

## Содержание

1. Введение .....	3
2. Анализ использования аэродинамических свойств крыла в ветроэнергетике, обоснование предлагаемой схемы устройства для местного увеличения скорости воздушного потока.....	3
3. Выбор метода измерения скорости газа, обтекающего профиль крыла	5
4. Сравнительные характеристики крыльев с различным профилем.....	5
5. Измерение и анализ скоростей воздушного потока при различных углах атаки.....	6
6. Выводы.....	6
7. Список использованных источников.....	7
8. Приложение.....	8

# Введение

Вопросы энергопользования и экологии в настоящее время приобретают всё большее значение и переходят из технической и экономической сфер в задачу общегосударственного масштаба. В нашей стране создаётся новая отрасль – альтернативная энергетика [1]. Важной составляющей этой отрасли является ветроэнергетика. Современные модели ветряных электростанций становятся эффективными, когда скорость ветра превышает 25км/ч (6.9 м/с) [2, с. 32]. Однако в нашей местности ветер дует с непостоянной скоростью. В то же время мощность ветра пропорциональна третьей степени его скорости. В нашей работе мы поставили цель исследовать свойства крыльев различного профиля и сконструировать устройства для увеличения и регулирования скорости ветра в зоне действия лопастей ветроэлектростанций.

Для достижения этой цели мы решали следующие задачи:

1. Проанализировать варианты использования аэродинамических свойств крыльев в ветроэнергетике и обосновать выбор предлагаемой конструкции.
2. Определить наиболее рациональный способ измерения скорости воздушного потока с учётом имеющегося оборудования.
3. Выбрать профиль крыла, обеспечивающий наибольшее увеличение скорости, и установить зависимость этого увеличения от угла атаки.
4. Измерить скорость и давление над выбранным профилем и проверить гипотезу об увеличении скорости движения воздуха через отверстие, сделанное между нижней и верхней плоскостью крыла.

## **Анализ использования аэродинамических свойств крыла в ветроэнергетике, обоснование предлагаемой схемы устройства для местного увеличения скорости воздушного потока**

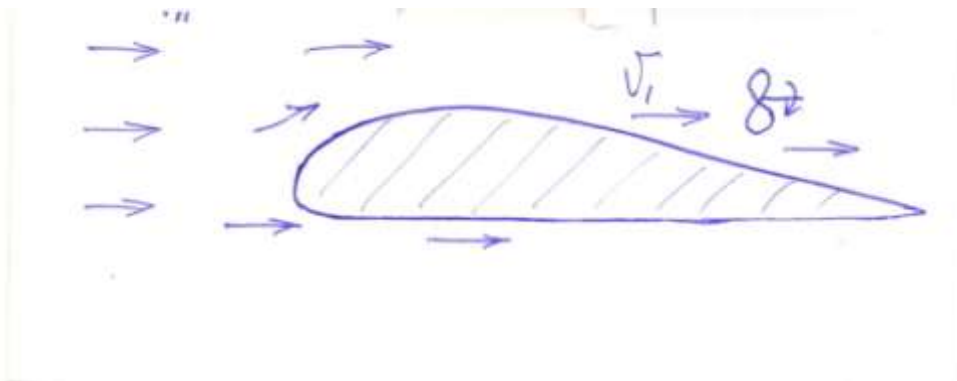
В 1906 году Николай Егорович Жуковский впервые опубликовал свою теорему о подъёмной силе крыла (называемую также теоремой Кутта-Жуковского), которая считается основной теоремой аэродинамики, а самого учёного называют «отцом русской авиации». Изучение реальных аэродинамических процессов и их моделирование применяется не только в авиации, но и во многих отраслях, в том числе и в ветроэнергетике. Длина лопастей современных ветрогенераторов мощностью 1МВт составляет около 50 м [2, с. 34]. При больших скоростях ветра такие лопасти начнут дрожать и сломаются, если им не придать профиль, аналогичный профилю крыла. В отличие от крыла самолета, которая движется на встречу воздуху, лопасть

ветряка вращается, поэтому относительная скорость ветра различна для областей лопасти вблизи и вдалеке от оси вращения. По этой причине профиль лопасти современных ветряков закрученный (винтовой), а не постоянный, как у крыла самолёта.

