

МИНПРОМТОРГ РОССИИ

Департамент судостроительной промышленности и морской техники

ФГУП «Крыловский государственный научный центр»

На правах рукописи



Соловьев Сергей Юрьевич

Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы

Специальность 05.08.01 – Теория корабля и строительная механика

Диссертация на соискание учёной степени

доктора технических наук

Научный консультант

доктор технических наук, профессор

Половинкин Валерий Николаевич

Санкт – Петербург

2020 г.

Оглавление

ВВЕДЕНИЕ.....	6
ГЛАВА-1. СОСТОЯНИЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОДИНАМИКИ СУДОВ И МОРСКИХ СООРУЖЕНИЙ С УЧЕТОМ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ АТМОСФЕРЫ. РАЗРАБОТКА ТРЕБОВАНИЙ К ПАРАМЕТРАМ ЛАНДШАФТНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ.....	19
1.1 Современные направления исследований и проблемы в аэродинамике судов и морских инженерных сооружений	19
1.2 Российские и зарубежные руководящие документы по определению ветрового воздействия на суда и сооружения.....	30
1.3 Анализ и классификация аэродинамических труб для моделирования пограничного слоя атмосферы. Требования к параметрам ландшафтной аэродинамической трубы	43
Выводы из Главы-1	69
ГЛАВА-2. ЛАНДШАФТНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА. ОПИСАНИЕ И ОБОСНОВАНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОНСТРУКЦИИ И ОБОРУДОВАНИЯ.....	73
2.1 Общие конструктивные решения. Выбор и обоснование.....	73
2.2 Конструктивные элементы и мероприятия по выравниванию потока в рабочей части ландшафтной аэродинамической трубы.....	83
Выводы из Главы-2	96
ГЛАВА-3. ТЕХНОЛОГИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ АТМОСФЕРЫ В ЛАНДШАФТНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ.....	98

3.1 Основные соотношения и зависимости пограничного слоя атмосферы.	98
3.2 Обзор способов моделирования пограничного слоя атмосферы в аэродинамических трубах	111
3.3 Технология моделирования основных характеристик пограничного слоя атмосферы в ландшафтной аэродинамической трубе	133
3.4 Верификация технологии моделирования основных характеристик пограничного слоя атмосферы.....	158
Выводы из Главы-3	166
ГЛАВА-4. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ АТМОСФЕРЫ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СУДОВ	168
4.1 Экспериментальное исследование влияния пограничного слоя атмосферы на безразмерные аэродинамические коэффициенты надводной части судов.....	169
4.2 Математическая модель и алгоритмы для получения априорных значений безразмерных аэродинамических коэффициентов судов с учетом пограничного слоя атмосферы.....	177
4.3 Экспериментальное исследование влияния пограничного слоя атмосферы на характеристики потока над взлетно-посадочной площадкой судна	186
4.4 Пример использования результатов исследования для определения аэродинамических характеристик ледокола Лидер.....	199
Выводы из Главы-4	216
ГЛАВА-5. МЕТОД ОЦЕНКИ ВЕТРОВОЙ НАГРУЗКИ НА ПРИШВАРТОВАННЫЕ СУДА И ОБЪЕКТЫ ПРИБРЕЖНОЙ	

ИНФРАСТРУКТУРЫ С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ РАЗВИТОГО РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ.....	219
5.1 Обзор существующих способов определения ветровой нагрузки на сооружения с учетом влияния развитого рельефа местности	220
5.2 Метод оценки ветровой нагрузки на объекты прибрежной инфраструктуры и пришвартованные суда с учетом влияния развитого рельефа местности.....	226
5.3 Пример использования метода оценки ветровой нагрузки для определения ветровых нагрузок при проектировании яхтенной марины в бухте г. Геленджик.....	234
Выводы из Главы-5	265
ГЛАВА-6. ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕТРОВОЙ НАГРУЗКИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ БОЛЬШЕПРОЛЕТНОГО МОРСКОГО МОСТА С УЧЕТОМ ВОЗДЕЙСТВИЯ МОРСКОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ АТМОСФЕРЫ	267
6.1 Особенности учета ветрового воздействия при выполнении операции по морской транспортировке крупногабаритных элементов морского моста ..	269
6.2 Исследование взаимосвязи вихревых структур, образующихся при обтекании пролетных конструкций ветровым потоком, с параметрами аэродинамической неустойчивости.....	291
6.3 Разработка и обоснование новых технических решений по пассивным аэродинамическим гасителям колебаний. Пример использования пассивных гасителей для обеспечения аэродинамической устойчивости Крымского моста	308
Выводы из Главы-6	329

ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	331
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	333
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	334
ПРИЛОЖЕНИЕ	3565

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в судостроении и смежных областях наметился рост числа проектируемых уникальных судов и морских сооружений, для которых ветровое воздействие выходит на передний план. Для этих объектов особую значимость приобретают задачи точного определения ветровой нагрузки, исследования структуры потока над взлетно-посадочными площадками, а также обеспечение аэродинамической устойчивости. Для точного определения ветрового воздействия необходимо проведение экспериментальных исследований на крупномасштабных моделях с учетом пограничного слоя атмосферы (ПСА), в противном случае ветровое воздействие может быть определено некорректно.

Накопленный в ФГУП «Крыловский государственный научный центр» опыт показывает, что определение аэродинамических характеристик судов и морских сооружений без учета ПСА может привести к существенному завышению ветровой нагрузки для отдельных направлений ветра. Иногда подобное завышение допустимо для относительно простых с точки зрения аэродинамики проектов. Но в ряде встречавшихся в практике ФГУП «Крыловский государственный научный центр» уникальных объектов такой «запас» мог привести к неоправданному завышению прочности, а, следовательно, массы и материалоемкости. В частности, при выполнении работы по моделированию операции по морской транспортировке арок Крымского моста от места строительства до фарватерных опор детально исследовались ветровые нагрузки. Определение ветровых нагрузок проводилось с учетом ПСА на крупномасштабной модели с высокой детализацией, что позволило разработать рекомендации по мощности и составу буксирного ордера, необходимого для безопасной транспортировки. При отсутствии моделирования ПСА ветровая нагрузка была бы существенно завышенной, что привело бы к нереализуемым требованиям по мощности буксирного ордера и вопросу о принципиальной выполнимости

безопасной операции по транспортировке. Подобные проблемы, связанные с корректным определением ветровой нагрузки с учетом ПСА возникали при исследовании сооружений Основание Гравитационного Типа (длина 331 м, ширина 153 м, высота прядка 130 м), которое изготавливается на Кольской верфи для проекта Арктик СПГ-2 и будет транспортировано по морю до места установки в Обской губе.

Существующие нормы DOC 9261–AN/903 организации ICAO (International Civil Aviation Organization) по проектированию вертолетных площадок на судах и морских платформах среди прочих содержат требования по учету воздействия ПСА. Со строгим выполнением данного требования возникают проблемы, поскольку при определении оптимального места расположения взлетно-посадочной площадки на стадии проектирования, а также оценка ограничений и рекомендации для безопасного взлета, посадки и маневрирования вертолетной техники разрабатываются с использованием измерений в аэродинамических трубах в равномерном потоке без учета влияния ПСА. В первую очередь это связано с отсутствием в России аэродинамической трубы, обеспечивающей выполнение исследований с учетом ПСА на крупных моделях. В дополнение следует отметить, что анализ открытых источников показал отсутствие подробных исследований по влиянию ПСА на структуру потока над взлетно-посадочными площадками судов и морских платформ не только в России.

Поскольку, по-прежнему, происходят нештатные ситуации и аварии вертолетов, связанные с воздействием ветра, указанная проблема требует изучения. По мнению автора, задачи обеспечения безопасности использования вертолетной техники на судах и морских платформах должны решаться на ранних стадиях проектирования судов и платформ с учетом воздействия ПСА с использованием экспериментальных методов. Актуальность исследования данной проблемы будет увеличиваться со временем, учитывая долгосрочный тренд по использованию на судах и морских платформах беспилотных летательных аппаратов различной

компоновки и назначения, со своими специфичными требованиями и ограничениями по воздействию ветра при взлете, посадке и маневрировании в районе вертолетной площадки.

Не менее важными являются проблемы связанные с корректным определением ветровой нагрузки на объекты прибрежной инфраструктуры и пришвартованные суда, расположенные в районах с развитым рельефом местности. От точности определения ветровых нагрузок зависит не только стоимость проектных решений по причалам и швартовым устройствам, но и сохранность самих пришвартованных судов.

Согласно руководящему документу СП 38.13330.2012 «Нагрузки и воздействия на гидротехнические сооружения» при проектировании гидротехнических сооружений воздействие ветра необходимо учитывать в виде поперечной и продольной составляющих аэродинамической силы, для определения которых необходимо использовать поперечную и продольную составляющие скорости ветра на месте строительства. В подавляющем большинстве случаев, вместо поперечной и продольной составляющих скорости ветра на месте строительства, в том или ином виде, проектировщиками используется среднее значение модуля полного вектора скорости, полученное на ближайшей метеостанции. Данный подход имеет существенные недостатки (более подробно рассмотрены в Главе-5) и не позволяет учитывать не только воздействие ПСА, но и существенную пространственную и временную неоднородность ветрового потока, созданного окружающим рельефом. Для решения указанной проблемы разработка метода определения ветровой нагрузки на объекты морской инфраструктуры и пришвартованные суда, расположенные в районах с развитым рельефом местности.

Также следует отметить, что в последнее время в России, как и в других странах, спроектированы морские мосты: низководный мост в г. Владивосток, Крымский мост через Керченский пролив, мост через пролив Невельского на о. Сахалин. Указанные мосты в соответствии с

классификацией являют морскими и проектируются с учетом требований не только строительных норм, но и требований Правил Российского морского регистра судоходства, а также требований для гидротехнических сооружений СП 38.13330.2012 «Нагрузки и воздействия на гидротехнические сооружения». Одной из главных проблем при проектировании морских мостов является обеспечение аэродинамической устойчивости пролетных строения моста, а также корректное определение ветровой нагрузки на элементы моста с учетом воздействия морского пограничного слоя атмосферы. Институты, занимающиеся проектированием данных мостов, регулярно обращаются за решением проблем аэродинамики в ФГУП «Крыловский государственный научный центр». Таким образом, можно констатировать, что в смежных с судостроением областях имеется запрос на решение проблем аэродинамики сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы.

Следует подчеркнуть, что современные руководящие документы по проектированию судов (Правила Российского морского регистра судоходства), вертолетных площадок на судах и морских платформах (DOC 9261–AN/903 International Civil Aviation Organization), гидротехнических сооружений (СП 38.13330.2012 «Нагрузки и воздействия на гидротехнические сооружения») содержат требования и рекомендации по учету влияния основных характеристик ПСА при определении ветровых нагрузок. В частности, необходимо учитывать изменение средней и пульсационной составляющих ветра по высоте, а также спектральные свойства пульсаций ветра.

Несмотря на указанные требования руководящих документов в России исследованиями аэродинамики судов и морских сооружений с учетом ПСА практически не занимались. В первую очередь это связано с проблемой отсутствия аэродинамических труб с длинной и широкой закрытой рабочей частью, в которых возможно проводить соответствующие исследования, а также с отсутствием технологии моделирования ПСА. По этим причинам

основные исследования проводились в авиационных аэродинамических трубах в равномерном потоке. В нашей стране этими исследованиями занимались Л.Д. Волков, С.М. Ганин, С.И. Девнин, А.И. Короткин, В.Н. Трещевский, В.А. Тюшкевич и другие. Некоторые эксперименты по определению влияния ПСА на суда проводили А.И. Короткин и А.О. Лебедев в аэродинамической трубе авиационного типа, где за счет использования сеток удавалось воспроизвести лишь профиль средней скорости натурального ветра.

Приведенные выше обстоятельства показывают актуальность цели и задач диссертационного исследования.

Целью настоящей работы являлась разработка, апробация и внедрение новых экспериментальных средств и методов, позволяющих определять аэродинамические характеристики судов и морских сооружений с учетом ПСА. Работа носит комплексный характер, так как определение аэродинамических характеристик с учетом физических особенностей воздействия ПСА требует рассмотрения совокупности проблем, которые могут быть сформулированы как *задачи исследования*:

- Разработка и обоснование технических требований к новой экспериментальной установке, обеспечивающей проведение исследований на крупномасштабных моделях судов и морских сооружений с учетом основных характеристик ПСА.
- Создание ландшафтной аэродинамической трубы, обеспечивающей проведение исследований на крупномасштабных моделях судов и морских сооружений с учетом основных характеристик ПСА.
- Разработка технологии моделирования основных характеристик ПСА.
- Изучение особенностей и определение закономерностей воздействия ПСА на надводную часть судов и морских сооружений.

- Разработка новых алгоритмов и математической модели для получения оценок аэродинамических характеристик судна с учетом ПСА, которые необходимы для прогнозирования маневренных характеристик и выбора средств управления на ранних стадиях проектирования судна.
- Разработка метода определения ветровой нагрузки на пришвартованные суда и объекты морской инфраструктуры, расположенные в районах с развитым рельефом местности.

Научная новизна работы:

1. Разработана технология моделирования основных характеристик ПСА в рабочей части ландшафтной аэродинамической трубы, основанная на принципах совместного моделирования по толщине пограничного слоя за счет использования элементов дискретной шероховатости и трапециевидных вихрегенераторов. Нижняя часть ПСА моделируется элементами дискретной шероховатости, которые предварительно подбираются при помощи эмпирической зависимости, с последующим уточнением на основе базы экспериментальных данных, полученных автором. Верхняя часть ПСА моделируется в соответствии с предложенным автором подходом, основанным на использовании коэффициента загромождения рабочей части, который в отличие от существующих подходов устанавливает однозначную взаимосвязь между геометрией трапециевидных вихрегенераторов, геометрическими параметрами рабочей части и характеристиками ПСА.

2. Составлена новая база данных, которая в отличие от существующей содержит экспериментальные данные аэродинамических характеристик судов, полученных с учетом физических особенностей процесса взаимодействия ПСА с надводной частью судна. Предложены новые алгоритмы и соотношения для аналитической аппроксимации аэродинамических характеристик судов из базы данных.

3. На основе предложенных алгоритмов, соотношений и новой базы данных с применением методов регрессионного анализа разработана новая

математическая модель, которая позволяет получать значения аэродинамических характеристик судна с учетом физических особенностей воздействия ПСА.

4. Впервые экспериментально подробно исследовано влияние ПСА на структуру потока над взлетно-посадочной площадкой судна. В результате исследований установлено уменьшение интенсивности и геометрических размеров отрывных и рециркуляционных зон вблизи взлетно-посадочной площадки для всех основных направлений ветра.

5. Предложен и апробирован метод оценки ветровой нагрузки на пришвартованные суда и объекты прибрежной инфраструктуры, расположенные в районах с развитым рельефом местности. В отличие от существующих способов оценки рассматривается не среднее, а эффективное значение компонент вектора скорости ветра. Предложенный подход позволяет при определении ветровой нагрузки учесть пространственно-временную неоднородность поля скорости, созданную сложным рельефом местности и окружающей застройкой, а также получить ее пульсационное значение для использования в расчетных моделях.

6. Изучено влияние вихревых структур, возникающих при обтекании пролетного строения мостов (в том числе морского моста), на параметры, характеризующие процессы возникновения и развития аэродинамической неустойчивости для различных режимов его эксплуатации. Показана трансформация структуры обтекания при изменении эффективной высоты балки жесткости пролетного строения, как одного из определяющих параметров процесса, а также взаимосвязь структуры течения с критической скоростью возникновения явления аэродинамической неустойчивости типа вихревое возбуждение.

Практическая значимость.

1. Разработаны и обоснованы требования и технические решения, на основе которых создана ландшафтная аэродинамическая труба для

проведения исследований ветрового воздействия на суда и сооружения с использованием крупномасштабных моделей и учетом ПСА.

2. Технические параметры созданной ландшафтной аэродинамической трубы обеспечивают выполнение исследований в области аэродинамики для широкого класса объектов судостроительной, градостроительной и мостостроительной отраслей.

3. Разработана и экспериментально обоснована технология моделирования в рабочей части ландшафтной аэродинамической трубы основных характеристик ПСА, включая профиль средней и пульсационной составляющей скорости, а также энергетические характеристики потока. Указанная технология внедрена и широко применяется при выполнении аэродинамических исследований, проводимых в ФГУП «Крыловский государственный научный центр».

4. Создана база экспериментальных данных по аэродинамическим характеристикам судов с учетом физических особенностей воздействия ПСА, которая может быть использована для тестирования различных расчетных математических моделей и методов численного моделирования.

5. На основе разработанной математической модели создана программа ЭВМ, позволяющая получать априорные оценки безразмерных аэродинамических коэффициентов судна с учетом ПСА, которые необходимы для прогнозирования маневренных характеристик и выбора средств управления на ранних стадиях проектирования новых судов. Результаты проведенной верификации позволяют сделать вывод о согласовании результатов, получаемых посредством разработанной программы для ЭВМ с данными экспериментальных исследований.

6. На основе изученной взаимосвязи вихревых структур, возникающих при обтекании пролетного строения моста, с параметрами, характеризующими процесс аэродинамической неустойчивости, предложены новые технические решения для уменьшения амплитуды колебаний. Разработаны конструкции различных аэродинамических гасителей, которые

в отличие от массовых демпферов качественно изменяют структуру обтекания пролетного строения и тем самым устраняют причину возникновения аэродинамической неустойчивости, а также способствуют снижению знакопеременных ветровых нагрузок. Новизна и оригинальность решений подтверждена патентами.

7. Результаты диссертационной работы получили широкое внедрение и использованы при проектировании 52 судов и сооружений конструкторскими бюро и проектными институтами из России и зарубежных стран.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Требования и технические решения для создания ландшафтной аэродинамической трубы, предназначенной для проведения исследований ветрового воздействия на суда и сооружения с использованием крупномасштабных моделей и учетом ПСА.

2. Технология моделирования основных характеристик ПСА в рабочей части ландшафтной аэродинамической трубы и результаты ее верификации.

3. Математическая модель, основанная на использовании методов множественной линейной регрессии, которая позволяет получать оценки аэродинамических характеристик с учетом физических особенностей процесса взаимодействия ПСА с надводной частью судна.

4. Результаты экспериментальных исследований влияния ПСА на параметры потока в области взлетно-посадочной площадки и закономерности взаимодействия ПСА с надводной частью судов и сооружений.

5. Метод оценки ветровой нагрузки на объекты морской инфраструктуры, в том числе на пришвартованные суда, в областях со сложным рельефом местности и результаты его апробации.

6. Технические и конструктивные решения по аэродинамическим гасителям колебаний и обоснованные рекомендации по назначению их основных геометрических параметров, позволяющие обеспечить аэродинамическую устойчивость пролетных строений мостовых сооружений, в том числе морских мостов, испытывающих воздействие морского ПСА.

7. Внедрение ландшафтной аэродинамической трубы и технологии моделирования основных характеристик ПСА в исследовательскую деятельность ФГУП «Крыловский государственный научный центр» – ведущей научной организации судостроительной отрасли, а также внедрение основных результатов настоящей работы при проектировании судов и сооружений различных типов.

Достоверность полученных результатов обеспечивается применением во всех экспериментальных исследованиях современных средств измерений с действующей метрологической аттестацией. Верификация разработанной технологии моделирования ПСА показала согласование полученных результатов с имеющимися натурными данными. Результаты оценок аэродинамических характеристик судов, полученных с использованием разработанной математической модели, согласуются с экспериментальными данными. Эффективность разработанных технических решений и конструкций пассивных гасителей колебаний подтверждена их успешной эксплуатацией на мостовых сооружениях.

Личное участие автора состоит в определении цели и задач исследования; разработке ландшафтной аэродинамической трубы; разработке метода моделирования основных параметров ПСА; разработке математической модели для определения аэродинамических характеристик судов с учетом ПСА; разработке метода определения ветровой нагрузки на объекты инфраструктуры и пришвартованные суда, а также в руководстве и участии в выполнении описанных в диссертационной работе

экспериментальных исследований, анализе экспериментальных данных, формировании основных научных результатов и внедрении этих результатов в проектирование.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались на 26 российских и международных конференциях, форумах, семинарах и симпозиумах:

- Форум «Высотное и уникальное строительство», г. Екатеринбург , 2019, 2018, 2017, 2016, 2015 гг.
- Семинар секции РАН «Строительная механика и надежность конструкций», г. Санкт-Петербург, 2019 г.
- Конференция «Научно-практическое развитие судостроения», г. Санкт-Петербург, 2019 г.
- Конференция «Новые технологии в мостостроении», г. Санкт-Петербург, 2019, 2018 гг.
- XII Всероссийской конференции «Актуальные проблемы проектирования автомобильных дорог и искусственных сооружений», г. Санкт-Петербург, 2019 г.
- Международная выставка и научная конференция «Гидроавиасалон», г. Геленджик, 2018, 2016 гг.
- XI научно-техническая конференции «Гидроэнергетика, гидротехника. Новые разработки и технологии», г. Санкт-Петербург, 2017 г.
- 40-й, 39-й, 38-й международный симпозиум IABSE (International Association for Bridge and Structural Engineering), г. Нант, 2018 г; г. Ванкувер, 2017 г, г. Гуанчжоу, 2016 г.
- Конференция «Проектирование транспортной инфраструктуры», г. Санкт-Петербург, 2016 г.
- Международная конференция «International Offshore and Polar Engineering Conference», 2015 г.

- 13-й Азиатский симпозиум по визуализации (ASV-13), г. Новосибирск, 2015 г.
- XIII международная конференции «Оптические методы исследования потоков», г. Москва, 2015 г.
- III научно-техническая конференция «Динамика и прочность конструкций аэрогидроупругих систем. Численные методы», г. Москва, 2015 г.
- Международная конференции по механике «Поляховские чтения», г. Санкт-Петербург, 2015 г.
- Международная конференция по подводным технологиям «SubSeaTECH», г. Санкт-Петербург, 2014 г.
- Международная конференция «Мостостроение Европы и России», Бордо, 2014 г.
- 10-я международная конференция «International Conference on Hydrodynamics», г. Санкт-Петербург, 2012 г.

Публикации. По материалам диссертации опубликовано 35 работы, в том числе 1 монография, 14 статей в рецензируемых изданиях и международных базах данных Web of Science и Scopus, 4 патента, 2 свидетельства программ для ЭВМ.

Внедрение результатов работы. Результаты диссертационной работы получили широкое внедрение и использованы при проектировании 52 судов и сооружений различных типов. В частности:

- С использованием разработанной математической модели на ранних стадиях проектирования получены оценки аэродинамических характеристик судов, включая ледокол Лидер (проект 10510), Плавучая база комплексного обеспечения буровых работ (проект 00803), Судно снабжения морских нефтегазовых сооружений (проект 22430).

- Метод оценки ветровой нагрузки на пришвартованные суда и объекты прибрежной инфраструктуры использован при проектировании яхтенной марины в бухте г. Геленджик, а также Центра строительства крупнотоннажных морских сооружений на Кольском полуострове.

- Разработанные технические и конструктивные решения по гасителям колебаний внедрены при проектировании, установлены и успешно эксплуатируются на ряде мостовых сооружений, включая Крымский мост, Трансграничный мостовой переход Россия-Китай, мост на о. Сахалин.

Разработанная ландшафтная аэродинамическая труба и технология моделирования основных характеристик ПСА внедрены и используются в ФГУП «Крыловский государственный научный центр» для проведения научных исследований для судостроительной, мостостроительной и градостроительной отраслей. Использование результатов диссертации в научной и проектной деятельности подтверждено 11 актами о внедрении.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, шести глав, заключения, списка литературы из 239 наименований и 1 приложения. Работа изложена на 386 страницах текста, содержит 173 рисунков и 12 таблиц.

ГЛАВА-1. СОСТОЯНИЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОДИНАМИКИ СУДОВ И МОРСКИХ СООРУЖЕНИЙ С УЧЕТОМ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ АТМОСФЕРЫ. РАЗРАБОТКА ТРЕБОВАНИЙ К ПАРАМЕТРАМ ЛАНДШАФТНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ

1.1 Современные направления исследований и проблемы в аэродинамике судов и морских инженерных сооружений

Исследования аэродинамических характеристик (АДХ) судов, кораблей и морских сооружений ведутся достаточно давно. В основном они проходят в аэродинамических трубах, которые входят в состав экспериментальной базы судостроительных научных центров различных стран. Яркими примерами является ФГУП «Крыловский государственный научный центр», который обладает комплексом из 6 аэродинамических труб и *Force Technology* (бывший DMI – Danish Maritime Institute), который обладает комплексом из 5 аэродинамических труб. Традиционными прикладными задачами судовой аэродинамики являются определение АДХ кораблей, морских платформ [214], береговой инфраструктуры, судов на воздушной подушке, экранопланов и т.д., а также решение задач аэродинамической устойчивости. В настоящее время в области судостроительной аэродинамики наиболее активно научные исследования и разработки ведутся по следующим направлениям:

1. Поиск способов уменьшения аэродинамического сопротивления надводной части судов (с целью уменьшения индекса EEDI).
2. Уточнение АДХ судов за счет учета ПСА (с целью возможного уменьшения индекса EEDI).
3. Разработка алгоритмов оценки АДХ судов на основе экспериментальной базы данных.
4. Совершенствование аэродинамической эффективности морских ветростанций.

Среди прикладных исследований следует отметить работы определению ветровых нагрузок на гидротехнические сооружения (в том числе на пришвартованные яхты), вопросы проектирования и безопасной эксплуатации буровых платформ, проблемы обеспечения аэродинамической устойчивости большепролетных морских мостов.

Рассмотрим данные направления более подробно.

Поиск способов уменьшения аэродинамического сопротивления надводной части судов. В настоящее время, из-за ужесточения требований к снижению выбросов углекислого газа в атмосферу, в руководящие документы ИМО внесен индекс энергетической эффективности Energy Efficiency Design Index (EEDI). Этими документами предписывается снизить расход топлива на единицу груза на 25 – 30 % до 2025 года [34]. Поиск способов уменьшения аэродинамического сопротивления надводной части судов рассматривается, как один из способов снижения индекса EEDI. Среди исследований по данному направлению следует выделить работу [68], в которой представлен подход к исследованию аэродинамических характеристик контейнеровоза с различными вариантами расстановки контейнеров на палубе (см. рисунок 1.1). В работе приводятся формулы для расчета скоростей и направлений ветра при движении судна. Утверждается, что исследования аэродинамических нагрузок должны проводиться только с учетом изменчивости профиля скорости по высоте. Отмечается, что ветровая нагрузка в случае неблагоприятного натекания ветра на судно, может превышать нагрузку от действия волн более чем на 10 %. Кроме того, ошибки в определении ветровой нагрузки могут привести к возникновению нерасчетного режима потребления топлива.



*Рисунок 1.1 – Модель контейнеровоза для исследований в аэродинамической трубе.
Фото с сайта фирмы Force Technology*

Также следует отметить работу [118]. Выполнены подробные исследования АДХ в однородном воздушном потоке с целью вывода универсальных аналитических соотношений для контейнеровоза с различными вариантами расстановки контейнеров на палубе. Получены аналитические формулы, позволяющие по параметризованной модели определять ветровые нагрузки для типового контейнеровоза. В работе признается, что предложенная формула может приводить к погрешности определения ветровой нагрузки до 20 % в том числе для типовой модели, несмотря на то что в основу теоретической формулы положены многочисленные экспериментальные данные. По данному направлению исследований интересными работами являются [168, 1219].

Уточнение АДХ судов за счет учета ПСА. Снижения индекса энергетической эффективности EEDI можно добиться за счет изменения индекса f_w , который входит в расчетную формулу 1.1 и учитывает влияние ветра и волнения. Изменить индекс f_w возможно как за счет оптимизации конструкции, так и за счет более точного определения ее гидро- и аэродинамических характеристик при проведении исследований. В работе [142] обобщаются данные различных авторов по аэродинамическому сопротивлению судна. Приводятся зависимости АДХ судов, которые были получены в результате аэродинамических исследований в аэродинамической

трубе с учетом ПСА. Приведенные результаты значительно отличаются от полученных без учета ПСА в работе [77].

По данному направлению исследований интересными работами являются [10, 165, 228].

$$\begin{aligned}
 EEDI = & \frac{\left(\prod_{j=1}^M f_j \right) \left(\sum_{i=1}^{nME} P_{ME(i)} C_{FME(i)} SFC_{ME(i)} \right) + (P_{AE} C_{FAE} SFC_{AE} *)}{f_i \cdot Capacity \cdot V_{ref} \cdot f_w} + \\
 & + \frac{\left(\left(\prod_{j=1}^M f_j \sum_{i=1}^{nPTI} P_{PT(i)} - \sum_{i=1}^{neff} f_{eff(i)} P_{AEeff(i)} \right) C_{FAE} SFC_{AE} \right) - \left(\sum_{i=1}^{neff} f_{eff(i)} P_{eff(i)} C_{FME(i)} SFC_{ME} \right)}{f_i \cdot Capacity \cdot V_{ref} \cdot f_w}
 \end{aligned} \tag{1.1}$$

Наибольший опыт по исследованию АДХ судов (более 200 проектов) и морских платформ (более 30 проектов) с учетом моделирования ПСА накоплен у датской фирмы *Force Technology*. Однако крайне трудно найти результаты этих исследований в открытом доступе.

Разработка алгоритмов оценки АДХ судов на основе экспериментальной базы данных. Начиная с 70-х годов прошлого века, ведутся работы по разработке универсальных формул и математических подходов, которые могут прогнозировать АДХ судов на основе базы данных уже проведенных исследований в аэродинамических трубах. Как правило, для получения таких зависимостей используются методы регрессионного анализа. Одной из первых таких работ является [138], которая посвящена идее разработки универсальной аналитической формулы для расчета сопротивления судов. В основу положены данные по 49 исследованиям моделей в однородном потоке. С использованием подходов регрессионного анализа получены таблицы коэффициентов аэродинамической силы и момента.

В последнее время получило широкое распространение использование алгоритмов программирования нейросети и методов искусственного

интеллекта. Одной из первых работ в этом направлении является работа [122]. Объектом исследования являются экспериментальные зависимости аэродинамических коэффициентов сопротивления судов и оффшорных платформ. Автор отмечает недостаточно серьезное отношение к ветровому воздействию в нормативных документах. Ветровая нагрузка на корпуса судов незначительна при учете общей жесткости конструкции корпуса судна, однако интегральные аэродинамические силы и моменты играют значительную роль. В случае оффшорных сооружений динамические ветровые нагрузки могут приводить к возникновению повреждений оборудования, и даже к возникновению трещин в факельной шахте ПБУ. В статье предложен алгоритм программирования нейросети для определения ветровых нагрузок на различные объекты. В работе использованы данные, полученные с учетом характеристик ПСА. Приведенные в статье примеры показывают, что погрешность определения ветровых нагрузок с помощью нейросети достаточно большая и составляет порядка 20 – 30 %. По данному направлению исследований интересными работами являются [10, 78].

Совершенствование аэродинамической эффективности морских ветростанций. По данному направлению ведутся серьезные работы в рамках двух проектов LIFES50 и UNAFLOW. Оба европейских проекта являются долгосрочными исследованиями, которые разбиты на несколько этапов и нацелены на разработку эффективных ветростанций морского расположения. На данном этапе проводятся аэродинамические эксперименты по определению полной ветровой нагрузки на мачту ветростанции и его лопасти при различных скоростях вращения. Исследования в однородном воздушном потоке проводились только на самых ранних этапах исследований. В настоящее время все экспериментальные исследования проводятся в аэродинамических трубах, воспроизводящих ПСА. В открытом доступе техническая информация и результаты исследований по данным

проектам отсутствуют, есть лишь презентационные материалы, которые дают общее представление о направлении и глубине проведения исследований.

Среди других актуальных направлений исследований можно отметить работы по созданию экспериментальных стендов и методик по исследованиям крупногабаритных моделей парусных яхт [116]. Также интересны аэродинамические исследования мега-яхт [117]. В работе представлены методы исследования мега-яхт в аэродинамической трубе. Показана необходимость воспроизводить модель с высокой детализацией, что накладывает ограничения на ее масштаб. Оптимальным авторы считают масштаб между 1:20 и 1:30. Чтобы работать с моделями таких масштабов рабочая часть аэродинамической трубы должна иметь достаточно большое сечение, иначе возникнут неконтролируемые эффекты запираания потока. Одной из основных целей исследований мега-яхт является уменьшение ветрового воздействия для обеспечения комфорта пассажиров на различных палубах.

Актуальность определения ветрового воздействия на уникальные сооружения с учетом моделирования ПСА. За рубежом при проектировании уникальных сооружений для исследований ветрового воздействия уже достаточно давно используют аэродинамические трубы ландшафтного типа. В последние десятилетия в связи с развитием российской экономики и появлением большого количества масштабных проектов (морские и буровые платформы, большепролетные мосты, высотные здания, спортивные сооружения к зимней олимпиаде в Сочи, стадионы к чемпионату мира 2018 года, реконструкция портовой инфраструктуры, терминалов аэропортов и т.д.) возникла потребность в специализированной аэродинамической трубе ландшафтного типа. Стоит отметить некоторые задачи, которые успешно решаются за рубежом и стали актуальными для нашей страны в последние годы:

1. Исследование ветровых нагрузок на морские сооружения с использованием моделей крупного масштаба с повышенной детализацией.

Научный центр Marin в течение нескольких лет активно ведет научные исследования по изучению влияния степени детализации модели, ее масштаба и учета характеристик ПСА на АДХ морских объектов и судов. Так как Marin не имеет в составе своих аэродинамических труб, то данные исследования проводятся в кооперации с университетами и британской фирмой BMT. Результаты этих исследований показывают важность учета описанных выше факторов на АДХ, получаемые в результате измерений в аэродинамических трубах. На основе этих данных Marin пытается внести дополнения и корректировки в европейские руководящие документы по проектированию объектов морской техники. Активная позиция Marin в данном направлении уже имеет определенный отклик. Например, проектировщик завода СПГ на основании гравитационного типа для проекта Арктик-СПГ-2 из Европы при обращении за экспериментальными исследованиями однозначно сформулировал следующие требования:

- масштаб модели $\approx 1:100$, при этом модель не должна занимать более 5% от поперечного сечения рабочей части, при характерных габаритах завода СПГ 331x153x30 метров;
- воспроизведение всех деталей, приведенных на рисунке 1.2;
- моделирование профиля средней и пульсационной составляющей скорости ветра.

Таким образом, без наличия Ландшафтной аэродинамической трубы данную работу невозможно было бы выполнить.

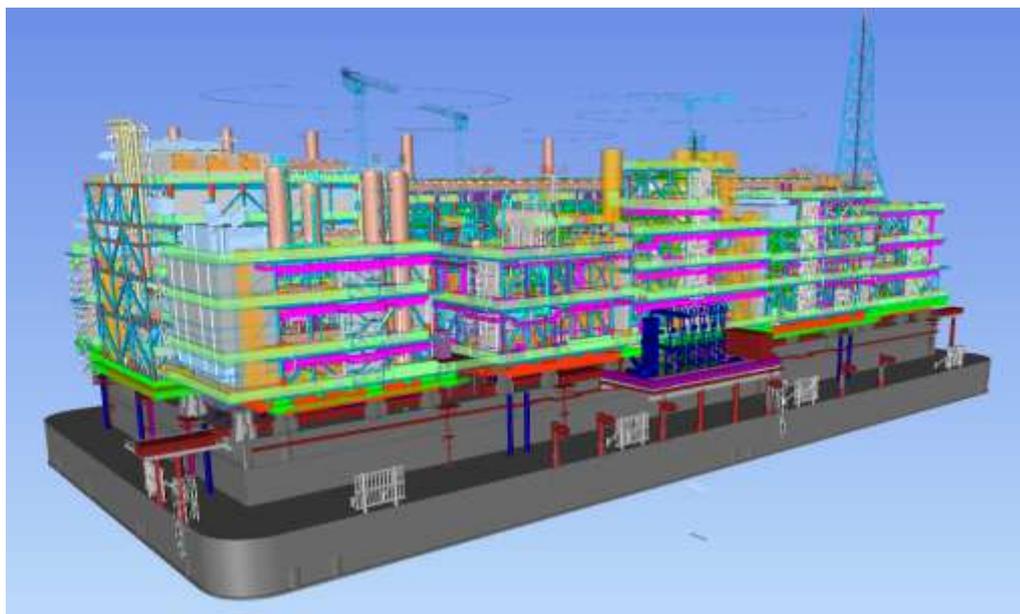


Рисунок 1.2 – Трехмерная модель завода СПГ с необходимой детализацией проекта Арктик-СПГ-2, предоставленная Заказчиком для изготовления физической модели

2. Определение ветровых режимов в акваториях бухт. Одним из наиболее известных примеров последних лет является поиск оптимального места расположения причалов при проектировании порта в бухте Териберская. Одной из задач комплексного исследования была оценка времени, когда порт из-за сильных ветров не сможет осуществлять обработку газозовозов. Исследования проводились в БАДТ без моделирования ПСА. Для этого была создана модель с характерным размером 5 метров, которая воспроизводила бухту и окружающий ландшафт в масштабе 1:2500 (см. рисунок 1.3), в дополнение к экспериментальным исследованиям проводились расчеты. В настоящее время исследования ветровых потоков на моделях ландшафтов местности востребованы, как для задач проектирования новых объектов береговой инфраструктуры, так и при проектировании мостовых сооружений через реки в гористой местности.

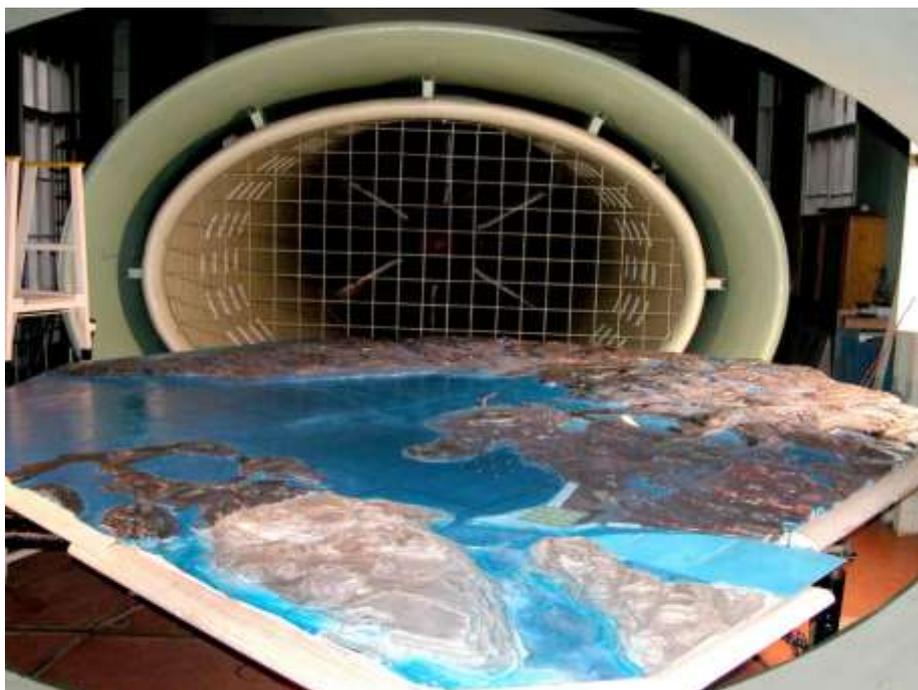


Рисунок 1.3 – Модель бухты Терiberская в рабочей части БАДТ

3. Исследование аэродинамической устойчивости большепролетных мостов с использованием упругоподобной модели всего моста. Данные исследования востребованы в России с момента строительства первых вантовых мостов [211]. Наиболее ярким примером служат мосты на о. Русский и через бухту Золотой Рог во Владивостоке, которые имеют центральный пролет 1104 метра (мировой рекорд) и 737 метров. И-за отсутствия аэродинамических труб ландшафтного типа в России эти проекты проходили комплексные испытания в Дании.



а)



б)

Рисунок 1.4 – а) Мост на о. Русский; б) Мост через бухту Золотой рог

4. Определение ветровых нагрузок на высотное здание и пешеходной комфортности при условии моделирования плотной окружающей застройки. Решение данных задач стало актуальным в связи с бурным ростом высотного строительства в России. Наиболее ярким примером таких задач является решение аэродинамических проблем плотной застройки небоскребов Москва-Сити.

Отдельно следует отметить интерес зарубежных заказчиков из Китая, Японии, Латвии, Казахстана, Белоруссии, Франции, Финляндии к исследованиям в Ландшафтной аэродинамической трубе. В качестве примера можно привести параметрическое исследование влияния архитектуры надстройки на аэродинамическое сопротивление судна балкера. Обязательным условием заказчика из Японии было моделирование ПСА и масштаб модели 1:50 (рисунок 1.5). Другим примером является комплексное исследование аэродинамической устойчивости 600 метрового вантового моста для заказчика из Латвии (рисунок 1.6).

Из представленных материалов и примеров прикладных работ можно сделать вывод, что актуальность определения ветрового воздействия на сооружения с учетом моделирования ПСА очевидна [37, 38, 45, 49, 58, 59, 60, 98, 213]. Решения данных научных проблем и прикладных задач возможно только в специализированной аэродинамической трубе с длинной и широкой рабочей частью закрытого типа.



Рисунок 1.5 – Модель балкера в рабочей части ЛАТ



Рисунок 1.6 – Уругоподобная модель моста в рабочей части ЛАТ

1.2 Российские и зарубежные руководящие документы по определению ветрового воздействия на суда и сооружения

В настоящем обзоре рассмотрены несколько руководящих документов, которые используются при проектировании и научных исследованиях судов и объектов морской техники, гидротехнических сооружений, а также зданий, сооружений и мостов. В первую очередь к ним относятся:

- Руководящие документы организаций Российский морской регистр судоходства, Bureau Veritas и DNV GL.
- Руководящие документы ICAO (International Civil Aviation Organization).
- СП 38.13330.2012 «Нагрузки и воздействия на гидротехнические сооружения».
- СП 20.13330.2011 «Нагрузки и воздействия».
- Еврокод EN 1991-1-4.
- Руководство по расчету зданий и сооружений на действие ветра, 1978. (под редакцией М.Ф. Барштейна)

Обзор этих документов сделан в части, касаемо определения ветрового воздействия.

Документы организации Российский морской регистр судоходства [24–26]. Документы включают в себя набор правил, описывающих требования к проектированию и строительству конкретных объектов. Большинство из этих правил обновляются по настоящее время с целью учета изменяющихся представлений об особенностях эксплуатации объектов. В подавляющем числе случаев вводится такое понятие как «критерий погоды», которое отражает влияние (в том числе ветровых условий) на режимы эксплуатации объекта. Имеет смысл рассмотреть лишь два правила, в которых приведена информация о ветровых нагрузках на суда и морские сооружения.

Правила классификации, постройки и оборудования плавучих буровых установок и морских стационарных платформ, НД № 2–020201–015, 2018 год. В рассматриваемом документе в приложениях к части IV настоящего Правила описывается методика учета ветровых нагрузок на буровые установки и морские стационарные платформы. В соответствии с п. 4 настоящего Правила до начала постройки, помимо проектной документации на буровые установки и морские платформы, в Регистр необходимо предоставить также данные по равнодействующим сил и моментов, в том числе от воздействия ветра.

В отдельных пунктах существуют рекомендации. Например, в п.п. 2.2.2.1 указано *«В качестве характеристик ветра рассматриваются: средняя скорость ветра на высоте анемометра ($z = 10$ м), закон изменения средней скорости ветра по высоте, параметры порывистости ветра, спектральные свойства пульсаций ветра. Основной информацией являются скорости ветра с десятиминутным осреднением на высоте анемометра ($z = 10$ м), именуемые эталонными, и их повторяемости в рассматриваемом районе за длительный период времени, не менее 20 лет»*. Таким образом, обозначаются требования об учете всех основных характеристик ПСА при определении ветровых нагрузок на буровые установки и морские стационарные платформы.

В соответствие с п.п. 2.2.2.4 *«При описании порывистости ветра рекомендуется использовать спектр продольных пульсаций Давенпорта»*. При этом нет пояснений, каким образом (экспериментально, аналитически, с использованием упрощенных математических моделей) и в каких случаях использовать спектр Давенпорта при вычислении ветровых нагрузок. В документе приводится связь между максимальной и средней скоростями, которая задается с помощью коэффициента порывистости:

$$W_{\max} = w_{\text{cp}} + \gamma \cdot \sigma_w, \quad (1.2)$$

где γ – численный коэффициент, принимаемый в соответствии с таблицей из данного документа;

σ_w – среднеквадратическое отклонение значений скоростей ветра. В документе не даны рекомендации о выборе этой величины, поэтому применение данной формулы проектировщиком без консультации со специалистами по аэродинамике кажется затруднительным.

Также в документе приведена формула, по которой рекомендуется определять ветровые нагрузки:

$$Q_w = 10^{-3} \cdot \rho_w \cdot [w_{10}^2 / 2] \cdot \Sigma S_i \cdot K_{1i} \cdot K_{2i} , \quad (1.3)$$

где Q_w – равнодействующая сил ветра, кН;

ρ_w – массовая плотность воздуха, кг/м³;

w_{10} – нормативная скорость ветра на высоте 10 м от уровня тихой воды при десятиминутном осреднении, м/с;

S_i – площадь парусности i -го элемента, м²;

K_{1i} – коэффициент, учитывающий изменение скорости ветра по высоте, который по сути является аналогичным коэффициенту k из СП «Нагрузки и воздействия»;

K_{2i} – коэффициент сопротивления формы i -го элемента.

На первый взгляд формула (1.3) является простой, однако ее применение при современном проектировании может вызвать серьезные трудности, поскольку сложно представить ситуацию, когда можно заменить реальную конструкцию набором простых элементов, для которых известны аэродинамические коэффициенты, причем с учетом взаимодействия и взаимного затенения для различных углов натекания потока. Такой же вывод можно сделать и о «Методика расчета ветровой нагрузки, действующий на объект при круговом изменении направления ветра», которая изложена в Приложении 3. Опираясь на приведенную выше информацию, можно заключить, что данные подходы по определению ветровых нагрузок

возможно применять только для относительно простых геометрических форм.

В качестве резюме можно отметить следующее Российский морской регистр судоходства однозначно не указывает, как учитывать ветровое воздействие, приводятся лишь общие формулы и подходы, которые применимы для конструкций простой формы. При этом в тексте Правил указано, что при определении ветровых нагрузок необходимо учитывать основные свойства ветра *«закон изменения средней скорости ветра по высоте, параметры порывистости ветра, спектральные свойства пульсаций ветра»*, то есть определять ветровую нагрузку с учетом ПСА.

Зарубежные классификационные общества. В руководящих документах остальных классификационных обществ Bureau Veritas [174] и DNV GL [106] также указана необходимость учитывать профиль скорости природного ветра и его пульсационные характеристики при определении ветровой нагрузки на суда и морские сооружения. В случае недостаточности приведенных в руководящих документах подходов по определению ветровой нагрузки, проектировщикам судов рекомендуется обращаться в аэродинамические трубы за проведением соответствующих исследований.

Руководящие документы ICAO [103]. International Civil Aviation Organization является одним из специализированных учреждений ООН, созданным государствами в 1947 году для административного и организационного обеспечения Конвенции о международной гражданской авиации. ИКАО взаимодействует с 192 присоединившимися к Конвенции государствами-членами и отраслевыми организациями в целях обеспечения безопасного, эффективного, экономически устойчивого и экологически ответственного развития сектора гражданской авиации.

В документе DOC 9261–AN/903 «Руководство по вертодромам» от 1995 года приводятся требования к проектированию и размещению

вертодромов, в том числе и на плавучих платформах, буровых платформах и судах, оборудованных вертолетной площадкой. В соответствии с п.п. 1.1.6 главы 1 *«Наличие больших сооружений вблизи планируемой площадки может при определенных ветровых режимах явиться причиной образования значительных вихрей и турбулентности, способных неблагоприятно повлиять на управление и летно-технические характеристики вертолетов, выполняющих полеты на данный вертодром. В равной мере тепло, выделяемое из больших дымовых труб, расположенных под траекториями полета или вблизи от них, может неблагоприятно повлиять на летно-технические характеристики вертолетов при заходе на посадку или при наборе высоты после взлета. Поэтому требуется проведение испытаний в аэродинамической трубе или летных испытаний с целью установления существования таких неблагоприятных условий, а при их наличии — для определения мер по их устранению».*

В соответствии с п. 1.3.2 документа DOC 9261–AN/903 необходимо учитывать ветровую нагрузку, полученную с помощью домножения базовой скорости ветра на три коэффициента (что, по своей сути, является учетом ПСА):

- топографический коэффициент, учитывающий шероховатость земной поверхности;
- коэффициент, учитывающий размеры и высоту сооружения относительно уровня земли;
- статический коэффициент, учитывающий количество лет, в течение которых сооружение будет подвергаться действию ветра.

Отдельно выделены требования по учету ветровых воздействий на вертопалубы на морских установках, см. п.п. 1.4 DOC 9261–AN/903. При этом установлен четкий количественный критерий по вертикальной составляющей скорости потока на уровне несущего винта. *«Для каждой установки (вертопалубы на морских установках) следует определить совместное влияние направления воздушного потока, турбулентности,*

преобладающего ветра, излучений из дымовых труб и довести эту информацию до сведения эксплуатанта вертолета. В качестве общего правила следует иметь в виду, что на высоте несущего винта скорость вертикального воздушного потока, создаваемого ветром до 25 м/с, не превышает $\pm 0,9$ м/с». Выполнение данного критерия необходимо для предотвращения аварий при взлете вертолетов.

Поскольку физическая картина обтекания ветровым потоком реальной морской платформы крайне сложна, руководящий документ неоднократно указывает, что проектировщик должен прибегнуть к исследованиям в аэродинамической трубе, проводимым применительно к конкретной конфигурации объекта. См. п. 1.4.2.1 «Удовлетворение путем компромисса различных противоречивых требований — необходимая область деятельности проектировщика, который должен учитывать и влияние таких факторов, как рассеивание и охлаждение выхлопных струй, а также другие аспекты, связанные с окружающими условиями. Если необходима более подробная информация, выраженная в количественной форме, проектировщик должен прибегнуть к испытаниям в аэродинамической трубе, проводимым применительно к конфигурации конкретной установки». См. п. 1.4.3.3 «Выброс выхлопных газов обычно происходит в виде турбулентных струй, вдуваемых в сложный турбулентный поток, существующий вокруг объекта. В результате происходит процесс взаимодействия, приводящий к большим изменениям скоростей расширения и охлаждения струй. Свойства температурного поля можно определить с помощью испытаний в аэродинамической трубе».

В руководящем документе не обойдена вниманием другая важная проблема – задымление вертолетной площадки и всей морской платформы выхлопными газами. В соответствии с п. 1.4.3.4 «Однако область выброса выхлопных газов может настолько увеличиться, что при некоторых ветровых режимах почти все части конструкции будут подвержены загрязнению. Следовательно, возникает необходимость в проведении

испытаний, позволяющих получить количественные оценки приемлемости такого конструктивного решения (понижение труб до уровня, разделяемого платформой потока)».

Таким образом, в связи с большим количеством аварийных ситуаций, связанных с воздействием ветра на вертолетную технику, в руководящем документе ICAO DOC 9261–AN/903 требуется:

- Учитывать основные характеристики ПСА.
- Обеспечивать на высоте несущего винта вертикальную составляющую скорости воздушного потока не более $\pm 0,9$ м/с, при скорости воздушного потока до 25 м/с.
- При исследовании полей скорости над ВПП учитывать воздействие струй газа из выхлопных труб.
- Исследовать задымление ВПП и всей морской платформы выхлопными газами.
- Определять поля скорости над ВПП экспериментально в аэродинамических трубах.

СП 38.13330.2012 «Нагрузки и воздействия на гидротехнические сооружения» [64]. В соответствии с СП при расчете гидротехнических сооружений необходимо учитывать различные нагрузки, в том числе:

- нагрузки от ветра на плавучие объекты;
- нагрузки от навала пришвартованного судна на причальное сооружение при действии на судно ветра;
- нагрузки от натяжения швартовов при действии на судно ветра.

Согласно СП поперечная и продольная составляющие силы от воздействия ветра для судов и плавучих причалов в кН определяются как

$$Q_w = 73,6 \cdot 10^{-5} \cdot \gamma_f \cdot A_q \cdot V_q^2 \cdot \xi, \quad (1.4)$$

$$N_w = 49,0 \cdot 10^{-5} \cdot \gamma_f \cdot A_n \cdot V_n^2 \cdot \xi, \quad (1.5)$$

где γ_f – коэффициент надежности по ветровой нагрузке, учитывающий порывистость ветра и принимаемый по СП 20.13330. На данную формулировку следует обратить особое внимание, поскольку в соответствии с п. 4.2 СП 20.13330.2016 коэффициент γ_f - это коэффициент надежности по нагрузке, который зависит от рассматриваемого предельного состояния. Чтобы учесть пульсационную составляющую ветрового потока, которая важна для точного определения ветровой нагрузки, необходимо использовать специальные подходы, например, переходить к использованию эффективного значения скорости.

ξ – коэффициент, зависящий от наибольшего горизонтального размера поперечного или продольного силуэтов надводной части плавучего объекта. При длительной стоянке судов принимается равным 1.

A_q, A_n – боковая и лобовая надводные площади парусности плавучих объектов, м²;

V_q^2, V_n^2 – квадраты скоростей поперечной и продольной составляющей скорости ветра, м/с.

Для того чтобы воспользоваться формулами (1.4) и (1.5) необходимо знать поперечную и продольную составляющую скорости ветра на площадке строительства сооружения. Для этого необходимо проводить специальные гидрометеорологические изыскания непосредственно на площадке строительства, либо проводить исследования в аэродинамической трубе. И в первом и во втором случае будут получены данные по компонентам вектора скорости с учетом влияния топографии и окружающей застройки вблизи площадки строительства. Данные по ветру с ближайших штатных метеостанций не могут быть использованы, поскольку, в подавляющем большинстве случаев на них не измеряются компоненты вектора скорости.

Кроме того, штатные метеостанции могут находиться на значительном расстоянии от места строительства.

Также следует отметить, что для более точного определения ветровой нагрузки в формулах (1.4) и (1.5) нужно использовать не осредненное значение компонент скорости, а так называемое эффективное значение компонент скорости. Данное уточнение подхода к определению ветровой нагрузки на гидротехнические сооружения и пришвартованные суда предложено и проверено автором (см. главу V данной диссертации). Дело в том, что эффективная скорость более точно описывает реальный ветер, так как зависит и от средних, и от пульсационных характеристик потока. Эффективная скорость ветра определяется в соответствии с соотношением:

$$V_{q,n}^{\text{эфф}} = \overline{V}_{q,n} + \sigma_{V_{q,n}} \cdot \quad (1.6)$$

где $\overline{V}_{q,n}$ - среднее значение компонент скорости ветра на площадке строительства;

$\sigma_{V_{q,n}}$ - среднеквадратическое отклонение компонент скорости ветра на площадке строительства.

Значение эффективной скорости может быть получено при проведении экспериментальных исследований в специализированных аэродинамических трубах. Использование данной скорости при определении ветровых нагрузок на сооружение позволяет учесть реальные значения ветра, формируемые ландшафтом и окружающей застройкой, на строительной площадке.

СП 20.13330.2016 «Нагрузки и воздействия» [63]. В данном руководящем документе уже более подробно выделяются и рассматриваются несколько вариантов воздействия ветра: «основная ветровая нагрузка»; «пиковая ветровая нагрузка»; резонансное вихревое возбуждение;

аэродинамические неустойчивые колебания типа галопирования, дивергенции и флаттера.

В СП 20.13330.2016 в разделе 11.1 приводится на первый взгляд простой и элегантный подход, который указывает, что значение основной ветровой нагрузки w следует определять как сумму средней w_m и пульсационной w_p составляющих:

$$w = w_m + w_p \quad (1.7)$$

Также приводятся формулы, по которым следует определять w_m , w_p и w_0 :

$$w_m = w_0 k(z_e) c \quad (1.8)$$

$$w_p = w_m \zeta(z_e) v \quad (1.9)$$

Таким образом, при подстановке (1.7) и (1.8) в выражение (1.6) для определения основной ветровой нагрузки получается простая алгебраическая формула:

$$w = w_0 k(z_e) (1 + \zeta(z_e) v) c \quad (1.10)$$

В этих формулах учтены все основные особенности турбулентного ветрового потока посредством следующих параметров:

w_0 – нормативное ветровое давление – статистическая величина, полученная с помощью обработки многолетних метеорологических наблюдений за скоростью ветра в различных районах РФ;

$k(z_e)$ – коэффициент, учитывающий изменение средней скорости ветра от высоты, а, следовательно, изменение среднего ветрового давления;

$\zeta(z_e)$ – коэффициент, учитывающий изменение пульсации скорости ветра от высоты, а, следовательно, изменение пульсационной составляющей давления ветра.

Также учтены основные особенности взаимодействия турбулентного ветрового потока со зданием посредством следующих параметров:

c – аэродинамический коэффициент.

ν – коэффициент корреляции, который учитывает неодновременность возникновения пиковой ветровой нагрузки сразу на всех поверхностях здания.

Вся сложность нахождения основной ветровой нагрузки по формуле (1.10) состоит в правильной подстановке аэродинамического коэффициента c и коэффициента корреляции ν . Оба этих коэффициента существенно зависят от формы сооружения, направления ветра и окружающей застройки/ландшафта. Поэтому достаточно достоверное обобщение обширных экспериментальных и натурных данных по измерениям аэродинамических коэффициентов и коэффициента корреляции сделаны только для простых архитектурных форм, они приведены в СП 20.13330.2016 в Приложении В.1 и таблице п. 11.1.8. При этом в руководящем документе прямо указано, что во всех других случаях, таких как:

- иная форма сооружения,
- учет различных направлений (румбов) ветра,
- наличие близстоящих зданий и сооружений,
- влияние орографии,
- сооружения повышенного уровня ответственности,

аэродинамические коэффициенты необходимо получать на основе испытаний в специализированных аэродинамических трубах.

В разделе 11.2 свода правил приведена формула для определения пиковой ветровой нагрузки:

$$w_{+(-)} = w_0 k(z_e) (1 + \zeta(z_e)) c_{p+(-)} v_{+(-)} \quad (1.11)$$

По своей сути она близка к формуле (1.10). Сложность в нахождении пиковой ветровой нагрузки также состоит в определении аэродинамического коэффициента давления $c_{p+(-)}$ и коэффициентов корреляции $v_{+(-)}$, данные по которым приведены только для отдельно стоящих прямоугольных в плане зданий. Для всех иных случаев аэродинамические коэффициенты необходимо определять в специализированных аэродинамических трубах.

О различных видах аэродинамической неустойчивости типа вихревое возбуждение, флаттер, галопирование, дивергенция в СП 20.13330.2016 присутствует лишь упоминание о необходимости исследования и устранения причин их возникновения. Необходимо понимать, что эти явления имеют разную физическую природу и в случае возникновения приводят к существенным колебаниям конструкции.

Eurocode 1: Actions on structures – Part 1–4: General actions – Wind actions [109]. Данный документ в первую очередь полезен тем, что в нем даны конкретные рекомендации, формулы и расчетные схемы по учету влияния орографии. Приводятся формулы для определения интегрального масштаба турбулентности на разных высотах от поверхности земли. Указано соотношения по спектральной плотности силы ветра. Даны формулы для предварительной оценки возможности возникновения основных видов аэродинамической неустойчивости.

Руководство по расчету зданий и сооружений на действие ветра, 1978 (под ред. М.Ф. Барштейна). Данное руководство содержит наиболее полную информацию по учету воздействия ветра (с примерами расчетов), а также характеристикам ПСА. В частности в Руководстве приведены формулы и зависимости по следующим важным характеристикам ПСА:

- среднее значение скорости для разных типов местности;

- интенсивность турбулентности;
- масштабы турбулентности;
- энергетические спектры пульсации компонент скорости ветра;
- пространственное распределение порывов ветра.

1.3 Анализ и классификация аэродинамических труб для моделирования пограничного слоя атмосферы. Требования к параметрам ландшафтной аэродинамической трубы

История и предпосылки создания аэродинамических труб архитектурно-строительного типа. В начале 1950-х годов прошлого века начали уделять внимание изучению и моделированию ПСА в аэродинамических трубах, когда возникло качественно новое поколение сооружений, которые являлись более гибкими, легкими и обладали слабыми демпфирующими свойствами по сравнению с построенными ранее. Такие сооружения начали проявлять повышенную чувствительностью к воздействию ветра, что потребовало на этапе проектирования более точно учитывать ветровые нагрузки, действующие на сооружения [46]. Для детального учета ветровых нагрузок потребовалось отказаться от исследований моделей сооружений в равномерном потоке и перейти к проведению экспериментальных исследований в аэродинамических трубах, позволяющих воспроизводить характеристики пограничного слоя атмосферы. Со временем во всех развитых странах появились так называемые архитектурно-строительные аэродинамические трубы. Особенностью этих труб была закрытая рабочая часть длиной 30 – 55 метров, с габаритами прямоугольного поперечного сечения (ширина x высота) очень редко превосходящими 2,5 x 2 метра. Моделирование характеристик ПСА происходило в основном за счет естественного нарастания пограничного слоя в длинной рабочей части и расположенных элементов дискретной шероховатости в виде призм, вихрегенераторы либо не использовались, либо играли второстепенную роль.

В процессе выполнения методических работ и накопления опыта по моделированию градиентных потоков экспериментальным путем был определен минимальный размер длины рабочей части ≈ 20 метров, который позволяет воспроизвести основные параметры ПСА за счет его естественного нарастания вдоль длины рабочей части [131]. При меньшей длине рабочей

части на первый план выходит использование вихрегенераторов. При длине рабочей части менее 15 метров невозможно подобрать вихрегенераторы и дискретную шероховатость, которая обеспечит корректное моделирования основных характеристик ПСА.

Если длина рабочей части аэродинамической трубы определялась критерием Дженсена, то высота и ширина рабочей части определялась из соображений недопущения негативных эффектов запираания потока, а также из соображений комфортности работы с моделями внутри рабочей части. Одним из основных элементов подобных аэродинамических труб является поворотный круг – ровная площадка в рабочей части, которая может поворачиваться относительно вертикальной оси на 360° . Именно наличие поворотного круга позволяет моделировать воздействие ветрового потока, действующего на испытуемый объект под различными углами. Диаметр поворотного круга при этом напрямую влияет на качество моделирования объектов окружающей застройки, которые могут оказывать влияние на характеристики обтекания исследуемого объекта. Как показывает анализ описываемых экспериментальных стендов, диаметр поворотного круга редко превышал 2 метра, что являлось достаточным значением для решения актуальных в то время задач:

- Определение средних интегральных аэродинамических нагрузок на зданиях и сооружениях с использованием трех- или шести-компонентных динамометров.
- Определение локально реализуемых значений давления на зданиях и сооружениях с помощью пневмометрических измерений.
- Исследование аэродинамических характеристик секционных моделей мостов.

Следует обратить внимание, что в те времена определение ветровых нагрузок проводилось, как правило, на отдельно стоящей модели без влияния окружающей застройки и ландшафта. При этом масштаб моделей находился

в диапазоне $M = 75 - 150$, что обеспечивало автомодельность по критерию Re (Рейнольдса).

Поскольку данный вид специализированных аэродинамических труб с соотношением ширины и высоты рабочей части не более 2 долгое время использовался только для проведения исследований ветрового воздействия на здания и сооружения, автором предлагается ввести термин *аэродинамическая труба архитектурно-строительного типа*. Обзор аэродинамических труб архитектурно-строительного типа позволяет сделать вывод, что данные стенды имеют длинную рабочую часть, которая позволяет моделировать ПСА. Ширина и высота рабочей части редко превышает величину 4-х и 2-х метров, что позволяет проводить исследования моделей отдельно стоящих зданий, сооружений, морских платформ, судов и т.д.

История и предпосылки создания аэродинамических труб ландшафтного типа. Последующее бурное развитие конструкционных материалов, технологий проектирования и строительства с начала 2000-х годов привело к созданию уникальных сооружений, для которых ветровая и снеговая нагрузка является одним из определяющих факторов. Параллельно этому происходило развитие представлений об аэродинамическом моделировании подобных объектов, а, следовательно, и дальнейшее развитие представлений о специализированных аэродинамических трубах. Потребовалось создание новых аэродинамических установок, которые способны решать следующие принципиально новые задачи.

1. Исследование аэродинамической устойчивости большепролетных мостов с использованием упругоподобной модели всего моста.

2. Определение ветровых нагрузок на высотное здание и пешеходной комфортности при условии моделирования плотной окружающей застройки.

3. Исследование ветровых нагрузок на морские сооружения с использованием моделей крупного масштаба с повышенной детализацией.

4. Определение точных значений ветровых нагрузок на сооружение с учетом моделирования реального рельефа и орографии местности вокруг объекта.

Корректное решение приведенных выше задач требует обеспечения масштаба модели в крупном масштабе и при этом моделирования окружающей застройки и элементов окружающего ландшафта местности. Для обеспечения указанных требований возникла необходимость в качественно новых экспериментальных стендах. Длина рабочей части в подобных трубах по-прежнему определяется законом Дженсена и не может быть меньше 15 метров. При этом ширина рабочей части определяется уже не фактором запираания, сколько желаемыми масштабами моделей объектов и моделей ландшафтов и должна составлять не менее 8 метров. Поскольку данные установки отличаются по возможностям от аэродинамических труб архитектурно-строительного типа и в отдельных иностранных статьях они называются *landscape wind tunnel*, автором предлагается термин *аэродинамическая труба ландшафтного типа*.

В 1990-х года в Дании построена первая в мире полноценная аэродинамическая труба ландшафтного типа с одновременно длинной и широкой рабочей частью. Забегая немного вперед, следует отметить, что оптимальное значение ширины рабочей части лежит в диапазоне от 10 до 13 метров. В 2000-х годах подобные экспериментальные установки были созданы в Италии, Корее, Китае. В 2015 году в ФГУП «Крыловский государственный научный центр» была ведена в строй первая в России аэродинамическая труба ландшафтного типа. Количество подобных аэродинамических стендов в мире на данный момент равно 6, включая установку ФГУП «Крыловский государственный научный центр». Ниже представлен обзор данных установок из которых следует, что все современные аэродинамические трубы ландшафтного типа имеют

поворотный круг (кроме Force Technology), при этом только в ЛАТ реализовано полноценное координатное устройство и система климатического контроля параметров потока (более подробно об этом написано в главе II).

Следует отметить, что некоторые современные аэродинамические трубы имеют 2 рабочие части: одну для моделирования ПСА с большими поперечными размерами, вторую с уменьшенными поперечными размерами, но с увеличенными значениями скорости потока (аэродинамические трубы в Италии, Корее, Франции). Так поступают для потенциального расширения номенклатуры работ, например в итальянской аэродинамической трубе, в малой рабочей части проводят исследования самолетной и аэрокосмической техники, в аэродинамической трубе им. Ж. Верна во второй рабочей части (расположенной в обратном канале) планируют исследовать аэродинамику спортивных автомобилей. Созданием таких экспериментальных установок пытаются избавиться от необходимости создавать две отдельные аэродинамические трубы. Однако такой подход имеет гораздо больше минусов, чем плюсов, поскольку использование 2-х рабочих частей сильно усложняет и удорожает конструкцию аэродинамической трубы, включая ее обслуживание. Если процесс проведения эксперимента достаточно хорошо автоматизирован, то непосредственно сама «продувка» проходит считанные часы. Однако время, которое модель проводит в рабочей части все равно очень велико, так как ее подготовка, ее сборка, оснащение датчиками, выставление в уровень, съем нулевых значений занимает весьма продолжительное время. Также нужно понимать что, когда проводится исследование в одной рабочей части, вторая должна быть полностью свободна, поэтому какого-либо выигрыша во времени и распараллеливании исследовательских работ в двух аэродинамических частях нет. Пожалуй, единственным неоспоримым плюсом аэродинамической трубы с 2-мя рабочими частями в сравнении с аналогичными 2-мя аэродинамическими трубами является экономия пространства в помещении.

В интересах проектирования и разработки новых технологических решений первой в России аэродинамической трубы ландшафтного типа проведен аналитический обзор специализированных аэродинамических труб. Далее представлен краткий обзор нескольких архитектурно-строительных аэродинамических труб, которые заслуживают отдельного внимания и обзор 6 существующих на данный момент в мире аэродинамических труба ландшафтного типа.

Обзор аэродинамических труб архитектурно-строительного типа.

1. Фирма Rowan Williams Davies & Irwin Inc. (RWDI), Канада. Одними из первых экспериментальных стендов описываемого типа являются аэродинамические трубы, расположенные в Канаде в исследовательском центре Boundary Layer Wind Tunnel Laboratory (BLWTL). Первая аэродинамическая труба (здесь и далее BLWTL – 1) построена в 1965 году и имеет габариты (Д x Ш x В) 33 x 2,4 x 2,15 м. Вторая аэродинамическая труба (здесь и далее BLWTL – 2) построена в 1984 года и имеет габариты рабочей части, в которой моделируются характеристики ПСА, (Д x Ш x В) 52 x 5 x 4 м. На рисунке 1.7 представлены схемы обеих аэродинамических труб. Максимальная скорость потока в рабочей части стенда BLWTL – 2 составляет 10 м/с, что в совокупности с размерами рабочей части позволяет в процессе исследований получать числа Рейнольдса порядка 10^6 . В развитии экспериментальной базы в данном научном центре, как и в других центрах, прослеживается явная тенденция к увеличению ширины рабочей части, для получения возможности исследований моделей более крупного масштаба.

Главным недостатком стенда BLWTL – 2 является отсутствие координатного устройства, о чем можно судить по снимкам из рабочей части. Отсутствие координатного устройства приводит к существенному уменьшению номенклатуры проводимых исследований, в частности это задачи определения величины скорости в пешеходных зонах жилой застройки.

Поскольку данная лаборатория была на заре развития этого научного направления и сохранила преемственность поколений до настоящего времени, экспериментальные данные, полученные на указанных установках, приводятся как примеры в большом количестве монографий, посвященных моделированию ПСА, а также в большом количестве современных статей в ведущих научных журналах.

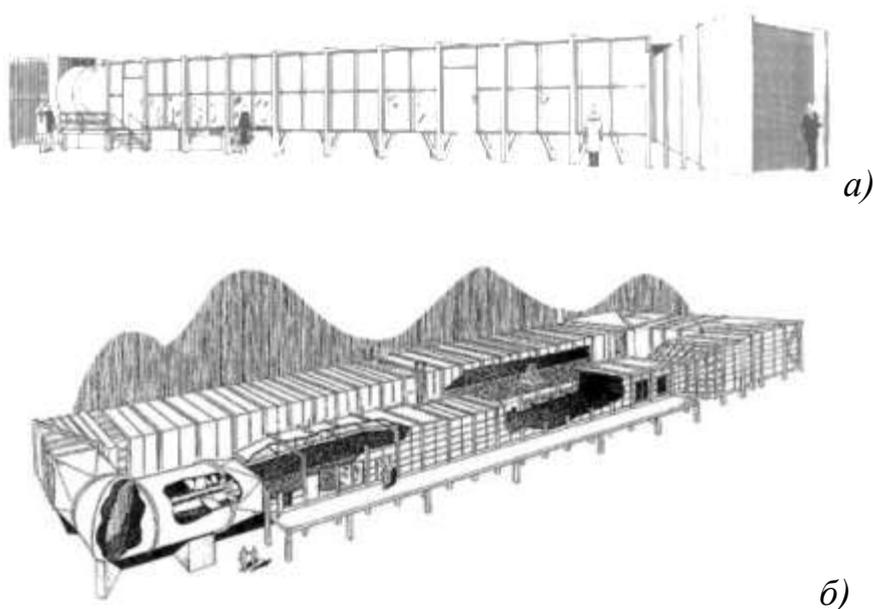


Рисунок 1.7 – Схемы аэродинамических труб фирмы RWDI, Канада:

а) схема трубы BLWTL – 1; б) схема трубы BLWTL – 2

Фото с сайта фирмы RWDI

В данной аэродинамической трубе в основном проводятся исследования следующих объектов:

- Высотные здания – исследование ветровых и снеговых нагрузок;
- Мосты – определение аэродинамических характеристик с использованием секционных моделей.

2. Force Technology, Дания. Научно-исследовательский центр в судостроении – Дания. Компания *Force Technology* располагает комплексом из пяти аэродинамических труб, две из которых используются для решения

научных и коммерческих задач, остальные три используются для обучения студентов и калибровки средств измерений. Аэродинамическая труба архитектурно-строительного типа имеет достаточно скромные поперечные размеры рабочей части: ширина – 2,6 метра, высота – 2,3 метра. Максимальный размер модели, который может быть исследован в этой аэродинамической трубе составляет $\approx 1,5$ метра.

По данным с сайта компании с помощью этой аэродинамической трубы, помимо исследований зданий и сооружений, проведено большое количество исследований буровых платформ (несколько десятков проектов) и надводных частей судов (несколько сотен). Однако из-за отсутствия координатного устройства задачи по определению величины скорости в пешеходных зонах жилой застройки и определение полей скорости над взлетно-посадочными площадками платформ и судов решаются неэффективно и с большими трудозатратами.



*Рисунок 1.8 – Фотография одной из аэродинамических труб Force Technology.
Фото с сайта фирмы Force Technology*

В данной аэродинамической трубе в основном проводятся исследования следующих объектов:

- Надводные части судов – определение аэродинамических характеристик, исследование полей скорости над ВПП, исследование задымления палубы и рубки.

- Буровые платформы - определение аэродинамических характеристик, исследование полей скорости над ВПП, исследование задымления палубы и рубки.
- Высотные здания – исследование ветровых и снеговых нагрузок.
- Мосты – определение аэродинамических характеристик с использованием секционных моделей.

3. Centre Scientifique et Technique du Batiment (CSTB), Франция. Научно-исследовательский центр гражданских сооружений – Франция. Длина рабочей части аэродинамической трубы составляет 20 метров, что является достаточным значением для моделирования градиента профиля скорости за счет использования специально подобранных вихрегенераторов и элементов дискретной шероховатости. Ширина и высота рабочей части позволяет исследовать модели с характерным размером $\approx 1,8$ метра. Получаемые числа Рейнольдса имеют порядок 10^6 , что является достаточным для большинства проводимых экспериментов. Однако при попытках проведения исследований жилой высотной застройки масштаб моделей становится $M \approx 500$, что может вызвать нарушение кинематического подобия обтекания модели и натурального здания (нарушения критерия Re). Также в этом случае вызывают сомнение данные по измерению скорости в пешеходных зонах, так как физический размер измерительного датчика при таких масштабах модели не позволяет корректно провести измерения скорости на уровне пешехода (1,5 метра над уровнем земли). Впрочем, этот недостаток присущ всем аэродинамическим трубам архитектурно-строительного типа, так как для проведения подобных исследований требуется ширина рабочей части более 8 метров.

Указанная аэродинамическая труба является относительно новой установкой, поэтому в ней учтено большое количество недостатков предшествующих аэродинамических труб этого класса. Неоспоримым достоинством аэродинамических труб является наличие координатного устройства, которое позволяет существенно увеличить номенклатуру задач,

связанных со сканированием потока, а также проводить их максимально эффективно с точки зрения трудозатрат и количества получаемых точек измерений.

В данной аэродинамической трубе в основном проводятся исследования следующих объектов:

- Высотные здания – исследование ветровых и снеговых нагрузок, определение скорости ветра в пешеходных зонах
- Мосты – определение аэродинамических характеристик с использованием секционных моделей



Рисунок 1.9 – Фотография модели жилой застройки в рабочей части аэродинамической трубы CSTB. Фото с сайта центра CSTB

4. *Department of Architecture and Civil Engineering (DACE)*, Гонконг. Лаборатория оборудована относительно новым экспериментальным стендом, позволяющим воспроизводить характеристики пограничного слоя атмосферы. К сожалению, длина рабочей части владельцами стенда не указана, но по имеющимся фотографиям можно сделать вывод, что она не меньше 20 метров, что является достаточным значением. Интересным является использование специальной плавно изменяющейся геометрии крыши, за счет которой высота рабочей части над поворотным кругом локально становится больше. Это позволяет испытывать модели

сверхвысоких небоскребов с сохранением крупного масштаба. Стенд оснащен координатным устройством и поворотным кругом, диаметр которого практически соответствует ширине трубы и составляет 2,5 метра.

Особенностью стенда является механический подъем/опускание элементов дискретной шероховатости, что может быть удобно при необходимости часто менять профиль скорости. Стоит отметить, что данный механизм упрощает жизнь экспериментаторам только при наличии автоматизации данного механизма (об этом информация отсутствует) и возможности дистанционного управления процессом подъема/опускания элементов дискретной шероховатости.

Главным недостатком данной аэродинамической трубы является малая ширина рабочей части – всего 2,7 метра.



*Рисунок 1.10 – Фотография рабочей части трубы DACE.
Фото с сайта кафедры DACE*

5. BMT Fluid Mechanics, Великобритания. Лаборатория имеет комплекс из трех аэродинамических труб, одна из которых является архитектурно-строительного типа. Данная установка широко используется для решения задач архитектурной аэродинамики, в ней исследовано большое количество высотных зданий, спроектированных английскими архитектурными бюро. Ширина рабочей части составляет 4,8 метра, что позволяет испытывать

модели, ширина которых варьируется в широком диапазоне. Получаемые числа Рейнольдса имеют порядок 10^6 , что является достаточным для большинства проводимых экспериментов.



Рисунок 1.11 – Фотография рабочей части трубы ВМТ.

Фото с сайта фирмы ВМТ

Неоспоримым достоинством аэродинамических труб является наличие координатного устройства, которое позволяет существенно увеличить номенклатуру задач, связанных со сканированием потока, а также проводить их максимально эффективно с точки зрения трудозатрат и количества получаемых точек измерений.

Однако, экспериментальная установка имеет серьезный недостаток – длина ее рабочей части составляет 15 метров, что является не достаточным значением для моделирования таких характеристик пограничного слоя как профиль степени турбулентности и масштаб турбулентности.

В данной аэродинамической трубе в основном проводятся исследования следующих объектов:

- Высотные здания – исследование ветровых и снеговых нагрузок, определение скорости ветра в пешеходных зонах

- Надводные части судов – определение аэродинамических характеристик, исследование полей скорости над ВПП, исследование задымления палубы и рубки.

- Буровые платформы - определение аэродинамических характеристик, исследование полей скорости над ВПП, исследование задымления палубы и рубки.

Следует отметить, что компания MARIN привлекала ВМТ в качестве субподрядчика при выполнении своей научно-исследовательской работы ЛР, направленной на изучение влияния пограничного слоя атмосферы на надводную часть судов и надводную часть плавучего завода по производству СПГ. Полученные экспериментальные данные компания MARIN планирует использовать в качестве научно-технического обоснования для внесения дополнений и изменений европейских нормативных документов в части ветрового воздействия.

6. ООО «Уникон», Россия. Частная фирма Уникон располагает одной аэродинамической трубой с длинной закрытой рабочей частью (при этом стенки рабочей части могут быть демонтированы, что делает ее открытой). Данная установка введена в эксплуатацию в 1970 году и является первой полноценной аэродинамической трубой архитектурно-строительного типа, построенной в России. С помощью данной установки исследуются исключительно задачи аэродинамики зданий и сооружений. За прошедшие полвека в ней было проведено огромное количество исследований архитектурных объектов и накоплена база данных по аэродинамическим характеристикам типовых строительных конструкций, которые легли в основу многим справочникам.

Основные характеристики рабочей части аэродинамической трубы:

- габариты (Д x Ш x В) 17,5 x 2 x 1,5 м;
- максимальная скорость потока 22 м/с;
- диаметр поворотного круга 1,5 м.

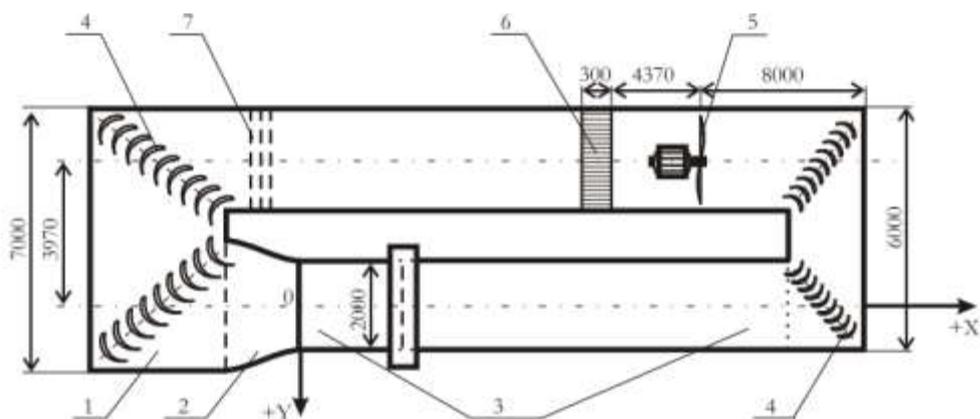


Рисунок 1.12 – Схема контура аэродинамической трубы фирмы Уникон. Фото с сайта фирмы ООО «Уникон»



Рисунок 1.13 – Фотография рабочей части аэродинамической трубы Уникон. Фото с сайта фирмы ООО «Уникон»

Указанный экспериментальный стенд имеет один существенный недостаток – скромные поперечные размеры рабочей части - ширина 2 метра, высота 1,5 метра. Аэродинамическая труба создавалась в семидесятые годы прошлого века, тем не менее, размеры рабочей части существенно меньше, чем у аналогичных зарубежных труб того же периода. В конструкции стенда не предусмотрено координатное устройство, поэтому задачи определения величины скорости в пешеходных зонах жилой застройки решаются неэффективно с большими трудозатратами.

В данной аэродинамической трубе в основном проводятся исследования ветровых и снеговых нагрузок для следующих объектов:

- Высотные здания и комплексы
- Стадионы
- Аэропорты
- Промышленные сооружения

Обзор аэродинамических труб ландшафтного типа

1. Wind tunnel for a full model of suspension bridges, Япония. Японским проектировщикам принадлежит мировой рекорд в проектировании и строительстве моста с самым большим пролетом - Акаши-Кайке - почти 2000 метров. До строительства подобного инженерного шедевра в Японии были спроектировано и построено множество других уникальных большепролетных мостов, проектирование которых не могло обойтись без комплексных исследований аэродинамики. Осознание того, что исследований на секционных моделях для проектирования большепролетных мостов недостаточно, стало одной из причин создания оригинального в своей конструкции экспериментального стенда. В шестидесятых годах прошлого века на базе университета Токио сконструирована аэродинамическая установка, позволяющая проводить исследования крупномасштабных моделей мостов. Стенд не является аэродинамической трубой ландшафтного типа, поскольку имеет рабочую часть длиной всего лишь 5 метров, при этом он один из первых экспериментальных стендов для исследований упругоподобных моделей большепролетных мостов.

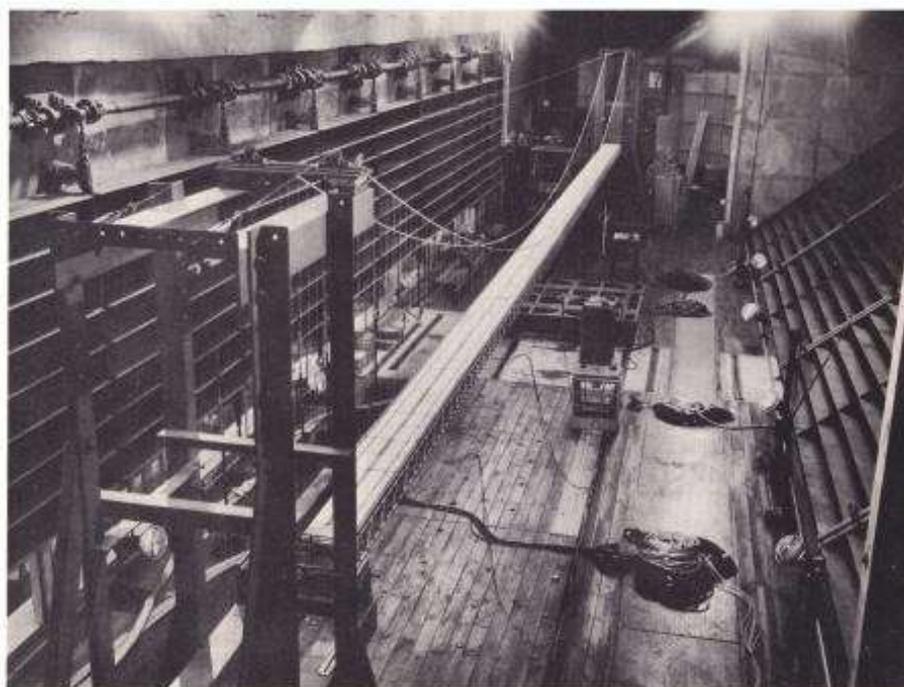


Рисунок 1.14 – Фото модели моста в рабочей части японского аэродинамического стенда

Основные характеристики рабочей части аэродинамического стенда:

- габариты (Д x Ш x В) 5 x 16 x 1,9 м;
- максимальная скорость потока 17 м/с;
- угол наклона потока $\pm 10^\circ$.

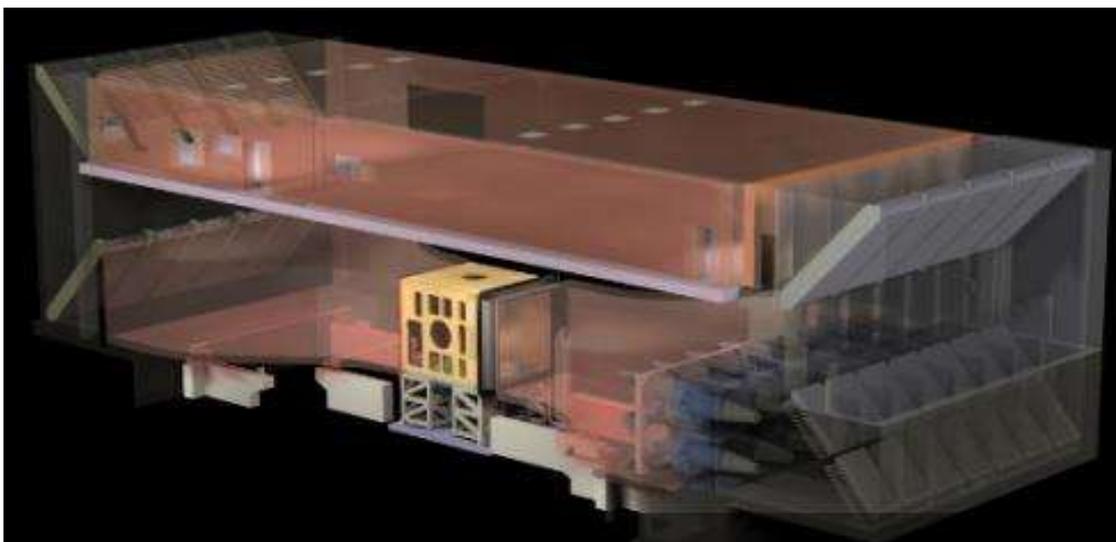
Рабочая часть оснащена двумя комнатами для наблюдения за поведением модели и всем необходимым оборудованием для измерения скорости потока и амплитуды колебаний модели. Также заслуживает внимания система поворотных лопаток с возможностью варьирования угла атаки, за счет чего есть возможность повернуть поток на необходимый угол из диапазона $\pm 10^\circ$.



Рисунок 1.15 – Фотографии деформации модели моста при аэроупругих колебаниях

Недостатком стенда, очевидно, является его малая универсальность. Единственное применение этого стенда – определение динамической реакции моста, возникающей от воздействия воздушного потока в перпендикулярном направлении к модели.

2. GVPM Politecnico Milano, Италия. Политехнический университет города Милана оснащен аэродинамической трубой, имеющей две рабочих части. Самая большая из этих рабочих частей располагается в обратном канале контура и применяется для моделирования характеристик ПСА. В этой рабочей части расположен поворотный круг большого диаметра, позволяющий устанавливать крупногабаритные модели. Максимальная скорость потока в рабочей части обеспечивает порядок числа Рейнольдса 10^6 . В лаборатории имеются многочисленные пассивные элементы, позволяющие воспроизводить характеристики пограничного слоя в широком диапазоне параметров.



*Рисунок 1.16 – Общая схема итальянской аэродинамической трубы
Изображение с сайта Миланского политехнического университета*

Основные характеристики секции для моделирования ПСА:

- габариты (Д x Ш x В) 35 x 13,84 x 3,84 м;
- максимальная скорость потока 16 м/с;
- диаметр поворотного круга 13 м.

Данная аэродинамическая труба является многофункциональной (в том числе этому способствует наличие второй рабочей части меньшего размера, но с более высокими скоростями) и в ней проводится большое количество прикладных исследований для различных отраслей. Однако из-за отсутствия координатного устройства задачи по определению величины скорости в пешеходных зонах жилой застройки и определение полей скорости над взлетно-посадочными площадками исследуются крайне редко.

В данной аэродинамической трубе в основном проводятся исследования следующих объектов:

- Высотные здания – исследование ветровых и снеговых нагрузок.
- Большепролетные мосты – определение аэродинамической устойчивости с использованием упругоподобных моделей всего моста.

- Парусные яхты – определение аэродинамических характеристик мягких парусов.
- Высокоскоростные поезда – исследование аэродинамической устойчивости поезда и задачи по снижению сопротивления.
- Велосипедисты – уменьшение сопротивления экипировки, отработка наиболее оптимальных поз с точки зрения уменьшения аэродинамического сопротивления.

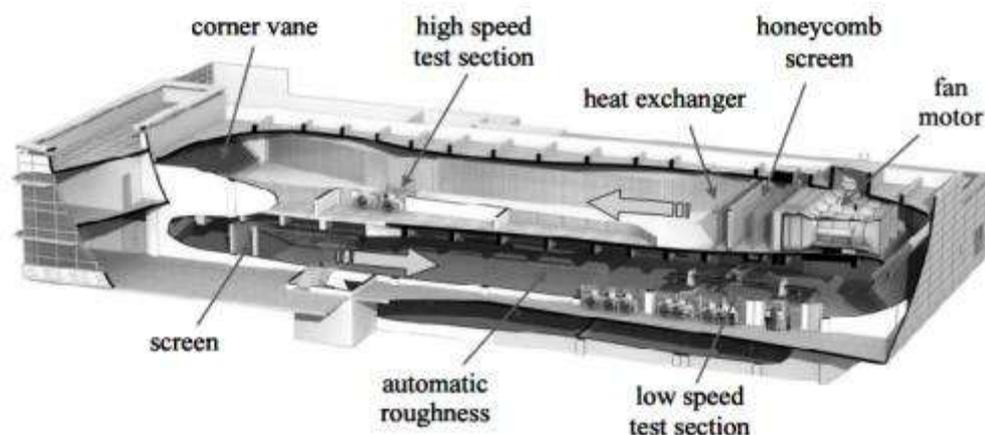


Рисунок 1.17 – Фотографии моделей в рабочей части итальянской аэродинамической трубы.

Фото с сайта Миланского политехнического университета

3. KOCED wind tunnel, Корея. В 2004 году правительство Кореи запустило программу, которая получила название Korea Construction Engineering Development (KOCED) с целью повысить уровень проектирования современных зданий. Для достижения этой цели построены 12 экспериментальных стендов, позволяющих проводить исследования на крупномасштабных моделях. Все экспериментальные стенды расположены в крупнейших университетах страны и соединены в единую сеть, названную *KOCEDgrid*. Одним из первых экспериментальных центров стала новая

специализированная аэродинамическая труба ландшафтного типа, введенная в строй на базе национального университета Чонбук.



*Рисунок 1.18 – Схема аэродинамической трубы KOCED.
Изображение с сайта программы KOCED*

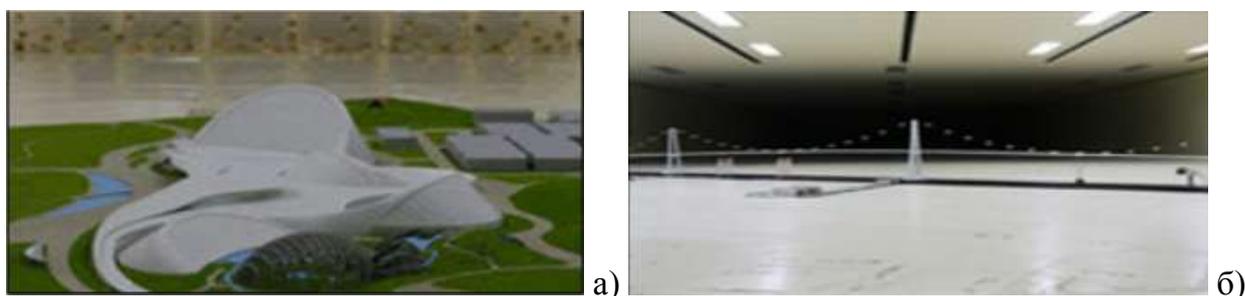
Представленная замкнутая аэродинамическая труба имеет две рабочие части – «авиационную» малого размера и рабочую часть, позволяющую воспроизводить характеристики ПСА. Во второй рабочей части расположен поворотный круг большого диаметра, позволяющий устанавливать крупногабаритные модели. Максимальная скорость потока обеспечивает порядок числа Рейнольдса 10^6 . Основные характеристики секции для моделирования ПСА:

- габариты (Д x Ш x В) 40 x 12 x 2,5 м;
- максимальная скорость потока 12 м/с;
- диаметр поворотного круга 11 м.

Аэродинамическая труба создана для нужд строительной отрасли, поэтому в ней в основном проводятся исследования следующих объектов:

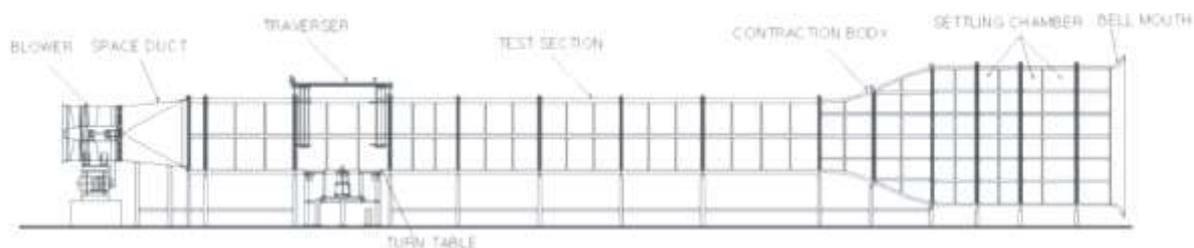
- Высотные здания – исследование ветровых и снеговых нагрузок.
- Большепролетные мосты – определение аэродинамической устойчивости с использованием упругоподобных моделей всего моста.

На рисунке 1.19 представлены фотографии реализованных проектов, которые прошли исследования в аэродинамической трубе *KOCED*.



*Рисунок 1.19 – Фотографии моделей в рабочей части аэродинамической трубы KOCED: а) модель выставочного комплекса, б) аэроупругая модель большепролетного моста
Фото с сайта программы KOCED*

4. TE Solution, Корея. На настоящий момент на территории Южной Кореи функционирует более 10 аэродинамических труб, позволяющих воспроизводить характеристики ПСА. Большая часть из них является трубами архитектурно-строительного типа и расположена на территории ведущих университетов. Наиболее значимая аэродинамическая труба ландшафтного типа представлена в предыдущем пункте. Второй подобной установкой является аэродинамическая труба фирмы *TE Solution*.



*Рисунок 1.20 – Схема аэродинамической трубы TE Solution.
Схема с сайта компании TE Solution*

Данная аэродинамическая труба имеет незамкнутый контур и одну рабочую часть закрытого типа, позволяющую воспроизводить характеристики ПСА. Рабочая часть имеет поворотный круг диаметром

7,5 метра, позволяющий устанавливать крупногабаритные модели. Максимальная скорость потока в рабочей части обеспечивает порядок числа Рейнольдса 10^6 . В конструкции стенда предусмотрено координатное устройство. Однако координатное устройство расположено в центре поворотного круга, поэтому зона перемещений сильно ограничена, что не позволяет проводить измерения на периферии поворотного круга при установке крупногабаритной модели. Особенно актуальным этот недостаток становится при необходимости моделирования ландшафта местности, либо при исследовании пешеходной комфортности. На рисунке 1.21 представлены фотографии реальных проектов, реализованных в аэродинамической трубе.



а)



б)



Рисунок 1.21 - Фотографии моделей в рабочей части аэродинамической трубы TE Solution: а) стадион Минск, б) ландшафт местности Everland, в) аэропругая модель большепролетного моста. Фото с сайта компании TE Solution

Основные характеристики экспериментальной установки:

- Габариты рабочей части (Д x Ш x В) 23 x 8 x 2,5 м;
- максимальная скорость потока 11 м/с;
- диаметр поворотного круга 7,5 м.

Аэродинамическая труба создана для нужд строительной отрасли, поэтому в ней в основном проводятся исследования следующих объектов:

- Высотные здания – исследование ветровых и снеговых нагрузок, определение скорости ветра в пешеходных зонах.
- Большепролетные мосты – определение аэродинамической устойчивости с использованием упругоподобных моделей всего моста.

5. Tongji University, Kumaй. В университете Tongji в 1996 году построена аэродинамическая труба TJ-2 ландшафтного типа. На сайте университета и в немногочисленных статьях на китайском языке данная экспериментальная установка описана крайне скупое, известны лишь габариты ее рабочей части: длина 14 метров, ширина 15 метров и высота 2 метра.

Аэродинамическая труба имеет очень широкую рабочую часть 15 метров, что связано с необходимостью воспроизвести характеристики ветра в районах с плотной высотной застройкой (тип местности, введенный в китайском стандарте GB 50009-2001), которая характерна для таких городов, как Гонконг, Шанхай, Гуаньчжоу, Шень-Жень и т.д. Аэродинамическая труба используется для исследований высотных зданий и мостов, которые проектируются в Китае. Результаты исследований публикуются крайне редко и, в основном, на китайском языке.

Конструкция аэродинамической трубы имеет ряд таких недостатков, как отсутствие координатного устройства и системы климатического

контроля параметров потока в рабочей части. Также серьезным недостатком является длина ее рабочей части, которая составляет 14 метров, что является не достаточным значением для отдельных характеристик пограничного слоя, например масштаба турбулентности.



