

Островой А.В.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ТЕЛЕСНЫХ ПРОФИЛЕЙ С ОРТОГОНАЛЬНЫМ ХАРАКТЕРОМ ДВИЖЕНИЯ

Ветропреобразующие части вертикально-осевых турбин представлены, в основном, роторами двух типов. В основе первого лежит конструкция ротора Савониуса, представляющая собой, как правило, изогнутые тонкие пластины, вращающиеся вокруг вертикальной оси. При этом результирующий крутящий момент на роторе представляет собой разницу между аэродинамическими моментами, создаваемыми вогнутыми лопастями, движущимися по потоку, и выпуклыми лопастями, движущимися навстречу невозмущенному потоку. Наибольший крутящий момент таких роторов достигается при быстроходности  $\omega$ , меньшей единицы, что до последнего времени ограничивало область применения таких турбин использованием их в качестве приводов для водяных насосов и т.п. Под быстроходностью понимается относительная скорость движения точки ротора, наиболее удаленной от оси вращения:

$$\omega = \Omega R / U_x,$$

где  $\Omega$  – угловая скорость вращения ротора,  $R$  – радиус ротора,  $U_x$  – скорость невозмущенного потока.

Появление тихоходных многополюсных генераторов и увеличение их КПД, позволившее избавиться от мультипликаторов и осуществить прямую передачу крутящего момента, заставило конструкторов и исследователей вновь обратить свое внимание на особенности аэродинамики подобных систем. Решение задачи отрывного обтекания конструкций ротора Савониуса в нелинейной нестационарной постановке, а также некоторые выводы, которые были сделаны в результате проведенных автором исследований, изложены в работах [1–3].

Второй тип вертикально-осевых роторов представлен различными модификациями концепции, предложенной Дарье в 30-х годах двадцатого века [4]. В основе конструкции таких роторов лежит явление, аналогичное перераспределению давления на поверхности крыла или лопасти, вызывающему при определенных условиях появление подсосывающей силы. Это явление хорошо известно в аэродинамике вертолета, поскольку именно оно является причиной возникновения авторотации несущего винта, позволяющей осуществить безопас-

ную посадку при отказе силовой установки. Быстроходность роторов Дарье  $\omega > 1$  и, как правило, лежит в диапазоне  $\omega = 2 \dots 6$ . Данные конструкции, обладающие рядом существенных преимуществ (рассмотрение которых выходит за рамки данной статьи), изучаются многими исследователями, как одни из наиболее перспективных. Коэффициент использования энергии ветра  $\xi$  у существующих роторов Дарье достигает  $\xi = 0,4$ :

$$\xi = \frac{2N}{\rho U_{\infty}^3 S},$$

где  $N$  – мощность, снимаемая с вала ротора;  $\rho$  – плотность воздуха;  $S$  – площадь миделя вращающегося ротора. Учитывая, что установленная мощность отдельных существующих турбин уже достигает 0,5 МВт, становится актуальным вопрос повышения аэродинамической эффективности вертикально-осевых быстроходных роторов. Таким образом, возникает задача изучения аэродинамических характеристик вращающейся системы телесных аэродинамических профилей. В связи с необычным характером обтекания профилей актуальна возможность расчета системы с лопастями, аэродинамические характеристики которых заранее не известны. То есть необходимо непосредственное определение характеристик профиля в процессе расчета.

Численное решение данной задачи базируется на основе методики и программного обеспечения, созданного ранее автором для решения нелинейных нестационарных задач отрывного обтекания систем поверхностей, моделирующих ротор Савониуса. При этом сохраняются все постулаты, гипотезы и допущения, принятые в методе дискретных вихрей, такие как: условие непротекания; условие затухания возмущений на бесконечности, отсутствия бесконечных скоростей и давлений на острой кромке, плавного обтекания поверхности профиля, потенциальности течения везде, за исключением поверхностей тангенциального разрыва скорости; условие движения вихрей по траекториям жидких частиц; условие постоянства циркуляции по замкнутому контуру.

Переход от тонкой поверхности к телесному профилю осуществляется следующим образом. С одной стороны, известно решение методом дискретных вихрей задачи расчета отрывного обтекания плоской пластины под углом атаки  $\alpha = 90^\circ$ . При этом поток, обтекающий пластину, считается потенциальным во всех точках, за исключением особенностей – свободных вихревых шнуров, моделирующих поверхности тангенциального разрыва скорости. Положение первых свободных вихрей, сходящих с острых кромок, постулируется на линиях, касательных к острым кромкам, на удалении от кромки, равном расстоянию от контрольной

