

УДК 553.662.2.04

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ НЕСУЩЕГО ВИНТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИТЕРАЦИОННОГО МЕТОДА

Г.М. Шумский, А.С. Калашникова

*Новосибирский государственный технический университет*

Наряду с конечно-разностными методами расчета аэродинамических характеристик несущих винтов активно развиваются и простые инженерные методы, в частности на основе классических теорий в сочетании с численными подходами. Большое распространение в практических приложениях получили методы расчета, основанные на классической теории несущей линии. В этой теории используется вихревая модель, которая позволяет заменять лопасти винта и вихревые следы дискретными вихрями. Исходными данными для теории несущей линии являются профильные характеристики лопастей несущего винта. Результаты расчетов на основе теории несущей линии хорошо согласуются с опытными данными на режимах безотрывного обтекания лопастей несущего винта. На критических режимах обтекания лопастей с отрывом потока происходит расхождение расчетных данных с результатами эксперимента. В настоящей работе нелинейная теория несущей линии с использованием итерационного метода позволила получить удовлетворительное согласование расчетных и опытных данных аэродинамических характеристик несущего винта, в том числе и на критических режимах отрывного обтекания.

*Ключевые слова:* аэродинамическая модель винта, дискретная схема, итерационный метод, коэффициент тяги, сопоставление с экспериментом.

DOI: 10.17212/1727-2769-2015-1-121-127

### Введение

Методы расчета аэродинамических характеристик были заложены еще Н.Е. Жуковским и Л. Прандтлем, которые предложили его вихревую модель. Эта модель, называемая теорией несущей линии, основывалась на изучении экспериментальных визуализаций обтекания винта [1–3]. В результате его лопасти и их вихревые следы заменялись дискретными вихрями и нагрузки на несущую систему при безотрывных режимах обтекания определялись по теореме Жуковского о подъемной силе. Для сохранения безотрывного обтекания на практике лопастям винта придается «крутка», т. е. изменение углов установки профилей лопасти вдоль размаха. Однако, к сожалению, при обтекании лопастей на больших углах атаки на них все же возникают отрывы потока, и расчетные данные таких критических режимов не соответствуют экспериментальным результатам. В настоящей работе на основе теории несущей линии в нелинейной постановке, с учетом выстраивания формы вихревого следа в процессе решения, и с использованием итерационного метода получены аэродинамические характеристики в широком диапазоне углов атаки, включающем и начальные критические режимы отрывного обтекания.

1. Рассмотрим в однородном потоке идеальной несжимаемой жидкости, движущемся со скоростью  $V_\infty$ ,  $m$  – лопастной винт радиусом  $R$  с центром втулки в начале связанной с лопастью системы координат  $Ox$ . Винт вращается вокруг оси  $Oy$  с угловой скоростью  $\omega$ . Каждая лопасть винта моделируется прямой несущей линией с переменной по радиусу  $r$  циркуляцией (рис. 1).

От произвольного элемента несущей линии непрерывно отделяются элементы свободной вихревой поверхности, которые движутся далее вместе с жидкими частицами набегающего на винт потока. В результате за каждой несущей линией, моделирующей лопасть винта, образуется вихревой след в форме вихревой поверхности.

