании и тестировании алгоритма обучения нейронных сетей. Автором предложена модель описания нестационарных аэродинамических характеристик, учитывающая связь динамических производных с кинематическими параметрами движения. Все программы, использованные для расчётов, приведённых в диссертации, написаны автором лично. Кроме того, автор принимал личное участие в проведении динамических экспериментов в АДТ.

Структура и объём диссертации. Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения, списка литературы и приложения. Общий объём диссертации 147 страниц, в т.ч. 78 рисунков. Список литературы включает 129 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **Введении** обосновывается актуальность темы диссертационной работы, приведён обзор работ по тематике диссертации, сформулированы цели диссертации, кратко изложены содержание и основные результаты, сформулированы положения, выносимые на защиту, представлено практическое применение и апробация результатов.

В **Главе 1** изложение начинается с краткого описания проведённых экспериментальных исследований нестационарных аэродинамических характеристик. Математические модели нестационарной аэродинамики, которые могут быть применены для произвольного движения ЛА, строятся на базе ограниченного набора экспериментальных данных. Разработка методов математического моделирования нестационарной аэродинамики рассматривается на примере продольного движения. Для разработки математических моделей используются данные, полученные на различных установках вынужденных колебаний по тангажу в АДТ. Часть экспериментальных данных является множеством, на котором происходит обучение нейронной сети, проверка полученных нейросетевых моделей проводится как на этом множестве, так и на другой части данных. Поэтому учёт особенностей эксперимента важен при разработке моделей. Приводится методика проведения статического эксперимента и экспериментов с вынужденными колебаниями модели самолета с малыми и большими амплитудами. Необходимо отметить, что автор принимал непосредственное участие при проведении данных экспериментов.

Для исследований в рамках диссертации были выбраны три модели летательных аппаратов с различными конфигурациями. Первой исследуемой моделью было треугольное крыло с большой стреловидностью передней кромки, поскольку его нестационарное обтекание определяется динамикой разрушения вихрей, что характерно для маневренных самолетов с крылом малого удлинения. Исследовалась также модель разрабатываемого трансзвукового пассажирского самолета TCR (Transonic CRuiser) с передним горизонтальным оперением (ПГО). Для этой модели нелинейные явления аэродинамики связаны с запаздыванием отрыва потока на ПГО. Третьим исследуемым объектом была модель разрабатываемого магистрального самолёта МС-21 с крылом малой стреловидности и большого удлинения, для которой нелинейные явления связаны с запаздыванием отрыва потока с крыла, а также его интерференцией с обтеканием ГО. В главе 1 дается краткое описание исследованных моделей и особенностей их отрывно-вихревого обтекания.

Анализ результатов динамических экспериментов с моделью самолёта TCR позволил автору разработать новый подход для упрощенного описания нелинейных явлений нестационарной аэродинамики на больших углах атаки. Предложенный подход позволяет записать математическую модель для момента тангажа m_z при гармонических колебаниях модели самолёта в традиционном для концепции аэродинамических производных виде, который обычно используется в задачах динамики полета:

$$m_z = m_{z_{cm}}(\alpha_0) + m_z^\alpha(\alpha)(\alpha - \alpha_0) + (m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\alpha}})(\alpha) \cdot \bar{\alpha} ,$$

где $m_{z_{cm}}(\alpha_0)$ - статическое значение момента тангажа для среднего угла атаки α_0 , $m_z^\alpha(\alpha)$, $(m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\alpha}})(\alpha)$ - аэродинамические производные для текущих значений угла атаки α (верхние индексы соответствуют производной по параметру), $\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z b_A}{V}$ - безразмерная угловая скорость, $\bar{\alpha}(t) = \frac{\dot{\alpha} b_a}{V}$ - безразмерная

производная угла атаки по времени, b_a - средняя аэродинамическая хорда, V - скорость потока.

Отличие от традиционной модели заключается в том, что в предложенной модели производная демпфирования зависит не только от угла атаки α , но и от скорости его изменения $\dot{\alpha}$. Так, комплекс производных момента тангажа представляется в виде:

$$m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\dot{\alpha}}} = g(\alpha) + f(\alpha, \omega, \Delta\alpha, \dots),$$

где $g(\alpha)$ - составляющая комплекса производных, описывающая его величину при безотрывном обтекании, и которая используется в инженерных приложениях динамики полёта, $f(\alpha, \omega, \Delta\alpha, \dots)$ - составляющая, описывающая нелинейные изменения момента тангажа на больших углах атаки (антидемпфирование). В работе показывается, что функция $f(\alpha, \omega, \Delta\alpha, \dots)$ может быть найдена в виде произведения функции D , описывающей зависимость антидемпфирования от угла атаки, и функции C , описывающей зависимость антидемпфирования от $\dot{\alpha}$. Функции D и C были идентифицированы по результатам трубных экспериментов.

