

УДК 533.6.07, 533.6.08

## ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ И ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБУЛЕНТНОГО ПОТОКА В РАБОЧЕЙ ЗОНЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ

© 2024 г. О. И. Поддаева<sup>а</sup>, \*, А. Ф. Зубков<sup>б</sup>, \*\*

<sup>а</sup>Национальный исследовательский Московский государственный строительный университет  
Россия, 129337, Москва, Ярославское ш., 26

<sup>б</sup>Научно-исследовательский институт механики  
Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова  
Россия, 119192, Москва, Мичуринский пр-т, 1

\*e-mail: poddaevaoi@gmail.com

\*\*e-mail: 9392998@mail.ru

Поступила в редакцию 07.04.2024 г.

После доработки 22.05.2024 г.

Принята к публикации 04.07.2024 г.

Представлено экспериментальное исследование характеристик турбулентных течений в аэродинамической трубе. Разработана методика исследования параметров и характеристик турбулентного потока в рабочей зоне аэродинамической трубы, включающая определение воспроизводимого диапазона скорости потока воздуха, определение неустойчивости скорости потока воздуха, определение неравномерности поля скоростей потока воздуха. Результаты исследований поля скоростей демонстрируют возможность проведения аэродинамических испытаний для моделей, обдуваемых равномерным потоком.

DOI: 10.31857/S0032816224040234 EDN: NXQLCB

### 1. ВВЕДЕНИЕ

Аэродинамическая труба — экспериментальная установка для исследования явлений и процессов, сопровождающих обтекание тел потоком газа (обычно воздуха). Знания о турбулентных течениях в пограничном слое чрезвычайно важны в строительной аэродинамике. Для изучения течения в приземном слое атмосферы обычно используются данные натурных испытаний, экспериментальных исследований в аэродинамических трубах и численного моделирования (CFD) [1]. В ходе физического моделирования в аэродинамических трубах можно проконтролировать условия проведения эксперимента, можно повторить эксперимент при тех же параметрах потока воздуха [2]. Надежность физического моделирования

в аэродинамической трубе главным образом зависит от точности моделирования ветрового потока, в особенности в приземном слое атмосферы.

Характеристики ветрового потока в пограничном слое атмосферы определяются профилем средней скорости ветра, интенсивностью турбулентности и интегральным спектром мощности ветра [3–5]. Идеальным методом моделирования пограничного слоя атмосферы в аэродинамической трубе является создание турбулентного пограничного слоя за счет естественной шероховатой поверхности, но этот метод требует протяженной рабочей зоны аэродинамической трубы. Наличие протяженной рабочей зоны (18.9 м) характеризует аэродинамическую трубу НИУ МГСУ.

Известно множество способов моделирования пограничного слоя в рабочей зоне аэродинамической трубы с ограниченной рабочей зоной [6, 7]. Наиболее распространенным методом моделирования турбулентности в аэродинамических трубах является размещение в рабочей части вихревых генераторов и элементов сопротивления определенной расстановки для формирования требуемого ветрового потока [8, 9]. Клинья и элементы шероховатости были впервые использованы при моделировании приземного пограничного слоя в конце 60-х годов прошлого века [10]. В работе [11] исследованы моделирование пограничного слоя с помощью решетки и сопротивлений, сделан вывод, что пограничные слои, созданные полностью естественным путем, дают наилучшее моделирование, а также что искусственные элементы типа сопротивления неизбежно снижают качество моделирования. В работе [12] использованы сопротивления в виде спиц и кубов, показано, что такая конструкция может обеспечить желаемую толщину пограничного слоя на расстоянии около 4.0 м от входа в испытательную секцию. Тема использования клиньев и элементов шероховатостей при моделировании пограничного слоя и крупномасштабной турбулентности развита в работах [13–16].

Соблюдение кинематического подобия (подобие полей скоростей реального объекта и модели) является необходимым условием для корректного моделирования в задачах обтекания. Базовой характеристикой аэродинамической трубы архитектурно-строительного типа является изотропность и равномерность ветрового потока в рабочей зоне, при условии отсутствия дополнительных турбулизаторов и аэродинамических сопротивлений.

