

03

Исследование влияния направления набегающего потока по отношению к плоскости трехцилиндрового ротора на аэродинамические коэффициенты

© А.Ж. Тлеубергенова, Н.К. Танашева, К.М. Шаймерденова, А.Н. Дюсембаева, А.Ж. Сатыбалдин

Карагандинский университет им. акад. Е.А. Букетова, Караганда, Казахстан
E-mail: nazgulya_tans@mail.ru

Поступило в Редакцию 28 декабря 2022 г.

В окончательной редакции 17 января 2023 г.

Принято к публикации 17 января 2023 г.

Проведены эксперименты по изучению влияния направления набегающего потока по отношению к плоскости ротора на значения коэффициента лобового сопротивления макета многолопастного ротора с силовыми элементами в виде вращающихся цилиндров переменного сечения. Показано, что сила лобового сопротивления многолопастного ротора не зависит от числа Рейнольдса и остается практически постоянной в диапазоне чисел Рейнольдса $(16-50) \cdot 10^4$. На основе серии опытных данных также рассчитаны и построены зависимости коэффициента силы тяги многолопастного ротора от числа Рейнольдса и установочного угла воздушного потока. Установлено, что коэффициент силы тяги ротора уменьшается с ростом числа Рейнольдса.

Ключевые слова: ротор, число Рейнольдса, коэффициент силы лобового сопротивления, коэффициент силы тяги, коэффициент использования энергии ветра.

DOI: 10.21883/PJTF.2023.07.54914.19472

Практика показывает, что результаты экспериментальных исследований модели не всегда совпадают с данными для опытных натуральных установок. Это происходит потому, что обтекание модели потоком в условиях, создаваемых в аэродинамической лаборатории, и обтекание тела в натуральных условиях не подобны. Для того чтобы по полученным аэродинамическим характеристикам модели судить об аэродинамических характеристиках опытной установки, нужно знать законы перехода от модели к натурным установкам [1–3].

Цель настоящей работы состоит в исследовании влияния установочного угла потока на аэродинамические характеристики трехцилиндрового ротора. Трехцилиндровый ротор работает на основе эффекта Магнуса, что является результатом совместного воздействия таких физических явлений, как эффект Бернулли и образование пограничного слоя в среде вокруг обтекаемого объекта.

Ранее были проведены экспериментальные исследования влияния установочного угла потока на аэродинамические характеристики в случае одиночного цилиндра [4].

Следующие серии экспериментов проведены также в рабочей части аэродинамической трубы с макетом трехлопастного ротора и нацелены на изучение влияния направления потока на аэродинамические характеристики исследуемого устройства [4–6]. Экспериментальные исследования проводились в лаборатории „Аэродинамических измерений“. Макет устанавливался в рабочей части аэродинамической трубы Т-1-М (диаметр рабочей части аэродинамической трубы составляет $D = 0.5$ м,

длина $L = 0.8$ м), закрепленной с помощью тонких металлических растяжек на раме трехкомпонентных аэродинамических весов. Трехкомпонентные аэродинамические весы с достаточно высокой степенью точности позволяют измерять силу лобового сопротивления и подъемную силу. Для измерения силы тяги использовался пружинный динамометр, который соединен со шкивом, расположенным на оси вращения ветроколеса. Пружина динамометра деформируется соответственно приложенной силе, образующейся при вращении ротора. Степень деформации пружины показывает величину силы. Измерения проводились несколько раз (не менее 5 раз), погрешность измерения составила 3%. Диаметр макета ротора составляет 45 см, диаметр цилиндра с переменным сечением 5 см, длина 20 см. На рис. 1 показаны схема и фотография экспериментального трехцилиндрового ротора.

Установочный угол воздушного потока принимал значения $\alpha = 0, 15, 30, 45, 60^\circ$. При установочном угле потока более 60° эффективность работы ротора резко падала, поэтому при $\alpha > 60^\circ$ опыты не проводились.

