



Л.В. Михненко

**Авиационная
подъёмно-транспортная система
и ветроэнергетические устройства
вихревого типа**

Михненко Лев Владимирович,

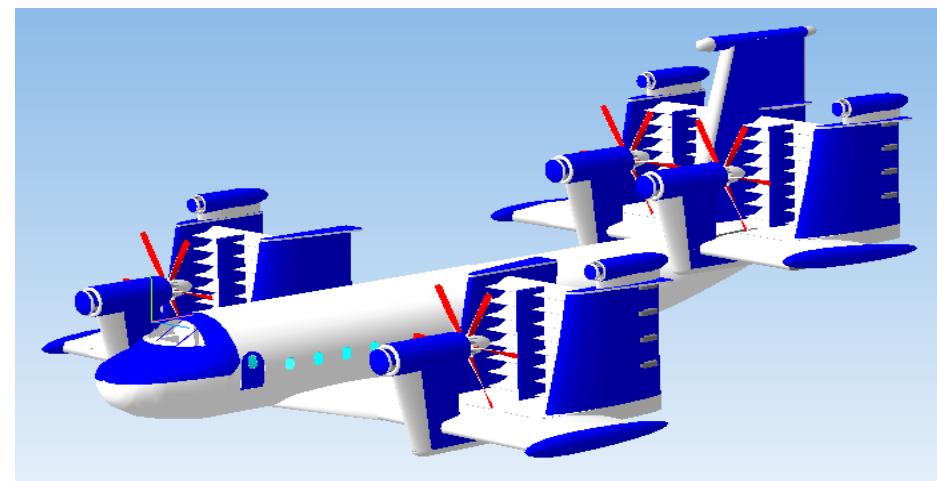
1933 г.р., окончил московское высшее техническое училище им. Баумана, профессор, доктор технических наук, академик Российской академии космонавтики им. Циолковского, автор около двухсот научных трудов. Заведует кафедрой в МГТУ ГА. Область научных интересов – математическое моделирование термогазодинамических процессов в авиационных газотурбинных двигателях, ветроэнергетические установки и подъёмно-транспортные системы летательных аппаратов нетрадиционных схем.

Имеет почётные звания: «Почётный работник транспорта России», «Почётный работник высшего профессионального образования», «Заслуженный работник МГТУ ГА», «Отличник воздушного транспорта».

Тел.: раб. 8 (499) 4590777; моб. 8 (903) 1552479

e-mail: milevlam@yandex.ru

l.michnenkov@mstuca.aero



ISBN 978-5-86311-922-9



9 785863 119229

Москва - 2014

Л.В. Михненко

**Авиационная
подъёмно-транспортная система
и ветроэнергетические устройства
вихревого типа**

МОНОГРАФИЯ

МОСКВА 2014

УДК 629.73.03
ББК 39.55
М69

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В.Т. Калугин,
канд. техн. наук В.В. Гуляев

Михненко Л.В.

М69 Авиационная подъёмно-транспортная система и ветроэнергетические устройства вихревого типа: монография / Л.В. Михненко. – М.: РИО МГТУ ГА, 2014. - 96 с., 64 рис., 5 табл., лит.: 58 наим.
ISBN 978-5-86311-922-9

Известно, что при поперечном обдуве потоком газа вращающегося цилиндра возникает большая подъёмная сила, превосходящая подъёмную силу неподвижного аэродинамического профиля в 8 – 10 раз. В данной работе сделана попытка на базе материалов расчётных и экспериментальных продувок, проведённых на одиночном роторе в Германии, Англии и Америке, изучить специфику этого эффекта применительно к аэродинамическим решёткам вращающихся цилиндров. Как показали расчёты, такие решётки могут оказаться чрезвычайно перспективными при их использовании в качестве движителя самолёта вертикального взлёта и посадки большой грузоподъёмности и дальности полёта, а также в качестве воздушной турбины ветроэнергетического устройства большой удельной мощности.

УДК 629.73.03
ББК 39.55

ISBN 978-5-86311-922-9

© Михненко Л.В., 2014
© Московский государственный
технический университет ГА, 2014

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1. АЭРОДИНАМИКА ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ЦИЛИНДРА	6
1.1 Расчёт обтекания цилиндра плоским потоком идеальной жидкости	6
1.2 Результаты экспериментального исследования роторов	10
1.3 Сопоставление результатов расчёта и эксперимента	20
1.4 Коэффициент скольжения ротора при вращении	22
1.5 Мощность потребная для вращения цилиндра	25
1.6 Примеры технического применения роторов	28
1.6.1 Роторы Флеттнера на судах	28
1.6.2 Роторы в авиационных конструкциях.....	29
1.6.3 Вингроторы.....	31
Выводы	32
2. ТЕЧЕНИЕ ЖИДКОСТИ В ВИХРЕВОЙ РЕШЁТКЕ	33
2.1 Силовое воздействие потока на вихревую решётку	33
2.2 Расчётное исследование обтекания ротора	38
2.2.1 Распределение скорости на окружности ротора в решётке круговых профилей	38
2.2.2 Силовое воздействие потока на вихревую решётку	45
Выводы	48
3. ПОДЪЁМНО ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ САМОЛЁТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ.....	49
3.1 Описание и принцип работы ПТС.....	49
3.2 Направляющий аппарат ВР	51
3.3 Воздушный винт.....	56
3.4 Расчёт подъёмно-транспортной системы летательного аппарата вертикального взлёта и посадки	57
Выводы	63
4. ВЕТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ	64
4.1 Основные типы ветроэнергетических установок	64
4.2 Ветроагрегат планетарного типа	69
4.2.1 Пример расчёта ПВА	79
4.3 Ветроэнергетическая станция планетарного типа	83
4.3.1 Пример расчёта ПВА для ВЭС	88
Выводы	91
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....	92

ВВЕДЕНИЕ

При обтекании неподвижного цилиндра потоком вязкой жидкости, перпендикулярным его оси, на него действует сила сопротивления, направленная навстречу течению. Если цилиндр начинает вращаться, то возникает действующая на него дополнительная подъёмная сила.

Причина такого явления заключается в том, что вращение ротора, благодаря трению о воздух, вызывает образование вокруг него циркуляционного течения. Вследствие этого нарушается симметрия обтекания. Если поток направлен слева направо, а ротор вращается по часовой стрелке, то с верхней его стороны, где скорость потока и скорость вращения направлены в одну сторону, они складываются, а с нижней, где они имеют противоположные направления, – вычитаются. В соответствии с законом Бернулли в этом случае на ротор действует разность давлений, которая создаёт подъёмную силу, перпендикулярную вектору скорости потока и повернутую в сторону, противоположную направлению циркуляции.

Впервые данное явление было открыто немецким физиком профессором Магнусом в середине девятнадцатого столетия.

В двадцатые – тридцатые годы прошлого века в Германии, Англии и Америке были проведены серьёзные расчетные и экспериментальные исследования этого эффекта.

Испытанию подвергался одиночный вращающийся цилиндр (ротор), который обдувался, условно говоря, неограниченным потоком воздуха, направленным нормально его оси. В ряде опытов исследовалось влияние концевых потерь, сказывающихся при обтекании коротких роторов, на торцах которых подъёмная сила резко падает. Испытания проводились при сравнительно малых относительных скоростях набегающего потока ($M < 0,5$) и абсолютных скоростях вращения ротора. При этом определялись его коэффициенты подъёмной силы и сопротивления, а также аэродинамическое качество.

Проведённые эксперименты показали, что ротор обладает очень высоким значением коэффициента подъёмной силы ($c_y = 12 \div 15$), который превосходит аналогичный параметр крыла в 6 – 8 раз. Но при этом он имеет большой коэффициент сопротивления.

В те же годы были сделаны попытки применения эффекта Магнуса в ряде конструкций, но они не дали ожидаемого результата, главным образом ввиду недостаточных технических возможностей того времени.

В данной работе на базе обобщения полученных опытных данных проведено расчётное исследование применительно к аэродинамическим решёткам,

состоящим из группы вращающихся цилиндров. Разработан способ инженерного расчёта основных параметров плоских неподвижных и круговых подвижных аэродинамических решёток.

Одной из характерных особенностей таких решёток (будем называть их в дальнейшем, в отличие от неподвижных лопаточных аппаратов, вихревыми решётками (ВР)) является способность, благодаря интерференции роторов, разворачивать ограниченную струю набегающего потока на некоторый угол. Неограниченный поток вихревая решётка, состоящая из нескольких вращающихся цилиндров, не способна отклонить от первоначального направления.

Как показали проведённые автором расчёты, такие решётки могут оказаться чрезвычайно перспективными при их использовании в качестве двигателя летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки, а также в ветроэнергетических устройствах.

1. АЭРОДИНАМИКА ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ЦИЛИНДРА

В данном разделе рассмотрены материалы, полученные на базе расчётных исследований и экспериментальных продувок, проведённых на **одином** цилиндре в Германии, Англии и Америке [1 – 31].

1.1 Расчёт обтекания цилиндра плоским потоком идеальной жидкости

При расчёте обтекания любого аэродинамического профиля необходимо определить значение циркуляции скорости вокруг него. В случае обтекания неподвижного аэродинамического профиля эта задача обычно решается с использованием постулата Жуковского – Чаплыгина, который предписывает такой выбор циркуляции скорости, чтобы сбег потока происходил с острой задней кромки. Если поток обтекает вращающийся цилиндр, то циркуляция очевидно связана со скоростью его вращения. Для потенциального течения идеальной несжимаемой жидкости эта задача рассматривалась в работах [16; 33; 38 – 41] и др.

Рассмотрим обтекание цилиндра плоским, установившимся, безвихревым (потенциальным) потоком идеальной несжимаемой жидкости (рис. 1.1).

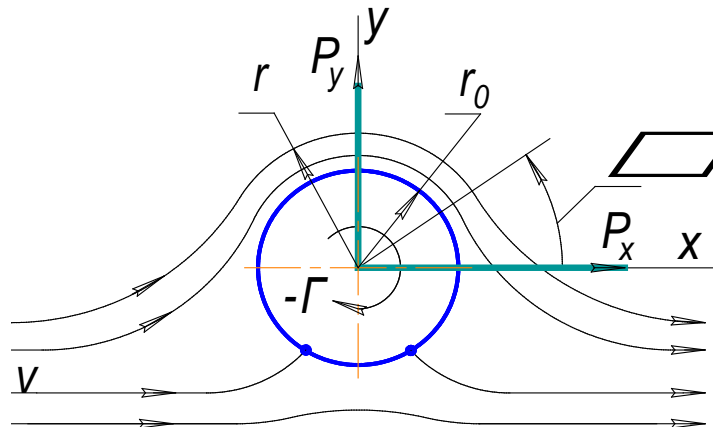


Рис. 1.1

Комплексный потенциал рассматриваемого течения выразится формулой

$$F(z) = \varphi + i\psi = v \left(z + \frac{r_0^2}{z} \right) + \frac{\Gamma}{2\pi i} \ln \frac{z}{r_0}. \quad (1.1)$$

Здесь $z=x+iy$ координата точки в потоке, Γ – циркуляция скорости, характеризующая интенсивность вихря, расположенного в начале координат, а её знак показывает направление вращения (положительное – против часовой стрелки); φ – потенциал скорости, ψ – функция тока, r_0 – радиус обтекаемого круга, v – скорость невозмущённого потока перед цилиндром.

В общем случае циркуляцию скорости по замкнутому контуру s определяют выражением

$$\Gamma = \oint w_s ds [M^2/c]. \quad (1.2)$$

Интеграл берётся по замкнутому контуру. Здесь Γ – циркуляция, отнесённая к длине ротора, w_s – проекция скорости на касательную к контуру; ds – элемент дуги контура. Положительным считается обход против часовой стрелки. Для кругового профиля

$$\Gamma = 2\pi r_0 u_\Gamma = \pi d_0 v \bar{u}_\Gamma, \quad (1.3)$$

где u_Γ – циркуляционная составляющая скорости обтекания цилиндра, направленная по касательной к окружности, а \bar{u}_Γ – относительная её величина, отнесённая к скорости набегающего потока v . Для одиночного цилиндра $u_\Gamma = const$.

Применив полярную систему координат $z = re^{i\theta}$ и отделяя в (1.1) действительную и мнимую части, получим

$$\varphi = v \left(r + \frac{r_0^2}{r} \right) \cos \theta + \frac{\Gamma}{2\pi} \theta, \quad (1.4)$$

$$\psi = v \left(r + \frac{r_0^2}{r} \right) \sin \theta - \frac{\Gamma}{2\pi} \ln \frac{r}{r_0}. \quad (1.5)$$

Вычислим радиальную и окружную составляющие скорости потока через потенциал скорости так

$$v_r = \frac{\partial \varphi}{\partial r} = v \left(r - \frac{r_0^2}{r^2} \right) \cos \theta, \quad (1.6)$$

$$v_\theta = \frac{\partial \varphi}{r \partial \theta} = -v \left(1 + \frac{r_0^2}{r^2} \right) \sin \theta + \frac{\Gamma}{2\pi r}. \quad (1.7)$$

На поверхности цилиндра $r = r_0$, $v_r = 0$, а

$$v_\theta = -2v \sin \theta + \frac{\Gamma}{2\pi r_0}. \quad (1.8)$$

На рис. 1.1 показано обтекание ротора при $\Gamma < 0$ (циркуляция по часовой стрелке). Для $\Gamma > 0$ картина зеркально отобразится относительно оси x . На рис. 1.2 представлена схема обтекания цилиндра с циркуляцией (течение здесь направлено справа налево), рассчитанная по формулам (1.6) – (1.8).

Положение критических точек, в которых $v_\theta = 0$ и происходит разветвление линии тока, определится из формулы (1.8). В случае, когда $\Gamma < 0$

$$\sin \theta = -\frac{\Gamma}{4\pi r_0 v}. \quad (1.9)$$

Этому значению синуса соответствуют, вообще говоря, два критических угла θ , а определяемые ими точки на контуре должны находиться в третьем и четвертом квадрантах, так как $\sin \theta$ - величина отрицательная. При заданных v и r_0 она зависит только от интенсивности вихря. Чем больше Γ , тем больше смещение критических точек вниз от горизонтальной линии. На рис. 1.2а изображено обтекание неподвижного цилиндра ($\Gamma = 0$). Если $\Gamma < 4\pi r_0 v$, то имеются две критические точки, расположенные симметрично относительно оси ординат (рис. 1.2б). Если $\Gamma = 4\pi r_0 v$ (рис. 1.2в), то обе критические точки совпадают

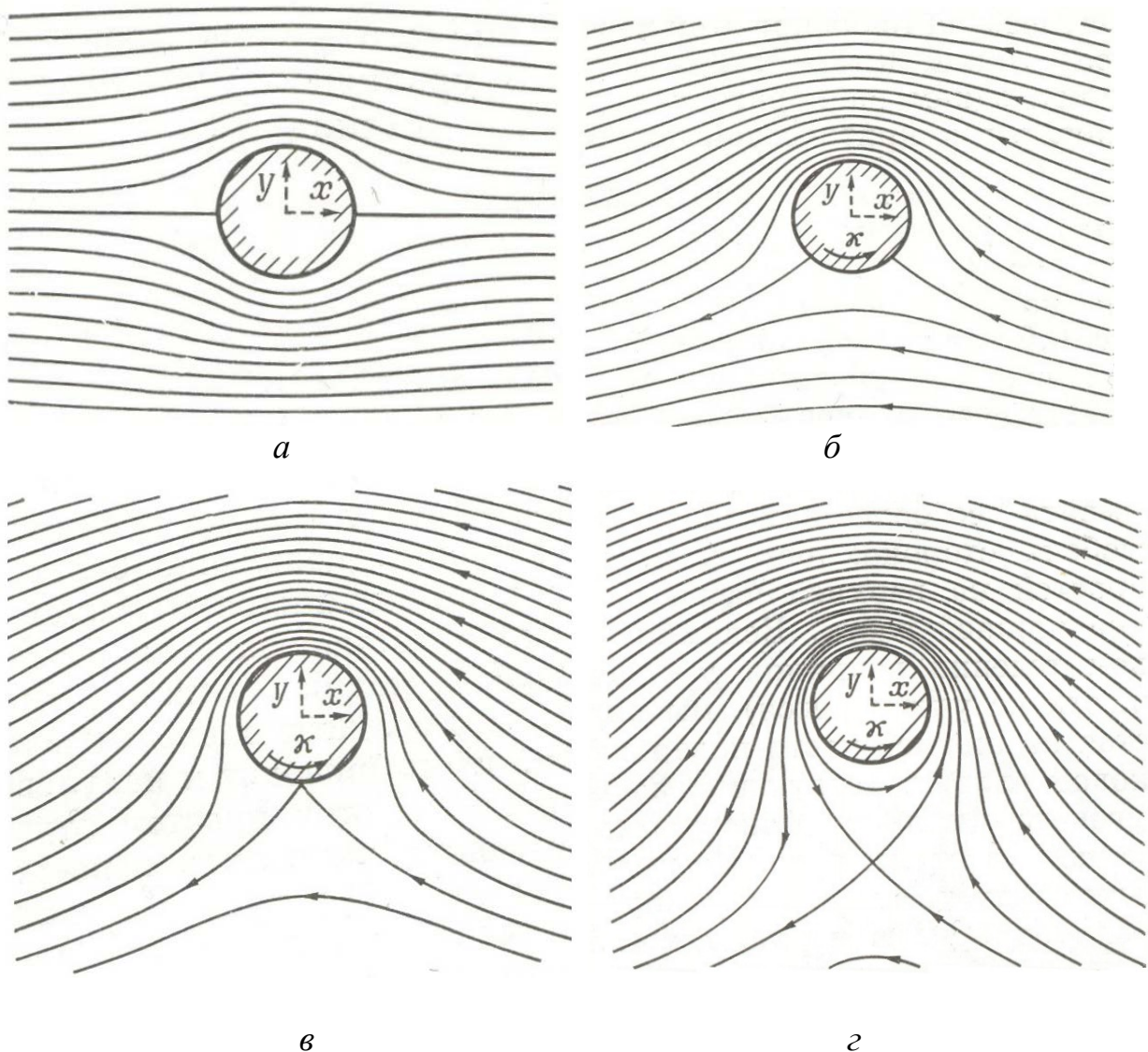


Рис. 1.2

($\theta=\pi/2$ для $\Gamma>0$, $\theta=3\pi/2$ для $\Gamma<0$). При $\Gamma>4\pi r_0 v$ (рис. 1.2z) критическая точка также одна, находится на оси ординат, но располагается на линии тока, у которой $r>r_0$. Часть потока, находящаяся между этими радиусами, образует вращающееся кольцо жидкости. С ростом Γ масса вращающейся в кольце жидкости, а, следовательно, и его диаметр, увеличиваются.

Вызванное вихрем нарушение симметрии потока относительно горизонтальной оси приводит к ассиметрии распределения давления по контуру цилиндра. Очевидно, что скорости потока в верхней части цилиндра будут больше, а в нижней – меньше, чем при бесциркуляционном обтекании, ибо в верхней части скорости обоих накладываемых потоков направлены в одну и ту же сторону, а в нижней – в противоположные стороны. Отсюда, в соответствии с уравнением Бернулли, давления в верхней части ротора будут меньше, а в нижней больше, чем при бесциркуляционном обтекании. Таким образом, вследствие симметрии потока относительно вертикальной оси, результирующая этих давлений в данном случае будет направлена вверх, т.е. на цилиндр будет действовать подъёмная сила. Определим её величину.

Так как в потенциальном потоке силы трения отсутствуют, то уравнение Бернулли для всех точек одной и той же струйки будет иметь вид

$$p + \frac{\rho v^2}{2} = const. \quad (1.10)$$

Выделим струйку, которая течёт из бесконечности вдоль оси x и в какой-то точке на поверхности цилиндра разветвляется, обходя его контур сверху и снизу. Запишем уравнение Бернулли для двух точек струйки тока, из которых одна расположена в бесконечности перед цилиндром, а другая – в произвольном месте на его поверхности. Обозначим давление и скорость в первой точке соответственно p_∞ и v , а во второй p и v_θ . В результате уравнение (1.10) переписется так

$$p - p_\infty = \frac{\rho v^2}{2} \left(1 - \frac{v_\theta^2}{v^2}\right). \quad (1.11)$$

Подставим в последнее выражение значение v_θ из формулы (1.8), после чего получим

$$p - p_\infty = \frac{\rho v^2}{2} \left(1 - 4 \sin^2 \theta - \frac{\Gamma^2}{4\pi^2 v^2 r_0^2} + \frac{2\Gamma \sin \theta}{\pi r_0 v}\right) = \frac{\rho v^2}{2} \left[1 - \left(2 \sin \theta - \frac{\Gamma}{2\pi v r_0}\right)^2\right]. \quad (1.12)$$

Составим выражение для силы, действующей на цилиндр. Давление на площадку единичной длины на поверхности ротора равно $(p_\infty - p)r_0 d\theta$, а его проекция на ось y запишется так

$$P_y = -r_0 \int_0^{2\pi} (p - p_\infty) \sin \theta d\theta. \quad (1.13)$$

Подставляя в эту формулу выражение (1.12), можно убедиться, что интегралы от первых трёх слагаемых обращаются в нуль. В самом деле, интегралы от первого и третьего слагаемых приводятся к виду

$\int \sin \theta d\theta = -\cos \theta$, а интеграл от второго слагаемого – к виду

$$\int \sin^3 \theta d\theta = -\int (1 - \cos^2 \theta) d \cos \theta = -\left(\cos \theta - \frac{\cos^3 \theta}{3}\right).$$

Таким образом, определённый интеграл от них в формуле (1.13) равен нулю. Интеграл от четвёртого слагаемого выразится так

$$\int \sin^2 \theta d\theta = \int \frac{1 - \cos 2\theta}{2} d\theta = \frac{\theta}{2} - \frac{\sin 2\theta}{4}. \text{ То есть } \int_0^{2\pi} \sin^2 \theta d\theta = \pi.$$

После подстановки этого значения и сокращений окончательно получим значение подъёмной силы ротора, отнесённой к его длине, в безвихревом потоке идеальной несжимаемой жидкости.

$$P_y = -\rho v \Gamma \text{ [Н/м]}. \quad (1.14)$$

Знак минус в формуле (1.14) свидетельствует о том, что положительные направления подъёмной силы и циркуляции не совпадают (вектор силы повернут относительно вектора скорости на прямой угол в сторону, противоположную знаку циркуляции). Этот результат представляет собой частный случай общей теоремы Н.Е. Жуковского о подъёмной силе, доказанной им в 1906 г. для цилиндра с произвольной формой поперечного сечения. Согласно теореме Жуковского в идеальной несжимаемой жидкости сила сопротивления профиля P_x равна нулю, а подъёмная сила P_y возникает только при наличии циркуляции скорости.

1.2 Результаты экспериментального исследования роторов

Известно, что движущийся в какой-либо реальной среде круглый цилиндр испытывает сопротивление, которое действует в направлении обратном направлению движения. Однако если такой цилиндр вращать вокруг его оси, то он будет обладать, как было показано выше, ещё и подъёмной силой. Причина подобного явления в том, что вращение цилиндра (благодаря трению о воздух) вызывает образование около него циркуляционного потока. Вследствие этого нарушается симметрия обтекания: с одной стороны цилиндра скорости оказы

ваются увеличенными (там, где скорость потока и скорость вращения направлены в одну сторону), а с другой (где они имеют противоположные направления) – уменьшенными. Изменение скоростей, в соответствии с уравнением Бернулли, будет сопровождаться появлением разности давлений с обеих сторон цилиндра, в результате чего и возникнет боковая сила, направленная как показано на рис. 1.1. Подобные вращающиеся цилиндры получили название роторов. Пусть d_0 — диаметр цилиндра, l — его длина, $\bar{l} = l/d_0$ — относительное удлинение, S — площадь миделя цилиндра, v — скорость набегающего потока. Тогда коэффициенты, характеризующие величину силы сопротивления и подъемной силы ротора, будут определяться следующими формулами:

$$P_x = c_x \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (1.15)$$

$$P_y = c_y \frac{\rho v^2}{2} S. \quad (1.16)$$

Аэродинамические коэффициенты c_x и c_y являются функциями отношения $\bar{u}_0 = \frac{u_0}{v}$, и числа Рейнольдса $Re = \frac{vd_0}{\vartheta}$ (ϑ — коэффициент кинематической вязкости жидкости).

Наличие подъемной силы у движущегося и вращающегося цилиндра впервые было обнаружено известным немецким физиком проф. Г. Магнусом (G. Magnus) в 1851 г., в связи с этим в физике данное явление известно под именем «эффекта Магнуса». Открытие проф. Магнуса было вызвано изучением некоторых вопросов баллистики. Наблюдалось, что выпущенный из орудия снаряд не всегда сохраняет движение в плоскости начальной траектории. Как установил проф. Магнус, причина этого кроется в возможном появлении у вращающегося снаряда боковой (подъемной) силы, если ось последнего не вполне совпадает с направлением касательной к траектории, так как тогда снаряд обдувается под некоторым углом к его оси. Эта боковая сила (рис. 1.3) и заставляет снаряд отклоняться в сторону. В опубликованной в 1852г. статье [1] Магнус описал открытое им явление и объяснил его физическую сторону.

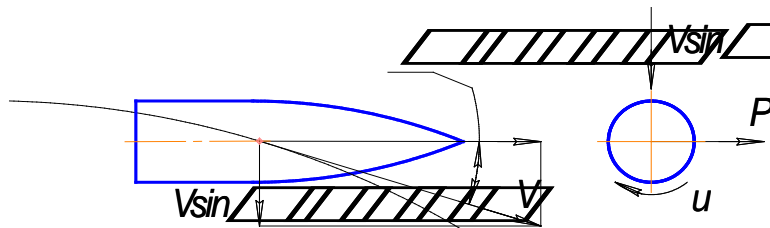


Рис. 1.3

Позднее вопрос о „силе Магнуса" получил некоторое теоретическое освещение в работе Рэлея, относящейся к рассмотрению полета вращающихся теннисных мячей [2].

Тщательные количественные измерения с вращающимися цилиндрами были произведены в Париже Лафейем (Lafay) [3,4]. В начале 1923 г. аналогичные опыты по изучению эффекта Магнуса были поставлены Гёттингенской лабораторией в Германии. В процессе этих испытаний ими заинтересовался директор Амстердамского аэродинамического института А. Флеттнер (A. Flettner), которому пришла идея использовать свойство ротора для целей движения судов (вместо парусов). Базируясь на результатах Гёттингенских исследований, в следующем 1924 г. Флеттнер практически осуществил свою мысль, установив роторы на небольшой шхуне «Вискау», которая совершила пробные плавания в конце 1924 г.

Работы Флеттнера, первое подробное сообщение о которых им было сделано в ноябре 1924 г. на XXV съезде кораблестроительного общества (Schiffbautechnische Gesellschaft) в Шарлоттенбурге (Берлин) [5,6], привлекли к вопросу о роторах всеобщее внимание. Предложение Флеттнера рассматривалось как изобретение, которое должно произвести переворот в мореплавании. Поэтому последующие 1925 и 1926 гг. были богаты исследованиями и работами по вопросу о роторах и их применении на судах [7 – 11]. Однако, как будет упомянуто ниже, роторы не оправдали возлагавшихся на них надежд, и их использование на судах ограничилось двумя опытными установками.

Наиболее подробные исследования роторов были сделаны в Гёттингенской лаборатории. Первые пробные продувки проводились в 1923г. на небольшой модели, схема которой представлена на рис. 1.4.

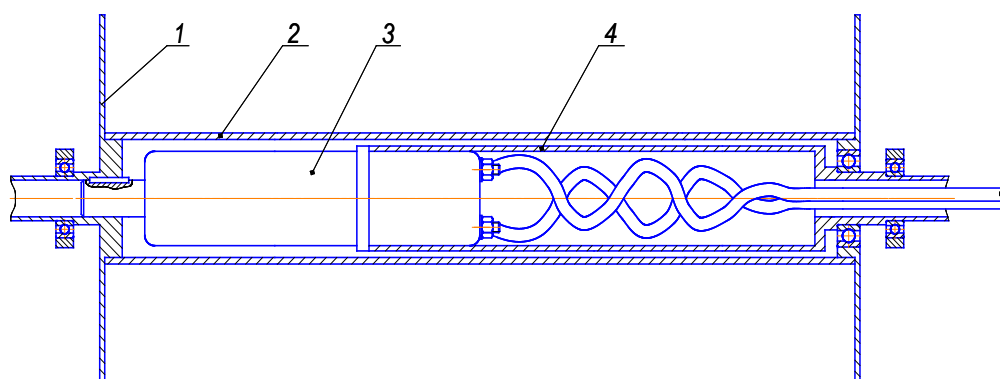


Рис. 1.4

В опытах использовался цилиндр (2) диаметром 70 [мм] при длине 330 [мм] (удлинение ротора $\bar{l}=4,72$), который приводился во вращение специальным электромотором малого диаметра (3), находившимся внутри качающегося цилиндра (4), что делало возможным измерение крутящего момента. С целью измерения сил, приложенных к ротору, вся установка располагалась на

проволочных весах. Отношение окружной скорости цилиндра к скорости потока в трубе менялось от 0 до 4,5. По предложению Прандтля ротор был испытан также с концевыми шайбами (1). Диаметр дисков был 120 и 140 [мм], т.е. составлял $\bar{D}_d = \frac{D_d}{d_0} = 1.72$ и 2.0 диаметра цилиндра. Результаты этих исследований приведены на рис. 1.5 и 1.6.

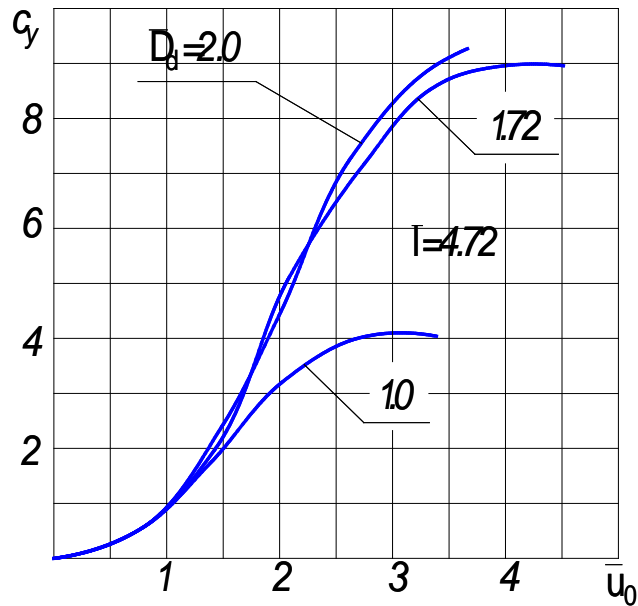


Рис. 1.5

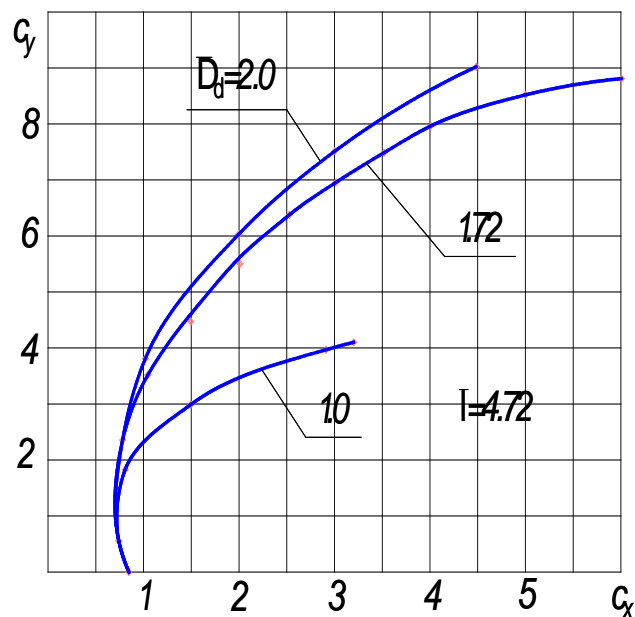


Рис. 1.6

На первом изображена зависимость коэффициента подъёмной силы c_y в функции относительной частоты вращения ротора $\bar{u}_0 = \frac{u_0}{v}$, а на втором – связь между коэффициентами c_y и c_x .