На примере аэродинамических моделей TCR и перспективного магистрального самолета MC-21 показано, что предложенный подход позволяет удовлетворительно описывать гистерезисы аэродинамических коэффициентов и "расщепление" комплексов вращательных и нестационарных производных по частотам. Для иллюстрации рассмотренного подхода на рисунке 1 показаны результаты моделирования гистерезиса коэффициента момента тангажа в сравнении с данными эксперимента. Главным достоинством предложенной математической модели является то, что она представляется в традиционном виде в рамках концепции аэродинамических производных, что упрощает её использование в задачах динамики полёта.

Вместе с тем, необходимо отметить и недостатки этой математической модели: имеются трудности при описании нестационарных аэродинамических характеристик в случае, когда определяющим физическим эффектом является разрушение вихрей над крылом, как, например, для треугольного крыла. В момент, когда

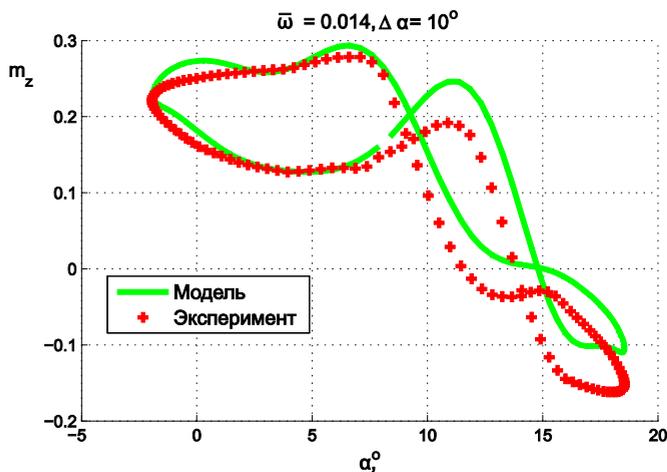


Рисунок 1. Гистерезис m_z самолёта MC-21

производная угла атаки по времени становится равной нулю, может наблюдаться существенный "заброс" текущего значения характеристики над статическим значением, вызванный запаздыванием разрушения вихрей над крылом. Поэтому в Главе 2 автор использовал нейросетевой подход, позволяющий решить проблемы описания нестационарных аэродинамических характеристик независимо от модели самолёта в широком диапазоне кинематических параметров.

В **Главе 2** кратко излагается теория и практика применения искусственных нейронных сетей. Рассмотрены схемы нейронных сетей типа многослойный перцептрон и NNARX (nonlinear autoregressive network with exogenous inputs). Делается обзор методов повышения обобщающей способности нейронной сети — ранняя остановка обучения и регуляризация.

Искусственную нейронную сеть можно рассматривать как направленный граф с взвешенными связями. Узлами графа являются некоторые элементарные процессоры, называемые искусственными нейронами. В нейроне k происходит нелинейное преобразование поступающего в него сигнала от других нейронов $(e_i)_{i=1,n}$ по закону: $y_k = f_k(\sum_i w_{ik} e_i + \theta_k)$. Веса связей w_{ik} и порог θ_k определяются

в ходе «обучения» нейронной сети с помощью минимизации разницы между выходом из сети и данными, задаваемыми в качестве цели обучения.

При обучении минимизируется целевая функция F , которая равна сумме квадратов ошибки нейронной сети на обучающем множестве:

$$F = E_D(w) = \frac{1}{2} \sum_{j,p} (y_{j,p}^{(N)} - d_{j,p})^2 \quad (1)$$

Одним из важнейших свойств нейронных сетей является обобщающая способность, а именно способность описывать данные, которые не были использованы для её обучения. В диссертации рассматриваются различные подходы к повышению обобщающей способности.

Для модели треугольного крыла в работе представлена нейросетевая модель нестационарных аэродинамических характеристик подъемной силы и момента тангажа. Как известно, нестационарная аэродинамика треугольного крыла определяется значительным запаздыванием разрушения вихрей над верхней поверхностью крыла при увеличении угла атаки и запаздыванием восстановления вихрей при уменьшении угла атаки, из-за чего наблюдаются сложные гистерезисные петли подъемной силы и момента тангажа в эксперименте при вынужденных колебаниях по тангажу. Построенные автором нейронные сети для коэффициентов подъёмной силы и момента тангажа хорошо моделируют полученные в экспери-

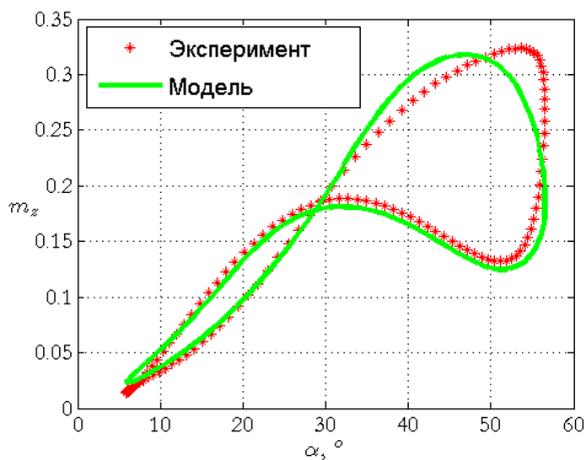


Рисунок 2. Моделирование гистерезиса m_z треугольного крыла многослойным перцептроном