Коэффициент лобового сопротивления (C_x), коэффициент силы тяги (C_m) и число Рейнольдса (Re) определялись по следующим формулам [7,8]:

$$C_x = \frac{\Delta F_x}{\rho \frac{u^2}{2} S}, \quad C_m = \frac{F_m}{\rho \frac{u^2}{2} S}, \quad \text{Re} = \frac{ud}{\nu}, \quad (1)$$

где ΔF_x — сила лобового сопротивления [N], F_m — сила тяги [N], ρ — плотность воздуха [kg/m^3], u — скорость потока [m/s], S — площадь миделевого сечения ротора [m^2], d — диаметр [m], ν — кинематическая вязкость

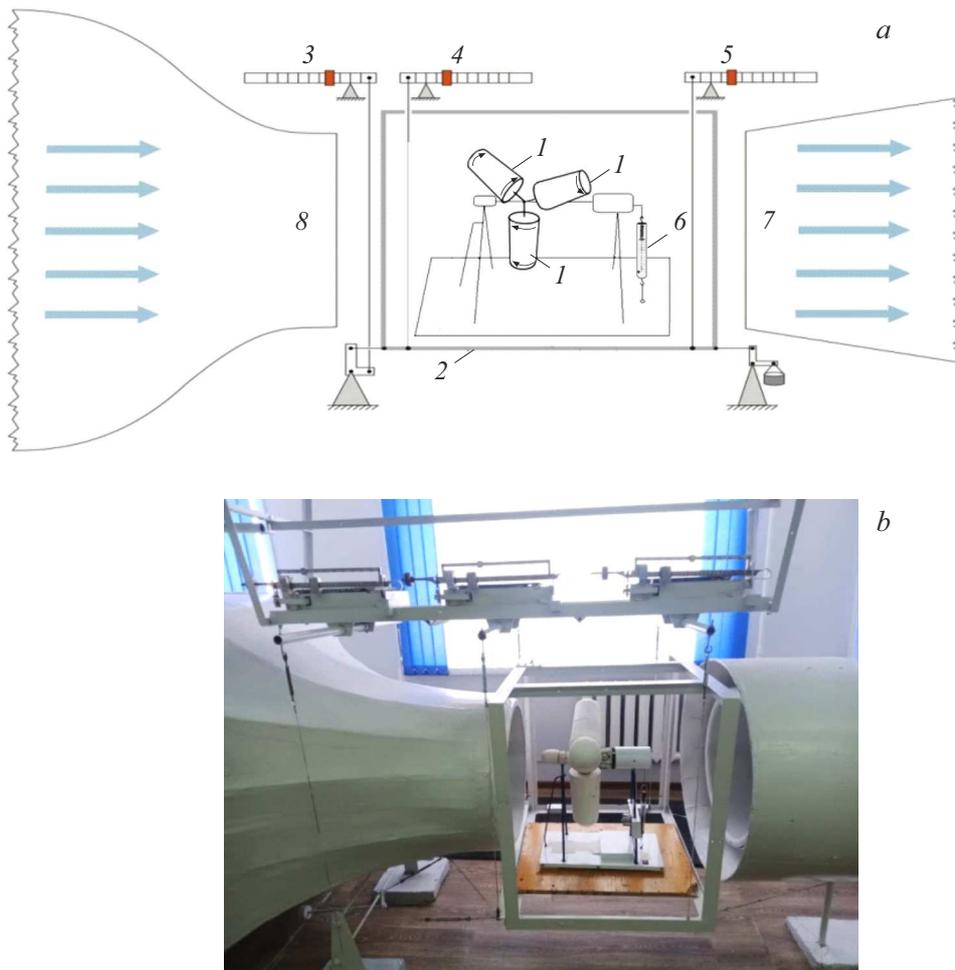


Рис. 1. *a* — схема расположения экспериментального трехцилиндрового ротора в рабочей части аэродинамической трубы Т-1-М. *1* — цилиндры ветротурбины, *2* — рама для крепления макета с аэродинамическими весами, *3* — весы, измеряющие силу лобового сопротивления, *4, 5* — весы, измеряющие подъемную силу, *6* — пружинный динамометр (измеряющий силу тяги), *7, 8* — конфузور и диффузор аэродинамической трубы. *b* — фотография экспериментального трехцилиндрового ротора в рабочей части аэродинамической трубы Т-1-М.