Результаты последующих опытов, полученные в Гёттингенской лаборатории, приведены на рис. 1.7 – 1.10 и опубликованы в 1932 г. [12]. В них на несколько изменённой установке испытывались два цилиндра диаметром 60 [мм], имевших длины 100 и 720[мм] при удлинении $\bar{l}=1.68$ и 12. Размеры концевых шайб выбирались последовательно 90, 120 и 180 [мм], т.е. $1,5d_0$, $2d_0$ и $3d_0$. Число оборотов короткого цилиндра в опытах доходило до 40000 в минуту, благодаря чему относительная скорость вращения \bar{u}_0 в одной из продувок была доведена до 25. У длинного цилиндра это отношение доводилось до 13. Скорости обдува менялись от 3 до 20 [м/сек]. Зависимости c_y от \bar{u}_0 , полученные при этих испытаниях, приведены на рис. 1.7 и 1.9, а полярные кривые (c_y в функции c_x) даны на рис. 1.8 и 1.10.

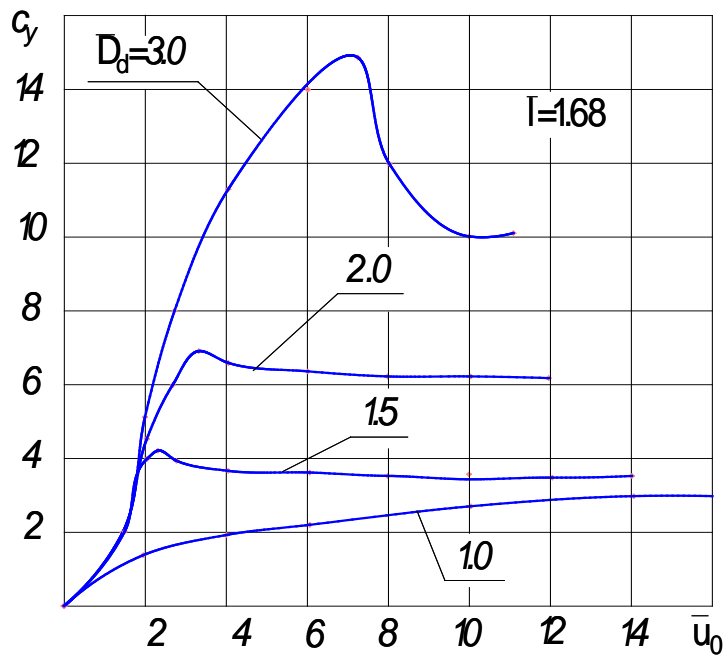


Рис. 1.7

Значительное количество продувок роторов было сделано в Англии в инженерной лаборатории университета Глазго. Первая серия таких исследований относится к 1924 и 1925 гг. [13]. Объектами опытов были цилиндры различных диаметров. Рисунки 1.11 и 1.12, на которых представлены зависимости $c_y = f(\bar{u}_0); c_x = f(\bar{u}_0)$, иллюстрируют результаты продувок цилиндра, имеющего диаметр 180 [мм] и длину 610[мм], равную расстоянию между стенками аэродинамической трубы. Данное обстоятельство, по мнению авторов, эквивалентно бесконечно большому удлинению роторов ($\bar{l} = \infty$).

Влияние концевых шайб в английских опытах изучено не было, но вместо этого были сделаны сравнительные продувки (на двух цилиндрах с удлинением 3,75 и 4,4) ротора с обычными концами и закругленными по эллипсоиду.

Подобная модификация концов ротора в обоих случаях дала, неблагоприятные результаты – коэффициенты c_y при этом уменьшились.

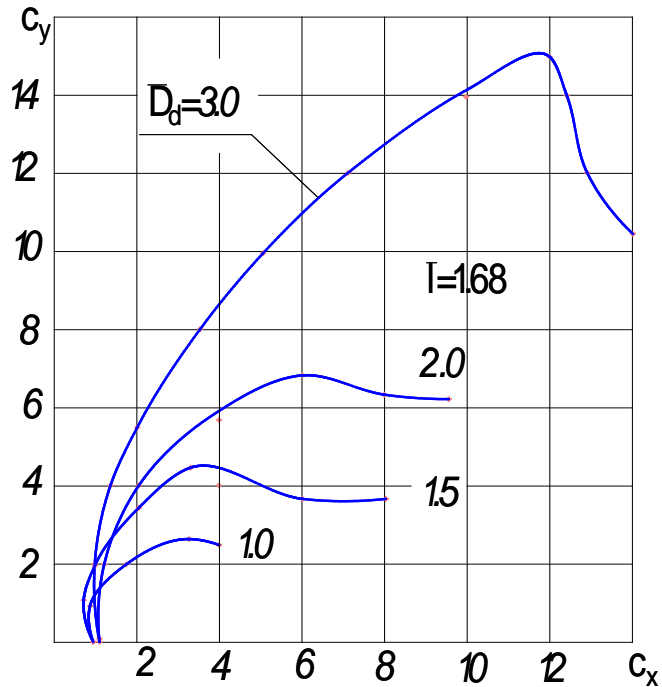


Рис. 1.8

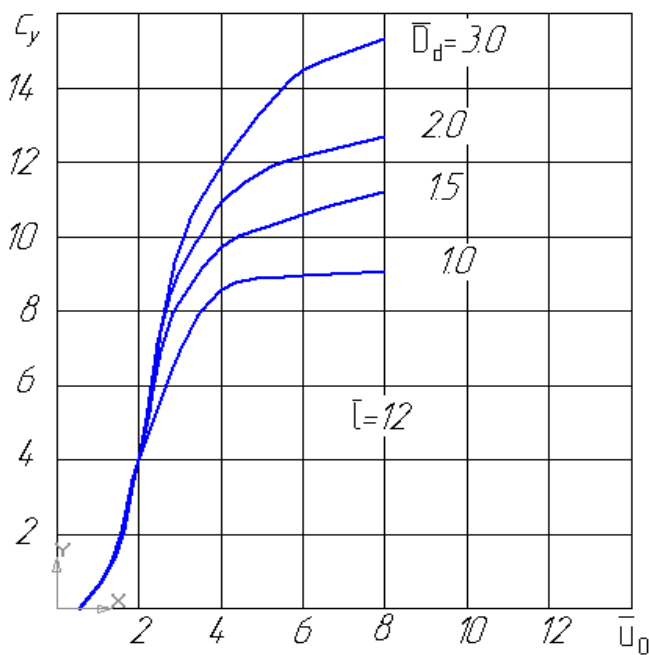


Рис. 1.9

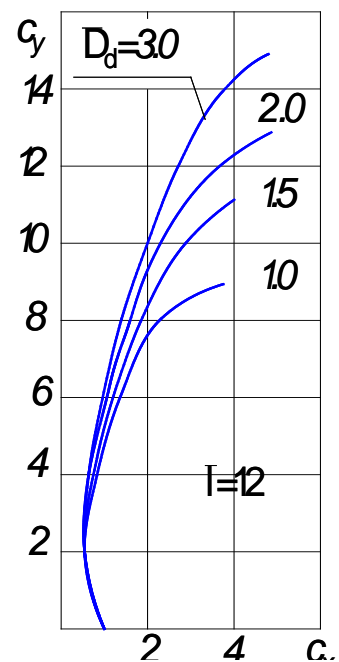


Рис. 1.10

На рис.1.13 представлены результаты испытания в той же лаборатории ротора, имеющего диаметр 80 [мм].

Приведем результаты американских исследований с роторами, относящихся к 1924 г. [14]. В этих опытах испытывался цилиндр бесконечного удлинения с диаметром 114[мм] при различных значениях параметра \bar{u}_0 ($v=5\div 15$ [м/сек]), число оборотов $n = 50\div 3600$ в минуту). Данные этих исследований представлены на рис. 1.14 и 1.15.

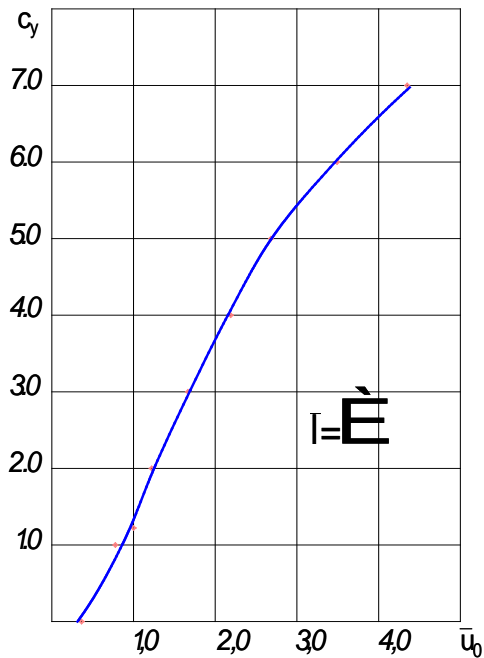


Рис. 1.11

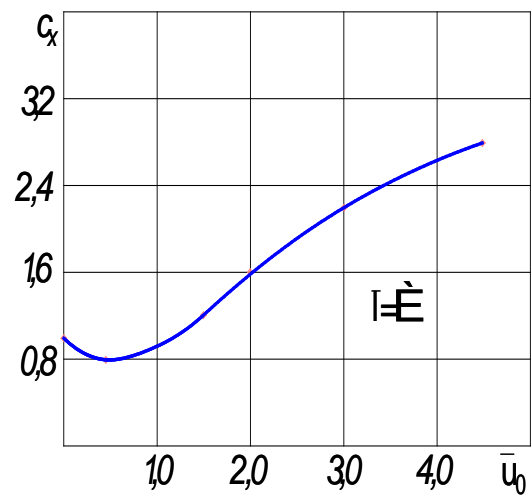


Рис. 1.12

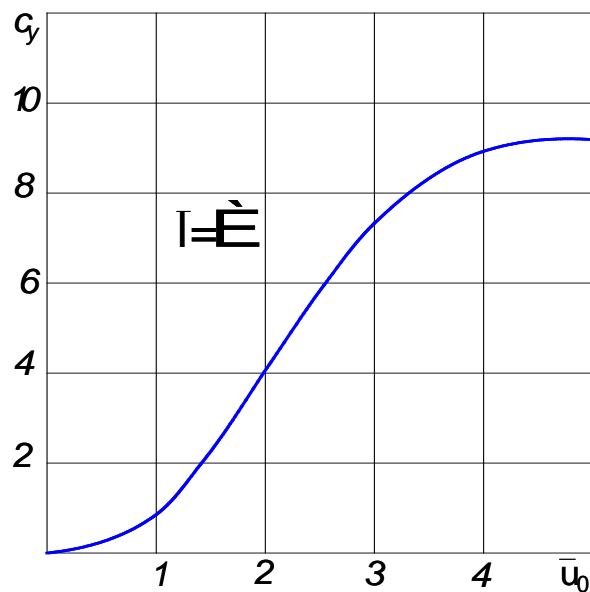


Рис. 1.13

Приведённые выше результаты опытов свидетельствуют о том, что аэродинамические свойства роторов в основном зависят от отношения \bar{u}_0 . Переход от одного удлинения к другому, а также применение концевых шайб заметно изменяют аэродинамические свойства роторов. Коэффициенты, вероятно, зависят также от числа Рейнольдса, но делать определенные выводы о характере этой зависимости из-за малого количества данных затруднительно. Это не мешает, однако, сравнивать результаты экспериментов, поскольку числа Re , при которых они проводились, были примерно одинаковы.

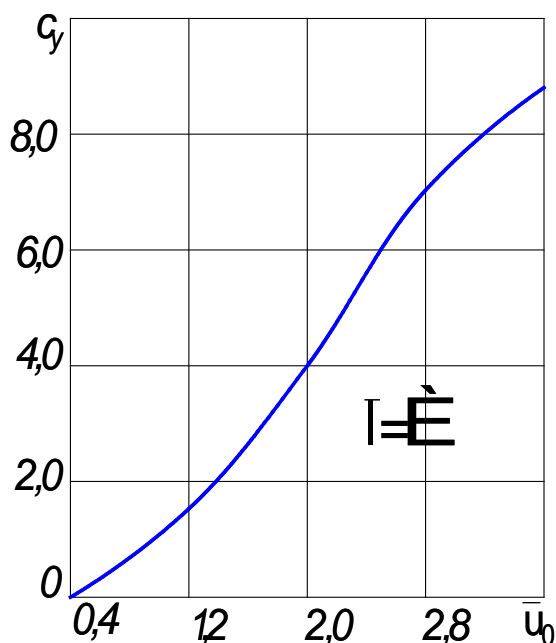


Рис. 1.14

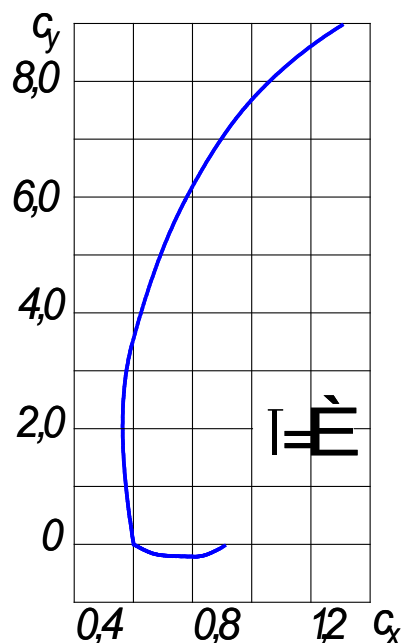


Рис. 1.15

Обобщая следует отметить, что аэродинамический коэффициент подъемной силы ротора c_y при увеличении \bar{u}_0 растет сначала медленно, а затем быстрее. Такое возрастание имеет место лишь до определенного значения \bar{u}_0 , после которого характер кривой меняется, т.к. рост c_y замедляется и при дальнейшем увеличении \bar{u}_0 он стремится к некоторому пределу, зависящему от \bar{l} и относительного диаметра концевых шайб. В случае малого удлинения ($\bar{l}=1,68$) характер кривых оказывается несколько иным (рис. 1.9). Заслуживают особого внимания значения $c_{y_{max}}$. У ротора без шайб при $\bar{l}=4,72$ (рис. 1.6) $c_{y_{max}}=4,2$, а при $\bar{l}=12$ $c_{y_{max}}=9,0$ (рис. 1.8). При $\bar{l}=\infty$ в английских опытах получено $c_{y_{max}}=7,0$, но эта величина вероятно не является предельной. При больших значениях параметра \bar{u}_0 по-видимому можно получить более высокое его значение. Установка на концах роторов шайб способствует дальнейшему повышению $c_{y_{max}}$, причем действие этих шайб оказывается относительно более эффективным при роторах, малого удлинения. Так по испытаниям в Геттингенской лаборатории (рис. 1.4, 1.6, 1.7) увеличение $c_{y_{max}}$ при использовании

шайб диаметром равном $2d$ составило: при $\bar{l} = 1,68$ около 150% ; при $\bar{l} = 4,72$ около 120% и при $\bar{l} = 12,0$ – около 40%.

Наивысшее значение $c_{y_{max}}$ у исследованных роторов с шайбами в гёттингенских опытах составляет 15 ($\bar{l} = 12$), что почти в 8 раз больше соответствующих $c_{y_{max}}$ современных профилей (где оно обычно не превышает 2,0). Значения отношений $\frac{u_0}{v}$, при которых происходит перелом в характере изменения коэффициентов $c_{y_{max}}$ меняются в зависимости от удлинения и от размеров шайб. Как правило, меньшим значениям \bar{l} соответствуют более низкие величины $\frac{u_0}{v}$; при $\bar{l} = \infty$ $\frac{u_0}{v}$ колеблется между 3 и 4. Для роторов с наибольшими диаметрами шайб значение этого параметра выше четырех. На рис. 1.16 сопоставлены результаты опытов, проведённых в разное время в Германии, Англии и Америке.

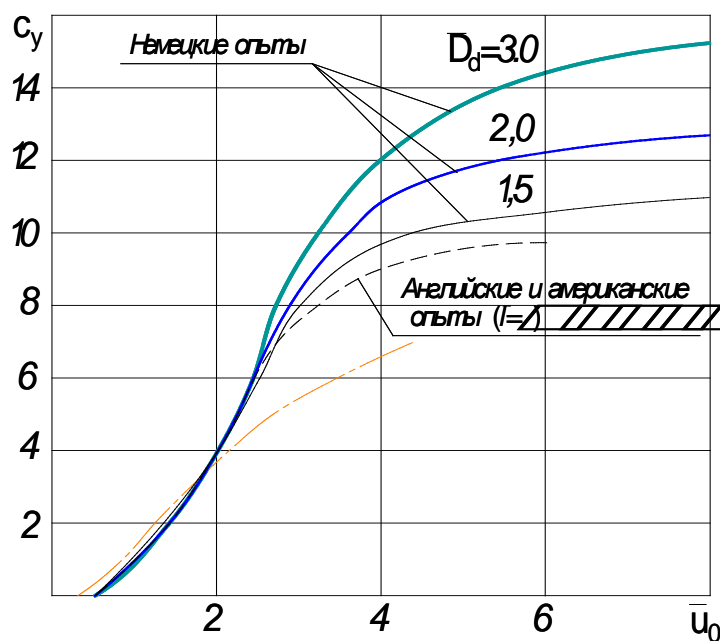


Рис. 1.16

До $\bar{u}_0 = 2.5$ значения коэффициента подъемной силы c_y совпадают, а далее происходит расслоение кривых в зависимости от диаметра концевых шайб. Исключение составляет зависимость $c_y = f(\bar{u}_0)$, приведённая на рис. 1.11 и обозначенная на рис. 1.16 штрихпунктирной линией, которая выпадает из общих результатов.

Имея высокие значения коэффициентов подъемной силы, роторы обладают также высокими коэффициентами сопротивления c_x . Это видно из приведенных на рис. 1.8 и 1.10 полярных кривых.

Коэффициент c_x по мере нарастания \bar{u}_0 вначале несколько снижается (между $\frac{u_0}{v} = 0$ и 2), а затем начинает непрерывно увеличиваться (рис. 1.10).

Соотношение между подъёмной силой ротора и его сопротивлением определяет аэродинамическое качество ротора, т. е. c_y/c_x . Величина этого параметра у роторов по сравнению с крыльевыми профилями значительно ниже. Для роторов с удлинением $\bar{l} = 4,72$ наибольшее качество равно 2,1, при $\bar{l} = 12$ оно находится около 4, а при бесконечно длинном роторе доходит до 8 (американские опыты). Применение концевых шайб вызывает эффект аналогичный повышению удлинения, т. е. способствует увеличению $(c_y/c_x)_{max}$. Повидимому, вообще предпочтительнее пользоваться роторами меньших удлинений, но с шайбами, чем стремиться повышать, удлинение.

Следует отметить, что максимальные значения качества $(c_y/c_x)_{max}$ у роторов обычно лежат в области сравнительно небольших отношений $\frac{u_0}{v}$ - между 2 и 3.

Приведём результаты некоторых попыток улучшения аэродинамических свойств ротора. Таковы американские сравнительные продувки обычного ротора, ротора крестообразного сечения и ротора, снабженного сзади обтекателем [15] (рис. 1.17).

Ротор с крестовидным сечением дал полярную кривую с характеристиками не сильно отличными от обычных, но для своего вращения он требовал затрат значительно большей мощности, особенно при больших числах оборотов.

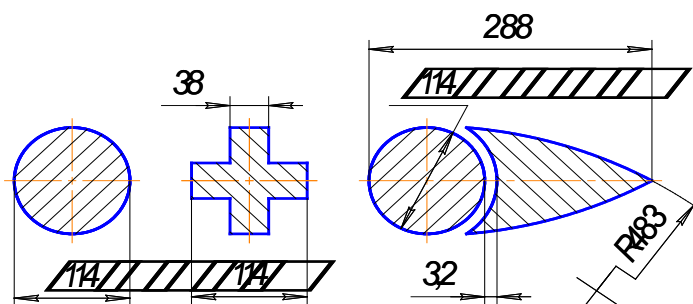


Рис. 1.17

У роторов с кормовым обтекателем коэффициенты подъёмной силы оказались более низкими, чем у обычного ротора.

С увеличением зазора между цилиндром и обтекателем они ухудшались в еще большей степени. Затраты мощности на вращение у такого ротора были практически одинаковы по сравнению с обычным.

С аналогичной целью в Геттингенской лаборатории был испытан круглый ротор с волнистой поверхностью, но он также не дал благоприятных результатов. Не оправдали надежды и роторы с шероховатой поверхностью, исследованные в Англии.

1.3 Сопоставление результатов расчёта и эксперимента

Для изучения картины действительного течения при обтекании вращающегося цилиндра и сравнения его с теоретическим, в 1925 г. О. Титьенсом [18] были произведены кинематографические съемки его модели, погруженной в поток воды, на поверхность которой насыпалась алюминиевая пудра (рис. 1.18).

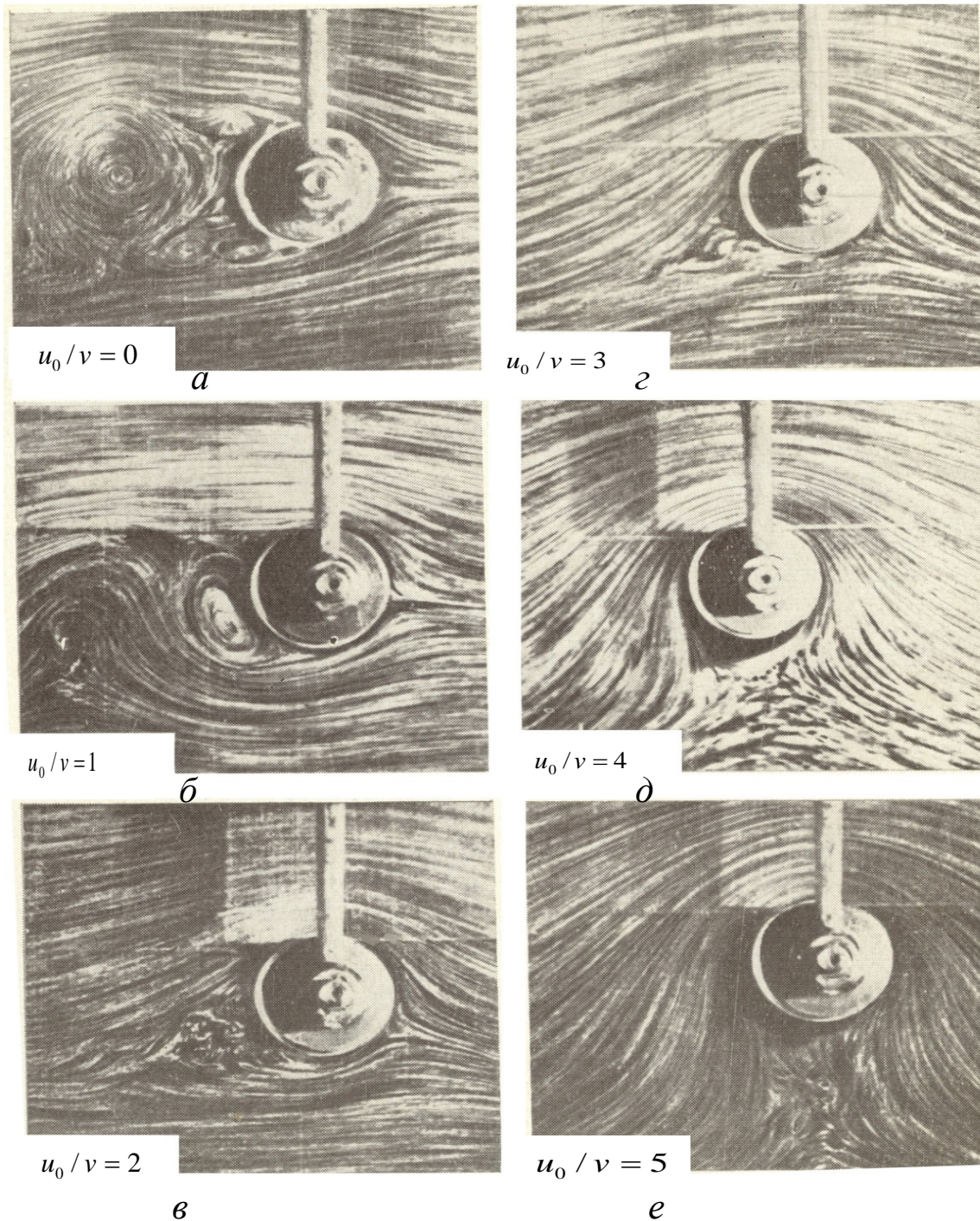


Рис. 1.18

Цилиндр имеет диаметр 50 мм и длину 250 мм. Фотоснимки были сделаны при режимах обтекания, соответствующих $\frac{u_0}{v} = 0 - 5$. Движение потока происходит справа налево. Ротор вращается против часовой стрелки.

На снимке (а) ротор неподвижен. При этом наблюдается интенсивный отрыв потока и соответствующая этому большая его завихрённость. С увеличением отношения $\bar{u}_0 = u_0 / v$ отрывной след в кормовой зоне постепенно становится менее интенсивным и сопротивление ротора падает.

Наибольшая подъемная сила теоретически равна (рис. 1.14; 1.16)

$$P_y = 2\pi\rho l d_0 v^2 = 4\pi \frac{\rho v^2}{2} S \quad [H], \quad (1.17)$$

и соответствует такому циркуляционному потоку, при котором точка набегающая и схода струи на поверхности цилиндра совпадают. Так как в случае неподвижного цилиндра наибольшие скорости сверху и снизу его равны $2v$, то общая точка раздела струй получается при скорости циркуляционного потока на поверхности цилиндра $u_r = 2v$, ибо тогда в нижней точке общая скорость будет равна нулю, а вверху $4v$. Сопоставление рис. 1.18д с рис. 1.2в, где приведена картина течения при $\bar{u}_0 = 4$, полученная расчётным путём, показывает вполне удовлетворительное согласование результатов опыта и расчёта.

Аналогичные съёмки цилиндра в потоке воды производились и в других лабораториях [19] при этом отношения скоростей \bar{u}_0 менялись от 0 до 10 (диаметр цилиндра $d_0 = 5[мм]$, скорость течения около $20[м/сек]$). Здесь также в диапазоне изменения $\bar{u}_0 = 3.2 - 4.3$ завихрённость потока практически отсутствовала.

Теоретическое решение задачи об обтекании потоком вращающегося цилиндра позволяет найти давление, в любой точке на его поверхности. Для точки, положение которой определяется углом θ между радиусом, проведенным в эту точку, и направлением скорости v , теория дает величину давления p_θ , определяемую следующей формулой (1.12) и (1.16)

$$p_\theta - p = \frac{\rho V^2}{2} [1 - (2 \sin \theta + c_v / 2\pi)^2], \quad (1.18)$$

где p – давление в потоке, а c_v — коэффициент подъемной силы цилиндра. Проверка этой формулы производилась в 1926 г. А.Томом в инженерной лаборатории университета Глазго [20]. В аэродинамической трубе была продута модель цилиндра, имеющего диаметр $d=80[мм]$, в условиях бесконечного

удлинения при $\frac{u_0}{v} = 0 - 4$ и скоростях потока $1,5 - 6$ [м/сек]. В табл. 1.1 для ряда отношений $\frac{u_0}{v}$ приведены полученные из опыта соответствующие коэффициенты подъемной силы и наибольшие давления (отрицательные) на поверхности цилиндра. В последней строке приводятся наибольшие давления, вычисленные для тех же условий по формуле (1.18).

Цифры двух последних строк табл. 1.1 (за исключением опыта при $\bar{u}_0 = 0$), свидетельствуют о хорошем совпадении опытных данных с вычисленными по формуле (1.18), при условии, что в нее подставляются опытные значения коэффициентов c_y . Несовпадение для случая не вращающегося цилиндра является обычным, если опыт проводился при малых числах Рейнольдса, как это и имело место в данных экспериментах.

Таблица 1.1

u_0/v	0	1	2	3	4
c_y	0	1,12	4,00	7,5	9,2
$(p_\theta - p) / \frac{\rho v^2}{2}$ (опыт.)	-1,1	-3,0	-6,0	-9,0	-10,5
$(p_\theta - p) / \frac{\rho v^2}{2}$ (расч.)	-3,0	-3,7	-6,0	-9,2	-11,0

Максимальные значения коэффициента подъемной силы c_y были получены при значении угла θ несколько меньшем 90° (теоретического).

1.4 Коэффициент скольжения ротора при вращении

В потоке идеальной жидкости циркуляция скорости не связана со скоростью вращения цилиндра (или подразумевается, что они одинаковы). Однако, при его обтекании реальной вязкой жидкостью, такая связь существует.

Прандтль показал [17], что скорость u_r нельзя смешивать со скоростью вращения поверхности цилиндра u_0 и что последняя для случая максимальной подъемной силы должна быть, по крайней мере, равна наибольшей скорости потока у его поверхности $-4v$.

Это подтверждается результатами экспериментальных исследований. Установим такую связь, используя полученные А. Буземаном [1] (см. рис. 1.19 и 1.20, где на графиках приведены коэффициенты подъемной силы и сопротивления роторов c_y и c_x), а также другими исследователями, экспериментальные данные.

Напомним, что опыты в Гёттингенской лаборатории проводились на гладких цилиндрах, имеющих удлинение $\bar{l} = l/d_0$, достигающее 12. На торцах цилиндров для уменьшения вторичных потерь устанавливались концевые шайбы с диаметром D_w .

