

## НАПОРНАЯ ТЕОРИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

**С.П. ЛИСИН**

(ОАО «Роствертол»)

*Предложена новая теория определения основных аэродинамических характеристик воздушного винта.*

**Ключевые слова:** напорная теория, несущий винт, тяга.

**Введение.** Впервые предположение о подобии аэродинамических характеристик лопасти несущего винта (НВ) вертолета и крыла самолета было высказано С.К. Джевецким в 1892 г. [1]. Это позволило предположить, что на лопасти винта и крыле возникают сходные аэродинамические силы, а это значит, что к воздушному винту можно применить теорию подъемной силы, разработанную для крыла Н.Е. Жуковским совместно с С.А. Чаплыгиным. Над решением этой проблемы в начале двадцатого столетия работали Н.Е. Жуковский, Б.Н. Юрьев, Г.Х. Сабинин. Однако в то время сделать этого не удалось. В настоящей работе сделана попытка решить эту задачу.

**Основные положения напорной теории.** Для определения подъемной силы крыла самолета вычислим скоростной напор

$$q_k = \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1)$$

где  $V$  – скорость полета самолета;  $\rho$  – плотность воздуха на расчетной высоте.

Определим скоростной напор для винта вертолета

$$q_v = \rho \frac{(0,5U_{кл})^2}{2}, \quad (2)$$

где  $U_{кл}$  – окружная скорость конца лопасти вертолета.

Получим подъемную силу крыла самолета

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (3)$$

где  $C_y$  – коэффициент подъемной силы крыла самолета;  $S$  – площадь крыла самолета.

Вычислим тягу несущего винта вертолета

$$P_{НВ} = C_{y,ср} \rho \frac{(0,5U_{кл})^2}{2} F_l, \quad (4)$$

где  $C_{y,ср}$  – среднее значение коэффициента подъемной силы комлевого и концевых сечений лопасти несущего винта (НВ) вертолета (определяется по таблице аэродинамических профилей

[3] и имеет вид  $C_{y,ср} = \frac{C_{y_{компл}} + C_{y_{конц}}}{2}$ );  $F_l$  – суммарная площадь оперенной части лопастей вертолета

$$F_l = L_{о,ч,л} Bz,$$

где  $L_{о,ч,л}$  – длина оперенной части лопасти;  $B$  – хорда лопасти;  $z$  – число лопастей.

Зависимости (1) – (4) подтверждают предположение С.К. Джевецкого о подобии аэродинамических характеристик лопасти несущего винта вертолета и крыла самолета.

В основе разработанной напорной теории воздушного винта (НТВВ), и в частности НВ вертолета, лежит определение скоростного напора на оперенной части лопасти (2), а также геометрических параметров лопасти НВ.

Тогда выражение (4) можно представить:

$$P_{\text{НВ}} = C_{y.\text{ср}} \rho \frac{(0,5U_{\text{кл}})^2}{2} L_{\text{о.ч.л}} Bz. \quad (5)$$

Для определения реактивного момента (РМ) НВ воспользуемся формулой:

$$M_p = C_{x.\text{ср}} \frac{\rho (0,5U_{\text{кл}})^2}{2} F_{\text{л}} R, \quad (6)$$

где  $C_{x.\text{ср}}$  – средний коэффициент лобового сопротивления лопасти,  $C_{x.\text{ср}} = \frac{C_{x.\text{компл}} + C_{x.\text{компл}}}{2}$ , определяется по таблице аэродинамических профилей [3];  $R$  – радиус НВ.

Определим расчетную мощность двигателя

$$N_U = P_{\text{НВ}} 0,5U_{\text{кл}}, \quad (7)$$

а также реальную мощность двигателя

$$N_p = N_U G_N, \quad (8)$$

где  $G_N$  – весовой коэффициент мощностной безопасности, введен автором,  $G_N = \frac{N_p}{N_U}$ .

