

УДК 629.735

На правах рукописи

Зоан Конг Тыинь

**АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЁТА ПРИ
ПОПАДАНИИ В КОГЕРЕНТНЫЕ ВИХРЕВЫЕ СТРУКТУРЫ АТМОСФЕРЫ**

Специальность 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных
аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Chu

Москва – 2023

Работа выполнена в Федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель:

Вышинский Виктор Викторович

доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник отделения Аэродинамики самолётов и ракет (НИО-2), ФАУ ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

Официальные оппоненты:

Сетуха Алексей Викторович

доктор физ.-мат. наук, профессор, ведущий научный сотрудник Научно-исследовательского вычислительного центра ФГБОУ ВО «Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова»

Попов Сергей Александрович

кандидат физико-математических наук, доцент, заведующий кафедрой 105 «Аэродинамика летательных аппаратов» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Ведущая организация:

Государственный научный центр Российской Федерации АО «Лётно-исследовательский институт им. М.М. Громова»

Защита состоится «___» 2023 г. в 14 часов 30 мин. на заседании диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, госпитальный переулок, дом 10, факультет Специального машиностроения, ауд. 407.

Ваш отзыв в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская улица, дом 5, стр. 1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, учёному секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МГТУ им. Н.Э. Баумана <https://bmstu.ru>.

Автореферат разослан «___» 2023 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета 24.2.331.08,
к.т.н., доцент

Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Развитие мировой экономики сопровождается расширением сети аэропортов. Аэропорты приближаются к городам, врастая в них, города «наползают» на аэропорты, новые аэропорты располагаются в неблагоприятных с точки зрения ветровой обстановки областях земной поверхности. Возрастает интенсивность полётов. При этом пропускная способность аэропорта определяется ограничениями по спутной турбулентности, ситуация в области аэропорта усугубляется после введения в эксплуатацию нового сверхтяжелого магистрального самолёта А-380. Уплотнение эшелонов также обостряет проблему вихревой безопасности.

Опасность представляют когерентные вихревые структуры (КВС), устойчивые, интенсивные вихревые «воронки», стохастические по своей природе. Время жизни таких образований превосходит время обращения элементарных объёмов воздуха вокруг мгновенного центра вращения.

Самолёт, попавший в КВС, испытывает существенные изменения аэrodинамических сил и моментов. Наибольшую опасность представляет опрокидывающий момент крена, возникающий при продольном вхождении в КВС, что особенно опасно у земли. Возможны также заглохание двигателя, несимметричный срыв потока и вход самолёта в штопор. Пересечение вихревых структур приводит к большим динамическим нагрузкам и может привести к разрушению конструкции летательного аппарата (ЛА).

Источником КВС являются как летательные аппараты, так и фрагменты горного ландшафта и крупные сооружения при обтекании их атмосферным ветром. Сдвиговые течения в атмосфере приводят к образованию зон турбулентности ясного неба (ТЯН), при характерном размере по горизонтали порядка от 20 км до 1000 км эти зоны могут иметь толщину менее 1000 м, что затрудняет их обнаружение и создание эффективных систем поиска обходных путей (в последнем случае оптimalен обход сверху и снизу). Зоны интенсивной ТЯН встречаются на высотах до 30 км и выше. Попадание в них происходит неожиданно. Недооценка опасности КВС приводит к лётным происшествиям и катастрофам, что обуславливает актуальность темы исследования.

Цель исследования – разработка и программная реализация численных схем и инженерных подходов для определения аэродинамических сил и моментов, действующих на самолёт в возмущенной атмосфере.

Основные решённые задачи:

1. Выполнено моделирование формирования КВС в рамках сеточных методов решения краевых задач (КЗ) для осредненных по Рейносидсу уравнений Навье – Стокса (RANS). Для этого:

- разработаны математические модели компоновок тяжелого магистрального самолёта и самолёта со стреловидным крылом, инженерных сооружений типа эстакад и фрагментов горного ландшафта;
- построены экономные расчетные сетки с применением критериев независимой верификации решений;

- выполнены тестовые расчеты модельных задач и обоснован выбор граничных условий;
- выполнены расчёты обтекания летящего самолёта, пролётных сооружений и фрагментов горного ландшафта при обтекании атмосферным ветром, а также моделирование участка атмосферы с интенсивным сдвиговым ветром;
- по полученным полям течения сформированы начальные КВС, на этом этапе происходит фильтрация атмосферных возмущений, так как возмущающее влияние на траекторию полёта ЛА оказывают в наибольшей степени КВС, состоящие из вихрей с вектором завихренности, близким к направлению полёта, то задание начальной структуры КВС производится в плоскости, перпендикулярной вектору скорости ЛА.

2. Выполнено моделирование эволюции КВС в потенциальном двумерном приближении с учётом диссипации вихрей. Учёт диссипации производится в рамках инженерной модели, построенной на базе результатов прямого численного моделирования крупных вихрей (LES), данных лётных экспериментов и базы данных ЦАГИ. На данном этапе вводится элемент стохастики, присущий изучаемому явлению. Диссидентом написан код «COSMA» в системе Матлаб. С целью адекватного моделирования вязкого ядра вихрей в математической модели использованы вихри Рэнкина или обобщённые вихри Рэнкина с двух и трёхслойным ядром.

3. В рамках инженерных подходов в линейном квазистационарном приближении определены приращения сил и моментов, действующих на ЛА при продольном вхождении в КВС. Задача решается в приближении замороженного поля с помощью панельного метода (написанный в системе Матлаб код DELTA).

4. Выполнена верификация и валидация используемого метода по результатам трубного эксперимента в АДТ Т-103 ЦАГИ с имитатором скоса потока и большой АДТ DNW (Нидерланды) с генератором КВС за моделью самолёта A-300.

Объектом исследования в диссертации являются КВС, генерируемые крылатыми ЛА, а также возникающие при ветровом отрывном обтекании крупных инженерных сооружений и фрагментов рельефа. Специфической формой КВС является ТЯН, возникающая без участия твёрдых поверхностей с условием прилипания.

Предметом исследования являются схемы численного моделирования формирования и эволюции КВС в турбулентной атмосфере и оценки приращения сил и моментов, действующих на самолёт при взаимодействии с ними. При этом поле скоростей в КВС считается замороженным, то есть возмущение атмосферы воздействует на ЛА, а ЛА не оказывает влияния на КВС.

Методология и методы исследования. Для моделирования формирования КВС в следе за летящим самолётом, при ветровом обтекании крупных инженерных сооружений, фрагментов ландшафта, а также течений в атмосфере решаются краевые задачи для осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса (используется программный пакет ANSYS FLUENT). Для моделирования эволюции КВС с учётом атмосферного ветра и наличия подстилающей поверхности с условием непротекания используется метод дискретных вихревых особенностей. Задача решается в линейном потенциальном приближении. В качестве ядер вихрей используются вихри Рэнкина

и обобщённые вихри Рэнкина с двухслойным и трёхслойным ядром. Для этого написан компьютерный код в системе Матлаб. Для расчета приращений аэродинамических характеристик ЛА при его попадании в КВС в линейном квазистационарном приближении в рамках метода дискретных вихревых рамок в среде Матлаб написан компьютерный код.

Научная новизна работы:

1. Построены композитные решения формирования и эволюции КВС в турбулентной атмосфере в следе за самолётами, при ветровом обтекании пролётных сооружений объездной дороги аэропорта Адлер и в области аэропорта Дананг (Вьетнам) при ветровом обтекании полуострова Шонча, а также при попадании в зоны ТЯН при полёте на эшелоне.

2. Выполнена отработка критериев независимой верификации решений, основанных на принципе максимума давления. С помощью этих критериев оптимизированы расчётные сетки, что позволило повысить качество полученных решений при использовании сравнительно слабой вычислительной техники.

3. Предложен алгоритм планшета авиационного диспетчера «подсказчика» для повышения безопасности полета в районе горного аэродрома и повышения пропускной способности ВПП.

Практическая значимость работы заключается в том, что созданный инженерный метод может быть использован:

1. Для моделирования опасных ситуаций, связанных с попаданием самолета в КВС возмущенной атмосферы (например, для аэропортов Адлер и Дананг).

2. Для поиска аэродинамических средств повышения уровня безопасности полета при организации движения в зоне аэропорта, в частности, на режимах взлета и посадки в условиях возмущенной атмосферы.

3. Для анализа лётных происшествий и выработки мер по повышению безопасности полета и расширению возможностей авиации при выполнении полетов в горной местности.

Достоверность и обоснованность подтверждается строгостью используемого математического аппарата и надёжного программного пакета ANSYS FLUENT, прошедшего многократной валидации сравнением результатов расчетов с теоретическими оценками, известными аналитическими решениями, верификацией с помощью Критериев независимой верификации решений на базе принципа максимума давления, валидацией результатов расчета аэродинамических характеристик (АДХ) на трубных экспериментах ЦАГИ с имитатором скока потока, а также в условиях роторной турбулентности с использованием данных трубных экспериментов в большой аэродинамической трубе (АДТ) DNW, применением модельных краевых задач, для которых имеется доказательство корректности.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Инженерный метод построения композитного решения для оценки аэродинамических характеристик ЛА в возмущенной атмосфере, составной частью которого является алгоритмом фильтрации.

2. Алгоритм моделирования эволюции и стохастики КВС в двумерном потенциальном приближении метода дискретных вихрей с ядром Рэнкина (компьютерный код «COSMA»).

3. Технология применения критериев независимой верификации решений для повышения качества расчёта за счёт модификации расчётных сеток и других параметров численной схемы.

Личный вклад соискателя. Соискателем построены математические модели фрагментов горного ландшафта, инженерных сооружений и самолетов; моделировано формирование КВС в рамках краевой задачи для осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса с применением программного пакета ANSYS FLUENT; создана в рамках двумерного потенциального приближения инженерная модель формирования и эволюции КВС и оформление этой модели в виде компьютерной программы в среде Матлаб (код COSMA). Автором написан компьютерный код в квазистационарном потенциальном приближении для оценки приращения аэродинамических сил и моментов, действующих на ЛА при попадании в КВС (код DELTA) и проведена обработка данных экспериментов при валидации полученных результатов.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались на 64–ой Всероссийской научной конференции МФТИ (Москва – Жуковский, 2021); Международном авиационно – космическом научно – гуманитарном семинаре имени С.М. Белоцерковского (Научно – мемориальный музей Н.Е. Жуковского ЦАГИ, Москва, октябрь 2021, май, октябрь 2022).