менте гистерезисы, наблюдаемые при больших и малых амплитудах, а также расщепления производных. На рисунке 2 приведен пример моделирования гистерезиса, данный пример принадлежит множеству, на котором тестируется обобщающая способность. Также автором в работе была исследована возможность применения многослойного перцептрона для описания нестационарного момента тангажа в случае более сложной картины обтекания - компоновки пассажирского самолета TCR, которая характеризуется крылом большой стреловидности и наличием переднего

горизонтального оперения. Гистерезисы момента тангажа в этом случае представляют собой более сложные зависимости. Результаты моделирования, как и в случае треугольного крыла, хорошо согласуются с результатами экспериментов. Используемые нейросетевые модели на основе многослойного персептрона продемонстрировали хорошие аппроксимирующие свойства при описании нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик. К сожалению, они могут быть использованы для достаточно хорошего описания, в основном, периодического движения, в частности, движения лопасти вертолета или ветряного генератора. Подобные модели сложны для практического применения в случае произвольного движения самолета, что является недостатком для моделирования динамики полета и синтеза систем управления.

Разрешить описанные противоречия удалось за счет использования рекуррентной нейронной сети типа NNARX, т.к. её структура позволяет разработать математические модели нестационарных аэродинамических характеристик, пригодные для использования в приложениях динамики полета. С использованием данной конфигурации были разработаны нейросетевые модели момента тангажа для треугольного крыла, TCR и MC-21. Точность математической модели оказывается достаточно хорошей, что видно на рисунках 3 и 4. На рисунке 3 приводятся экспериментально определённые производные момента тангажа m_z^α и $(m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}})$ для модели TCR. Видно, что в области развития отрыва потока с ПГО ($16^\circ < \alpha < 24^\circ$) наблюдается расщепление производных в зависимости от частоты колебания модели, что достаточно хорошо моделируется нейронной сетью. На рисунке 4 представлены наблюдаемые в эксперименте с моделью TCR гистерезисы момента тангажа при колебаниях модели с большой амплитудой. Нейросетевая модель позволяет описывать эти эффекты (данные примеры также относятся к множеству, на котором тестируется обобщающая способность).

Автором проведен сравнительный анализ математических моделей, построенных на основе нейронных сетей типа многослойного персептрона и NNARX. На примере модели самолета TCR показывается, что нейронная сеть типа NNARX обладает лучшей обобщающей способностью.