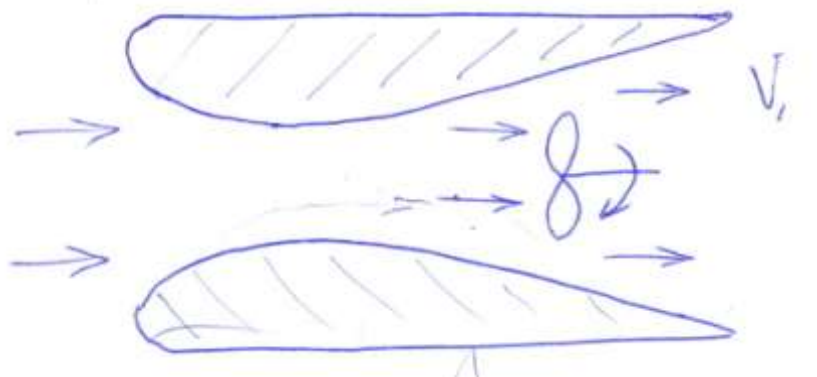
Ветряк может быть и без лопастей. Установленный на вертикальном валу S-образный ротор напоминает парус и хорош тем, что такой ветродвигатель не надо наводить на ветер и его крутящий момент от направления ветра не зависит. Между тем парус является первой лопастной машиной, преобразующей энергию ветра в движение [2, с. 31].

Теория возникновения подъёмной силы крыла предполагает наличие разницы в скоростях потока над и под крылом и, как следствие, различия давлений на его верхней и нижней стороне. Если в крыле будет сквозное отверстие, то начнётся перетекание воздуха снизу вверх [3, с. 402]. По нашему мнению, улучшению работы ветрогенераторов будут способствовать экраны, имеющие форму крыла. Эти экраны направят поток воздуха на лопасти ветроустановки при слабом ветре, а при чрезмерном увеличении скорости ветра за счёт изменения угла атаки возможно также регулирование скорости в зоне работы лопастей. Конструкция таких экранов возможна в двух вариантах:

1. Ветроустановка располагается над верхней плоскостью крыла



2. Ветроустановка располагается между двумя крыльями одинакового профиля.



## **Выбор метода измерения скорости газа, обтекающего профиль крыла**

Измерение местных скоростей производится разного рода приборами, например, трубками, флюгерами [4, с. 63]. Наиболее простым прибором является трубка Пито, передающая на микроманометр полное динамическое давление текущего газа или жидкости ( $p_0$ ). Для измерения статического давления ( $p$ ) к трубке Пито добавляется вторая трубка-зонд. Скорость в газе или жидкости после двух измерений давлений этими трубками рассчитывается по формуле  $v = \sqrt{2 \cdot (p_0 - p) / \rho}$ . Таким способом мы измерили давление, рассчитали величину и построили графики распределения скоростей в воздушном потоке аэродинамической трубы, которую мы изготовили в учебной мастерской (Приложение 1). Для более оперативного и наглядного измерения скорости воздушного потока в качестве флюгера мы применили вентилятор от компьютера. Это устройство имеет встроенный привод в виде электродвигателя постоянного тока. В нашем случае этот электродвигатель работает в режиме электрогенератора. Зависимость величины вырабатываемого им тока от скорости проходящего через лопасти воздуха показана в приложениях 2, 3. Из них следует, что измеренная миллиамперметром величина тока в 1 мА соответствует скорости воздушного потока в 4,8 м/с и прибор работает стабильно при скорости ветра не менее 7 м/с.

