



Министерство науки и высшего образования Российской Федерации

**Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования
Национальный исследовательский**

Московский государственный строительный университет

129337, Россия, Москва, Ярославское ш., д. 26, тел. +7 (495) 781-80-07, факс +7 (499) 183-44-38

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ОТЧЕТ

по теме:

**Расчетно-экспериментальные исследования ветровых и снеговых воздействий для
объекта культурного наследия регионального значения «Комплекс “Дом
правительства”, 1928-1931гг., арх. Иофан Б.М. (кинотеатр “Ударник”)),
расположенному по адресу:
г. Москва, ул. Серафимовича, дом 4**

Этапы 1-2:

**Определение ветровых и снеговых нагрузок на основе математического и
физического моделирования на Объект для двух вариантов конфигурации:**

- **элементы механизированной конструкции кровли в полностью закрытом состоянии**
- **элементы механизированной конструкции кровли в полностью открытом состоянии**

Этап 3:

**Аэродинамические исследования элементов механизированной конструкции кровли
на основе математического моделирования**

МОСКВА 2023

Подготовка к заключению договоров на разработку проектной документации и выполнение инженерных изысканий от имени НИУ МГСУ осуществляется только

Научно-техническим управлением

тел.: +7 (495) 739-03-14; e-mail: ntuinfo@mgsu.ru

1. Исходные данные. Постановка задач

В главе представлено:

- описание местоположения, окружающей застройки, рельефа и климата площадки строительства;
- краткое описание Объекта аэродинамических исследований;
- постановка целей и задач аэродинамических исследований.

1.1 Площадка строительства, рельеф и застройка объекта

Кинотеатр «Ударник» в составе объекта культурного наследия «Комплекс «Дом правительства»» расположен на Болотном острове в районе Якиманка по адресу г. Москва, ул. Серафимовича, 2. Ближайшие значимые объекты: ГЭС-2 (в непосредственном соседстве с юга), Храм Христа Спасителя (на западе на другой стороне реки), Малый каменный мост (в непосредственном соседстве с востока), Третьяковская галерея (на востоке на другой стороне реки). Характерная для исторического центра г. Москвы малоэтажная плотная окружающая застройка оказывает существенное аэродинамическое влияние на Объект, высота которого составляет около 30 м.



Рис. Существующий объект на карте г. Москвы, (источник: yandex.ru/maps)

Согласно СП 20.13330.2016 площадка строительства находится в **I ветровом районе** (нормативное значение ветрового давления $w_0 = 0.3$ кПа) и **III снеговом районе** (нормативное значение веса снегового покрова $S_g = 1.45$ кПа согласно Приложению К к СП). При определении ветровых нагрузок следует принять тип местности **B**, т.к. Объект окружен со всех сторон низкоэтажной окружающей застройкой.

1.2 Краткая характеристика исследуемого Объекта

Кинотеатр «Ударник» входит в состав объекта культурного наследия «Комплекс «Дом правительства»» (также известный как Дом на набережной) и был построен в 1927-1931 г. по проекту Б.М. Иофана в стиле конструктивизма.

В настоящей работе рассматривается проект реставрации Объекта. Основные отличия с точки зрения внешней формы здания: устройство раздвижной кровли и наружные лифты со стороны ГЭС-2.

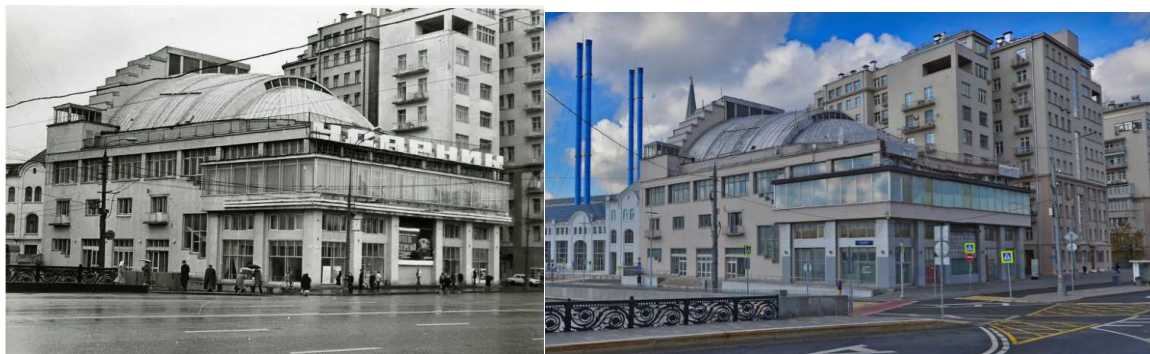


Рис. Кинотеатр «Ударник» – историческое фото (слева) и текущее состояние (справа)

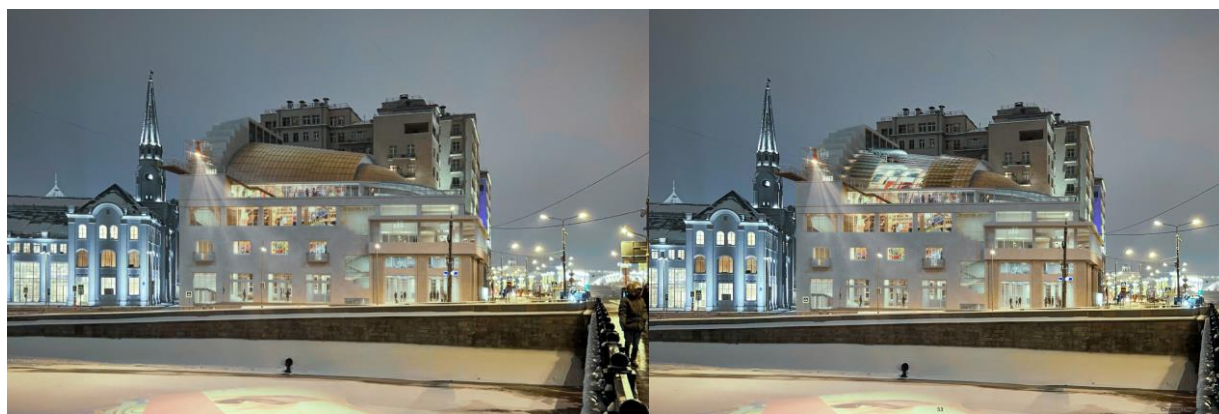


Рис. Кинотеатр «Ударник» – элементы механизированной конструкции кровли в полностью закрытом состоянии (слева) и в полностью открытом состоянии (рендер)

1.3 Постановка задач комплексных аэродинамических исследований

В соответствии с техническим заданием и по результатам анализа и обобщения проектной документации Объекта ставятся и решаются следующие задачи:

Этапы 1-2

1. Проектирование и создание масштабной модели Объекта и окружающей застройки для последующего проведения физического (экспериментального) моделирования ветровых воздействий.
2. Разработка трехмерных математических (численных) моделей аэродинамики Объекта с учетом окружающей застройки и различных направлений ветра.
3. Верификация и валидация численных и физических моделей.
4. Определение средних и пиковых значений аэродинамических коэффициентов давления в контрольных точках, полученных в результате физического (экспериментального) моделирования.
5. Выявление наиболее опасных и характерных направлений ветра на основе анализа суммарных ветровых нагрузок на несущие конструкции Объекта, полученных в результате математического (численного) моделирования.
6. Определение расчетных ветровых нагрузок на несущие конструкции Объекта для исследуемых направлений ветра по результатам математического и физического моделирования.
7. Определение распределения пиковых ветровых давлений на ограждающие (фасадные) конструкции Объекта по результатам математического и физического моделирования.
8. Проведение физического (экспериментального) моделирования снегопереноса на покрытиях Объекта;
9. Проведение математического (численного) моделирования снегопереноса на покрытиях Объекта;
10. Разработка на основе синтеза нормативных методик и результатов математического и физического моделирования рекомендаций по назначению снеговых нагрузок на покрытие Объекта в виде инженерных схем коэффициента μ .

Этап 3

В соответствии с техническим заданием [1] ставятся и решаются следующие задачи:

1. анализ и обобщение проектной документации Объекта, постановка задач расчетных исследований;
2. разработка и верификация расчетной конечноэлементной модели Объекта;
3. расчет жесткостных и динамических (собственных частоты и формы колебаний) характеристик Объекта;
4. разработка и верификация математических аэродинамических моделей Объекта для проведения численных исследований;
5. определение аэродинамических коэффициентов и частотных характеристик ветровой нагрузки на Объект на основе математического (численного) моделирования;
6. определение критических скоростей ветра и оценка возможности возникновения эффектов аэродинамической неустойчивости на основе нормативных методик и данных математического (численного) моделирования;
7. выводы о возможности возникновения эффектов аэродинамической неустойчивости.

ЭТАПЫ 1-2

2. Разработка физических и математических моделей

Для физического (экспериментального) моделирования аэродинамики объекта был спроектирован и изготовлен масштабный макет Объекта, на поверхности которого размещались датчики давления, окружающей застройки в радиусе 150 м и рельефа реки.

Для математического (численного) моделирования аэродинамики Объекта были разработаны и верифицированы масштабные CFD-модели Объекта с учётом окружающей застройки в радиусе 500 м и рельефа реки.

2.1 Проектирование и создание физической модели

Для физического (экспериментального) моделирования Заказчиком была предоставлена и согласована с Исполнителем геометрическая модель исследуемого объекта. Учитывая размеры рабочей части аэродинамической трубы и условия загромождения потока, был выбран масштаб макета 1:100.

По согласованной Заказчиком геометрической модели спроектирована и изготовлена из листового пенополистирола физическая модель Объекта. Внутримодельное пространство выполнено с учетом необходимости размещения 95 контрольных точек измерения давления на поверхности модели.

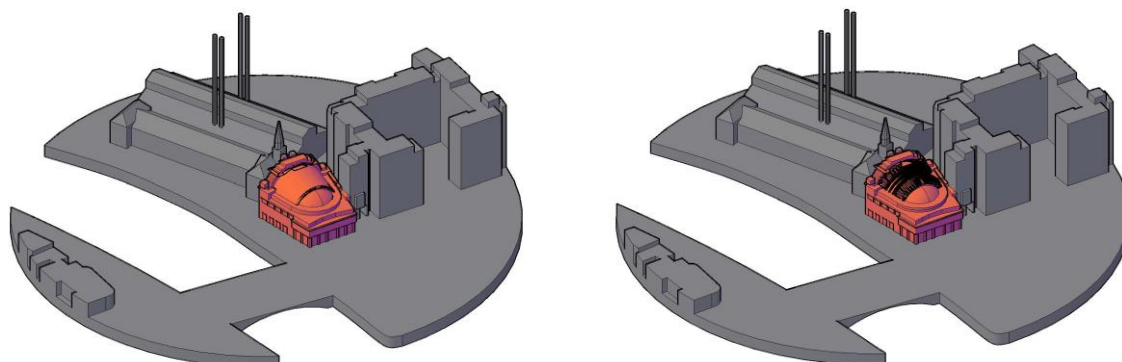


Рис. Геометрическая модель исследуемого объекта



Рис. Модель исследуемого объекта в аэродинамической трубе

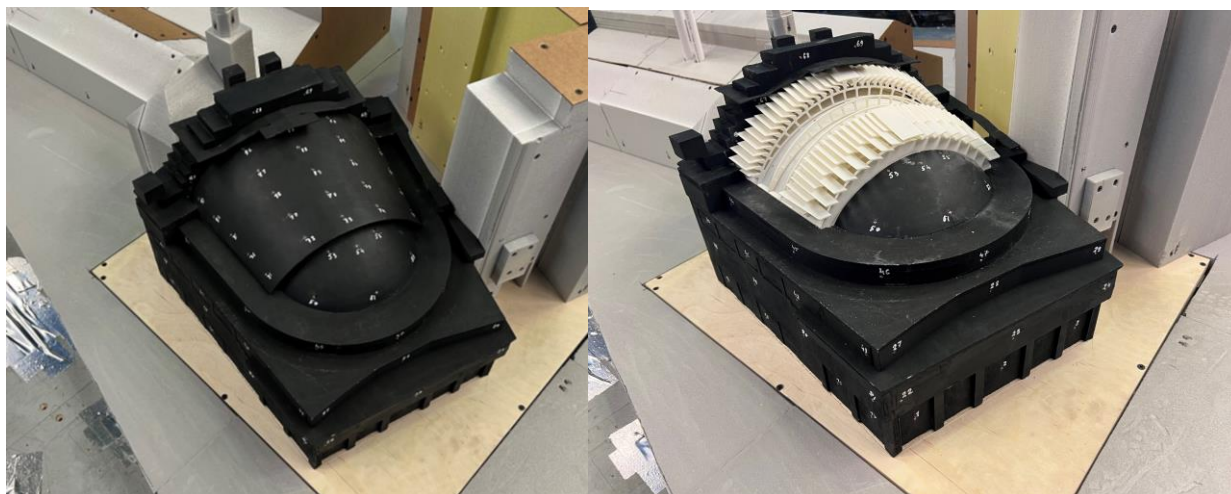


Рис. Контрольные точки на поверхности изготовленных моделей обеих конфигураций (подробные схемы приведены в Приложении В)

2.2 Подготовка аэродинамической трубы

На расстоянии 1.5 м от края установленной в рабочей зоне модели установлена трубка Пито-Прандтля, представляющая собой устройство для определения полного и статического давлений в потоке при проведении экспериментов. Канал, соответствующий статическому давлению, подключен к системе герметизированных коллекторов таким образом, что обеспечивается подача статического давления потока на все используемые в эксперименте датчики давления. Канал полного давления подключен к дифференциальному цифровому манометру, который служит для определения скорости потока воздуха. Это обеспечивает дополнительную проверку работы аэродинамической трубы и повышение достоверности проведенного эксперимента.

Моделирование приземного слоя атмосферы выполнено с использованием генераторов вихрей и элементов шероховатости на нижней стенке аэродинамической трубы. Полученный профиль средней скорости потока в достаточной степени соответствует нормативному.

2.3 Геометрическая модель для численных исследований

Практическая подготовка численных моделей начинается с создания геометрической модели Объекта с учетом существующей окружающей застройки в радиусе 500 м. Геометрия Объекта выполнена согласно предоставленной заказчиком модели [1], а существующая окружающая застройка – на основе открытых GIS-данных. Объемная геометрическая модель воздушного пространства получается путем «вычитания» Объекта и окружающей застройки из цилиндра радиусом 700 м и высотой 500 м. Полученный цилиндр дополнительно окружается объемной прямоугольной областью размерами 3000×2000×500 м, которая вращается при смене направлений ветра. Геометрическая модель разрабатывалась в модуле ANSYS SpaceClaim.