точки, расположенной на кромке, до ближайшего свободного вихря. В дальнейшем движение свободных вихрей, а, следовательно, и форма вихревой пелены, определяется скоростью невозмущенного потока и скоростью, индуцированной массивом вихревых шнуров. Таким образом, величина аэродинамической нагрузки на расчетной панели зависит не только от интенсивности вихревого слоя и тангенциальной скорости, но и от характера изменения за расчетный шаг интенсивности сходящих с острых кромок свободных вихрей. С другой стороны, при деформации поверхности  $S_k$  не нарушается ни одно из указанных выше условий и допущений метода дискретных вихрей и, следовательно, появляется возможность определения аэродинамической нагрузки на поверхности телесного аэродинамического профиля. При этом острые кромки тонкого профиля, с которых сходит вихревая пелена, становятся задними кромками верхней и нижней дужек телесного профиля. Для обеспечения гидродинамической корректности задачи требуется сохранение «зазора» между линиями схода потока, т.е. задними кромками. Более того, такая форма профиля, при которой нижняя и верхняя поверхность не сходятся в одной точке, больше соответствует форме реальных профилей. Вихревые пелены сходят по касательным к задним кромкам верхней и нижней дужек и сносятся потоком. Такая форма перехода от отрывного обтекания тонкой пластины к безотрывному (по передней кромке) обтеканию телесного профиля является наиболее простой и гидродинамически корректной.

При определении распределенных аэродинамических характеристик телесного профиля удобнее (и, в некотором смысле, привычнее) пользоваться понятием коэффициента давления  $C_p = (p - p_\infty)/q$ , а не безразмерной аэродинамической нагрузкой  $\Delta C_p = C_{p-} - C_{p+}$ , где  $p$  и  $p_\infty$ , соответственно, давление в точке поверхности и давление невозмущенного потока;  $C_{p-}$  и  $C_{p+}$ , соответственно, коэффициенты давлений на вогнутой (внутренней) и выпуклой (внешней) поверхности профиля.

Для нашей задачи в безразмерных величинах интеграл Коши-Лагранжа имеет вид [5]:

$$\Delta C_{p\mu} = 2 \left( \gamma_{\Sigma\mu r} \bar{w}_{\eta\mu} - \frac{\partial \Gamma_{\mu L r}}{\partial \tau} \right),$$

где  $\Delta C_{p\mu}$  – разность безразмерных коэффициентов давления в точке  $\mu \in S_k$ ,  $\gamma_{\Sigma\mu r}$  – безразмерная интенсивность суммарного вихревого слоя на панели,  $\bar{w}_{\eta\mu}$  – касательная составляющая безразмерной относительной скорости в точке  $\xi = \mu$  ( $\xi \in S_k$ ),  $\partial \Gamma_{\mu L r} / \partial \tau$  – изменение циркуляции по замкнутому контуру  $L$  за расчетное время  $\partial \tau$ .

Учитывая, что скорость потока во внутренней части профиля при достаточно малом промежутке между задними кромками верхней и нижней дужек будет равна нулю, а следовательно,  $C_{p, \mu} = 1$ , получим

$$C_{p, \mu} = C_{p\mu} = 1 - 2 \left( \gamma_{\Sigma, \mu} \bar{w}_{\mu} - \frac{\partial \Gamma_{\mu L}}{\partial \tau} \right).$$

Имея коэффициенты давления для каждой панели разбиения, получаем возможность определять распределенные и суммарные (в том числе и моментные) характеристики профиля.

С целью проверки работоспособности программы осуществлялось сравнение распределения давления по поверхности профиля при малых углах атаки  $\alpha \leq 8^\circ$ , для которых характерно практическое отсутствие отрыва потока на верхней поверхности.

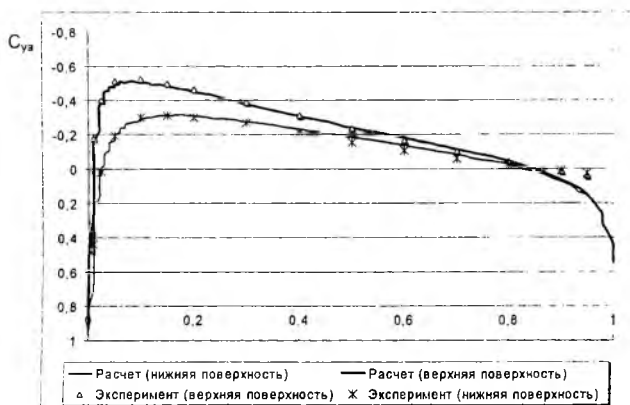


Рис. 1. Распределение коэффициентов давления по поверхности профиля NACA – 0012 ( $C_{ya} = 0,1$ )

Распределение коэффициента давления по профилю NACA – 0012 при  $C_{ya} = 0,1$  приведено на рис. 1 и при  $C_{ya} = 0,3$  – на рис. 2. Поверхность профиля моделировалась 136 вихрями, расположенными неравномерно. Для сравнения показано распределение коэффициентов давления, полученное экспериментально в ЦАГИ [6].