Подъёмную силу воздействия потока идеальной жидкости на изолированный цилиндр [33] можно представить формулой аналогичной (1.14)

$$P_y = -\rho w \Gamma [H], \quad (1.19)$$

где в отличие от неё фигурируют абсолютные величины подъёмной силы и скорости течения w (поскольку в дальнейшем будет рассматриваться поток, набегающий под углом атаки), а $\Gamma [m^3/c]$ – абсолютное значение циркуляции скорости, индуцируемой вращающимся цилиндром, имеющим длину $l [m]$.

$$\Gamma = \pi d_0 u_{\Gamma} l = w_1 \pi q \bar{u}_{\Gamma} t l [m^3/c]. \quad (1.20)$$

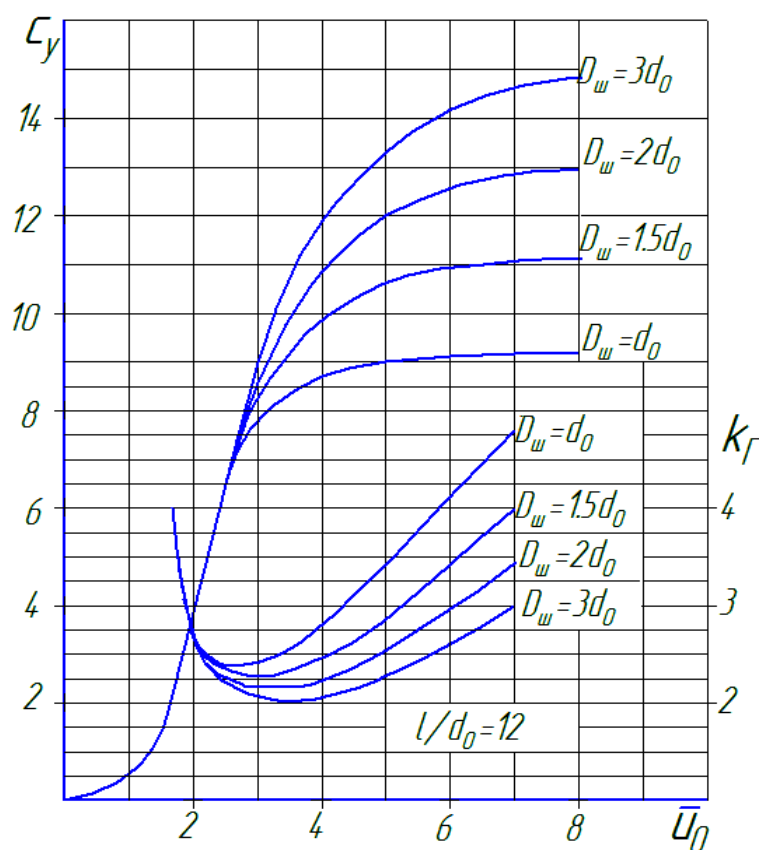


Рис. 1.19

Здесь t, l, d_0 – соответственно высота и ширина набегающей струи, диаметр

цилиндра, $\bar{u}_\Gamma = \frac{u_\Gamma}{w_1}$ средняя относительная циркуляционная составляющая скорости его обтекания, $q = \frac{d_0}{t}$.

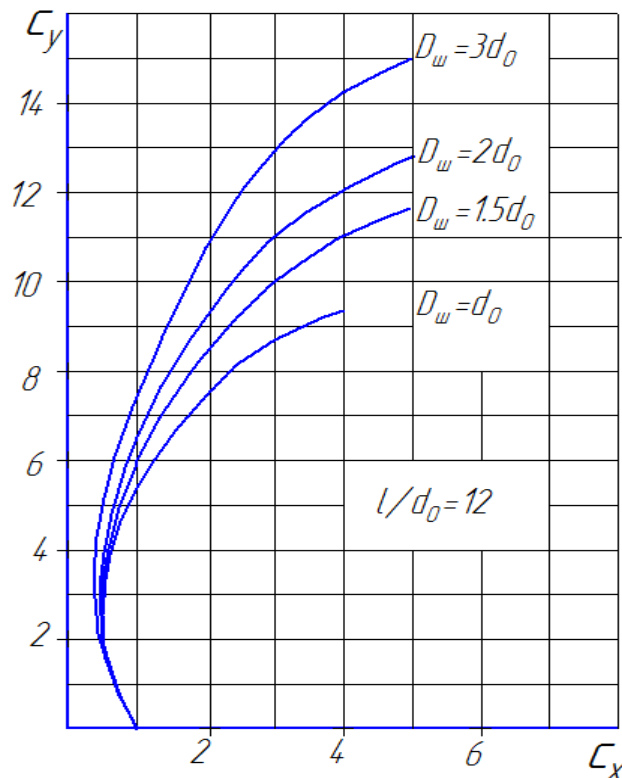


Рис. 1. 20

Решая совместно (1.19) и (1.20) получим

$$P_y = -\rho w_1^2 q \pi \bar{u}_\Gamma t l \text{ [H]}. \quad (1.21)$$

В соответствии с (1.16) запишем другое выражение для P_y

$$P_y = c_y \frac{\rho w^2}{2} d_0 l = c_y \frac{\rho w^2}{2} q t l \quad (1.22)$$

Введём понятие о коэффициенте скольжения рабочего цилиндра

$$k_\Gamma = \frac{\bar{u}_0}{\bar{u}_\Gamma}. \quad (1.23)$$

Здесь k_Γ – коэффициент скольжения, характеризующий разнице вследствие потерь между окружной скоростью вращения цилиндра и циркуляционной составляющей скорости его обтекания. Сопоставляя (1.21) и (1.22), будем иметь

$$c_y = -2\pi\bar{u}_\Gamma, \quad (1.24)$$

откуда

$$\bar{u}_\Gamma = -\frac{c_y}{2\pi}, \quad (1.25)$$

$$k_\Gamma = -2\pi \frac{\bar{u}_0}{c_y}. \quad (1.26)$$

Т.е. задаваясь значением \bar{u}_Γ , можно по формуле (1.24) определить c_y , а затем по графику, приведённому на рис. 1.19, – относительную частоту вращения силового цилиндра \bar{u}_0 (или наоборот).

На рис. 1.19 показаны также зависимости $k_\Gamma = f(\bar{u}_0)$. Коэффициент k_Γ резко меняется при изменении относительной скорости вращения цилиндра. Так при $\bar{D}_{ш} = 3d_0$ и $\bar{u}_0 = 1,5$ $k_\Gamma=7,9$, при $\bar{u}_0 = 2,0$ $k_\Gamma=3,3$, а при $\bar{u}_0 = 3,0$ $k_\Gamma=2,1$

Из графиков следует, что для уменьшения проскальзывания, которое существенно повышает затраты мощности на привод, желательно выбирать значение относительной скорости вращения ротора в диапазоне $2,0 \leq \bar{u}_0 \leq 3,0$, где $0,6 \leq -\bar{u}_\Gamma \leq 1,4$.

1.5 Мощность, необходимая для вращения цилиндра.

При вращении цилиндра и концевых дисков в реальной вязкой жидкости требуется затратить мощность на преодоление трения их поверхностей о газ [34]. Сила трения, действующая на поверхность цилиндра, пропорциональна энергии вращения и омываемой площади $F_0 = \pi d_0 l$.

$$P_{f0} = c_f \frac{\rho u_0^2}{2} \pi d_0 l = c_f \frac{\rho u_0^2}{2} \pi d_0^2 \bar{l} \quad [H], \quad (1.27)$$

где c_f - коэффициент трения.

Мощность, необходимая для преодоления трения поверхности цилиндра

$$N_{f0} = P_{f0} u_0 = c_f \frac{\rho u_0^3}{2} \pi d_0^2 \bar{l} \quad [Bm]. \quad (1.28)$$

Сила трения элемента поверхности диска $dF_d = r d\theta dr$ (рис.1. 21)

$$dP_{fd} = c_f \frac{\rho u^2}{2} dF_d = c_f \frac{\rho \omega_0^2}{2} r^3 dr d\theta. \quad (1.29)$$

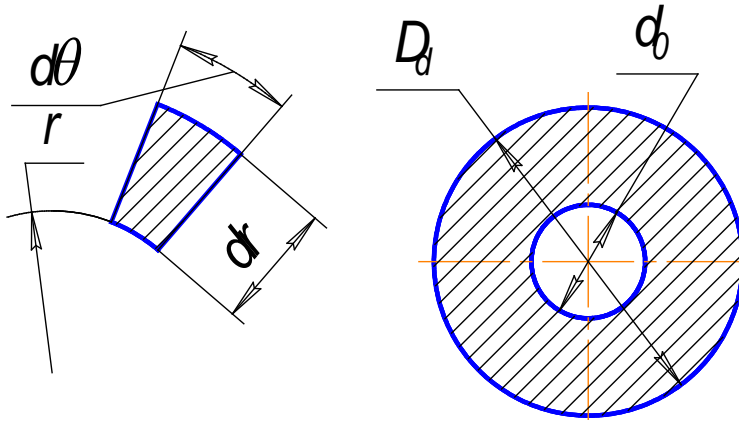


Рис. 1.21

Здесь $\omega_0 [1/c]$ – угловая скорость вращения сателлита. Мощность трения

$$dN_{fd} = dP_{fd}u = c_f \frac{\rho u^3}{2} dF_d = c_f \frac{\rho \omega_0^3}{2} r^4 dr d\theta, \quad (1.30)$$

откуда

$$N_{fd} = 2 \int_r^R c_f \frac{\rho \omega_0^3}{2} r^4 dr \int_0^{2\pi} d\theta + 2 \int_0^R c_f \frac{\rho \omega_0^3}{2} r^4 dr \int_0^{2\pi} d\theta.$$

Суммируя результаты интегрирования, получим

$$N_{fd} = c_f \frac{\rho u_0^3}{2} \pi d_0^2 0,2(2\bar{D}_d^5 - 1). \quad (1.31)$$

Полная мощность, необходимая для вращения ротора выразится формулой

$$N_f = N_{f0} + N_{fd} = c_f \frac{\rho u_0^3}{2} \pi d_0^2 [\bar{l} + 0,2(2\bar{D}_d^5 - 1)]. \quad (1.32)$$

Если шайбы отсутствуют ($\bar{D}_d = 1$), то $N_f = c_f \frac{\rho u_0^3}{2} \pi d_0^2 (\bar{l} + 0,2)$. При $\bar{l} \geq 10$

$$N_f \approx c_f \frac{\rho u_0^3}{2} \pi d_0^2 \bar{l}. \quad (1.33)$$

Вопрос об определении мощности, необходимой для преодоления сил

сопротивления вращению ротора, довольно полно освещен опытами, проведенными в Англии [21]. Полученные в опытах значения коэффициента трения c_f для различных поверхностей цилиндров приведены в таблице 1.2.

Таблица 1.2

Характеристика поверхности	c_f
Полированный деревянный цилиндр	0,0040
Гладкий цилиндр	0,0045
Цилиндр с шероховатой поверхностью	0,0102

Шероховатая поверхность, как можно усмотреть из табл. 1.2, требует мощности для вращения ротора примерно в два раза больше, чем гладкая. Аналогичные измерения были повторены позднее в той же английской лаборатории [22], причем опыты проводились на гладком медном ($d = 114,3[мм]$ и $l = 656[мм]$) и гладком деревянном ($d = 74,8[мм]$ и $l = 649[мм]$) цилиндрах. При последующих продувках второй цилиндр, кроме того, делался шероховатым, путем покрытия песком.

Исследования велись при скорости потока $v = 40 [м/сек]$ и числе оборотов роторов до 9000 в минуту. Результаты этих опытов выражались в виде коэффициента c формулы (1.34) для момента сил трения

$$M_f = c \rho n^2 l d_0^4 . \quad (1.34)$$

Здесь $M_f [Нм]$ – момент трения, а $n = \frac{\omega_0}{2\pi} = \frac{u_0}{\pi d_0} [об/с]$ – секундная частота

вращения ротора.

Для случая $V = 0$ (табл. 1.3) коэффициенты трения обоих гладких цилиндров были практически одинаковы. Однако их значения несколько изменились в зависимости от величины критерия Рейнольдса, который имеет вид $Re = \frac{ud}{v}$. Ротор с шероховатой поверхностью дал также, как и в предыдущих опытах, в два раза большее значение коэффициента трения c .

Таблица 1.3

$Re = \frac{ud}{v}$	$0,5 \times 10^5$	10^5	$1,3 \times 10^5$
c	0,065	0,050	0,045

Для движущегося потока со скоростью v значения коэффициента трения при изменении параметра $\bar{u}_0 = u_0/v$ в пределах от 2 до 3,7 оставались практически постоянными. Для гладкой поверхности они были равны 0,03, а для шероховатой – почти в три раза больше. Поскольку $N_f = M_f \omega_0$, то с учётом (1.34) будем иметь

$$N_f = 2c \frac{\rho u_0^3}{\pi^2} d_0^2 \bar{l}. \quad (1.35)$$

Из сопоставления (1.33) и (1.35) можно получить, что $c_f = 4c/\pi^3$, т.е. значения коэффициента трения c , приведённые в табл. 1.3, эквивалентны значениям c_f , лежащим в пределах 0,0035 – 0,004 (сравнить с табл. 1.2). Результаты опытов по определению потерь на трение обобщались также в работах [22; 35; 36] и др. В соответствии с [36] коэффициенты сопротивления при турбулентном течении слабо зависят от чисел Re . Авторы дают следующие эмпирические зависимости:

$$\text{диски} \quad c_d = 0.053(Re_d)^{-\frac{1}{5}}, \quad (1.36)$$

$$\text{валы} \quad \frac{1}{\sqrt{c_0}} = -0.6 + 4.07 \lg(Re \sqrt{c_0}), \quad (1.37)$$

где c_d и c_0 – местные значения силы сопротивления, приходящиеся на единицу смоченной поверхности, разделённой на $0,5\rho u^2$; ρ – плотность газа; u – окружная скорость диска или вала в рассматриваемой точке. Число Re определяется выражением

$$Re = \frac{\rho \omega r^2}{\mu}, \quad (1.38)$$

где μ – динамический коэффициент вязкости жидкости (при стандартных условиях $\mu = 1,82 \cdot 10^{-6} [кгс/м^2]$). Расчёты по формулам (1.36) и (1.37) дают значения коэффициентов трения несколько ниже, приведённых ранее.

Рассмотрим некоторые варианты применения эффекта Магнуса в конкретных конструкциях.

1.6 Примеры технического применения роторов

1.6.1 Роторы Флеттнера на судах

Практическому осуществлению идеи Флеттнера об использовании роторов в качестве судовых движителей предшествовали всесторонние

лабораторные исследования. После вышеупомянутых опытов с роторами Гёттингенская лаборатория произвела продувки модели парусника «Вискау», на котором предполагалось смонтировать опытную установку, как в первоначальном виде (с парусами), так и в модифицированном (с двумя роторами).

Судно „Вискау" имело следующие размеры: длина 45[м], ширина и осадка в 3,85 [м]; площадь его парусов равнялась 883[м²] [23]. Вместо последних были поставлены два ротора высотой 15,6[м] и диаметром 2,8[м] с шайбами в 1,5*d*; роторы могли делать до 160[об/мин], для чего в каждом из них находился электромотор по 15[лс]; ток к которым подводился от общего дизель-генератора мощностью 45[лс]. Данные этих испытаний, приведены в табл. 1.4 [24].

Таблица 1.4

Дата испытания	Относит. скор. ветра V [м/с]	Угол между отн. скор. и направл. ветра	Скорость хода		Абс. скор. ветра V_0 [м/с]	Число оборотов ротора в мин.	$\frac{u_0}{V}$	Заграченная Мощность [лс] (эффективн.)
			[м/с]	Морских узл.				
14/XI 1924 г.	5,3	95°	3,78	7,25	6,8	114	3,15	24,8
	7,05	55°	3,63	6,32	6,1	120	2,50	25,65
9/XII 1924 г.	14,7	70°	4,01	7,8	13,8	132	1,32	35,8
	8,1	60°	3,98	7,75	7,0	135-144	2,52	30,0
5/I 1925г.	6,72	125°	4,20	9,8	9,8	142-145	3,19	33,4
6/I 1925г.	7,05	11°	3,88	7,55	8,0	-	-	112,5
	5,3	80°	4,04	7,85	6,8	-	-	134,0

Вообще, мощные роторные установки целесообразно сочетать с винтовым движителем, так как при отсутствии ветра такое судно будет иметь возможность двигаться.

1.6.2 Роторы в авиационных конструкциях

В 1918 г. проф. Гюмбель (Gümbel, Берлин) [25] рассмотрел пропеллер, у которого лопастями являлись вращающиеся цилиндры. Им была сконструирована

небольшая модель, которая на опыте подтвердила принципиальную возможность работы подобного устройства. Эта идея ранее возникла у Флеттнера, и была им запатентована.

Основные трудности здесь заключаются в том, что для самолетов, летающих со значительными скоростями, необходимы весьма высокие окружные скорости вращения цилиндра, что связано с рядом конструктивных проблем. Кроме того, как было показано выше, ротора имеют низкие значения аэродинамического качества.

Прелль (А. Pröll) [26], производивший сравнительную оценку ротора и крыла, показал, что применение ротора может оказаться целесообразным лишь для летательного аппарата, имеющего малую скорость полёта. Иллюстрацией одной из попыток использования ротора на самолете могут служить опыты Вольфа (Wolff), в которых были проведены продувки крыла с передней кромкой в виде вращающегося цилиндра (рис. 1.23) [27].

Ротор, диаметр которого равнялся $1/5$ хорды, вращался при продувках со скоростью до 17000 [об/мин]. Удлинение модели было равно $5,4$. При неподвижном роторе, вследствие довольно тупой передней кромки, срыв струй происходил уже при 0° , причем $c_{y \max}$ был равен $0,6$. Ликвидация щели между ротором и крылом отодвигало срыв на 4° и увеличивало $c_{y \max}$ до $0,82$. При вращении цилиндра с частотой $3000 - 17000$ [об./мин], измерения дали крайне незначительное увеличение коэффициента подъемной силы. При наибольшем числе оборотов, которому соответствовало отношение $\frac{u_0}{v} = 2$, коэффициент подъемной силы c_y оказался низким и равным $1,13$, а критический угол атаки составил величину $9,5^\circ$. Таким образом, основные преимущества ротора при данной комбинации с крылом оказались утраченными.

Последующие опыты, опубликованные Вольфом в 1926 и 1927 гг. [28], также не дали положительных результатов.

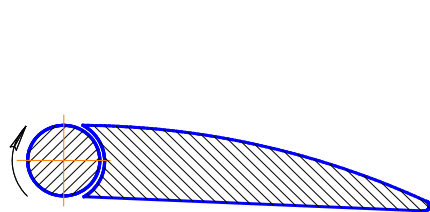


рис. 1.23

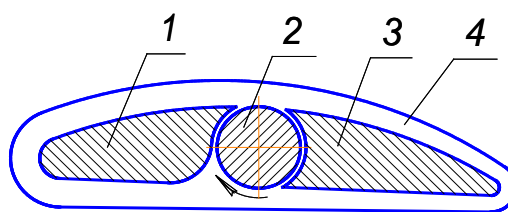


Рис. 1.24

Другим примером идеи использования ротора в несущих поверхностях являются продувки, сделанные в 1925г. в высшей технической школе в Ганновере [29]. Здесь в малой трубе ($d = 350$ [мм]) была продута модель крыла, изображенного на рис. 1.24 (хорда 70 [мм], размах 200 [мм]).

Профиль Gött-482 был разрезан на две части (1 и 3) и между ними помещен вращающийся цилиндр (2). На торцах крыло имело шайбы (4). Малые

размеры модели и скоростей ($v=7$ [м/сек] и $u_0 = 5$ [м/сек]) в этих опытах позволяют составить лишь приблизительное представление о свойствах такого крыла.

Сравнительные продувки данной модели с неподвижным цилиндром и такой же модели с профилем Götting-482 показали увеличение сопротивления при малых углах атаки и некоторое повышение подъемной силы при больших. При работающем роторе было зафиксировано увеличение наибольшего коэффициента подъемной силы – почти на 85% по сравнению с его значением у исходного профиля. В то же время из опытов обнаружилось, что с увеличением $\frac{u_0}{v}$ повышается его коэффициент сопротивления. Следует отметить, что конструктивное оформление данного профиля достаточно сложно.

Некоторые опыты с моделями, снабженными роторами, производились и в России [30].

1.6.3 Вингроторы

Основной недостаток ротора Флеттнера – необходимость затраты некоторой мощности на его вращение. Величина этих затрат весьма быстро растет при повышении окружной скорости и размеров ротора. В этом смысле представляет интерес конструкция ротора, состоящего из двух полуцилиндрических поверхностей несколько смещенных друг относительно друга в плоскости разреза цилиндра (рис. 1.25). Данная конструкция известна под названием вингротор (Wing-rotor).

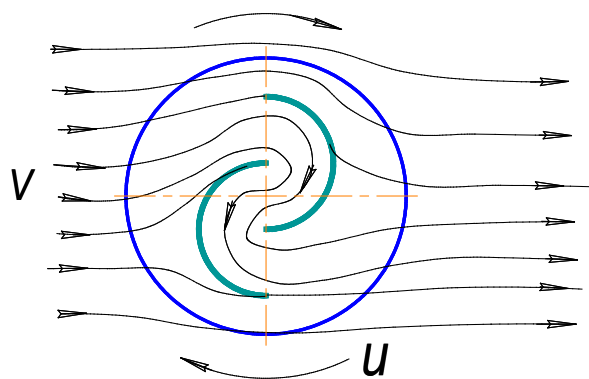


Рис. 1.25

При вращении вингротора [31, 32] также создается циркуляционный поток и возможно возникновение эффекта Магнуса.

Аэродинамическое исследование вингротора показало, что величина окружной скорости такого ротора весьма сильно зависит от степени

смещения осей полуцилиндров. Так при расстоянии между их осями равном одному диаметру (*S*-образный ротор) окружная скорость обычно меньше скорости потока. Уменьшение этого расстояния повышает скорость вращения почти вдвое.

Результаты немецких опытов показывают, что наилучшие данные получаются при двукрылом роторе, у которого просвет между внутренними кромками его половин составляет $(1/3 - 1/6)\pi r$, где r — радиус цилиндрической поверхности.

Применение здесь концевых шайб даёт положительный эффект, причем их диаметр должен быть равен приблизительно двум диаметрам полуцилиндра.

Если на вингроторе удастся получить значение параметра $\bar{u}_0 \approx 2.0$, то данное устройство может быть применено для вращения роторов, что даст существенную экономию энергии привода.

Выводы

1. Проведённые в 20 – 30 гг. в Германии, Англии и Америке, опытные исследования показали, что роторы имеют высокие значения коэффициентов подъёмной силы $c_{y\max} = 12 - 14$ (т.е. почти на порядок выше, чем неподвижное крыло) при относительно низком их аэродинамическом качестве.

2. Экспериментально установлено существенное влияние концевых шайб ротора, применение которых привело у коротких роторов к повышению коэффициента подъёмной силы $c_{y\max}$ на 40 – 60 %.

3. Опытным путём получены значения коэффициентов сопротивления вращению роторов от трения о воздух.

4. Попытки применения вращающихся роторов на судах, а также в конструкциях крыльевых профилей, предпринятые в 20х – 30х годах прошлого века, по ряду технических причин, а также ввиду недостаточного технологического уровня развития промышленности того времени, не дали положительных результатов.

5. Получены формулы для расчёта «проскальзывания» ротора, позволяющие установить связь между циркуляцией скорости и частотой его вращения.

6. Для уменьшения проскальзывания, которое существенно повышает затраты мощности на привод ротора, желательно выбирать значение относительной скорости его вращения в диапазоне $2,0 \leq \bar{u}_0 \leq 3,0$.

2. ТЕЧЕНИЕ ЖИДКОСТИ В ВИХРЕВОЙ РЕШЁТКЕ

2.1 Силовое воздействие потока на вихревую решётку

На рис. 2.1 представлена схема плоской вихревой аэродинамической решётки (ВР), состоящей из ряда, расположенных друг над другом, роторов.

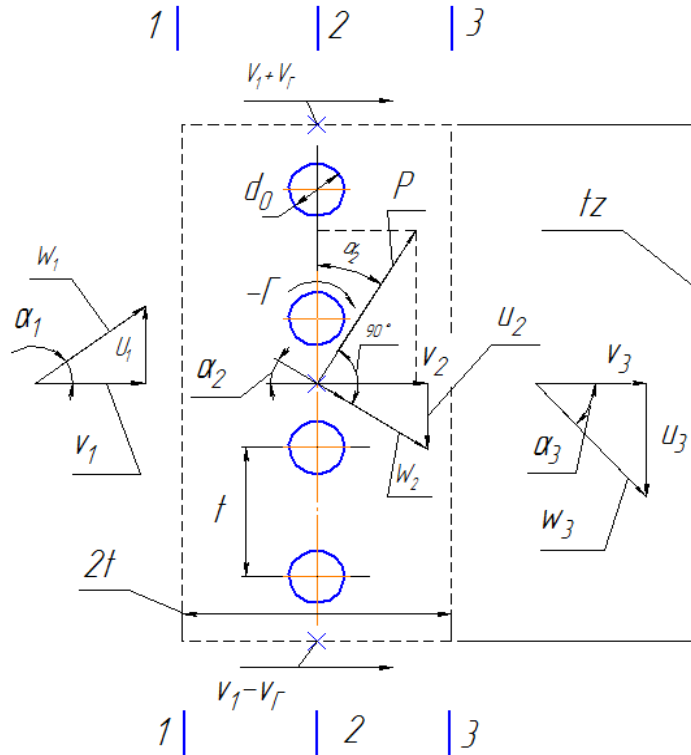


Рис.2.1

Отличие обтекания рабочего цилиндра в составе ВР заключается в том, что по причине интерференции в сечении 2 – 2 вектор силы, действующей на вращающийся цилиндр, будет нормален направлению вектора средней скорости потока w_2 и отклонен от оси y , параллельной фронту решётки, на угол α_2 (рис. 2.1).

Определим величину и направление силы P , действующей на ВР.

Пренебрегая потерями, запишем уравнение Бернулли для объёма воздуха между сечениями 1 – 1 и 3 – 3 (см. рис. 5).

$$\frac{w_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho} = \frac{w_3^2}{2} + \frac{p_3}{\rho} . \quad (2.1)$$

Поскольку атмосферное давление в сечениях 1 – 1 и 3 – 3 одинаково ($p_1 = p_3$), можно переписать его так

$$w_1 = w_3 = w = w_2 . \quad (2.2)$$

Суммарная циркуляция скорости для вихревой решётки в отличие от одиночного цилиндра (1.20) определится формулой

$$\Gamma_{2\Sigma} = \pi d_0 u_{\Gamma} l z = w \pi q \bar{u}_{\Gamma} t l z = w Q t l z [m^3/c]. \quad (2.3)$$

Здесь введено обозначение удельной циркуляции Q т.е. циркуляции скорости, отнесённой к абсолютному значению скорости w и фронтальной площади набегающего потока $F_{2\Sigma} = t l z [m^2]$

$$Q = \pi q \bar{u}_{\Gamma}. \quad (2.4)$$

В ВР параметр $q = d_0/t$ имеет смысл её густоты.

Согласно теореме Стокса, в безвихревом потоке циркуляция скорости не зависит от вида контрольного контура, охватывающего аэродинамическую решётку и равна сумме циркуляций внутри него [4]. Следовательно, при обходе контура против часовой стрелки можно записать (рис. 2.1)

$$\Gamma_{2\Sigma} = -t z l (u_3 + u_1) - 2 t l (v_1 + v_{\Gamma}) + 2 t l (v_1 - v_{\Gamma}). \quad (2.5)$$

Здесь v_{Γ} – циркуляционная составляющая скорости на верхней и нижней границах охватывающего контура.

Т.к. одиночный цилиндр ($z = 1$) не способен отклонить набегающий поток, то в этом случае $u_3 = u_1 = 0$ и уравнение (2.5) переписется так

$$w_1 Q t l = -2 t l (v_1 + v_{\Gamma}) + 2 t l (v_1 - v_{\Gamma}) = -4 t l v_{\Gamma}, \quad (2.6)$$

откуда

$$v_{\Gamma} = -w_1 Q / 4. \quad (2.7)$$

Полагаем условие (2.7) действительным и для ВР. Тогда, подставляя его в (2.5), получим

$$u_3 = -\frac{\Gamma_{2\Sigma}}{t z l} - u_1 - \frac{4 v_{\Gamma}}{z} = -u_1 - w_1 Q \left(1 - \frac{1}{z}\right). \quad (2.8)$$

Формула (2.8) показывает, что составляющая u_3 скорости выхода потока из ВР зависит от количества цилиндров, т.е. характеризует степень их взаимодействия (интерференцию). При увеличении z интерференция растёт (выражение в скобках стремится к единице).

Получим также выражения для определения скоростей в других сечениях ВР. Полагаем, как это принято при аэродинамическом расчёте лопаточных аппаратов турбомашин [37], что фронтальная составляющая вектора скорости

$$Q' = Q\left(1 - \frac{1}{z}\right). \quad (2.13)$$

Для проекции подъёмной силы ВР на ось n (см. (1.19) и рис. 2.2б) будем иметь

$$P_n = -\rho w \Gamma_{2\Sigma} [H], \quad (2.14)$$

где $\Gamma_{2\Sigma}$ определяется формулой (2.3).

В проекциях на оси x и y получим

$$P_{nx} = \rho u_2 \Gamma_{2\Sigma}, \quad (2.15)$$

$$P_{ny} = -\rho v_2 \Gamma_{2\Sigma}, \quad (2.16)$$

$$u_2 = w \sin \alpha_2, \quad (2.17)$$

$$v_2 = w \cos \alpha_2. \quad (2.18)$$

С помощью уравнения неразрывности установим связь между проходными площадями в различных сечениях проточной части ПТС.

Уравнение неразрывности запишется так

$$G = \rho w F = \rho v_1 F_1 = \rho v_2 F_2, \quad (2.19)$$

где $G = \rho w F$ [кг/с] – массовый секундный расход воздуха, w , F [м²] – скорость и площадь живого сечения струи набегающего потока, F_1 и F_2 проходные площади в соответствующих сечениях.