Публикации. Основные результаты диссертации изложены в 7 научных публикациях, в том числе 5 статьи в списке ВАК РФ, 01 статья в сборнике на базе данных АСI, а также 01 статья в другом издании.

Структура и объём диссертации. Диссертация состоит из введения, трёх глав, заключения, списка литературы, списка сокращений и условных обозначений и приложения. Текст диссертации включает в себя 186 страниц, 166 рисунков, 9 таблиц и содержит 57 наименований источников.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность работы, определены предмет и объект исследований, обоснованы научная новизна и практическая значимость работы, определены результаты, выносимые на защиту.

В первой главе рассмотрено формирование КВС, возникающих в следе за самолётом со стреловидным крылом и сверхтяжёлым магистральным самолётом, а также при ветровом обтекании пролётных сооружений, фрагментов горного рельефа, а также струйных течений в атмосфере. Формирование КВС моделируется в рамках краевой задачи (КЗ) для RANS с двухпараметрической $k-\omega$ SST моделью замыкания. Для моделирования эволюции КВС создана инженерная модель (см. главу 2).

В параграфе 1.1 описана краевая задача для RANS и моделирование формирования КВС при обтекании различных объектов атмосферным ветром.

В пункте 1.1.1 описана краевая задача для RANS для самолета со стреловидным крылом типа Су-27 и тяжелого пассажирского самолета типа А-380. Представлены поля разных параметров в контрольных сечениях.

В пункте 1.1.2 описана краевая задача для RANS для крупных инженерных сооружений типа эстакады в области аэропорта Адлер. Также показаны результаты решения КЗ.

В пункте 1.1.3 описана краевая задача для RANS для фрагментов горного ландшафта типа полуостров Шонча во Вьетнаме.

В пункте 1.1.4 описана краевая задача для RANS для участка атмосферы в зоне турбулентности ясного неба.

В параграфе 1.2 отработана технология повышения качества расчётов за счёт целенаправленной модификации расчётных сеток и размеров расчётной области с использованием критериев независимой верификации решений.

В параграфе 1.3 решены модельные задачи: обобщённые задачи 1) Дирихле для уравнения Пуассона, 2) Неймана для уравнения Лапласа и 3) Смешанная краевая задача при моделировании обтекания здания простой формы заданным потоком градиентного ветра так как корректность решаемой КЗ не имеет доказательства, и КЗ для одних и тех же уравнений могут быть решены с различными граничными условиями, а применяемые мягкие граничные условия на выходных границах ведут к вырождению уравнения неразрывности и параболизации конвективных членов в уравнении импульсов. На основе полученных результатов выбраны жёсткие условия на выходных границах.

Во второй главе исследуется эволюция КВС в турбулентной атмосфере. Предложена инженерная модель, решающая задачу в двумерном потенциальном приближении с использованием в качестве ядер вихрей вихри Рэнкина. При этом формирование начальной когерентной структуры производится на базе пространственного расчёта сеточным методом.

Для моделирования последующей эволюции возникшей множественной вихревой структуры автором написан компьютерный код COSMA на основании теоремы Стокса в среде Matlab, решающий задачу в потенциальном приближении n -слойного потенциального вихря (распределение завихренности представлено на Рисунке 1).

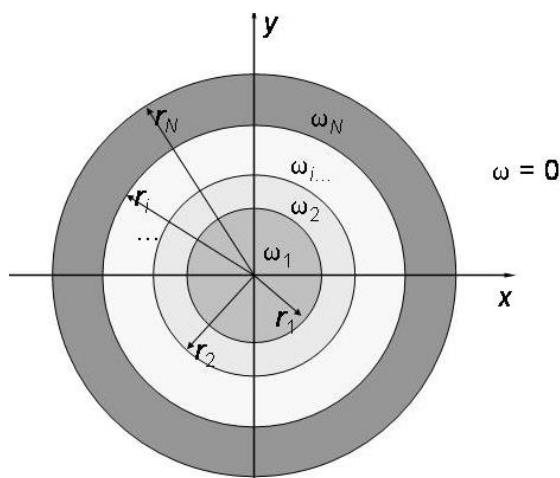


Рисунок 1

Распределение завихренности в n -слойном потенциальном вихре

Приведена общая формула для вычисления скорости и завихренности в случае n -слойного потенциального вихря:

$$V(r) = \begin{cases} [\omega_1 / 2] \cdot r, & 0 \leq r \leq r_1 \\ \sum_{i=2}^N \left[(\omega_{i-1} - \omega_i) \cdot r_{i-1}^2 \right] \cdot \frac{1}{2r} + [\omega_i / 2] \cdot r, & r_{N-1} < r \leq r_N, \quad N \geq 2 \\ \left[\omega_1 \cdot r_1^2 + \sum_{i=2}^N \omega_i \cdot (r_i^2 - r_{i-1}^2) \right] \cdot \frac{1}{2r}, & r > r_N \end{cases}$$

$$\omega_i = 2(V_i r_i - V_{i-1} r_{i-1}) (r_i^2 - r_{i-1}^2), \quad i \geq 2.$$

Диссипация циркуляции учитывается в инженерном приближении на основе данных натурных экспериментов и расчётов в рамках метода прямого численного моделирования больших вихрей (LES) с моделью подсеточной турбулентности Смагоринского.

В параграфе 2.1 описано моделирование эволюции КВС за самолетом типа Су-27 при горизонтальном полёте и посадочном режиме. Начальное положение и эволюция КВС представлены на Рисунке 2 в диапазоне времени 0.026...0.315 с при горизонтальном полёте. А на Рисунке 3 – в диапазоне времени 0.1...5 с при посадочном режиме.

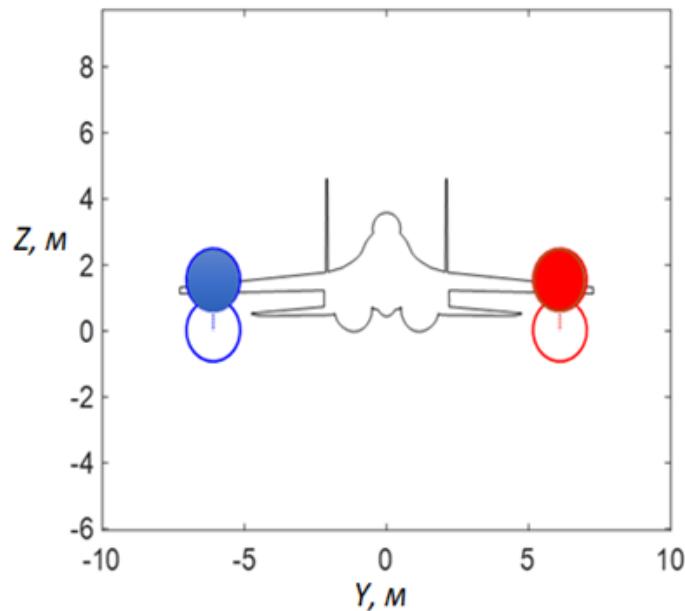


Рисунок 2

Эволюция следа в приближении пар вихрей Рэнкина в диапазонах 0.026...0.315 с

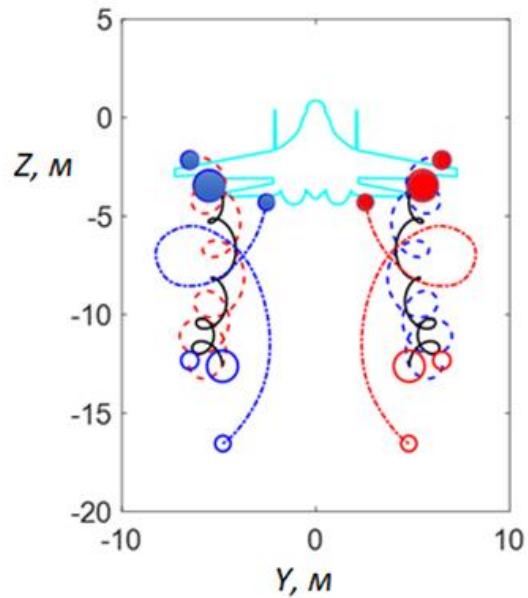


Рисунок 3

Эволюция следа в приближении трёх пар вихрей Рэнкина в диапазонах времени
0.1...5 с

В параграфе 2.2 описано моделирование эволюции когерентных вихревых структур за самолетом типа А-380. Начальное положение и эволюция КВС приведены на Рисунке 4. Эволюция следа в рамках кода COSMA от 3-й до 20-й секунды приведена на Рисунке 4(а), а на Рисунке 4(б) – в интервале 20...32 с.

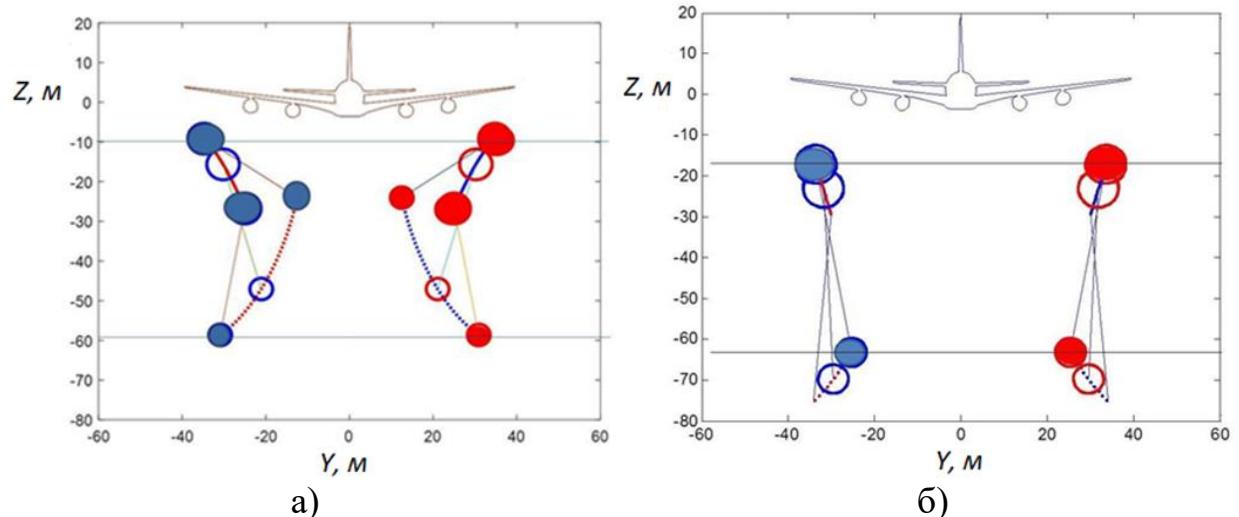


Рисунок 4

Эволюция следа в приближении двух пар вихрей Рэнкина в диапазонах 3...20 с (а) и 20...32 с (б)

В параграфе 2.3 описано моделирование эволюции КВС в атмосфере при обтекании крупных инженерных сооружений атмосферным ветром.

