



Министерство науки и высшего образования Российской Федерации

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

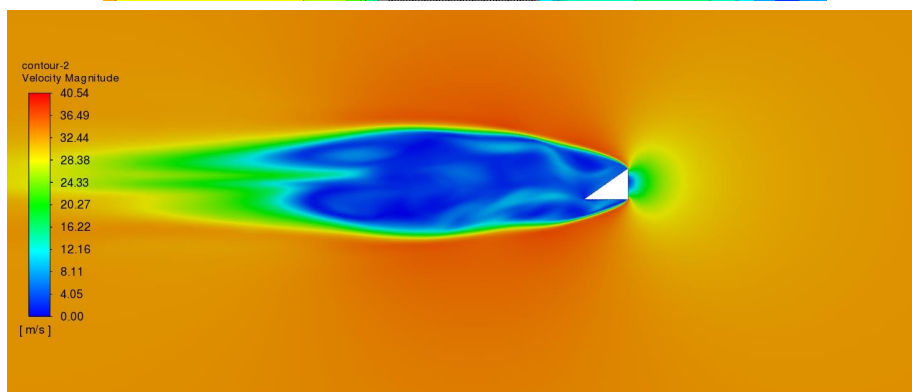
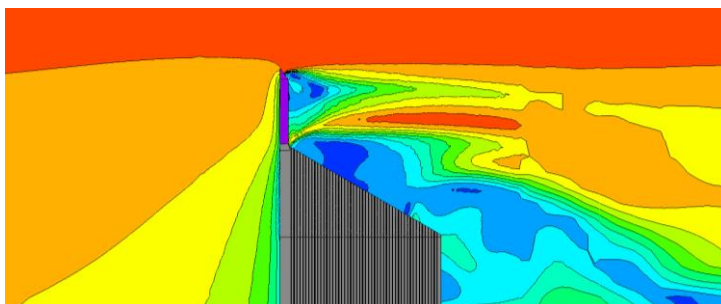
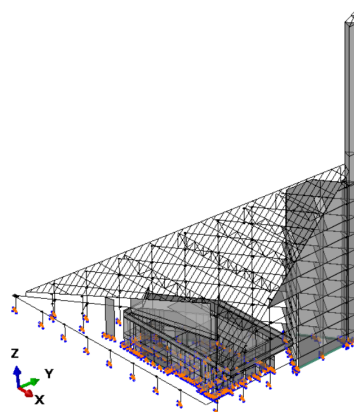
Московский государственный строительный университет

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

НАУЧНО - ТЕХНИЧЕСКИЙ ОТЧЕТ

ПО ТЕМЕ:

«Комплексные аэродинамические исследования шпиля башни комплекса зданий
Национального космического центра по адресу: г. Москва, Филевский бульвар (ул. Новозаводская)»



МОСКВА, 2022

1. Исходные данные. Постановка задач

Постановка задач расчетных исследований

В соответствии с техническим заданием ставятся и решаются следующие задачи:

- 1) анализ и обобщение проектной документации Объекта, постановка задач расчетных исследований;
- 2) разработка и верификация расчетной конечноэлементной модели шпиля, включая наверхия;
- 3) расчет собственных частот и форм колебаний шпиля;
- 4) проектирование и создание масштабной модели наверхия и шпиля башни для проведение физического (экспериментального) моделирования;
- 5) определение средних и пиковых значений аэродинамических коэффициентов давления, интегральных и частотных характеристик ветровой нагрузки на основе физического (экспериментального) моделирования;
- 6) разработка аэродинамических моделей шпиля и наверхия для проведения математического (численного) моделирования;
- 7) определение аэродинамических коэффициентов и частотных характеристик ветровой нагрузки на шпиль на основе математического (численного) моделирования;
- 8) определение критических скоростей ветра и оценка возможности возникновения эффектов аэродинамической неустойчивости, в частности, галопирования и вихревого возбуждения на основе нормативных методик, данных физического (экспериментального) и математического (численного) моделирования;
- 9) выдача рекомендаций по назначению ветровых нагрузок на несущие и фасадные конструкции шпиля и наверхия и выводы о возможности возникновения эффектов аэродинамической неустойчивости и вихревого возбуждения шпиля.

Площадка строительства, рельеф и застройка объекта

Земельный участок под строительство Национального космического центра (далее Объект) расположен по адресу: г. Москва, Филевский бульвар (ул. Новозаводская).

Участок окружен плотной существующей застройкой, однако все здания в радиусе нескольких километров существенно меньше главного здания Объекта (288м). Самый высокий ближайший объект (56 этажей) расположен на расстоянии 1.8 км и не может оказывать значимого аэродинамического влияние на исследуемый шпиль Объекта. Таким образом, можно сделать вывод о том, что окружающая застройка не оказывает значимого влияния на аэродинамику исследуемого шпиля.

Краткая характеристика исследуемого Объекта

Проект Национального космического центра – победитель национального конкурса на разработку архитектурной концепции штаб-квартиры госкорпорации «Роскосмос». Главной архитектурной особенностью здания НКЦ станет 47-этажная треугольная в плане башня высотой более 288 м. На верху башни на отм. 248.400-288.100 устроен треугольный в плане шпиль, аэродинамика которого является основным объектом данного исследования. Кровля башни будет выполнена в форме логотипа «Роскосмоса», таким образом, станет частью фасада и будет видна из многих точек Москвы.



Рис. Рендеры Объекта

2. Определение динамических и жесткостных характеристик наверхия, включая шпиль

Динамические и жёсткостные характеристики наверхия, включая шпиль, высотного здания в составе комплекса зданий Национального космического центра (далее – Объекта) используются при инженерной оценке возможности аэроупругих явлений (резонансное вихревое возбуждение, галопирование, дивергенция и т.д.) в процессе эксплуатации здания и при численном моделировании поведения шпиля Объекта в нестационарном ветровом потоке.

Определение динамических и жёсткостных характеристик Объекта производится численно с помощью его математической модели, построенной на основе данных по архитектурно-конструктивным решениям Объекта.

Исходные данные

Исходными данными по Объекту являются его архитектурные и конструктивные решения, предоставленные Заказчиком в виде файлов с расширением *.rvt (проект Autodesk Revit). Данные файлы содержат в себе как геометрию Объекта (взаимное расположение отдельных конструктивных элементов и их размеры) так и материалы, из которых выполнены его конструктивные элементы.

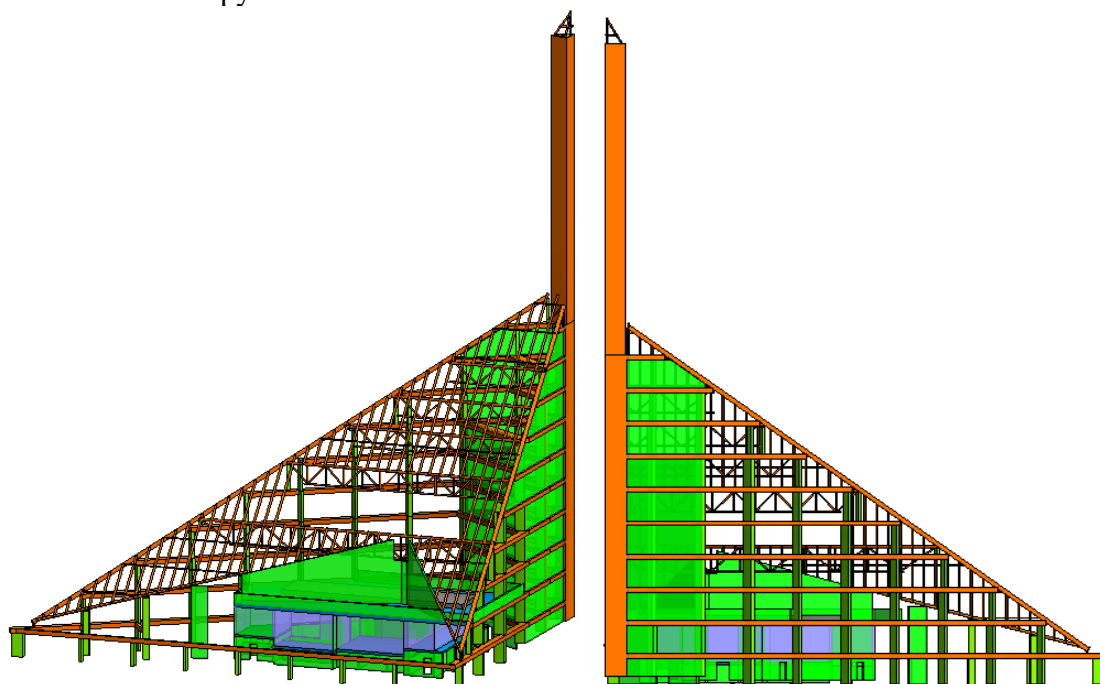


Рис. Изометрия Объекта и вид сбоку (с направления Север)

Математическая модель Объекта

Математическая модель Объекта представляет собой балочно-оболочечную конечно-элементную модель с заданными поперечными сечениями и материалами несущих конструкций Объекта, граничными условиями и действующими нагрузками. Для построения математической модели Объекта используется верифицированный в системе РААСН (см. Приложение) коммерческий программный комплекс конечно-элементного анализа SIMULIA Abaqus.

В качестве граничных условий выступают ограничения всех шести степеней свободы по всем нижним рёбрам стен и торцам колонн, т.е. $U_x = U_y = U_z = UR_x = UR_y = UR_z = 0$.

Математическая модель Объекта разбита на 26 806 конечных элементов (21 174 конечный элемент типа S4R – четырёхузловой оболочечный конечный элемент с линейной функцией формы и редуцированной схемой интегрирования с контролем за деформациями формы с нулевой энергией, в котором учитываются поперечные сдвиговые деформации и реализована обобщенная теория пластин (в зависимости от относительной толщины пластины используются определяющие соотношения либо теории толстых пластин Рейсснера-Миндлина, либо теории тонких пластин Кирхгофа-Лява), для задач с конечными деформациями в плоскости элемента), 141 конечный элемент типа S3 – трёхузловой плоский конечный элемент с линейной функцией формы, в котором учитываются поперечные сдвиговые деформации и реализована обобщенная теория пластин (в зависимости от относительной толщины пластины используются определяющие соотношения либо теории толстых пластин Рейсснера-Миндлина, либо теории тонких пластин Кирхгофа-Лява), для задач с конечными деформациями в плоскости элемента), 5491 конечный элемент типа B31 – двухузловой балочный конечный элемент с линейной функцией формы, в котором реализована теория балок Тимошенко.

Математическая модель Объекта составлена из 24 отдельных элементов (ядро шпиля, стены, перекрытия, балки, колонны, фермы, каркас покрытия и наборы из них), между узлами конечно-элементной сетки которых заданы кинематические связи. Эти связи накладываются либо только на поступательные степени свободы (связи между опорными узлами стропильных ферм и колоннами, связи между элементами каркаса покрытия и верхними поясами стропильных ферм, связи между опорными узлами каркаса покрытия и колоннами), либо на все степени свободы (связи между железобетонными стенами, перекрытиями, балками, колоннами).