*Рисунок 1.22 – Фотография модели в рабочей части аэродинамической трубы
Tongji University.*

Фото с сайта университета Tongji

Требования к характеристикам аэродинамической трубы ландшафтного типа. В результате проведенного обзора систематизированы данные по характеристикам аэродинамических труб, которые используются для моделирования ПСА, проведен анализ их особенностей и недостатков. Это позволило разработать и обосновать требования к параметрам ландшафтной аэродинамической трубы, при помощи которой возможно проводить исследования ветрового воздействия на уникальные суда и морские сооружения с учетом ПСА и окружающего ландшафта на крупномасштабных моделях. Эти требования сочетают в себе как требования к размерности рабочей части ландшафтной аэродинамической трубы, так и требования к ее оборудованию.

Длина рабочей части должна составлять более 15 метров. Она определяется из необходимости соблюдения полуэмпирического критерия, устанавливающего соотношение между масштабом шероховатости подстилающей поверхности и характерным размером исследуемого объекта. При длине рабочей части менее 15 метров такие важные параметры ПСА как профиль пульсационной составляющей скорости, а также продольный интегральный масштаб турбулентности могут быть воспроизведены только за счет сложных механических систем, использование которых представляется экономически и технологически нецелесообразным.

Ширина рабочей части должна составлять более 10 метров. Данный параметр связан с необходимостью проводить исследования для уникальных объектов на крупномасштабных моделях с высокой детализацией. Например, характерный размер современных газозовов, контейнеровозов, трубоукладочных судов составляет порядка 300 метров. Для указанных судов размер модели в масштабе 1:100 составляет порядка 3 метров. При исследовании гидротехнических объектов и объектов прибрежной инфраструктуры, например Регазификационный терминал СПГ вблизи г. Калининград и Центр строительства крупнотоннажных морских сооружений в Мурманской области, характерный размер модели в масштабе 1:100 составлял порядка 8 метров. Следует отдельно отметить задачи исследования ветровых режимов в акваториях бухт. Для этих задач необходимо воспроизводить бухту и окружающий ландшафт, характерный размер которых составляет 8 ÷ 12 км, таким образом, в масштабе 1:1000 размер модели составляет 8 ÷ 12 метров.

Высота рабочей части должна составлять более 1.8 метра. Данный параметр в меньшей степени зависит от характерного размера исследуемого объекта. Высота рабочей части ландшафтной аэродинамической трубы определяется на основании расчетов коэффициентов запираания рабочей части моделью и спутной струей от модели, а также оценки влияния запираания рабочей части на измеряемые аэродинамические характеристики

модели. При высоте рабочей части более 1.8 метра и ширине более 10 метров, поправки на закливание рабочей части составляют $0,5 \div 1 \%$ от измеряемой на модели величины аэродинамической силы и момента.

Поворотный круг способный нести нагрузку более 2-х тонн и осуществлять поворот модели на заданный угол с погрешностью не более 0,1 градус. За счет поворота круга относительно потока обеспечивается моделирование всех возможных направлений ветра, воздействующих на судно и морские сооружения.

Координатное устройство с областью перемещения сопоставимой с габаритами рабочей части и погрешность позиционирования не более 0,5 мм. С помощью координатного устройства перемещается датчик для измерения полей скорости над взлетно-посадочными площадками и проводятся исследования ветровых режимов в акваториях бухт и т.д. Указанные требования к погрешности перемещения координатного устройства связаны с необходимостью обеспечивать соответствие позиционирования датчика скорости с заданными координатами контрольных точек.

Система климатического контроля, которая поддерживает постоянную температуру потока в рабочей части. Ландшафтные аэродинамические трубы имеют замкнутый контур и вентиляторные установки с осевыми двигателями, расположенными в проточной части обратного канала, которые нагревают поток во время работы. При проведении исследований поток в рабочей части за одну рабочую смену нагревается с 20-22 градусов до значения порядка 45 градусов. Существенное изменение температуры воздушного потока может послужить причиной недостоверных экспериментальных данных, особенно при исследовании упруго-подобных моделей и использовании таких средств измерения как термоанемометры.

Более подробно указанные требования рассмотрены в Главе II.

Выводы из Главы-1

1. Проведен обзор состояние проблемы аэродинамики судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы. Обзор открытых источников показал, что наиболее актуальными на сегодняшний день направлениями исследований в области судостроения являются: уточнение аэродинамических характеристик судов за счет учета ПСА; разработка алгоритмов и математических моделей для получения оценок аэродинамических характеристик судов и морских платформ на основе составленных баз экспериментальных данных. Анализ открытых источников также показал крайне малое количество работ по исследованию влияния ПСА на характеристики потока над взлетно-посадочными площадками. Указанные обстоятельства доказывают актуальность выбранных цели и задач исследования.

2. Выполнен анализ основных нормативных документов, которые используются в практике проектирования судов и сооружений для определения ветрового воздействия. Все рассмотренные документы предписывают определять ветровое воздействие с учетом ПСА. Российский морской регистр судоходства дает общие рекомендации по определению ветровой нагрузки, которые применимы для конструкций простой формы. При этом в тексте Правил указано, что необходимо учитывать основные свойства ветра «закон изменения средней скорости ветра по высоте, параметры порывистости ветра, спектральные свойства пульсаций ветра», то есть определять ветровую нагрузку с учетом основных характеристик ПСА. Схожая ситуация и в руководящих документах классификационных обществ Bureau Veritas и DNV GL.

3. В руководящем документе ICAO DOC 9261–AN/903 однозначно сформулированы требования по учету воздействия ветра на вертолетные площадки судов и морских платформ. Среди них следует выделить следующие требования:

- Учитывать основные характеристики ПСА.
- Обеспечивать на высоте несущего винта вертикальную составляющую скорости воздушного потока не более $\pm 0,9$ м/с, при скорости воздушного потока до 25 м/с.
- При исследовании полей скорости над ВПП учитывать воздействие струй газа из выхлопных труб.
- Исследовать задымление ВПП и всей морской платформы выхлопными газами.
- Определять поля скорости над ВПП экспериментально в аэродинамических трубах.

4. СП 38.13330.2012 «Нагрузки и воздействия на гидротехнические сооружения» предписывает при проектировании гидротехнических сооружений учитывать воздействие ветра в виде поперечной и продольной составляющих аэродинамической силы, для определения которых необходимо использовать поперечную и продольную составляющие скорости ветра на месте строительства. Однако до настоящего времени в подавляющем большинстве случаев, вместо поперечной и продольной составляющих скорости ветра на месте строительства, в том или ином виде, используется среднее значение модуля полного вектора скорости, полученное на ближайшей метеостанции. Данный подход имеет существенные недостатки, поэтому представляется необходимым разработать способ оценки ветровой нагрузки на объекты прибрежной инфраструктуры и пришвартованные суда с учетом влияния развитого рельефа местности и окружающей застройки.

5. Систематизированы данные по характеристикам аэродинамических труб, которые используются для моделирования ПСА, проведен анализ их особенностей и недостатков. Разработаны и обоснованы требования к параметрам ландшафтной аэродинамической трубы, при помощи которой возможно проводить исследования ветрового воздействия на уникальные

суда и морские сооружения с учетом ПСА и окружающего ландшафта на крупномасштабных моделях. К таким требованиям относятся:

- Закрытая рабочая часть длиной более 15 метров, шириной более 10 метров, высотой более 1.8 метра, которая позволяет моделировать ПСА и использовать крупномасштабные модели с высокой детализацией.
- Поворотный круг диаметром сопоставимым с размером рабочей части с погрешностью поворота на заданный угол не более 0,1 градус. За счет поворота круга относительно потока моделируются все возможные направления ветра.
- Координатное устройство с областью перемещения сопоставимой с размером рабочей части и погрешностью позиционирования не более 0,5 мм, которое способно в автоматическом режиме перемещать измерительные зонды для исследования характеристик потока.
- Система климатического контроля, которая позволяет сохранять постоянной температуру потока в рабочей части аэродинамической трубы с колебаниями не более ± 1 градус.
- Система регулировки скорости потока, которая позволяет задавать стабильную во времени скорость потока с шагом регулировки $\approx 0,1$ м/с.

Таблица 1 – Сводная таблица с общими характеристиками аэродинамических труб, позволяющих воспроизводить ПСА

Тип трубы	Название	Страна	Контур трубы	Габариты рабочей части			Основные элементы рабочей части		Характеристики потока	
				Длина L, м	Ширина В, м	Высота Н, м	Наличие поворотного круга и его диаметр d	Наличие координатного устройства	Контроль за температурой потока	Порядок чисел Рейнольдса
Архитектурно-строительный	BLWTL – 1	Канада	Открытый	33,0	2,4	2,2	нет	нет	нет	$>10^6$
	BLWTL – 2		Замкнутый	52,0	5,0	4,0	+ ($\approx 4,0$ м)	нет	нет	$>10^6$
	FT WT – 1	Дания	Открытый	20,8	2,6	2,3	+ ($\approx 2,4$ м)	нет	нет	$>10^6$
	BMT	UK	Замкнутый	15	4,8	2,4	+ ($\approx 4,5$ м)	нет	нет	$>10^6$
	CSTB	Франция	Замкнутый	20,0	4,0	2,5	+ ($\approx 3,8$ м)	+	нет	$>10^6$
	DACE	Китай	Открытый	?	2,7	2,0	+ ($\approx 2,5$ м)	+	нет	$>10^6$
	WTL	Бельгия	Замкнутый	13,5	2,5	1,8	+ ($\approx 1,5$ м)	нет	нет	$>10^6$
	TUM	Германия	Смешанный	21,0	1,8	2,7	+ ($\approx 1,5$ м)	+	нет	$>10^6$
	LBEA WT – 1	Германия	Замкнутый	29,0	1,5	1,0	+ ($\approx 1,0$ м)	нет	нет	$>10^6$
	US Davis	США	Открытый	16,0	1,2	1,7	+ ($\approx 1,0$ м)	+	нет	$>10^5$
	Университет Tongji	Китай	Замкнутый	15,0	3,0	2,5	нет	нет	нет	$>10^6$
	Уникон	Россия	Замкнутый	17,5	2,0	1,5	+ ($\approx 1,3$ м)	нет	нет	$>10^6$
МГСУ	Россия	Замкнутый	18,5	4,0	2,5	+ ($\approx 3,0$ м)	нет	нет	$>10^6$	
Ландшафтный	Tokyo University	Япония	Замкнутый	5,0	16,0	1,9	нет	нет	нет	$>10^5$
	FT WT – 2	Дания	Замкнутый	15,0	13,6	1,7	нет	нет	нет	$>10^6$
	GVRM Milano	Италия	Замкнутый	35,0	13,8	3,8	+ ($\approx 11,0$ м)	нет	нет	$>10^6$
	KOCED	Корея	Замкнутый	40,0	12,0	2,5	+ ($\approx 11,5$ м)	нет	нет	$>10^6$
	TE Solution	Корея	Открытый	23	8,0	2,5	+ ($\approx 7,5$ м)	+	нет	$>10^6$
	Университет Tongji	Китай	Замкнутый	14,0	15,0	2,0	+ ($\approx 8,0$ м)	нет	нет	$>10^6$
ЛИАТ КГНЦ	Россия	Замкнутый	26,0	11,0	2,3	+ (≈ 10 м)	+	+	$>10^6$	

ГЛАВА-2. ЛАНДШАФТНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА. ОПИСАНИЕ И ОБОСНОВАНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОНСТРУКЦИИ И ОБОРУДОВАНИЯ

2.1 Общие конструктивные решения. Выбор и обоснование

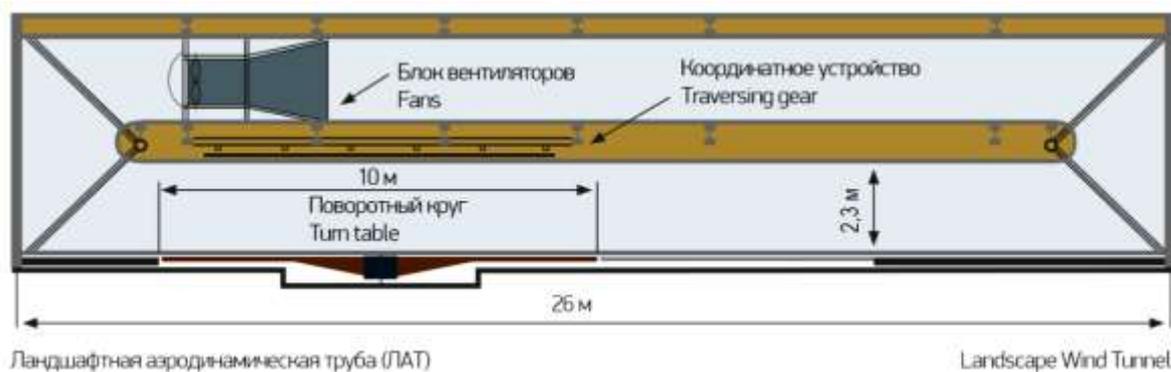
Описание Ландшафтной аэродинамической трубы. Ландшафтная аэродинамическая труба (ЛАТ) – это двухуровневая установка замкнутого типа с закрытой рабочей частью. На втором уровне располагаются семь импеллеров, которые осуществляют движение воздуха по замкнутому контуру [50, 207, 209]. Практически весь первый уровень – это рабочая часть аэродинамической трубы. Главными особенностями ЛАТ являются размеры рабочей части и оснащение современным технологическим оборудованием и средствами измерений.

Отличительной особенностью подхода к проектированию ЛАТ является учет потребностей в исследованиях уникальных объектов с учетом моделирования ПСА, а также учет требований широкого круга заказчиков. С этой целью был выполнен подробный анализ заказчиков из различных отраслей промышленности, систематизированы их интересы и требования к результатам исследований. Среди потенциальных заказчиков исследований в ЛАТ следует отметить судостроителей с традиционными для ФГУП «Крыловский государственный научный центр» объектами, а также проектировщиков мостовых сооружений, высотных зданий, объектов гидротехники. Дополнительно были выделены проблемы аэродинамики, связанные с проектированием и эксплуатацией высокоскоростных железных дорог. Решение задач для каждой из этих отраслей требовало определенной специфики в конструкции аэродинамической трубы и ее технологическом оборудовании. После анализа потребностей заказчиков были изучены подобные установки, существующие за рубежом, определены и оценены технические особенности и недостатки, которые были учтены при проектировании ЛАТ. В результате проделанной работы был создан проект

многофункциональной экспериментальной установки, схема которой приведена на рисунке 2.1.

В первую очередь были обоснованно выбраны следующие параметры Ландшафтной аэродинамической трубы:

- замкнутая аэродинамическая труба с закрытой рабочей частью
- сечение рабочего участка – прямоугольник 11 х 2,3 м
- длина рабочего участка – 18 м
- скорость набегающего потока – до 14 м/с
- шаг регулировки скорости потока – 0,1 м/с
- поворотный круг, максимальная погрешность угла поворота 0,1 градуса
- трех-координатное устройство, перемещения по осям X, Y, Z – 0,5 мм
- система климатического контроля параметров потока



а)



б)

Рисунок 2.1 - Схема Ландшафтной аэродинамической трубы: а) продольный разрез, б) поперечный разрез

Каждый созданный элемент установки имел под собой научное обоснование.

Рабочая часть. Длина рабочей части ЛАТ составляет 18 метров и обеспечивает возможность моделирования ПСА. Дело в том, что объекты, находящиеся на суше или в море взаимодействуют с природным ветром, скорость и характеристики турбулентности которого значительно изменяются с высотой. При проектировании уникальных сооружений для корректного определения ветровой нагрузки необходимо проводить исследования в специализированных аэродинамических трубах с учетом моделирования ПСА. Эти требования сформулированы, как в зарубежных, так и российских руководящих документах по проектированию [63, 64, 109], в них также приведены аппроксимирующие зависимости средней и пульсационной составляющей скорости от высоты и энергетический спектр ветра для разных типов местности.

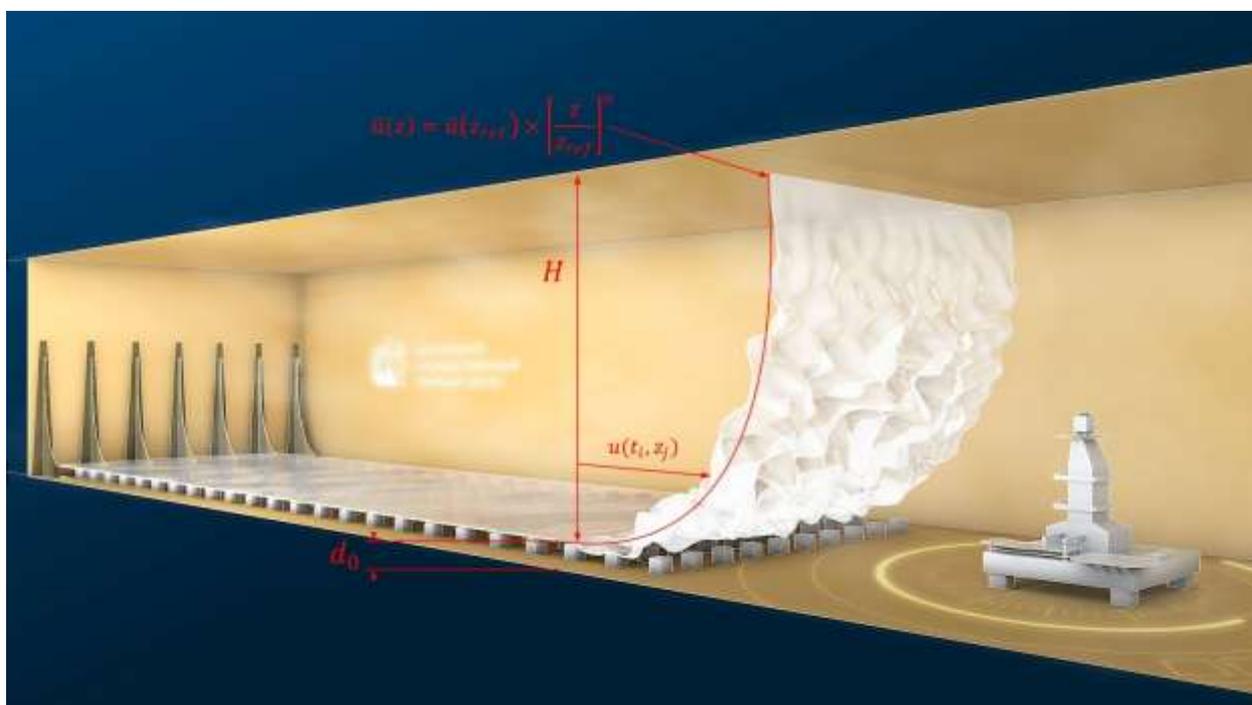


Рисунок 2.2 - Схема моделирования пограничного слоя атмосферы

В настоящее время требование проектировщиков высотных зданий и большепролетных мостов по моделированию ПСА при проведении экспериментальных исследований в аэродинамических трубах является базовым. Иностранные проектировщики, которым необходимо провести исследования судов, гидротехнических сооружений и объектов прибрежной инфраструктуры также предъявляют обязательные требования к моделированию основных характеристик ПСА.

Моделирование ПСА в ЛАТ происходит за счет его нарастания в рабочей части с установленными в ней вихрегенераторами и элементами дискретной шероховатости. В качестве вихрегенераторов используются трапеции, в качестве элементов дискретной шероховатости – призмы различного размера (см. рисунок 2.2). Таким образом, за счет варьирования размеров, положения, количества вихрегенераторов и призм можно воспроизвести требуемый пограничный слой атмосферы [47].

Выбор ширины рабочей части ЛАТ размером 11 метров связан с необходимостью проводить исследования на моделях в крупном масштабе, а в случае архитектурных сооружений для возможности воспроизводить окружающую застройку/ландшафт в радиусе 3-х высот исследуемого объекта. Например, если высота исследуемого здания $H = 200$ м, то модель окружающей застройки должна включать здания, расположенные в радиусе 600 м. При моделировании в масштабе $M 1:200$ габарит такой модели окружающей застройки будет составлять 6 м. В этом случае, чтобы исключить влияние боковых стенок рабочей части, ее ширина должна быть более 8 метров. Более жесткие требования к ширине рабочего участка предъявляются при исследованиях большепролетных мостов, так как при исследованиях используются модели в диапазоне масштабов $1:50 - 1:200$. В таких случаях длина модели моста составляет 8 – 10 метров.

Выбор высоты рабочей части размером 2,3 метра связан с необходимостью выдерживать определенный диапазон масштабов моделей для аэродинамических исследований. Для высотных зданий модель должна

быть изготовлена в диапазоне масштабов 1:100 – 1: 300. В противном случае может быть нарушен один из важных критериев физического моделирования – критерий Рейнольдса, что наряду с низкой детализацией модели приведет к недостоверным данным о нагрузках.

Для исследований на моделях большепролетных вантовых мостов высота рабочей части также важна. Ярким примером может быть мост на о. Русский, длина центрального пролета которого составляет 1104 метра, а высота пилонов 324 метра. Исследования модели этого моста проходили в аэродинамической трубе ландшафтного типа в Дании на модели, изготовленной в минимально возможном для корректных исследований масштабе 1:225 (еще меньше модель быть не могла, поскольку нарушились бы критерии подобия по числу Струхалья, Sh и по числу Коши, Ca). Во время исследований пилоны почти упирались в потолок рабочей части, высота которого составляла 1,7 метра, и заведомо находились в пограничном слое, формировавшемся на потолке, что снижало «чистоту» эксперимента.

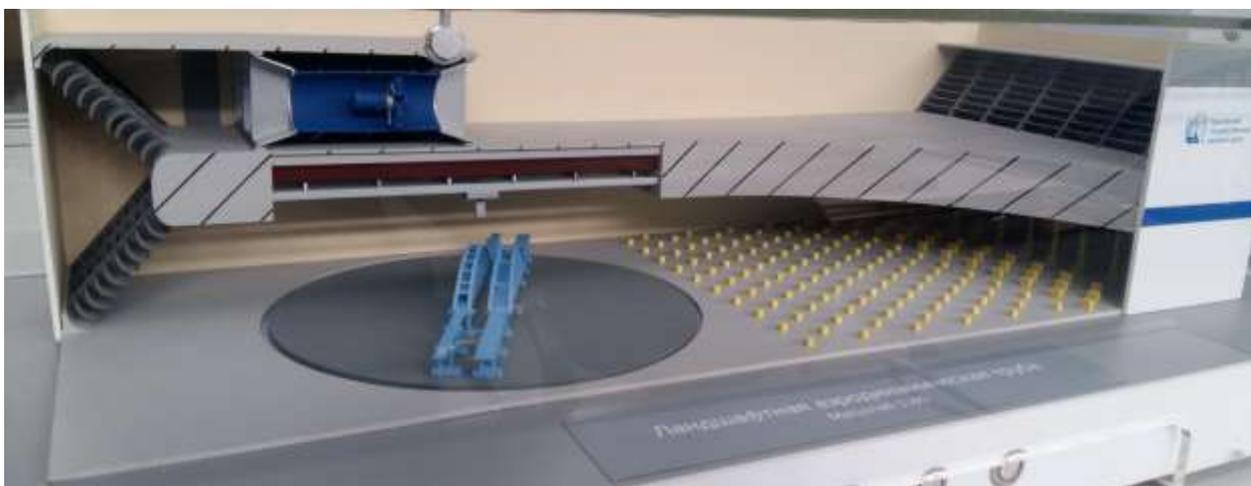


Рисунок 2.3 - Фотография макета Ландшафтной аэродинамической трубы

Система климатического контроля. ЛАТ оснащена системой климатического контроля, которая поддерживает постоянной температуру воздушного потока в рабочей части аэродинамической трубы. Дело в том, что аэродинамические трубы, предназначенные для исследования зданий и сооружений, имеют замкнутый контур и закрытую рабочую часть, таким

образом, воздух внутри такой аэродинамической трубы изолирован от окружающего пространства. Для разгона потока внутри замкнутого контура аэродинамической трубы, как правило, используют вентиляторы с двигателями, расположенными в проточной части обратного канала. Во время работы двигатели выделяют тепло, что приводит к постепенному нагреву воздушного потока при исследованиях. Изменение температуры воздушного потока на несколько градусов может послужить причиной недостоверных экспериментальных данных, особенно при применении упруго-подобных моделей.

На рисунке 2.4 приведен график зависимости температуры потока в рабочей части ЛАТ в течение двух контрольных дней работы установки на уровне 80 % от максимальной мощности. В первый контрольный день система климатического контроля была выключена, поэтому температура потока сразу после включения двигателей начала расти и за 2 часа поднялась на 12 градусов до значения 34 градуса. После этого в работе был 2-х часовой технологический перерыв, за это время поток остыл на 10 градусов до значения 24 градуса. При последующем включении установки температура снова увеличилась, а при небольших 10-минутных остановках, опускалась на 4 – 5 градусов.

В предельных случаях, когда эксперимент в аэродинамических трубах идет в автоматическом режиме без больших технологических перерывов, поток в рабочей части может нагреваться до температуры более 50 градусов. В частности из-за этой особенности исследования большепролетных мостов, проводимые в научном центре Дании, несколько раз подвергались серьезной критике.

При включении системы климатического контроля температура в рабочей части ЛАТ сохранялась на уровне около 22 градусов (± 1 градус) независимо от времени и скоростного режима работы экспериментальной установки (см. рисунок 2.4).

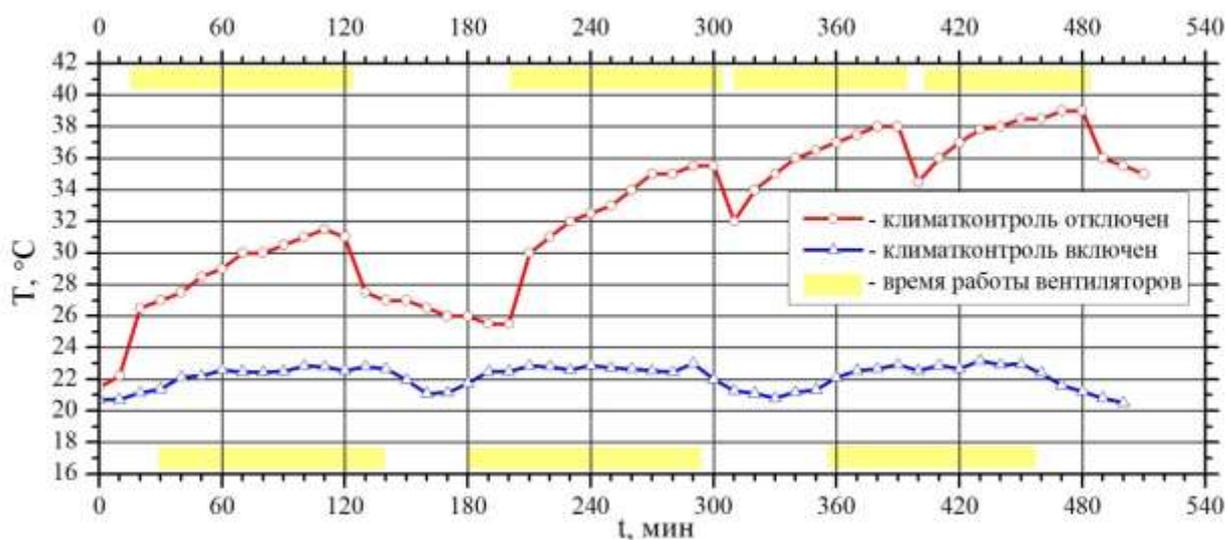


Рисунок 2.4 - Зависимость температуры потока в рабочей части ЛАТ от продолжительности работы гонных двигателей

Поворотный круг. Еще одним новшеством в ЛАТ является наличие в полу трубы поворотного круга. В нормативных документах существует требование по определению аэродинамических характеристик строительных конструкций для 36 основных направлений ветра. На поворотном круге устанавливаются модели исследуемого объекта и окружающего ландшафта. Он имеет диаметр 10 метров, способен нести нагрузку до 4 тонн и при этом сохраняет плоскостность 1,5 мм в любой точке на своей поверхности (максимальное отклонение от горизонтали). Поворот на любой заданный угол осуществляется с погрешностью не более 0,1 градус. За счет поворота круга относительно потока моделируются все возможные направления ветра.

Поворот модели на любой заданный угол осуществляется в автоматическом режиме с помощью компьютерного управления за считанные секунды. Для сравнения, в аэродинамических трубах ландшафтного типа без поворотного круга (практически все в мире, кроме трубы в г. Милан) поворот модели относительно ветра осуществляется вручную, для этого необходимо частично разобрать модель и окружающую застройку, собрать в новом положении и выставить модель в горизонтальной и вертикальной плоскости. На эту процедуру уходит от 1 до 2-х рабочих смен. Например, в ходе упомянутых исследований модели моста на

о. Русский в Дании при продолжительности измерений при одном угле ветра около 30 минут, ручная установка модели на каждый следующий угол требовала 1,5 смены, что привело к необходимости сокращения программы исследований с 36 до 7 направлений ветра для сокращения срока проведения работ.

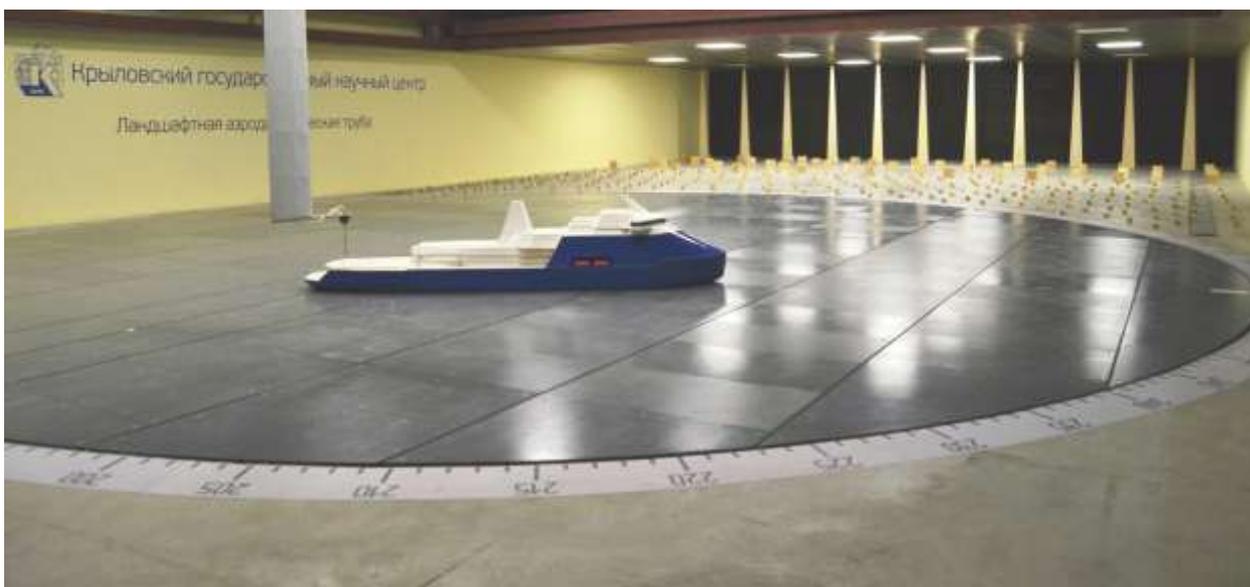


Рисунок 2.5 - Модель ледокола на поворотном круге в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы

Координатное устройство. В потолке установки расположено трехкоординатное устройство для перемещения измерительных зондов и сканирования потока вокруг исследуемой модели. Область перемещения координатного устройства 10 x 10 x 2 метра, погрешность позиционирования не более 0,5 мм. Добиться указанной погрешности перемещения на длине 10 метров было непростой задачей. Связано это с тем, что погрешность монолитных и общестроительных работ для конструкции ЛАТ составляла около 30 мм (что само по себе очень хороший результат строительных работ). При этом поставщики координатного устройства требовали погрешности позиционирования закладных деталей для его крепления не более 0,5 мм. Для перехода от строительной точности к машиностроительной точности крепления координатного устройства на потолке были

спроектированы специальные юстировочные механизмы и реализована программная компенсации прогибов потолка рабочего участка ЛАТ.

Указанные усилия были предприняты, поскольку при определении структуры потока координатное устройство с погрешностью позиционирования датчика более 1 мм теряет смысл, так как это будет сильно сказываться на точности измерений. В настоящее время координатное устройство используется для автоматического перемещения зондов при измерениях характеристик потока. Например, исследуется скорость и направление ветра в пешеходных зонах, при проведении исследований жилых кварталов. На основе этих данных выдается заключение о ветровом комфорте в пешеходных зонах. Также с помощью координатного устройства измеряются поля скорости над взлетно-посадочными площадками для различных направлений ветра. Эти данные служат основой для разработки рекомендаций по выбору безопасных направлений для посадки вертолетной техники и совершения маневров вблизи ВПП, расположенных на судне, морской платформе или здании.

Регулировка скорости потока. Для плавной регулировки скорости потока в ЛАТ используются частотные приводы для управления каждым гонным двигателем. Это позволяет регулировать вращение двигателей в диапазоне значений 50 – 1500 оборотов с шагом 1 оборот. Таким образом, в ЛАТ имеется возможность задавать стабильную во времени скорость потока до 14 м/с с шагом регулировки 0,1 м/с. Относительно небольшие значения скорости, но при этом необходимость изменения с маленьким шагом, нужны для исследований большепролетных мостов. Поскольку каждый гонный двигатель имеет индивидуальную систему регулировки оборотов, то имеется возможность задать неравномерное вращение на всех 7 импеллерах и таким образом создать градиент скорости по ширине рабочего канала. В связи с малой инерционностью, также имеется возможность синхронно и быстро изменять вращение всех двигателей во времени, тем самым имитировать порывы ветра. В настоящее время к задаче по изучению влияния ураганных

порывов на вантовые конструкции (мосты, подвесные крыши стадионов) и сверхвысокие небоскребы за рубежом проявляют наибольший интерес.

2.2 Конструктивные элементы и мероприятия по выравниванию потока в рабочей части ландшафтной аэродинамической трубы

При работе ЛАТ в «штатном» режиме в ее рабочей части всегда присутствуют элементы дискретной шероховатости и вихрегенераторы, при помощи которых происходит моделирование ПСА. Несмотря на этот факт при проектировании ЛАТ было уделено большое внимание созданию равномерного потока в рабочей части, когда в ней отсутствуют элементы для моделирования ПСА.

Возникновение неустойчивого течения и пульсаций скорости воздушного потока в основном связано с периодическими вихрями, срывающимися с различных плохо обтекаемых элементов контура аэродинамической трубы (вентиляторная установка, коллектор, диффузор, поворотные колена). Учитывая этот факт, при создании ЛАТ главной целью было устранение неравномерного и неустойчивого течения в месте его возникновения за счет проведения предварительных расчетов и проектирования, чтобы избежать необходимости улучшить характеристики потока непосредственно перед самой рабочей частью.

Среди основных видов неравномерности потока, которые могут возникнуть в аэродинамической трубе, выделяют следующие [35]:

1. Пространственная неравномерность, которая характеризуется различием скорости потока как в пределах одного поперечного сечения, так и отличием при переходе от сечения к сечению вдоль трубы. Пространственная неравномерность, как правило, вызвана отрывами потока на элементах контура трубы.
2. Закрутка потока, вызванная вращением вентиляторной установки. Закрутка потока бывает значительной в аэродинамических трубах с одним вентилятором. В результате направление и величина скорости в различных точках поперечного сечения оказываются различными. Закрутку потока можно ликвидировать за счет установки спрямляющего аппарата,

который представляет собой набор несущих поверхностей. Угол атаки этих поверхностей выставляются таким образом, чтобы скос потока в одном направлении нейтрализовался скосом потока в другую сторону. Также закрутка потока хорошо устраняется за счет установки хонейкомба.

3. Низкочастотные пульсации, которые вызывают изменение величины скорости в точке измерения от времени. Данные низкочастотные пульсации обычно автоматически исчезают, когда устранены прочие неравномерности.
4. Турбулентность потока, которая все равно присутствует в потоке, так как даже в равномерном потоке имеются небольшие завихрения. Обеспечение малой начальной турбулентности потока в рабочей части трубы является не менее важной, но значительно более сложной задачей при создании аэродинамической трубы.

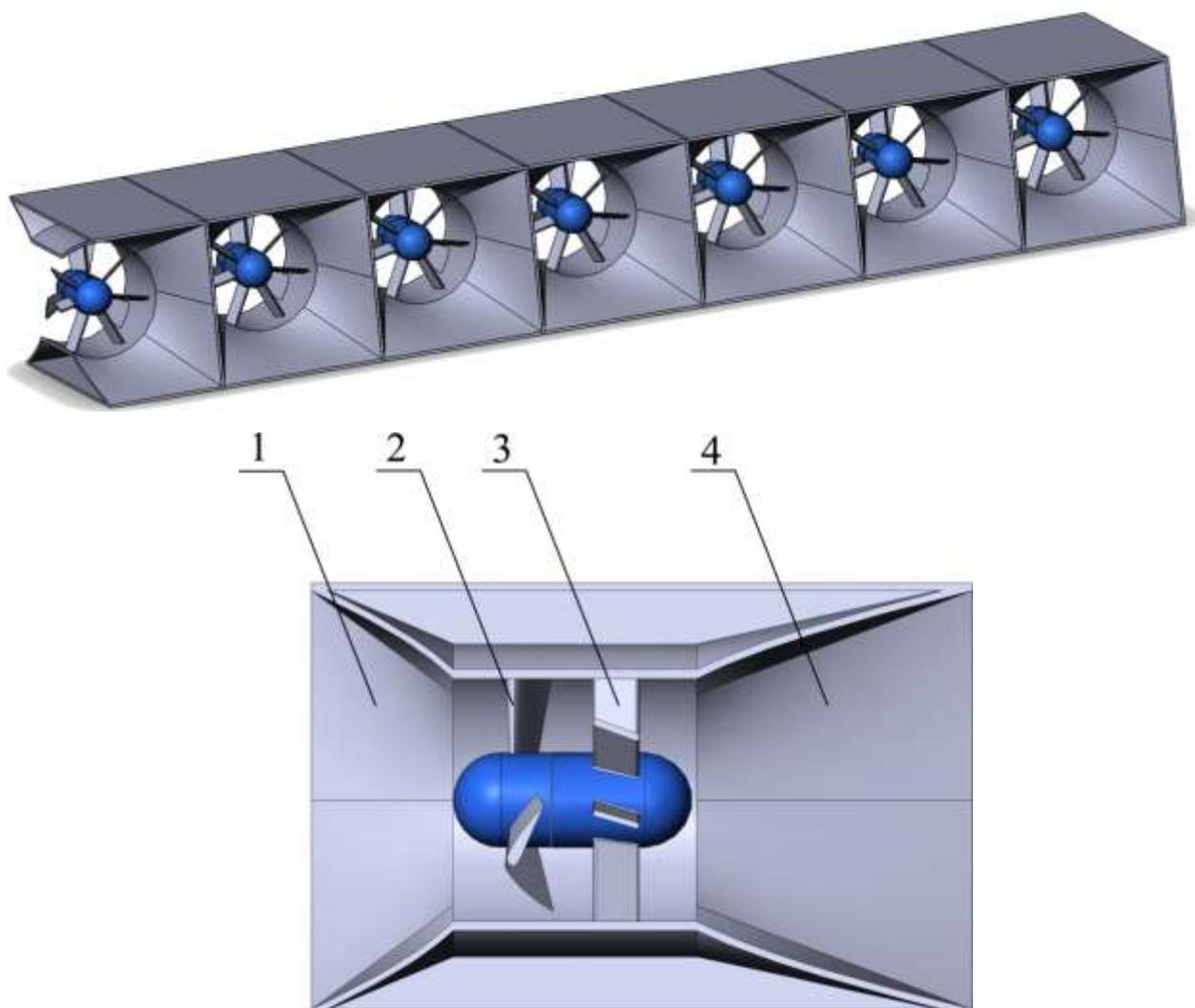
Во всех аэродинамических трубах в рабочей части имеется значительная область равномерного течения, так называемое ядро потока, в котором размещается и исследуется модель. От ядра потока к границам скорость падает до нуля. Важно стремиться к тому, чтобы ядро потока было по возможности больше, а область падения скоростей меньше.

Предвосхитить указанные недостатки, возможно на стадии проектирования установки при использовании адекватных технических решений и правильном назначении ключевых геометрических размеров основных элементов конструкции. Описание конструктивных решений, которые позволили достигнуть достаточно равномерного потока в рабочей части ЛАТ приведены в следующем параграфе.

Описание конструктивных решений для достижения заданных характеристик в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы. Для создания равномерного потока в рабочей части ЛАТ в ее контуре использовались следующие элементы (см. рисунок 2.3):

- Спрямяющие аппараты вентиляторной установки,
- Коллекторы и диффузоры вентиляторной установки,
- Поворотные лопатки,
- Хонейкомб.

Спрямяющий аппарат устанавливался непосредственно за вентилятором каждой из 7-ми вентиляторных установок. Его основное назначение заключалось в устранении закрутки потока от вентилятора.



*Рисунок 2.6 – Схема вентиляторной установки.
На рисунке цифрами обозначено: 1 – коллектор, 2 – лопасти импеллера,
3 – плоскости контр-пропеллера, 4 – диффузор*

Для плавного сопряжения самих вентиляторных установок между собой и с поверхностями обратного канала применены коллекторы и диффузоры. Поскольку вентиляторные установки размещены в обратном канале, они имеют чуть меньший размер и разогнанный ими поток на выходе попадает в обратный канал с большей площадью и претерпевает резкое расширение. Для предотвращения резкого расширения и уменьшения потери полного давления в ЛАТ применены диффузоры. Теоретически в идеальном диффузоре, в котором почти отсутствуют потери, его угол раскрытия должен быть ≈ 10 градусов. На практике эта рекомендация не выдерживается, так как приводит к увеличению габаритов экспериментальной установки. Вдоль стенки диффузора всегда существует положительный градиент давления, в результате чего трудно избежать местного отрыва или быстрого утолщения пограничного слоя, поэтому всегда наблюдаются потери (см. рисунок 2.7).

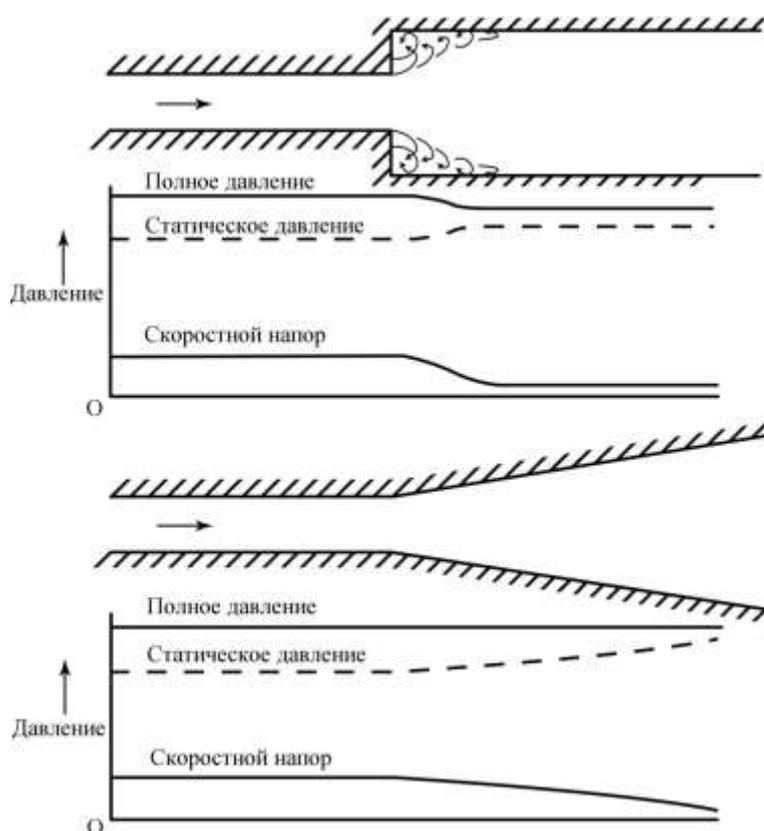


Рисунок 2.7 – Качественная картина изменения давления в расширяющихся каналах

В ЛАТ, как и в других установках с замкнутым контуром, поток поворачивает на 360 градусов. Этот поворот осуществляется в четырех коленях на 90 градусов в каждом. Поворотные колена должны быть точно рассчитаны и иметь поворотные лопатки, так как в этих областях могут быть существенные потери полного давления и образовываться значительная неустойчивость и турбулентность потока. Расчет и проектирование поворотных колен был широко изучен в XX веке в процессе создания большого количества авиационных аэродинамических труб. В литературе [7, 32, 35] даны зависимости изменения коэффициента сопротивления колена от радиуса поворота, ширины и высоты канала, а также сформулированы рекомендации по выбору оптимальных пропорций. Также широко описаны принципы оптимального выбора геометрии и количества поворотных лопаток. Хорошей формой поворотной лопатки считается крыловой профиль [7]. Подбор и проектирование поворотных колен и поворотных лопаток для ЛАТ осуществлялись в соответствии с этими рекомендациями.

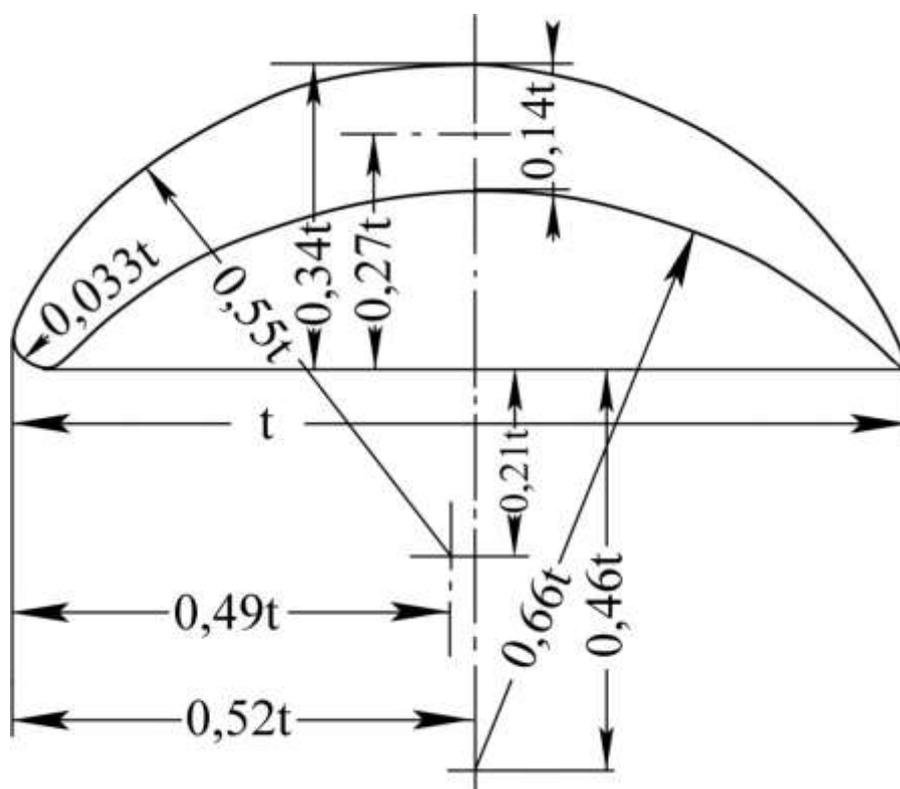


Рисунок 2.8 – Чертеж поворотной лопатки

С целью уменьшения турбулентных пульсаций перед рабочей частью ЛАТ установлен хонейкомб, который представляет собой ячеистую конструкцию. Ячейка хонейкомба имеет форму квадрата 30×30 мм с толщиной образующей 0,5 мм. В литературе, посвященной проектированию аэродинамических труб рекомендуется использовать хонейкомбы с длиной ячейки от 100 до 300 мм. Чем больше длина ячейки, тем эффективнее хонейкомб гасит турбулентность потока. Однако в ячейках, превышающих рекомендованные значения длины, нарастающий пограничный слой смыкается, и гидравлическое сопротивление существенно возрастает, поэтому длина ячейки хонейкомба в ЛАТ составляет 300 мм.

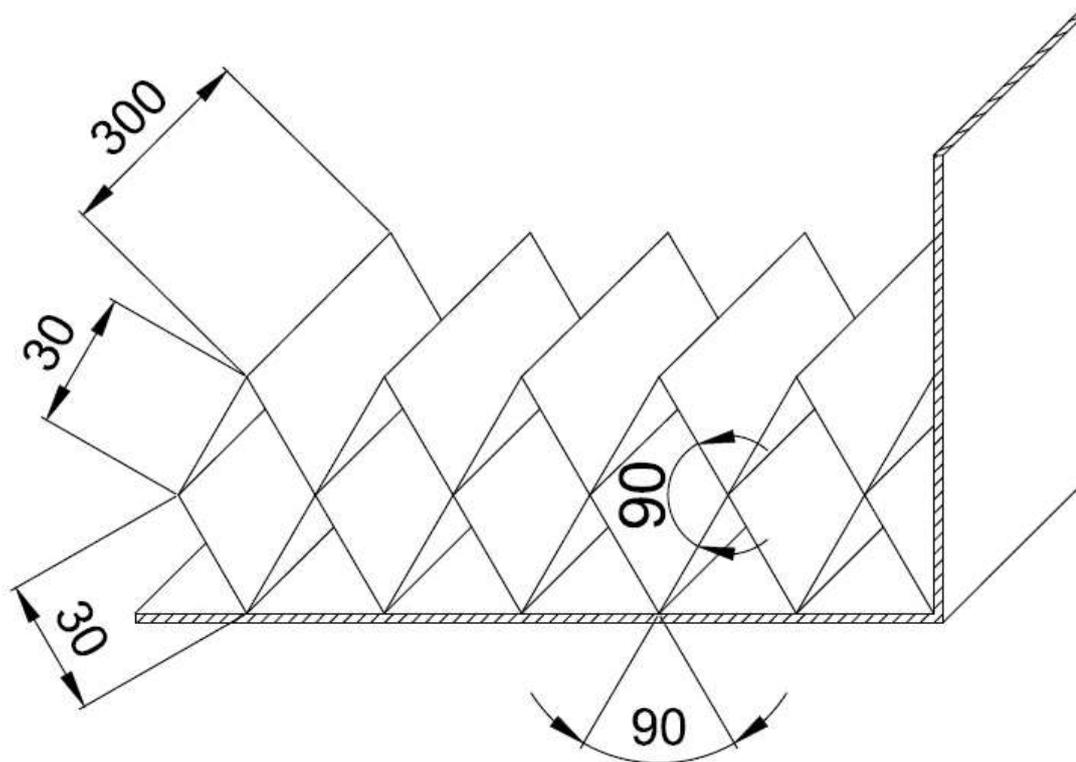


Рисунок 2.9 – Схема хонейкомба, установленного в Ландшафтной аэродинамической трубе

Измерение характеристик потока в рабочей части ЛАТ и корректировка положений поворотных лопаток. Для определения характеристик потока в рабочей части ЛАТ были проведены измерения с

помощью пятиточечного зонда. Измерения проводились в трех вертикальных плоскостях расположенных перпендикулярно направлению воздушного потока. Размеры и положения измеряемых плоскостей определялись габаритами области возможных перемещений координатного устройства. Рассматривались пять плоскостей: плоскость над центром поворотного круга и по две плоскости, расположенных на равном расстоянии друг от друга вниз и вверх по потоку (см. рисунок 2.10. Центральная плоскость выделена красным). По высоте область измерения имела габариты от 5 до 2200 мм от поверхности поворотного круга. В каждой плоскости применялась одинаковая схема расположения точек измерений, приведенная на рисунке 2.11.

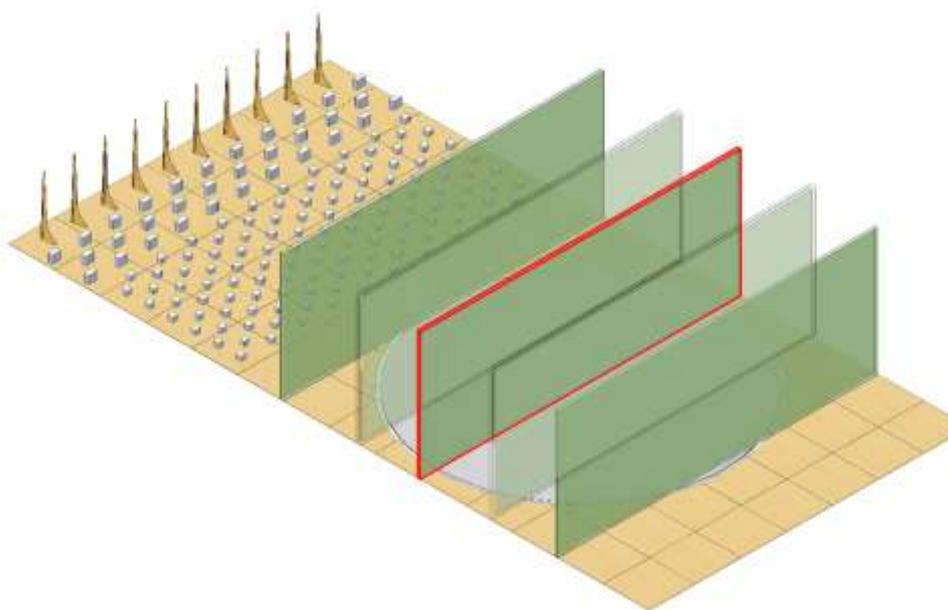


Рисунок 2.10 – Схема расположения плоскостей в рабочей части ЛАТ

В средней части области измерений шаг между измерительными точками по высоте составлял 100 мм, а по ширине 300 мм. Проводилось сгущение сетки измерений к полу, стенкам и потолку рабочей части ЛАТ с целью более детального измерения профиля скорости у поверхностей. Вблизи пола измерения велись с шагом 5 мм, начиная с расстояния 5 мм,

вблизи боковой стенки измерения велись с шагом 20 мм, начиная с расстояния 10 мм.

Полная программа исследований в одной плоскости насчитывала более 2000 точек измерений. Установочные углы ориентации пятиточечного зонда в горизонтальной и вертикальной плоскостях выставлялись с помощью лазерного уровня и контролировалась квадрантом.

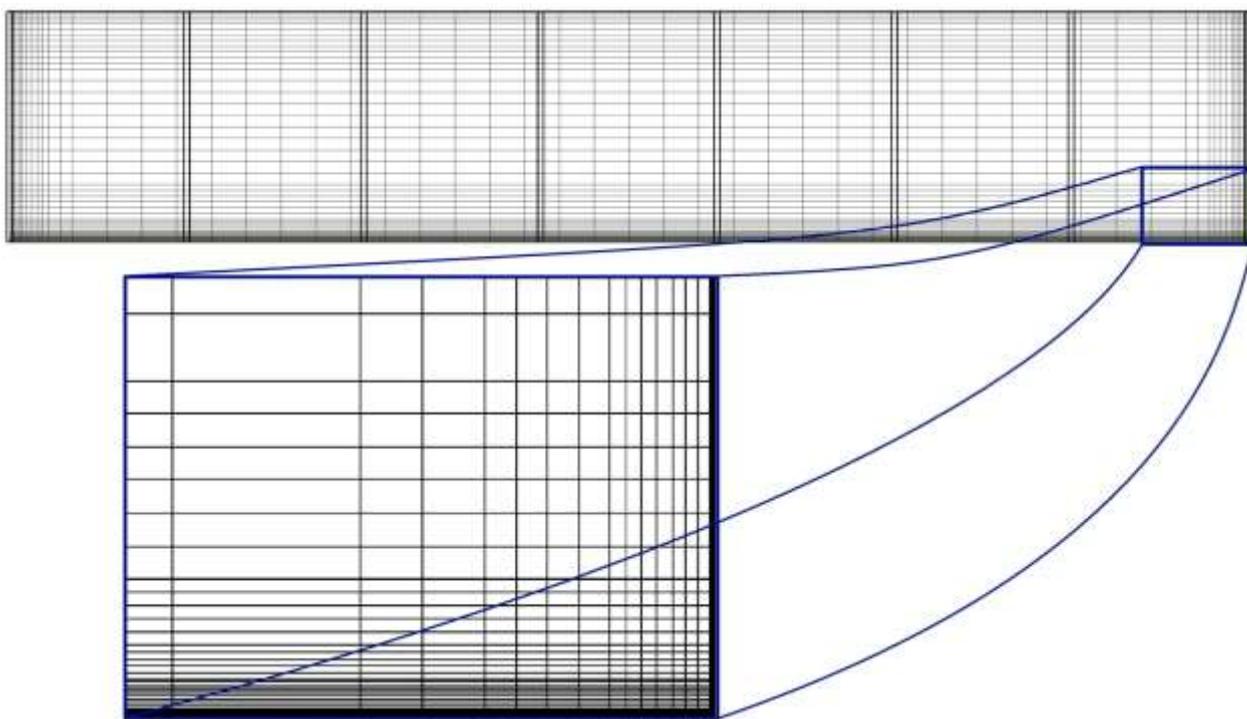


Рисунок 2.11 – Схема расположения точек измерений

Пятиствольный зонд представляет собой трубку со сферическим носиком, на котором расположены приемники давления (отверстия). По значениям давлений в приемниках на носике зонда оцениваются характеристики воздушного потока в точке, где находится измерительный зонд. Изображение пятиствольных зондов представлено на рисунке 2.13.

Отверстия приемников давления на носике пятиствольного зонда расположены в форме креста с пятым отверстием посередине. Схематическое изображение носика пятиствольного зонда с приемниками давления представлено на рисунке 2.13.

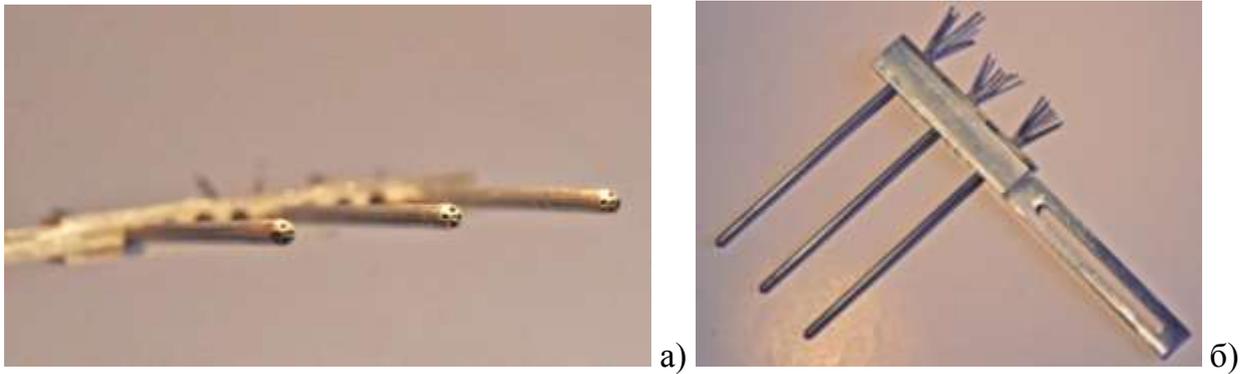


Рисунок 2.12 – Гребенка пятиствольных зондов: а) вид спереди, б) вид сбоку

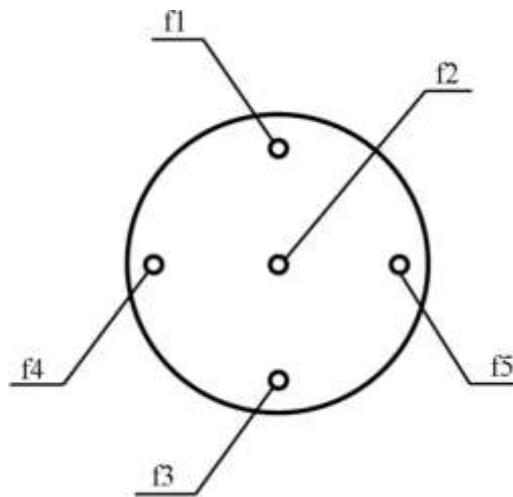


Рисунок 2.13 – Расположение приемников давлений на носике пятиствольного зонда

По показаниям давлений, измеренных пятиствольным зондом можно определить:

1. Угол скоса воздушного потока в вертикальной плоскости (α , градус);
2. Угол скоса воздушного потока в горизонтальной плоскости (β , градус);
3. Значение полного вектора скорости воздушного потока (V , м/с);
4. Проекции полного вектора скорости воздушного на оси связанной с зондом системы координат (V_x , V_y , V_z , м/с).

Пятиствольный зонд обладает малыми размерами, что обеспечивает минимизацию искажения измеряемых величин и расширение зон возможных

измерений. Для связи показаний давления, которые измеряются пятиствольным зондом, со значениями скорости в точке измерений используют таррировочные сетки. Для удобства расчёта вводятся коэффициенты, которые определяют соответствие значений давления и тех или иных параметров воздушного потока:

$$K_a = \frac{(f_1 - f_3)}{K_v}, \quad (2.1)$$

$$K_b = \frac{(f_5 - f_4)}{K_v}, \quad (2.2)$$

$$K_p = \frac{(f_1 + f_3 + f_4 + f_5)}{4}, \quad (2.3)$$

$$K_v = f_2 - K_p = f_2 - \frac{(f_1 + f_3 + f_4 + f_5)}{4}, \quad (2.4)$$

где K_a – коэффициент угла α (угол скоса потока в вертикальной плоскости);

K_b – коэффициент угла β (угол скоса потока в горизонтальной плоскости);

K_v – коэффициент местной скорости воздушного потока;

K_p – коэффициент статического давления;

f_1, f_2, f_3, f_4, f_5 – показания приемников давления на носике зонда (согласно схеме на рисунке 2.13).

Углы скоса потока α и β и скорость воздушного потока V являются функциями определяющих их параметров:

$$\alpha = f(K_a, K_b, \beta), \quad (2.5)$$

$$\beta = f(K_a, K_b, \alpha), \quad (2.6)$$

$$V = f(K_v), \quad (2.7)$$

Эти функции определяются экспериментально, при получении таррировочных зависимостей.

Результаты экспериментальных измерений. Коэффициент поля скорости в ЛАТ. Для определения характеристик потока в рабочей части ЛАТ были проведены измерения с помощью пятиточечного зонда и термоанемометра. Измерения проводились в трех вертикальных плоскостях расположенных перпендикулярно направлению воздушного потока. Размеры и положения измеряемых плоскостей определялись габаритами области возможных перемещений координатного устройства. Обработка и анализ первых измерений поля скорости показали отсутствие какой-либо остаточной закрутки потока от вентиляторных установок (см. рисунок 2.15). При наличии закрутки потока от вентиляторных установок на поле завихренности (W_x) были бы замкнутые концентрические окружности. Однако измерения показали, что поток был несколько ускорен вблизи пола и подторможен вблизи потолка рабочей части (см. рисунок 2.14).

Для устранения этой неравномерности проводился поворот направляющих лопаток и повторное измерение характеристик потока. После нескольких подобных итераций был получен достаточно равномерный для данного типа экспериментальных установок поток в рабочей части (см. рисунок 2.16). После поворота лопаток и установки хонейкомба получено значение пространственной неравномерности поля скорости, которое для ядра потока составляет $\mu = 1 \pm 0,02$.

На рисунке 2.14 приведено распределение коэффициента поля для плоскости, расположенной над центром поворотного круга. Значение коэффициента поля потока в каждой точке определялось по формуле:

$$\mu_i = 1 + \frac{(V_i - V_{cp})}{V_{cp}}, \quad (2.8)$$

где V_i – значение скорости в i -ой точке плоскости;

V_{cp} – среднее значение скорости, посчитанное по всей плоскости измерения.

Значение завихренности потока определяется по формуле:

$$W = \sqrt{W_x^2 + W_y^2 + W_z^2}, \quad (2.9)$$

$$W_x = \frac{\partial v_z}{\partial y} - \frac{\partial v_y}{\partial z}, \quad (2.10)$$

$$W_y = \frac{\partial v_x}{\partial z} - \frac{\partial v_z}{\partial x}, \quad (2.11)$$

$$W_z = \frac{\partial v_y}{\partial x} - \frac{\partial v_x}{\partial y}, \quad (2.12)$$

где W – значение абсолютного значения завихренности потока,

W_x, W_y, W_z – компоненты завихренности потока,

В точках, где измерялись значения средней составляющей скорости, проводилось измерение пульсационной составляющей скорости. В результате измерений степень турбулентности в ядре потока не превышает значения $It_U = 2.6 \%$ (пульсация в продольном направлении).

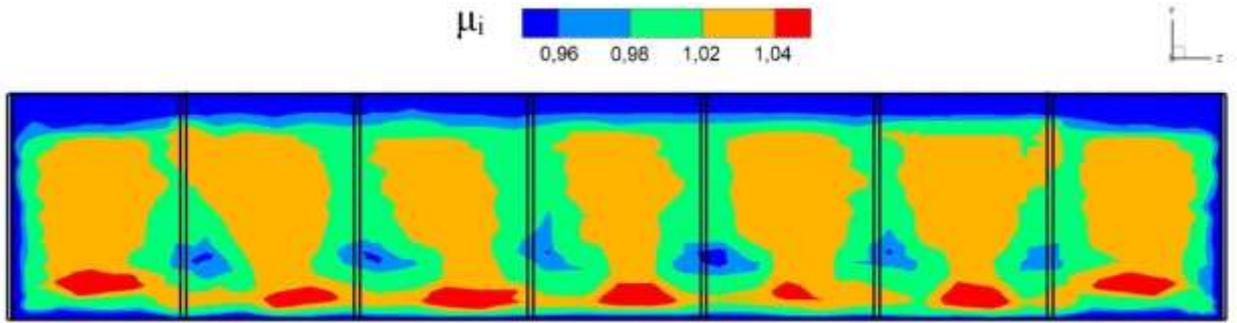


Рисунок 2.14 – Значение коэффициента поля в центральной плоскости до поворота лопаток и установки хонейкомба

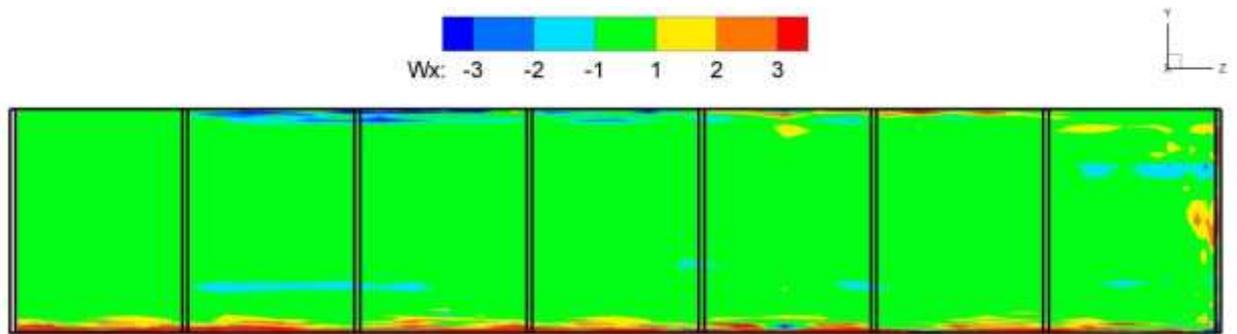


Рисунок 2.15 – Значение W_x компоненты завихренности в центральной плоскости до поворота лопаток и установки хонейкомба

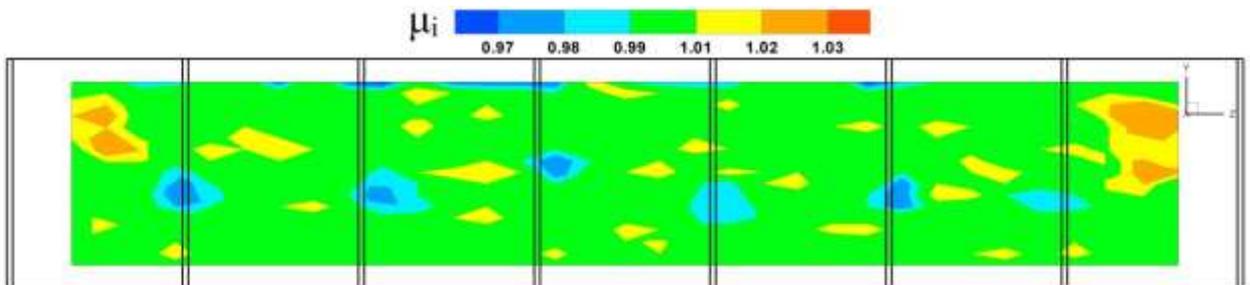


Рисунок 2.16 – Значение коэффициента поля в центральной плоскости после поворота лопаток и установки хонейкомба

Выводы из Главы-2

1. Приведено обоснование выбора параметров основных элементов конструкции и оборудования Ландшафтной аэродинамической трубы. В результате проектирования и строительства создана установка со следующими характеристиками:

- Рабочая часть с поперечными размерами 11x2,3 метра и длиной 18 метров позволяет моделировать ПСА и исследовать модели крупного масштаба с высокой детализацией.
- Поворотный круг диаметром 10 метров способен нести нагрузку до 4 тонн и при этом сохраняет плоскостность 1,5 мм в любой точке на своей поверхности. Поворот на любой заданный угол осуществляется с погрешностью не более 0,1 градус. За счет поворота круга относительно потока моделируются все возможные направления ветра.
- Координатное устройство с областью перемещения 10 x 10 x 2 метра и погрешностью позиционирования не более 0,5 мм позволяет в автоматическом режиме перемещать измерительные зонды для исследования характеристик потока.
- Система климатического контроля, которая позволяет сохранять постоянную температуру потока в рабочей части ЛАТ с колебаниями порядка (± 1 градус).
- Система регулировки скорости потока позволяет задавать стабильную во времени скорость потока до 14 м/с с шагом регулировки 0,1 м/с.

2. Рассмотрены разработанные конструктивные элементы и мероприятия, за счет использования которых в рабочей части ЛАТ обеспечен достаточно равномерный для подобных установок поток.

3. Проведено подробное измерение характеристик потока в рабочей части ЛАТ. Получено значение пространственной неравномерности поля

скорости, которое для ядра потока составляет $\mu = 1 \pm 0,02$ и степень турбулентности потока, значение которого для ядра потока не превышает $It_U = 2.6 \%$.

ГЛАВА-3. ТЕХНОЛОГИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ АТМОСФЕРЫ В ЛАНДШАФТНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

3.1 Основные соотношения и зависимости пограничного слоя атмосферы

В данном параграфе описаны основные соотношения и зависимости, описывающие характеристики ПСА, которые используются при проведении исследований в аэродинамических трубах для моделирования ПСА.

Уравнения пограничного слоя атмосферы. В соответствии с определением в [18] под ПСА понимается прилегающий к земной поверхности слой атмосферы в среднем до высоты 1 км, свойства которого в основном определяются динамическими и тепловыми воздействиями земной поверхности. Непосредственной причиной возникновения ветра является разница давлений, которая появляется из-за термодинамических (неравномерный нагрев солнцем поверхности Земли) и механических (вращение Земли, эффекты трения) процессов. В результате неравномерного нагрева поверхности формируется неустойчивая стратификация слоев воздуха, наличие которой приводит не только к продольному движению воздушных масс (вдоль земной поверхности), но и к вертикальному восходящему движению. Таким образом, течение воздуха в атмосфере происходит под действием термодинамических эффектов, эффектов вращения Земли и эффектов вязкостного трения.

Большинство процессов, протекающих в атмосфере, описываются с использованием таких физических параметров как скорость ветра, давление, температура, плотность, влажность. В общем случае изменение перечисленных физических величин происходит в соответствии с системой уравнений, которая включает:

1. уравнение баланса массы;
2. уравнение баланса импульса;
3. уравнение баланса влажности;
4. уравнение состояния воздуха;

5. уравнение баланса энергии.

В рамках экспериментальных исследований в специализированных аэродинамических трубах количество уравнений уменьшается в результате следующих предположений. Аэродинамические исследования, как правило, проводятся в изотермическом потоке воздуха, уравнение состояния которого соответствует уравнению состояния при натуральных условиях. По причине изотермичности набегающего потока уравнение баланса энергии не рассматривается. В лабораторном эксперименте обычно принимаются предположения о нейтральной атмосфере – случай, когда термодинамическими процессами можно пренебречь [15, 21]. Уравнение баланса влажности также исключается из рассмотрения, по причине малого влияния данного параметра на аэродинамические характеристики большинства объектов. При реализуемых в натуральных условиях скоростях ветра сжимаемость воздуха также не имеет большого значения, поэтому можно рассматривать течение несжимаемой сплошной среды. Таким образом, система уравнений сводится к системе уравнений Навье-Стокса:

$$\begin{cases} \operatorname{div} \vec{V} = 0 \\ \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\frac{1}{\rho} \operatorname{grad} p + \vec{F} + \nu \nabla^2 \vec{V} \end{cases}, \quad (3.1)$$

где \vec{V} – вектор скорости, м/с; t – время, с; ρ – плотность воздуха; p – давление, Па; \vec{F} – вектор сил, действующих на воздушный объем, Н; ν – кинематический коэффициент воздуха; ∇ – оператор Гамильтона.

Следующее упрощение связано со степенью влияния различных сил на воздушный поток. Хорошо известно, что вблизи поверхности Земли характеристики потока определяются в основном взаимодействием с этой поверхностью – силами трения. По мере удаления от поверхности силы трения ослабевают, существенное влияние начинает оказывать сила Кориолиса, действие которой приводит к повороту воздушного потока на

углы от 20 до 40 градусов и формированию спирали Экмана, подробно описанной, например, в работе [201]. По этой причине в рамках экспериментального моделирования принято рассматривать атмосферные слои до высоты, при которой силы трения существенно превышают силы вращения и последние можно не учитывать при описании движения воздушных масс. Очевидно, что высота слоя, при которой силы трения являются определяющими, зависит от типа подстилающей поверхности. В соответствии с классификацией, приведенной в работе [99], толщина этого слоя изменяется от 250 метров для открытой местности до 500 метров для центров крупных городов.

При непосредственном рассмотрении уравнений ПСА вводится правая система координат, оси которой ориентированы следующим образом. Плоскость XOY совпадает с земной поверхностью, ось OZ направлена вертикально вверх.

Внешние силы, действующие на воздушный объем в ПСА, представляют собой силы Кориолиса $\vec{F}_c = 2\rho[\vec{V} \times \vec{\omega}]$ и силу тяжести $\vec{F}_T = m\vec{g}$. Проецируя уравнения системы (3.1) на обозначенные оси $OXYZ$ получим систему (3.2)

$$\begin{cases} \frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y} + \frac{\partial W}{\partial z} = 0 \\ \frac{\partial U}{\partial t} + U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial y} + W \frac{\partial U}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + 2(\omega_z V - \omega_y W) + \nu \left[\frac{\partial^2 U}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} \right] \\ \frac{\partial V}{\partial t} + U \frac{\partial V}{\partial x} + V \frac{\partial V}{\partial y} + W \frac{\partial V}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + 2(\omega_x W - \omega_z U) + \nu \left[\frac{\partial^2 V}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V}{\partial z^2} \right] \\ \frac{\partial W}{\partial t} + U \frac{\partial W}{\partial x} + V \frac{\partial W}{\partial y} + W \frac{\partial W}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + 2(\omega_y U - \omega_x V) - g + \nu \left[\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} \right] \end{cases} \quad (3.2)$$

где U, V, W – проекции вектора скорости на координатные оси OX, OY, OZ соответственно, м/с; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – соответствующие проекции вектора угловой скорости, с⁻¹; g – ускорение свободного падения, м/с².

Система уравнений упрощается на основании малости компоненты скорости W по сравнению с компонентами U и V . Кроме того, можно дополнительно упростить слагаемые в прямоугольных скобках.

В итоге, система уравнений запишется в виде

$$\begin{cases} \frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y} + \frac{\partial W}{\partial z} = 0 \\ \frac{\partial U}{\partial t} + U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial y} + W \frac{\partial U}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + fV + \nu \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} \\ \frac{\partial V}{\partial t} + U \frac{\partial V}{\partial x} + V \frac{\partial V}{\partial y} + W \frac{\partial V}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} - fU + \nu \frac{\partial^2 V}{\partial z^2} \\ 0 = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} - g \end{cases}, \quad (3.3)$$

где f – параметр Кориолиса. Для заданной географической точки $f = 2\omega$. Четвертое уравнение системы (3.3) выражает статический закон и будет опущено при дальнейших рассуждениях.

Выбирая на основании исходных данных каждой рассматриваемой задачи некоторые масштабы скорости U_s , длины L_s , времени t_s и давления p_s сведем систему уравнений (3.3) к безразмерному виду, обеспечив равенство единице коэффициента при конвективных слагаемых.

$$\begin{cases} \frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y} + \frac{\partial W}{\partial z} = 0 \\ \underbrace{\frac{L_s}{t_s U_s}}_{Sh^{-1}} \frac{\partial U}{\partial t} + U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial y} + W \frac{\partial U}{\partial z} = -\underbrace{\frac{p_s}{\rho U_s^2}}_{Eu} \frac{\partial p}{\partial x} + \underbrace{\frac{f L_s}{U_s}}_{Ro^{-1}} V + \underbrace{\frac{\nu}{L_s U_s}}_{Re^{-1}} \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} \\ \underbrace{\frac{L_s}{t_s U_s}}_{Sh^{-1}} \frac{\partial V}{\partial t} + U \frac{\partial V}{\partial x} + V \frac{\partial V}{\partial y} + W \frac{\partial V}{\partial z} = -\underbrace{\frac{p_s}{\rho U_s^2}}_{Eu} \frac{\partial p}{\partial y} - \underbrace{\frac{f L_s}{U_s}}_{Ro^{-1}} U + \underbrace{\frac{\nu}{L_s U_s}}_{Re^{-1}} \frac{\partial^2 V}{\partial z^2} \end{cases}, \quad (3.4)$$

где Sh – число Струхалия, Eu – число Эйлера; Ro – число Россби, Re – число Рейнольдса являются безразмерными критериями подобия.

В натуральных условиях и в рамках физического моделирования безразмерные критерии подобия в идеальном случае должны принимать одинаковые значения. Однако на практике это требование может выполняться не для всех критериев. Совпадение числа Рейнольдса при использовании масштаба модели 1 к 100 требует увеличения скорости в рамках физического моделирования в 100 раз. Это, в свою очередь, приведет к качественному изменению характеристик течения (вплоть до необходимости рассматривать сверхзвуковое обтекание). Однако, следует отметить, что при обтекании тел с фиксированными точками отрыва потока их аэродинамические характеристики практически не изменяются при числе Рейнольдса более $2 \cdot 10^4$. При исследовании хорошо обтекаемых тел на практике данная проблема может быть решена за счет использования моделей с искусственной шероховатостью поверхности. Таким образом, нет необходимости в точном совпадении натуральных и лабораторных чисел Рейнольдса.

Если рассмотреть остальные критерии подобия, то можно убедиться, что требование соответствия числа Эйлера автоматически выполняется при соблюдении общих принципов моделирования. Совпадение чисел Россби необходимо только при исследовании объектов, натурная высота которых превышает 150 м – расстояние от поверхности Земли, при котором начинают проявляться эффекты силы Кориолиса. Число Струхалия в свою очередь не является определяющим при моделировании установившихся течений.

Также необходимо принимать во внимание некоторые полуэмпирические критерии. Например, длина рабочей части, в которой возможно воспроизвести ПСА определяется числом Дженсена. Исходя из этого критерия, минимальная длина рабочей части должна составлять 15 метров. Число Дженсена $Je = \frac{L_s}{z_0}$ устанавливает однозначную связь между

масштабом шероховатости z_0 и характерным размером задачи. Необходимость выполнения требования соответствия числа Дженсена приводит к тому, что длина рабочей части аэродинамической трубы должна превышать 20 м (на этой длине нарастает пограничный слой достаточной толщины для проведения эксперимента в масштабах 1:100 – 1:150). Значение длины можно уменьшить, используя дополнительные турбулизаторы потока, подробно описанные в главе 3.

При необходимости использования динамически подобных моделей нужно удовлетворять критериям Струхалья, Коши, Скрутона и Ньютона. Подобие по этим критериям удастся соблюсти, если масштаб модели 1:150 и крупнее, что требует широкой рабочей части.

В случае неустановившихся течений моделирование числа Струхалья не вызывает сложностей если масштаб модели крупнее, чем 1:150. При выдерживании данного масштаба модели ограничения могут возникнуть из-за низкой временной разрешающей способности измерительной аппаратуры.

Однако использование этих критериев при предварительном расчете параметров модели может привести к тому, что ее габариты будут оказывать нежелательное влияние на характеристики набегающего потока. Известно, например, что если площадь сечения модели превосходит 5 % от площади поперечного сечения рабочей части, то необходимо вводить корректирующие функции, учитывающие влияние запираания потока на получаемые результаты. Таким образом, наличие широкой рабочей части позволяет проводить эксперименты для большинства натуральных объектов в масштабах 1:75 и меньше.

В случае рассмотрения упругоподобных моделей необходимо рассматривать дополнительные критерии: числа Коши, Скрутона, Ньютона. В случае современных проектируемых мостов длиной несколько сотен метров достаточная детализация модели достигается при ее размерах порядка 7-10 м. Для исследований таких моделей ширина рабочей части аэродинамической трубы должна составлять не менее 11 м.

Полуэмпирические зависимости пограничного слоя атмосферы. Так как пограничный слой в целом и пограничный слой атмосферы в частности обладают выделенным направлением движения вдоль твердой поверхности, существуют широко известные полуэмпирические зависимости изменения параметров по высоте, которые получены для продольных компонент физических величин (продольная компонента вектора скорости, продольный интегральный масштаб турбулентности и т.д.). Изменение характеристик потока в вертикальном и поперечном направлении задается, как правило, относительно характеристики в направлении вдоль поверхности. По этой причине далее будут рассмотрены основные зависимости для продольной компоненты скорости. Для нахождения остальных компонент, как правило, достаточно эмпирических зависимостей.

Для описания изменения средней продольной скорости ветра по высоте можно использовать два подхода. Первый из них заключается в использовании логарифмической зависимости скорости

$$U(z) = \frac{1}{k} u_* \ln(z/z_0), \quad (3.1)$$

где k – безразмерная константа Кармана, равная 0,4;

u_* – динамическая скорость, определяемая через трение, м/с;

z_0 – величина шероховатости, м.

Анализ зависимости (3.1) показывает, что величина z_0 является важным параметром моделируемого слоя, поскольку при значении $z = z_0$ скорость обращается в ноль. Тем не менее, точное определение масштаба шероховатости затруднено по причине большого разнообразия типов местности. В руководящем документе Еврокод принято выделять 7 типов местности, каждому из которых ставится в соответствие диапазон изменения z_0 . При этом границы диапазона могут различаться на порядок. Кроме того, определение динамической скорости связано либо с определением

коэффициента трения, либо с определением Рейнольдсовых напряжений, что является достаточно трудной задачей.

Альтернативной зависимостью при моделировании ПСА считается степенной закон

$$U(z) = U(z_{ref}) \cdot (z/z_{ref})^\alpha, \quad (3.2)$$

где z_{ref} – характерная высота, м;

α – безразмерный показатель степени.

В качестве характерной высоты в зависимости (3.2) можно использовать любое значение, но, как правило, $z_{ref} = 10$ м. Показатель степени является эмпирической константой, и по аналогии с параметром z_0 из зависимости (1) определен для наиболее распространенных типов местности.

Имеющиеся в литературе данные указывают на то, что зависимость (3.1) хорошо описывает только нижние слои пограничного слоя атмосферы (в том числе и в случае сильных ветров) [1, 2], тогда как зависимость (3.2) демонстрирует удовлетворительное соответствие натурным данным на протяжении всей толщины слоя. Отметим также, что логарифмический закон изменения средней продольной компоненты скорости по высоте используется в западной нормативной документации (например, [109]), тогда как изменение скорости по степенному закону лежит в основе российских нормативных документов (например, [63]).

На рисунке 3.1а представлена схема изменения средней продольной скорости по высоте из работы [201]. Ветер, возникающий в низких слоях атмосферы, представляет собой турбулентное движение воздушных масс с хаотичным изменением скорости в пространстве и времени. Характеристики турбулентности в пограничном слое можно описать изменением интенсивности турбулентности по высоте слоя.

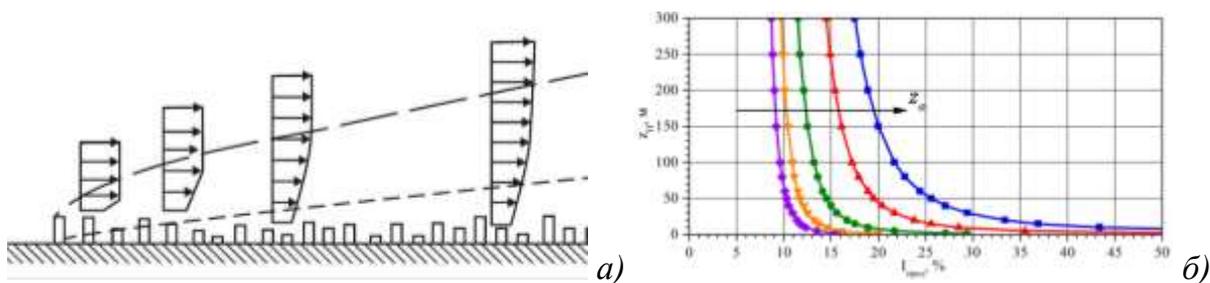


Рисунок 3.1 – Характеристики ПСА: а) схема изменения средней продольной скорости по высоте; б) Интенсивность турбулентности для различных типов местности [201]

Интенсивность турбулентности определяется как $It_U = \frac{\sigma_U}{U} \cdot 100$, где

$\sigma_U = \sqrt{(u_i - U)^2}$ – среднеквадратичное отклонение скорости в точке измерения. В пограничном слое максимум турбулентных пульсаций находится вблизи поверхности, тогда как во внешнем потоке степень пульсаций мала. При моделировании ПСА необходимо воспроизводить интенсивность турбулентности с высоты z_0 , что в случае развитых городских центров приводит к неопределенности в натурных данных на высотах до 1 метра. На рисунке 3.1б представлено изменение интенсивности турбулентности для различных типов местности. Увеличение масштаба шероховатости поверхности приводит к существенному увеличению интенсивности турбулентности по всей толщине слоя.

Интенсивность турбулентности для продольной компоненты скорости от высоты описывается логарифмической зависимостью $It_U = \ln^{-1}(z - z_0)$. Для остальных компонент скорости существуют упрощенные эмпирические зависимости ($It_V = 0,78 \cdot It_U$; $It_W = 0,55 \cdot It_U$.) Помимо интенсивности турбулентности важную роль в описании ПСА играют его энергетические характеристики [3, 119, 146, 166, 217, 220, 221, 229]. Энергетические характеристики натурального ветра принято иллюстрировать спектром Ван дер Ховена, который получен в результате длительного измерения ветра и впервые представлен в работе [227]. На рисунке 3 представлена огибающая

кривая данного спектра. Хорошо видно, что график имеет два энергетических максимума.

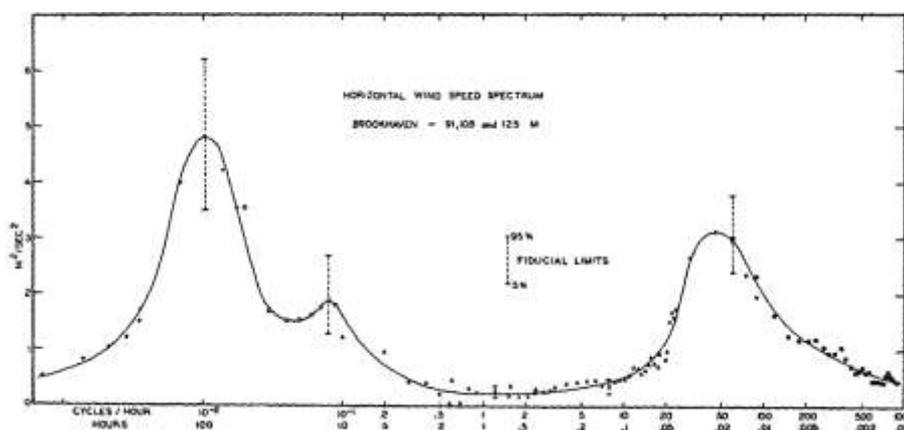


Рисунок 3.2 – Спектр Ван дер Ховена [227]

Максимум, соответствующий низким частотам (большим периодам), называется синоптическим или макрометеорологическим. Характерный период колебаний, приводящих к его появлению, составляет четверо суток. Максимум, соответствующий высоким частотам (малым периодом), называется турбулентным или микрометеорологическим. При физическом и численном моделировании ПСА возможно воспроизвести лишь высокочастотную часть спектра.

Для описания турбулентного спектра существует множество аппроксимирующих зависимостей. Самые распространенные из них это спектральная функция Давенпорта (3.3) и функция Кармана (3.4).

$$S(f) = \frac{2 \cdot k \cdot v_0^2 \cdot \left(\frac{f \cdot L}{U}\right)^2}{f \cdot \left(1 + \left(\frac{f \cdot L}{U}\right)^2\right)^{4/3}}, \quad (3.3)$$

$$\frac{f \cdot S(f)}{\sigma^2} = \frac{4 \cdot \left(\frac{f \cdot L_x^U}{U} \right)}{\left[1 + 70,7 \cdot \left(\frac{f \cdot L_x^U}{U} \right)^2 \right]^{5/6}}, \quad (3.4)$$

где f – частота, Гц;

k – коэффициент, учитывающий тип местности;

v_0 – средняя часовая скорость ветра на высоте 10 метров, м/с;

L – масштаб длины в потоке, м;

U – масштаб скорости в потоке, м/с;

L_x^U – интегральный масштаб турбулентности в потоке, м.

Выражение (3.3) с достаточной степенью точности описывает высокочастотную часть энергетического спектра. В данном выражении вместо масштаба скорости в потоке можно использовать переменную скорость по высоте. Также можно использовать интегральный масштаб турбулентности вместо постоянного масштаба длины в потоке. Однако, несмотря на возможные модификации, стоит отметить, что при $f \rightarrow 0$ интегральный временной масштаб становится равен нулю. Данный факт не позволяет использовать зависимость (3.3) для описания всего интервала частот, моделируемого в ходе эксперимента.

Зависимость Кармана (3.4) лишена перечисленных недостатков и достаточно точно описывает как положение турбулентного максимума спектральной плотности, так и инерционный интервал изменения спектральной плотности. На рисунке 3.3 представлен график зависимости (3.4), в соответствии с которым основную энергию в турбулентном потоке имеет ветер с частотой пульсаций $f \sim 0,02$ Гц.

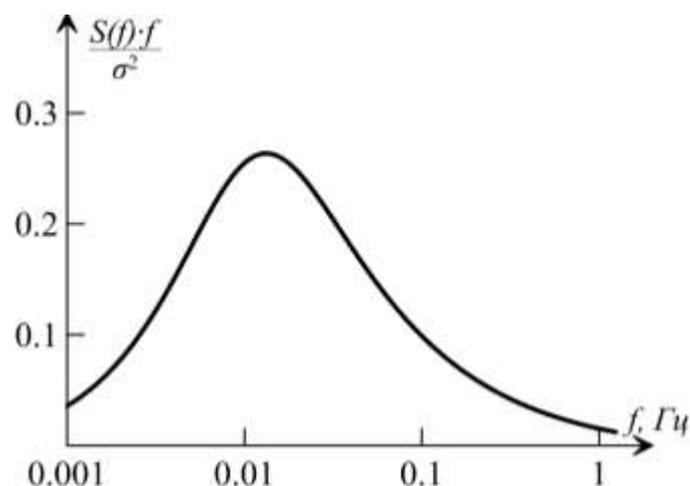


Рисунок 3.3 – Спектр Кармана по зависимости (3.4)

Приведенные зависимости (3.3) и (3.4) являются не единственными, но наиболее востребованными из аппроксимирующих функций. В литературе также можно встретить зависимости Каймала, Липмана и другие, однако каждая из них имеет свои ограничения. Для спектральных плотностей двух других компонент скорости используются схожие зависимости, коэффициенты в которых подбираются на основании натуральных данных о скоростях ветра в рассматриваемом регионе.

Помимо спектральных плотностей турбулентный поток характеризуется масштабами турбулентности: временными и пространственными [95, 104, 112, 123, 134, 147–149, 155]. В случае атмосферного пограничного слоя наибольший интерес представляет продольный пространственный интегральный масштаб турбулентности, для определения которого существует несколько подходов. В частности, для определения масштаба можно использовать информацию о положении максимума спектральной плотности [93], или о значении $S(f \rightarrow 0)$ [65], или автокорреляционную функцию в предположении о справедливости гипотезы Тейлора [32].

Эмпирическая зависимость интегрального продольного масштаба турбулентности для натурального ветра представлена, например в [108] и

сводится к использованию степенной связи между интегральным продольным масштабом турбулентности и вертикальной координатой z

$$L_x^U = 25 \cdot (z - d)^{0,35} \cdot z_0^{-0,063}, \quad (3.5)$$

где d – нулевое смещение в логарифмическом профиле, вводимое в случае большого количества отдельно стоящих объектов шероховатости, м.

Полного воспроизведения интегрального масштаба турбулентности в ходе физического и численного моделирования достичь невозможно. В рамках физического эксперимента это обусловлено конечной геометрией рабочей части аэродинамической трубы, а в ходе численного моделирования – неточностью моделирования характеристик турбулентности в пространстве расчетной области. По этой причине считается допустимым моделировать интегральный продольный масштаб турбулентности с погрешностью $\pm 15\%$. Для интегральных масштабов турбулентности в поперечном и вертикальном направлениях используются упрощенные эмпирические соотношения $L_y^U = 0,3 \cdot L_x^U$; $L_z^U = (0,1 \div 0,5) \cdot L_x^U$.

3.2 Обзор способов моделирования пограничного слоя атмосферы в аэродинамических трубах

Разработка методов моделирования характеристик пограничного слоя атмосферы началась в середине прошлого века еще до появления специализированных аэродинамических труб (аэродинамические трубы «ландшафтного» типа). На настоящий момент все методы создания необходимых характеристик потока можно условно разделить на три группы:

- методы, основанные на использовании статичных элементов заграждения;
- методы, основанные на взаимодействии потоков от нескольких источников;
- методы, основанные на использовании механизированных элементов заграждений.

Общая суть любого из перечисленных методов – создать дефицит профиля средней скорости по высоте рабочей части, при этом существенно увеличив интенсивность турбулентности в нижних слоях потока. Также в рамках каждого из этих методов необходимо обеспечить достаточную точность моделирования интегральных масштабов турбулентности по всей высоте пограничного слоя. Несмотря на большое количество данных о моделировании характеристик пограничного слоя атмосферы (ПСА), не существует единых последовательностей действий в рамках каждого из перечисленных подходов.

Методы, основанные на использовании статичных заграждений, являются наиболее популярными методами моделирования ПСА в аэродинамических трубах. Общими преимуществами таких методов являются простота в реализации, высокая степень вариативности, достаточная точность воспроизведения необходимых параметров.

Методы, основанные на взаимодействии потоков от нескольких источников, получили свое распространение благодаря хорошей изученности характеристик взаимодействия струйных течений. Корректное моделирование возникновения и взаимодействия возникающих слоев

смещения позволяет с приемлемой точностью воспроизводить средние и пульсационные характеристики необходимого течения.

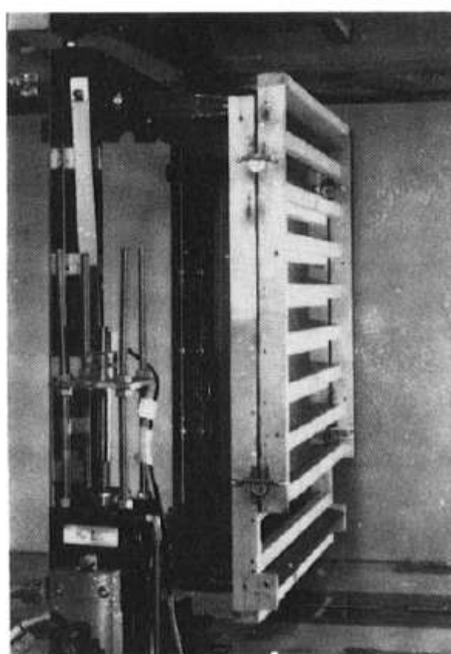
Методы, основанные на использовании активных генераторов вихрей. Эти методы не получили распространения из-за сложности конструкции системы активных генераторов. Тем не менее, использование активных генераторов позволяет более точно воспроизвести основные характеристики потока, а также в некоторых случаях предусмотреть их изменение во времени.

В настоящем обзоре сначала будут рассмотрены именно методы моделирования характеристик ПСА с использованием активных генераторов.

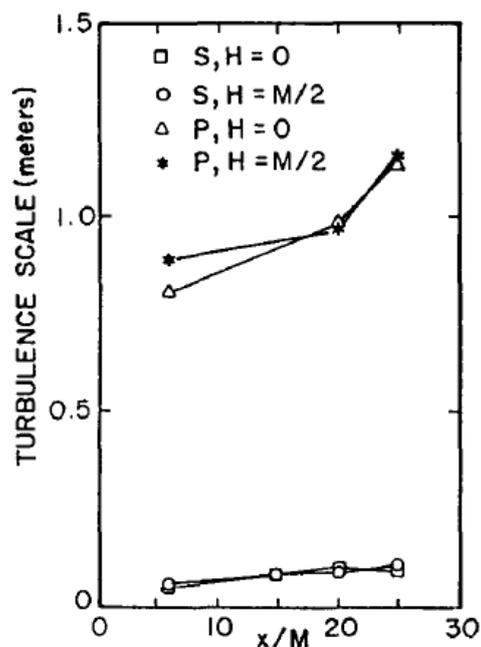
Методы, основанные на использовании активных генераторов. Под активными генераторами (заграждениями) будем понимать заграждения потока, которые могут изменять свое положение в пространстве с течением времени. Теоретические предпосылки для использования подобных устройств заключаются в следующем. Желание увеличить геометрические масштабы исследуемых моделей приводит к необходимости локально увеличивать интенсивность турбулентности в нижних слоях потока, а также увеличить масштаб турбулентности. Использование активных заграждений позволяет передать в поток дополнительную энергию, которая расходуется на количественное увеличение характеристик турбулентности. Кроме того, использование активных заграждений – единственная возможность воспроизвести характеристики ПСА с приемлемой погрешностью в аэродинамических трубах с короткими рабочими частями.