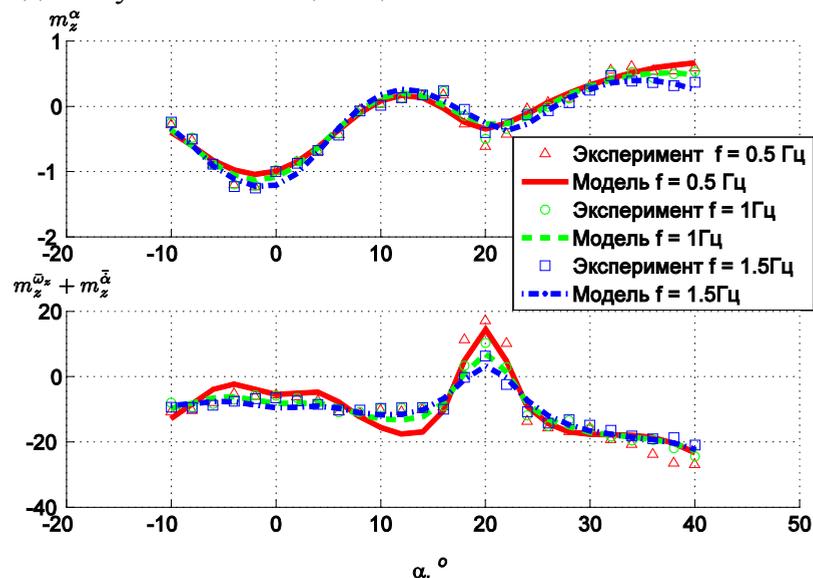


Рисунок 3. Моделирование расщепления производных момента тангажа

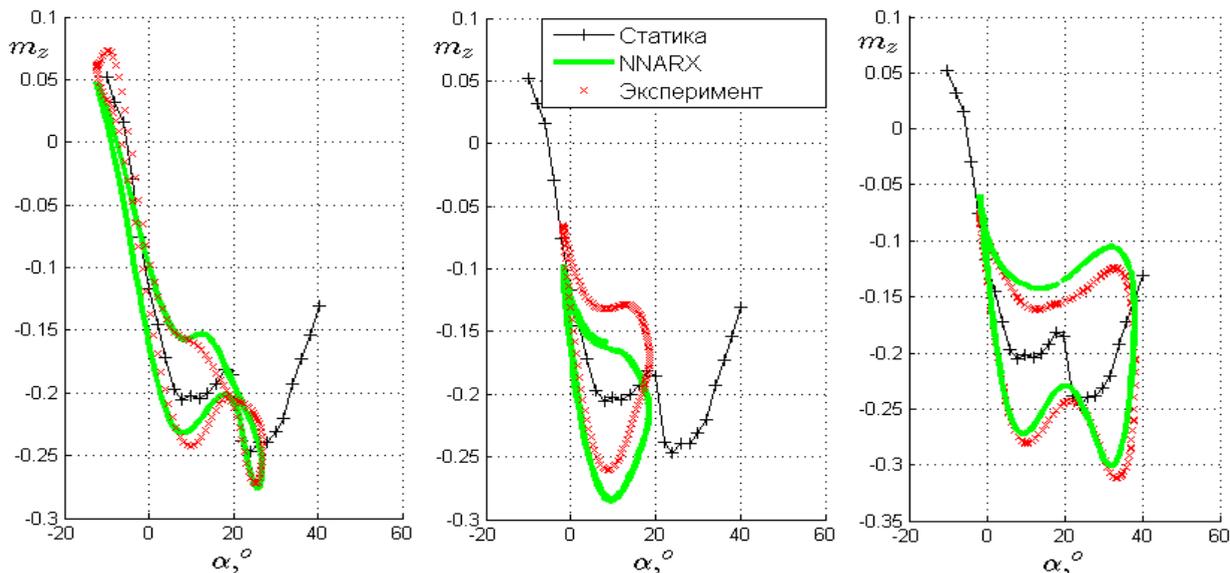


Рисунок 4. Моделирование гистерезиса коэффициента момента тангажа TCR

Глава 3. Во многих областях науки и техники актуальной задачей является разработка математических моделей физических явлений по результатам различных экспериментов. Характеристики физического явления при этом изучаются при различных значениях параметров. Построение моделей, способных описывать наблюдаемые явления в исследуемых диапазонах параметров различных экспериментов, является трудной и не всегда посильной задачей, особенно в пространстве переменных размерности 3 и выше. Для решения подобных задач могут быть использованы искусственные нейронные сети, обладающие универсальными аппроксимирующими свойствами.

Одним из важнейших этапов разработки математических моделей с помощью искусственных нейронных сетей является их обучение. Существенной проблемой, возникающей при обучении, является переобученность — нежелательное явление, возникающее при решении задач обучения по примерам, когда вероятность ошибки обученного алгоритма на объектах тестовой выборки оказывается существенно выше, чем средняя ошибка на обучающей выборке. Переобучение возникает при использовании избыточно сложных моделей. В Главе 3 автором уделяется внимание данному вопросу с целью устранения явления переобученности и повышения обобщающей способности нейронной сети, т.е. способности описывать данные, которые не были использованы для ее настройки.

Для решения этой проблемы в Главе 3 предложен метод обучения нейронных сетей, использующий байесовскую регуляризацию с учётом разнотипности данных (далее – БРРД).

Постановкой задачи предусматривается, что требуется аппроксимировать экспериментальные данные, полученные в n различных экспериментах

$(\mathbf{x}_1, \mathbf{a}_1), (\mathbf{x}_2, \mathbf{a}_2), \dots, (\mathbf{x}_n, \mathbf{a}_n)$, где $\mathbf{x}_i = (x_{i_1} \dots x_{i_{N_i}})$ - вектор параметров явления,

соответствующий i -ому эксперименту, $\mathbf{a}_i = (a_{i_1} \dots a_{i_{N_i}})$ - вектор значений наблюдаемой величины, соответствующий i -ому эксперименту. При этом предполагается, что ошибки в каждом из экспериментов независимы, имеют гауссово распределение с нулевым математическим ожиданием, но с разными стандартными отклонениями σ_i

В таком случае набор данных можно представить следующим образом:

$$\begin{cases} a_{1_{m_1}} = y(x_{1_{m_1}}) + v_{1_{m_1}}, m_1 = 1..N_1, \\ a_{2_{m_2}} = y(x_{2_{m_2}}) + v_{2_{m_2}}, m_2 = 1..N_2, \\ \dots \\ a_{n_{m_n}} = y(x_{n_{m_n}}) + v_{n_{m_n}}, m_n = 1..N_n \end{cases}$$

где $D_i = \{x_{i_{m_i}} a_{i_{m_i}}\}$, $m_i = 1..N_i$, v_{m_i} - набор данных и ошибка, относящиеся к i -ому типу эксперимента, y - функция, аппроксимирующая исходный набор данных.