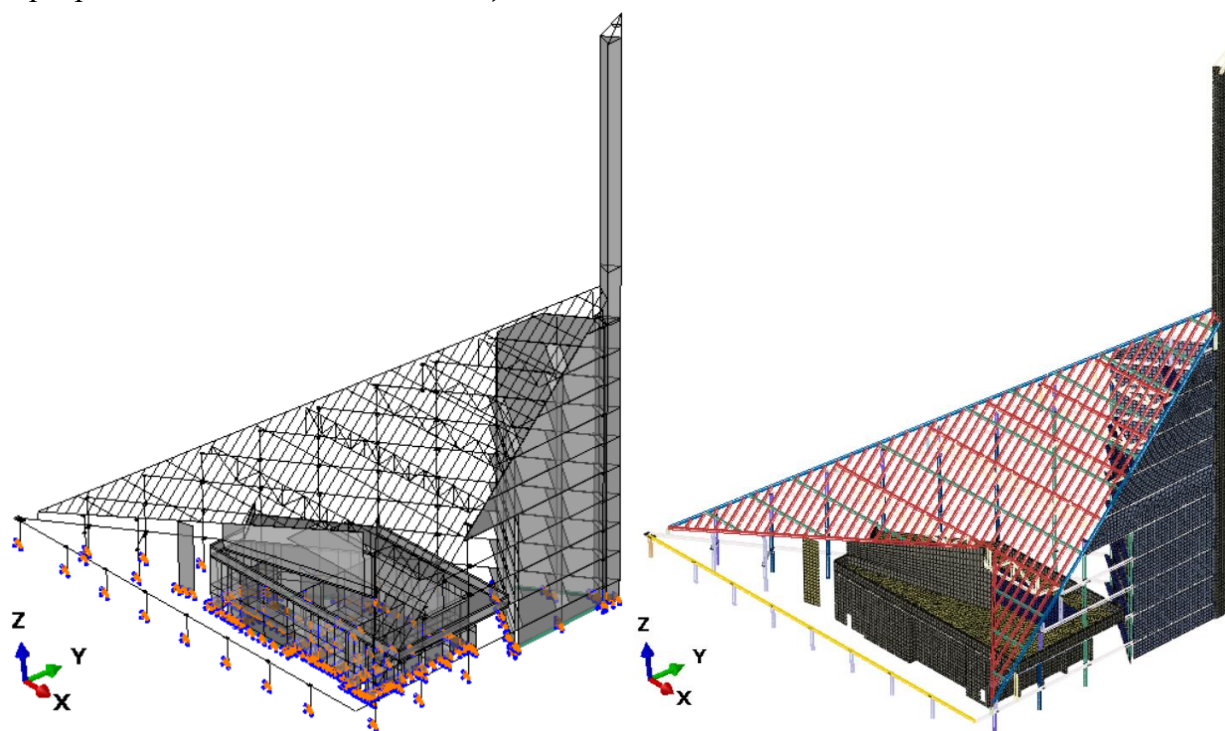


Рис. Граничные условия в математической модели Объекта
(оранжевые стрелки – ограничение поступательных степеней свободы,
синие стрелки – ограничение вращательных степеней свободы)

Результаты расчетов

Таблица Собственные частоты колебаний Объекта

Номер собственной частоты колебаний	Собственная частота колебаний, Гц
1	0.799
2	0.967
3	3.509
4	3.708
5	4.204
6	4.608
7	4.871
8	5.360
9	5.675
10	5.889
11	5.982
12	6.377
13	6.486
14	6.712
15	6.880
16	7.024
17	7.165
18	7.433
19	7.601
20	7.912

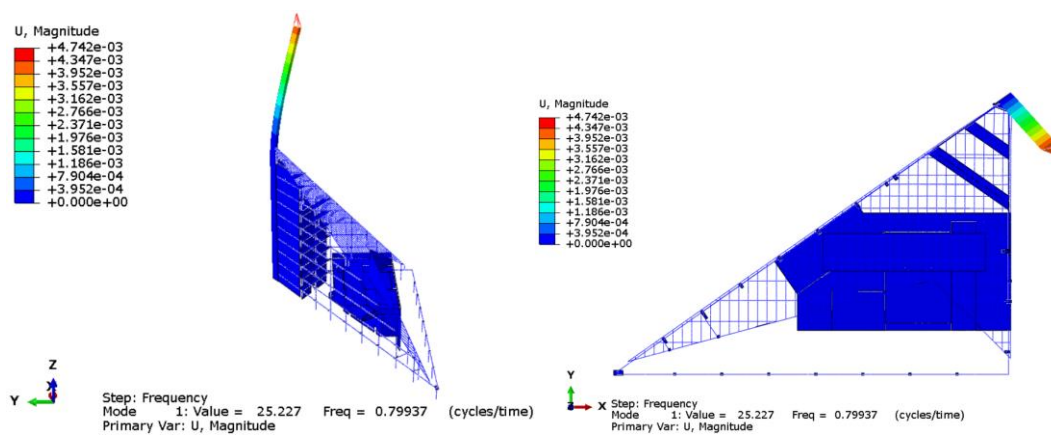


Рис. Первая собственная форма колебаний (0.799 Гц)

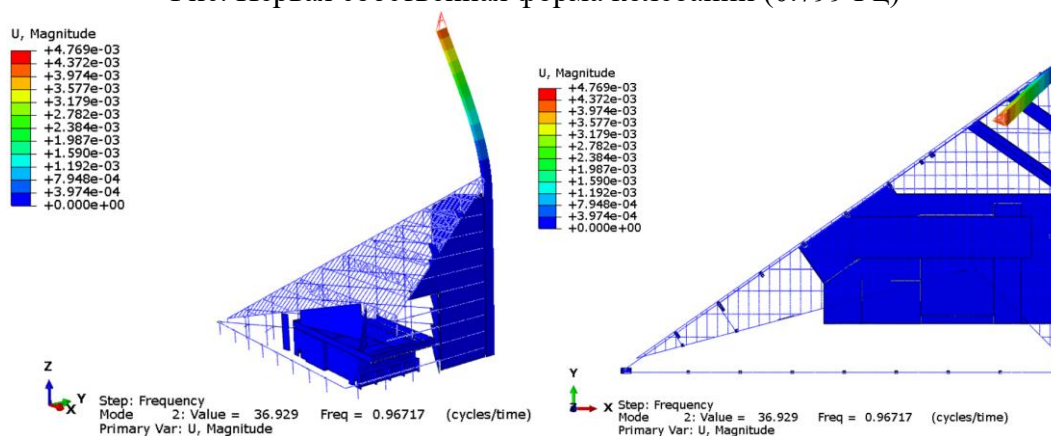


Рис. Вторая собственная форма колебаний (0.967 Гц)

3. Рационализация моделей для математического и физического моделирования

С целью лучшего соответствия критериям подобия при физическом (экспериментальном) моделировании был выбран масштаб модели 1:75. Однако в таком масштабе в аэродинамическую трубу может поместиться только макет части башни (навершие и шпиль). С другой стороны, необходимость проведения в относительно краткие сроки серии ресурсоемких нестационарных аэродинамических расчетов при математическом (численном) моделировании аэродинамики шпиля, также налагает ограничения на размерность решаемой задачи. Рассмотрение только части башни (шпиль и навершие) позволяет получить существенный выигрыш во времени проведения расчетов.

Однако допустимость аэродинамических исследований шпиля на основе только верхней части башни требует обоснования. В данной главе приводятся результаты математического (численного) моделирования как всего Объекта, так и его усеченных частей, обосновывающие корректность последующих аэродинамических исследований на моделях (как физической, так и математической) только навершия и шпиля.

Варианты моделей объекта

Практическая подготовка расчетных моделей начинается с создания геометрических объемных моделей Объекта. Геометрия Объекта выполнена согласно исходным данным. Объемные геометрические модели создавались в модуле ANSYS SpaceClaim.

Первый этап верификации расчетной области – определение достаточной части башни, для ее корректного учета в определении ветровых нагрузок на шпиль. Рассматриваются варианты:

- *Модель 1:* башня с примыкающим корпусом, радиус воздушного пространства 1500 м.
- *Модель 2:* верх башни (с отм.167 м), радиус воздушного пространства 1500 м.
- *Модель 3:* верх башни (с отм.167 м), радиус воздушного пространства 750 м.
- *Модель 4:* верх башни (с отм.155 м), радиус воздушного пространства 750 м.
- *Модель 5:* верх башни (с отм.145 м), радиус воздушного пространства 750 м.

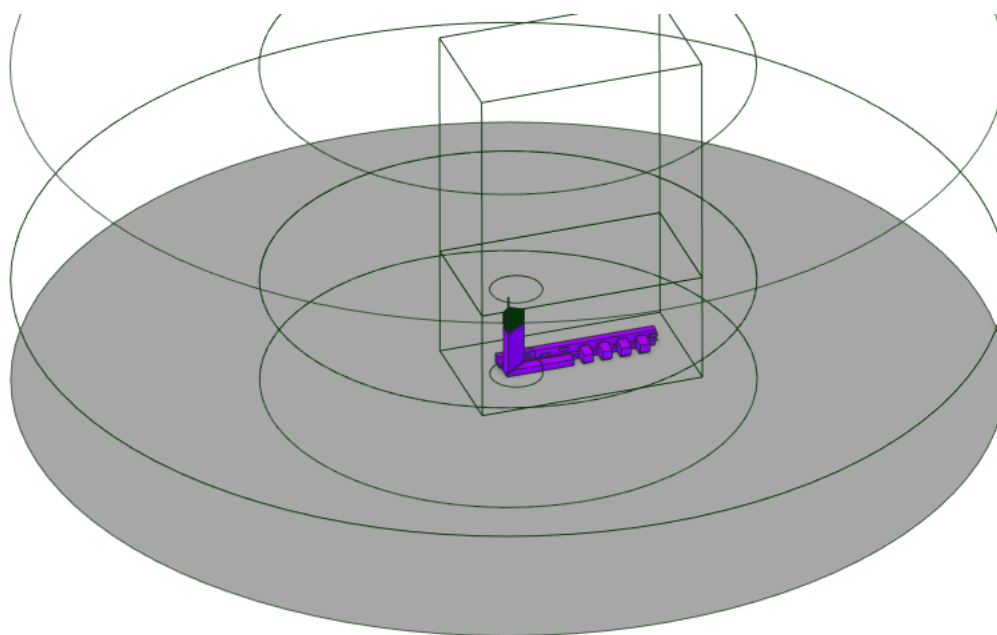


Рис. *Модель 1.* Геометрическая модель. Общий вид
Фиолетовым выделен исследуемый объект.