В работе [76] предлагается использовать пару подвижных сеток, устанавливаемых после конфузорной части аэродинамической трубы. Обе сетки представляют собой набор крупногабаритных прямоугольных цилиндров, жестко закрепленных в рамах, как это показано на рисунке 3.4а. Расстояние между цилиндрами фиксировано (обозначено как M). Колебания сеток контролирует электрическая система, позволяющая поддерживать

псевдослучайный режим колебаний с разностью по фазе в 180 градусов. Рабочая часть аэродинамической трубы имеет квадратное сечение со стороной 0,91 метр. В результате проведенных экспериментов авторы утверждают, что представленная схема позволяет с достаточной погрешностью контролировать среднее поле скорости, при этом увеличивая на порядок масштаб турбулентности. Полученные данные (буква Р на рисунке 3.4б) позволяют сделать вывод о том, что масштаб турбулентности может превысить поперечные размеры рабочей части (как это показано на рисунке 3.4б), что, очевидно, не может быть достигнуто при использовании статических заграждений (буква S на рисунке 3.4б).



а)



б)

Рисунок 3.4 – а) фотография сеток в рабочей части трубы из работы; б) масштабы турбулентности со статическими и динамическими сетками [76]

В работе [144] рассматривается более сложная схема активной генерации необходимых параметров турбулентного потока. Система генерации пограничного слоя включает в себя набор подвижных пластин и крыловых профилей, установленных на выходе из конфузурной части аэродинамической трубы, как это показано на рисунке 3.5а. На рисунке 3.5б представлена электронная схема экспериментального стенда, позволяющая

контролировать положение пластин. В рабочей части аэродинамической трубы установлен контрольный термоанемометрический датчик, временная реализация с которого поступает на анализатор спектров. Расстояние от решетки до датчика составляет около одного метра. Получаемый спектр сравнивается с желаемым спектром, после чего положение пластин изменяется. Через несколько итераций, взаимное расположение пластин и крыловых профилей устанавливается таким образом, чтобы удовлетворять необходимому значению средней скорости и спектральной плотности. Отметим, что не все пластины из набора были подвижными, однако точное число подвижных элементов не уточнено. Всего в экспериментальном стенде задействовано 12 пластин и 16 крыловых профилей при общей высоте конфузурной части в 0,6 метра. Дополнительно в конфузурной части аэродинамической трубы установлена решетка из крупных прутьев и две сетки с различным живым сечением. В результате проведенных экспериментов авторы утверждают, что представленная схема позволяет в точности повторить целевые спектральные плотности и получить необходимый дефицит скорости по высоте рабочей части аэродинамической трубы.

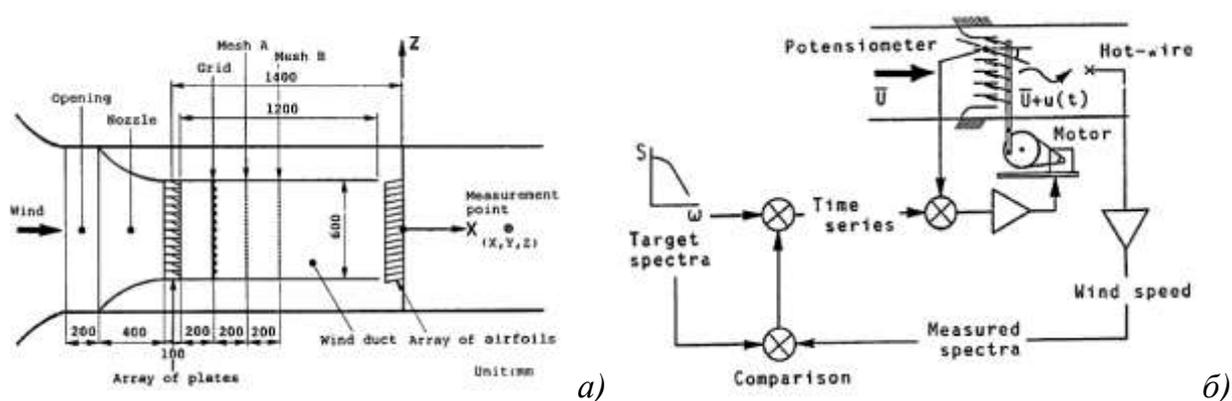


Рисунок 3.5 – а) схема расположения активных элементов и б) электрическая схема управления их положением в аэродинамической трубе из работы [144]

Пример использования активных элементов создания турбулентности в экспериментальных стендах с замкнутым контуром представлен в работе

[90]. Схема экспериментального стенда представлена на рисунке 3.6а. Аэродинамическая труба имеет две рабочие части – аэрокосмическую рабочую часть с однородным профилем скорости (первый ярус экспериментального стенда) и рабочую часть с моделируемым профилем скорости (второй ярус экспериментального стенда). В полу аэрокосмической рабочей части на выходе из конфузора установлена подвижная пластина шириной 4 метра и длиной 0,6 метра. Пластина приводится в движение с помощью пневматического цилиндра и совершает колебательные движения, что позволяет увеличивать энергию потока и, в частности, увеличивать интегральные масштабы турбулентности. Преимуществом такого метода является минимизация количества параметров управления потоком. Действительно, значительными являются только два параметра – частота и угол подъема пластины. Тем не менее, размеры рабочей части (высота 4 метра, длина 12 м) не позволяют использовать один активный элемент для создания пограничного слоя. По этой причине в рабочей части установлен дополнительный набор пассивных элементов, при этом их расположение сильно зависит от режима колебания пластины. Этот факт говорит о том, что воспроизведение характеристик пограничного слоя только лишь с использованием активных элементов возможен только в небольших по размеру рабочих частях аэродинамических труб.

Идеи использования активных элементов для воспроизведения характеристик пограничного слоя атмосферы по-прежнему актуальны для аэродинамических труб с небольшими размерами рабочих частей. Однако в работе [85] представлен подход к моделированию ПСА, основанный на использовании решетки с регулируемым живым сечением и формой ячеек для аэродинамической трубы, длина рабочей части которой составляет 8 метров. Фотография одной из таких решеток представлена на рисунке 3.7а.

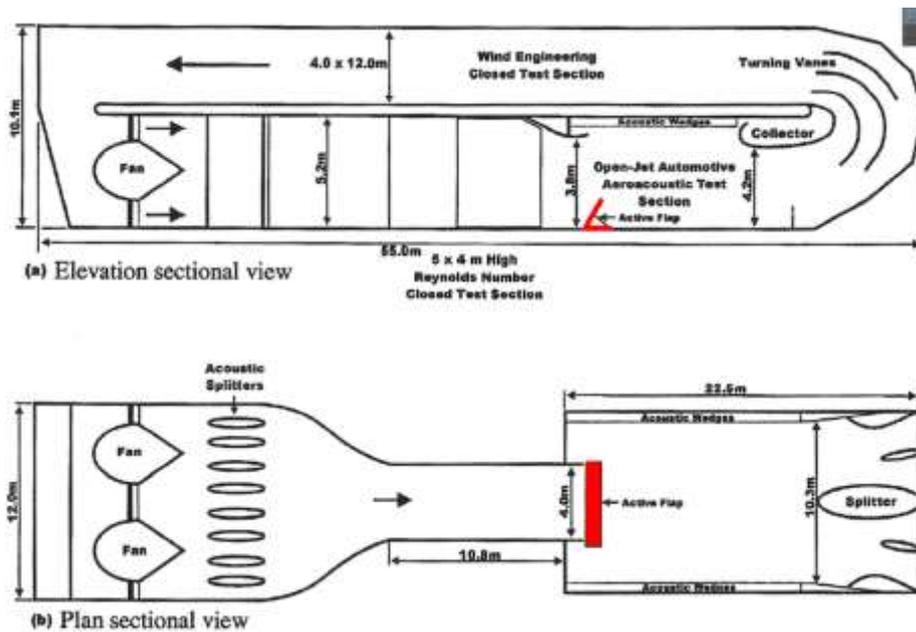


Рисунок 3.6 – Схема аэродинамической трубы из работы [90]

Как показывают ранние исследования, подобные сетки неоднократно использовались для создания однородной изотропной турбулентности. В представленной работе приводится алгоритм управления элементами ячеек с помощью сервоприводов, позволяющий воспроизвести не только необходимые характеристики турбулентности, но и дефицит профиля скорости по высоте для различных типов местности, как это показано на рисунке 3.7б. В работе постулируется, что с помощью некоторого итерационного процесса (аналогичного процессу, представленному в работе [144]) возможно выбрать такое положение элементов решетки, которое приводит к необходимому дефициту профиля скорости по высоте рабочей части. Для моделирования характеристик турбулентности, элементы решетки отклоняются от среднего положения на произвольные углы в небольшом диапазоне в случайном порядке. С точки зрения управления элементами ячеек основную сложность представляет поиск начального положения элементов, обеспечивающих необходимый дефицит профиля скорости. В работе приводятся общий алгоритм, который позволил авторам добиться необходимых результатов.

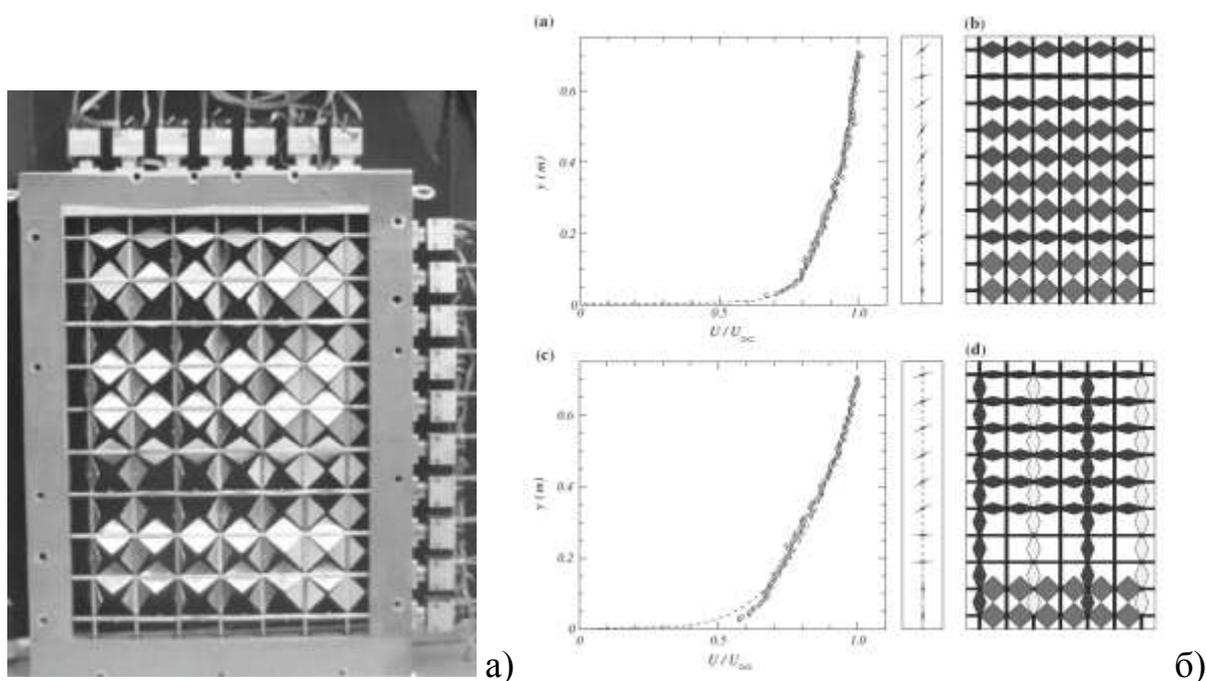


Рисунок 3.7 – а) фотография решетки с управляемыми ячейками и б) схема ячеек для создания конкретных характеристик ПСА из работы [85]

Общий анализ экспериментальных работ, в рамках которых разработаны и использованы активные генераторы характеристик ПСА, позволяет сделать следующие выводы:

– Описываемая группа методов является скорее научным направлением по исследованию способов управления потоком и практически не используется при решении прикладных задач аэродинамики. Это связано со сложностью контроля положения активных элементов заграждений, необходимости разработки нетривиальных электрических схем и систем их управления.

– Использование активных элементов заграждений для моделирования ПСА целесообразно только в аэродинамических трубах с малыми размерами сечения рабочей части. Так же при значительных длинах рабочей части может быть недостаточно использования только активных элементов, поскольку сгенерированный профиль вырождается при движении потока вниз по течению.

– В аэродинамических трубах ландшафтного типа механизированные элементы заграждений теоретически могут использоваться как дополнение к

статичным элементам, однако это приведет к неоправданному усложнению конструкции рабочей части.

Методы, основанные на взаимодействии потоков от нескольких источников. Методы, основанные на взаимодействии потоков от нескольких источников, являются более популярными, чем методы, в основе которых лежит идея об использовании активных элементов. Связано это может быть, например, с хорошей изученностью поведения затопленных струй. Кроме того, на первых этапах развития этих методов не требовалась разработка сложных электрических схем, что также выделяет эту группу методов на фоне группы, рассмотренной ранее.

Одной из первых работ, в которой представлены результаты использования нескольких струйных источников для создания ПСА, является работа [222]. Отметим, что предварительные данные о принципиальной возможности существования такого подхода были проверены тем же автором в работе [223], но в меньших масштабах. Общая схема полноразмерной аэродинамической трубы представлена на рисунке 3.8а (все размеры указаны в дюймах). Воздушный поток в рабочей части создается отдельно расположенным вентилятором, соединенным с набором из 64 трубок, скорости истечения воздуха из которых можно регулировать простыми клапанами, установленными в соединительных трубах. Все 64 трубки закреплены за решеткой из крыловых профилей, которые позволяют стабилизировать поток, эжектируемый в рабочую часть извне. Контроль качества создаваемого профиля скорости осуществляется с помощью одноточечного термоанемометра, расположенного на траверсной системе с двумя степенями свободы. Фотография аэродинамической трубы с вентилятором и соединительными трубками представлена на рисунке 3.8б. По результатам работы сделаны выводы о возможности моделирования не только средних характеристик потока, но и пульсационных и энергетических характеристик – интенсивности турбулентности и интегральных масштабов.

Особенностью проведения экспериментального исследования при этом является отсутствие необходимости в дополнительных статических заграждениях. Однако минимальное расстояние от среза трубок до места стабилизации потока с необходимым профилем скорости составляет $6 \cdot H$, где H – высота рабочей части.

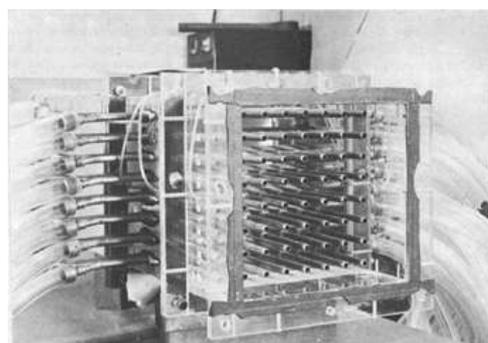
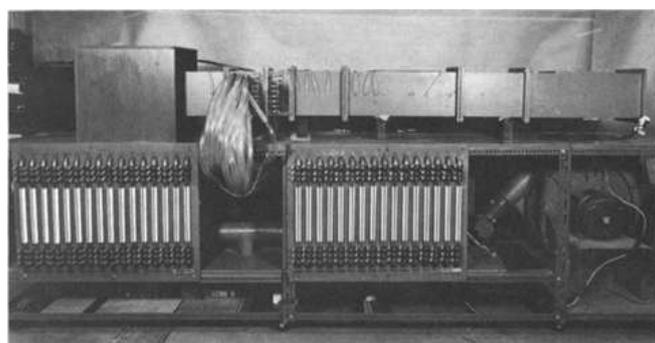
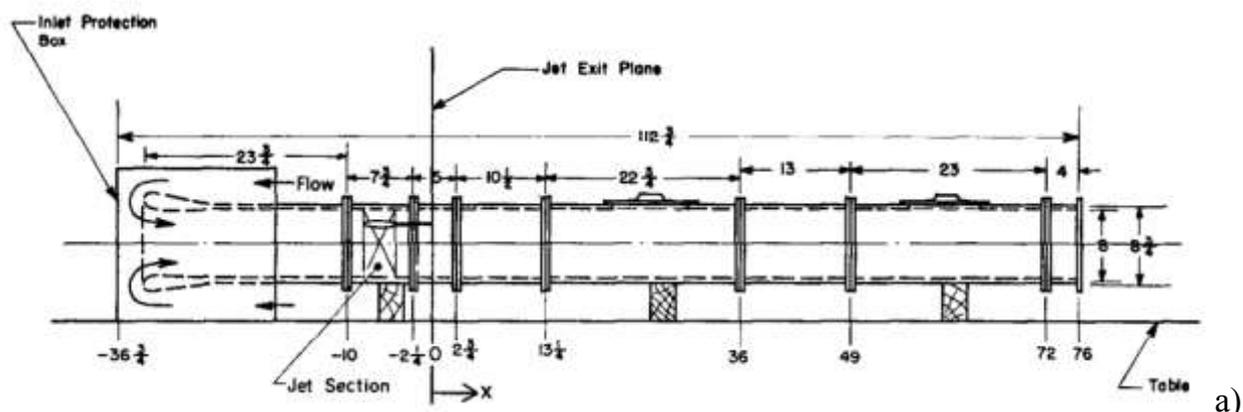


Рисунок 3.8 – а) схема аэродинамической трубы и б) Фотография аэродинамической трубы из работы [194]

В работе [151] впервые предложен подход к моделированию характеристик пограничного слоя с использованием «противопоточных» струй. Схема аэродинамической трубы, описанной в работе, представлена на рисунке 3.9. Для создания дефицита профиля скорости используется два сопла, ориентированных против основного течения, создаваемого главными вентиляторами. Ориентация сопел, а также расход воздуха через них, контролируется и может изменяться в ходе эксперимента. Очевидно, что в рамках такого подхода моделирование пульсационных характеристик потока

необходимо осуществлять с использованием дополнительных статических (или активных) элементов. В данном случае, предлагается использовать элементы дискретной шероховатости. В дальнейшем такой подход был немного модифицирован, однако на данный момент он не является востребованным.

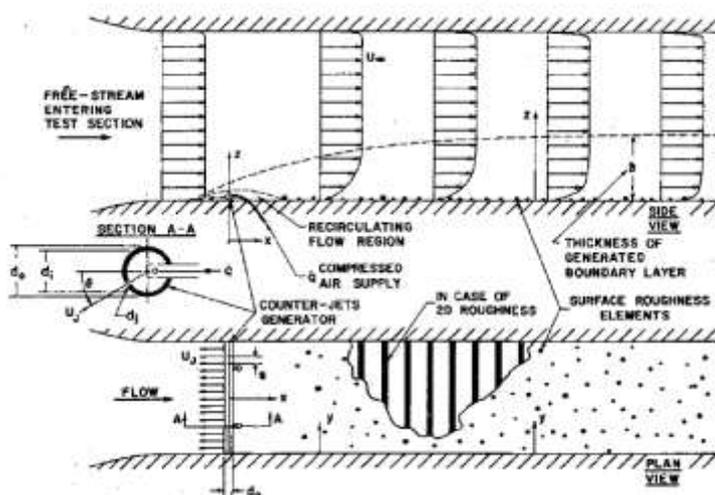


Рисунок 3.9 – Схема аэродинамической трубы, использованной в работе [151]

Использование затопленных струй, истекающих из набора трубок, не получило дальнейшего распространения (за все время работу [222] цитировали в 50 статьях и книгах, из которых лишь единичные используют схожие методы моделирования ПСА).

В работе [171] впервые предложено использовать не набор сопел, а набор вентиляторов. В работе использованы две аэродинамические трубы, одна из которых имеет габариты (Д x Ш x В) 3,8 x 0,18 x 1,0 м (аэродинамические трубы с таким отношением сторон принято называть двумерными), вторая аэродинамическая труба имеет габариты (Д x Ш x В) 5 x 1,0 x 1,0 м (приближенная к реально эксплуатируемым трубам). Схема первой аэродинамической трубы, использованной в работе, представлена на рисунке 3.10. В случае проведения экспериментальных исследований во второй аэродинамической трубе поток создавался набором из 66 вентиляторов, установленных в 6 рядов по 11 в каждом. Для

дополнительного регулирования потока использовался набор подвижных крыловых профилей, установленных в рабочей части. В работе представлен итерационный алгоритм выбора скоростей вращения вентиляторов и положения крыловых профилей, при этом учтена возможность воспроизведения желаемых известных данных (например, сигналов с заданными спектральными плотностями). Предложенный авторами подход позволяет воспроизвести не только средний профиль скорости, но и изменение интегрального масштаба турбулентности по высоте. При этом значения самого масштаба в разы превышают размеры сечения рабочей части.

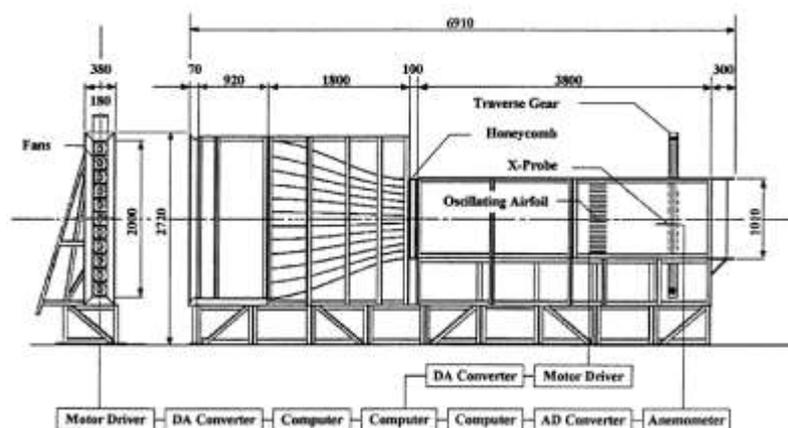


Рисунок 3.10 – Схема аэродинамической трубы, использованной в работе [171]

Схожий экспериментальный стенд представлен в работе [143] с той лишь разницей, что авторам удалось смоделировать характеристики ПСА без использования подвижных крыловых профилей. Отметим при этом, что использованный ими стенд меньше по всем линейным размерам, чем экспериментальный стенд из работы [171]. Дальнейшее развитие метода можно проследить по серии работ [89, 177, 202, 232].

В работе [177] представлен механизм создания ПСА в аэродинамической трубе с помощью решетки из 99 вентиляторов. Общая схема аэродинамического стенда представлена на рисунке 3.11а. Как и в предыдущих работах, авторы демонстрируют возможность установления

профиля скорости с заранее заданной необходимой конфигурацией. При этом большое количество вентиляторов позволяет не только воспроизвести профиль скорости в каком-то сечении, но и смоделировать пространственную структуру потока. С целью моделирования пространственной структуры часть вентиляторов может быть отключена, как это показано на рисунке 3.11б (серым цветом закрашены работающие вентиляторы, белым – не работающие). В работе утверждается, что никакие дополнительные статичные или активные элементы для создания ПСА не требуются.

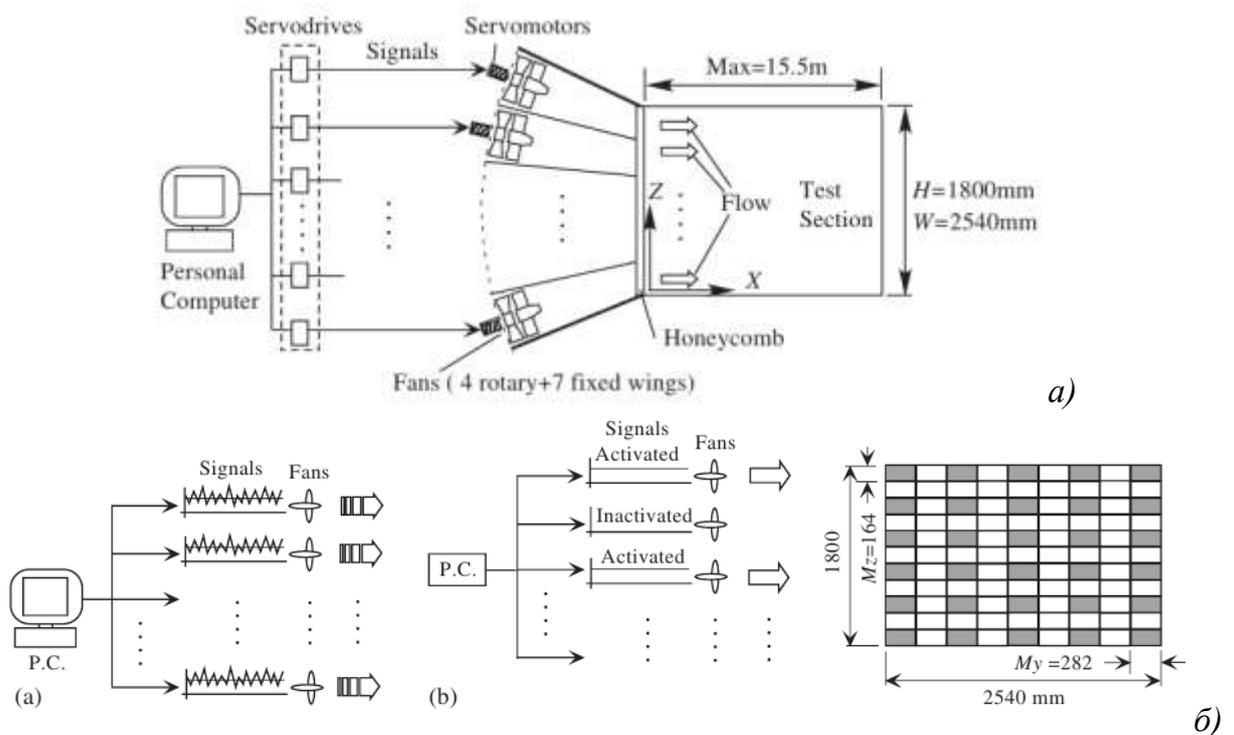


Рисунок 3.11 – а) схема аэродинамического стенда и б) два варианта работы вентиляторов из работы [177]

В работе [89] представлена новая аэродинамическая труба Шанхайского университета, фотография которой представлена на рисунке 3.12. Воздушный поток в данной аэродинамической трубе создается с помощью 120 высокочувствительных вентиляторов. Авторами разобран алгоритм, в результате которого возможно воспроизвести аэродинамический поток с заданным изменением значений и направления скорости во времени.

Так как данный экспериментальный стенд относительно недавно введен в эксплуатацию, реальных результатов моделирования, проводимого на нем, в открытых источниках пока не представлено.



Рисунок 3.12 – Аэродинамическая труба Шанхайского университета, из работы [89]

В работе [202] рассмотрено две аэродинамических трубы. Одна из них имеет достаточно большую рабочую часть, которая позволяет проводить исследования на моделях крупного масштаба (фотография трубы представлена на рисунке 3.13б). Кроме большой аэродинамической трубы в лаборатории используется ее уменьшенная копия (в масштабе 1:10), где также используется система нескольких вентиляторов для создания характеристик ПСА (фотография представлена на рисунке 3.13а). Основным интерес в данной работе представляет тот факт, что подход к моделированию характеристик ПСА с использованием многочисленных вентиляторов реализован на экспериментальном стенде внушительных размеров.

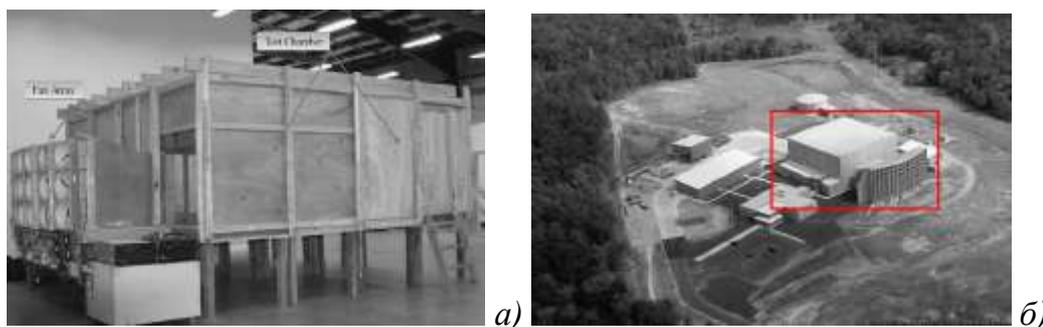


Рисунок 3.13 – а) тестовая модель аэродинамической трубы б) построенная аэродинамическая труба [202]

В работе [232] представлена аэродинамическая труба, вентиляторы которой имеют несколько степеней свободы (фотография представлена на рисунке 3.14). Данная аэродинамическая труба имеет рабочую часть размерами (Д x Ш x В) 4 x 3 x 1 м и позволяет моделировать любую изменчивость интенсивности и направления потока во времени.

В отличие от зарубежных лабораторий, в России подход к моделированию характеристик ПСА с использованием нескольких источников большого развития не получил. Среди статей российских авторов по данному направлению следует отметить относительно недавнюю работу [20], где представлены результаты искусственного утолщения пограничного слоя с помощью вдувания струй. Этот метод давно изучен и по подходу аналогичен работе [169]. В работе предлагается использовать перфорированную вставку с несколькими отверстиями. Через эти отверстия в рабочую часть аэродинамической трубы поступает воздух. Скорость подачи воздуха контролируется мощностью дополнительного вентилятора, при этом повернуть возникающие струи невозможно. На рисунке 3.15 представлена фотография одной из использованных пластин.

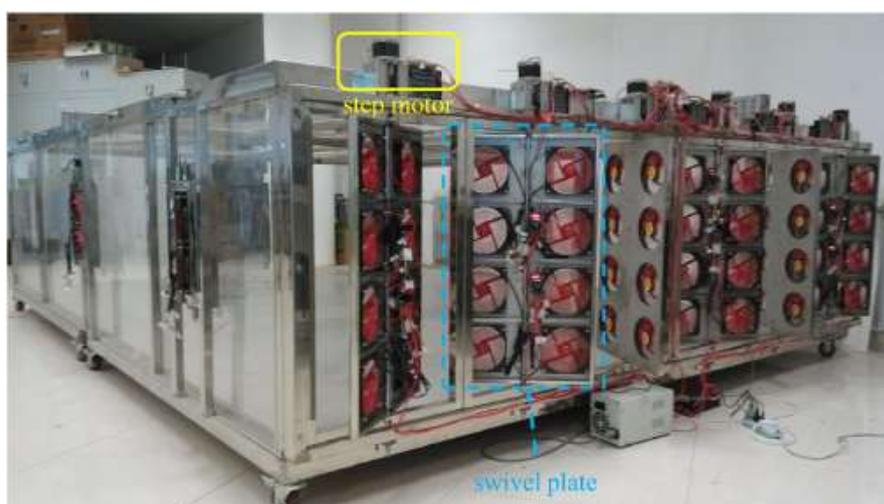


Рисунок 3.14 – Фотография аэродинамической трубы, представленной в работе [232]

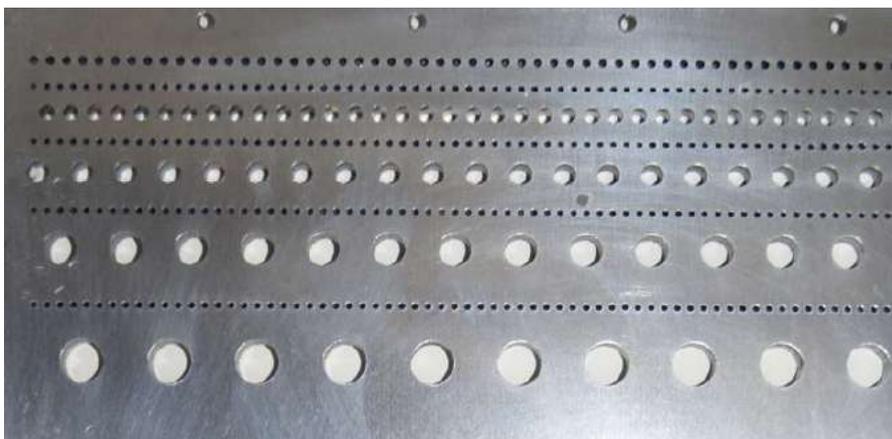


Рисунок 3.15 – Фрагмент перфорированной пластинки из работы [20]

Общий анализ экспериментальных работ, в рамках которых разработаны и использованы методы, основанные на взаимодействии потоков от нескольких источников, позволяет сделать следующие выводы:

– Описанные методы моделирования ПСА более распространены, чем методы, основанные на использовании активных генераторов. Тем не менее, лишь в единичных лабораториях имеется возможность создать и обслуживать описанное оборудование:

– Развитый математический аппарат позволяет разрабатывать, модернизировать, усложнять алгоритмы управления набором вентиляторов, однако, использование подобных экспериментальных стендов требует специализированного программного обеспечения еще и сложных электрических схем.

– Это хороший способ управления потоком и создания сложных течений в аэродинамических трубах с относительно небольшими размерами рабочей части. Однако данный способ не подходит для моделирования ПСА в аэродинамических трубах ландшафтного типа из-за высокой технической сложности и стоимости реализации, а также дальнейшей эксплуатации.

Методы, основанные на использовании статичных элементов заграждений. Методы, основанные на использовании статичных заграждений можно условно разделить на две группы:

– использование сеток и решеток;

– использование набора из крупногабаритных заграждений и мелкомасштабной дискретной шероховатости, например [39].

Использования сеток. В работе [185] представлена классификация сеток, которые были использованы в известных на тот момент работах. По данным на 1987 автор выделяет 10 вариантов различных сеток, каждый из которых описывается минимум в двух работах. Стоит оговориться, что первоначально сетки использовались для создания однородной изотропной турбулентности в аэродинамических трубах с короткой рабочей частью, как это описано в работах [36, 92].

В работе [94] проведено рассмотрение большого числа различных пассивных трубулизаторов, в том числе и сеток. В результате работы показано, что в аэродинамических трубах с длинной рабочей частью использование только сеток приводит к быстрому вырождению турбулентности. По этой причине в современных специализированных аэродинамических трубах сетки используются редко и только как вспомогательный элемент для создания характеристик ПСА.

Можно также выделить работы [72] и [146], в которых использованы цилиндрические заграждения для создания необходимого потока. В работе [72] в том числе проведено сравнение четырех статичных элементов заграждения рабочей части, в основе которых лежат твердотельные цилиндрические стержни в различных конфигурациях. Схема использования стержней показана на рисунке 3.16.

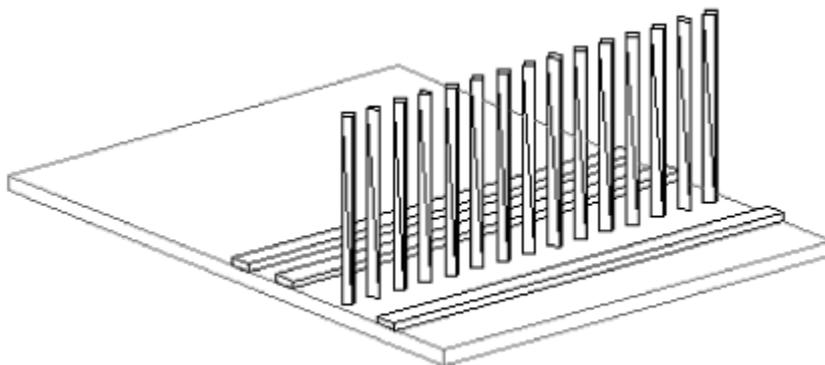


Рисунок 3.16 – Стержневые заграждения из работы [72]

Использование крупногабаритных заграждений и элементов дискретной шероховатости. Следует уточнить, что в настоящее время это самый популярный подход к моделированию пограничного слоя – это подтверждает, например, количество современных публикаций от ведущих научных групп, в которых использован именно такой подход.

Использование статичных элементов, влияющих на характеристики потока, стало возможно после понимания структуры пограничного слоя атмосферы. Этому посвящены, например, работы [224] и [225], где предложено описание процессов, происходящих в ПСА. Обсуждаются, в частности, размеры вихрей в различных областях слоя, а также особенности их взаимодействия. Анализ опубликованных данных позволил разработать концепцию крупномасштабных заграждений, описанную в [96]. Автор приводит доводы в пользу концепции заграждений с эллиптической кромкой, фотография которых в рабочей части аэродинамической трубы представлена на рисунке 3.17. В боковой проекции заграждения имеют форму четверти эллипса, у которого большая ось превосходит малую в два раза. Угол полуоткрытия заграждения составляет $5 - 6^\circ$, что позволяет создать нужный уровень завихренности, не создавая сильного вихря в следе генератора.

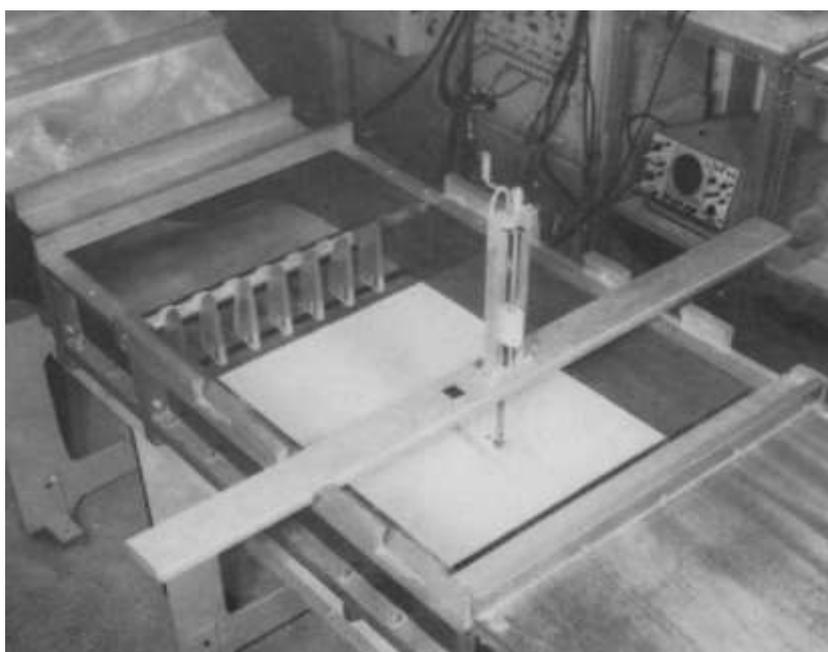


Рисунок 3.17 – Эллиптические генераторы в аэродинамической трубе [96]

Не менее знаковой работой можно считать исследование [136], в котором приводится подробный алгоритм вычисления формы плоских заграждений. Параметрами уравнений формы являются характеристики осредненного течения в ПСА – степень нарастания и общая высота моделируемого слоя. Для установления профиля скорости необходимо расстояние $6 \cdot h$ от конусов, где h – высота конусов.

Выше представлены три работы, которые имеют фундаментальное значение. Описанные в них идеи используются в современных аэродинамических трубах и дополняются в зависимости от специфики каждого конкретного стенда. Далее рассмотрим некоторые наиболее актуальные работы, в которых приводятся подобные модификации.

Интересным с точки зрения возможных модификаций конусных элементов заграждений является японский патент компании Mitsubishi, в котором предложены схемы различных конусных заграждений, в том числе и с подвижными гранями. Схемы наиболее специфичных заграждений представлены на рисунке 3.18. Отметим, что подобные формы являются весьма нестандартными и практически не встречаются в научных статьях.

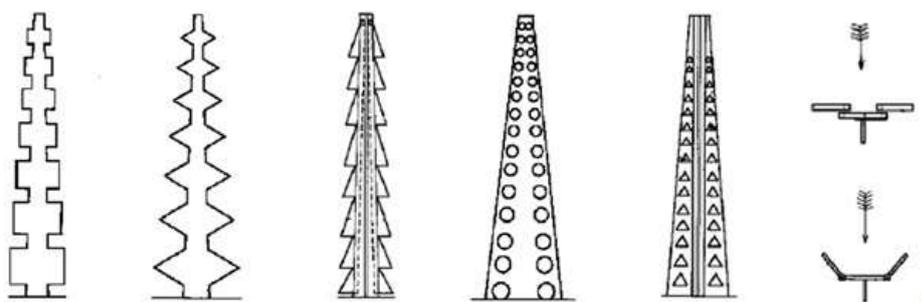


Рисунок 3.18 – Формы заграждений, запатентованные Mitsubishi

В работе [238] представлено сравнение различных методов моделирования характеристик ПСА. Рассматриваются постановки, фотографии которых представлены на рисунке 3.19. В замкнутой аэродинамической трубе, рабочая часть которой имеет габариты (Д x Ш x В) 6 x 1,5 x 2,3 м, устанавливались различные комбинации конусных

заграждений, вертикальной стенки и элементов дискретной шероховатости. Ожидаемо, наибольший контроль над характеристиками потока обеспечивает использование элементов всех трех типов одновременно.



Рисунок 3.19 – Конфигурация пассивных элементов, использованных в работе [238]

В работе [67] описывается аэродинамическая труба университета Луизианы, в которой вместо дискретных объектов шероховатости используется ковер с крупным ворсом (фотография рабочей части представлена на рисунке 3.20а). В политехническом институте Милана для некоторых задач вместо твердотельной шероховатости используется акустический поролон, как это показано на рисунке 3.20б.



Рисунок 3.20 – Рабочая часть аэродинамической трубы: а) из работы [67] и б) Миланского политехнического института (фото с официального сайта Миланского политехнического института)

В России моделированием характеристик ПСА в специализированной аэродинамической трубе давно и серьезно занимаются специалисты компании Уникон. Для моделирования ПСА используются крупногабаритные заграждения и элементы дискретной шероховатости (см. рисунок 3.21). Из недостатков следует отметить, что в рабочей части создается пограничный слой всегда одной толщины, таким образом, далее под эту физическую толщину подбирается масштаб модели, что наряду с маленьким поперечным размером рабочей части накладывает ограничения на проведение исследований.



Рисунок 3.21 – Элементы дискретной шероховатости в рабочей части аэродинамической трубы фирмы Уникон (фото с сайта компании Уникон)

Анализ открытых работ по методам моделирования ПСА с использованием статичных заграждений рабочей части и элементов дискретной шероховатости позволяет сделать следующие выводы:

– Описанные методы являются самой распространенной группой методов.

– В открытых источниках отсутствует обстоятельное описание и обоснование (теоретическое или практическое) методов подбора статичных заграждений рабочей части и элементов дискретной шероховатости.

– Подавляющее большинство исследований выполнено в аэродинамических трубах с относительно малым размером рабочей части.

– За полувековую историю использования такого подхода разработано и реализовано большое число модификаций, которые позволили адаптировать подход под конкретные экспериментальные стенды.

– Одновременное использование крупных и малых заграждений обеспечивает возможность моделирования не только средних, но и пульсационных характеристик потока.

– Моделирование энергетических характеристик потока требует дополнительных элементов, или модификации существующих используемых элементов.

В рамках настоящего обзора представлены основные подходы к моделированию характеристик пограничного слоя атмосферы в аэродинамических трубах с различными типами рабочих частей. Все методы, информация о которых доступна в передовых научных журналах, разделены на три группы.

Первая группа методов основана на использовании активных генераторов турбулентности – подвижных сеток, пластин, крыловых профилей. Данная группа методов имеет меньше всего практических реализаций, однако они наиболее разнообразны. До настоящего времени не существует единой методики использования активных элементов для создания характеристик ПСА, что приводит к возникновению все новых концепций. Как правило, такие метод требует разработки сложных электрических схем, а также программного обеспечения. Кроме того, подобные элементы используются только в аэродинамических трубах с короткой рабочей частью. В аэродинамических трубах ландшафтного типа, использование только активных генераторов затруднено из-за неоправданного усложнения рабочей части.

Вторая группа методов основана на использовании потоков от нескольких источников – трубок, сопел, вентиляторов. Данные методы являются востребованными в настоящее время, поскольку позволяют моделировать временную изменчивость как средних, так и пульсационных

характеристик течения. Использование потоков, создаваемых несколькими вентиляторами, является наиболее актуальным в наши дни, о чем свидетельствует большое количество публикаций (Китай, Америка). Методы проектирования подобных аэродинамических труб не являются тривиальными, а управление таким экспериментальным стендом требует разработки серьезного программного обеспечения. Кроме того, основная цель проводимых на подобном стенде экспериментальных исследований заключается в моделировании динамического отклика элемента конструкции (или всей конструкции целиком) на изменение характеристик потока. Это хороший способ управления потоком и создания сложных потоков в аэродинамических трубах с относительно небольшими размерами рабочей части. Однако данный способ не подходит для моделирования ПСА в аэродинамических трубах ландшафтного типа из-за высокой технической сложности и стоимости реализации, а также дальнейшей эксплуатации.

Третья группа методов является наиболее популярной. Суть методов третьей группы – использование статичных заграждений для создания дефицита профиля скорости, при этом позволяющих существенно увеличить характеристики турбулентности вблизи пола рабочей части. Реализация данных методов варьируется от стенда к стенду, однако основными пассивными элементами являются – конусные (эллиптические) заграждения, барьеры, блоки дискретной шероховатости. Данный метод является самым распространенным и относительно простым в реализации. Он позволяет моделировать профиль средней и пульсационной составляющей скорости, однако, для моделирования энергетических характеристик ПСА требует определенной модификации элементов заграждений.

3.3 Технология моделирования основных характеристик пограничного слоя атмосферы в ландшафтной аэродинамической трубе

Ветровые нагрузки, реализуемые на элементах исследуемого объекта, зависят не только от характеристик самого объекта, но и от характеристик набегающего потока [208, 212]. В случае моделирования особенностей ПСА до проведения аэродинамических исследований необходимо точно определить ветровой район и тип подстилающей поверхности в месте расположения будущего сооружения. Стоит отметить, что расположение современных проектируемых объектов, зачастую накладывает требования учета изменения типа местности для различных направлений ветра. Учет обозначенных параметров не исключает необходимость моделирования основных окружающих объектов.

Определение типа местности, как правило, происходит на основании словесных описаний, приводимых в различных руководящих документах. Так, в СП 20.13330.2016 предлагается рассматривать три типа местности:

- открытые побережья морей, озер и водохранилищ, сельские местности, в том числе с постройками высотой менее 10 м, пустыни, степи, лесостепи, тундра (тип местности «А»);
- городские территории, лесные массивы и другие местности, равномерно покрытые препятствиями высотой более 10 м (тип местности «В»);
- городские районы с плотной застройкой зданиями высотой более 25 м (тип местности «С»).

В соответствии с СП параметры природного ветра для каждого из типов местности описываются показателем α , характеризующим наполненность профиля ветра по высоте, и множителем k_{10} , характеризующим интенсивность ветра на высоте 10 метров. Эти константы полностью определяют степенной закон изменения натурального ПСА. В нормативной документации, используемой за рубежом, предлагается использовать логарифмические законы изменения скорости ветра. В таком

случае основной константой, определяющей тип местности, становится величина условной шероховатости z_0 , которая принимает значения от 0,003 м до 1 м. В Еврокоде выделяется 5 типов местности при этом поверхности морей и озер разнесены в разные типы, отдельно выделен степной тип местности.

Таким образом, на первом этапе подготовки к экспериментальному исследованию в Ландшафтной аэродинамической трубе необходимо задать однозначное соответствие между типами местности и направлениями воздушного потока для конкретного объекта исследования.

Описание принципа выбора пассивных элементов. Моделирование ПСА в Ландшафтной аэродинамической трубе осуществляется с использованием пассивных элементов – вихрегенераторов в виде трапеций и элементов дискретной шероховатости в виде призм. Основные идеи использования комплекса пассивных заграждений изложены в восьмидесятые годы прошлого века [96, 136] и практически все из них основаны на обобщении различного объема экспериментальных данных полученных на установках с малой рабочей частью. В настоящее время существуют лишь общие рекомендации по расчету габаритов пассивных заграждений, которые могут служить первым шагом к воссозданию необходимого профиля скорости. Ниже приведен основной алгоритм расчета габаритов вихрегенераторов.

В основе алгоритма, впервые предложенного в работе [136], лежит концепция моделирования степенного профиля скорости заданной высоты δ с показателем степени α . В таком случае высота вихрегенераторов h , представленных на рисунке 3.22.а, определяется зависимостью

$$h = \frac{1,39 \cdot \delta}{1 + \frac{\alpha}{2}} . \quad (3.6)$$

Ширина основания заграждений b оказывается зависимой от высоты рабочей части аэродинамической трубы H и описывается с помощью эмпирических зависимостей

$$b = \frac{h}{2} \times \left[\frac{\Psi \cdot \left(\frac{H}{\delta} \right)}{1 + \Psi} \right] \times \left(1 + \frac{\alpha}{2} \right), \quad (3.7)$$

$$\Psi = \beta \times \frac{\frac{2}{1 + \alpha} + \beta - \frac{1,13 \cdot \alpha \times \left(1 + \frac{\alpha}{2} \right)}{1 + \alpha}}{(1 - \beta)^2}, \quad (3.8)$$

$$\beta = \frac{\delta \cdot \alpha}{H \cdot (1 + \alpha)}. \quad (3.9)$$

Расстояние между вихрегенераторами может принимать значения от четверти до половины высоты заграждений, в зависимости от ширины рабочей части аэродинамической трубы.

Внешний вид соотношений (3.6) – (3.9) позволяет сделать вывод об их сугубо эмпирическом характере. Апробация данной методики расчета в различных аэродинамических трубах показывает невозможность использования этих зависимостей в качестве единственного конечного подхода, так как во всех случаях требовалась модификация получаемых пассивных заграждений.

В рамках диссертации автором разработана технология моделирования ПСА в рабочей части ЛАТ, основанная на моделировании двух частей по толщине пограничного слоя за счет элементов дискретной шероховатости и трапециевидных вихрегенераторов. Нижняя часть ПСА моделируется за счет использования элементов дискретной шероховатости, которые предварительно подбираются при помощи эмпирической зависимости, с последующим уточнением на основе базы экспериментальных данных, полученной автором. Верхняя часть ПСА моделируется в соответствии с

предложенным автором подходом, основанным на использовании коэффициента загромождения рабочей части, который устанавливает однозначную связь между геометрией трапецевидных вихрегенераторов и характеристиками ПСА. Данная технология основывается на соображениях о создании свободного, так называемого «живого» сечения между пассивными заграждениями. В отличие от подхода, представленного в работе [136], предлагаемый метод основан на использовании трапецевидных заграждений, как это показано на рисунке 3.22.б.

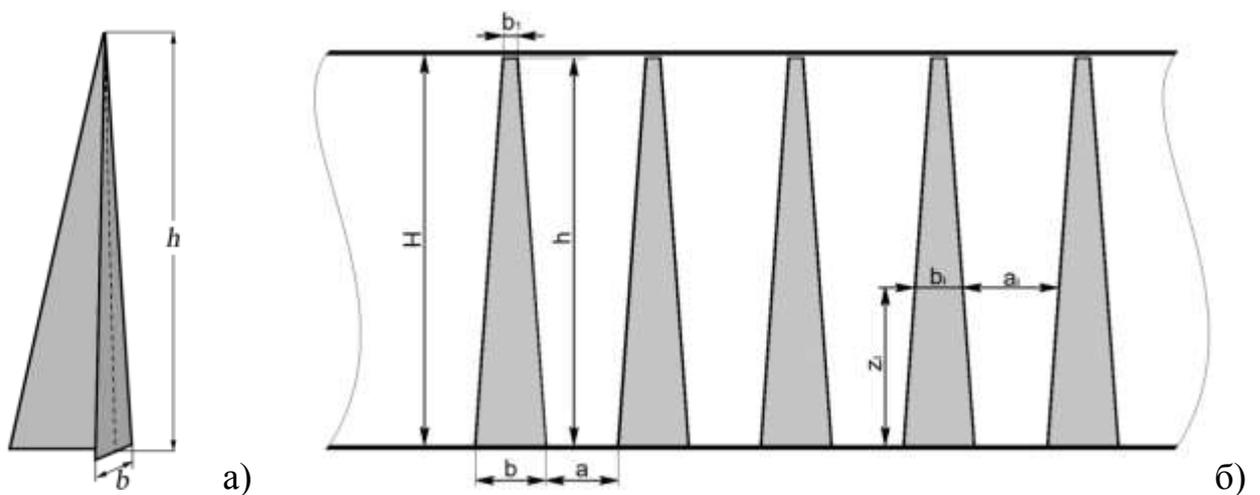


Рисунок 3.22 – Форма заграждений представленная: а) с возможностью изменения геометрии заграждения; б) с фиксированной геометрией

Расчет формы заграждений производится следующим образом. На первом этапе к выбранному профилю скорости, соответствующему какому-либо типу местности, строится линейная образующая, максимально точно воспроизводящая основной участок профиля (т.е. в случае использования СП получаем три образующих, в случае использования Еврокода – пять). Примеры таких образующих для профилей скорости всех типов местности (по классификации СП) представлены на рисунке 3.23. Все профили скорости обезразмерены на значения скоростей на высоте 1 метр – середину высоты рабочей части. При рассмотрении профиля скорости применительно к Ландшафтной аэродинамической трубе необходимо выбрать образующую таким образом, чтобы добиться максимально точного воспроизведения

параметров потока в диапазоне высот от 0,4 до 1,8 метров. Течение воздушного потока на высотах более 1,8 метра в рамках экспериментальных исследований имеет малое значение – максимальная высота моделей, как правило, не превышает значение 1,5 метра. В рамках данного подхода предполагается, что основной вклад в создание профиля скорости до высот 0,4 метра происходит из-за влияния элементов дискретной шероховатости, устанавливаемых на полу рабочей части аэродинамической трубы.

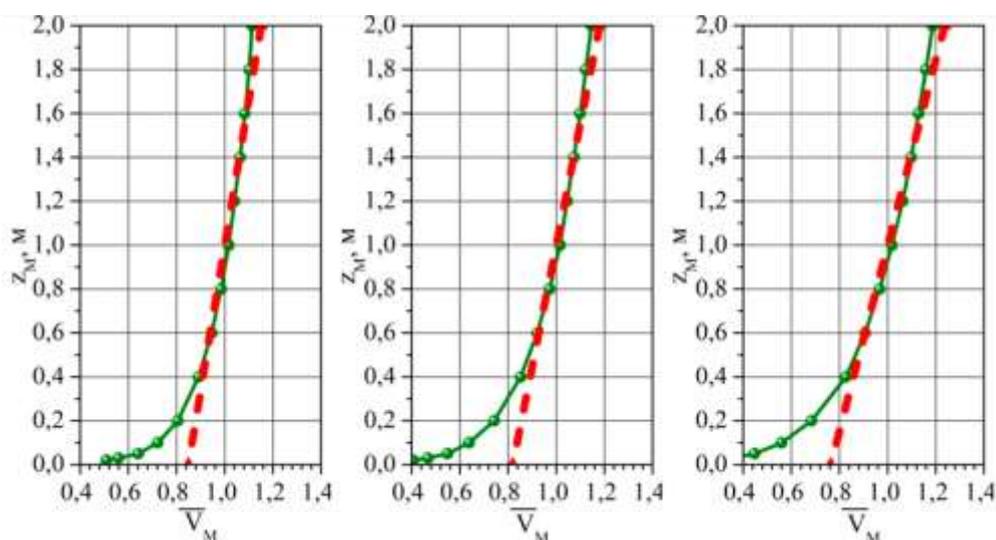


Рисунок 3.23 – Безразмерные профили скорости и образующие к ним для типов местности: «А», «В» и «С»

В основе расчета формы трапецевидных вихрегенераторов лежит принцип использования переменного по высоте свободного сечения. При проведении расчета принимается во внимание, что вихрегенераторы будут установлены на равном расстоянии друг от друга. В таком случае на каждой высоте z_i над поверхностью пола каждым вихрегенератором перекрывается ширина, равная b_i . При этом ширина a_i остается свободной для прохождения воздушного потока. При любом значении z_i сумма a_i и b_i остается неизменной. Основываясь на этом можно в качестве показателя перекрытия потока ввести коэффициент загромождения z_{Ai} потока, который вычисляется по формуле

$$z_{Ai} = \frac{b_i}{a_i + b_i} \cdot \quad (3.10)$$

Коэффициент загромождения однозначно определяется формой вихрегенераторов и расстоянием между ними. Выявление зависимости между коэффициентом загромождения потока и профилем скорости над поворотным кругом в рабочей части ЛАТ происходит на основе проводимых измерений. В результате многократных измерений, выполненных с использованием пятиствольного зонда и трубки Пито-Прандтля, впервые получены зависимости, позволяющие установить связь между коэффициентом загромождения и значением скорости образующей для каждого профиля на высоте z_i . Установлено, что эмпирические точки для всех типов трапециевидных заграждений хорошо описываются линейной зависимостью, как это показано на рисунке 3.24. Полученная зависимость позволяет рассчитывать основные геометрические габариты вихрегенераторов для воспроизведения любого желаемого профиля скорости.

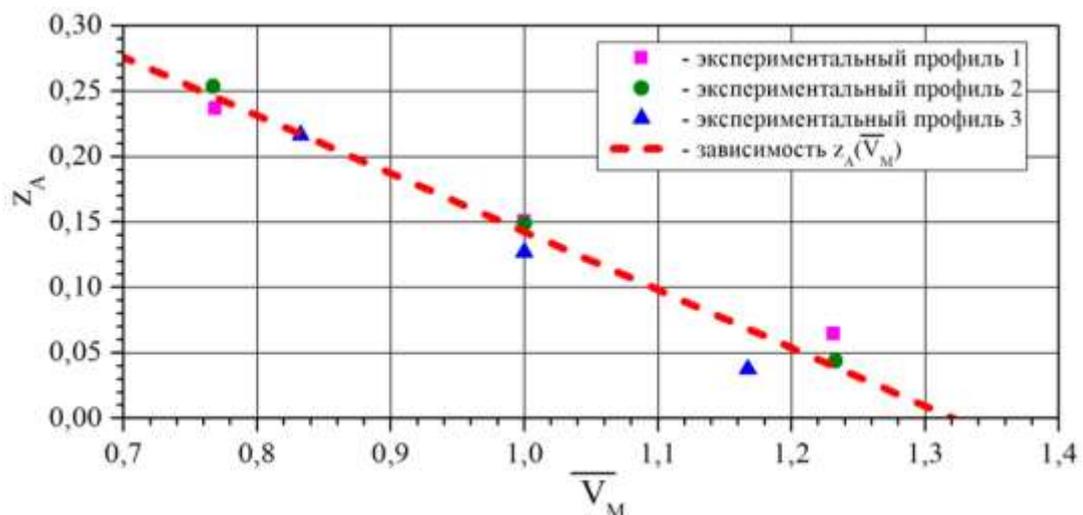


Рисунок 3.24 – Связь между коэффициентом загромождения и безразмерной скоростью

В случае использования метода расчета конусных заграждений, описанного в [136], получено, что для типа местности «А» ширина заграждения высотой $h=1,9$ м должна быть равна $b = 0,39$ м, а расстояние

между заграждениями должно равняться 0,48 м. Таким образом, в рабочей части аэродинамической трубы необходимо установить 12 подобных вихрегенераторов. В случае расчета по предложенной автором технологии нижняя ширина трапециевидных заграждений составляет $b = 0,22$ м, верхняя – $b_1 = 0,04$ м, габаритное расстояние между заграждениями составляет $a = 0,65$ м. В рабочей части необходимо устанавливать 11 заграждений. Таким образом, общее число заграждений остается практически неизменным, однако габариты их оснований существенно отличаются друг от друга.

Стоит отметить, что обязательным условием использования зависимостей (3.7) – (3.9) является наличие на полу рабочей части элементов дискретной шероховатости в виде призм. За последние 30 лет в специализированных научных изданиях опубликовано множество вариантов расстановки элементов дискретной шероховатости – от простых кубов до акустических конусов. Установка этих элементов по сей день не поддается стандартизации, т.е. не существует единственно верного алгоритма расчета габаритов элементов и расстояния между ними. Приводимые различными авторами схемы могут быть использованы только как начальное приближение к необходимой расстановке.

Элементы шероховатости представляли собой деревянные кубы, габариты которых рассчитывались следующим образом. Коэффициент трения профиля скорости с показателем α определяется в соответствии с соотношением

$$C_f = 0,136 \cdot \left(\frac{\alpha}{1 + \alpha} \right)^2. \quad (3.11)$$

Связь между размерами элементов k и расстоянием между ними D может быть описана с использованием эмпирического соотношения

$$\frac{k}{\delta} = \exp \left[\frac{2}{3} \log_{10} \left(\frac{D}{\delta} \right) - 0,1161 \times \left\{ \left(\frac{2}{C_f} \right) + 2,05 \right\}^{0,5} \right]. \quad (3.12)$$

Соотношение (3.7) позволяет для заранее выбранного расстояния между элементами или их размером, восстановить недостающее значение. Зависимость полностью описывает характеристики массива элементов дискретной шероховатости, устанавливаемого в рабочей части аэродинамической трубы. Для Ландшафтной аэродинамической трубы были выбраны элементы размером $0,15 \times 0,15 \times 0,15$ метров в качестве начальных элементов. В соответствии с зависимостью (3.12) расстояние между ними должно составлять $D = 0,36$ м.

После серии экспериментов было установлено, что лучшее соответствие профилю средней скорости и интенсивности турбулентности для типа местности «А», показывает набор из 40 элементов габаритами $0,15 \times 0,15 \times 0,10$ метров, равностоящих друг от друга на расстоянии 1 метр поперек потока и 0,5 метров вдоль потока, в совокупности с набором из 100 элементов габаритами $0,05 \times 0,05 \times 0,05$ метров, равноотстоящих друг от друга на 0,5 метра в обоих направлениях. Для других моделируемых типов местности предварительные оценки также были получены по формуле (3.12), а конечное расположение объектов подбиралось исходя из базы данных, полученной автором в результате проведения многочисленных экспериментов.

Способ измерения и обработки сигнала для определения профиля средней и пульсационной составляющей скорости в ЛАТ. После установки пассивных заграждений перед каждым исследованием необходимо провести подробные измерения профилей скорости, интенсивности турбулентности, энергетических характеристик потока. Измерения средней скорости в рабочей части аэродинамической трубы возможно производить с использованием трубки Пито-Прандтля или пятиствольного зонда. Высокая

инерционность трубок Пито-Прандтля и пятиствольных зондов не позволяет получить корректную информацию о турбулентных свойствах потока. Для измерений интенсивности турбулентности и энергетических характеристик потока необходимо использовать термоанемометры с одноточечными или двухточечными датчиками. На результаты проводимых измерений также оказывают влияние параметры измерительных систем – частота дискретизации и общее время измерения.

Далее представлены результаты измерения значений скорости в центральной плоскости поворотного круга. Вне зависимости от метода измерения (труба Пито, пятиствольный зонд или термоанемометрическая система) значения средней скорости определялись в соответствии с зависимостью

$$\bar{U} = \frac{1}{n} \sum_i u_i, \quad (3.13)$$

где n – количество измерений параметра;

u_i – мгновенное значение скорости в i -й момент времени, м/с.

При использовании термоанемометрической системы с одноточечным датчиком среднеквадратичное отклонение и интенсивность турбулентных пульсаций для продольной компоненты скорости определяются в соответствии с зависимостями

$$\sigma_u = \sqrt{\overline{(u_i - \bar{U})^2}}, \quad (3.14)$$

$$It = \frac{\sigma_u}{U} \cdot 100. \quad (3.15)$$

Спектральная плотность определяется с использованием метода спектрограмм Уэлча. Использование описанного в представленной работе алгоритма позволяет снизить общую дисперсию спектральной плотности за

счет разбиения исходного сигнала на перекрывающиеся отрезки и применения к каждому из них оконной функции. В рамках настоящей работы, как правило, использовалось разбиение сигнала на 10 – 15 равных отрезков с перекрытием до 20 %. К каждому из отрезков дополнительно применялась оконная функция Хэмминга. Стоит отметить, что изменение параметров вычисления спектральных плотностей (количество отрезков разбиения, степень их перекрытия, тип оконной функции) позволяет выделять полезный сигнал на уровне шума, получать более достоверную информацию о пульсационных характеристиках потока.

Влияние частоты дискретизации f^{meas} на форму сигнала для точки на высоте 0,5 метра над центром поворотного круга показано на рисунке 3.25.

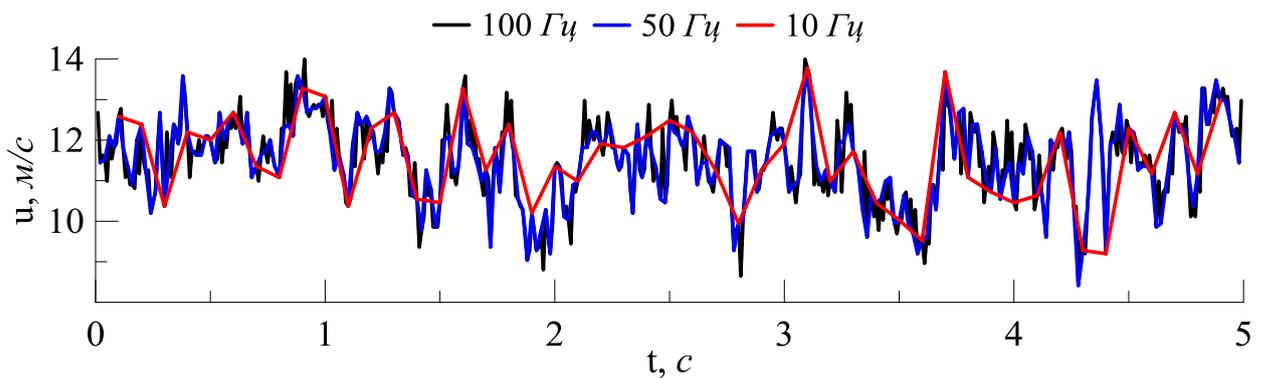


Рисунок 3.25 – Зависимость формы сигнала в точке на высоте 0,5 метра от частоты дискретизации

Таблица 3.1 – Зависимость определяемых величин на высоте 0,5 метра от параметров измерения

Время осреднения t_{av} , с	Частота дискретизации f_{meas} , Гц	Средняя скорость \bar{U} , м/с	Среднеквадратичное отклонение σ_u , м/с	Интенсивность турбулентности I_t , %
5	500	11,60	1,10	9,48
50		11,51	1,08	9,38
150		11,49	1,04	9,05
300		11,48	1,05	9,15
150	10	11,55	1,06	9,17
	50	11,50	1,03	8,95
	100	11,49	1,04	9,05
	500	11,49	1,04	9,05

На рисунке 3.26 представлены данные о влиянии частоты дискретизации и времени измерения на спектральные плотности потока в рассматриваемой точке пространства рабочей части аэродинамической трубы.

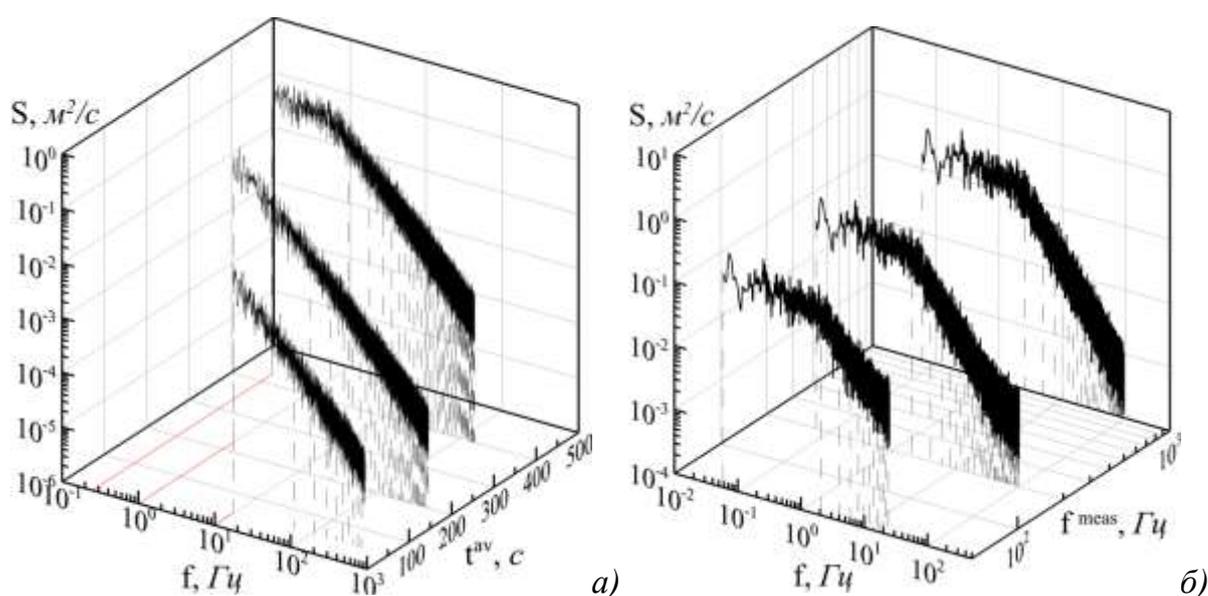


Рисунок 3.26 – Спектральная плотность при:
 а – различном времени измерения; б – различной частоте дискретизации

На основании приведенных выше данных можно сделать вывод, что при измерениях средних характеристик скорости время осреднения перестает оказывать влияние при превышении критического значения $t_{cr}^{av} = 10$ с и частоты дискретизации – $t_{cr}^{meas} = 50$. Основные требования к параметрам измерения выдвигаются при измерении энергетических характеристик потока, например, энергетических спектров пульсаций продольной скорости. При измерении сигнала менее 200 с не удастся получить информацию о перегибе зависимости спектральной плотности. При выборе частоты дискретизации менее 300 Гц не удастся получить точную информацию о наклоне зависимости спектральной плотности в инерционном интервале.

Таким образом, в случае проведения измерений характеристик ПСА в Ландшафтной аэродинамической трубе рекомендуется интервал сбора значений задавать не менее 200 секунд, а частоту дискретизации не менее 300 Гц. Отдельно отметим, что данные параметры подобраны для экспериментальных исследований характеристик ПСА, в случае проведения экспериментальных работ по определению давления на поверхностях исследуемых объектов необходимо подбирать параметры измерения применительно к задаче исследования.

Учитывая вышесказанное, процесс подготовки и процесса измерений полей скорости в рабочей части ЛАТ можно разделить на несколько этапов:

1. В зависимости от поставленной задачи выбирается аппаратура измерения. Если необходимо определить только средние значения продольной компоненты скорости, допускается использование трубок Пито-Прандтля. В случае необходимости проводить измерения в потоке с небольшими углами скоса (от минус 30 до плюс 30) в двух плоскостях, рекомендуется использовать пятиствольный зонд. В случае постановки задачи определения энергетических и пульсационных характеристик потока необходимо использовать термоанемометрическую систему с различными чувствительными элементами (одно-, двух-, трех-ниточными датчиками).

2. Чувствительный элемент измерительной системы закрепляется на трехкомпонентном координатном устройстве таким образом, чтобы обеспечивалась достаточная жесткость конструкции, и при этом не возникало негативного влияния координатного устройства на процесс измерений.

3. Перемещая координатное устройство, производится измерение скорости в необходимой области пространства рабочей части.

4. Все питающие кабели (а также пневмотрассы в случае использования трубок Пито-Прандтля и пятиствольных зондов) не должны создавать помех перемещению координатного устройства. Кроме того, необходимо до начала измерений убедиться, что перемещение координатного устройства по всему пространству измерений не приведет к повреждению пневмотрасс и кабелей питания.

Способ измерения и обработки сигнала для определения энергетических характеристик потока в ЛАТ. Получаемые в результате измерений данные, как правило, представляют собой обширные массивы значений изменения скорости во времени. Определение средней скорости на основании такого массива производится с использованием зависимости (3.13). Определение среднеквадратичного отклонения и интенсивности турбулентности – по зависимостям (3.14) и (3.15) соответственно. При определении воздействия ветра на уникальные объекты зачастую недостаточно воспроизвести только профиль средней и пульсационной составляющей скорости в ПСА. Зачастую при решении отдельных задач для уникальных сооружений необходимо учитывать интегральный масштаб турбулентности и связанные с ним параметры. Далее будут подробно разобраны алгоритмы вычисления продольного интегрального масштаба турбулентности.

В настоящее время имеется несколько методов расчета интегральных масштабов турбулентности различной сложности. Все из них основаны на

каком-либо допущении, имеют свои достоинства, недостатки и диапазон применимости. Наиболее точным и достоверным подходом является метод измерения пространственных корреляций скорости.

Коэффициент пространственной корреляции R_x определяется в соответствии с зависимостью

$$R_x(\xi) = \frac{\overline{u'(\vec{r}_1)u'(\vec{r}_2)}}{\sqrt{\overline{u'^2(\vec{r}_1)}}\sqrt{\overline{u'^2(\vec{r}_2)}}}, \quad (3.16)$$

где \vec{r}_1, \vec{r}_2 – радиус-вектора точек в пространстве, м; u' – пульсация компоненты скорости в точке измерений, м/с. Горизонтальной чертой обозначено осредненное по времени значение.

Интегральный пространственный масштаб турбулентности L_x^U определится с использованием коэффициента корреляции (3.16) следующим образом

$$L_x^U = \int_0^{\infty} R_x(\xi) d\xi. \quad (3.17)$$

Физический смысл масштаба турбулентности легко представить, если турбулентное движение рассматривать как движение отдельных масс сплошной среды конечного размера. При движении такого отдельного объема на значительных участках пути сохраняется его индивидуальная структура, обычно определяемая условиями возникновения турбулентности. Таким образом, масштаб турбулентности характеризует протяженность области идентификации отдельных масс турбулентного потока.

Метод с использованием отношения (3.16) является теоретически обоснованным, но очень трудоемким в практической реализации. Для его реализации необходимо организовать одновременные измерения скоростей в нескольких точках пространства с возможностью изменять расстояние между

этими точками. При этом необходимо минимизировать влияние датчиков друг на друга. Так как в формуле (3.16) используются пульсации скорости, то для измерений рекомендуется использовать только термоанемометрические системы.

В рамках решения прикладных задач такой подход используется редко. На практике, как правило, стараются упростить процедуру определения интегрального масштаба, используя дополнительные гипотезы и соображения. Одной из самых популярных гипотез является гипотеза Тейлора, подробно описанная в большом количестве фундаментальных трудов (например, [23, 65]). В рамках данной гипотезы предполагается, что все возникающее вихревое поле перемещается с постоянной средней скоростью потока \bar{U} вдоль выделенной оси x_i . В случае рассмотрения пограничного слоя ось x_i естественным образом выбирается вдоль направления потока. Предполагается также, что средняя скорость потока значительно превышает флуктуации скорости $\bar{U} \gg u'$. В таком случае последовательность значений u' , измеряемых в фиксированной точке пространства, определяется переносом замороженного поля турбулентности через эту точку. Временная зависимость флуктуаций скорости, измеряемых датчиком в точке, будет почти тождественно равна мгновенному распределению скорости u' вдоль оси x_i , проходящей через эту точку. Следствием этого является примерное равенство корреляций

$$\overline{u'(t)u'(t+\tau)} \cong \overline{u'(x_i)u'(x_i+l)} , \quad (3.18)$$

где τ – шаг сдвига по времени, с; l – шаг сдвига по пространству в направлении x_i , м.

При использовании соотношения (3.18) становится не обязательно вычислять пространственную корреляцию для определения пространственного масштаба турбулентности – достаточно определить

коэффициент временной автокорреляции R_t . В общем случае коэффициент R_t определяется в соответствии с соотношением

$$R_t(\tau) = \frac{\overline{u'(t)u'(t+\tau)}}{\overline{u'^2}} . \quad (3.19)$$

Соотношение (3.19) позволяет определить временной интегральный масштаб турбулентности

$$T_E = \int_0^{\infty} R_t(\tau) d\tau . \quad (3.20)$$

Физический смысл интеграла (3.20) заключается в следующем. Коэффициент временной автокорреляции, как это следует из зависимости (3.14), принимает максимальное единичное значение в точке $\tau = 0$ и является симметричной относительно нее. Единичное значение коэффициента автокорреляции описывает полностью взаимосвязанный сигнал в точках измерения. При стремлении $\tau \rightarrow \infty$ коэффициент R_t является быстро убывающей функцией. По определению, значение интеграла (3.20) равно площади под графиком функции R_t . Такую же площадь имеет постоянная функция, задаваемая соотношением $R_t(\tau) = 1$ в диапазоне $\tau \leq T_E$. Таким образом, смысл интеграла (3.20) – промежуток времени, при котором значения сигнала полностью взаимосвязаны.

В результате введенных соотношений интегральный масштаб турбулентности в соответствии с гипотезой Тейлора определяется по формуле

$$L_x^U = \overline{U} \cdot T_E . \quad (3.21)$$

Экспериментальные и теоретические данные показывают, что гипотеза Тейлора выполняется не только в слабо неоднородных течениях, для которых она была предложена, но и в значительных областях неоднородных течений. Согласно измерениям, эта гипотеза выполняется приблизительно на 90-95% толщины пограничного слоя, в большей части свободных течений, в ядре потока для течений в канале, не слишком близко к стенке.

Зависимость изменения коэффициента $R_r(\tau)$, определенного на нескольких высотах в центре поворотного круга в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы представлена на рисунке 3.27. Пунктирной линией нанесено условие $R_r(\tau) = 1$ в диапазоне $\tau \leq T_E$.

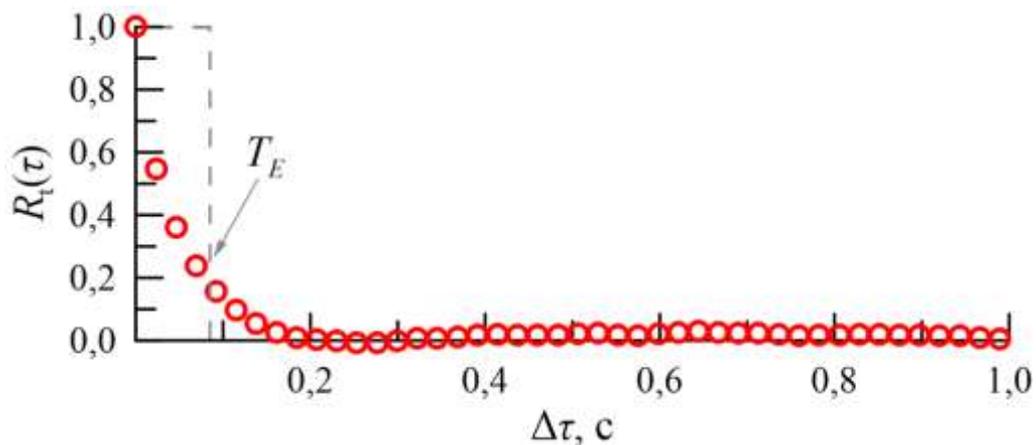


Рисунок 3.27 – Зависимость изменения коэффициента автокорреляции в ЛАТ

Использование естественной связи корреляционных функций и энергетических спектров в точке потока также позволяет определить значение интегрального масштаба турбулентности. Если в результате измерений в точке удастся определить частотный спектр скоростных пульсаций $E(f)$, то интегральный масштаб турбулентности может быть определен по формуле

$$L_x^U = \left[\frac{E(f)\bar{U}}{4u'^2} \right]_{f \rightarrow 0} . \quad (3.22)$$

Недостатком такого подхода является принципиальная невозможность точно определить значение спектральной функции при нулевой частоте. Поэтому различные исследователи по-разному подходят к использованию зависимости (3.22). В работе [151], например, предлагается в качестве $E(0)$ использовать значение $E(f)$, осредненное в диапазоне частот от 1 до 5 Гц.

Альтернативный подход заключается в использовании известных аналитических зависимостей, аппроксимирующих спектр турбулентных пульсаций. Практически все эти зависимости записываются с использованием интегрального масштаба турбулентности. Так, например, может использоваться соотношение, описывающее энергетический спектр Липмана

$$\frac{E(f_0)\bar{U}}{4\sigma_u^2 L_x^U} = \frac{1}{1 + \frac{4\pi^2 f_0^2}{\bar{U}^2} L_x^{U^2}}, \quad (3.23)$$

где f_0 – частота в диапазоне 20 – 40 Гц.

Одним из недостатков использования зависимости (3.23) является необходимость решения квадратного уравнения относительно величины L_x , оба корня которого могут получиться положительными. В таком случае для выбора нужного значения необходимо воспользоваться дополнительными оценками и соображениями.

Хорошо известно, что спектр турбулентных пульсаций натурального ветра и моделирующего его потока в высокочастотной части (от десятой части Герца) должен удовлетворять аналитической зависимости Кармана

$$\frac{f \cdot E(f)}{\sigma_u^2} = \frac{4 \cdot \frac{f \cdot L_x^U}{\bar{U}}}{\left[1 + 70,7 \cdot \left(\frac{f \cdot L_x^U}{\bar{U}} \right)^2 \right]^{5/6}}. \quad (3.24)$$

При корректном определении интегрального масштаба L_x^U спектральные плотности, посчитанные по зависимости (3.24), должны совпадать на различных высотах. Хорошо известно, что в диапазоне невысоких частот (соизмеримых с 1 Гц) спектральная функция имеет экстремум. Таким образом, на практике достаточно убедиться, что для потока справедлив спектр Кармана, и затем найти частоту, при которой наблюдается максимум спектральной функции. После этого в зависимости (3.24) остается только один неизвестный параметр – L_x^U , так как значения $E(f)$ известны в результате анализа многочисленных эмпирических данных.

Все перечисленные подходы, так или иначе, используются при проведении экспериментальных исследований в аэродинамических трубах, позволяющих воспроизводить характеристики пограничного слоя атмосферы. Необходимость определения интегральных масштабов турбулентности заключается в следующем. При моделировании турбулентного потока в аэродинамических трубах зачастую приходится выбирать набор критериев моделирования. Для динамически подобных моделей всего сооружения необходимо обеспечить соответствие натуральных и моделируемых масштабов. В некоторых случаях на основе интегрального масштаба турбулентности необходимо определять геометрический масштаб модели. Информация об изменении продольного интегрального масштаба турбулентности по высоте в натуральных условиях приводится в [108]

$$L_x^U(z) = 25 \cdot (z - d)^{0,35} \cdot z_0^{-0,063}. \quad (3.25)$$

В соответствии с нормативными документами, принятыми в зарубежных странах, допускается моделировать интегральный масштаб турбулентности в диапазоне $\pm 15\%$ от натуральных значений на соответствующей высоте.

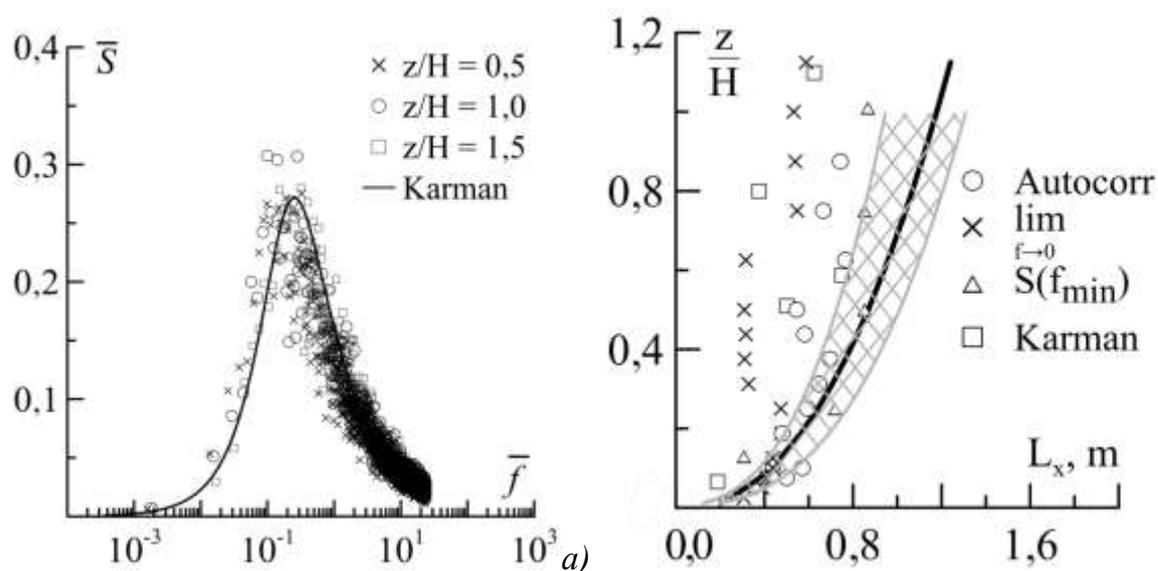


Рисунок 3.28 – Распределение характеристик потока по высоте рабочей части:
 а) безразмерная спектральная плотность; б) продольный интегральный масштаб турбулентности и допустимый диапазон его изменения

На рисунке 3.28а представлены безразмерные спектральные плотности на различных высотах над центром поворотного круга в рабочей части ЛАТ. На рисунок также нанесена зависимость (3.24). Хорошо видно, что спектральные плотности на трех высотах совпадают между собой и хорошо соответствуют эмпирической зависимости Кармана. На рисунке используются обозначения:

$$\bar{S} = \frac{f \cdot E(f)}{\sigma_u^2}. \quad (3.26)$$

$$\bar{f} = \frac{f \cdot L_x^u(z)}{U}. \quad (3.27)$$

На рисунке 3.28б представлено сравнение продольного интегрального масштаба турбулентности, определенного несколькими способами. Отметим, что масштабы турбулентности, полученные с использованием автокорреляционной функции и с использованием аппроксимирующей зависимости Кармана, дают близкие значения, тогда как использование

алгоритма из [151] существенно занижает определяемый масштаб. Отметим, что на корректно воспроизведенном распределении спектральной плотности по частотам в принципе отсутствуют участки линейной зависимости, для которой алгоритм из [151] давал бы наилучшие результаты. Это может служить одной из причин полученного несоответствия.

В результате сравнения нескольких способов по определению продольного интегрального масштаба турбулентности, можно сделать вывод, что алгоритм из [151] существенно занижает определяемый масштаб, а использование автокорреляционной функции и аппроксимирующей зависимости Кармана, дают близкие значения. В настоящей работе в качестве основного способа для определения продольного интегрального масштаба турбулентности используется автокорреляционная функция.

Последовательность действий при создании ПСА по разработанной технологии:

1. Определение профиля скорости для типа местности
2. Предварительной подбор элементов дискретной шероховатости и моделирование нижней части профиля ПСА на основе эмпирической зависимости
3. Уточнение расположения дискретной шероховатости на основе базы экспериментальных данных, полученной автором
4. Подбор вихрегенераторов для моделирования верхней части профиля ПСА с использованием разработанного подхода на основе коэффициента загромождения
5. Настройка средств измерений, подбор времени измерения и частоты дискретизации сигнала, согласно разработанным автором рекомендациям
6. Измерение характеристик ПСА и обработка результатов, согласно разработанным автором рекомендациям

Оценка погрешности измерений. Оценка погрешности моделирования пограничного слоя атмосферы в аэродинамической трубе является сложной задачей. В первую очередь, это связано с огромным количеством факторов влияния на характеристики моделируемого потока: непосредственно погрешность измерений, погрешность координатного устройства, погрешность изготовления вихрегенераторов и дискретной шероховатости, погрешность их расстановки и т.д. При этом отсутствует аналитическая зависимость влияния перечисленных выше факторов на характеристики моделируемого потока. В связи со сказанным выше рассуждения о погрешностях моделирования ПСА в литературе, которая находится в открытом доступе, отсутствуют.

В работе рассмотрен подход к оценке погрешности воспроизведения наперед заданного профиля средней скорости ПСА, который заключается в выборе алгоритма определения систематической и случайной погрешности измерения скорости в рабочей части ЛАТ. Если получаемый в рабочей части профиль скорости отличается от заданного значения на величину, превышающую погрешность, считается, что вихрегенераторы и элементы дискретной шероховатости расставлены неверно, и их расположение необходимо корректировать.

Один из наиболее простых способов оценки средней скорости потока в рабочей части аэродинамической трубы – проведение измерений с использованием трубки Пито-Прандтля. В данном случае необходимо учесть, что скорость не является измеряемой величиной – она определяется на основании измеренного поля давлений и данных о распределении плотности. Как показывают многочисленные экспериментальные исследования и справочные данные [4], плотность воздуха при малых скоростях движения оказывается более зависимой от изменения температуры, чем от изменения давления. Таким образом, оценим погрешность измерения скорости \bar{U}^{Pito} как функции от давления и температуры в точке

$$\bar{U}^{Pito} = F(p, T) . \quad (3.28)$$

Полная формула вычисления скорости при использовании трубки Пито-Прандтля записывается следующим образом

$$\bar{U}^{Pito} = \zeta \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot (p_{дин} - p_{ст})}{\rho}} , \quad (3.29)$$

где ζ – безразмерный тарировочный коэффициент трубки. В данном случае значение тарировочного коэффициента близко к единице. По этой причине в дальнейших рассуждениях он опускается. Учитывая зависимость плотности воздуха от температуры в точке измерения, зависимость (3.29) выглядит следующим образом

$$\bar{U}^{Pito} = \sqrt{\frac{2 \cdot \frac{R}{M} \cdot T \cdot (p_{полн} - p_{ст})}{p_{ст}}} , \quad (3.30)$$

где $p_{ст}$ – статическое давление в потоке, Па; $p_{полн}$ – полное давление в потоке, Па; R – универсальная газовая постоянная, равная 8,31 Дж/(кг·К); M – молярная масса воздуха, равная 29 г/моль.

В соответствии с общепринятой методикой выделяется систематическая погрешность, которая сохраняется при повторных измерениях и обусловлена неточностью прибора. В настоящей работе систематическая погрешность измерения давления описывается разрядом сканера, измеряющего перепад давления. Систематическая погрешность измерения температуры определяется точностью шкалы термометра, используемого для этих целей. Случайные погрешности изменяются беспорядочно при повторных измерениях одной и той же физической величины при одинаковых условиях и могут быть оценены на основании

методов теории статистики. Большие отклонения при измерениях отбрасываются на этапе предварительного анализа данных.

В случае косвенных измерений систематическую погрешность получают путем логарифмического дифференцирования формулы (3.30)

$$\frac{\delta \bar{U}^{Pito}}{\bar{U}^{Pito}} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{\delta T}{T} + \frac{\delta(p_{полн} - p_{ст})}{(p_{полн} - p_{ст})} \right), \quad (3.31)$$

где δT , $\delta(p_{ст} - p_{полн})$ – систематические ошибки при измерении температуры и разности давлений соответственно.

Для нахождения случайной ошибки используется зависимость

$$\frac{\Delta \bar{U}^{Pito}}{\bar{U}^{Pito}} = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\left(\frac{\Delta T}{T} \right)^2 + \left(\frac{\Delta(p_{полн} - p_{ст})}{(p_{полн} - p_{ст})} \right)^2}, \quad (3.32)$$

где ΔT , $\Delta(p_{ст} - p_{полн})$ – доверительные интервалы при заданных доверительных вероятностях для температуры и разности давлений соответственно.

В случае измерения скорости турбулентного градиентного потока в аэродинамической трубе случайная и систематическая погрешности оказываются близки по значениям, и, следовательно, обе будут определять точность результата. По этой причине общая суммарная погрешность Σ определяется в соответствии с формулой

$$\Sigma \bar{U}^{Pito} = \sqrt{(\Delta \bar{U}^{Pito})^2 + (\delta \bar{U}^{Pito})^2}. \quad (3.33)$$

Таким образом, относительная погрешность измерения скорости в каждой точке $\varepsilon_{\bar{U}^{Pito}}$ определится следующим образом

$$\varepsilon_{\bar{U}^{pito}} = \frac{\Sigma \bar{U}^{pito}}{\bar{U}^{pito}} \cdot 100\% . \quad (3.34)$$

Определим относительную погрешность измерения скорости на высоте 0,5 метра над уровнем пола в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы при моделировании профиля скорости, соответствующего типу местности «А» по классификации СП.

Случайная погрешность определялась на основании 10 независимых экспериментов. Используя зависимости (3.31) – (3.34) относительная погрешность измерений профиля средней скорости для диапазона высоты рабочей части $H = 0,1 - 1,8$ м составляет не более $\varepsilon_{\bar{U}^{pito}} = 4,3\%$.

3.4 Верификация технологии моделирования основных характеристик пограничного слоя атмосферы

Описание объекта и метода исследований. Для верификации технологии моделирования основных характеристик ПСА в Ландшафтной аэродинамической трубе была выбрана тестовая задача обтекания куба по двум главным причинам. Во-первых, в открытом доступе опубликовано большое количество данных по исследованию распределения давления на модели куба разных размеров. Во-вторых, имеются данные о натуральных измерениях ветрового давления на кубе с гранью 6 метров.

Из наиболее востребованных результатов прошлых лет можно выделить работы [84, 97, 131, 133, 134, 184, 187, 188], в которых основной акцент сделан на измерениях безразмерных коэффициентов давления на гранях модели. Среди перечисленных работ отдельно отметим работы [84, 131, 184]. В работе [131] представлена попытка систематизировать данные 15 различных лабораторий. В результате получены некоторые интервалы значений коэффициентов давления, реализуемых в различных точках граней модели. Работа [84] во многом является эталонной. В настоящее время данные, опубликованные в ней, используются для верификации численных моделей.

В работе [184] приводятся результаты экспериментального исследования, выполненного на натурном 6 метровом кубе, расположенном в исследовательском институте Силсое, Англия. Полученные данные представляют большую ценность, поскольку в настоящее время наблюдается дефицит хорошо описанных натуральных измерений. Связано это с трудностями проведения экспериментальных исследований на больших моделях и зависимостью от погодных условий.

Для сравнения с существующими данными натуральных измерений в настоящей работе рассмотрено воздействие ПСА, который согласно Еврокоду соответствует типу местности «0» (степенной профиль с показателем $\alpha = 0,11$), на модель куба с гранью 0,4 м. Профиль средней

скорости, профиль интенсивности турбулентности из Еврокода и реализованный в ЛАТ изображены на рисунке 3.29.

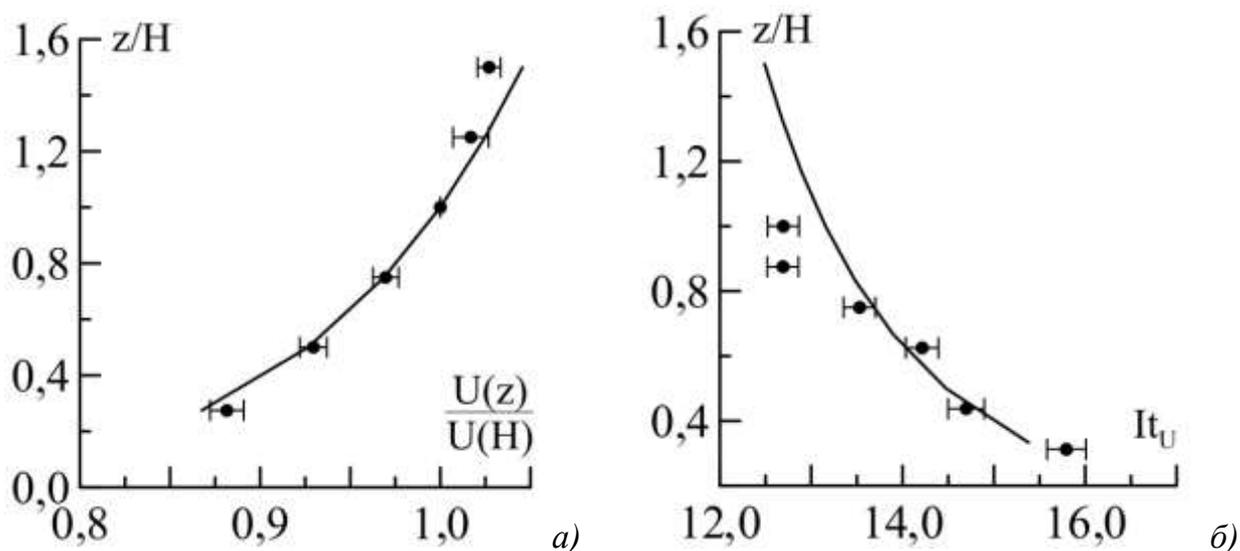


Рисунок 3.29 – Распределение характеристик потока по высоте рабочей части: а – средней скорости; б – интенсивности турбулентности. Сплошная линия – Еврокод, точки – экспериментальные данные.

При выполнении исследований проводились измерения интегральных аэродинамических характеристик и распределение давления по поверхностям граней модели куба. Указанные исследования проводились в БАДТ в однородном потоке и в ЛАТ с учетом моделирования основных характеристик ПСА (см. рисунок 3.30а). На рисунке 3.30б показаны схемы постановки эксперимента, система координат, связанная с моделью, а также система отсчета углов центрального сечения куба относительно направления набегающего потока. Системы координат и направления положительного изменения угла α в однородном и градиентном потоке совпадали.

Для измерения распределения давления в модели куба было расположено 87 контрольных точек с приемниками давления, соединенных со сканерами давления с помощью пневмотрассы. Расположение контрольных точек соответствует расположению точек измерений на натурном кубе, описанном в работе [184]. Тридцать отверстий располагались на четверти верхней грани, что позволило получить данные о поле давления

при различных углах натекания. Учитывая размеры рабочих частей аэродинамических труб и размеры исследуемого куба, в обеих постановках эксперимента степень запырания потока не превышала 1%. Число Рейнольдса, посчитанное по высоте грани и скорости потока на высоте куба, в обеих постановках равнялось $Re = 2,5 \times 10^5$.