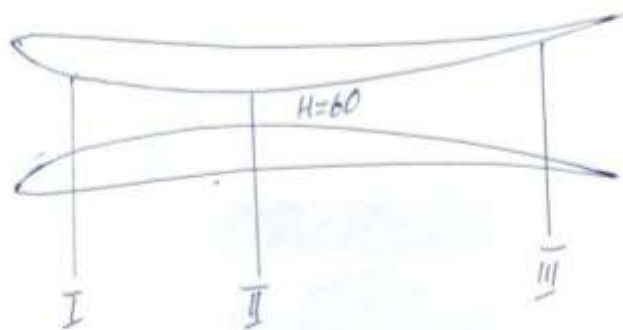
Так как мы смогли изготовить аэродинамическую трубу только открытого типа, создаваемый ею воздушный поток имеет наибольшую скорость 7-8 м/с на высоте от стола от 18 до 27 см. Это обстоятельство мы учитывали при выполнении последующих измерений.

### **Сравнительные характеристики крыльев с различным профилем**

В соответствии с поставленной целью мы выбрали четыре профиля крыльев, разработанных для использования при наименьших скоростях – в моделях планеров. [5, с. 44] По координатам, указанным в атласе профилей, были изготовлены из пенопласта пары крыльев с длиной хорды 240 мм. Эти крылья мы устанавливали поочередно на расстоянии 375 мм от сопла аэродинамической трубы так, чтобы нижнее крыло было на высоте 200 мм от стола в зоне с наибольшей скоростью потока воздуха – 8 м/с, а угол атаки был равен нулю. Мы измеряли скорость потока воздуха между крыльями по схеме 2 и над крылом – по схеме 1. Результаты измерений приведены в таблице (Приложение 4). Из неё следует, что наибольшую скорость воздуха между крыльями показал профиль «Эпплер Е-385». Изменяя расстояние между крыльями от 10 до 100 мм, мы установили, что наибольшая скорость воздушного потока образуется при расстоянии в 60 мм.

## Измерение и анализ скоростей воздушного потока при различных углах атаки

Установив пару крыльев с профилем «Эпплер Е-385» на расстоянии 80 мм от сопла аэродинамической трубы, мы измерили скорость потока в сечениях I, II, III с помощью трубки Пито с зондом и флюгера, углах атаки от  $-5^\circ$  до  $+10^\circ$ .



Результаты измерений приведены в таблице (Приложение 5). Из таблицы следует, что изменение угла атаки не влияет на скорость в сечениях 1 и 2, а скорость в задней кромке крыльев снижается на 30% при увеличении угла атаки до  $+10^\circ$ . Это явление можно объяснить тем, что с увеличением угла атаки увеличивается и расстояние между задними кромками двух крыльев.

Для проверки гипотезы о перетекании воздуха через сквозное отверстие в крыле мы измерили динамическое и статическое давление в 25 точках верхней и нижней плоскостях, рассчитали скорость воздуха и построили графики ее изменения вдоль профиля при углах атаки от  $0^\circ$  до  $35^\circ$  (Приложение 6, 7). Чтобы определить участок с наибольшей разницей в давлениях над и под крылом мы измерили нормальное давление на поверхности модели, проделав 12 так называемых дренажных отверстий, и построили график изменения давления вдоль профиля при угле атаки  $25^\circ$  (Приложение 7). Из графика следует, что наибольшая разница в давлениях образуется на участке между точками 2 и 4. Проделав сквозное отверстие в крыле, с помощью трубки Пито и трубки-зонда были измерены динамическое и статическое давления, их величины составили соответственно  $+3$  и  $-1,5$  мм.в.ст. Расчетная скорость воздушного потока в этом месте равна  $8,5$  м/с и практически не отличается от скорости в струе до крыла.

Проанализировав графики изменения скоростей по профилю (Приложение 6,7), мы установили, что при углах атаки  $0^\circ$  и  $5^\circ$  скорости над и под крылом

мало отличаются по величине. Вопреки предположениям, при углах атаки в 10 и более градусов скорость над крылом оказалась на 1-2 м/с меньше, чем скорость под крылом.