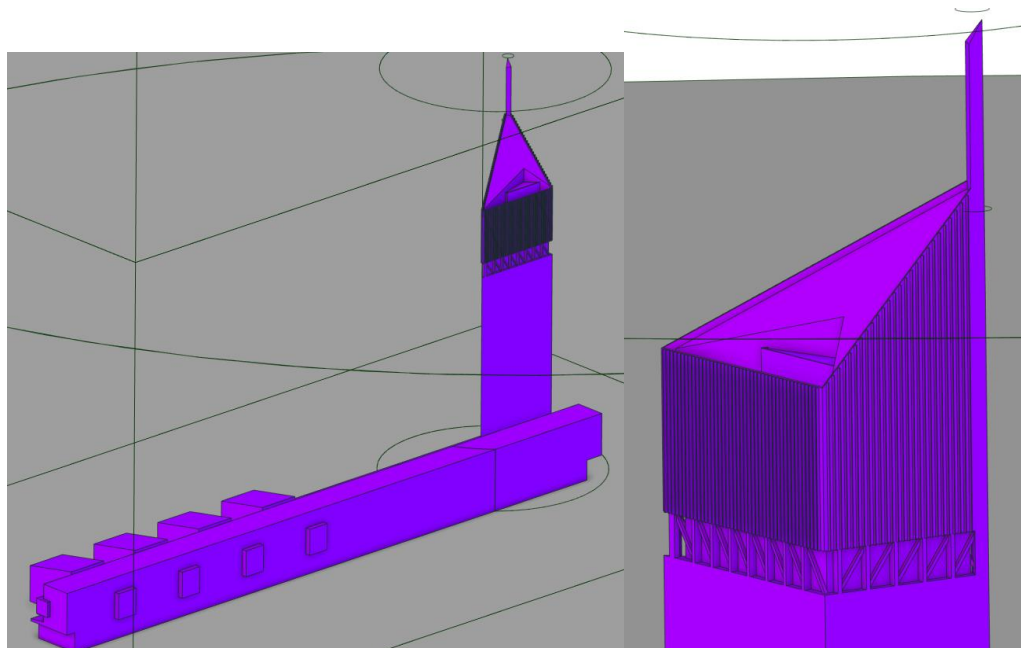


Рис. *Модель 1*. Геометрическая модель. Общий вид
Фиолетовым выделен исследуемый объект

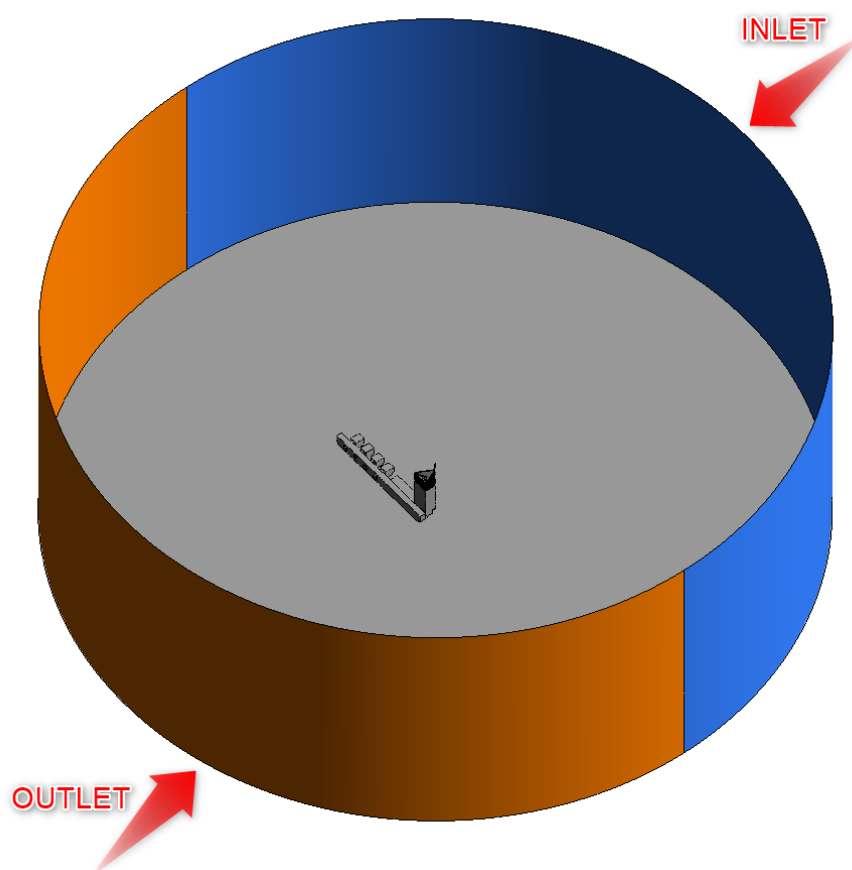


Рис. Расчетная область *Модели 1* (ANSYS CFX) с обозначенными граничными условиями.
Угол атаки 0°

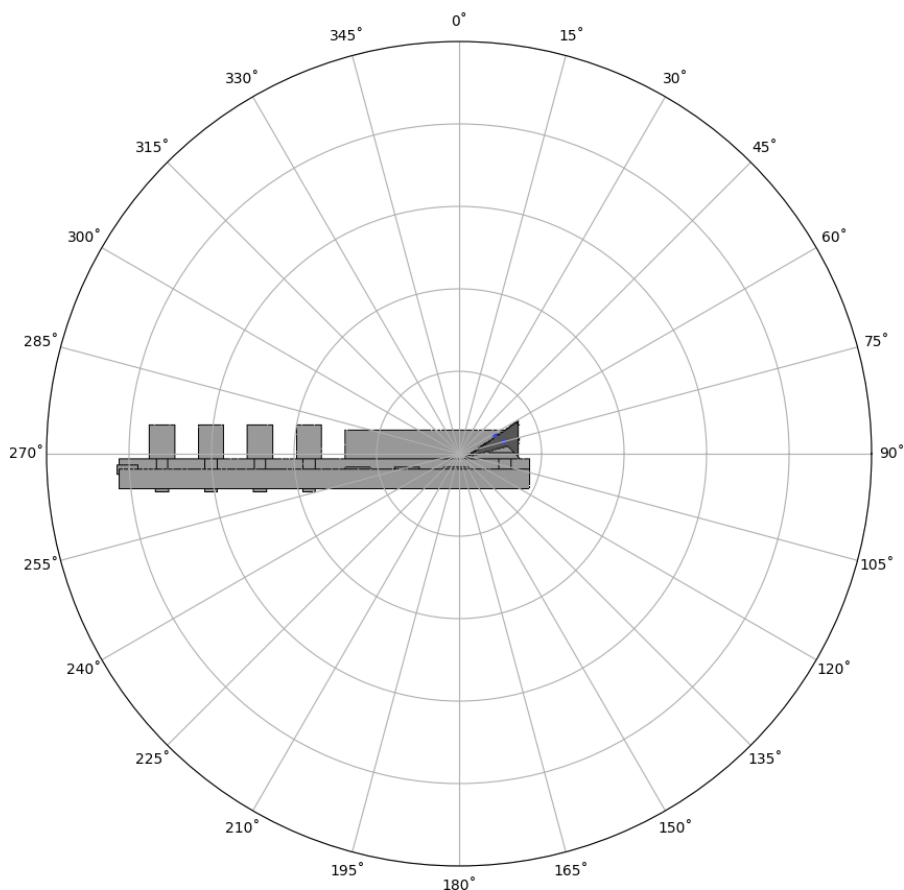


Рис. Система координат и расчетные направления ветрового потока.

Результаты расчетов

Ниже приведены результаты расчетов в виде изополей средней составляющей ветрового давления, изополей средних значений скоростей ветрового потока, суммарные значения сил лобового сопротивления F_D и подъемной силы F_L и соответствующих аэродинамических коэффициентов C_D , C_L в табличном виде.

Расчеты для определения рационального размера расчетного домена проводились для угла атаки 90° .

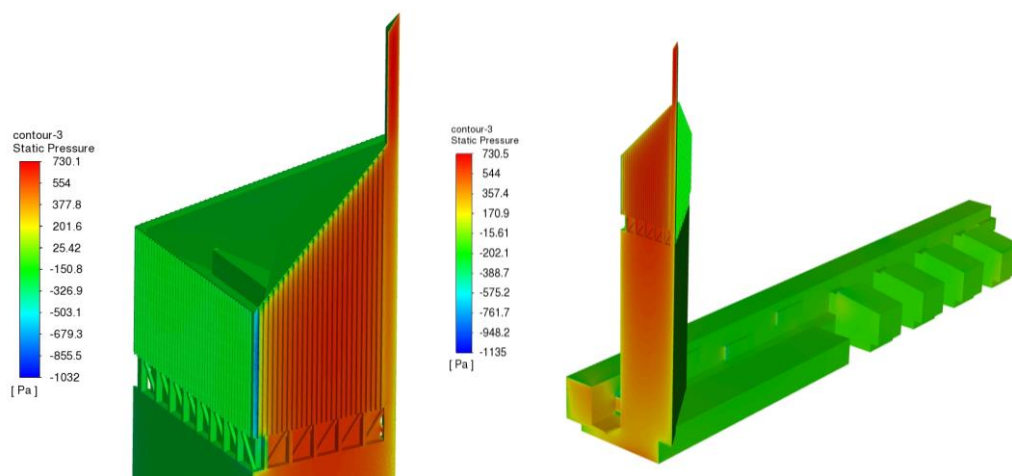


Рис. Модель 1: Средняя составляющая ветрового давления (Па).
Угол атаки ветра 90° .

