

УДК 533.6

Корняков Антон Андреевич

**Определение аэродинамических характеристик летательного аппарата
в атмосферном спутном следе за кораблем и моделирование его взлета и
посадки на палубу на пилотажном стенде**

Специальность 05.07.01 – «Аэродинамика и процессы теплообмена
летательных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва — 2019

Работа выполнена в федеральном государственном унитарном предприятии
«Центральный Аэрогидродинамический Институт имени профессора
Н.Е. Жуковского» (г. Жуковский)

Научный руководитель: **Вышинский Виктор Викторович**,
доктор технических наук, профессор, главный
научный сотрудник отделения Аэродинамики
самолетов и ракет (НИО-2), федеральное
государственное унитарное предприятие
«Центральный Аэрогидродинамический Институт
имени профессора Н.Е. Жуковского» (г. Жуковский)

Официальные оппоненты: **Балык Олег Алексеевич**, доктор технических наук,
доцент, заместитель начальника по научной работе,
929 Государственный летно-испытательный центр
Министерства обороны Российской Федерации
«ГЛИЦ МО РФ» (г. Ахтубинск)

Головнев Александр Викторович, кандидат
технических наук, доцент, начальник 74 кафедры
Аэродинамики и безопасности полета, Военный
учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора
Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)

Ведущая организация: Государственный научный центр Российской
Федерации АО «Летно-исследовательский институт
имени М.М. Громова» (г. Жуковский)

Защита состоится «__» _____ 2019 года в __ час __ мин. на
заседании диссертационного совета Д 212.141.22 в Московском государственном
техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, 2-ая
Бауманская ул., д. 5, стр. 1, зал заседания Ученого совета.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского
государственного технического университета имени Н.Э. Баумана и на сайте
bmstu.ru.

Автореферат разослан «__» _____ 2019 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
кандидат технических наук, доцент

Луценко
Александр Юрьевич

Общая характеристика работы

Актуальность темы обусловлена увеличением в России количества авианесущих кораблей и летательных аппаратов корабельного базирования, а также необходимостью повышения достоверности моделирования сложных режимов пилотирования на пилотажных стендах и авиационных тренажерах для более качественной подготовки и переподготовки летного состава.

Известно, что проблемы, связанные с попаданием летательных аппаратов в турбулентные течения, существуют с самого зарождения авиации, так как летательный аппарат под воздействием атмосферной турбулентности испытывает существенные динамические нагрузки. В зависимости от направления входа в вихревые структуры он может испытывать сильные возмущения подъемной силы, моментов крена, рыскания и тангажа. Известно большое число авиационных происшествий и катастроф, связанных с попаданием летательных аппаратов в вихревые следы. Фактором риска является не только воздействие атмосферных вихрей на летательный аппарат, но и неготовность пилотов к экстремальным ситуациям, а также возможность приобретения ими ложных навыков при обучении на тренажерах, некорректно описывающих те или иные явления.

Взлет и посадка на палубу авианесущего корабля являются сложнейшими режимами пилотирования. При осуществлении таких операций лётчик испытывает сильнейшие нагрузки, поэтому достоверное моделирование этих режимов является одной из важных задач современной авиационной науки.

В диссертации рассмотрены случаи попадания самолета в зоны спутной турбулентности за авианесущими кораблями. Основные результаты получены для моделей кораблей типа «Викрамадитья» (далее - проект 11430) и «Адмирал Кузнецов» (далее - проект 1143.5).

Цель работы: повышение безопасности полётов палубной авиации и эффективности авианесущих комплексов посредством достоверного моделирования влияния атмосферной турбулентности на летательный аппарат (ЛА) на пилотажных стендах (ПС) и авиационных тренажерах (АТ).

Решены следующие задачи:

- Создан инженерный метод расчета возмущенного поля скоростей воздушного потока, в окрестности корабля при его стоянке, движении и качке.
- Выполнено моделирование и оценка влияния индуцированной турбулентности в следе за кораблем, по известным осредненному полю скоростей, уровню и масштабу турбулентности.
- Созданы базы данных по полям возмущенных скоростей $\Delta \vec{V}$ в районе посадочной глиссады и в ближней окрестности корабля (Σ) $\Delta \vec{V}(\vec{R}), \vec{R} \in \Sigma$ для авианесущих кораблей (АК) двух проектов и заданных условий (состояние атмосферы и скорость движения корабля).
- С помощью панельного метода с симметризацией особенностей (код PANSYM) рассчитаны приращения аэродинамических сил $\Delta \vec{F}(\vec{R}, \alpha, \beta, \gamma)$ и

моментов $\Delta \vec{M}(\vec{R}, \alpha, \beta, \gamma), \vec{R} \in \Sigma$, действующих на самолет МиГ-29, в спутном следе за кораблем для заданных условий.

- Созданы аппроксиматоры на основе искусственных нейронных сетей (ИНС) для внесения поправок в модель динамики самолета на ПС и АТ.

Научная новизна работы заключается в совершенствовании и создании новых, комплексных подходов к моделированию влияния атмосферной турбулентности на аэродинамические характеристики летательных аппаратов и оценки этих характеристик, а именно:

- получении новых знаний о характеристиках течения в окрестности авианесущих кораблей, структуре и эволюции атмосферного спутного следа за ними с учетом воздействия профиля ветра, атмосферной турбулентности и качки корабля;
- создании программы CARWAT для расчета эволюции дальнего следа и быстрой оценки зоны его возможного влияния на аэродинамические характеристики летательного аппарата;
- определении аэродинамических характеристик исследованной модели самолета, совершающего движение в возмущенном течении в окрестности авианесущих кораблей;
- создании инженерного метода, позволяющего осуществлять моделирование сложных режимов пилотирования с учетом атмосферных факторов на пилотажных стендах и авиационных тренажерах.

Теоретическая значимость работы заключается в определении аэродинамических характеристик самолета в атмосферных спутных следах за авианесущими кораблями и комплексном исследовании течения газа в их окрестности с учетом воздействия атмосферных факторов, движения кораблей, качки. На базе полученных автором знаний, были созданы алгоритмы, внедрённые в пилотажные стенды, позволяющие обучать летчиков и отрабатывать сложные режимы полёта, а также объяснить наблюдаемые лётчиками явления.