Из (2.19) следует

$$F = F_1 \cos \alpha_1 = F_2 \cos \alpha_2 \quad (2.20)$$

Далее можно записать

$$F_2 = F_{2\Sigma} - F_{d\Sigma} = F_{2\Sigma}(1 - q) \quad (2.21)$$

Здесь $F_{2\Sigma}$ – суммарная площадь ВР в сечении 2 – 2, а $F_{d\Sigma}$ – суммарная лобовая площадь цилиндров

$$F_{2\Sigma} = t z l_2 = F_2 / (1 - q), \quad (2.22)$$

$$F_{d\Sigma} = d_0 z l_2 = q t z l_2 = q h_{2\Sigma}^2 = q F_{2\Sigma}. \quad (2.23)$$

Здесь принято, что фронт ВР $h_{2\Sigma} = l_2$. Из (2.20) и (2.21), следует также

$$F_{2\Sigma} = \frac{F_2}{(1-q)} = \frac{F}{(1-q)\cos\alpha_2} = \frac{F_1\cos\alpha_1}{(1-q)\cos\alpha_2} . \quad (2.24)$$

С учётом (2.24) формулы (2.3) и (2.14) преобразуются к виду

$$\Gamma_{2\Sigma} = wQF_{2\Sigma} = wQF/(1-q)\cos\alpha_2 , \quad (2.25)$$

$$P_n = -\rho w\Gamma_{2\Sigma} = -\rho w^2FQ/(1-q)\cos\alpha_2 . \quad (2.26)$$

Запишем основные формулы в относительном виде, выбрав в качестве параметра отнесения тягу, создаваемую набегающим потоком воздуха

$$R = wG = \rho w^2F [H]. \quad (2.27)$$

Здесь w – скорость воздуха; F – площадь живого сечения струи. В результате вместо (2.26), с учётом (2.27), запишем

$$\bar{P}_n = \frac{P_n}{R} = -\frac{\rho w^2QF_{2\Sigma}}{\rho w^2F} = -\frac{Q}{(1-q)\cos\alpha_2} , \quad (2.28)$$

т.к. $\bar{P}_n = \bar{P}\cos\gamma$ (рис. 2б) , а

$$tg\gamma = \frac{c_x}{c_y} = \frac{1}{K} , \quad (2.29)$$

где принято, что K – качество ВР равно качеству отдельного цилиндра, которое известно из результатов испытаний (см. раздел 1). Ввиду малости угла γ ($10^0 - 15^0$) можно приблизительно принять $\cos\gamma \approx 1$, а

$$\bar{P}_n \approx \bar{P}. \quad (2.30)$$

Проекция \bar{P}_n на оси x и y

$$\bar{P}_{nx} = -\bar{P}_n\sin\alpha_2 = \frac{Q}{(1-q)}tg\alpha_2, \quad (2.31)$$

$$\bar{P}_{ny} = \bar{P}_n\cos\alpha_2 = -\frac{Q}{(1-q)}. \quad (2.32)$$

При расчёте функций угла α_2 следует использовать кроме (2.12) также следующие очевидные формулы

$$\cos\alpha_2 = \left(1 - \left(\sin\alpha_1 + \frac{Q'}{2}\right)^2\right)^{0.5}, \quad (2.33)$$

$$\operatorname{tg}\alpha_2 = \sin\alpha_2/\cos\alpha_2 = (\sin\alpha_1 + Q'/2)/\left(1 - \left(\sin\alpha_1 + \frac{Q'}{2}\right)^2\right)^{0.5} \quad (2.34)$$

На ВР действует сила лобового сопротивления P_τ (рис. 2б)

$$P_\tau = c_x \frac{\rho w_1^2}{2} F_d = \frac{P_n}{K}. \quad (2.35)$$

Здесь c_x – коэффициент лобового сопротивления (рис. 1.19 и 1.20), а F_d – суммарная лобовая площадь цилиндров (2.23), которая с учётом (2.24) примет вид

$$F_d = d_0 z l_2 = q t z l_2 = q F / (1 - q) \cos\alpha_2. \quad (2.36)$$

В относительной форме сила сопротивления (2.35) и её проекции переписутся так (рис. 2б)

$$\bar{P}_\tau = \frac{\bar{P}_n}{K} = -\frac{Q}{K(1-q)\cos\alpha_2}, \quad (2.37)$$

$$\bar{P}_{\tau x} = \bar{P}_\tau \cos\alpha_2 = -\frac{Q}{K(1-q)}, \quad (2.38)$$

$$\bar{P}_{\tau y} = -\bar{P}_\tau \sin\alpha_2 = \frac{Q}{K(1-q)} \operatorname{tg}\alpha_2. \quad (2.39)$$

В результате проекции на оси x и y , общей силы, действующей на ВР, примут следующий вид:

$$\bar{P}_x = \bar{P}_{\tau x} + \bar{P}_{nx} = \frac{Q}{(1-q)} \left(-\frac{1}{K} + \operatorname{tg}\alpha_2\right), \quad (2.40)$$

$$\bar{P}_y = \bar{P}_{ny} - \bar{P}_{\tau y} = -\frac{Q}{(1-q)} \left(1 + \frac{\operatorname{tg}\alpha_2}{K}\right). \quad (2.41)$$

Формулы (2.34), (2.40) и (2.41) позволяют рассчитать полную силу и направление воздействия потока на ВР.

2.2 Расчётное исследование обтекания ротора

2.2.1 Распределение скорости на окружности ротора в ВР

Рассматривается плоская задача об обтекании аэродинамической решётки, состоящей из периодически повторяющихся конгруэнтных круговых

вращающихся профилей, установившимся потенциальным потоком несжимаемой идеальной жидкости. Для оценки влияния угла атаки потока и шага роторов на характер обтекания ВР, воспользуемся материалами, изложенными в [37 – 41], и позволяющими сделать расчёт распределения скоростей по окружности кругового профиля.

Общее решение рассматриваемой задачи получается путём линейной комбинации трёх частных решений (рис. 2.3): чисто циркуляционного ($v_2 = 0; u_2 = 0; \Gamma \neq 0;$), поперечного ($v_2 \neq 0; u_2 = 0; \Gamma = 0$), и продольного ($v_2 = 0; u_2 \neq 0; \Gamma = 0$) обтекания.

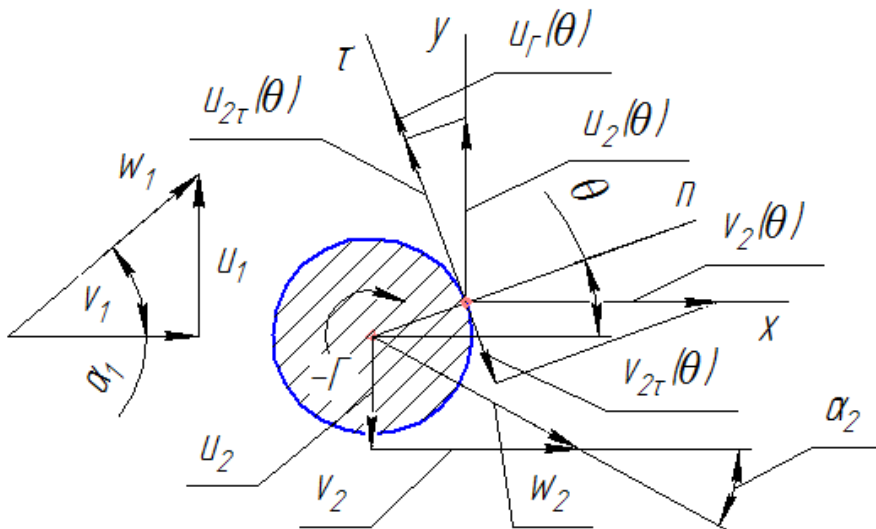


Рис. 2.3

Здесь $v_2; u_2$ проекции абсолютной скорости w_2 в среднем сечении ВР на оси x и y (рис. 2.1), $\Gamma = 2\pi r_0 u_{\Gamma} = \pi q t u_{\Gamma} = \pi q t \bar{u}_{\Gamma}$ [m^2/c] – циркуляция скорости вокруг кругового профиля, отнесённая к его длине (1.20), а u_{Γ} – средняя величина окружной составляющей скорости обтекания ротора.

При циркуляционном обтекании разложение в ряд Фурье местного значения относительной окружной составляющей скорости на обтекаемом круге $\bar{u}_{\Gamma}(\theta)$ принимает вид [38]

$$\bar{u}_{\Gamma}(\theta) = \frac{u_{\Gamma}(\theta)}{(\Gamma/t)} = \frac{1}{\pi q} (a_0 - 2a_2 \cos 2\theta + 2a_4 \cos 4\theta - \dots). \quad (2.42)$$

Здесь, как и ранее $q = d_0/t = 1/\bar{t}$.

Коэффициенты a_{2n} ($n=0,1,2\dots$) могут быть представлены рядами, расположенными по степеням q (q – “густота” решётки).

$$\begin{aligned}
 a_0 &= 1 \\
 a_2 &= -0.8225q^2 + 0.3338q^6 - \dots \\
 a_4 &= -0.1353q^4 + 0.2615q^8 - \dots \\
 &\dots\dots\dots
 \end{aligned}$$

Пренебрегая членами, содержащими q в степени более двух, вместо (2.42) получим

$$\bar{u}_\Gamma(\theta) \approx \frac{1}{\pi q} (1 + 1.645q^2 \cos 2\theta). \quad (2.43)$$

Для поперечного обтекания разложение проекции скорости на окружное направление имеет вид

$$\frac{v_{2r}(\theta)}{v_2} = \bar{v}_{2r}(\theta) = -2(a_1 \sin \theta - a_3 \sin 3\theta + a_5 \sin 5\theta - \dots). \quad (2.44)$$

Коэффициенты a_{2n+1} ($n=0, 1, 2, \dots$) выражаются рядами

$$\begin{aligned}
 a_1 &= 1 + 0.8225q^2 + 0.6764q^4 + \dots \\
 a_3 &= 0.4058q^4 + \dots \\
 &\dots\dots\dots
 \end{aligned}$$

Приравнявая нулю члены, содержащие q в степени более двух, получим

$$\bar{v}_{2r}(\theta) \approx -2(1 + 0.8225q^2) \sin \theta \quad (2.45)$$

Знак минус говорит о том, что знаки $v_{2r}(\theta)$ и Γ противоположны (рис. 2.3).

При продольном обтекании (вдоль фронта ВР) будем иметь

$$\frac{u_{2r}(\theta)}{u_2} = \bar{u}_{2r}(\theta) = 2(-a'_1 \cos \theta + a'_3 \cos 3\theta - a'_5 \cos 5\theta + \dots), \quad (2.46)$$

где

$$\begin{aligned}
 a'_1 &= -1 + 0.8225q^2 - 0.6764q^4 + \dots \\
 a'_3 &= 0.4068q^4 - \dots \\
 &\dots\dots\dots
 \end{aligned}$$

Поступая, как и ранее, получим

$$\bar{u}_{2r}(\theta) \approx 2(1 - 0.8225q^2) \cos \theta. \quad (2.47)$$

Распределение суммарной скорости обтекания поверхности цилиндра представится формулой

$$\bar{w}_{2\tau}(\theta)w_2 = \bar{u}_\Gamma(\theta)\Gamma/t + \bar{v}_{2\tau}(\theta)v_2 + \bar{u}_{2\tau}(\theta)u_2. \quad (2.48)$$

Необходимо отметить, что формулы (2.41 – 2.48) в силу сделанных допущений, применимы только для “редких” решёток, у которых $q < 0,5$. Однако использование решёток вращающихся цилиндров, имеющих густоту $q > 0,5$, едва ли представляет практический интерес. В указанном диапазоне q эти допущения приводят к погрешности расчётов, не превышающей 3 – 5 %. В работах [39], [40] составлены таблицы, а в [41] приведены графики распределения скорости по окружности ротора в ВР.

На рис. 2.4 представлена зависимость $\bar{v}_{2\tau}(\theta) = f(\theta, q)$, показывающая, что с ростом угла θ окружная проекция поперечной составляющей общей скорости возрастает от 0 при $\theta=0$ до своего максимального значения при $\theta = \pi/2$. В случае обтекания безграничным потоком одиночного цилиндра ($q=0$) скорость $\bar{v}_{2\tau}(\theta) = -2\sin\theta$ и при $\theta = \pi/2$ $\bar{v}_{2\tau}(\theta) = -2$. Увеличение густоты решётки (в области умеренных её значений) приводит к сравнительно небольшому росту $\bar{v}_{2\tau}(\theta)$.

В отличие от $\bar{v}_{2\tau}(\theta)$, фронтальная составляющая $\bar{u}_{2\tau}(\theta)$ полной скорости изменяется пропорционально $\cos\theta$ ((2.47) и рис. 2.5).

Относительная циркуляционная составляющая скорости обтекания $\bar{u}_\Gamma(\theta)$ совпадает по знаку с \bar{u}_0 ((2.43) и рис. 2.6) и с изменением θ всегда остаётся положительной (при $\bar{u}_0 > 0$), имея период равный π .

При фиксированном значении θ каждая функция монотонно возрастает или убывает с ростом густоты q . При этом в одной и той же четверти при всех θ происходит либо их возрастание, либо убывание. При $q \rightarrow 0$ (изолированный цилиндр) $\bar{u}_\Gamma \rightarrow \infty$, а $u_\Gamma = \bar{u}_\Gamma(\Gamma/t) \rightarrow \Gamma/2\pi r_0$. С возрастанием q разность между $\bar{u}_{\Gamma\max}$ и $\bar{u}_{\Gamma\min}$ увеличивается. Следует отметить, что при этом положение точки, где $\bar{u}_\Gamma = (\bar{u}_\Gamma)_{\text{ср}}$ не изменяется и определяется углом $\theta=45^\circ$.

Выражения для абсолютных значений составляющих скорости обтекания в проекции на окружное направление с использованием (2.43), (2.45), (2.47) запишутся так

$$u_\Gamma(\theta) = \bar{u}_\Gamma(\theta)\Gamma/t = -w_2(1 + 1.645q^2 \cos 2\theta)\bar{u}_\Gamma, \quad (2.49)$$

$$v_{2\tau}(\theta) = \bar{v}_{2\tau}(\theta)v_2 = -2w_2(1 + 0.8225q^2) \cos \alpha_2 \sin \theta, \quad (2.50)$$

$$u_{2\tau}(\theta) = \bar{u}_{2\tau}(\theta)u_2 = 2w_2(1 - 0.8225q^2) \sin \alpha_2 \cos \theta. \quad (2.51)$$

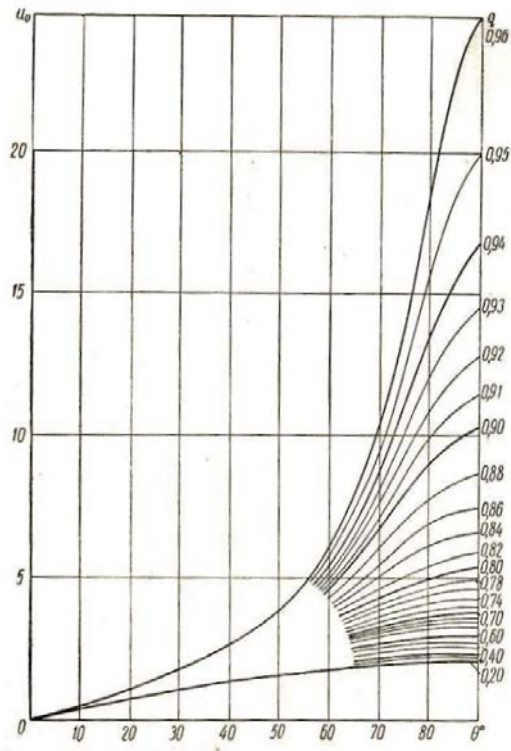


Рис. 2.4

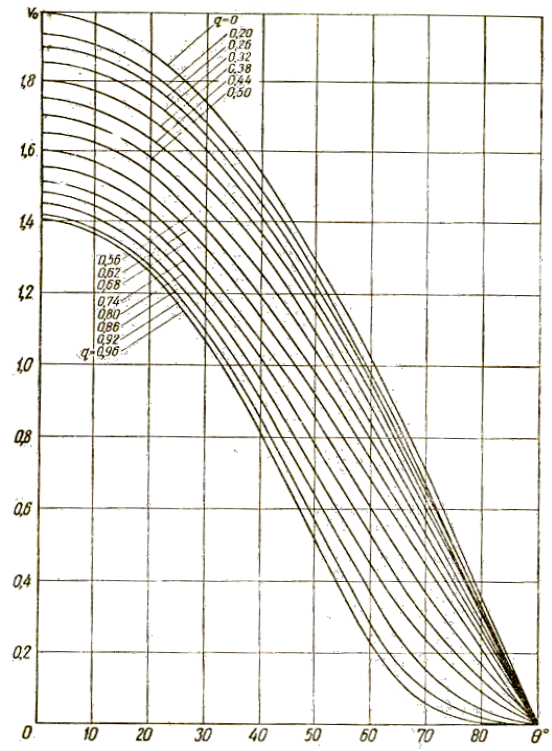


Рис. 2.5

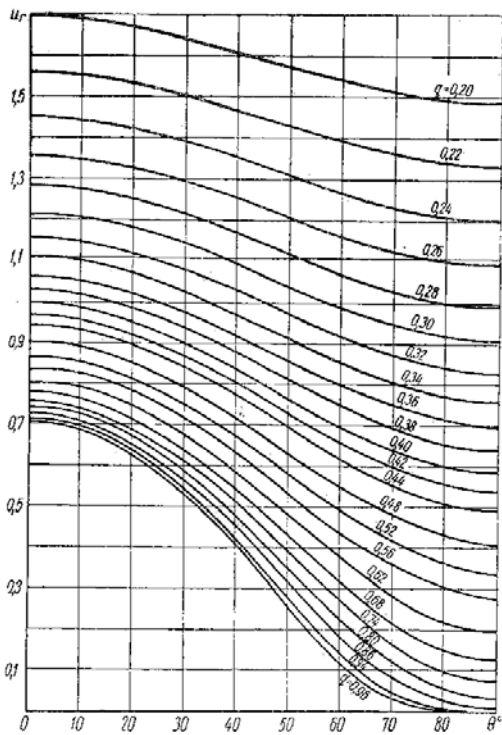


Рис. 2.6

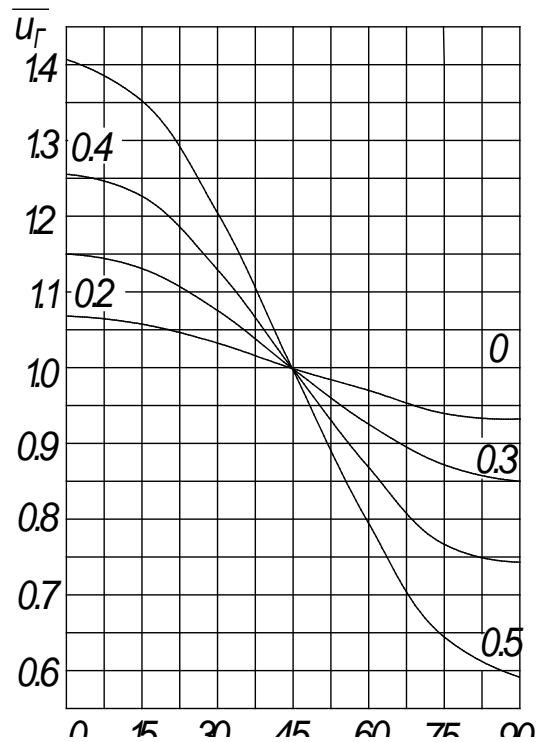


Рис. 2.7

Знак минус в (2.49) объясняется тем, что здесь относительная окружная составляющая скорости \bar{u}_r принята отрицательной.

С учётом последних соотношений выражение (2.48) для распределения скорости обтекания поверхности вращающегося цилиндра в составе ВР примет следующий окончательный вид

$$\begin{aligned} \bar{w}_{2r}(\theta) = w_{2r}(\theta)/w_2 = & -(1 + 1.645q^2 \cos 2\theta)\bar{u}_\Gamma - 2(1 + 0.8225q^2) \cos \alpha_2 \sin \theta + \\ & + 2(1 - 0.8225q^2) \sin \alpha_2 \cos \theta. \end{aligned} \quad (2.52)$$

Отметим, что вместо относительной скорости $\bar{u}_\Gamma(\theta) = u_\Gamma(\theta)/(\Gamma/t)$ удобнее пользоваться относительной скоростью

$$\tilde{u}_\Gamma(\theta) = u_\Gamma(\theta)/u_\Gamma = \bar{u}_\Gamma(\theta) \frac{\Gamma/t}{u_\Gamma} = 1 + 1.645q^2 \cos 2\theta. \quad (2.53)$$

График $\tilde{u}_\Gamma(\theta) = f(\theta, q)$ приведён на рис. 2.7. Рисунок показывает, что увеличение густоты решётки приводит к увеличению \tilde{u} при $\theta < 45^\circ$ и уменьшению её при $\theta > 45^\circ$. При этом в точке $\theta = 45^\circ$ относительная скорость $\tilde{u} = 1$ и не зависит от q (т.е. $(\bar{u}_\Gamma)_{\text{ср}} = u_\Gamma(45^\circ)$). Таким образом с учётом (2.18) можно записать

$$(\bar{u}_\Gamma)_{\text{ср}} = \bar{u}_\Gamma = \frac{u_\Gamma}{w_1} = -\frac{u_0}{k_\Gamma} = -\frac{c_y}{2\pi}. \quad (2.54)$$

На рис. 2.8 приведены результаты расчёта по формуле (2.52) распределения относительной скорости обтекания цилиндра в вихревой решётке в зависимости от среднего угла натекания α_2 .

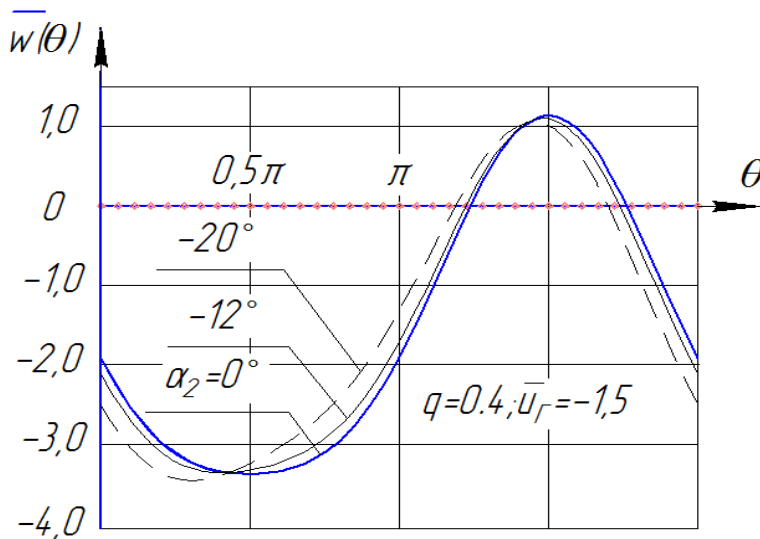


Рис. 2.8

Как видно из графика, максимальное значение относительной скорости в данном случае составляет $-3,5$, находится в первой четверти окружности цилиндра и смещается в область меньших углов по мере увеличения угла α_2 . При этом величина $\bar{w}(\theta)$ остаётся практически постоянной.

На рис. 2.9 приведён график изменения относительной скорости обтекания в зависимости от густоты ВР, который показывает, что скорость при этом заметно меняется лишь в зоне углов $220^\circ < \theta < 320^\circ$. Для сравнения на том же графике показано влияние изменения \bar{u}_Γ . При уменьшении \bar{u}_Γ с $-1,5$ до $-1,0$ при постоянстве q , заметно падает уровень $\bar{w}(\theta)$.

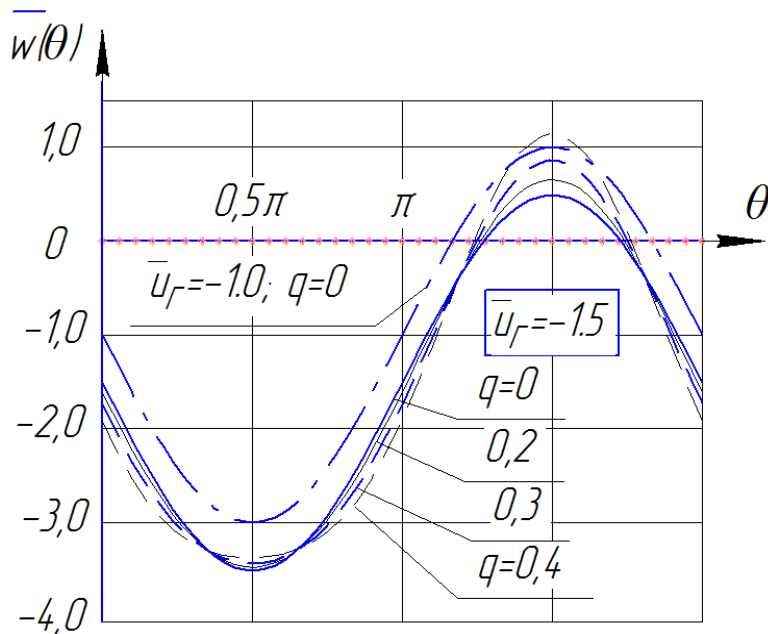


Рис.2.9

Результаты расчётов обтекания одиночного цилиндра, выполненные по формуле (2.52), полностью соответствуют данным, полученным ранее при рассмотрении обтекания одиночного цилиндра. Как отмечалось ранее, скорость течения на его окружности может быть выражена через функцию тока так

$$w(\theta) = \frac{\partial \varphi}{r \partial \theta} = -2w \sin \theta + \frac{\Gamma}{2\pi r_0} = -2w \sin \theta + \frac{2\pi r_0 u_\Gamma}{2\pi r_0} = -2w \sin \theta + u_\Gamma, \quad (2.55)$$

В относительных величинах

$$\bar{w}(\theta) = w(\theta) / w_2 = -2 \sin \theta + \bar{u}_\Gamma. \quad (2.56)$$

В критических точках $\bar{w}(\theta) = 0$, поэтому их положение можно определить

с помощью формулы

$$\sin \theta = \bar{u}_\Gamma / 2. \quad (2.57)$$

В том случае когда $\bar{u}_\Gamma = -2,0$ в соответствии с (3.37) $\sin \theta = -1,0$, откуда следует, что обе критические точки совпадают при $\theta = 270^\circ$.

Очевидно, что при обтекании одиночного цилиндра ($q=0$) экстремумы $\bar{w}(\theta)$ достигаются при $\theta=0,5\pi$ и $\theta=1,5\pi$, когда $\sin\theta = \pm 1,0$. При $\bar{u}_\Gamma = -1,5$ максимум относительной скорости равен $\bar{w}(\theta) = -2 \sin \theta + \bar{u}_\Gamma = -3,5$ и находится в точке, где $\theta = \pi/2$. Этот результат совпадает с полученным при расчётах по общей формуле и приведенном на рис. 2.9. Следует отметить, что здесь и далее расчёт и построение графических зависимостей выполнялись с помощью графопостроительной программы КОМПАС.

2.2.2 Силовое воздействие потока на вихревую решётку.

Запишем уравнение Бернулли для струйки тока, обтекающей круговой профиль в ВР.

$$p_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} = p_\theta + \frac{\rho v^2(\theta)}{2}. \quad (2.58)$$

Здесь p_1 и p_θ соответственно давления в потоке и в точке кругового профиля с угловой координатой θ . Относительное давление для несжимаемой жидкости представится так

$$\bar{p} = (p_\theta - p_1) / \frac{\rho v_1^2}{2} = 1 - \bar{v}^2(\theta). \quad (2.59)$$

Силовое воздействие потока на единичную площадку $dS = \frac{d_0}{2} d\theta$ поверхности цилиндра равно [33]

$$-dP = (p_\theta - p_1) \frac{d_0}{2} d\theta \text{ [Н/м]}, \quad (2.60)$$

или в относительных величинах

$$d\bar{P} = -dP \left(\frac{\rho v_1^2}{2} \frac{d_0}{2} \right)^{-1} = -(1 - \bar{v}^2(\theta)) d\theta. \quad (2.61)$$

В проекциях на оси x и y (2.61) примет вид (рис. 2.10)

$$d\bar{P}_x = -(1 - \bar{v}^2(\theta)) \cos \theta d\theta, \quad (2.62)$$

$$d\bar{P}_y = -(1 - \bar{v}^2(\theta)) \sin \theta d\theta. \quad (2.63)$$

Проекции результирующей силы на оси координат представляются так

$$\bar{X} = -\int_0^{2\pi} (1 - \bar{v}^2(\theta)) \cos \theta d\theta = -\int_0^{2\pi} \bar{p}_x(\theta) d\theta = \int_0^{2\pi} d\bar{X}, \quad (2.64)$$

$$\bar{Y} = -\int_0^{2\pi} (1 - \bar{v}^2(\theta)) \sin \theta d\theta = -\int_0^{2\pi} \bar{p}_y(\theta) d\theta = \int_0^{2\pi} d\bar{Y}. \quad (2.65)$$

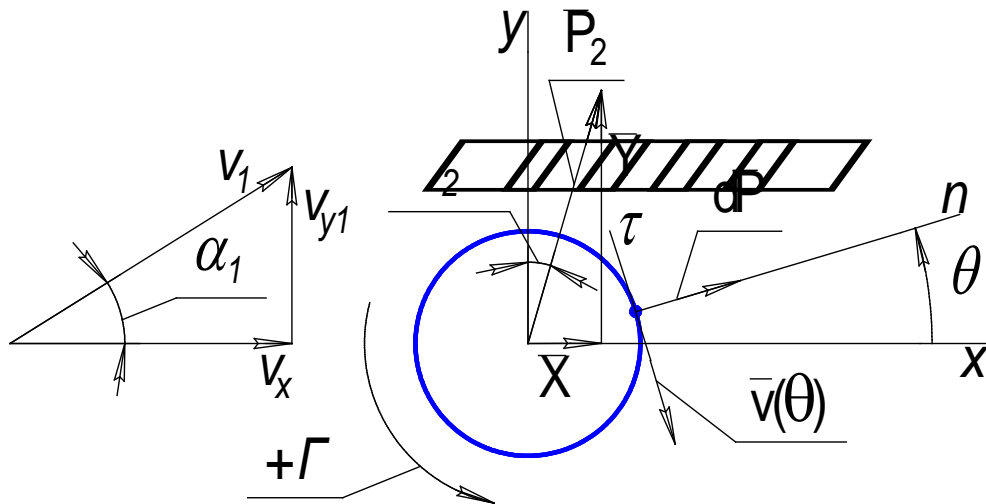


Рис.2.10

На рис. 2.11 и 2.12 представлены зависимости $\bar{p}_y(\theta)$ и $\bar{p}_x(\theta)$ для одиночного цилиндра ($q = 0$) и цилиндра в составе ВР, имеющей густоту $q = 0.4$, для двух значений угла $\alpha_2 = 0$ и $\alpha_2 = -12^\circ$.

Величина подъёмной силы \bar{Y} равна в соответствующем масштабе площади, лежащей под кривой $\bar{p}_y(\theta)$. В данном случае при $q = 0$ и $\alpha_2 = 0$ относительная подъёмная сила $\bar{Y} = 18,92$ (рис. 2.11). Сопоставим полученное значение \bar{Y} с результатом расчёта подъёмной силы одиночного цилиндра по формуле Жуковского, в соответствии с которой

$$Y = -\rho v \Gamma = -\rho v \pi d_0 u_{\Gamma} = -\frac{\rho v^2}{2} \frac{d_0}{2} 4\pi u_{\Gamma}; \quad \bar{Y} = -4\pi u_{\Gamma}. \quad \text{Т.е. при } u_{\Gamma} = -1.5 \quad \bar{Y} = 18,85.$$

Приведённая на рис.2.11 зависимость $\bar{p}_x(\theta)$ симметрична относительно

оси θ . Таким образом суммарная площадь под кривой равна нулю, а следовательно, и $\bar{X} = 0$. Этот результат очевиден, поскольку при обтекании цилиндра идеальной жидкостью его гидравлическое сопротивление равно нулю, а т.к. в данном случае $\alpha_2 = 0$, подъёмная сила $P_2 = Y$ и направлена вертикально вверх.

На рис.2.12 изображены изменения тех же параметров решётки при $\alpha_2 = -12^\circ$, из которых видно, что изменение этого угла, как и следовало ожидать, сказывается прежде всего на величине $\bar{p}_x(\theta)$.

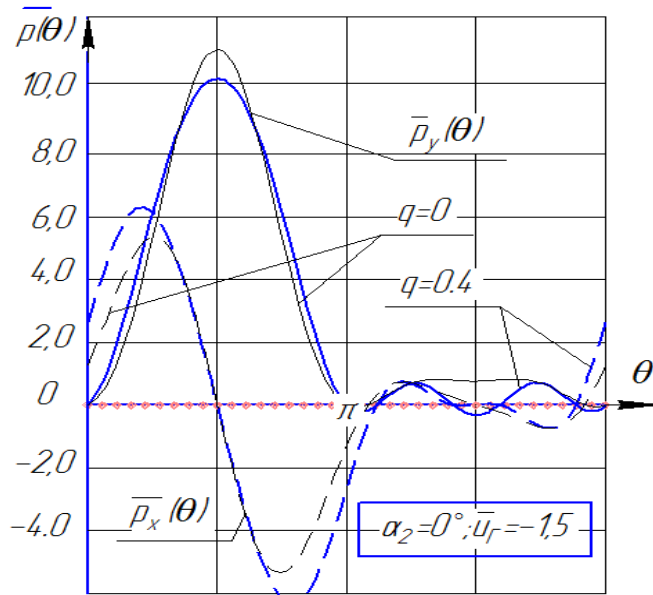


Рис. 2.11

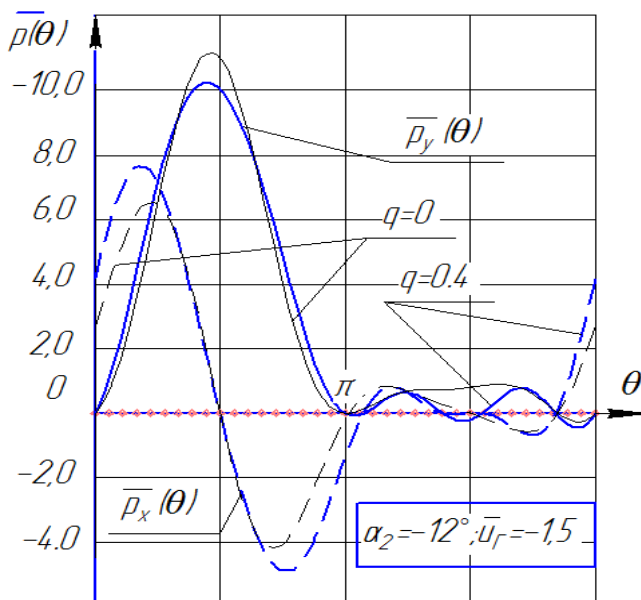


Рис.2.12

Графики показывают, что изменение густоты решётки относительно слабо отражается на величине $\bar{p}_x(\theta)$ и $\bar{p}_y(\theta)$. Вероятно, данное обстоятельство действительно лишь до определённых значений густоты решётки, после чего интерференция роторов будет усиливаться.