Для адекватного моделирования равномерной скорости ветра в аэродинамической трубе принимаются определенные меры, такие как:

- профилирование конфузора перед рабочим участком;
- организация специальных узлов для поворота потока в аэродинамической трубе замкнутого типа;
- использование секционного вентиляторного блока для повышения равномерности потока;
- специальные покрытия стенок аэродинамической трубы;

– установка хоннейкомба и профилирование форкамеры.

Целью диагностики поля скоростей в аэродинамической трубе является контроль за равномерностью потока.

## 2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для идентификации режимов обтекания моделей в рабочей части аэродинамической трубы выполнено измерение поля скоростей с высокой степенью дискретизации. Измеритель поля скоростей собран из горизонтальной балки гребенки с установленными на ней приемниками полного давления. Гребенка закреплена на подвижной каретке координатного устройства с дистанционным управлением. Каретка совместно с закрепленной на ней гребенкой перемещается в вертикальной плоскости с шагом, заданным в программе исследований (рис. 1).

Для построения поля скоростей в рабочем сечении аэродинамической трубы необходимо собрать информацию о полном и статическом давлениях в нескольких точках. Основным элементом, воспринимающим давление набегающего потока, является приемник полного давления. Ось трубки приемника полного давления расположена по нормали к вектору скорости.

Наиболее подробно необходимо измерить поле скоростей в центральной части трубы (далее – в ядре потока), куда устанавливается модель для исследований. Контроль скорости вблизи потолка и около вертикальных стенок носит информационный характер. Расположение контрольных точек по вертикали выполняется с шагом 61 мм.

Поскольку существует влияние пограничного слоя вдоль стенок аэродинамической трубы на равномерность потока, по правилам проведения аэродинамического эксперимента размещение модели ближе 300 мм от стенок нежелательно. По этой причине измерение поля скоростей выполнено в зоне размещения модели, и на гребенке отсутствуют приемники давления с координатами 0, 100, 200, 3800, 3900, 4000 мм. Вертикальное перемещение гребенки определяется конструкцией каретки координатного устройства, оно происходит в диапазоне от 44 до 1020 мм. Постановка каретки для вертикального перемещения пилона с приемниками



Рис. 1. Специализированная гребенка для проведения измерений, установленная на координатном устройстве.

давления выполнена с использованием оптического прибора. Отклонение от вертикали рельса каретки составляет не более 2 мм на всей длине.

Контрольная плоскость поперечного сечения, в которой измеряется поле скоростей, размещена перед автоматизированным поворотным столом, на котором размещается исследуемая модель во время эксперимента. Во время проведения исследования модель отсутствует, что означает полное отсутствие загромождения расходного сечения аэродинамической трубы.

### 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕСТАБИЛЬНОСТИ СКОРОСТИ ПОТОКА ВОЗДУХА

Измерение скорости воздушного потока при определении рабочего диапазона скорости потока воздуха, воспроизводимого в аэродинамической трубе, проводится совместно с измерением температуры в потоке воздуха в рабочей зоне аэродинамической трубы комбинированным приемником полного статического давления (ППСД) и измерителем разности давлений.

В качестве штатного ППСД используется напорная трубка модификации Пито. В качестве измерителя разности давлений используется дифференциальный цифровой манометр.

Для измерений скорости воздушного потока комбинированный ППСД устанавливается в рабочую зону аэродинамической трубы на расстоянии не более 10 см от ее оси в удобном для измерения сечении на расстоянии

не далее 4 м от границ рабочей зоны аэродинамической трубы вдоль ее оси. ППСД располагается навстречу потоку параллельно оси рабочей зоны аэродинамической трубы. Точность установки приемника относительно оси трубы регламентируется паспортными характеристиками измерительного устройства.

Угол отклонения оси ППСД от оси трубы определяется расчетом по результатам измерения длины трубки ППСД и расстояний переднего и заднего концов ППСД от нижней и боковой внутренних стенок трубы.

Пневмометрические трубки Пито позволяют определить скорость потока методом измерения динамического давления. Для измерения динамического давления пневмометрических ППСД в диапазоне от 0 до 1.4 кПа может применяться дифференциальный манометр цифровой типа ДМЦ-01.