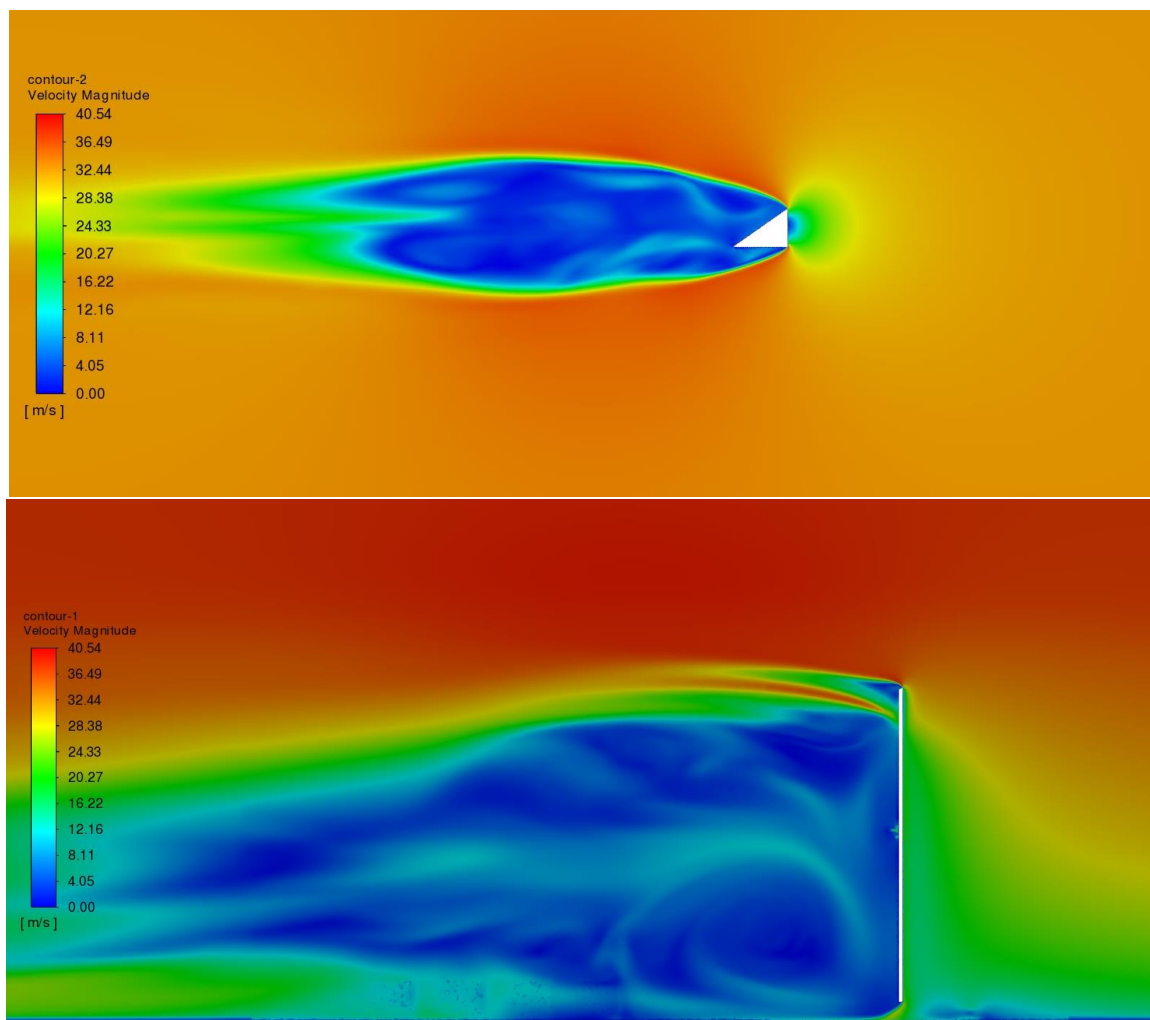


Рис. Модель 1: Средние скорости ветра (м/с). Угол атаки ветра 90° .

a - на высоте 200м над уровнем земли, *б*– вертикальное сечение

Таблица Средние значения силы лобового сопротивления F_D , подъемной силы F_L , соответствующих аэродинамических коэффициентов C_D , C_L .

	F_D , Н	F_L , Н	C_D	C_L	ε_{Fd} , %	ε_{FL} , %
Модель 1	120 451	7 035	0.943	0.055	-	-
Модель 2	130 457	7 264	1.021	0.057	8.31	3.26
Модель 3	128 000	6 647	1.002	0.052	6.27	-5.52
Модель 4	125 497	6 221	0.982	0.049	4.19	-11.58
Модель 5	127 247	6 736	0.996	0.053	5.64	-4.25

Для дальнейших расчетов принята *Модель 3* – верх башни (с отм.167 м).

Итоговая геометрическая модель Объекта

Далее для оптимизации размерности задачи (уменьшении количества неизвестных) решено перейти от воздушного пространства в форме цилиндра к объему в форме параллелепипеда. Рассматриваются 3 варианта объема воздушного пространства в форме параллелепипеда:

- *Модель 6*: ширина 800 м, длина 1700 м, высота 933 м;
- *Модель 7*: ширина 800 м, длина 2500 м, высота 933 м;
- *Модель 8*: ширина 800 м, длина 1700 м, высота 433 м.

4. Результаты математического (численного) моделирования ветровых воздействий

Приведены:

- результаты численного моделирования обтекания сечения шпиля (квазидвумерная постановка) – аэродинамические коэффициенты и числа Струхаля;
- результаты численного моделирования обтекания трёхмерной модели шпиля без учета наветрия в нестационарной постановке – зависимости от времени силы лобового сопротивления F_D , подъемной силы F_L , частоты колебаний подъемной силы f_{FL} , а также соответствующие им аэродинамические коэффициенты и число Струхаля;
- результаты численного моделирования обтекания трёхмерной модели шпиля с учетом наветрия:
 - в стационарной постановке: получены силы лобового сопротивления F_D и подъемной силы F_L от угла атаки ветра, а также соответствующие аэродинамические коэффициенты;
 - в нестационарной постановке: получены зависимости от времени силы лобового сопротивления F_D , подъемной силы F_L и частоты колебаний подъемной силы f_{FL} , а также соответствующие им аэродинамические коэффициенты и число Струхаля для выбранных углов атаки ветра.

Определение аэродинамических характеристик сечения шпиля в квазидвумерной постановке

Рассматривается характерное сечение шпиля, представляющее собой неравносторонний треугольник. Также будут рассмотрены два варианта обтекания сечения:

- *Вариант 1*: ветровой поток направлен перпендикулярно к стороне треугольника;
- *Вариант 2*: ветровой поток направлен к углу треугольника.

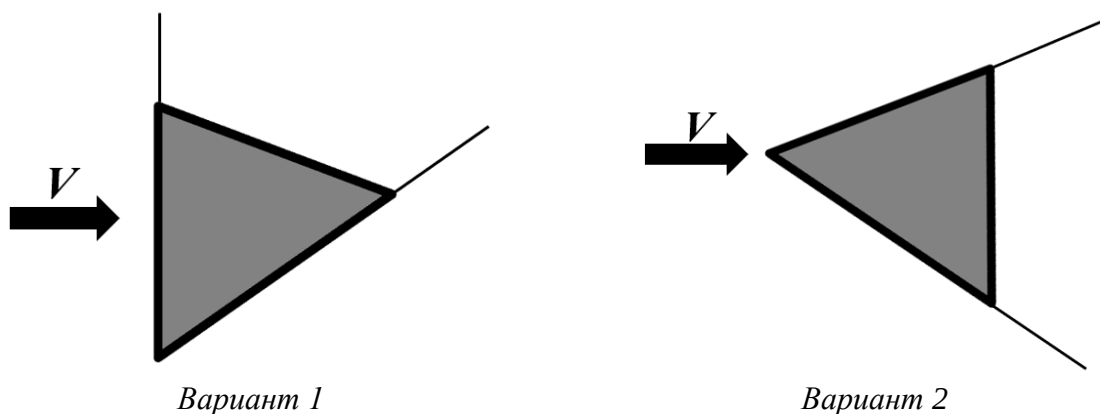


Рис. Сечение шпиля, варианты обтекания

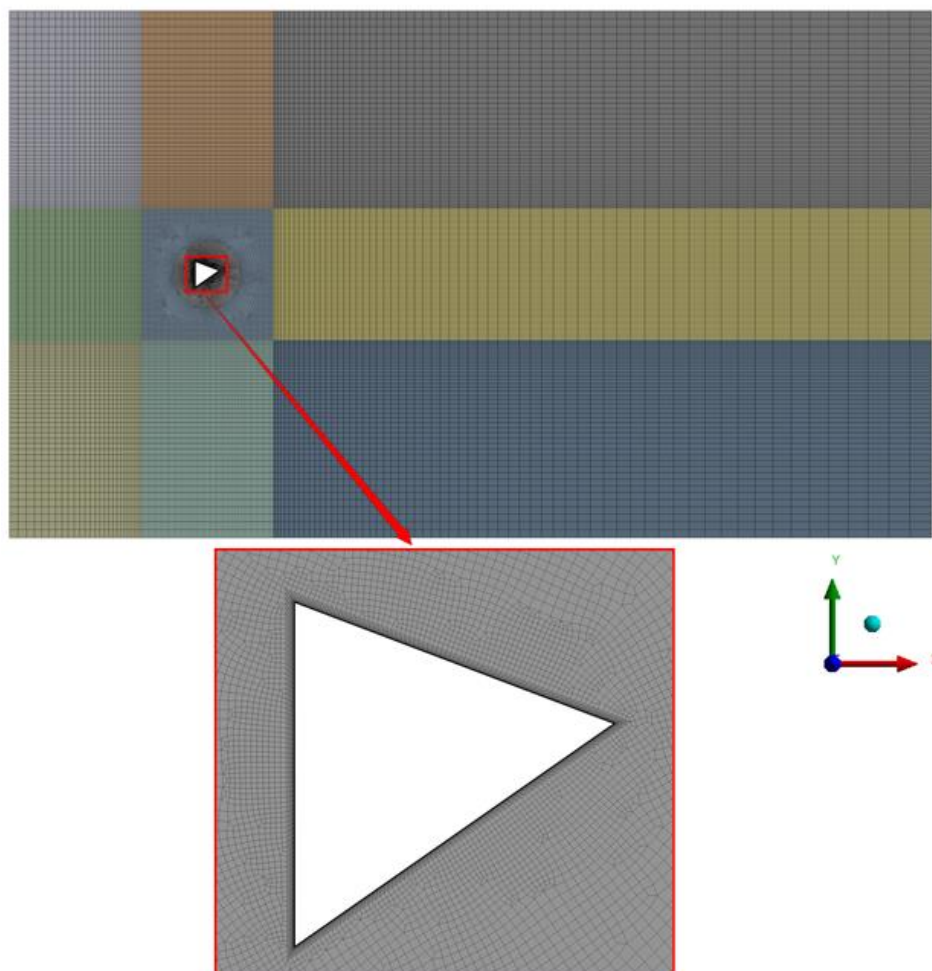


Рис. Модель 1. Расчётная конечнообъемная сетка (71 964 КО) (а)
и вид на неё возле сечения (б)

Полученные результаты

В таблицах представлены полученные аэродинамические коэффициенты и число Струхала. На рис. представлены изополя скоростей в расчетном домене.