Выводы

1. Опираясь на результаты расчётных исследований, проведённых ранее некоторыми учёными, получены формулы для инженерного расчёта распределения скорости обтекания ротора в составе ВР и влияние её густоты на характер течения.

2. Получены расчётные зависимости, позволяющие произвести оценку интерференции роторов в ВР.

3. Сделан вывод формул для расчёта основных кинематических параметров течения воздуха в различных сечениях ВР.

4. Получены выражения для определения силового воздействия потока на аэродинамическую решётку вращающихся круговых профилей.

5. Проведённые расчётные исследования дают возможность произвести оценку пограничных значений режимных параметров для дозвукового течения воздушного потока в ВР.

3. ПОДЪЁМНО ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ САМОЛЁТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ

Рассмотрим возможность использования аэродинамического эффекта Магнуса, в качестве базового принципа для создания самолёта вертикального взлёта и посадки (СВВП).

Основным летательным аппаратом (ЛА) подобного типа в настоящее время является вертолёт. Силовая установка вертолёта вынуждена постоянно работать на режиме, близком по мощности к максимальному, т.к. этот ЛА при взлёте и посадке, а также в горизонтальном полёте «висит на своём винте», подъёмная сила которого уравнивает его массу вместе с грузом. Несущие крылья, на которые опирается в полёте обычный самолёт, на вертолёте мало пригодны. Это объясняется тем, что находясь в зоне обдува потоком воздуха, отбрасываемого вниз горизонтальным несущим винтом большого диаметра, крылья будут создавать отрицательное тяговое усилие, тянуть вертолёт вниз и, тем самым, парировать подъёмную силу винта. Отсутствие несущих крыльев обуславливает большой расход топлива силовой установкой вертолёта и, как следствие, относительно небольшую дальность его полёта.

Громоздкий несущий винт вертолёта (до 30м и более в диаметре), а вместе с ним и всю его подъёмно-транспортную систему: двигатели, редуктор, хвостовой винт вместе с трансмиссией и т.д. предлагается заменить другим типом движителя – вихревой подъёмно-транспортной системой (ПТС). Главным узлом ПТС, создающим подъёмную силу и тягу для летательного аппарата является вихревая решётка, основные положения работы которой были изложены выше.

3.1 Описание и принцип работы ПТС

Как уже было сказано ранее, принцип действия предлагаемой подъёмно транспортной системы самолёта вертикального взлёта и посадки базируется на использовании аэродинамического эффекта Магнуса [2].

На рис. 3.1 изображена схема такого устройства [43 – 45, 50]. Воздух, подаваемый на режимах взлёта, висения и посадки винтомоторной группой (6), поступает в основной элемент ПТС – вихревой движитель (ВД) где отклоняется от горизонтального направления на необходимый угол его поворотным направляющим аппаратом (5) (НА), с помощью механизма (7). Далее он поступает под определённым углом атаки в вихревую аэродинамическую решётку (ВР) (2), состоящую из цилиндров (4), приводимых во вращение электродвигателями или, как показано на рисунке, турбинами (3). Газ на турбины поступает от газогенератора (1). Система, состоящая из элементов (1), (2), (3), (4) образует турбовальный газотурбинный двигатель, у которого имеется газогенератор и ступени турбины, приводящие во вращение группу роторов. Приводные турби-

ны расположены параллельно, а не последовательно, как обычно. Воздух, обтекая

вращающиеся цилиндры создаёт на них подъёмную силу, почти на порядок превосходящую по величине ту, которая возникает при обтекании обычных аэродинамических решёток турбомашин. Вектор силы направлен перпендикулярно среднему направлению потока в ВР и повернут в сторону, противоположную вращения цилиндров.

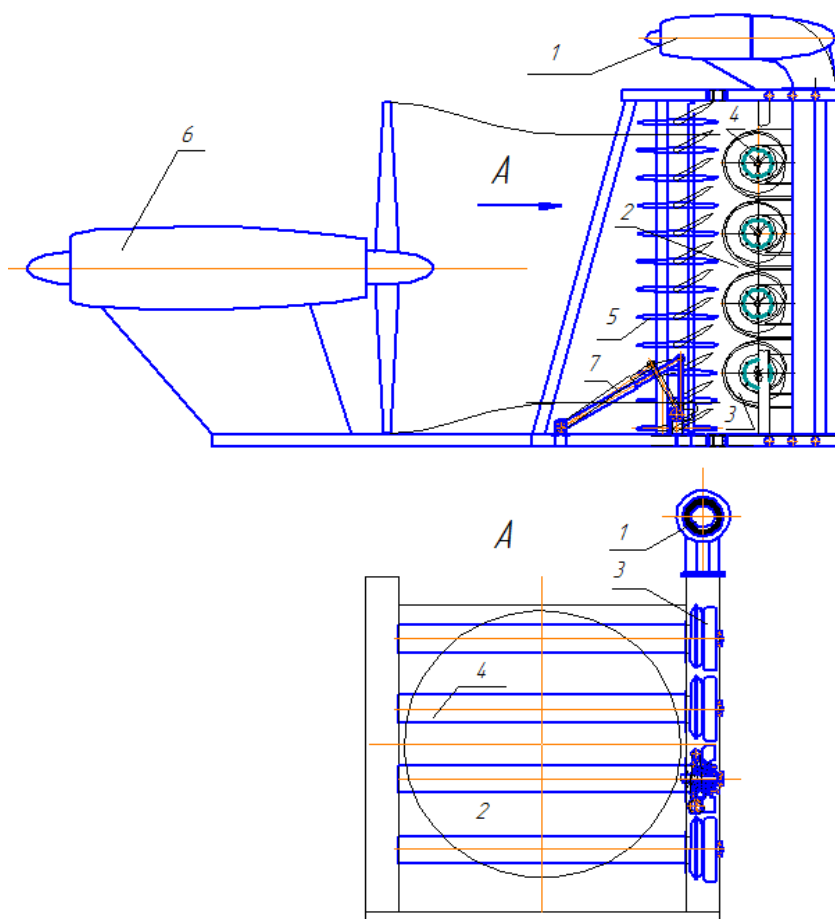


Рис.3.1

Изменяя при помощи НА угол атаки, можно создавать тянущее и тормозящее усилия. Летательный аппарат, на котором установлена ПТС, снабжён крыльями, создающими дополнительную подъёмную силу в полёте. После набора высоты и перехода в режим крейсерского полёта, набегающий на ВД поток воздуха обеспечивает возникновение на нём необходимых для полёта летательного аппарата тяги и подъёмной силы. Вследствие этого отпадает потребность в работе винтомоторной группы (6) и она может быть отключена. Поскольку для вращения цилиндров нужна относительно небольшая мощность, то расход топлива, обеспечивающего в полёте работу только приводного газогенератора, сокращается в несколько раз. Это, как будет показано ниже, обуславливает высокую экономичность ПТС и большую дальность полёта ЛА.

Формулы для расчёта силового воздействия ВР на ПТС были получены ранее в разделах 1 и 2.

3.2 Направляющий аппарат ВР

Определим теперь силы, действующие на ПТС со стороны ещё одного её элемента – направляющего аппарата (НА). Его схема представлена на рис. 3.2.

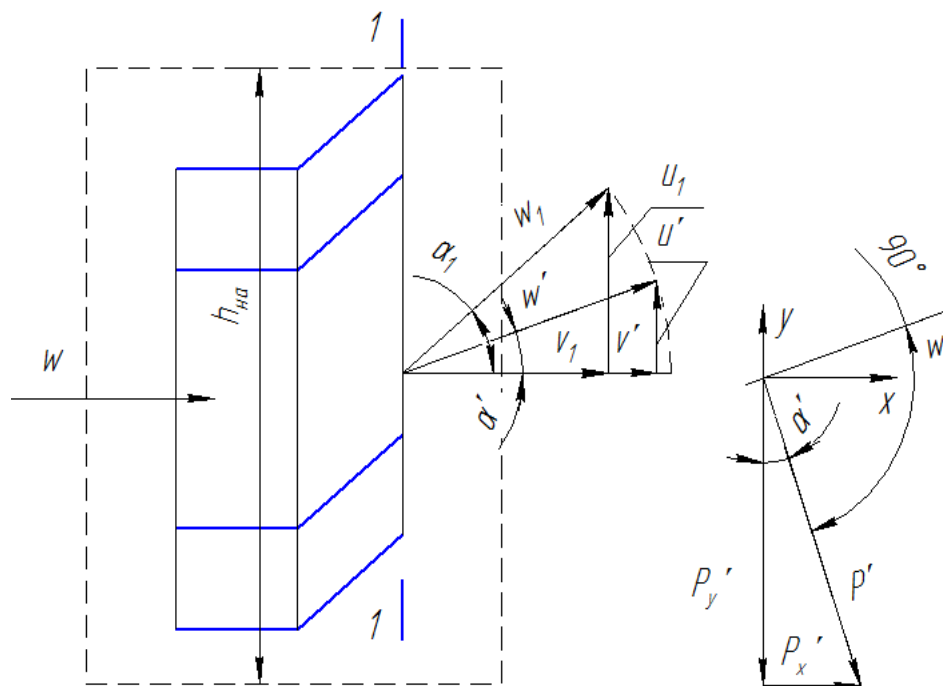


Рис.3.2

Полная сила для данной решётки профилей, как и ранее, запишется так

$$P' = -\rho w \Gamma' [H], \quad (3.1)$$

где Γ' циркуляция скорости по выбранному контуру вокруг НА,

$$\Gamma' = h_{\text{НА}} l (u_{\text{ВЫХ}} - u_{\text{ВХ}}) [M^3/c]. \quad (3.2)$$

Здесь l – ширина НА и, ввиду периодичности течения, принято, что циркуляционные составляющие скорости внутри рассматриваемого контура равны нулю [37]. На входе в НА поток имеет горизонтальное направление ($u_{\text{вх}}=0$), поэтому циркуляция запишется так

$$\Gamma'_{\Sigma} = u_1 h_{\text{НА}} l = w_1 F t g \alpha_1 \quad (3.3)$$

Уравнение Бернулли для НА, имеет вид

$$\frac{w_1^2}{2} + \frac{p}{\rho} = \frac{w^2}{2} + \frac{p}{\rho}.$$

Т.е., поскольку давления на входе и выходе одинаковы, можно записать, что $w = w' = w_1$. Штрихом обозначены параметры, относящиеся к среднему сечению в решётке НА. Для составляющей скорости u можно приближённо принять [37], что $u' = \frac{u_{\text{вх}} + u_{\text{вых}}}{2}$, тогда

$$u' = \frac{u_1}{2} = \frac{w_1}{2} \sin \alpha_1, \quad (3.4)$$

$$\sin \alpha' = \frac{u'}{w} = \frac{\sin \alpha_1}{2} \quad (3.5)$$

Проекция силы P' на оси x и y примут вид

$$P_x' = \rho u' \Gamma'_{\Sigma} [H]. \quad (3.6)$$

$$P_x' = \frac{\rho w_1^2}{2} F \sin^2 \alpha_1 / \cos \alpha_1 \quad (3.7)$$

$$P_y' = -\rho v' \Gamma'_{\Sigma} = -\rho w^2 F \operatorname{tg} \alpha_1 \cos \alpha' = -\rho w^2 F \operatorname{tg} \alpha_1 \sqrt{1 - \left(\frac{\sin \alpha_1}{2}\right)^2}, \quad (3.8)$$

или в безразмерной форме

$$\bar{P}_x' = \frac{P_x'}{R} = \frac{\sin^2 \alpha_1}{2 \cos \alpha_1} \quad (3.9)$$

$$\bar{P}_y' = \frac{P_y'}{R} = -\operatorname{tg} \alpha_1 \sqrt{1 - \left(\frac{\sin \alpha_1}{2}\right)^2}. \quad (3.10)$$

Здесь параметром отнесения является тяга, создаваемая набегающим потоком $R = wG = \rho w^2 F [H]$ (2.27).

В приведённом виде $\bar{R}_x = -1$. Следует отметить, что потери тяги за счёт сопротивления ВР учтены в (2.38) и (2.39).

В результате для ПТС в целом на режимах вертикального взлёта, посадки и висения сумму проекций всех сил можно записать так

$$\bar{P}_{x\Sigma} = \bar{P}_x + \bar{P}'_x - 1, \quad (3.11)$$

$$\bar{P}_{y\Sigma} = \bar{P}_y + \bar{P}'_y. \quad (3.12)$$

Здесь \bar{P}_x и \bar{P}_y – сила сопротивления и подъёмная сила ВР ((2.40) и (2.41)).
Таким образом

$$\bar{P}_{x\Sigma} = \frac{Q}{(1-q)} \left(-\frac{1}{K} + tg\alpha_2 \right) + \frac{\sin^2 \alpha_1}{2\cos \alpha_1} - 1 \quad (3.13)$$

$$\bar{P}_{y\Sigma} = -\frac{Q}{(1-q)} \left(1 + \frac{tg\alpha_2}{K} \right) - tg\alpha_1 \sqrt{1 - \left(\frac{\sin \alpha_1}{2} \right)^2}. \quad (3.14)$$

В качестве примера на рис. 3.3 представлены результаты расчёта по этим формулам характеристик ПТС на взлётном режиме.

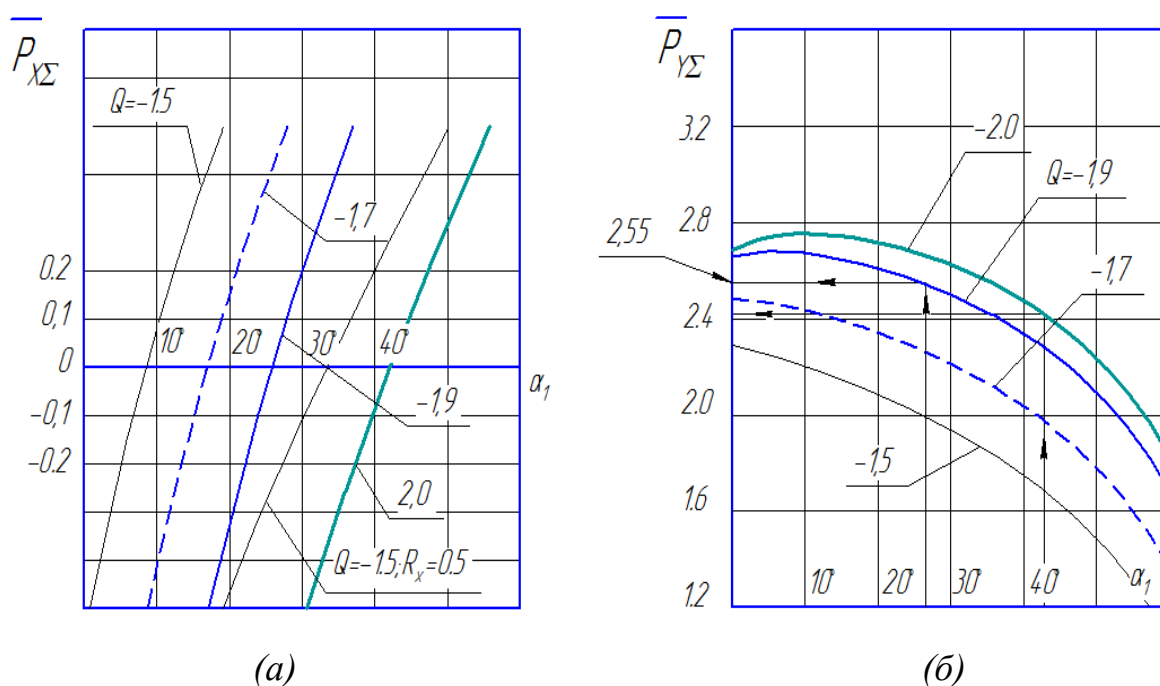


Рис.3.3

На характеристиках изображены изменения тяги (рис. 3.3а) и подъёмной силы (рис. 3.3б) в зависимости от изменения угла установки направляющего аппарата двигателя α_1 при различных значениях удельной циркуляции Q . Последняя имеет знак минус, поскольку входящая в её состав циркуляционная составляющая скорости \bar{u}_r , направлена по часовой стрелке. В этом случае циркуляция скорости Γ отрицательна. В расчётах принято, что ВР имеет плотность $q=0,4$.

При выводе расчётных формул принималось, что положительное направление оси x совпадает с направлением течения. В связи с этим тяговые усилия, которые имеют противоположное направление, в этих формулах имеют знак минус, что противоречит обычному смыслу слова тяга, которая направлена в сторону движения. Для облегчения понимания происходящих в ПТС процессов

на рис. 3.3а положительные значения тяги $\bar{P}_{x\Sigma}$ совпадают с направлением движения летательного аппарата.

Как показывает график, с ростом угла установки НА тяга резко увеличивается. Взлётному режиму соответствует такое значение угла α_1 при котором $\bar{P}_{x\Sigma} = 0$ и вектор равнодействующей подъёмной силы $\bar{P}_{y\Sigma}$ направлен вертикально вверх. Её значение на этом режиме определяется для каждого Q , как показано стрелками на рис. 3.3б. Так при $Q = -1.9$ вертикальный взлёт осуществляется при $\alpha_1 = 27^\circ$, а значение подъёмной силы при этом в два с половиной раза превышает тягу, создаваемую винтомоторной группой.

Перейдём к крейсерскому режиму работы ПТС в полёте. Как уже говорилось ранее, будем считать, что в горизонтальном полёте винтомоторная группа отключена. Встречный поток воздуха, обтекая вращающиеся рабочие цилиндры ВР, создаёт подъёмную силу, вектор которой может быть отклонён от вертикали на некоторый угол в сторону движения самолёта путём разворота встречного потока направляющим аппаратом движителя. Характерно то, что на этом режиме ПТС обтекается неограниченным потоком атмосферного воздуха, отклонить который от горизонтального направления ВР не в состоянии. В результате исходными условиями для расчёта на крейсерском режиме являются отсутствие тяги винтомоторной группы и отклонения потока на выходе из ВР.

$$R = 0; \alpha_3 = 0; u_3 = 0. \quad (3.15)$$

При расчёте характеристик крейсерского режима надо принимать во внимание, что проходные площади движителя уже выбраны и соответствуют взлётному режиму его работы. Поскольку в отличие от взлётно режима, как уже было сказано выше, движитель обтекается встречным неограниченным потоком воздуха, то его расход через сечение 1 – 1 превосходит пропускные возможности проходного сечения ВР F_2 . Однако при этом дросселирования не происходит т.к. НА и ВР отстоят друг от друга на некотором расстоянии и между ними имеется боковой зазор, через который происходит перепуск в атмосферу излишнего воздуха в обход ВР.

Имея в виду, что $u_2 = \frac{u_1 + u_3}{2}$, условия (3.15) позволяют записать

$$\frac{u_2}{w} = \frac{u_1}{2w} = \sin\alpha_2 = \frac{\sin\alpha_1}{2}, \quad (3.16)$$

$$\cos\alpha_2 = \sqrt{1 - 0.25\sin^2\alpha_1}. \quad (3.17)$$

В итоге формулы (2.40) и (2.41) для крейсерского режима переписываются так

$$\bar{P}_x = \frac{Q}{(1-q)} \left(-\frac{1}{K} + tg\alpha_2 \right) = \frac{Q}{(1-q)} \left(-\frac{1}{K} + \frac{\sin\alpha_1}{2\sqrt{1-0.25\sin\alpha_1^2}} \right), \quad (3.18)$$

$$\bar{P}_y = -\frac{Q}{(1-q)} \left(1 + \frac{tg\alpha_2}{K} \right) = -\frac{Q}{(1-q)} \left(1 + \frac{\sin\alpha_1}{2K\sqrt{1-0.25\sin\alpha_1^2}} \right), \quad (3.19)$$

а формулы (3.9) и (3.10) сохраняют свой прежний вид. Здесь в качестве параметра отнесения, как и прежде, но теперь уже условно, принимается тяга винта в виде (2.27).

На рис. 3.4 представлены результаты расчёта характеристик ПТС на крейсерском режиме. График, приведённый на рис. 3.4а, показывает, что двигатель может создавать в полёте тягу, величина которой составляет около 20% от условной тяги винта, что, как свидетельствуют расчёты, достаточно для совершения полёта.

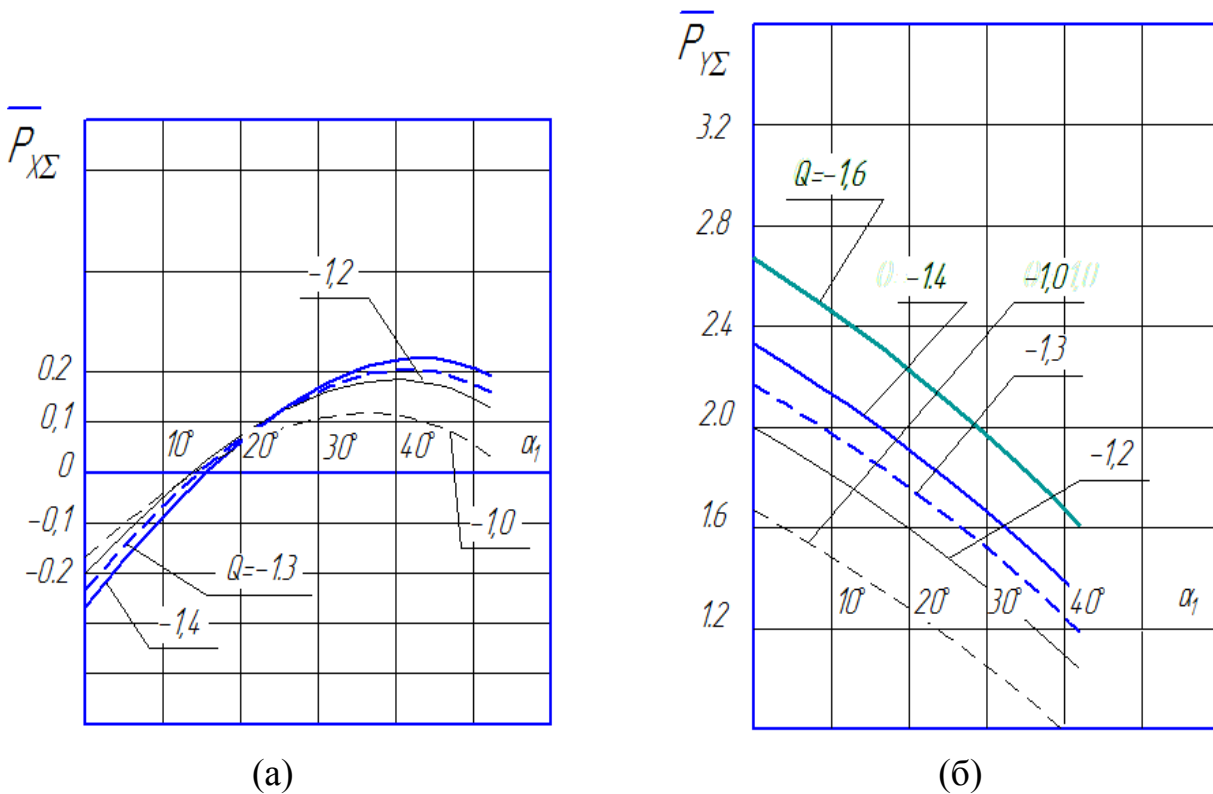


Рис. 3.4

Максимальных значений тяга достигает при $\alpha_1 = 30 - 40^\circ$. При этих значениях α_1 подъёмная сила ПТС $\bar{P}_{y\Sigma} = 1,4 - 2,0$, что значительно меньше, чем на взлётном режиме и требует применения на летательном аппарате крыльев. Однако, их потребная площадь меньше, чем у самолётов обычной схемы.

3.3 Воздушный винт

Необходимым элементом в составе ПТС является винтомоторная группа, воздушный винт которой оказывает на систему силовое воздействие, создавая поток воздуха, обтекающий на взлётном режиме направляющий аппарат и вихревую решётку. Используя известные материалы [58], рассмотрим суть происходящих при этом процессов. На рис. 3.5 представлены схема течения воздуха через винт, а также изменение скорости и давления потока в различных его сечениях.

Уравнение количества движения между сечениями 1–1 и 3–3 запишется так

$$R = G_b(v_3 - v_1) = \rho v_2 F_2 v_1 \left(\frac{v_3}{v_1} - 1 \right) [H], \quad (3.20)$$

где G_b [кг/с] – секундный расход воздуха через винт.

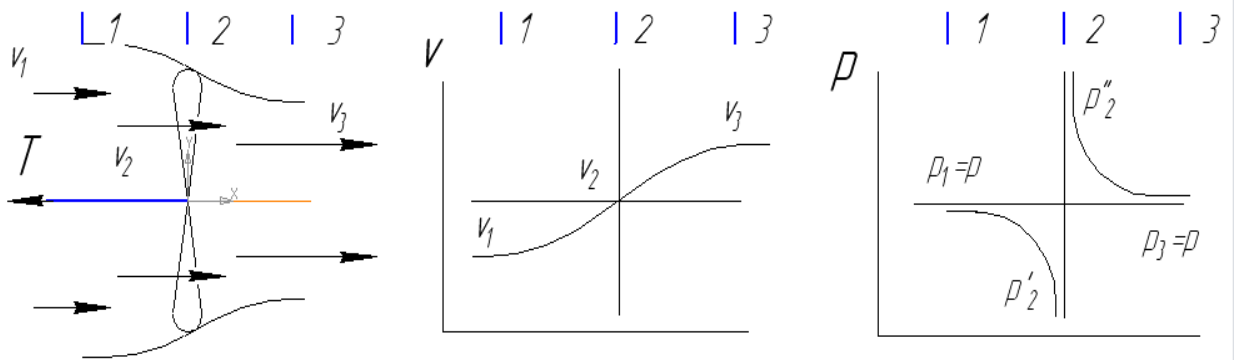


Рис. 3.5

С другой стороны тяга винта может быть представлена формулой (рис. 3.5)

$$R = F_2(p_2'' - p_2'). \quad (3.21)$$

Здесь p_2'' и p_2' давления в плоскости винта с одной и другой его стороны.

Запишем уравнения Бернулли для течения перед и за винтом.

$$p_2' + \frac{\rho v_2^2}{2} = p + \frac{\rho v_1^2}{2}, \quad (3.22)$$

$$p_2'' + \frac{\rho v_2^2}{2} = p + \frac{\rho v_3^2}{2}. \quad (3.23)$$

Вычитая из (3.23) выражение (3.22), получим

$$p_2'' - p_2' = \frac{\rho v_1^2}{2} \left(\frac{v_3^2}{v_1^2} - 1 \right). \quad (3.24)$$

Подставляя (3.24) в (3.21), будем иметь

$$R = \frac{\rho v_1^2}{2} F_2 \left(\frac{v_3^2}{v_1^2} - 1 \right). \quad (3.25)$$

Сопоставляя (3.20) и (3.25), можно записать $\frac{v_2 v_3}{v_1^2} - \frac{v_1 v_2}{v_1^2} = \frac{1}{2} \frac{v_3^2 - v_1^2}{v_1^2}$. Откуда

следует, что $v_2(v_3 - v_1) = \frac{1}{2}(v_3 - v_1)(v_3 + v_1)$. Или

$$v_2 = \frac{1}{2}(v_1 + v_3). \quad (3.26)$$

Последняя формула показывает, что, на взлётном режиме (при $v_1 = 0$) скорость за винтом $v_3 = 2v_2$, или в два раза больше, чем в его плоскости.

Выражение для потребляемой мощности с учётом (3.25) и (3.26) запишется так

$$N = R v_2 = \frac{\rho v_1^3}{2} F_2 \left(\frac{v_3^2}{v_1^2} - 1 \right) \left(\frac{v_3}{v_1} + 1 \right) \frac{1}{2} = \frac{\pi D_b^2}{16} (v_3^2 - v_1^2)(v_3 + v_1) [Bm]. \quad (3.27)$$

На взлётном режиме ($v_1 = 0$) формула (3.27) примет вид

$$N = \frac{\pi D_b^2}{16} v_3^3. \quad (3.28)$$

3.4 Расчёт подъёмно-транспортной системы летательного аппарата вертикального взлёта и посадки

В данном примере в некоторых случаях опущены причины выбора того или иного значения расчётных параметров, которые определялись путём предварительного просчёта и анализа полученных результатов. Основной задачей примера является продемонстрировать возможности применения ПТС на летательном аппарате вертикального взлёта и посадки. Следует отметить также, что параметры устройства выбирались не предельными, а как правило, средними в известном диапазоне их изменения.

Для винтомоторной группы был выбран двигатель Д136 запорожского моторного завода (мощность двигателя на взлётном режиме $N_{\text{вз}} = 8500 [кВт]$, удельный расход топлива $c_e = 0.263 [кг/кВт ч]$) и винт ступинского авиапредприятия АВ-92 (диаметр винта $D_b = 6,2 [м]$). Число ВПТС примем равным четырём ($n=4$).

Расчёт выполнен в следующей последовательности:

1) Скорость потока воздуха за винтом на взлётном режиме определяется по известной формуле для мощности винта (3.28) [42]

$$N_b = \frac{\rho K_F D_b^2 V_b^3}{2\eta_b K_b} [Bm] .$$

Здесь $K_F = 0.4$ – коэффициент живого сечения винта; V_b – скорость воздуха за винтом; $\eta_b = 0.75$ – КПД винта; $K_b = 0.85$ – коэффициент вторичных потерь. Расчёт по этой формуле даёт на взлётном режиме $V_b = 83 [м/с]$. Учитывая потери скорости в НА $\varphi = 0.96$, получим скорость потока на входе в вихревую решётку (ВР) $v_I = 80 [м/с]$.

Примем, что густота ВР $q = 0.4$, а $Q = -1.9$ ($\bar{u}_r = -1.5$).

Выше было показано (рис. 3.3б), что на режиме висения, вертикального взлёта и посадки ($\bar{P}_{x\Sigma} = 0$) при этих значениях параметров относительная подъёмная сила составляет $\bar{P}_{y\Sigma} = 2.55$ при значении угла установки НА $\alpha_1 = 27^\circ$. Тогда из формулы (1.24) следует, что $c_y = 9.5$. Значения $\bar{u}_0 = 3.2$ и $c_x = 1.6$ определяются из графиков, представленных на рис. 1.19 и 1.20. Таким образом $u_0 = \bar{u}_0 w = 3.2 \times 80 = 256 [м/с]$.