Порядок проведения измерений диапазона скорости воздушного потока в рабочей зоне аэродинамической трубы таков: включить аэродинамическую трубу на требуемой протоколом измерений скорости вращения создающих поток ее вентиляторов, дождаться стабилизации скорости потока воздуха, провести начальное измерение скорости. Если результат начального измерения меньше 4 м/с, то увеличить скорость до 4 м/с, дождаться стабилизации потока воздуха в аэродинамической трубе и провести повторное измерение, результат которого зафиксировать. После определения нижней границы

диапазона воспроизведения скорости воздушного потока увеличить скорость до 30 м/с и дождаться стабилизации потока. Если после стабилизации скорость окажется меньше или больше указанного значения за пределами допустимого отклонения, то скорректировать скорость повторно и дождаться стабилизации потока. При необходимости повторить процедуру корректировки скорости до достижения необходимого результата и зафиксировать его.

#### 4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕСТАБИЛЬНОСТИ СКОРОСТИ ПОТОКА ВОЗДУХА

Нестабильность скорости потока воздуха в аэродинамической трубе определяется на границах диапазона воспроизведения скорости воздушного потока и в средней его части.

Скорость в средней части рабочего диапазона можно принять равной характерной для большинства испытаний скорости 15 м/с.

Для определения неустойчивости провести серию измерений скорости за время не менее 10 мин. Интервал между отдельными измерениями должен быть не больше 3 с.

Нестабильность  $\check{V}$  скорости определить как отношение стандартного отклонения  $S_v$  отдельных измерений скорости  $V_i$  в серии из  $n$  измерений к среднему арифметическому значению скорости  $V_{cp}$  (выборочной оценке средней скорости):

$$\check{V} = \frac{S_v}{V_{cp}}; \quad V_{cp} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n V_i;$$

$$S_v = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (V_i - V_{cp})^2}{n-1}}. \quad (1)$$

#### 5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОЛЯ СКОРОСТЕЙ ПОТОКА ВОЗДУХА

Неравномерность поля скоростей определяется в нескольких сечениях рабочей части аэродинамической трубы, перпендикулярных ее оси, для характерных скоростей, используемых в испытаниях в аэродинамической трубе. Неравномерность поля скоростей измеряется штатным опорным ППСД, а также специализированной гребенкой, оснащенной группой приемников полного давления. Для измерения поля скоростей необходимо после включения

аэродинамической трубы дождаться стабилизации потока и провести совместное измерение динамических давлений с помощью приемников на гребенке и штатного трубного ППСД. В каждом положении гребенки провести серию из не менее, чем 10 измерений с интервалом между измерениями не более 3 с.

Результатом каждой серии измерений считаются: среднее значение скорости, стандартное отклонение среднего значения скорости, количество измерений и время между отдельными измерениями (или общее время серии).

Определяется значение скорости  $V_{**2}$  (среднее значение серии) в расположении ППСД, соответствующее начальному (первый раз) значению скорости  $V_{**1}$  (среднему значению серии) в месте расположения гребенки в центральной точке первого контрольного сечения. Проводится нормировка скоростей (средних значений в серии) в контрольном сечении в соответствии с формулой

$$V_{i,j,1}^H = V_{i,j,1} \cdot \frac{V_{**2}}{V_{**1}}, \quad (2)$$

где первые два значения индекса обозначают номера точек по горизонтали и вертикали.

Параметры  $V_{**2}$  и  $V_{**1}$  одни и те же для всех сечений. Поэтому рекомендуется первое исследуемое сечение разместить в средней части рабочей зоны аэродинамической трубы в месте, наиболее часто используемом для размещения испытываемых в аэродинамических трубах объектов.

Границы ядра равномерного потока и профили скорости в сечениях являются результатами испытаний. Профили скорости, кроме табличных значений, представляют также в графическом виде, например, в виде линий уровней.