Используя байесовское решающее правило, в диссертации вместо (1) получена целевая функция, минимизация которой происходит при обучении нейронной сети.

$$F = \frac{1}{2} \alpha \mathbf{w}^T \mathbf{w} + \frac{1}{2} \mathbf{e}^T \mathbf{B} \mathbf{e}, \quad (2)$$

где $\mathbf{w} = (\omega_1 \omega_2 \dots \omega_K)^T$ - вектор весов, $\mathbf{e} = (e_1 \dots e_N)^T$ - вектор ошибок, $e_i = (y(x_i) - a_i)$ - ошибка на i -ой паре данных, \mathbf{B} - матрица размера $N \times N$, на диагонали которой расположены параметры целевой функции β_i , все остальные элементы нулевые.

В главе 3 автором показано, что для определения параметров регулирующей функции F (2) может быть использовано байесовское решающее правило. Кроме того, в рамках метода обосновано существование оценки параметров регуляризации. Для α получено следующее выражение:

$$\alpha \approx \frac{\gamma}{\mathbf{w}^T \mathbf{w}},$$

где $\gamma = K - \alpha \text{Sp}(\mathbf{H}^{-1})$ - так называемое эффективное число связей нейронной сети (F.D. Foresee, M.T. Hagan), K - количество весовых элементов сети, $\mathbf{H} = \nabla^2 F$ - гессиан целевой функции. Для β_i получены выражения:

$$\beta_i = \frac{N_i}{\mathbf{e}^T \frac{d\mathbf{B}}{d\beta_i} \mathbf{e} + \text{Sp} \left(\frac{d\mathbf{H}}{d\beta_i} \mathbf{H}^{-1} \right)},$$

где N_i - количество примеров i -ого обучающего подмножества.

Для практической реализации метода обучения, описанного выше, автором разработан алгоритм. В рамках его реализации необходимо производить вычисления матрицы Гесса в точке минимума целевой функции F . Для этого в работе

гессиан аппроксимируется по методу Ньютона-Гаусса, с использованием модифицированного метода Левенберга-Марквардта для поиска минимума целевой функции F (2):

$$\mathbf{w}_i = \mathbf{w}_{i-1} - (\mathbf{J}^T \mathbf{B} \mathbf{J} + (\alpha + \mu) \mathbf{E})^{-1} (\mathbf{J}^T \mathbf{B} \mathbf{e} + \alpha \mathbf{w}_{i-1}), \quad (3)$$

где \mathbf{J} – матрица Якоби. Модификация алгоритма позволяет улучшить сходимость алгоритма в окрестности точки минимума.

Вначале автором был рассмотрено применение разработанного метода для решения тестовой задачи аппроксимации зашумлённой функции. В качестве примера была рассмотрена функция $\sqrt{|x|}$. К функции был добавлен шум, имеющий гауссово распределение. Используемый шум имел нулевое математическое ожидание, но различные стандартные отклонения на разных интервалах: при $x < 0$ большее значение, при $x > 0$ – меньшее. При этом точек с меньшим стандартным отклонением "получено" меньше, чем с большим. Таким образом, были смоделированы два вида эксперимента, с помощью которых определяют искомую физическую зависимость в разных диапазонах независимой величины с разной точностью, что довольно часто встречается на практике.

Описанный набор данных был использован для обучения рекуррентной нейронной сети NNARX. Обучение было проведено двумя методами. Вначале использовался алгоритм, который строится на предположении об однородности данных (GNBR - Gauss-Newton approximation to Bayesian regularization), затем использовался вышеизложенный подход, основанный на Байесовской Регуляризации с учётом Разнотипности Данных (БРРД). После этого с помощью полученных нейронных сетей была смоделирована исходная функция не только на данных, которые использовались при обучении, но также на данных, выходящих за диапазон использованных данных. Результаты моделирования представлены на рис.5. Там же даны исходные наборы данных, использованные при обучении, а также для сравнения изображена искомая зависимость.

Представленный график демонстрирует, что разработанный автором алгоритм обучения позволяет повысить точность описания искомой функции не только на множестве, которое использовалось для "подгонки" коэффициентов нейронной сети, но также и на множестве данных, которое не использовалось для идентификации математической модели.