Расчёт распределения скорости по окружности рабочего цилиндра, проведённый по методу Кочина Н.Е [38], при выбранных значениях Q , q , w и α_1 (рис. 2.6), показывает, что максимальное значение местной скорости обтекания $\bar{w}_2(\theta) = 3.5$ и не превышает $280 [м/с]$ ($M = 0.87$).

Некоторые геометрические соотношения, необходимые для расчёта ПТС.

2) Угол входа в ВР

$$\cos\alpha_2 = (1 - (\sin\alpha_1 - Q'/2)^2)^{0.5} = 0.966 \quad (\alpha_2 = 15^\circ).$$

3) Проходная площадь на входе и выходе из НА

$$F = K_F D_b^2 = 0.4 \cdot 6.2^2 = 15.4 [м^2] .$$

$$F_1 = \frac{F}{\cos\alpha_1} = 17.3 [м^2] .$$

4) Общая площадь вихревой решётки (2.24)

$$F_{2\Sigma} = \frac{F}{(1-q)\cos\alpha_2} = \frac{15.4}{(1-0.4)0.966} = 26.6 [м^2].$$

5) Задаваясь $z=4$, при $h_{2\Sigma} = l$ (здесь $h_{2\Sigma}$ – фронт ВР) получим

$$h_{2\Sigma} = l = \sqrt{F_{2\Sigma}} = 5.15 [m]; d_0 = \frac{hq}{z} = 0.515 [m]; \bar{l} = \frac{z}{q} = 10.$$

6) Подъёмная сила ПТС на взлётном режиме

$$P_{y\Sigma} = \bar{P}_{y\Sigma} \rho w^2 F = 2,55 \cdot 1.25 \cdot 80^2 \cdot 15.4 = 314160 [H] \quad (32,1[m]).$$

7) Взлётная масса летательного аппарата

$$G_0 = P_{y\Sigma} \cdot \frac{n}{\mu} = 32,1 \cdot \frac{4}{1.1} = 117 [m].$$

Здесь $n=4$ – число ПТС, а $\mu=1,1$ - коэффициент запаса мощности на взлёте.

8) Затраты мощности в одной ПТС на привод цилиндров на взлётном режиме [34] составят (1.33)

$$N_f = \frac{c_f \frac{\rho u_0^3}{2} \pi d_0^2 \bar{l} n}{\eta_0} = 0.004 \frac{1.25 \cdot 256^3 \cdot \pi \cdot 0,513^2 \cdot 10 \cdot 4}{2 \cdot 0.8} = 1734 [кВт].$$

Здесь $\eta_0 = 0,8$ КПД турбопривода.

9) В качестве приводного принят двигатель типа АИ-24ВТ мощностью $2075 [кВт]$. При среднем удельном расходе топлива $c_{y0} = 0,36 [кг/кВт ч]$ часовой расход топлива на привод ВР на взлётном режиме будет равен

$$G_{тп} = 0,36 \times 1734 = 624 [кг/ч].$$

10) Часовой расход топлива основного двигателя на взлётном режиме

$$G_{т} = 0,263 \times 8500 = 2236 [кг/ч]$$

11) Общий часовой расход топлива одной ПТС на взлётном режиме составит

$$G_{тп} + G_{т} = 2860 [кг/ч].$$

Перейдём к расчёту крейсерского режима полёта. Как уже было сказано, на крейсерском режиме основной двигатель отключён, а подъёмная сила и тяга ПТС создаются за счёт обтекания вращающихся цилиндров ВР встречным потоком воздуха.

12) Примем, что на крейсерском режиме полёта ($H=2 [км], \rho = 1,03 [кг/м^3]$) скорость полёта $V=300 [км/ч]$. В этом случае

$$v_1 = \frac{\varphi V}{3.6} = \frac{0.96 \cdot 300}{3.6} = 80 \text{ [м/с]},$$

где φ – коэффициент потерь скорости в НА).

13) Потребные абсолютная и относительная тяги ПТС

$$R = c_x \frac{\rho V^2}{2n} F_F = 16276 \text{ [Н]} \quad (1661 \text{ [кг]})$$

$$\bar{P}_{x\Sigma} = \frac{R}{\rho w^2 F} = \frac{16276}{123200} = 0.132 \quad ,$$

где $F_F = 150 \text{ [м}^2\text{]}$ – лобовая площадь ЛА, а $c_x = 0.1$ - коэффициент его лобового сопротивления. Такая тяга, как показывает рис. 3.4а, может быть обеспечена в широком диапазоне частот вращения цилиндров ВР, однако при меньшей частоте вращения обеспечивается большая дальность полёта, но меньшая несущая сила, что потребует более развитой поверхности крыльев, и наоборот.

14) Выберем $Q = -1.26$. Тогда ((2.4), (1.24), рис. 1.19; 3.4а) получим $\bar{u}_\Gamma = -1,0$; $\bar{u}_0 = 2.4$; $\alpha_1 = 27^\circ$. Окружная скорость вращения цилиндра при этом

$$u_0 = \bar{u}_0 \cdot w = 2.4 \cdot 80 = 192 \text{ [м/с]} \quad .$$

15) Потребная мощность привода роторов (1.33)

$$N_f = 603 \text{ [кВт]} \quad .$$

16) Часовой расход топлива на одну ПТС составит

$$G_{\text{т.ч}} = c_{\text{уд}} \cdot N_f = 0.4 \cdot 603 = 241 \text{ [кг/ч]}.$$

Здесь принято, что удельный расход топлива приводного двигателя на этом режиме $c_{\text{уд}} = 0,4 \text{ [кг/кВт ч]}$.

17) Общий часовой расход топлива в крейсерском полёте будет

$$G_{\text{т.ч}} = 964 \text{ [кг/ч]} \quad .$$

18) Примем, что общий запас топлива на летательном аппарате равен 20% от его взлётной массы, т.е.

$$G_{m\Sigma} = G_0 \times 0.2 = 117 \times 0.2 = 23,4 \text{ [т]}.$$

19) Полагая, что на взлёты и посадки, а также на аварийный запас

необходимо иметь 15-20 % от общего количества горючего, можно считать, что на крейсерский полёт будет приходиться около 20 т, т.е. его хватит на 20 часов полёта или на 6000 [км].

Определим требуемую несущую поверхность ЛА.

20) Поскольку на выбранном режиме полёта относительная несущая сила составляет $\bar{P}_{y\Sigma} = 1,7$ (рис. 3.4б), то её абсолютная величина для одной ПТС будет равна

$$P_{y\Sigma} = \rho w^2 F \bar{P}_{y\Sigma} = 101517 \cdot 1,7 = 172580 [H] (17,6 [m])$$

21) Общий дефицит подъёмной силы составит

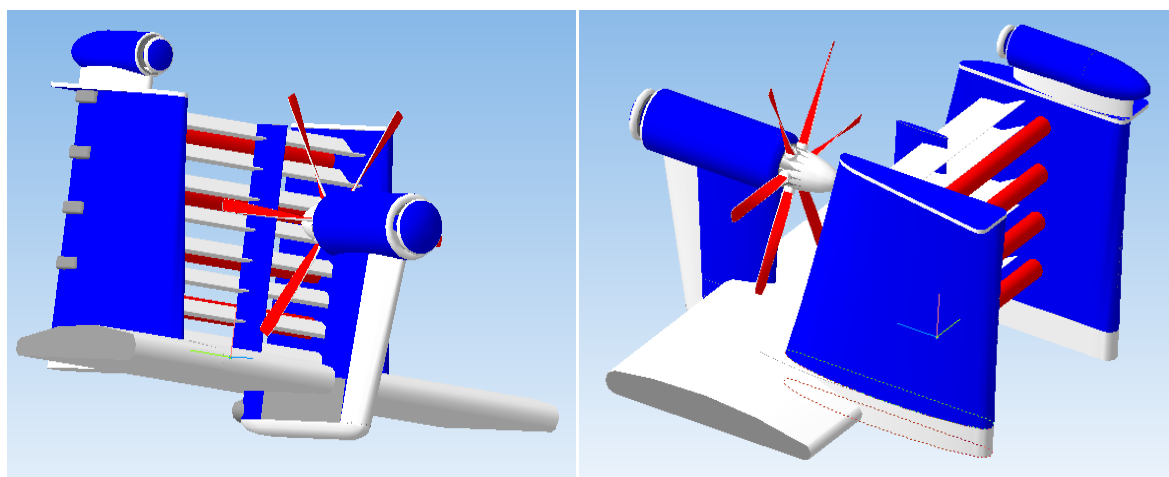
$$\Delta P_y = G_0 - 4 \cdot P_{y\Sigma} = 76,3 [m]$$

22) Площадь несущей поверхности ЛА определится формулой

$$S = \Delta P_y \cdot 9,8 \cdot 12,95 \cdot \frac{2}{c_y \rho V^2} = 151 [M^2].$$

Здесь $c_y = 1,0$ – коэффициент подъёмной силы крыла.

На рис. 3.5 представлена объёмная эскизная компоновка подъёмно-транспортной системы, схема и расчёт которой были приведены выше. На рис. 3.6 и 3.7 показаны варианты объёмных моделей «вихрелёта» – летательного аппарата, использующего подъёмно-транспортную систему, вихревого типа.



(a)

(б)

Рис. 3.5

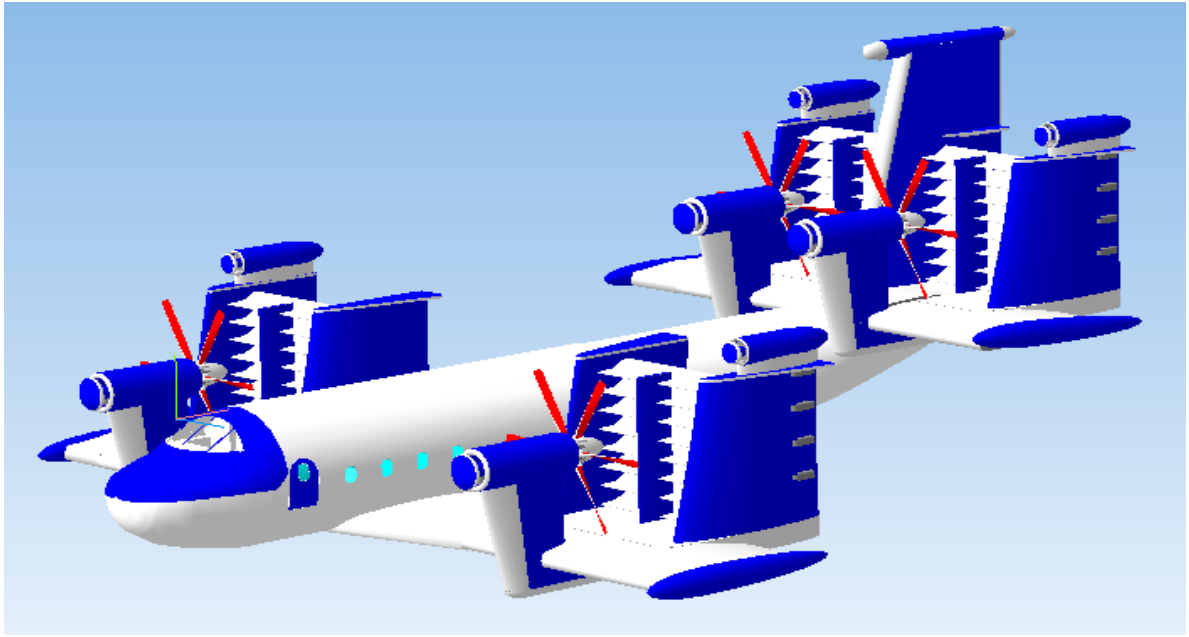


Рис.3.6

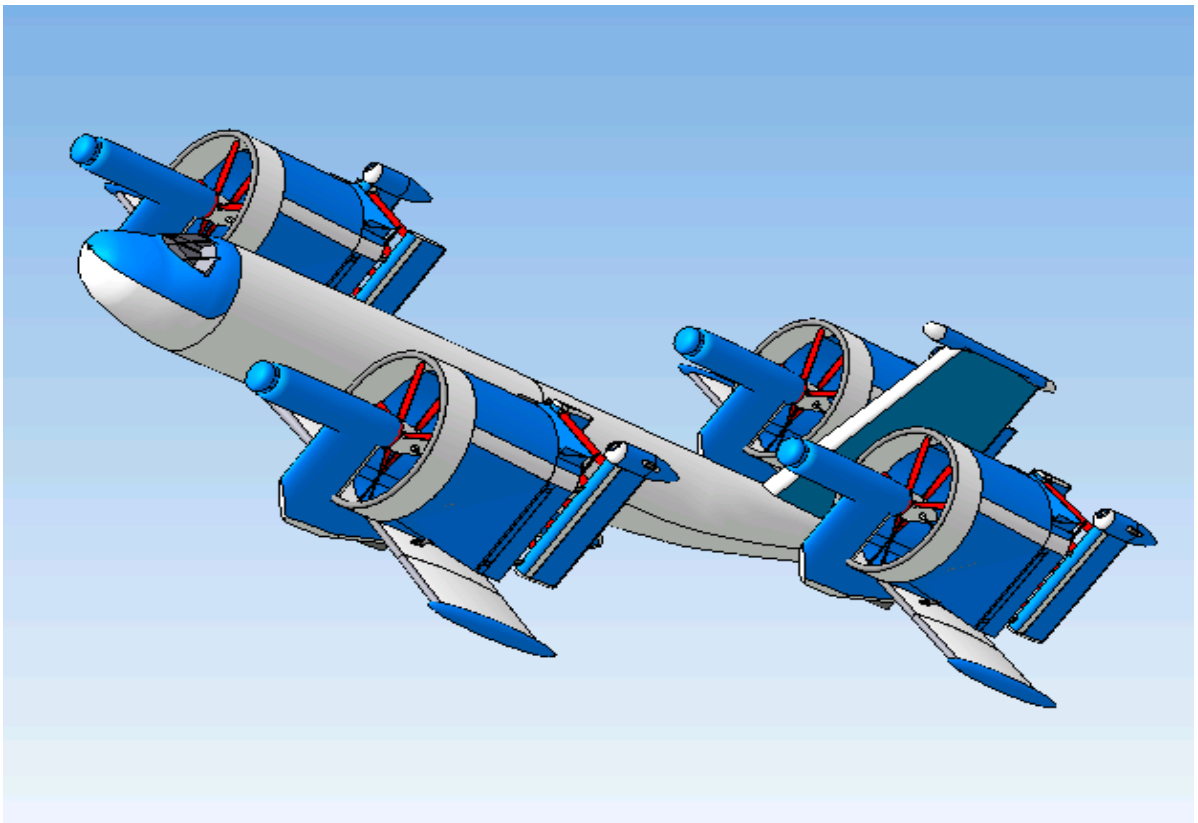


Рис.3.7

Выводы

1. Расчётами установлено, что на данном уровне развития авиационного машиностроения по предложенной схеме возможно создание летательного аппарата вертикального взлёта и посадки большой грузоподъёмности и дальности полёта. Так его взлётная масса может составить более 100 тонн (пассажировместимость 100-120 человек), дальность полёта –около 7000 км., скорость полёта порядка 300 – 400 [км/ч]. Следует напомнить, что самый большой в мире вертолёт МИ-26 имеет взлётную массу 56 тонн, дальность полёта 1000 [км], а скорость 300 [км/ч].

2. Проведённые расчётные исследования показали, что вихревая аэродинамическая решётка вращающихся цилиндров в сочетании с винтомоторной группой и регулируемым направляющим аппаратом может быть использована в качестве подъёмно - транспортной системы (ПТС) летательного аппарата вертикального взлёта и посадки.

3. Предложена конструктивная схема и эскизная компоновка вихревой подъёмно-транспортной системы.

4. На крейсерском режиме полёта с помощью вихревой решётки возможно получение положительной тяги при отключённой винтомоторной группе, т.е. ВР может работать как движитель.

4. ВЕТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

Как указывается в специальной литературе ([53 – 56]) к 2050 г. мировая потребность в энергии, как минимум, удвоится, а добыча нефти сократится уже в следующем десятилетии. В связи с этим поиск альтернатив углеводородному топливу остаётся главной проблемой энергетики. Одним из основных направлений в решении указанной задачи является освоение возобновляемых источников энергии (ВИЭ) и, в частности, энергии ветра. Американская и Европейская ветроэнергетические ассоциации намечают увеличить к 2020 г. долю ветроэнергетики в мировом производстве электроэнергии до 10%. В России в первом десятилетии этого века общая мощность ВЭУ составляла не более нескольких десятков МВт, в то время как, например, в Германии – 12000 [МВт].

В районах России с малой плотностью энергоснабжения (почти две трети страны) требуется строительство комбинированных станций, включающих в себя традиционные двигатели внутреннего сгорания и ветроэнергетические установки. Изложенные выше соображения в полной мере относятся и к энергетическому обеспечению организаций и хозяйств, эксплуатирующих авиационную технику, особенно к тем, которые значительно удалены от центра. Поэтому участие организаций гражданской авиации в создании и внедрении в эксплуатацию ветроэнергетических станций и установок является актуальным и перспективным направлением в их работе.

В настоящее время наибольшее распространение нашли ветроэнергетические установки (ВЭУ) репеллерного типа. К основным их недостаткам следует отнести: небольшую удельную мощность, сложную конструкцию, что связано с необходимостью применения высоких башен (до 80 метров и более), винтов большого диаметра (обычно 30 – 50 [м]), дорогостоящую систему регулирования их лопастей и др. Ниже приведено краткое описание некоторых существующих конструкций ВЭУ, а также описание устройства и вывод расчётных формул для планетарного ветроагрегата (ПВА), работа которого базируется на применении аэродинамического эффекта Магнуса [46–49]. При этом использованы те же исходные положения, что и для вихревой решётки подъёмно-транспортной системы СВВП.

4.1 Основные типы ветроэнергетических установок

Сегодня проектированием, изготовлением и монтажом ветроустановок занимается большое количество фирм. Большинство из них объединены в ассоциации: AWEA (Американская ветроэнергетическая ассоциация), BWEA (Британская ветроэнергетическая ассоциация) и т.д. Крупнейшие европейские компании, такие как NORDEX, WESTAS, Enercon, TW (Tacke windtechnik), MICON и др. ежегодно производят тысячи ветрогенераторов суммарной мощностью в несколько гигаватт.

Главное достоинство ветроустановок репеллерного (аксиального) типа (рис. 4.1) с горизонтальной осью вращения [57] – сравнительно высокий КПД. Недостатки – сложная конструкция, связанная с необходимостью применения высоких башен (до 80 метров и более), винтов большого диаметра (обычно 30 – 50 [м]), сложных устройств регулирования шага лопастей и ориентации ротора по ветру. Цена таких установок достигает 1000 \$ и более на один киловатт мощности.

Другой тип ВЭУ – роторные, объединяет ветрогенераторы, имеющие вертикальную ось вращения. К ним относятся система Савониуса (вингродоры рис. 1.25, где ось вращения расположена перпендикулярно рисунку), система Дарье (рис. 4.2), ротора решётчатого типа (рис. 4.3) и различного рода карусельные и барабанные конструкции. ВЭУ роторного типа имеют ряд серьёзных преимуществ по сравнению с аксиальными: они проще по конструкции и не требуют ориентации по направлению ветра. Их главный недостаток – сравнительно низкий КПД.

Наиболее мощный ветрогенератор типа Дарье – EOLE был построен в Канаде. Высота и диаметр его ротора достигали соответственно 100 и 60 метров!



Рис. 4.1

Однако, при проектной мощности 4[МВт] он дал лишь 2,5[МВт] и вышел из строя из-за проблем с подшипниками



Рис. 4.2

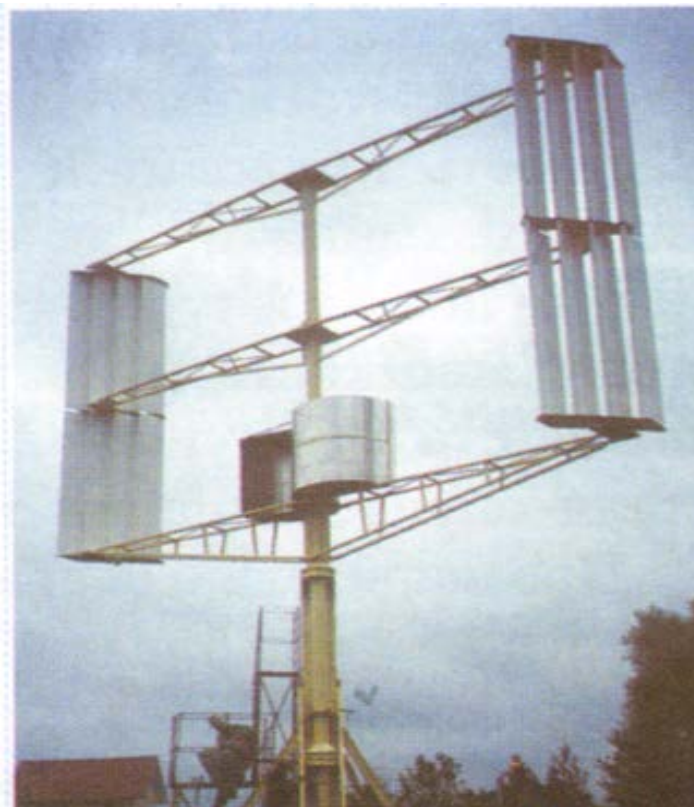


Рис. 4.3

Рабочие лопаточные элементы ВЭУ решётчатого типа (рис.4.3) вертикально закреплены на горизонтальных фермах, смонтированных на валу, который установлен в подшипниках на неподвижной башне и передаёт мощность генератору, закреплённому в центре ветроротора.

Представляет интерес конструкция ротора Савониуса, состоящая из двух полуцилиндрических поверхностей, несколько смещенных друг относительно друга в плоскости разреза цилиндра. При такой конструкции ротор, помещенный в поток воздуха проходящий через каналы ротора, за один оборот дважды меняет направление своего движения. Данная конструкция известна под названием вингротора (Wing-rotor), т. е. ротора-крыла. О вингроторе было рассказано ранее (см.рис.1.25).

Сопоставим некоторые характеристики ВЭУ указанных типов.

Энергия ветрового потока выражается формулой [51],[52]

$$E = F \frac{\rho V^3}{2} \text{ [Вт]},$$

где F - площадь поперечного сечения воздушного потока, проходящего через ветроустановку, ρ [кг/м³]-плотность воздуха, V [м/с]-скорость ветра.

Запишем также известные выражения для коэффициента использования энергии ветра, быстроходности ветроустановки и относительного крутящего момента, развиваемого ветроколесом

$$\xi = \bar{N} = N / E; \quad Z = \frac{\omega R}{V}, \quad \bar{M} = \frac{2M}{RF\rho V^2}.$$

Здесь ω [1/с]- угловая скорость вращения колеса, а R [м]-его максимальный радиус. Мощность ветроустановки и её относительная величина обозначена через N и \bar{N} .

На рис. 4.4 и 4.5 приведено сопоставление мощностных и моментных характеристик ($\xi = \bar{N} = f(Z)$; $\bar{M} = f(Z)$) ветроустановок различного типа

Кривая 1 относится к вингротору, кривая 2 – к многолопастной, 3 – четырёхлопастной, а 4 – трёхлопастной ВЭУ репеллерного типа. Сравнительный анализ показывает, что КПД ВЭУ репеллерного типа выше роторного. При этом у первой значение ξ_{\max} практически не зависит от густоты (числа лопастей) решётки рабочего колеса.

Однако с ростом густоты величина коэффициента быстроходности Z , при котором достигается максимум КПД, падает. Момент трогания роторного ВЭУ (рис. 4.5, кривая 1) значительно выше четырёх и трёх лопастных репеллерных ветроустановок (кривые 3, 4), но ниже многолопастных (кривая 2).

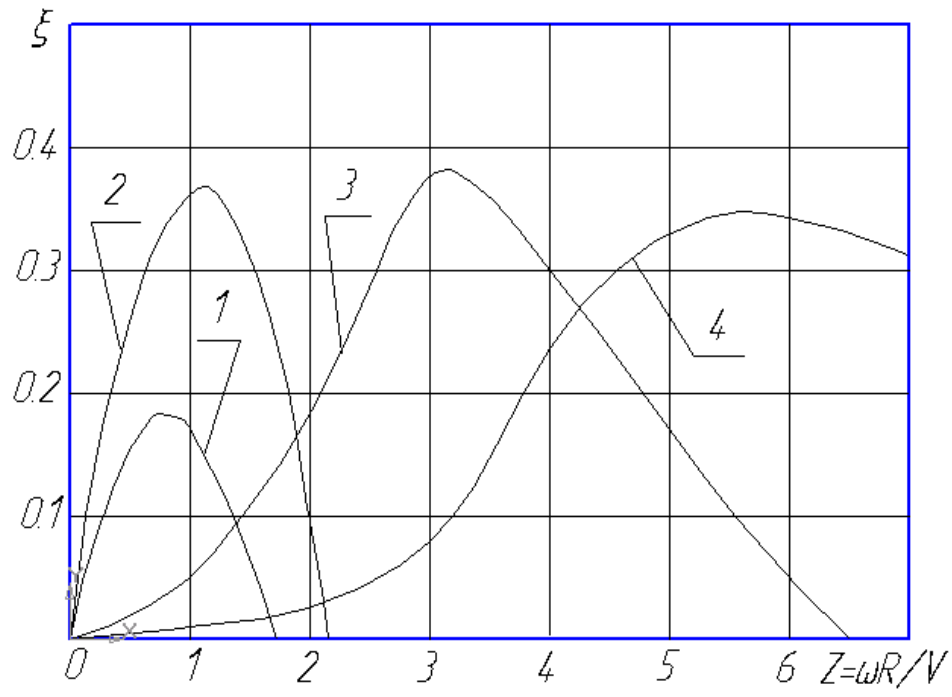


Рис. 4.4

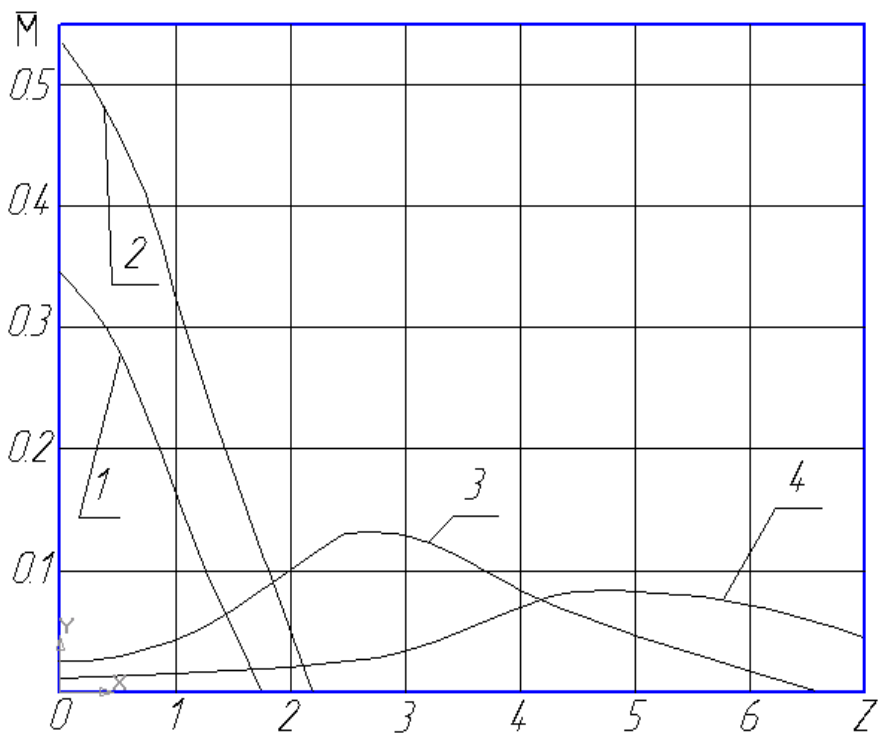


Рис. 4.5

4.2 Ветроагрегат планетарного типа

На рис. 4.6 представлена в двух проекциях схема ветроэнергетического агрегата. Поток воздуха, входит со скоростью V во внутреннюю полость, вращающегося вокруг горизонтальной оси, рабочего колеса (РК), диаметр которого D , и отклоняется направляющим аппаратом в радиальное направление (это движение воздуха показано стрелками). На периферии РК расположены вращающиеся цилиндры (сателлиты), оси которых также расположены горизонтально. Длина цилиндров l , а диаметр d_0 . В результате радиально направленным потоком воздуха обеспечивается поперечное обтекание цилиндров, которые участвуют в двойном вращательном движении – вокруг своей оси и вокруг оси РК. Благодаря этому ветроагрегат называется планетарным (ПВА), а цилиндры – сателлитами. При поперечном обтекании вращающегося цилиндра на нём возникает подъёмная сила, направленная перпендикулярно его оси (эффект Магнуса). В данном случае эта сила направлена по окружности РК. Поэтому она вращает РК и электрогенератор, соединённый с ним механической передачей. В результате энергия ветра преобразуется в электрическую.

Наибольшее распространение ПВА описанной конструкции могут приобрести в области малых и средних мощностей (от 5 – 10 [кВт] до 80 – 100 [кВт]).

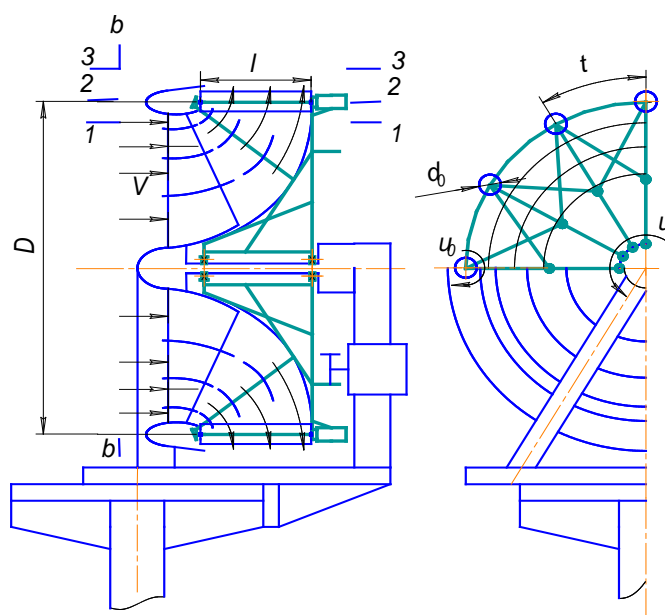


Рис. 4.6

На рис. 4.7 изображены векторные планы сил и скоростей рабочей решётки ПВА.