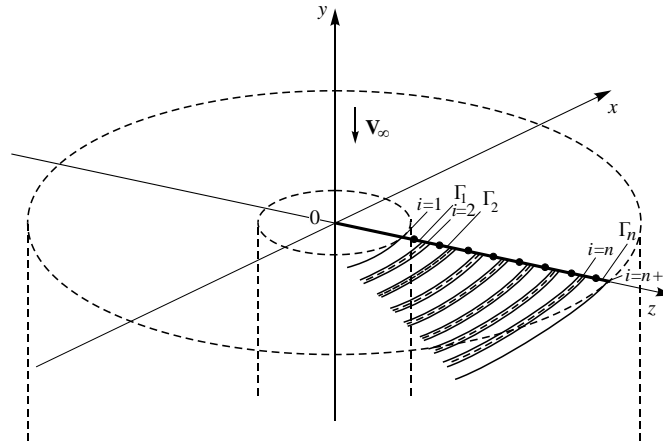


Рис. 1. Дискретная схема вихревой системы

Fig. 1. The discrete scheme of vortex system

Если рассмотреть одну лопасть винта как изолированное крыло большого удлинения, то к обтеканию профиля его поперечного сечения применима гипотеза плоских сечений, на основе которой можно считать, что этот профиль обтекается плоским потоком, кинематика которого представлена на рис. 2.

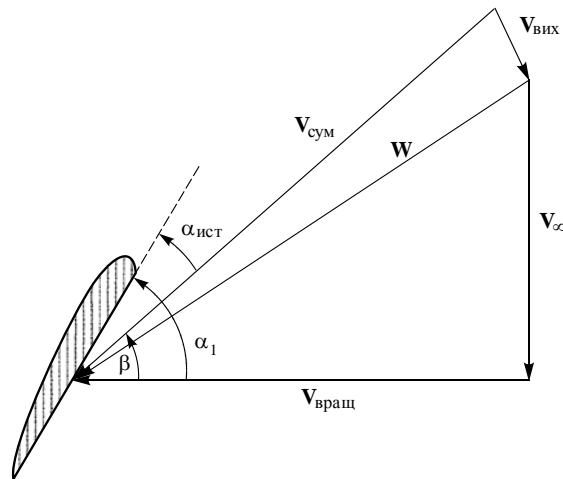


Рис. 2. План скоростей потока вокруг профиля лопасти

Fig. 2. The speed plan of flow around blade profile

В данном случае  $V_{\text{вращ}} = \omega r$  – окружная скорость вращения профиля,  $W = V_{\infty} + V_{\text{вращ}}$ . Полная суммарная скорость, которая индуцируется потоком на профиле сечения лопасти, равна  $V_{\text{сум}} = W + V_{\text{вихр}}$ , где  $V_{\text{вихр}}$  – скорость от вихре-

вой пелены, сходящей с лопасти. Угол атаки профиля лопасти на рис. 2 обозначен  $\alpha_{\text{ист}}$ . Если вместо одной лопасти рассматривается полностью винт, то в суммарную скорость  $V_{\text{сум}}$  следует добавить скорости, индуцируемые несущими линиями всех лопастей и их вихревыми следами.

Как уже отмечалось, реальным лопастям винта придается крутка. Пусть рассматриваемый профиль лопасти расположен на радиусе  $r$  вдоль несущей линии, тогда аэродинамическая хорда этого профиля образует с плоскостью вращения винта следующий угол установки (рис. 2):

$$\alpha_1 = \alpha_0 + \Delta\alpha(r),$$

где  $\alpha_0$  – угол установки сечения лопасти на радиусе  $r = 0,75$ , а  $\Delta\alpha(r)$  – угол геометрической крутки лопасти на радиусе  $r$ .

Тогда с учетом этой формулы рассматриваемый профиль будет обтекаться с суммарной скоростью  $V_{\text{сум}}$  под углом атаки

$$\alpha_{\text{ист}} = \alpha_0 + \Delta\alpha(r) - \beta(r),$$

где  $\beta(r)$  – угол между скоростью  $V_{\text{сум}}$  и осью  $Ox$  (рис. 2).

Для определения циркуляции несущей линии используется основное уравнение теории несущей линии [2], которое может быть записано в следующем безразмерном виде:

$$\bar{\Gamma}(\bar{r}) = \frac{1}{2} C_{ya} \bar{V}_{\text{сум}} \bar{b}(\bar{r}), \quad (1)$$

где  $\bar{\Gamma}$ ,  $\bar{V}_{\text{сум}}$ ,  $\bar{b}$ ,  $\bar{r}$  – безразмерные циркуляция, суммарная скорость, хорда и радиус соответственно (скорость отнесена к  $V_{\infty}$ , линейные размеры к диаметру винта  $D = 2R$ );  $C_{ya}$  – безразмерный аэродинамический коэффициент подъемной силы профиля сечения.