Практическая значимость полученных в ходе работы автора результатов заключается в:

- определении структуры и параметров течения в окрестности авианесущих кораблей проектов 11430, 1143.5 при их движении, стоянке и наличии атмосферного ветра для 150 сценариев (скорости ветра от 0 до 50 м/с, скорости движения корабля от 0 до 20 узлов, разных углов вымпельного ветра);
- создании программы для ЭВМ, позволяющей производить быстрый расчет положения вихревого следа за кораблем на персональном компьютере;
- оценке изменения аэродинамических характеристик (АДХ) самолёта МиГ 29 в возмущенном потоке при полёте в окрестности авианесущих кораблей проектов 11430 и 1143.5 (выполнено 150000 расчетов);
- создании аппроксиматоров на базе технологий искусственных нейронных сетей, позволяющих осуществлять моделирование

а) полета самолета с учетом воздействия вихревого следа от авианесущего корабля на его аэродинамические характеристики в режиме реального времени;

б) движения самолёта по палубе учетом воздействия порывов ветра в режиме реального времени.

Полученные результаты внедрены в программное обеспечение пилотажных стендов на трех предприятиях.

Методы исследования. В ходе работы использовался опыт, накопленный в ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, ЛИИ им. М.М. Громова, ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского по теме исследования:

- применение сеточных методов решения начально-краевых задач (для уравнений Навье-Стокса осредненных по Рейнольдсу как в стационарной - RANS, так и в нестационарной – URANS постановках);
- применение методов дискретных особенностей и аппарата аналитических функций (МДВ, PANSYM);
- применение технологий ИНС;
- использование данных экспериментов в АДТ (Т-102, Т-5 ЦАГИ).

Достоверность результатов, полученных в ходе диссертационной работы, обосновывается верификацией расчётных методов с помощью метода максимумов давления и полученных на его базе критериев, проведением предварительных методических расчётов по достаточности числа узлов расчетных сеток и размеров расчётной области, выбору топологии расчетных сеток, оценке аппроксимации и сходимости.

Валидация примененных расчетных методов и полученных результатов проведена путём сравнения с данными экспериментов в аэродинамических трубах:

- по исследованию обтекания и характеристик спутного следа за авианесущим кораблем в АДТ Т-5 ЦАГИ;
- по исследованию воздействия на модель самолета МиГ-29, со сложенными и разложенными консолями, ветровых нагрузок в АДТ Т-102 ЦАГИ.

Полученные результаты согласуются с данными натурных экспериментов и экспериментов в гидроканале, полученными специалистами ЛИИ им. М. М. Громова и ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского. Созданные алгоритмы, внедренные в программное обеспечение пилотажных стендов, получили положительную оценку летчиков в ходе их испытаний. Результаты диссертационной работы применены на трех предприятиях, что подтверждено соответствующими актами и свидетельствами о государственной регистрации программ для ЭВМ.

На защиту выносятся:

- инженерный метод расчета поля возмущенных скоростей в окрестности корабля с учетом его движения и воздействия атмосферных факторов;
- метод оценки возмущающего воздействия атмосферного дальнего спутного следа за кораблем и определение опасных зон для ЛА, заходящего на посадку (программа для ЭВМ «CARWAT»);

- метод расчета приращений сил и моментов, действующих на ЛА, в спутном следе корабля с учетом влияния атмосферных факторов при стоянке и движении;
- алгоритмы для ПС и АТ, позволяющие моделировать воздействие атмосферного спутного следа за кораблём на ЛА в режиме реального времени.

Соответствие паспорту специальности. Содержание диссертации соответствует паспорту специальности 05.07.01, по следующим положениям:

- Исследования обтекания ЛА и их частей;
- Расчетные исследования АДХ ЛА;
- Разработка методов расчета АДХ ЛА;
- Исследования влияния сложных течений газа на АДХ ЛА.

Апробация работы. Основные положения диссертации докладывались и обсуждались на следующих научных конференциях и семинарах:

- «27th Congress of the international Council of the Aeronautical Sciences» (Ницца, 2010);
- XV Международный симпозиум «Методы дискретных особенностей в задачах математической физики» (Херсон, 2011);
- «Международный семинар имени братьев С.М. и О.М. Белоцерковских» (Москва, 2008, 2012, 2016);
- «Научно-техническая конференция по аэродинамике» (ЦАГИ, пос. им. Володарского, 2009, 2011, 2016).

Публикация. Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 7 научных работах, 5 из которых в изданиях входящих в список ВАК.

Личный вклад автора. Автор работы выполнил комплексное исследование параметров возмущенного течения газа в окрестности авианесущих кораблей. Провел валидацию результатов на базе данных, полученных в ходе экспериментов в аэродинамических трубах. Произвел большое количество расчетов аэродинамических характеристик самолета, попадающего в зоны спутной турбулентности за кораблями. На основе полученных приращений сил и моментов, действующих на летательный аппарат в возмущенном потоке, создал базу данных, построил аппроксиматоры на базе искусственных нейронных сетей (выбор типа и структуры сетей, функции активации, числа слоёв и числа нейронов), осуществил обучение нейронных сетей. Участвовал в разработке программы для ЭВМ «CARWAT» и модулей программного обеспечения для пилотажных стендов ООО «Физтех-Авиация, АО ЦНТУ «Динамика» и АО «РСК «МиГ»».

Структура диссертации. Работа состоит из введения, трех глав, заключения, списка литературы, приложения. Диссертация включает в себя 114 страниц, 68 иллюстраций, 1 таблицу, содержит список литературы из 81 источника и 7 листов приложения.

Содержание диссертации

Во введении сформулирована цель работы, обоснованы ее актуальность, научная новизна, теоретическая и практическая значимость, указаны решенные задачи, приведены аргументы соответствия паспорту специальности, сведения о публикациях автора по теме диссертации и апробации работы на научных конференциях и семинарах, дан аналитический обзор источников литературы по теме диссертации.

В главе 1 приведены алгоритмы решения задач.

Поле скоростей в окрестности корабля, в связанной с ним системе координат, определяется скоростью его движения, силой и направлением атмосферного ветра. Расчет полей скоростей производится в несколько этапов.