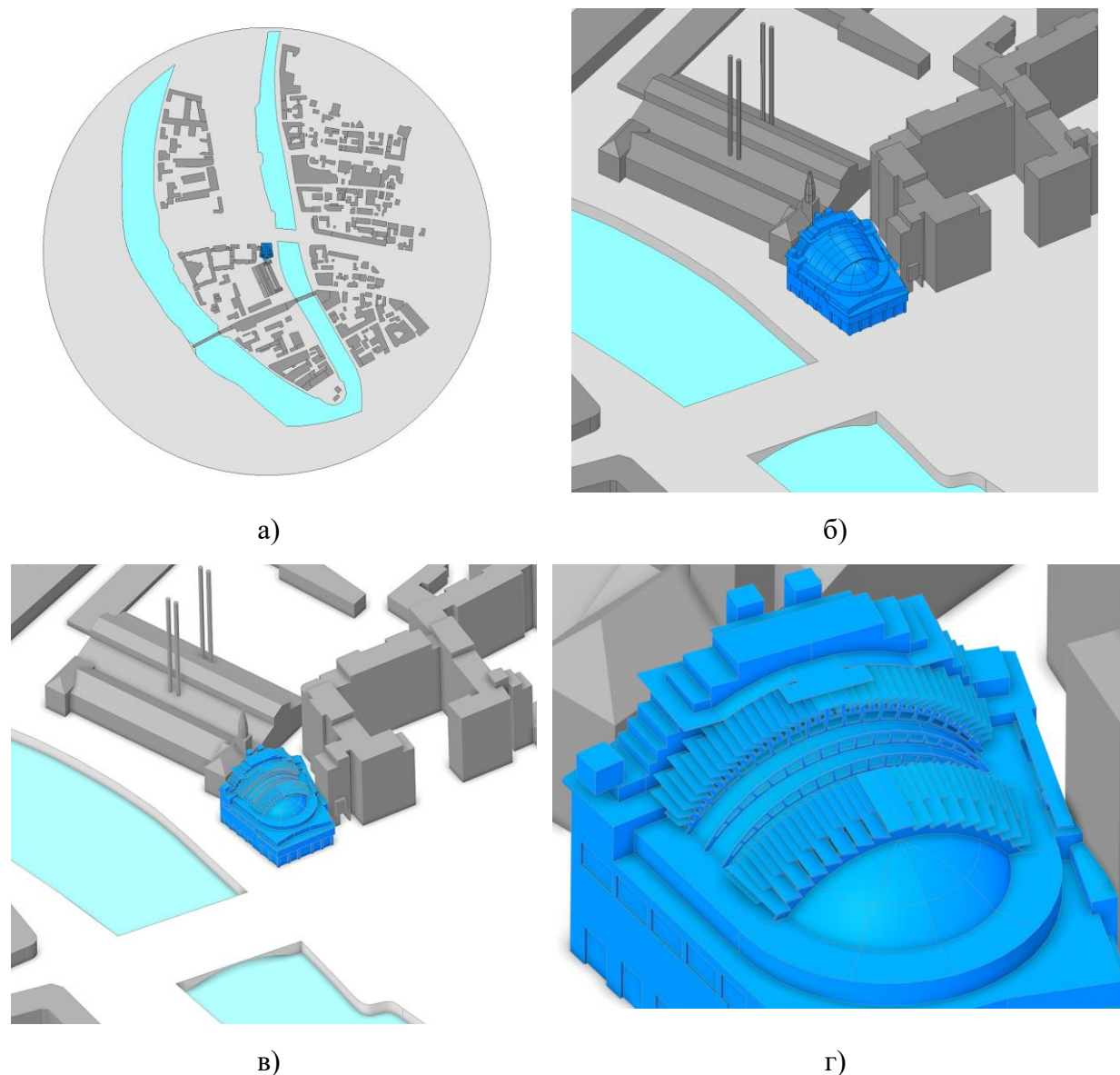


Рис. Геометрическая модель Объекта а) общий вид , б) общий вид вблизи – первая конфигурация, в) общий вид вблизи – вторая конфигурация, г) вид покрытий вблизи – вторая конфигурация

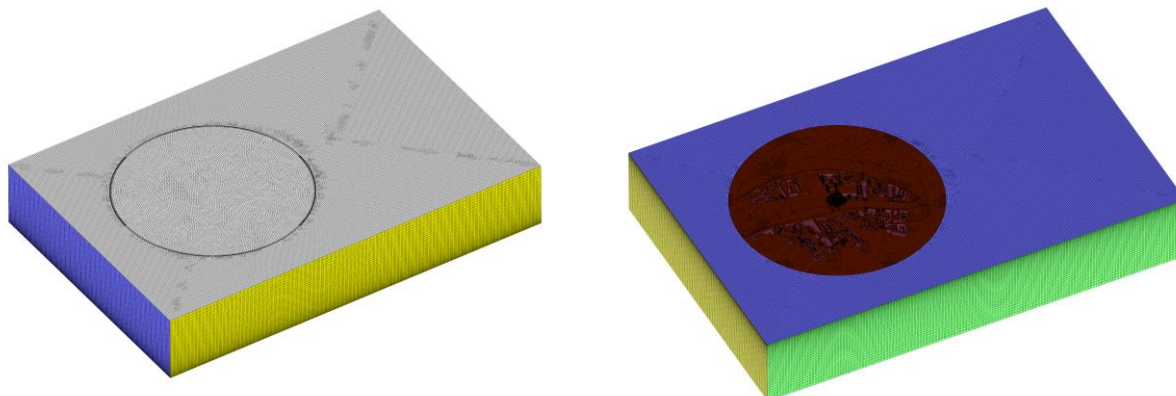
2.4 Конечнообъемные сетки

Конечнообъемная сетка для последующих расчетов формируется следующим образом: после создания в модуле ANSYS SpaceClaim объемной геометрической модели Объекта она уменьшается в 100 раз для выполнения необходимых в последующих расчетах условий дискретизации пограничного слоя и эффективных параметров функционирования численных алгоритмов ANSYS Fluent, а также соответствия масштабу физического макета.

Далее в модуле ANSYS Fluent Meshing в полученном внутреннем цилиндрическом объеме создается эффективная в вычислительном смысле конечнообъемная сетка из гексагональных (с висячими узлами) и полиэдрических конечных объемов (КО). Во внешнем прямоугольном объеме создается гексагональная сетка. Связь между внутренним и внешним объемами осуществляется через специальный интерфейсный алгоритм передачи искомых функций. Для удобства дальнейшего присвоения граничных условий в

препроцессоре ANSYS Fluent и обработки результатов расчетов в постпроцессоре ANSYS CFD-POST на исследуемом Объекте назначаются поверхности сбора аэродинамических нагрузок.

Визуализация конечнообъемных сеток представлена на рисунках ниже.



а) вид сверху

б) вид снизу

Рис. Конечнообъемная сетка (~9.8 млн. КО)

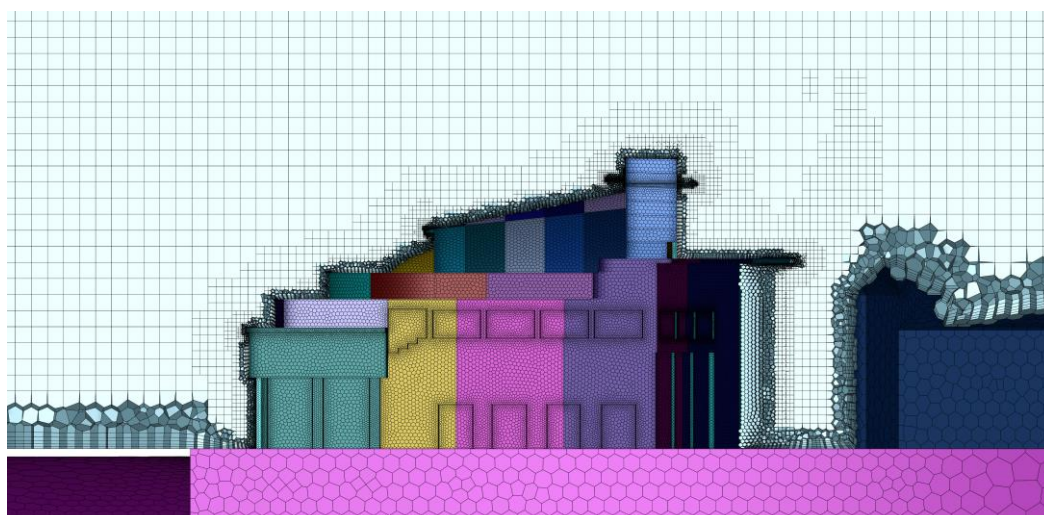


Рис. Разрез конечнообъемной модели. Вид вблизи Объекта

2.5 Граничные условия

Областям расчета присвоен домен Air (Воздух) со следующими физическими параметрами: тип среды – несжимаемый воздух при температуре (25°C) и давление 1 атм (рис. 4.14).

Граничные условия на "входе" (*INLET*) для расчетной области соответствуют 2-му ветровому району, типу местности В.

На "выходе" (*OUTLET*) назначаются "мягкие" граничные условия с нулевыми дополнительными давлениями.

Верхней и боковым границам расчетной области назначается граничное условие *SYMMETRY* (нулевые производные по нормали для всех искомых величин), в данном случае моделирующее невозмущенность потока.

На "земле" и зданиях задано условие "стенки с прилипанием", исключаяющее проникновение вещества через поверхность.

2.6 Параметры расчетов

Математическое (численное) моделирование ветровых нагрузок проводилось в *стационарной постановке* с использованием подхода *RANS* (модель турбулентности *GEKO k- ω*) при 24-х направлениях ветра (углы атаки ветра от 0° до 345° с шагом 15°) в программном комплексе ANSYS Fluent.

Математическое (численное) моделирование снеговых нагрузок проводилось в *стационарной постановке* с использованием подхода *RANS* (модель турбулентности *GEKO k- ω*) при 8-ми направлениях ветра (углы атаки ветра от 0° до 345° с шагом 45°) и 3-х скоростях ветра в программном комплексе ANSYS Fluent.

Критерием окончания счета назначено максимальное количество итераций – 150, либо достижение максимальных невязок по давлению и по всем компонентам скорости 10^{-4} . Для улучшения сходимости используется адаптивный множитель псевдовремени.

Расчетные направления ветра в математическом моделировании совпадают с аналогичными в физическом.

3. Верификация и валидация моделей

В настоящем разделе приводится информация по верификации физических моделей, верификации и валидации численных моделей. Отметим, что валидация на «натуре» для проектируемого объекта невозможна, а для существующего – практически невозможна, т.к. требует длительных и дорогостоящих замеров на реальном объекте и тем самым «не вписывается» в строительный процесс.

Валидация численной модели на практике возможна только по экспериментальным данным из аэродинамической трубы. Чтобы такая валидация была корректна, численные решения необходимо проводить в условиях АДТ – моделировать рабочую зону, такую же часть окружающей застройки и такой же входной профиль ветра. После достижения необходимой степени валидации такой упрощенной численной модели оказывается возможным «законно» использовать её полный вариант, лишенный недостатков физического моделирования (достаточно отдаленные граничные условия, большой радиус окружающей застройки, более подробный рельеф местности, нормативный профиль ветра).

Такой подход позволяет использовать все преимущества математического моделирования при обоснованной достоверности получаемых результатов.

3.1 Верификация физических моделей

В соответствии с требованиями СП числа Рейнольдса сооружения и его модели должны находиться в одной и той же области автомодельного режима обтекания. С практической точки зрения основной особенностью зоны автомодельности является слабая зависимость аэродинамических коэффициентов от числа Рейнольдса. Это обстоятельство позволяет с достаточной степенью надежности использовать результаты модельных испытаний при назначении ветровых нагрузок, действующих на реальные сооружения. Для исследуемой модели нижняя граница зоны автомодельности достигается при скорости ветрового потока порядка 11 м/с на характерной высоте:

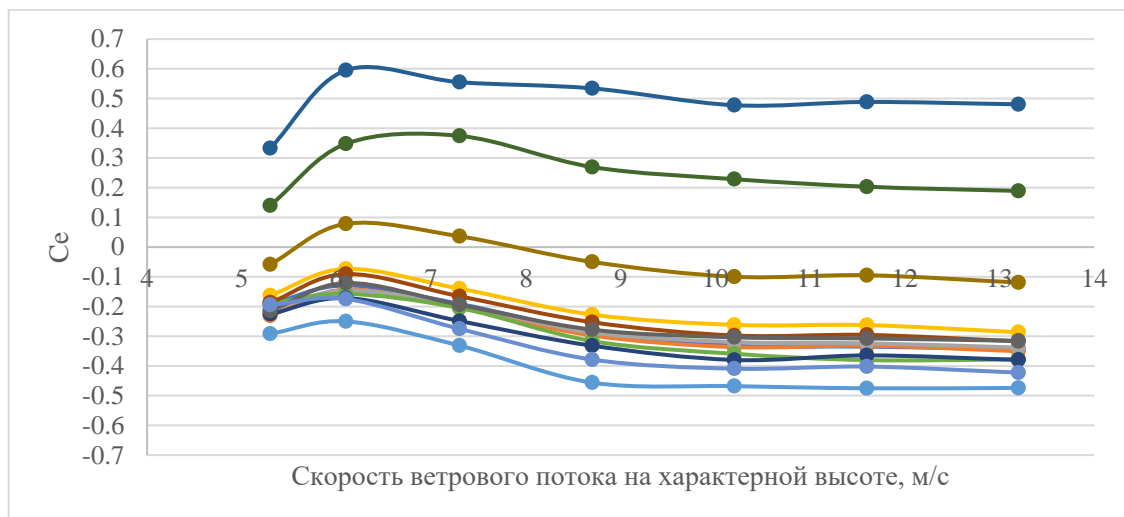


Рис. Зависимость значения аэродинамического коэффициента внешнего давления от скорости ветрового потока в отдельных контрольных точках

3.2 Верификация численных моделей

Напрямую проверить соответствие численного решения математической модели для сложных течений не представляется возможным. Поэтому основным требованием к численному решению, обеспечивающим его верификацию, является проверка сеточной и итерационной сходимости для искомых величин.

На рис. 5.4 представлены значения интегральных ветровых нагрузок для всех исследуемых направлений ветра. Столбиками показано среднее значение на последних 25-ти итерациях, когда решение достигло устойчивых осцилляций, а полосами ошибок – соответствующий разброс значений. Максимальный разброс не превышает 5% от средних значений, что свидетельствует о достаточной итерационной сходимости.

3.3 Валидация численных моделей по экспериментальным данным

Для целей валидации была построена численная модель фрагмента аэродинамической трубы. На входе задавался аппроксимированный по замерам в АДТ профиль ветра. Размеры КО, настройки модели турбулентности и другие параметры аналогичны неупрощенной модели.

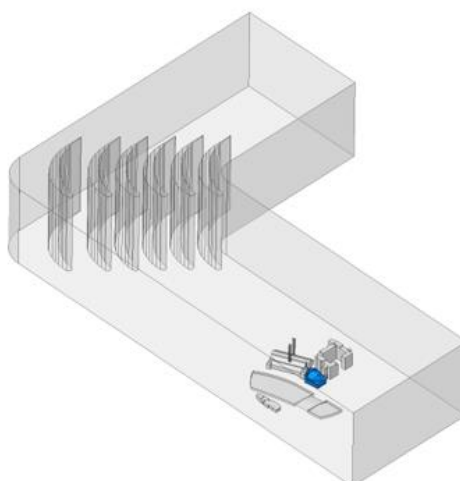


Рис. Геометрическая модель фрагмента АДТ с размещенным в ней макетом Объекта

Для валидации рассматривалось характерное направление ветра – 0° .

В соответствующем разделе отчета также представлены результаты сопоставления средних C_e и экстремальных $C_{max(min)}$ аэродинамических коэффициентов для численного решения и экспериментальных данных (схема расположения контрольных точек показана ниже).