Эволюция КВС, возникающей в результате ветрового обтекания пролетного сооружения, моделируется 5 потенциальными вихрями Рэнкина (тремя с положительной циркуляцией, двумя – с отрицательной). Для учёта условия

непротекания на подстилающей поверхности вводятся отражённые «подземные» вихри. Полученная система из 10 вихрей, эволюционируя, транспортируется ветром в сторону ВПП. На Рисунке 5 представлен фрагмент решения при $t = 10$ с. Приведена эволюция КВС в плоскости, перпендикулярной полотну дороги и начальное поле завихренности.

На Рисунке 6 приведен фрагмент решения в момент $t = 1$ с, изображены только действительные вихри для 10+10 вихрей. Эволюция КВС из 10+10 вихрей в течение 20 с в пространстве приведена на Рисунке 7.

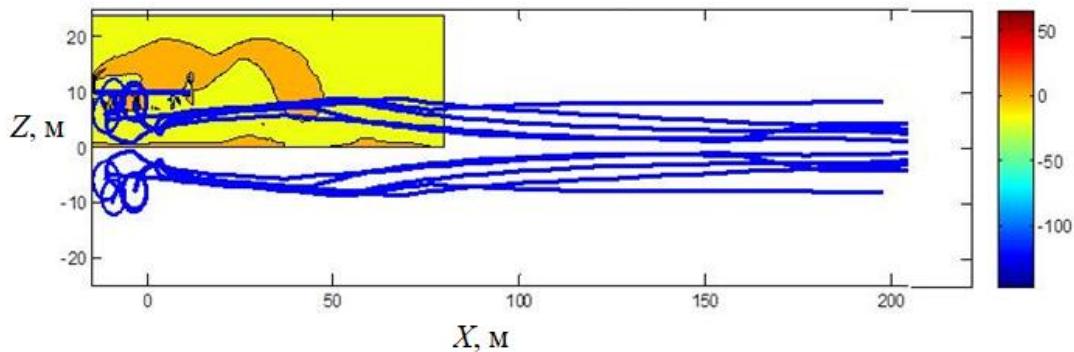


Рисунок 5

Начальное поле завихренности, и фрагмент эволюции КВС (система вихрей 5+5)

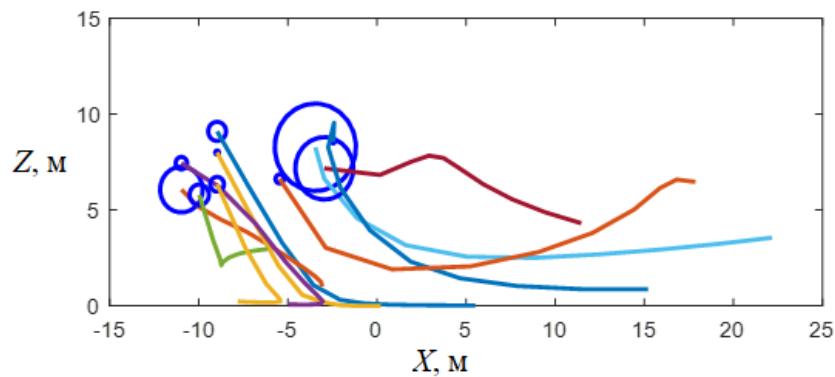


Рисунок 6

Эволюция КВС (10+10 вихрей) в течение 1 с
(изображены только действительные вихри)

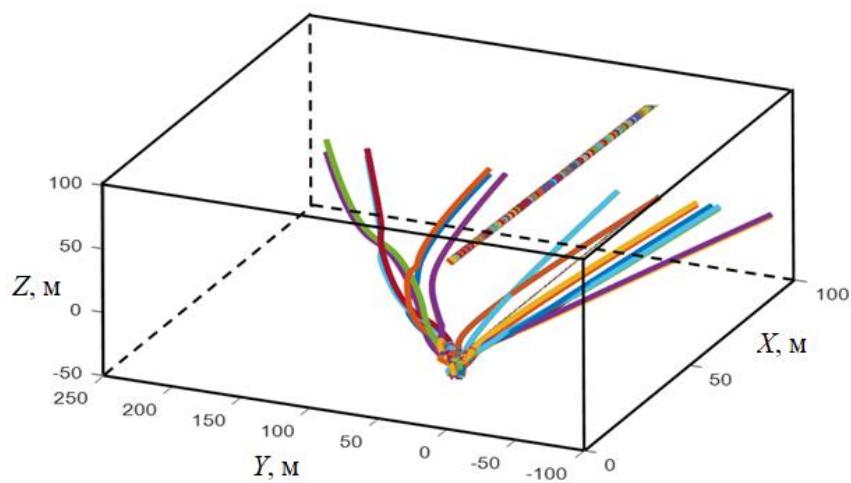


Рисунок 7

Эволюция КВС из 10+10 вихрей в течение 20 с в пространстве

В параграфе 2.4 описано моделирование эволюции КВС в атмосфере при обтекании фрагментов горного ландшафта атмосферным ветром. На Рисунке 8 приведен фрагмент эволюции КВС в плоскости $x=\text{const}$ в течение 20 с.

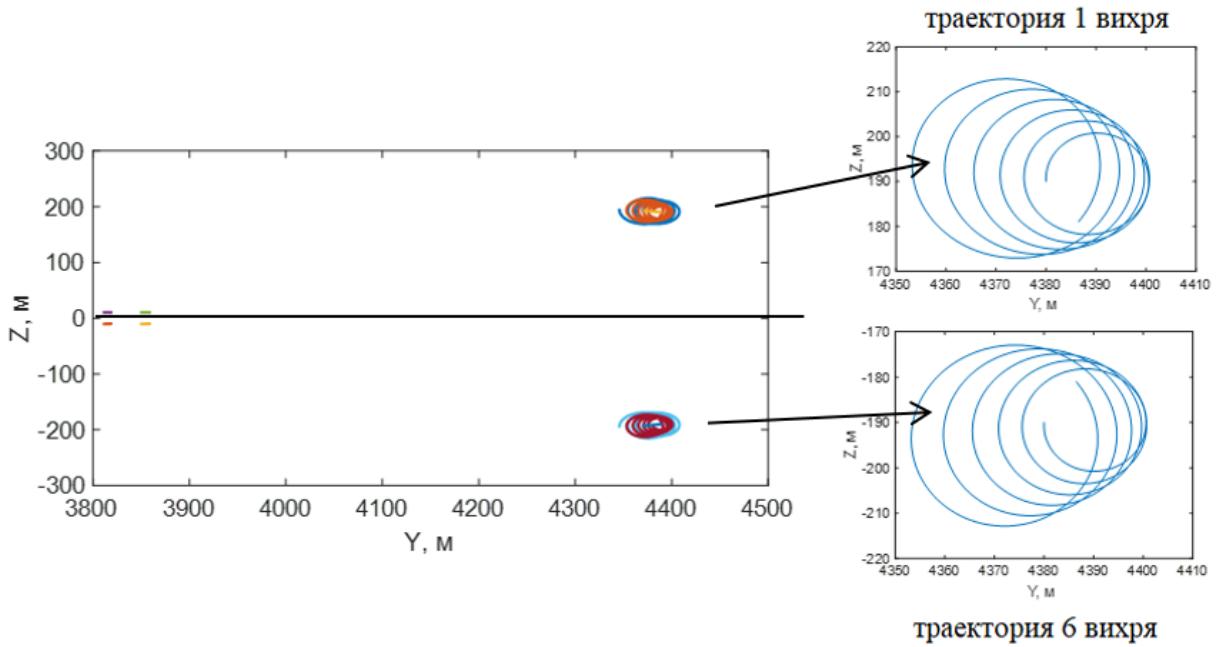


Рисунок 8
Эволюция КВС из 5+5 вихрей в течение 20 с в плоскости $x=\text{const}$

В параграфе 2.5 описано моделирование эволюции КВС турбулентности ясного неба в атмосфере. На Рисунке 9 приведена развёртка траекторий 10 вихрей во времени по продольной компоненте скорости ветра.

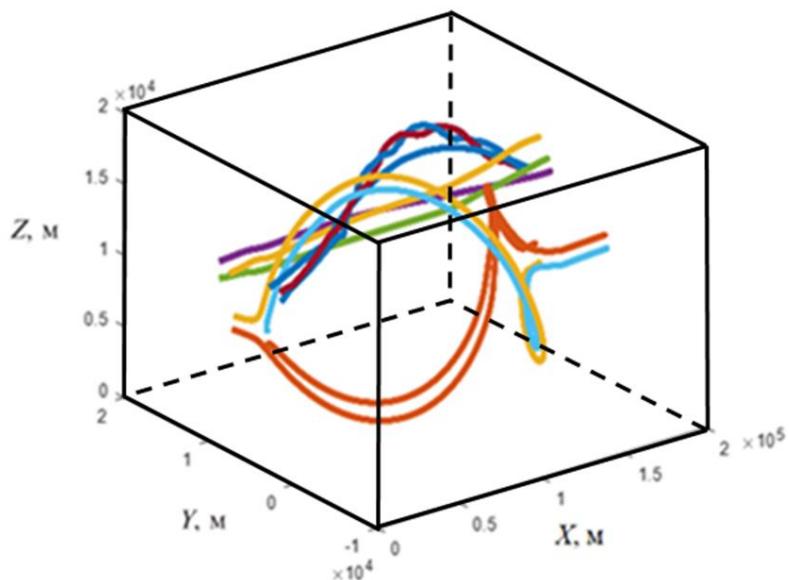


Рисунок 9
Развёртка траекторий 10 вихрей во времени по скорости ветра

В этой главе также предложен алгоритм Планшета авиадиспетчера в системе мониторинга и прогноза вихревой обстановки на аэродроме, которая позволит авиадиспетчеру иметь информацию не только по ветровой обстановке, нижнему краю

облачности, видимости и коэффициенту сцепления на ВПП, но и текущую вихревую обстановку на аэродроме и её прогноз, а также выбрать оптимальный вариант приема и выпуска воздушных судов.