На этапе 1 по известному состоянию атмосферы определяются профили скорости ветра $\vec{U}(H)$, энергии $k(H)$ и скорости диссипации $\varepsilon(H)$ турбулентности по высоте.

На этапе 2 производится расчет осредненных полей скоростей ветра в окрестности корабля, для чего решается пространственная стационарная краевая задача для RANS. По результатам методических расчетов в качестве модели замыкания используется модель Shear Stress Transport (SST). Для дискретизации задачи по пространству и времени использовалась схема второго порядка точности. В рамках этой модели созданы базы данных по параметрам течения в окрестности АК при заданных сценариях.

На этапе 3 по известным осредненным параметрам ветра с помощью предложенного алгоритма вычисляется индуцированная турбулентность в окрестности корабля.

На этапе 4 по параметрам набегающего ветра, полученных на этапе 1, рассчитывается фоновая турбулентность и определяется поле возмущенных скоростей в окрестности корабля (как суперпозиция всех полей, полученных на этапах 1-4).

По суммарному полю скоростей в окрестности корабля в заданных точках расчетной области определяются дополнительные силы и моменты, действующие на самолет, для заданных углов атаки, скольжения и крена (α, β, γ). Для этой цели используется панельный метод. Задача решается в квазистационарном приближении: ЛА помещается в «замороженное» поле скоростей без учета дифракции вихря на препятствии. Так как панельный метод позволяет получить АДХ самолета лишь при фиксированных значениях координат и углов, используются аппроксиматоры, созданные на базе технологии ИНС, позволяющие получить величины дополнительных сил и моментов при произвольных входных параметрах в режиме реального времени. Блок-схема инженерного метода и его интеграции в программное обеспечение (ПО) ПС приведена на рисунке 1.

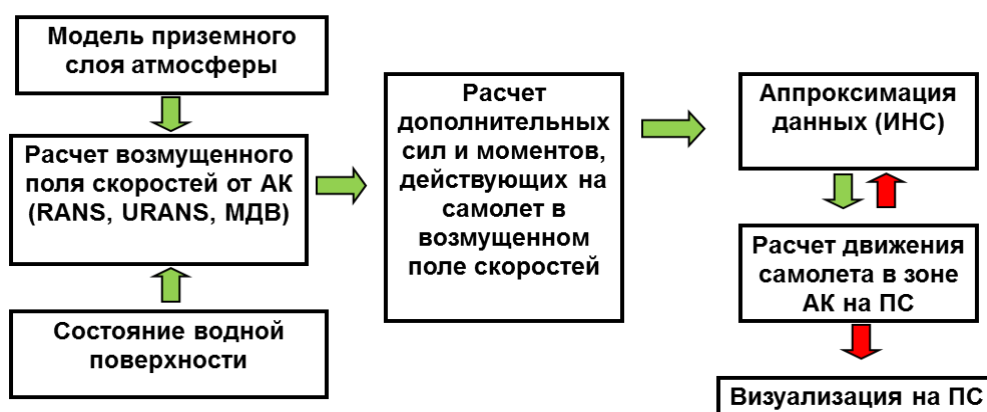


Рисунок 1

Блок-схема предложенного инженерного метода и его интеграции в ПО пилотажного стенда

В **параграфе 1.1** обозначен метод, выбранный для решения задачи о моделировании и исследовании спутных атмосферных следов за кораблями.

В **пункте 1.1.1** приведено обоснование метода решения задачи по расчету возмущенного течения в окрестности корабля и постановка задачи.

В **пункте 1.1.2** описаны созданные математические модели авианесущих кораблей (АК) проектов 11430, 1143.5, которые содержат все достаточно крупные элементы конструкции (Рисунок 2). Кроме базовой модели АК проекта 11430 исследовалась также модель корабля с дополнительной вышкой для РЛС (установленной на АК «Викрамадитья» в ходе модернизации). Основным интерес в проведении расчетов на модифицированной компоновке корабля представляла оценка возможного влияния на общую картину течения возмущений от крупных конструкций и объектов, находящихся на палубе.

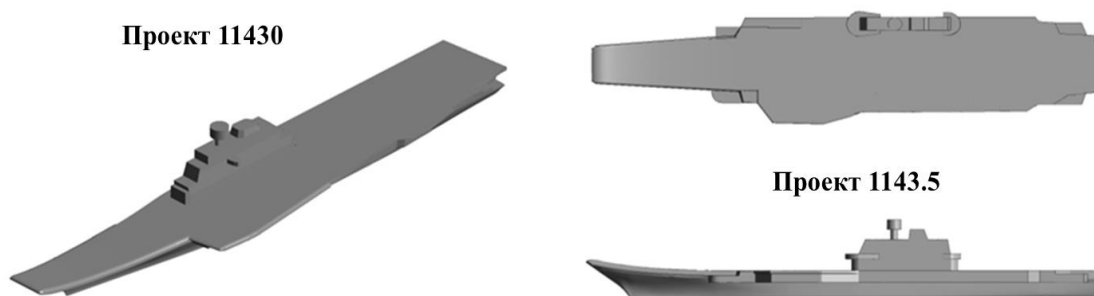


Рисунок 2

Математические модели АК

В **пункте 1.1.3** приведен алгоритм решения задачи.

В **пункте 1.1.4** описаны граничные условия для расчетов течения в окрестности АК. Моделируется обтекание надводной части корабля с учетом поверхности воды. Размеры расчетной области: длина 1200 м, ширина 300 м, высота 150 м. На поверхности корабля задавалось условие прилипания $u=v=w=0$; на подстилающей поверхности условие проскальзывания $V_n=0$; на входе в

расчетную область задавались компоненты скорости; на выходе и на боковых границах расчетной области задавалось давление $P_{stat}=P_{ref}=1$ атм.

Также описаны использованные расчетные сетки, размеры которых для основных исследований находились в пределах 40-80 млн. элементов.

Приведены результаты по верификации и исследованию сеточной сходимости.

В параграфе 1.2 описан гибридный метод построения решения и оценки опасных зон для ЛА в области дальнего следа с помощью созданного кода CARWAT.