По известной циркуляции определяется подъемная сила профиля сечения лопасти. Для определения тянущей силы сечения лопасти векторы подъемной силы и силы профильного сопротивления в каждом сечении проектируются на направление потока, т. е. ось  $Oy$ . Безразмерный коэффициент тяги винта  $P$  определяются интегрированием соответствующих характеристик сечений по размаху всех его лопастей.

2. Аэродинамический расчет винта строится с использованием метода дискретных вихрей. Каждая лопасть винта заменяется несущей линией, которая делится на  $n$  присоединенных вихревых отрезков (рис. 1). При этом вдоль каждого вихревого отрезка циркуляция предполагается постоянной. Точки деления несущей линией вдоль оси  $Oy$  обозначены индексами  $i$ . Вихревой слой следа каждой лопасти моделируется вихревыми линиями, состоящими из свободных вихревых отрезков, которые исходят из концов присоединенных вихревых отрезков несущей линии (рис. 1). Положение этих линий заранее не известно и определяется в процессе численного решения. Индуктивные скорости от всей вихревой системы винта вычисляются по формулам Био–Савара в  $i$ -х контрольных точках, расположенных в серединах присоединенных вихревых отрезков. Они отмечены точками на несущей линии (рис. 1). Расстояние от контрольных точек до оси вращения винта обозначают  $r_i$ . Численное решение основной задачи в данной работе,

в частности определение тянущей силы винта, строится с использованием итерационного метода, который состоит в следующем.

На первом этапе  $s$ -й итерации из эксперимента или расчета определяются аэродинамические характеристики профиля лопасти на каждом  $i$ -м отрезке несущей линии, определяется зависимость безразмерного аэродинамического коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки –  $C_{yai}(\alpha)$ . Далее из уравнения (1) находится предварительное значение циркуляции на каждом  $i$ -м вихревом отрезке несущей линии:

$$\bar{\Gamma}_{pris} = \frac{1}{2} C_{yai} \bar{V}_{cymis} \bar{b}_i. \quad (2)$$

Затем окончательная циркуляция каждого  $i$ -го вихревого отрезка на  $s$ -й итерации  $\bar{\Gamma}_{is}$  вычисляется по следующей рекуррентной формуле:

$$\bar{\Gamma}_{is} = \bar{\Gamma}_{is-1} + \theta(\bar{\Gamma}_{pris} - \bar{\Gamma}_{pris-1}), \quad (3)$$

где  $\bar{\Gamma}_{pris-1}$  предварительная циркуляция  $i$ -го вихревого отрезка на  $s-1$  итерации;  $\theta$  – сглаживающий коэффициент ( $0 < \theta < 1$ ).

Далее по вычисленным циркуляциям  $\bar{\Gamma}_{is}$  определяются скорости потока в контрольных точках вихревых отрезках несущей линии и затем находятся новые истинные углы атаки  $\alpha_{ист}$ . После этого по профильным характеристикам определяются  $C_{yai(s+1)}$  уже на  $s+1$  итерации и по формулам (2), (3) повторяется описанный выше цикл. Следует отметить, что на первой итерации второе слагаемое в формуле (2) полагается равным нулю.

В рамках этом итерационного процесса происходит и выстраивание формы вихревого следа по итерациям известным методом дискретных вихрей [4].

3. В качестве примера использования этого итерационного метода проводится расчет зависимости безразмерного аэродинамического коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла удлинения [5] от угла атаки  $C_{ya}(\alpha)$  (рис. 3).