воздуха [Pa · s]. Скорость потока изменялась в пределах 5–15 м/с.

Коэффициент загромождения находится следующим образом:

$$B_R = \frac{S}{S_t}, \quad (2)$$

где S_t — площадь рабочей части аэродинамической трубы [m²].

В этой же серии экспериментов изучено влияние установочного угла потока на частоту вращения основного вала ротора при трех значениях скорости воздуха (рис. 2).

Из полученного опытного графика (рис. 2) видно, что с ростом установочного угла потока частота вращения основного вала ротора постепенно уменьшается до значения $\alpha = 45^\circ$, а в дальнейшем наблюдается резкое уменьшение. Такой характер поведения частоты вращения в зависимости от изменения направления ветра

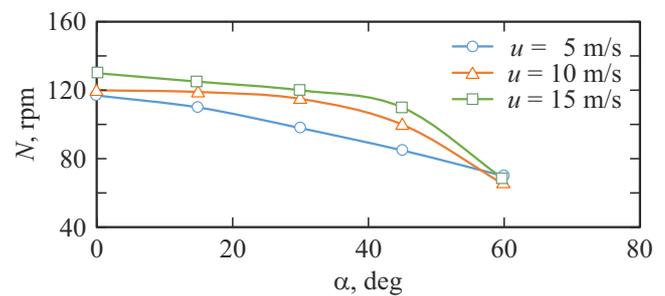


Рис. 2. Зависимость частоты вращения основного вала макета ротора от установочного угла потока α при различных скоростях.

можно объяснить явлением перестройки потока, изменением площади миделевого сечения макета ротора при различных углах установки относительно направления основного ветра.

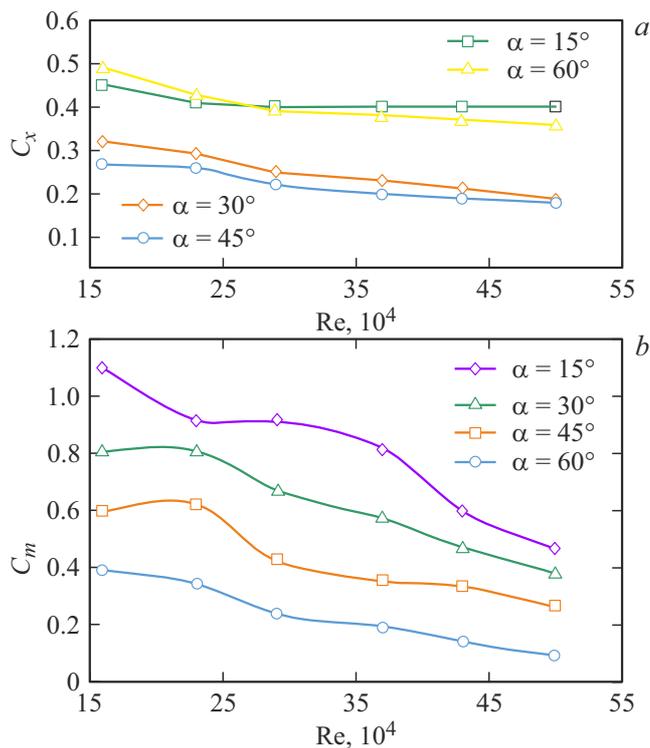


Рис. 3. Зависимости коэффициента лобового сопротивления (а) и коэффициента силы тяги (б) макета трехлопастного ротора от числа Рейнольдса при различных установочных углах потока.

На основании обработки полученных обширных экспериментальных результатов с применением элементов теории подобия построены графические зависимости коэффициента силы лобового сопротивления и коэффициента силы тяги макета трехлопастного ротора от безразмерной скорости — числа Рейнольдса — при изменении направления основного потока ветра в относительно широком диапазоне установочных углов (от 0 до 60°). Эти графические зависимости представлены на рис. 3, а, б.