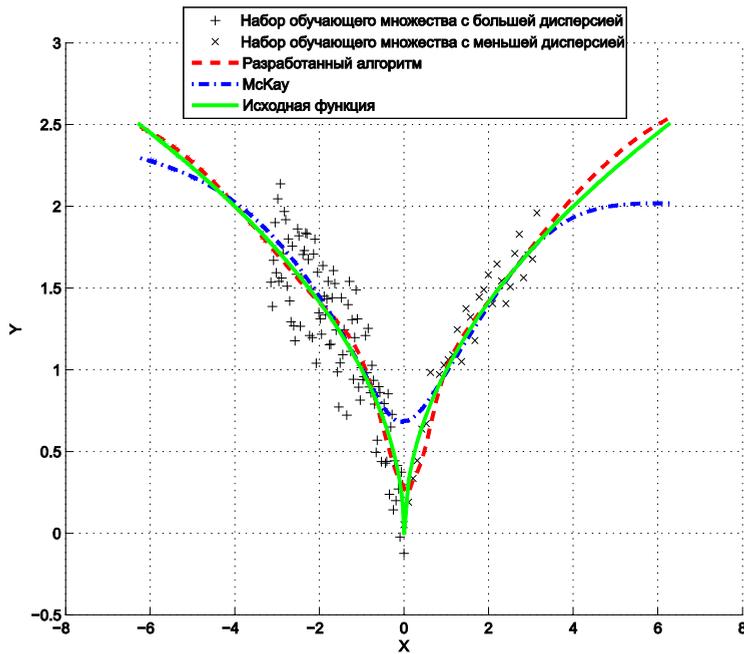


Рисунок 5. Моделирование тестового примера

Предложенный в диссертации метод был использован также для разработки нейросетевой модели момента тангажа модели TCR. Результат моделирования момента тангажа m_z при вынужденных колебаниях с большой амплитудой с использованием предложенного подхода показан на рисунке 6, на нём же показана нейросетевая модель m_z , полученная для TCR методом GNBR в Главе 2.

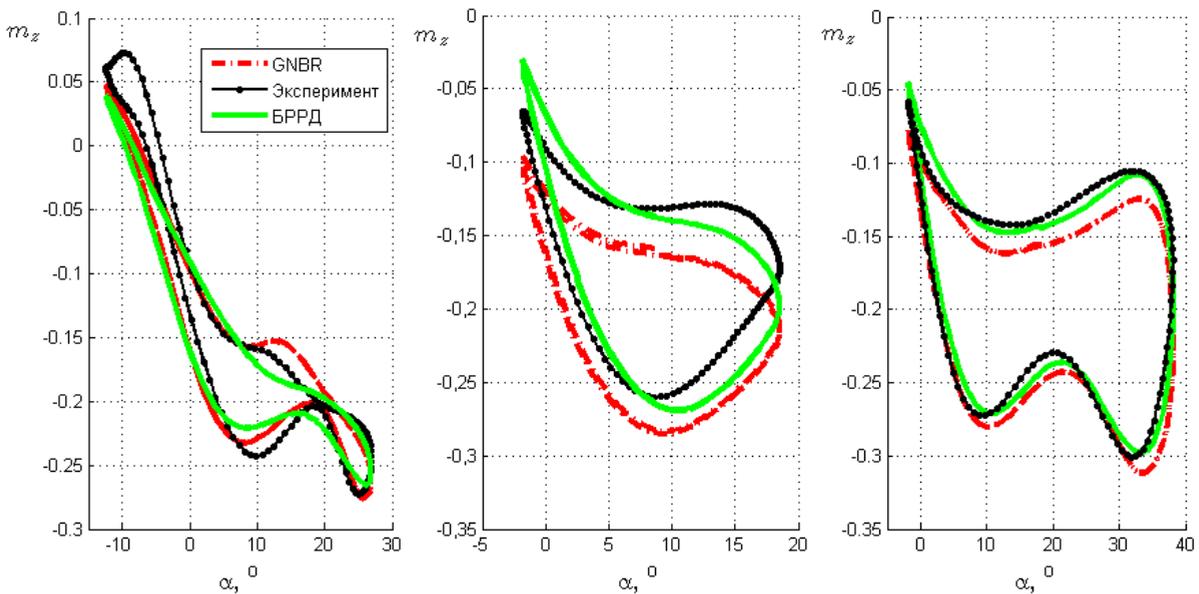


Рисунок 6. Сравнение различных методов обучения для TCR.

На рисунке данные относятся к множеству, которое не использовалось для настройки модели. Видно, что использование разработанного подхода позволяет повысить точность моделирования.

Кроме того, для оценки эффективности предложенного метода был проведен анализ полученных результатов. В таблицах 1 и 2 приведены ошибки при описании эксперимента нейросетевыми моделями. В качестве меры ошибки использовалась средняя квадратическая погрешность, отнесенная ко всему диапазону измеряемой величины. Ошибки определены отдельно на множествах обучения и тестирования.

Таблица 1: Ошибка алгоритма обучения без учета разнотипности данных

Величина	Обучение, %	Тестирование, %
$m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$	7.09	8.58
m_z , (большие амплитуды)	5.59	8.3

Таблица 2: Ошибка алгоритма обучения с учетом разнотипности данных

Величина	Обучение, %	Тестирование, %
$m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$	5.65	5.77
m_z (большие амплитуды)	4.53	6.34

Можно отметить существенное улучшение точности моделирования для величин m_z и $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$. Так, ошибка аппроксимации m_z уменьшилась на 23%, ошибка обобщения - на 31%. Ошибки описания $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ уменьшились на 25% и 49% соответственно.

Дополнительное сравнение моделей проведено с использованием диаграмм рассеяния. На рисунке 7 представлена диаграмма рассеяния для m_z на множестве тестирования. Видно, что разработанная методика позволяет добиться меньшего разброса значений искомых величин.