Процедура диагностики поля скоростей проводится на скорости потока (в центральной контрольной точке), соответствующей оптимальной для большинства аэродинамических экспериментов. Для трубы НИУ МГСУ характерная скорость потока равна 15 м/с. Дополнительные исследования поля скоростей следует проводить на скорости 20 м/с (данная скорость рекомендуется при исследовании особых моделей, для которых критерий автомодельности по Рейнольдсу высокий).

### 6. РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

В результате проведенной серии испытаний определены нестабильность скорости потока, неравномерность поля скоростей потока воздуха для пустой трубы и для трубы с присутствием аэродинамических сопротивлений и турбулизаторов (рис. 2).

Получена зависимость коэффициента турбулентности от высоты для различных точек сечения (рис. 3) для пустой трубы (а) и трубы с аэродинамическими сопротивлениями и турбулизаторами (б).

Определена неравномерность поля скоростей потока воздуха (рис. 4, 5). На рис. 5



Рис. 2. Поле аэродинамических сопротивлений в рабочей зоне аэродинамической трубы.

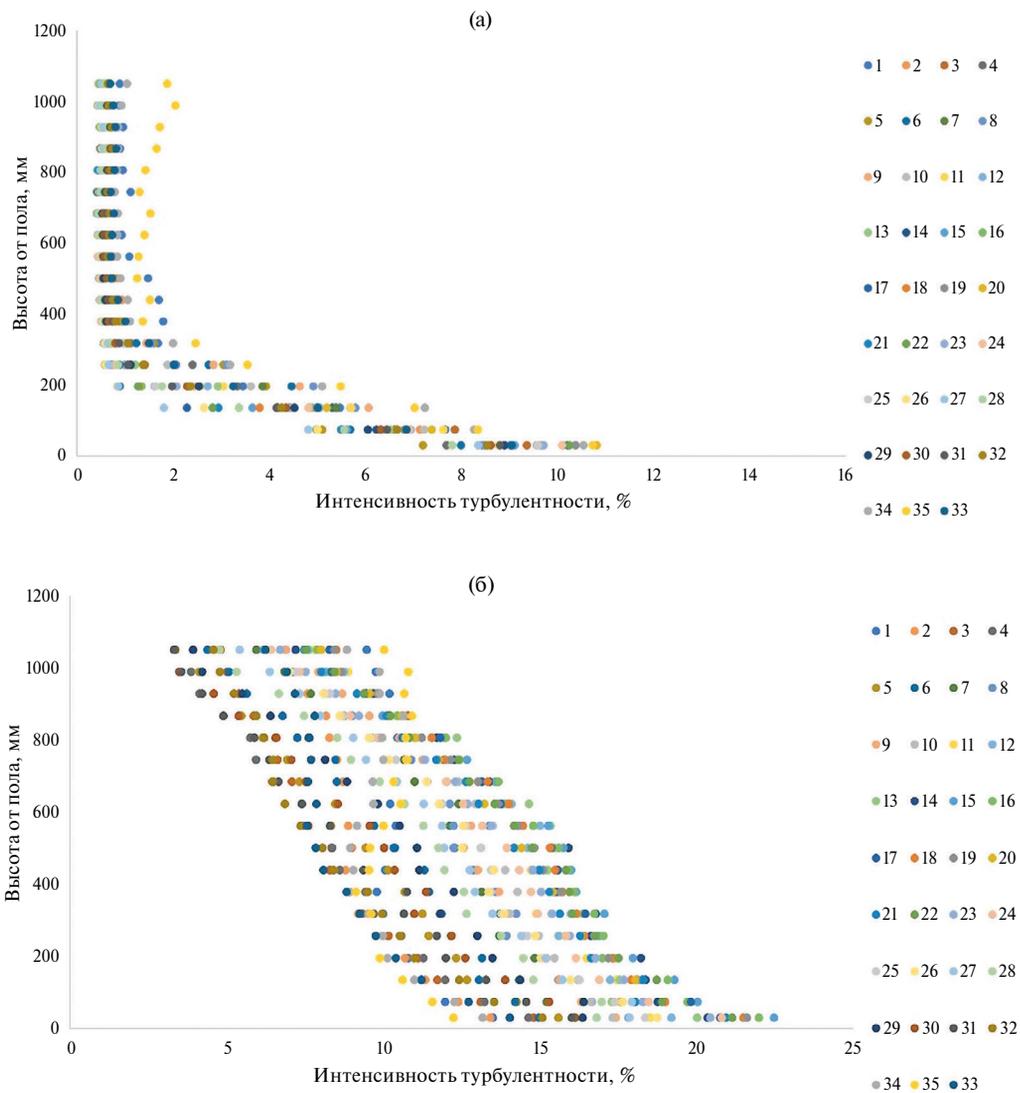


Рис. 3. Зависимость коэффициента турбулентности в зависимости от высоты: для пустой трубы (а) и для трубы с аэродинамическими сопротивлениями и турбулизаторами (б).

представлены профили скорости для пустой трубы (рис. 5а) и для трубы с турбулизаторами (рис. 5б).

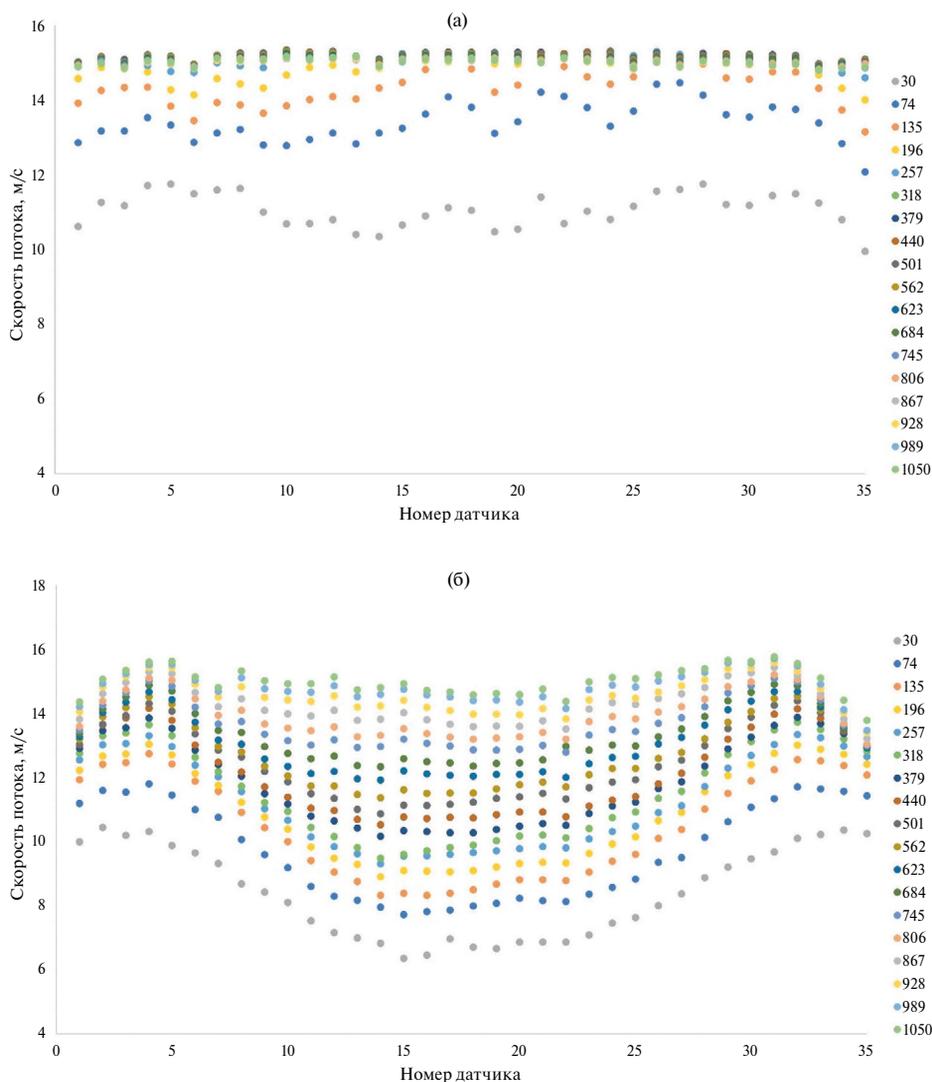
В выполненном исследовании разработана методика исследования параметров и характеристик турбулентного потока в рабочей зоне аэродинамической трубы, включающая определение воспроизводимого диапазона скорости потока воздуха, определение неустойчивости скорости потока воздуха, определение неравномерности поля скоростей потока воздуха.