Как видно из рис. 3, а, коэффициент лобового сопротивления макета трехлопастного ротора слабо зависит от числа Рейнольдса, остается практически постоянным в исследованном диапазоне чисел Рейнольдса ($16-50$) $\cdot 10^4$. Характер зависимости этого коэффициента от установочного угла потока имеет немонотонный вид: с ростом α коэффициент уменьшается до углов $\alpha = 45^\circ$, а затем происходит увеличение. Вероятная физическая интерпретация этого явления обсуждалась при измерении зависимости силы лобового сопротивления от установочного угла потока. Для малых установочных углов (в пределах $0-15^\circ$) сила лобового сопротивления практически сохраняет свое постоянное значение, с дальнейшим ростом от 15 до 40° наблюдается постепенное уменьшение силы лобового сопротивления. В диапазоне от 45° и выше имеет место постепенный рост силы лобового сопротивления. Такой сложный ход зави-

симости с физической точки зрения может объясняться перестройкой картины полей скоростей обтекающего ветротурбину потока воздуха при повороте макета на угол от $\alpha = 0$ до $\alpha > 45^\circ$.

С ростом числа Рейнольдса коэффициент лобового сопротивления незначительно уменьшается для всех рассматриваемых значений установочного угла (рис. 3, а). Данное явление объясняется тем, что с ростом числа Рейнольдса влияние инерционных сил преобладает над силами вязкости, возникающими при движении жидкости из-за переноса импульса в направлении, перпендикулярном направлению движения.

В турбулентном потоке воздуха в результате взаимодействия со вторичными потоками, создаваемыми вращающимися цилиндрами, появляются зоны разрежения давления, объем зоны разрежения изменяется в зависимости от установочного угла потока [4–6,9,10].

Отсюда следует, что сила тяги макета ветроэнергетической установки, вызванная действием набегающего потока, создается за счет разности давлений на поверхности вращающихся цилиндров.

Из рис. 3, б видно, что коэффициент силы тяги функционально зависит от установочного угла макета, а также от числа Рейнольдса. С ростом числа Рейнольдса коэффициент силы тяги снижается. Данное явление связано с тем, что при установочных углах потока в диапазоне от 0 до 45° силовой элемент ветродвигателя работает нормально, обеспечивается технически минимальный эффект работы, а при углах свыше 45° эффективность работы резко уменьшается.

Далее проведен расчет коэффициента использования энергии ветра (КИЭВ) ξ . КИЭВ зависит от скорости перемещения поверхности и направления ветра.

Для определения КИЭВ применялась следующая формула:

$$\xi = \frac{N_r - N_c}{N_{wf}}, \quad (3)$$

где $N_c = m M_c \omega_c$ — мощность вращения цилиндров, m — число цилиндров, M_c — момент сил, действующий на вращающийся цилиндр, ω_c — угловая скорость вращения цилиндра, $N_{wf} = \frac{\rho u^3 S}{2}$ — мощность ветрового потока, ρ — плотность воздуха в набегающем потоке, $S = \pi R^2$ — площадь миделевого сечения ротора, R — радиус ротора, u — скорость набегающего потока, $N_r = M_r \omega_r$ — мощность вращения ротора, M_r — момент сил, действующий на подвижный ротор, n — число оборотов вращения цилиндров, N — частота вращения ветроколеса, ω_r — угловая скорость свободного вращения ротора (или мощность вращения ротора равна $N_r = M_r \frac{2\pi n}{60}$).

Из расчета всех данных КИЭВ трехцилиндрового ротора при скорости воздушного потока 5 m/s получаем $\xi = 0.18$.

В таблице приведены результаты данных экспериментов для нахождения коэффициента использования энергии ветра ξ .