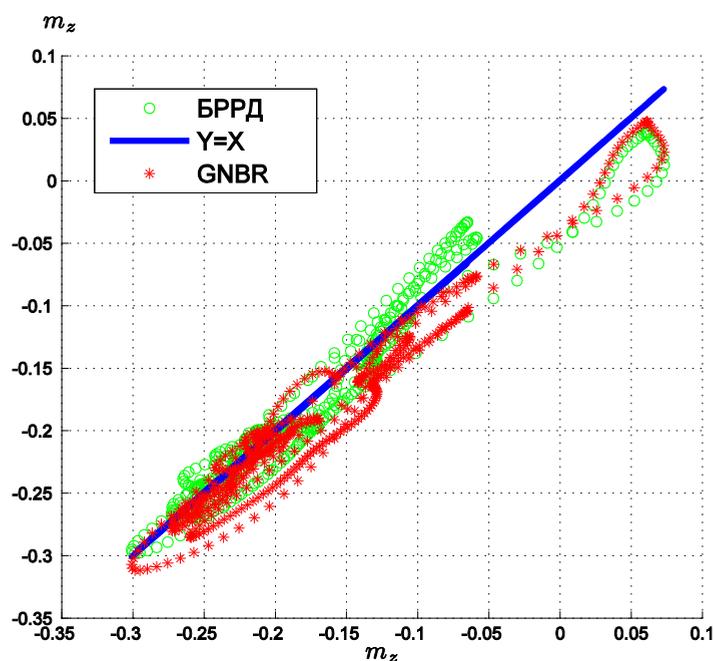


Рисунок 7. Диаграмма рассеяния на тестовом множестве, m_z .

Автором проведено сравнение разработанной нейросетевой модели с феноменологической моделью, предложенной М. Г. Гоманом и А. Н. Храбровым, которая была разработана для TCR. Показано, что ошибка нейросетевой модели ниже, хотя для её получения потребовалось меньшее количество данных параметрического экспериментального исследования.

Проведенный сравнительный анализ показал, что разработанный метод регуляризации позволяет повысить точность разрабатываемых моделей.

Для разработки математических моделей нестационарных аэродинамических летательных аппаратов на больших углах атаки в диссертации был разработан пакет программ. Он характеризуется тем, что для его использования в целях настройки математической модели нестационарной аэродинамики не требуется детальное представление о структуре математической модели. Пользователь может загружать необходимые данные, обучать нейронную сеть, проверять её свойства, проводить моделирование, строить графики.

Комплекс программ по разработке моделей нестационарных аэродинамических характеристик на больших углах атаки и их моделированию написан в Matlab с использованием функций, имеющихся в пакете Neural Network Toolbox. В нём реализован ряд основных блоков: ввод данных, подготовка данных, обучение нейронной сети, подготовка данных для моделирования, моделирование/оценка точности.

ОСНОВНЫЕ НАУЧНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ, ВЫНОСИМЫЕ НА ЗАЩИТУ

Основным итогом диссертационной работы является создание методов математического моделирования нестационарных аэродинамических характеристик и их применения в актуальных приложениях в области авиационной техники, выразившееся в следующих научных результатах:

1. Разработан и протестирован нейросетевой метод моделирования нестационарных аэродинамических характеристик на больших углах атаки, учитывающий результаты экспериментов, проводимых на различных динамических установках в АДТ, который позволяет в отличие от традиционной линейной теории моделировать гистерезисные зависимости этих характеристик, а также снижает трудозатраты исследователя по сравнению с другими инженерными подходами.
2. Предложен метод регуляризации при обучении нейронных сетей, использующий байесовский подход и учитывающий разнотипность исходных данных, позволяющий повысить точность математических моделей, разрабатываемых по результатам различных типов экспериментов, по сравнению с методом обучения, в котором используется регуляризация для однотипного набора данных. Обосновано существование оценки параметров регуляризации. Разработан и протестирован алгоритм обучения нейронных сетей, реализующий данную регуляризацию.
4. Предложена упрощённая математическая модель нестационарных аэродинамических характеристик, записываемая в традиционном для решения задач динамики полёта линейном виде, в которой вводится функциональная зависимость нестационарных аэродинамических производных от скорости изменения

угла атаки. Такая дополнительная зависимость позволяет описывать поведение нестационарных аэродинамических характеристик на больших углах атаки с точностью, достаточной для проведения эскизного проектирования, чего не удаётся сделать в рамках линейной теории.

3. Проведен сравнительный анализ методов математического моделирования нестационарных аэродинамических характеристик, в т.ч. основанных на различных конфигурациях нейронных сетей и полученных с использованием различных методов обучения. Показано, что модель на базе рекуррентной нейронной сети NNARX, при обучении которой использовался разработанный в диссертации алгоритм, обладает наибольшей точностью среди рассмотренных методов. Кроме того, предложенный метод позволяет добиться снижения объема параметрических экспериментальных исследований, необходимых для разработки математической модели нестационарной аэродинамики в общем случае.