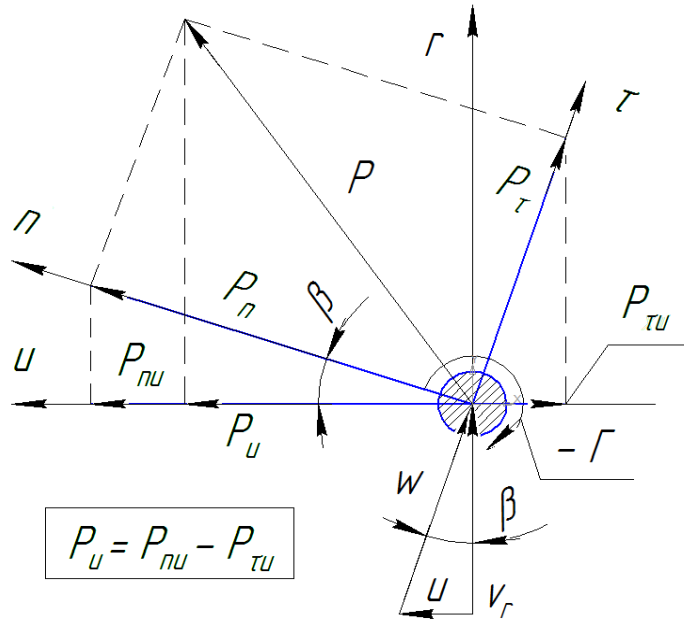


Рис. 4.7

Как известно, в соответствии с теоремой Жуковского для аэродинамической решётки профилей, сила, действующая на профиль, обтекаемый идеальной несжимаемой жидкостью, отнесённая к единице его длины, выражается формулой

$$P = -\rho w \Gamma [H/m], \quad (4.1)$$

где $\Gamma [m^2/c]$ – циркуляция скорости, w – относительная скорость набегающего потока (или её проекция), ρ – плотность жидкости.

При обтекании Вектор силы P_n направлен перпендикулярно вектору относительной скорости набегающего потока w_1 и повернут на 90° в сторону, противоположную знаку циркуляции. Знак минус в формуле (4.1) свидетельствует о том, что положительные направления P и Γ не совпадают. Таким образом, для окружной составляющей силы P_u можно записать

$$P_u = -\rho v_1 \Gamma, \quad (4.2)$$

Циркуляцию скорости можно представить так

$$\Gamma = \pi d_0 u_\Gamma = \pi q t u_\Gamma. \quad (4.3)$$

Здесь u_Γ – средняя циркуляционная составляющая скорости обтекания кругового профиля, d_0 – его диаметр, q – густота рабочей решётки роторов

$$q = d_0 / t, \quad (4.4)$$

$$t = \pi D / z, \quad (4.5)$$

где t – шаг решётки, z – число цилиндров, D – диаметр их расположения на рабочем колесе.

Введём понятие относительной скорости циркуляции

$$\bar{u}_\Gamma = u_\Gamma / w_1. \quad (4.6)$$

Здесь w_1 – относительная скорость входа в рабочую решётку. Очевидно (рис. 4.7), что

$$w_{1u} = -u. \quad (4.7)$$

В последней формуле u – окружная скорость вращения рабочего колеса (РК). Относительная величина скорости вращения РК (сравнить с коэффициентом быстроходности Z)

$$\bar{u} = u / v_1. \quad (4.8)$$

Таким образом

$$w_1 = v_1 \sqrt{1 + \bar{u}^2}. \quad (4.9)$$

С учётом сказанного преобразуем (4.3) к виду

$$\Gamma / t = v_1 \pi q \bar{u}_\Gamma \sqrt{1 + \bar{u}^2}. \quad (4.10)$$

Полагаем, что ВР имеет малую густоту ($q \leq 0.3$) и не может отклонить от радиального направления обтекающий её поток, а направляющий аппарат перед рабочей вихревой решёткой (ВР) отсутствует. Т.к. проходные площади в сечениях 1–1 и 3–3 приблизительно одинаковы, можно считать, что векторный треугольник скоростей при прохождении потока через ВР сохраняется неизменным.

Расходная (радиальная) составляющая абсолютной скорости в ней неизменна (давление перед и за ВР одинаково) и направлена по радиусу

$$v_r = v_1 = \varphi V = const. \quad (4.11)$$

В последней формуле V – скорость ветра, а φ – коэффициент потерь скорости в рабочем колесе.

Проекции на оси n и τ силы, действующей на вращающийся цилиндр в ВР, обтекаемый реальной жидкостью, можно представить в форме, использующей аэродинамические коэффициенты подъёмной силы c_n и сопротивления c_τ .

$$P_n = c_n \frac{\rho w_1^2}{2} d_0 = c_n \frac{\rho w_1^2}{2} q t, \quad (4.12)$$

$$P_\tau = c_\tau \frac{\rho w_1^2}{2} d_0 = c_\tau \frac{\rho w_1^2}{2} q t, \quad (4.13)$$

где $\frac{\rho w_1^2}{2}$ - динамический напор потока, набегающего на ВР в относительном движении).

С другой стороны P_n можно представить так

$$P_n = -\rho w_1 \Gamma. \quad (4.14)$$

Сопоставляя (4.12) и (4.14), получим

$$\Gamma / t = -c_n \frac{w_1}{2} q. \quad (4.15)$$

Если приравнять (4.3) и (4.15), будем иметь

$$\bar{u}_\Gamma = -\frac{c_n}{2\pi}. \quad (4.16)$$

Имея полученные опытным путём зависимости $c_n, c_\tau = f(\bar{u}_0)$, где

$$\bar{u}_0 = \frac{u_0}{w_1} \quad (4.17)$$

– относительная окружная скорость вращения спутника (u_0 - абсолютная окружная скорость его вращения), как и ранее можно установить связь между \bar{u}_Γ и \bar{u}_0 , вводя коэффициент скольжения

$$k_\Gamma = \frac{u_0}{u_\Gamma} = \frac{\bar{u}_0}{\bar{u}_\Gamma} = -\frac{2\pi \bar{u}_0}{c_n}, \quad (4.18)$$

который характеризует различие между окружной скоростью вращения цилиндра и циркуляционной составляющей скорости его обтекания потоком

реальной жидкости.

На рис. 4.8 представлены опытные зависимости, построенные по данным [2]. Здесь

$$\bar{l} = l/d_0 = l/qt \quad (4.19)$$

– относительная длина рабочего цилиндра, $\bar{D}_d = D_d/d_0$ – относительный диаметр концевых дисков, а D_d – диаметр концевого диска. Следует отметить, что в ПВА роль концевых дисков выполняют стенки канала, между которыми расположены вращающиеся цилиндры.

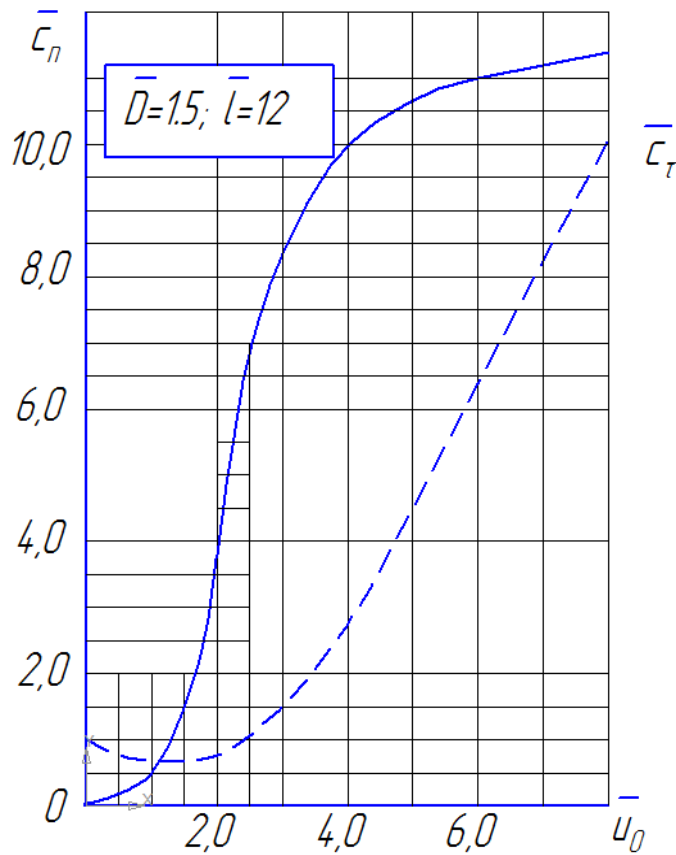


Рис. 4.8

Опыты показывают, что более короткие вращающиеся цилиндры имеют более высокие концевые потери при их обтекании (если нет торцевых стенок).

Проекцию силы, создающую полезный крутящий момент, можно представить так ((4.2), (4.10) и (4.16))

$$P_{mu} = -\rho v_1 \Gamma = \rho v_1^2 q t \frac{c_n}{2} \sqrt{1+u^{-2}}. \quad (4.20)$$

Для проекции силы аэродинамического сопротивления цилиндра на окружное направление можно записать (рис. 4.7)

$$P_{au} = P_{\tau} \sin \beta_1. \quad (4.21)$$

Поскольку (4.8) и (4.9)

$$\sin \beta_1 = \frac{u}{w_1} = -\frac{\bar{u}}{\sqrt{1+\bar{u}^2}}, \quad (4.22)$$

то (4.21) с учётом (4.22) переписывается так

$$P_{au} = -\rho v_1^2 q t \frac{c_{\tau}}{2} \bar{u} \sqrt{1+\bar{u}^2}. \quad (4.23)$$

Результирующая сила, действующая на окружности РК

$$P_u = P_{mu} + P_{au}. \quad (4.24)$$

Мощность, развиваемая этой силой

$$N_u = P_u u \eta_m = P_u \bar{u} v_1 \eta_m \text{ [Вт/м]}. \quad (4.25)$$

Здесь η_m - КПД, учитывающий потери при преобразовании механической энергии в электрическую. Подставляя в последнюю формулу выражения (4.20), (4.23) и (4.24), будем иметь

$$N_u = \frac{1}{2} \rho v_1^3 q t \bar{u} \sqrt{1+\bar{u}^2} (c_n - c_{\tau} \bar{u}) \eta_m. \quad (4.26)$$

Мощность, необходимая для вращения цилиндра [2]

$$N_f = c_f \frac{\pi}{2} \rho u_0^3 d_0 \frac{1}{\eta_0} \left(1 + \frac{0,2}{\bar{l}}\right) \text{ [Вт/м]}. \quad (4.27)$$

Здесь $c_f = 0,003 - 0,004$ коэффициент трения поверхности цилиндра о газ, η_0 - КПД электропривода, $\bar{l} = l/d_0$ - относительная длина сателлита. Мощность отнесена к единице длины рабочего цилиндра.

С учётом (4.9) и (4.17), вместо (4.27) получим

$$N_f = \frac{1}{2} \rho v_1^3 q t c_f \pi \bar{u}_0^{-3} (1 + \bar{u}^{-2})^{3/2} \frac{1}{\eta_0} \left(1 + \frac{0,2}{l}\right) [Bm/M]. \quad (4.28)$$

В результате для полной мощности, развиваемой РК, можно записать

$$N = (N_u - N_f) l z = \frac{1}{2} \rho v_1^3 q t l z (\bar{u} \sqrt{1 + \bar{u}^{-2}} (c_n - c_r \bar{u}) \eta_m - c_f \pi \bar{u}_0^{-3} (1 + \bar{u}^{-2})^{3/2} \frac{1}{\eta_0} \left(1 + \frac{0,2}{l}\right)) [Bm]. \quad (4.29)$$

Уравнение неразрывности течения между сечениями в РК имеет следующий вид

$$\rho V F \chi = \rho v_1 F_1 = \rho v_{2r} F_2. \quad (4.30)$$

Здесь F, F_1 соответственно проходные площади на входе в РК и в ВР, F_2 - проходная площадь в горле ВР, а χ - коэффициент проходной площади, учитывающий загромождение входа в РК. Поскольку $F = \frac{\pi D^2}{4}$, а $v_1 = \varphi V$, из (4.30) получим

$$F_1 = \frac{\pi D^2}{4} \frac{\chi}{\varphi}, \quad (4.31)$$

где D – наружный диаметр РК. В (4.30) и (4.31) можно принять, что $\chi/\varphi \approx 1$. Т.е.

$$F_1 = F_2 = \frac{\pi D^2}{4}. \quad (4.32)$$

Проходная площадь в горловом сечении решётки цилиндров

$$F_2 = \pi D l - z d_0 l. \quad (4.33)$$

Полагая, что диаметр, на котором расположены сателлиты $D_0 \approx D$, а относительная площадь, занимаемая сателлитами,

$$F_0 / F_{2\Sigma} = q, \quad (4.34)$$

где $F_{2\Sigma} = \pi D_0 l$ – общая площадь в сечении 2 – 2, перепишем (4.33) так

$$F_2 = \pi D l (1 - q) = F_{2\Sigma} (1 - q). \quad (4.35)$$

Отсюда следует, что длина сателлита

$$l = \frac{F_2}{\pi D(1-q)} . \quad (4.36)$$

Учитывая (4.30) и (4.35), вместо (4.36) будем иметь

$$l = \frac{D\chi}{4\varphi(1-q)} \approx \frac{D}{4(1-q)} . \quad (4.37)$$

Диаметр сателлита и шаг решётки

$$d_0 = l/\bar{l} , \quad (4.38)$$

$$t = d_0 / q . \quad (4.39)$$

Число цилиндров

$$z = \pi D / t = \frac{\pi D \bar{l} q}{l} = \frac{4\pi}{\chi} \varphi q(1-q) \bar{l} \approx 4\pi q(1-q) \bar{l} . \quad (4.40)$$

Иногда удобнее задаться величиной z . Тогда

$$q = 0.5 - \sqrt{0.25 - z/4\pi\bar{l}} . \quad (4.41)$$

Общим множителем в формуле (4.29) является произведение $\rho v_1^3 q t l z / 2$. Принимая во внимание (4.37) и то, что $t z = \pi D$, перепишем это выражение так

$$\rho v_1^3 q t l z / 2 = \frac{\rho V^3}{2} \frac{\pi D^2}{4} \frac{q \varphi^3}{(1-q)} = \frac{\rho V^3}{2} F \frac{q \varphi^3}{(1-q)} . \quad (4.42)$$

После подстановки (4.42) в выражение (4.29), можно представить последнее в следующей относительной форме

$$\bar{N} = \frac{N}{\frac{\rho V^3}{2} F} = \frac{q \varphi^3}{(1-q)} K_m = \xi . \quad (4.43)$$

Здесь K_m - коэффициент мощности, являющийся функцией \bar{l} , режимных факторов, \bar{u} и \bar{u}_0 , а также опытных коэффициентов $c_n, c_\tau, c_f, \eta_m, \eta_0$.

$$K_m = \bar{u}\eta_m \sqrt{1+\bar{u}^{-2}} (c_n - c_\tau \bar{u}) - c_f \pi \bar{u}_0^{-3} (1+\bar{u}^{-2})^{3/2} \left(1 + \frac{0.2}{\bar{l}}\right) \frac{1}{\eta_0}. \quad (4.44)$$

На рис. 4.9 приведены результаты расчёта функции $K_m = f(\bar{u}; \bar{u}_0 = \text{var})$.

Здесь принято $\bar{D}_d = 1.5$; $\bar{l} = 12$; $\eta_m = \eta_0 = 0.8$. Коэффициенты c_n, c_τ определялись по опытным данным, приведённым на рис. 4.8. Из рассмотрения рис. 4.9 видно, что максимальное значение K_m достигается в диапазоне изменения $\bar{u} = 2.5 \div 4.0$ и $\bar{u}_0 = 2.2 \div 3.0$. По своему характеру зависимость (4.43) близка к кривой (3) на рис. 4.4.

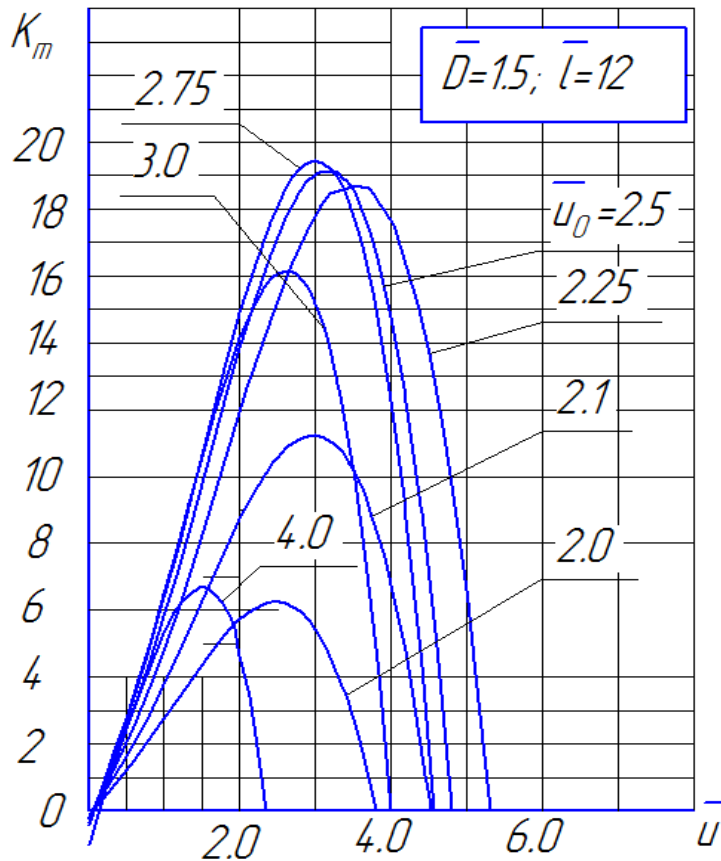


Рис. 4.9

Решая совместно (4.20), (4.23), (4.24) и (4.37), а также учитывая, что $t = \pi D / z$, можно получить выражение для крутящего момента на рабочем колесе

$$M = P_u \frac{D}{2} l z = \frac{\rho v_1^2}{2} \sqrt{1+\bar{u}^{-2}} \frac{\pi D^3 q}{8(1-q)} (c_n - c_\tau \bar{u}) [Hm], \quad (4.45)$$

или в безразмерном виде

$$\bar{M} = \frac{4M}{DF\rho V^2} = 2 \frac{\varphi^2 q}{(1-q)} \sqrt{1+\bar{u}^2} (c_n - c_\tau \bar{u}) . \quad (4.46)$$

На рис. 4.10 приведены результаты расчёта изменения крутящего момента по формуле (4.46) при $q=0,1$.

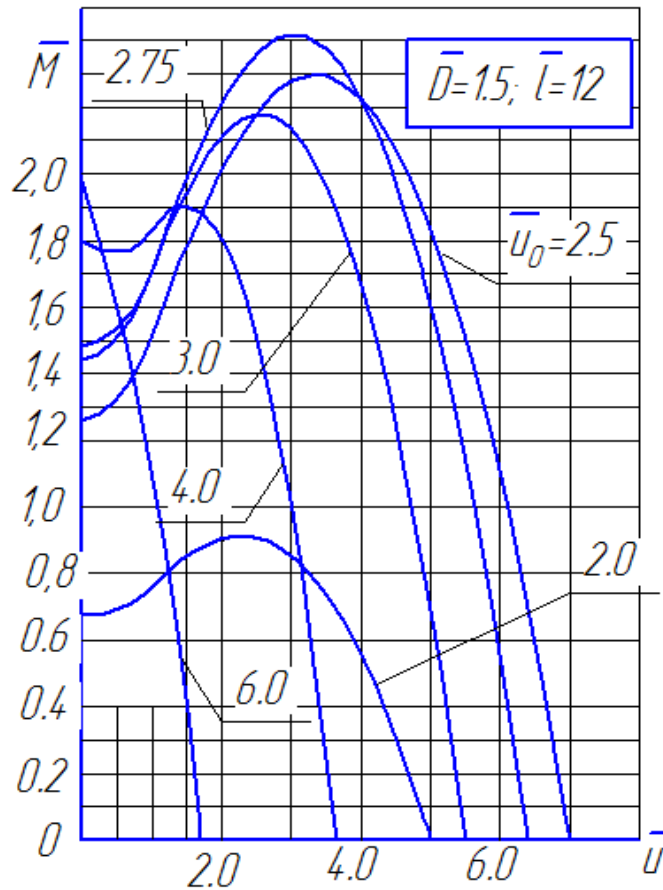


Рис. 4.10

Характерным для ПВА является высокое значение пускового крутящего момента (сравнить с рис. 4.5).

Если принять, что абсолютное значение скорости вращения РК постоянно ($u=const$), то её относительная величина будет линейно связана со скоростью ветра $\bar{u} = \frac{u}{\varphi V}$. При тех же условиях абсолютное значение окружной скорости спутника связано со скоростью ветра формулой

$$u_0 = w_1 \bar{u}_0 = V \bar{u}_0 \varphi \sqrt{1+\bar{u}^2} \quad [м/с].$$

Т.е. меняя окружную скорость вращения сателлитов u_0 можно сохранять неизменной окружную скорость вращения РК (генератора) и независимо от изменения потребляемой электрической мощности и скорости ветра. Это обстоятельство является важным эксплуатационным преимуществом данной конструкции ветроэнергетической установки, значительно упрощающее систему её автоматического регулирования и улучшающее качество вырабатываемой электроэнергии.

4.2.1 Пример расчёта ПВА

Расчёт ПВА проведём, используя следующие исходные данные – скорость ветра $V=8[m/c]$, относительные скорости вращения РК и сателлита $\bar{u} = 3,0; \bar{u}_0 = 2,5$. При этом (см. график на рис. 4.4) коэффициент мощности составляет величину $K_m=19$. Примем значения коэффициента скорости $\varphi = 0,9$, а коэффициента проходной площади $\chi = 0,8$.

Если принять, что $q = 0,3$, а $\bar{l} = 10$, то число сателлитов (4.40)

$$z = \frac{4\pi}{\chi} \varphi q (1-q) \bar{l} = \frac{4 \cdot 3,14}{0,8} 0,9 \cdot 0,3 \cdot 0,7 \cdot 10 = 29,7.$$

Округляя, получим $z = 30$. При $q = 0,1$ $z=10$. Скорость вращения турбины определяется её коэффициентом быстроходности

$$Z = u/V,$$

который у винтовых ветроустановок равен 3 – 4. Коэффициент быстроходности ПВА в данном случае

$$Z = \frac{u}{V} = \bar{u} \varphi = 3,0 \cdot 0,9 = 2,7,$$

окружная скорость РК

$$u = V \bar{u} \varphi = 8 \cdot 3,0 \cdot 0,9 = 21,6 [m/c],$$

а окружная скорость сателлита

$$u_0 = w_1 \bar{u}_0 = V \bar{u}_0 \varphi \sqrt{1 + \bar{u}^2} = 8 \cdot 2,5 \cdot 0,9 \sqrt{1 + 3,0^2} = 57 [m/c].$$

Примем, что диаметр рабочего колеса $D = 10 [m]$. Тогда длина сателлита (4.37)

$$l = \frac{D \chi}{4 \varphi (1-q)} = \frac{10 \cdot 0,8}{4 \cdot 0,9 \cdot 0,7} = 3,2 [m],$$

диаметр сателлита $d_0 = l/\bar{l} = 0,32$ [м], частота вращения РК и сателлита будут соответственно равны $n = 41,3$ [об/мин], $n_0 = 3400$ [об/мин].

Из (4.43) следует, что относительная и абсолютная мощность ПВА

$$\bar{N} = \frac{N}{\frac{\rho V^3}{2} F} = \frac{q\varphi^3}{(1-q)} K_m = \frac{0,3 \cdot 0,73}{0,7} 19 = 5,9; N = 5,9 \cdot \frac{1,25 \cdot 8^3}{2} \cdot 78,5 = 148208 \text{ [Вт]}$$

При умеренном количестве сателлитов, например $z=10$ ($q = 0.1$), будем иметь $\bar{N} = 1,54; N=40$ [кВт].

Необходимо отметить, что лучшие образцы винтовых ветроустановок имеют коэффициент использования энергии ветра $\bar{N} = 0.45 - 0.48$, т.е. в 3,5 раза меньше (см. рис. 4.4 и табл. 4.1).

Суммарная потребная мощность привода сателлитов, как показывает (4.28), равна

$$N_f = c_f \pi u_0^{-3} (1 + u^{-2})^{3/2} \frac{1}{\eta_0} \left(1 + \frac{0,2}{\bar{l}}\right) \frac{\chi q \varphi^2}{(1-q)} \cdot \frac{\rho V^3}{2} F \text{ [Вт]}$$

$$N_f = 0,004 \cdot 3,14 \cdot 2,5^3 \cdot (1 + 2,5^2)^{3/2} \cdot \frac{1}{0,8} \left(1 + \frac{0,2}{10}\right) \frac{0,8 \cdot 0,3 \cdot 0,81}{0,7} \cdot \frac{1,25 \cdot 8^3}{2} \cdot 78,5 = 55260 \text{ [Вт]}.$$

В процессе данного исследования были выполнены несколько вариантов эскизных компоновок ПВА. На рис. 4.11 и 4.12 приведён один из этих вариантов. На рис. 4.13 представлен – общий вид ПВА.

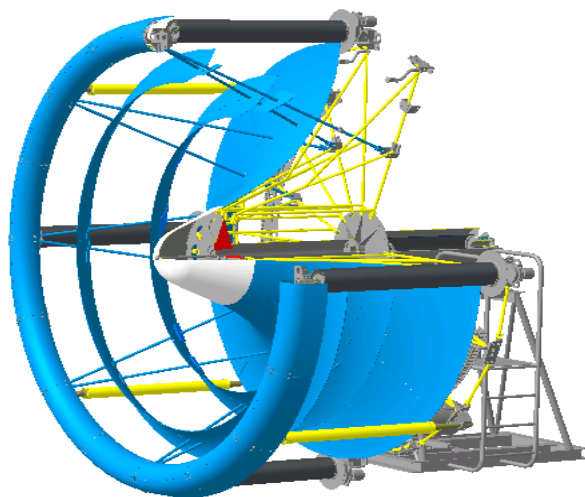


Рис. 4.11

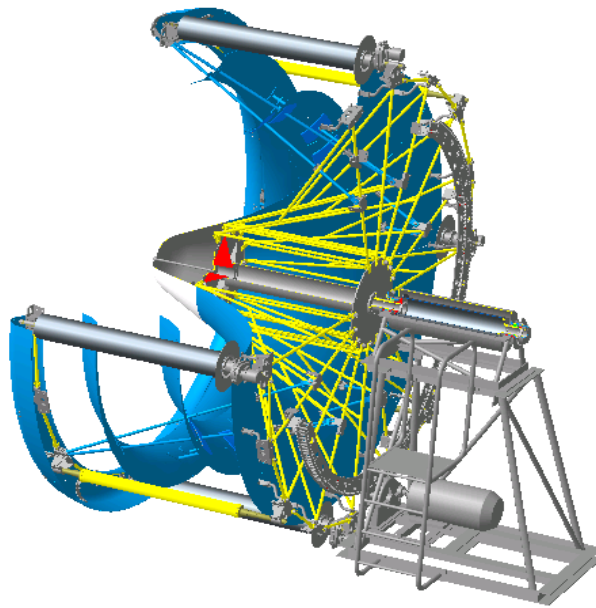


Рис. 4.12



Рис. 4.13

В таблице 4.1 приведены некоторые сведения по ряду отечественных и зарубежных ветроэнергетических установок обычных схем.

Таблица 4.1

№	Ветроустановка	Производитель	Тип	Параметры	\bar{N}
1	2	3	4	5	6
1	TW 600	Tacke Windtechnik GmbH & Co. KG	Винтовая трёхлопастная	N=600 кВт V=14,5 м/с F=1452 м ² (D=43 м)	0,22
2	MICON 400	Micon A/S. Дания	Винтовая трёхлопастная	N=400 кВт V=15 м/с F=755 м ² (D=31 м)	0,26
3	ВЦМ-1	«Ветроэнергетика» Москва	Винтовая многолопастная	N=0,4 кВт V=9 м/с F=2,54 м ² (D=1,8 м)	0,34
4	ВЦМ-2	«Ветроэнергетика» Москва	Винтовая трёхлопастная	N=2 кВт V=9 м/с F=12,6 м ² (D=4 м)	0,34
5	ВЭУ 500	ГКБ «Южное» Днепропетровск Украина	Винтовая трёхлопастная	N=500 кВт V=12,9 м/с F=1152 м ² (D=38,3 м)	0,32
6	ВЭГ10/60	ГКБ «Южное» Днепропетровск Украина	Винтовая трёхлопастная	N=10 кВт V=9 м/с F=63,6 м ² (D=9 м)	0,34
7	ВЭУ 3,5	МАИ Москва	Вертикальный ротор. Трёхлопастная	N=3,5 кВт V=10 м/с F=18 м ² (D=6 м; h=3 м)	0,32
8	ВЭУ16/30	ОАО ММЗ «Вперёд» Москва	Винтовая трёхлопастная	N=16 кВт V=8,4 м/с F=113 м ² (D=12 м)	0,38
9	ВЭУ 008	МКБ «Радуга» г. Дубна Россия	Винтовая трёхлопастная	N=8 кВт V=7,8 м/с F=78,5 м ² (D=10 м)	0,34

На конструкцию и принцип работы ПВА имеется патент [46].

4.3 Ветроэнергетическая станция планетарного типа

Ниже рассматривается возможность создания на базе эффекта Магнуса ветроэлектростанций (ВЭС) большой мощности.

Обычно ветродвигатели классифицируются на малые

$D \leq 16 [м]$, $N \leq 10 [кВт]$ средние – $D = 16 - 30 [м]$, $N \leq 10 \div 100 [кВт]$ большие – $D > 30 [м]$, $N = 1 \div 2 [МВт]$. Здесь D диаметр винта, а N мощность.

Немецкая фирма TASCHE Windtechnik выпускает ветроустановки мощностью $600 [кВт]$, у которых диаметр винта $D=43 [м]$. Ветроэлектрическая установка ВЭУ-500 днепропетровского КБ «ЮЖНОЕ» имеет мощность $500 [кВт]$ при расчётной скорости ветра $12,9 [м/с]$. Диаметр винта $38,3 [м]$, расстояние от основания до оси ветроколеса $35 [м]$, масса ветроагрегата $48 [т]$. В Калмыкии недавно проходила испытания ВЭС с проектной мощностью $1,0 [МВт]$ конструкции МКБ «Радуга» (г.Дубна) производства Тушинского машиностроительного завода (г.Москва).

Нелишне напомнить о том, что в начале 30-х годов Россия занимала одно из ведущих мест в работах по проблемам ветроэлектротехники. В г. Балаклава была построена первая у нас ВЭУ на $100 [кВт]$ высотой $25 [м]$ с диаметром ветроколеса $30 [м]$. В 1935 г. был закончен проект ВЭУ мощностью $1,0 [МВт]$ с диаметром колеса $50 [м]$. Ещё большая ВЭУ была спроектирована на Украине проф. Сабининым. Её мощность составляла $4,5 [МВт]$. Высота башни $150 [м]$, диаметр ветроколеса $80 [м]$. В 1936 г. в Ай-Петри было начато строительство ВЭУ огромной даже по нынешним временам мощности – $10 [МВт]$ с двумя трехлопастными роторами диаметром по $80 [м]$ каждый, расположенными на 158 метровой башне. К сожалению, война прервала эти грандиозные работы.

Рассмотрим, какие возможности имеются у ветроэлектростанции (ВЭС), работающей с использованием эффекта Магнуса.

Ниже приведено описание схемы и принципа действия ВЭС планетарного типа, имеющей схему отличную от той, которая была рассмотрена выше. Поток воздуха в центростремительном (а не центробежном, как в ПВА) движении (см. рис. 4.14) поступает в рабочее колесо (РК) (1).

Векторный треугольник скоростей течения представлен на рис. 4.16.

Абсолютная скорость потока воздуха V направлена по радиусу к центру РК (в общем случае её направление может быть отличным от радиального). Переносная скорость u равна окружной скорости вращения РК.