В пункте 1.2.1 описан алгоритм работы кода CARWAT:

1. В блоке «CohrStr» реализовано формирование начальной когерентной структуры следа для моделирования последующей его эволюции
 - в качестве начальных данных принимаются поля поперечных компонент скорости v , w в следе корабля, полученные сеточным методом (RANS);
 - с помощью численного дифференцирования, используя аппроксимацию второго порядка, находятся их производные по пространственным переменным и формируется продольная компонента вектора завихренности ω_x ;
 - определяется положение экстремумов ω_x в сечении $x=\text{const}$ по обнулению $\frac{\partial \omega_x}{\partial y}$ и $\frac{\partial \omega_x}{\partial z}$. Отдельно рассматриваются положительные (максимумы ω_x) и отрицательные (минимумы ω_x) вихри;
 - по расстоянию между ними определяются контрольные радиусы ядер вихрей, производится интегрирование потока завихренности в окрестности найденных максимумов и определяется их циркуляция;
 - задается фоновый уровень завихренности и формируется начальная когерентная структура вихревой системы.
2. В блоке «VortDyn» программы CARWAT в квазитрёхмерном приближении моделируется динамика вихревого следа вблизи поверхности моря. След состоит из N вихрей и такого же количества зеркально отраженных вихрей, которые моделируют условие непротекания на подстилающей поверхности.

При решении задачи моделирования вихревого следа с помощью дискретных вихрей, использованы вихри Рэнкина с ядром постоянной завихренности ω_0 радиуса a , исключаяющим особенность в центре вихря.

Возмущенная скорость V в любой точке M пространства на расстоянии $r>a$ от вихревого отрезка с циркуляцией Γ определяется по формуле Био-Савара:

$$V_M = \frac{\Gamma}{4\pi r} (\cos \beta_1 + \cos \beta_2),$$

где β_1 и β_2 – углы, под которыми видны концы отрезка AB из точки M .

Интегрирование по всем вихрям заданного отрезка вихревого следа позволяет оперативно определить индуцированный следом скос потока.

3. В блоке «VortDiss» для оценки коэффициента падения циркуляции по времени $\gamma_i(t)$ используются экспериментальные результаты или результаты расчета в рамках прямого численного моделирования крупномасштабной

турбулентности Large Eddy Simulation (LES).

4. Блок «Graf» позволяет визуализировать траектории вихрей, как в изометрии так и в виде плоских сечений. Динамика вихрей моделируется с учетом всех вихрей следа, включая отраженные вихри.

Полученный результат не учитывает вязкой структуры вихрей и является оценкой сверху степени опасности вихревого следа для ЛА в окрестности корабля. С другой стороны, вихревой след, полученный сеточным методом, в силу высокой схемной вязкости и рыхлой структуры вихрей дает оценку снизу.

В пункте 1.2.2 приведен пример решения задачи по моделированию течения над палубой корабля типа «Мистраль» с помощью кода CARWAT.

Параграф 1.3 посвящен проблемам верификации полученных результатов и валидации используемых методов.

В пункте 1.3.1 приводится верификация полученного решения с помощью принципа максимумов давления для дозвуковых стационарных трехмерных вихревых течений идеального газа (Г.Б. Сизых, 2018 г.). В условия принципа максимума входит значение Q -параметра, изображение поверхностей уровня которого используется для визуализации картины течения:

$$Q = 0.5(\Omega^2 - (\nabla u_1)^2 - (\nabla u_2)^2 - (\nabla u_3)^2),$$

где u_1, u_2, u_3 – компоненты вектора скорости.

На основе принципа максимума давления В.В. Вышинским (2018 г.) предложены критерия для верификации решения: положительность Q в ядрах вихрей (1) и в областях отрыва потока (2), отсутствие резких осцилляций Q в области течения (3). Следует также контролировать, чтобы точки экстремума давления лежали на границах области течения (4).

Анализ результатов расчёта с помощью дозвукового принципа максимума давления и приведенных критериев не выявил противоречий - рассмотренный участок расчётной области не содержит ни локальных минимумов, ни локальных максимумов давления. Это может служить подтверждением корректности реализованной численной схемы (достаточности размеров зоны численного моделирования, густоты сетки, порядка аппроксимации, сходимости решения и т.д.) и, косвенно, подтверждением корректности решения краевой задачи.

В пункте 1.3.2 приводятся сведения по валидации, полученных в ходе исследований результатов, на базе данных эксперимента в АДТ Т-5 ЦАГИ. Эксперимент проведен для модели АК проекта 11430 в масштабе 1:200. Для измерений характеристик воздушного потока над палубой модели и в следе за ней был использован пневмометрический насадок. В ходе эксперимента модель располагалась на круглом экране диаметром 2.2 м.

Результаты расчетов удовлетворительно согласуются с экспериментом в АДТ как над палубой модели (Рисунок 3), так и в следе за ней (Рисунок 4).

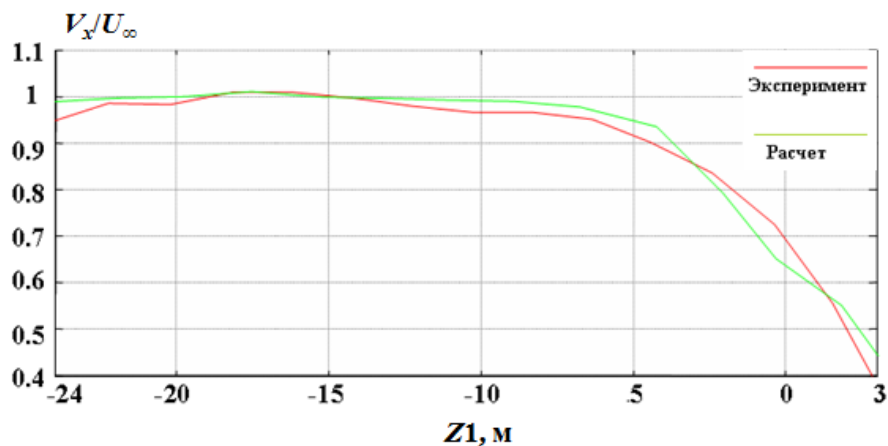


Рисунок 3

Относительная продольная скорость в поперечном сечении в 30 м за надстройкой АК, при ветре вдоль строительной оси корабля