В третьей главе рассчитаны аэродинамические характеристики (АДХ) самолёта в возмущённой атмосфере (автором написан компьютерная программа DELTA в среде Матлаб), также проведена валидация полученных результатов с использованием данных трубных экспериментов.

В параграфе 3.1 описан метод дискретных вихрей.

В параграфе 3.2 описаны алгоритм и компьютерная программа для расчёта АДХ, действующих на самолёт. Выбраны 2 самолёта, попадающие в КВС: легкий транспортный самолёт «Битюг» и пассажирский самолёт типа МС–21 (Рисунок 10).

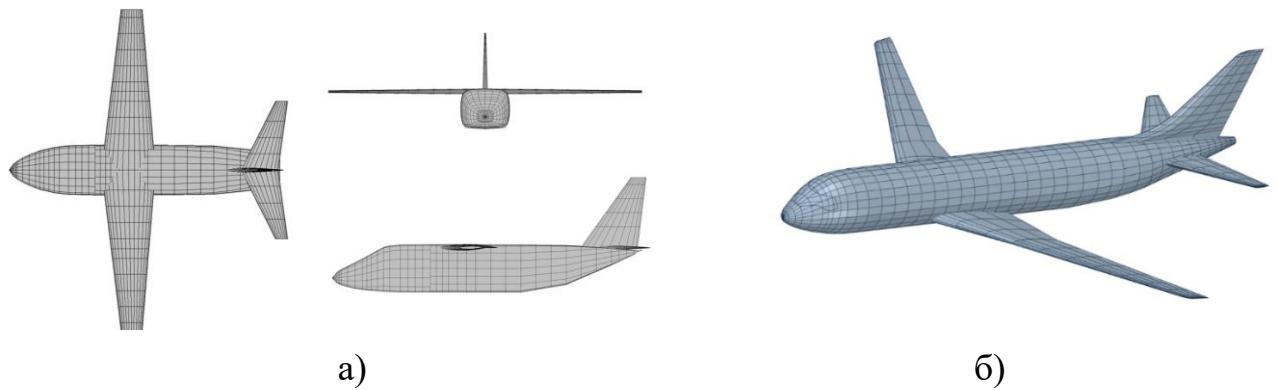


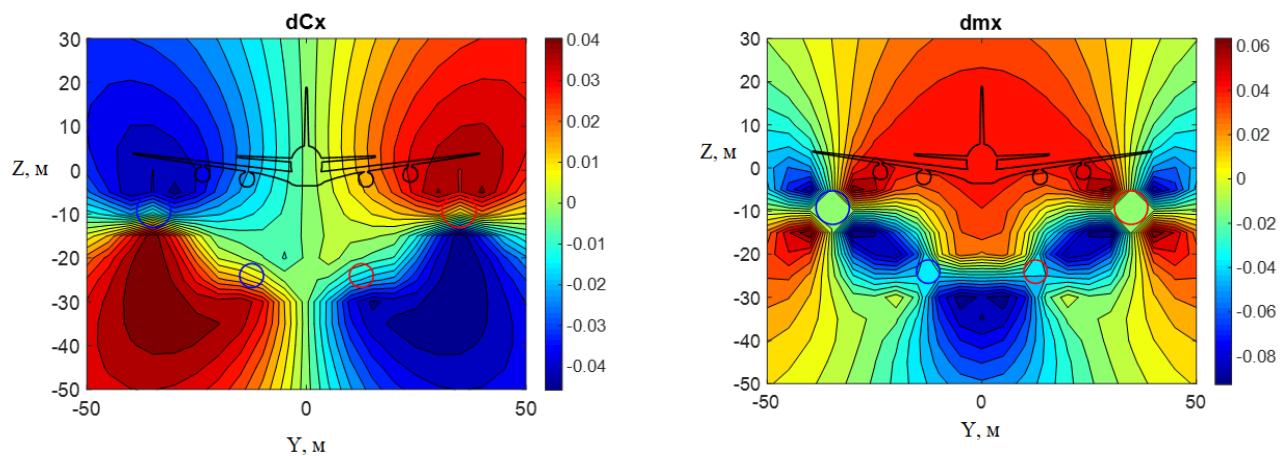
Рисунок 10

Схема разбиения поверхности самолета на панели

а) Самолет «Битюг», б) Самолет МС–21

В параграфе 3.3 проведены расчеты АДХ самолетов при попадании в КВС.

В пункте 3.3.1 приведены результаты расчёта АДХ, действующих на самолёт «Битюг» при попадании в КВС за самолётом А-380 через 3 с и 20 с после его пролета. На Рисунке 11 показаны результаты в момент 3с, также показана опасная зона для самолета, где величины индуцированного момента крена превышают располагаемые управляющие значения при отклонении элеронов на максимальные углы ($|\Delta m_{x_эл.расп}|=0.055$) и моменты рыскания превышают располагаемые величины при отклонении руля направления на угол 25° ($|\Delta m_{y_рн.расп}|=0.045$).



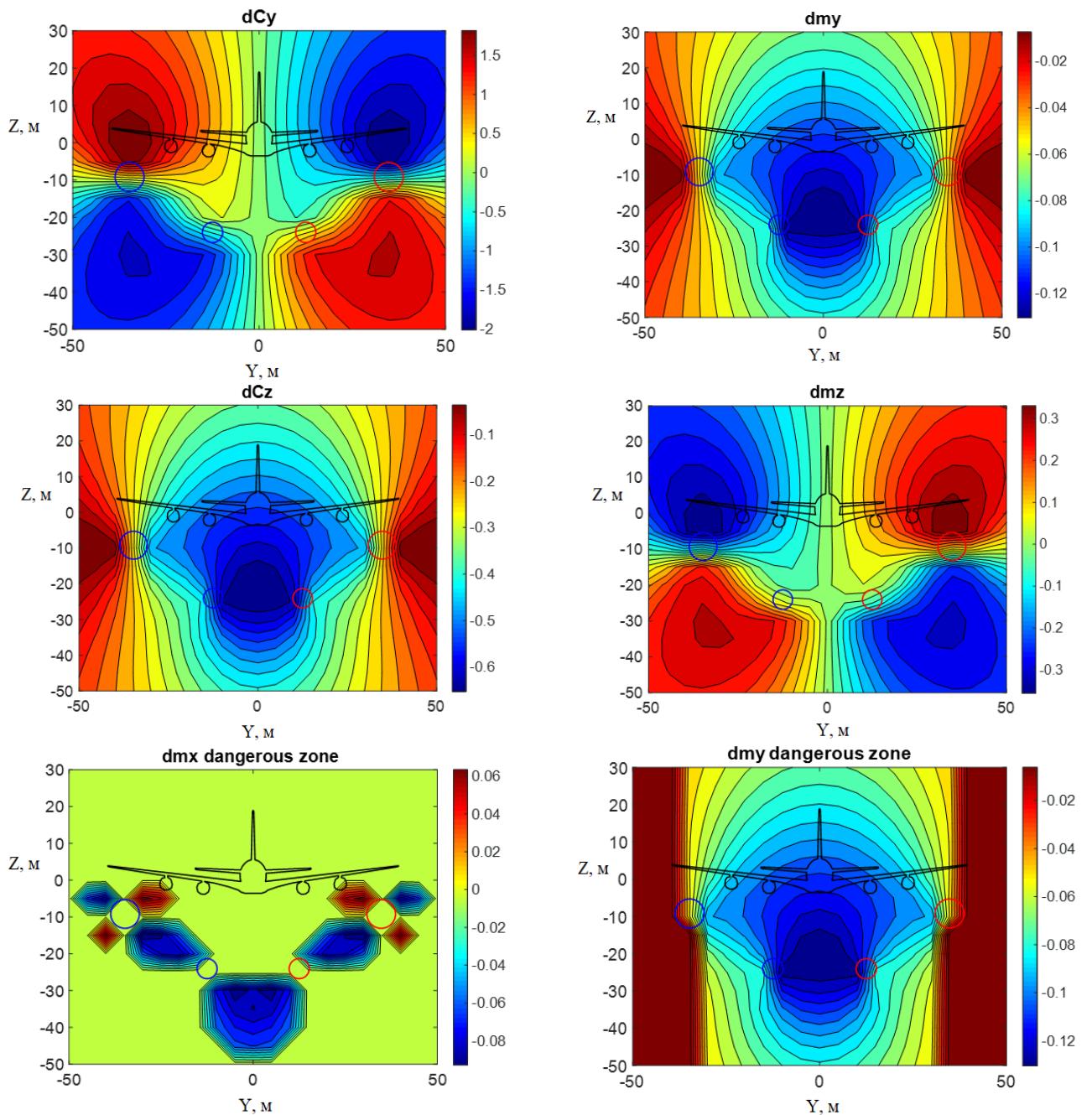


Рисунок 11

Коэффициенты аэродинамических сил и моментов при попадании самолёта «Битюг» в КВС через 3 с его пролёта

В пункте 3.3.2 приведены АДХ самолета «Битюг» при попадании в КВС за самолётом типа Су-27 в сечениях $x/b = 0.5$ и $x/b = 6$ при крейсерском и посадочном режимах. На Рисунке 12 показаны результаты в сечениях $x/b = 0.5$ при горизонтальном полёте, также показана опасная зона для самолета «Битюг» при попадании в вихревой след.