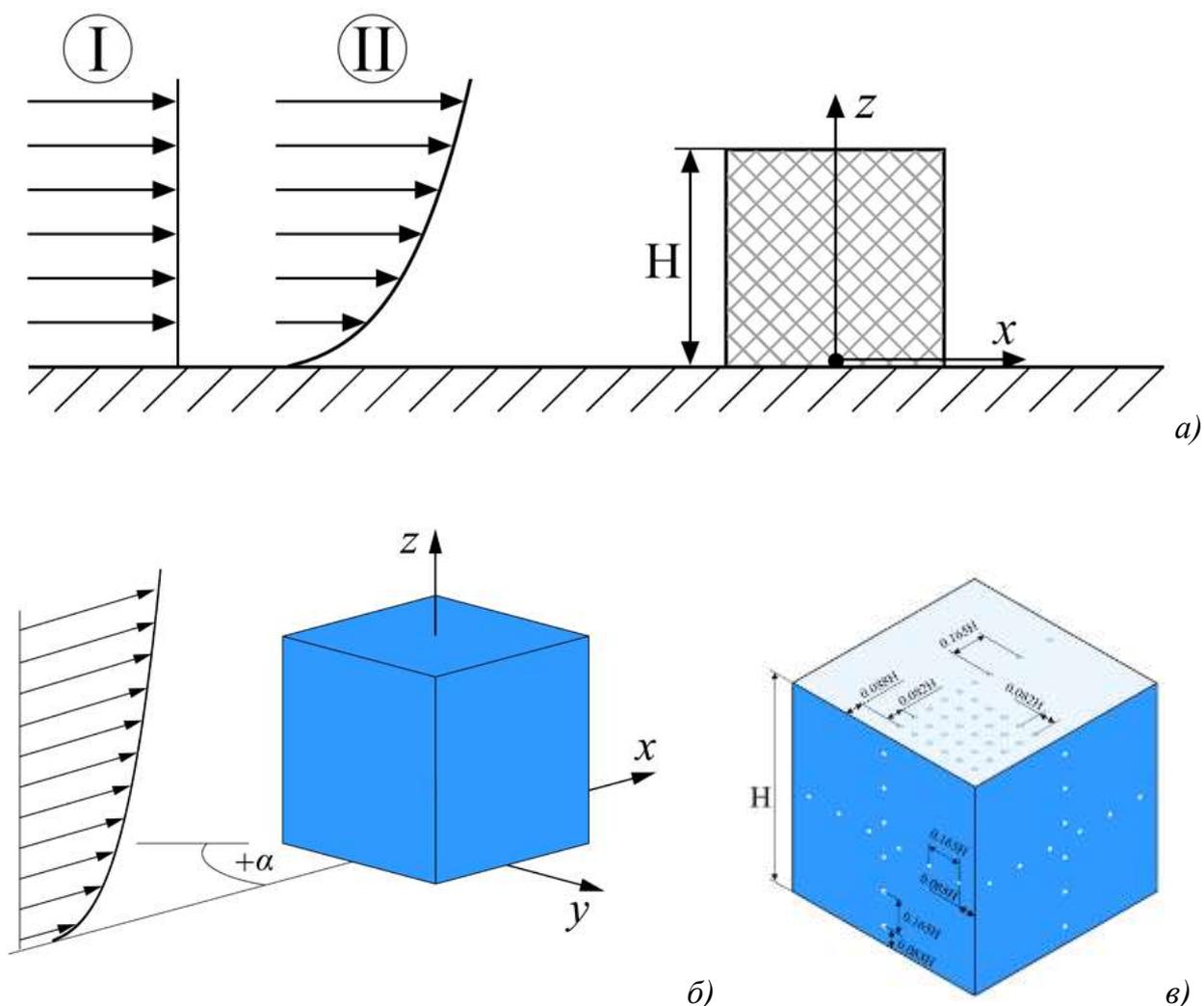


Рисунок 3.30 – Исследуемая модель куба: а – схема натекания потока на куб; б – система координат, связанная с кубом; в – точки измерения давления на поверхности куба

Для определения интегральных аэродинамических характеристик модель куба устанавливалась на шестикомпонентный динамометр. Место крепления совпадало с центром тяжести нижней грани куба. Измеренные в связанной с моделью системе координат величины приводились к

безразмерному виду с использованием соотношения (3.23). В случае необходимости для перехода от системы координат, связанной с объектом, в систему координат, связанную с потоком (C^{flow}_x, C^{flow}_y) , необходимо использовать соотношения (3.36), выбор знаков в которых зависит от ориентации системы координат и системы отсчета угла α .

$$C_{x,y} = \frac{F_{x,y}}{\rho \frac{V^2}{2} S}, \quad (3.35)$$

где $F_{x,y}$ – компоненты аэродинамической силы, Н; ρ – плотность воздуха, в условиях проведения эксперимента равная 1,225 кг/м³; S – площадь грани куба, м²; V – скорость набегающего потока, м/с.

Безразмерные аэродинамические коэффициенты в системе координат, связанной с объектом, определяются по соотношению

$$\begin{bmatrix} C^{flow}_x \\ C^{flow}_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & \mp \sin(\alpha) \\ \pm \sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \end{bmatrix}. \quad (3.36)$$

При проведении исследования распределения давления по поверхности куба определялись локальные коэффициенты давления C_p , определяемые как

$$C_p = \frac{1}{N} \sum_j p_j \frac{1}{q}, \quad (3.37)$$

где N – количество данных, полученных за время измерения, p_j – измеренное в каждый момент времени давление, q – среднее динамическое давление на высоте куба, измеренное на расстоянии $3H$ от его боковой грани. Все результаты представлены в зависимости от безразмерной координаты

d/H , где d – расстояние от точки с индексом «0» в соответствии с поясняющими рисунками.

Анализ результатов. Зависимости аэродинамических коэффициентов, полученные в обеих постановках, качественно подобны друг другу, однако количественно наблюдается различие до 30 %. Подобное и более значимое различие аэродинамических коэффициентов полученных для реальных проектов наблюдается регулярно. В результате исследований также обнаружена немонотонность изменения коэффициента C_x в окрестности угла 80° , и схожая немонотонность в распределении C_y при углах 10° и 170° (см. рисунок 3.31б). Хорошо известно, что для квадратных цилиндров нарушение монотонности распределения аэродинамической силы наблюдается вблизи углов порядка 10° . Связан этот факт с возникновением небольших отрывных зон на ребрах куба.

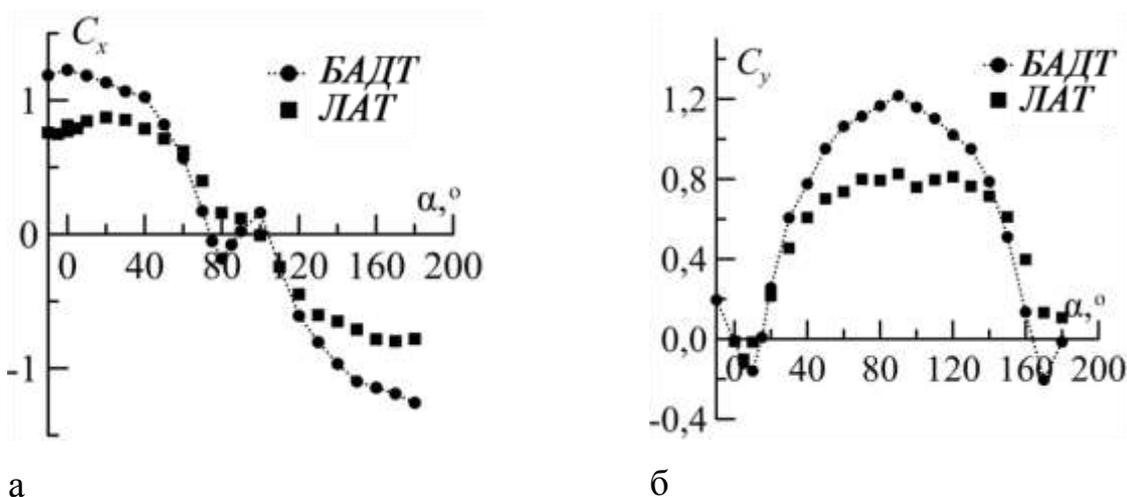


Рисунок 3.31 – Распределение коэффициентов сопротивления
а – коэффициент C_x ; б – коэффициент C_y

На рисунке 3.32.а представлено распределение среднего коэффициента давления по вертикальной линии симметрии при различных углах α , полученные в постановке I. На рисунке 3.32.б представлено изменение среднего коэффициента давления по линии вертикальной симметрии, полученное при нулевом угле набегающего потока в постановке II. Также на

рисунок нанесены данные, приводимые в известных работах [131, 184]. Заштрихованная область на рисунке 3.32.б обозначает область, в которой находятся все общеизвестные данные по решению данной тестовой задачи. Как видно из рисунка 3.32.а коэффициент давления по передней грани при нулевом угле натекания остается примерно постоянным и равным единице. Также остается практически постоянным коэффициент давления на верхней грани $C_p = -0.4$.

В случае градиентного потока распределение коэффициента давления по лицевой грани не постоянно, при этом хорошо согласуется с экспериментальными данными других работ, а также результатами натурных измерений. Отдельно отметим существенную разницу в распределении давления по верхней грани для постановок I и II, которая обусловлена влиянием градиентного потока на геометрию и интенсивность отрывной зоны.

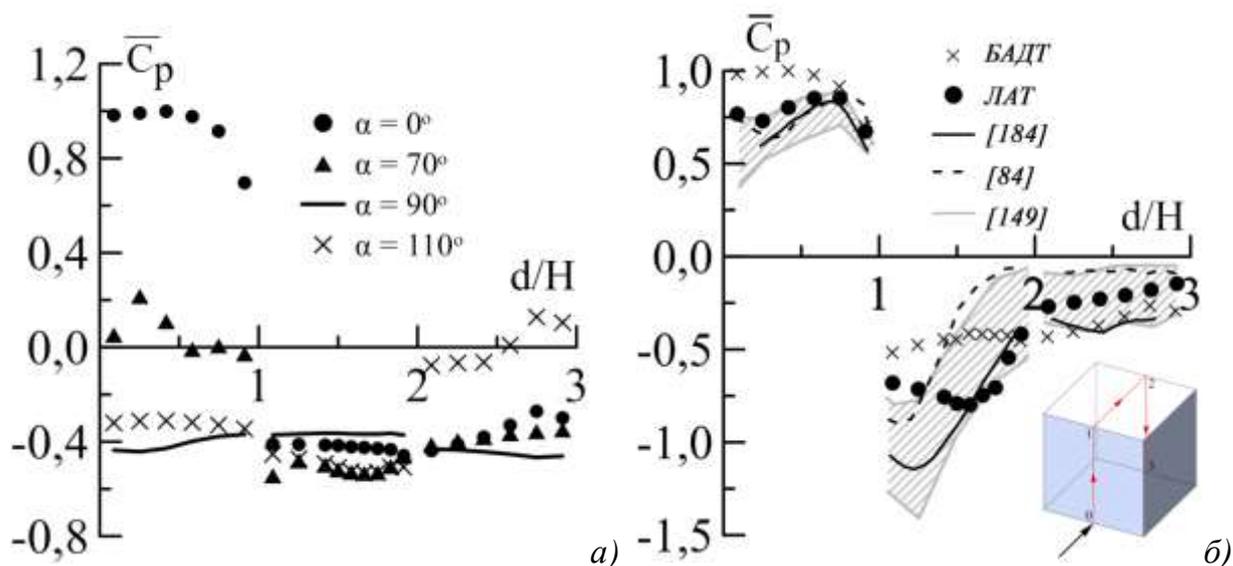


Рисунок 3.32 – Распределение коэффициента давления по вертикальной линии симметрии в разных постановках эксперимента: а) без ПСА; б) с учетом ПСА

В работе [184] приведена зависимость безразмерного коэффициента давления в центральной точке верхней грани от числа Рейнольдса в диапазоне $Re \in [2.1 \dots 4.9] \times 10^6$. Если предположить, что эта линейная зависимость справедлива и для меньших чисел Рейнольдса, то для данного

эксперимента в центре верхней грани (значение $d/H=1,5$ на рисунке 3.32.б) ожидается значение $C_p = -0,79$, а получено значение $C_p = -0,75$, что может свидетельствовать о возможности расширения диапазона зависимости из работы [184].

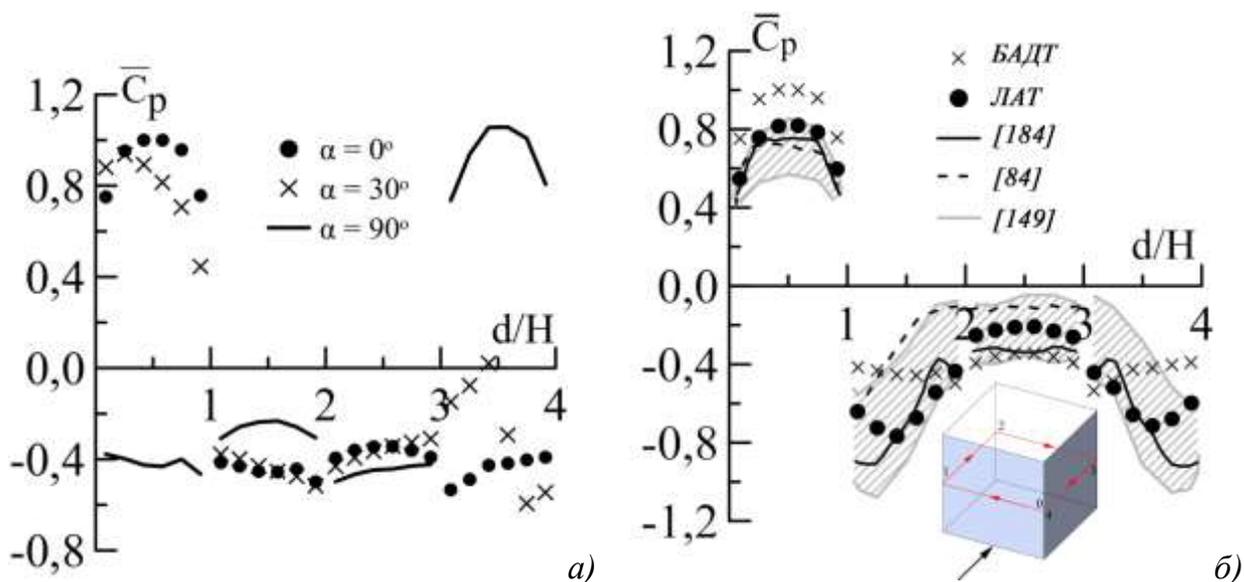


Рисунок 3.33 – Распределение коэффициента давления по горизонтальной линии симметрии в разных постановках эксперимента: а) без ПСА; б) с учетом ПСА

На рисунке 3.33.а представлено распределение среднего коэффициента давления по горизонтальной линии симметрии при различных углах α , полученное в конфигурации I. На рисунке 3.33.б представлено изменение среднего коэффициента давления по линии горизонтальной симметрии, полученное при нулевом угле набегающего потока в конфигурации II. Полученные распределения схожи друг с другом качественно, для обоих наблюдается симметрия распределения коэффициента давления по отрезкам 1→2 и 3→4 при нулевом угле натекания. Совпадение распределения при углах 0° и 90° на рисунке 3.33.а дополнительно свидетельствует о корректности проведенного экспериментального исследования.

На рисунках 3.34 представлены распределения среднего коэффициента давления по вертикальной и горизонтальной линии симметрии для различных углов натекания потока, а также приведены аналогичные данные из работы [184]. Для углов натекания воздушного потока 0 и 45 градусов можно сделать вывод о хорошем совпадении данных во всех точках

измерения, кроме точек, попадающих в отрывные зоны. Существенное различие данных на отрезке «3-4» (см. рисунок 3.34.б) может быть отчасти объяснено некоторым нарушением симметрии распределения давления в эксперименте [184].

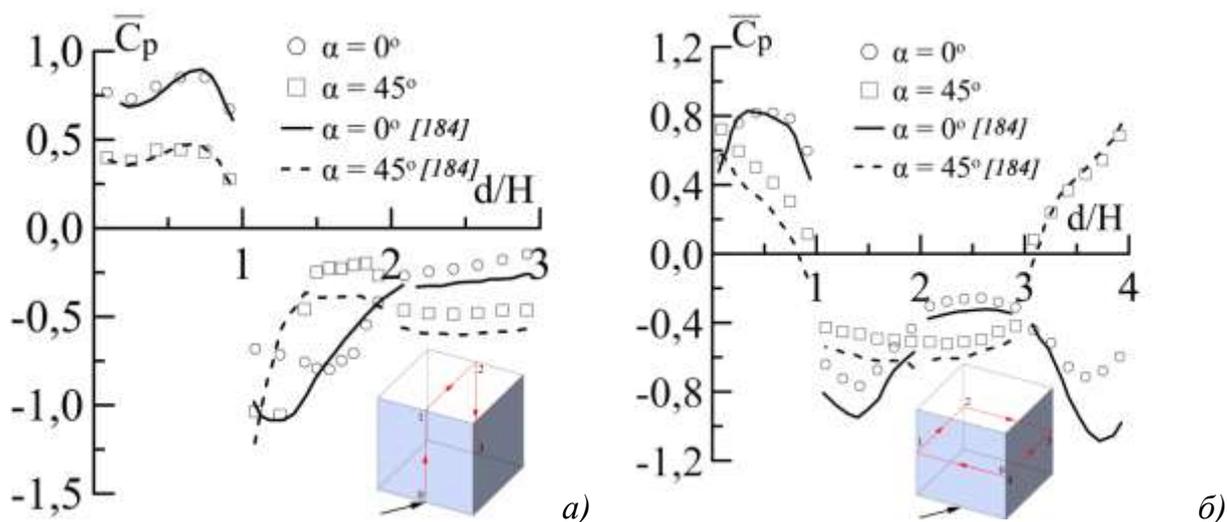


Рисунок 3.34 – Распределение среднего коэффициента давления при углах набегающего потока 0° и 45° по линиям симметрии: а) вертикальной; б) горизонтальной

На основе приведенных результатов измерений распределения давлений по модели куба в Ландшафтной аэродинамической трубе можно сделать выводы о хорошей согласованности с имеющими данными натурных измерений и исследованиями в других аэродинамических лабораториях. Наблюдаются небольшие количественные расхождения лишь в очень узкой области в отрывной зоне, вблизи кромок куба, что может быть объяснено расхождением в интенсивности турбулентности исходного набегающего потока.

Выводы из Главы-3

1. Анализ существующих подходов и способов моделирования ПСА в аэродинамических трубах разных типов позволил определить наиболее целесообразный способ моделирования ПСА в рабочей части ландшафтной аэродинамической трубы, который основан на использовании статичных заграждений.

2. Разработана технология моделирования характеристик пограничного слоя атмосферы в ЛАТ, которая позволяет воспроизводить основные характеристики ПСА.

В основе разработанной технологии лежит гипотеза о том, что основные характеристики ПСА можно воспроизвести в рабочей части, если рассмотреть отдельно два участка по толщине пограничного слоя. Первый участок по высоте рабочей части $H = 0 - 0,4$ метра воспроизводится за счет использования статичных элементов дискретной шероховатости, второй участок $H = 0,4 - 1,8$ метра – за счет статичных вихрегенераторов трапецевидной формы.

Подбор дискретной шероховатости для моделирования первого участка профиля ПСА выполняется на основе базы данных, полученной автором в результате систематических исследований влияния габаритов, количества и расположения элементов дискретной шероховатости в виде призм на параметры ПСА по высоте рабочей части $H = 0 - 0,4$ метра.

Подбор вихрегенераторов для моделирования второго участка ПСА выполнен в соответствии с предложенным автором подходом на основе коэффициента загромождения начального сечения рабочей части. Коэффициент загромождения однозначно определяется формой вихрегенераторов и расстоянием между ними. В результате проведенных многократных измерений впервые выявлена зависимость между коэффициентом загромождения начального сечения рабочей части и значением профиля скорости в рабочей части ландшафтной

аэродинамической трубы для участка от 0,4 до 1,8 метра. Полученная зависимость позволяет рассчитывать геометрические параметры вихрегенераторов необходимых для моделирования характеристик ПСА морей, океанов и других типов местности.

3. Проведены методические исследования, на основе которых разработаны общие для задач определения характеристик ПСА требования и рекомендации к настройке средств измерений, подбору времени измерения и частоты дискретизации сигнала, алгоритмам обработки экспериментальных данных и т.д.

4. В настоящей работе предлагается использовать один из возможных подходов к оценке погрешности воспроизведения заданного профиля средней скорости ПСА, который основан на определении систематической и случайной погрешности измерения скорости в рабочей части ландшафтной аэродинамической трубы. Используя предложенный подход, проведена оценка относительной погрешности измерений профиля средней скорости в рабочей части ландшафтной аэродинамической трубы. Ее величина для $H = 0,1 - 1,8$ м не превышает значение 4,3 %.

5. Проведена верификация технологии моделирования ПСА. Для верификации выбрана тестовая задача обтекания куба, так как для нее в открытом доступе имеются обширные данные по исследованиям в аэродинамических трубах и данные натурных измерений на кубе с высотой грани 6 метров. Сопоставление результатов измерений распределения давлений по модели куба в ландшафтной аэродинамической трубе можно сделать выводы о хорошей согласованности результатов с имеющимися натурными данными и исследованиями в других аэродинамических лабораториях. Наблюдается небольшое количественное расхождение лишь в очень узкой области в отрывных зонах вблизи кромок куба, что может быть объяснено расхождением в интенсивности турбулентности исходного набегающего потока.

ГЛАВА-4. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ АТМОСФЕРЫ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СУДОВ

До настоящего времени в связи с отсутствием в судостроительной отрасли России ландшафтной аэродинамической трубы, исследование аэродинамических характеристик судов и морских сооружений проходили в аэродинамических трубах самолетного типа без учета воздействия ПСА. После создания ландшафтной аэродинамической трубы и технологии моделирования ПСА появилась возможность изучения влияния ПСА на аэродинамические характеристики судна, в частности определить влияния ПСА на безразмерные аэродинамические коэффициенты, а также определить влияния ПСА на характеристики потока над взлетно-посадочной площадкой.

Необходимость изучения влияния ПСА на безразмерные аэродинамические коэффициенты судна связана с тем, что накопленный в ФГУП «Крыловский государственный научный центр» опыт показывает, что определение аэродинамических характеристик судов и морских сооружений без учета ПСА может привести к существенному завышению ветровой нагрузки для отдельных направлений ветра. Иногда подобное завышение оправданно для относительно простых с точки зрения аэродинамики проектов. Но в ряде встречавшихся в практике ФГУП «Крыловский государственный научный центр» уникальных объектов такой «запас» мог привести к неоправданному завышению прочности, а, следовательно, массы и материалоемкости.

Необходимость изучения влияния ПСА на характеристики потока над взлетно-посадочной площадкой судна связана с тем, что анализ открытых источников показал отсутствие подробных исследований по влиянию ПСА на структуру потока над взлетно-посадочными площадками судов и морских платформ. В настоящее время ограничения и рекомендации для безопасного взлета, посадки и маневрирования вертолетной техники разрабатываются с использованием измерений в аэродинамических трубах в равномерном

потоке без учета влияния ПСА. Поскольку по-прежнему происходят нештатные ситуации и аварии вертолетов, связанные с воздействием ветра, указанная проблема требует изучения. По мнению автора, задачи обеспечения безопасности использования вертолетной техники, в том числе беспилотных летательных аппаратов, на судах и морских платформах должны решаться с учетом воздействия ПСА.

Следует также отметить, что проведенный в Главе-1 обзор руководящих документов показал, что все рассмотренные документы содержат требования об учете воздействия ПСА. В частности, в руководящем документе ICAO DOC 9261–AN/903 требуется:

- Учитывать основные характеристики ПСА.
- Обеспечивать на высоте несущего винта вертикальную составляющую скорости воздушного потока не более $\pm 0,9$ м/с, при скорости воздушного потока до 25 м/с.
- При исследовании полей скорости над ВПП учитывать воздействие струй газа из выхлопных труб.

4.1 Экспериментальное исследование влияния пограничного слоя атмосферы на безразмерные аэродинамические коэффициенты надводной части судов

Описание объекта и метода исследования. Для изучения влияния ПСА на значения безразмерных аэродинамических коэффициентов судна проводились сравнительные модельные исследования в равномерном потоке и при условии моделирования ПСА. Исследования проводились в два этапа. На первом этапе была изготовлена схематизированная модель современного ледокольного судна, фотография модели представлена на рисунке 4.1. Сравнительное исследование аэродинамических характеристик проводилось в двух аэродинамических трубах: в Большой аэродинамической трубе в равномерном потоке и Ландшафтной аэродинамической трубе при условии моделирования ПСА (рисунок 4.2). На втором этапе проводились

исследования безразмерных аэродинамических коэффициентов судов различных проектов.

При проведении экспериментальных исследований в Ландшафтной аэродинамической трубе производилось моделирование ПСА соответствующего типу местности А (моря, открытые акватории водоемов, согласно СП «Нагрузки и воздействия») с использованием технологии, описанной в главе III.

Результаты экспериментальных исследований приведены в связанной с моделью судна системе координат XYZ. Начало системы координат XYZ располагалось на линии пересечения диаметральной плоскости судна и плоскости КВЛ, в точке соответствующей положению центра тяжести натурального объекта (рисунок 4.3).

Составляющие аэродинамической силы F_x , F_y , и момента M_x , M_z измерялись при помощи динамометра для 36 направлений ветра. Полученные интегральные аэродинамические характеристики приводились к безразмерному виду по следующим зависимостям:

$$C_x(\beta) = \frac{F_x(\beta)}{q \cdot S_{\text{лоб}}}; \quad (4.1)$$

$$C_y(\beta) = \frac{F_y(\beta)}{q \cdot S_{\text{бок}}}; \quad (4.2)$$

$$C_{mx}(\beta) = \frac{M_x(\beta)}{q \cdot S_{\text{бок}} \cdot L}; \quad (4.3)$$

$$C_{mz}(\beta) = \frac{M_z(\beta)}{q \cdot S_{\text{бок}} \cdot L}; \quad (4.4)$$

$$q = \frac{\rho \cdot V_0^2}{2}; \quad (4.5)$$

где $S_{\text{лоб}}$ – площадь лобовой (передней) проекции модели, м²;

$S_{\text{бок}}$ – площадь боковой надводной части проекции модели, м²;

L – длина модели по КВЛ, м;

q – значение скоростного напора, соответствующее в БАДТ – режимной скорости воздушного потока в аэродинамической трубе, в ЛАТ – скорости воздушного потока на высоте верхнего яруса надстройки модели, Па;

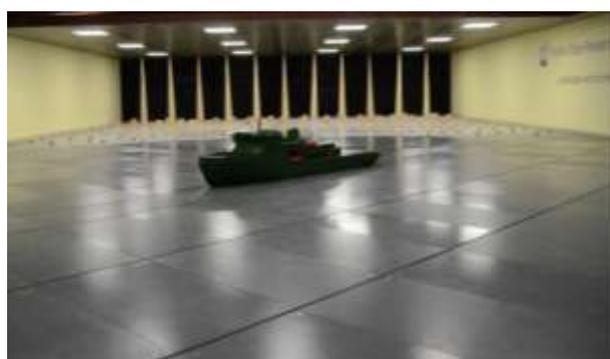
ρ – плотность воздуха, кг/м³.



Рисунок 4.1 – Общий вид схематизированной модели



а)



б)

Рисунок 4.2 – Схематизированная модель: а) в рабочей части БАДТ; б) в рабочей части ЛАТ

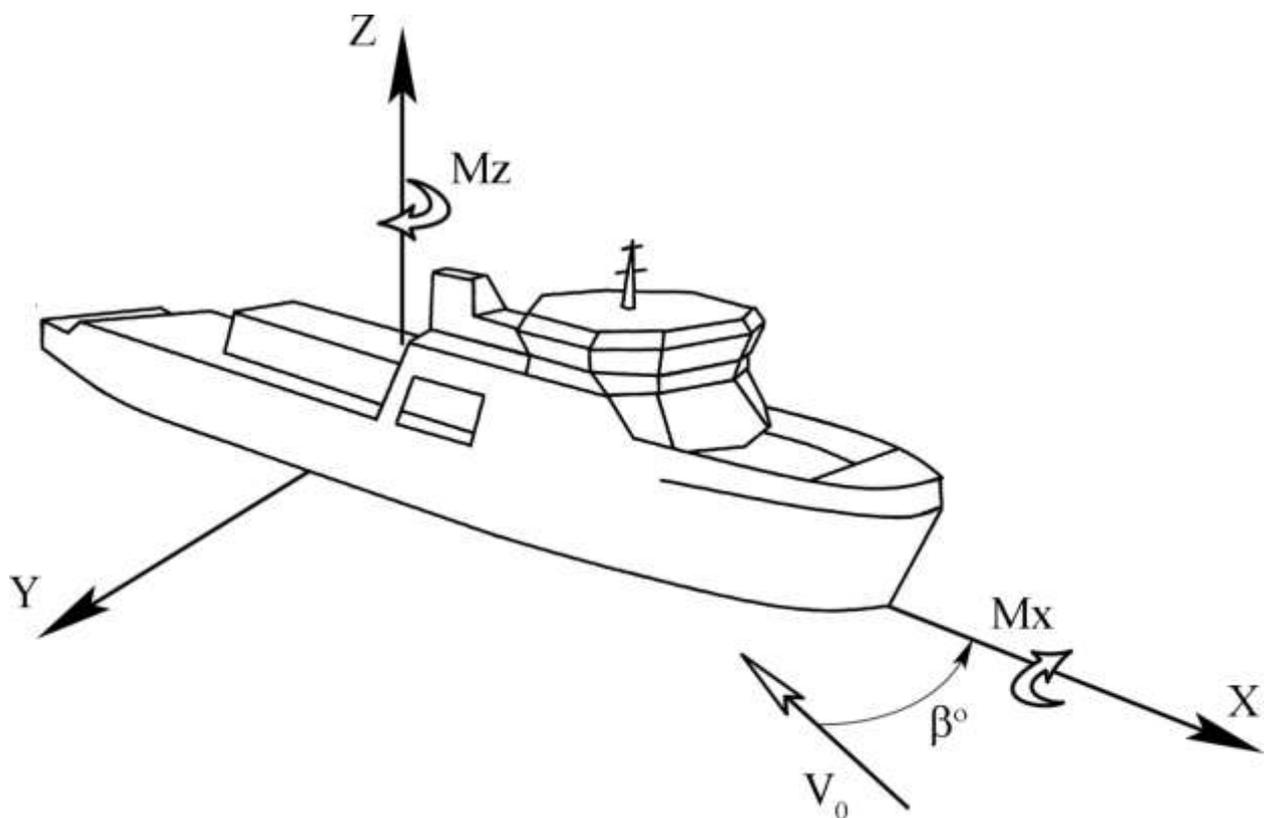


Рисунок 4.3 – Связанная с моделью система координат

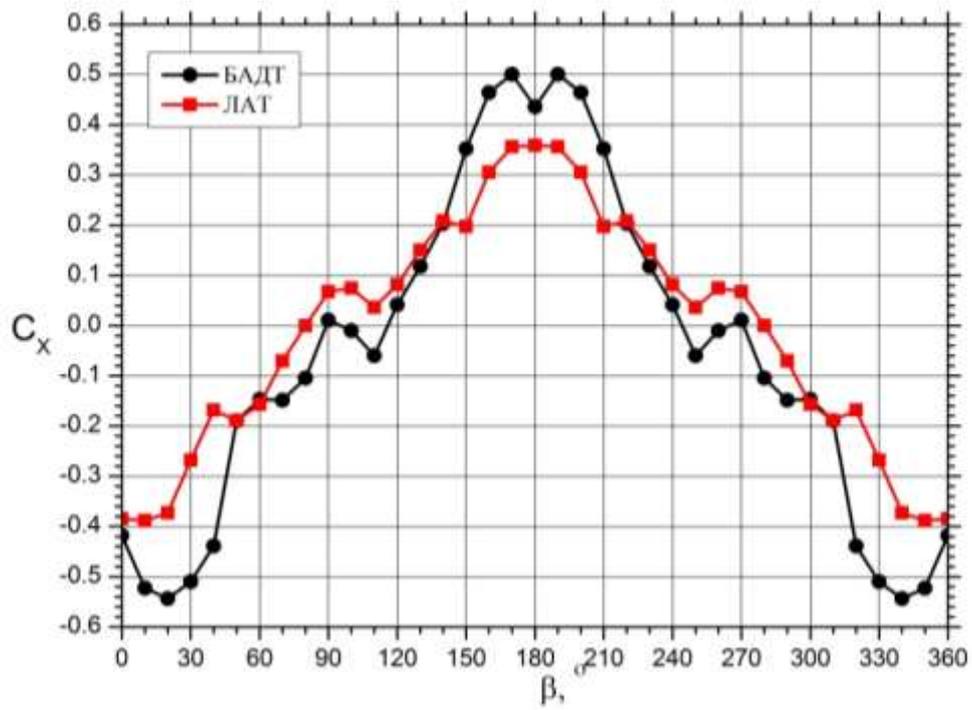
Результаты исследования и их анализ. Для оценки влияния ПСА на интегральные аэродинамические характеристики судна было проведено сравнение данных, полученных в равномерном потоке и с учетом моделирования ПСА. Сравнение приводится для четырех зависимостей безразмерных коэффициентов аэродинамической силы и момента: C_x – коэффициент продольной силы, C_y – коэффициент боковой силы, C_{mx} – коэффициент момента крена, C_{mz} – коэффициент момента рысканья, которые приведены на рисунках 4.4, 4.5.

Зависимости интегральных аэродинамических характеристик схематизированной модели судна от угла дрейфа качественно имеют схожий характер. Зависимости безразмерных коэффициентов аэродинамической силы C_x и C_y , полученные в ЛАТ, имеют более плавную зависимость и меньшее количество экстремумов. Это связано с влиянием ПСА на геометрические размеры и интенсивность отрывных зон, образующихся на элементах надводной части судна. Количественно значения безразмерных

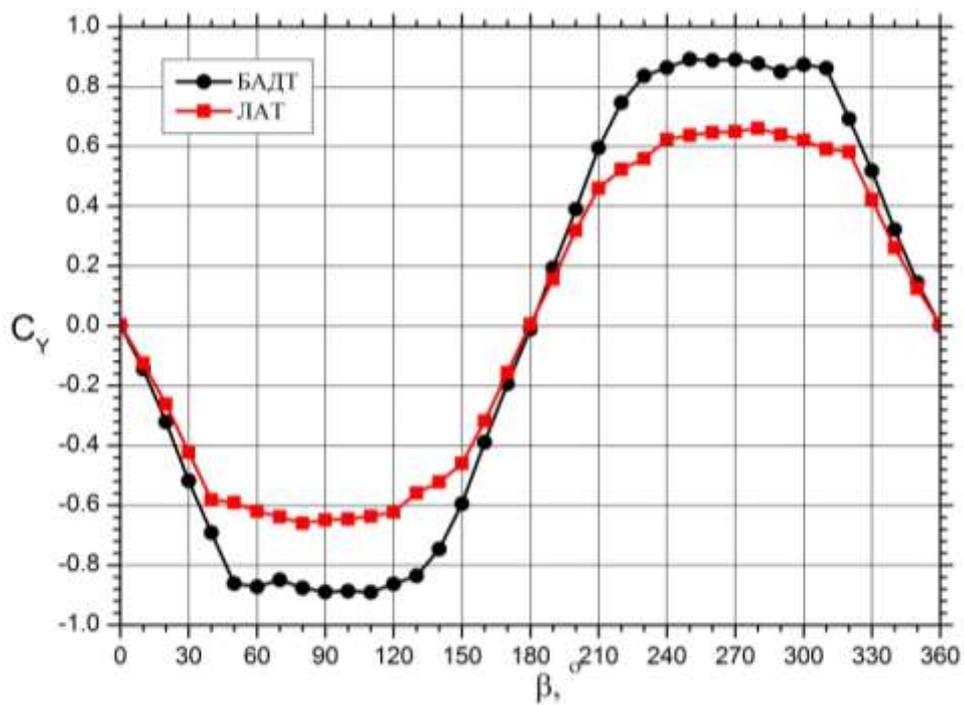
коэффициентов, полученных в ЛАТ при моделировании ПСА, меньше, чем при проведении экспериментальных исследований в равномерном потоке. Это обусловлено разной наполненностью профиля скорости (средняя скорость воздушного потока в ЛАТ по высоте – меньше). Максимальная разница значений достигает 30 % для коэффициентов поперечной аэродинамической силы C_y и 15 % для коэффициентов аэродинамического момента C_{mx} , C_{mz} .

Анализ зависимостей коэффициента момента крена C_{mx} показал, что при моделировании ПСА наблюдается смещение центра давления вверх по оси Ox , по сравнению с результатами в равномерном потоке, то есть происходит увеличение плеча момента крена. Эта особенность объясняется большей наполненностью профиля скорости в верхней части и, соответственно, большим ветровым давлением на верхние части модели. Одновременно с этим, центр давления по длине (вдоль оси X) незначительно смещается в носовую часть модели, таким образом, увеличивается плечо коэффициентов момента рысканья C_{mz} . Данное смещение центра давления не столь значительно из-за того, что основные надстройки находятся достаточно близко к положению центра тяжести судна.

В продолжение изучения влияния ПСА на безразмерные аэродинамические характеристики судна, проведены подобные исследования в ландшафтной аэродинамической трубе в общей сложности для 25 судов различных типов (ледоколы, балкеры, суда снабжения). Указанные исследования позволили составить новую базу данных по зависимостям безразмерных аэродинамических коэффициентов от угла дрейфа с учетом физических особенностей взаимодействия ПСА с надводной частью судна. Одна из ценностей новой базы данных состоит в том, что все исследования были выполнены на основе единых методологических позиций с соблюдением одинаковых условий проведения эксперимента, с единым информационно-измерительным оборудованием, имеющим действующие сертификаты о проверке.

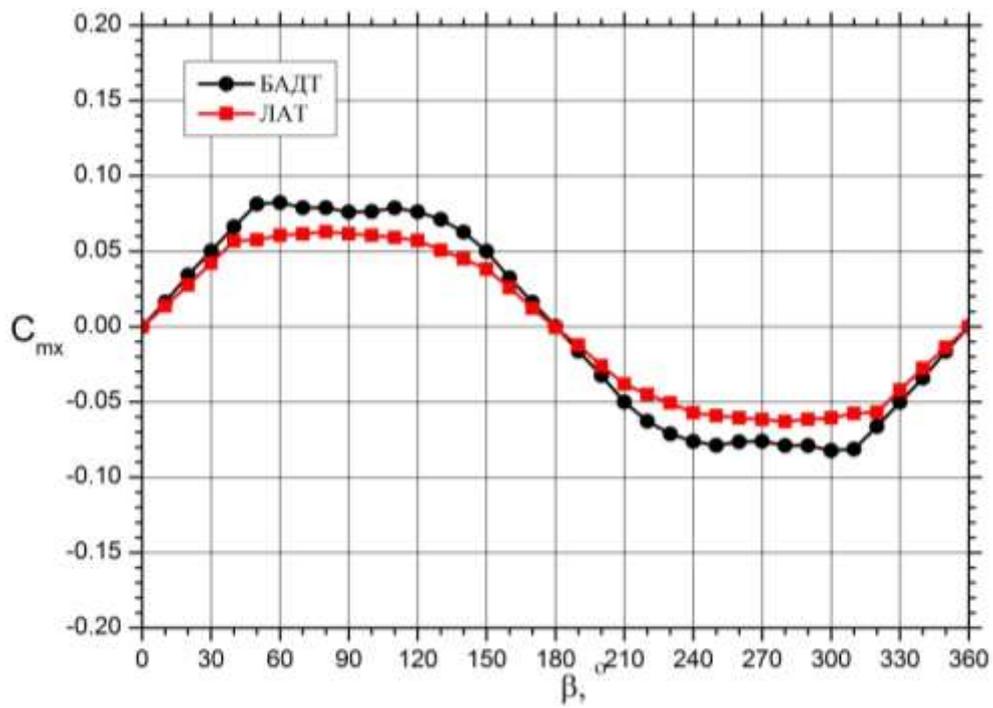


a)

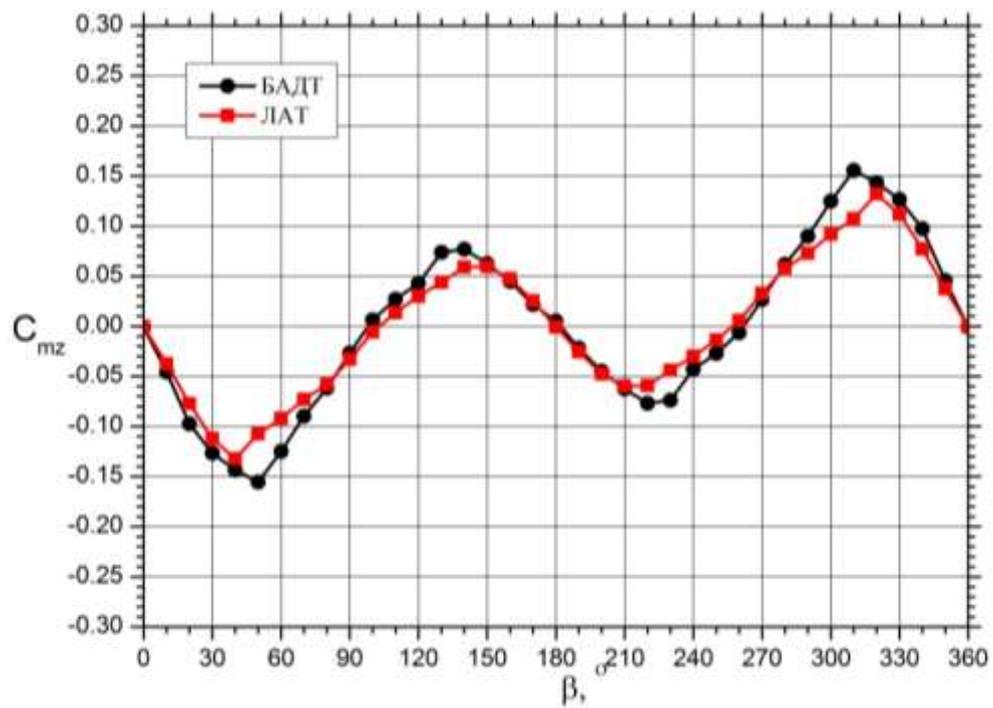


б)

Рисунок 4.4 – Зависимости безразмерных аэродинамических коэффициентов схематизированного судна от угла дрейфа а) коэффициент продольной силы б) коэффициент поперечной силы



а)



б)

Рисунок 4.5 – Зависимости безразмерных аэродинамических коэффициентов схематизированного судна от угла дрейфа а) коэффициент момента крена б) коэффициент момента рысканья

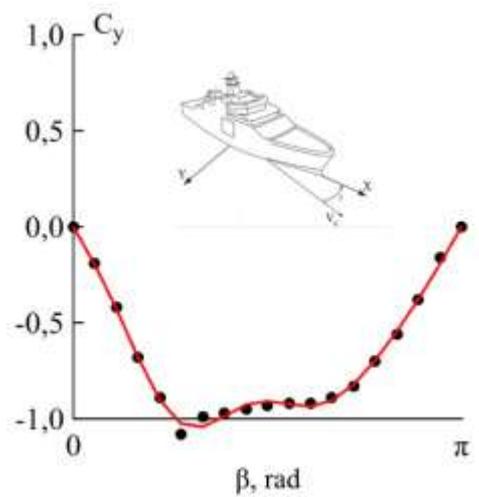
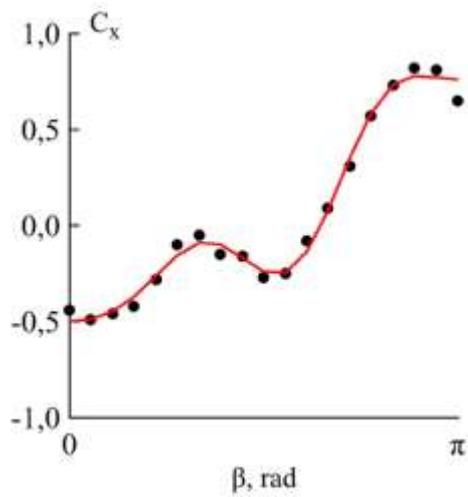
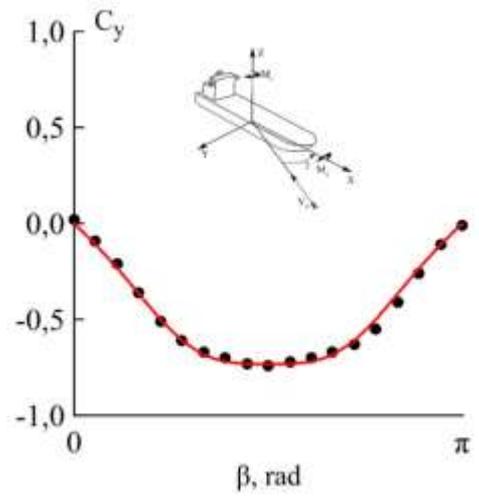
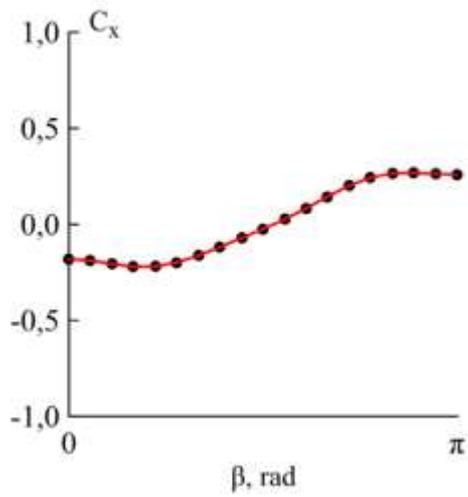
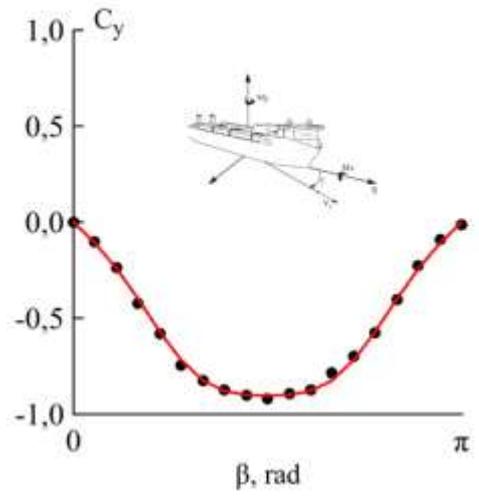
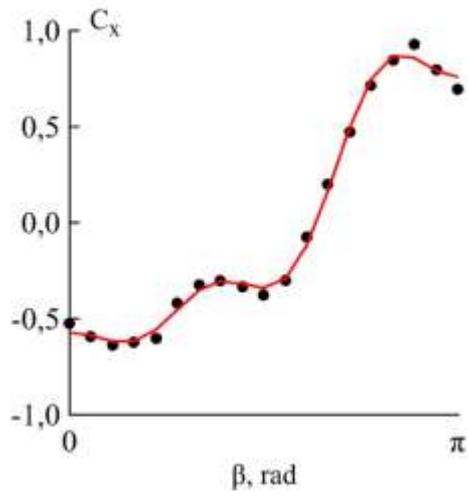


Рисунок 4.6 – Зависимости безразмерных аэродинамических коэффициентов от угла дрейфа для некоторых типов судов из новой базы данных

4.2 Математическая модель и алгоритмы для получения априорных значений безразмерных аэродинамических коэффициентов судов с учетом пограничного слоя атмосферы

Задача построения универсальной зависимости, описывающей аэродинамические характеристики судов с учетом пограничного слоя атмосферы, может быть разделена на две подзадачи. Первая – определение вида универсальной функции, которая позволит достаточно точно описывать уже существующие зависимости. Вторая – поиск зависимости коэффициентов этой функции от геометрических параметров судна.

Вид искомой функции в общем случае может быть произвольным, однако в данной работе предлагается для построения аппроксимирующей функции использовать слагаемые ряда Фурье:

$$f(x) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} [a_n \cos(nx) + b_n \sin(nx)] , \quad (4.6)$$

где a_0 , a_n , b_n – коэффициенты ряда, определяемые интегрированием функции на интервале разложения.

Первоначальный анализ изменения коэффициентов аэродинамических сил для судов позволяет сделать вывод, что для зависимости $C_x = f(\beta)$ разумно использовать разложение в ряд косинусов ($b_n = 0$), для зависимости $C_y = f(\beta)$ – разложение в ряд синусов ($a_n = 0$). В таком случае выражение (3.6) можно записать в виде:

$$C_x(\gamma) = a_0 + \sum_{i=1}^6 a_i \cdot \cos(i\beta) , \quad (4.7)$$

$$C_y(\gamma) = \sum_{i=1}^7 b_i \cdot \sin(i\beta) , \quad (4.8)$$

где a_i , b_i – коэффициенты аппроксимирующих функций. Важно отметить, что данный вывод справедлив для систем координат, в которых

оси коллинеарны осям, представленным, например, на рисунке 4.4. Если система осей системы координат первоначально развернута на 90 или 270 градусов, то C_x следует раскладывать в ряд синусов, а C_y – косинусов.

Как известно, ряд Фурье является сходящимся рядом и обеспечивает наилучшее приближение функции тригонометрическим многочленом. Для получения точного разложения необходимо устремить количество слагаемых в ряду к бесконечности. Однако с точки зрения решения обсуждаемой задачи такой подход, очевидно, использован быть не может. С целью определения оптимального количества элементов ряда проведены методические исследования влияния количества слагаемых на точность получаемых результатов. Как можно увидеть, например, на рисунках 4.7, коэффициент сопротивления в диапазоне изменения угла от 0 до π изменяется немонотонно – присутствует локальный максимум, положение которого соответствует углу дрейфа γ примерно равному 100° . Отметим, что положение локального максимума может быть различно для судов различной формы.

Наличие указанной немонотонности не позволяет использовать для описания коэффициента сопротивления тригонометрический ряд с малым числом слагаемых. Было установлено, что зависимость безразмерного аэродинамического коэффициента продольной силы для большинства рассмотренных типов судов может быть описано с использованием первых 7 членов ряда (1) с учетом постоянного слагаемого. Пример аппроксимации экспериментальных данных тригонометрическими функциями представлен на рисунке 4.7. Точками обозначены экспериментальные данные, полученные с учетом моделирования основных характеристик пограничного слоя атмосферы, сплошными линиями обозначен результат использования (4.7) и (4.8).

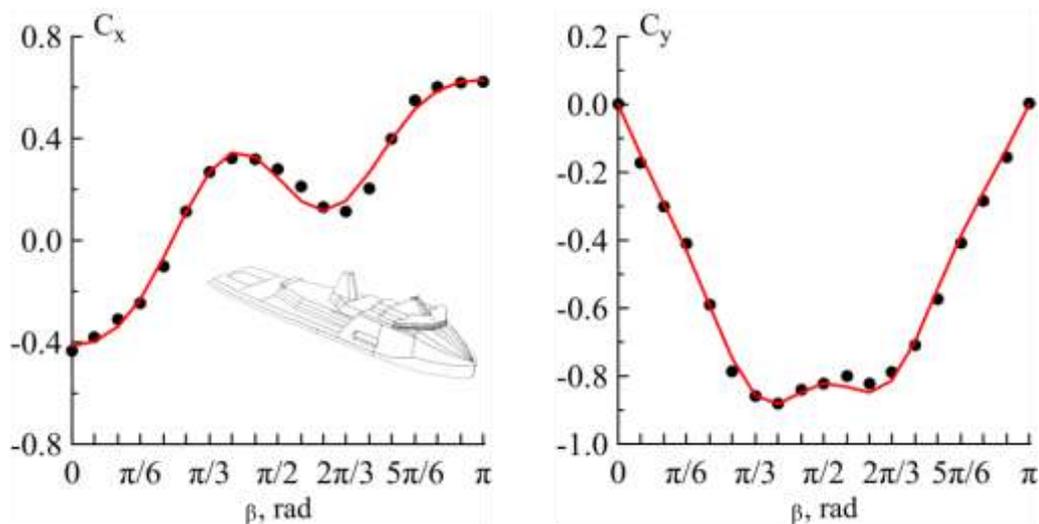


Рисунок 4.7 – Зависимости аэродинамических коэффициентов ледокола от угла дрейфа: а) коэффициент продольной силы, б) коэффициент поперечной силы

Зависимость безразмерного аэродинамического коэффициента поперечной силы в зависимости от угла β , как правило, является монотонным в диапазоне изменения угла от 0 до π . Однако в выборке для построения зависимости было рассмотрено несколько «неблагоприятных» вариантов, когда немонотонность все-таки наблюдается в диапазоне углов, соответствующих локальному минимуму (в диапазоне от 0 до π). По этой причине оптимальным количеством слагаемых для разложения C_y также является семь. Отметим, что форма зависимости $C_y = f(\beta)$ в целом слабо отличается от синуса, поэтому постоянный член ряда (4.7) оказывается равным нулю.

Таким образом, функции для определения безразмерных аэродинамических коэффициентов представляются в виде:

$$C_x(\beta) = a_0 + a_1 \cos(\beta) + a_2 \cos(2\beta) + a_3 \cos(3\beta) + a_4 \cos(4\beta) + a_5 \cos(5\beta) + a_6 \cos(6\beta) \quad (4.9)$$

$$C_y(\beta) = b_1 \sin(\beta) + b_2 \sin(2\beta) + b_3 \sin(3\beta) + b_4 \sin(4\beta) + b_5 \sin(5\beta) + b_6 \sin(6\beta) + b_7 \sin(7\beta) \quad (4.10)$$

где константа a_0 переобозначена с учетом множителя 0,5.

Преимуществом предложенного подхода является как его строгое математическое обоснование, так и возможность дальнейшего расширения величины ряда при включении новых типов судов и объектов морской техники в рассматриваемую базу данных. Это может быть использовано, например, для точной аппроксимации резкого локального изменения аэродинамических коэффициентов, характерного для определенного диапазона углов дрейфа, что потребует использование в (4.7) и (4.8) слагаемых более высоких порядков. Дополнительно следует обратить внимание на то, что при поиске аппроксимирующей функции, представленной на рисунке 4.7, использовано не более 7 слагаемых.

Для того чтобы перейти к решению второй подзадачи необходимо определить степень влияния коэффициентов в выбранной аппроксимирующей функции на результат аппроксимации. Рассмотрим это на примере зависимости безразмерного аэродинамического коэффициента продольной силы от угла дрейфа.

Очевидно, что константа в выражении (4.7) определяет общее смещение функции по оси ординат. Изменение множителя a_1 приводит к повороту графика относительно точки с абсциссой $\pi/2$. Таким образом, первые два слагаемых задают основную форму кривой зависимости безразмерного аэродинамического коэффициента продольной силы от угла дрейфа. Остальные слагаемые ряда задают характер неоднородностей на основной кривой. Так как причины возникновения локальных максимумов на зависимостях $C_x = f(\beta)$ имеют под собой одну физическую природу, то и наблюдаются они примерно в одном диапазоне углов дрейфа. По этой причине гармоника, которая вносит основной вклад в описание локального максимума, для большинства судов соответствует слагаемому a_3 (реже a_2). Остальные слагаемые лишь уточняют амплитуды изменения зависимости безразмерного аэродинамического коэффициента продольной силы от угла дрейфа, и их изменение оказывает менее существенное влияние на аппроксимирующую зависимость.

Данные, полученные в результате экспериментальных исследований в ландшафтной аэродинамической трубе с учетом пограничного слоя атмосферы, обрабатывались с использованием методов множественной линейной регрессии, суть которых заключается в следующем. Необходимо построить линейную модель связи между набором параметров и набором имеющихся значений, для этого используется уравнение вида

$$Y = d_0 + \sum_{i=1}^n c_i \cdot x_i + \varepsilon , \quad (4.11)$$

где c_i – регрессионные коэффициенты, d_0 – свободный член (в рамках настоящей работы не используется), ε – член, содержащий ошибку.

В целом постановка задачи не исключает возможности корреляции набора параметров, что может оказаться существенным для дальнейшего построения единой зависимости для объектов различных типов (суда, буровые платформы, морские сооружения). Регрессионные коэффициенты должны представлять собой функции от параметров судна. В качестве основных параметров судна, по аналогии с работой [10], рассматриваются площадь миделя, площадь транца, длина корпуса, высота корпуса на миделе, высота корпуса в носу, высота корпуса в корме, длина и ширина надстройки, проекции площади надстройки на диаметральную плоскость и плоскость миделя. В таком случае регрессионные коэффициенты представляют собой сложные функции, зависящие от ряда параметров

$$c_i = F(S_m, S_{tr}, L, H_m, H_n, H_k, L_n, B_n, S_{nad_n}, S_{nad_m}) \quad (4.12)$$

где S_m – площадь миделя, м²;

S_{tr} – площадь транца, м²;

L – длина корпуса, м;

H_m – высота корпуса на миделе, м;

H_n – высота корпуса в носу, м;

H_k – высота корпуса в корме, м;

L_n – длина надстройки, м;

B_n – ширина надстройки, м;

S_n^{nad} – проекции площади надстройки на ДП, м²;

S_m^{nad} – проекции площади надстройки на плоскость миделя, м².

Следует отметить, что зависимость регрессионных коэффициентов c_i от каждого из перечисленных параметров может являться нелинейной. В рамках настоящей работы параметры собраны в такие безразмерные комплексы, чтобы обеспечить линейную зависимость между искомыми коэффициентами и безразмерными комплексами.

Использование регрессионных методов основано на предположении о том, что коэффициенты сопротивления судна в целом можно представить в качестве суммы сопротивления корпуса и надстроек. Это предположение позволяет использовать соотношения (4.7) для записи сопротивления корпуса и надстройки в виде:

$$C_x = \sum_i a_i \cdot \cos(i\beta) \quad (4.13)$$

$$C_x = \sum_i \hat{a}_i \cdot \cos(i\beta) \quad (4.14)$$

Коэффициенты a_i и \hat{a}_i являются в общем случае сложными функциями от перечисленных параметров судна $a_i = F_i(S_m, S_{tr}, L, H_m, H_n, H_k, L_n, B_n, S_n^{nad}, S_m^{nad})$, $\hat{a}_i = F_i(S_m, S_{tr}, L, H_m, H_n, H_k, L_n, B_n, S_n^{nad}, S_m^{nad})$. Использование единой формы аппроксимирующей функции для описания C_x , C_x и C_x позволяет перед каждым слагаемым $\cos(i\beta)$ сформировать матрицы вида

$$\begin{cases} c_{11}x_1(S_m \dots S_m^{nad}) + \dots + c_{N1}x_N(S_m \dots S_m^{nad}) = a_{11} \\ \dots \\ c_{1N}x_1(S_m \dots S_m^{nad}) + \dots + c_{NN}x_N(S_m \dots S_m^{nad}) = a_{1N} \end{cases}, \quad (4.14)$$

где N – количество рассматриваемых судов. Таким образом, для каждого коэффициента при $\cos(i\beta)$ решается система линейных уравнений (рисунок 4.8). Представляя аэродинамические характеристики судна для каждого из углов дрейфа γ как алгебраическую сумму коэффициентов корпуса и надстройки, перепишем задачу в матричной форме. При этом в качестве регрессионного метода используется метод наименьших квадратов для многомерного случая

$$C = (X^T X)^{-1} X^T C_{x,y} \quad (4.15)$$

где заглавные буквы соответствуют матричной записи величин, обозначенных соответствующими строчными буквами. Верхним индексом «Т» обозначена операция транспонирования матрицы. Верхний индекс «-1» соответствует операции обращению матрицы.

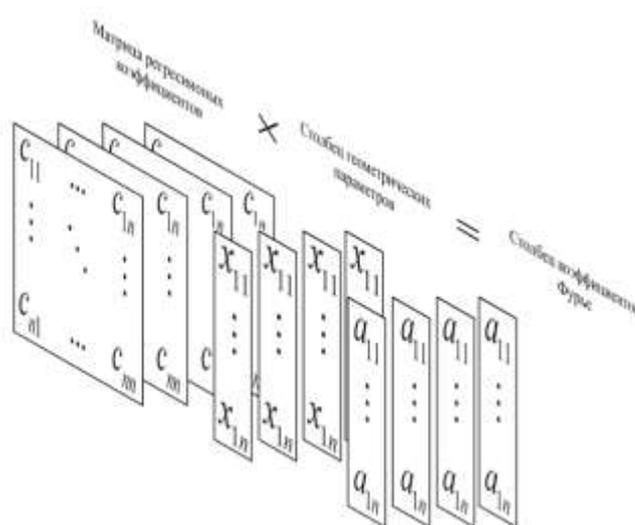


Рисунок 4.8 – Схема матричной формы записи задачи поиска регрессионных коэффициентов

В соответствии с зависимостью (4.15) при поиске решения системы необходимо обращать матрицу, что накладывает дополнительные ограничения на ее свойства. Для того чтобы обеспечить устойчивость вычислительному алгоритму, необходимо гарантировать, что матрица X является хорошо обусловленной. Таким образом, безразмерные комплексы

должны гарантировать зависимость коэффициентов аппроксимирующей функции, близкую к линейной, и в то же время обеспечивать малое число обусловленности матрицы. Такой подход позволяет использовать методы множественной линейной регрессии, не рассматривая сложные для практического использования методы нелинейного регрессионного анализа.

После получения общего вида аппроксимирующей функции для судов необходимо уточнить формулу для корректного описания немонотонного изменения безразмерного аэродинамического коэффициента продольной силы при углах порядка 30° . Первичный анализ, представленный выше, показывает, что наибольшее влияние на монотонность кривых зависимости безразмерных аэродинамических характеристик судов от угла дрейфа в обозначенном диапазоне вкладывает третий член. Таким образом, для лучшей аппроксимации экспериментальных данных в зависимость добавлено слагаемое со скалярным множителем $K \cdot \cos(3\beta)$. Проведенные методические исследования показали, что оптимальное значение константы не постоянно для различных конфигураций и зависит от таких параметров надстройки как ее ширина и длина.

Разработанная математическая модель реализована в виде программы для ЭВМ (получено свидетельство о государственной регистрации №2020660437). Проведенная верификация позволяет сделать вывод об удовлетворительном согласовании результатов, получаемых посредством разработанной программы для ЭВМ с данными экспериментальных исследований (рисунок 4.9).

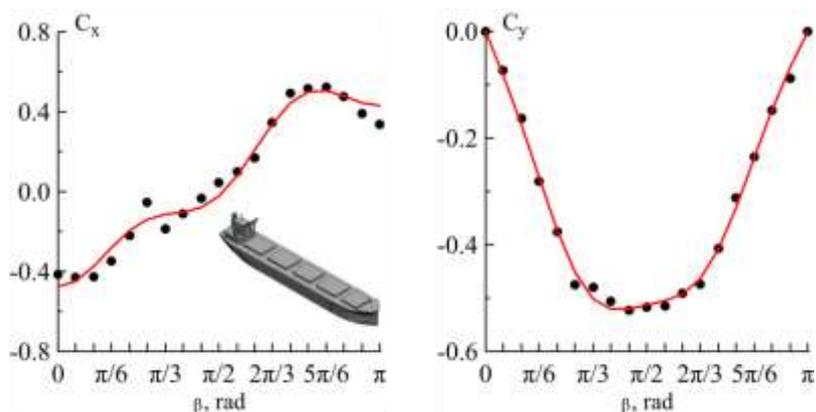


Рисунок 4.9 – Зависимости аэродинамических коэффициентов балкера от угла дрейфа: а) коэффициент продольной силы, б) коэффициент поперечной силы

4.3 Экспериментальное исследование влияния пограничного слоя атмосферы на характеристики потока над взлетно-посадочной площадкой судна

Описание объекта и метода исследования. Изучению характеристик воздушного потока над ВПП посвящено достаточное количество как экспериментальных, так и вычислительных работ [52, 53, 66, 101, 114, 142, 153, 168, 218, 230], однако большинство исследований ветровых нагрузок проводится без учета ПСА.

В настоящей работе исследования проводились на модели схематизированного судна в двух аэродинамических трубах: в БАДТ в равномерном потоке и в ЛАТ с учетом ПСА. Измерение пространственных векторов скорости ветра производилось в поточной системе координат, начало которой располагалось в центре ВПП (рисунок 4.10). Оси, указанной системы координат, направлены следующим образом: Ox_I – на поток, Oy_I – вертикально вверх, Oz_I – перпендикулярно потоку, влево, если смотреть в направлении движения потока.

Измерение пространственных векторов скорости ветра выполнялось при помощи пятиствольного зонда, закрепленного на ноже штатного координатного устройства. Координатное устройство позволяло перемещать зонд в любую точку исследуемой области по любой из трех координат. На рисунке 4.11 приведена схема расположения контрольных точек в проекции на горизонтальную плоскость $X_I Z_I$ при виде сверху (окружностью обозначен диаметр винта вертолета Ми – 8). Значения координат даны в миллиметрах в масштабе модели.

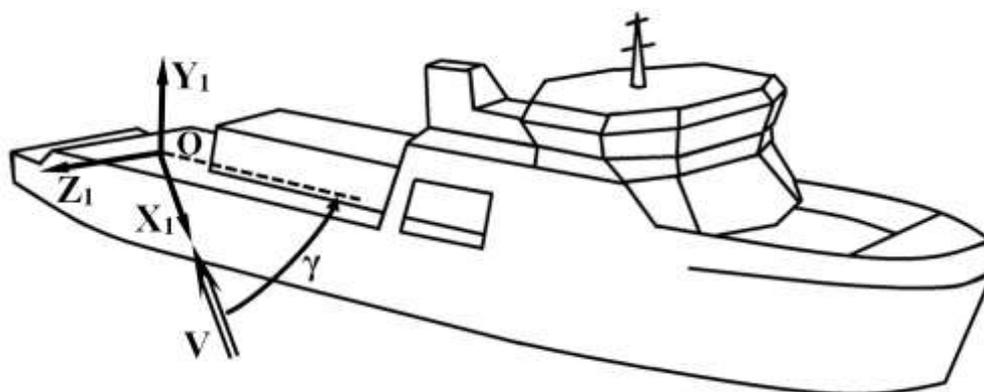


Рисунок 4.10 – Поточная система координат $OX_1Y_1Z_1$. Отсчет угла относительно направления ветра

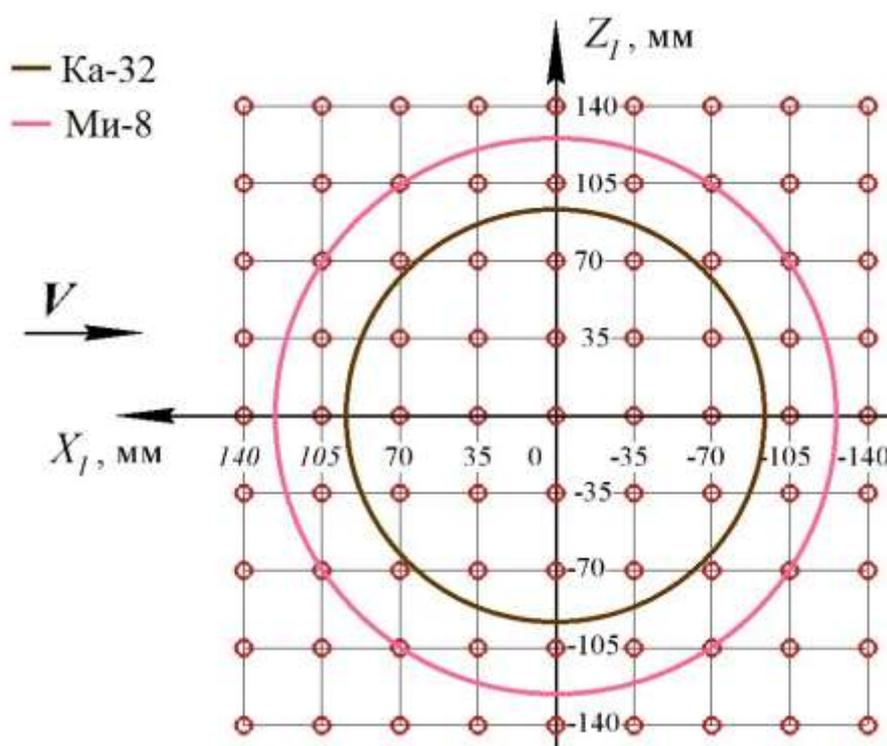


Рисунок 4.11 – Схема расположения контрольных точек в проекции на горизонтальную плоскость X_1Z_1 при виде сверху

Измерения производились на шести высотах в 81 точке на каждой высоте. Указанные высоты горизонтов расположения контрольных точек в пересчете на натурные условия соответствуют высотам 3,57; 4,42, 5,53, 6,46, 8,00, и 10,00 м над уровнем вертолетной площадки. На выбор области измерения влияют диаметры несущих винтов и их высоты для вертолетов,

которые могут эксплуатироваться на данной ВПП. Эти размеры указаны в таблице 4.1.

Таблица 4.1. Геометрические характеристики вертолетов, влияющие на выбор точек измерения

Геометрическая характеристика		масштаб 1:1, м	масштаб 1:85, мм
Высота винта Ми – 8		4,4	52
Диаметр несущего винта Ми – 8		21,3	250
Диаметр несущего винта Ка – 32		15,9	187
Высота несущих винтов Ка – 32	Верхний винт	3,7	44
	Нижний винт	5,2	62

В каждой контрольной точке измерялись значения трех параметров, полностью характеризующих пространственный вектор местной скорости: абсолютное значение, углы скоса в вертикальной (α) и горизонтальной (β) плоскости. Положительное направление вертикального угла скоса – вниз, положительное направление горизонтального угла скоса – против часовой стрелки (при виде сверху) относительно вектора скорости набегающего потока.

Анализ результатов исследования. На рисунках 4.12 – 4.16 приведены результаты измерений вектора скорости потока над ВПП для различных углов натекания ветра, полученные в равномерном потоке в БАДТ и с учетом ПСА в ЛАТ.

Анализ углов ориентации векторов скорости над ВПП показывает лишь качественную схожесть получаемых результатов, полученных в однородном потоке и в потоке, с учетом характеристик ПСА. В обоих случаях удалось описать положение отрывных зон, появление которых обусловлено взаимодействием набегающего потока воздуха с надводной частью судна. В большинстве случаев в областях отрыва потока углы ориентации векторов скорости по модулю превышают значение 30 градусов. Основное же отличие

между данными, полученными в различных аэродинамических трубах, заключается в размерах и интенсивности отрывных зон.

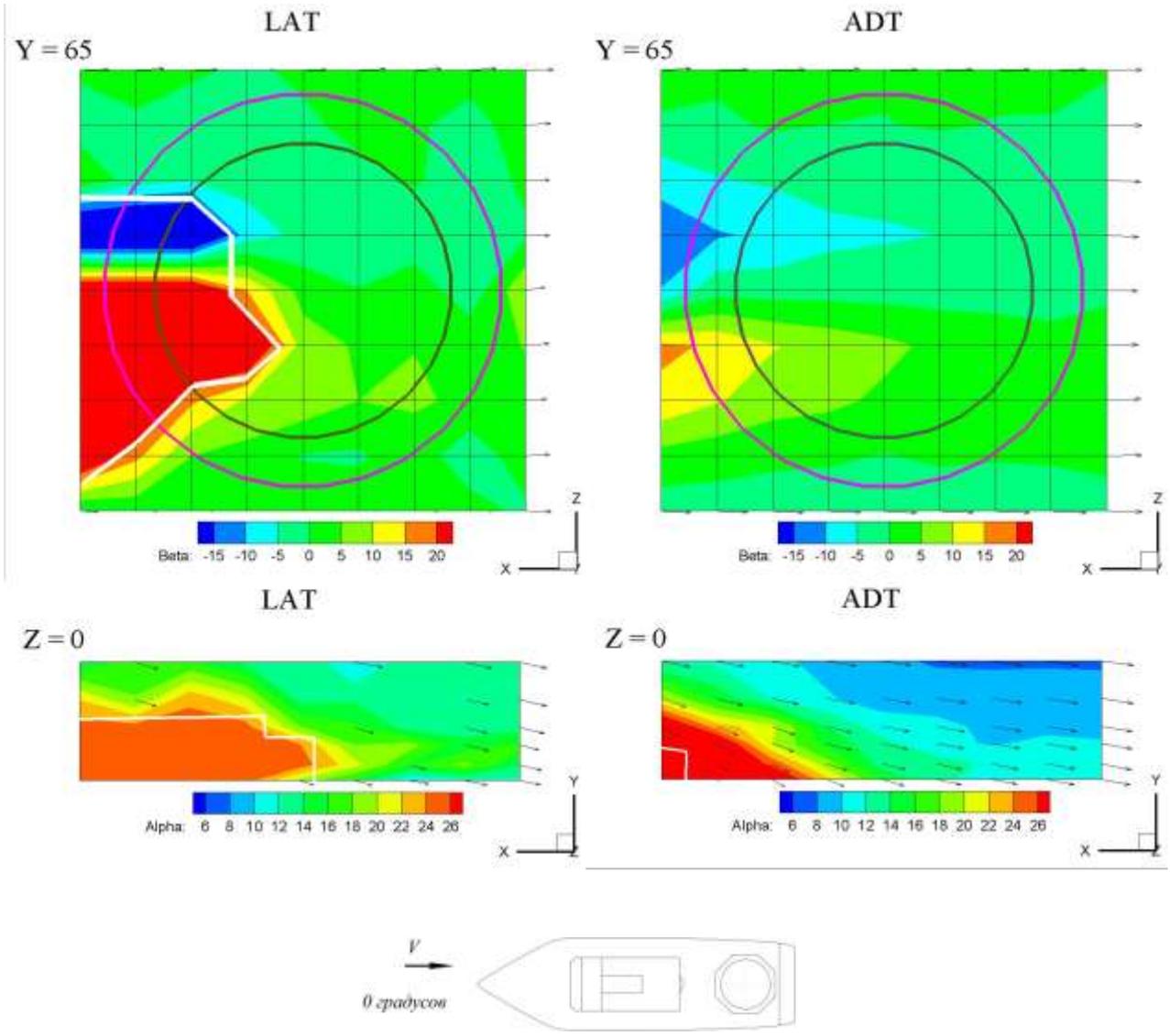


Рисунок 4.12 – Характеристики потока над ВПП при направлении ветра 0 градусов

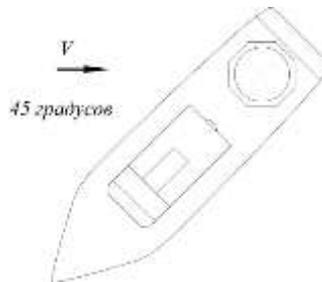
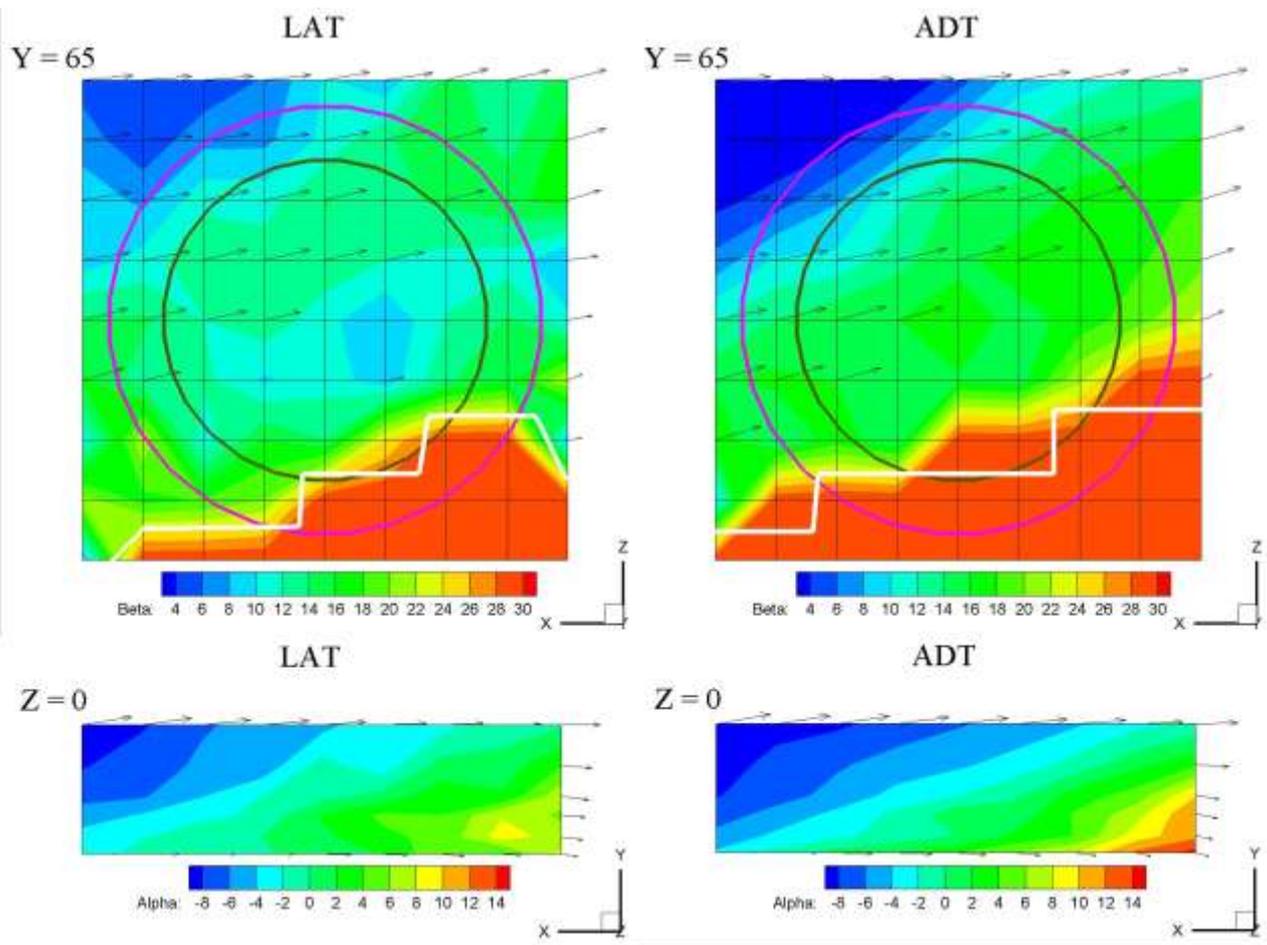


Рисунок 4.13 – Характеристики потока над ВПП при направлении ветра 45 градусов

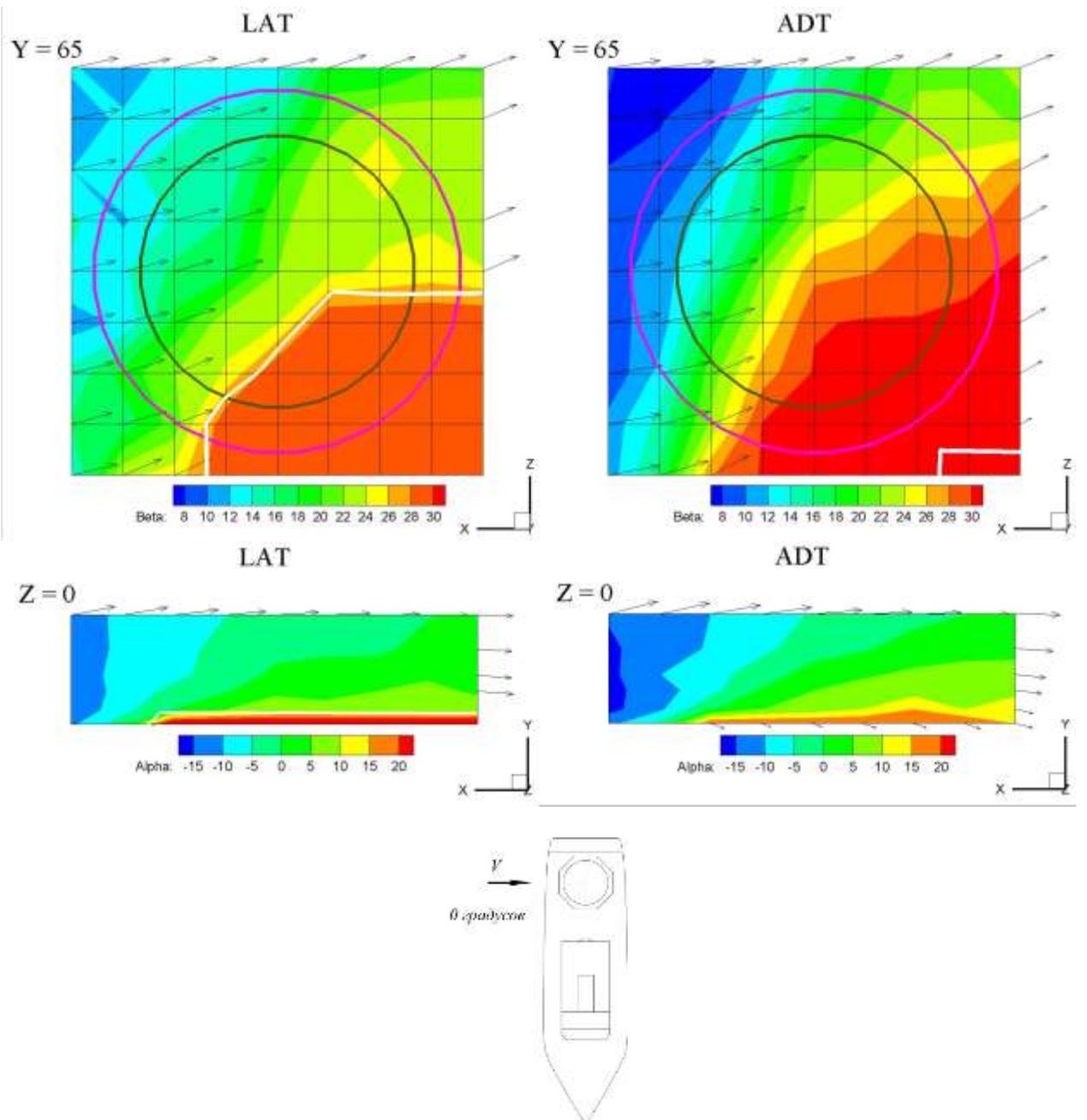


Рисунок 4.14 – Характеристики потока над ВПП при направлении ветра 90 градусов

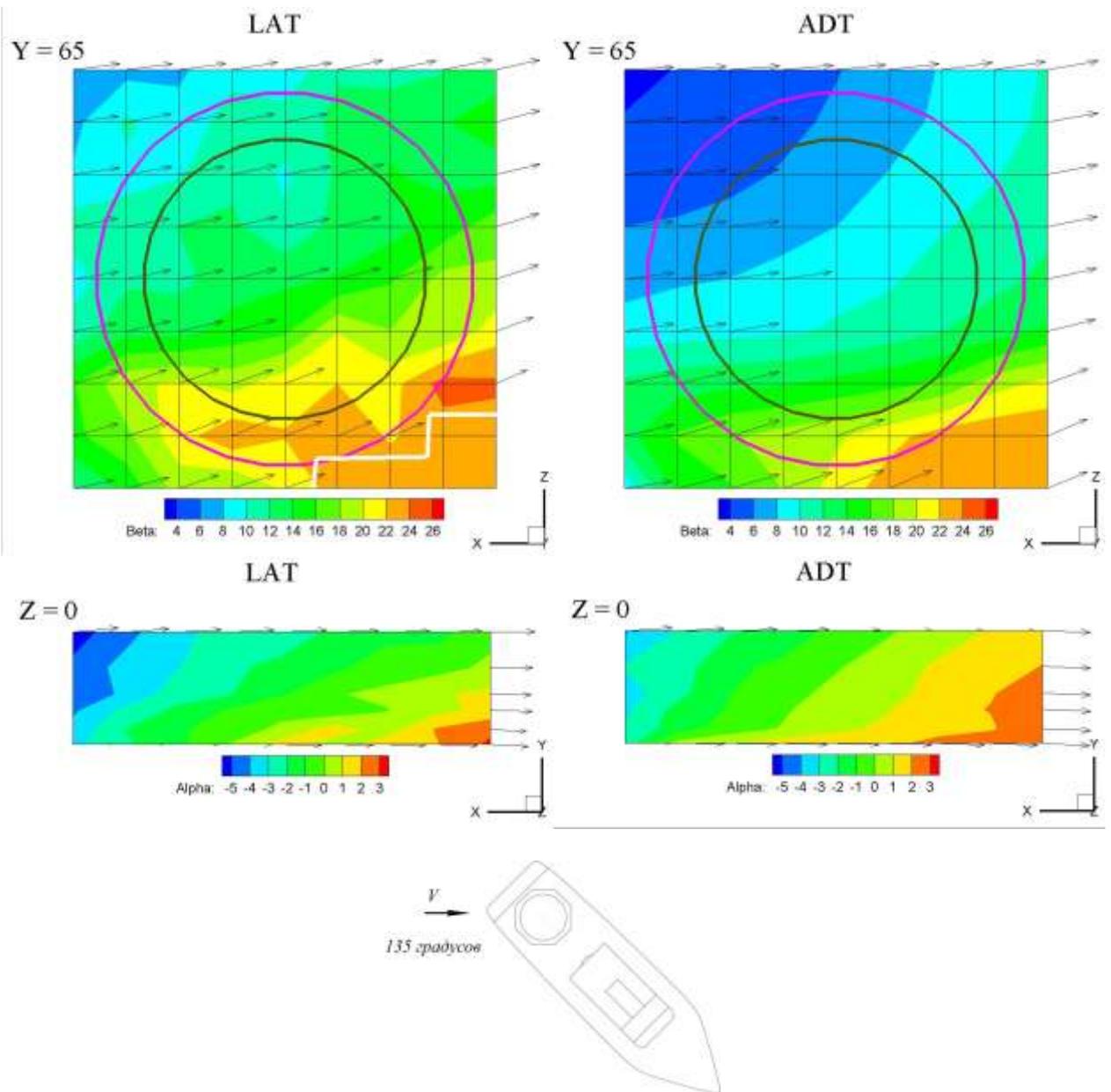


Рисунок 4.15 – Характеристики потока над ВПП при направлении ветра 135 градусов

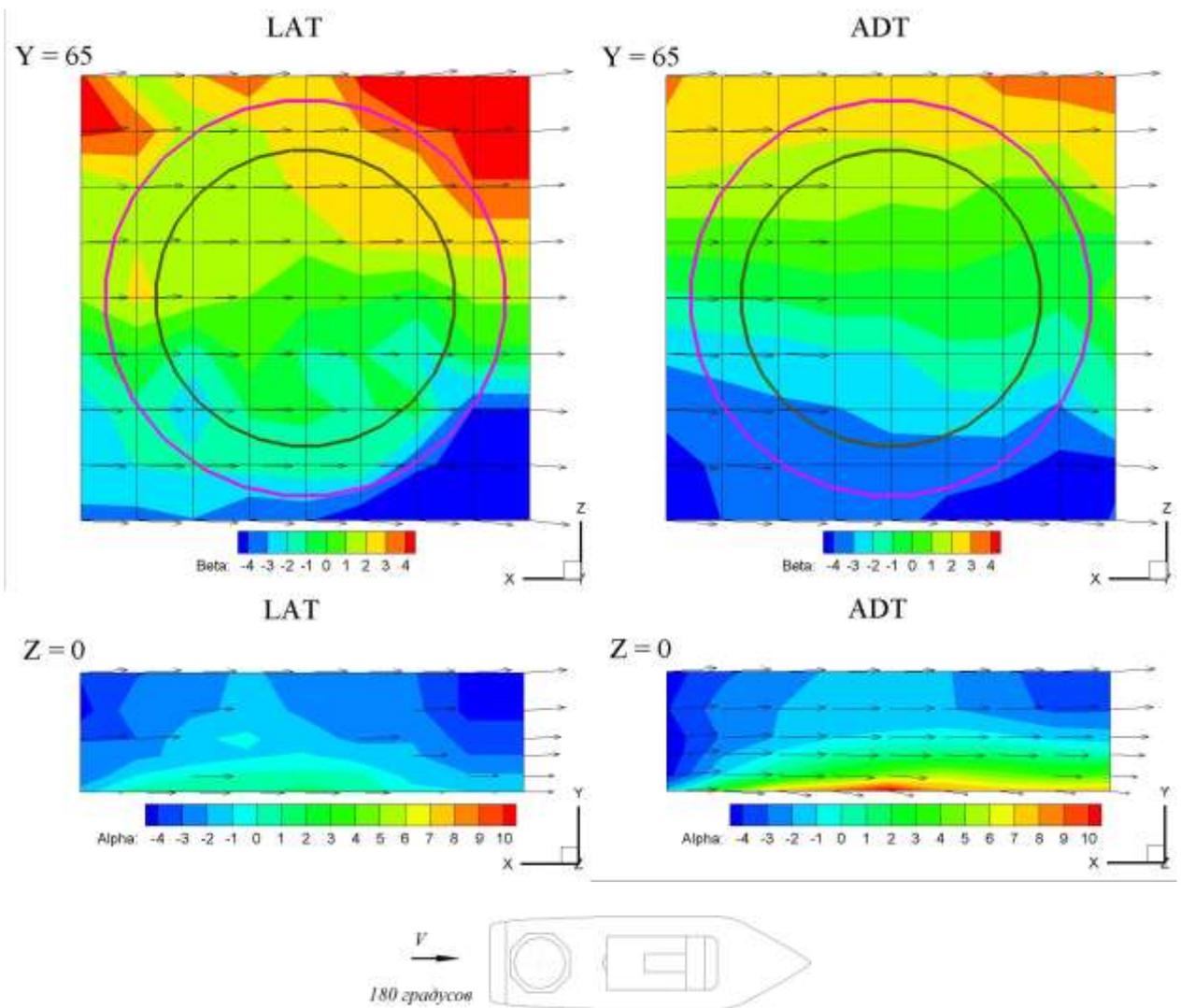


Рисунок 4.16 – Характеристики потока над ВПП при направлении ветра 180 градусов

В целом, поля скорости, полученные в ЛАТ, оказываются более однородными, чем поля, полученные в БАДТ. Отрывные зоны, зафиксированные в результате исследований в БАДТ, являются более выраженными – имеются четкие границы перехода между невозмущенным набегающим потоком и возвратным течением. Наиболее показательными в этом смысле являются результаты обтекания ВПП под углами 180 и 135 градусов. Отрывные зоны, полученные в ЛАТ, меньше по своим размерам, по сравнению с БАДТ. Этот факт связан с тем, что в градиентном турбулентном потоке потеря устойчивости границы зоны отрыва происходит гораздо раньше, точка присоединения/замыкания отрывной зоны также

сдвигается вверх по потоку. Тем не менее, разница между максимальными значениями углов скоса потока в двух постановках проведения эксперимента не проявляется так же наглядно, как разница в размерах зон отрыва потока. Отличия в значении углов скоса потока составляют несколько градусов.

Описанная тенденция к уменьшению интенсивности и размеров отрывных зон в ПСА наблюдаются для всех рассматриваемых ориентаций площадки ВПП. Этот факт подтверждают круговые диаграммы, характеризующие допустимые значения и направления скоростей ветра во время полета и раскрутки лопастей для вертолетов Ка-32 и Ми-8, представленные на рисунках 4.17 – 4.20.

На рисунках 4.17 – 4.20. приведено сравнение круговых диаграмм, построенных на основе экспериментальных данных из ЛАТ и БАДТ. Диаграммы построены для вертолетов Ми-8 и Ка-32 для условий подлета к ВПП и во время раскрутки винтов. Ограничения на использование вертолетов приведены в соответствии с требованиями руководящих документов ГосНИИ ГА, ИКАО, а также Руководств по летной эксплуатации (РЛЭ) для данных типов вертолетов. Эпюры вертикальных скосов потока приведены для углов 45 и 135 градусов (см. рисунки 4.21 и 4.22), так как на этих углах наиболее явно прослеживается отличие результатов экспериментальных исследований в БАДТ и ЛАТ.

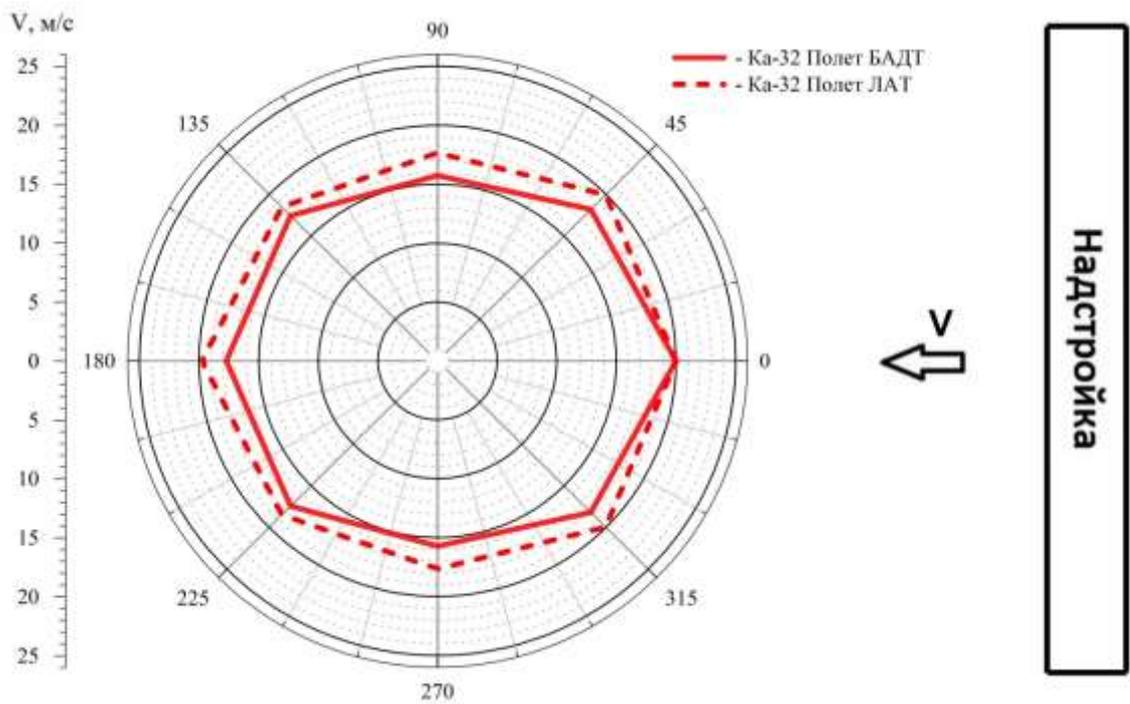


Рисунок 4.17 – Круговая диаграмма, характеризующая допустимые значения и направления скорости ветра для вертолета Ка-32 во время полета

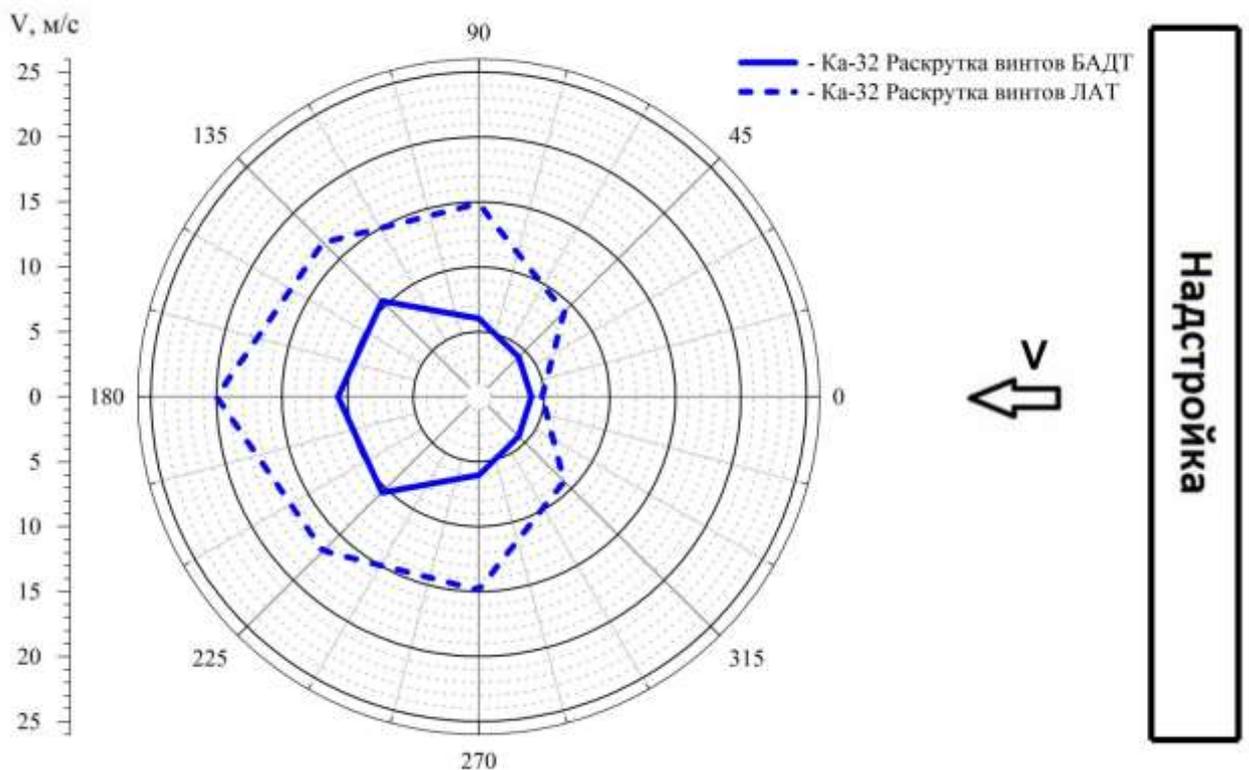


Рисунок 4.18 – Круговая диаграмма, характеризующая допустимые значения и направления скорости ветра для вертолета Ка-32 во время раскрутки винтов

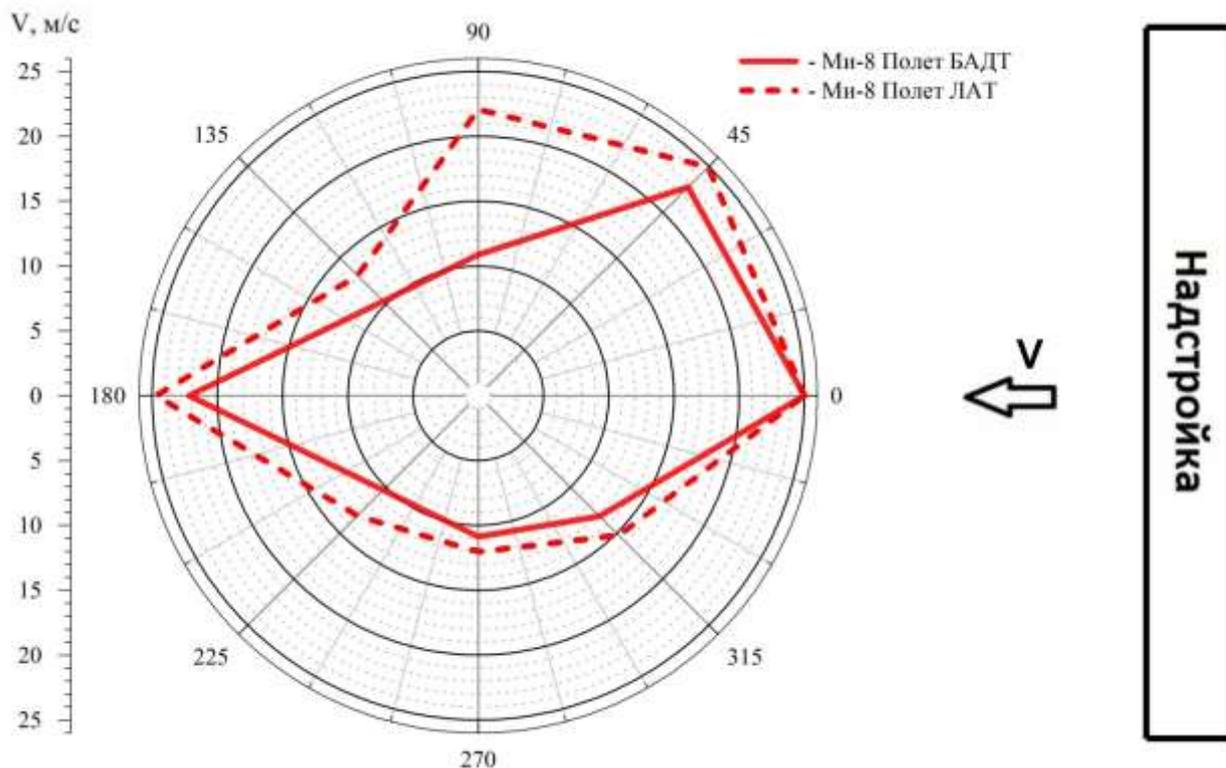


Рисунок 4.19 – Круговая диаграмма, характеризующая допустимые значения и направления скорости ветра для вертолета Ми-8 во время полета

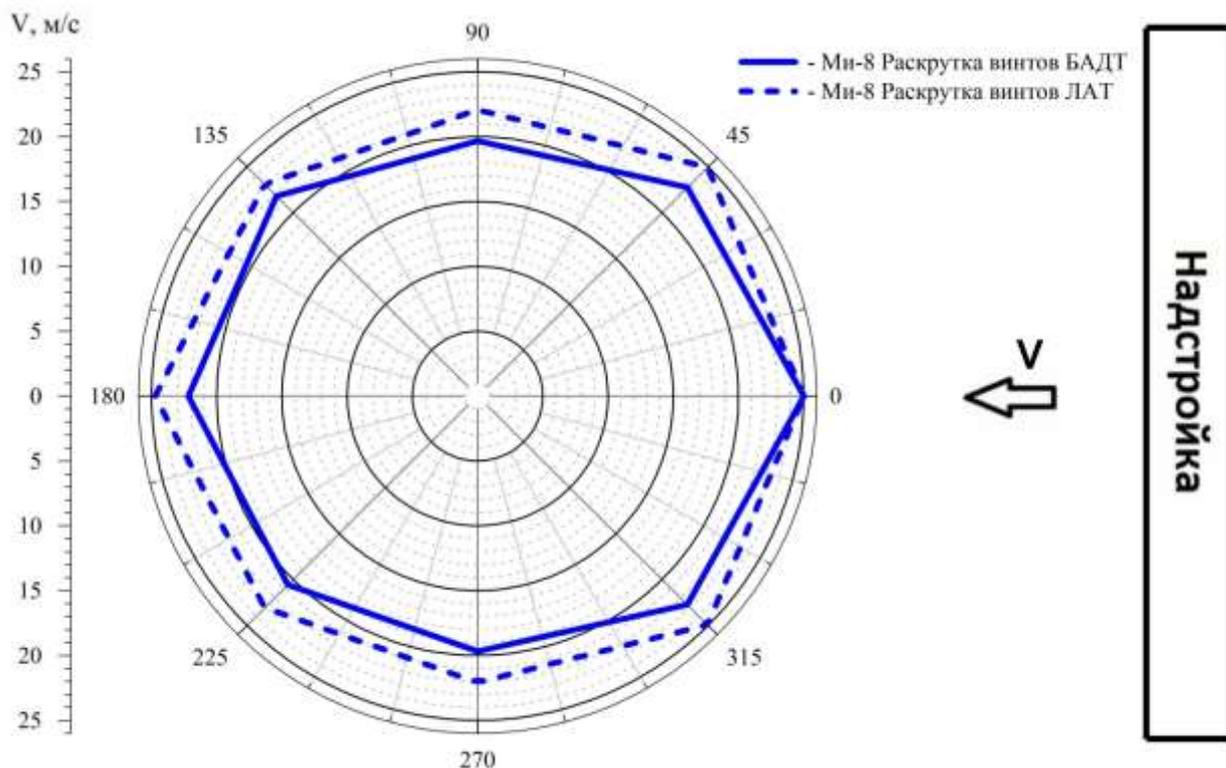


Рисунок 4.20 – Круговая диаграмма, характеризующая допустимые значения и направления скорости ветра для вертолета Ми-8 во время раскрутки винтов

Известно, что вертолет Ми-8, благодаря своим конструктивным особенностям, менее чувствителен к ветровым потокам. Однако, даже для него ограничения по скорости ветра (при подлете к ВПП) для углов 90 и 270 градусов составляют 11 м/с. Учет особенностей ПСА позволяет смягчить ограничения по скорости ветра с отдельных направлений для вертолета Ми-8 почти в 2 раза до значения 22,5 м/с.