Коэффициент использования энергии ветра трехцилиндрового ротора при различной скорости воздушного потока

u , m/s	ρ , kg/m ³	R , m	S , m ²	N_{wf} , W	m	M_c , N · m	n	ω_c , rad/s	M_r , N · m	N , rpm	ω_r , rad/s	N_r , W	ξ
5	1.225	0.22	0.15	11.6	3	0.5	120	12.56	4	50	5.2	20.9	0.18
9	1.225	0.22	0.15	67.8	3	1.2	170	~ 17.79	10	75	7.8	78.5	0.21
13	1.225	0.22	0.15	204.5	3	2	300	31.4	15	156	16.3	244.92	0.27
15	1.225	0.22	0.15	314.1	3	3	350	~ 36.63	17	238	24.9	423.48	0.29

Таким образом, как показали результаты проведенных экспериментов, в отличие от существующих конструкций роторов в данной конструкции осуществляется более активный захват потока воздуха, обусловленный вращающимися цилиндрическими элементами, т. е. используется возникающая дополнительная подъемная сила. Возможность изменения сечения обеспечивает вращающимся элементам оптимальное аэродинамическое сопротивление и достаточно высокую силу тяги в довольно широком диапазоне скоростей. Однако при увеличении установочного угла потока более 45° сила тяги резко уменьшается. В дальнейших исследованиях необходимо разработать специальное устройство для ограничения значения установочного угла величиной 45°.

Финансирование работы

Работа выполнена при финансовой поддержке Комитета науки Министерства науки и высшего образования РК (ИРН AP14870066, „Разработка и создание энергоэффективной комбинированной вертикально-осевой ветроэнергетической установки с использованием безредукторного тихоходного электрогенератора“).

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] П.Н. Соляник, М.Л. Сургайло, В.В. Чмовж, *Экспериментальная аэродинамика* (ХАИ, Харьков, 2007).
- [2] А.К. Мартынов, *Прикладная аэродинамика* (Машиностроение, М., 1972).
- [3] Б.П. Хозяинов, М.А. Березин, *Вестн. КузГТУ*, № 4, 38 (2000).
- [4] Н.К. Танашева, Н.Н. Шуюшбаева, Э.К. Мусенова, *Письма в ЖТФ*, **44** (17), 65 (2018). DOI: 10.21883/PJTF.2018.17.46572.17240 [N.K. Tanasheva, N.N. Shuyushbayeva, E.K. Mussenova, *Tech. Phys. Lett.*, **44** (9), 787 (2018). DOI: 10.1134/S1063785018090134].
- [5] Н.К. Танашева, Б.Р. Нусупбеков, А.Н. Дюсембаева, Н.Н. Шуюшбаева, *ЖТФ*, **89** (7), 1006 (2019). DOI: 10.21883/JTF.2019.07.47788.415-18 [N.K. Tanasheva, B.R. Nusupbekov, A.N. Dyusembaeva, N.N. Shuyushbayeva, *Tech. Phys.*, **64** (7), 947 (2019). DOI: 10.1134/S1063784219070247].

- [6] Н.К. Танашева, Т.О. Кунакбаев, А.Н. Дюсембаева, Н.Н. Шуюшбаева, С.К. Дамекова, *ЖТФ*, **87** (11), 1628 (2017). DOI: 10.21883/JTF.2017.11.45120.2073 [N.K. Tanasheva, T.O. Kunakbaev, A.N. Dyusembaeva, N.N. Shuyushbayeva, S.K. Damekova, *Tech. Phys.*, **62** (11) 1631 (2017). DOI: 10.1134/S1063784217110299].
- [7] N.M. Bychkov, A.V. Dovgal, V.V. Kozlov, *J. Phys.: Conf. Ser.*, **75**, 012004 (2007). DOI: 10.1088/1742-6596/75/1/012004
- [8] Н.М. Бычков, *Теплофизика и аэромеханика*, **12** (1), 159 (2005). <https://www.sibran.ru/upload/iblock/744/744d9166b640183e4664f1552439f889.pdf>
- [9] C. Demartino, F. Ricciardelli, *Eng. Struct.*, **137**, 76 (2017). DOI: 10.1016/j.engstruct.2017.01.023
- [10] W. Ma, X. Zhang, J. Macdonald, L. Jin, Y. Li, *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, **220**, 104839 (2022). DOI: 10.1016/j.jweia.2021.104839