Таблица Результаты стационарных расчетов для *Варианта 1*

Скорость ветра V , м/с	Re	$C_{D,ave}$	$C_{L,ave}$
35	$1.1 \cdot 10^7$	1.28	0.01
3.5	$1.1 \cdot 10^6$	1.29	0.02

Таблица Результаты нестационарных расчетов для *Варианта 1*

Скорость ветра V , м/с	Re	$C_{D,ave}$	$C_{D,min}$	$C_{D,max}$	$C_{L,ave}$	$C_{L,min}$	$C_{L,max}$	Sh
35	$1.1 \cdot 10^7$	1.83	1.73	2.00	0.08	-0.82	0.98	0.14
3.5	$1.1 \cdot 10^6$	2.82	2.14	3.27	-1.24	-2.95	1.18	0.14

Таблица Результаты стационарных расчетов для *Варианта 2*

Скорость ветра V , м/с	Re	$C_{D,ave}$	$C_{L,ave}$
35	$1.1 \cdot 10^7$	0.68	0.45

Таблица Результаты нестационарных расчетов для *Варианта 2*

Скорость ветра V , м/с	Re	$C_{D,ave}$	$C_{D,min}$	$C_{D,max}$	$C_{L,ave}$	$C_{L,min}$	$C_{L,max}$	Sh
35	$1.1 \cdot 10^7$	1.69	1.47	1.88	0.56	0.06	1.07	0.22

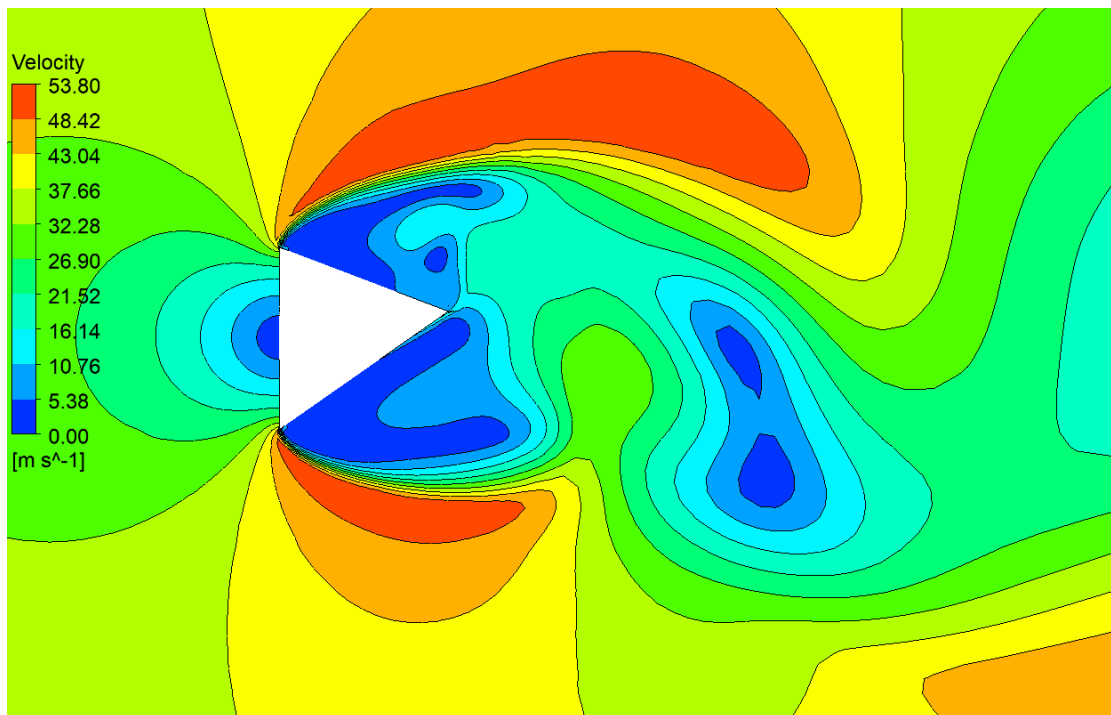


Рис. Вариант 1 ($Re=1.1 \cdot 10^7$, двумерная задача):
Изополе скоростей, м/с в момент времени $t=33$ с.

Полученные результаты

В таблицах представлены полученные аэродинамические коэффициенты и число Струхала для Модели 2 (Вариант 1, скорость потока 35 м/с) в сравнении с аналогичными результатами для Модели 1.

Таблица Результаты стационарных расчетов для Варианта 1 ($V=35$ м/с, $Re=1.1 \cdot 10^7$)

	$C_{D,ave}$	$C_{L,ave}$
Модель 1	1.28	0.01
Модель 2	1.34	0.01

Таблица Результаты расчетов для Варианта 1 ($V=35$ м/с, $Re=1.1 \cdot 10^7$)

	$C_{D,ave}$	$C_{D,min}$	$C_{D,max}$	$C_{L,ave}$	$C_{L,min}$	$C_{L,max}$	Sh
Модель 1	1.83	1.73	2.00	0.08	-0.82	0.98	0.14
Модель 2	1.91	1.80	2.09	0.07	-0.87	0.96	0.16

Для дальнейших расчетов приняты параметры расчетной модели как у Модели 2.

Определение аэродинамических характеристик на шпиль без учета навершия

Рассматривается обтекание шпиля без учета навершия.

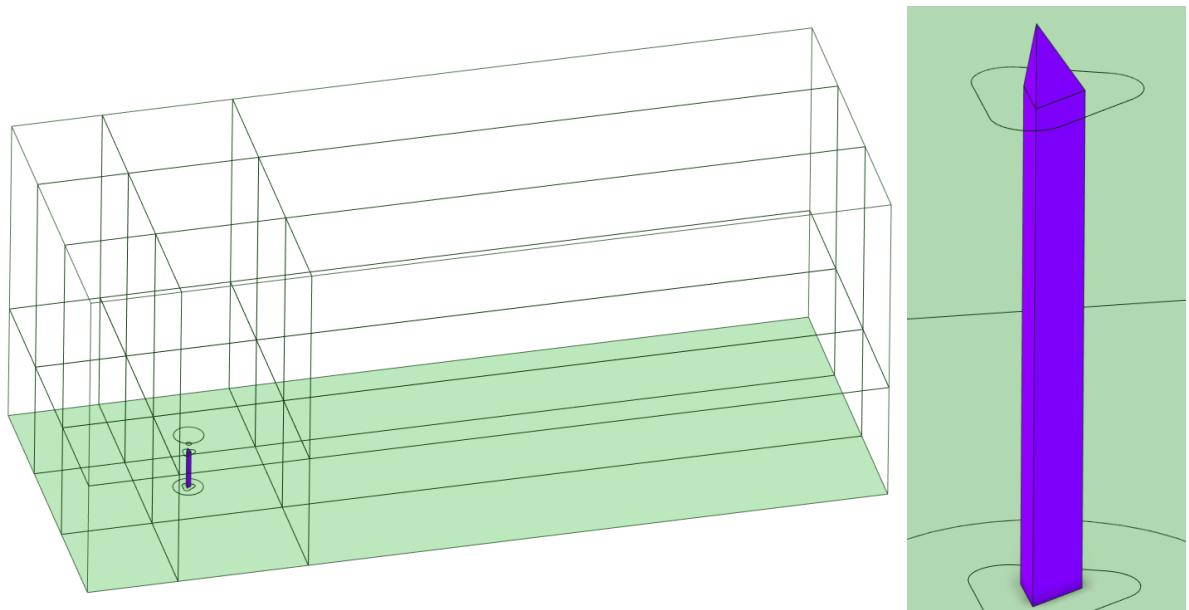


Рис. Геометрическая модель шпиля без учета навершия.

Полученные результаты

Были представлены результаты стационарного и нестационарного расчета для угла атаки 90° . На рис. представлены полученные зависимости силы лобового сопротивления F_D и подъемной силы F_L от времени, на рис. представлена спектральная плотность мощности подъемной силы F_L , в табл. представлены полученные аэродинамические коэффициенты и число Струхала.

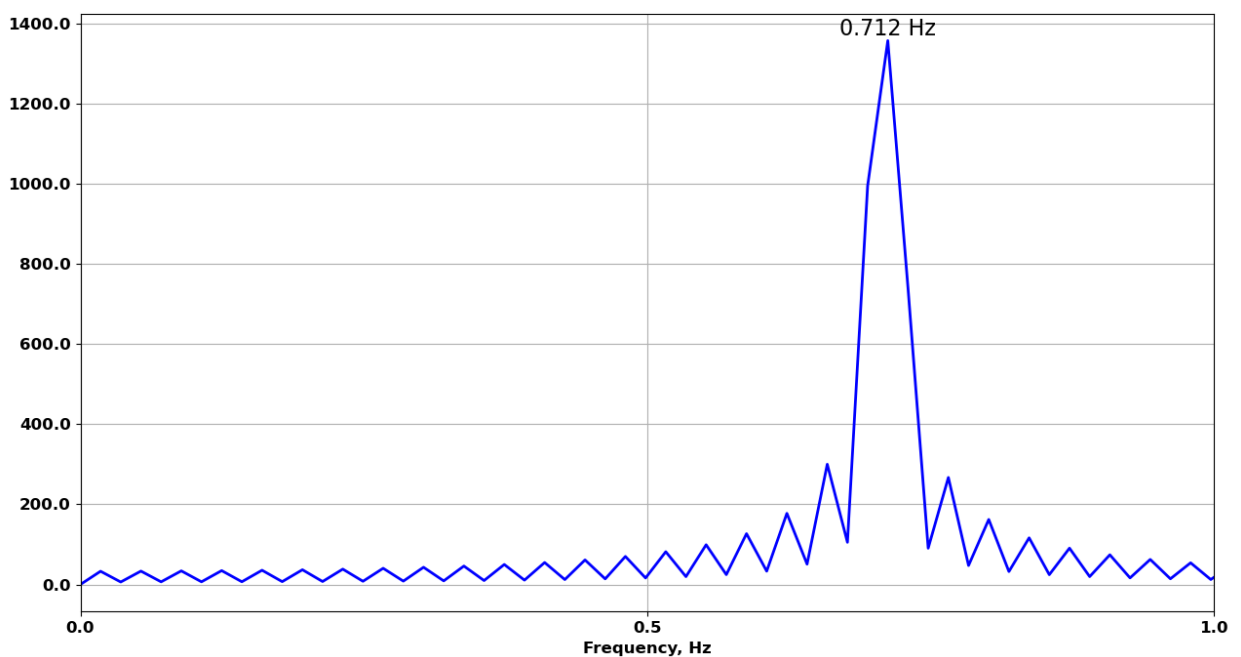


Рис. Спектральная плотность мощности подъемной силы F_L [Н], действующей на шпиль

**Таблица Аэродинамические коэффициенты и число Струхала
для шпиля без учета наверхия**

	$C_{D,ave}$	$C_{D,min}$	$C_{D,max}$	$C_{L,ave}$	$C_{L,min}$	$C_{L,max}$	Sh
Стационарный расчет	1.11	-	-	0.03	-	-	-
Нестационарный расчет	1.19	1.18	1.19	0.04	0.02	0.06	0.092

Определение аэродинамических характеристик на шпиль с учетом наверхия

Рассматривается обтекание шпиля с учетом наверхия.