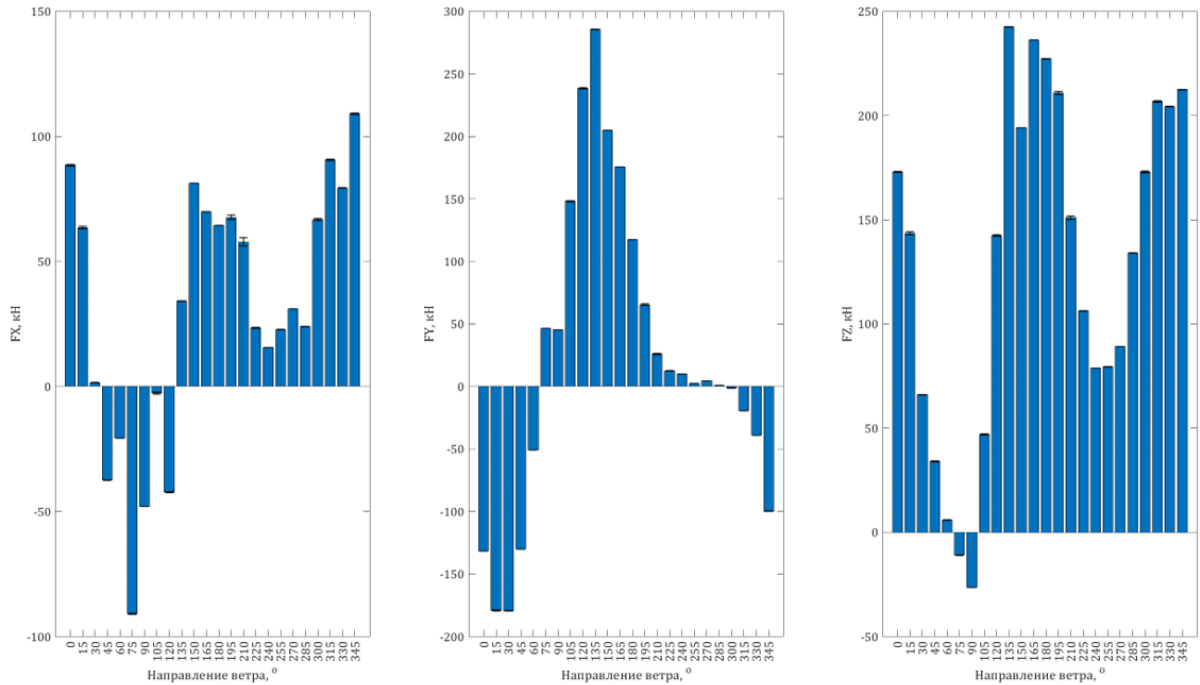


Рис. Итерационная погрешность численного моделирования для интегральных сил

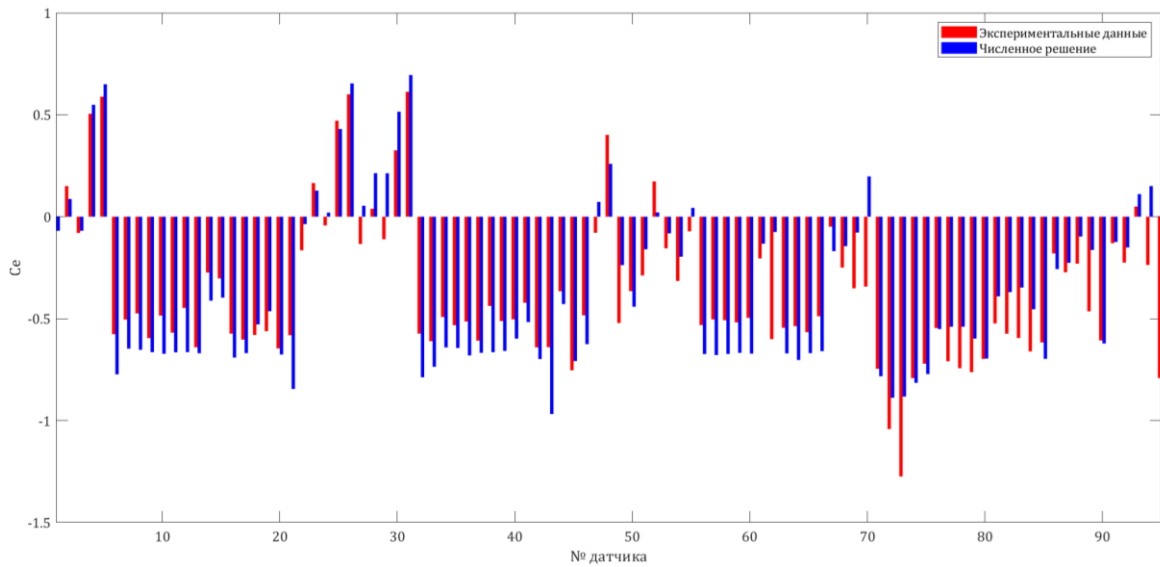


Рис. Сопоставление численных и экспериментальных значений C_e для направления ветра 0°

Выводы по верификации и валидации моделей

Верификация физических и численных моделей показала возможность их использования для получения стабильных и достоверных результатов в смысле соответствия постановке задач.

Валидация численной модели в условиях АДТ по экспериментальным данным показала:

1. Достаточное для практических целей соответствие аэродинамических коэффициентов среднего давления. Для большинства точек численное решение показывает несколько более консервативные значения, что не повлияет негативно на обеспечение механической безопасности.
2. Для экстремальных положительных аэродинамических коэффициентов численное решение дает несколько заниженные значения. Имея в виду малую значимость этих результатов для обеспечения механической безопасности из-за превалирования экстремальных отрицательных аэродинамических коэффициентов, это не повлияет негативно на обеспечении механической безопасности.
3. Для экстремальных отрицательных аэродинамических коэффициентов численное решение дает несколько более консервативные значения. Имея в виду, что экстремальные отрицательные аэродинамические коэффициенты, полученные в аэродинамической трубе, оказываются часто занижены по сравнению с натурными данными, можно считать, что это позитивно скажется на обеспечении механической безопасности.

4. Определение ветровых нагрузок на несущие конструкции

В главе представлены результаты моделирования ветровых нагрузок на несущие конструкции Объекта на основе физического (экспериментального) и математического (численного) моделирования.

Результаты моделирования представлены в следующем виде:

- интегральные ветровые нагрузки на весь Объект для 24-х исследуемых направлений ветра, определенные по результатам математического (численного) моделирования, которые выявляют наиболее опасные и характерные направления ветра;
- определенные по результатам математического (численного) моделирования средние ветровые давления на поверхностях сбора аэродинамических нагрузок для выявленных опасных и характерных направлений ветра;
- определенные по результатам физического (экспериментального) моделирования средние ветровые давления на поверхности сбора аэродинамических нагрузок для выявленных опасных и характерных направлений ветра.

Положительные значения ветровых давлений соответствуют направлению на поверхности, а отрицательные – от поверхностей.

Пульсационную составляющую ветровой нагрузки рекомендуется определять на основе нормативных подходов, реализованных в соответствующих программных комплексах (например, SCAD Office, ЛИРА-САПР и ПК ЛИРА 10).

Все приведенные в главе значения ветровых нагрузок являются *расчетными* (с учетом коэффициента надежности по нагрузке $\gamma_f = 1.4$).

В советующем разделе отчета представлены компоненты сбора аэродинамических нагрузок, используемые в математическом моделировании, и расположенные на них дренажные точки физической модели для соотнесения полученных данных.

4.1 Результаты математического моделирования

Приводятся схемы нумерации компонент сбора аэродинамических нагрузок (далее – компоненты), используемые в математическом моделировании. Компоненты представляют из себя наборы поверхностей, по которым производится осреднение давлений.

В пункте представлены:

- суммарные расчетные ветровые нагрузки на несущие конструкции в упомянутых выше осях (F_x , F_y , кН), векторная сумма нагрузки (F_R , кН), суммарная вертикальная сила (F_z , кН) для 24-х направлений (шаг по углу 15°) в табличном виде и в форме графиков. В таблицах оранжевым цветом выделены направления, при которых реализуются самые значительные ветровые нагрузки;

- среднее ветровое давление (P , Па) для соответствующих компонент в табличном виде. Результаты представлены для характерных и наиболее опасных направлений ветра с точки зрения несущей системы в целом;

- средние интегральные силы (F_x , F_y , F_z , Н) для отдельных компонент в табличном виде. Результаты представлены для характерных и наиболее опасных направлений ветра с точки зрения несущей системы в целом.

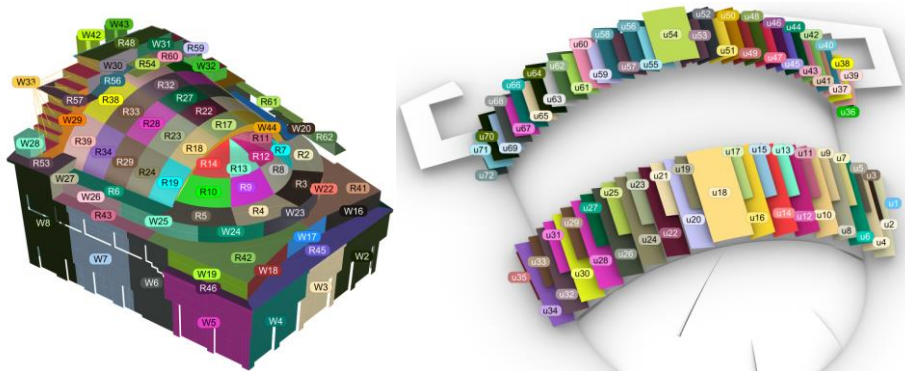


Рис. Пример схемы нумерации зон сбора аэродинамических нагрузок.

Далее приведен пример представления интегральных и покомпонентных нагрузок на Объект.

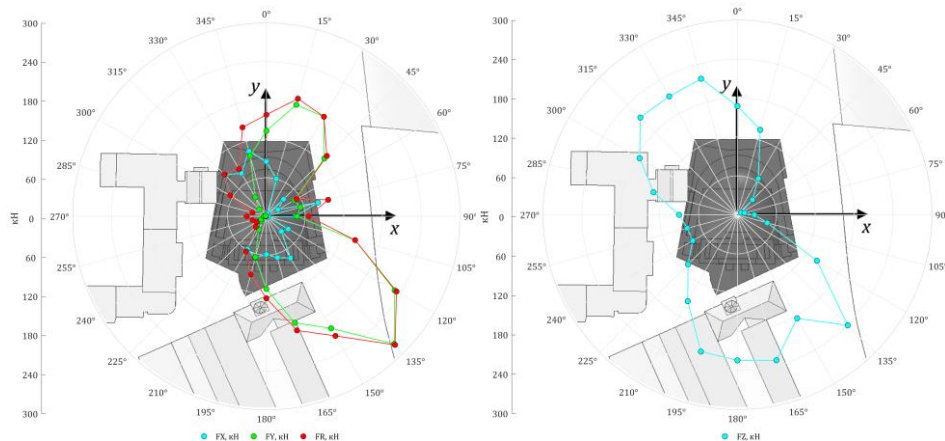


Рис. Суммарные расчетные ветровые нагрузки и векторная сумма нагрузки (F_x, F_y, F_R) (слева) и суммарная вертикальная сила (F_z) (справа) в зависимости от направления ветра, кН (значения приведены по модулю)

Таблица Средняя составляющая ветрового давления (P , Па) для вертикальных компонент
Объекта. Направление ветра 15°

Комп.	P , Па	Комп.	P , Па
W1	157.3	W22	84.7
W2	94.7	W23	25.4
W3	88.3	W24	-127.7
W4	39.3	W25	-158.8
W5	-173.9	W26	-103.9
W6	-145.9	W27	-38.4
W7	-114.8	W29	-1.6

4.2 Результаты физического моделирования

Для удобства использования ветровые нагрузки на несущие конструкции по результатам физического моделирования приведены по той же номенклатуре, что и результаты математического моделирования. Аэродинамические коэффициенты, которые были определены в дренажных точках для 24-х направлений ветра, приведены в *Приложении А* отчета о настоящем исследовании. Схема размещения дренажных точек приведена в *Приложении Б* отчета о настоящем исследовании.

Соответствие (неполное) размещения дренажных точек и компонент сбора нагрузки по признаку их расположения на модели Объекта приведено в табл. 6.1.

В пункте представлены средние ветровые давления (P , Па) для соответствующих компонент в табличном виде. Результаты представлены для характерных углов и наиболее опасных с точки зрения несущих конструкций направлений ветра (с реализацией максимального значения векторной суммы нагрузки и вертикальной силы).

Таблица. Средняя составляющая ветрового давления (P , Па) для вертикальных компонент
Объекта. Направление ветра 15°

Комп.	P , Па	Комп.	P , Па
W1	150.5	W22	118.8
W2	38.7	W23	43.0
W3	76.0	W24	-54.1
W4	42.3	W25	-112.2
W5	-112.8	W26	-37.2
W6	-118.4	W27	-
W7	-62.5	W29	2.9
W8	-98.4	W30	-41.2
W9	-182.2	W31	-40.2
W10	-161.4	W32	-30.7
W11	-168.1	W33	-
W12	-181.6	W34	-

5. Пиковые ветровые давления на ограждающие конструкции

5.1 Результаты численного моделирования

В соответствующей главе отчета представлены результаты моделирования ветровых нагрузок на ограждающие (фасадные) конструкции Объекта на основе физического (экспериментального) и математического (численного) моделирования.

Все приведенные в главе значения ветровых нагрузок являются **расчетными** (с учетом коэффициента надежности по нагрузке $\gamma_f = 1.4$).

На рисунках представлены картины положительных и отрицательных пиковых ветровых давлений.

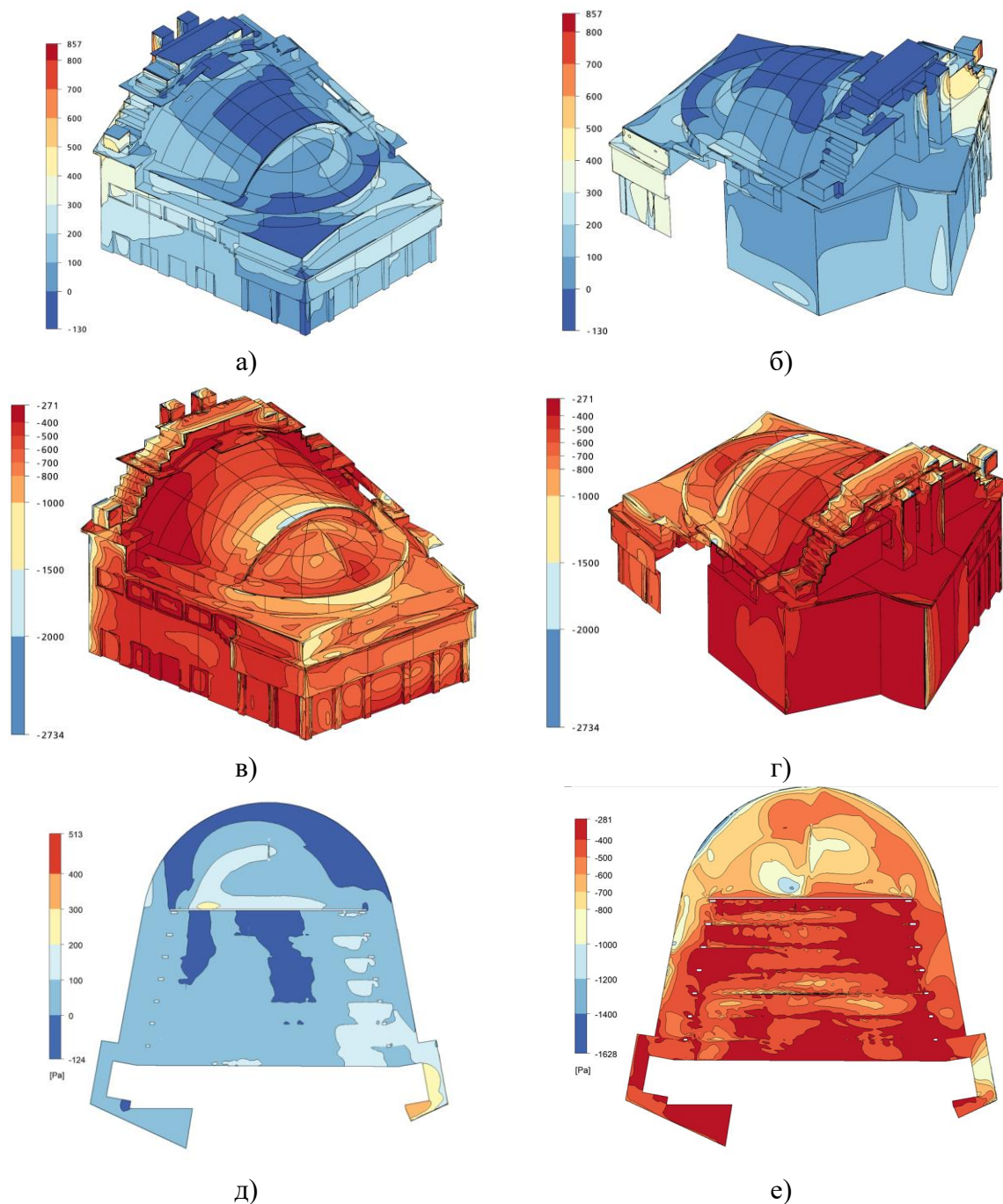


Рис. Положительные (а-б) и отрицательные (в-г) пиковые ветровые давления на поверхностях Объекта в первой конфигурации, пиковые ветровые давления на покрытиях Объекта во второй конфигурации (д-е), Па

5.2 Результаты физического моделирования

Пиковые ветровые давления, определенные по результатам физического (экспериментального) моделирования в дренажных точках объектах приведены в табличном виде. Экстремальные аэродинамические коэффициенты, которые были определены в дренажных точках для каждого из 24-х направлений ветра, приведены в *Приложении А* отчета о настоящем исследовании. Схема размещения дренажных точек приведена в *Приложении Б* отчета о настоящем исследовании.