Результаты исследований поля скоростей демонстрируют возможность проведения аэродинамических испытаний для моделей,

обдуваемых равномерным потоком. Дальнейшая программа исследований предполагает проведение исследований в дополнительных сечениях (сечение за автоматизированным поворотным столом, сечение в зоне размещения стенда для статических и динамических испытаний мостовых конструкций), а также дополнительные исследования параметров потока с установленными аэродинамическими сопротивлениями и турбулизаторами.

#### ФИНАНСИРОВАНИЕ РАБОТЫ

Работа выполнена с использованием оборудования Головного регионального центра коллективного пользования и уникальной научной установки



**Рис. 4.** Зависимость скорости от номера датчика для различных высот: для пустой трубы (а) и для трубы с аэродинамическими сопротивлениями и турбулизаторами (б).

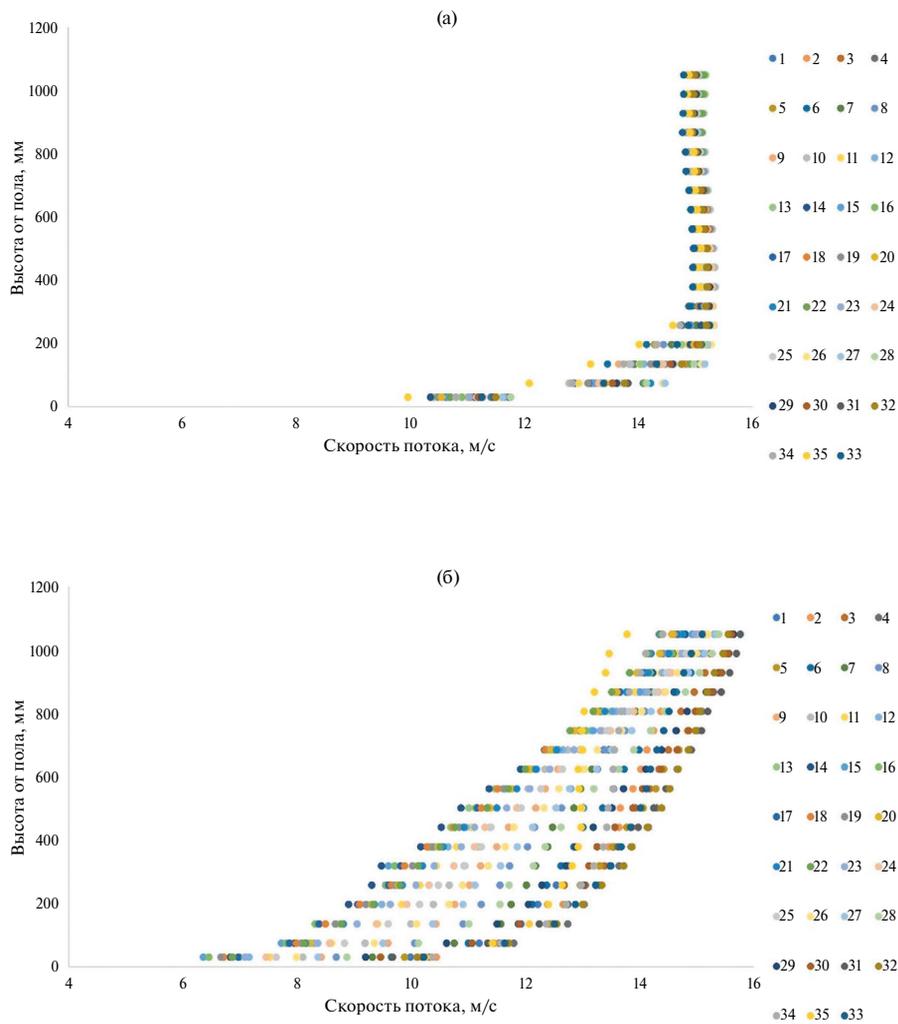


Рис. 5. Профиль скорости: для пустой трубы (а) и трубы с аэродинамическими сопротивлениями и турбулизаторами (б).