Вертолет Ка-32, из-за наличия соосных винтов, очень чувствителен к вертикальному градиенту скорости ветра во время раскрутки винтов. Ограничения по скорости ветра (при раскрутке винтов), полученные в БАДТ очень жесткие и составляют от 3 до 10 м/с в зависимости от направления ветра. Учет особенностей ПСА позволяет смягчить ограничения по скорости ветра для вертолета Ка-32 в 2 раза для всех направлений ветра, кроме ветра со стороны надстройки.

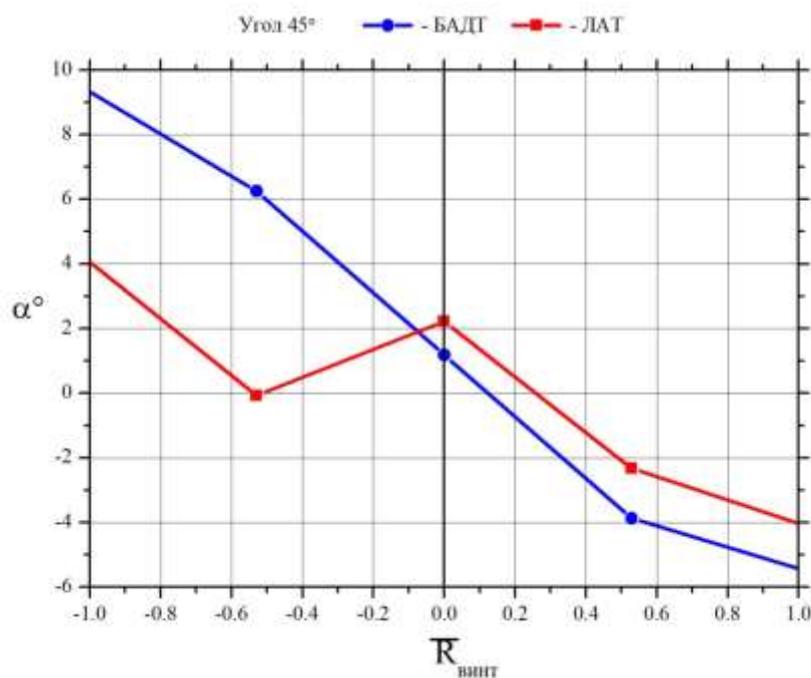


Рисунок 4.21 – Эюры вертикального скоса потока над ВПП на высоте между винтами вертолета Ка 32 при угле 45

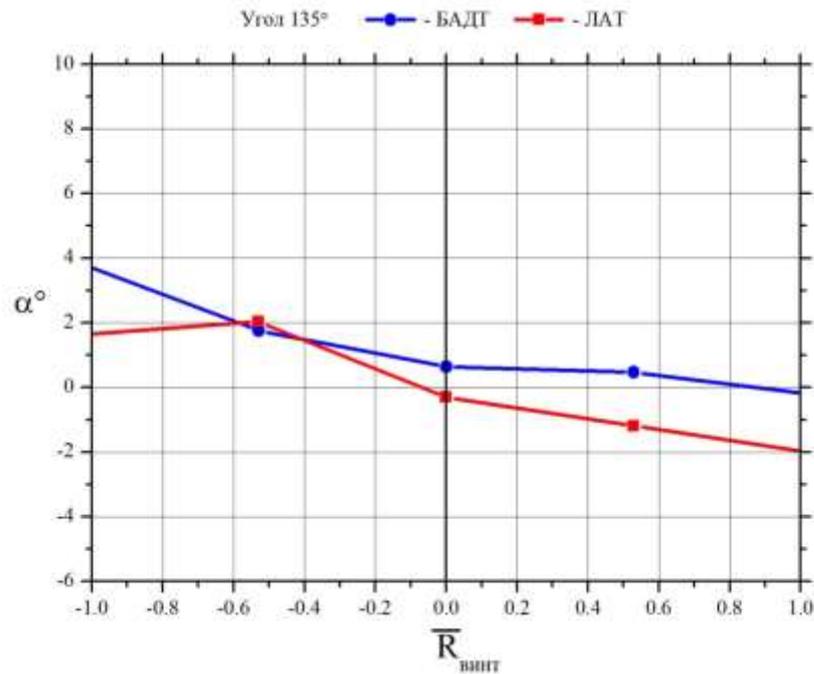


Рисунок 4.22 – Эюры вертикального скоса потока над ВПП на высоте между винтами вертолета Ка 32 при угле 135

Полученные результаты исследования параметров потока над ВПП также позволили решить задачу по оценке распространения температурного поля от выхлопных газов из двигательной установки ледокольного судна и его влияния на параметры потока над ВПП. Результатом исследований в данном направлении стала разработка подхода к восстановлению поля температуры на основании экспериментально определенного поля скорости. Данный подход был реализован в виде программы для ЭВМ (получено свидетельство о государственной регистрации №2020660161) и применен в научно-исследовательской работе «Влияние ветровых условий и тепловых потоков от газотурбогенераторных установок на безопасность полётов вертолётов ми-8амт на посадочную площадку МЛСП «Приразломная» в 2020 году.

4.4 Пример использования результатов исследования для определения аэродинамических характеристик ледокола Лидер

Описание модели и метода исследования. Объектом исследований служила модель надводной части ледокола Лидер, изготовленная в масштабе 1:80. Общий вид модели с ВПП в рабочей части аэродинамической трубы представлен на рисунке 4.23.

При проведении экспериментальных исследований модели надводной части ледокола в аэродинамической трубе, определялись интегральные аэродинамические силы и моменты, действующие на модель при круговом изменении угла набегающего воздушного потока, а также поле полного вектора скорости воздушного потока над ВПП.

Экспериментальные исследования по определению интегральных аэродинамических характеристик проводились при круговом изменении угла набегающего потока γ от 0 до 360 градусов с шагом 10 градусов; исследования по определению поля полного вектора скорости воздушного потока над ВПП при круговом изменении угла набегающего потока γ от 0 до 360 градусов с шагом 45 градусов. Определение интегральных аэродинамических характеристик проводилось в равномерном потоке в БАДТ и в ЛАТ при условии моделирования ПСА.



Рисунок 4.23 – Модель надводной части ледокола-лидера в рабочей части ЛАТ

Интегральные аэродинамические характеристики определялись при помощи динамометра в связанной с моделью системе координат OXYZ при круговом изменении угла набегающего потока γ с шагом 10° . Начало системы координат XYZ располагалось на линии пересечения диаметральной плоскости судна и плоскости КВЛ, в точке соответствующей положению центра тяжести натурального объекта. Координатные оси были направлены следующим образом: OX – в диаметральной плоскости в нос; OY – в плоскости мидель-шпангоута в сторону правого борта модели OZ – в плоскости ватерлинии вертикально вверх.

Положительное направление поворота модели при проведении исследований отсчитывалось против часовой стрелки при виде сверху. Схема с расположением системы координат представлена на рисунке 4.24.

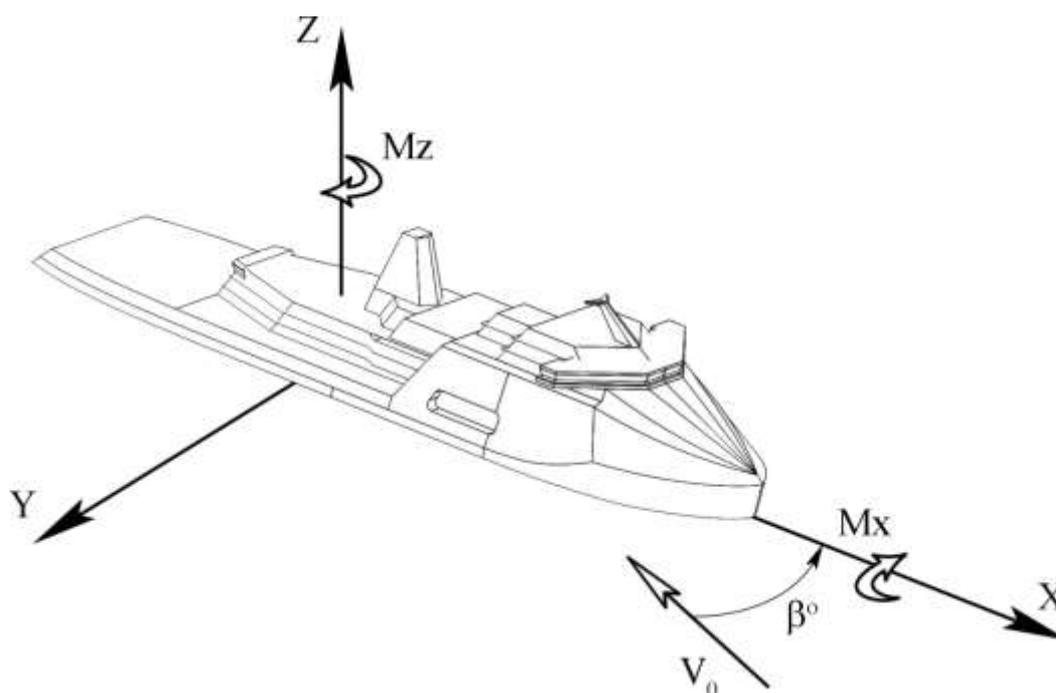


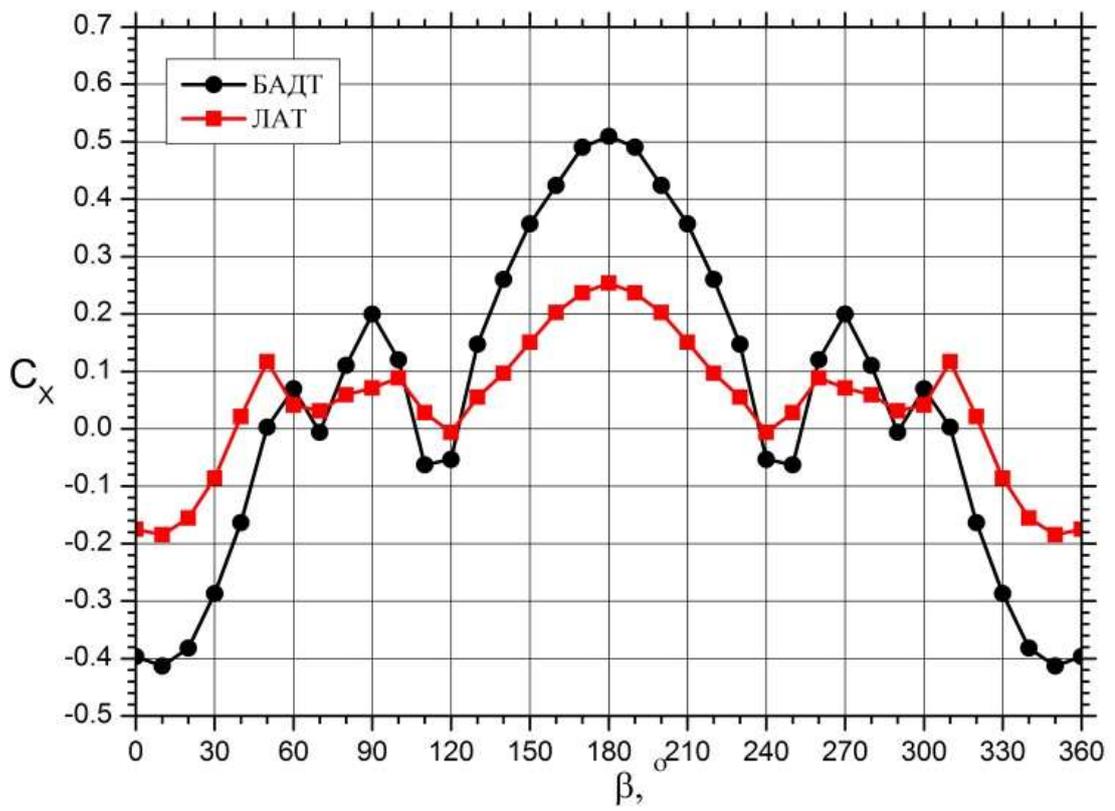
Рисунок 4.24 – Связанная с моделью ледокола Лидер система координат

Полученные в результате исследований составляющие аэродинамической силы и момента приводились к безразмерному виду по зависимостям, указанным в параграфе 4.1.

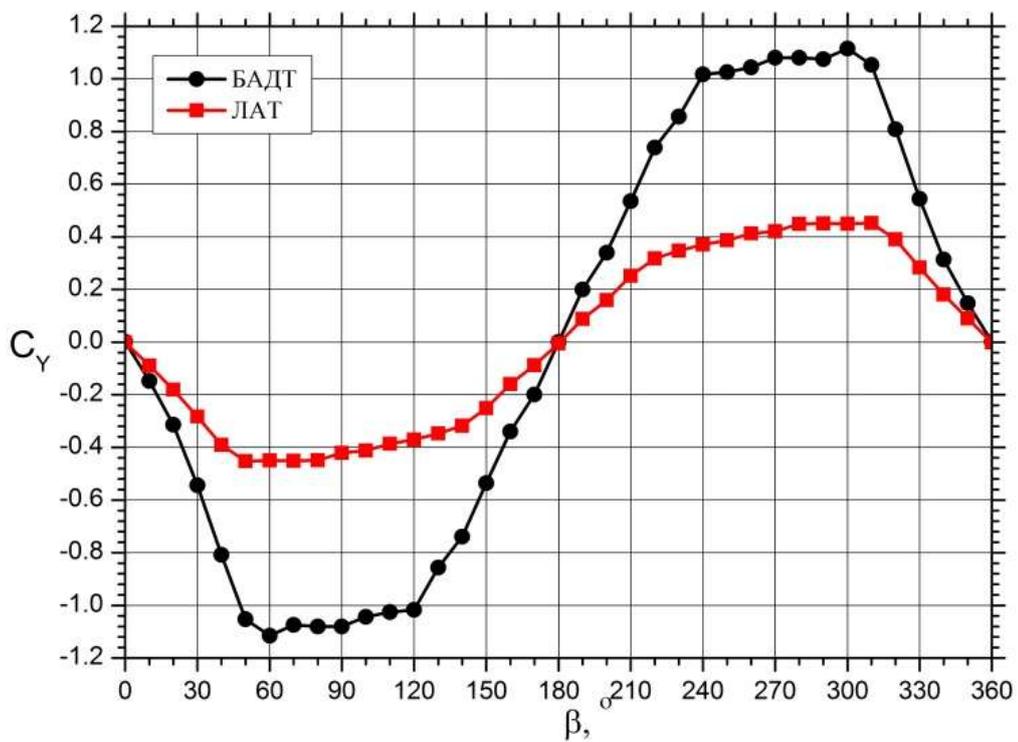
Анализ результатов исследования. Для оценки влияния ПСА на интегральные аэродинамические характеристики объекта было проведено сравнение данных, полученных в равномерном потоке и с учетом моделирования ПСА. Сравнение приводится для четырех зависимостей безразмерных коэффициентов: C_x – коэффициент продольной силы, C_y – коэффициент боковой силы, C_{mx} – коэффициент момента крена, C_{mz} – коэффициент момента рысканья (приведены на рисунках 4.25 и 4.26)

Зависимости аэродинамических характеристик от угла дрейфа качественно имеют схожий характер. Количественно значения безразмерных коэффициентов, полученных в ЛАТ при моделировании ПСА, меньше, чем при проведении экспериментальных исследований в равномерном потоке. В первую очередь это обусловлено разной наполненностью профиля скорости (средняя скорость воздушного потока в ЛАТ по высоте – меньше). Максимальная разница значений коэффициентов C_x , C_y достигает $\approx 50\%$ для отдельных направлений ветра.

Анализ зависимостей коэффициента момента крена C_{mx} показал, что при моделировании ПСА наблюдается смещение центра давления вверх, по сравнению с результатами в равномерном потоке, то есть происходит увеличение плеча момента крена. Этот факт объясняется большей наполненностью профиля скорости в верхней части и, соответственно, большим ветровым давлением на верхние части модели. Одновременно с этим, центр давления по длине (вдоль оси X) также сильно смещается в носовую часть модели, таким образом, увеличивается плечо коэффициента момента рысканья C_{mz} . Данное смещение центра давления ощутимо из-за того, что основные надстройки находятся достаточно далеко от центра тяжести судна.

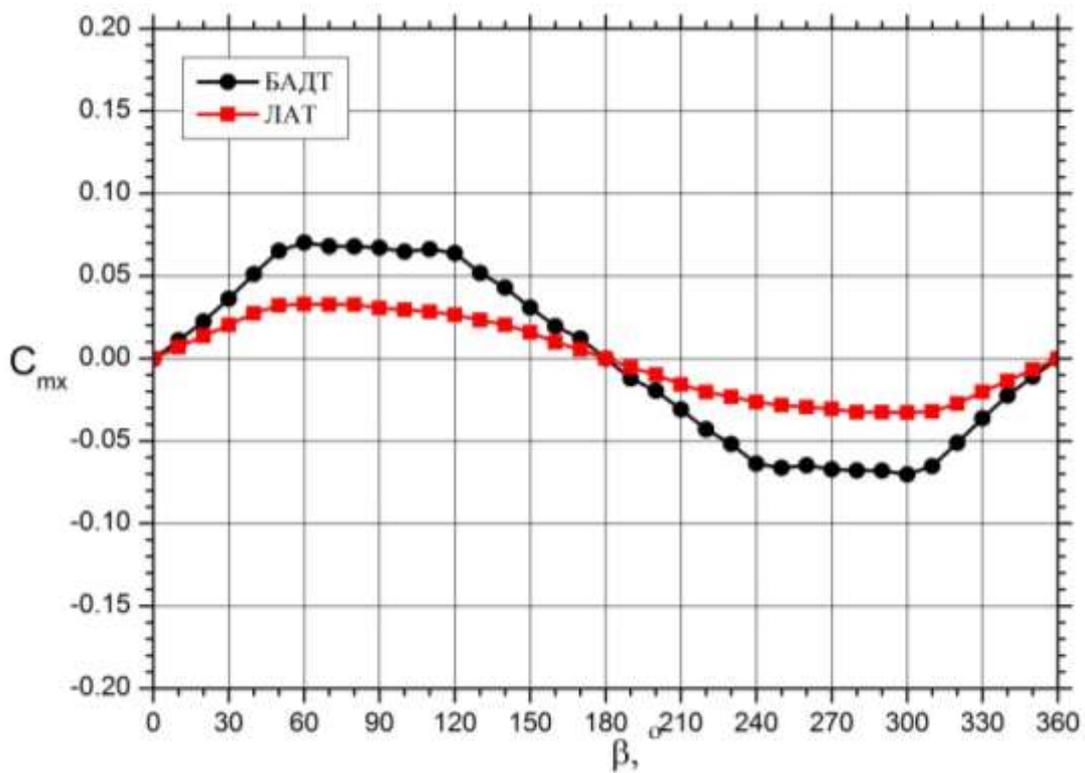


а)

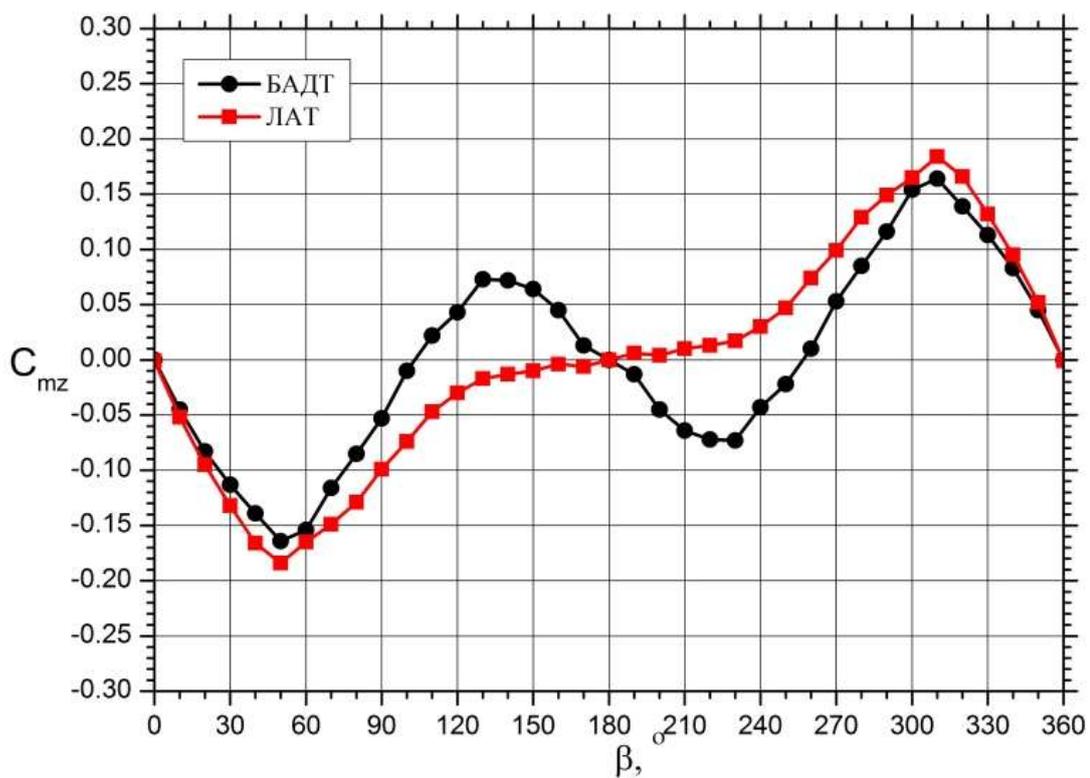


б)

Рисунок 4.25 – Зависимости интегральных аэродинамических характеристик от угла дрейфа а) коэффициент продольной силы б) коэффициент поперечной силы



а)



б)

Рисунок 4.26– Зависимости интегральных аэродинамических характеристик от угла дрейфа а) коэффициент момента крена
б) коэффициент момента рысканья

Исследование структуры воздушного потока над взлетно-посадочной площадкой модели. Экспериментальные исследования структуры воздушного потока над ВПП модели ледокола-лидера проводились в Ландшафтной аэродинамической трубе при круговом изменении угла набегающего потока γ с шагом 45 градусов. Начальная установка и положительное направление поворота модели в рабочей части аэродинамической трубы при исследовании структуры потока были такими же, как при определении интегральных аэродинамических характеристик.

При проведении экспериментальных исследований моделировалась неравномерность скорости воздушного потока по высоте согласно нормативным документам для свободных поверхностей суши и акваторий (СП 20.13330.2011).

Измерения пространственных векторов скорости воздушного потока производились в поточной системе координат $OX_1Y_1Z_1$ с началом в центре ВПП. Координатные оси указанной системы координат направлялись следующим образом: OX_1 – по направлению потока, OY_1 – вертикально вверх, OZ_1 – влево, если смотреть со стороны набегающего воздушного.

Определение пространственных векторов скорости воздушного потока производились при помощи пятиствольного зонда, закрепленного на ноже координатного устройства. Измерения производились на девяти высотах в 81 точках на каждой высоте с равным шагом. Схема расположения измерительных точек на каждой высоте представлена на рисунке 4.27. Горизонты выбирались с учетом высот, на которых расположены несущие винты вертолетов Ми-8 и Ка-32. В результате исследования было получено 8 полей пространственного вектора местной скорости, каждое из которых включало 729 контрольных точек. В каждой контрольной точке измерялись значения трех параметров, полностью характеризующих пространственный вектор местной скорости: абсолютное значение, углы скоса в вертикальной (α) и горизонтальной (β) плоскости. Положительное направление вертикального угла скоса – вверх, положительное направление

горизонтального угла скоса – против часовой стрелки (при виде сверху) относительно вертикальной оси.

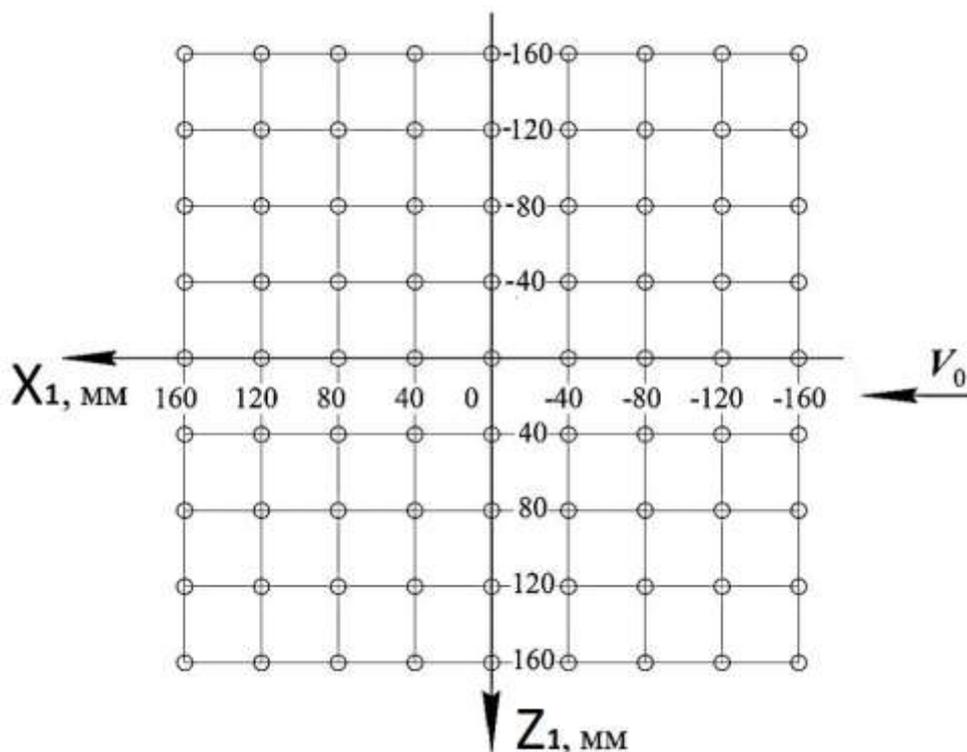


Рисунок 4.27 – Схема расположения контрольных точек в проекции на горизонтальную плоскость X_1Z_1 при виде сверху

Значения вектора местной скорости, а так же проекции результирующего вектора скорости на оси системы координат $X_1Y_1Z_1$ приводились к безразмерному виду путем деления на скорость воздушного потока ($V_{мет}$) на высоте предполагаемого расположения судовой метеостанции $H_{мод}$. В данном случае $H_{мод}$ соответствует верхней кромке мачты судна. Расположение судовой метеостанции в этом месте позволяет минимизировать влияния надстроек на показания прибора.

Абсолютные значения местной скорости U приводились к безразмерному виду, используя выражение зависимости (4.16)

$$V = \frac{U}{V_{мет}} \quad (4.16)$$

Проекции на оси поточной системы координат вычислялись по следующим зависимостям:

$$V_{X_1} = \frac{V}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2(\alpha) + \operatorname{tg}^2(\beta)}}; \quad (4.17)$$

$$V_{Y_1} = V_{X_1} \cdot \operatorname{tg}(\alpha); \quad (4.18)$$

$$V_{Z_1} = V_{X_1} \cdot \operatorname{tg}(\beta), \quad (4.19)$$

где V_{X_1} , V_{Y_1} , V_{Z_1} – безразмерные проекции вектора местной скорости на оси X_1 , Y_1 , Z_1 поточной системы координат;

V – безразмерная местная скорость;

α , β – углы скоса воздушного потока в вертикальной и горизонтальной плоскости,

Результаты исследования структуры воздушного потока над вертолетной площадкой модели при различных углах набегающего потока γ приведены на рисунках 4.28 и 4.29. На рисунках для наглядности представлены значения вертикального и горизонтального углов скоса потока на высоте несущего винта Ми-8, который геометрически располагается в промежутке по высоте между нижним и верхним несущими винтами Ка-32. По этим рисункам можно оценить степень неравномерности (искажения) воздушного потока и сделать вывод исходя из требований эксплуатации вертолетов этих типов. Также на рисунках полей скоростей приведены линии тока в данной плоскости.

Схематичное расположение модели на всех рисунках одинаковое: корма – слева, надстройка – справа. Стрелкой указано направление воздушного потока. В некоторых контрольных точках определить полный вектор скорости потока не удалось по причине наличия обратных токов или больших скосов воздушного потока (максимальная величина скоса воздушного потока, достоверно измеряемая зондом – 30 градусов в каждой их плоскостей). Величины скосов в этих точках значительно больше

допустимых по Руководству по летной эксплуатации (РЛЭ) при малых скоростях воздушного потока. Большинство контрольных точек, в которых значения вектора скорости получить не удалось, находятся в области обратных токов в аэродинамической тени надстройки или в зоне сильно возмущенного потока за надстройкой.

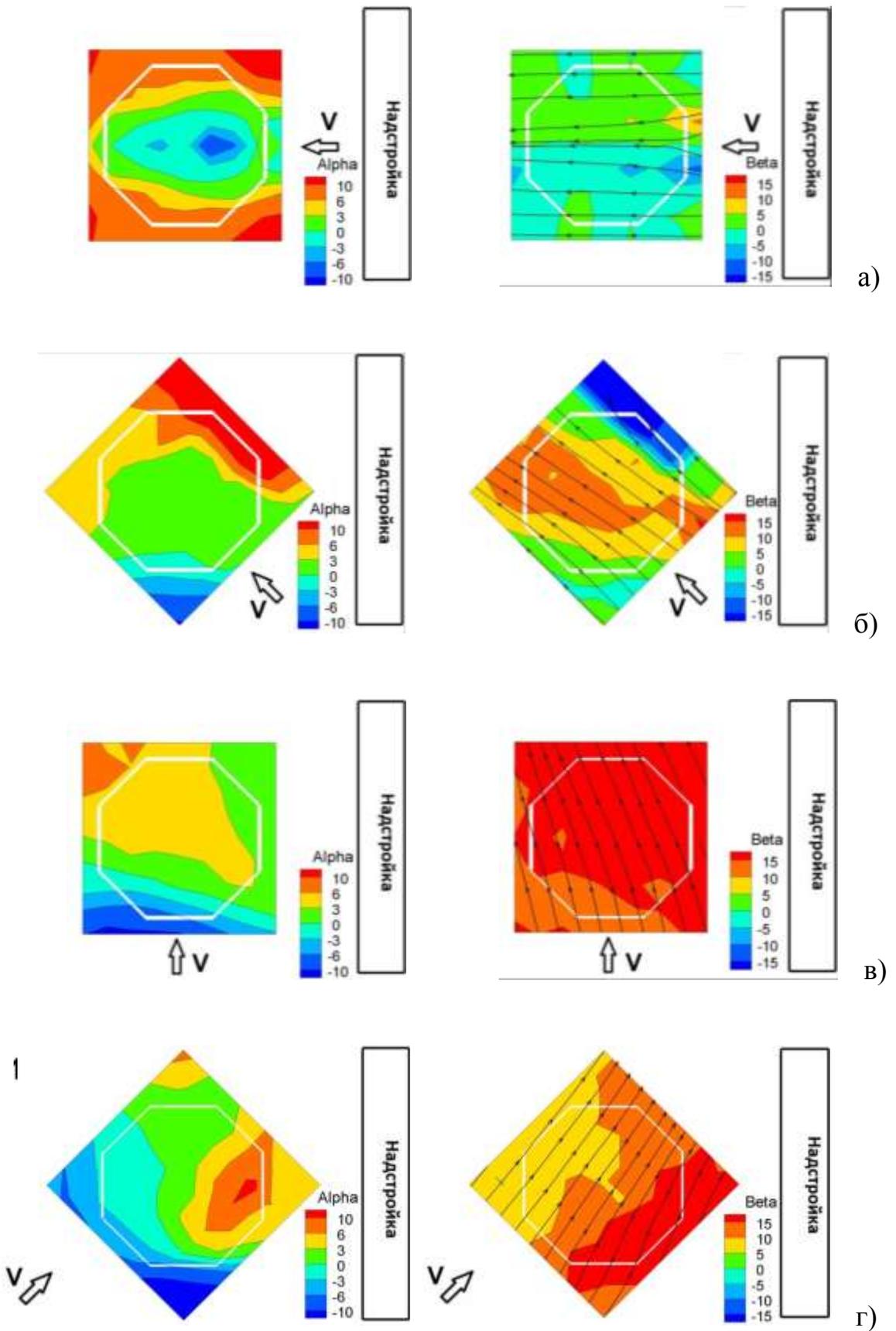


Рисунок 4.28 – Углы скоса потока над ВПП на высоте несущего винта Ми-8
 а) направление потока $\gamma = 0$ градусов, б) направление потока $\gamma = 45$ градусов,
 в) направление потока $\gamma = 90$ градусов, а) направление потока $\gamma = 135$ градусов

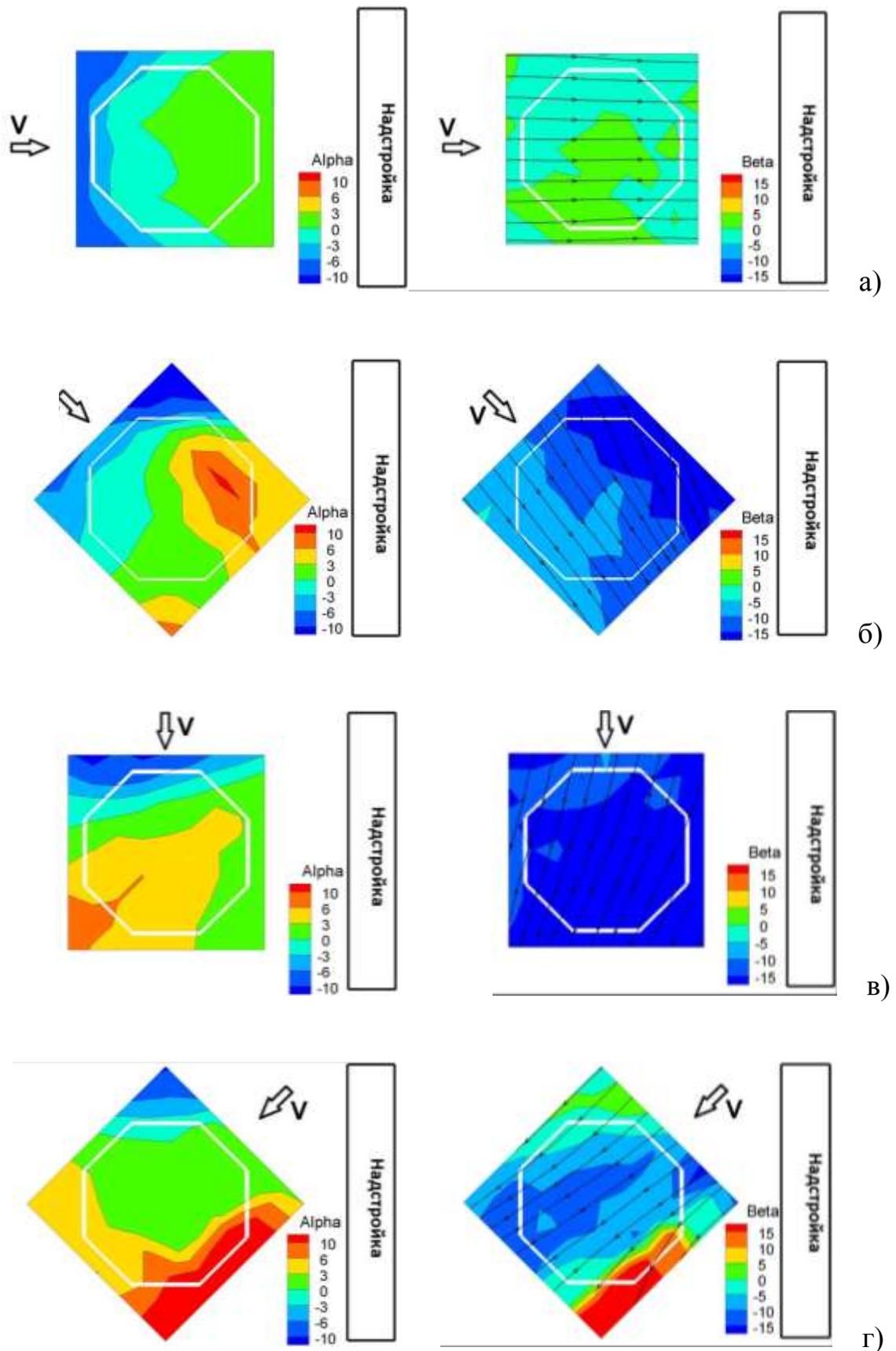


Рисунок 4.29 – Углы схода потока над ВПП на высоте несущего винта Ми-8
 а) направление потока $\gamma = 180$ градусов, б) направление потока $\gamma = 225$ градусов,
 в) направление потока $\gamma = 270$ градусов, г) направление потока $\gamma = 315$ градусов

Следует отметить некоторые особенности структуры воздушного потока над ВПП ледокола. Результаты исследований показали симметричные характеристики скоса воздушного потока над ВПП при одинаковых углах натекания воздушного потока с правого и левого бортов ледокола вследствие симметрии модели.

При всех углах набегающего потока значение результирующей безразмерной местной скорости V меньше единицы и находится в диапазоне от 0,6 до 1,0, что говорит об отсутствии ускорения воздушных масс над ВПП.

Почти при всех углах набегающего воздушного потока наблюдаются большие углы скоса в горизонтальной плоскости. Это обусловлено близким расположением крупногабаритной надстройки ледокола. Значения углов скоса потока в горизонтальной плоскости даже при относительно плавных контурах надстройки ледокола Лидер достигают значений 20 – 25 градусов.

Также присутствует скос воздушного потока в вертикальной плоскости, его абсолютные значения достигают 10 – 15 градусов на краях ВПП. Данный эффект объясняется отрывом воздушного потока с борта судна и последующим его присоединением к поверхности ВПП с локализацией зоны отрыва.

Оценка безопасности взлета/посадки и использования вертолетной техники. Полученные экспериментальные данные позволяют провести оценку данной ВПП с точки зрения безопасности для эксплуатации штатной вертолетной техники. Безаварийная и безопасная эксплуатация воздушной техники на ВПП обеспечиваются при выполнении норм и требований к структуре воздушного потока над ВПП, разработанных специализированными организациями для конкретного типа вертолетной техники, а также нормативных документов ГосНИИ ГА и ИКАО.

На данной ВПП планировалось к эксплуатации 3 типа вертолетов: Ми-8, Ми-38, и Ка-32. Так как вертолеты Ми-8 и Ми-38 относятся к воздушным

судам одновинтовой схемы с рулевым винтом и имеют схожие размеры и параметры – далее рассматриваться будет только вертолет типа Ми-8.

На основании «Руководства по летной эксплуатации вертолета Ми-8» (РЛЭ) можно выделить ограничения по предельной скорости ветра в зависимости от его направления для двух режимов работы вертолета: «висение; взлет; посадка; перемещение» и «раскрутка/остановка несущего винта». Требования РЛЭ представлены в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Требования РЛЭ по предельной скорости ветра для вертолета Ми-8

Направление ветра относительно вертолета	Максимальная скорость ветра при раскрутке, остановке несущего винта и рулении, м/с	Максимальная скорость ветра при висении, взлете, посадке и перемещениях, м/с
Спереди 0°	25	25
Слева 270°	15	10
Справа 90°	10	5
Сзади 180°	8	5

В требованиях отмечается, что выполнение висения и перемещения с попутным и боковым ветром справа усложняет пилотирование вертолета и требует более плавных движений органами управления, чем выполнение аналогичных режимов со встречным и боковым ветром слева.

Используя требования, представленные в таблице 4.1, и экспериментальные данные можно построить круговую диаграмму допустимых значений и направлений скорости ветра для вертолета Ми-8. Диаграмма представлена на рисунке 4.30. Из-за наличия большого скоса потока в горизонтальной плоскости на углах натекания ветра 225 и 270 градусов максимальная эксплуатационная скорость ветра при выполнении маневров вертолетом должна быть снижена с 25 м/с до 14 м/с. Это связано с тем, что при обтекании надстройки над ВПП реализуется течение со значительной боковой составляющей вектора скорости воздушного потока. Значение боковой составляющей скорости воздушного потока на этих углах превышает значение 5 м/с, что может привести к потере управляемости

вертолета и аварийной ситуации. Это накладывает ограничения по максимальной скорости ветра при раскрутке и остановке винтов для вертолета одновинтовой схемы с правым расположением рулевого винта. При направлении ветра с противоположной стороны реализуется обтекание надстройки со значительной боковой составляющей вектора скорости воздушного потока, но направленной влево. Поэтому ограничений по скорости на данном режиме обтекания нет.

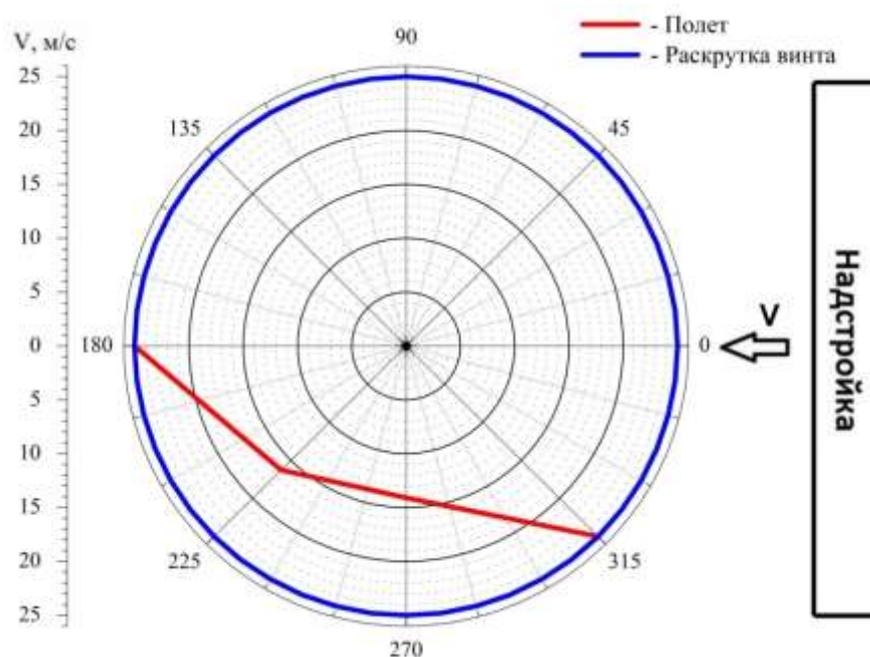


Рисунок 4.30 – Круговая диаграмма, характеризующая допустимые значения и направления скорости ветра для вертолета Ми-8

На других углах натекания воздушного потока максимальная эксплуатационная скорость воздушного потока составляет 25 м/с. Согласно РЛЭ при раскрутке/остановке лопастей одновинтового вертолета скорость ветра не должна превышать 25 м/с.

Таким образом, при скорости результирующего воздушного потока менее 14 м/с структура потока в зоне расположения ВПП удовлетворяет требованиям и указаниям, изложенным в РЛЭ вертолетов одновинтовой Ми-8 с правым расположением рулевого винта независимо от направления ветра.

Требования к равномерности потока над ВПП гораздо жестче для вертолетов с соосной схемой расположения несущих винтов. Причем требования накладываются не только к максимально допустимой скорости с различных направлений, но и на величину скоса набегающего потока, а также на вертикальный градиент скорости в районе несущих винтов.

На основании «Руководства по летной эксплуатации вертолета Ка-32» (РЛЭ) можно выделить следующие ограничения по предельной скорости ветра:

1) Максимально допустимая скорость встречного ветра должна составлять не более 20 м/с;

2) Максимально допустимая скорость бокового и попутного ветра должна составлять не более 10 м/с;

Требования к характеристикам воздушного потока в зонах расположения ВПП для Ка-32, при которых обеспечиваются безопасные раскрутка и остановка несущих винтов состоят в следующем:

1) Суммарная скорость результирующего воздушного потока над ВПП не должна превышать 20 м/с, при этом боковая и попутная составляющие скорости результирующего потока, относительно вертолета не должны превышать 8 м/с;

2) Значение вертикального скоса по абсолютной величине не должно превышать 5 – 6 градусов. При суммарной скорости результирующего воздушного потока над ВПП до 20 м/с допускается наличие вертикальной составляющей скорости сверху вниз не более 2 м/с;

3) Градиент горизонтальных составляющих потока по высоте в районе расположения несущих винтов (3 – 6 м) не должен превышать 1 м/с.

Рассматривая вертолеты соосной схемы расположения несущих винтов (Ка-32), можно сказать, что по результатам исследований превышения значений скосов воздушного потока над требованиями РЛЭ к полету не было обнаружено, соответственно максимальная скорость ветра для полета над ВПП ограничена величиной 20 м/с. Диаграмма представлена на рисунке 4.31.

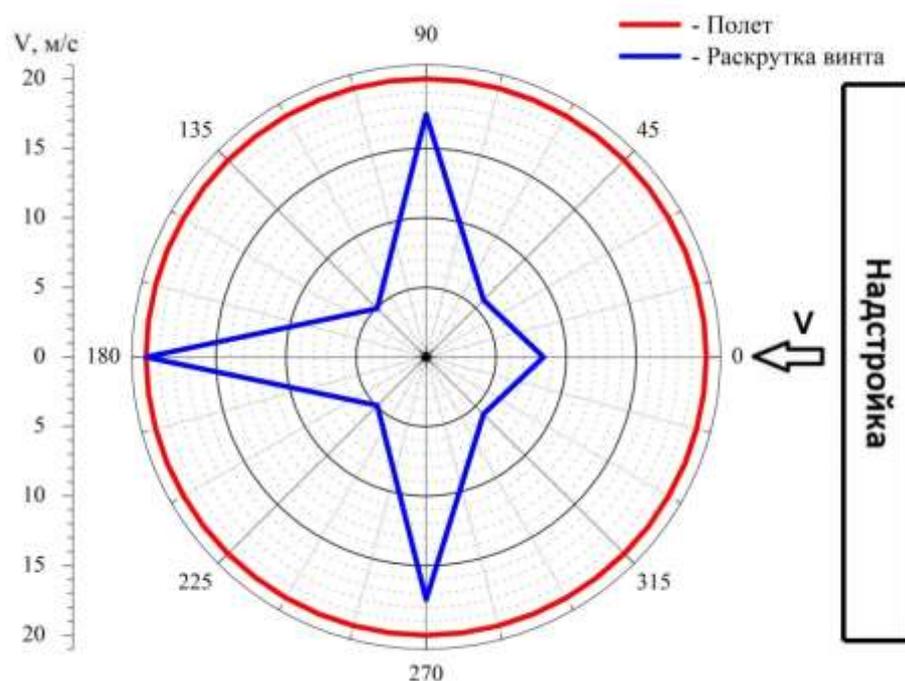


Рисунок 4.31 – Круговая диаграмма, характеризующая допустимые значения и направления скорости ветра для вертолета Ка-32

Однако выявлены существенные ограничения для режимов раскрутки и остановке несущих винтов по причине сильного возмущения потока на некоторых углах натекания ветра.

Для вертолетов соосной схемы расположения винтов критична вертикальная составляющая ветра, при раскрутке и остановке винтов, которая может вызвать перехлест лопастей. При направлениях ветра под углом $\gamma = 0^\circ$, $\gamma = 45^\circ$, $\gamma = 135^\circ$, $\gamma = 225^\circ$ и $\gamma = 315^\circ$ значение вертикальной составляющей вектора скорости воздушного потока превышает допустимые значения для данного типа вертолета. При угле набегающего воздушного потока $\gamma = 0^\circ$ ВПП находится в зоне обратных токов в тени надстройки. На углах $\gamma = 45^\circ$, $\gamma = 135^\circ$, $\gamma = 225^\circ$ и $\gamma = 315^\circ$ реализуется отрывное течение с расположением области отрыва непосредственно над наветренным бортом судна и последующей зоной присоединения потока в пределах ВПП.

Руководствуясь данными, представленными на диаграмме на рисунке 4.31, можно сделать вывод, что безопасная раскрутка и остановка

несущих винтов вертолетов типа Ка-32 возможна при любых направлениях ветра только при скорости ветра меньше 5 м/с.

При превышении скорости ветра значения 5 м/с имеют место ограничения на раскрутку/остановку лопастей несущих винтов вертолета при углах ветра $\gamma = 45^\circ$, $\gamma = 135^\circ$, $\gamma = 225^\circ$ и $\gamma = 315^\circ$, вследствие больших вертикальных углов скоса потока над ВПП в месте расположения несущих винтов вертолета. При направлении ветра под углом $\gamma = 0^\circ$ данное ограничение реализуется на скоростях более 8 м/с.

Таким образом, при раскрутке или остановке несущих винтов вертолетов типа Ка-32 при скоростях ветра превышающих 5 м/с можно рекомендовать разворачивать судно относительно направления действия ветра на углы $\gamma = 90^\circ$, $\gamma = 180^\circ$ и $\gamma = 270^\circ$.

Выводы из Главы-4

1. В результате сравнительных исследований модели судна установлено, что зависимости аэродинамических коэффициентов продольной силы, боковой силы, момента крена и момента рысканья (C_x , C_y , C_{mx} , C_{mz}), полученные в равномерном потоке и ПСА, качественно имеют схожий характер, однако количественно в ПСА они меньше. Максимальная разница значений достигает 30 % для коэффициента C_y и 15 % для коэффициентов C_{mx} , C_{mz} . Отличия в значениях коэффициентов получены для различных типов судов и обусловлены не только разной наполненностью профиля скорости, но и смещением центра давления. Результаты выполненных исследований позволяют установить степень влияния ПСА на геометрические размеры и интенсивность отрывных зон, образующихся на элементах надводной части судна. Влияние ПСА при определении ветровых нагрузок на судно необходимо учитывать при позиционировании судна и движении задним ходом, а также для больших судов с малой скоростью хода.

2. Составлена новая база экспериментальных данных аэродинамических характеристик судов различных типов (ледоколы, суда снабжения, балкеры), которые учитывают физические особенности процесса взаимодействия ПСА с надводной частью судна. Одна из ценностей новой базы данных состоит в том, что все исследования были выполнены на основе единых методологических позиций с соблюдением одинаковых условий проведения эксперимента, на одном и том же информационно-измерительном оборудовании, имеющем действующие сертификаты о поверке. Разработанная база данных может быть использована для тестирования различных расчетных математических моделей и методов численного моделирования.

3. Предложены новые алгоритмы и соотношения для аналитической аппроксимации аэродинамических характеристик судов из новой базы данных. Обосновано использование в качестве аппроксимирующей функции

тригонометрического многочлена с семью первыми членами ряда Фурье с учетом постоянного слагаемого. Преимуществом предложенных алгоритмов и соотношений является как их строгое математическое обоснование, так и возможность дальнейшего расширения величины ряда при включении новых типов судов и объектов морской техники в рассматриваемую базу данных.

4. На основе предложенных алгоритмов, соотношений и новой базы данных с применением методов регрессионного анализа разработана новая математическая модель, которая позволяет получать значения аэродинамических характеристик судна с учетом физических особенностей воздействия ПСА.

5. На основе разработанной математической модели создана программа для ЭВМ, позволяющая получать априорные оценки безразмерных аэродинамических коэффициентов судна с учетом ПСА, которые необходимы для прогнозирования маневренных характеристик и выбора средств управления на ранних стадиях проектирования судна. Результаты проведенной верификации позволяют сделать вывод об удовлетворительном согласовании результатов, получаемых посредством разработанной программы для ЭВМ с данными экспериментальных исследований.

6. Впервые проведены подробные исследования влияния ПСА на параметры потока над взлетно-посадочной площадкой судна. Выявлено существенное влияние ПСА на поле скорости, которое заключается в уменьшении интенсивности и размеров отрывных зон вблизи взлетно-посадочной площадки для всех основных направлений ветра. Этот факт связан с тем, что в градиентном турбулентном потоке потеря устойчивости границы зоны отрыва происходит гораздо раньше, точка присоединения отрыва потока также сдвигается вверх по течению. Практически значимым результатом исследований влияния ПСА на ВПП является обоснованное снижение ограничений на использование вертолетной техники на судне.

7. С использованием разработанной ландшафтной аэродинамической трубы и технологии моделирования ПСА получены зависимости

аэродинамических характеристик ледокола Лидер, которые были сопоставлены с характеристиками, полученными в равномерном потоке. Зависимости аэродинамических характеристик от угла дрейфа качественно имеют схожий характер. Количественно значения коэффициентов, полученные при моделировании ПСА, меньше. В первую очередь это обусловлено разной наполненностью профиля скорости. Максимальная разница значений коэффициентов C_x , C_y достигает 50 % для отдельных направлений ветра. На численные значения коэффициентов момента, помимо численного изменения компонент аэродинамической силы, оказывает влияние смещение центра давления.

8. Исследования полей скорости над ВПП ледокола Лидер выявили следующее:

– для большинства углов набегающего воздушного потока зафиксированы большие углы скоса в горизонтальной плоскости, их значение достигает 20 – 25 градусов. Это обусловлено близким расположением крупногабаритной надстройки ледокола и высокого борта.

– присутствует скос воздушного потока в вертикальной плоскости, его абсолютные значения достигают 10 – 15 градусов на краях ВПП. Данный эффект вызван отрывом воздушного потока с борта судна и последующим его присоединением на ВПП с локализацией зоны отрыва.

– выявленная неравномерность потока над ВПП накладывает жесткие ограничения по скорости ветра на использование вертолета Ка-32 для направлений ветра $\gamma = 45, 135, 225$ и 315 градусов. Вертолет Ка-32 не может начинать раскрутку винтов при скорости ветра с данных направлений более 5 м/с.

ГЛАВА-5. МЕТОД ОЦЕНКИ ВЕТРОВОЙ НАГРУЗКИ НА ПРИШВАРТОВАННЫЕ СУДА И ОБЪЕКТЫ ПРИБРЕЖНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ РАЗВИТОГО РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ

Согласно руководящему документу СП 38.13330.2012 «Нагрузки и воздействия на гидротехнические сооружения» при проектировании гидротехнических сооружений воздействие ветра необходимо учитывать в виде поперечной и продольной составляющих аэродинамической силы, для определения которых необходимо использовать поперечную и продольную составляющие скорости ветра на месте строительства. До настоящего времени в подавляющем большинстве случаев, вместо поперечной и продольной составляющих скорости ветра на месте строительства, в том или ином виде, используется среднее значение модуля полного вектора скорости, полученное на ближайшей метеостанции. Данный подход имеет существенные недостатки:

- Штатные метеостанции находятся на значительном удалении (несколько километров и более) от места строительства, на существенно иной высоте, а также имеют отличную от площадки строительства топографию местности.
- Использование среднего значения модуля полного вектора скорости ветра со штатной метеостанции вместо поперечной и продольной составляющих скорости ветра на месте строительства приводит к серьезному завышению ветровой нагрузки.
- Отсутствует возможность учета пространственно-временной неоднородности поля скорости, созданной сложным рельефом местности, следовательно, невозможно получить ее пульсационное значение и использовать в расчетных моделях.
- Отсутствует возможность проведения сравнительного анализа и выбора оптимального с точки зрения аэродинамики варианта компоновки порта, причальных сооружений, расположения и способов швартовки судов.

В связи с указанной проблемой является актуальной задача по разработке способа для определения поперечной и продольной составляющей скорости ветра на месте строительства, на основе которых определяются ветровые нагрузки на объекты прибрежной инфраструктуры, в том числе пришвартованные суда.

5.1 Обзор существующих способов определения ветровой нагрузки на сооружения с учетом влияния развитого рельефа местности

В открытых источниках наибольшее количество работ посвящено экспериментальному определению ветровых условий в месте строительства того или иного объекта. Одни из первых аэродинамических исследований с учетом моделирования окружающего ландшафта местности проводились с целью поиска оптимально расположения ветряных электростанций. Данные исследования выполнялись по заказу коммерческих фирм. По этой причине ранние исследования публиковались только в качестве технических отчетов и, соответственно, в открытом доступе эти работы найти не представляется возможным. Тем не менее, информация об этих исследованиях с кратким обзором основных идей доступна в различных источниках.

Среди наиболее интересных работ из открытых источников следует выделить следующие [31, 88, 102, 154, 164, 167, 170]. Работа [167] выполнена по заказу правительства США в сотрудничестве с правительством Новой Зеландии. В работе приводится обзор и систематизация большого количества данных различных исследователей о возможности моделирования сложного ландшафта. В рамках работы проведены натурные измерения скоростей ветра над ландшафтом в регионе Новой Зеландии. Проведены измерения в аэродинамической трубе с масштабом 1:5000. Показано, что для воспроизведения общих закономерностей течения природного ветра (зон отрыва, замедления и ускорения потока) для масштаба модели 1:5000 достаточно моделировать ландшафт посредством листов фанеры, склеенных между собой (рисунок 5.1).



Рисунок 5.1 – Модель ландшафта местности в рабочей части аэродинамической трубы из работы [167]

Работа [170] представляет собой продолжение предыдущих исследований. В ней проведено сравнительное исследование на двух моделях участка местности в Новой Зеландии в масштабе 1:4000 и 1:8000. Использование обоих масштабов позволяет получить данные, хорошо согласующиеся с натурными данными. Исследователям, в том числе, удалось успешно промоделировать спектральную плотность натурального ветра.

Работа [88] является развитием первых двух исследований. В ней в качестве объекта исследований используется та же местность, что и в первых двух работах. Отличительной особенностью является попытка моделирования конвективных процессов на макете ландшафта в масштабе

1:12000. В работе предлагаются критерии подобия для моделирования, как нейтральной атмосферы, так и для стратифицированных слоев воздуха.

Работа [102] представляет собой исследование аэродинамических эффектов над горным ландшафтом. В работе акцент сделан на сравнение экспериментальных данных, полученных на модели со сглаженным рельефом местности и модели, выполненной в виде ступенек из склеенных листов фанеры (см. рисунок 5.2).



Рисунок 5.2 – Модель ландшафта местности в рабочей части аэродинамической трубы из работы [102]

В работе [164] представлены результаты сравнения моделирования ландшафта в двух различных масштабах. Обсуждается влияние числа Рейнольдса, шероховатости поверхности и характеристик турбулентности на значения скорости, измеренные в контрольных точках. Даются рекомендации

по условиям проведения модельного эксперимента, некоторые из которых можно использовать при моделировании в специализированных аэродинамических трубах.

Работа [31] выполнена в ФГУП «Крыловский государственный научный центр». В ней описаны комплексные исследования портовой системы в Териберской губе. В части аэродинамических исследований проведено сравнение данных физического и численного моделирования. В Крыловском центре проведены исследования [54, 56].

Работа [154] посвящена исследованию полей скоростей, формируемых в ущелье, где предполагается строительство большепролетного моста. Результаты этих исследований являются исходными данными для дальнейшей оценки аэродинамической устойчивости мостового сооружения. В работе показано, что для подобных задач необходимо моделировать ландшафт местности в достаточно крупном масштабе. В данной работе используется модель масштабом 1:2000 (рисунок 5.3). Основная концепция данной статьи заключается в сравнении экспериментальных данных и численного моделирования. В результате работы делаются выводы о существенных расхождениях эксперимента и численного моделирования для отдельных контрольных областей.

Исходя из анализа результатов экспериментальных работ опубликованных в открытом доступе и некоторым методическим исследования, проведенных в ландшафтной аэродинамической трубе можно сформулировать рекомендации к масштабу и точности изготовления модели окружающего ландшафта. Для воспроизведения основных закономерностей течения природного ветра (зон отрыва, замедления и ускорения потока) необходимо выбирать масштаб модели из диапазона 1:1000 ÷ 2000. При этом допускается изготавливать модель посредством склейки листов фанеры или пенопласта с образованием ступенек. Для исключения влияния ступенек на характеристики потока в области измерения, имеет смысл в самой области измерения и в радиусе не менее $3h$ (где h – это характерная высота области

измерения) вокруг области измерения выполняют сглаживание ступенек модели и более детальное моделирование рельефа.

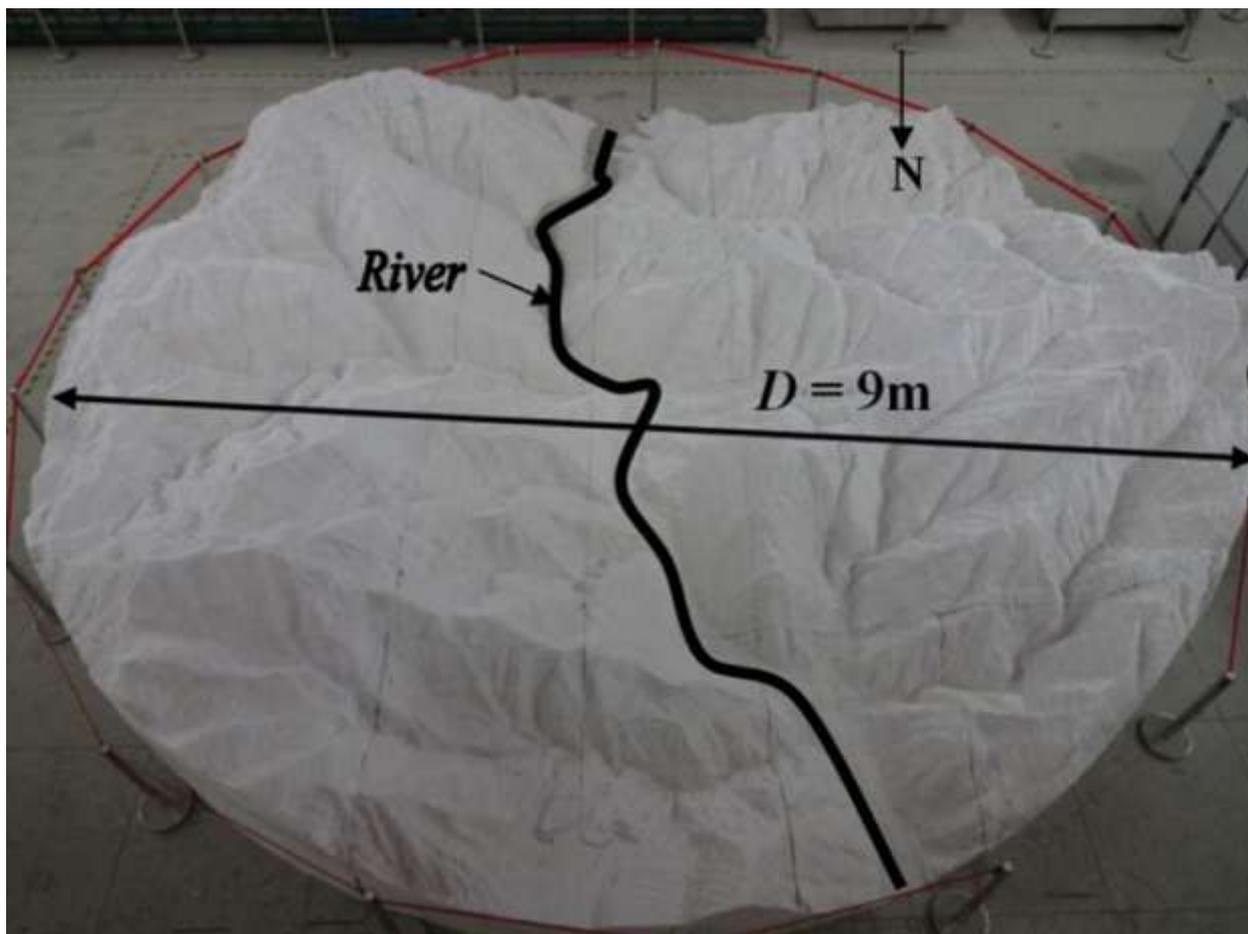


Рисунок 5.3 – Модель ландшафта местности в рабочей части аэродинамической трубы из работы [154]

Еще одним, пожалуй, самым распространенным способом оценки скорости ветра является использование данных реанализа. Под реанализом понимается воспроизведение массивов гидрометеорологических полей на регулярной сетке посредством применения данных наблюдений в расчетах, выполненных по диагностической модели. Возможности модельных расчетов существенно расширились после выполнения ресурсоемких международных и национальных проектов по реанализу метеорологических данных.

Реанализ ERA-Interim – проект метеорологического реанализа глобальной атмосферы, проведенного Европейским центром среднесрочных

прогнозов погоды. Данный реанализ включает промежуток времени с 1979 года по настоящее время с временным шагом 6 часов. Система ERA-Interim.

Реанализ NCEP/NCAR – проект, выполненный в 1991-1996 гг. американскими организациями. Массив реанализа NCEP/NCAR содержит данные с 1948 по настоящее время. Дискретность данных 6 часов, поля атмосферного давления представлены на декартовой сетке 2.5x2.5 градусов, скорости ветра на высоте 10 метров над уровнем моря на гауссовой сетке с разрешением по широте около 1.9 градуса.

Другим способом определения ветровых режимов в предполагаемых местах строительства прибрежной инфраструктуры является численное моделирование с использованием коммерческого программного обеспечения. Применение данного подхода, как правило, сопровождаются довольно трудоемкими обоснованиями: исследование сеточной сходимости, исследование влияния выбора модели турбулентности на получаемые результаты и т.п. При этом, следует отметить, что руководящие документы по проектированию, как правило не содержат разрешения на использования методов численного моделирования для определения ветровых нагрузок.

Также в редких случаях для очень ответственных проектов проводят специальные метеорологические изыскания непосредственно на месте строительства будущего сооружения, для чего устанавливают метеостанцию, которая производит замеры всех необходимых характеристик потока (средние и мгновенные значения компонент скорости ветра, а также температуру, влажность и давление) на высоте 10 метров над уровнем земли. Для получения достоверных данных по параметрам природного ветра измерения должны непрерывно проводится в течении 2-3 лет. Организация подобных измерений представляет крайне трудоемкую и дорогую задачу, поэтому подобные изыскания проводятся для уникальных проектов, например до начала строительства Крымского моста были установлены специальные метеостанции по одной на каждом из берегов Керченского пролива.

5.2 Метод оценки ветровой нагрузки на объекты прибрежной инфраструктуры и пришвартованные суда с учетом влияния развитого рельефа местности

Согласно руководящему документу СП 38.13330.2012 «Нагрузки и воздействия на гидротехнические сооружения» при проектировании гидротехнических сооружений воздействие ветра необходимо учитывать в виде поперечной и продольной составляющих аэродинамической силы, для определения которых необходимо использовать поперечную и продольную составляющие скорости ветра на месте строительства.

$$F_w = 73.6 \cdot 10^{-5} \cdot \gamma_f \cdot A_q \cdot V_q^2 \cdot \xi, \quad (5.1)$$

$$F_n = 49.0 \cdot 10^{-5} \cdot \gamma_f \cdot A_n \cdot V_n^2 \cdot \xi, \quad (5.2)$$

где γ_f – коэффициент надежности по ветровой нагрузке, принимаемый равным 1,4;

A_q , A_n – площади парусности судна или плавучего объекта в поперечном и продольном направлении соответственно, м²;

V_q , V_n – поперечная и продольная составляющие скорости ветра различной повторяемостью, м/с;

ξ – безразмерный коэффициент, зависящий от наибольшего горизонтального размера поперечного или продольного силуэтов надводной части плавучего объекта. При рассмотрении длительных стоянок судов значение безразмерного коэффициента принимается равным 1.

До настоящего времени в подавляющем большинстве случаев, вместо поперечной и продольной составляющих скорости ветра на месте строительства, в том или ином виде, используется среднее значение модуля полного вектора скорости, полученное на ближайшей метеостанции. Данный подход имеет существенные недостатки:

- Штатные метеостанции находятся на значительном удалении (несколько километров и более) от места строительства, на существенно иной высоте, а также имеют отличную от площадки строительства орографию местности.

- Использование среднего значения модуля полного вектора скорости ветра со штатной метеостанции вместо поперечной и продольной составляющих скорости ветра на месте строительства приводит к серьезному завышению ветровой нагрузки.

- Отсутствует возможность учета пространственно-временной неоднородности поля скорости, созданной сложным рельефом местности, следовательно, невозможно получить ее пульсационное значение и использовать в расчетных моделях.

- Отсутствует возможность проведения сравнительного анализа и выбора оптимального с точки зрения аэродинамики варианта компоновки порта, причальных сооружений, расположения и способов швартовки судов.

Основная суть предлагаемого автором метода состоит в нахождении и использовании для оценки ветровой нагрузки не среднего значения модуля полного вектора с ближайшей метеостанции, а эффективных значений компонент вектора скорости ветра непосредственно для площадки строительства, которые определяются на основе экспериментальных данных модельных исследований в ландшафтной аэродинамической трубе:

$$\left(V_i^{(q,n)}\right)^{\text{эфф}} = \overline{V}_i^{(q,n)} + \sigma_{V_i^{(q,n)}} \cdot \quad (5.3)$$

$\overline{V}_i^{(q,n)}$ - среднее значение компонент касательной (q) и нормальной (n) компонент вектора скорости в i -ой контрольной точки на площадке строительства;

$\sigma_{V_i^{(q,n)}}$ - среднеквадратическое отклонение компонент вектора скорости в i -ой контрольной точки на площадке строительства.

Значения эффективной скорости могут быть определены на основании модельных аэродинамических исследований сооружения в ландшафтной аэродинамической трубе с учетом окружающей застройки и ландшафта местности. Проведение аэродинамического исследования ветровых режимов на месте строительства объекта, в том числе позволяет получить все три компоненты вектора скорости ветрового потока. Применение данного подхода позволяет уточнить величину ветровой нагрузки для любого направления воздействия ветра.

Получение параметров $\overline{V_i^{(q,n)}}$ и $\sigma_{V_i^{(q,n)}}$ предусматривает выполнение обработки первичного сигнала с использованием математических методов теории вероятности. Для этого производится измерение мгновенных значений компонент скорости во всех контрольных точках в области измерения. В результате измерения мгновенных значений компонент скорости определяются их средние значения по формуле:

$$\overline{V_i^{(x,z)}} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N V_i^{(x,z)}, \quad (5.4)$$

где $V_i^{(x,z)}$ – мгновенное значение i -й компоненты вектора скорости в точке с координатами (x, z) , м/с,

N – общее количество отсчетов при измерении скорости.

Помимо средних значений компонент скорости в каждой контрольной точке определяются их среднеквадратичные отклонения измерения по формуле

$$\sigma_{V_i^{(x,z)}} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N \left(V_i^{(x,z)} - \overline{V_i^{(x,z)}} \right)^2}. \quad (5.5)$$

Все измеренные значения скоростей и среднеквадратичных отклонений в контрольных точках должны быть приведены к безразмерному виду. Безразмерное значение проекции вектора полной скорости определялось по формуле:

$$|V_{xz}^{mean}|^{(x,z)} = \frac{\sqrt{(\overline{V}_x^{(x,z)})^2 + (\overline{V}_z^{(x,z)})^2}}{\overline{V}^{ГМС}}, \quad (5.6)$$

Безразмерное значение среднеквадратичных отклонений скорости определяется по формуле:

$$\sigma_{|V_{xz}|} = \frac{\sigma_{V_{xz}^{(x,z)}}}{\overline{V}^{ГМС}} \quad (5.7)$$

По результатам определения значений среднеквадратичных отклонений компонент скорости вводится эффективная скорость ветра $(V_i^{(q,n)})^{эфф}$, зависящая как от средних, так и от пульсационных характеристик потока. Использование данной скорости при определении ветровых нагрузок на суда позволяет учесть реальные значения ветра, формируемые ландшафтом и окружающей застройкой, на строительной площадке.

Количество контрольных точек измерений определяется исходя из геометрии зоны измерения. Как правило, зона измерений представляет собой параллелепипед. В этом случае необходимо произвести измерения не менее чем в 4-х плоскостях, параллельных поверхности земли или воды. Каждая из плоскостей измерений должна содержать не менее 7x7 точек измерений, что позволит зафиксировать не только характеристики потока в локальных точках, но и крупномасштабные течения, характерный размер которых сопоставим с размером зоны измерения (например, циркуляционные течения).

Для подробного изучения характеристик потока в контрольных точках необходимо в каждой точке провести измерения средних и пульсационных значений компонент скорости при помощи пятиствольного зонда и трехкомпонентного термоанемометра.

Пятиствольный зонд обладает относительно малыми размерами, что обеспечивает минимизацию искажения измеряемых величин, также он применим для измерений в сильно скошенных потоках. Для связи показаний давления, которые измеряются пятиствольным зондом, со значениями скорости в точке измерений используют таррировочные сетки. Для удобства расчёта вводятся коэффициенты, которые определяют соответствие значений давления и тех или иных параметров воздушного потока:

$$K_a = \frac{(f_1 - f_3)}{K_v}, \quad (5.8)$$

$$K_b = \frac{(f_5 - f_4)}{K_v}, \quad (5.9)$$

$$K_p = \frac{(f_1 + f_3 + f_4 + f_5)}{4}, \quad (5.10)$$

$$K_v = f_2 - K_p = f_2 - \frac{(f_1 + f_3 + f_4 + f_5)}{4}, \quad (5.11)$$

где K_a – коэффициент угла α (угол скоса потока в вертикальной плоскости);

K_b – коэффициент угла β (угол скоса потока в горизонтальной плоскости);

K_v – коэффициент местной скорости воздушного потока;

K_p – коэффициент статического давления;

f_1, f_2, f_3, f_4, f_5 – показания приемников давления на носике зонда (согласно схеме на рисунке 2.13).

Углы скоса потока α и β и скорость воздушного потока V являются функциями определяющих их параметров:

$$\alpha = f(K_a, K_b, \beta), \quad (5.12)$$

$$\beta = f(K_a, K_b, \alpha), \quad (5.13)$$

$$V = f(K_v), \quad (5.14)$$

Эти функции определяются экспериментально, при получении таррировочных зависимостей.

Принцип работы термоанемометрической системы основан на идее о достижении теплового баланса между чувствительным элементом системы и окружающим потоком. Чувствительный элемент в системе представляет собой нагретую электрическим током нить, которая является одной из ветвей моста Уитстона. Находясь в изотермическом потоке известной температуры, температура нити (а значит и ее сопротивление) изменяется в результате изменения скорости потока в точке расположения нити. При этом параметры теплообмена «нить – воздух» оказываются сильно зависимыми от скорости потока. При изменении сопротивления нити система регистрирует напряжение, необходимое для возвращения электрического моста в равновесие – напряжение, вызывающее нагрев нити. Так как нить имеет малые габариты – как правило, диаметр не превышает 5 мкм, а длина не превышает 2 мм – время нагрева нити оказывается малой величиной.

Закон теплообмена нити с окружающей жидкостью для стационарного потока описывается соотношением

$$I^2 \cdot R_w = \frac{F}{d} Nu \cdot k_f \cdot (T_w - T_0) \quad (5.15)$$

где I – электрический ток, А;

R_w – сопротивление нити, зависящее от ее температуры, Ом;

F – площадь съема тепла (боковой поверхности нити), м²;

d – диаметр нити, м;

Nu – безразмерное число Нуссельта, характеризующее теплообмен между нитью и жидкостью;

k_f – коэффициент теплопроводности жидкости, Вт/(м·К);

T_w – температура нити, К;

T_0 – температура жидкости, К.

При вынужденно конвективном теплообмене, в диапазоне чисел Рейнольдса для нити $Re_{ht} = \frac{V \cdot d}{\nu}$ от 0,02 до 140, число Нуссельта может быть аппроксимировано как $Nu = A + B \cdot V^{0.5}$, где A , B – константы, которые определяются в результате калибровки. Решение нестационарного уравнения теплового баланса для нити позволяет определить скорость регистрации нестационарных процессов. Постоянная времени термоанемометрического датчика может быть оценена как 10^{-5} с, что позволяет устанавливать частоту дискретизации сигнала 10^5 Гц. Таким образом, перед использованием термоанемометрической системы необходимо определить константы в зависимости A и B , проводя калибровку в диапазоне ожидаемых скоростей. Для калибровки используется затопленная струя с малой степенью турбулентности. Точные значения скорости струи определяются эталонным прибором по перепаду давления, вызванному движением струи. Процедура калибровки проводится по следующему алгоритму.

1. Чувствительный элемент включается в электрическую цепь к термоанемометрической системе. При этом для калибровки необходимо использовать конфигурацию электрической цепи (соединительные провода, количество чувствительных элементов и пр.), которая будет использована в экспериментах.

2. Чувствительный элемент размещается вблизи среза сопла генератора, создающего струю. Если используется одноточечный элемент, то ось струи должна быть перпендикулярная оси.

3. Устанавливается диапазон скоростей и контрольные точки калибровки. Учитывая степенную зависимость напряжения моста от скорости потока целесообразным оказывается увеличить количество калибровочных точек в области малых скоростей.

4. Через сопло генератора подается струя с известной скоростью на срезе. Чувствительный элемент опрашивается системой с заданной частотой в течение заданного времени. После коэффициенты уравнивания моста (A , B) добавляются в калибровочную таблицу для соответствующего значения скорости.

5. Пункт 4 повторяется для всех выбранных контрольных точек по скорости.

В процессе разработки метода определения ветровой нагрузки посредством использования эффективных значений компонент вектора скорости ветра непосредственно для площадки строительства проведены параметрические исследования. На основе анализа результатов этих исследований можно сделать вывод, что при измерениях средних характеристик скорости время осреднения перестает оказывать влияние при превышении критического значения $t_{cr}^{av} = 15$ с и частоты дискретизации $f = 40$ Гц. При измерении сигнала менее 200 с не удастся с необходимой точностью определить средние и пульсационные характеристики потока, сформированного с учетом физических особенностей обтекания развитого рельефа местности. При выборе частоты дискретизации менее 300 Гц не удастся с достаточной точностью разрешить случайные турбулентные пульсации сформированного потока. Таким образом, в случае проведения модельных измерений характеристик ветрового потока в ландшафтной аэродинамической трубе в акваториях портов или на площадке строительства с учетом развитого рельефа рекомендуется интервал сбора значений задавать не менее 200 секунд, а частоту дискретизации не менее 300 Гц.

5.3 Пример использования метода оценки ветровой нагрузки для определения ветровых нагрузок при проектировании яхтенной марины в бухте г. Геленджик

Общая характеристика района. Геленджикская бухта расположена у побережья Черного моря в северо-западной части Большого Кавказа. Исследуемая территория является частью Кавказской складчатой области, представляющей собой сегмент Альпийско-Среднеземноморского складчатого пояса, для которого характерна высокая расчлененность рельефа. В рельефе района выделяются горная часть и приморская, разделяемая на восточный и западный участки. Горная часть территории представляет собой систему среднегорных хребтов общекавказского простирания, разделенных речными долинами. Основным элементом орографии района является гряда Главного Кавказского хребта к востоку от реки Текос, продолжающаяся массивом г. Облего.

Геленджик расположен на берегу овальной бухты и со всех сторон окружен ответвлениями хребта Маркотх – два мыса: левый, высокий скалистый – Толстый, и правый, пологий и низкий – Тонкий; расстояние между мысами составляет 1,8 км. Сама бухта располагается на площади в 20 кв. км. Берег бухты в районе строительства яхтенной марины абразионный, высота абразионного уступа не превышает 2 метров; вблизи входных мысов берега скалистые.

Климат Геленджика формируется под воздействием атмосферных процессов, развивающихся над югом Европы. Наряду с радиационными и циркуляционными факторами большое влияние оказывает рельеф местности, создающий существенные различия в климатических условиях на небольших расстояниях. Гряда Большого Кавказа способствует обострению фронтов в предгорной зоне, увеличению количества осадков, разнообразию местных ветров.

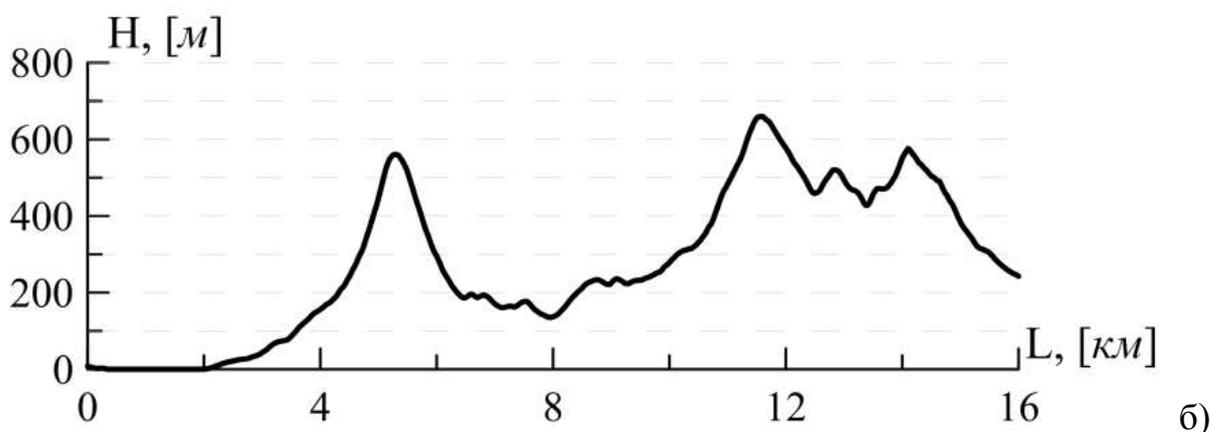


Рисунок 5.4 – Карта-схема рассматриваемой географической территории (а) с профилем высот вдоль обозначенной линии (б)

Близко подходящие к берегу горы, оказываясь на пути движения циклонов и основных влагонесущих потоков, существенно увеличивают количество выпадающих на побережье осадков. На рисунке 5.4 представлена карта-схема рассматриваемой географической территории с профилем высот вдоль обозначенной линии. Наличие речных долин среди горных хребтов создает благоприятные условия для возникновения местных сильных и холодных северо-восточных ветров (подветренных бурь) – «бора» [105]. Такие ветра возникают при оптимальном сочетании синоптических и орографических условий, когда крупномасштабный ветровой поток обтекает препятствие в виде горных хребтов и испытывает мезомасштабное ускорение на подветренной стороне препятствия. Ветер при подветренной буре обычно достигает максимальной скорости у подножия подветренного склона и с

удалением от него достаточно быстро затухает [5]. Важной особенностью подветренных бурь является порывистость ветра, связанная с высокой степенью турбулентности потока на подветренной стороне препятствия. По данным ГМС Новороссийск бора дует в среднем 46 дней в году, от 15 до 20 дней в году скорости ветра достигают штормовой силы, превышая 20 м/с, а 5 дней в году достигают скорости урагана (более 33 м/с) [6].

Направление боры в Геленджикской бухте северо-восточное, восточное, а скорость в отдельных случаях может достигать 40 – 50 м/с. Температура воздуха может понизиться до минус 20 °С (–20 °С). Холодный северо-восточный ветер, врываясь в бухту, разбрызгивает воду, которая, оседая на судах и береговых сооружениях, замерзает и покрывает их льдом. Известны случаи, когда на набережной намерзал слой льда толщиной до 2 метров. Стоянка судов при боре становится затруднительной. Отличительная особенность боры заключается в том, что скорость ветра резко уменьшается по мере удаления от берега. Уже в 5 милях от берега бора почти не ощущается, проявляясь главным образом в волнении. Бора отмечается с сентября-октября по март. Максимальная зафиксированная скорость ветра в г. Геленджик составляла 47 м/с.

Описание объекта исследования. В качестве объекта исследования выступал проектируемый комплекс береговой и морской инфраструктуры в порту Геленджик, который включает в себя яхтенную марину вместимостью ≈ 200 яхт длиной от 20 до 80 метров, причальное сооружение для большого пассажирского судна до 250 метров длиной и гостиничного комплекса. При проектировании гидротехнических сооружений с точки зрения максимальной вместимости яхтенной марины были разработаны три варианта ее компоновки. Результатом выполненных исследований должно было стать определение оптимального варианта расстановки яхт с точки зрения ветровых нагрузок.



*Рисунок 5.6 – Эскизный проект яхтенной марины и гостиничного комплекса.
Вид с запада*

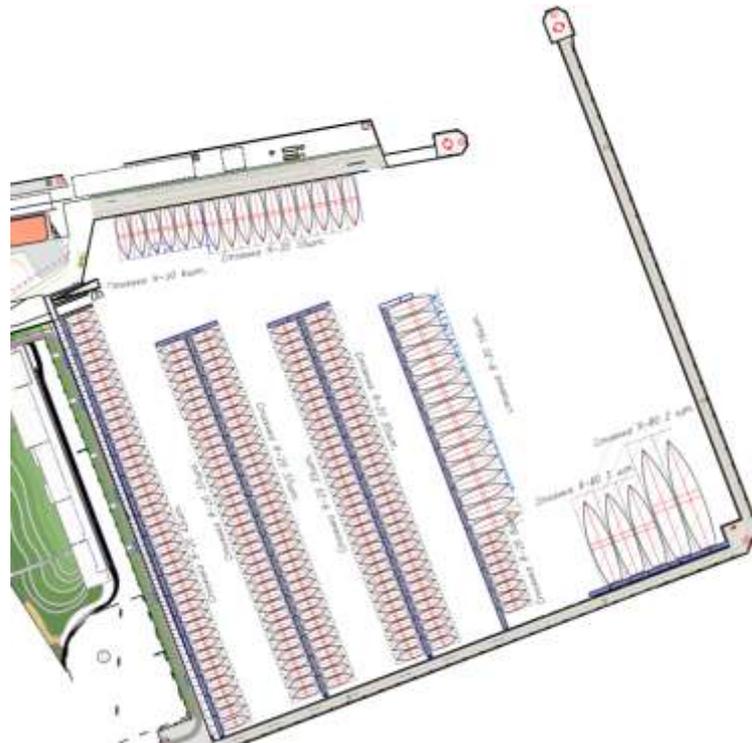


Рисунок 5.7 – Основной вариант расстановки яхт на территории марины

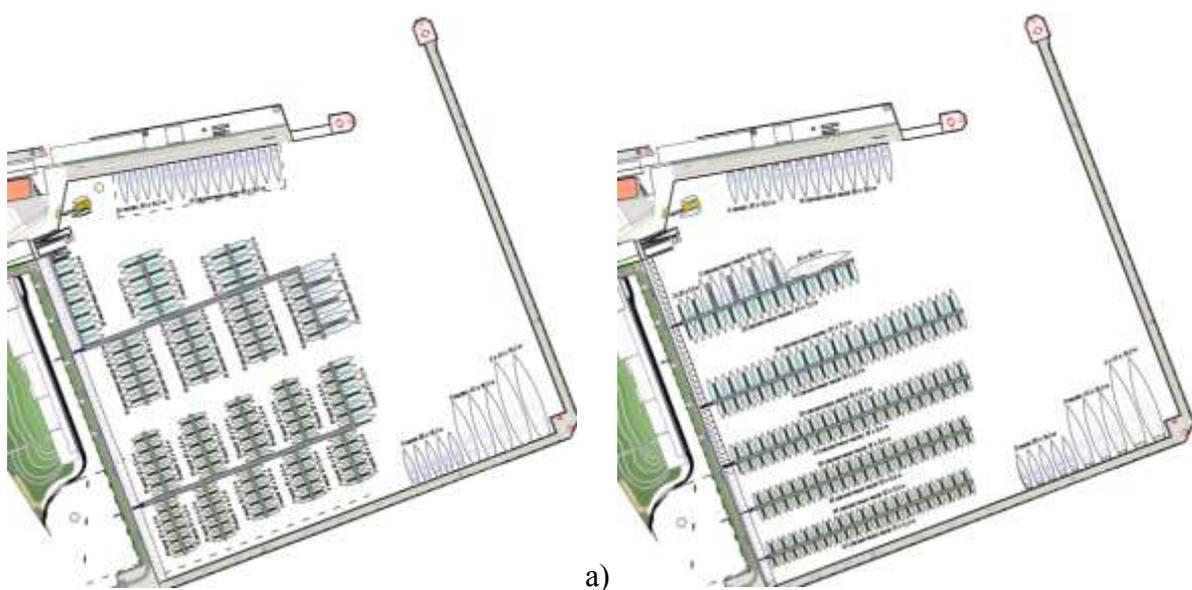


Рисунок 5.8 – Альтернативный вариант расстановки яхт: а) Альтернатива-1, б) Альтернатива-2

Цель исследования. При выполнении эскизного проекта Заказчик получил три вполне реализуемых с технической точки зрения варианта расстановки яхт в марине, ориентировочные схемы швартовки каждого типа яхт и ориентировочные решения по креплению понтонов (цепями к железобетонным якорям, расположенным на дне). В процессе проведения экспериментальных исследований было необходимо получить ветровые нагрузки на яхты для всех трех вариантов, для оценки стоимости систем швартовки и крепления понтонов. Это позволило бы оценить указанные технические решения с экономической точки зрения.

Таким образом, целью исследования являлось определение оптимального варианта расстановки яхт с точки зрения ветровых нагрузок. Для достижения поставленной цели последовательно решались следующие задачи:

- Изготовление модели яхтенной марины, гостиничного комплекса и окружающего ландшафта.

- Подробное измерение средних и пульсационных характеристик воздушного потока в яхтенной марине для 8 основных направлений ветра.
- Определение и анализ ветровой нагрузки на все типы яхт для трех вариантов расстановки яхт.
- Разработка рекомендаций и технических решений по уменьшению ветровой нагрузки.

Метод исследования. Для исследования аэродинамических характеристик ветрового потока на территории яхтенной марины использовался модельный эксперимент в Ландшафтной аэродинамической трубе. Для проведения экспериментальных исследований была оцифрована карта местности и изготовлена модель марины и окружающего ее ландшафта в масштабе 1:1000. Фотографии части ландшафта, установленного в рабочей части аэродинамической трубы, представлены на рисунках 5.10 ÷ 5.12.



Рисунок 5.9 – Компьютерная модель Геленджикской бухты и окружающего ее ландшафта

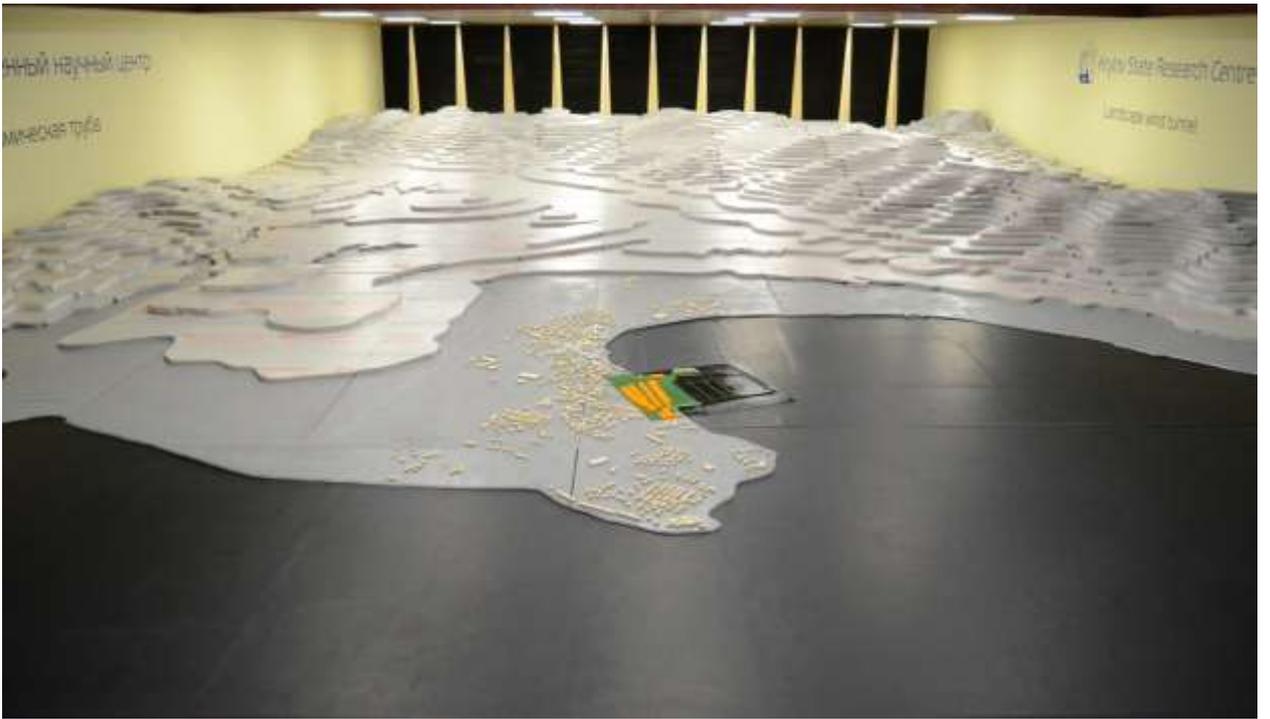


Рисунок 5.10 – Модель яхтенной марины и окружающего ландшафта. Вид с южного направления



Рисунок 5.11 – Модель яхтенной марины и окружающего ландшафта. Вид с юго-западного направления



Рисунок 5.12 – Модель яхтенной марины и окружающего ландшафта. Вид с юго-восточного направления

Измерения скоростей ветра в исследуемом пространстве над мариной производилось в системе координат $OXYZ$, связанной с моделью, как это показано на рисунке 5.13. Измерения трех компонент вектора скорости и характеристик турбулентности производились при северном, северо-восточном, восточном, юго-восточном, южном, юго-западном, западном и северо-западном направлениях моделируемого ветра. Полный вектор средней скорости измерялся 5–ти точечным зондом, в тех же точках измерялись характеристики турбулентности при помощи термоанемометров.