Представленные пиковые ветровые давления определялись без учета коэффициента корреляции $v_{+(-)} = 1.0$ и могут быть самостоятельно пересчитаны на соответствующие площади ограждающих конструкций в соответствии с 11.8 СП 20.

Пример представления результатов представлен в таблице ниже.

Таблица. Пиковые ветровые давления в дренажных точках Объекта, Па

<i>№ точки</i>	<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>
w_+ , Па	385.5	365.9	350.3	542.6
w_- , Па	-474.2	-499.9	-612.4	-500.8
<i>№ точки</i>	<i>14</i>	<i>15</i>	<i>16</i>	<i>17</i>
w_+ , Па	452.5	444.8	434.2	371.8
w_- , Па	-694.1	-432.9	-484.7	-493.6
<i>№ точки</i>	<i>27</i>	<i>28</i>	<i>29</i>	<i>30</i>
w_+ , Па	435.4	333.2	443.3	520.1
w_- , Па	-640.9	-799.0	-740.8	-565.6
<i>№ точки</i>	<i>40</i>	<i>41</i>	<i>42</i>	<i>43</i>
w_+ , Па	541.4	483.3	441.6	498.7
w_- , Па	-620.4	-466.4	-582.7	-536.8
<i>№ точки</i>	<i>53</i>	<i>54</i>	<i>55</i>	<i>56</i>
w_+ , Па	340.0	266.4	293.6	575.0
w_- , Па	-648.6	-744.4	-686.2	-476.5
<i>№ точки</i>	<i>66</i>	<i>67</i>	<i>68</i>	<i>69</i>
w_+ , Па	539.8	507.1	205.3	256.5
w_- , Па	-480.0	-527.1	-605.3	-682.0
<i>№ точки</i>	<i>79</i>	<i>80</i>	<i>81</i>	<i>82</i>
w_+ , Па	120.0	155.5	308.7	70.4
w_- , Па	-729.3	-687.5	-572.0	-686.4
<i>№ точки</i>	<i>92</i>	<i>93</i>	<i>94</i>	<i>95</i>
w_+ , Па	224.0	370.0	297.4	6.0
w_- , Па	-576.4	-582.3	-576.4	-811.3

6. Определение снеговых нагрузок

Для определения снеговых нагрузок используются данные СП 20.13330.2016 «Нагрузки и воздействия» (с учетом изменений № 1-4) и результаты математического (численного) и физического (экспериментального) моделирования, представленные в соответствующем разделе настоящего отчета.

Методика физического (экспериментального) моделирования снеговых нагрузок и Методика математического (численного) моделирования снеговых нагрузок представлены в соответствующих разделах отчета о настоящем исследовании.

6.1 Расчетные значения снеговых нагрузок

Нормативное значение снеговой нагрузки S_0 , действующей на горизонтальную проекцию кровли *Объекта*, следует определять по формуле:

$$S_0 = c_e c_t \mu S_g$$

где:

$S_g = 1.45$ кПа в соответствии с Приложением К к СП ;

$c_e = 1.0$ в соответствии с п. 10.6 СП;

$c_t = 1.0$ в соответствии с п. 10.10 СП;

μ – коэффициент формы, определенный по нормативной методике СП 20.13330.2016, по результатам математического (численного) и физического (экспериментального) моделирования снеговых нагрузок моделирования снеговых нагрузок.

Для покрытий *Объекта* необходимо рассмотреть *шесть вариантов загрузки* с коэффициентом формы, определяемым в соответствии со схемами Б.1, Б.2, Б.8, Б.13 Приложения Б к СП и по результатам моделирования, представленным в отчете. *Варианты загрузки* необходимо комбинировать из *схем*, представленных в виде рисунков, с *коэффициентами ψ_s* , приведёнными в таблице ниже.

Расчетное значение снеговой нагрузки следует определять как произведение ее нормативного значения, формируемого комбинацией *схем*, на коэффициент надежности по нагрузке.

Таблица. Коэффициенты комбинации ψ_s схем для снеговых загрузок покрытия *Объекта*

Схема, №	Вариант загрузки					
	1	2	3	4	5	6
1	1.0	0	0	0	0	0
2	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
3	0	1.0	0	0	0.5	0
4	0	0	1.0	0	0	0.5
5	0	0	0	1.0	0.5	0.5

Ниже приведены примеры предоставления результатов по разделу определения снеговых нагрузок.

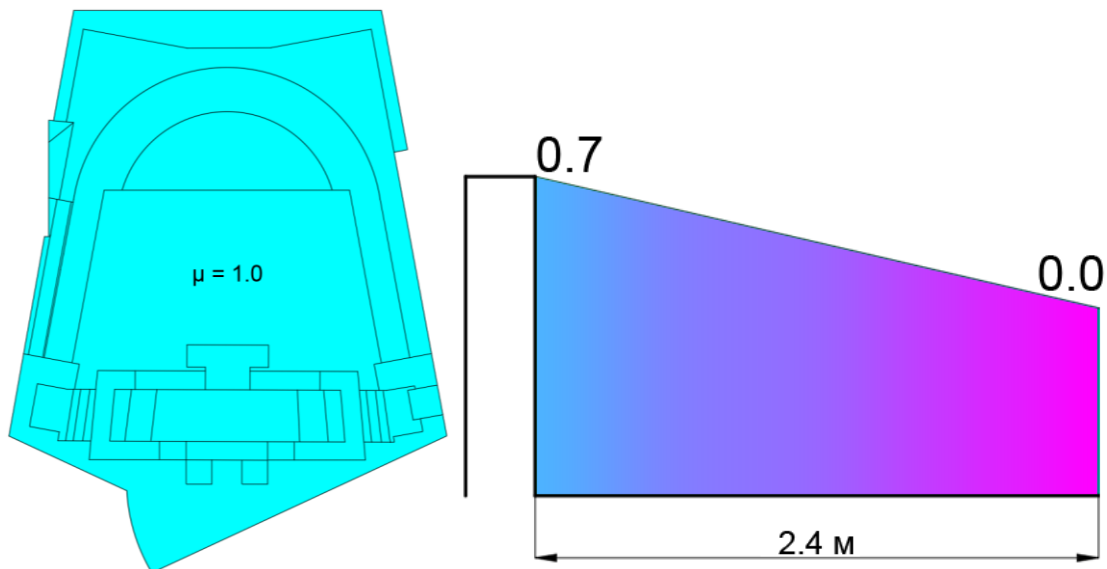


Рис. Расчётный коэффициент формы μ для покрытий *Объекта*, схема №1 и схема №2 (равномерное распределение)

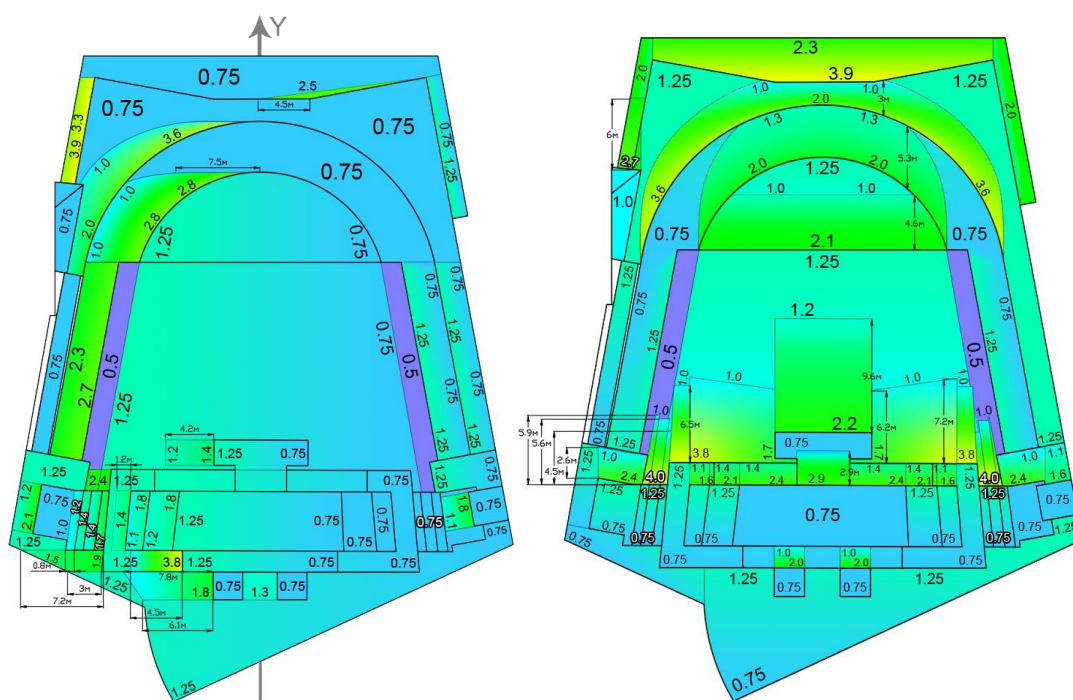


Рис. Расчётный коэффициент формы μ для покрытий *Объекта*, схема №3
Схема №4 – симметричная этой относительно оси Y,

6.2 Смоделированные коэффициенты формы для расчетных направлений ветра

При *математическом (численном) моделировании*, с применением численной методики и варьируя скорость ветра, было выполнено по три аэродинамических расчёта для восьми направлений ветра для *Объекта* ($0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ, 225^\circ, 270^\circ, 315^\circ$) с учётом окружающей застройки. Расчёты проводились для скоростей ветра на высоте 10 м (V_{10}), равных 1 м/с, 3 м/с и 6 м/с, при $\mu_0 = 1$. Также были приняты следующие значения экспериментальных констант: $A\rho_a = 10^{-4}$ кг·с/м⁴, $w_f = 0.5$ м/с, $u_t = 0.25$ м/с. Концентрация снега C была принята равной 5 г/м³, что соответствует умеренному снегопаду. Для моделирования долгого снегопада, при котором получается неравномерное распределение снега, время выпадения осадков T_+ принято равным 6 ч, а время уноса осадков T_- – 240 ч.

При *физическом (экспериментальном) моделировании* исследовались такие же направления ветра, как и для математического моделирования, а характерные скорости ветра, при которых анализировался перенос снега на модели, находились в диапазоне от 3.4 до 8 м/с. Моделирование снега выполнялось древесной мукой с размером частиц от 50 мкм до 250 мкм при влажности 3.5-4 %, которая смещается с гладкой крашеной поверхности при скорости ветра 3.4 м/с. В результате длительной экспозиции модели, покрытой тонким слоем древесной муки, в потоке воздуха со скоростью 6-7 м/с формируется картина снегопереноса. Анализ форм снеговых мешков выполнялся для зонирования кровли на элементарные примитивы, для которых выполняется стандартный расчет снеговой нагрузки.

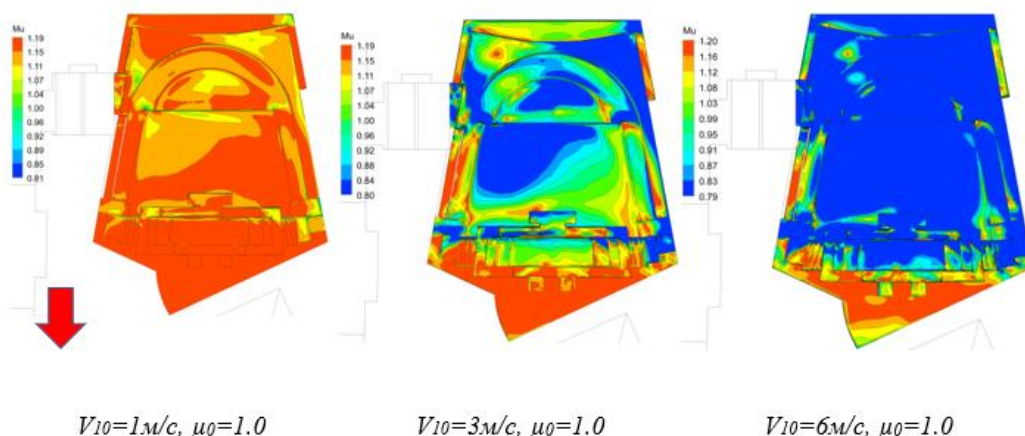


Рис. Математически моделируемый коэффициент формы $\mu_{\text{мт}}$ для направления ветра 0° (с

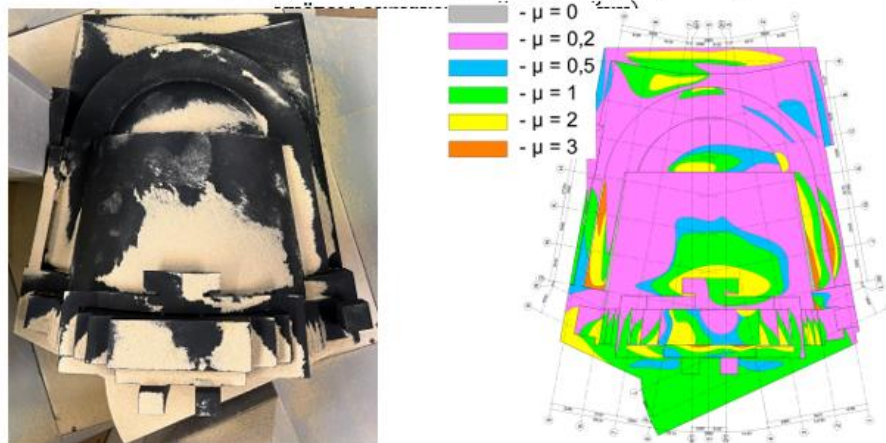


Рис. Физически моделируемый коэффициент формы $\mu_{\text{фд}}$ Рис. Схема распределения снеготложений по результатам физического моделирования для направления

ЭТАП 3

7. Определение динамических и жесткостных характеристик Объекта

В разделе представлены результаты модального (определение собственных форм и частот колебаний) анализа крыльев покрытия, полученные на основе разработанной динамической оболочечной конечноэлементной модели в ANSYS Mechanical. За основу для разработки конечно-элементной модели в ANSYS Mechanical положены данные, предоставленные заказчиком.

7.1. Исходные данные

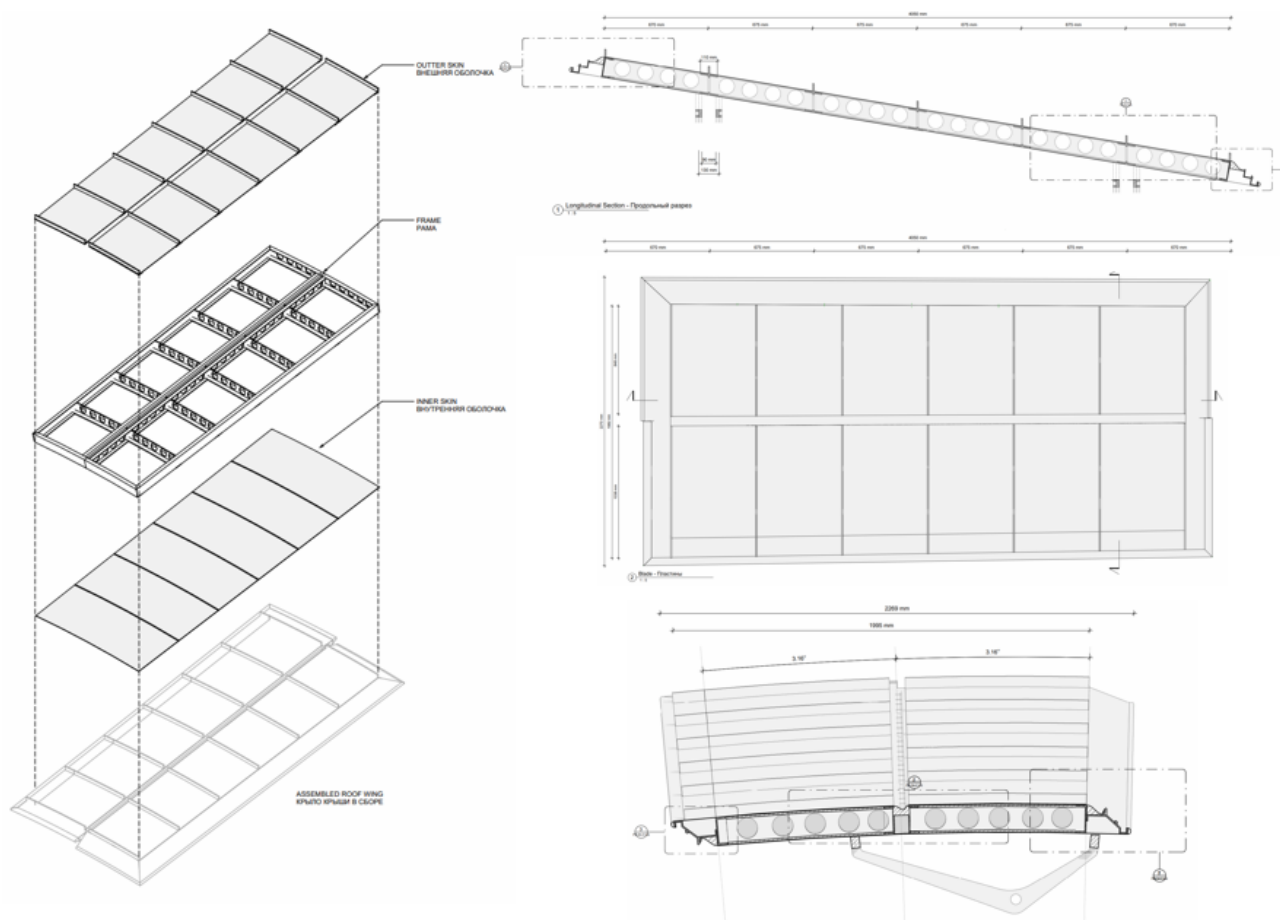


Рис. Крыло покрытия

7.2. Разработанная расчетная КЭ-модель

Для проведения расчетного анализа собственных частот и форм колебаний были разработаны конечноэлементные модели крыльев покрытия в ПК ANSYS Mechanical на основе данных, предоставленных Заказчиком.