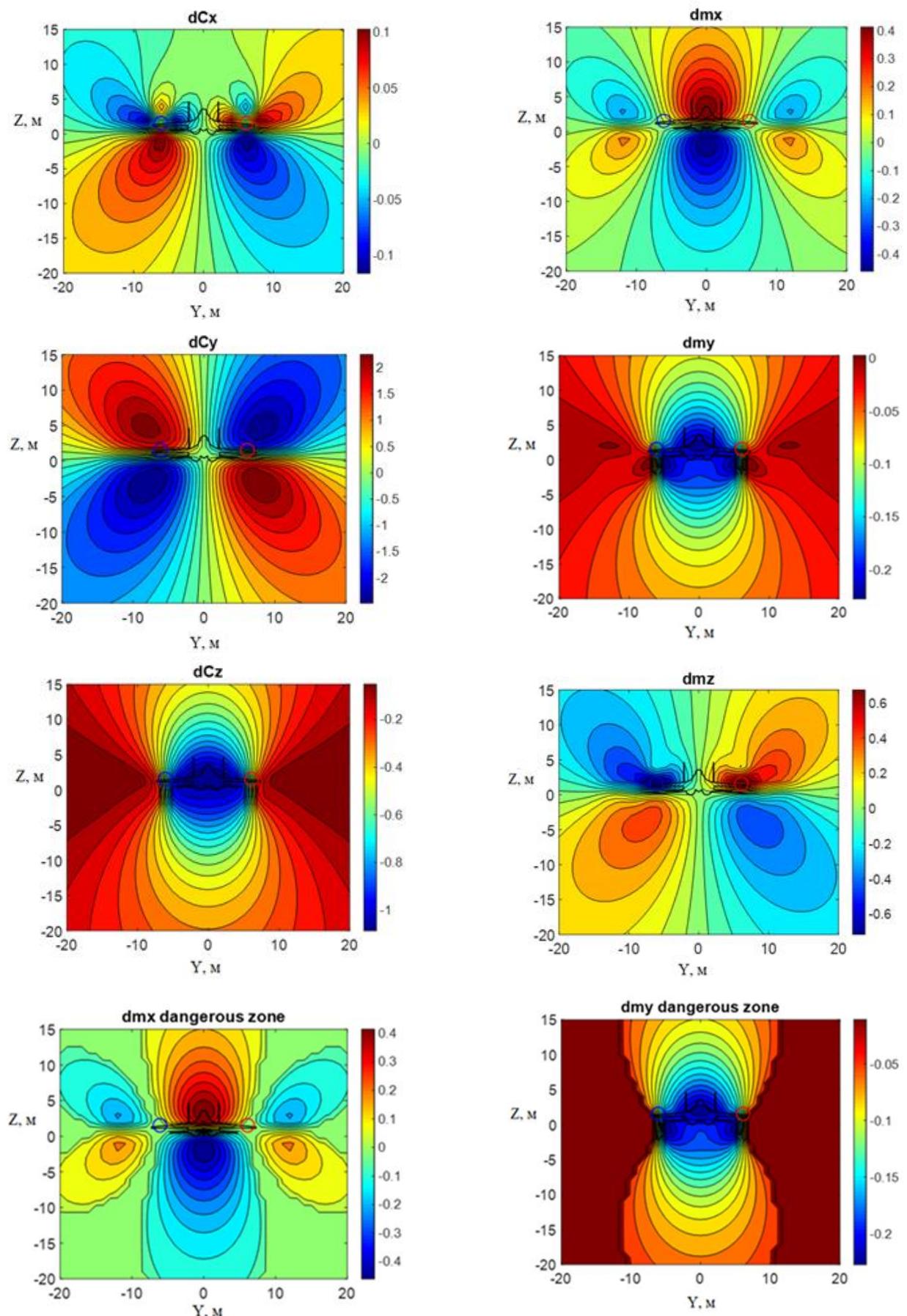
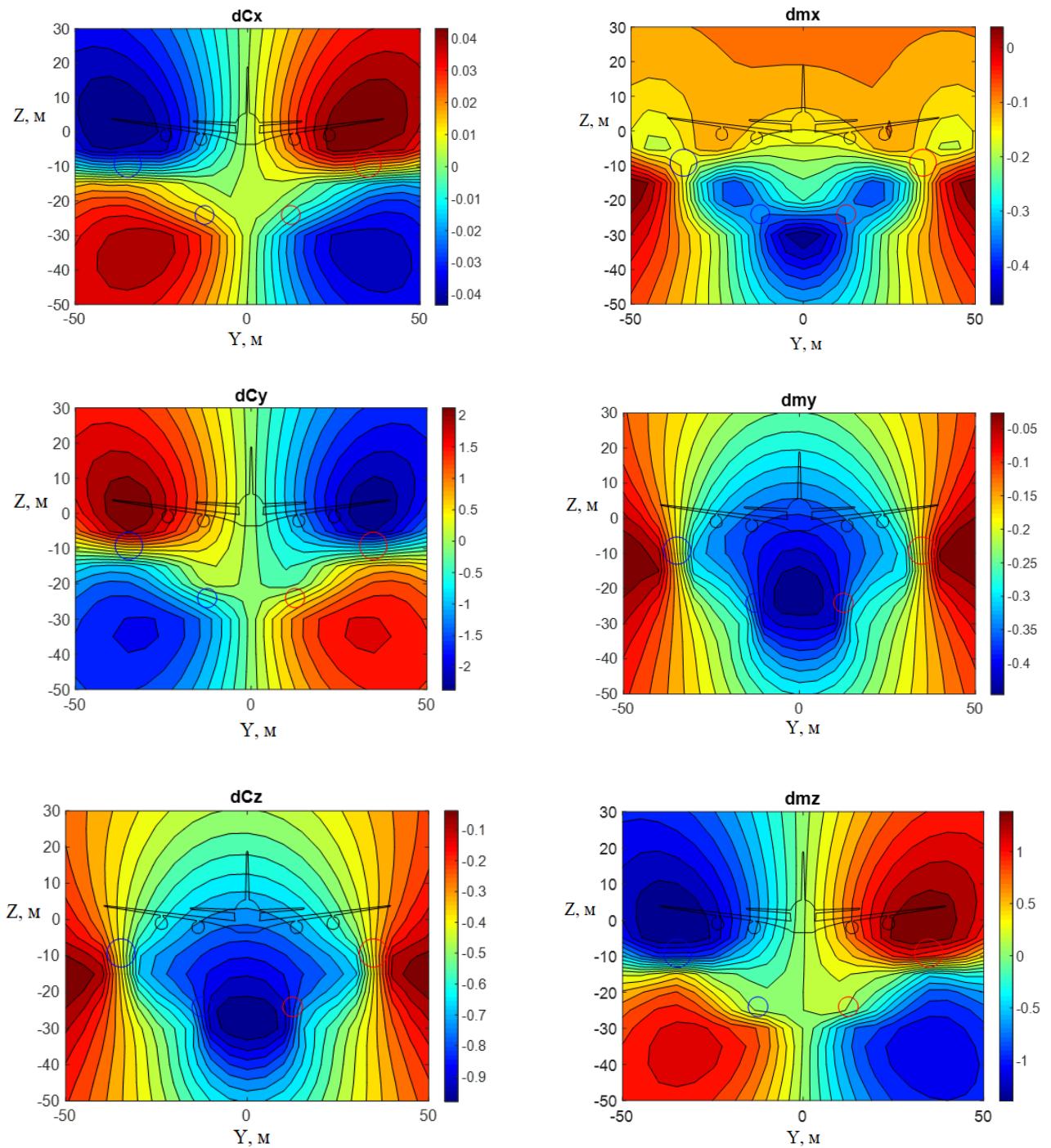


Рисунок 12

АДХ самолета «Битюг» при попадании в КВС за самолётом типа Су-27 в горизонтальном полете в сечении $x/b = 0.5$

В пункте 3.3.3 приведены АДХ самолета МС–21 при попадании в КВС за самолётом A-380 на глиссаде через 3 с и 20 с после его пролета. На Рисунке 13 показаны результаты в момент 3 с, также показана опасная зона для самолета, где величины индуцированного момента крена превышают располагаемые управляемые значения при отклонении элеронов на максимальные углы ($|\Delta m_{x_эл.расп}|=0.05$) и моменты рыскания превышают располагаемые величины при отклонении руля направления на угол 25° ($|\Delta m_{y_рн.расп}|=0.04$).