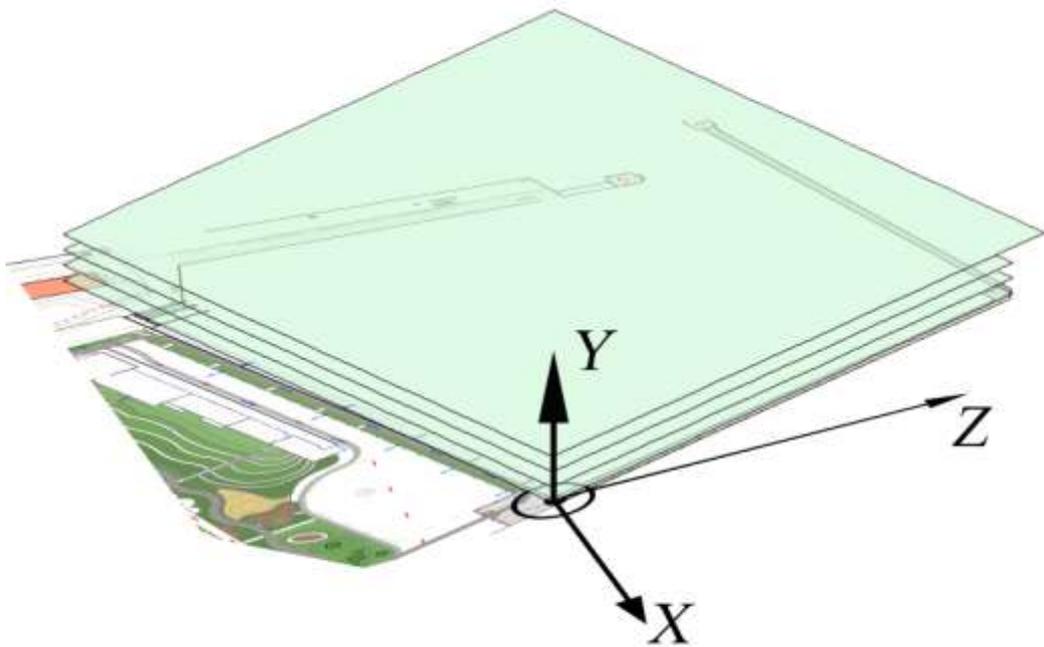
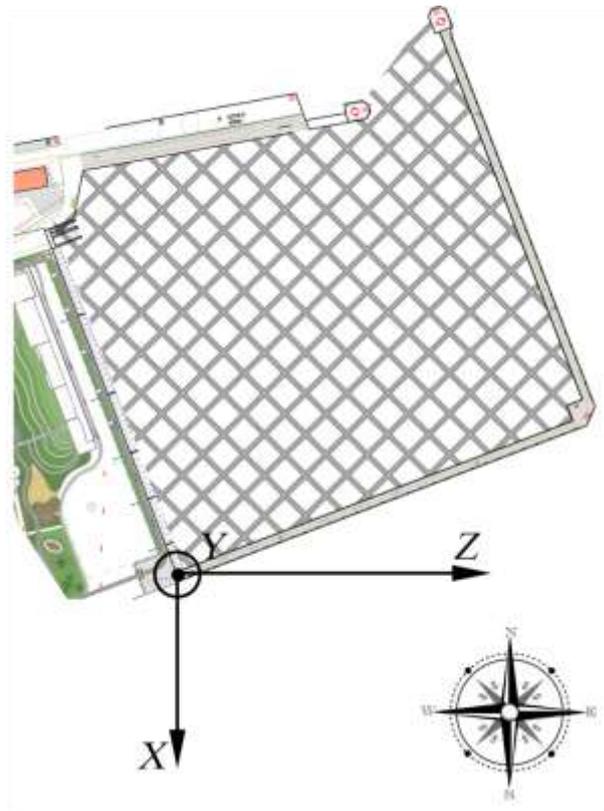


Рисунок 5.13 – Связанная с яхтенной маринной система координат

Измерения полей скорости в месте расположения маринны производились в нескольких плоскостях над уровнем моря, как это показано на рисунке 5.13. Высоты плоскостей измерений соответствуют натурным

высотам 8, 12, 16, 20 метров. Эти высоты соответствуют характерным высотам яхт с длинами корпуса 20, 30, 40 и 80 метров. Измерения трех компонент вектора скорости и характеристик турбулентности потока производились в 256 точках в каждой из обозначенных плоскостей.

Оценка расчетной скорости на площадке строительства объекта.

В непосредственной близости от исследуемой территории имеются две гидрометеорологические станции: ГМС Геленджик и ГМС Новороссийск (их расположение показано на рисунке 5.14). Метеоплощадка станции Геленджик находится на территории Толстого мыса и располагается на высоте 27 метров над уровнем моря, ее положение представлено на рисунке 9. В соответствии с Техническим Отчетом об инженерно-гидрометеорологических изысканиях 1009-4568-00-ИГМ-1 скорость ветра повторяемостью 1 раз в 50 лет составляет $V_{50} = 27,6$ м/с. Учитывая расположение метеоплощадки, сложную орографическую картину и нетривиальную геометрию береговой инфраструктуры, простой способ получения расчетной скорости на площадке строительства объекта в виде пересчета с метеовышки на высоту 10 метров некорректен. Расчетные значения скорости ветра уточнялись в результате аэродинамических исследований в специализированной аэродинамической трубе.



Рисунок 5.14 – Общее расположение гидрометеорологических постов на побережье Черного моря

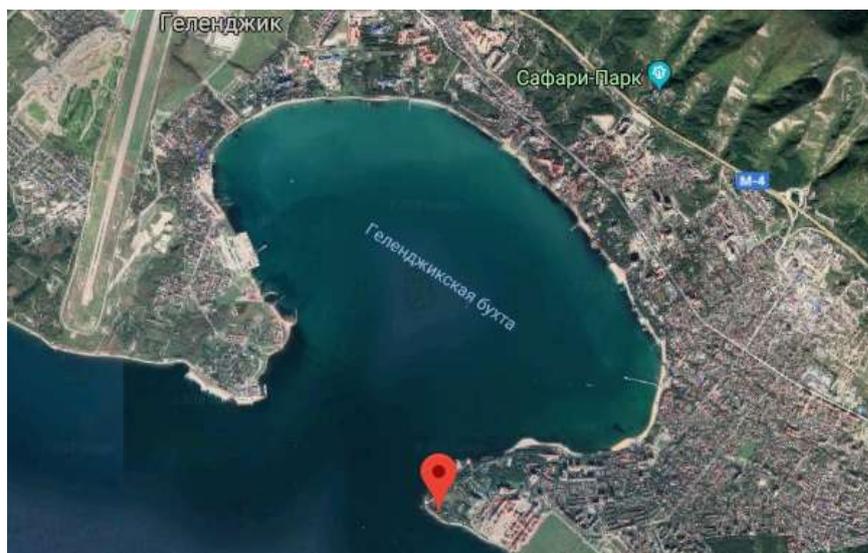


Рисунок 5.15 – Расположение ГМС Геленджик на побережье Геленджикской бухты

Значения повторяемости скорости ветра, которую необходимо учитывать при расчете ветровых нагрузок, следует определять в соответствии с таблицей 7 п. 6 СП 38.13330.2012. В рамках данной работы использованы значения скорости повторяемостью 1 раз в 50 лет, что соответствует стоянке судна в штормовых условиях у специализированных и стояночных причалов, а также многократным стоянкам судов у причалов до 3-х месяцев, либо непрерывным стоянкам у причалов до 2 лет без возможности отвода от причала. Дополнительно рассмотрены случаи непрерывной стоянки плавучего объекта более 2-х лет без возможности отвода с места стоянки, при которых необходимо учитывать скорости повторяемостью 1 раз в 100 лет. Аэродинамические нагрузки с учетом скорости повторяемостью 1 раз в 100 лет определены для всех четырех типов яхт.

Скорость ветра повторяемостью:

- 1 раз в 100 лет 28,8 м/с;
- 1 раз в 50 лет 27,6 м/с;
- 1 раз в 25 лет 26,5 м/с;
- 1 раз в 1 год 21,2 м/с.

Территория строительства относится к IV-Б климатическому району (СП 131.13330.2012) и характеризуется следующими данными: г. Геленджик относится к Особому ветровому району: расчетное значение ветрового давления равно 100 кгс/м^2 (СНКК 20-303-2002; приложение Г).

Отметим, что для расчета нагрузок на яхты дополнительно учтены высоты силуэтов яхт, с целью более точного определения значений аэродинамической силы.

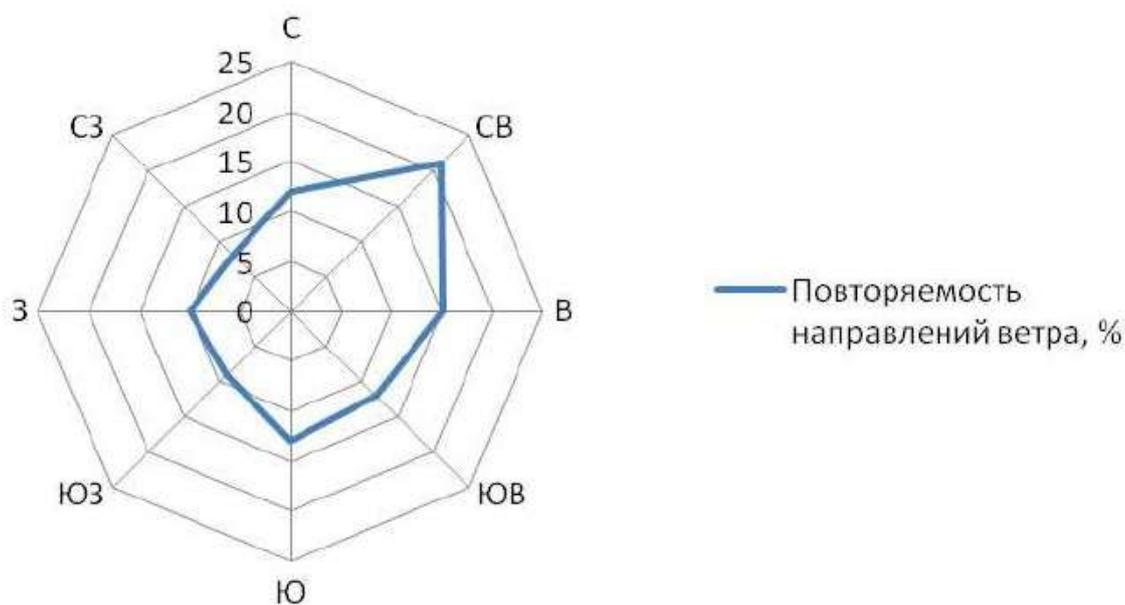


Рисунок 5.16 – Роза ветров в районе Геленджикской бухты

Исследование ветровых режимов в районе яхтенной марины.

данной работе использовано предложение по уточнению подхода по определению ветровых нагрузок на гидротехнические сооружения и пришвартованные суда. Уточнение состоит в использовании величины эффективной скорости. Дело в том, что эффективная скорость более точно описывает реальный ветер, так как зависит и от средних, и от пульсационных характеристик потока. Эффективная скорость ветра определяется в соответствии с соотношением $V_{q,n}^{эфф} = \bar{V}_{q,n} + \sigma_{V_{q,n}}$, где $\bar{V}_{q,n}$ - среднее значение компонент скорости ветра на площадке строительства, $\sigma_{V_{q,n}}$ -

среднеквадратическое отклонение компонент скорости ветра на площадке строительства.

Измерения полей скорости в месте расположения марины производились в нескольких плоскостях над уровнем моря, как это показано на рисунке 5.13. Высоты плоскостей измерений соответствуют натурным высотам 8, 12, 16, 20 метров. Измерения трех компонент вектора скорости производились в 256 точках в каждой из обозначенных плоскостей. В результате измерения мгновенных значений скорости определены их средние значения по формуле:

$$\bar{V}_i^{(x,z)} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N V_i^{(x,z)}, \quad (5.17)$$

где $V_i^{(x,z)}$ – мгновенное значение i -й компоненты вектора скорости в точке с координатами (x, z) , м/с,

N – общее количество отсчетов при измерении скорости.

Помимо средних значений компонент скорости определены их среднеквадратичные отклонения в каждой точке измерения по формуле

$$\sigma_{V_i^{(x,z)}} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (V_i^{(x,z)} - \bar{V}_i^{(x,z)})^2}. \quad (5.18)$$

Основное влияние на пришвартованные яхты будут оказывать компоненты скорости, лежащие в плоскостях XZ в соответствии с системой координат, представленной на рисунке 5.13. Все измеренные значения скоростей и среднеквадратичных отклонений в этих плоскостях приводились к безразмерному виду отнесением к скорости, замеренной на модели на месте установки метеоплощадки ГМС Геленджик – высота 27 метров над уровнем моря. Безразмерное значение проекции вектора полной скорости определялось по формуле:

$$|V^{mean}_{XZ}|^{(x,z)} = \frac{\sqrt{(\overline{V}_x^{(x,z)})^2 + (\overline{V}_z^{(x,z)})^2}}{\overline{V}^{ГМС}}, \quad (5.19)$$

где $\overline{V}^{ГМС}$ – средняя скорость, измеренная на метеостанции ГМС Геленджик, м/с.

Безразмерное значение среднеквадратичных отклонений скорости определялось по формуле:

$$\sigma_{|V_{xz}|} = \frac{\sigma_{V_{xz}^{(x,z)}}}{\overline{V}^{ГМС}}, \quad (5.20)$$

Наиболее характерными и показательными направлениями ветра являются южное (ветер дует с моря) и северное (ветер дует с гор). Примеры полей проекции вектора полной скорости на плоскости XZ для южного и северного направлений ветра представлены на рисунках 5.17 и 5.18.

По результатам определения значений среднеквадратичных отклонений компонент скорости введена эффективная скорость ветра, зависящая как от средних, так и от пульсационных характеристик потока. Эффективная скорость ветра определялась в соответствии с соотношением:

$$(V_i^{(x,z)})^{эфф} = \overline{V}_i^{(x,z)} + \sigma_{V_i^{(x,z)}}. \quad (5.21)$$

Использование данной скорости при определении ветровых нагрузок на суда позволяет учесть реальные значения ветра, формируемые ландшафтом и окружающей застройкой, на строительной площадке.

Рассмотрим особенности распределения компонент скорости в пространстве над территорией исследуемой марины. Выделим два характерных направления ветра – южное и северное. Обозначенные

направления ветра можно считать показательными, поскольку средние характеристики (глобальное направление и средняя скорость) северного ветра над исследуемой территорией существенно зависят от сложных топографических условий горного хребта, а его пульсационные характеристики (интенсивность турбулентности) оказываются зависимыми, в том числе, и от застройки прибрежной линии города Геленджик. С юга территория марины не закрыта горным хребтом и плотной городской застройкой, поэтому основные характеристики южного ветра определяются характеристиками пограничного слоя атмосферы данного региона.

Помимо внешних факторов (топография местности и городская застройка) на распределение скоростей в пространстве над маринной оказывает влияние непроницаемый пятиметровый волнолом, окружающий марину по всему периметру. На соизмеримых с ним высотах для обоих направлений ветра имеются участки существенного снижения скорости. Полная скорость оказывается ниже скорости, измеряемой в районе метеостанции, на 40 % в угловых зонах, ограниченных с двух сторон внутренними поверхностями волнолома. В целом же скорость на всей территории марины оказывается меньше на 20 % в связи с наличием непроницаемого ограждения.

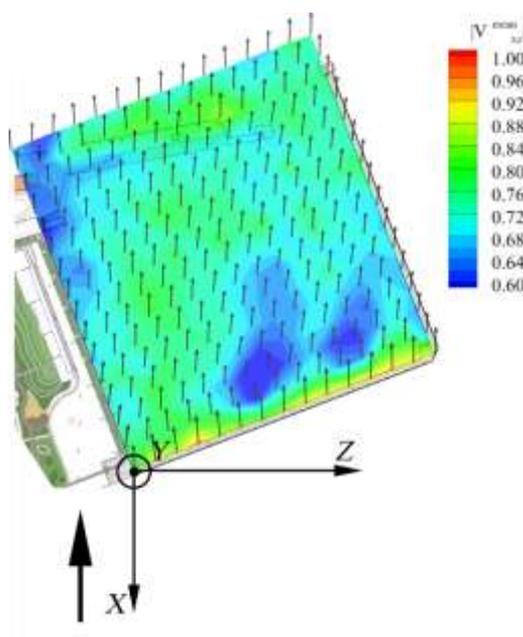
На высоте 12 метров для южного направления ветра поля скоростей становятся более однородными. Не наблюдается ни обширных областей снижения скорости, ни областей резкого ее увеличения. Можно выделить только небольшую область повышения скорости в правом нижнем углу периметра, связанную с ускорением потока при перетекании через волнолом. В целом же скорость оказывается меньше на 10 – 15 % по отношению к скорости, измеряемой в районе метеостанции. Сглаживание поля скорости для южного направления происходит во многом благодаря расположению «разрыва» в периметре волнолома. Для южного направления ветра разрыв, находящийся в дальней границе периметра, создает достаточную зону

аэродинамического разряжения для того, что бы при обтекании марины не создавалось дополнительных зон рециркуляции.

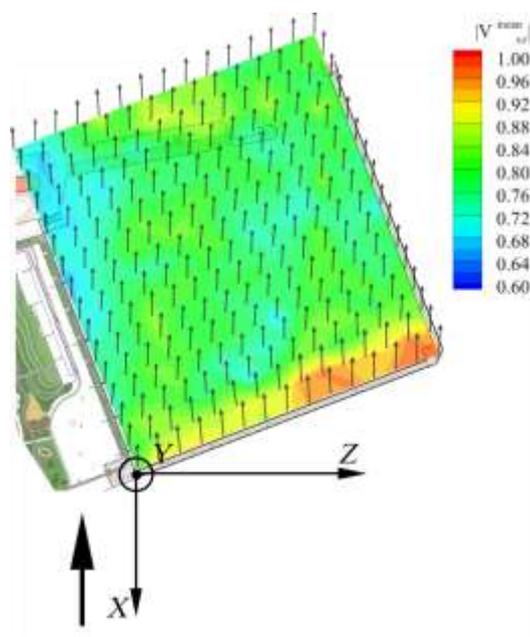
В случае с северным ветром наличие разрыва в периметре наоборот приводит к возникновению зоны пониженных скоростей в левом верхнем углу марины. Возникновению такой зоны также способствует наличие зданий на береговой линии, которые создают достаточное сопротивление течению воздуха.

Распределения скоростей в потоке для высот 12 и 20 метров (в натурном масштабе) оказываются схожи для обоих направлений ветра. Имеются области ускорения потока, связанные с перетеканием через соответствующие границы волнолома. При этом для высоты 12 метров скорость ветра оказывается в среднем на 10 – 12 % меньше скорости, измеряемой в районе метеостанции.

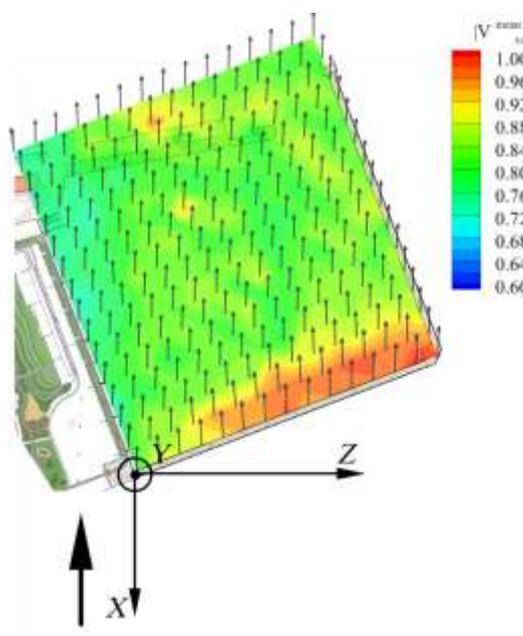
Как уже было отмечено выше, для определения ветровых нагрузок необходимо рассматривать не только средние значения скоростей, но и значения их среднеквадратичных отклонений, описывающих интенсивность турбулентных пульсаций. Увеличение пульсационной составляющей скорости наблюдается только в областях за линиями волноломов, которые оказываются перпендикулярными (или близкими к таковым) к направлению ветра. Наличие волнолома приводит к тому, что на высоте 8 метров (в натурном масштабе) зарегистрированы области с повышенной пульсацией скорости.



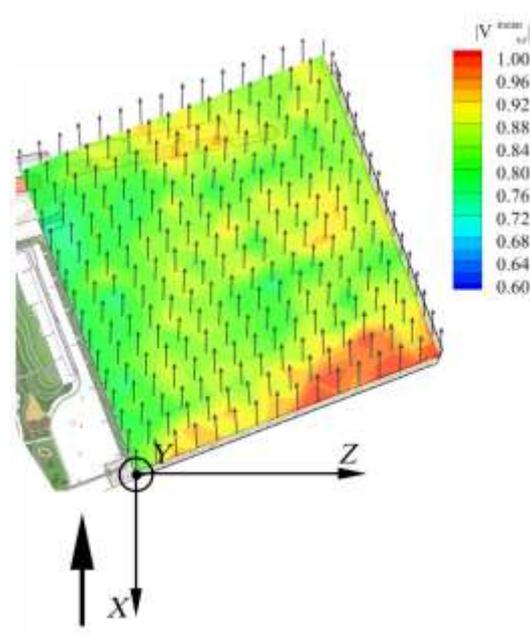
а)



б)



в)



г)

Рисунок 5.17 – Проекция вектора полной скорости на плоскости XZ в случае действия южного ветра: а) 8 метров; б) 12 метров; в) 16 метров; г) 20 метров

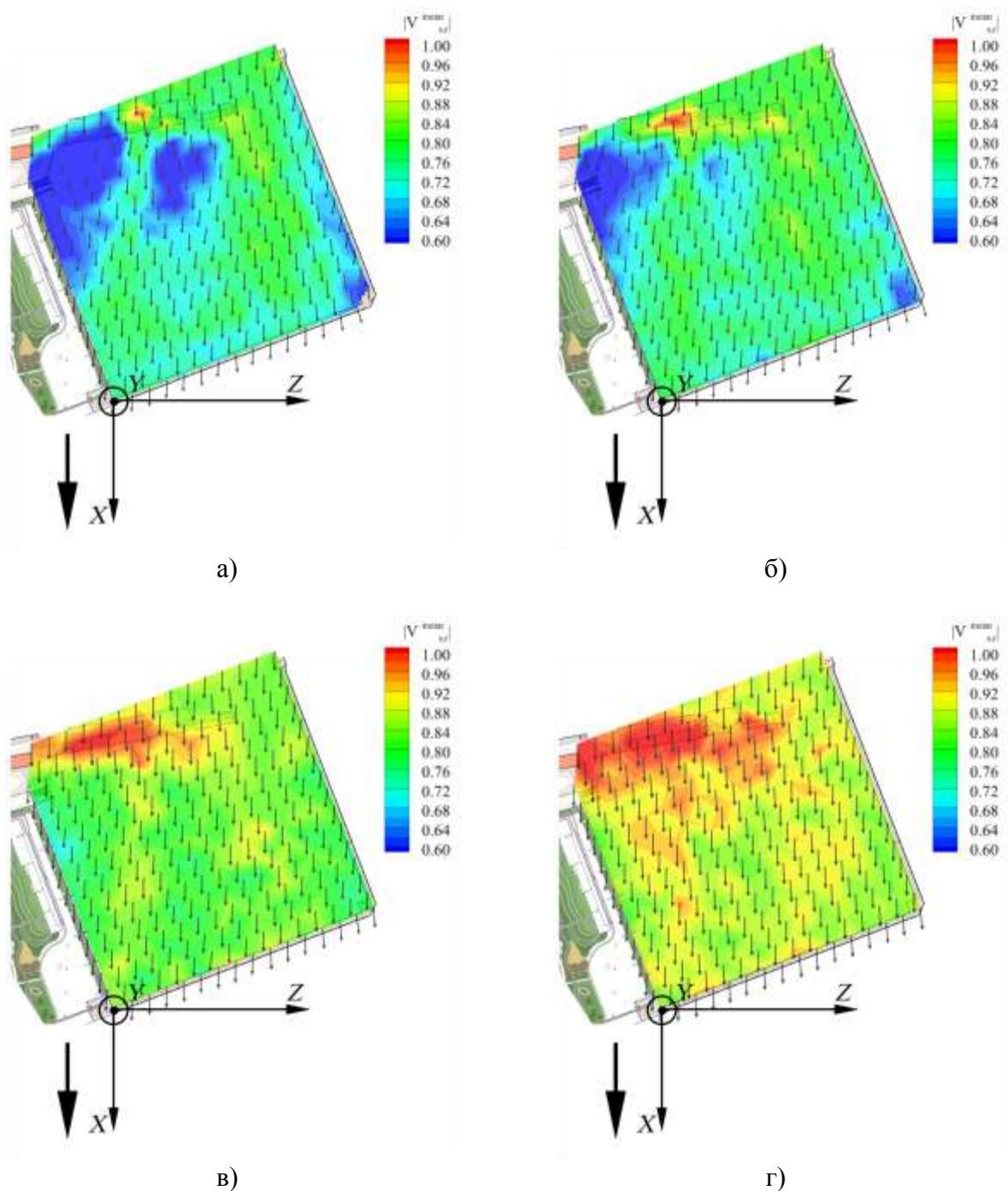


Рисунок 5.18 – Проекция вектора полной скорости на плоскости XZ в случае действия северного ветра: а) 8 метров; б) 12 метров; в) 16 метров; г) 20 метров

Определение ветровой нагрузки на пришвартованные яхты. В соответствии с эскизным проектом на территории марины планировалось создать места для швартовки яхт, которые условно можно разделить на четыре группы:

- 1) большие яхты с наибольшей длиной 80 метров,

- 2) крупные яхты с наибольшей длиной 60 метров,
- 3) средние яхты с наибольшей длиной 35 метров,
- 4) малые яхты с наибольшей длиной до 20 метров.

В рамках настоящей работы рассматривалось три варианта расстановки яхт в марине. Основной вариант представлен на рисунке 5.7. Альтернативные варианты представлены на рисунке 5.8. Основное различие всех трех рассматриваемых вариантов заключалось в местах швартовки и ориентации малых яхт, тогда как средние, крупные и большие яхты не изменяли своего положения.

В соответствии с п. 6 СП 38.13330.2012 [64] расчетные значения поперечной и продольной составляющих силы воздействия ветра на плавучие объекты следует определять по формулам

$$F_w = 73.6 \cdot 10^{-5} \cdot \gamma_f \cdot A_q \cdot V_q^2 \cdot \xi, \quad (5.22)$$

$$F_n = 49.0 \cdot 10^{-5} \cdot \gamma_f \cdot A_n \cdot V_n^2 \cdot \xi, \quad (5.23)$$

где γ_f – коэффициент надежности по ветровой нагрузке, принимаемый равным 1,4,

A_q, A_n – площади парусности судна или плавучего объекта в поперечном и продольном направлении соответственно, m^2 ,

V_q, V_n – поперечная и продольная составляющие скорости ветра различной повторяемостью, м/с,

ξ – безразмерный коэффициент, зависящий от наибольшего горизонтального размера поперечного или продольного силуэтов надводной части плавучего объекта. При рассмотрении длительных стоянок судов значение безразмерного коэффициента принимается равным 1.

Ветровые нагрузки на яхты определены в предположении, что помимо рассматриваемой яхты на территории марины больше нет пришвартованных судов. Определенные таким образом ветровые нагрузки описывают

наихудшую ситуацию для отдельно взятой яхты. В остальных случаях, как правило, будет наблюдаться эффект аэродинамического затенения и соответственно ветровая нагрузка будет снижаться.

Различие в высотах всех рассматриваемых яхт учтено следующим образом. Для больших яхт (длина 80 м) в качестве характерных скоростей используются скорости, измеренные в плоскости, высота которой над уровнем моря соответствует натурной высоте 20 м. Для крупных яхт (длина 60 м) использованы значения скоростей, измеренных в плоскости, высота которой над уровнем моря соответствует натурной высоте 16 м. Для средних яхт (длина 35 м) высота плоскости измерения скорости соответствует натурной высоте 12 м. Для малых яхт – высоте 8 м.

Значения повторяемости скорости ветра, которую необходимо учитывать при расчете ветровых нагрузок, следует определять в соответствии с таблицей 7 п. 6 СП 38.13330.2012.

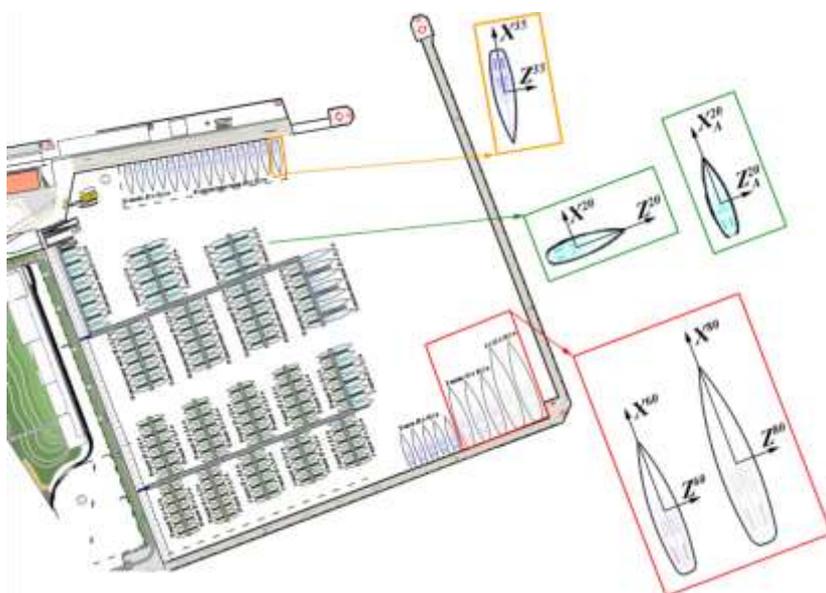


Рисунок 5.19 – Системы координат, связанные с яхтами

Аэродинамические силы, возникающие вследствие воздействия ветра на пришвартованные яхты, приведены в системах координат, связанных с соответствующими яхтами. Системы координат для всех рассматриваемых расстановок представлены на рисунке 5.19. Ориентация малых яхт

относительно направления набегающего потока для основного варианта и варианта «Альтернатива – 1» совпадают. Система координат, связанная с малыми яхтами для варианта расстановки «Альтернатива – 2», представлена на рисунке 5.19 с индексом «А».

В таблице 5.2 представлены размерные значения ветровых нагрузок на корпус яхт, посчитанные с использованием эффективных скоростей ветра повторяемостью 1 раз в 50 лет. В таблице 5.3 – размерные значения ветровых нагрузок, посчитанные с использованием эффективных скоростей ветра повторяемостью 1 раз в 100 лет. В таблице 5.4 представлены данные о полных аэродинамических нагрузках, действующих на яхты при учете различной повторяемости ветра. В таблицах 5.2, 5.3 и 5.4 приведены аэродинамические нагрузки без учета воздействия ветра бора.

Полная аэродинамическая сила определялась в соответствии с зависимостью

$$F_{полн} = \sqrt{F_{xj} + F_{zj}} \quad (2.24)$$

На рисунках 5.20 представлено изменение полной аэродинамической силы, действующей на пришвартованные суда при различных направлениях ветра повторяемостью 1 раз в 50 лет. Черной линией на рисунке обозначены нагрузки, посчитанные на основе экспериментальных данных, фиолетовой линией нагрузки, посчитанные по СП. Для яхт длиной 80 метров значение полной аэродинамической силы по СП составляет 522,7 кН, для яхт длиной 20 метров – 17,5 кН.

На рисунке 5.21 представлено сравнение полной аэродинамической силы, действующей на яхты длиной 20 метров при различных направлениях ветра повторяемостью 1 раз в 50 лет.

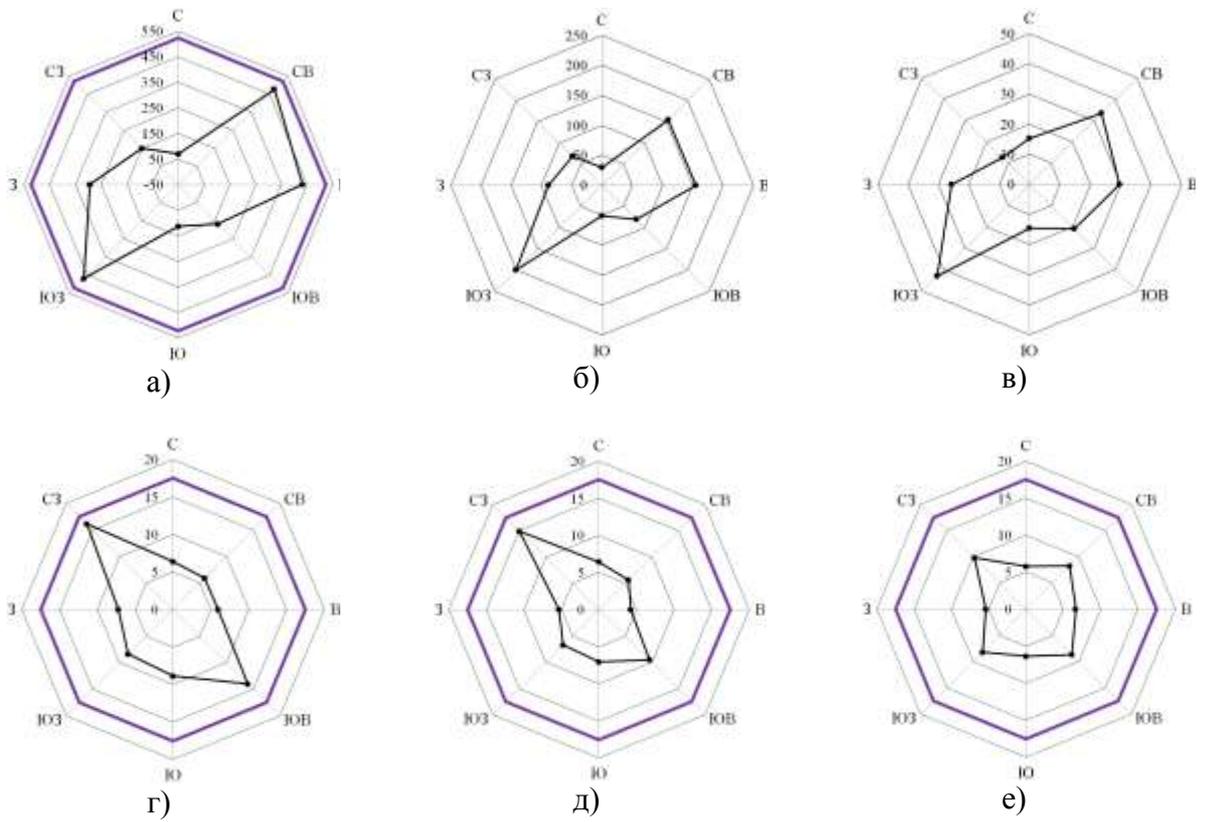


Рисунок 5.20 – Полная аэродинамическая сила (кН), действующая на яхты при повторяемости ветра 1 раз в 50 лет.

Черная линия – эксперимент, фиолетовая – СП.

Результаты представлены для яхт длиной:

а) 80 метров; б) 60 метров; в) 35 метров; г) 20 метров (основной вариант швартовки); д) 20 метров (альтернатива-1); е) 20 метров (альтернатива-2)

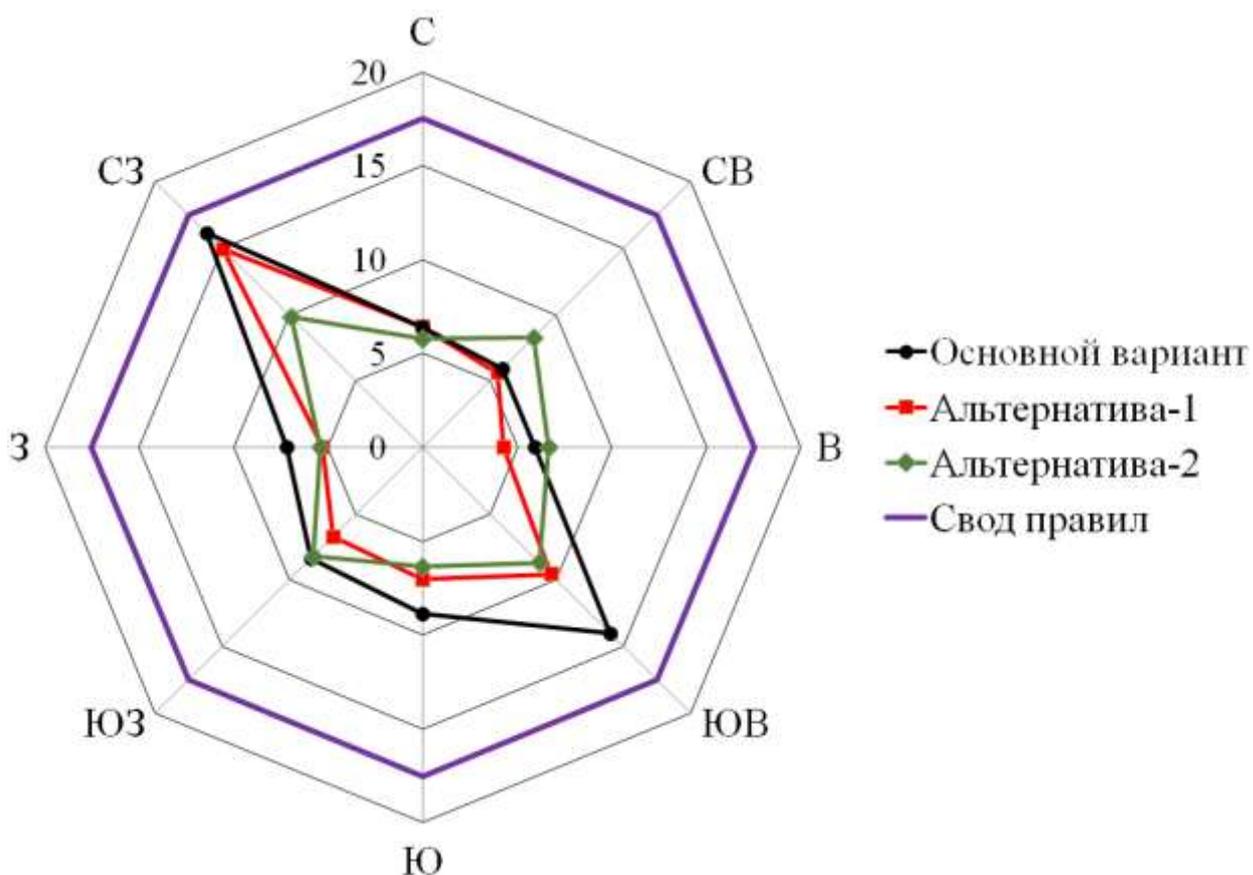


Рисунок 5.21 – Сравнение полных аэродинамических нагрузок для яхт длиной 20 метров при различных вариантах расстановок

Аэродинамическая сила, действующая на судно, зависит как от величины скорости набегающего потока, так и от площади парусности, на которую действует этот поток. В рамках рассмотренных вариантов влияние ориентация судна относительно направления набегающего потока удобно продемонстрировать на примере двадцатиметровых яхт. На рисунке 5.21 представлено сравнение полных аэродинамических сил, действующих на двадцатиметровые яхты при круговом изменении направления вектора скорости. В случае действия юго-восточных и северо-западных ветров, значения полной аэродинамической силы для основного варианта и варианта «Альтернатива-1» существенно превышают средний уровень.

Помимо того, что с обозначенных направлений дуют ветра, скорость которых на территории марины превышает средние значения скоростей ветра с других направлений, площади парусности двадцатиметровых яхт в обозначенных расстановках оказываются максимальными. Смена положения

яхт в пространстве (рассмотрение варианта «Альтернатива–2») позволяет существенно уменьшить возникающую аэродинамическую силу с северо-западного и юго-восточного направлений, при этом несущественно увеличивая значения сил с других направлений. Полученные в результате исследования данные по компонентам ветровой нагрузки могут быть использованы как исходные данные для проектирования систем швартовки и оценки местной прочности понтонных сооружений.

Следует отметить, что с точки зрения реализуемой на яхтах длиной 20 метров полной аэродинамической силы вариант расстановки яхт «Альтернатива-1» как минимум не хуже, а для направлений ветра ЮВ, Ю, ЮЗ, и З – лучше, чем Основной вариант. В целом же вариант расстановки «Альтернатива–2» характеризуется более равномерным распределением полной аэродинамической силы по направлениям ветра, что может упростить расчет систем швартовки.

Покомпонентное сравнение аэродинамических сил для двадцатиметровых яхт позволяет подтвердить изложенные выше выводы. В случае рассмотрения основного варианта расстановки и варианта «Альтернатива–1» в зависимости от направления ветра можно выделить доминирующую компоненту аэродинамической силы. Разница может достигать одного порядка, как это следует из таблицы 5.2. В случае рассмотрения варианта «Альтернатива–2» помимо общего уменьшения значений силы, наблюдается сближение значений ее компонент, что также может быть использовано при расчете систем швартовки.

В случае круглогодичного использования яхтенной марины основную опасность может представлять ветер северо-восточного направления – бора. Ветер типа бора может действовать в районе Геленджикской бухты с сентября по март, при этом максимальная скорость воздушного потока может составлять до 47 м/с (по данным ГМС Геленджик). Причины возникновения боры – термодинамические, сильный ветер возникает в результате взаимодействия холодного и теплого фронтов атмосферного воздуха.

Холодный воздух, перетекающий через невысокий горный хребет, окружающий Геленджикскую бухту, под действием силы тяжести начинает опускаться к морю. Наличие устойчивой температурной стратификации не позволяет холодному потоку оторваться от поверхности склона, в результате чего поток воздуха, взаимодействуя с неровностями рельефа, становится турбулентным. Ветровые нагрузки на яхты, которые могут возникнуть при воздействии ветра бора скоростью 47 м/с, приведены в таблице 5.5.

С точки зрения полной аэродинамической силы, возникающей на яхтах длиной 20 метров, вариант расстановки яхт «Альтернатива-2» является более предпочтительным для всех направлений природного ветра, за исключением северо-восточного направления (см. рисунок 5.21). Следует отметить, что с точки зрения реализуемой на яхтах длиной 20 метров полной аэродинамической силы вариант расстановки яхт «Альтернатива-1» как минимум не хуже, а для направлений ветра ЮВ, Ю, ЮЗ, и З – лучше, чем Основной вариант.

Полученные в результате исследования данные по компонентам ветровой нагрузки могут быть использованы как исходные данные для проектирования систем швартовки и оценки местной прочности понтонных сооружений.

По итогам аэродинамических исследований получены конкретные данные о критических нагрузках на пришвартованные в акватории марины яхты. Благодаря этим данным Заказчику стало возможно более точно подобрать необходимое оборудование, оценить его с точки зрения нагрузок, которые будет воспринимать оборудование в ходе эксплуатации.

Исходя из экспериментальных данных, если не брать во внимание нагрузки при боре, видно, что ни в одном из вариантов для яхт длиной до 20 метров ветровые нагрузки не представляют каких-либо критических проблем при швартовке. Используемые у большинства производителей, швартовные утки и кнехты для судов длиной 20 – 25 метров рассчитаны на разрывное усилие не менее 50 кН. Самое большое значение полной ветровой

нагрузки на корпуса яхт длиной до 20 метров составляет 17,1 кН, поэтому один кнехт с расчетным разрывным усилием 50 кН будет иметь почти трехкратный запас по прочности. Для яхт длиной 30 – 35 метров предусмотренные проектом швартовные устройства с расчетным разрывным усилием 75 кН. Максимальное значение полной ветровой нагрузки для судна длиной 35 м составляет 46,8 кН, поэтому запас прочности швартовного устройства обеспечен.

Для яхт длиной 60 метров расчетная максимальная ветровая нагрузка уже значительно больше и равна 218,6 кН. Предполагаемые в проекте швартовные устройства для данных судов с расчетной нагрузкой 100 – 150 кН не могут быть использованы. В проекте предусматривается средиземноморский тип швартовки к мурингам («мертвым» якорям и цепям на дне). К понтонам швартуется только корма посредством двух кнехтов. При этом необходимо отметить, что эти два кнехта не могут одновременно взять на себя нагрузку и перераспределить между собой ветровую нагрузку, так как они работают в разных направлениях. Таким образом, для яхт длиной 60 метров требуются швартовные устройства с расчетной нагрузкой не менее 250 кН. В соответствии с действующим ГОСТ 11265-73 «Кнехты. Технические условия» для судов длиной 60 метров подойдут сварные двухтумбовые кнехты типа I, типоразмер 6 с наибольшим разрывным усилием в целом 250 кН.

Подобная ситуация с яхтами длиной до 80 метров. Полная расчетная ветровая нагрузка на них равна 511,1 кН. Кнехты должны быть рассчитаны на нагрузку 600 – 650 кН, например, сварные двухтумбовые кнехты типа I, типоразмер 8 с наибольшим разрывным усилием в целом 630 кН (по ГОСТ 11265-73).

В качестве заключения следует отметить, что обеспечить необходимую прочность швартовых устройств теоретически возможно для всех типов яхт. Однако, при увеличении размера и прочности кнехтов на причалах для яхт длиной 60 и 80 метров, слабым звеном может оказаться швартовное

оборудования, размещенное на самой яхте. Поэтому для обеспечения безопасной стоянки яхт в марине необходимо рассмотреть другие типы швартовки для яхт длиной 60 и 80 метров. Например, швартовка лагом к более длинной ветке «тяжелых» понтонов. В данном случае швартовка будет осуществляться не на один-два кнехта, а на значительно большее количество.

Таблица 5.1 – Натурные значения скоростей ветра по данным ГМС Геленджик

Повторяемость	1 раз в 50 лет	1 раз в 100 лет	Максимальная скорость при боре
Значения скорости, м/с	27,6	28,8	47,0

Таблица 5.2 – Значения ветровых нагрузок на корпуса яхт, посчитанные с использованием эффективных скоростей ветра повторяемостью 1 раз в 50 лет

Вариант швартовки	L яхт	Ю		ЮЗ		ЮВ		С		СЗ		СВ		З		В	
		F _{xj} , кН	F _{zj} , кН	F _{xj} , кН	F _{zj} , кН	F _{xj} , кН	F _{zj} , кН	F _{xj} , кН	F _{zj} , кН	F _{xj} , кН	F _{zj} , кН	F _{xj} , кН	F _{zj} , кН	F _{xj} , кН	F _{zj} , кН	F _{xj} , кН	F _{zj} , кН
Любой	80	92,4	64,3	18,8	469,1	84,4	-144,2	-54,2	-44,5	-68,3	133,8	-15,9	-476,5	-26,3	292,9	-20,6	-432,1
Любой	60	44,6	25,6	10,1	200,5	44,3	-66,9	-26,2	-14,4	-35,2	59,2	-6,2	-154,6	-9,5	87,8	-8,5	-154,5
Любой	35	14,2	3,1	8,6	42,1	8,5	-18,9	-14,5	-4,7	-6,5	10,8	-4,7	-33,0	-2,8	25,5	-1,2	-29,6
Основной	20	8,7	1,8	4,6	7,0	13,7	-2,7	-6,3	-1,0	-16,0	1,6	-2,0	-5,6	-6,0	4,1	-3,3	-4,9
Альтернатива–1	20	6,9	1,1	3,2	5,9	9,4	-1,8	-6,3	-1,0	-14,9	1,5	-2,1	-5,2	-4,0	3,5	-2,0	-3,7
Альтернатива–2	20	5,9	2,3	2,4	7,9	7,8	-3,8	-5,6	-1,3	-9,5	2,4	-1,1	-8,2	-2,8	4,6	-1,6	-6,4

Таблица 5.3 – Значения ветровых нагрузок на корпуса яхт, посчитанные с использованием эффективных скоростей ветра повторяемостью 1 раз в 100 лет

Вариант швартовки	L яхт	Ю		ЮЗ		ЮВ		С		СЗ		СВ		З		В	
		F_{xj} , кН	F_{zj} , кН	F_{xj} , кН	F_{zj} , кН	F_{xj} , кН	F_{zj} , кН	F_x^j , кН	F_z^j , кН	F_x^j , кН	F_z^j , кН	F_x^j , кН	F_z^j , кН	F_{xj} , кН	F_{zj} , кН	F_x^j , кН	F_z^j , кН
Любой	80	100,6	70,0	20,4	510,7	91,9	-157,0	-59,0	-48,5	-72,6	142,4	-16,9	-506,9	-28,7	318,9	-22,4	-470,5
Любой	60	48,6	27,9	11,0	218,3	48,2	-72,8	-28,6	-15,7	-37,4	63,0	-6,5	-164,4	-10,4	95,6	-9,2	-168,2
Любой	35	15,4	3,4	9,4	45,9	9,3	-20,6	-15,8	-5,1	-6,9	11,4	-5,0	-35,1	-3,1	27,8	-1,3	-32,2
Основной	20	9,5	2,0	5,1	7,6	15,0	-2,9	-6,9	-1,1	-17,1	1,7	-2,2	-5,9	-6,5	4,4	-3,6	-5,4
Альтернатива–1	20	7,5	1,2	3,5	6,4	10,2	-1,9	-6,9	-1,0	-15,8	1,6	-2,3	-5,5	-4,4	3,8	-2,2	-4,1
Альтернатива–2	20	6,5	2,5	2,6	8,6	8,5	-4,1	-6,1	-1,5	-10,1	2,5	-1,2	-8,7	-3,1	5,0	-1,8	-7,0

Таблица 5.4 – Значения полных ветровых нагрузок на корпуса яхт (кН), посчитанные с использованием эффективных скоростей ветра различной повторяемостью

Вариант швартовки	L яхт	Повторяемость															
		1 раз в 50 лет								1 раз в 100 лет							
		Ю	ЮЗ	ЮВ	С	СЗ	СВ	З	В	Ю	ЮЗ	ЮВ	С	СЗ	СВ	З	В
Любой	80	112,6	469,4	167,1	70,2	150,3	476,8	294,1	432,6	122,6	511,1	182,0	76,4	159,8	507,2	320,2	471,0
Любой	60	51,5	200,7	80,2	29,9	68,9	154,7	88,3	154,7	56,0	218,6	87,3	32,6	73,3	164,5	96,2	168,4
Любой	35	14,5	43,0	20,8	15,3	12,6	33,3	25,6	29,6	15,8	46,8	22,6	16,6	13,4	35,4	27,9	32,3
Основной	20	8,9	8,4	14,0	6,4	16,1	5,9	7,2	5,9	9,7	9,1	15,2	7,0	17,1	6,3	7,9	6,5
Альтернатива–1	20	7,0	6,7	9,6	6,4	14,9	5,6	5,3	4,3	7,6	7,3	10,4	7,0	15,9	6,0	5,8	4,6
Альтернатива–2	20	6,4	8,2	8,7	5,8	9,8	8,3	5,4	6,7	6,9	8,9	9,5	6,3	10,4	8,8	5,9	7,2

Таблица 5.5 – Значения ветровых нагрузок на корпуса яхт, посчитанные для экстремальных скоростей ветра (Бора)

Составляющая силы	L яхт, м					
	80	60	35	20	20 (Альтернатива – 1)	20 (Альтернатива – 2)
F _{xj} , кН	-53,9	-23,9	-21,8	-11,9	-12,6	-6,4
F _{zj} , кН	-1 616,3	-599,4	-152,0	-32,8	-30,4	-48,4
F _{полнj} , кН	1617,2	599,8	153,5	34,9	33,0	48,5

Таблица 5.6 – Ветровые нагрузки на яхты при исходном варианте волнолома и волнолома с дополнительными ограждениями для южного направления ветра

Вариант швартовки	L яхт	Исходный вариант волнолома			Волнолом с ограждающими конструкциями		
		F_x^j , кН	F_z^j , кН	$F_{полн}^j$, кН	F_x^j , кН	F_z^j , кН	$F_{полн}^j$, кН
Любой	80	92,4	64,3	112,6	49,4	10,0	50,4
Любой	60	44,6	25,6	51,5	15,1	5,4	16,0
Любой	35	14,2	3,1	14,5	4,3	2,5	5,0
Основной	20	8,7	1,8	8,9	5,1	1,9	5,4
Альтернатива–1	20	6,9	1,1	7,0	5,0	1,9	5,4
Альтернатива–2	20	5,9	2,3	6,4	2,9	2,8	4,0

Выводы из Главы-5

1. Разработан метод оценки ветровой нагрузки на объекты прибрежной инфраструктуры и пришвартованные суда с учетом влияния развитого рельефа местности и окружающей застройки. Основная суть предлагаемого автором метода состоит в нахождении и использовании для оценки ветровой нагрузки не среднего значения модуля полного вектора с ближайшей метеостанции, а эффективных значений компонент вектора скорости ветра $(V_i^{(q,n)})^{эфф} = \overline{V}_i^{(q,n)} + \sigma_{V_i^{(q,n)}}$. непосредственно для площадки строительства, которые определяются на основе экспериментальных данных модельных исследований в ландшафтной аэродинамической трубе.

2. На основе проведенного анализа открытых источников и модельных исследований определены рекомендации к масштабу модели, количеству контрольных точек измерений в области измерения, определены требования к настройке средств измерений, включая подбор времени и частоты дискретизации сигнала.

3. В качестве примера внедрения разработанного метода рассмотрено решение задачи по определению оптимального, с точки зрения ветровых нагрузок, варианта расстановки яхт и компоновки причальных сооружений в проектируемой яхтенной марине бухты г. Геленджик. В результате исследований получены следующие результаты:

– На основе экспериментально определенных компонент средней скорости ветра и его пульсационной составляющей рассчитаны ветровые нагрузки на все типы яхт для 8 направлений ветра. Разница между полученными нагрузками и нагрузками, посчитанными на основе СП 38.13330.2012 «Нагрузки и воздействия на гидротехнические сооружения» с использованием скорости с метеостанции, может достигать 45 % в зависимости от направления ветра.

– Рассмотрены три варианта компоновки яхтенной марины. Определено, что вариант компоновки Альтернатива-2 наиболее предпочтителен с точки зрения воздействия ветра на яхты.

– Установлено, что для яхт длиной 20 и 40 метров достаточно заложенных в проекте швартовых устройств. Для яхт 60 и 80 метров, предполагаемый в проекте тип швартовки к мурингам («мертвым» якорям и цепям на дне) не может быть использован. Для обеспечения безопасной стоянки 60 и 80 метров рекомендуется использовать швартовку лагом.

ГЛАВА-6. ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕТРОВОЙ НАГРУЗКИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ БОЛЬШЕПРОЛЕТНОГО МОРСКОГО МОСТА С УЧЕТОМ ВОЗДЕЙСТВИЯ МОРСКОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ АТМОСФЕРЫ

В данной главе приводятся результаты исследований по решению проблем аэродинамической устойчивости и корректного определения ветровой нагрузки на морской мост с учетом морского пограничного слоя атмосферы. Приведенные результаты исследований, в том числе показывают применимость созданной ландшафтной аэродинамической трубы и технологии моделирования характеристик пограничного слоя атмосферы для решения проблем аэродинамики сооружений в смежных с судостроением областях.

В 2014 году в России началось проектирование Крымского моста длиной 19 км через Керченский пролив - первого в России большепролетного морского моста. По своей сути Крымский мост представляет собой два параллельных моста: автомобильный (а/д) и железнодорожный (ж/д), каждый из которых длиной 19 км. Крымский мост пересекает Керчь-Еникальский канал, по которому осуществляется активное судоходство. В месте пересечения судоходного фарватера канала мост имеет наибольшее расстояние между опор, здесь проект предполагал строительство железнодорожной и автомобильной арки длиной 239 метров и высотой 45 метров каждая, которые расположены параллельно друг другу на фарватерных опорах на высоте 35 метров над уровнем моря. Из-за конструктивных, технологических особенностей и месторасположения арок в нескольких километрах от берега возник ряд проблем, связанных с воздействием морского ПСА. Наиболее остро стояли следующие задачи:

- Корректное определение ветровой нагрузки на арки моста в процессе выполнения морской транспортировки от места сборки арок на берегу до фарватерных опор.

- Обеспечение аэродинамической устойчивости автодорожной арки для различных погодных условий и режимов эксплуатации моста.

6.1 Особенности учета ветрового воздействия при выполнении операции по морской транспортировке крупногабаритных элементов морского моста

Арки Крымского моста собирались на берегу и после этого должны были быть доставлены и установлены на центральные опоры, которые находятся в Керченском проливе. Следовательно, для монтажа арок на центральные опоры необходимо было обеспечить их транспортировку по морю (рисунок 6.1). Для разработки транспортной операции генеральный проектировщик Крымского моста нанял специализированную организацию, которая провела расчет аэродинамических и гидродинамических нагрузок на буксируемый объект и выдала рекомендации по мощности и составу буксирного ордера, необходимого для безопасной транспортировки. Представленный результат подвергся многочисленной критике, так как рекомендованные по мощности буксиры не могли быть безопасно использованы из-за малых глубин в существующих подходном и вспомогательном каналах. Детальный анализ этих результатов показал, что аэродинамическая нагрузка в указанных расчетах была существенно завышена, так как оценивалась по «прототипу», а гидродинамическая нагрузка наоборот была недооценена, так как не учитывалось влияние мелководья.

Учитывая описанные выше обстоятельства и то, что морская транспортировка крупных мостовых конструкций в Российской Федерации не проводилась, Генеральный проектировщик Крымского моста обратился в ФГУП «Крыловский государственный научный центр» за научным обоснованием возможности безопасного проведения этой операции. При выполнении данной работы обязательным было учесть следующие обстоятельства, которые существенным образом осложняли проведение операции:

– масса автомобильной и железнодорожной арок более 6000 тонн каждая,

– длина арок 230 метров, ширина по понтонам 60 метров,
– малые глубины Керченского пролива, соизмеримые с осадкой понтонов,

– наличие в проливе сильного ветра, течения и волнения.

Объектом исследования являлись буксируемые арки, понтоны с обстройкой, а также буксирный ордер.

Главными целями исследований были:

– определение максимальных значений скорости ветра, волнения и течения, а также их сочетаний, при которых возможна безопасная буксировка арок,

– определение схемы построения и мощности буксирного ордера.

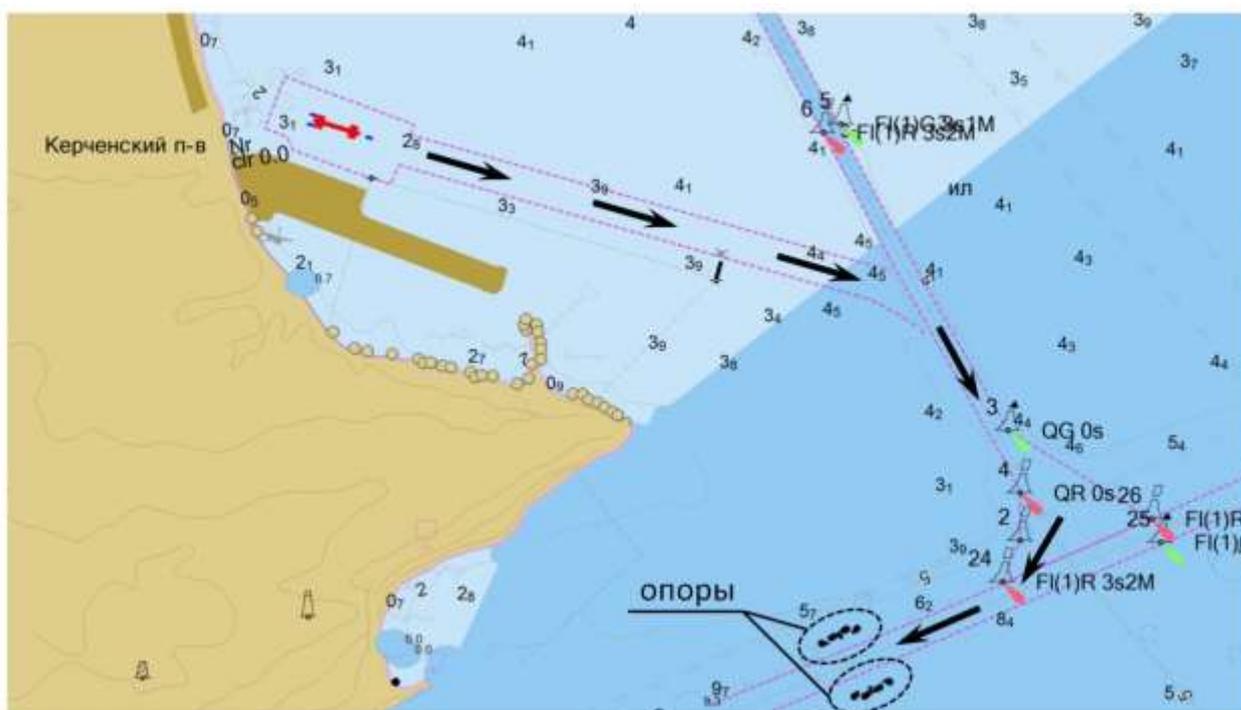


Рисунок 6.1 – Карта со схемой транспортировки арок

Для выполнения поставленных целей была проведена специальная исследовательская работа, которая включала в себя несколько задач:

1. Экспериментальное определение ветровых нагрузок на буксируемый объект, состоящий из арок с элементами креплений, понтонов

и их обстройки. Ветровые нагрузки для всех возможных направлений ветра определялись в Ландшафтной аэродинамической трубе с учетом ПСА.

2. Экспериментальное определение гидродинамических характеристик буксируемого сооружения на ротативной установке маневренно-мореходного бассейна. Программа модельных исследований предусматривала определение гидродинамических характеристик в зависимости от угла дрейфа β и кривизны траектории с учетом влияния мелководья.

3. Разработка математической модели движения буксируемого объекта для проведения моделирования транспортной операции на тренажерном комплексе.

4. Выполнение моделирования транспортной операции для определения ограничений по ветру, волнению и течению на ее проведение.

5. Подбор состава и компоновки буксирного ордера необходимого для безопасного выполнения транспортной операции.

Задачи 2 и 3 в данной работе не рассматриваются, т.к. автор не принимал непосредственного участия в их решении.

Экспериментальное исследование максимальной ветровой нагрузки на буксируемый объект с учетом воздействия ПСА. Для точного определения ветровой нагрузки на буксируемый объект, были проведены исследования в Ландшафтной аэродинамической трубе ФГУП «Крыловский государственный научный центр» с учетом воздействия ПСА. В экспериментальных исследованиях определялись безразмерные коэффициенты интегральных аэродинамических нагрузок, действующих на модели буксируемых арок а/д и ж/д моста.

Для проведения исследований использовались доработанные (добавлены конструкции подкреплений арки, используемые на этапе транспортировки) модели а/д и ж/д арочных строений, в масштабе 1:60 (см. рисунок 6.2). Так же изготовлены модели транспортных понтонов.



Рисунок 6.2 – Модель автодорожной арки, понтонов и буксиров в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы

Коэффициенты аэродинамической силы и момента определялись по формулам 6.1 – 6.6 с использованием экспериментально-измеренных на модели компонент силы и момента. Начало системы координат OXYZ и направление осей представлено на рисунке 6.3. Положительное направление поворота модели в ходе проведения исследований отсчитывалось против часовой стрелки при виде сверху. Ввиду симметрии модели транспортной системы исследования проводились при изменении угла набегающего потока γ с шагом 10° в диапазоне углов от 0 до 180° . Осадки понтонов транспортных систем при определении аэродинамических характеристик пролетных строений составляли для автодорожного 2,62 м; для железнодорожного – 3 м (в масштабе натурального объекта).

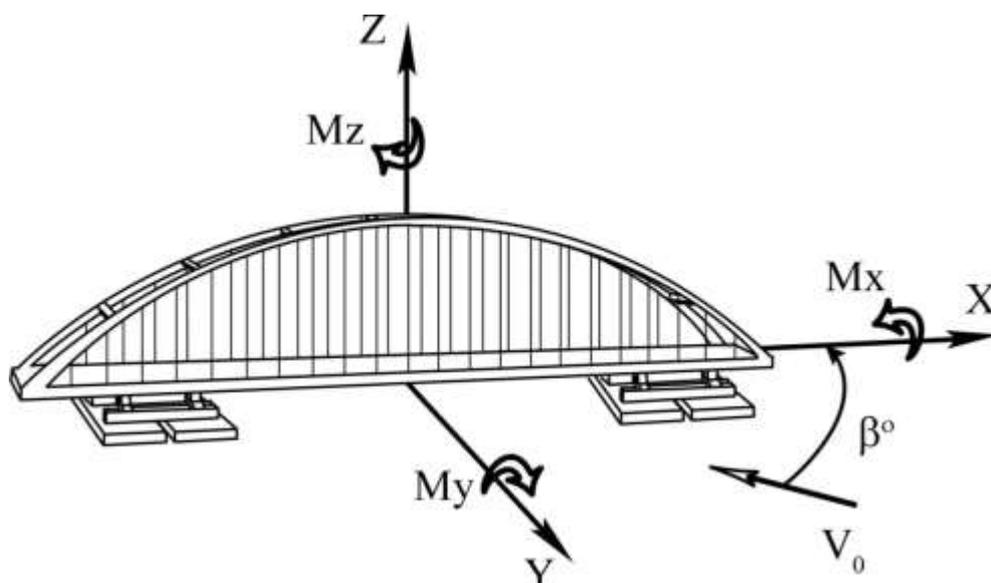


Рисунок 6.3 – Система координат OXYZ, связанная с моделью

При проведении экспериментальных исследований в Ландшафтной аэродинамической трубе моделировался профиль скорости воздушного потока по высоте, согласно СП 20.13330.2011 для свободных поверхностей суши и акваторий.

$$C_x(\gamma) = \frac{X(\gamma)}{q \cdot S_{\text{лоб}}}, \quad (6.1)$$

$$C_y(\gamma) = \frac{Y(\gamma)}{q \cdot S_{\text{бок}}}, \quad (6.2)$$

$$C_z(\gamma) = \frac{Z(\gamma)}{q \cdot S_{\text{лоб}}}, \quad (6.3)$$

$$C_{mx}(\gamma) = \frac{M_x(\gamma)}{q \cdot L \cdot S_{\text{лоб}}}, \quad (6.4)$$

$$C_{my}(\gamma) = \frac{M_y(\gamma)}{q \cdot L \cdot S_{\text{лоб}}}, \quad (6.5)$$

$$C_{mz}(\gamma) = \frac{M_z(\gamma)}{q \cdot L \cdot S_{\text{лоб}}}, \quad (6.6)$$

где L – длина модели;

$S_{\text{лоб}}$ – площадь лобовой парусности (по направлению оси X);

$S_{\text{бок}}$ – площадь боковой парусности (по направлению оси OY);

q – значение скоростного напора, соответствующее скорости воздушного потока на высоте 10 м от поверхности воды.

Значения коэффициентов ветровых нагрузок для транспортных систем в зависимости от угла набегающего воздушного потока β , полученные в результате экспериментальных исследований, представлены на рисунках 6.4 – 6.9.

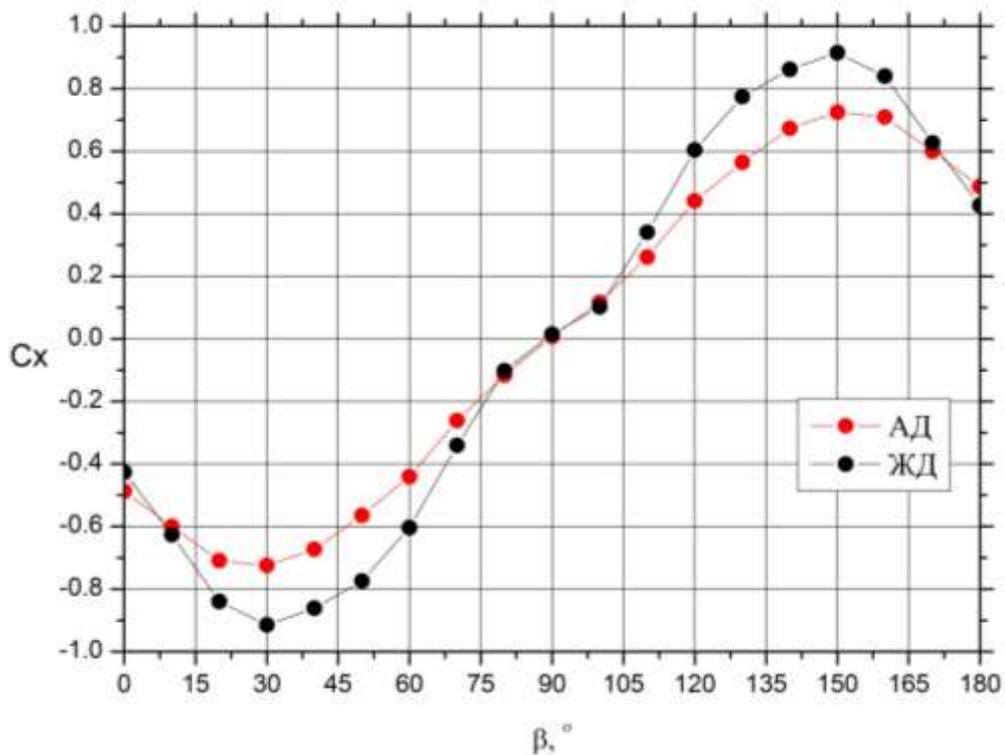


Рисунок 6.4 – Зависимость коэффициента продольной силы от угла дрейфа

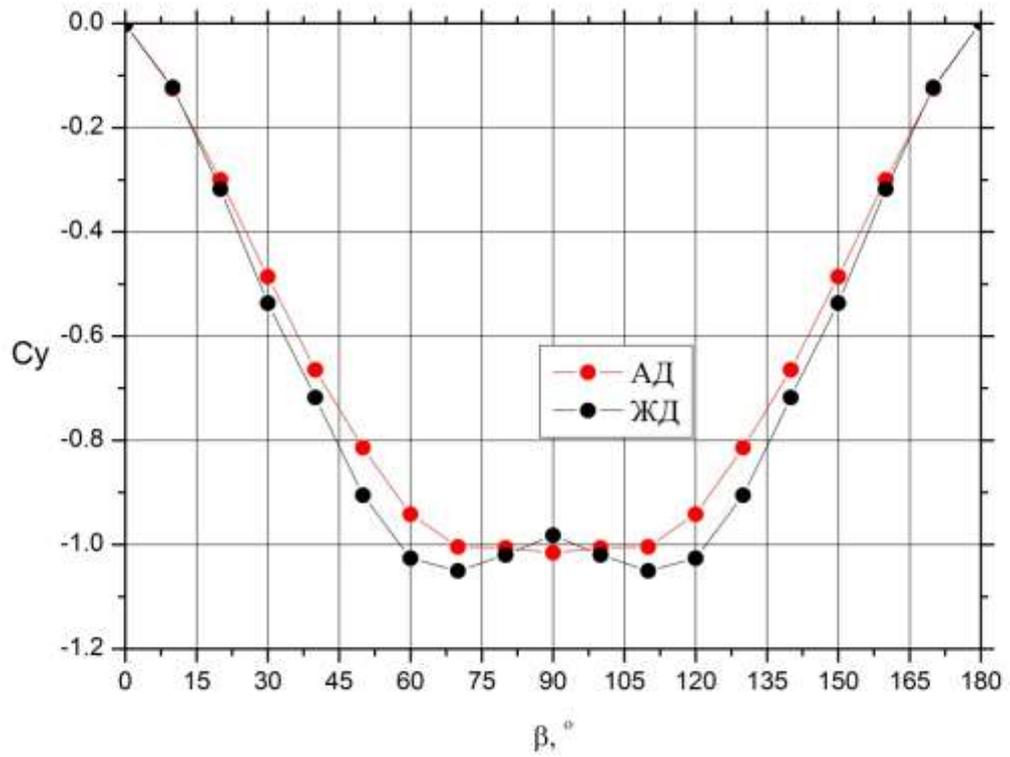


Рисунок 6.5 – Зависимость коэффициента поперечной силы от угла дрейфа

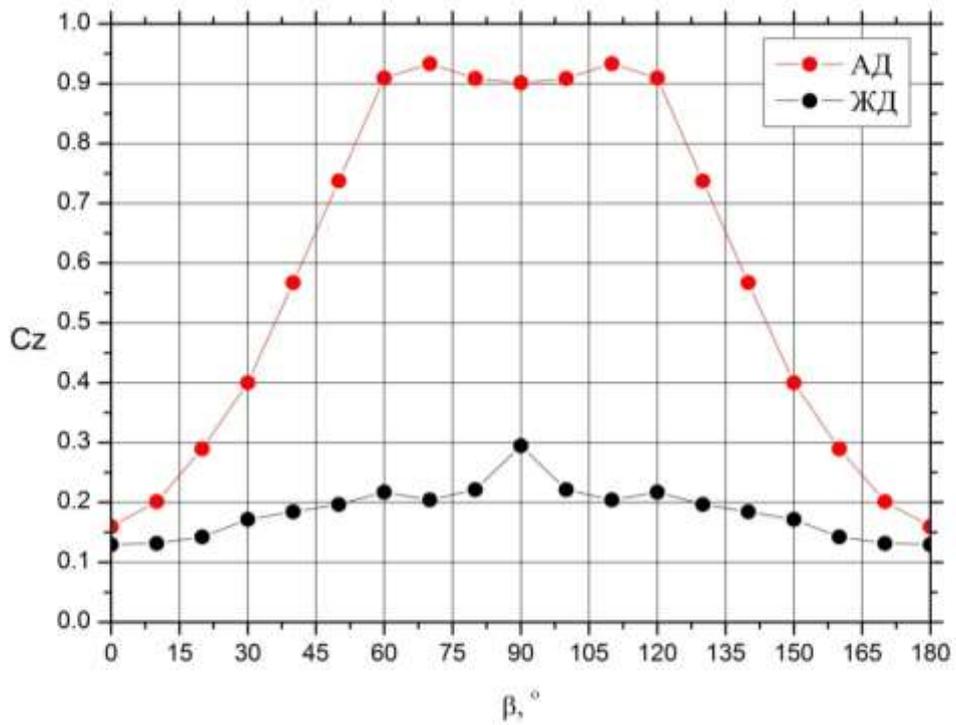


Рисунок 6.6 – Зависимость коэффициента вертикальной силы от угла дрейфа

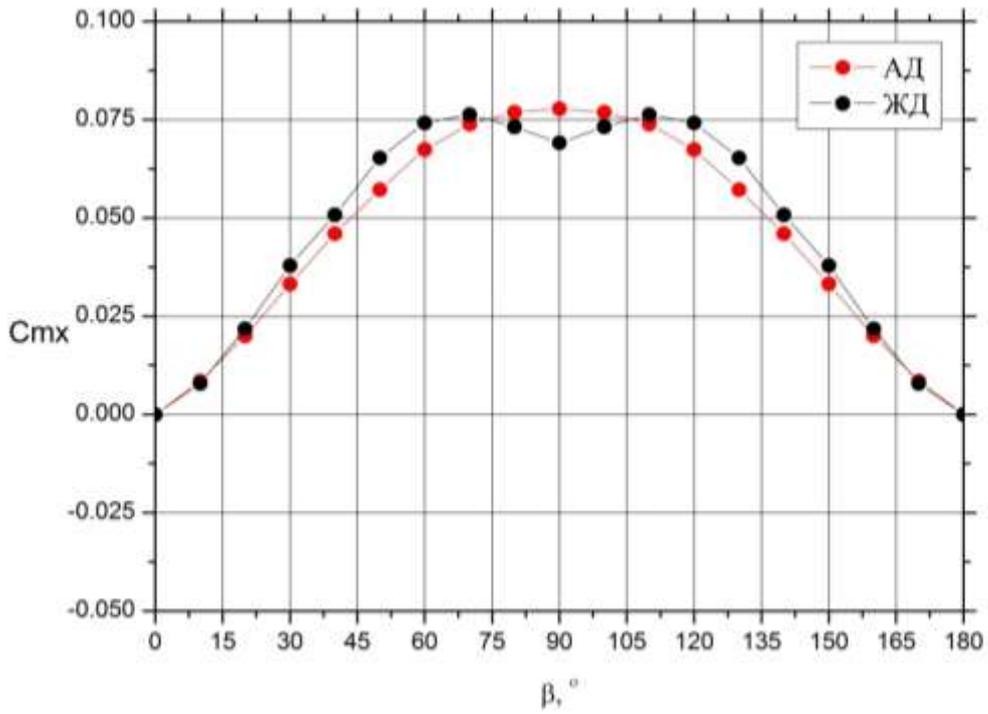


Рисунок 6.7 – Зависимость коэффициента момента крена от угла дрейфа

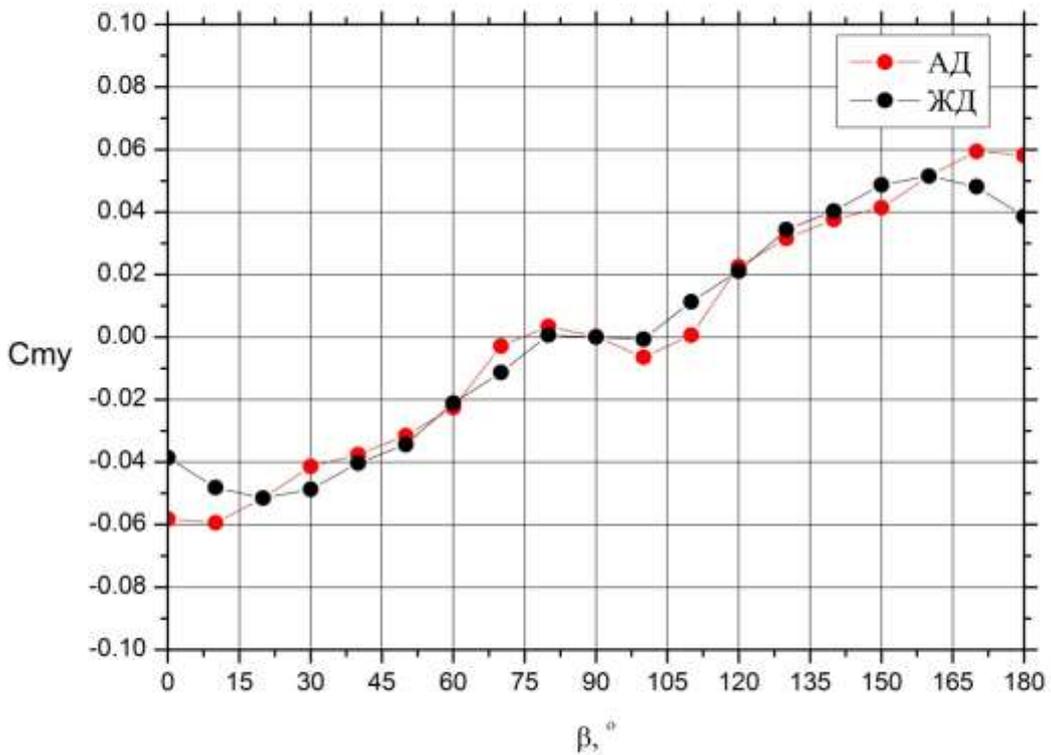


Рисунок 6.8 – Зависимость коэффициента момента дифферента от угла дрейфа

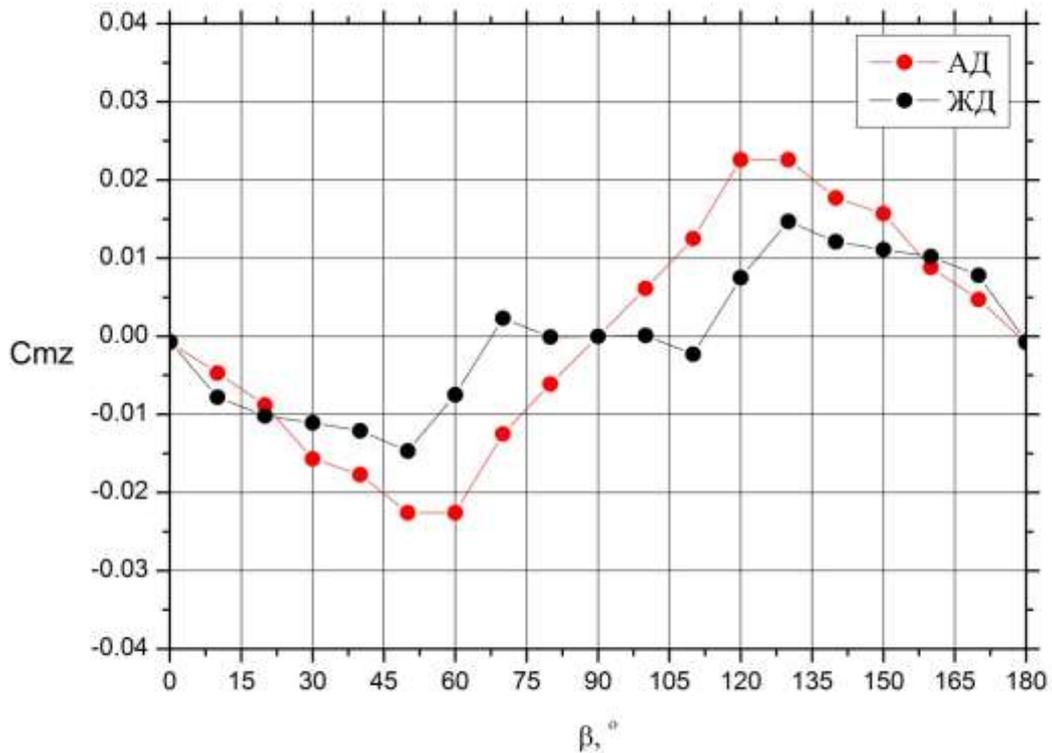


Рисунок 6.9 – Зависимость коэффициента момента рысканья от угла дрейфа

Зависимости коэффициентов продольной силы C_x для а/д и ж/д арок качественно схожи, но отличаются количественно. Наибольшее численное различие коэффициентов продольной силы доходит до $\approx 25\%$ при углах дрейфа близких к 30 и 150 градусов. Данное различие обусловлено конструктивными особенностями арок. Пролетное строение а/д арки удерживается вантами, пролетное строение ж/д арки представляет собой массивную ферменную конструкцию, поэтому у ж/д арки эффективная площадь, воспринимающая аэродинамическую нагрузку больше, чем у а/д арки. Следует отметить, что при нулевом угле дрейфа продольная сила имеет относительно небольшое значение около 0,43 для обеих арок. Это обусловлено тем, что при нулевом угле дрейфа эффективная площадь арок минимальна.

Зависимости коэффициентов поперечной силы C_y для а/д и ж/д арок качественно и количественно схожи. Небольшие различия вблизи угла дрейфа 90 градусов также связаны с разницей в эффективных площадях арок.

Зависимости коэффициента подъемной силы для а/д и ж/д арок существенно отличаются и качественно и количественно. Данное отличие связано с разной структурой обтекания пролетных строений арок. В независимости от угла дрейфа над пролетным строением ж/д арки нет свойственного для мостов явного отрывного течения. Данный отрыв не образуются из-за постоянного перемешивания продольными вихрями, образующимися на элементах фермы. Таким образом, над пролетным строением ж/д арки реализуется область небольших отрицательных давлений, что приводит к появлению относительно небольшой подъемной силы. В диапазоне углов дрейфа 60 – 120 реализуется «классическое» обтекание балочного пролетного строения с явно выраженной подъемной силой. В остальном диапазоне углов дрейфа структура обтекания перестраивается, и подъемная сила начинает стремительно уменьшаться.

Коэффициенты аэродинамического момента моделей а/д и ж/д мостов C_{mx} , C_{my} , C_{mz} качественно имеют схожий характер. Коэффициенты момента крена C_{mx} имеют схожие значения, поскольку у обеих арок коэффициенты поперечной силы C_y имеют близкие значения. При сравнении коэффициентов момента рысканья C_{mz} у ж/д арки он имеет меньшее значение по сравнению с а/д аркой. Это происходит из-за смещения центра давления на ж/д арке ближе к середине пролета.

Определение ограничений по ветру, волнению и течению на проведение морской операции по транспортировке. Подбор состава и компоновки буксирного ордера. Моделирование управляемого движения буксируемых арок Крымского моста в районе Керченского пролива проведено на специальном тренажерном комплексе, показанном на рисунке 6.10. Оборудование тренажерного комплекса позволяет в реальном

масштабе времени получить параметры движения буксируемого объекта при воздействии внешних возмущений (ветер, волнение, течение) с учётом фактических характеристик района плавания, при этом на экранах и табло воспроизводится положение буксируемой арки, буксиров, границ акватории, параметров движения и органов управления. Управление буксирами осуществляется операторами-рулевыми в режиме «ручное управление». Каждым из объектов управляет свой «рулевой», что обеспечивает полное воспроизведение реальных условий с учетом динамики всех объектов.



Рисунок 6.10 – Тренажерный комплекс

При выполнении настоящей работы в качестве основной использовалась математическая модель движения буксирного ордера, разработанная в ФГУП «Крыловский государственный научный центр» в рамках НИР «Караван-буксировка». При использовании указанной математической модели для описания характеристик буксира достаточно задать его главные размерения и тягу на гаке.

Указанная математическая модель представляет собой известную систему трех обыкновенных дифференциальных уравнений описывающих движение буксируемого сооружения в горизонтальной плоскости. В правые части уравнений входят действующие на сооружение гидродинамические, аэродинамические и волновые силы и моменты, а также силы и моменты со

стороны буксирных тросов и кранцев буксиров, в случае работы буксиров на укол.

Входящие в математическую модель буксируемого сооружения вышеперечисленные гидродинамические и аэродинамические силы и моменты были определены в результате модельных исследований в опытовом бассейне и Ландшафтной аэродинамической трубе ФГУП «Крыловский государственный научный центр». Средние составляющие волновых сил, влияющие на управляемость буксирного ордера, определялись расчетом с использованием работы М.А. Хаскинда (периодические составляющие волновых сил, вызывающие качку сооружения, при математическом моделировании движения буксирного ордера не учитывались).

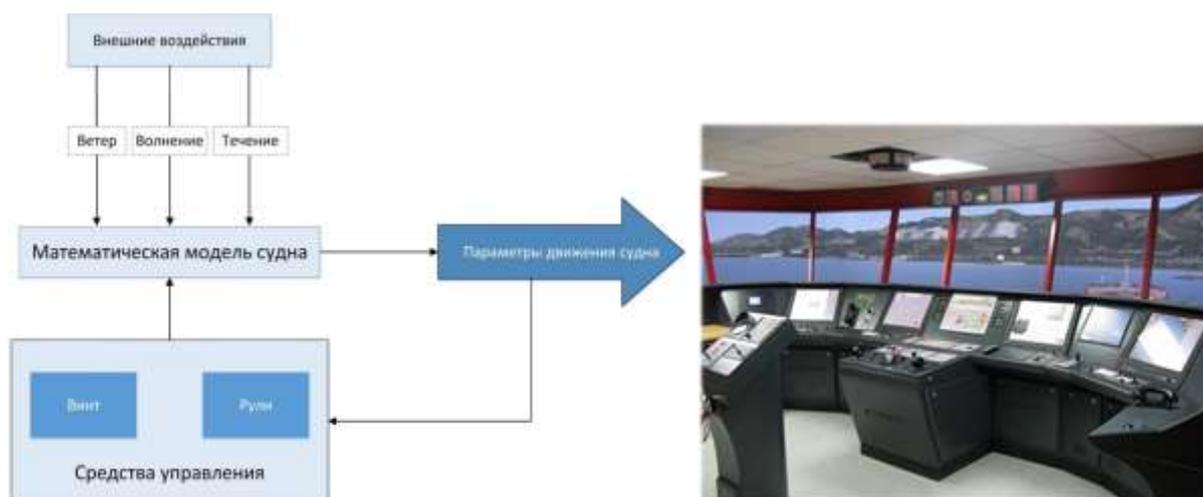


Рисунок 6.11 – Блок-схема взаимосвязей при решении задачи компоновки буксирного ордера

В качестве исходных данных в разработанную математическую модель загружались исходные данные по гидрометеорологической обстановке в Керченском канале. В качестве основных гидрометеорологических данных для моделирования приняты следующие параметры ветра, волнения и течения:

- направления ветра: 45° (СВ), 135° (ЮВ), 270° (З),

- скорость ветра 10 м/с и 5 м/с,
- направление волнения совпадает с направлением ветра,
- высота волн 3 % обеспеченности составляет 1 м,
- направление течения: 45° (на СВ) и 225° (на ЮЗ),
- скорость течения: 0,9 м/с и 0,5 м/с.

Моделирование начиналось с рассмотрения ветра со скоростью 10 м/с и течения 0,9 м/с. Если при этом ветре и течении обеспечивалась безаварийная транспортировка фермы моста, то ветер 5 м/с и течение 0,5 м/с не рассматривались.

В процессе моделирования рассматривались несколько вариантов состава и компоновки буксирного ордера достаточного для безопасного выполнения транспортной операции (см. рисунок 6.12).

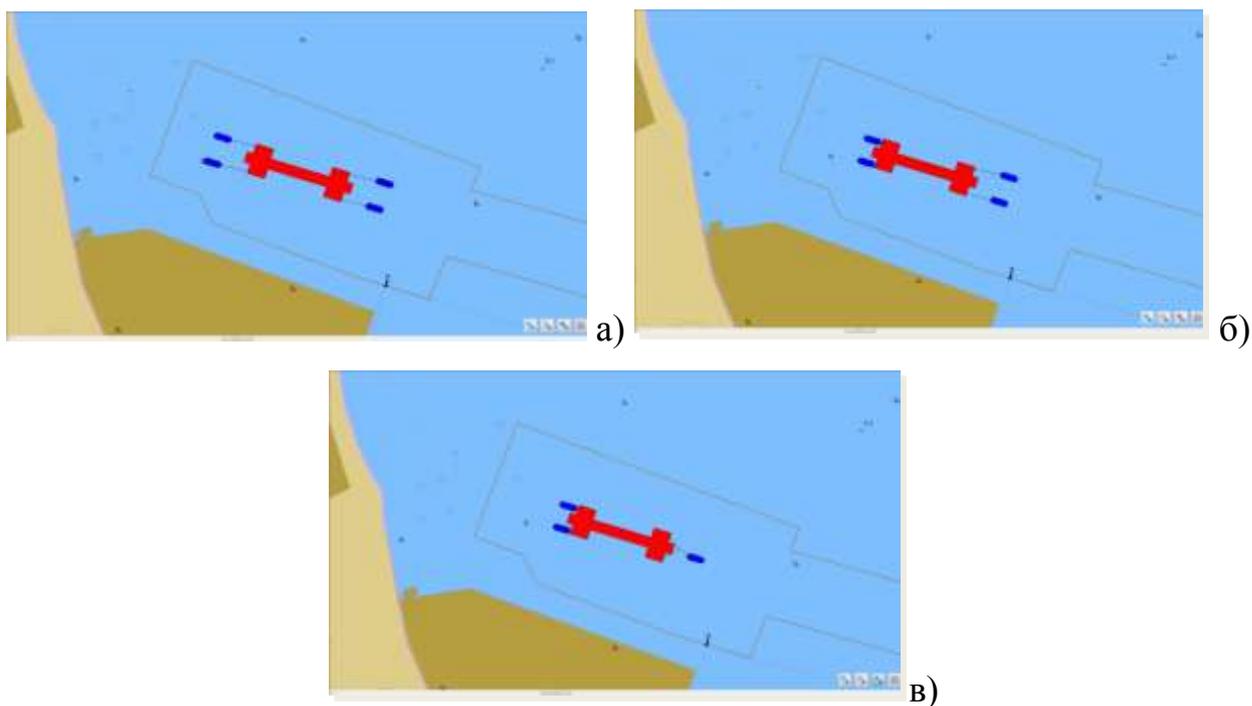


Рисунок 6.12 – Варианты построения буксирных ордеров: а) четыре буксира на буксирных тросах; б) два толкающих буксира и два тянущих на буксирных тросах; в) два толкающих и один тянущий на буксирной бarge

В качестве первого варианта буксирного ордера рассмотрены четыре буксира, закрепленных на буксирных тросах. Моделирование показало, что

при ветре до 10 м/с любого направления и течения со скоростью до 0,9 м/с обеспечена безопасная буксировка фермы моста к месту его установки. Для выполнения безаварийной транспортировки моста должны использоваться буксиры тягой не менее 61 тс. Главным достоинством данного буксирного ордера является возможность заднего хода и возвращения транспортируемой арки в исходного положение. Главный недостаток – это большой по сравнению с другими вариантами поперечный габарит.

В качестве примера на рисунках 6.13 – 6.15 приведены траектории буксировки арки Крымского моста к месту установки при наиболее неблагоприятных условиях (направление действия ветра, волнения и течения совпадают). Условия проведения моделирования:

- ветер – 10 м/с,
- высота волны 3 % обеспеченности – 1 м,
- течение – 0,9 м/с.

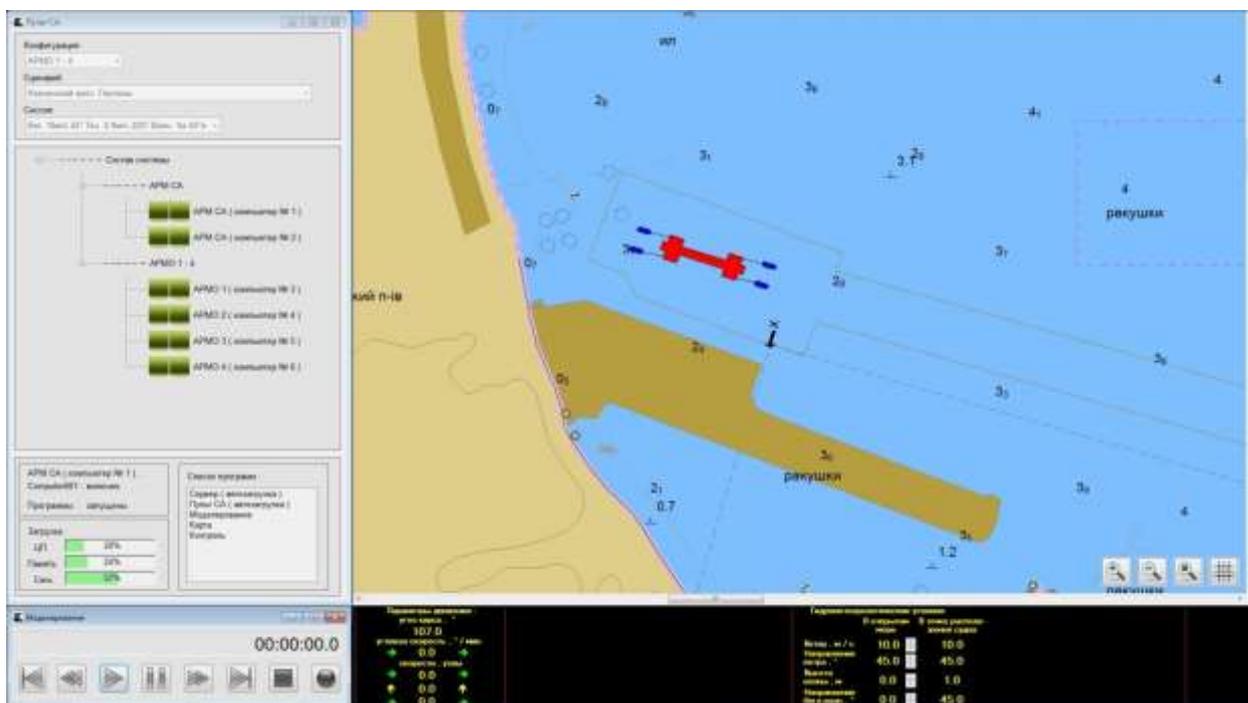


Рисунок 6.13 – Начальная позиция буксирного ордера

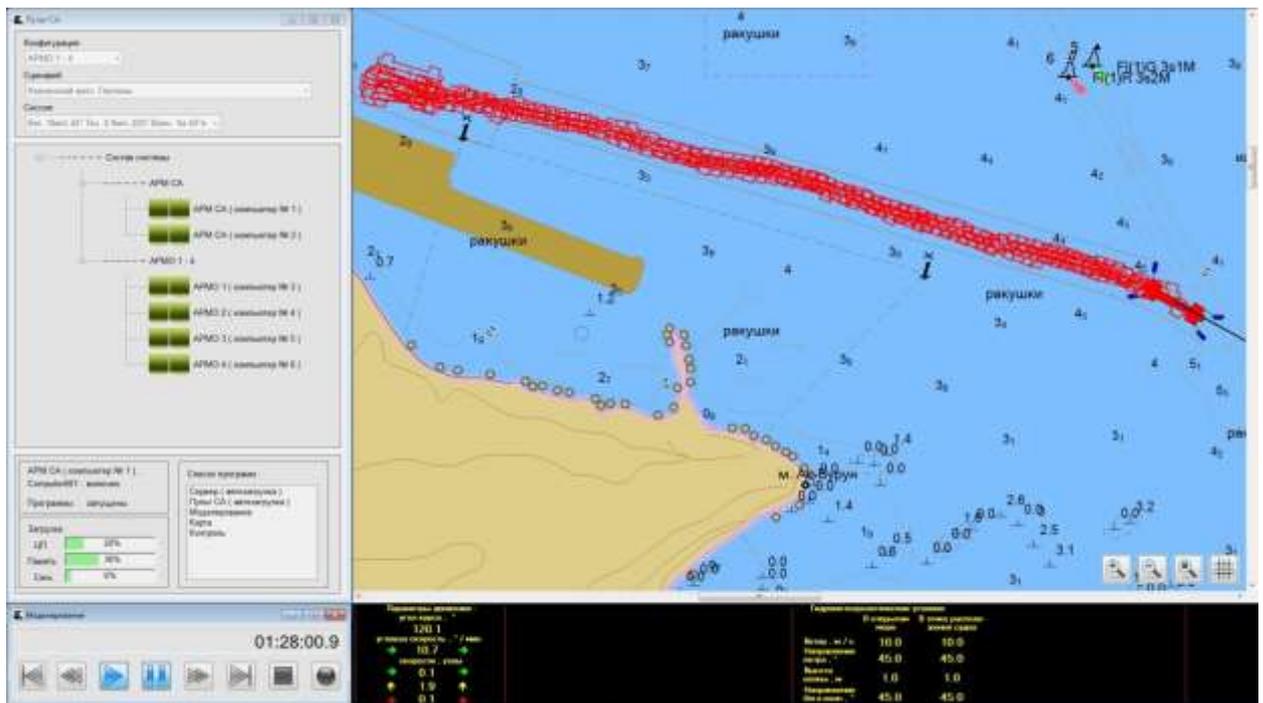


Рисунок 6.14 – Траектория движения буксирного ордера по вспомогательному каналу. Поворот в подходной канал



Рисунок 6.15 – Траектория движения буксирного ордера по подходному и Керчь-Еникальскому каналу. Разворот и позиционирование буксируемого сооружения

Во втором варианте буксирного ордера использовались два буксира толкача и два на буксирных тросах. В результате проведения моделирования установлено, что при ветрах до 10 м/с любого направления и течения до

0,9 м/с обеспечивается безопасная буксировка арки моста к месту установки. При этом габарит транспортной системы меньше, чем в первом варианте буксирного ордера, что снижает вероятность возникновения аварийных ситуаций при движении по каналам, ширина которых 120 метров. При наиболее неблагоприятных условиях, когда направления действия ветра и течения совпадают, при транспортировке должны использоваться тянущие буксиры с тягой не менее 61 тс и буксиры-толкачи с тягой не менее 30 тс.