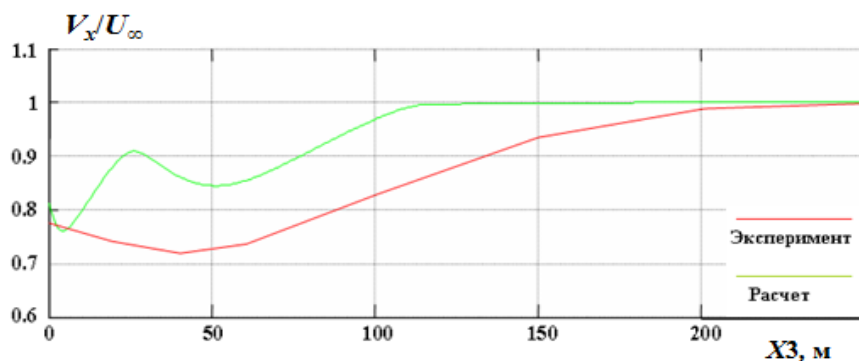


Рисунок 4

Относительная продольная скорость вдоль посадочного коридора, при ветре по оси посадочной палубы

В главе 2 приведены данные по результатам расчетов параметров течения в окрестности корабля и описаны исследования по воздействию на них различных возмущающих факторов. Рассмотрены: характеристики профиля ветра, воздействие качки корабля, фоновые и индуцированные турбулентные порывы.

В параграфе 2.1 приведены сведения по расчетам поля течения в окрестности исследованных моделей кораблей, составившие основу для базы данных по параметрам течения в их окрестности.

Для получения характеристик течения в окрестности моделей АК и создания основной базы данных, были произведены расчеты со следующими входными параметрами:

Скорость выпельного ветра для основных расчетов была принята 50 м/с с потенциальным профилем ветра $\vec{U}(H)$. Углы выпельного ветра (β), для которых производились расчеты: 0° , 6.35° , 12.7° , -6.35° , -12.7° , где -6.35° - угол между осью посадочной палубы и строительной осью корабля. Выбор указанных углов выпельного ветра для основных расчетов обусловлен требованиями по безопасности полетов и особенностями вихреобразования на элементах конструкции кораблей, а также возможностью воздействия вихрей на область

посадочного коридора. Следует отметить, что при углах вымпельного ветра больше 15° к оси посадочного коридора, возмущения практически не попадают в его створ и не представляют существенного интереса.

Так как скорости ветра и корабля достаточно малы, сжимаемостью воздуха при расчете можно пренебречь. В этом случае результаты расчета компонент скоростей ветра в безразмерных переменных, отнесенных к скорости вымпельного ветра, являются универсальными (то есть независимыми от скорости вымпельного ветра) (Рисунок 5).

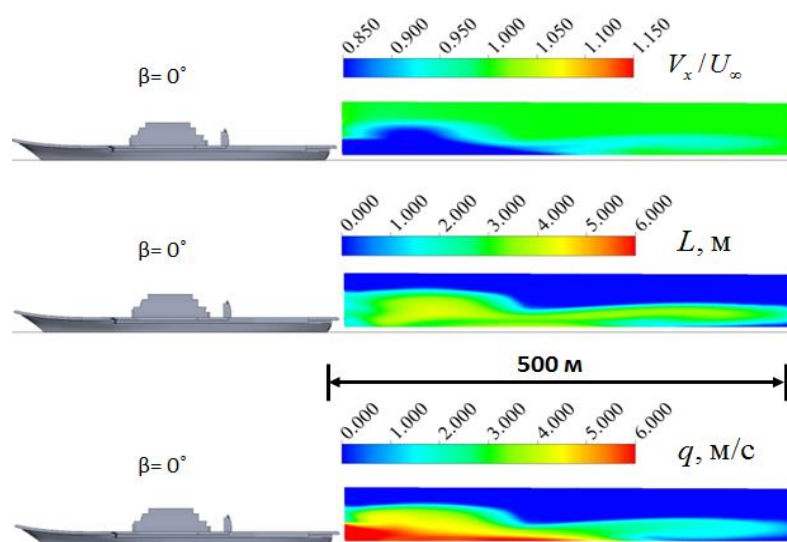


Рисунок 5

Относительная продольная скорость V_x/U_∞ , интенсивность q и масштаб L турбулентности вдоль оси посадочного коридора при $\beta = 0^\circ$

В параграфе 2.1 рассматривается изменение вихревой обстановки в посадочном коридоре за АК в зависимости от профиля ветра. Метод расчета, параметры расчетной области и сетки соответствуют тем, которые были использованы при расчетах с потенциальным профилем ветра $\bar{U}(H) = const$. В качестве исходных данных использованы профили приземного ветра в соответствии с моделью, принятой в ЦАГИ (Рисунок 6).

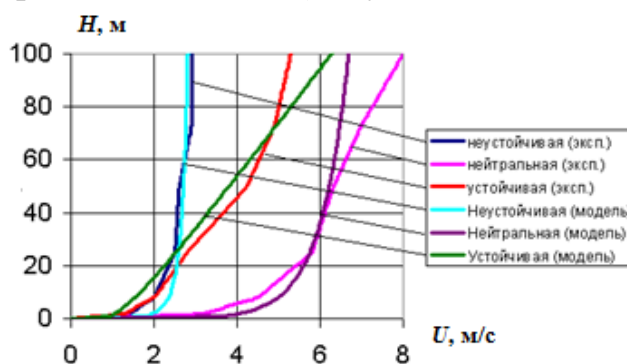


Рисунок 6

Профили скорости ветра в приземном слое атмосферы (сравнение модели и замеров на метеовышке в Обнинске)

Рассмотрены варианты:

- с нейтральным профилем ветра $U_{\infty}(H) = 1.1258\ln(H) + 7.7747$;
- с неустойчивым профилем ветра: $U_{\infty}(H) = 0.691\ln(H) + 7.2035$.

В результатах расчетов (Рисунок 7, 8) наблюдается смещение вихрей, сходящих с надстройки корабля при изменении профилей ветра, в том числе и в зоне посадочного коридора.

Картина течения с неустойчивым профилем ветра не сильно отличается от случая с нейтральным профилем, приведенным на рисунке 8.