Математические модели крыльев представляют собой оболочечные конечно-элементные модели с заданными поперечными сечениями (толщины), согласно исходным данным. Материал элементов – сталь. Для моделирования элементов металлоконструкций использовались типы КЭ SHELL181.

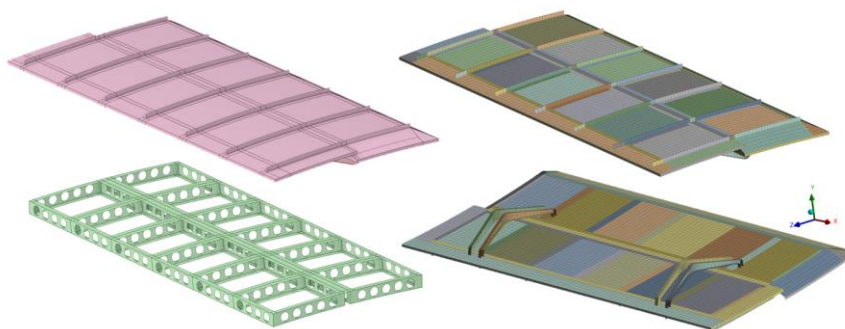


Рис. Геометрическая модель крыла и рамы (слева) и конечноэлементная модель Крыльев 1 и 3 (справа)

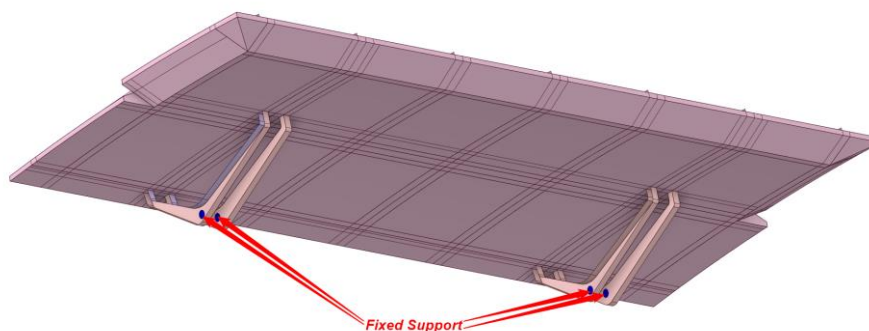


Рис. Крыло 1 (Крыло 3): Граничные условия

7.3. Расчетные собственные частоты и формы колебаний Крыльев

В таблице приведен пример представления низших (первых) 5 собственных частот колебаний крыльев, а на рисунках - соответствующие им собственные формы, полученные в ПК ANSYS Mechanical.

Таблица. Собственные частоты колебаний f_i , Гц. Крыло 1 и Крыло 3

Номер частоты	Частота, Гц	Модальная масса, кг	Эффективная масса, кг		
			по X	по Y	по Z
1	14.394	66.9	891.7	9.0	2.6
2	19.571	100.9	17.6	447.5	149.2
3	35.774	26.76	1.0	0.2	0.0
4	45.996	29.88	0.0	46.9	48.7
5	73.474	1.584	0.0	328.9	186.0

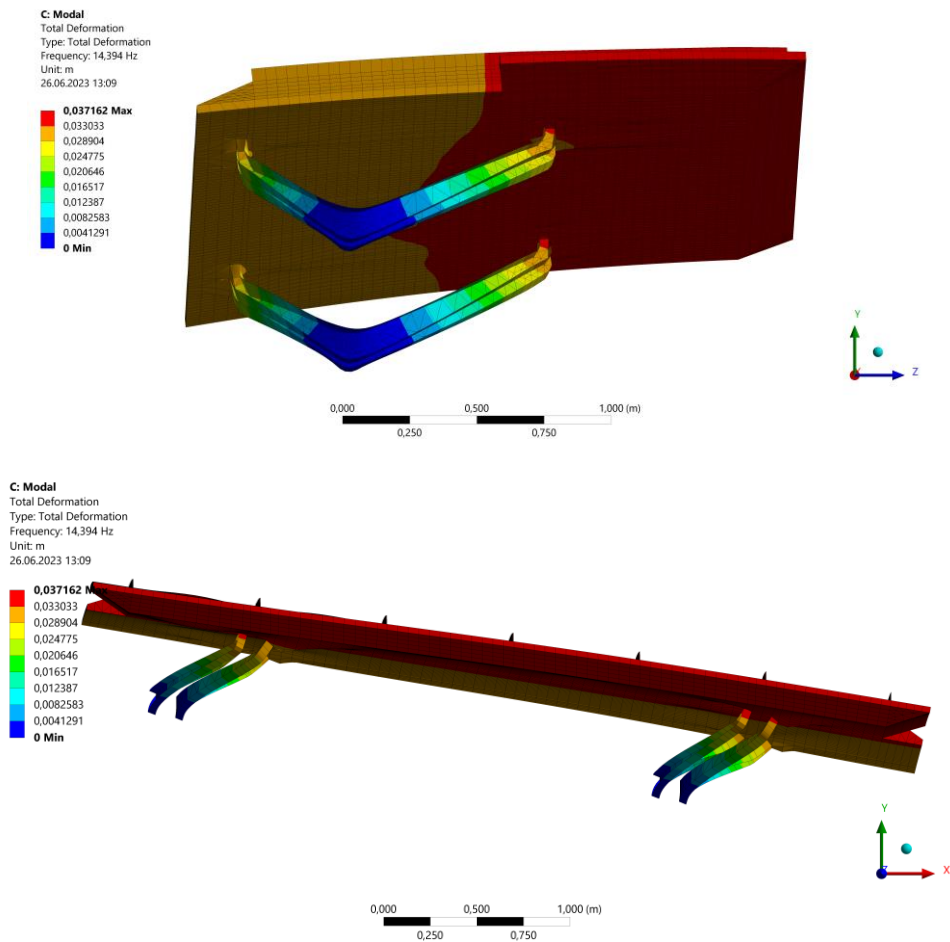


Рис. Собственные формы колебаний Крыла 1 и Крыла 3. 1-я форма колебаний, $f_1 = 14.3$ Гц

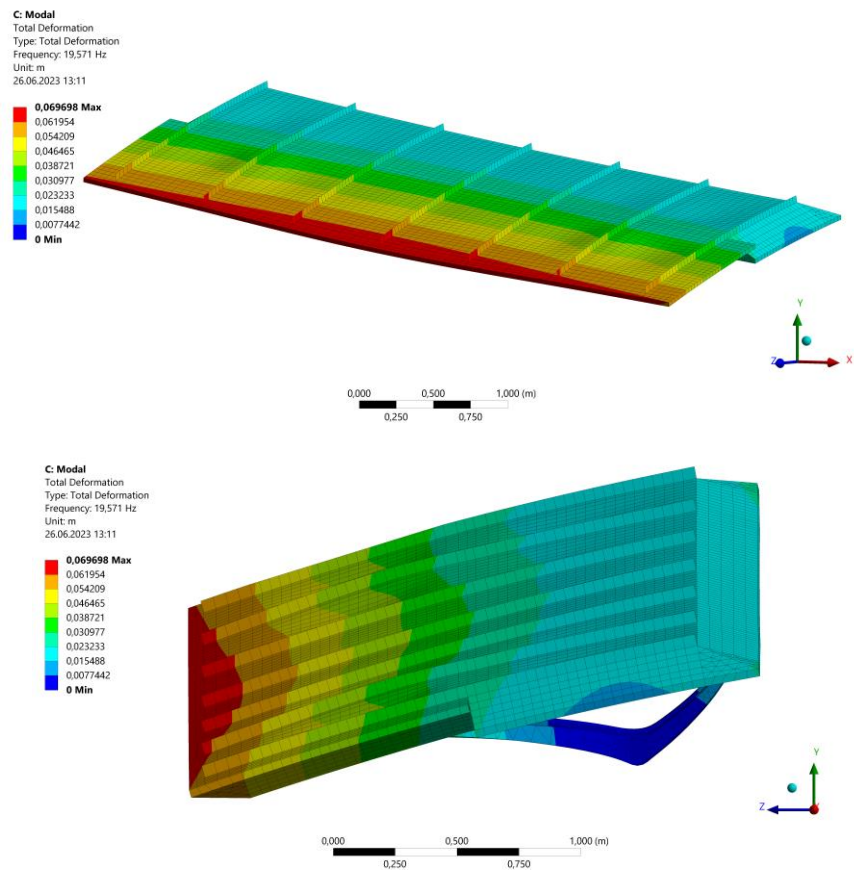


Рис. 7.1 Собственные формы колебаний Крыла 1 и Крыла 3. 2-я форма колебаний, $f_2 = 19.6$ Гц

7.4. Вычисление приведенных характеристик для аэроупругих оценок

Для определения параметра крутильной жесткости для расчета дивергенции крыльев используется подход, основанный на определении базового угла поворота при заданном крутящем моменте относительно центральной продольной оси балки на уровне центра масс.

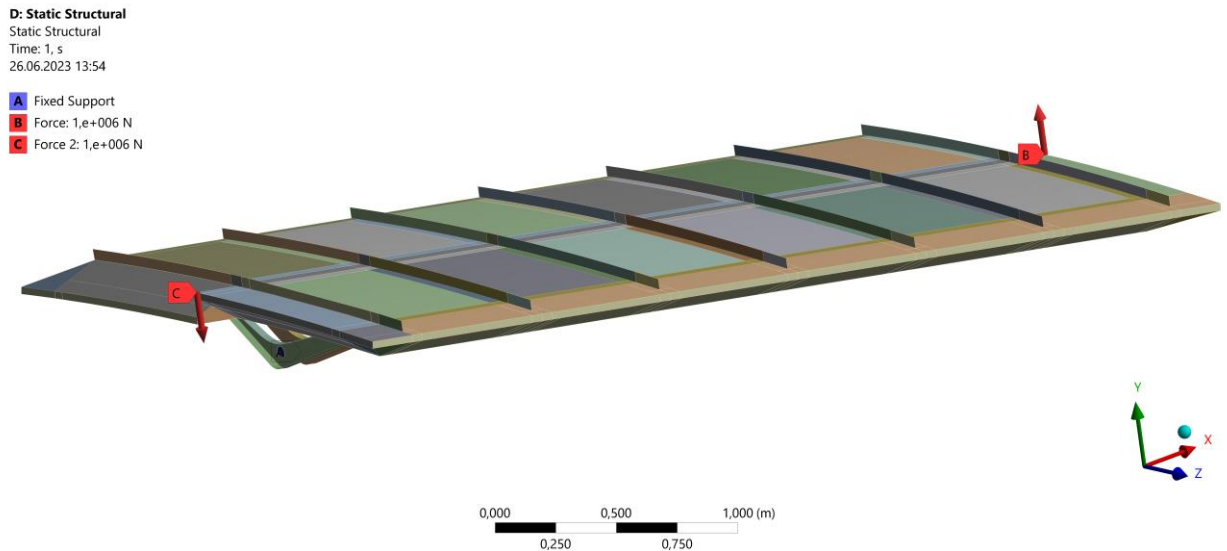


Рис. Граничные условия Крыла 1 (Крыла 3) для расчета параметра крутильной жесткости

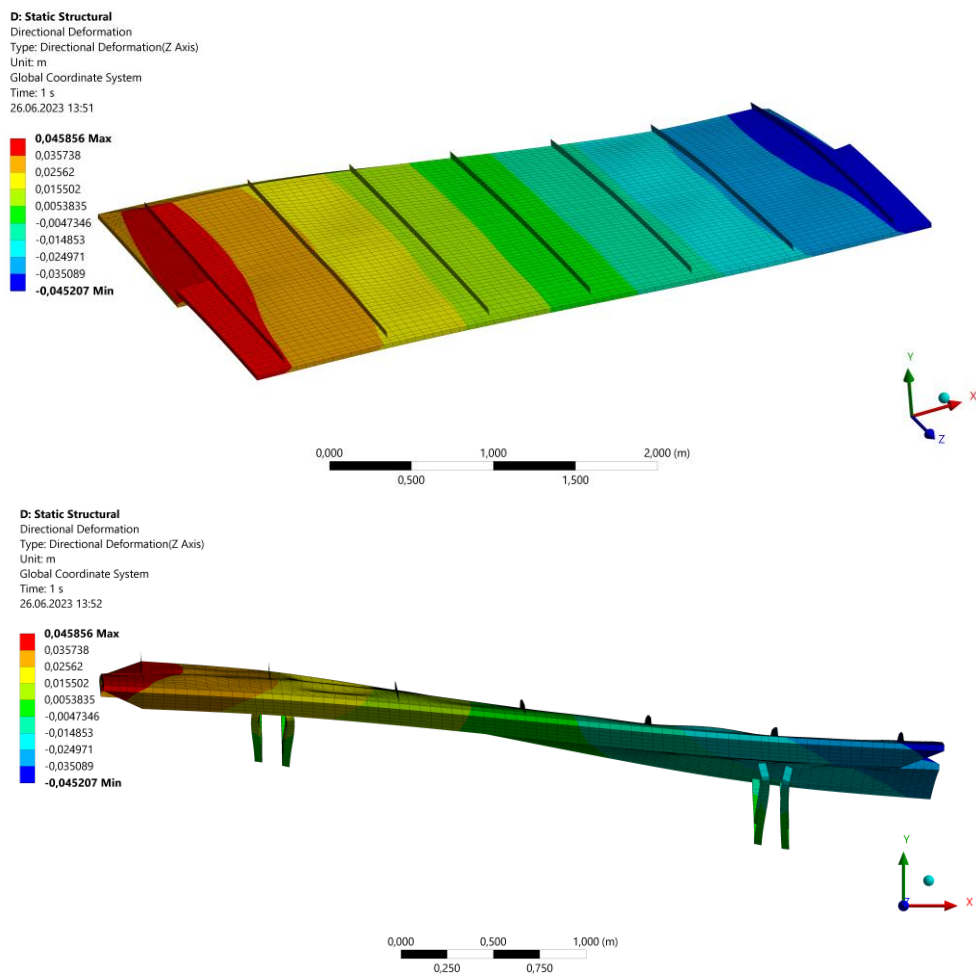


Рис. Результаты расчета Крыла 1 (Крыла 3) на сосредоточенный в середине пролета момент для расчета параметра крутильной жесткости

8. Разработка и верификация расчетных аэродинамических моделей

Для моделирования аэродинамики Объекта были разработаны ряд моделей:

- модель 1 (часть покрытия) для определения аэродинамических коэффициентов и чисел Струхаля;
- модель для связанных аэроупругих расчетов.