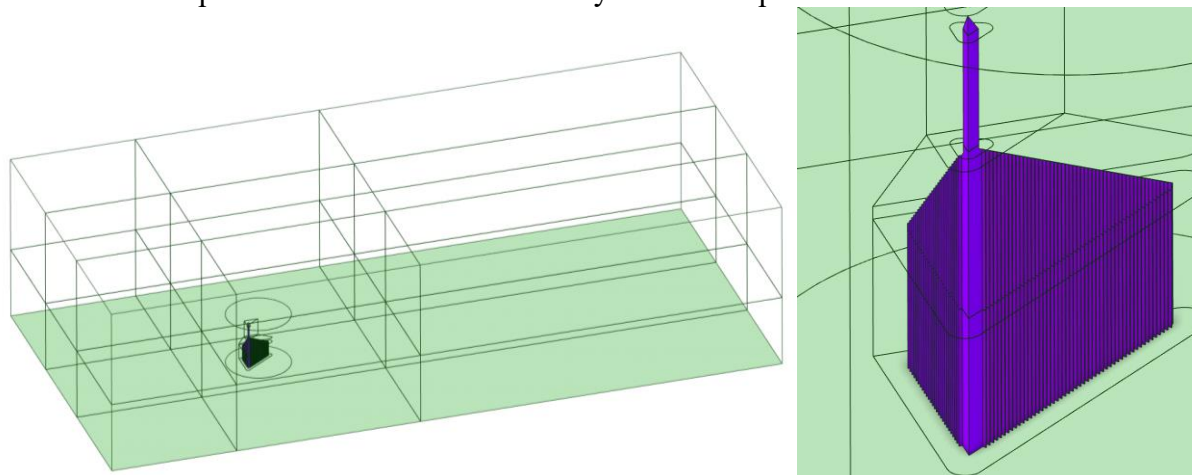


Рис. Геометрическая модель шпиля с учетом наверхия.

Результаты стационарных расчетов

Ниже представлены результаты многовариантных стационарных расчетов для шпиля с учетом наверхия при разных углах атаки.

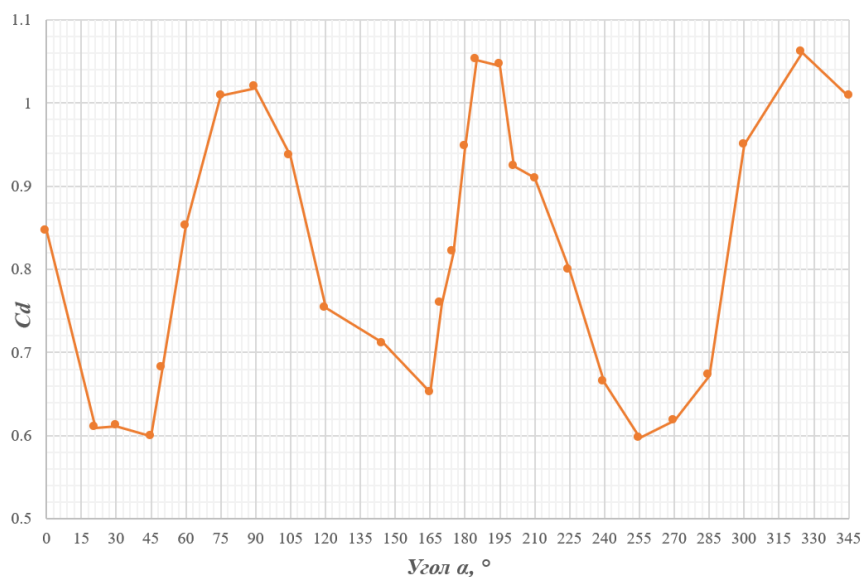
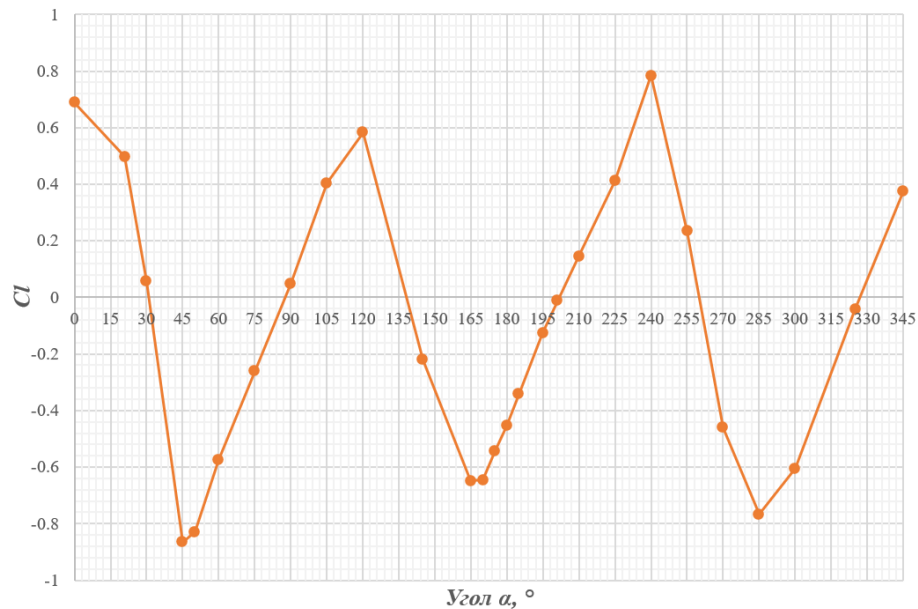


Рис. График зависимости коэффициента силы лобового сопротивления C_d
от угла атаки ветра α .

Рис. График зависимости коэффициента подъемной силы C_L от угла атаки ветра α .

Результаты нестационарных расчетов

Ниже представлены результаты стационарного и нестационарного расчета для углов атаки ветра 21° , 90° , 201° . Были представлены полученные зависимости силы лобового сопротивления F_D и подъемной силы F_L от времени, представлена спектральная плотность мощности подъемной силы F_L . В табл. представлены полученные значения силы лобового сопротивления F_D , подъемной силы F_L и частоты срыва вихрей; представлены полученные аэродинамические коэффициенты и число Струхала.

Таблица 4.1 Значения силы лобового сопротивления F_D , подъемной силы F_L и частоты срыва вихрей для шпиля с учетом наверху

Угол α ,	$F_{D,ave}$, [Н]	$F_{D,min}$, [Н]	$F_{D,max}$, [Н]	$F_{L,ave}$, [Н]	$F_{L,min}$, [Н]	$F_{L,max}$, [Н]	f [Гц]
21°	78 914	77 581	79 796	64 729	63 407	65 743	0.014 0.039 0.007
90°	134 197	125 782	141 523	6 562	4 975	8 706	0.027 0.058 0.018
201°	116 750	105 883	140 216	-291	-3 185	9 040	0.004 0.058 0.014

Таблица 4.2 Значения коэффициентов силы лобового сопротивления C_D , подъемной силы C_L и число Струхала для шпиля с учетом наверху

Угол α , °	$C_{D,ave}$	$C_{D,min}$	$C_{D,max}$	$C_{L,ave}$	$C_{L,min}$	$C_{L,max}$	Sh
21°	0.62	0.61	0.62	0.51	0.50	0.51	0.002 0.005 0.001
90°	1.05	0.98	1.11	0.05	0.04	0.07	0.004 0.008 0.002
201°	0.91	0.83	1.10	0.00	-0.02	0.07	0.001 0.008 0.002

5. Физическое (экспериментальное) моделирования

Разработка модели для физического (экспериментального) моделирования

Для физического (экспериментального) моделирования была разработана и изготовлена модель исследуемого объекта. Учитывая размеры рабочей части аэродинамической трубы, был выбран максимально возможный из условий загромождения потока масштаб макета 1:75.



Рис. Модель исследуемого объекта

Внутримodelьное пространство выполнено с учетом необходимости размещения порядка 120 контрольных точек измерения давления на поверхности модели. В конструкции модели предусмотрен узел крепления шестикомпонентного сило-моментного датчика, необходимого для определения интегральных характеристик ветровой нагрузки и их частот, вызванных вихреобразованием на кромках шпиля/

Проведение серии испытаний в аэродинамической трубе масштабной модели на верши и шпиля исследуемого объекта.

Определение интегральных характеристик ветровой нагрузки

При помощи шестикомпонентных тензосенсоров и программного обеспечения ATI DAQ F/T определяются F_x , F_y , F_z , M_x , M_y и M_z – суммарные силы (тс) и крутящие моменты вдоль осей X, Y и Z, соответственно, а также вычисляются C_x , C_y , C_z и C_{mx} , C_{my} , C_{mz} – суммарные аэродинамические коэффициенты.

Основной цикл измерений выполнен при скорости потока $V_\infty = 14.8$ м/с, что соответствует автомодельности по числу Рейнольдса. Иными словами, безразмерные аэродинамические коэффициенты масштабной модели, полученные в аэродинамической

трубе, должны быть идентичны соответствующим величинам в натурных условиях (естественно – при соблюдении геометрического подобия модели).

В таблице дана сводка всех экспериментальных данных об аэродинамических коэффициентах в глобальных осях C_X , C_Y , C_Z и C_{MX} , C_{MY} , C_{MZ} и в поточных осях (C_D – вдоль направления ветра, C_L – поперек направления ветра) при изменении угла атаки β от 0° до 360° с шагом 15° .

Таблица Значения аэродинамических коэффициентов C_X , C_Y , C_Z и C_{MX} , C_{MY} , C_{MZ} в глобальных осях и аэродинамических коэффициентов C_D , C_L в поточных осях.