“Большая исследовательская градиентная аэродинамическая труба НИУ МГСУ”. Работа поддержана грантом 2024 года на проведение фундаментальных и прикладных научных исследований (НИР/НИО-КР) научными коллективами НИУ МГСУ, проект № 01-392/130.

**КОНФЛИКТ ИНТЕРЕСОВ**

Авторы заявляют, что не имеют конфликта интересов.

**СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

1. Zhao L., Wu F., Liu Z., Yan A., Ge Ya. // *Advances in Bridge Engineering*. 2022. V. 3. P. 28 <https://doi.org/10.1186/s43251-022-00072-z>

2. Cermak J.E. // *AIAA J.* 1979. V. 7. P. 679. <https://doi.org/10.2514/3.61203>

3. Liu A.Q., Cai C.S., Han Y. // *ABEN*. 2020. V. 1. P. 7. <https://doi.org/10.1186/s43251-020-00007-6>

4. Simiu E., Scanlan R.H. *Wind effects on structures: an introduction to wind engineering*. Hoboken: John Wiley & Sons, 1986.

5. Simiu E., Yeo D.H. *Wind Effects on Structures*. Hoboken: John Wiley & Sons Ltd., 2019. <http://dx.doi.org/10.1002/9781119375890>

6. Armit J., Counihan J. // *Atmos. Environ.* 1968. V. 2. № 1. P. 49. [https://doi.org/10.1016/0004-6981\(68\)90019-X](https://doi.org/10.1016/0004-6981(68)90019-X)

7. Counihan J. // *Atmos. Environ.* 1970. V. 4. № 3. P. 259. [https://doi.org/10.1016/0004-6981\(70\)90061-2](https://doi.org/10.1016/0004-6981(70)90061-2)

8. *Yassin M.F., Kato S., Ooka R., Takahashi T., Kouno R.* // J. Wind. Eng. Ind. Aerodyn. 2005. V. 93. P. 361. <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2005.02.005>
9. *Nishi A., Kikugawa H., Matsuda Y., Tashiro D.* // J. Wind. Eng. Ind. Aerodyn. 1997. V. 67-68. P. 861. [https://doi.org/10.1016/S0167-6105\(97\)00124-4](https://doi.org/10.1016/S0167-6105(97)00124-4)
10. *Ling S.C., Wan C.A.* // Phys. Fluids. 1972. V. 15(8). P. 1363. <https://doi.org/10.1063/1.1694093>
11. *Cook N.J.* // Atmos. Environ. 1973. V. 7. P. 691. [https://doi.org/10.1016/0004-6981\(73\)90151-0](https://doi.org/10.1016/0004-6981(73)90151-0)
12. *Counihan J.* // Atmos. Environ. 1973. V. 7. P. 673. [https://doi.org/10.1016/0004-6981\(73\)90150-9](https://doi.org/10.1016/0004-6981(73)90150-9)
13. *Kobayashi H., Hatanaka A., Ueda T.* // J. Wind. Eng. Ind. Aerodyn. 1994, V. 53. P. 315. [https://doi.org/10.1016/0167-6105\(94\)90089-2](https://doi.org/10.1016/0167-6105(94)90089-2)
14. *Kobayashi H., Hatanaka A.* // J. Wind. Eng. Ind. Aerodyn. 1992. V. 41. P. 959. [https://doi.org/10.1016/0167-6105\(92\)90102-G](https://doi.org/10.1016/0167-6105(92)90102-G)
15. *Melaku A.F., Bitsuamlak G.T.* // J. Wind. Eng. Ind. Aerodyn. 2021. V. 212. P. 104580. <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2021.104580>
16. *Hohman T.C., Van Buren T., Martinelli L., Smits A.J.* // J. Wind. Eng. Ind. Aerodyn. 2015. V. 145. P. 1. <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2015.05.012>