8.1. Геометрические модели Объекта

Практическая подготовка расчетных моделей начинается с создания геометрических объемных моделей Объекта. Геометрия Объекта выполнена согласно исходным данным [1]. Объемные геометрические модели создавались в модуле ANSYS SpaceClaim. Рассматривалась часть покрытия кинотеатра (*Модель 1*). Окружающая застройка, рельеф местности и малые архитектурные формы не учитывались.

Для выполнения желательных в последующих расчетах условий дискретизации пограничного слоя и эффективных параметров функционирования численных алгоритмов ANSYS Fluent, моделирование выполнялось в уменьшенном геометрическом масштабе 1:100.

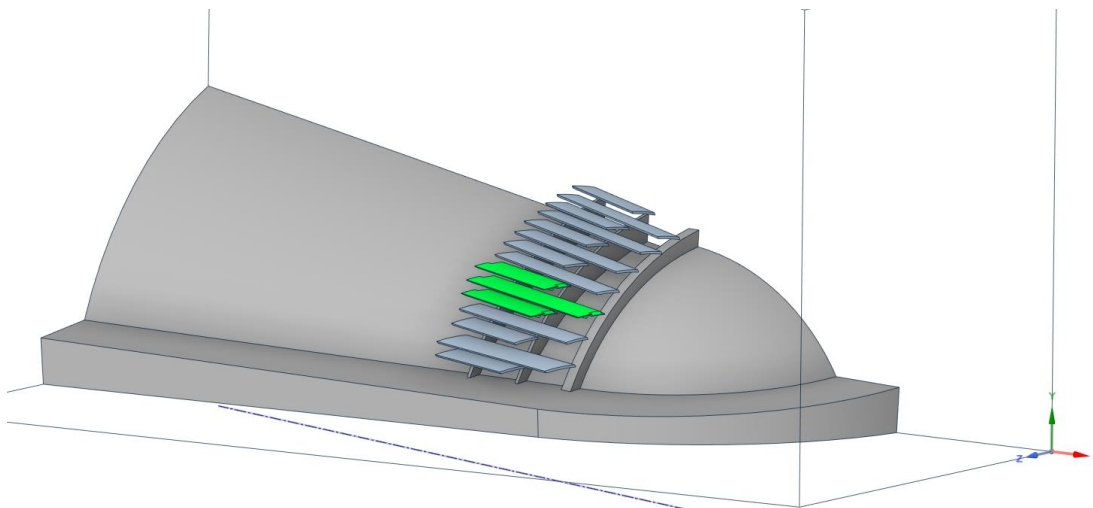


Рис. Геометрия Объекта в соответствии с исходными данными. Зеленым цветом выделены исследуемые крылья покрытия.

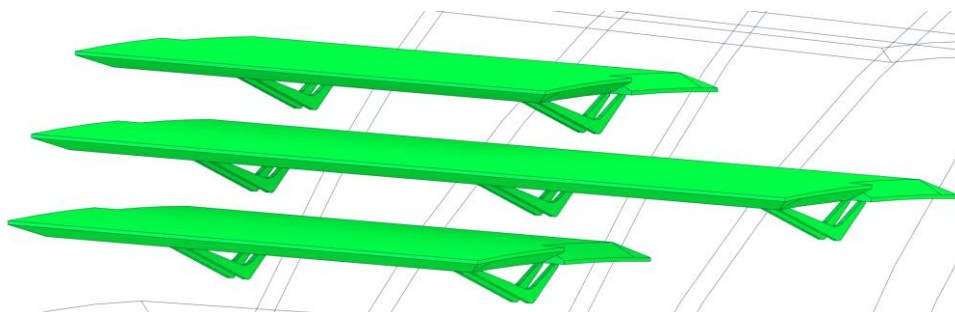


Рис. Геометрия исследуемых крыльев покрытия (*Модель 1*).

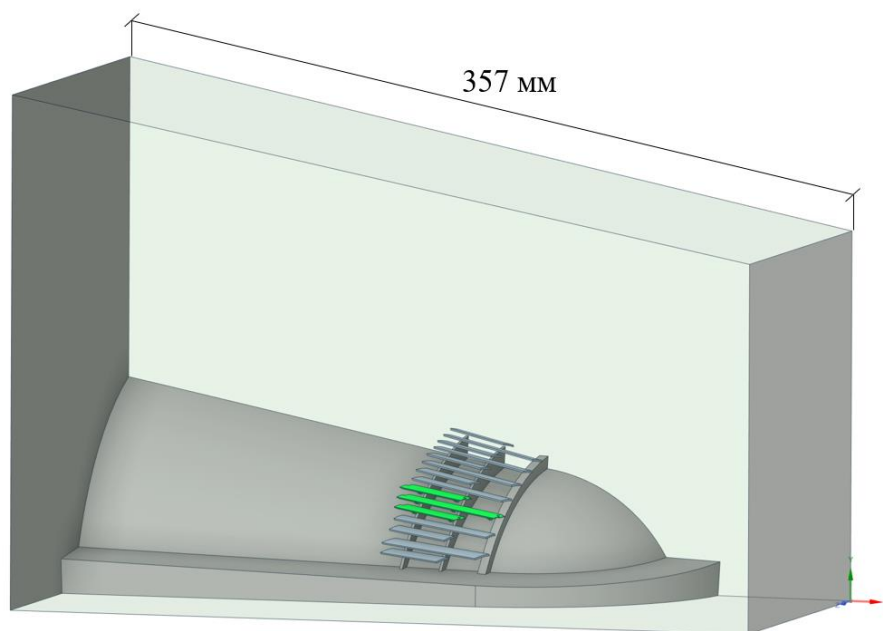


Рис. Модель 1. Геометрическая модель. Общий вид

8.2. Конечнообъемные сетки

Конечнообъемная сетка для последующих расчетов формируется следующим образом: после создания в модуле ANSYS SpaceClaim объемной геометрической модели Объекта она уменьшается в 100 раз для выполнения необходимых в последующих расчетах условий дискретизации пограничного слоя и эффективных параметров функционирования численных алгоритмов ANSYS Fluent.

Далее в модуле ANSYS Fluent Meshing в полученном объеме создается эффективная в вычислительном смысле конечнообъемная сетка из гексагональных (с висячими узлами) и полиэдрических конечных объемов (КО). Для удобства дальнейшего присвоения граничных условий в препроцессоре ANSYS Fluent и обработки результатов расчетов в постпроцессоре ANSYS CFD-POST на исследуемом Объекте назначаются поверхности сбора аэродинамических нагрузок.

Пограничный слой дискретизируется 5-ю тонкими (в нормальном к поверхности направлении) конечными объемами, размер конечных объемов составляет 0.005м – 0.02м. Полученная конечнообъемная сетка представлена на рисунках ниже.

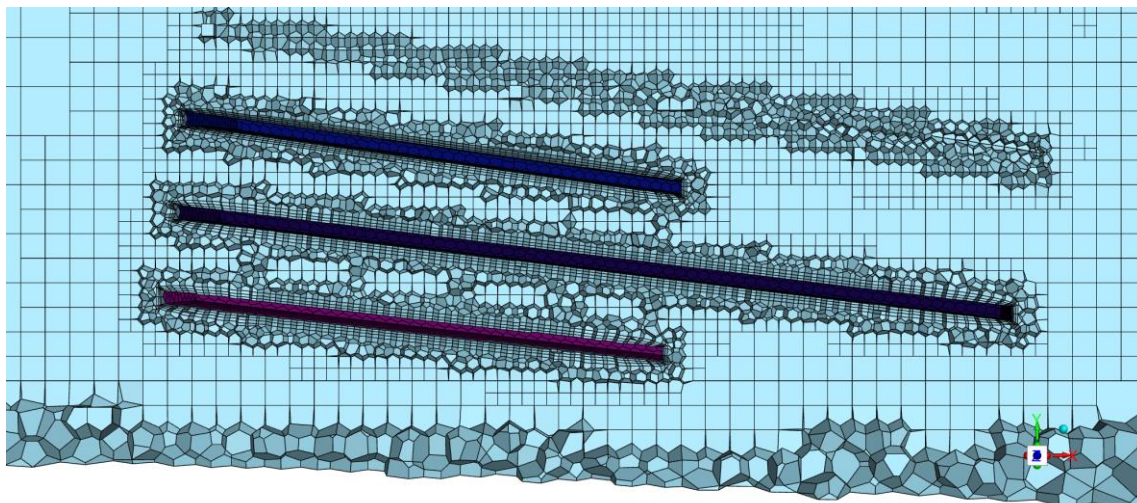


Рис. Разрез конечнообъемной модели

8.3 Граничные условия

Области расчета присвоен домен Air (Воздух) со следующими физическими параметрами: тип среды – несжимаемый воздух при температуре (25°C) и давление 1 атм.

В качестве граничного условия на “входе” (*INLET*) была задана постоянная скорость потока $V_{in} = 1$ м/с.

На “выходе” (*OUTLET*) назначаются “мягкие” граничные условия с нулевыми дополнительными давлениями.

На поверхности покрытия и крыльев условие “стенки с прилипанием” (No-Slip Wall, $U=V=W=0$ м/с). На остальных гранях было задано условие “стенки с заданным сдвигом” (Specified Shear Wall, напряжение сдвига равно 0).

8.4 Параметры расчетов

Расчеты проводились в *стационарной и нестационарной постановках*.

Для стационарных расчетов использовался *RANS* подход с моделью турбулентности *SST k- ω* . Результаты стационарного расчета также использовались в качестве начальных условий для нестационарного расчета. Критерием окончания счета назначалось максимальное количество итераций – 150 или достижение максимальных невязок по давлению и по всем компонентам скорости 10^{-4} .

Для нестационарных расчетов использовался гибридный подход *SBES* (в пограничной слое у стенок используется *RANS* модель *SST k- ω* , а в остальной расчетной области *LES WALE*). Моделируемое физическое время – 2.8 с с шагом по времени – 0.001 с.

9. Результаты моделирования основных ветровых нагрузок (этап 2)

В данном разделе представлены результаты численного моделирования обтекания рассматриваемых крыльев покрытия (*Модель 1*) – суммарные значения ветровых нагрузок. Все приведенные в главе значения ветровых нагрузок являются *расчетными* (с учетом коэффициента надежности по нагрузке $\gamma_f = 1.4$).

9.1 Определение аэродинамических характеристик Объекта

Положительному значению ветровых нагрузок вдоль оси *x* соответствует направление, противоположно направленное соответствующей координатной оси, а отрицательному – сонаправленное соответствующей оси. Положительному значению ветровых нагрузок вдоль оси *y* соответствует направление, сонаправленное соответствующей координатной оси, а отрицательному – противоположно направленное соответствующей оси. Положительному значению момента соответствует вращение против часовой стрелки.

В таблице представлены полученные погонные значения ветровых нагрузок на крылья покрытия.

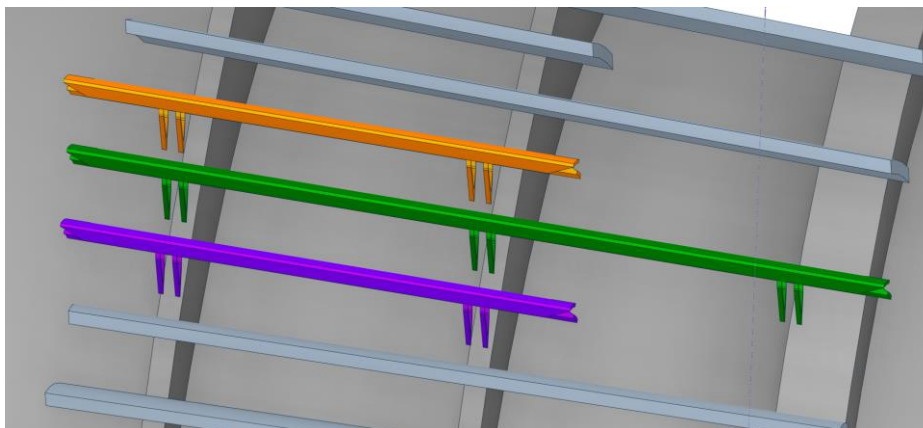


Рис. Расположение рассматриваемых крыльев:

Фиолетовый цвет – *Крыло 1*, зеленый цвет – *Крыло 2*, оранжевый цвет – *Крыло 3*

В таблице 6.2 представлены полученные для *Модели 1* значения средних суммарной (F_x, F_y, M_z) ветровых нагрузок для крыльев.

Таблица 9.1. Средние значения ветровых нагрузок для крыльев покрытия (суммарные (F_x, F_y, M_z))

$V, \text{ м/с}$	<i>Крыло 1</i>			<i>Крыло 2</i>			<i>Крыло 3</i>		
	$F_x, \text{ Н}$	$F_y, \text{ Н}$	$M_z, \text{ Н}\cdot\text{м}$	$F_x, \text{ Н}$	$F_y, \text{ Н}$	$M_z, \text{ Н}\cdot\text{м}$	$F_x, \text{ Н}$	$F_y, \text{ Н}$	$M_z, \text{ Н}\cdot\text{м}$
5	-12.82	-1.06	22.39	-11.77	6.85	-21.35	-24.88	4.59	4.87
10	-51.31	-4.26	89.54	-47.11	27.40	-85.41	-99.54	18.34	19.49
15	-115.43	-9.59	201.46	-106.01	61.64	-192.18	-223.96	41.27	43.85
20	-205.21	-17.04	358.16	-188.47	109.59	-341.64	-398.13	73.37	77.94

10. Оценка аэроупругой неустойчивости инженерными методами

С учетом приведенных описаний аэроупругих явлений, можно сделать вывод о том, что для исследуемых крыльев следует провести оценки возможности возникновения таких видов неустойчивости как галопирование, дивергенция и вихревое возбуждение.

В существующих нормах (отечественных и зарубежных) содержатся инженерные подходы для оценки критических скоростей возникновения галопирования, дивергенции и вихревого возбуждения, используемые в этой главе.

10.1. Оценка возможности галопирования по нормативной методике

В отечественных (СП) и зарубежных (Eurocode, CNR-DT 207 R1/2018) нормах приводится рекомендация для оценки возможности возникновения эффекта галопирования.

В Eurocode указано, что некруглые поперечные сечения, включая сечения I-, U, L и T-образной формы, склонны к возникновению галопирования. Для круглых сечений галопирование невозможно, т.к. характер обтекания не меняется с изменением угла атаки ветра, однако наличие обледенения на круглых сечениях может привести к возникновению аэроупругих явлений галопирования. Колебания при галопировании начинаются с определенной начальной скорости $V_{cr,g}$, называемой критической. Амплитуды колебаний в этом случае быстро растут с увеличением скорости ветра.

В отечественных нормах СП указано, что аэродинамически неустойчивые колебания типа галопирования могут возникнуть в протяженных сплошнотенчатых сооружениях при выполнении трех условий:

1) относительное удлинение $\lambda_e > 20$, где λ_e определяется в соответствии с указаниями СП 20.13330;

2) коэффициент a_g удовлетворяет критерию Дена-Гартога

3) максимально возможная скорость ветра для места строительства на высоте рассматриваемого сечения превышает критическую скорость $V_{cr,g}$.

В СП и в Eurocode приводится одна и та же формула для определения критической скорости возникновения галопирования:

$$V_{cr,g} = \frac{2 \cdot S_c \cdot f_i \cdot D}{-a_g \cdot \gamma_{cr}}$$

S_c – число Скратона:

$$S_c = \frac{2 \cdot m_{e,i} \cdot \delta_s}{\rho_{air} \cdot D^2}$$

где f_i – частота колебаний по i -ой изгибной собственной форме, Гц; L – характерный размер (длина крыла), м; $m_{e,i}$ – эквивалентная погонная масса для i -ой изгибной собственной формы, кг/м; ρ_{air} – плотность воздуха, кг/м³; γ_{cr} – коэффициент надежности (рекомендуется принять равным 1.25); δ_s – коэффициент конструкционного демпфирования.

По результатам многовариантных расчетов при различных направлениях ветра были получены значения аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления и подъемной (боковой) силы для крыльев покрытия. Далее по формуле был определен критерий Ден-Гартога a_g .