Сателлит обтекается потоком с относительной скоростью w , которая направлена под углом β по отношению к радиусу. В результате возникает подъёмная сила P_y , проекция которой $P_{y\tau} = P_y \cos \beta$ на направление окружной скорости ротора u создаёт полезный крутящий момент, приводящий ротор во вращение.

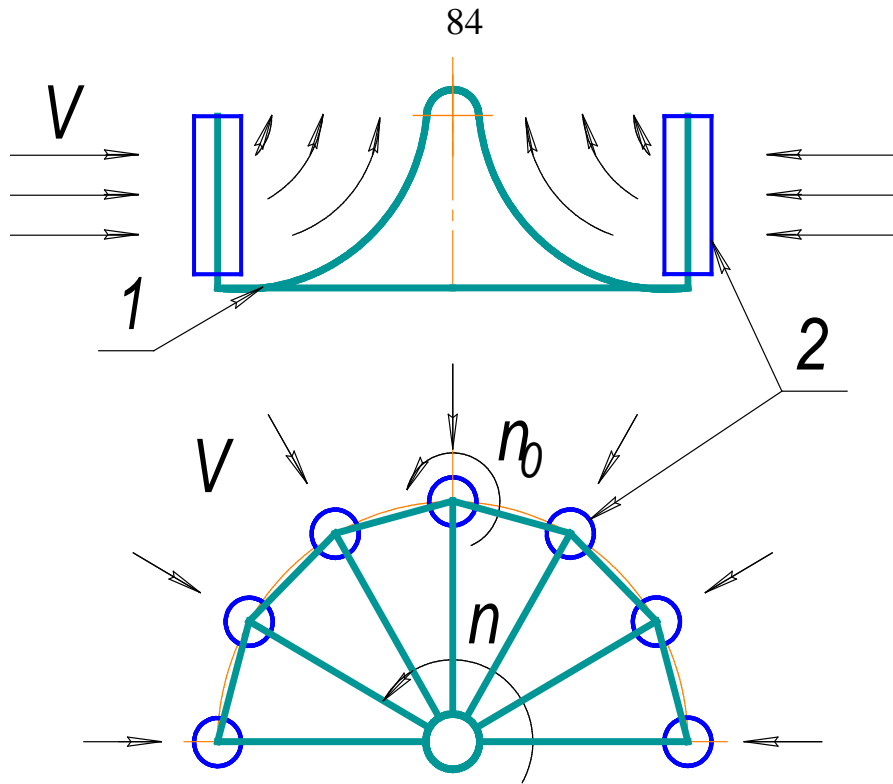


Рис. 4.14

Наряду с этим сателлит испытывает аэродинамическое сопротивление P_x , тангенциальная составляющая которого $P_{x\tau} = P_x \sin \beta$ уменьшает полезный крутящий момент ротора. Мощность, развиваемая на валу турбины, передается электродвигателю и частично расходуется на привод сателлитов.

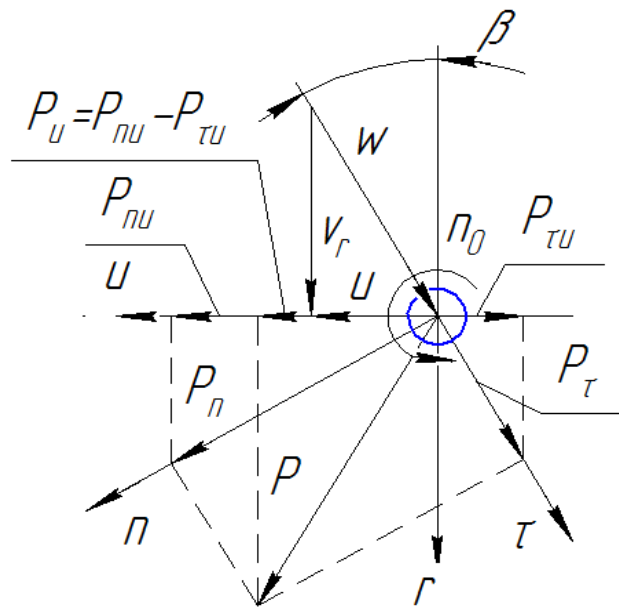


Рис. 4.15

Предлагаемая конструкция позволяет существенно увеличить удельную мощность установки за счёт рациональной организации течения воздуха в рабочем колесе (двухстороннего выхода потока), а также вертикального расположения его оси вращения. Такая конструкция даёт возможность почти вдвое увеличить пропускную способность агрегата, а также значительно развить диаметральные размеры РК, поскольку его горизонтальное расположение в виде карусели не требует возведения мачтовых опор большой высоты.

В то же время в данном случае для организации входа воздуха по всему периметру вихревой решётки требуется создание статора с направляющим аппаратом и подводом рабочего тела улиточного типа к её тыльной стороне. На рис. 4.16, 4.17 и 4.18 представлена конструктивная схема ВЭС (виды спереди, сверху и слева).

Основными элементами ВЭС являются:

1. Ротор, включающий в себя: РК (1), состоящее из двух частей, вращающихся в противоположных направлениях; фермы (8), валы ротора (2), сателлиты (3), приводные электродвигатели (6), обтекатели (19) и вращающиеся направляющие дефлекторы (ВНД) (20).

2. Статор, который состоит из: входного устройства, содержащего в себе лопаточный направляющий аппарат (ЛНА) (11) и двухзаходную улитку (12) с входной решёткой (ВР) (18); а также опорных пилонов (16), оси ротора (21), направляющих дефлекторов (НД) (17), отражателей (7).

3. Машинное отделение, в которое входят: силовой генератор (4), трансмиссия (5), пусковой генератор (13) и пусковой двигатель (14), аккумуляторная станция (15).

4. Поворотное устройство, включающее в себя: грузовые тележки с транспортными двигателями (22).

5. Опорная ферма (23).

Воздух поступает в двойное рабочее колесо вихревой турбины (1) через входное устройство, обеспечивающее равномерное распределение потока по его окружности и радиальный (или под некоторым углом) вход потока. Такой характер течения создаётся при помощи специально спрофилированных ЛНА (11) и двухзаходного устройства улиточного типа (12), обеспечивающего подвод воздуха с тыльной стороны РК.

Входная решётка (18) формирует поток на входе в улитку и придаёт ей необходимую жёсткость. Двухстороннее рабочее колесо турбины состоит из двух частей, вращающихся в противоположные стороны вокруг общей неподвижной оси (21), связанной со статором опорными пилонами (16).

Бироторная конструкция вихретурбины необходима для снятия реактивного момента с её статора. Выход воздуха из РК осуществляется в двух направлениях – вверх и вниз. Такая конструкция делает возможным двойное увеличение пропускной способности РК (а, следовательно, и общей мощности ВЭС) при неизменном значении его диаметра.

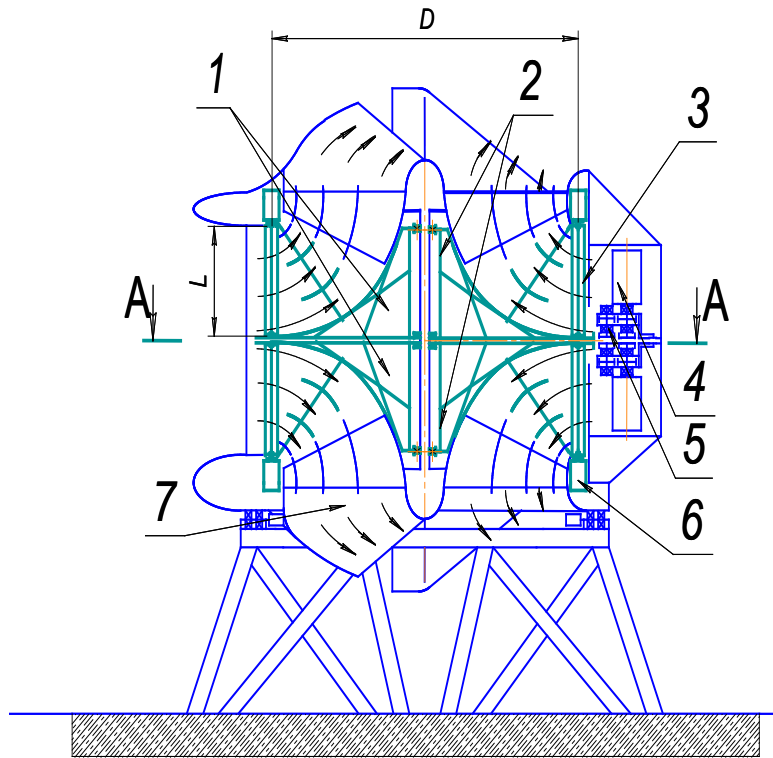


Рис. 4.16

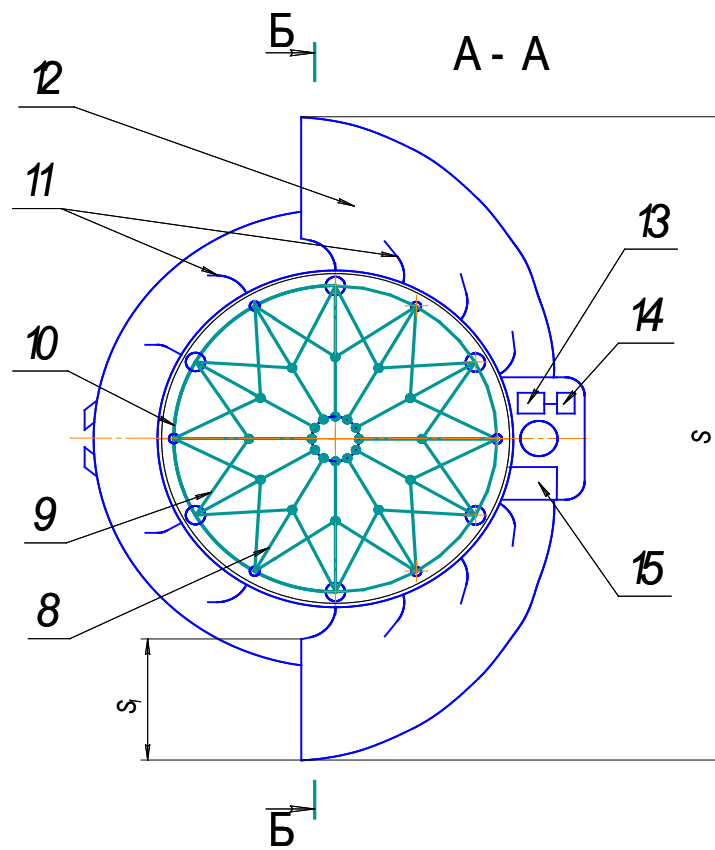


Рис. 4.17

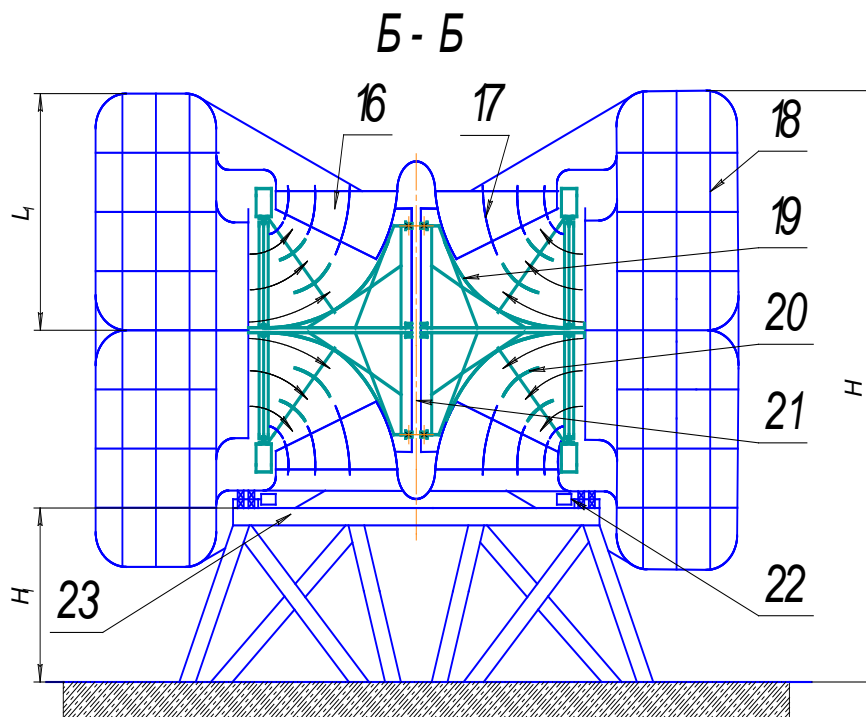


Рис. 4.18

Общая вертикальная неподвижная ось обеспечивает требуемую центровку подшипниковых узлов РК. Вихревая решётка (ВР) рабочего колеса состоит из вращающихся вокруг своих осей цилиндров (3), приводимых во вращение электродвигателями (4). РК состоит из радиально расположенных ферм (8), закреплённых на валах ротора (2) и связанных между собой в окружном направлении укосинами (9) и хордовыми перемычками (10). Верхний и нижний обтекатели рабочего колеса (19); вращающиеся направляющие дефлекторы (20) и направляющие дефлекторы (17), закреплённые соответственно на укосинах РК и силовых пилонах статора, устанавливаются для поворота потока из горизонтального в вертикальное направление. По выходе из РК потоку придаётся диагональное направление отражателями (7). Крутящий момент от РК к силовому генератору (4) передаётся трансмиссией (5), в состав которой входят цевочная передача с большим передаточным отношением и мультипликатор, повышающие обороты до уровня, необходимого для работы генератора. Колесо цевочной передачи состоит из отдельных секторов, закреплённых на периферии РК вихрeturбины.

Часть мощности силового генератора расходуется на привод спутников и питание электроэнергией других устройств.

Статор ВЭС самоустанавливается по ветру, поворачиваясь на грузовых тележках, которые в случае необходимости могут приводиться в движение транспортными двигателями (22).

Тележки перемещаются в окружном направлении по специальным направляющим, закреплённым на опорной ферме (23). Запуск турбины осуществляется с помощью пускового генератора (13), приводимого во вращение двигателем (14), или аккумуляторных батарей (15), подающих электроток на приводные двигатели сателлитов.

Расчёты показывают, что ветротурбина предлагаемой конструкции может обеспечить в одном агрегате мощность, превышающую мощность ветроэлектростанции репеллерного типа в несколько раз.

В заключение надо отметить следующие основные особенности конструкции ВЭС:

Вертикальное расположение оси вращения турбины, что делает возможным увеличение её диаметра по сравнению с турбиной, имеющей горизонтальную ось.

Двухсторонний выход потока из рабочего колеса, позволяющий почти в два раза увеличить пропускную способность турбины, а, следовательно, и её мощность.

Организация входа потока по всему периметру РК с помощью лопаточного направляющего аппарата и двухзаходной улитки.

Бироторная конструкция турбины, исключая возникновение реактивного крутящего момента на статоре.

4.3.1 Пример расчёта ПВА для ВЭС

Расчёт проведём, используя, те же исходные данные, что и в примере, рассмотренном ранее в предыдущем разделе. Расчётную скорость ветра V для районов со среднегодовой скоростью ветра $5 [м/с]$ выбирают равной $8 [м/с]$; при $7 [м/с]$ $V=10 [м/с]$; при более $7 [м/с]$ $V=14 [м/с]$.

Примем скорость ветра $V=8 [м/с]$, относительные скорости вращения РК и сателлита $\bar{u} = 3,0; \bar{u}_0 = 2,5$. При этом (см. график на рис. 4.4) коэффициент мощности $K_m=19$. Зададим относительную длину сателлита $\bar{l} = 10$ и густоту решётки $q=0,1$.

Далее последовательно определяют: число сателлитов (4.40) $z = 10$; коэффициент быстроходности, окружная скорость РК, окружная скорость сателлита

$$Z = \frac{u}{V} = \bar{u}\varphi = 3,0 \cdot 0,9 = 2,7; \quad u = V\bar{u}\varphi = 8 \cdot 3,0 \cdot 0,9 = 21,6 [м/с];$$

$$u_0 = w_1 \bar{u}_0 = V\bar{u}_0\varphi\sqrt{1+\bar{u}^2} = 8 \cdot 2,5 \cdot 0,9\sqrt{1+3,0^2} = 57 [м/с].$$

Примем, диаметр рабочего колеса $D = 30$ [м]. Тогда длина сателлита (37) $l = 7.4$ [м]; диаметр сателлита $d_0 = l/\bar{l} = 0,74$ [м]; частота вращения РК и сателлита будут соответственно равны $n = 13,7$ [об/мин]; $n_0 = 1470$ [об/мин]. Из (4.42) следует, что относительная мощность ВЭС будет равна $\bar{N} = 1,364$. Полагаем, что подвод воздуха к РК осуществляется не по всей его окружности. При этом коэффициент парциальности $\varepsilon = 0,8$. Тогда при одностороннем выходе из турбины её мощность составит

$$N = \frac{\rho V^3}{2} F \varepsilon 0,54 = 160 \text{ [кВт]}, \text{ а при двухстороннем } 320 \text{ [кВт]}.$$

Общая высота этой установки будет около $35 - 40$ [м].

Поскольку мощные ВЭС как правило строятся в зоне высоких значений среднегодовой скорости ветра, то при её величине $V = 15$ [м/с], которая обычно принимается при расчётах такого рода установок, мощность планетарной ВЭС составит 2110 [кВт]. При её расчёте принималось значение густоты решётки $q=0.1$. Представляется вполне возможным её увеличение до $0,3$. В таком случае мощность ВЭС может возрасти до 6300 [кВт]. На рис. 4.18 – 4.20 представлены трёхмерные модели биротора и ВЭС.

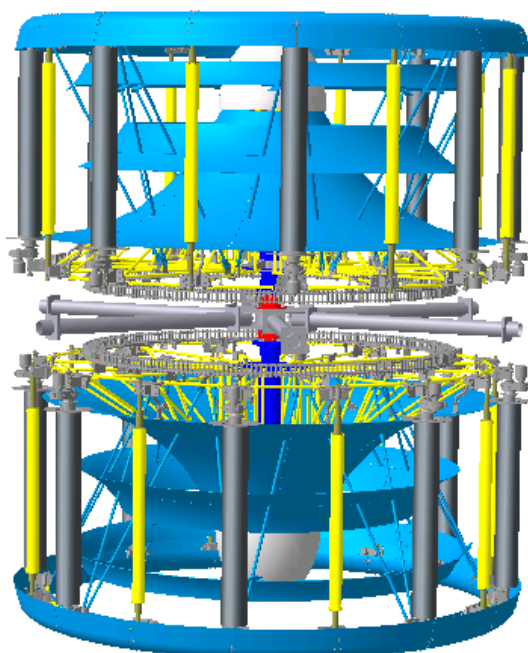


Рис. 4.18

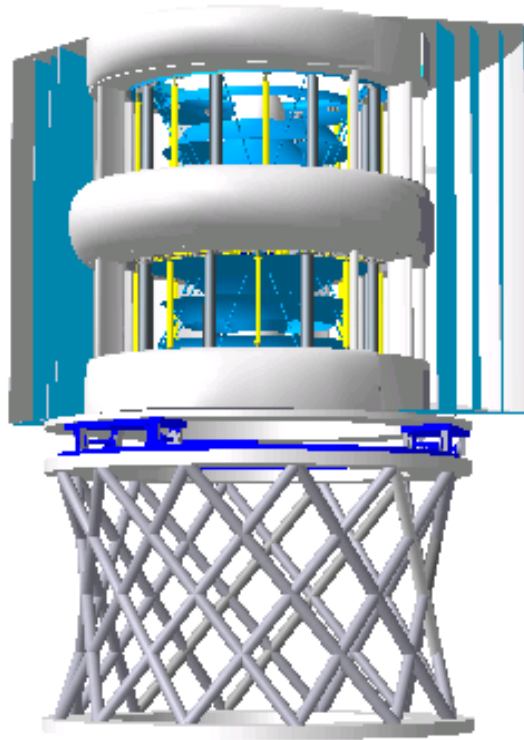


Рис.4.19

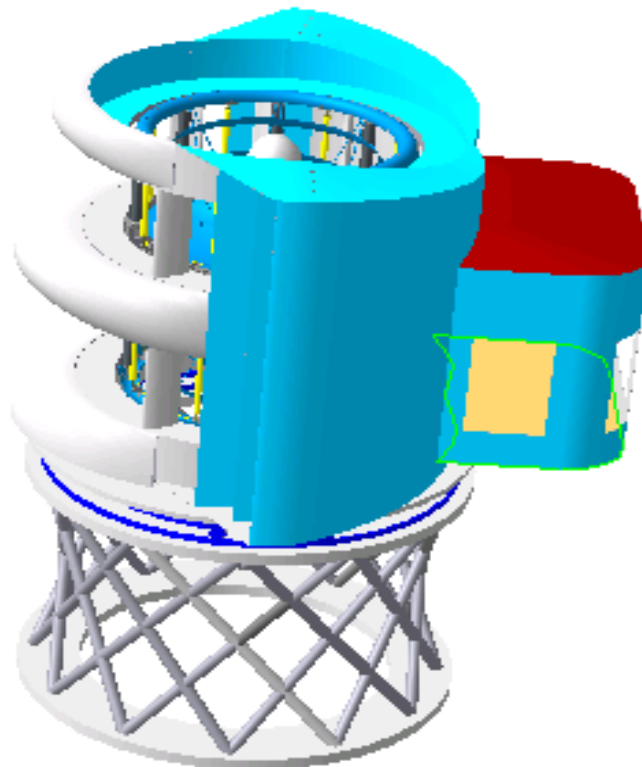


Рис.4.20

Для сравнения приведём данные по ВЭС фирмы MIKON M 1500-600.

Винт трёхлопастный с поворотными лопастями. Диаметр винта 43 [м]. Номинальная мощность при скорости ветра 15 [м/с] – 600 [кВт]. Генератор асинхронный, трёхфазный, двухскоростной на 1000/1500 [об/мин]. Параметры генерируемого тока 690 [В], 50 [Гц]. Высота башни до оси 46 [м]. Башня стальная коническая. Масса башни 40 [т], кабины 19 [т], ротора 13 [т]. Имеется компьютерная система самодиагностики.

Выводы

1. Расчёты показали, что у ветроустановок планетарного типа (ПВА) значение коэффициента использования ветровой энергии \bar{N} в три – четыре раза выше, чем у существующих винтовых ветроустановок.

2. Разработан инженерный метод аэродинамического расчёта ПВА.

3. Получено выражение для важного критерия ПВА – коэффициента мощности K_m , который учитывает результаты экспериментальных продувок роторов и позволяет выбрать оптимальные значения режимных параметров – относительной частоты вращения рабочего колеса \bar{n} и сателлита \bar{n}_0 .

4. Разработанная пространственная модель ПВА, а также выполненные эскизные конструктивные проработки позволяют сделать вывод о том, что ПВА может быть проще и дешевле в изготовлении, чем ветроустановки репеллерного типа.

5. Предложена схема ветроэлектростанции (ВЭС) большой мощности.

6. Вертикальное расположение оси вращения турбины (рабочее колесо карусельного типа), делает возможным увеличение её диаметра и мощности по сравнению с турбиной, имеющей горизонтальную ось.

7. Двухсторонний выход потока из рабочего колеса, позволяет почти в два раза увеличить пропускную способность турбины, а также и её мощность.

8. Вход потока по всему периметру РК осуществляется с помощью направляющего аппарата и двухзаходного подвода улиточного типа.

9. Бироторная конструкция турбины, парирует реактивный крутящий момента на статоре.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. G. Magnus, Über die Abweichung der Geschosse, Poggendorfs Annalen, 88, I, 1853.
2. Lord Rayleigh, On the irregular Flight of a tennis Ball, Messenger of Mathematics, 7, 14. 1877.
3. M. Lafay, Sur J'inversion du phenomene de Magnus, Compt. Rend., 867. 1910.
4. M. Lafay, Contribution experimentale a l'aerodynamique du cylinder et s l'etude du phenomene de Magnus, Revue de Mecanique, May, 1912.
5. A. Flettner, Die Anwendung der Erkenntniisse der Aerodynamik zum Windantrieb von Schiffen, Werft-Reederel-Hafen, № 23, 1924.
6. A. Flettner, Die Anwendung der Erkenntniisse der Aerodynamik zum Windantrieb von Schiffen, ZFM, № 3, 52, 1925.
7. A. Betz, Der Magnuseffect, die Grundlage der Flettnerwalze, Zeitschrift des Ver. Deut. Ing., I, 1925.
8. R. Seiferth, Der Magnuseffect, Deutsch-Japanische Zeitschrift für Wissenschaft und Technik, № 53, 1925.
9. L. Prandtl, Magnuseffect und Windkraftschiff, Die Naturwissenschaften, № 6, 93, 1925.
10. I. Ackeret, Das Rotorschiff und seine physicalischen Grundlagen, Göttingen, 1925.
11. W. Schmundt, Magnuskraft und Windturmgeiler, ZAMM, № 6, II, 1924.
12. A. Buseman, Messungen an rotierenden Zylindern, Ergebn der Aerodyn. Versuchsanst. Zu Gött., IV, 101, 1932.
13. Al. Thom, Experiments on the air forces on rotating cylinders, Rep № 1018, ARC, 1925/26.
14. Elliot G. Reld, Tests of rotating cylinders, Techn. Note № 209, NACA, 1925.
15. Flight, № 1, 8, 1925.
16. Г. Ф. Проскура, Экспериментальная гидроаэродинамика, I, 225, 1933.
17. L. Prandtl, Magnus effect und Windkraftschiff, Naturwiss., № 6, 1925, см. также O. Tietjens, Hydro- und Aeromechanik, II, 96.
18. O. Tietjens, Kinematographische Strömungsaufnahmen von rotierenden und nicht rotierenden Zylindern, Jahrbuch der WGL, 100, 1925.
19. E. F. Relf and T. Lavender, Experiments on the flow behind a rotating cylinder in the water channel, Rep. № 1009, ARC, 1925/26.
20. Al. Thom, The pressure round a cylinder rotating in an air current, Rep. № 1082, ARC, I, 1926/27.
21. Al. Thom, Experiments on the air forces on rotating cylinders, Rep № 1018, ARC, 1925/26.

22. Al. Thom and S. R. Sengupts, Air Torque on an Cylinder rotating in an air stream. Rep. № 1520, ARC, 1932.
23. M. Tradt, Der Umbau der Motorseglers Buckau zum Flettnerrotorschiff und seine Erprobungen, Werft-Rrrderei-Hafen, № 6, 1925.
24. См. Schiffbau, № 18, 519. 1926, а также Fr. Ahiborn, Der Mag-nuseffect in Theorie und Wircklichkeit, ZFM № 24, 642, 1929.
25. Schiffbau 338, 1919/20.
26. A. Pröll, Betrachtungen zum Rotorproblem, EFM, № 3, 66, 1925.
27. A.B. Wolff, Voorlooping onderzoek naar den inloved van en draainde rol aangebracht in een vleugelprofiel, Rijks-Studienst voor der Luchtvaart, Amster-dam, III, 1925, см. также: Flight, 15-I, 30, 1925 и статью в De Ingenieur, № 10, 181-190, 1926.
28. E.B. Wolff en C. Koning. Vortgezet onderzoek naar den inloved van en draainde rol aangebracht in een vleugelprofiel. Rijks Stud. Voor der Lucht v. Amster-dam, IV, 1927.
29. Kurt Frey, Versuche mit rotirenden Zylindern in Verbindung mit Trag-fiache ZEM, № 16, 1926.
30. «Самолет», № 8, 1925.
31. A. Klemin, The Savenius Wing-Rotor, Mechanical Engineering, № 11, 911, 1925 (Резюме в ZFM, № I, 21, 1926).
32. Чуриков, Теория и практика крыльевого ротора (вингротора), «Са-молет», № 7, 38, 1932.
33. Фабрикант Н.Я. Аэродинамика общий курс. Наука, М. 1964.
34. Stodola A., Steam and Gas Turbines, McGraw-Hill, 1927.
35. Theodorsen T. and Regier A./ Experiments on revolving disks, cylinders and streamline rods at high speeds. NASA Rept., 793 (1944).
36. Хауторн У.Р. Аэродинамика турбин и компрессоров. Машинострое-ние, М., 1968.
37. Самойлович Г.С. Гидроаэромеханика, Машиностроение, М., 1980.
38. Кочин Н.Е. Влияние шага решётки на её гидродинамические харак-теристики, Прикладная математика и механика, т.V, вып. 2, 1941.
39. Гинзбург Б.Л. Теплопередача и аэродинамика, ЦКТИ, кн. 18, Машгиз, 1954.
40. Новикова О.И. Аэрогидродинамика, ЦКТИ, кн. 27, Машгиз 1954.
41. Дейч М.Е., Самойлович Г.С. Основы аэродинамики осевых турбо-машин, Машгиз, 1959.
42. Курочкин Ф.П. Проектирование и конструирование самолётов с вер-тикальным взлётом и посадкой, М., Машиностроение, 77.
43. Михненко Л.В. Подъёмно-транспортная система. Патент на изобре-тение № 2272748. 2004.
44. Михненко Л.В. Вихревая подъёмно-транспортная система. Науч-ный вестник МГТУГА №81, Аэромеханика и прочность, 2005.

45. Михненко Л.В. Аэродинамический эффект Магнуса, как базовый принцип некоторых авиационных и ветроэнергетических устройств, М., МГТУГА. 2008.
46. Михненко Л.В., Маркотенко Г.А. Планетарный ветроэнергетический агрегат. Патент на изобретение № 2169858. 2001.
47. Михненко Л.В. Планетарный ветроэнергетический агрегат. Гражданская авиация на рубеже веков. Тезисы докладов международной научно-технической конференции. МАТИ М.; 2001.
48. Михненко Л.В. Ветроэнергетическая установка планетарного типа. Научный вестник МГТУГА, Эксплуатация воздушного транспорта и ремонт авиационной техники. Безопасность полётов № 49, 2002.
49. Михненко Л.В. Ветроэнергетическая установка планетарного типа. Вестник деловой жизни № 23, 2004.
50. Вихрелёт. Воздушный флот №16 (246), 2006.
51. Шефтер Я.И. Ветроэнергетические агрегаты, Машиностроение, М., 1972.
52. Фатеев Е.М. Ветро двигатели и ветроустановки, Сельхозгиз, ОГИЗ, 1948.
53. Материалы научной сессии Общего собрания РАН «Энергетика России: проблемы и перспективы», 2005 г.
54. Возобновляемая энергия. Ежеквартальный информационный бюллетень, ИНТЕРСОЛАРЦЕНТР, декабрь 2000.
55. Концепция использования ветровой энергии в России. Под редакцией Безруких П.П., Книга – Пента, 2005 г.
56. Возобновляемая энергия. Ежеквартальный информационный бюллетень, ИНТЕРСОЛАРЦЕНТР, октябрь, 2000 г.
57. CAD/CAM/CAE Observer. Информационно-аналитический журнал, 2(15)/2004 г.
58. Александров В.Л. Воздушные винты. Оборонгиз. 1951.

ДЛЯ ЗАМЕТОК

МИХНЕНКОВ Лев Владимирович

Авиационная
подъёмно-транспортная система
и ветроэнергетические устройства
вихревого типа

МОНОГРАФИЯ

Печать офсетная
5,58 усл.печ.л.

Подписано в печать 07.04.14 г.

Формат 60x84/16
Заказ №1802/

5,32 уч.-изд. л.
Тираж 500 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Редакционно-издательский отдел
125493 Москва, ул. Пулковская, д.6а