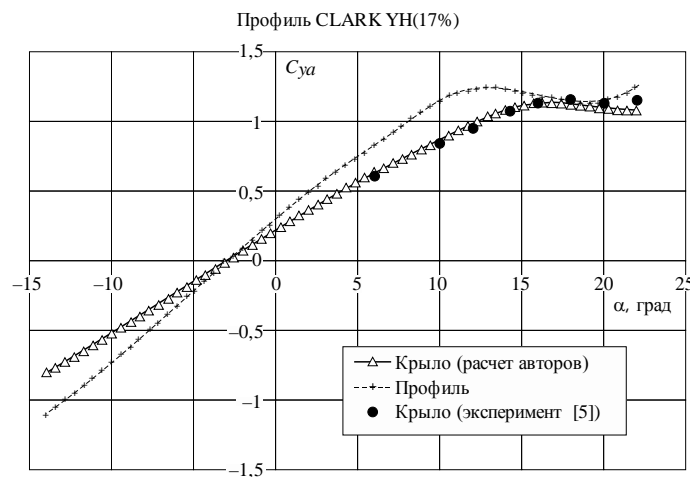


Рис. 3. Коэффициенты подъемной силы прямоугольного крыла и профиля

Fig. 3. The lift coefficients of rectangular wing and profile

Из сопоставления с экспериментальными данными [5] следует, что  $C_{ya}(\alpha)$  определяется с достаточной точностью в широком диапазоне углов атаки, включая и начальный диапазон критических режимов отрывного обтекания. При этом хорошо согласуются полученные в расчете и эксперименте максимальные значения коэффициента подъемной силы  $C_{ya\max}$ , что важно при аэродинамическом проектировании лопастей винта.

Для примера расчета воздушного винта выбирался двухлопастной винт, имеющий профиль RAF-6 с толщиной 8 %. Исходные данные для расчета принимали следующие значения:

$r_{\text{вт}} = 0,1626$  м – внутренний радиус втулки;

$R = 0,6$  м – радиус несущего винта;

$V_{\infty} = 60$  м/с – скорость набегающего потока.

Кроме того, на рис. 4 и 5 представлены дополнительные геометрические характеристики лопастей винта – безразмерная хорда и угол крутки по размаху лопасти. Расчеты проводились для углов установки сечения лопасти  $25^\circ$ ,  $28^\circ$ ,  $31^\circ$ .

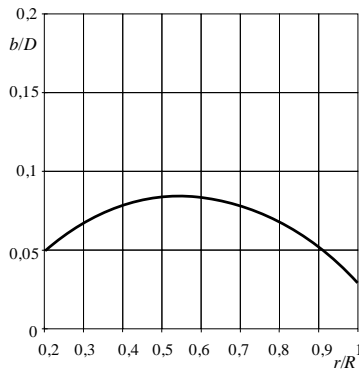


Рис. 4. Относительная хорда профиля  
Fig. 4. Relative chord Profile

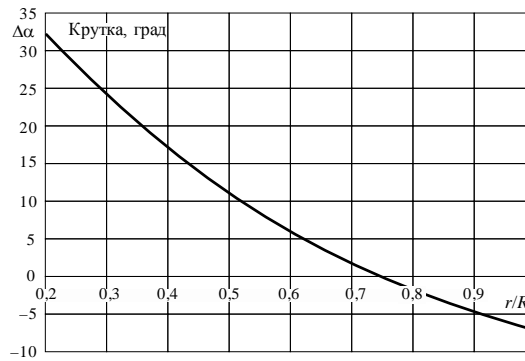


Рис. 5. Крутка лопасти  
Fig. 5. Whirling blades

На рис. 6 безразмерный коэффициент тяги винта  $P$ , определенный из расчета и эксперимента [6], представлен в зависимости от относительной поступи  $\lambda$

$$\left( \lambda = \frac{V_{\infty}}{n_s D}, \text{ где } n_s - \text{секундное число оборотов } \lambda = \frac{V_{\infty}}{n_s D} \right).$$