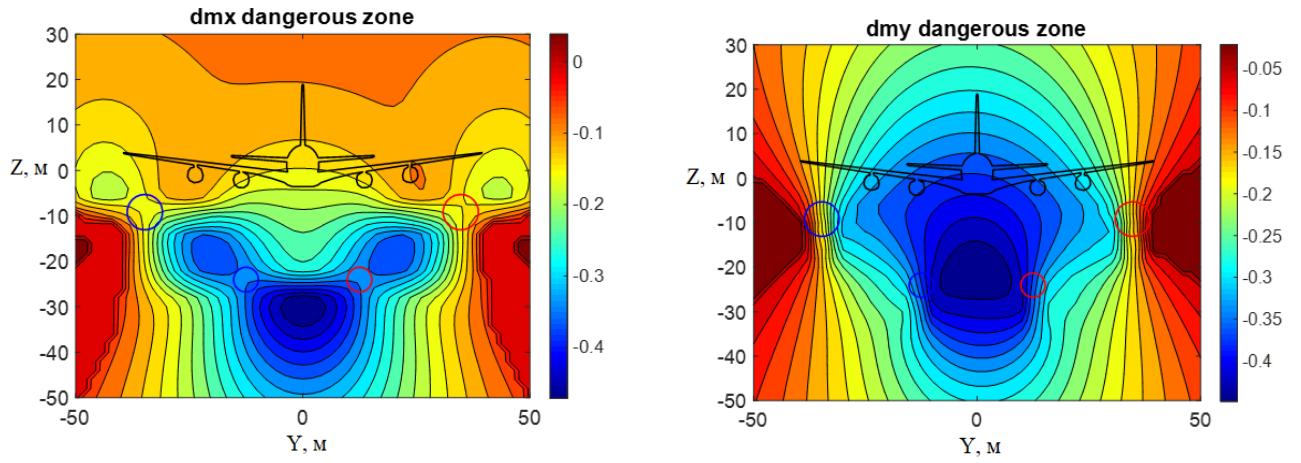
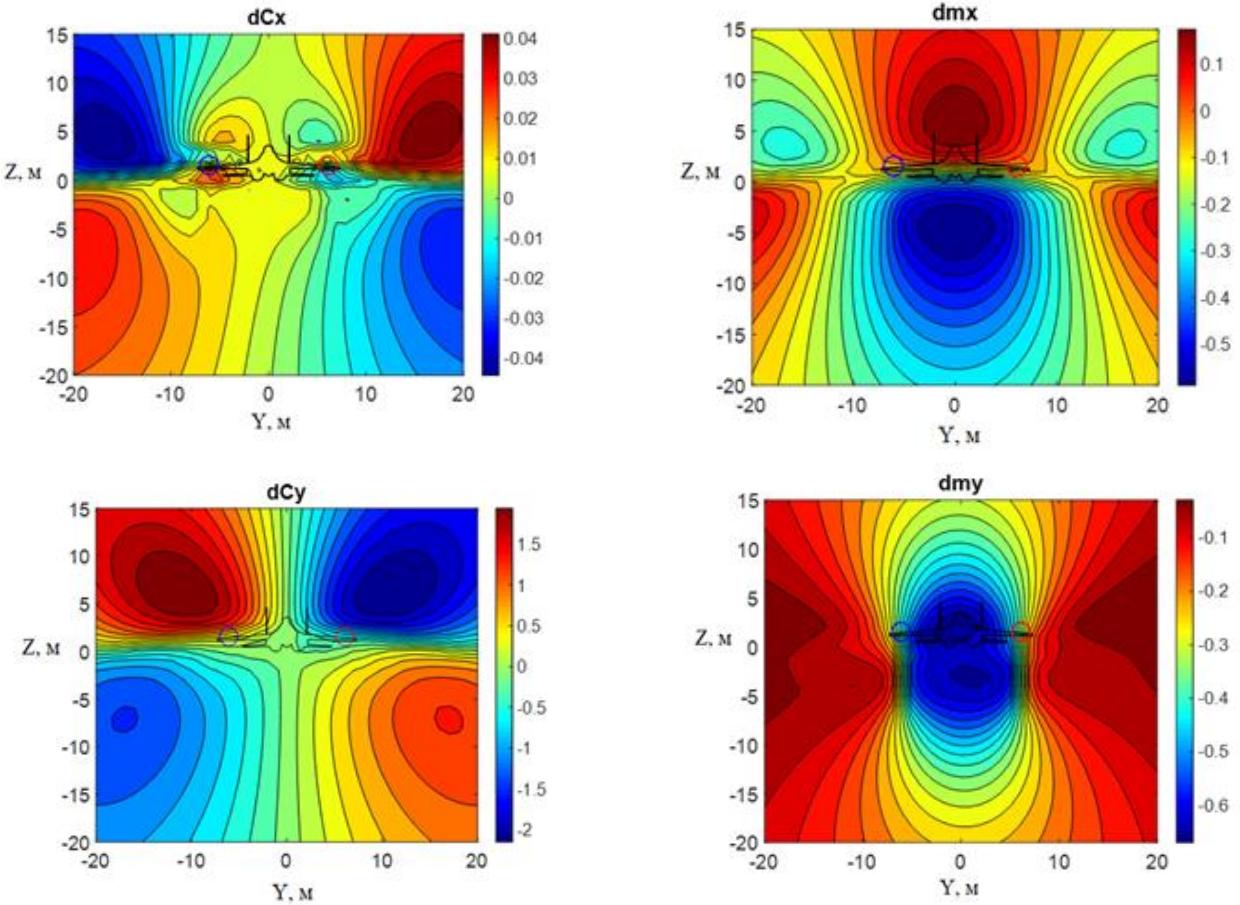


Рисунок 13

АДХ самолета МС–21 при попадании в КВС за А-380 при полёте на глиссаде через 3 с после его пролёта

В пункте 3.3.4 приведены АДХ самолета МС–21 при попадании в КВС за самолётом типа Су-27 в сечениях $x/b = 0.5$ и $x/b = 6$ при крейсерском и посадочном режимах. На Рисунке 14 показаны результаты в сечениях $x/b = 0.5$ при горизонтальном полёте, также показана опасная зона для самолета МС–21 при попадании в вихревой след.



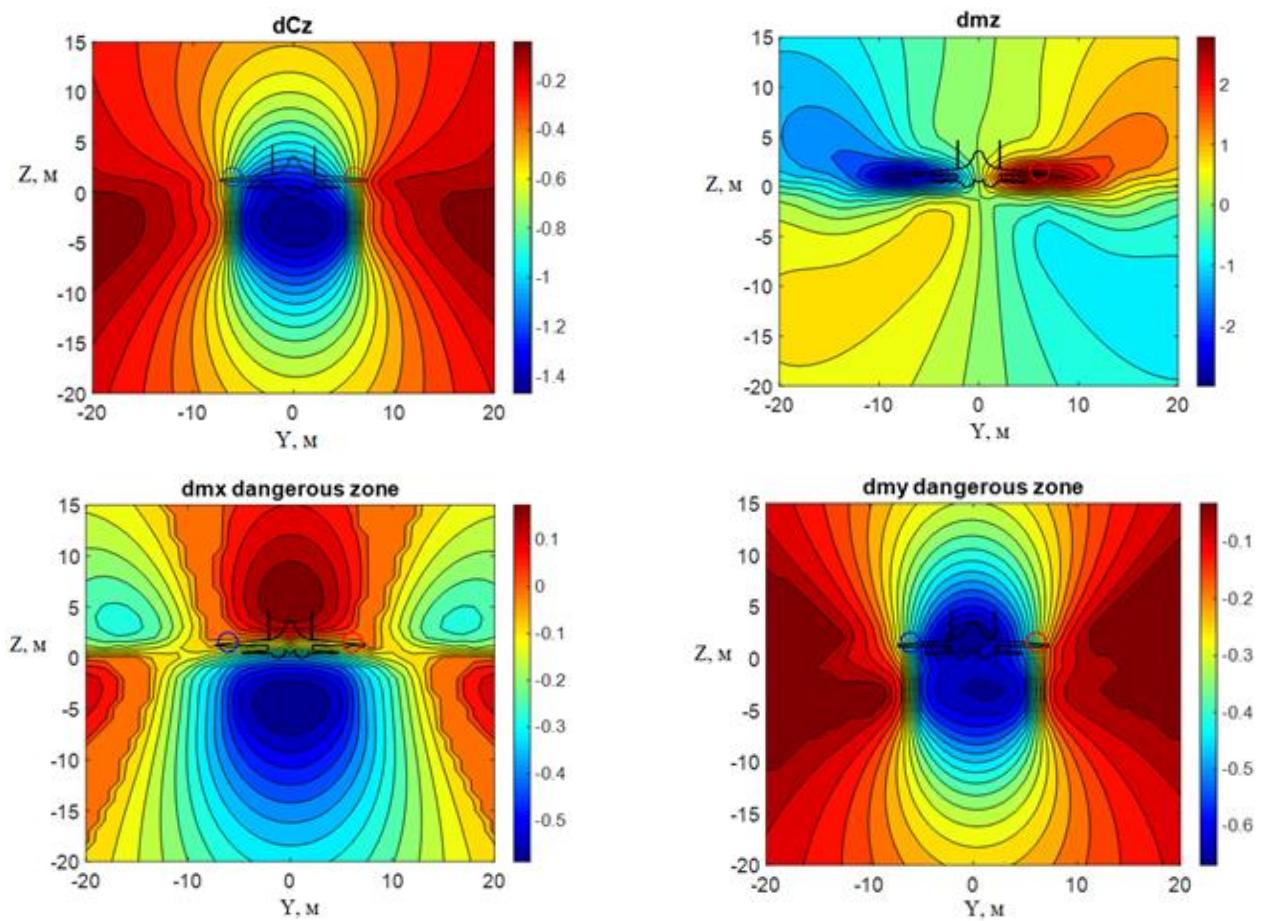
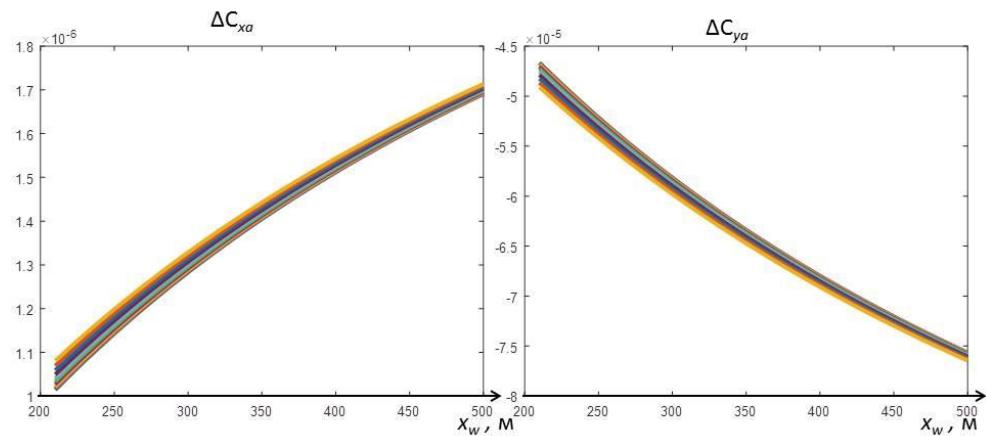


Рисунок 14

АДХ самолета МС–21 при попадании в КВС в сечении $x/b=0.5$

В пункте 3.3.5 приведены АДХ самолета МС–21, движущегося по глиссаде, при попадании в КВС, генерируемые при обтекании крупных инженерных сооружений атмосферным ветром (Рисунок 15). Моделируется попадание в КВС в диапазоне высот полёта 10–110 м при боковом отклонении 200–500 м.