Пример представления результатов:

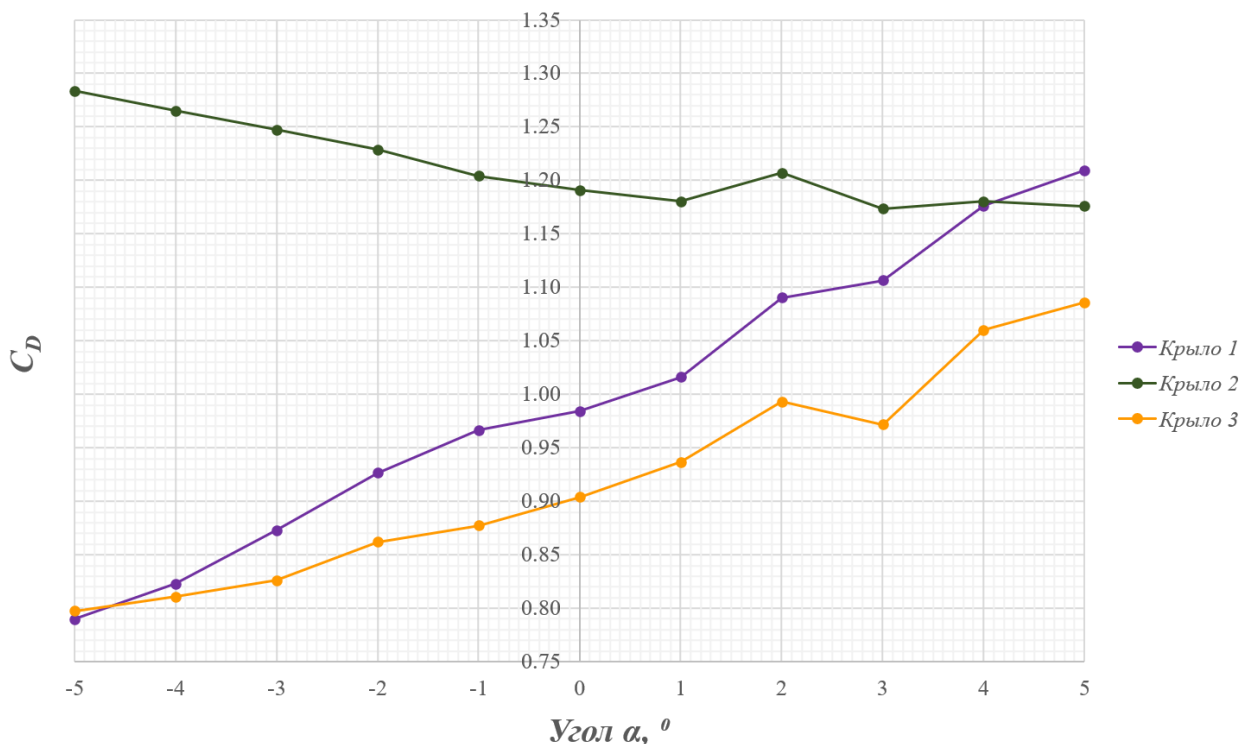


Рис. График зависимости коэффициента силы лобового сопротивления C_D от угла атаки ветра α .

Таблица Численное моделирование: средние значения аэродинамических коэффициентов C_D , C_L критерий Ден-Гартога a_g . Крыло 1

Угол α , °	C_D	C_L	$\frac{dC_L}{d\alpha}$	a_g
-5	-0.790	-0.150	1.06	1.85
-4	-0.823	-0.146	0.36	1.18
-3	-0.873	-0.138	1.20	2.07
-2	-0.927	-0.104	1.64	2.57
-1	-0.967	-0.080	0.65	1.61
0	-0.984	-0.082	0.27	1.26
1	-1.016	-0.071	0.69	1.71
2	-1.090	-0.058	-0.04	1.05
3	-1.107	-0.072	-0.92	0.18
4	-1.176	-0.090	-0.31	0.87
5	-1.210	-0.083	2.20	3.40

10.2. Оценка возможности дивергенции по нормативной методике

По результатам численного моделирования были получены коэффициенты аэродинамических моментов, действующих на крылья покрытия (табл.7.4, рис. 7.6-7.7).

В таблице представлены полученные по соответствующей формуле значения критических скоростей возникновения дивергенции ($G \cdot J_{p_1} = 104 \cdot 10^6 \text{ Н} \cdot \text{м}^2$ – для Крыла 1 и Крыла 3,
 $G \cdot J_{p_2} = 258 \cdot 10^6 \text{ Н} \cdot \text{м}^2$ – для Крыла 2).

Таблица Численное моделирование: средние значения коэффициента аэродинамического момента C_{Mz} и производная $C_{Mz}/d\alpha$.

Угол α , °	Крыло 1		Крыло 2		Крыло 3	
	C_{Mz}	$\frac{dC_{Mz}}{d\alpha}$	C_{Mz}	$\frac{dC_{Mz}}{d\alpha}$	C_{Mz}	$\frac{dC_{Mz}}{d\alpha}$
-5	1.895	3.58	1.284	26.25	-0.293	30.97
-4	1.910	-0.75	1.265	22.35	-0.643	37.66
-3	1.921	3.57	1.248	27.49	-0.950	28.91
-2	1.785	6.79	1.229	29.49	-1.148	27.03
-1	1.684	1.92	1.204	26.13	-1.422	28.15
0	1.718	-0.16	1.191	28.87	-1.639	41.85
1	1.689	0.25	1.181	29.43	-2.152	33.23
2	1.710	-3.15	1.207	27.29	-2.219	9.95
	1.800	-7.89	1.174	28.45	-2.326	17.28
3	1.985	-4.89	1.181	31.03	-2.520	26.89
4	1.970	11.37	1.176	34.16	-2.795	27.23
5	1.895	3.58	1.284	26.25	-0.293	30.97

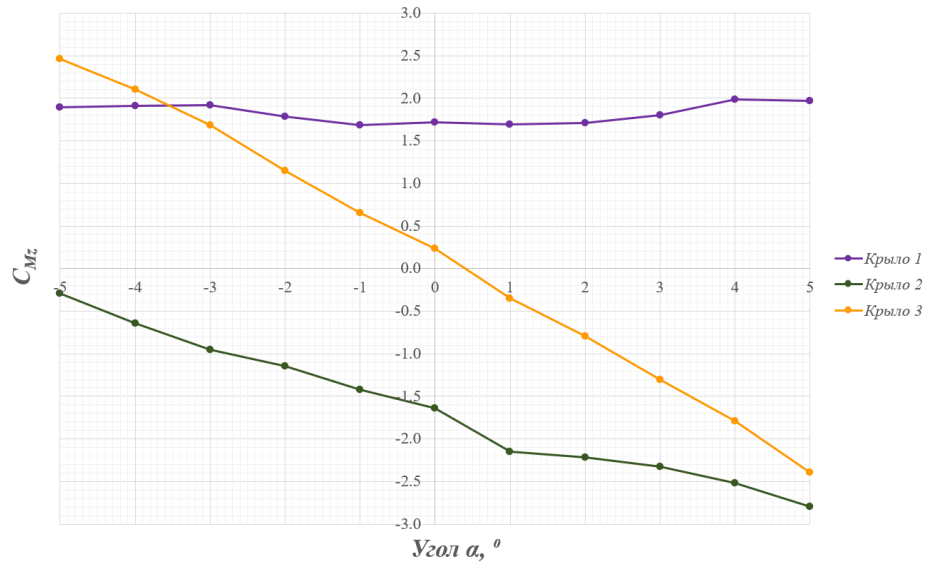


Рис. График зависимости коэффициента аэродинамического момента C_{Mz} от угла атаки ветра α .

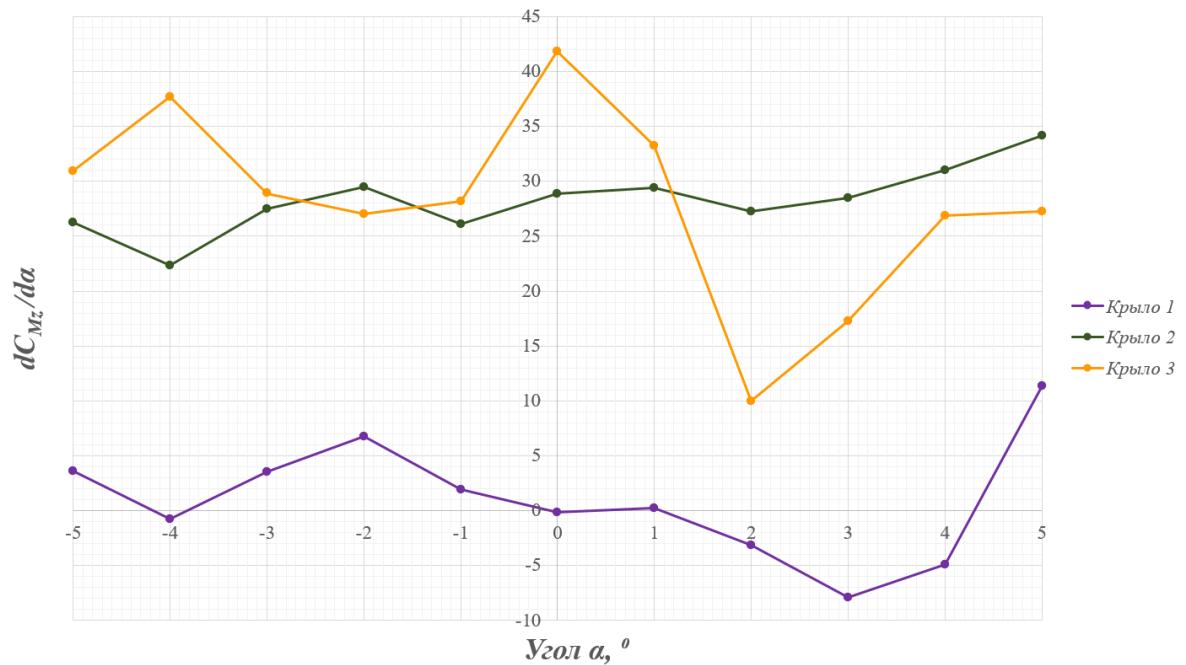


Рис. График зависимости производной коэффициента аэродинамического момента $dC_{Mz}/d\alpha$ от угла атаки ветра α .

Таблица Значения критических скоростей возникновения дивергенции.

Угол $\alpha, ^\circ$	Крыло 1	
	$\frac{dC_{Mz}}{d\alpha}$	$V_{cr,d}, \text{ м/с}$
-4	-0.75	2 480
0	-0.16	1 160
2	-3.15	5 100
3	-7.89	8 068
4	-4.89	6 351

10.3 Оценка возможности вихревого возбуждения по нормативной методике

На основе проведенных расчетов были определены амплитудные спектры аэродинамического коэффициента подъемной силы. На графиках показаны спектры, определенные с помощью быстрого дискретного преобразования Фурье. Анализ амплитудных спектров позволил выявить основные энергонесущие частоты аэродинамической силы (коэффициента) и соответствующие им амплитуды.

В таблице приведены характерные числа Струхала и соответствующие амплитуды аэродинамического коэффициента подъемной силы и диапазоны критических скоростей (скорости, при которых происходит захват собственной частоты колебаний конструкции), определенных по формуле (6.9). Диапазоны критических скоростей были определены для первой и второй изгибной собственной форме.

Таблица. Характерные числа Струхала (St) и соответствующие амплитуда аэродинамического коэффициента подъемной силы ($C_{L,ampl}$) и критических скоростей ($V_{cr,i}$).

	St	$C_{L,ampl}$	f_i , Гц	$V_{cr,i}$, м/с
<i>Крыло 1</i>	0.00074	0.0381	14.394	2 346 - 2 867
			19.571	3 190 - 3 898
<i>Крыло 2</i>	0.00221	0.0126	14.189	774 - 946
			19.011	1 037 - 1 268
<i>Крыло 3</i>	0.00074	0.0809	14.394	2 346 - 2 867
			19.571	3 190 - 3 898

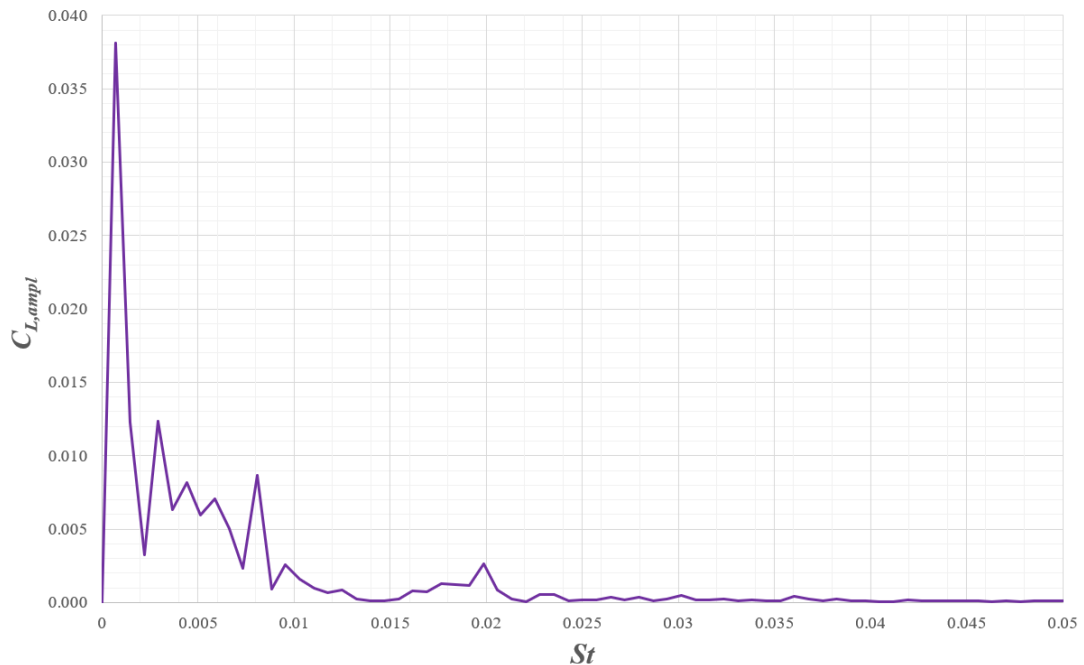


Рис. Крыло 1: Амплитудно-частотный спектр. Угол атаки 0°

11. Математическое (численное) моделирование аэроупругого взаимодействия Объекта с воздушным потоком

Для подтверждения (галопирования и дивергенция) полученных оценок о возможности возникновения аэроупругой неустойчивости по нормативной методике было проведено прямое численное моделирование двухстороннего взаимодействия Объекта и воздушного потока в ПК ANSYS (двухсторонний FSI, реализуемый связкой модулей *Fluent* и *Mechanical*). Расчет проводился при скорости ветра 28 м/с ($1.5 \cdot V_{max}$, где V_{max} - максимально возможная скорость ветра для места строительства).

11.1 Параметры расчетной модели

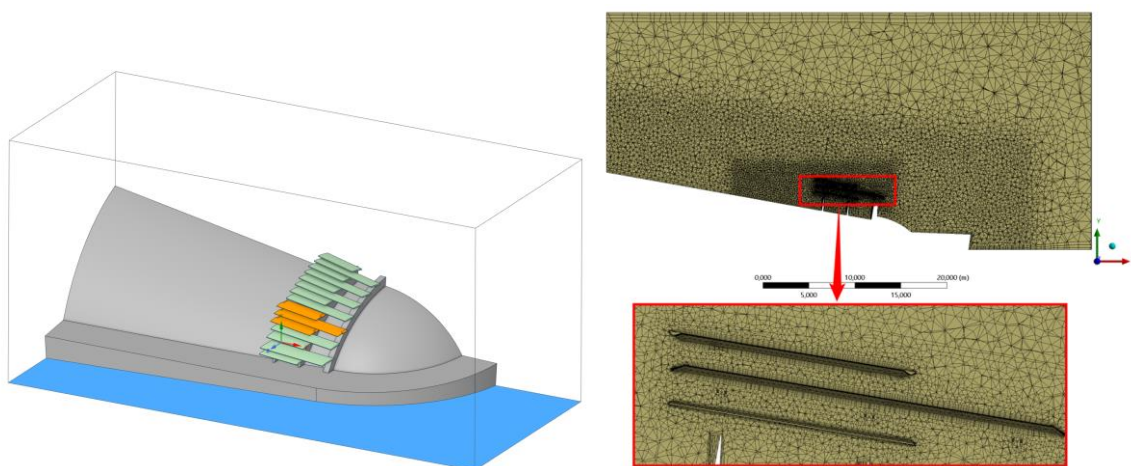


Рис. Геометрическая модель воздушного домена и разрез конечнообъемной сетки.