4. Разработан комплекс программ для моделирования нестационарных аэродинамических характеристик самолета применительно к задачам динамики полёта, а также их последующего анализа, позволяющий снизить трудозатраты и повысить эффективность работы исследователя.

Публикации в журналах перечня ВАК

1. Игнатьев Д. И. Применение искусственных нейронных сетей для моделирования аэродинамических характеристик треугольного крыла// Вестник МАИ. - 2010. - Т. 17, № 6 - с. 5 - 12.

2. Дорофеев Е.А., Игнатьев Д.И., Храбров А.Н. Применение искусственных нейронных сетей для моделирования нестационарных аэродинамических характеристик// Труды МФТИ. - 2011. -Т. 3, № 2. - с. 15 - 25.

3. Игнатьев Д. И., Храбров А.Н. Использование искусственных нейронных сетей для моделирования динамических эффектов аэродинамических коэффициентов трансзвукового самолета// Ученые записки ЦАГИ – 2011. - т. XLII, №6 - с. 84 - 91.

Публикации в других изданиях

4. Grishin I.I., Ignatyev D.I., Khabrov A.N., Kolinko K.A., Vinogradov Yu. A., Zhuk A.N. Experimental investigations and mathematical simulation of unsteady aerodynamic coefficients of Transonic Cruiser at small velocities in the wide range of attack angles [Электронный ресурс]// International Online Journal Visualization of Mechanical Processes. 2011. - vol. 1, issue 2. Режим доступа: <http://www.begellhouse.com/journals/visualization-of-mechanical-processes.html> (15.05.2013).

Доклады на научных конференциях

5. Игнатьев Д.И. Применение искусственных нейронных сетей для моделирования нестационарных аэродинамических характеристик// Труды 53-й научной конференции МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук». Часть VI. Аэромеханика и летательная техника. — М.: МФТИ, 2010. - с. 86-87.

6. Игнатъев Д.И. Применение рекурсивных нейронных сетей для моделирования нестационарных аэродинамических характеристик// Материалы XXII научно-технической конференции по аэродинамике. п. Володарского: ЦАГИ – 2011. – с. 79.
7. Игнатъев Д.И. Использование искусственных нейронных сетей для моделирования аэродинамических коэффициентов трансзвукового самолёта// Труды 54-й научной конференции МФТИ «Проблемы фундаментальных и прикладных естественных и технических наук в современном информационном обществе». Аэромеханика и летательная техника – М.: МФТИ, 2011. – с. 39.
8. Игнатъев Д.И. Разработка математических моделей нестационарных аэродинамических характеристик ЛА на больших углах атаки с использованием нейронных сетей // Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамике. п. Володарского: ЦАГИ – 2012. – с. 120.
9. Игнатъев Д.И. Метод обучения нейронных сетей при разнотипных данных с использованием байесовской регуляризации// Тринадцатая национальная конференция по искусственному интеллекту с международным участием КИИ-2012 (16-20 октября 2012г., г. Белгород, Россия): Труды конференции. Т.2. – Белгород: Изд-во БГТУ, 2012, с.268-275.
10. Игнатъев Д. И. Храбров А.Н. Математическое моделирование нестационарных аэродинамических характеристик самолётов на больших углах атаки с использованием нейронных сетей// 11-я Международная конференция «Авиация и космонавтика - 2012». 13-15 ноября 2012 года. Москва. Тезисы докладов.-СПб.: Мастерская печати, 2012. – с. 26-27.
11. Игнатъев Д. И. Метод обучения нейронных сетей для повышения обобщающей способности при разнотипных данных// Труды 55-й научной конференции «Проблемы фундаментальных и прикладных естественных и технических наук в современном информационном обществе». Аэромеханика и летательная техника – М.: МФТИ, 2012. – с. 28-29.
12. Игнатъев Д. И. Метод повышения обобщающей способности нейронных сетей при разнотипных данных// XV Всероссийская научно-техническая конференция «Нейроинформатика-2013»: Сборник научных трудов. В 3-х частях. Ч.2. Москва: НИЯУ МИФИ, 2013. – с. 235-244.
13. Игнатъев Д.И. Нейросетевой способ обобщения результатов различных экспериментов // Материалы XXIV научно-технической конференции по аэродинамике. п. Володарского: ЦАГИ – 2013. – с. 140.
14. Ignatyev D.I. Simulation of unsteady aerodynamic characteristics of aircraft at high angles of attack using neural networks [Электронный ресурс]// 5TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS). – Munich, 2013. – 1 CD-ROM. – Загл. с этикетки диска.
15. Игнатъев Д.И. Программа для разработки математических моделей нестационарных аэродинамических характеристик самолётов по результатам проведения различных динамических экспериментов в аэродинамических трубах: Программа для ЭВМ. - Свидетельство о государственной регистрации № 2012619467 Рос. Федерация; пост. 30.08.2012; зарег. 19.10.2012.