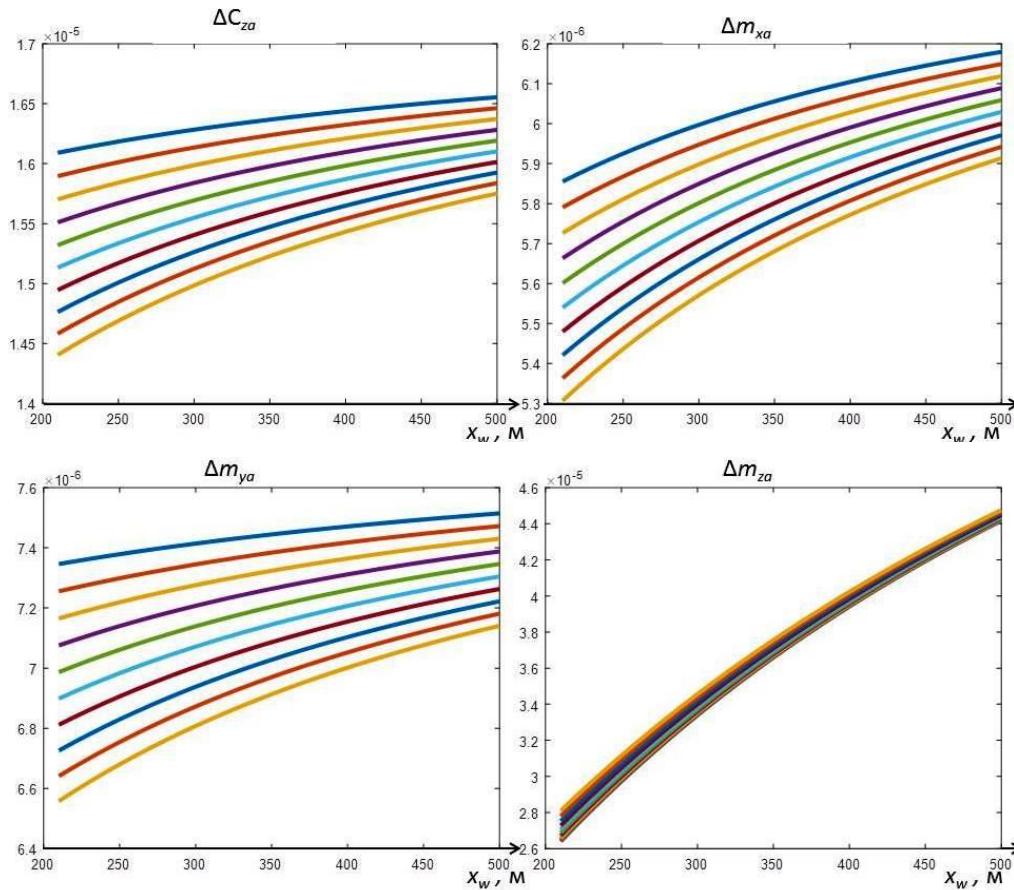


Рисунок 15

Приращения коэффициентов аэродинамических сил и моментов

В пункте 3.3.6 приведены АДХ самолета МС–21 во взлётно-посадочных режимах при попадании в КВС, генерируемые при обтекании фрагментов горного ландшафта атмосферным ветром. На Рисунке 16 даны результаты расчета приращения аэродинамических сил и моментов, действующих на самолет при взлёте с ВПП в диапазоне высот (от 100 до 500 м). На оси абсцисс отложено боковое отклонение по оси у в пределах от –500 до 1500 м. Веер кривых соответствует разным высотам полета самолета. Максимальный располагаемый момент крена при полном отклонении элеронов составляет $|\Delta m_{x_эл.расп}| = 0.05$. Располагаемое значение момента рыскания при отклонении руля направления на угол 25° $|\Delta m_{y_рн.расп}| = 0.04$. Как видно, наведённые моменты крена и рыскания не превышают располагаемые управляемые моменты.

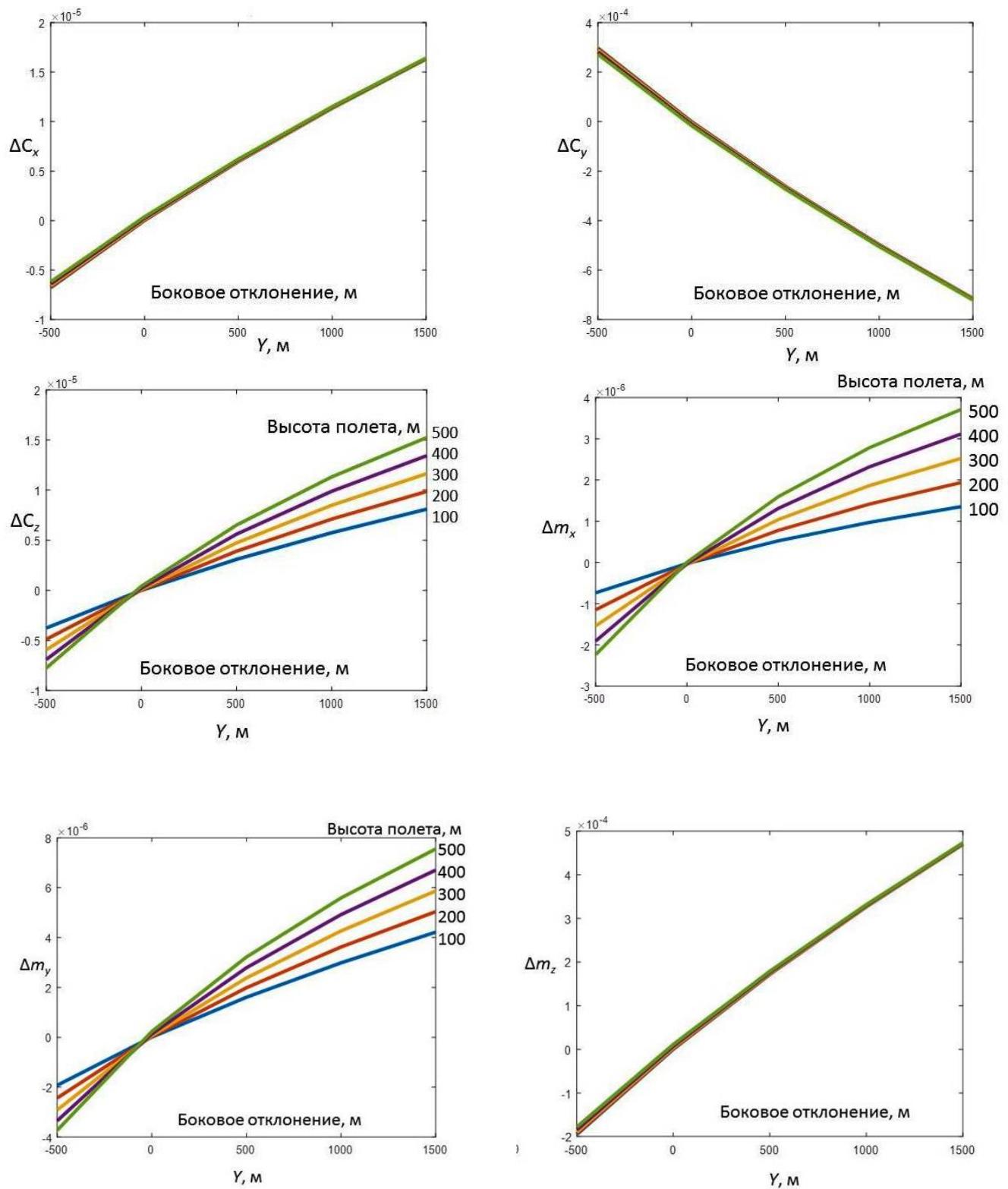


Рисунок 16

Приращения аэродинамических сил и моментов в зависимости от высоты полета и бокового отклонения самолета

В пункте 3.3.7 приведены АДХ самолета МС–21 при попадании в КВС турбулентности ясного неба. На Рисунке 17 приведены приращения коэффициентов аэродинамических сил и моментов на самолёте, движущемся по горизонтальной траектории со скоростью 236 м/с в сечении $x = 2500$ м.

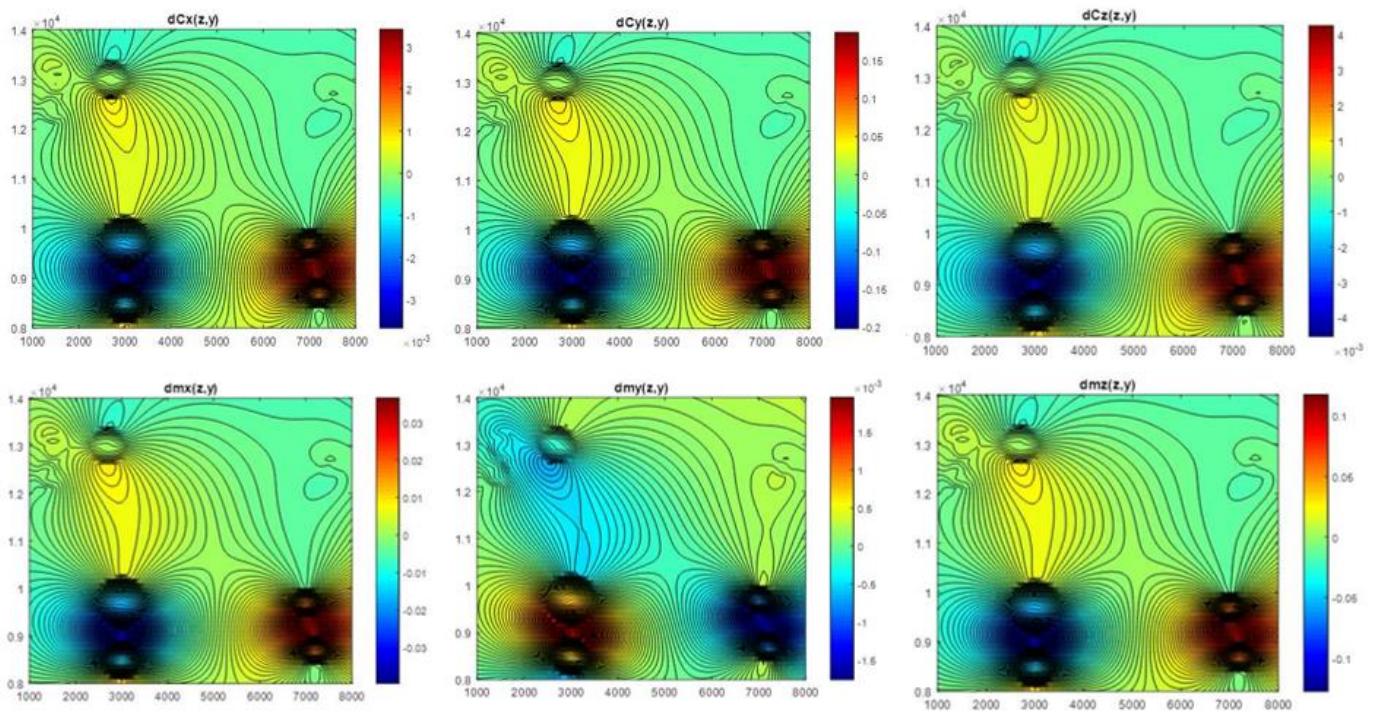


Рисунок 17

Приращения коэффициентов аэродинамических сил и моментов

Из полученных результатов, в частности, видно, что приращение момента тангажа слишком велико, и его нечем парировать. Это неминуемо приведёт к «подхвату» самолёта, забросу его на сверхкритические режимы и срыву в штопор. Очень большие значения приращения коэффициента подъёмной силы, как положительные (0.15), так и отрицательные (-0.2) делают самолёт неуправляемым. Максимальные величины индуцированного момента крена 0.04 сравнимы с располагаемыми управляемыми значениями.