11.2 Параметры расчета в связанной постановке

Размер временного шага составляет $\Delta t = 0.002$ с. Физическое время расчета 24 с. Для обеспечения сходимости и устойчивости решения на каждом связанном шаге по времени необходимо задавать следующие параметры расчета:

- максимальное количество итераций на каждом связанном шаге;
- критерий сходимости для нагрузок и перемещений;
- коэффициент нижней релаксации для вычисления нагрузок и перемещений на каждой итерации связанного шага:

$$\varphi = \varphi_{pre} + \alpha(\varphi_{new} + \varphi_{pre})$$

где φ_{new} – значение переменной, вычисленной на текущей итерации, φ_{pre} – значение переменной, вычисленной на предыдущей итерации, α – коэффициент релаксации, φ – скорректированное значение искомой величины на текущей итерации.

В данном исследовании коэффициент нижней релаксации был принят равным 1. Для достижения критерия сходимости было назначено 3 подытерации FSI (максимальное количество итераций на каждом связанном шаге) и критерий сходимости для нагрузок и перемещений задан равным 10^{-3} .

Интегрирование для уравнений движения механической системы – неявный метод Ньюмарка.

11.3 Результаты решения связанной задачи

В разделе представлены полученные результаты:

- графики зависимости перемещений контрольных точек вдоль оси y от времени;
- график зависимости угла наклона от времени;
- изополю суммарных перемещений крыльев в момент времени $t=24.132$ с;
- изополю перемещений вдоль оси y в момент времени $t=24.132$ с;
- графики зависимостей аэродинамических сил от времени, действующих на крылья покрытия;
- изополю скоростей в вертикальной плоскости в разные моменты времени.

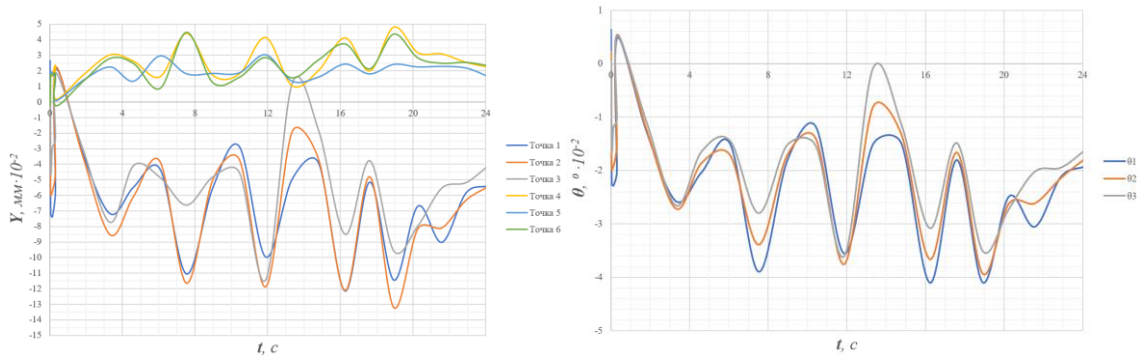


Рис. График зависимости перемещений (м) контрольных точек вдоль оси y (поперек потока) (слева) и график зависимости угла наклона ϑ ($^\circ$) для Крыла 1 от времени, м.

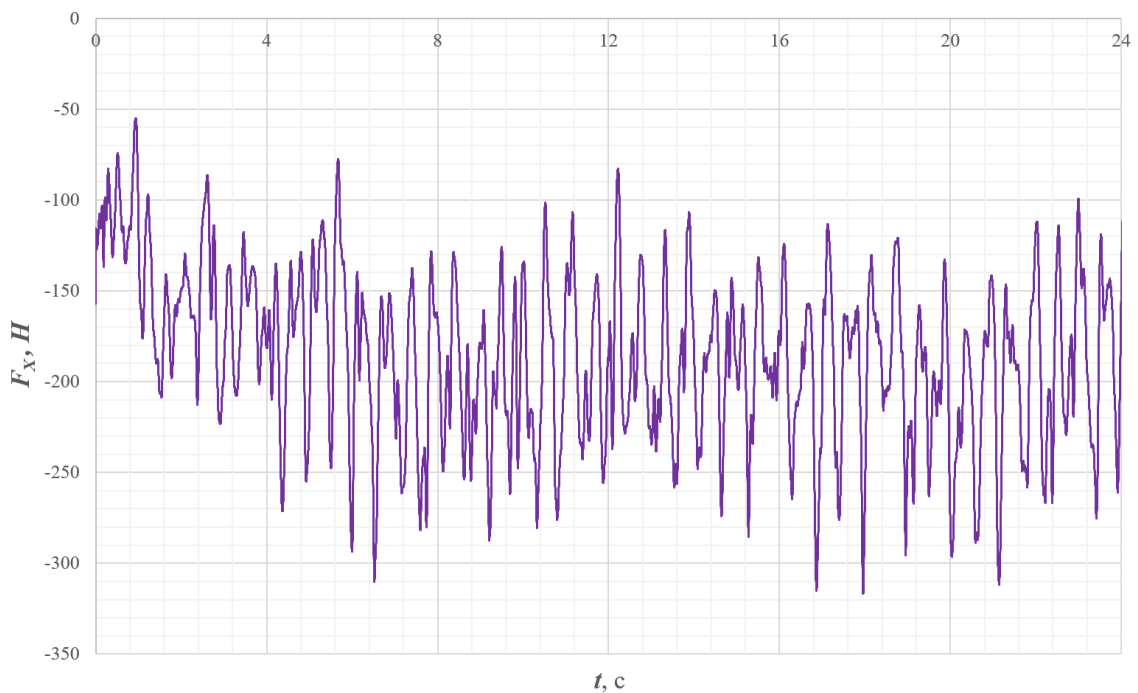
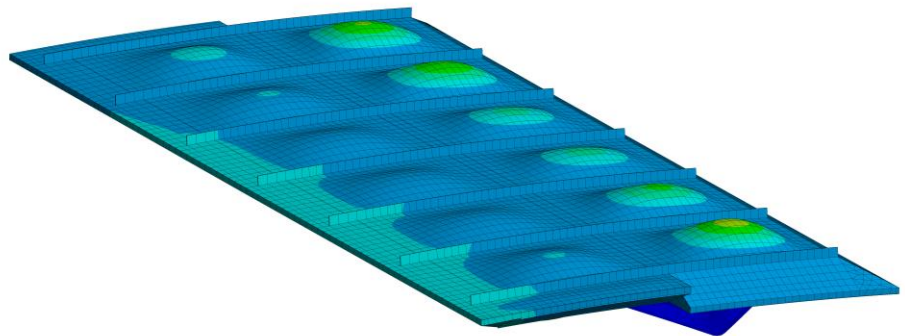
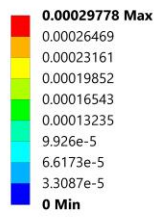


Рис. График зависимости силы F_x (вдоль потока) от времени, действующей на Крыло 1, Н.

B: Transient Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: m
Time: 24.132 s



z



Рис. Суммарное перемещение [м] в момент времени $t=24.132$ Крыло I

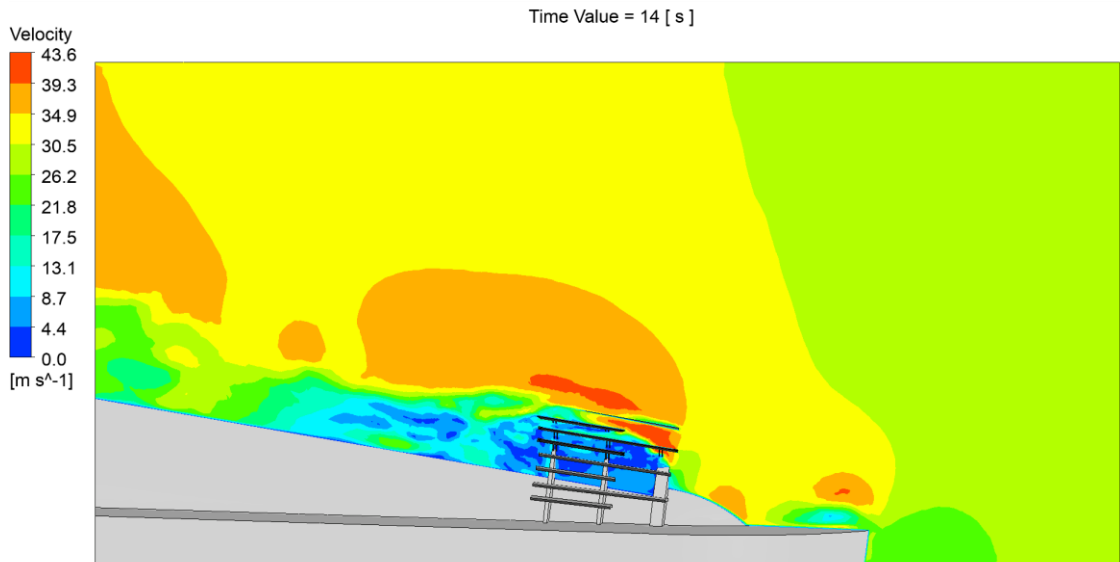


Рис. Изополя скоростей [м/с] в вертикальной плоскости

Выводы и рекомендации

По результатам выполненных НИУ МГСУ комплексных аэродинамических исследований объекта культурного наследия регионального значения «Комплекс “Дом правительства”, 1928-1931 гг., арх. Иофан Б.М. (кинотеатр “Ударник”)», расположенному по адресу: г. Москва, ул. Серафимовича, дом 4» по сформулированы следующие выводы и рекомендации:

Этапы 1-2

1. На основе анализа и обобщения исходных данных разработаны:
 - математические (численные) модели аэродинамики Объекта с учетом окружающей застройки и рельефа местности в радиусе 500 м.
 - физические модели аэродинамики Объекта с учетом окружающей застройки и рельефа местности в радиусе 150 м.
2. С использованием современных численных методов гидрогазодинамики, реализованных в программном комплексе ANSYS CFD (Fluent), в комбинации с авторскими методиками решения узкоспециализированных задач строительной аэродинамики проведены многовариантные расчетные аэродинамические исследования Объекта. Моделирование ветровых нагрузок проводилось для 24-х направлений ветра, а снеговых – для 8-ми направлений ветра при 3-х скоростных режимах.
3. В большой исследовательской градиентной аэродинамической трубе архитектурно-строительной специализации (БИГАТ НИУ МГСУ) проведены многовариантные экспериментальные исследования аэродинамики Объекта для 24 направлений ветра и моделирование снегопереноса для 8 направлений ветра.
4. Верификация физических и численных моделей показала возможность их использования для получения стабильных и достоверных результатов в смысле соответствия постановке задач.
- Валидация численной модели в условиях АДТ по экспериментальным данным показала достаточное для практических целей соответствие аэродинамических коэффициентов среднего давления.
5. В результате проведенных на основе математического (численного) моделирования исследований средних ветровых нагрузок при 24-х направлениях ветра с учетом окружающей застройки выявлены наиболее опасные и характерные расчетные случаи:

$$15^\circ: \quad F_X = 60.0\text{кН}, F_Y = 179.1\text{кН}, F_Z = 135.5\text{кН}$$

$$135^\circ: \quad F_X = 32.9\text{кН}, F_Y = 279.8\text{кН}, F_Z = 240.5\text{кН}$$

$$345^\circ: \quad F_X = 104.7\text{кН}, F_Y = 97.1\text{кН}, F_Z = 216.9\text{кН}$$

Для выявленных наиболее опасных и характерных расчетных случаев приведены средние ветровые нагрузки, полученные по результатам математического (численного) и физического (экспериментального) моделирования. Приведенные нагрузки **рекомендуются** к применению при обосновании механической безопасности Объекта. Результаты математического и физического моделирования следует использовать как «взаимоисключающие» в расчетных сочетаниях нагрузок.

Пульсационную составляющую ветровой нагрузки рекомендуется определять на основе нормативных подходов, реализованных в соответствующих программных комплексах (например, SCAD Office, ЛИРА-САПР и ПК ЛИРА 10).

6. В результате проведенных на основе математического (численного) моделирования исследований пиковых ветровых нагрузок при 24-х направлениях ветра определены расчетные пиковые ветровые нагрузки на ограждающие конструкции.

При обосновании механической безопасности ограждающих (фасадных) конструкций Объекта **рекомендуется** использовать результаты математического и физического моделирования, представленные в разделах 7.1-7.2 настоящего отчета. В расчетах конкретных ограждающих конструкций на пиковые ветровые воздействия, при наличии как результатов математического, так и физического моделирования, следует использовать наибольшее значение нагрузки.

7. При обосновании механической безопасности объекта внутренне давление, при необходимости, следует учитывать согласно В.1.9 Приложения В СП 20.13330.2016

8. В силу сложной нестандартной формы покрытий Объекта при определении расчетных значений снеговых нагрузок применялся синтез нормативных рекомендаций, математического (численного) моделирования снегонакопления и физического (экспериментального) моделирования снегопереноса. Полученные с помощью этого подхода значения коэффициента формы μ учитывают особенности сложной конструкции Объекта, отражают наиболее опасные для механической безопасности случаи распределения снегоотложений и, при этом, не противоречат положениям СП 20.13330.2016.

В прочностных расчетах Объекта **рекомендуется** использовать распределения коэффициента формы μ в соответствии с материалами настоящего отчёта, полученные по схемам Б.1, Б.2, Б.8, Б.13 Приложения Б к СП и по результатам математического (численного) и физического (экспериментального) моделирования.

Этап 3

1. На основе анализа и обобщения исходных данных разработаны:
 - динамические пространственные оболочечные конечноэлементные модели «крыльев» кровли Объекта (элементов механизированной кровли в открытом состоянии);
 - математические (численные) модели аэродинамики «крыльев» кровли Объекта.
2. С использованием разработанных расчетных динамических конечноэлементных моделей «крыльев» кровли Объекта (в программном комплексе ANSYS Mechanical определены собственные частоты и формы колебаний, а также параметры крутильной жесткости.
3. С использованием современных численных методов гидрогазодинамики, реализованных в программном комплексе ANSYS CFD (Fluent), в комбинации с авторскими методиками решения узкоспециализированных задач строительной аэродинамики проведены многовариантные расчетные аэродинамические исследования «крыльев» кровли Объекта. Моделирование ветровых воздействий проводилось для 11-ти направлений ветра.
4. Проведенная предварительная оценка по нормативной методике показывает, что для исследуемых «крыльев» кровли Объекта (элементов механизированной кровли в открытом состоянии) при скоростях ветра, наблюдаемых на площадке строительства *невозможно* возникновение явлений *галопирования, дивергенции и вихревого возбуждения*.
5. В результате прямого численного моделирования связанной задачи двухстороннего взаимодействия исследуемых «крыльев» кровли Объекта и воздушного потока в ПК ANSYS (двухсторонний FSI, реализуемый связкой модулей Fluent и Mechanical) при скоро-

сти ветра 28 м/с ($1.5 \cdot V_{max}$, где V_{max} – максимально возможная скорость ветра для места строительства) выявлены максимальные амплитуды перемещений и углов поворота для трех типов Крыльев.

В течение 24 моделируемых секунд не было обнаружено увеличения амплитуд колебаний.

Таким образом, двухсторонний связанный расчет аэроупругих колебаний исследуемых «крыльев» кровли Объекта выявил *отсутствие* явлений аэроупругой неустойчивости при нормативно регламентированных скоростях ветра ($1.5 \cdot V_{max}$).

Связанные аэроупругие расчеты являются вычислительно затратными, поэтому для снижения расчетного времени в данной работе исследовалось взаимодействие с воздушным потоком только для характерных «крыльев». Полученные результаты говорят о значительном запасе устойчивости рассматриваемых элементов механизированной кровли, поэтому выводы об аэродинамической устойчивости можно распространить на все «крылья» Объекта.