Основной эффект, который оказывает введение в расчетную схему градиентного ветра, заключается во «всплытии» вихрей за кораблем. При этом наибольшее влияние на посадочный коридор оказывает вихрь, сходящий с обтекателя РЛС.

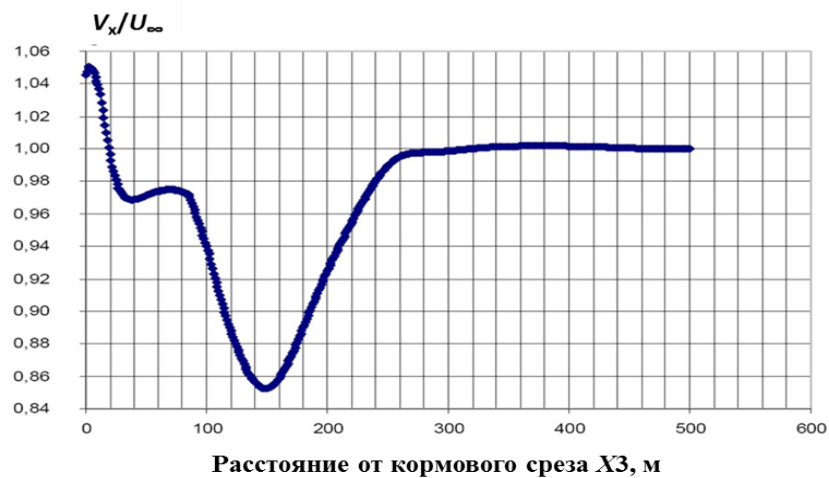


Рисунок 7

Относительная продольная скорость на линии глиссады для расчета с потенциальным профилем ветра

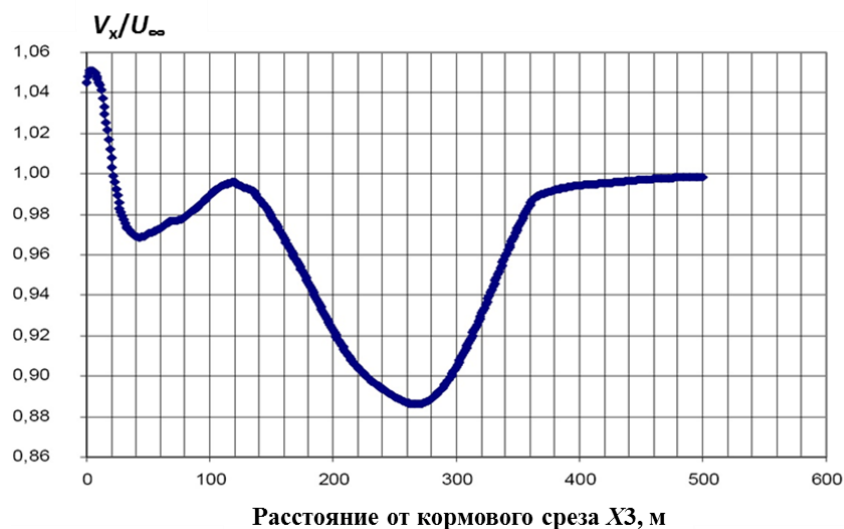


Рисунок 8

Относительная продольная скорость на линии глиссады для расчета с нейтральным профилем ветра

Из полученных результатов можно сделать вывод, что влияние профиля ветра сводится, в основном, к деформации вихревого следа за кораблем. Так как

дополнительные силы и моменты от воздействия вихревого следа на самолет зависят только от относительного положения самолета и следа, поправку на сдвиг ветра в инженерном приближении можно ввести путем фиктивного сдвига вихря при вычислении приращений сил и моментов на ту же величину без модификации основной базы данных.

В параграфе 2.2 описаны примеры расчета поля течения в окрестности АК с учетом фоновой турбулентности в приземном слое атмосферы и индуцированной турбулентности в следе за кораблем.

Для генерации фоновой турбулентности использована модель для приземного слоя нейтральной атмосферы:

$$L_w = H; L_u = L_v = 180 \text{ м}; \sigma_u = 2\sigma_w; \sigma_v = 1.6\sigma_w,$$

здесь $\sigma_w \approx 0.09u$, где u модуль скорости ветра на высоте $H=10$ м. Эта модель является частным случаем модели Монина-Обухова при длине Обухова $L_0=\pm\infty$. В соответствии с моделью Монина-Обухова:

$$q=0.9-0.2\times H/150,$$

где H - высота в м.

Для генерации турбулентных порывов $\{v'_i\}$ применен следующий подход: Компоненты пульсаций скорости v'_i представлены виде ряда Фурье:

$$v'_i(\mathbf{r}) = \sum_{n=1}^N \hat{v}'_i(\mathbf{k}_n) \cdot \cos(\mathbf{k}_n \cdot \mathbf{r} + \varphi_n).$$

Случайная величина \hat{v}'_i задаётся так, чтобы корреляционный тензор $\langle \hat{v}'_i \hat{v}'_j \rangle$ соответствовал известной матрице ковариации.

Находится искомая величина следующим образом: $\hat{v}'_i = h_{ij} \cdot e_j$. В каждой точке физического пространства выделен достаточно малый объём так, чтобы в нём турбулентность можно было считать однородной и изотропной. В этом объёме турбулентность имеет масштаб $L_A(\mathbf{r})$ и уровень $q_A(\mathbf{r})$. С учетом этого предыдущая формула принимает следующий вид:

$$v'_i(\mathbf{r}) = \sum_{n=1}^N \hat{v}'_i(\mathbf{k}_n) \cdot q_A \cos(\mathbf{k}_n / L_A \cdot \mathbf{r} + \varphi_n),$$

где $L_A(\mathbf{r})$ и $q_A(\mathbf{r})$ рассчитаны в ходе решения краевой задачи для RANS.

В параграфе 2.3 изложена приближенная модель оценки влияния качки на зону возмущения за кормой корабля.

В первом приближении течение над палубой корабля в связанной системе координат не зависит от наличия качки (квазистационарное приближение). Рассматривается прямоугольная область (подобласть расчетной области), левая граница которой расположена непосредственно за кормой корабля, а правая на выходной границе исходной расчетной области. На левой границе новой расчетной области задается поле скоростей, взятое из основной базы данных. Левая граница испытывает нестационарный сдвиг вверх-вниз по периодическому закону: $\Delta y = 3.5 \cdot \cos(2 \cdot \pi \cdot t / T)$.