Некоторые результаты моделирования буксировки пролета моста к месту установки при наиболее неблагоприятных условиях (указаны для первого варианта буксирного ордера), приведены на рисунке 6.16 – 6.18.

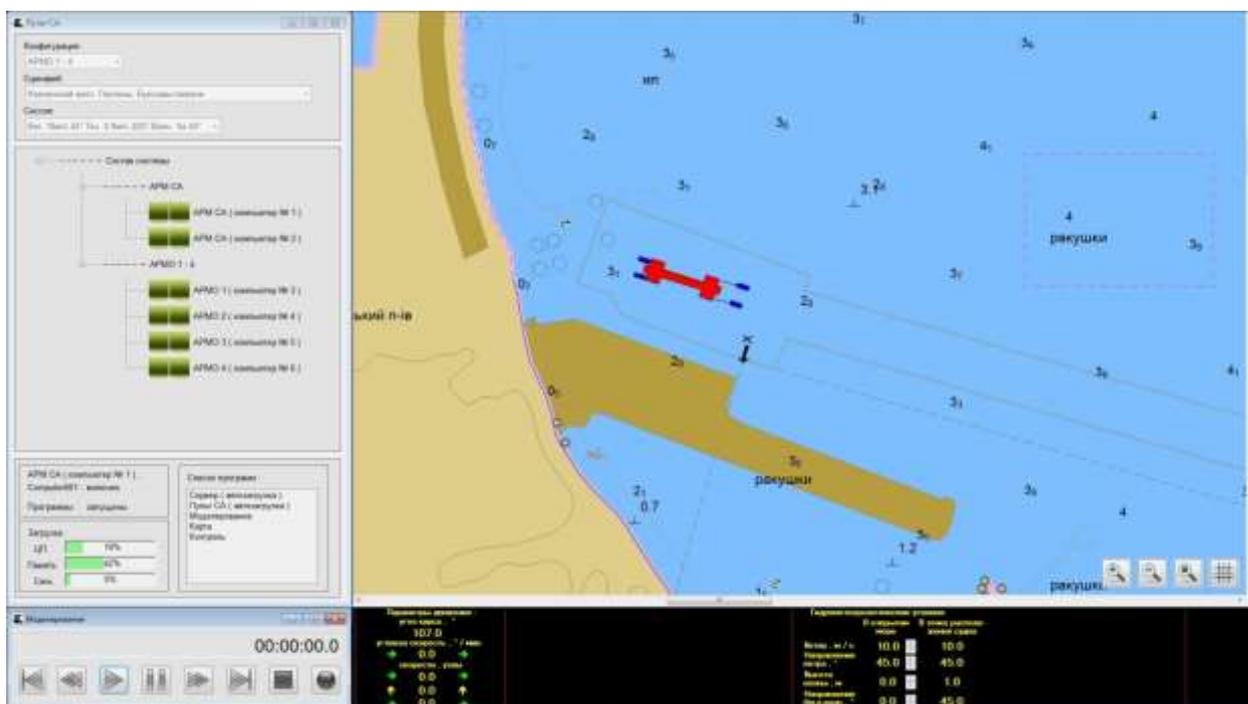


Рисунок 6.16 – Начальная позиция буксирного ордера

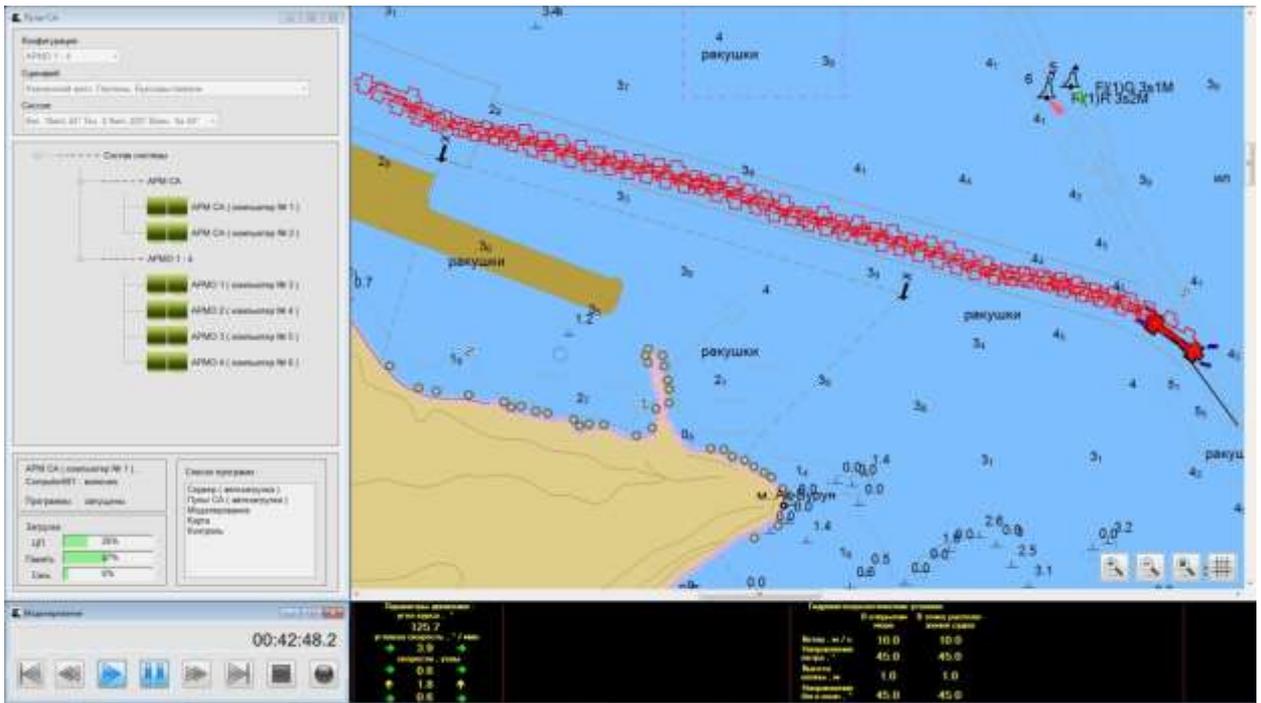


Рисунок 6.17 – Траектория движения буксирного ордера по вспомогательному каналу. Поворот в подходной канал

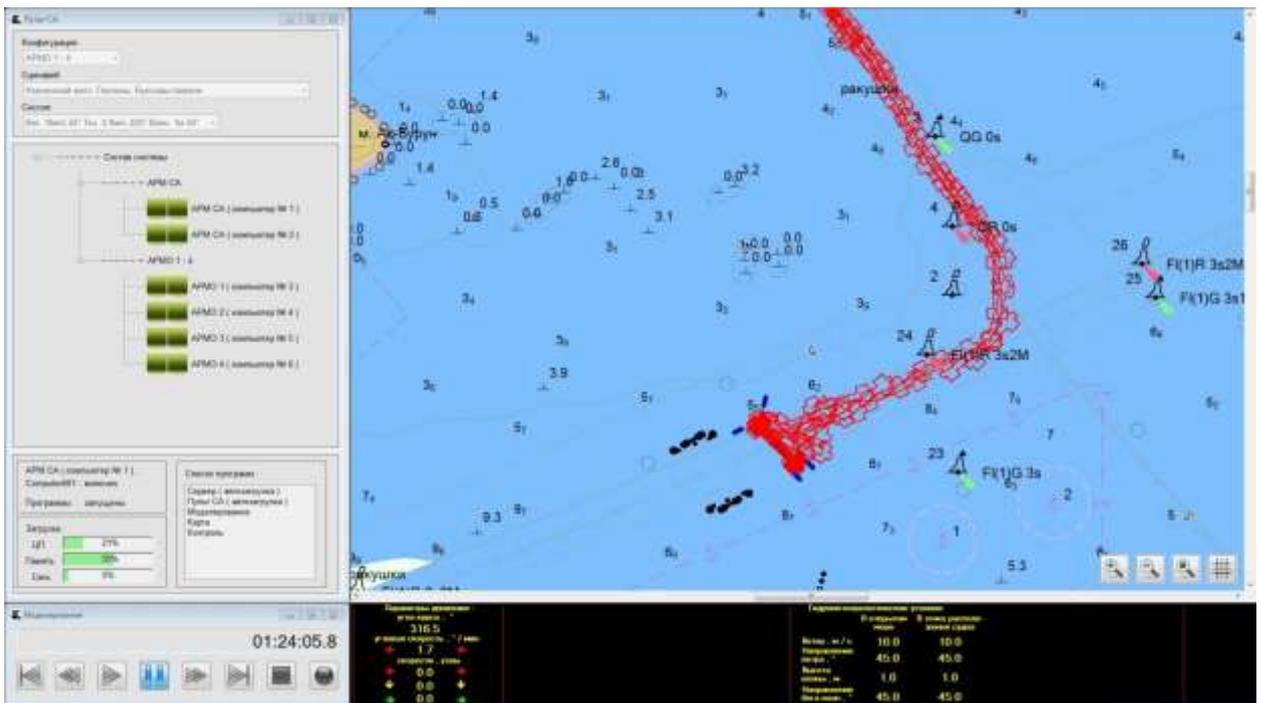


Рисунок 6.18 – Траектория движения буксирного ордера по подходному и Керчь-Еникальскому каналу. Разворот и позиционирование буксируемого сооружения

Следует отметить, что использование второй схемы буксирного ордера возможно только в случае, если движительно-рулевой комплекс буксиров толкачей включает в свой состав винты в поворотных насадках или винто-

рулевые колонки. Буксиры с рулями за винтами не обеспечат удержание буксируемого сооружения в канале, особенно в условиях попутного ветра и течения, поскольку при работе винтов на задний ход рули являются малоэффективными. В этом случае необходимо использовать вспомогательные буксиры, пришвартованные к понтонам поперек оси пролета моста.

В третьем варианте буксирного ордера использовались два буксира толкача и один буксир тягач на буксирной браге. При моделировании движения буксируемого сооружения с третьей схемой построения буксирного ордера удалось провести буксируемое сооружение по каналу при тех же рассмотренных выше предельных гидрометеорологических условиях. Однако, моделирование транспортировки сооружения при третьем варианте построения буксирного ордера показало, что для удержания буксируемого сооружения в канале и на поворотах носовой буксир должен отклоняться от продольной оси пролета моста. При этом одна из ветвей буксирной браги провисает и при малой глубине акватории может ложиться на дно, что в свою очередь может привести к возникновению аварийной ситуации. При использовании вспомогательных буксиров, пришвартованных к понтонам поперек оси пролета моста, указанная выше проблема обеспечения безопасного движения с буксирной брагой остается.

Некоторые результаты моделирования буксировки пролета моста к месту установки при наиболее неблагоприятных условиях (указаны для первого варианта буксирного ордера), приведены на рисунках 6.19 – 6.21.

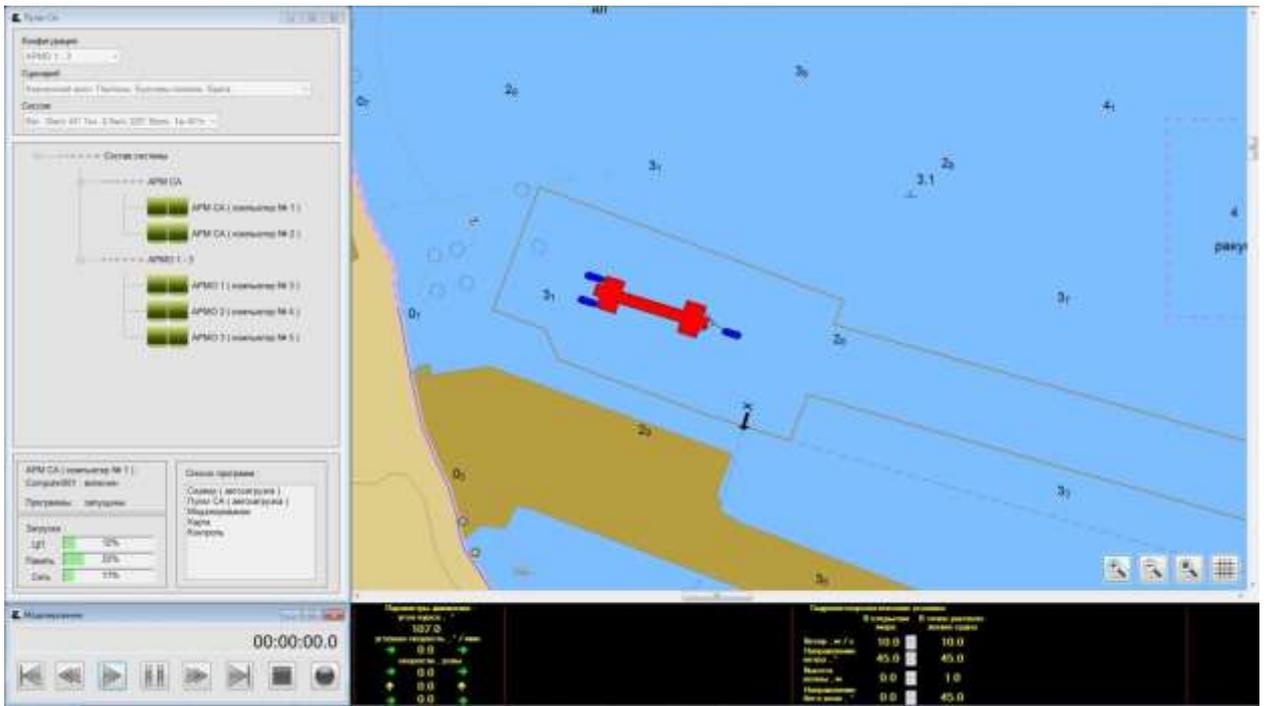


Рисунок 6.19 – Начальная позиция буксирного ордера

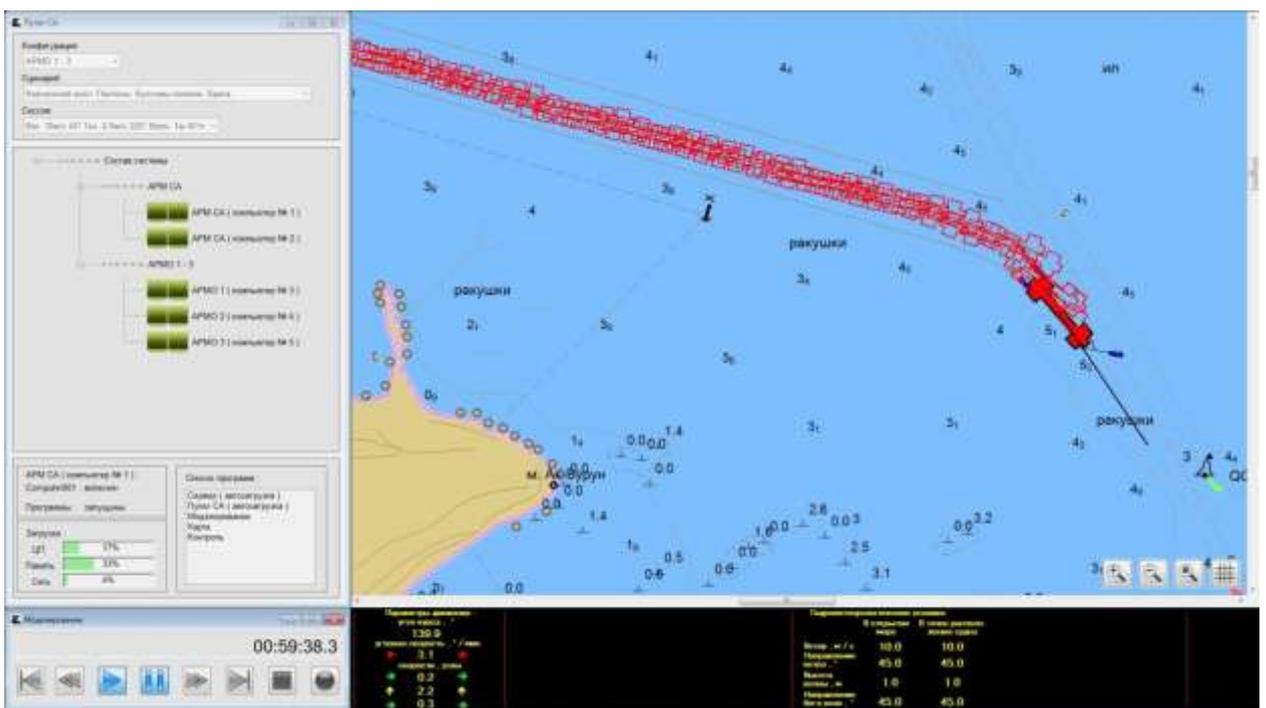


Рисунок 6.20 – Траектория движения буксирного ордера по вспомогательному каналу. Поворот в подходной канал

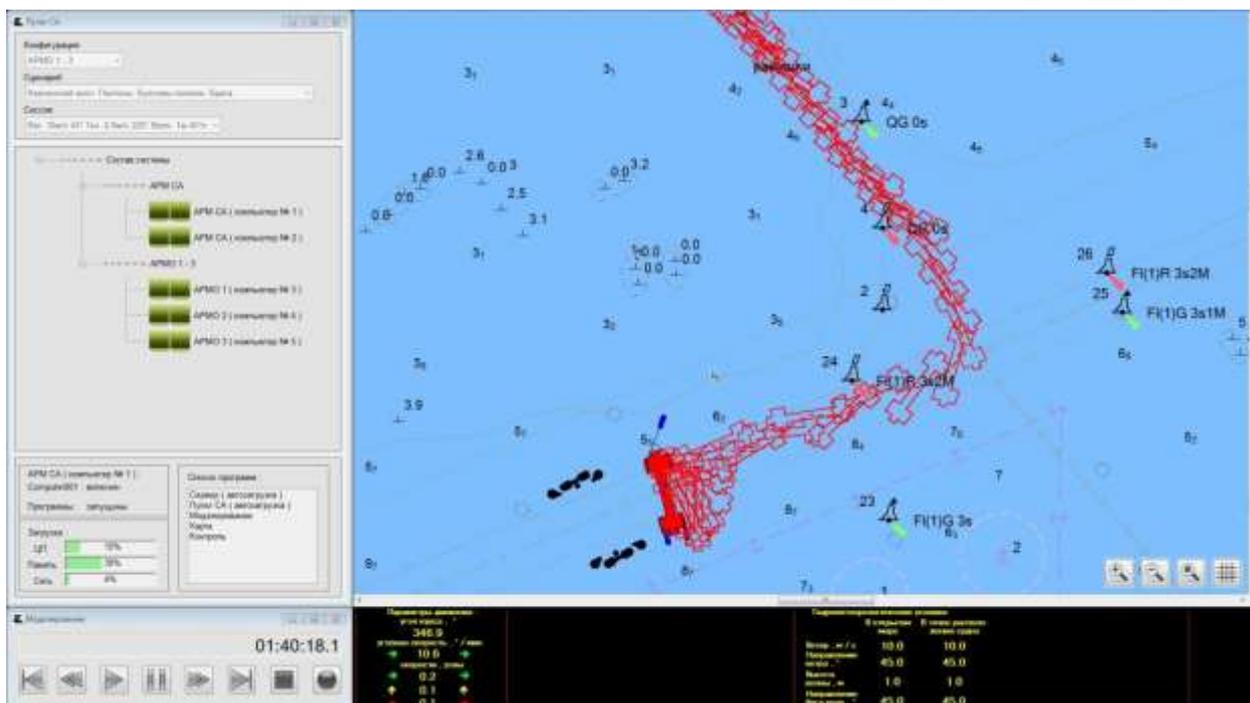


Рисунок 6.21 – Траектория движения буксирного ордера по подходному и Керчь-Еникальскому каналу. Разворот и позиционирование буксируемого сооружения

В результате проведенных исследований получены точные значения ветровых и гидродинамических нагрузок с учетом воздействия ПСА и влияния мелководья. Рассмотрены несколько вариантов буксирных ордеров и установлены предельные гидрометеорологические условия, при которых обеспечена безопасная буксировка сооружения. Получены несколько важных практических выводов:

1. Безопасная буксировка сооружения может быть обеспечена при использовании всех трех вариантов построения буксирного ордера.

При втором варианте построения буксирного ордера (схема с буксирами толкачами) обеспечивается меньшая ширина судового хода, что снижает вероятность выхода за габариты каналов.

При буксировке сооружения при третьем варианте построения буксирного ордера с использованием одного тянущего буксира и буксирной браги на поворотах канала возникает провисание одной из ветвей браги. При малой глубине акватории ветвь может лечь на дно, поэтому рекомендуется провести его очистку.

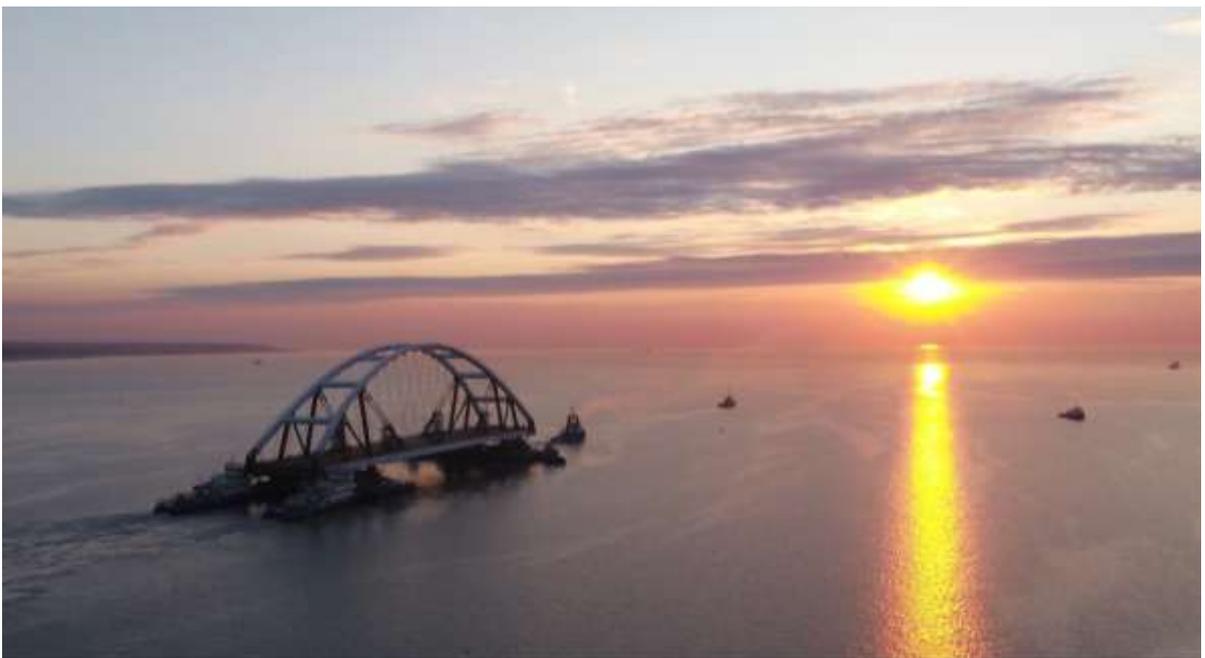
Рекомендуется использование вспомогательных буксиров, пришвартованных к понтонам поперек оси пролета моста, особенно на последней стадии буксирной операции при позиционировании буксируемого сооружения у опор моста.

2. Выявлены ограничения по скорости ветра. Транспортную операцию необходимо выполнять при скорости ветра менее 10 м/с. При большей скорости транспортируемое сооружение не удержат в габаритах канала.

В результате, на основе данных рекомендаций выбиралось «погодное окно» для начала реальной операции по транспортировке арок. Это позволило безопасно осуществить морскую транспортировку обеих арок.



а)



б)

Рисунок 6.22 Фотографии автодорожной арки и буксирного ордера во время транспортировки

6.2 Исследование взаимосвязи вихревых структур, образующихся при обтекании пролетных конструкций ветровым потоком, с параметрами аэродинамической неустойчивости

Аэродинамическая неустойчивость конструкций и причины их возникновения. При проектировании большепролетных мостов особое внимание уделяется исследованию их аэродинамической устойчивости под действием ветра. Хорошо известно, что мосты с длиной пролета более 100 метров могут быть подвержены аэроупругим колебаниям с большой амплитудой и даже разрушению. Примером недопустимо больших колебаний может служить вихревой резонанс Волгоградского моста, а примером разрушения – Такомский мост в США. На сегодняшний день практически все уникальные большепролетные мосты проходят аэродинамические исследования, в результате которых находят и устраняются негативные аэродинамические эффекты, поэтому случаи разрушения мостов под действием ветра не повторяются.

Указанные исследования уникальных мостов проводят в специализированных аэродинамических трубах. Они в отличие от самолетных аэродинамических труб, имеют закрытую рабочую часть и способны моделировать столь важный приземный слой атмосферы. До 2014 года для большинства уникальных большепролетных российских мостов определение аэродинамической устойчивости проводились в зарубежных исследовательских центрах. Это было связано с отсутствием в России специализированной аэродинамической трубы, способной обеспечить проведение аэродинамических исследований на крупномасштабных моделях при условии моделирования ПСА. После создания ландшафтной аэродинамической трубы указанные исследования уникальных мостов проводятся с ее помощью.

Главные причины аэроупругих колебаний мостовых сооружений и их элементов в ветровом потоке следующие:

- порывы ветра;

- периодическая аэродинамическая сила, вызванная срывом вихрей Кармана;
- отрицательное аэродинамическое демпфирование, приводящее к автоколебаниям;
- аэродинамическая связь между изгибной и крутильной формами деформаций;
- периодические изменения параметров системы.

Аэроупругие колебания характеризуются двумя главными параметрами – критическая скорость возникновения колебаний и значение максимальной амплитуды колебаний. Приведем перечень видов аэродинамической неустойчивости, которые могут возникнуть у большепролетного моста в зависимости от его конструктивных особенностей и режимов эксплуатации.

Вихревое возбуждение – это колебания, возникшие вследствие совпадения собственной частоты конструкции с частотой срыва вихрей Кармана. Как правило, значение критической скорости ветра возникновения вихревого возбуждения по 1-ой собственной частоте находится в диапазоне 10 – 20 м/с, что является часто повторяющейся скоростью для периода эксплуатации. Циклическая нагрузка от вихревого возбуждения и связанное с ней количество циклов нагружения могут стать важными для расчета конструкции.

Критическая скорость ветра возникновения вихревого возбуждения рассчитывается по формуле:

$$V_{кр}^{в.в.} = \frac{H_{эф} n_i}{St} \quad (6.7)$$

где $H_{эф}$ – эффективная высота поперечного сечения пролетного строения, с учетом проницаемости барьерных и перильных ограждений;

n_i – собственная частота i -ой формы изгибных колебаний в вертикальной плоскости;

St – число Струхала, которое зависит от формы поперечного сечения, конфигурации перильных, барьерных ограждений и определяется на основании экспериментальных данных.

Изгибно-крутильный флаттер – это нарастающие во времени изгибно-крутильные колебания, вызванные несовпадением аэродинамического центра конструкции (точки приложения аэродинамических сил) с его центром тяжести. Для того чтобы конструкция была восприимчива к этому виду аэроупругой неустойчивости должны быть выполнены следующие условия:

- конструкция или ее существенная часть должна иметь удлиненное поперечное сечение (подобное плоской пластине) с соотношением сторон $B/H > 4$;
- собственная частота крутильных колебаний должна быть меньше двойного значения первой изгибной собственной частоты – $n_{кр} < 2n_{изг}$;
- ось кручения должна быть параллельна плоскости пластины и перпендикулярна направлению потока, а центр вращения должен располагаться не ближе, чем на расстояние $B/4$ от наветренного края пластины.

Если хотя бы одно из условий не выполняется, то сооружение не подвержено аэроупругой неустойчивости типа дивергенция или флаттер.

В некоторых случаях конструкция может быть подвержена аэроупругой неустойчивости типа срывной флаттер – крутильные колебания, возникающие вследствие периодического срыва вихрей.

Срывной флаттер характерен следующими признаками:

- ограниченная амплитуда, зависящая от скорости потока, собственной крутильной частоты и демпфирующих свойств конструкции при крутильных деформациях;
- частота колебаний при срывном флаттере близка к одной из собственных крутильных частот конструкции;

- критическая скорость возникновения срывного флаттера, как правило, ниже критической скорости изгибно-крутильного флаттера.

Дивергенция – статическая аэроупругая неустойчивость, возникающая под действием аэродинамического момента, скручивающего конструкцию. Критическая скорость возникновения дивергенции может быть оценена по формуле:

$$V_{кр. див.} = \frac{2 \cdot GI}{\rho H^2 \frac{\partial C_m}{\partial \alpha}}, \quad (6.8)$$

где GI – крутильная жесткость поперечного сечения,

C_m – коэффициент аэродинамического момента:

$$C_m = \frac{M}{0,5 \cdot \rho V^2 H^2}, \quad (6.9)$$

где M – аэродинамический момент на единицу длины конструкции,

ρ – плотность воздуха,

H – высота балки жесткости конструкции,

α – угол натекания потока (см. рисунок 6.23)

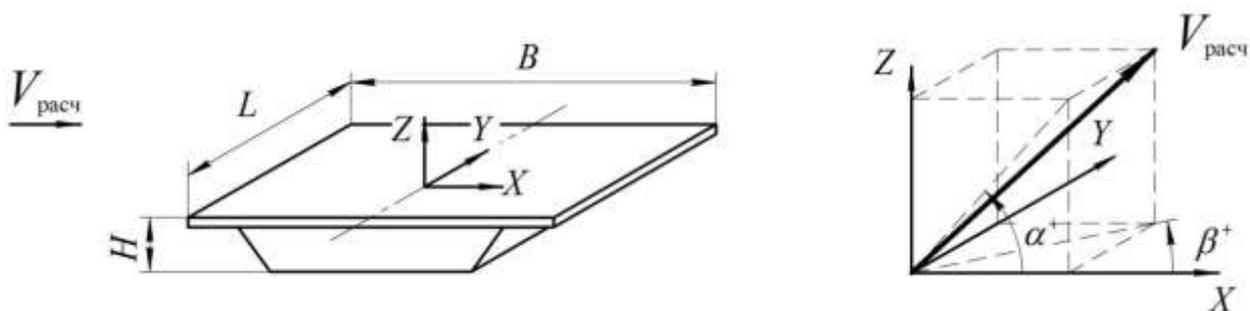


Рисунок 6.23 - Взаимное расположение системы координат, пролетного строения и вектора скорости

Галопирование – автоколебания поперек потока, вызванные отрицательным аэродинамическим демпфированием. Этот вид аэроупругих колебаний характерен для тел с некруглыми поперечными сечениями, а также для вант покрытых наледью. Для галопирования характерно увеличение нарастания амплитуды колебаний конструкции при увеличении критической скорости. Для первичной оценки предрасположенности конструкции к галопированию используют следующий критерий:

$$C_{Lift}^{\alpha} + C_{Drag} < 0 , \quad (6.10)$$

$$C_{Lift}^{\alpha} = \frac{\partial C_{Lift}}{\partial \alpha} \quad (6.11)$$

Сечение динамически неустойчиво, если отрицательный наклон кривой подъемной силы больше ординаты кривой лобового сопротивления. Аэродинамические характеристики принимаются на основе статических испытаний в аэродинамической трубе.

Критическую скорость, при которой возникает аэроупругая неустойчивость галопирование можно оценить по формуле:

$$V_{кр} = - \frac{2m\delta n_i}{(C_{Lift}^{\alpha} + C_{Drag})\rho V_0} , \quad (6.12)$$

где C_{Drag} – коэффициент сопротивления;

m – погонная масса конструкции, кг/м;

δ – логарифмический декремент колебаний (при $V = 0$);

n_i – собственная частота конструкции, Гц;

V_0 – характерный размер конструкции, м;

α – угол натекания потока, рад.

В случае близких значений критических скоростей галопирования и вихревого возбуждения вероятно взаимное влияние этих аэродинамических

явлений друг на друга. В этом случае необходимо проводить специальные исследования.

Бафтинг – аэроупругая неустойчивость, возникающая у конструкции, находящейся в турбулентном потоке или следе за другой конструкцией. Колебания по типу бафтинг наблюдаются для мостовых сооружений, расположенных вблизи друг друга. Влияние бафтинга можно не рассматривать, если расстояние между мостовыми конструкциями превышает 10-кратное значение ширины центрального пролета моста. Если в одной плоскости находятся две практически идентичные пролетные конструкции, и они разделены только в продольном направлении зазором менее 1 метра, то силу ветра с наветренной стороны можно рассчитывать, как для составной конструкции. В других случаях необходимо исследовать взаимное влияние мостов.

Взаимосвязь вихревых структур с параметрами, характеризующими процессы возникновения и развития аэродинамической неустойчивости вихревое возбуждение. Поскольку аэродинамическая неустойчивость вихревое возбуждение – это наиболее часто встречающийся вид аэродинамической неустойчивости, то рассмотрим подробно физическую природу ее возникновения, а также взаимосвязь со структурой обтекания пролетного строения ветровым потоком.

При обтекании потоком пролетного строения моста любого типа (балочный, вантовый, висячий, арочный) наблюдается периодический сход вихрей. Периодический сход вихрей вызывает переменную подъемную аэродинамическую силу. По мере увеличения скорости потока, частота срыва вихрей увеличивается, как только она совпадает с одной из первых собственных частот моста, происходит вихревое возбуждение с ощутимыми амплитудами колебаний.

Для подробного изучения особенностей возникновения явления вихревого возбуждения и ее взаимосвязи с вихревыми структурами,

возникающими при обтекании пролетных строений мостов, выполнено исследование, оригинальность которого состоит в исследовании процесса возникновения и развития колебаний пролетного строения при помощи трех экспериментальных методов. Исследования проводились в аэродинамической трубе и в гидродинамической трубе. Структура обтекания пролетного строения и ее трансформация при изменении одного из определяющих параметров процесса фиксировалась при помощи методов визуализации в гидродинамической трубе с использованием геометрически подобных моделей. Количественное значение характеристик, включая энергетические характеристики структуры обтекания пролетного строения исследовались в аэродинамической трубе посредством измерения термоанемометром в следе за моделью. Одновременно с измерениями термоанемометром проводилось измерение амплитуды колебаний динамически подобной модели на специальном стенде.

Использование методов визуализации и методов термоанемометрии в аэродинамическом эксперименте в открытых источниках описано достаточно широко. На описании исследований аэродинамической устойчивости с использованием динамически подобных секционных моделей следует остановиться чуть подробнее. В общем случае, при решении задач аэродинамической устойчивости установлено, что амплитуда колебаний упругого сооружения в ветровом потоке зависит от следующих основных параметров [13, 17, 44, 113, 206, 210, 215]:

$$A = A(H, m, E \cdot J, f, \delta, V, \rho, \nu, \varepsilon), \quad (6.13)$$

где H – характерный размер, м;

m – погонная масса единицы длины конструкции, кг/м;

$E \cdot J$ – изгибная жесткость, Н · м²;

f – частота колебаний конструкции, Гц;

δ – логарифмический декремент колебаний конструкции;

V – средняя скорость ветрового потока, м/с;

ρ – плотность воздуха, кг/м³;

ν – коэффициент кинематической вязкости воздуха, м²/с;

ε – степень турбулентности набегающего потока, %.

На основании теории размерностей можно получить следующий набор безразмерных комплексов, определяющих относительную амплитуду колебаний сооружения: $(V \cdot H / \nu)$, $(f \cdot H / V)$, $(E \cdot J / \rho \cdot V^2 \cdot H^4)$, $(m / \rho \cdot H^2)$, $(2 \cdot m \cdot \delta / \rho \cdot H^2)$, ε .

Для обеспечения полного динамического подобия все эти комплексы для натурального сооружения и модели должны быть равны. На практике при решении прикладных задач полного подобия достичь сложно. Однако для решения большинства прикладных задач достаточно, чтобы модель воспроизводила основные свойства натурального сооружения. В таком случае обеспечивается частичное подобие, которое дает решение задачи с погрешностью, приемлемой для практики. Перед проектированием динамически подобной модели для проведения аэродинамических исследований назначают величины трех основных независимых масштабов: геометрия, плотность воздуха, скорость. Остальные параметры модели сильно зависят от этих назначенных величин. Важным является соблюдение следующих критериев подобия.

Число Рейнольдса определяет соотношение между силами вязкости и силами инерции. Подобие по числу Рейнольдса обеспечивает подобие структуры обтекания натурального сооружения и модели.

$$Re = \frac{V \cdot H}{\nu}, \quad (6.14)$$

Число Re для модельного эксперимента отличается почти на два порядка от натуральных чисел Re , и добиться их равенства нет возможности. Однако, многочисленные экспериментальные исследования

плохообтекаемых тел с острыми кромками показывают [56, 162, 191, 192], что в достаточно широком диапазоне чисел Рейнольдса ($10^4 < Re < 10^7$) их безразмерные аэродинамические характеристики практически не изменяются. Это объясняется фиксированным положением точек отрыва потока на острых кромках плохообтекаемых тел, таким образом обеспечивается так называемая автомодельность по числу Re .

Подобие по числу Струхали обеспечивается соблюдением критерия гомохронности, то есть одновременности протекания нестационарных физических процессов на модели и натурном сооружении [11, 40]. Выполнение этого условия является обязательным при моделировании явлений аэроупругости.

$$Sh = \frac{f \cdot H}{v} \quad (6.15)$$

Критерий Ньютона определяет отношение массы сооружения к присоединенной массе воздуха. Подобие по числу Ньютона обеспечивает подобие по погонной массе натурального сооружения и модели.

$$Nw = \frac{m}{\rho \cdot H^2} \quad (6.16)$$

Критерий Скрутона характеризует подобие демпфирующих свойств натурной конструкции и модели [194, 195]. Данный критерий обеспечивается при равенстве логарифмического декремента затухания свободных колебаний натурального сооружения и его модели.

$$Sc = \frac{2 \cdot m \cdot \delta}{\rho \cdot H^2} \quad (6.17)$$

Секционные динамически подобные модели пролетных строений, изготовленные для исследований, подобны натурным конструкциям по следующим основным параметрам:

- геометрия,
- погонная масса,
- массовый момент инерции,
- логарифмический декремент затухания колебаний,
- первая вертикальная и первая крутильная собственная частота колебаний конструкции,
- соотношение между первой вертикальной и крутильной частотами собственных колебаний $f_v/f_{кр}$.

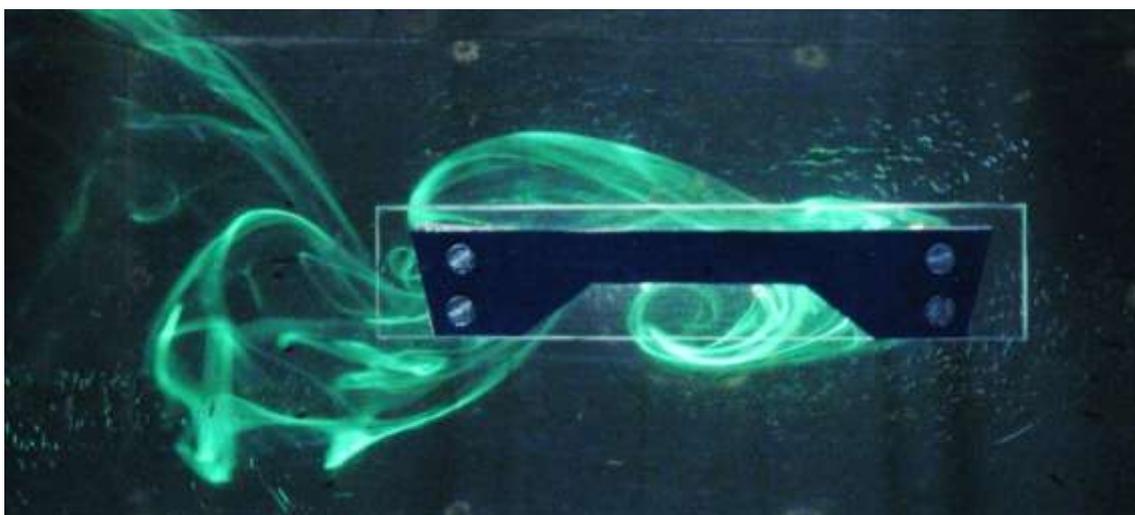
При проектировании таких моделей задаются три независимых коэффициента масштаба (масштаб длины, скорости, плотности воздуха), которые определяются габаритами рабочей части аэродинамической трубы, величиной расчетной скорости ветра на площадке строительства, геометрическими особенностями сооружения и т.д. Остальные масштабные коэффициенты однозначно определяются из заданных коэффициентов. Технология пересчета характеристик натурального сооружения на модель, а также технология проектирования и изготовления динамически подобных моделей не является целью исследования в данной диссертации, поэтому описание данных технологий в диссертации не приводится.

На рисунке 6.23 приводятся результаты визуализации структуры обтекания пролетных строений мостов различных типов (балочный, экстрадозный, вантовый). Несмотря на различия в конструкциях пролетных строений и соотношении ширины моста к высоте его балки жесткости, во всех представленных случаях, при обтекании пролетного строения потоком, образуются отрывные зоны на верхней и нижней поверхностях, которые трансформируются в периодическую вихревую дорожку Кармана. Периодически срывающиеся вихри являются причиной периодической подъемной силы. При увеличении скорости набегающего потока частота

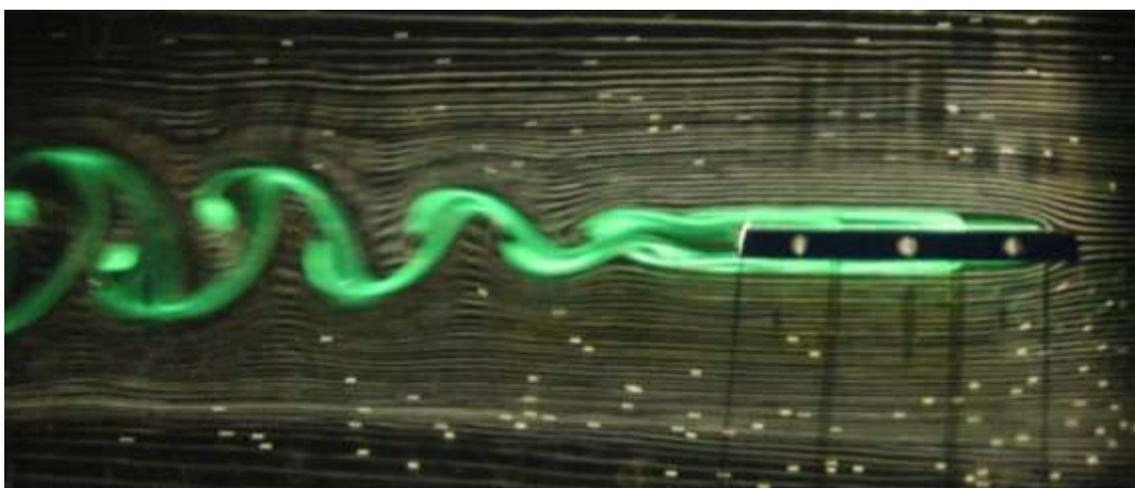
срыва вихрей возрастает и при совпадении с собственной частотой колебаний конструкции вызывает возникновение аэродинамической неустойчивости вихревое возбуждение, которое проявляется в виде колебаний.



а)



б)



в)

*Рисунок 6.23 – Визуализация обтекания пролетного строения мостов:
а) балочный; б) экстрадозный; в) вантовый*

Измерения амплитуды колебаний пролетного строения моста, вызванных вихревым возбуждением, в диапазоне от нулевой до расчетного значения скорости ветра проводятся в аэродинамической трубе на специальном стенде с использованием динамически подобной модели [239]. Результаты исследований аэродинамической устойчивости пролетных строений мостов (балочного, экстрадозного и вантового) в виде зависимостей относительной амплитуды колебаний от натурального значения ветра V_H для различных углов атаки представлены на рисунках 6.24 – 6.26. При исследованиях в диапазоне натуральных скоростей потока от 5 до 55 м/с для экстрадозного и вантового моста зафиксированы два пика возрастания колебаний пролетного строения моста, что является характерным для мостов данных типов. При изменении угла натекания потока численное значение амплитуды колебаний и критическая скорость их возникновения изменялись. Первый из этих экстремумов вызван вихревым возбуждением, второй связан с субгармоническим захватом частоты. Для балочных мостов, как правило, характерно наличие одного пика амплитуды.

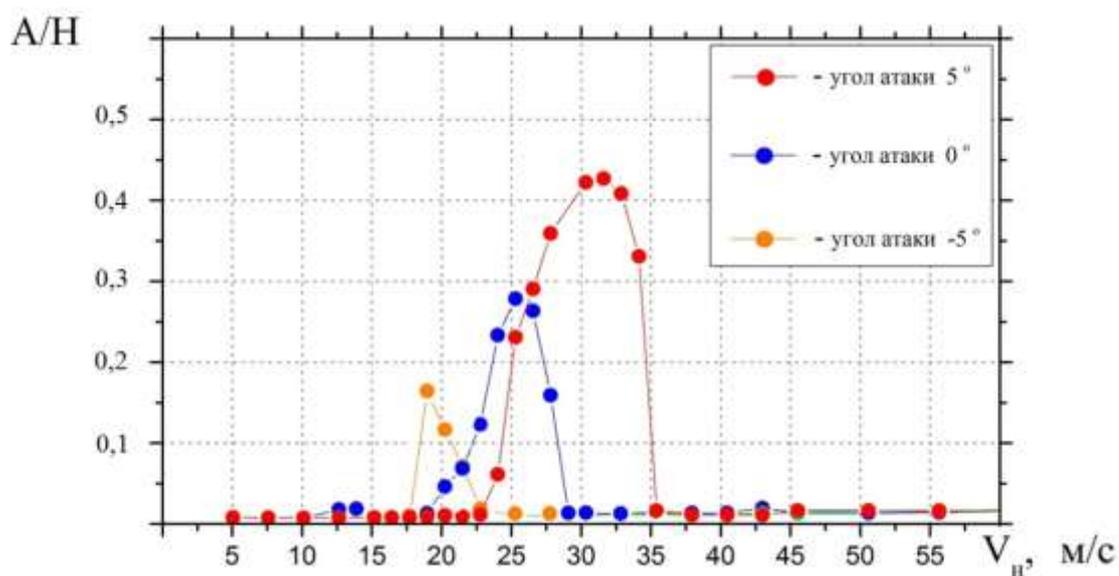


Рисунок 6.24 – Зависимости амплитуды колебаний пролетного строения балочного моста от скорости воздушного потока для различных углов атаки

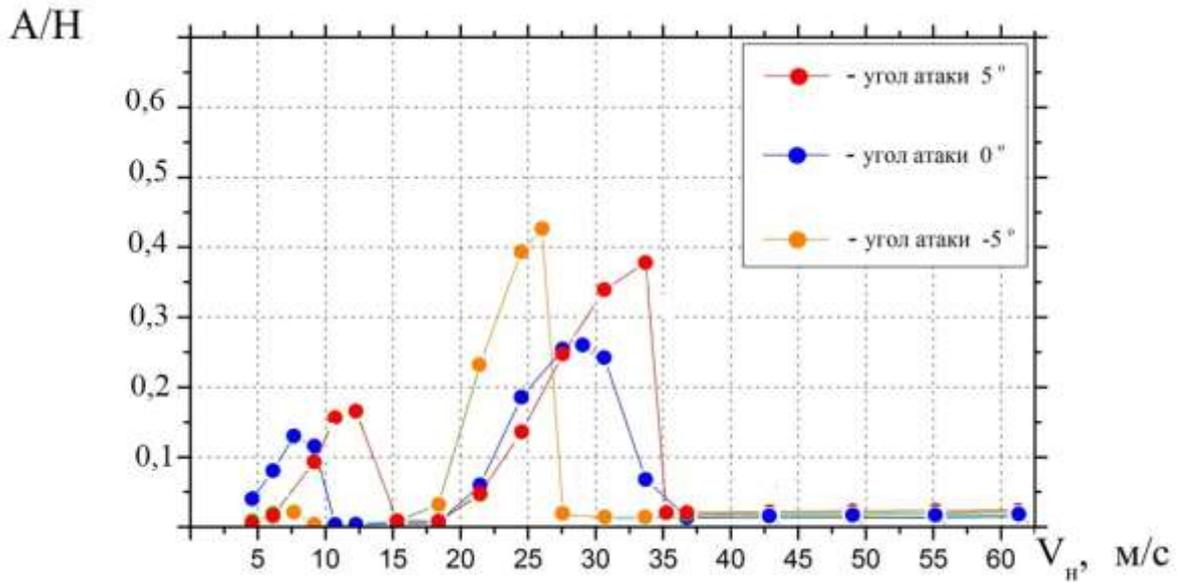


Рисунок 6.25 – Зависимости амплитуды колебаний пролетного строения экстрадозного моста от скорости воздушного потока для различных углов атаки

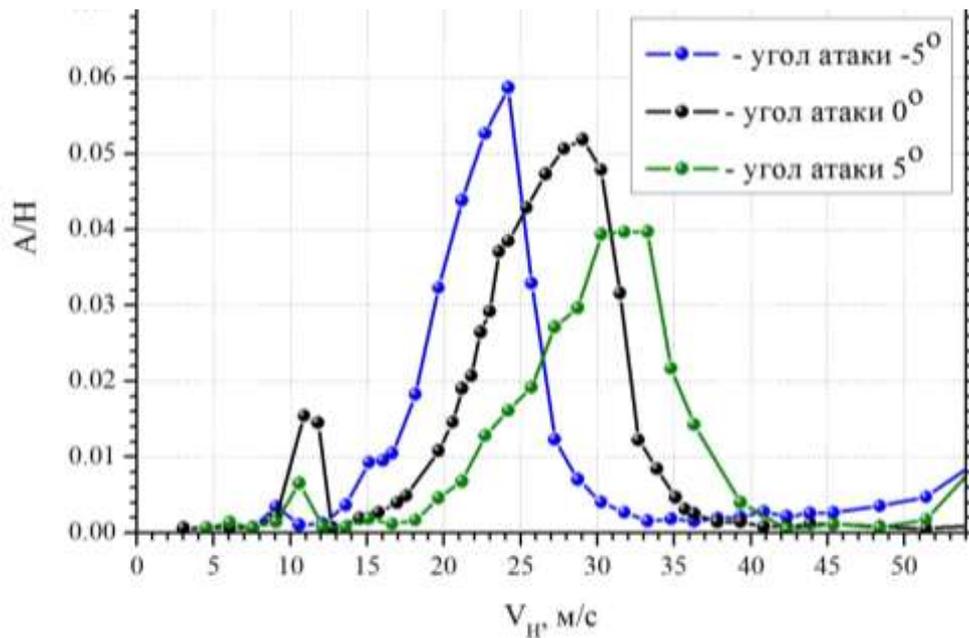


Рисунок 6.26 – Зависимости амплитуды колебаний пролетного строения вантового моста от скорости воздушного потока для различных углов атаки

Необходимо сделать небольшую ремарку и пояснить физическую природу вихревого возбуждения и субгармонического захвата частоты. Скорость, при которой происходит возникновение вихревого возбуждения, называют критической скоростью $V_{кр}$. Следует отметить, что вихревое

возбуждение не возникает внезапно и также внезапно не исчезает, а существует в некотором диапазоне скоростей вблизи $V_{кр}$. Проведенные исследования показывают, что при вихревом возбуждении происходит подстройка аэродинамики внешнего обтекания объекта под его колебания в потоке, то есть происходит «захват частоты». Под этим явлением понимают захват аэродинамической частоты срыва вихрей с обтекаемого тела конструкционной частотой колебания этого тела.

Если построить график изменения аэродинамической частоты срыва вихрей с тела от скорости набегающего потока, то «захват частоты» на графике выглядит в виде «полки», где аэродинамическая частота срыва вихрей остается постоянной, несмотря на изменение скорости набегающего потока, как показано на рисунке 6.27. В случае отсутствия «захвата частоты» из-за вихревого возбуждения на графике будет линейная зависимость аэродинамической частоты срыва вихрей от скорости набегающего потока.

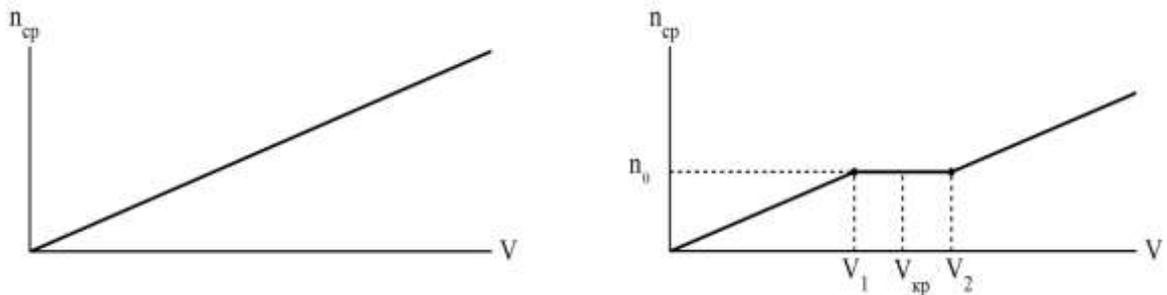


Рисунок 6.27 – Зависимость частоты срыва вихрей Кармана с конструкции от скорости набегающего потока а) отсутствие вихревого возбуждения б) реализация вихревого возбуждения

При исследовании колебаний пролетного строения из-за явления вихревое возбуждения рассматривались различные эксплуатационные ситуации: различные углы натекания потока, наличие и отсутствие транспортного трафика, а также образование снеговых заносов перильных и барьерных ограждений. В частности, для пролетного строения Крымского моста в зимний период эксплуатации возможно образование не только

снежных заносов, но и наледи на перильных и барьерных ограждениях, что приводит к увеличению эффективной высоты балки жесткости, а, следовательно, изменяло аэродинамику моста. На визуализации, показанной на рисунке 6.28 видно, что для случая пролетного строения вантового моста со снеговыми заносами перильных ограждений, структура вихревого следа изменилась, строгая периодическая шахматная структура дорожки Кармана перестроилась в независимый, практически синхронный срыв вихрей с верхней и нижней части модели. Эти изменения картины обтекания отразились и на численных значениях амплитуды колебаний моста. Возросла частота срыва вихрей с пролетного строения и их интенсивность (рисунок 6.29), вызвав для отдельных направлений ветра увеличение критической скорости возникновения колебаний на величину до 30%, при этом увеличив амплитуду колебаний пролетного строения автодорожной арки до опасных значений ≈ 450 мм (рисунок 6.30). Во избежание аварийных ситуаций уровень этих амплитуд необходимо уменьшать.

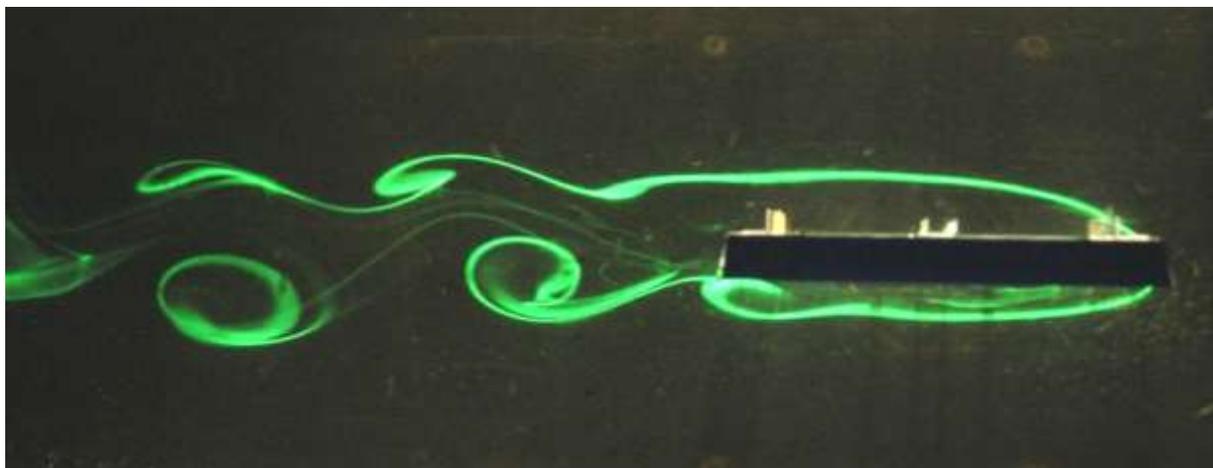


Рисунок 6.28 – Визуализация обтекания пролетного строения с моделированием снеговых заносов

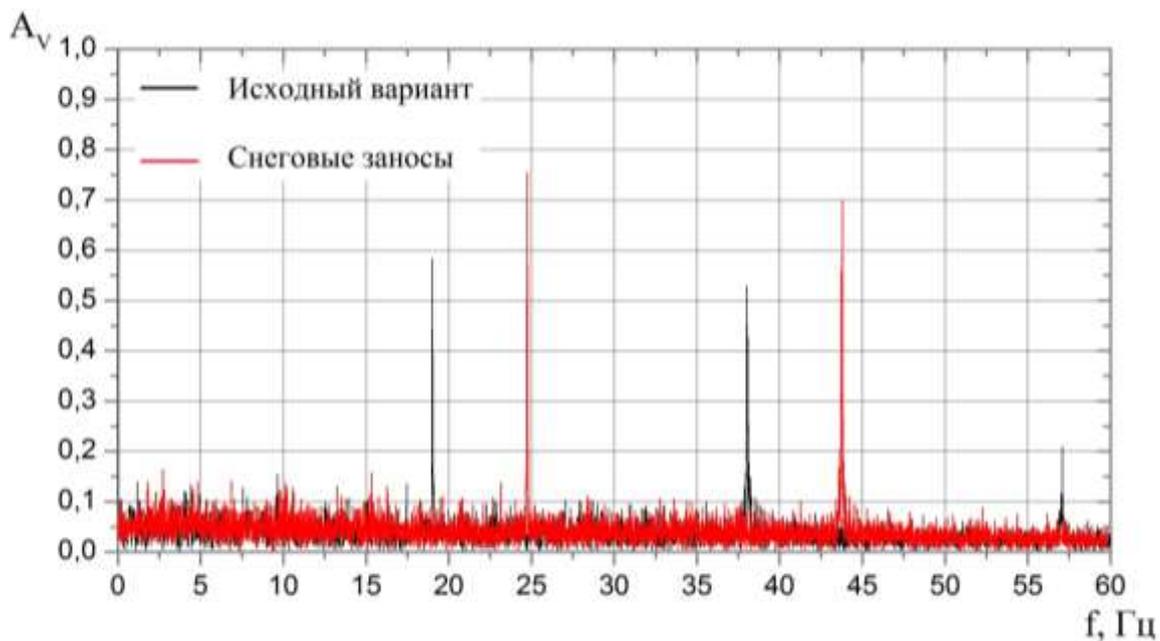


Рисунок 6.29 – Спектр пульсации скорости воздушного потока в следе пролетного строения. Угол атаки 5 градусов

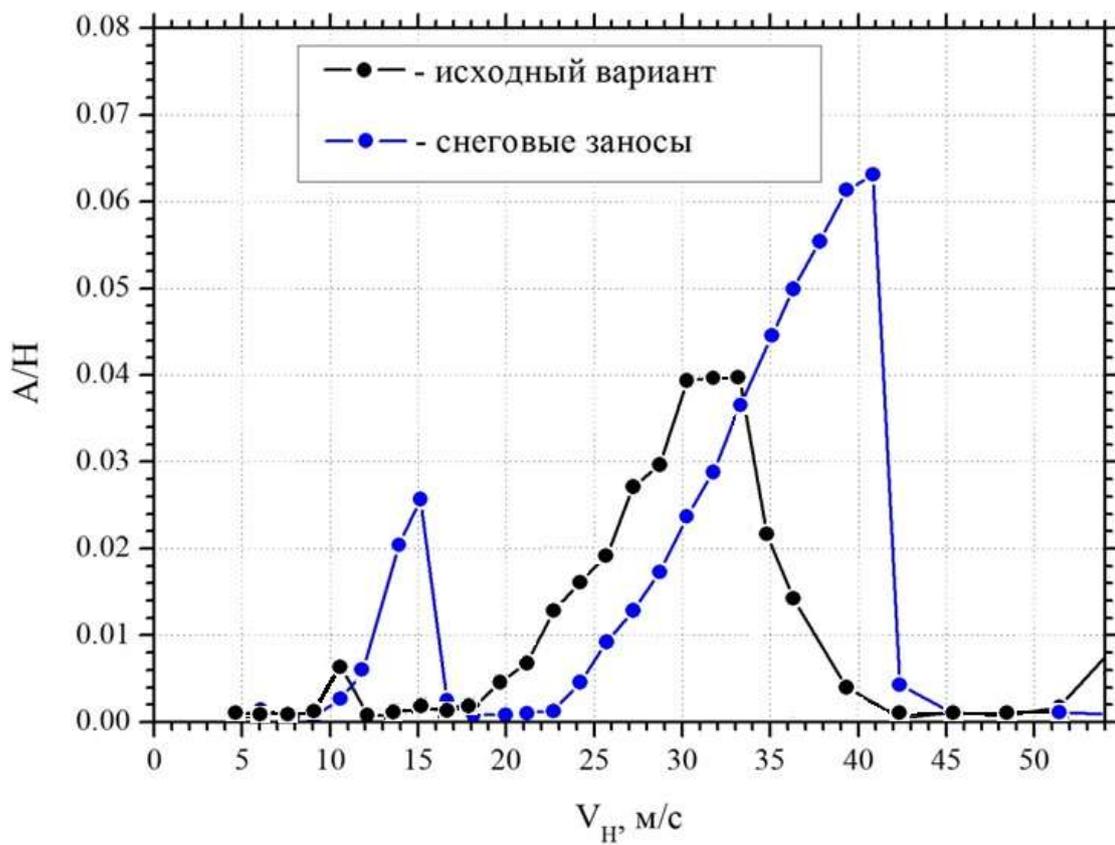


Рисунок 6.30 – Зависимости амплитуды колебаний пролетного строения. Угол атаки 5 градусов

6.3 Разработка и обоснование новых технических решений по пассивным аэродинамическим гасителям колебаний. Пример использования пассивных гасителей для обеспечения аэродинамической устойчивости Крымского моста

Способы уменьшения амплитуды колебаний гибких конструкций. В инженерной практике для уменьшения амплитуды колебаний мостовых конструкций можно выделить три основных подхода:

- повышение жесткости пролетного строения,
- применение активных средств гашения колебаний (различные массовые демпферы),
- применение пассивных аэродинамических средств гашения колебаний (различные обтекатели и дефлекторы).

Каждый из этих подходов имеет свои особенности. Теоретически для того чтобы избавиться от больших колебаний из-за вихревого возбуждения, нужно повысить изгибную жесткость пролетного строения, за счет этого увеличится первая собственная изгибная частота пролета. В этом случае критическая скорость возникновения вихревого возбуждения повысится и сдвинется в более безопасную сторону – с меньшей вероятностью возникновения ветра такой силы. Для типового балочного пролетного строения критическая скорость возникновения вихревого возбуждения находится в диапазоне значений 10 – 20 м/с, при этом она линейно зависит от первой собственной изгибной частоты пролета. Таким образом, чтобы сдвинуть критическую скорость вихревого возбуждения в область маловероятных скоростей натурального ветра $V_{кр} > 35$ м/с, нужно повысить собственную изгибную частоту пролета почти в 3 раза, что мало реализуемо на практике.

Вторым способом гашения колебаний является применение активных массовых демпферов, которые представляют собой бетонные или металлические блоки, размещенные в теле конструкции на упругих элементах. Упругие элементы позволяют массовым блокам совершать

колебания в противофазе с основной конструкцией и тем самым уменьшать амплитуду ее колебаний. Данное решение было применено для борьбы с колебаниями от вихревого возбуждения на волгоградском мосту (см. рисунок 6.31). Три массовых демпфера были установлены в трех центральных пролетах волгоградского моста. Каждый демпфер представлял собой бетонные блоки массой более 20 тонн, закрепленные на пружинах. В состав массовых демпферов входили акселерометры (см. рисунок 6.32 б) с обратной связью. С их помощью измеряется ускорение и оценивается амплитуда и частота колебаний пролетного строения моста. При возникновении колебаний пролетного строения массовый демпфер колеблется с противоположной фазой и тем самым уменьшает амплитуду колебаний пролетов моста.

Применение массовых демпферов имеет большое количество недостатков, которые ставят под вопрос целесообразность их применения для гашения колебаний пролетных строений мостов:

- Массовые демпферы (тем более с обратной связью) превращают мост из конструкции в механизм, который нуждается в постоянном мониторинге за состоянием демпфера и обеспечением его работоспособности.
- Установка массовых демпферов локально увеличивает массу конструкции и требует проектирования дополнительных закладных деталей и усиления конструкции в месте их установки.
- Стоимость изготовления и установки массового демпфера велика. При этом стоимость его обслуживания и периодической замены на всем жизненном цикле моста может увеличиться кратно, поскольку мост проектируется на срок эксплуатации более 100 лет, а массовый демпфер с акселерометрами, входящими в его состав, имеет существенно меньший срок жизни.
- Назначение массового демпфера состоит именно в уменьшении величины амплитуды колебаний, то есть он «борется» со

следствием возникающей аэродинамической неустойчивости, а не с ее причиной.



Рисунок 6.31 – Волгоградский мост, первая очередь строительства



Рисунок 6.32 – Массовые демпферы с обратной связью, установленные внутри пролетных строений

Другим способом борьбы с недопустимыми колебаниями является применение так называемых пассивных аэродинамических гасителей в виде конструктивных элементов, которые перестраивают структуру обтекания пролетного строения и тем самым ликвидируют причину колебаний конструкции. К настоящему времени в результате исследований, проведенных автором, накоплен большой опыт по разработке и подбору под индивидуальные особенности конструкции аэродинамических гасителей в

виде обтекателей, дефлекторов, вихрегенераторов, специального оребрения и т.д. На отдельные решения оформлены Патенты на изобретение и полезную модель [28, 30].

Разработка и обоснование новых технических решений по пассивным гасителям колебаний. Первое из предложенных технических решений в целом относится к области аэродинамики плохообтекаемых конструкций и касается вопроса поперечных колебаний пролетных строений мостов, вызванных ветровым воздействием. Использование данного технического решения позволяет снизить амплитуду колебаний пролетного строения моста, вызванных ветровым воздействием. Снижение колебаний достигается тем, что техническое решение содержит элементы – разрушители периодических вихрей Кармана, которые возникают в аэродинамическом следе над и под пролетным строением моста.

Разрушители вихрей выполнены в виде пластин, имеющих треугольную форму в плане, которые размещены вдоль пролета моста с обеих его сторон. Они установлены горизонтально и заподлицо с верхней и с нижней поверхностями пролетного строения (либо только с нижней поверхностью, рисунок 6.33). При этом треугольные разрушители вихрей прикреплены к торцам пролетного строения своими основаниями, а их вершины ориентированы наружу по обе стороны пролетного строения. Данные разрушители вихрей устанавливаются с шагом от $0,05H$ до $1,5H$, где H – высота балки жесткости пролетного строения моста. Причем угол при вершине разрушителей вихрей находится в пределах $30 - 80$ градусов.

Предлагаемое устройство для снижения поперечных колебаний пролетного строения мостов, вызванных ветровым воздействием, разрушает регулярные структуры вихрей Кармана за счет того, что с каждого разрушителя сходят продольные вихри (рисунок 6.34), оси которых перпендикулярны осям вихрей Кармана. В результате, вихри Кармана полностью разрушаются, теряя свою периодическую регулярную структуру,

а вызванные ими колебания пролетного строения моста исчезают (рисунок 6.35). Актуальность и новизна данного технического решения подтверждена патентом на изобретение. На основе предложенного технического решения может быть разработан гаситель колебания с оптимальными геометрическими характеристиками для конкретной конструкции моста.

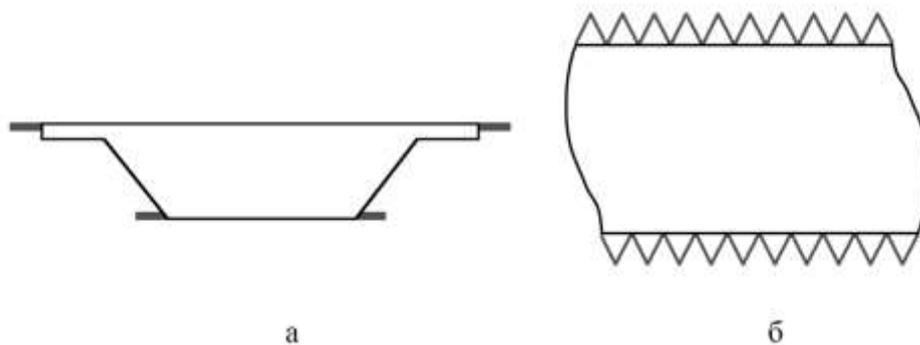


Рисунок 6.33 – Схема расположения разрушителей вихрей на пролетном строении: а) поперечное сечение; б) вид сверху

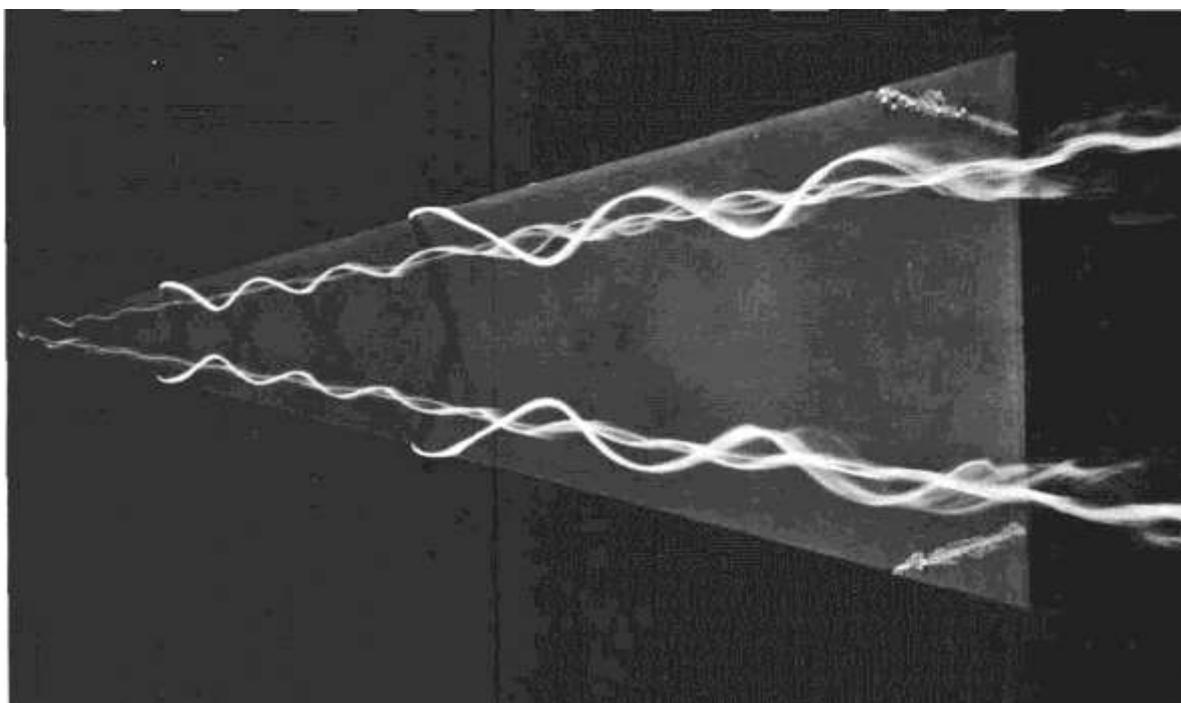


Рисунок 6.34 – Визуализация образования продольных вихрей на треугольной пластине

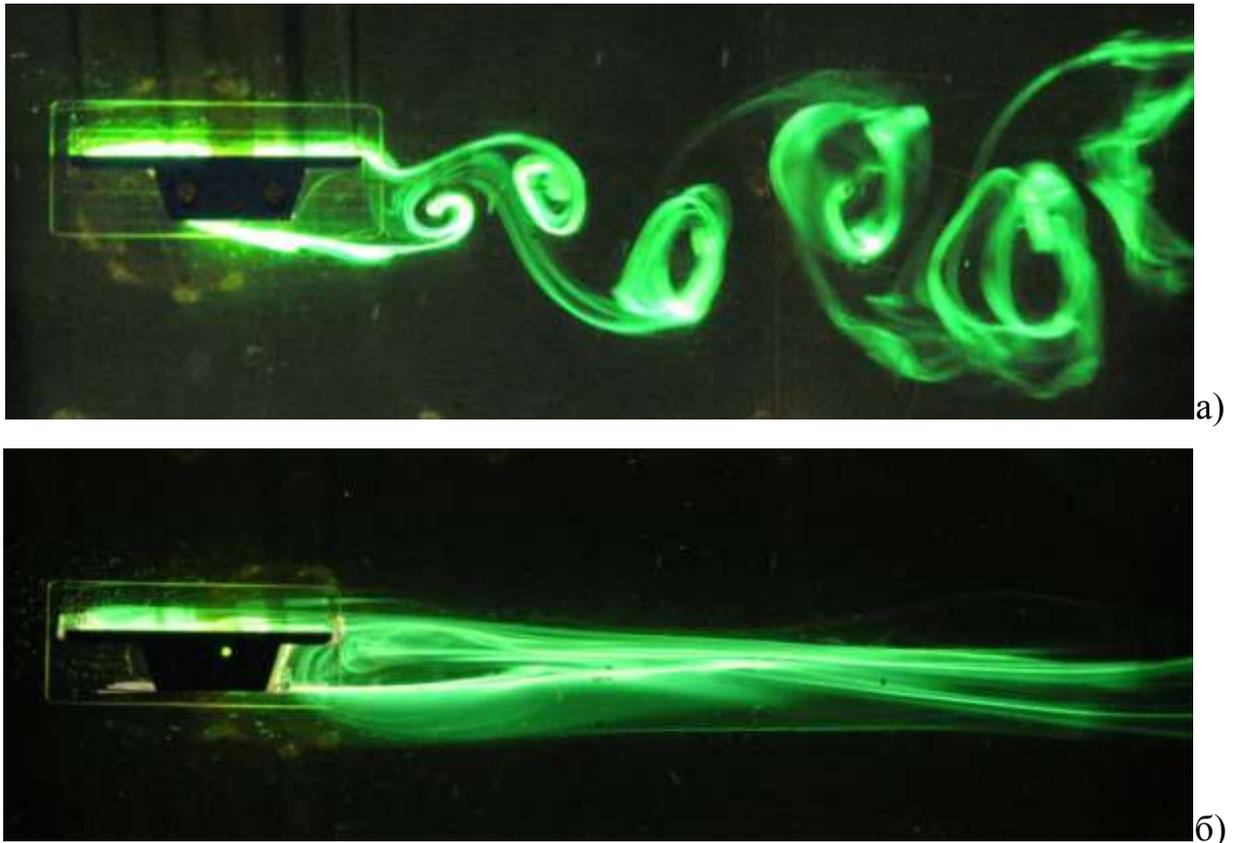


Рисунок 6.35 – Визуализация обтекания пролетного строения моста: а) исходный вариант моста; б) мост с разрушителями вихрей

Второе техническое решение основано на принципе управления отрывом потока с нижней плоскости балки жесткости пролетного строения моста. Известны попытки применения данного принципа для уменьшения колебаний мостов, например в виде конструкции, состоящей из пары направляющих пластин, установленных под нижней частью балки жесткости моста (рисунок 6.36). Пластины установлены под углом друг к другу и служат для направления набегающего воздушного потока под нижнюю часть балки жесткости моста, обеспечивая тем самым изменение режима обтекания конструкции. Недостатком данного решения является невозможность управления параметрами конструкции устройства, вследствие чего ограничивается диапазон скоростей воздушного потока, на которых оно работает эффективно.

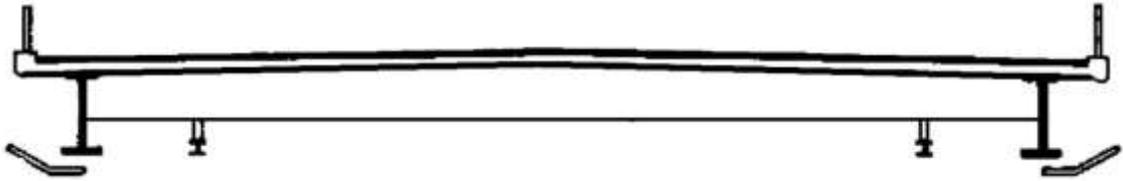


Рисунок 6.36 – Схема расположения направляющих пластин

Автором предлагается устройство для уменьшения колебаний пролетного строения моста, вызванных отрывом потока, которое в отличие от известных устройств позволяет уменьшать колебания во всем диапазоне скоростей ветра. Указанный технический результат достигается тем, что в устройстве для управления отрывом потока с кромки конструкции, с целью уменьшения амплитуды её колебаний, применяются дефлекторы. Дефлекторы выполнены в виде наборов двух пластин, имеющих прямоугольную форму в плане, которые размещены вдоль пролета моста с обеих его сторон. Один набор пластин зафиксирован в горизонтальном положении под нижней поверхностью пролетного строения, а второй набор расположен под углом к горизонтальной плоскости. При этом пластины второго набора шарнирно прикреплены к горизонтальным пластинам и имеют возможность поворачиваться на заданный угол относительно места закрепления. Поворот осуществляется с помощью механического (гидравлического) привода. Угол β между горизонтальными и поворотными пластинами находится в пределах от 0 до 180 градусов, считая от вертикального положения поворотной пластины. Горизонтальные пластины устанавливаются с зазором по вертикали и горизонтали от нижней плоскости пролетного строения моста и расположены симметрично по ширине моста относительно средней плоскости. Горизонтальные пластины крепятся на кронштейнах или выносных балках к нижней поверхности пролетного строения (рисунок 6.37).

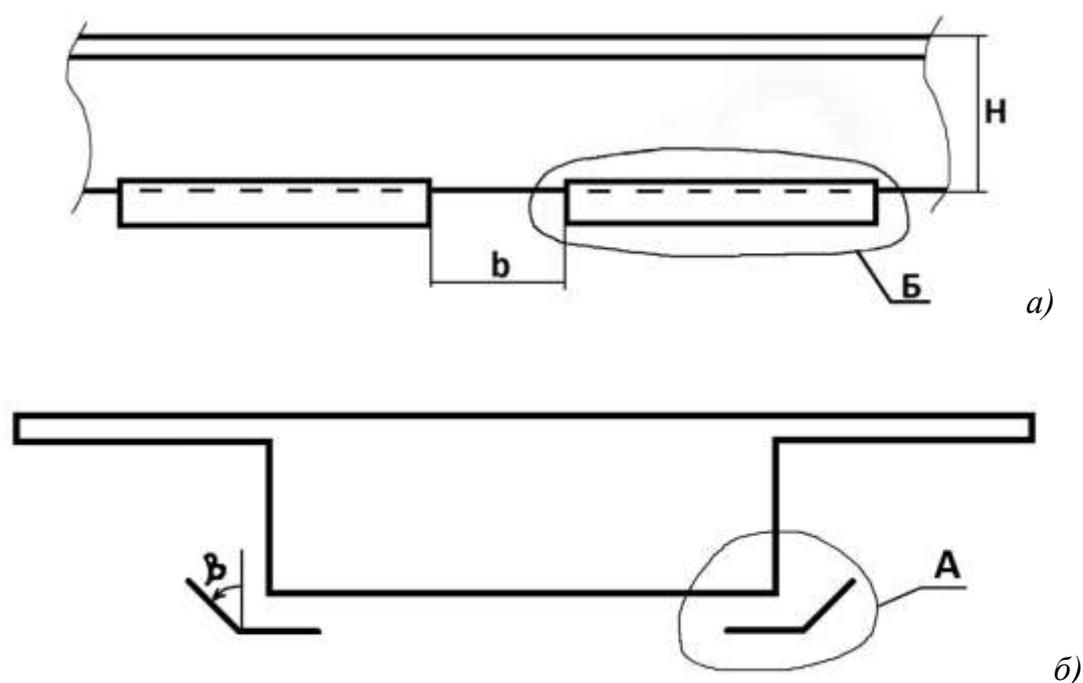


Рисунок 6.37 – Схема расположения deflectоров на балке жесткости пролетного строения: а) вид спереди; б) поперечное сечение

Кроме того вся конструкция устройства в сборе выполнена не на всю длину пролетного строения, а разделена на секции установленные вдоль пролетного строения с интервалом, изменяющимся в диапазоне от $0,1 \cdot H$ до $50 \cdot H$, где H – высота балки жесткости пролетного строения моста. Выполнение устройства в виде отдельных секций позволяет снизить материалоемкость конструкции и повысить его эффективность для снижения уровня колебаний конструкции.

Разделение конструкции устройства на секции, выполненные в виде поворотных прямоугольных пластин, позволяет создать трехмерное обтекание без образования периодических вихрей Кармана. Таким образом, устраняется переменная подъемная сила на пролетном строении, благодаря чему уменьшаются поперечные колебания пролетного строения моста.

Сущность предлагаемого технического решения поясняется схемами, где на рисунке 6.37 приведен общий вид устройства установленного на пролетном строении моста и на рисунке 6.38 – конструктивная схема составных частей устройства.

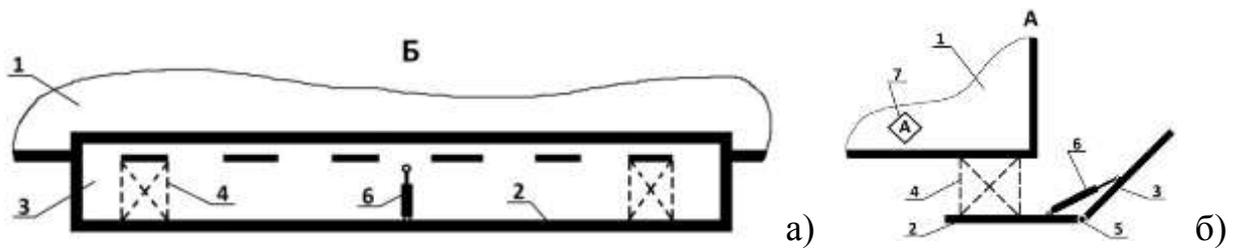


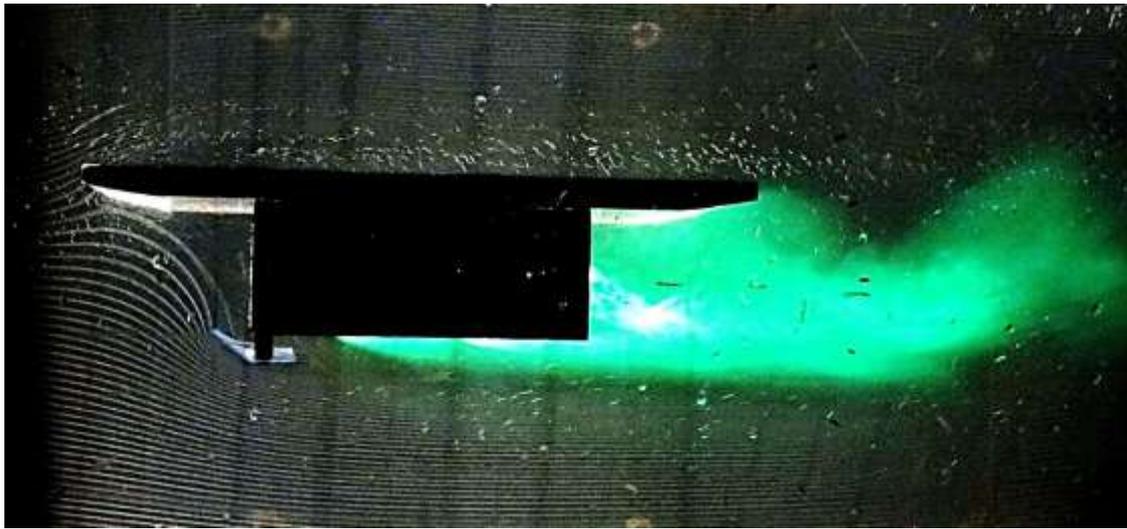
Рисунок 6.38 – Схема крепления дефлекторов:
 а) вид спереди; б) поперечное сечение

Каждая отдельная секция устройства симметрично размещается с обеих сторон пролетного строения моста (1) относительно средней плоскости и состоит из парных пластин (2 и 3), имеющих прямоугольную форму в плане. Вдоль пролетного строения секции устройства размещены друг относительно друга на расстоянии, равном от 0,1 до 50 высоты балки жесткости пролетного строения моста. Каждая секция состоит из горизонтальной (2) и наклонной (3) пластины. Горизонтальная пластина крепится к мосту на кронштейнах (4) ниже уровня нижней поверхности балки жесткости пролетного строения. Наклонная пластина шарнирно (5) связана с горизонтальной пластиной и имеет возможность поворачиваться относительно места закрепления на угол от 0 до 180 градусов, считая от вертикального верхнего положения. Поворот наклонной пластины осуществляется с помощью механического (гидравлического) привода управления наклоном (6). Управление приводом связано с установленным на конструкции пролетного строения датчиком ускорения (7).

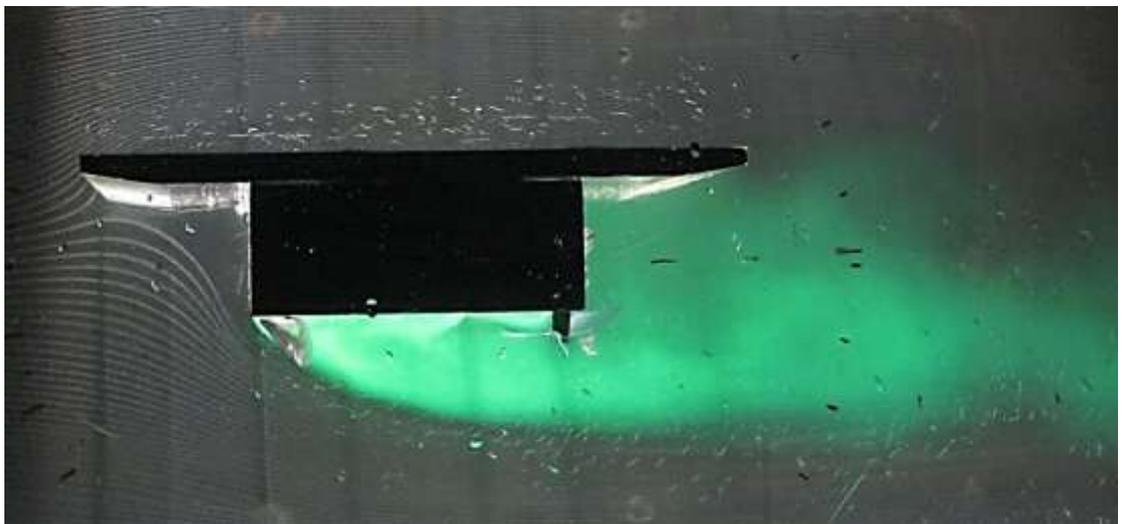
Предлагаемое устройство для управления отрывом потока с кромки конструкции с целью уменьшения амплитуды ее колебаний в стационарном состоянии работает следующим образом. При обтекании воздушным потоком пролетного строения моста без установленных дополнительных устройств на нем возникают переменная, периодическая подъемная аэродинамическая сила в вертикальном (поперечном по отношению к ветру) направлении. Указанная подъемная сила обусловлена периодическим срывом вихрей Кармана с нижней и верхней поверхностями пролетного строения.

Совпадение частоты срыва вихрей Кармана с одной из собственных частот пролетного строения приводит к возникновению аэродинамической неустойчивости и недопустимым колебаниям. Внешний поток воздуха, набегающий на пролетное строение моста с установленным устройством для управления отрывом, сначала натекает на наклонные пластины с наветренной стороны пролетного строения, которые направляют поток по горизонтальным пластинам вдоль нижней поверхности пролета моста. С подветренной стороны поток разворачивается, проходя через зазор между поверхностями балки жесткости пролетного строения и горизонтальной и наклонной пластинами. Таким образом, существенно уменьшается размер и интенсивность отрывной зоны на нижней поверхности пролетного строения, что в свою очередь приводит к значительному уменьшению амплитуды колебаний конструкции под действием ветра (рисунок 6.39).

При эксплуатации моста явления аэродинамической неустойчивости могут возникать при различной скорости и угле натекания на мост воздушного потока. При этом могут реализовываться различные режимы обтекания пролета моста. Обеспечить необходимый режим обтекания моста воздушным потоком можно, изменяя угол поворота наклонных пластин предложенного технического решения. Для этого непосредственно на пролетное строение моста устанавливается акселерометр, связанный с приводом управления углом наклона поворотных пластин. Акселерометр работает непрерывно. На основе его показаний оценивается амплитуда колебаний пролетного строения в процессе его эксплуатации. В случае превышения допустимого уровня колебаний моста от акселерометра поступает сигнал на привод управления углом поворота наклонных пластин. Пластины поворачиваются на заранее определенный в результате модельных исследований для данного моста угол, пока амплитуда колебаний пролета моста не уменьшится до допустимых значений.



a)



б)

*Рисунок 6.39 – Визуализация обтекания пролетного строения моста:
а) исходный вариант моста; б) мост с дефлектором*

Данное техническое решение позволяет спроектировать готовые секции, состоящие из горизонтальных, наклонных пластин и привода управления угла поворота и устанавливать их на любые мостовые конструкции и иные сооружения, имеющие отрыв потока с кромки, как достаточно универсальное средство для управления отрывом потока. Устройство для управления потоком может использоваться как постоянный элемент конструкции существующего моста, так и в качестве временного модуля, позволяющего на стадии монтажа мостового пролета обезопасить его от возможности возникновения аэродинамической неустойчивости. Оригинальность и новизна данного технического решения подтверждена

патентом на полезную модель. На основе предложенного технического решения может быть разработан гаситель колебания с оптимальными геометрическими характеристиками для конкретной конструкции моста.

Другими техническими решениями для уменьшения являются использование обтекателей на балку жесткости пролетного строения, а также использование предложенного автором специального аэродинамического обрешения. Целесообразность применения данных технических решений можно продемонстрировать на примере их использования для уменьшения амплитуд колебаний пролетного строения а/д арки Крымского моста.

Пример использования разработанных пассивных гасителей для обеспечения аэродинамической устойчивости Крымского моста.

Объектом аэродинамических исследований являлись автодорожная и железнодорожная арки через Керчь-Еникальский судоходный канал. Основные характеристики арок следующие:

- Длина арок – 229 м,
- Высота арок – 45 м,
- Подмостовой габарит – 35 м,
- Расстояние между осями арок – 50 м,
- Ширина а/д арки – 29 м, ширина ж/д арки – 22 м.

Главными целями аэродинамических исследований были:

- проверка аэродинамической устойчивости а/д арки моста к явлениям вихревое возбуждение и бафтинг;
- оценка амплитуд колебаний а/д арки моста с учетом различных факторов при эксплуатации моста: угла натекания ветра, наличия снежных заносов, наличия а/д и ж/д трафика и т.д.



Рисунок 6.40 – Общий вид арокных пролетных строений Крымского моста

В качестве метода исследования был выбран физический эксперимент в аэродинамических трубах. Работа проводилась в два этапа, на первом этапе была изготовлена и исследована динамически подобная секционная модель затяжки а/д арки (рисунок 6.41), на втором этапе была изготовлена и исследована динамически подобная модель всей автодорожной арки. На обоих этапах изготавливалась жесткая геометрически подобная модель ж/д арки.

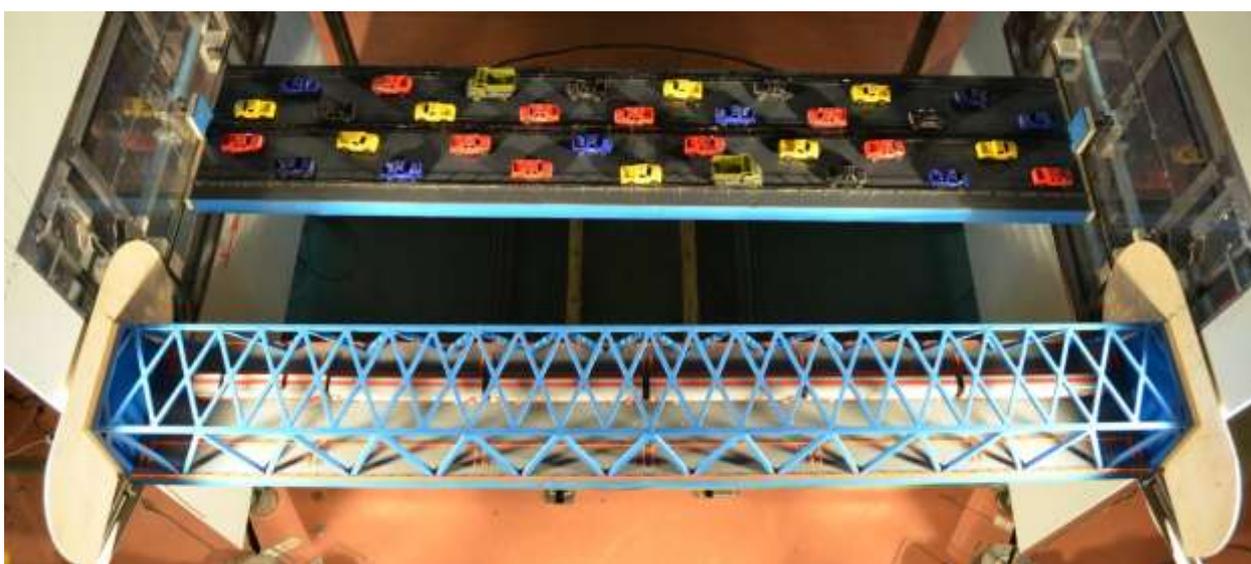


Рисунок 6.41 – Фотография секционных моделей, закрепленных на динамическом стенде в рабочей части аэродинамической трубы

В процессе проведения исследований регистрировались поступательные и угловые перемещения контрольных точек модели автодорожного моста в диапазоне скоростей ветра от нуля до расчётной при различных конфигурациях модели.

Для исследования аэродинамической устойчивости а/д арки Крымского моста проводились комплексные аэродинамические исследования, которые в том числе включали:

- моделирование ламинарного потока,
- моделирование снеговых заносов перильных и барьерных ограждений,
- моделирование автомобильного и железнодорожного трафика,
- моделирование турбулентного потока для наиболее опасных вариантов.

Указанные исследования проходили для основных направлений ветра при его отклонении в вертикальной плоскости на угол $\alpha = \pm 5^\circ, \pm 3^\circ, 0^\circ$. В результате исследований для нескольких случаев эксплуатации моста были обнаружены опасные колебания, амплитуду которых необходимо уменьшать, например рисунок 6.30.

Для устранения опасных колебаний пролетного строения а/д арки Крымского моста проводилась разработка и оптимизация технических решений. В качестве основных вариантов рассматривались средства пассивного аэродинамического гашения колебаний, которые способны качественно изменить структуру обтекания пролетного строения и тем самым устранить причину возникновения аэродинамической неустойчивости.

Исследования аэродинамической устойчивости а/д арки Крымского моста проводились с различными конфигурациями модели в аэродинамической и гидродинамической трубах ФГУП «Крыловский государственный научный центр». Исследования в гидродинамической трубе позволили установить основные особенности структуры обтекания модели

автодорожного моста. Пример визуализации структуры обтекания автодорожного моста с ограждениями при угле набегающего потока 0 градусов приведен на рисунке 6.42. На передней кромке моста образуется отрыв потока. Под нижней поверхностью моста наблюдаются ярко выраженные нестационарные вихри, которые образуются на передней кромке (фиксированная точка отрыва потока) и, не имея фиксированной точки присоединения, распространяются вниз по потоку, увеличиваясь в размере. При других углах атаки и на других конфигурациях модели структура течения также включает в себя отрывные и циркуляционные зоны.