Такой результат можно объяснить проявлением эффекта Коанда. В 1932 году румынский авиастроитель Анри Коанда обнаружил явление, когда струя воздуха или жидкости, вытекающая из сопла, стремится отклониться по направлению к стенке и при определенных условиях прилипает к ней. Это объясняется тем, что стенка, а в нашем случае крыло, препятствует свободному поступлению воздуха к струе и в этой стороне создается вихрь и зона пониженного давления.

## Выводы

1. Результаты опытов и анализ полученных данных подтверждают гипотезу о возможности местного увеличения скорости потока газа с помощью экрана, представляющего собой конструкцию из двух симметрично расположенных крыльев. Модель такого устройства с профилем «Эплер Е-385» при длине хорды 240 мм и скорости воздушного потока 8 м/с обеспечила его увеличение до 11 м/с или на 37,5%.

2. Регулирование степени увеличения скорости путём изменения угла атаки крыльев не эффективно. Решение этой задачи возможно за счёт изменения расстояния между крыльями.

3. Проведенные опыты с крылом, имеющим профиль с относительным удлинением 15%, не подтвердили гипотезу о значительном увеличении скорости воздуха, протекающего в отверстие между нижней и верхней поверхностью модели.

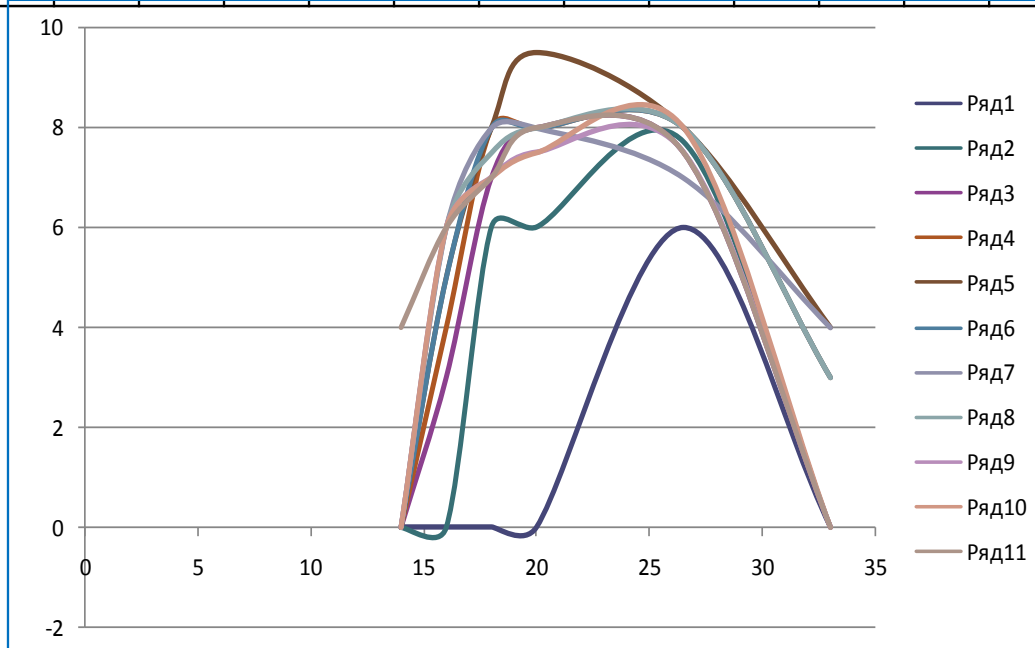
## Список использованных источников

1. От сохранения к приумножению. Предвыборная программа кандидата в президенты Республики Беларусь А. Г. Лукашенко / А. Г. Лукашенко // Беларусь сегодня. – 2010. – 21 ноября. – С. 1.
2. Богданов, К. Ю. Синтез наук – оружие познания XXI века / К.Ю. Богданов // Физика – 2006. - №1. – С. 31-39. С. 31.
3. Стрелков, С. П. Общий курс физики. Механика. М «Наука» М. 1975.
4. Богомолов, А. И., Михайлов, К. А. Гидравлика / М. - 1965.
5. Атлас профилей / Моделист-конструктор. – 1979. - №4.



## РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА, СОЗДАВАЕМОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБОЙ ОТКРЫТОГО ТИПА

Высота над уровнем стола, см		Расстояние до сопла, см										
		0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50
H <sub>6</sub> =33с м	P <sub>0</sub>	0	0	0	0,5	1	0,5	1	0,5	0	0	0
	P	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	V, м/с	0	0	0	3	4	3	4	3	0	0	0
H <sub>5</sub> =см-2 6,5	MA	1,8	1,9	2,5	2,4	2,5	2,5	2,5	2,1	1,5	1,5	1,3
	P <sub>0</sub>	4	3,8	4	5	5,1	5	4	4,5	4	3,8	3,5
	P	2	1	0,5	1	1	1	1	0,5	0,5	0	0
	V	6	6,5	7,5	8	8	8	7	8	7,5	8	7,5
H <sub>4</sub> =20с м	P <sub>0</sub>	0	2	4	4	5,5	4	4	4	3,5	3,5	4
	P	1	0	0	0,5	0	0	0	0	0	0	0
	V	0	6	8	8	9,5	8	8	8	7,5	7,5	8
H <sub>3</sub> =18с м	P <sub>0</sub>	0	2	3	4	4	4	4	3,5	3	3	3
	P	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	V	0	6	7	8	8	8	8	7,5	7	7	7
H <sub>2</sub> =16с м	P <sub>0</sub>	0	0	0,5	1	1,5	1,5	2	2	2	2	2
	P	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	V	0	0	3	4	5	5	6	6	6	6	6
H <sub>1</sub> =14с м	P <sub>0</sub>	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1
	P	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	V	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	4