β°	C_X	C_Y	C_Z	C_D	C_L	C_{MX}	C_{MY}	C_{MZ}	C_D
0	0.85	1.19	0,01	1.22	0.81	-0.54	0.37	-0.13	1.22
15	0.67	1.24	0,01	0.80	1.16	-0.59	0.28	-0.22	0.80
30	0.79	0.11	0,01	0.77	0.23	-0.03	0.36	0.01	0.77
45	0.25	-1.08	0,01	0.67	-0.89	0.51	0.13	0.36	0.67
60	0.43	-1.21	0,01	1.09	-0.67	0.58	0.21	0.20	1.09
75	0.53	-1.12	0,01	1.22	-0.23	0.56	0.22	0.16	1.22
90	0.65	-1.11	0,01	1.27	0.21	0.56	0.26	0.11	1.27
105	0.57	-1.10	0,01	1.15	0.46	0.56	0.25	0.04	1.15
120	0.54	-1.00	0,01	0.90	0.69	0.50	0.31	-0.04	0.90
135	-0.45	-0.82	0,01	0.93	-0.08	0.41	-0.16	0.00	0.93
150	-1.09	-0.11	0,01	0.77	-0.78	0.13	-0.48	0.05	0.77
165	-1.23	0.06	0,01	0.96	-0.77	-0.03	-0.57	-0.04	0.96
180	-1.23	0.03	0,01	1.14	-0.47	0.00	-0.60	-0.08	1.14
195	-1.15	0.05	0,01	1.13	-0.17	0.00	-0.54	-0.09	1.13
210	-1.17	0.07	0,01	1.16	0.12	-0.01	-0.55	-0.12	1.16
225	-1.11	0.05	0,01	1.04	0.40	-0.01	-0.52	-0.14	1.04
240	-1.15	0.02	0,01	0.90	0.71	0.02	-0.53	-0.18	0.90
255	-0.56	0.52	0,01	0.75	0.15	-0.22	-0.27	-0.14	0.75
270	0.35	0.92	0,01	0.73	-0.66	-0.43	0.17	0.15	0.73
285	0.91	1.08	0,01	0.98	-1.02	-0.50	0.40	0.17	0.98
300	1.01	1.17	0,01	1.32	-0.82	-0.56	0.44	0.15	1.32
315	1.12	1.22	0,01	1.57	-0.53	-0.59	0.49	0.10	1.57
330	0.98	1.25	0,01	1.59	0.02	-0.59	0.44	-0.02	1.59
345	0.91	1.23	0,01	1.47	0.46	-0.58	0.41	-0.07	1.47

Определение частот и амплитуд колебаний интегральных характеристик ветровой нагрузки

Модель шпиля представляет собой консоль, закрепленную на упругом элементе тензодатчика. Конструкция тензодатчика представляет собой систему упругих балок, на которые наклеены тензорезисторы. В результате приложенной нагрузки балки деформируются и сигнал от тензорезисторов после преобразования указывает величину приложенной нагрузки. Для идентификации собственных частот модели выполняется импульсное воздействие на конструкцию и регистрируется частота затухающих колебаний/

При проектировании аэродинамического эксперимента необходимо предусмотреть, чтобы частоты возможных возмущений от воздействия потока на модель находились достаточно далеко от собственных частот.

Для получения корректных статистических характеристик отклика на ветровое воздействие, при обработке показаний датчиков по результатам аэродинамических экспериментов необходимо отфильтровать частоты собственных колебаний.

В результате применения фильтрации сигнала выполняется исключение частот собственных колебаний и сохранение энергетического вклада от колебаний на частотах близких к вероятному аэродинамическому вихревому возбуждению.

На рис. приведены спектры колебаний ветровой нагрузки в поточной системе координат F_D (вдоль потока) и F_L (поперек потока) для трех характерных направлений ветра 90° , 270° и 330° .

В табл. приведены максимальные, минимальные и средние значения аэродинамических коэффициентов C_D и C_L , а также их амплитуды, позволяющие оценить значимость эффектов вихревого возбуждения.

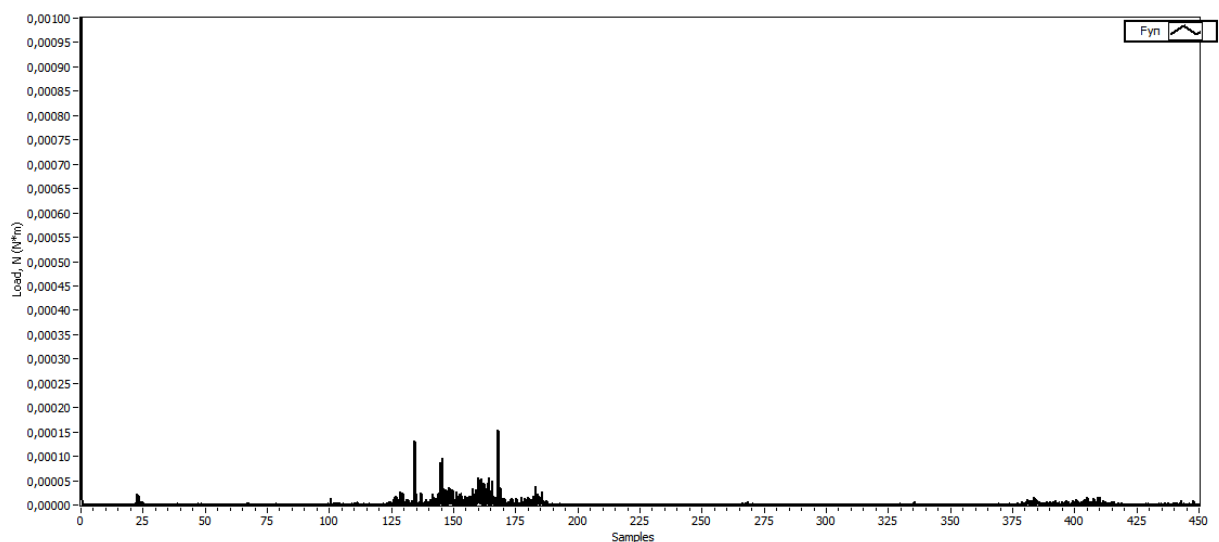


Рис. Спектральная характеристика колебаний интегральной ветровой нагрузки F_L .
Направление потока 330° . Скорость потока 14,8 м/с.

Таблица. Максимальные, минимальные и средние значения аэродинамических коэффициентов C_D и C_L и их амплитуды

Угол атаки, °	C_D				C_L			
	Макс.	Сред.	Мин.	Ампл.	Макс.	Сред.	Мин.	Ампл.
0	1.27	1.22	1.17	0.05	0.84	0.81	0.78	0.03
15	0.86	0.80	0.74	0.06	1.21	1.16	1.12	0.05
30	0.79	0.77	0.74	0.03	0.24	0.23	0.22	0.01
45	0.66	0.67	0.67	0.00	-0.84	-0.89	-0.94	0.05
60	1.09	1.09	1.11	0.01	-0.60	-0.67	-0.72	0.06
75	1.20	1.22	1.23	0.02	-0.18	-0.23	-0.28	0.05
90	1.25	1.27	1.29	0.02	0.26	0.21	0.16	0.05
105	1.12	1.15	1.19	0.03	0.50	0.46	0.42	0.04
120	0.85	0.90	0.95	0.05	0.73	0.69	0.66	0.03
135	0.89	0.93	0.97	0.04	-0.07	-0.08	-0.09	0.01
150	0.73	0.77	0.80	0.03	-0.74	-0.78	-0.81	0.03
165	0.92	0.96	1.00	0.04	-0.74	-0.77	-0.79	0.03
180	1.07	1.14	1.22	0.07	-0.45	-0.47	-0.50	0.03
195	1.08	1.13	1.21	0.06	-0.16	-0.17	-0.17	0.00
210	1.10	1.16	1.23	0.07	0.10	0.12	0.13	0.01
225	1.00	1.04	1.08	0.04	0.38	0.40	0.42	0.02
240	0.87	0.90	0.94	0.04	0.68	0.71	0.74	0.03
255	0.76	0.75	0.74	0.01	0.10	0.15	0.19	0.05
270	0.75	0.73	0.71	0.02	-0.71	-0.66	-0.61	0.05
285	1.03	0.98	0.93	0.05	-1.07	-1.02	-0.97	0.05
300	1.36	1.32	1.27	0.05	-0.86	-0.82	-0.78	0.04
315	1.64	1.57	1.50	0.07	-0.55	-0.53	-0.50	0.02
330	1.67	1.59	1.50	0.08	0.01	0.02	0.03	0.01
345	1.54	1.47	1.39	0.07	0.49	0.46	0.44	0.03

Определение средних и пиковых значений аэродинамических коэффициентов давления в контрольных точках на поверхности макета

Результаты испытаний

Измеренное с помощью тензо-датчиков давление на поверхности модели исследуемого объекта в дренажных точках позволяет судить о распределении по фасадам объекта аэродинамического давления при 24 углах атаки потока воздуха от 0° до 360° с шагом 15°. Были получены осредненные значения аэродинамических коэффициентов для каждой дренажной точки модели. В таблице представлены пиковые (максимальные и минимальные среди всех направлений ветра) значения аэродинамических коэффициентов давления в контрольных точках

Таблица Пиковые (максимальные и минимальные среди всех направлений ветра) значения аэродинамических коэффициентов давления в контрольных точках на поверхности фасадов исследуемого объекта

№	$C_{p,max}$	$C_{p,min}$	№	$C_{p,max}$	$C_{p,min}$	№	$C_{p,max}$	$C_{p,min}$	№	$C_{p,max}$	$C_{p,min}$
1	0.93	-2.07	32	0.98	-1.93	63	0.16	-2.32	94	0.26	-1.40
2	0.95	-1.10	33	0.96	-1.80	64	0.85	-1.69	95	0.17	-1.36
3	0.92	-1.24	34	1.12	-1.81	65	0.70	-1.77	96	0.06	-1.44
4	0.98	-1.14	35	1.15	-1.77	66	0.72	-1.40	97	0.51	-1.52
5	0.93	-1.29	36	1.12	-1.67	67	0.59	-1.29	98	0.44	-1.36
6	0.92	-1.37	37	1.26	-1.95	68	0.71	-1.69	99	0.37	-1.42
7	0.84	-2.15	38	1.23	-2.00	69	0.75	-1.72	100	0.27	-1.51
8	0.89	-3.83	39	0.28	-1.90	70	0.95	-1.86	101	0.32	-1.29
9	0.90	-2.20	40	1.05	-1.34	71	0.87	-1.56	102	0.21	-1.44
10	1.00	-1.96	41	0.99	-1.52	72	0.95	-1.79	103	0.20	-1.34
11	1.03	-1.99	42	1.13	-1.47	73	-0.14	-1.43	104	0.31	-1.34
12	1.16	-2.03	43	1.13	-1.31	74	-0.10	-1.33	105	0.25	-1.41
13	1.15	-1.89	44	1.02	-1.29	75	-0.04	-1.46	106	0.03	-1.43
14	1.26	-1.98	45	1.20	-1.80	76	-0.07	-1.33	107	0.19	-1.32
15	0.38	-2.04	46	1.12	-1.50	77	-0.14	-1.45	108	0.25	-1.31
16	1.13	-1.32	47	1.24	-1.85	78	-0.05	-1.45	109	0.26	-1.34
17	0.98	-1.21	48	1.08	-1.75	79	0.15	-1.47	110	0.31	-1.34
18	1.08	-1.36	49	0.94	-1.35	80	-0.02	-1.49	111	0.98	-3.00
19	0.94	-1.58	50	0.97	-1.18	81	-0.08	-1.59	112	1.02	-2.79
20	1.10	-1.50	51	0.97	-1.24	82	-0.09	-1.53	113	0.90	-1.70
21	1.07	-1.68	52	0.95	-1.31	83	0.67	-1.50	114	0.98	-1.38
22	1.18	-1.52	53	0.89	-1.29	84	0.56	-1.46	115	1.12	-1.52
23	1.11	-1.64	54	0.97	-1.28	85	0.92	-1.30	116	1.25	-1.72
24	1.12	-2.10	55	0.81	-1.53	86	0.94	-1.45	117	1.25	-1.64
25	1.21	-1.47	56	0.85	-2.11	87	0.73	-1.45	118	1.00	-1.93
26	1.06	-1.20	57	0.91	-2.06	88	0.23	-1.50	119	1.05	-1.74
27	1.08	-1.18	58	0.77	-1.75	89	0.02	-1.48	120	1.15	-1.38
28	1.06	-1.25	59	0.76	-1.77	90	0.15	-1.44	121	0.98	-1.33
29	1.10	-1.16	60	0.76	-1.65	91	0.33	-1.34	122	1.27	-1.48
30	1.00	-1.27	61	0.76	-2.00	92	0.28	-1.43	123	0.03	-1.31
31	0.88	-1.56	62	0.83	-2.62	93	0.46	-1.25			

6. Оценка аэроупругой неустойчивости

Оценка возможности галопирования по нормативной методике

Таблица. Значения критических скоростей возникновения галопирования.