В параграфе 3.4 приведена валидация метода проведена в ходе эксперимента в аэродинамической трубе (АДТ) Т-103 ЦАГИ с имитатором скоса потока, создающим роторную турбулентность.

В параграфе 3.5 выполнена валидация метода расчёта АДХ самолёта в условиях роторной турбулентности с использованием данных трубных экспериментов в большой АДТ DNW (Германия – Нидерланды). На Рисунке 18 представлены результаты сравнения расчётных (чёрные линии) значений коэффициентов аэродинамических сил и моментов, полученных по МДВ, с экспериментальными данными (линии бирюзового цвета). Отклонение результатов расчёта от эксперимента может объяснимо тем, что во-первых в расчёте не учитывается влияние вязкости, расчёт выполнен в рамках потенциального приближения а поток не является потенциальным; во-вторых в расчёте КВС является замороженной, кроме этого ещё погрешность измерения в эксперименте. Согласование этих результатов может служить мерой точности инженерного подхода.

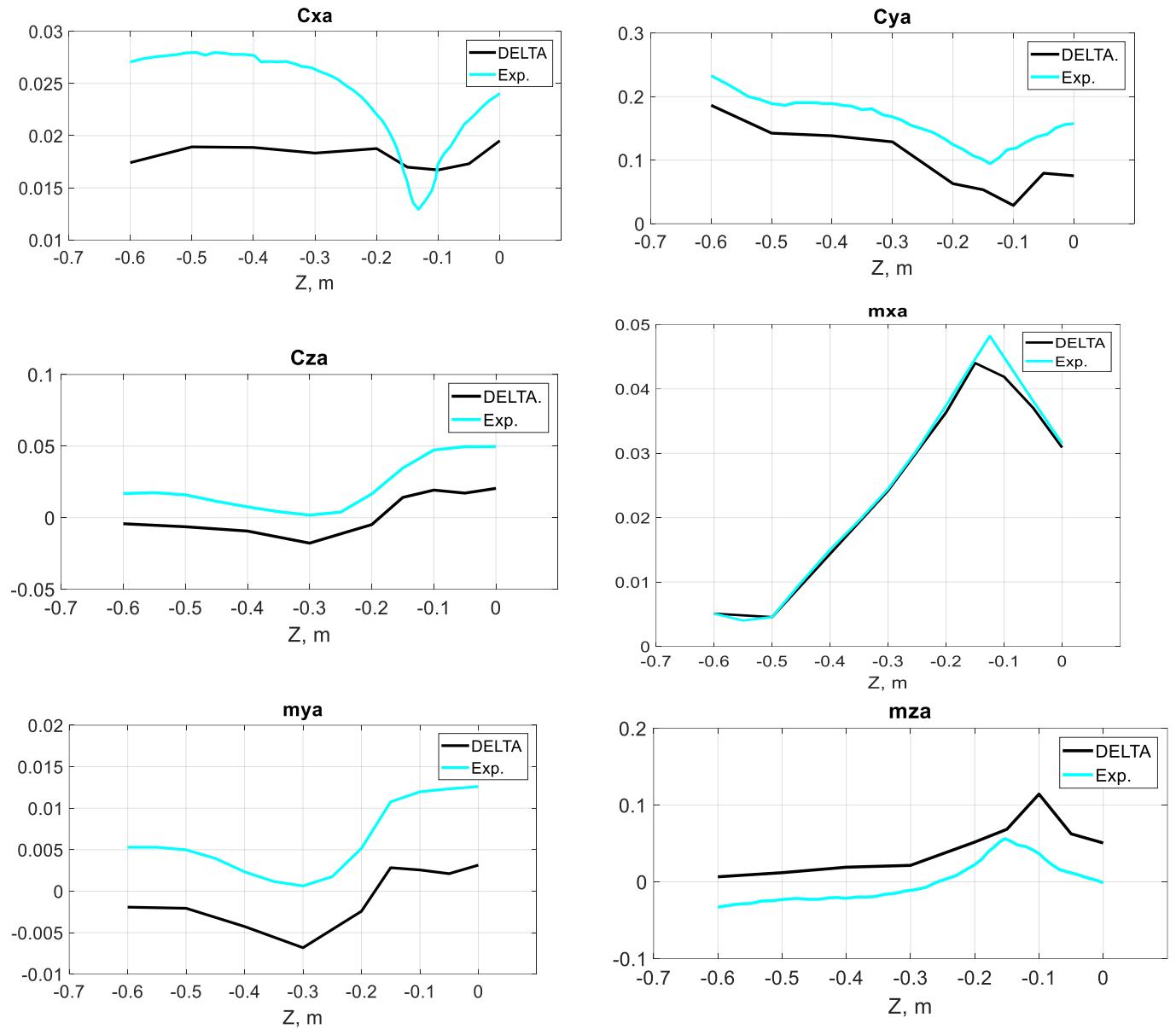


Рисунок 18

Коэффициенты аэродинамических сил и моментов (траверс 2, без скольжения)

В общих выводах и заключении сформулированы основные выводы по диссертационной работе.

В приложении приведены компьютерные коды и акты внедрения.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. В диссертации предложена инженерная модель определения АДХ самолёта в возмущённой атмосфере, которая включается в себя методику формирования КВС, алгоритм эволюции КВС в потенциальном двумерном приближении и метод определения нагрузок на ЛА в квазистационарном приближении и предположении замороженности возмущённого поля скоростей.

2. С целью обоснования выбора граничных условий при постановке КЗ для RANS, решены модельные задачи о расчёте обтекания здания простой формы заданным потоком градиентного ветра: обобщённые задачи Дирихле для уравнения Пуассона, Неймана для уравнения Лапласа, а также смешанная краевая задача для уравнений эллиптического типа. На основе полученных результатов выбраны жёсткие условия на выходных границах.

3. Предложена технология повышения качества расчётов за счёт целенаправленной модификации расчётных сеток и размеров расчётной области с использованием критериев независимой верификации решений.

4. С целью приближения к реальности ядра вихрей моделируются вихрями Рэнкина. Наряду с обычным вихрём Рэнкина предложены двухслойный и трёхслойный вихри Рэнкина.

5. Предложен алгоритм Планшета авиадиспетчера в системе мониторинга и прогноза вихревой обстановки на аэродроме, который позволит авиадиспетчеру иметь информацию не только по ветровой обстановке, но и текущую вихревую обстановку на аэродроме и её прогноз, а также выбрать оптимальный вариант приема и выпуска воздушных судов.

6. Рассчитаны АДХ самолетов при попадании в КВС в различных случаях в линейном приближении и предположении замороженности возмущённого поля скоростей.

Созданная инженерная модель может быть использована:

1. Для моделирования опасных ситуаций, связанных с попаданием самолёта в КВС возмущённой атмосферы.

2. Для поиска аэродинамических средств повышения уровня безопасности полета (орографическая турбулентность, зоны ТЯН в атмосфере).

3. При организации движения в зоне аэропорта, в частности, на режимах взлёта и посадки в условиях возмущенной атмосферы (Планшет авиадиспетчера).

4. Для выработки мер по повышению безопасности полёта и расширению возможностей авиации при выполнении полётов в горной местности (как алгоритм бортового эдвайзера).

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. В.В. Вышинский, К.Т. Зоан. Численное моделирование обтекания фрагментов ландшафта и вопросы верификации решений // Журнал «Учёные записки ЦАГИ», 2020, том LI, № 6. С. 60–68. (1,73 п.л./0,36 п.л.).
2. Вышинский В.В., Зоан К.Т. Аэродинамика самолёта в возмущённой атмосфере // Труды МФТИ, 2021, Т. 13, № 2, стр. 40–48. DOI: [10.53815/20726759-2021-13-2-40](https://doi.org/10.53815/20726759-2021-13-2-40). (1,61 п.л./0,33 п.л.).
3. Вышинский В.В., Зоан К.Т. Моделирование когерентных структур в атмосфере и оценка их воздействия на самолёт // Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, выпуск № 6 (114). DOI: [10.18698/2308-6033-2021-6-2085](https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-6-2085). (3,46 п.л./0,62 п.л.).
4. Вышинский В.В., Зоан К.Т. Обтекание горного ландшафта в окрестности аэропорта Дананг атмосферным ветром и вопросы безопасности полёта // Научный вестник МГТУ ГА, 2021, том 24, № 06, стр. 27–41. DOI: [10.26467/2079-0619-2021-24-6-27-41](https://doi.org/10.26467/2079-0619-2021-24-6-27-41). (3,0 п.л./0,71 п.л.).
5. V.V. Vyshinsky, K.T. Zoan. Numerical simulation of the flow around landscape fragments and solution verification // TsaGI Science Journal, 2020, Vol. 51(6), pp.641-650. DOI: [10.1615/TsAGISciJ.2021037822](https://doi.org/10.1615/TsAGISciJ.2021037822). (1,73 п.л./0,36 п.л.).
6. Vyshinsky, V.V., Chinh, D.C. Study of aerodynamic characteristics of an aircraft during approach to landing in a disturbed atmosphere // Vietnam Journal of Mechanics. 2022, Vol. 44, No 2. pp. 133-152. DOI: [10.15625/0866-7136/16760](https://doi.org/10.15625/0866-7136/16760). (2,88 п.л./0,75 п.л.).
7. Вышинский В.В., Зоан К.Т. Исследование аэродинамических характеристик самолета при попадании в зону турбулентности ясного неба и вопросы безопасности полета // Инженерный журнал: наука и инновации, 2022, выпуск № 12 (132). DOI: [10.18698/2308-6033-2022-12-2235](https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-12-2235). (1,85 п.л./0,49 п.л.).