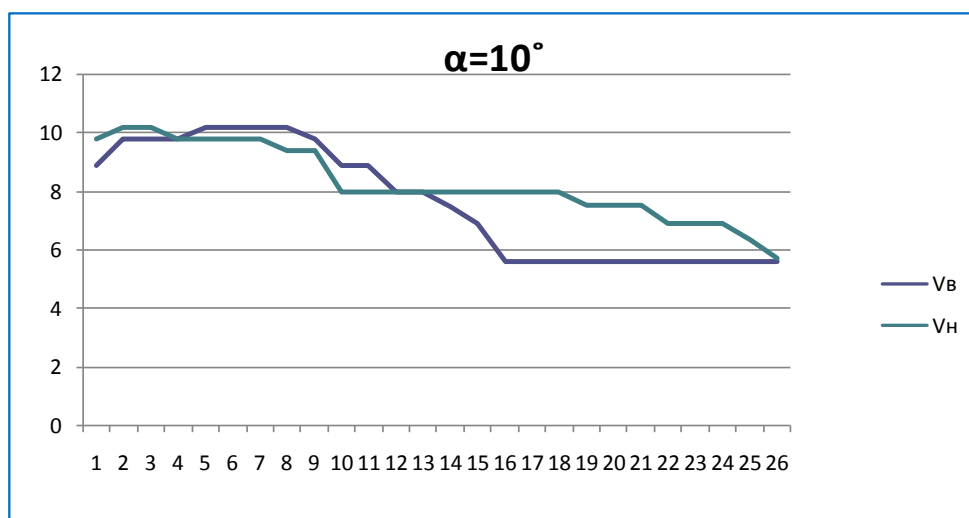
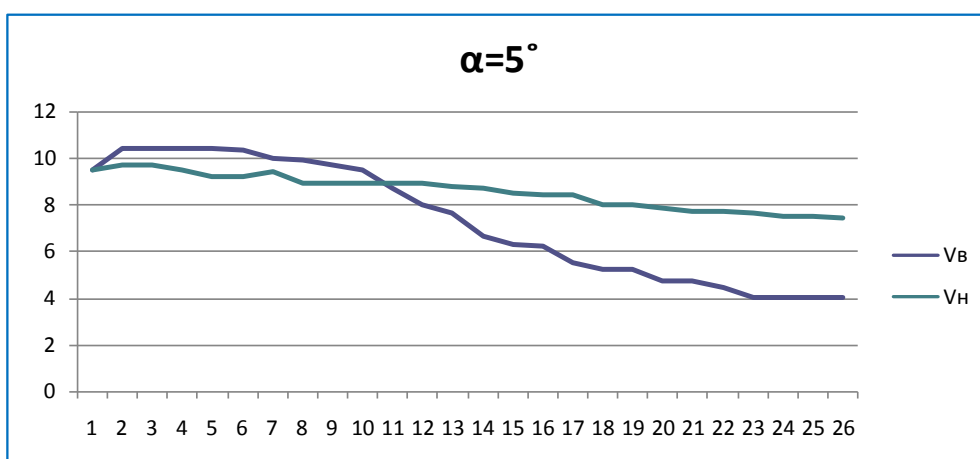
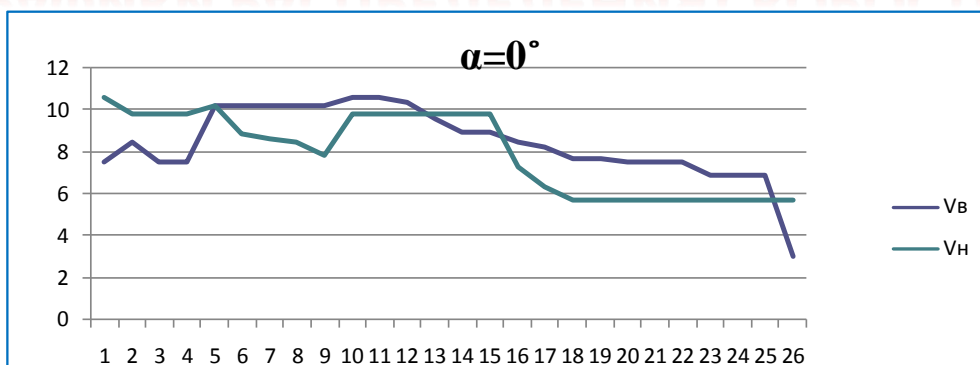
## **Результаты измерения скорости воздуха между крыльями возле профилей крыльев**

<b>Профиль крыла</b>	<b>Схема 1, <math>v_1</math> м/с (одно крыло)</b>	<b>Схема 2, <math>v_1</math> м/с (два крыла)</b>
Матвеев -6%	2	4
Матвеев -15%	1,7	3,3
Кашановский – 6	3,6	4,4
ЭПЦЛЕР E-385	3,6	5,6

## Результаты измерений скорости воздуха в зависимости от угла атаки

Угол атаки, °	Сечение 1				Сечение 2				Сечение 3			
	MA	P <sub>0</sub>	P	v <sub>1</sub>	MA	P <sub>0</sub>	P	v <sub>2</sub>	MA	P <sub>0</sub>	P	v <sub>3</sub>
- 5	2,0	5,5	0	9,5	3,6	6	-2	11	3,3	6	-1,5	10,8
- 2,5	2,2	6	0	10	3,6	6	-2	11	3,1	6	-1	10,6
0	3,5	6	-1	10,6	5,6	6	-1	10,6	3,7	3,5	0	7,5
2,5	2,6	7	0,5	10,8	4,7	7	-0,5	10,8	3,6	2	0	6
5	2,4	5,5	-1	10,3	4,7	5	-2	10,6	1,7	5	-1	10
10	2,4	5	-1	10	4,2	5,5	-2	10,8	0,5	2,3	-1	7

# ГРАФИКИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ СКОРОСТЕЙ



# Графики распределения скоростей