Из этих материалов следует, что удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных данных имеет место в широком диапазоне изменения параметра  $\lambda$ , соответствующему крейсерскому режиму полета, а также начальному участку критических режимов отрывного обтекания. Следует отметить, что нарушение согласования этих данных происходит лишь на малых скоростях движения винта (режимы stop, т. е. при  $V_{\infty} \rightarrow 0$ ). Вместе с тем тенденция уменьшения роста тянущей силы в этом диапазоне при  $\lambda \rightarrow 0$  отмечается и в расчете, и в эксперименте. И это понятно, так как при малых значениях  $V_{\infty}$  увеличивается угол атаки  $\alpha_{\text{ист}}$  (см. рис. 2) и, при достаточно больших углах установки лопастей винта, происходит их выход на большие закритические углы атаки, вследствие чего падает тянущая сила.

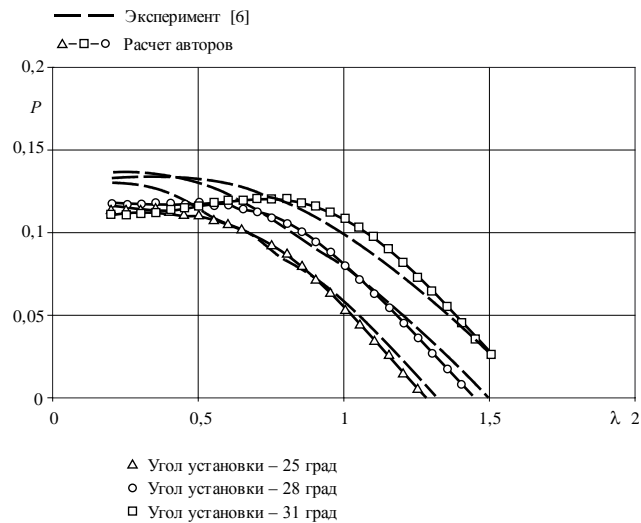


Рис. 6. Зависимость безразмерного коэффициента тяги винта от параметра

Fig. 6. The dimensionless coefficient's dependence of the rotor thrust from parameter

### Закключение

Таким образом, численное решение задачи с использованием итерационного метода позволяет получить тягу несущего винта, удовлетворительно согласующуюся с экспериментальными данными в широком диапазоне изменения углов атаки и относительной поступи, в том числе и на начальном участке критических режимов отрывного обтекания.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Ветчинкин В.П., Поляков Н.Н. Теория и расчет воздушного гребного винта. – М.: Наука, 1940. – 336 с.
2. Теория несущего винта / В.Э. Баскин, Л.С. Вильдгрубе, Е.С. Вожаев, Г.И. Майкапар; под ред. А.К. Мартынова. – М.: Наука, 1973. – 363 с.
3. Павлов Л.С. Исследования обтекания лопасти несущего винта. – М.: Наука, 1971. – 291 с. – (Труды ЦАГИ; вып. 1287).
4. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, 1978. – 352 с.
5. Руководство для конструкторов летательных аппаратов самодеятельной постройки (РДК СЛА): в 2 т.: т. 1: Общие технические требования. Аэродинамика / редкол.: А.Н. Серьезнов (гл. ред.) и др.; Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина. – Новосибирск: [б. и.], 1989. – 437 с.
6. Кравец А.С. Характеристики воздушных винтов: учебное пособие. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1941. – 468 с.

### AERODYNAMIC CALCULATION OF THE ROTOR USING AN ITERATIVE METHOD

Shumsky G.M., Kalashnikova A.S.

Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russian Federation

Simple engineering methods are actively developed along with finite-difference calculating methods of the rotor aerodynamic characteristics, particularly based on classical theories in combination with numerical approaches. Calculating methods based on the classical lifting line theory

are wide spread in practical applications. This theory uses the vortex model which allows replacing rotor blades and vortex traces by discrete vortices. The lifting line theory is based on profile rotor blade characteristics. The results of calculations based on the lifting line theory agree with the experimental data obtained at regimes of unseparated flow over rotor blades. But there is a divergence between the calculated data and experimental results at critical regimes of separated flow over rotor blades. The nonlinear lifting line theory combined with the iterative method has yielded a satisfactory agreement between the calculated and experimental data of the rotor aerodynamic characteristics at critical separated flow regimes.