Физическое моделирование			Численное моделирование		
Угол α , °	a_g	$V_{cr,g}$, м/с	Угол α , °	a_g	$V_{cr,g}$, м/с
30	-2.80	94.8	30	-2.20	120.9
45	-3.61	73.6	45	-2.92	90.8
135	-2.02	131.2	145	-1.13	234.7
150	-1.90	139.8	165	-0.58	460.2
255	-1.41	188.5	255	-1.50	176.6
270	-2.34	113.3	270	-2.04	130.2
285	-0.40	665.5	285	-0.50	532.6

Математическое (численное) моделирование аэроупругого взаимодействия шпиля с воздушным потоком.

Для подтверждения полученной оценки о невозможности возникновения аэроупругой неустойчивости по нормативной методике было проведено прямое численное моделирование двухстороннего взаимодействия шпиля и воздушного потока в ПК ANSYS (двухсторонний FSI, реализуемый связкой модулей Fluent и Mechanical). Расчет проводился для максимально возможной скорости ветра для места строительства. Рассматривался угол атаки ветра 45° , так как согласно проведенной оценке на галопирование именно для этого угла критическая скорость ветра была минимальной. Так как больший интерес представляет динамический отклик шпиля, а также для оптимизации вычислительных ресурсов, вся конструкция (кроме шпиля) принята абсолютно жестким телом.

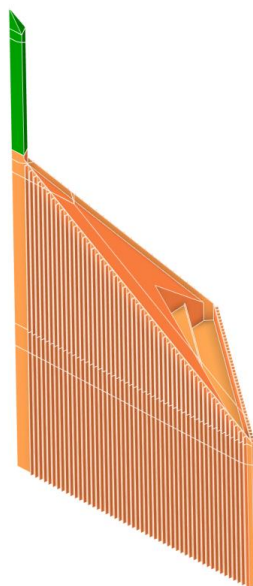


Рис. Геометрическая модель.

Зеленым цветом – упругая часть, оранжевым – абсолютно жесткое тело

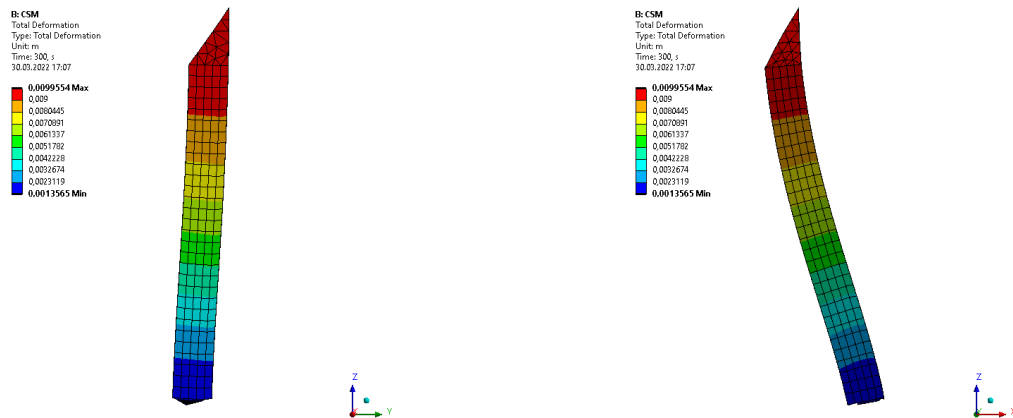


Рис. Общее перемещение [м] шпиля в момент времени $t=300$ с.

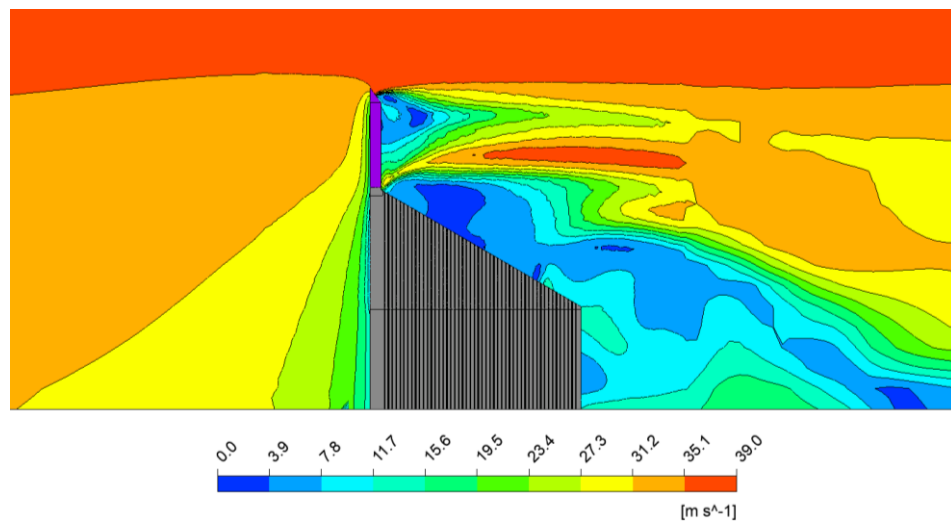


Рис. Изополе скоростей, м/с в вертикальной плоскости в момент времени $t=300$ с

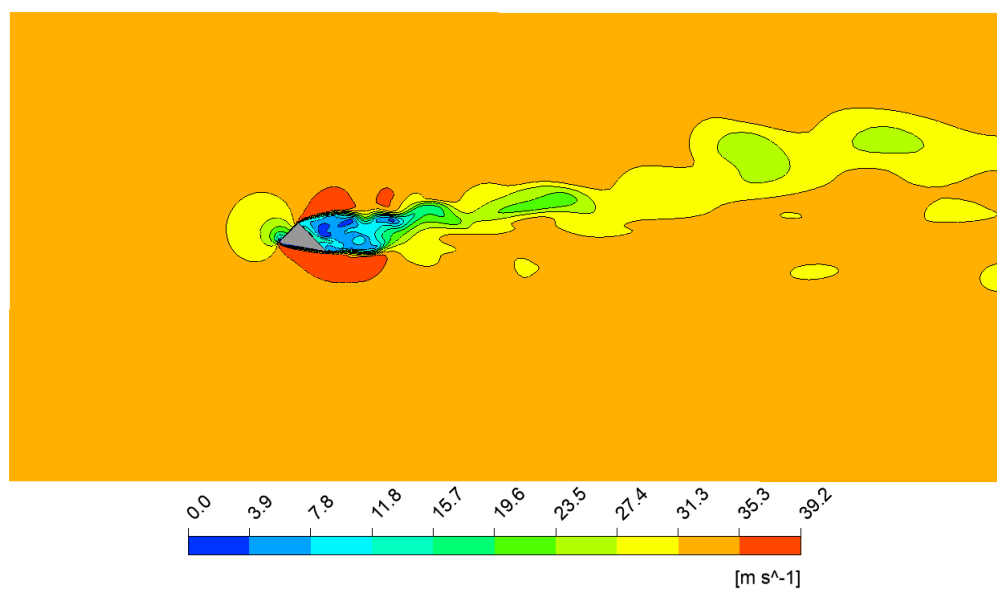


Рис. Изополе скоростей, м/с в горизонтальной плоскости на уровне 200 м в момент времени $t=300$ с

Выводы и рекомендации

По результатам выполненной НИР «Комплексные аэродинамические исследования шпиля башни комплекса зданий Национального космического центра по адресу: г. Москва, Филевский бульвар (ул. Новозаводская)» можно сформулировать следующие выводы и рекомендации:

1. На основе анализа и обобщения исходных данных разработана расчетная динамическая конечноэлементная модель шпиля (в верифицированном программном комплексе SIMULIA Abaqus), по которой были определены значимые собственные частоты и формы колебаний конструкции).

2. В результате проведенных тестовых расчетов подтверждена корректность использования в математической (численной) и физической (экспериментальной) моделях усеченной геометрии Объекта (навершие и шпиль) с точки зрения аэродинамических нагрузок на шпиль. Выявлен рациональный размер расчетной области для последующих аэродинамических расчетов на основе математического (численного) моделирования.

3. В результате проведенных аэродинамических исследований на основе физического (экспериментального) моделирования в аэродинамической трубе определены:

- аэродинамические коэффициенты C_x , C_y , C_z и C_{mx} , C_{my} , C_{mz} в глобальных осях и C_D , C_L в поточных осях для шпиля башни;
- амплитуды колебаний аэродинамических коэффициентов C_D , C_L и частотные характеристики ветрового воздействия (диапазон чисел Струхала 0.5-0.75);
- пиковые ветровые давления на фасадные конструкции навершия и шпиля башни.

4. Согласно обзорному анализу видов аэроупругой неустойчивости выявлено, что для исследуемого шпиля возможно проявление следующих эффектов аэроупругой неустойчивости: *галопирования* и *вихревого возбуждения*.

5. По результатам математического (численного) и физического (экспериментально) моделирования выявлено, что явление периодического срыва вихрей со шпиля (*вихревое возбуждение*) выражено незначительно. Следовательно, в прочностных расчетах *можно не проводить* расчет на воздействие от *вихревого возбуждения*.

6. Проведенная оценка по нормативной методике показывает, что для исследуемого шпиля *невозможно* возникновение явления *галопирования* при скоростях ветра, наблюдаемых на площадке строительства.

В результате прямого численного моделирования связанной задачи двухстороннего взаимодействия шпиля и воздушного потока в ПК ANSYS (двухсторонний FSI, реализуемый связкой модулей Fluent и Mechanical) при максимально возможной скорости ветра для места строительства для наиболее опасного направления ветра выявлено:

- перемещение шпиля не превышают 10мм, а амплитуда колебания составляет доли миллиметра;
- в течение 300 моделируемых секунд не было обнаружено увеличения амплитуд колебаний и изменения равновесного положения шпиля.

Таким образом, поверочный двухсторонний связанный расчет аэроупругих колебаний Шпиля *подтвердил* отсутствие явлений аэроупругой неустойчивости при максимально возможной скорости ветра для места строительства.