Анализ результатов расчетов показывает, что вблизи кормы на расстоянии примерно 100-150 м реализуется квазистационарный режим. Далее вниз по

потоку имеет место запаздывание колебаний на величину $\Delta t \approx x/V$, где V – скорость вымпельного ветра. В данном примере (продольный размер расчетной области 500 м) величина задержки составляет $\Delta t \approx 10$ с. Это означает, что при таком подходе справедлива нестационарная аналогия, которая описывает течения, с поперечным размером много меньше продольного и поперечные компоненты скорости много меньше продольной. Сдвиг следа описывается формулой $\Delta y = h \cdot \cos[2 \cdot \pi \cdot (t - x/V)/T]$, что и решает проблему учета влияния качки. Здесь h и T – амплитуда и период колебаний кормы, V – скорость вымпельного ветра, x – расстояние от кормы.

Глава 3 диссертации посвящена методам оценки влияния атмосферной турбулентности в окрестности корабля на ЛА и работе созданных на базе проведенных исследований модулей программного обеспечения для ПС.

В **параграфе 3.1** описывается метод оценки приращений сил и моментов, действующих на самолет, в возмущенном поле скоростей.

Для расчета дополнительных сил и моментов, действующих на самолет от возмущенного воздушного потока, использован панельный метод с симметризацией гидродинамических особенностей, разработанный в ЦАГИ (код PANSYM, который подходит для решения широкого класса прикладных задач. В данном методе, поверхность самолета моделируется рядом четырехугольных панелей с распределенными на них источниками и вихрями с постоянной интенсивности в пределах панели. Для аппроксимации поверхности самолета используется приблизительно 1000 панелей.

В ходе решения задачи приращения АДХ рассчитываются в квазистационарном приближении. Для этого математическая модель ЛА помещается в рассчитанное методом RANS поле скоростей в окрестности АК, с заданными координатами ее носовой точки (X, Y, Z) и угловым положением (α, β, γ) в связанной с кораблем системе координат, а само поле скоростей считается «замороженным» (Рисунки 9, 10).

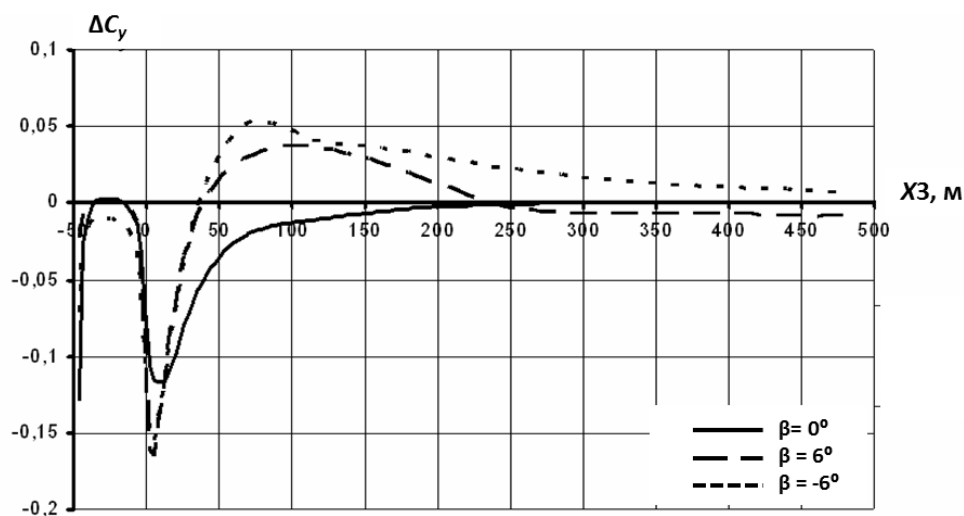


Рисунок 9

Приращения коэффициента подъемной силы ЛА в посадочном коридоре
при $\beta = 0^\circ, 6^\circ, -6^\circ$

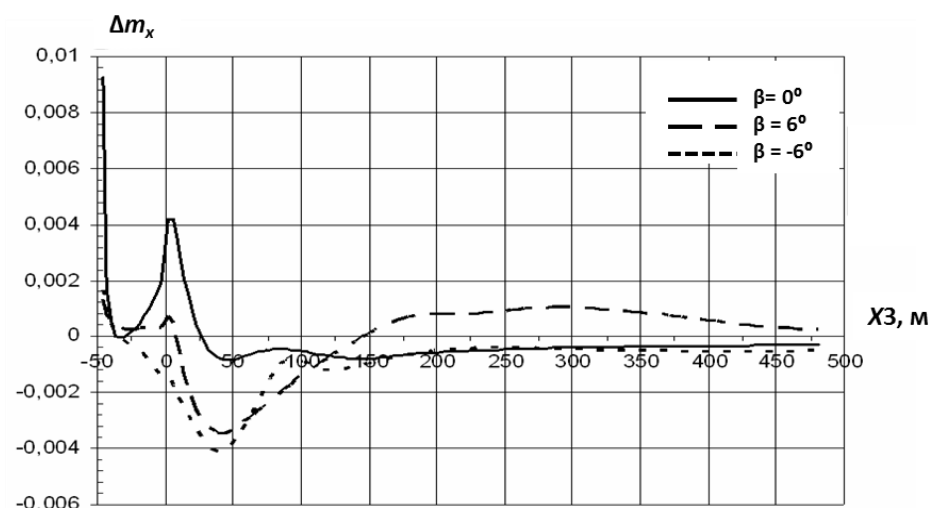


Рисунок 10
Приращения коэффициента момента крена ЛА в посадочном коридоре
при $\beta = 0^\circ, 6^\circ, -6^\circ$

В параграфе 3.2 описывается метод учета рассчитанных приращений сил и моментов, действующих на ЛА в возмущенном потоке, в работе программного обеспечения ПС.

Необходимо учитывать, что время одного расчета методом PANSYM, составляло 10 с, а для моделирования посадки на ПС оно не должно превышать 0.001 с, что обусловлено временем интегрирования уравнений динамики движения ЛА на ПС. Задача сокращения расчетного времени решена с помощью аппроксимации данных расчетов АДХ ЛА с помощью ИНС.