**Keywords:** aerodynamic rotor model; discrete scheme; iterative method; thrust coefficient; comparison with experiment.

DOI: 10.17212/1727-2769-2015-1-121-127

#### REFERENCES

1. Vetchinkin V.P., Polyakov N.N. *Teoriya i raschet vozdushnogo grebnogo vinta* [Theory and calculation of air rotor]. Moscow, Nauka Publ., 1940. 336 p.
2. Baskin V.E., Vil'dgrube L.S., Vozhdaev E.S., Maikapar G.I., Martynov A.K., ed. *Teoriya nesushchego vinta* [The theory of the rotor]. Moscow, Nauka Publ., 1973. 363 p.
3. Pavlov L.S. *Issledovaniya obtekaniya lopasti nesushchego vinta* [Studies of flow rotor blades]. Moscow, Nauka Publ., 1971. 291 p.
4. Belotserkovskii S.M., Nisht M.I. *Otryvnoe i bezotryvnoe obtekanie tonkikh kryl'ev ideal'noi zhidkost'yu* [Separated and unseparated flow around thin wings in an ideal fluid]. Moscow, Nauka Publ., 1978. 352 p.
5. Ser'eznov A.N., ed. *Rukovodstvo dlya konstruktorov letatel'nykh apparatov samodeyatel'noi postroiki (RDK SLA): v 2 t.: t. 1: Obshchie tekhnicheskie trebovaniya. Aerodinamika* [Guidelines for designers of amateur aircraft construction (RDK LAS): in 2 vols.: vol. 1: General requirements. Aerodynamics]. Novosibirsk, SibNIA, 1989. 437 p.
6. Kravets A.S. *Kharakteristiki vozdushnykh vintov* [The characteristics of air rotors]. Moscow, Gosudarstvennoe izdatel'stvo oboronoj promyshlennosti, 1941. 468 p.

#### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ



**Шумский Геннадий Михайлович** – родился в 1947 году, д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры инженерной математики Новосибирского государственного технического университета. Область научных интересов: нестационарная аэродинамика. Опубликовано 40 научных работ. (Адрес: 630073, Россия, Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20. Email: anegs@adm.nstu.ru).

**Shumskiy Gennadiy Mikhaylovich** (b. 1947) – Doctor of Sciences (Eng.), Professor, Professor of the Engineering Mathematics Department in the Novosibirsk State Technical University. His research interests are currently focused on nonsteady aerodynamics. He is author of 40 scientific papers. (Address: 20, Karl Marx Av., Novosibirsk, 630073, Russian Federation. Email: anegs@adm.nstu.ru).

**Калашникова Алина Сергеевна** – родилась в 1984 году, магистр. Область научных интересов: нестационарная аэродинамика. (Адрес: 630073, Россия, Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20. Email: ksyushka.00@mail.ru).

**Kalashnikova Alina Sergeevna** (b. 1984) – Master of Science. Her research interests are currently focused on nonsteady aerodynamics. (Address: 20, Karl Marx Av., Novosibirsk, 630073, Russian Federation. Email: ksyushka.00@mail.ru).

*Статья поступила 29 октября 2014 г.  
Received October 29, 2014*

#### To Reference:

Shumskii G.M., Kalashnikova A.S. Aerodinamicheskii raschet nesushchego vinta s ispol'zovaniem iteratsionnogo metoda [Aerodynamic calculation of the rotor using an iterative method]. *Doklady Akademii nauk vysshei shkoly Rossiiskoi Federatsii – Proceedings of the Russian higher school Academy of sciences*, 2015, no. 1 (26), pp. 121–127. doi: 10.17212/1727-2769-2015-1-121-127