На рис. 3 приведены зависимости коэффициента продольной (тянущей) силы  $X$  лопасти двухлопастного ветроколеса, полученные различными методами при коэффициенте заполнения  $\sigma = 0,1$  и быстроходности  $\omega = 4,4$ .

В результате проведения численных экспериментов был выявлен ряд особенностей размещения суммарных вихрей, оказывающих влияние на характеристики профилей.

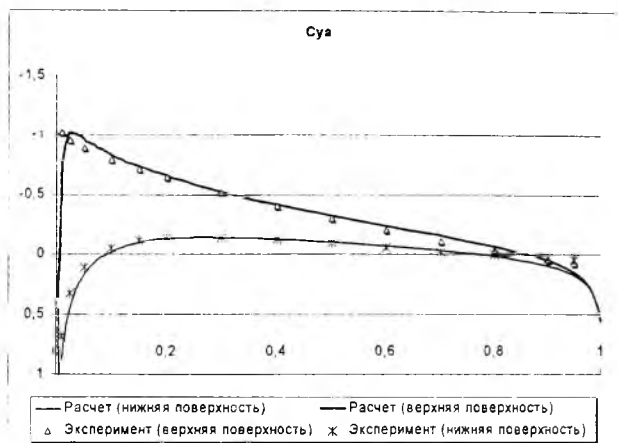


Рис. 2. Распределение коэффициентов давления по поверхности профиля  $NACA - 0012$  ( $C_{ya} = 0,3$ )

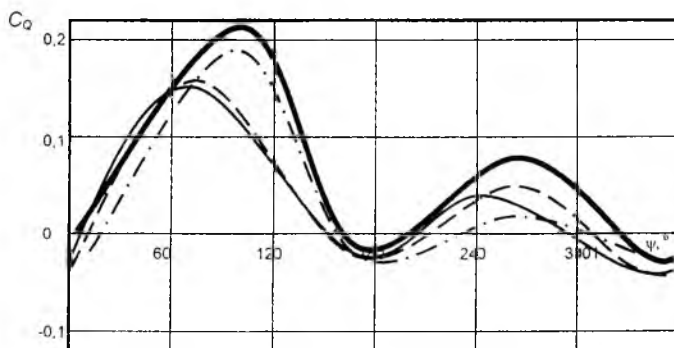


Рис. 3. Зависимости коэффициентов тянущей силы лопасти от угла азимутального положения

- усовершенствованный метод В.В. Самсонова [7];
- - - - - одномерная теория;
- · - · - · вихревой метод [8];
- предлагаемый метод

Одной из важных особенностей, характерных для численного моделирования обтекания телесных профилей, является соблюдение «меры дискретности», выражающееся в распределении особенностей на профиле таким образом, чтобы расстояние между двумя сосед-

ними вихрями на поверхности не превышало «местной» толщины профиля. Очевидно, что в общем случае наибольшая плотность вихрей будет наблюдаться у передней и задней кромок телесного профиля. И здесь существенное влияние оказывает закон распределения вихревых особенностей на поверхности профиля.

Второй важной особенностью является необходимость размещения вихрей по поверхности таким образом, чтобы расстояние от каждого из двух вихрей, «симметричных» относительно хорды, до задней кромки профиля было одинаковым.

Таким образом, предлагаемая методика позволяет производить расчет распределенных и суммарных характеристик роторов Дарье с лопастями, имеющими телесный профиль произвольной формы.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Онушкин Ю.П., Островой А.В., Полуяхтов В.А. Результаты численного моделирования и экспериментальных исследований вертикально-осевой турбины // *Аэродинамика летательных аппаратов: Научно-методические материалы.* / Под ред. А.И. Желанникова. М.: ВАТУ, 2002, с. 152 – 160
2. Онушкин Ю.П., Островой А.В. Численное исследование характеристик вертикально-осевой ветровой турбины // *Сб. трудов X Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов, Самара, 2002, с. 305 – 309.*
3. Onuskin Yu.P. Ostrovoy A.V. Vortex method simulation of the flow around a vertical-axis wind turbine // *International Workshop „Russian Technologies for Industrial Applications” Renewable energy, SpbSTU Publish., 2001. – P.158-160.*
4. Darrieus G.M. US Patent, N1835018, 08.12.1931.
5. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. *Нелинейная теория крыла и ее приложения.* – Алматы: Гылым, 1997.
6. Ушаков Б.А., Красильщиков П.П., Волков А.К., Гржегоржевский А.Н. *Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев.* - БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940.
7. Самсонов В.В. Усовершенствованный метод расчета аэродинамических характеристик ветроколес вертикально-осевого типа, основанный на импульсной теории // *Промышленная аэродинамика. Аэродинамика лопаточных машин, каналов, струйных аппаратов и ветровых нагрузок, 1998, Вып. 3(35), с. 171 – 182.*
8. Paraschivoiu I. Aerodynamic loads and rotor performance for the Darrieus wind turbines // *AIAA Pap., 1981. – N 2582.– P. 9.*