При таком подходе в качестве программных модулей аэродинамики ЛА в математическом обеспечении ПС используются предварительно обученные на расчетных данных ИНС. Применение такой методики позволяет сократить время расчета АДХ ЛА в следе до необходимого, с незначительным ухудшением точности их определения. Ниже приведено краткое описание алгоритмов данной подсистемы.

Для решения поставленной задачи использованы ИНС с тремя слоями. Число математических нейронов на которых – 35 в первом, 17 во втором и 7 в третьем. Выбрана сигмоидная функция активации. Входной вектор для нейронных сетей содержал значения трех координат (X, Y, Z), определяющих положение самолета относительно корабля и трех углов (α, β, γ), задающих угловое положение самолета, а выходом служили приращения аэродинамических сил и моментов, обусловленные влиянием следа от корабля. Для аппроксимации приращений каждого аэродинамического коэффициента была обучена своя ИНС (всего 6).

Для формирования паттернов, на которых проходит обучение и тестирование ИНС, было осуществлено около 150000 расчетов для множества различных положений самолета в следе, скоростей его полета и движения корабля.

В параграфе 3.3 описана схема расчета ветровой нагрузки на ЛА, выполняющий руление по палубе АК. Для создания математической модели аэродинамических сил и моментов, действующих на самолет при рулении по палубе АК, использован следующий подход:

- определяются поля скоростей в зоне нахождения самолета с помощью численных расчетов обтекания авианесущего корабля;
- с помощью технологии ИНС формируется аппроксимационная модель АДХ самолета на основе имеющихся экспериментальных данных, полученных в АДТ Т-102 ЦАГИ для различных конфигураций;
- с использованием полей скоростей и аппроксимационной модели АДХ вычисляются аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет, в зависимости от его пространственного и углового положения на палубе.

В параграфе 3.4 приведен пример моделирования процесса посадки ЛА на АК в автоматическом режиме при помощи созданных алгоритмов.

В параграфе 3.5 приводятся параметры тестирования и оценки созданных, с применением результатов диссертационной работы, модулей ПО на пилотажном стенде АО «РСК «МиГ»».

В ходе тестирования подтверждена работоспособность и достаточность созданного ПО для моделирования взлетно-посадочных операций палубной авиации. Качество и реалистичность получили положительную оценку летчиков.

Выводы по диссертации и заключение:

1. Разработан инженерный метод моделирования ветровой обстановки в окрестности авианесущего корабля с учетом его движения и наличия атмосферного ветра посредством решения начально-краевых задач аэрогидромеханики (RANS-SST, URANS-SST);
2. Создана программа для ЭВМ CARWAT (на базе RANS, МДВ и LES) для быстрой оценки возмущающего воздействия спутного следа за кораблем на больших расстояниях и определения опасных зон для самолета, заходящего на посадку (свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2017614465). Применение созданной программы позволяет рассчитывать положение спутного следа на больших расстояниях от корабля (вплоть до разрушения следа в атмосфере) на персональном компьютере (расчетное время составляет 10-15 с);
3. В ходе численных экспериментов получена база данных по параметрах течения в окрестности АК проектов 11430, 1143.5 для различных сценариев (диапазоне скоростей движения АК от 0 до 20 узлов, во всем допустимом для осуществления взлетно-посадочных операций диапазоне скоростей и углов вымпельного ветра);
4. С помощью панельного метода с симметризацией особенностей (PANSYM) рассчитаны приращения сил и моментов, действующих на самолет МиГ29К, в спутном следе за АК проектов 11430, 1143.5 (всего 150000 расчетов);
5. Результаты диссертационной работы внедрены в программное обеспечение

ПС на трех предприятиях и получены:

а) свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ №2015619780, №2015619781, №2015619785;

б) акты об использовании результатов диссертационной работы от АО «РСК «МиГ»», АО ЦНТУ «Динамика», ООО «Физтех-Авиация».

Результаты работы могут использоваться для решения прикладных задач: взлета и посадки в условиях горного аэродрома, функционирования вертолетных площадок в городском каньоне, горной местности, на оффшорных платформах в океане, решения вопросов вихревой безопасности и пропускной способности аэропортов, при создании ПС, АТ и корабельно-вертолетных моделирующих комплексов (КВМК), а также при решении задач повышения эффективности применения авиационной техники.

Список работ, опубликованных автором по теме диссертации:

1. Корняков А.А., Вышинский В.В., Судаков Г.Г. «Исследование вихревой в окрестности авианесущего крейсера» // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. № 172. 2011. С. 27-33 (0.43 / 0.25).
2. Корняков А.А., Аубакиров Т.О. «Исследование вихревого следа за авианесущим кораблем» // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. № 177. 2012. С.24-28 (0.31/0.22).
3. Корняков А.А., Вышинский В.В., Свириденко Ю.Н. «Моделирование возмущенного поля скоростей в окрестности вертолетоносца типа «Мистраль» // Труды Московского физико-технического института, Т. 6, № 2 (22). 2014. С. 114-121 (0.5 / 0.31).
4. Корняков А.А., Босняков И.С., Судаков Г.Г. «Расчет поля скоростей в окрестности корабля при его движении, наличии градиентного ветра и качки» // Труды Московского физико-технического института. Т. 7. № 1 (25). 2015. С. 28-35 (0.5 / 0.31).
5. Корняков А.А., Босняков И.С., Судаков Г.Г. «Расчет ветровой обстановки в окрестности корабля» // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. № 212 (2). 2015. С. 55-59 (0.25 / 0.12).
6. Корняков А.А., Анимича О.В., Гайфуллин А.М., Дорофеев Е.А., Кузьмин П.В., Рыжов А.А., Свириденко Ю.Н. «Моделирование режима дозаправки самолета топливом в воздухе на пилотажном стенде» // Труды ЦАГИ. № 2752. 2016. С. 4-32 (1.81 / 0.56).
7. Корняков А.А., Анимича О.В., Босняков И.С., Свириденко Ю.Н., Судаков Г.Г. «Моделирование на пилотажном стенде посадки самолета на авианесущий корабль» // Труды ЦАГИ. № 2752. 2016. С. 34-61 (1.69 / 1.25).