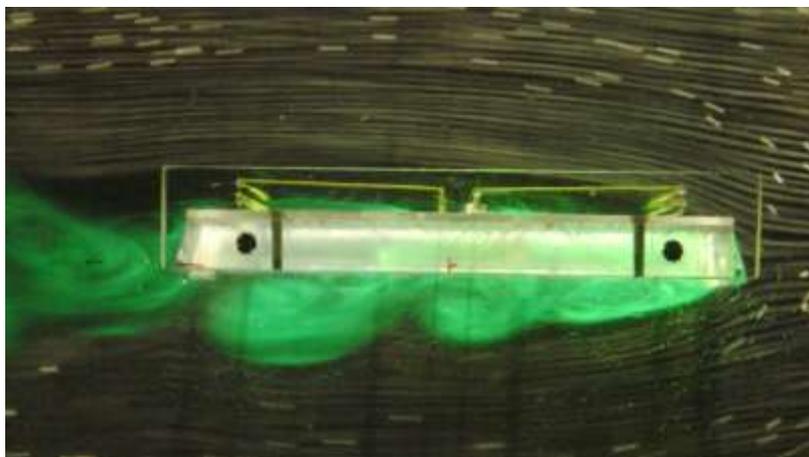


Рисунок 6.42 – Структура обтекания модели пролетного строения а/д арки при наличии перильных ограждений

Одним из способов управления режимом обтекания пролетного строения является применение аэродинамического оребрения нижней плоскости моста. Необходимо отметить, что данное оребрение разрабатывается с целью выполнять лишь аэродинамическую «функцию», но может быть включено в работу и выполнять функцию элементов несущих нагрузку. Аэродинамическое оребрение представляют собой продольные вертикальные прямоугольные пластины, устанавливаемые на нижней поверхности моста между имеющимся поперечным силовым набором, как показано на рисунке 6.43. На натурном мосту ребра могут быть выполнены из листового металла в виде плоской или тонкой пространственной

конструкции. На модели ребра устанавливались в виде пластины толщиной 2 мм. Ребра устанавливались таким образом, чтобы нижняя кромка ребра не выступала за габарит поперечного силового набора автодорожного моста. Рассматривались два варианта установки продольных ребер: в один и в два ряда. Схема установки продольных ребер приведена на рисунке 6.44.

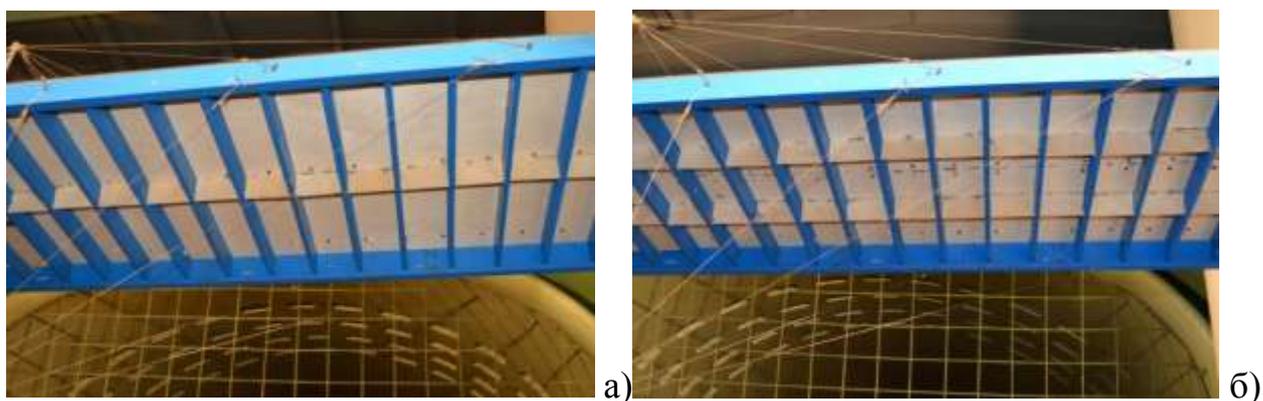


Рисунок 6.43 – Фотографии модели с аэродинамическим оребрением:
а) один ряд ребер б) два ряда ребер

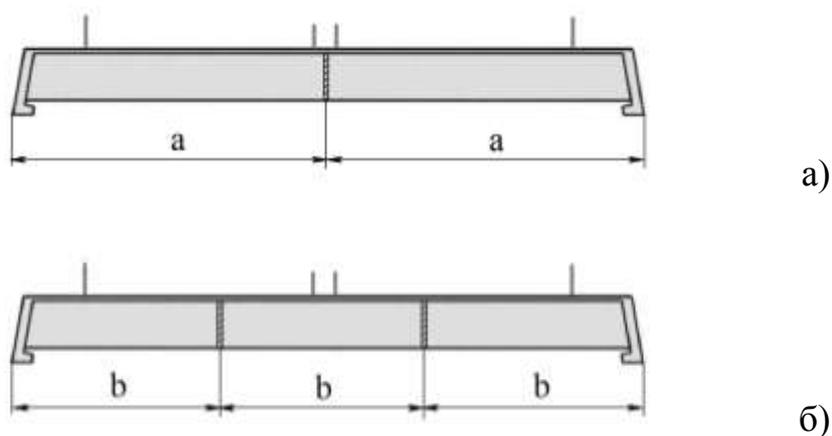


Рисунок 6.44 – Схема расположения аэродинамического оребрения:
а) один ряд ребер б) два ряда ребер

Для приведенных на фото вариантов модели проводились исследования по измерению амплитуды колебаний в зависимости от скорости и направления ветрового потока. Отдельные результаты измерений амплитуды приведены на рисунке 6.45. Анализ результатов исследований и

сравнение амплитуд колебаний модели моста с аэродинамическим оребрением в один и два ряда показали следующее:

– значения амплитуды колебаний пролета с одиночными и двойными ребрами на углах плюс 5, минус 3 и минус 5 градусов близки. Амплитуды колебаний уменьшаются примерно на 50 % по отношению к исходному варианту пролетного строения и возникают на тех же критических скоростях потока;

– на остальных углах двойное аэродинамическое оребрение имеет однозначное преимущество по сравнению с одиночным. За счет применения оребрения в два ряда для углов атаки 0 и 3 градуса удается снизить амплитуду колебаний до 90 % по отношению к исходному варианту пролетного строения.

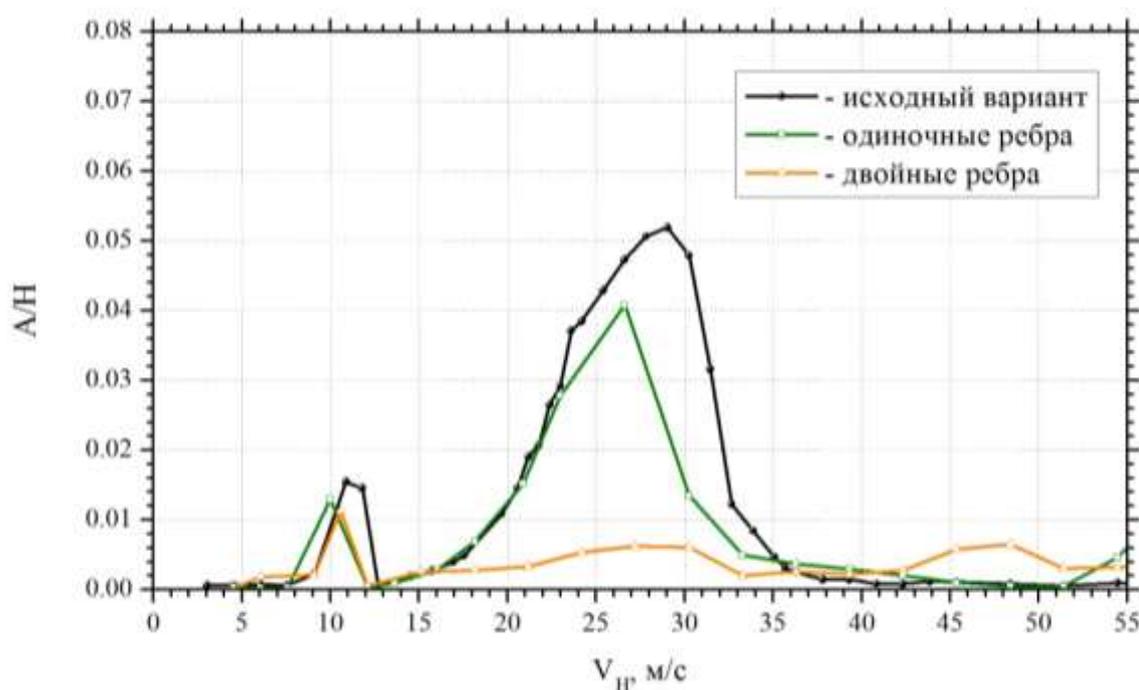
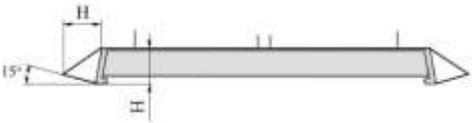
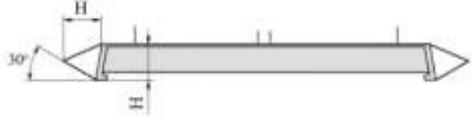
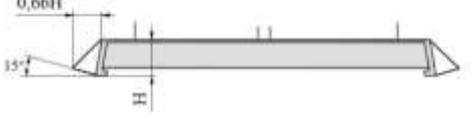


Рисунок 6.45 – Амплитуда колебаний пролетного строения a/d арки с аэродинамическим оребрением. Угол атаки 0 градусов

Помимо оребрения в целях исключения отрывных течений при выполнении работы были рассмотрены три варианта обтекателей на балке жесткости пролетного строения. Были изготовлены три варианта обтекателей, имеющих форму треугольной призмы и устанавливаемых на

балку жесткости модели пролетного строения с обеих сторон. Прилегающая грань обтекателя полностью совпадает с боковой поверхностью балки жесткости моста. Схемы устанавливаемых обтекателей приведены в таблице 6.1.

Таблица 6.1 – Конфигурации модели обтекателя для аэродинамических исследований

Схема конфигурации	Габариты обтекателя			Название конфигурации
	Угол наклона нижней грани, градус	Высота	Ширина	
	15	H	H	Вариант-1
	30	H	H	Вариант-2
	15	H	0,66H	Вариант-3

Для приведенных в таблице моделей проводились исследования по измерению амплитуды колебаний в зависимости от скорости и направления ветрового потока. Отдельные результаты измерений амплитуды приведены на рисунках 6.46 и 6.47.

Анализ результатов исследований пролетного строения с различными вариантами обтекателей в сравнении с исходным вариантом показал следующее:

– использование обтекателя вариант-1 приводит к существенному снижению колебаний для всех характерных направлений ветра,

– применение обтекателя вариант-2 нецелесообразно, поскольку на углах атаки минус 3, 0 и 3 градуса он практически не оказывает влияния на величину амплитуды колебания.

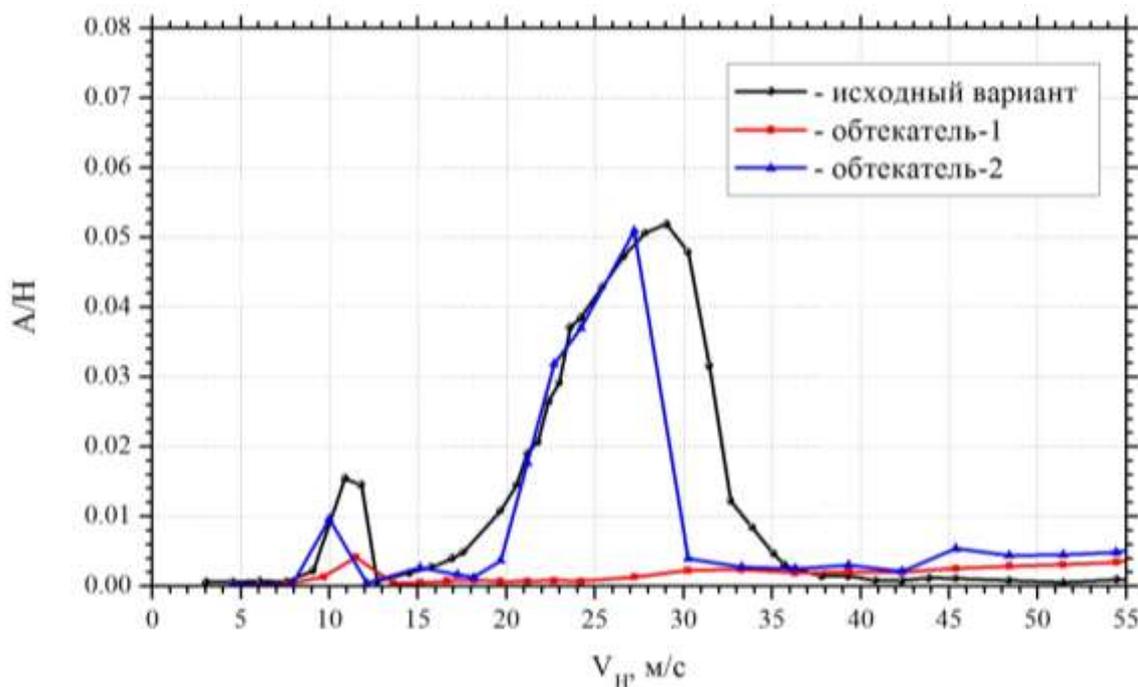


Рисунок 6.46 – Влияние угла излома обтекателя на амплитуду колебаний пролетного строения. Угол атаки 0 градусов

С целью уменьшения металлоемкости обтекателей был рассмотрен третий вариант укороченного обтекателя. Анализ результатов исследований модели, оснащенной укороченным обтекателем, показал следующее:

– применение обтекателя вариант-3 привело к уменьшению амплитуды колебаний по сравнению с вариантом-1 только на угле атаки минус 5 градусов, но при этом пиковые значения амплитуды колебаний сдвигаются в опасную зону меньших критических скоростей потока,

– на большинстве углов атаки обтекатель вариант-1 эффективнее снижает амплитуду колебаний по сравнению с вариантом-3.

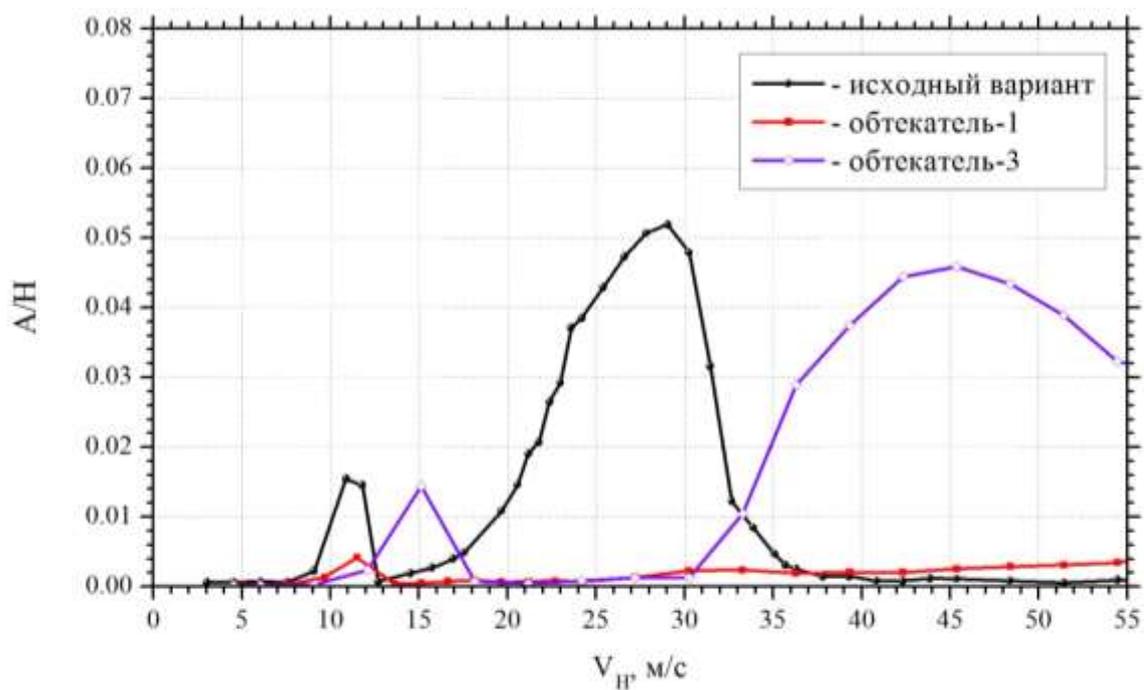


Рисунок 6.47 – Сравнение эффективности вариантов обтекателей. Угол атаки 0 градусов

На окончательное решение по выбору конкретной конструкции пассивного аэродинамического гасителя влияли следующие требования Генерального проектировщика Крымского моста:

- аэродинамическая эффективность гасителя,
- небольшая погонная масса,
- простота изготовления,
- простота монтажа,
- отсутствие необходимости обслуживания во время эксплуатации.



Рисунок 6.48 – Установка обтекателей, разработанных в Крыловском центре, на автодорожную арку Крымского моста



Рисунок 6.49 – Автодорожная арка Крымского моста с аэродинамическими обтекателями

Выводы из Главы-6

1. С использованием разработанной автором ландшафтной аэродинамической трубы впервые решена задача по определению ветровой нагрузки на крупногабаритные элементы моста в процессе их морской транспортировки до фарватерных опор.

2. Определены зависимости безразмерных аэродинамических коэффициентов транспортируемых арок Крымского моста от угла дрейфа, которые учитывают физические особенности воздействия морского ПСА, что в свою очередь позволило:

- Определить мощность и схемы построения буксирных ордеров, необходимых для безопасной транспортировки арок до фарватерных опор;
- Выявить ограничения по скорости ветра. Во время выполнения транспортной операции во избежание аварии скорость ветра не должна превышать 10 м/с. На основе данной рекомендации выбиралось погодного окно для начала операции по транспортировке арок. Это позволило успешно осуществить морскую транспортировку обеих арок.

3. Подробно изучено влияние вихревых структур, возникающих при обтекании пролетного строения морского моста, на параметры, характеризующие процессы возникновения и развития аэродинамической неустойчивости моста для различных режимов его эксплуатации.

4. Показана трансформация структуры обтекания при изменении эффективной высоты балки жесткости пролетного строения, как одного из определяющих параметров процесса, а также взаимосвязь структуры течения с критической скоростью возникновения явления аэродинамической неустойчивости типа вихревое возбуждение.

5. На основе изученной взаимосвязи вихревых структур, возникающих при обтекании пролетного строения моста, с параметрами,

характеризующими процесс аэродинамической неустойчивости, предложены новые технические решения для уменьшения амплитуды колебаний. Разработаны конструкции различных пассивных гасителей, уменьшающих колебания, вызванные аэроупругой неустойчивостью, а также способствующих снижению знакопеременных ветровых нагрузок. Новизна и оригинальность решений подтверждена патентами.

6. В качестве апробации и внедрения разработанных технических решений в виде обтекателей и аэродинамического оребрения приведены результаты исследований эффективности применения аэродинамических гасителей на автодорожной арке Крымского моста:

- За счет применения одиночного аэродинамического оребрения можно снизить максимальную амплитуду колебаний, возникающих из-за явления вихревое возбуждение на величину до 50 %.
- За счет применения двойного аэродинамического оребрения или обтекателя можно снизить максимальную амплитуду колебаний, возникающих из-за явления вихревое возбуждение на величину до 90 %.

7. Предложенное автором техническое решение в виде обтекателя, которое удовлетворило требованиям Генерального проектировщика по аэродинамической эффективности, погонной массе, простоте монтажа и отсутствию необходимости обслуживания, установлено на автодорожной арке Крымского моста и позволило снять все ограничения на использование моста, связанные со скоростью ветра.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполнения работы получены следующие основные результаты:

1. Разработаны и обоснованы требования к параметрам ландшафтной аэродинамической трубы, с помощью которой возможно проводить исследования ветрового воздействия на суда и сооружения с использованием крупномасштабных моделей и учетом ПСА.

2. Создана первая в России ландшафтная аэродинамическая труба, технические параметры которой обеспечивают выполнение исследований в области аэродинамики для широкого класса объектов судостроительной, градостроительной и мостостроительной отраслей.

3. Разработана технология моделирования основных характеристик ПСА в рабочей части ландшафтной аэродинамической трубы, основанная на принципах совместного моделирования по толщине пограничного слоя за счет использования элементов дискретной шероховатости и трапециевидных вихрегенераторов.

4. На основе проведенных исследований 25 судов составлена новая база данных аэродинамических характеристик, которые учитывают физические особенности процесса взаимодействия ПСА с надводной частью судна. Предложены новые алгоритмы и соотношения для аналитической аппроксимации экспериментальных аэродинамических характеристик судов.

5. На основе предложенных алгоритмов аналитической аппроксимации и новой базы данных с применением методов регрессионного анализа разработана математическая модель и реализована в виде программы ЭВМ, которая позволяет получать априорные значения безразмерных аэродинамических коэффициентов судна с учетом ПСА. Проведенная верификация позволяет сделать вывод об удовлетворительном согласовании результатов с данными экспериментальных исследований, достаточном для их использования на ранних стадиях проектирования судов.

6. Впервые экспериментально исследовано влияние ПСА на структуру потока над взлетно-посадочной площадкой судна. В результате исследований установлено уменьшение интенсивности и геометрических размеров отрывных и рециркуляционных зон вблизи взлетно-посадочной площадки для всех основных направлений ветра. Показано, что учет влияния ПСА позволяет снизить ограничения на использование вертолетной техники на судне для всех основных направлений ветрового потока.

7. Предложен и апробирован метод оценки ветровой нагрузки на пришвартованные суда и объекты прибрежной инфраструктуры, расположенные в районах с развитым рельефом местности. В отличие от существующих способов оценки, приведенных в руководящих документах, рассматривается не среднее, а эффективное значение компонент вектора скорости ветра. Предложенный подход позволяет при определении ветровой нагрузки учесть пространственно-временную неоднородность поля скорости, созданную сложным рельефом местности, а также получить ее пульсационное значение для использования в расчетных моделях.

8. На основе изученной взаимосвязи вихревых структур, возникающих при обтекании пролетного строения морского моста с параметрами, характеризующими процесс аэродинамической неустойчивости, предложены новые технические решения, на основе которых разработаны конструкции различных аэродинамических гасителей, уменьшающих колебания, вызванные аэроупругой неустойчивостью, а также способствующих снижению знакопеременных ветровых нагрузок. Новизна и оригинальность решений подтверждена патентами.

9. Результаты диссертационной работы получили широкое внедрение и использованы при проектировании 48 судов и сооружений различных типов. Разработанная ландшафтная аэродинамическая труба и технология моделирования основных характеристик ПСА внедрены и используются в ФГУП «Крыловский государственный научный центр» для проведения научных исследований.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

Re – число Рейнольдса;

Sc – число Скруттона;

Nw – число Ньютона;

Sh – число Струхаля;

Ro – число Россби;

Nu – число Нуссельта;

α – угол атаки;

β – угол дрейфа;

C_x – аэродинамический коэффициент продольной силы;

C_y – аэродинамический коэффициент поперечной силы;

C_{mx} – аэродинамический коэффициент момента крена;

C_{mz} – аэродинамический коэффициент момента рысканья.

Список сокращений:

АДХ – аэродинамические характеристики;

ПСА – пограничный слой атмосферы;

ВПП – взлетно-посадочная площадка для вертолетной техники;

ЛАТ – ландшафтная аэродинамическая труба;

БАДТ – большая аэродинамическая труба ФГУП «Крыловский государственный научный центр»;

ГосНИИ ГА – ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации»;

СП – свод правил.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Борисенко М.М. Распределение ветра в нижнем 200–метровом слое атмосферы над городом // Тр. гл. геофиз. обсерватории. – Л., 1977. – Вып. 368. – 151 с.
2. Борисенко М.М., Заварина М.В. Вертикальные профили скоростей ветра по измерениям на высотных мачтах // Тр. гл. геофиз. обсерватории. – Л., 1967. – Вып. 210. – С. 11–20.
3. Брэдшоу П. Введение в турбулентность и ее измерение / Пер. с англ. под ред. Г.С. Глушко. – М., 1974. – 278 с.
4. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.:Наука – 1972
5. Вельтищев Н.Ф., Степаненко В.М. Мезометеорологические процессы / М.: Географический факультет МГУ. – 2007. – 126 с.
6. Гавриков А.В., Иванов А.Ю. Аномально сильная бора на Черном море: наблюдение из космоса и численное моделирование // Известия РАН. Физика атмосферы и океана. – 2015. – том 51. – № 5. – с. 615-626.
7. Горлин С. . Экспериментальная аэромеханика – М.: Высшая школа, 1970. – 423 с.
8. Горлин С.М. Влияние начальной турбулентности на обтекание тел и их аэродинамические характеристики // Науч. тр. Ин–та механики МГУ. – М., 1970. – № 1. – С. 34–45.
9. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения (методы и приборы). – М., 1964. – 720 с.
10. Григоров М.Ю., Егорова Т.Б., Зайцев В.Н., Зеленский Б.М., Тюшкевич В.В. Метод построения регрессионных математических моделей аэродинамических характеристик судов // Труды Крыловского центра. – 2017. – Т. 1, № 375. – сс. 99–106
11. Девнин С.И. Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций. – Л.: Судостроение, 1983. – 331 с.

12. Ден–Гартог Дж.П. Механические колебания. – М., 1960.
13. Динамический расчет сооружений на специальные воздействия: Справ. проектировщика / Под ред. Б.Г. Коренева, И.М. Рабиновича. – М.: Стройиздат, 1981
14. Загора А.Л., Казакевич М.И. Гашение колебаний мостовых конструкций. – М.: Транспорт, 1983 – 132 с.
15. Зилитинкевич С.С. Динамика пограничного слоя атмосферы. – Л., 1970 – 291 с.
16. Зражевский И.М. Исследование структуры воздушного потока над неоднородностями подстилающей поверхности: Автореф. дис. канд. ф.-м. наук. – Л., 1973. – 20 с.
17. Казакевич М.И. Аэродинамика мостов. – М.: Транспорт, 1987. – 240 с.
18. Казакевич М.И. Аэродинамика инженерных сооружений, Москва, 2014, 168 с.
19. Казакевич М.И. Аэродинамические способы гашения колебаний плохообтекаемых тел в ветровом потоке // Строит. механика и расчет сооружений. – М., 1974. – № 6. – С. 66–70.
20. Корнилов В.И., Бойко А.В. Моделирование толстого турбулентного пограничного слоя с помощью поперечных струй // Вестник Новосибирского государственного университета: Физика –2013. – 8(1) – сс. 78-91
21. Лайхтман Д.Л. Физика пограничного слоя атмосферы. – Л., 1970. – 342 с.
22. Лебедев В.Г. Алгоритм определения собственных частот и декрементов колебаний по результатам измерений // Сб. докл. III симп. “Колебания упругих конструкций с жидкостью”. – М.: ЦНТИ Волна, 1976. – С. 250–255
23. Монин А.С., Яглом А.М. Статистическая гидромеханика. М.:Наука. – 1965. – 641 с.

24. НД №2-020201-015: Правила классификации, постройки и оборудования плавучих буровых установок и морских стационарных платформ. – СПб, 2018. – 461 с.

25. НД №2-020201-102: Правила классификации и постройки судов внутреннего плавания. – СПб, 2017. – 464 с.

26. НД №2-090601-006: Правила разработки и проведения морских операций. – СПб, 2017. – 166 с.

27. Пат. 2650429 Российская Федерация, МПК G01M9/04. Устройство для формирования градиента скорости воздушного потока / Соловьев С.Ю., Соколов В.В., Новиков А.Н.; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие "Крыловский государственный научный центр". – № 2017102138; заявл. 23.01.17; опубл. 13.04.18, Бюл. № 11.

28. Пат. 177392 Российская Федерация, МПК E01D1/00, E01D19/00. Устройство для уменьшения колебаний мостовой конструкции, вызванных ветром / Соловьев С.Ю., Гузеев А.С., Соколов В.В., Новиков А.Н.; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие "Крыловский государственный научный центр". – № 2017127393; заявл. 31.07.17; опубл. 20.02.18, Бюл. № 5.

29. Пат. 180016 Российская Федерация, МПК E01D11/00, G01M9/00. Устройство для моделирования характеристик натуральных вант в упругоподобных моделях мостов / Соловьев С.Ю., Соколов В.В., Корнилов Д.В., Можайский С.А.; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие "Крыловский государственный научный центр". – № 2017146894; заявл. 28.12.17; опубл. 30.05.18, Бюл. № 16.

30. Пат. 2500852 Российская Федерация, МПК E01D1/00. Устройство для снижения поперечных колебаний пролетного строения мостов, вызванных ветровым воздействием / Соловьев С.Ю., Гузеев А.С., Короткин А.И., Пашин В.М., Пустошный А.В., Роговой Ю.А.; заявитель и патентообладатель

Федеральное государственное унитарное предприятие "Крыловский государственный научный центр". – № 2011141140; заявл. 11.10.11; опубл. 10.12.13, Бюл. №1.

31. Пашин В. М., Апполонов Е. М., Поляков Ю. Н., Ганин С. М., Кайтанов Ю. С., Лобачев М. П., Сергеев В. В. Комплексная оценка размещения портовой инфраструктуры на примере порта для отгрузки сжиженного природного газа в Териберской губе // Труды Крыловского государственного научного центра, 2012. С. 5–28.

32. Повх И.Л. Аэродинамический эксперимент в машиностроении – М.: Машиностроение. 1974. – 480 с.

33. Потапкин А.А. Вопросы исследования аэродинамической устойчивости мостов на моделях // Исследования современных конструкций стальных мостов. – М.: Транспорт, 1975. – С. 38–43.

34. Пустошный А.В. Проблемы ходкости транспортных судов. – СПб: Крыловский гос. научный центр, 2016. – 142 с.

35. Пэнкхерст Р., Холдер Д., Техника эксперимента в аэродинамических трубах/ под ред. Попова С.Г. Перевод с английского – М.: Иностранная литература, 1955. – 668 с

36. Репик Е.У., Соседко Ю.П. Управление уровнем турбулентности потока. – М.: Изд-во Физ-мат. лит. – 2002. – 244 с.

37. Реттер Э.И. Архитектурно-строительная аэродинамика. – М., 1984. – 294 с.,

38. Реттер Э.И. Ветровая нагрузка на сооружения. – М.; Л., 1936. – 214 с.

39. Руководство по расчету зданий и сооружений на действие ветра – М.: Стройиздат, 1978.

40. Рябинин А.Н. Некоторые задачи аэродинамики плохообтекаемых тел. – СПб., 1997. – 142 с.

41. Рябинин А.Н. О моделировании обтекания городской застройки в аэродинамической трубе // Вестн. ЛГУ. Сер. математика, механика, астрономия. – Л., 1985. – Вып. 30 – № 15. – С. 107–110.

42. Саленко С.Д., Кураев А.А. Влияние профиля скорости набегающего потока на аэродинамику призматических тел // Динамика многофазных сред: (Соврем. проблемы и мат. методы теории фильтрации: Материалы Всесоюз. семинара). – Новосибирск, 1985. – С. 224–231.
43. Саленко С.Д., Кураев А.А. Методика моделирования в аэродинамической трубе распределения скоростей приземного пограничного слоя // Изв. СО АН СССР. Сер. Техн. – Новосибирск, 1985. – № 16 (409), Вып. 3. – С. 110–114.
44. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике. – М.: Наука, 1972
45. Серебровский Ф.Л. Основы теории аэрации городов // Сб. тр. / Челяб. политехн. ин-т. – Челябинск, 1972. – № 109. – С. 137–145
46. Симиу Э., Сканлан Р. Воздействие ветра на здания и сооружения. – М.: Стройиздат, 1984. – 360 с.
47. Соловьев С.Ю., Храпунов Е.Ф. Моделирование энергетических характеристик пограничного слоя атмосферы // Вестник СПбГУ. Математика. Механика. Астрономия. 2018. Т. 5 (63). Вып.4 С. 689-700.
48. Соловьев С.Ю. Аэродинамическая устойчивость большепролетных мостов // Транспорт Российской Федерации. 2016. №5(66). С. 38-41.
49. Соловьев С.Ю. Определение ветровой нагрузки на сооружения с использованием руководящих документов и физического эксперимента // Международный журнал по расчету гражданских и строительных конструкций. – 2019.
50. Соловьев С.Ю. Ландшафтная аэродинамическая труба: технические особенности // Труды Крыловского государственного научного центра. – 2019. – 2(388). – сс. 85-94.
51. Соловьев С.Ю., Гузеев А.С., Короткин А.И. Об одном из методов определения числа Струхала при обтекании контуров с фиксированными точками отрыва потока // Морской вестник. – 2012. – № 2. – сс. 97-100.

52. Соловьев С.Ю., Воробьев А.В., Гузеев А.С. Распространение вихревых систем, возникающих на корпусе судна и его элементах // Морской вестник – 2011. – 4(40). – сс. 82-85.

53. Соловьев С.Ю. Влияние пограничного слоя атмосферы на поле скоростей над взлетно-посадочной площадкой схематизированного судна // Труды конференции «Научно-техническое развитие судостроения» – 2019. – с. 56.

54. Соловьев С.Ю., Магаровский В.В., Кузнецов А.А., Курчуков К.В. Расчетно-экспериментальные исследования в обеспечение проектирования и безопасной эксплуатации гидротехнических сооружений // Гидротехника – 2017. – № 2. – сс. 27-31.

55. Соловьев С.Ю. Определение аэродинамической устойчивости уникальных мостов // Дороги. Инновации в строительстве. – 2017. – № 64. – сс. 30-36.

56. Соловьев С.Ю., Магаровский В.В., Кузнецов А.А., Курчуков К.В. Выполнение экспериментального и математического моделирования в обеспечение безопасной эксплуатации гидротехнических сооружений // Тезисы докладов XI научно-технической конференции «Гидроэнергетика, гидротехника. Новые разработки и технологии – 2017». – 2017. – сс. 160.

57. Соловьев С.Ю., Гузеев А.С.; Короткин А.И. Взаимодействие вихревых систем при обтекании тел // Труды 13-й Азиатский симпозиум по визуализации (ASV-13). – Новосибирск, 2015.

58. Соловьев С.Ю., Гузеев А.С. Вихревое взаимодействие инженерных конструкций // Труды XIII международной научно-технической конференции «Оптические методы исследования потоков». – М.: НИУ МЭИ. 2015. – сс. 374-377.

59. Соловьев С.Ю., Гузеев А.С., Корнилов Д.В., Короткин А.И. Аэродинамические испытания высотных зданий и сооружений // Высотные здания. – 2015. – № 1. – сс. 102-105.

60. Соловьев С.Ю., Гузеев А.С., Соколов В.В. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик упругоподобной модели мачты // Труды III научно-технической конференции «Динамика и прочность конструкций аэрогидроупругих систем. Численные методы». – М. 2015. – сс. 15-16.
61. Соловьев С.Ю. Новые возможности в исследовании аэродинамики морских объектов // Оборонно-промышленный потенциал. – 2015. – № 2. – сс. 40-42.
62. Соловьев С.Ю., Гузеев А.С., Соколов В.В. Разработка способов уменьшения аэроупругих колебаний элементов мостовых сооружений // Седьмые Поляховские чтения: Тезисы докладов Международной научной конференции по механике. – М.: Издатель И.В. Балабанов. 2015. – с. 96.
62. Трещевский В.Н., Волков Л.Д., Короткин А.И. Аэродинамический эксперимент в судостроении. – Ленинград: Судостроение, 1976. – 190 с.
63. СП 20.13330.2016. Нагрузки и воздействия. Актуализированная редакция СНиП 2.01.07-85*. М., 2016.
64. СП 38.13330.2012: Нагрузки и воздействия на гидротехнические сооружения (волновые, ледовые и от судов). – Москва, 2014. – 116 с.
65. Хинце И.О. Турбулентность, ее механизм и теория. – М.: Физматгиз, 1963. – 680 с
66. Abrego A.I. A Small-Scale Tiltrotor Model Operating in Descending Flight // Proc. 28th European Rotorcraft Forum, 2002
67. Aly M.A. and Bitsuamlak G.T. Wind-induced pressures on solar panels mounted in residential homes // J. Arch. Eng. – 2014. – 20(1). – 12 p.]
68. Andersen I.M.V. Wind loads on post-panamax container ship // Ocean Engineering. – 2013. – 58 – p. 115–134
69. Arya S.P. Atmospheric boundary layers over homogeneous terrain // Engineering meteorology. – Amsterdam; Oxford; N.-Y., 1982. – Vol. 1. – P. 233–268.

70. Baines P.G. Topographic Effects in Stratified Flows. Cambridge University Press, 1995
71. Bajsic I. et al. The response time of a pressure measurement system with a connecting tube // Instr. Ac. Tech. – 2007. – 35. – pp. 399-409
72. Barbosa P.H.A. et al. Wind tunnel simulation of atmospheric boundary layer flows // J. Braz. Soc. Mech. Sciences. – 2002. – 24(3)
73. Barnett K.M. A Wind-Tunnel Experiment Concerning Atmospheric Vortex Streets // Boundary Layer Meteorology – 1972. – Vol. 2. – pp. 427-443
74. Barre C. and Barnaud G. High Reynolds number simulation techniques and their application to shaped structures model test // Proc. 1st IAWWE European and African Regional Conference on Wind Engineering Guernsey UK, 1993. – pp. 83-93
75. Betzina M.D. Tiltrotor Descent Aerodynamics: A Small-Scale Experimental Investigation of Vortex Ring State // Proc. American Helicopter Society 57th Annual Forum, 2001
76. Bienkiewicz B. et al. Active Modeling of Large-Scale Turbulence // J. of Wind Eng. and. Ind. Aerod. –1983. – 13. – pp. 465–475
77. Blendermann W. Parameter identification of wind loads on ships // J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. – 1994. – 51. – pp. 339–351
78. Blendermann W. Ship may encounter high wind loads – a statistical assessment // Proc. Instn Mech. Engrs. – 2004. – 10 p.
79. Bowen A.J. and Lindley D. A Wind Tunnel Investigation of the Wind Speed and Turbulence Characteristics Close to the Ground Over Various Escarpment Shapes // Boundary-Layer Meteorology – 1977. – 12. – pp. 259-271
80. Bowen, A.J. Modelling of strong wind flows over complex terrain at small geometric scales // J. Wind Eng. Ind. Aerod. – 2003. – 91. – pp. 1859–1871.
81. Britter R. Modelling flow over complex terrain and implications for determining the extent of adjacent terrain to be modeled // Proc. International Conference on Wind Tunnel Modeling Criteria and Techniques in Civil Engineering Applications, 1982

82. Bruno L. et al. Benchmark on the Aerodynamics of a Rectangular 5:1 Cylinder: An overview after the first four years of activity // *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.* – 2014. – 126. – pp. 87-106
83. Cai J., Chng T. L. On vortex shedding from bluff bodies with base cavities // *Physics of Fluids.* –2009. – 21. – 10 p.
84. Castro I. P., Robins A.G. The flow around a surface-mounted cube in uniform and turbulent streams // *J. Fluid Mech.* 1977 – 79(2) – pp. 307–335
85. Cekli H.E., Water W. Tailoring turbulence with an active grid // *Exp. Fluids.* –2010. –49. – pp. 409-416
86. Cermak J.E. and Petersen R.L. Physical Modeling of Down-slope Mountain Wind and Atmospheric Dispersion // *Proc. of the 4th U.S. National Conference on Wind Engineering Research*, 1981
87. Cermak J.E. Laboratory Simulation of the Atmospheric Boundary Layer // *AIAA* – 1971. – 9(9)
88. Cermal J.E. Physical Modelling of Flow and Dispersion over Complex Terrain, 1984
89. Cheng X.X. et al. Full-Scale/Model test comparisons to validate the traditional ABL wind tunnel simulation technique: a literature review // *Applied Sciences.* – 2017. – 18 p.
90. Cheung J.C.K., Eaddy M. and Melbourne W.H. Active Generation of Large Scale Turbulence in a Boundary Layer Wind Tunnel // *Proc. of th 10th Australasian Wind Engineering Society Workshop.* –2003. – 4 p.
91. Chung H. and Sastry S.S. Autonomous Helicopter Formation Using Model Predictive Control // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit* – 2006
92. Comte-Bellot G. and Corrsin S. The use of a contraction to improve the isotropy of grid-generated turbulence // *J. Fluid Mech.* – 1966. – 25(4). – pp. 657-682

93. Cook N. J. Determination of the model scale factor in wind-tunnel simulations of the adiabatic atmosphere boundary layer // J. of Ind. Aerodyn. – 1978. – Vol. 2. – pp. 311–321
94. Cook N.J. Wind-tunnel simulation of the adiabatic atmospheric boundary layer by roughness, barrier and mixing-device methods // J. Ind. Aerod. – 1978. – 3. – pp. 157-176
95. Counihan J. Adiabatic atmospheric boundary layers: a review and analysis of data from the period 1880-1972 // Atmos. Environ. – 1975. – 9(10). – pp. 871-905
96. Counihan J. An improved method of simulating an atmospheric boundary layer in a wind tunnel // Atm. Env. – 1969. – 3. – pp. 197-214
97. Davenport A.G. The application of statistical concepts to the wind loading of structures // Proc. Inst. Civil Engrs. – 1961. – 19. – P.449–472.
98. Davenport A.G. The interaction of wind and structure // Eng. Meteorology. – Amsterdam; Oxford; N.-Y., 1982. – vol. 1. – P. 527–572.
99. Davenport A.G. The Relationship of Wind Structure Effects on Buildings and Structures // Proc. of the Symp. on wind eff. on build. and struct. – London, 1965. – Vol. 1. – pp. 53-102
100. Davidson B. and Rao P.K. Experimental Studies on the Valley-Plain Wind // Int. J. Air Met. Poll – 1963. – 7. 907 p.
101. Derby M.R. and Yamauchi G.K. Design of 1/48th- Scale Models for Ship Rotorcraft Interaction Studies // Proc. 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2003
102. Derickson R.G. Development of a Powerful Hybrid tool for evaluating wind power in complex terrain: atmospheric numerical models and wind tunnels, 2004
103. Doc 9261-AN/903: Руководство по вертодромам. – Международная организация гражданской авиации, 1995. – 107 с.

104. Dryden H.L. et al. Measurements of intensity and scale of wind-tunnel turbulence and their relation to the critical Reynolds number of spheres // Tech. Rep. 581 Nat. Adv. Com. Aeron. – 1937. – p. 37
105. Durran D. R. Another look at downslope windstorms. Part I: The development of analogs to supercritical flow in an infinitely deep, continuously stratified fluid // J. Atmos. Sci.– 1986. – vol. 43. – № 21. – cc. 2527-2543.
106. DNV GL class documents: Rules for classification, class programmes, class guidelines, offshore standards and statutory interpretations. – DNV GL, 2018.
107. Edwards C.D. Flow Visualization About the Helicopter Deck of the Hydrographic Ship // Tech. Rep. DSTO-TR-0762, DSTO, 1999
108. ESDU 85020. Characteristics of atmospheric turbulence near the ground: Part II: single point data for strong winds (neutral atmosphere). Engineering Sciences Data Unit. 1985
109. Eurocode 1: Actions on structures – Part 1–4: General actions – Wind actions. – European Committee for standardization, 2010. – 146 p
110. Fang C. and Sill B.L. Aerodynamic roughness length: correlation with roughness elements // J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. – 1992. – 41-44. – pp. 449-460
111. Farquharson F.B, Smith F.C. Aerodynamic Stability of Suspension Bridges with Special Reference to the Tacoma Narrows Bridge / Eng. Experim. Station Bul. Univ. of Washington. – 1954. – № 116.
112. Flay R.G.J. and Stevenson D.C. Integral length scales in strong winds below 20-m // J. Wind. Eng. Ind. Aerod. – 1988. – 28(1-3). – pp. 21-30
113. Fomin G.M. Wind – induced vibrations of buildings and structures with emphasis stall flow regimes // Proc. of East European Conf. on Wind Engineering. – Warsaw, 1994. – Part 2. – vol. 1. – P. 81–95.
114. Forrest J. S. and Owen I. Investigation of Ship Airwakes Using Detached-Eddy Simulation // Computers and Fluids. – 2010. – 39(4). – pp. 656–673
115. Forrest J. S. et al. Determining the Impact of Hangar-Edge Modifications on–Ship–Helicopter Operations using Offline and Piloted Helicopter Flight

Simulation // Proc. American Helicopter Society 66th Annual Forum. – 2010. – Vol. 3. – pp. 1614–1630

116. Fossati F. et al. Experimental and Numerical Assessment of Mega-Yacht Aerodynamic Performances and Characteristics // Proc. of 23rd International HiSWA Symp. On Yacht Design and Yacht Construction. – Amsterdam, 2014. – p. 33

117. Fossati F. et al. Pressure Measurements in Yacht Sails: Development of a New System for Wind Tunnel and Full Scale Testing // Proc. of 22nd Chesapeake Sailing Yacht Symposium. – Annapolis, Maryland, 2016. – 14 p.

118. Fujiwara T., Tsukada Y., Kitamura F. Experimental Investigation and Estimation on Andersen I.M.V. Wind Forces for a Container Ship // Proc. of the 19th International Offshore and Polar Engineering Conference. – Osaka, Japan, 2009 – pp. 555–562

119. Grimmond C.S.B., Oke T.R. Aerodynamic properties of urban areas derived from analysis of surface form // J. Appl. Meteorol. – 1999. – 38. – pp. 1262–1292

120. Gumley S.J. A detailed design method for pneumatic tubing systems // J. Wind Eng. Ind. Aerod. – 1983. – 13. – pp. 441-452

121. Gumley S.J. Tubing system for pneumatic averaging of fluctuating pressures // J. Wind Eng. Ind. Aerod. – 1983. – 12. – pp. 189-228

122. Haddara M.R., Soares C.G. Wind loads on marine structures // Marine Structures. – 1999. – Vol. 12. – pp. 199–209

123. Harris R.I. Longer turbulence length scales // J. Wind Eng. Ind. Aerod. – 1986. – 24(1). – pp. 61-68

124. Healey, J. V. Establishing a Database for Flight in the Wake of Structures // J. of Aircraft –1992. – 29(4). – pp. 559–564

125. Heineck J. T. et al. Application of Three-Component PIV to a Hovering Rotor Wake // Proc. American Helicopter Society 56th Annual Forum, 2000

126. Hess R.A. A Simplified and Approximate Technique for Scaling Rotorcraft Control Inputs for Turbulence Modeling // Journal of the American Helicopter Society. – 2004. – 49(3). – pp. 361–1349
127. Hidy G.M. Adventures in Atmospheric Simulation // Bull. Am. Meteorol. Soc. – 1967. – 48. – pp. 143-161
128. Hirano, H., Maruoka, A., Watanabe, S. Calculations of aerodynamic properties of rectangular cylinder with slenderness ratio of 2:1 under various angles of attack // Journal of Structural Engineering – 2002. – 48A. – pp. 971- 978.
129. Hodge S. J et al. Time–Accurate Ship Airwake and Unsteady Aerodynamic Loads Modeling for Maritime Helicopter Simulation // J. American Helicopter Society. –2009. – 54(2). – 16 p.
130. Holmes J.D., Lewis R.E. Optimization dynamic-pressure-measurement systems. I. Single point measurements // J. Wind Eng. Ind. Aerod. – 1987. – 25. – pp. 249-273
131. Hölscher N., Niemann H.-J. Towards quality assurance for wind tunnel tests: a comparative testing program of the Windtechnologische Gesellschaft // J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. – 1998. – Vol. 74. – pp. 599–608
132. Hoxit L.R. Variability of Planetary Boundary Layer Winds // Proc. Department of Atmospheric Science – 1973. – 199. – 157 p.
133. Hubová O. et al. Pressure Coefficients on the Model of Silsoe Cube Determined by Tests in BLWT Tunnels // Roczniki Inżynierii Budowlanej – ZESZYTY. – 2014. – No 143. – pp. 85–90
134. Hunt A. Wind-tunnel measurements of surface pressures on cubic building models at several scales // J. Wind Eng. Ind. Aerod. – 1982. – 10(2). – pp. 137-163
135. Iizuka S., and Kondo H. Large Eddy Simulation of Turbulent Flow Over Complex Terrain // Proc. 11th International Conference on Wind Engineering, 2003. – Vol. 2. – pp. 2689-2696
136. Irwin H.P.A.H. The design of spires for wind simulation // J. of Wind Eng. and. Ind. Aerod. – 1981. – 7. – pp. 361-366

137. Irwin P.A. The role of wind tunnel modeling in the prediction of wind effects on bridges // *Bridges Aerodynamics*, Larsen & Esdahi (eds): Balkema. – Rotterdam, 1998. – P. 99–116.
138. Isherwood R.M.M.A. Wind Resistance of Merchant Ships // *The Royal Institution of Naval Architects*. – 1972. – pp. 327–338
139. Janssen W.D. et al. CFD simulations of wind loads on a container ship: Validation and impact of geometrical simplification // *J. of Wind. Eng. and Ind. Aerod.* – 2017. – 166. – pp. 106–116
140. Jensen N.O., Busch N.E. Atmospheric turbulence // *Engineering meteorology*. – Amsterdam; Oxford; N.-Y., 1982. – vol. 1. – P. 179–232.
141. Jensen M. The Model-law for Phenomena in Natural Wind // *Ingenioren*. – 1958. – Vol. 2, № 4. – 121-128 pp.
142. Kääriä C.H. et al. Aerodynamic Loading Characteristics of a Model-Scale Helicopter in a Ship's Airwake // *J. of Aircraft*. – 2012. – 49(5). – pp. 1271–1278
143. Kikitsu H. et al. Flow simulation by wind tunnel with computer-controlled multiple fans // *J. of Wind Eng. and Ind. Aerod.* – 1999. –83. – pp. 421-429
144. Kobayashi H. and Hatanaka A. Active generation of wind gust in a Two-dimensional wind tunnel // *J. of Wind Eng. and Ind. Aerod.* –1992. –41-44. – pp. 959-970
145. Kolmogorov A.N. The local structure of turbulence in incompressible viscous fluid for very large Reynolds numbers // *Proc. Academy of Sciences of the USSR*. – 1941. – 30. – pp. 299–303
146. Kornilov V. and Boiko A. Simulation of a thick turbulent boundary layer via a rod grid // *Therm. and Aeromec.* – 2013. – 20(3). – pp. 289-302
147. Kozmar H. Natural wind simulation in the TUM boundary layer wind tunnel // *Proc. 5th European-African Conference on Wind Engineering*, 2009
148. Kozmar H. Scale effects in wind tunnel modeling of an urban atmospheric boundary layer // *Theor. Appl. Climatol.* – 2010. – 100(1-2). – pp. 153-162
149. Kozmar H. Wind-tunnel simulations of the suburban ABL and comparison with international standards // *Int. J. Wind Struct.* – 2011. – 14(1). – pp. 15-34

150. Lam K. et al. Numerical study of flow patterns and force characteristics for square and rectangular cylinders with wavy surfaces // *J. Fluids Struct.* – 2012. – 28. – pp. 359-377
151. Lamayaa A. El-Gabry Procedure for Determining Turbulence Length Scales Using Hotwire Anemometry // *Nasa/TM* – 2014-218403, p 10
152. Landsberg A.M. et al. Analysis of the Non-linear Coupling Effects of a Helicopter Downwash with an Unsteady Airwake // *AIAA-95-0047.* – 199
153. Lee R.G. and Zan S.J. Unsteady Aerodynamic Loading on a Helicopter Fuselage in a Ship Airwake // *J. American Helicopter Society.* 2004. –49(2). – pp. 149–159
154. Li Y. Wind tunnel test and numerical simulation of wind characteristics at a bridge site in mountainous terrain, 2016
155. Lim H.C. et al. Bluff bodies in deep turbulent boundary layers: Reynolds-number issues // *J. Fluid Mech.* – 2007. – 571. – pp. 97-118.
156. Lin J. T. and Binder G.J. Simulation of Mountain Lee Waves in a Wind Tunnel // *Technical Report CER67-68JTL-GJB24,* 1967. – 120 pp.
157. Long R.R. A Laboratory Model of Air Flow Over the Sierra Nevada Mountains // *The Rossby Memorial Volume* – 1959. – pp. 372-380
158. Lopes M.F.P. Simulation of the atmospheric boundary layer for model testing in a short wind tunnel // *Exp. Techn.* – 2007. – 32(4). – pp. 36-43
159. Lumley J.L. and Panofsky H.A. *The Structure of Atmospheric Turbulence.* Interscience, 1964. – 239 p.
160. Luo S., Ma N., Hirakawa Y. Evaluation of resistance increase and speed loss of a ship in wind and waves // *J. of Ocean Eng. and Science.* – 2016. – 000. – pp. 1–7
161. Mann, J. The spectral velocity tensor in moderately complex terrain // *J. Wind Eng. Ind. Aerod.* –2000. – 88. – pp. 153–169
162. Matsuda K. et al. Reynolds number effects in the steady and unsteady aerodynamic forces acting on the bridge deck sections of long-span suspension bridge // *Eng. Rev.* – 2007. – 40(1). – 12-26 pp

163. Matthias A. et al. A Validation Method for Fluid-Structure-Interaction Simulations Based on Submerged Free Decay Experiments // Proc. 25th Int. Ocean and Polar Engineering Conference, 2015
164. McAuliffe B.R. Reynolds-number and surface-modeling sensitivities for experimental simulation of flow over complex topography, 2012
165. McElman S. et al. Simulation and development of a wind-wave facility for scale testing of offshore floating wind turbines // Proc. of the ASME 35th Intern. Conf. OMAE. – Busan, South Korea, 2016. – 10 p.
166. Melbourne W.H. Turbulence effects on maximum surface pressures-a mechanism and possibility of reduction // Proc. of the 5th International Conference on Wind Engineering, 1979
167. Meroney R. Wind Characteristics Over Complex Terrain: Laboratory Simulation and Field Measurements at Rakaia Gorge, New Zealand, 1978
168. Morton S. Detached-Eddy Simulations and Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulations of Delta Wing Vortical Flowfields // J. Fluids Eng. – 2002. – 124(4). – pp. 924–932
169. Nagib H.B. et al. On Modeling of Atmospheric Surface Layers by the Counter-Jet Technique // AIAA. – 1976. –Vol. 14 №2. – pp. 185-191
170. Neal D. The influence of model scale on a wind-tunnel simulation of complex terrain // J. Wind Eng. Ind. Aerodyn., 1983
171. Nishi A. et al. Active control of turbulence for an atmospheric boundary layer model in a wind tunnel // J. of Wind Eng. and. Ind. Aerod. –1999. – 83. – pp. 409-419
172. Norris S. E., Richards P. J. Transient Flow Structures around a Cubic Building // Report at 19th Australian Fluid Mechanics Conference, 2014. – 4 p.
173. Novak M., Davenport A.G. Aeroelastic Instability of Prisms in Turbulent Flow // J. Eng. Mech. Div. ASCE. – 1970. – Vol. 96, № EM 1. – Proc. Paper 7076. – P. 17–39
174. NR 445.B1 DTR05 E: Rules for the Classification of Offshore Units – Part B – Structural Safety. – Bureau Veritas, 2016. – 72 p.

175. Oka S., Ishihara T. Numerical study of aerodynamic characteristics of a square prism in a uniform flow // *J. of Wind Eng. Ind. Aerodyn.* – 2009. – 97. – pp. 548-559
176. Oppenheim A.V. *Discrete-Time Signal Processing*. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall. – 1999
177. Ozono S. et al. Turbulence generated by a wind tunnel of multi-fan type in uniformly active and quasi-grid modes // *J. of Wind Eng. and Ind. Aerod.* –2006. – 94. – pp. 225-240
178. Panofsky H.A. Wind structure in strong winds below 150 m // *Wind Eng.* – 1977. – 1(2). – pp. 97–103
179. Pasquill F. Some observed Properties of Medium-Scale Diffusion in the Atmosphere // *Quart. J. Roy. Meteorol. Soc.* – 1962. – 88. – 70 p.
180. Plate E.J. *Wind tunnel modelling of wind effects in engineering* // *Engineering meteorology*: Elsevier, 1982.
181. Prouty R. *Helicopter Performance, Stability and Control*. PWS Publ. Boston, 1986. – p. 684
182. Reddy K.R. et al. Numerical Simulation of Ship Airwake // *Computers & Fluids.* – 2000. – 29(4). –pp. 451–465
183. Rhoades M.M. and Healey J.V. Flight deck Aerodynamics of a Non-aviation Ship // *J. Aircraft.* – 1992. – 29(4). – pp. 619–626
184. Richards P.J. et al. Wind pressures on a 6m cube // *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.* – 2001. – 89. – pp. 1553–1564
185. Roach P.E. The generation of nearly isotropic turbulence by means of grids // *Int. J. of Heat and Fluid Flow* – 1987. – 8(2). – pp. 82-92
186. Roger H. et al. Digital filter adaptation for tubing response correction at reduced sampling frequencies // *J. Wind Eng. Ind. Aerod.* – 2010. – 98. – pp. 833-842
187. Sakamoto H. Flow around a cubic body immersed in a turbulent boundary layer // *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.* – 1982. – 9. – pp. 275–293

188. Sarkar P. et al. Full-scale study of conical vortices and roof corner pressures // *Wind and Structures An International Journal*. – 2001. – 4(2). – pp. 131–146
189. Sarwar M.W., Ishihara T. Numerical study on suppression of vortex-induced vibrations of box girder bridge section by aerodynamic countermeasures // *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.* – 2010. – 98(12). – pp. 701-711
190. Scanlan R., Jones N. A Minimum Design Methodology for Evaluating Bridge Flutter and Buffeting Response // *J. of Wind Eng. and Industr. Aerodynamics*. – 1990. – Vol. 36. – P. 1341–1353.
191. Schewe G. and Larsen A. Reynolds number effects in the flow around a bluff bridge deck cross section // *J. Wind Eng. Ind. Aerod.* – 1998. – 74-76. –pp. 829-838
192. Schewe G. Reynolds number effects in flow around more-or-less bluff bodies // *J. Wind Eng. Ind. Aerod.* – 2001. – 89. – pp. 1267-1289
193. Scorer R.S. Mountain-Gap Winds: A Study of Surface Wind Quart. *J. Roy. Meteorol. Soc.* – 1952. – Vol.78. – pp. 53-61.
194. Scruton C. Wind Effects on Bridges // *Reports of National Physical Laboratory, NPL-Aero-391*. – 1959. – P. 3–18.
195. Scruton C., Flint A.R. Wind-excited oscillations of structures // *Proc. Inst. Civ. Engng.* – London, 1964. – Vol. 27. – P. 673–702.
196. Seelhorst U. Comparison of Vortical Structures of a Helicopter Rotor Model Measured by LDV and PIV // *Proc. 22nd European Rotorcraft Forum, 1996*
197. Sezer-Uzol, N. et al. Computational Fluid Dynamics Simulations Ship Airwake // *Proc. of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Aerospace Engineering*. – 2005. – 219(5). pp. 369–392
198. Sheddon, J. Basic Helicopter Aerodynamics. AIAA Education Series, Washington DC. – 1990
199. Sierputowski P., Ostrowski J. and Cenedese A. Experimental study of wind flow over the model of a valley // *J. Wind Eng. Ind. Aerod.* – 1995. – 57(2–3). – pp. 127–136

200. Silva M.J. Wind Tunnel Investigation of the Aerodynamic Interactions Between Helicopters and Tilt-rotors in a Shipboard Environment // American Helicopter Society 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics, 2004
201. Simiu E., Yeo DH. Wind Effects on Structures. Modern Structural Design for Wind. – Wiley Blackwell, 2019. – 495 p.
202. Smith J.T. et al. A simplified approach to simulate prescribed boundary layer flow conditions in a multiple controlled fan wind tunnel // J. of Wind Eng. and. Ind. Aerod. – 2012. – 109. – pp. 79-88
203. Snyder W.H. Similarity Criteria for the Application of Fluid Models to the Study of Air Pollution Meteorology // Boundary Layer Meteorology – 1972. – 3. – pp. 113-134
204. Song S., Eaton J.K. Reynolds number effects on a turbulent boundary layer with separation, reattachment, and recovery // Experiments in Fluids – 2004. – 36. – pp. 246–258.
205. Solovev S.Yu., Korotkin A.I., Rogovoy Yu.A., Tokarev O.K. Hydrodynamic parameters of circular cylinder in proximity to solid boundary // International Conference on Subsea Technologies. SubSeaTECH2014. – 2014.
206. Solovev S.Yu., Guzeev A.S., Korotkin A.I. Wind flowing around buildings and bridges // Proc. 10-th International Conference on Hydrodynamics, 2012.
207. Solovev S.Yu. Krylov's tunnel vision // The Naval Architect. September. – 2015. – Pages. 80-82.
208. Solovev S.Y., Khrapunov E.F. Modeling of the mean wind loads on structures // Magazine of Civil Engineering. – 2019. – 4. (accepted)
209. Solovev S.Yu., Pustoshny A.V. Landscape wind tunnel Krylov State Research Centre // Marine Intellectual Technologies. – 2018. – 1(3) – pp. 69-75.
210. Solovev S.Yu., Khrapunov E.F. Ensuring the aerodynamic stability of the long-span bridges through studies in the wind tunnel // MATEC Web of Conferences 245, article № 02001. – 2018.

211. Solovev S.Yu., Sokolov V.V., Novikov A.N. Investigation of long-span bridge stability in wind tunnel // Proc. 40-th IABSE Symposium in Nantes 2018: Tomorrow's Megastructures. – 2018. – pp. 34-58.
212. Solovev S.Yu., Khrapunov E.F. Advantages of modeling ABL properties to determine wind loads on structures // MATEC Web of Conferences 245, article № 09007. – 2018.
213. Solovev S.Yu. Aerodynamics challenges and solutions for structures of unique architecture // Proc. 39-th IABSE Symposium in Vancouver 2017: Engineering the Future. – 2017. – pp. 1569-1575.
214. Solovev S.Yu., Sokolov V.V. Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics of the Above-Water Parts of Offshore Platforms // Proc. of the International Offshore and Polar Engineering Conference. – 2015. – pp. 27-30.
215. Solovev S.Yu., Guzeev A.S. Vortex interaction engineering structures // Scientific Visualization – 2015. – 7(3). – pp. 25-29.
216. Strommen E., Hjorth-Hansen E., Kaspersen J.H. Dynamic loading effects of a rectangular box girder bridge // Vol. of Abstr. Fourth Intern. Colloquium on Bluff Body Aerodynamics & Applications. – Germany, 2000. – P. 51–54.
217. Swamy N.V.C. and Gowda B.H.L. Auto-correlation measurements and integral time scales in three-dimensional turbulent boundary layers // App. Sc. Res. – 1979. – 35. – pp. 265-316
218. Syms G.F. Simulation of Simplified-Frigate Airwakes Using a Lattice-Boltzmann Method // J. Wind Eng. Ind. Aerod. – 2008. – 96(6-7). – pp. 1197–1206
219. Talluri L. et al. Techno economic and environmental assessment of wind assisted marine propulsion system // Ocean Engineering. – 2016. – 121. – pp. 301–311
220. Taylor G.I. Statistical Theory of Turbulence // Proc. Roy. Soc. London, 1935. – 151(873). – pp. 421-478
221. Taylor G.I. The Spectrum of Turbulence // Proc. Royal Soc. London, 1938. – 164(919). – pp. 476-490

222. Teunissen H.W The Askervein Hill project: wind tunnel simulations at three length scales // *Boundary-Layer Meteorol.* – 1987. – 40. – pp. 1–29
223. Teunissen H.W. Simulation of the planetary boundary layer in a multiple-jet wind tunnel // *Atmos. Envir.* –1975. –Vol.9. – pp. 145-174
224. Townsend A.A. The turbulent boundary layer // *Proc. I.U.T.A.M. Symp. In Boundary Layer Research.* – 1957, Berlin
225. Tritton D.J. Some new correlation measurements in a turbulent boundary layer // *J. Fluid. Mech.* – 1967. – 28(3). – pp. 439-462
226. Utsunomiya H, Nagao F. and Yoshimura S. Wind-tunnel and full-scale comparisons on the change of local wind characteristics due to an open cut // *J. Wind Eng. Ind. Aerod.* – 1989. – 32(1–2). – pp. 51–61
227. Van der Hoven I. Power Spectrum of Horizontal Wind Speed in the Frequency Range From 0.0007 to 900 Cycles per Hour // *J. of Meteorology* – 1957. – Vol. 14. – pp. 160-164
228. Vettor R. et al. The effect of wind loads on the attainable ship speed on seaways. – Taylor & Francis Group, London. – 2015. – 8 p.
229. Von Karman T. Progress in the statistical theory of turbulence // *Proc. Nat. Acad. Sci.*, 1948. – pp. 530–539
230. Voskuijl M. et al. Simulation of Automatic Helicopter Deck Landings Using Nature Inspired Flight Control // *Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society* – 2010. – 38(12). – pp. 25–34
231. Wadcock A.J. et al. PIV Measurements of the Wake of a Tandem-Rotor Helicopter in Proximity to a Ship // *American Helicopter Society 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics*, 2004
232. Wang J-Y. et al. A multiple-fan active control wind tunnel for outdoor wind speed and direction simulation // *Rev. of Scientific Instr.* – 2018. – 89. – 9 p.
233. Wang X. et al. Effect of tube system and data correction for fluctuating pressure test in wind tunnel // *Chinese J. Aer.* – 2018. – 9 p.
234. Wang, Z.Y. et al. Scale effects in wind tunnel modeling // *J. Wind Eng. Ind. Aerod.* – 1996. – 61(2-3). – pp. 113-130

235. Welch P. D. The use of Fast Fourier Transform for the estimation of power spectra: A method based on time averaging over short, modified periodograms // IEEE Transactions on Audio and Electroacoustics. – 1967. – AU-15(2). – pp. 70–73
236. Xu F.Y. et al. Prediction of Unsteady Flow around a Square Cylinder Using RANS // App. Mech. Mater. – 2011. – 52-54. – pp. 1165-1170
237. Yoshida M. et al. Fluctuating wind pressure measured with tubing system // J. Wind Eng. Ind. Aerod. – 1992. – 42. – pp. 987-998
238. Za'aba K.A. et al. Generation of atmospheric boundary layer in the ИУМ low speed wind tunnel // IOP CS: Mat. Sc. Eng. – 2016. – 184. – 13 p.
239. Разработка технологии проведения аэродинамических исследований динамически-подобных макетов мостов // ФГУП «ЦНИИ им. акад. А.Н. Крылова», выпуск № 48374, Санкт-Петербург, 2015 г.

ПРИЛОЖЕНИЕ

ПОЛУЧЕННЫЕ ПАТЕНТЫ, СВИДЕТЕЛЬСТВА О ГОСУДАРСТВЕННОЙ
РЕГИСТРАЦИИ ПРОГРАММ ДЛЯ ЭВМ И АКТЫ ВНЕДРЕНИЯ
РЕЗУЛЬТАТОВ

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2500852

**УСТРОЙСТВО ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ПОПЕРЕЧНЫХ
КОЛЕБАНИЙ ПРОЛЕТНОГО СТРОЕНИЯ МОСТОВ,
ВЫЗВАННЫХ ВЕТРОВЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ**

Патентообладатель(ли): *Федеральное государственное унитарное
предприятие "Крыловский государственный научный центр"*
(RU)

Автор(ы): *см. на обороте*

Заявка № 2011141140

Приоритет изобретения 11 октября 2011 г.

Зарегистрировано в Государственном реестре
изобретений Российской Федерации 10 декабря 2013 г.

Срок действия патента истекает 11 октября 2031 г.



Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Б.П. Симонов

69/11
02



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(19) **RU**⁽¹¹⁾ **2 500 852**⁽¹³⁾ **C2**(51) МПК
E01D 1/00 (2006.01)**(12) ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

(21)(22) Заявка: 2011141140/03, 11.10.2011

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
11.10.2011

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 11.10.2011

(43) Дата публикации заявки: 20.04.2013 Бюл. № 11

(45) Опубликовано: 10.12.2013 Бюл. № 34

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: SU 1799039 A1, 27.01.1996. SU 1649014 A1,
15.05.1991. RU 2120515 C1, 20.10.1998. JP
2004285753 A, 14.10.2004. БОНДАРЬ Н.Г.
Как работают мосты. - Киев: Наукова
думка, 1986, с.115-116.

Адрес для переписки:

196158, Санкт-Петербург, Московское ш., 44,
ФГУП "Крыловский государственный
научный центр"

(72) Автор(ы):

Гузев Андрей Сергеевич (RU),
Короткин Александр Ильич (RU),
Пашин Валентин Михайлович (RU),
Пустошный Александр Владимирович (RU),
Роговой Юрий Алексеевич (RU),
Соловьев Сергей Юрьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное унитарное
предприятие "Крыловский государственный
научный центр" (RU)

RU 2 5 0 0 8 5 2 C 2

(54) УСТРОЙСТВО ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ПОПЕРЕЧНЫХ КОЛЕБАНИЙ ПРОЛЕТНОГО СТРОЕНИЯ МОСТОВ, ВЫЗВАННЫХ ВЕТРОВЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ**(57) Формула изобретения**

1. Устройство для снижения поперечных колебаний пролетного строения мостов, вызванных ветровым воздействием, включающее разрушители периодических кармановских вихрей, возникающих в аэродинамическом следе над и под пролетным строением моста, отличающееся тем, что разрушители выполнены в виде пластин, имеющих треугольную форму в плане, которые размещены вдоль пролета моста с обеих его сторон и установлены горизонтально заподлицо соответственно с верхней и с нижней поверхностями пролетного строения, или разрушители, расположенные на верхней поверхности пролетного строения моста, отклонены вверх от горизонтали на угол β , изменяющийся в пределах от $\beta=0^\circ$ до $\beta=90^\circ$, а разрушители, расположенные на нижней поверхности пролетного строения, отклонены вниз также на угол $0^\circ \leq \beta \leq 90^\circ$, при этом треугольные разрушители вихрей прикреплены к торцам пролетного строения своими основаниями, а их вершины ориентированы наружу по обе стороны пролетного строения и отстоят от его краев на расстоянии, равном $0,05 \div 1,5$ толщины пролетного строения, причем угол при вершине разрушителей находится в пределах $30^\circ \div 80^\circ$.

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ПАТЕНТ

НА ПОЛЕЗНУЮ МОДЕЛЬ

№ 177392

**УСТРОЙСТВО ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ КОЛЕБАНИЙ
МОСТОВОЙ КОНСТРУКЦИИ, ВЫЗВАННЫХ ВЕТРОМ**

Патентообладатель: *Федеральное государственное унитарное
предприятие "Крыловский государственный научный центр"*
(RU)

Авторы: *Гузев Андрей Сергеевич (RU), Соловьев Сергей
Юрьевич (RU), Соколов Виктор Владимирович (RU), Новиков
Артём Николаевич (RU)*

Заявка № 2017127393

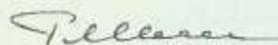
Приоритет полезной модели 31 июля 2017 г.

Дата государственной регистрации в

Государственном реестре полезных
моделей Российской Федерации 20 февраля 2018 г.

Срок действия исключительного права
на полезную модель истекает 31 июля 2027 г.

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

 Г.П. Ивлиев



РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2650429

**УСТРОЙСТВО ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ГРАДИЕНТА
СКОРОСТИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА**

Патентообладатель: *Федеральное государственное унитарное
предприятие "Крыловский государственный научный центр"*
(RU)

Авторы: *Соловьев Сергей Юрьевич (RU), Соколов Виктор
Владимирович (RU), Новиков Артём Николаевич (RU)*

Заявка № 2017102138

Приоритет изобретения 23 января 2017 г.

Дата государственной регистрации в

Государственном реестре изобретений

Российской Федерации 13 апреля 2018 г.

Срок действия исключительного права

на изобретение истекает 23 января 2037 г.



*Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности*

Г.П. Ивлиев Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ПАТЕНТ

НА ПОЛЕЗНУЮ МОДЕЛЬ

№ 180016

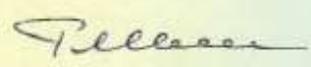
УСТРОЙСТВО ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК НАТУРНЫХ ВАНТ В УПРУГОПОДОБНЫХ МОДЕЛЯХ МОСТОВ

Патентообладатель: *Федеральное государственное унитарное предприятие "Крыловский государственный научный центр" (RU)*

Авторы: *Соловьев Сергей Юрьевич (RU), Соколов Виктор Владимирович (RU), Корнилов Дмитрий Владимирович (RU), Можайский Сергей Альбертович (RU)*

Заявка № 2017146894
Приоритет полезной модели 28 декабря 2017 г.
Дата государственной регистрации в
Государственном реестре полезных
моделей Российской Федерации 30 мая 2018 г.
Срок действия исключительного права
на полезную модель истекает 28 декабря 2027 г.

*Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности*

 Г.П. Ивлиев



64/2014
9000

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2020660437

**Программа аппроксимации экспериментально
определенных аэродинамических характеристик судов с
последующим вычислением аэродинамических
характеристик для судов схожей конструкции**

Правообладатель: *Федеральное государственное унитарное
предприятие «Крыловский государственный научный центр»
(RU)*

Авторы: *Соловьев Сергей Юрьевич (RU),
Храпунов Евгений Федорович (RU)*



Заявка № 2020619194

Дата поступления 18 августа 2020 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 03 сентября 2020 г.

*Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности*

Г.П. Излиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2020660161

**Программа восстановления поля температуры на основании
экспериментально определяемого поля скорости**

Правообладатель: **Федеральное государственное унитарное
предприятие «Крыловский государственный научный центр»
(RU)**

Авторы: **Соловьев Сергей Юрьевич (RU),
Храпунов Евгений Федорович (RU)**

Заявка № **2020619325**

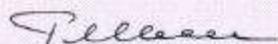
Дата поступления **18 августа 2020 г.**

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ **28 августа 2020 г.**



Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

 **Г.П. Изrael**



«Крыловский государственный научный центр»
(ФГУП «Крыловский государственный научный центр»)

Московское шоссе, 44, Санкт-Петербург, 196158, тел: +7(812)415-46-07, факс: +7(812)727-96-32
e-mail: krylov@ksrc.ru, www.krylov-centre.ru, ИНН 7810213747, ОКПО 07535359, ОГРН 1027804905303

№ _____
На № _____ от _____

УТВЕРЖДАЮ
И.о генерального директора
ФГУП «Крыловский государственный научный центр»
П.В. Филиппов

" 19 " 08 2019 г.



АКТ
об использовании результатов
докторской диссертационной работы
Соловьева Сергея Юрьевича

Комиссия в составе:

Председатель: Магаровский В.В., начальник отделения

члены комиссии: Таровик О.В., старший научный сотрудник

Кузнецов А.А., заместитель начальника отделения

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы», представленной на соискание ученой степени доктора технических наук, обладают актуальностью, представляют большой практический интерес, внедрены и используются в процессе научной деятельности ФГУП «Крыловский государственный научный центр». При выполнении научно-исследовательских работ и выполнении коммерческих договорных работ использовались следующие результаты диссертации:

- Созданная новая экспериментальная установка Ландшафтная аэродинамическая труба
- Технология моделирования основных характеристик ПСА в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы и результаты ее верификации.
- Патент № 2017102138 на «Устройство для формирования градиента скорости воздушного потока»
- Патент № 2017146894 на «Устройство для моделирования характеристик натурных вант в упругоподобных моделях мостов»

Использование указанных результатов позволило проводить на новом техническом уровне экспериментальные исследования ветрового воздействия на уникальные сооружения и суда с учетом пограничного слоя атмосферы. После введения ЛАТ в строй с ее помощью проведено более 40 научных и прикладных исследований для заказчиков из России, Белоруссии, Казахстана, Финляндии, Латвии, Китая, Японии.

Результаты внедрялись при выполнении НИР по темам:

1. Разработка способа моделирования приземного слоя атмосферы, №48649.

2. «Разработка способа пересчета характеристик натуральных вант на масштабную модель и способа изготовления масштабной модели», №48883.

3. Разработка технологии пересчета характеристик натурального моста на масштабный макет, а также технологии их изготовления и технологии проведения аэродинамических исследований этих макетов, № 47980.

4. «Разработка рекомендаций по управлению структурой воздушного потока над взлетно-посадочными площадками кораблей и судов с целью повышения безопасности применения летательных аппаратов», № 48883.

Председатель комиссии



Магаровский В.В., к.т.н.

Члены комиссии:



Таровик О.В., к.т.н.



Кузнецов А.А.



УТВЕРЖДАЮ

Технический директор

АО «Институт «Гипростроймост – Санкт-Петербург»

И.Е. Колюшев

Печать предприятия

“ 15 ”

2019 г.



АКТ

о использовании результатов
докторской диссертационной работы
Соловьева Сергея Юрьевича

Комиссия в составе:

Председатель: Колюшев И.Е., технический директор

члены комиссии: Гузев Р.Н., начальник расчетного отдела

Дервянкин Д.В., зам. начальника расчетного отдела.

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы», представленной на соискание ученой степени доктора технических наук, обладают актуальностью, представляют большой практический интерес и использованы в процессе проектной деятельности АО «Институт «Гипростроймост – Санкт-Петербург». При проектировании объекта Крымский мост использовались:

- Экспериментальные данные по ветровым нагрузкам, полученные в Ландшафтной аэродинамической трубе, с использованием разработанной Соловьевым С.Ю. технологии моделирования основных характеристик ПСА в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы.
- В проекте Крымского моста применены разработанные диссертантом технические и конструктивные решения по пассивным гасителям колебаний и обоснованные рекомендации по назначению их основных

геометрических параметров, позволяющие обеспечить аэродинамическую устойчивость пролетного строения а/д арки Крымского моста.

- Новые зависимости ветровых нагрузок от направления ветра для ж/д и а/д арок моста для условий морской транспортировки.

Использование указанных результатов в первую очередь позволило обеспечить безопасную эксплуатацию Крымского моста и снять все возможные ограничения на его использование, связанные с воздействием ветра, а также повысить точность расчетных моделей, используемых при обосновании проектных решений. Также следует отметить, что полученные диссертантом новые зависимости ветровых нагрузок от направления ветра для ж/д и а/д арок моста для условий морской транспортировки позволили успешно провести операцию по морской транспортировке арок Крымского моста от места их сборки до места установки на фарватерные опоры.

Результаты внедрялись при выполнении НИР по темам:

1. «Исследование аэродинамики моделей конструкций транспортного перехода через Керченский пролив», № 48337.

2. «Математическое моделирование буксировки фермы Керченского моста к месту установки», № 48674

3. «Исследование параметров ветра и волнения во время операции транспортировки арочного железнодорожного пролетного строения Керченского моста со стапеля на фарватерные опоры», №48818.

Председатель комиссии



Колюшев И.Е., почетный
транспортный строитель

Члены комиссии:




Гузеев Р.Н., к.т.н.

Деревянкин Д.В.

«УТВЕРЖДАЮ»

Генеральный директор
ООО «Морской порт Геленджик»
П. Б. Гурьянов

2019 г.

АКТ

об использовании результатов
докторской диссертационной работы
Соловьева Сергея Юрьевича

Комиссия в составе:

Председатель: Ковалев С.А., технический директор,

члены комиссии: Журавлев Р.В., заместитель технического директора,
Михалюк Л.В., главный инженер проекта,

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы», представленной на соискание ученой степени доктора технических наук, обладают актуальностью, представляют большой практический интерес и использованы в процессе проектной деятельности ООО «Морской порт Геленджик». При проектировании комплекса береговой и морской инфраструктуры в порту Геленджик, который включает в себя яхтенную марину до 250 яхт, гостиничный комплекс и прочие объекты, использовались следующие результаты диссертационной работы:

- Результаты исследований по ветровым нагрузкам, полученные в Ландшафтной аэродинамической трубе с использованием разработанной Соловьевым С.Ю. технологии моделирования

характеристик пограничного слоя атмосферы в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы.

- Метод оценки ветровой нагрузки на объекты морской инфраструктуры, расположенные в районах со сложным рельефом местности, который в отличие от существующих методов использует не среднее, а эффективное значение компонент скорости ветра, что позволяет при определении ветровой нагрузки учесть пространственно-временную неоднородность поля скорости, созданную сложным рельефом местности.

Использование указанных результатов позволило корректно определить ветровые нагрузки на пришвартованные яхты и объекты инфраструктуры, разработать оптимальный с точки зрения ветровых воздействий вариант расстановки яхт и плавпричалов в марине для обеспечения безопасности и удобства их эксплуатации.

Результаты внедрялись при выполнении НИР по теме «Исследование аэродинамических характеристик марины объекта «Комплекс береговой и морской инфраструктуры в морском порту Геленджик», № 49121.

Председатель комиссии

Ковалев С.А.

Члены комиссии:

Журавлев Р.В.

Михалюк Л.В.



УТВЕРЖДАЮ
Генеральный директор
ОАО «Институт «Гипростроймост»
Н.В. Слижова

“ 02 ” сентября 2019 г.

**Справка об использовании результатов
докторской диссертационной работы
Соловьева Сергея Юрьевича**

Настоящим подтверждаем, что результаты диссертационной работы «Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы», представленной на соискание ученой степени доктора технических наук, обладают актуальностью, представляют большой практический интерес и использованы в процессе проектной деятельности ОАО «Институт «Гипростроймост». При проектировании объектов: трансграничный мостовой переход через реку Амур в районе городов Благовещенск (РФ) и Хэйхэ (КНР); мостовые переходы в городах Воскресенск, Дубна, Москва, Тольятти, Архангельск и другие, использовались следующие результаты диссертации Соловьева С.Ю.:

- Экспериментальные данные по ветровым нагрузкам, полученные в Ландшафтной аэродинамической трубе, с использованием разработанной диссертантом технологии моделирования основных характеристик ПСА в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы.
- Взаимосвязь вихревых структур, возникающих при обтекании пролетного строения на разных режимах эксплуатации моста, с критической скоростью возникновения колебаний и их амплитудой.
- Технические и конструктивные решения по пассивным гасителям колебаний и обоснованные рекомендации по назначению их основных

- Технические и конструктивные решения по пассивным гасителям колебаний и обоснованные рекомендации по назначению их основных геометрических параметров, позволяющие обеспечить аэродинамическую устойчивость пролетного строения моста.

Использование указанных результатов позволило обеспечить аэродинамическую устойчивость указанных мостов, устранить ненормативные колебания пролетных строений и тем самым обеспечить их эксплуатационную безопасность.

Результаты использовались при выполнении НИР по темам:

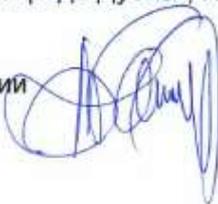
1. Аэродинамические исследования модели "Автодорожный мостовой переход через реку Амур в районе городов Благовещенск (РФ) и Хэйхэ (КНР)", № 48895.

2. Аэродинамические исследования объекта «Мост через Карамышевское спрямление», № 48926.

3. Предварительная оценка аэродинамических характеристик объекта «Мостовой переход через реку Москва на 0,6 км автодороги "Ачкасово-Городище-Глиньково" - ул. Гиганта г. Воскресенск, № 49117.

4. Исследование аэродинамических характеристик модели "Мостовой переход через реку Волга в городе Дубна", №48747

Председатель комиссии



Батурин А.В.

Главный инженер-
первый вице-президент

Члены комиссии:



Мазур Г.Э., д.т.н.,
Главный специалист



Савенко А.И.
Зам. ГИП



Акционерное Общество
«Институт Гипростроймост – Санкт-Петербург»

УТВЕРЖДАЮ

Технический директор
АО «Институт «Гипростроймост – Санкт-Петербург»

И.Е. Колюшев

Печать предприятия



2019 г.

АКТ

о использовании результатов
докторской диссертационной работы
Соловьева Сергея Юрьевича

Комиссия в составе:

Председатель: Колюшев И.Е., технический директор

члены комиссии: Гузев Р.Н., начальник расчетного отдела

Деревянкин Д.В., зам. начальника расчетного отдела

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы», представленной на соискание ученой степени доктора технических наук, обладают актуальностью, представляют большой практический интерес и использованы в процессе проектной деятельности АО «Институт «Гипростроймост – Санкт-Петербург». При проектировании мостов в городах Москва, Санкт-Петербург и других, а также в Латвии использовались следующие результаты диссертации:

- Экспериментальные данные по ветровым нагрузкам, полученные в Ландшафтной аэродинамической трубе, с использованием разработанной Соловьевым С.Ю. технологии моделирования основных характеристик ПСА в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы.
- Взаимосвязь вихревых структур, возникающих при обтекании пролетного строения а/д арки морского моста на разных режимах

эксплуатации моста, с критической скоростью возникновения колебаний и их амплитудой.

- Технические и конструктивные решения по пассивным гасителям колебаний и обоснованные рекомендации по назначению их основных геометрических параметров, позволяющие обеспечить аэродинамическую устойчивость пролетного строения моста.

Использование указанных результатов в первую очередь позволило обеспечить эксплуатационную безопасность мостов за счет устранения ненормативных колебаний конструкции, увеличении ее долговечности и снижения риска возможных усталостных явлений в стальных конструкциях.

Результаты внедрялись при выполнении НИР по темам:

1. «Аэродинамические исследования объекта «Мост через Кожуховский затон р. Москва», №48926.

2. «Исследование аэродинамических характеристик модели "Вантовый мост в г. Екабпилс", № 48710.

3. Аэродинамические исследования модели вантового моста через реку Даугава, №48899.

Председатель комиссии

Колюшев И.Е., почетный
транспортный строитель

Члены комиссии:

Гузев Р.Н., к.т.н.

Деревянкин Д.В.

УТВЕРЖДАЮ
Генеральный директор
ООО «Спектрум-Холдинг»
В.Ф. Иванов



11 июля 2019 г.

АКТ

об использовании результатов
докторской диссертационной работы
Соловьёва Сергея Юрьевича

Комиссия в составе:

Председатель Клементьев Н.А., директор по проектированию;
Члены комиссии: Волков А.С., руководитель группы по проектированию
объектов транспортной инфраструктуры;
Дейнеко А.В., заместитель директора по научно-
технической работе;
Колпакова Е.В., руководитель группы конструкторов,

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы
«Аэродинамика судов и морских сооружений с учётом пограничного слоя
атмосферы», представленной на соискание учёной степени доктора технических
наук, обладают актуальностью, представляют большой практический интерес и
использованы в процессе проектной деятельности ООО «Спектрум-Холдинг». При
проектировании аэровокзальных комплексов в городах Волгоград, Геленджик,
Новосибирск (Толмачево), Петропавловск-Камчатский (Елизово), Челябинск
использовались следующие результаты диссертационной работы:

1. Результаты исследований по ветровым нагрузкам, полученные в Ландшафтной аэродинамической трубе с использованием разработанной Соловьёвым С.Ю. технологии моделирования характеристик пограничного слоя атмосферы в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы.
2. Метод оценки ветровой нагрузки на объекты инфраструктуры, расположенные в районах со сложным рельефом местности, который в отличие от существующих методов использует не среднее, а эффективное значение компонент скорости ветра, что позволяет при определении ветровой нагрузки учесть пространственно-временную неоднородность поля скорости, созданную сложным рельефом местности.

Использование указанных результатов позволило научно обосновать назначение расчётных ветровых нагрузок, а также повысить точность расчётных моделей, используемых при проектировании аэровокзальных комплексов. Использование при проектировании данных о ветровой нагрузке, полученных в Ландшафтной аэродинамической трубе с учётом влияния окружающей застройки и ландшафта местности позволило разработать проектные решения указанных аэровокзальных комплексов, которые обеспечивают их безопасную эксплуатацию.

Результаты внедрялись при выполнении НИР по темам:

1. «Проведение модельных аэродинамических исследований объекта «Новый аэровокзальный комплекс воздушных линий международного аэропорта «Баладино-Челябинск», № 48916.
2. НИР «Экспериментальное исследование с целью определения ветровой и снеговой нагрузок на Аэровокзальный комплекс объекта – «Реконструкция аэровокзального комплекса международных/внутренних воздушных линий международного аэропорта Новосибирск (Толмачево)», № 49162.
3. НИР «Экспериментальное исследование с целью определения ветровой и снеговой нагрузок на Аэровокзальный комплекс объекта – «Новый аэровокзальный комплекс в аэропорту Геленджик», расположенного по адресу: 353466, Россия, г. Геленджик, ул. Солнцедарская, 10».
4. НИР «Экспериментальное исследование с целью определения ветровой и снеговой нагрузок на Аэровокзальный комплекс объекта – «Строительство нового аэровокзального комплекса в аэропорту Петропавловск-Камчатский (Елизово)», № 49161.

5. Выполнение научно-исследовательской работы «Экспериментальное исследование с целью определения ветровой и снеговой нагрузок на Аэровокзальный комплекс Объекта «Реконструкция аэровокзального комплекса международных и внутренних воздушных линий Международного аэропорта Волгоград», № 49156.

Председатель комиссии



Клементьев
Николай Алексеевич

Члены комиссии:



Волков
Александр Сергеевич



Дейнеко
Андрей Викторович,
канд. техн. наук



Колпакова
Елена Викторовна

11 июля 2019 г.



УТВЕРЖДАЮ

Технический директор

АО «Институт «Гипростроймост – Санкт-Петербург»

И.Е. Колюшев

Печать предприятия

« 15 » _____ 2019 г.



АКТ

о использовании результатов
докторской диссертационной работы
Соловьева Сергея Юрьевича

Комиссия в составе:

Председатель: Колюшев И.Е., технический директор

члены комиссии: Гузеев Р.Н., начальник расчетного отдела

Деревянкин Д.В., зам. начальника расчетного отдела

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы», представленной на соискание ученой степени доктора технических наук, обладают актуальностью, представляют большой практический интерес и использованы в процессе проектной деятельности АО «Институт «Гипростроймост – Санкт-Петербург». При проектировании объекта стадион «Санкт-Петербург» использовались:

- Экспериментальные данные по ветровым нагрузкам, полученные в Ландшафтной аэродинамической трубе, с использованием разработанной Соловьевым С.Ю. технологии моделирования основных характеристик ПСА в рабочей части Ландшафтной аэродинамической трубы.
- Метод оценки ветровой нагрузки на объекты морской инфраструктуры в областях со сложным рельефом местности и результаты его апробации.

Использование указанных результатов позволило научно обосновать расчетные значения ветровой нагрузки и составить корректную математическую модель для расчета напряженно-деформированного состояния уникальной конструкции раздвижной вантовой крыши стадиона Санкт-Петербург и тем самым обеспечить эксплуатационную безопасность стадиона.

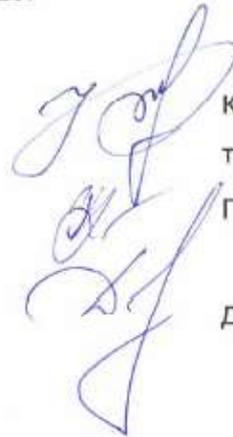
Результаты внедрялись при выполнении НИР по темам:

1. «Определение аэродинамических характеристик элементов стадиона "Санкт-Петербург"», № 49111.

2. «Исследования модели стадиона "Санкт-Петербург" в аэродинамической трубе», № 48929.

Председатель комиссии

Члены комиссии:



Колюшев И.Е., почетный
транспортный строитель

Гузев Р.Н., к.т.н.

Деревянкин Д.В.

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор

ООО «Трамос»

Д.А. Вацлон



АКТ
о использовании результатов
докторской диссертационной работы
Соловьева Сергея Юрьевича

Комиссия в составе:

Председатель: Вацлон Д.А. – Генеральный директор;

члены комиссии: Костылев К.А. – Главный инженер,

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы», представленной на соискание ученой степени доктора технических наук, обладают актуальностью, представляют большой практический интерес и использованы в процессе проектной деятельности ООО «Трамос». При проектировании новых закрытых эллингов Кольской верфи использовались следующие результаты диссертационной работы:

- Ландшафтная аэродинамическая труба, предназначенная для проведения исследований ветрового воздействия на суда и сооружения с использованием крупномасштабных моделей и учетом пограничного слоя атмосферы.

- Метод оценки ветровой нагрузки на объекты морской инфраструктуры, в том числе на пришвартованные суда, в областях со сложным рельефом местности и результаты его апробации

Использование указанных результатов в первую очередь позволило обеспечить эксплуатационную безопасность сооружений эллингов, связанных с ветровым воздействием. Было научно обосновано назначение пиковых ветровых нагрузок с учетом влияния окружающей застройки, и тем самым повышена точность расчетных моделей, используемых при проектировании для оценки напряженно-деформируемых состояний конструкции эллинга.

Результаты внедрялись при выполнении НИР по теме «Аэродинамические исследования по проекту «Кольская верфь», № 49110.

Председатель комиссии

Вацлон Д.А.,

Члены комиссии:

Костылев К.А.



Акционерное общество
«Центральное конструкторское бюро
«Лазурит»



УТВЕРЖДАЮ

Исполнительный директор

АО «ЦКБ «Лазурит»

Е.М. Апполонов

08 2020 г.

АКТ

об использовании результатов
докторской диссертационной работы
Соловьева Сергея Юрьевича

Комиссия в составе:

Председатель: Апполонов Е.М., исполнительный директор

члены комиссии: Пиликин С.Л., главный конструктор пр.00803

Дубров С.В., начальник сектора гидродинамики

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы», представленной на соискание ученой степени доктора технических наук, обладают актуальностью, представляют большой практический интерес и использованы в процессе проектной деятельности АО «ЦКБ «Лазурит». При проектировании Плавучая база комплексного обеспечения буровых работ (проект 00803) использовались результаты экспериментальных аэродинамических исследований по определению ветровых нагрузок на надводную часть корпуса, характеристики потока над взлетно-посадочной площадкой и данные, полученные с использованием математической модели. Таким образом, были использованы следующие результаты диссертационной работы:

- Разработанная математическая модель, основанная на использовании методов множественной линейной регрессии, которая позволяет получать оценки

аэродинамических характеристик с учетом физических особенностей процесса взаимодействия пограничного слоя атмосферы с надводной частью судна.

- Результаты экспериментальных исследований влияния пограничного слоя атмосферы на параметры потока в области взлетно-посадочной площадки и закономерности взаимодействия пограничного слоя атмосферы с надводной частью судов и сооружений.

Использование указанных результатов позволило определить ветровые нагрузки на надводную часть Плавающей базы комплексного обеспечения буровых работ (проект 00803), и использовать их для оценки маневренных характеристик судна, а также поля скорости ветра над взлетно-посадочной площадкой, на основе которых разрабатываются ограничения на использование вертолетной техники.

Результаты внедрялись при выполнении НИР по теме «Проведение модельных испытаний Плавающей базы комплексного обеспечения буровых работ проекта №00803», № 49193.

Председатель комиссии



Апполонов Е.М.

Члены комиссии:



Пиликин С.Л.



Дубров С.В.



ПУБЛИЧНОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«ЦЕНТРАЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО
«АЙСБЕРГ»
(ПАО «ЦКБ «Айсберг»)



Большой пр. В.О., д. 36, Санкт-Петербург, Россия, 199034,
Тел: +7 (812) 323-36-09, +7 (812) 677-36-09, Факс: +7 (812) 677-26-20
E-mail: main@iceberg-sp.ru
www.iceberg.sp.ru
ИНН 7801005606, КПП 780101001

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор-
главный конструктор
ПАО «ЦКБ «Айсберг»
А.В.Рыжков

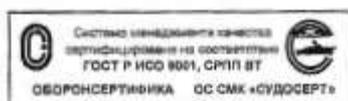
« 23 » 07 2020 г.

АКТ

об использовании результатов
докторской диссертационной работы
Соловьева Сергея Юрьевича

Настоящий акт составлен о том, что результаты диссертационной работы «Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы», представленной на соискание ученой степени доктора технических наук, обладают актуальностью, представляют большой практический интерес и использованы в процессе проектной деятельности ПАО «ЦКБ «Айсберг» на основании заключенного договора с ФГУП "Крыловский государственный научный центр". При проектировании ледокола-лидер мощностью 120 МВт (проект 10510) использовались результаты аэродинамических исследований по определению ветровых нагрузок на надводную часть корпуса, а также характеристики потока над взлетно-посадочной площадкой, которые определялись экспериментально в ландшафтной аэродинамической трубе. Таким образом, были использованы следующие результаты диссертационной работы:

- Ландшафтная аэродинамическая труба, предназначенная для проведения исследований ветрового воздействия на суда и сооружения с использованием крупномасштабных моделей и учетом пограничного слоя атмосферы.



- Результаты экспериментальных исследований влияния ПСА на параметры потока в области взлетно-посадочной площадки и закономерности взаимодействия ПСА с надводной частью судов и сооружений.
- Разработанная математическая модель, основанная на использовании методов множественной линейной регрессии, которая позволяет получать оценки аэродинамических характеристик с учетом физических особенностей процесса взаимодействия ПСА с надводной частью судна.

Использование указанных результатов позволило корректно определить ветровые нагрузки на надводную часть ледокола-лидер мощностью 120 МВт, а также поля скорости ветра над взлетно-посадочной площадкой, на основе которых разрабатываются ограничения на использование вертолетной техники.

Результаты внедрялись при выполнении НИР по теме «Исследование модели ледокола-лидер в аэродинамической трубе», № 48765.

Главный конструктор пр.10510

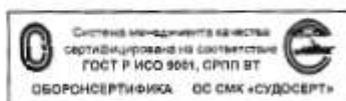
В.М.Воробьев

Начальник отдела №10

А.А.Самоленков

Начальник отдела №20

М.В.Кочугуров





Акционерное общество
«Центральное конструкторское бюро
«Лазурит»



УТВЕРЖДАЮ
Исполнительный директор
АО «ЦКБ «Лазурит»
Е.М. Апполонов
« 26 » 08 2020 г.

АКТ
об использовании результатов
докторской диссертационной работы
Соловьева Сергея Юрьевича

Комиссия в составе:

Председатель: Апполонов Е.М., исполнительный директор
члены комиссии: Пиликин С.Л., главный конструктор пр.22430

Дубров С.В., начальник сектора гидродинамики

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Аэродинамика судов и морских сооружений с учетом пограничного слоя атмосферы», представленной на соискание ученой степени доктора технических наук, обладают актуальностью, представляют большой практический интерес и использованы в процессе проектной деятельности АО «ЦКБ «Лазурит». При проектировании Судна снабжения морских нефтегазовых сооружений (проект 22430) использовались результаты экспериментальных аэродинамических исследований по определению ветровых нагрузок на надводную часть корпуса и данные, полученные с использованием математической модели. Таким образом, были использованы следующие результаты диссертационной работы:

- Разработанная математическая модель, основанная на использовании методов множественной линейной регрессии, которая позволяет получать оценки аэродинамических характеристик с учетом физических особенностей процесса взаимодействия пограничного слоя атмосферы с надводной частью судна.

- Результаты экспериментальных исследований взаимодействия пограничного слоя атмосферы с надводной частью судов и сооружений.

Использование указанных результатов позволило определить ветровые нагрузки на надводную часть Судна снабжения морских нефтегазовых сооружений (проект 22430), и использовать их для оценки маневренных характеристик судна, а также выбору средств управления судном.

Результаты внедрялись при выполнении НИР по теме «Проведение модельных испытаний Судна снабжения морских нефтегазовых сооружений проекта №22430», № 49279.

Председатель комиссии



Апполонов Е.М.

Члены комиссии:



Пиликин С.Л.



Дубров С.В.