Определим скорость индуктивного потока воздуха в плоскости вращения НВ

$$V_{i1} = \frac{U_{\text{кл}} C_{y.\text{ср}}}{\Pi}, \quad (9)$$

где  $\Pi$  – коэффициент загрузки НВ, величина обратная коэффициенту заполнения  $\sigma$ ,

$$\Pi = \frac{P_{\text{НВ}} / F_{\text{л}}}{P_{\text{НВ}} / F_{\text{НВ}}}, \text{ где } F_{\text{НВ}} = \pi R^2 - \text{площадь ометаемой поверхности НВ.}$$

Тогда

$$V_{i1} = U_{\text{кл}} \sigma C_{y.\text{ср}}. \quad (10)$$

Скорость индуктивного потока на расстоянии  $(1,5-2)R$  [4] от НВ

$$V_{i2} = 2V_{i1}. \quad (12)$$

С помощью НТВВ была определена очень важная зависимость между весовым расходом воздуха для заданного НВ и его тягой. Эта зависимость названа автором коэффициентом приемистости тяги винта  $Z_t$ , размерность – секунда, с.

$$Z_t = \frac{\Theta_m}{P_{\text{НВ}}}, \quad (13)$$

где  $\Theta_m$  – весовой расход воздуха НВ на заданной высоте:

$$\Theta_m = \Theta_v \gamma, \quad (14)$$

где  $\Theta_v$  – объемный расход воздуха на заданной высоте,  $\Theta_v = F_{\text{НВ}} V_{i2}$ ;  $\gamma$  – удельный вес воздуха на заданной высоте.

Коэффициент приемистости тяги  $Z_t$  зависит от весового расхода воздуха на расчетной высоте и имеет тенденцию к уменьшению с увеличением нагрузки на НВ при  $F_{\text{НВ}} = \text{const}$ , т. е. если

$$\left( \frac{P_{\text{НВ}}}{F_{\text{НВ}}} \right)_1 > \left( \frac{P_{\text{НВ}}}{F_{\text{НВ}}} \right)_2, \text{ то } Z_{t1} > Z_{t2}.$$

Используя  $Z_t$ , определим расчетную мощность двигателя

$$N_U = \frac{\Theta_m}{Z_t} \frac{0,5V_{i2}}{\sigma}, \quad (15)$$

где  $\sigma$  – коэффициент заполнения НВ реактивного момента НВ,  $\sigma = \frac{F_{\text{НВ}}}{F_{\text{л}}}$ .

Тогда реактивный момент

$$M_p = C_{x.cp} \frac{(0,5V_{i1} / \sigma)^2}{2} F_n R. \quad (16)$$

Тяга несущего винта

$$P_{HB} = C_{y.cp} \rho \frac{(0,5V_{i1} / \sigma)^2}{2} F_n. \quad (17)$$

В табл. 1 представлены значения коэффициента тяги для различных скоростей индуктивного потока  $V_{i2}$  и различных значений диаметров НВ для вертолетов Ми-2, Ми-24, Ми-26.

Таблица 1

Значения коэффициента приемистости тяги  $Z_t$ , с

| $V_{i2}$ , м/с | Диаметр несущего винта, м |              |            |
|----------------|---------------------------|--------------|------------|
|                | 14,5 (Ми-2)               | 17,4 (Ми-24) | 32 (Ми-26) |
| 19             | 1,1                       |              |            |
| 38,4           |                           | 1,0          |            |
| 42,2           |                           |              | 0,8        |

Напорная теория воздушных винтов позволяет с помощью коэффициента приемистости тяги  $Z_t$  и скорости индуктивного потока определить основные характеристики несущего винта:

- объемный расход воздуха  $\Theta_v$ ;
- весовой расход воздуха  $\Theta_m$ ;
- тягу двигателя  $P_{HB}$ ;
- реактивный момент винта  $M_p$ ;
- расчетную мощность двигателя  $N_U$ .

Алгоритм определения основных характеристик несущего винта вертолета.

1. Зададим радиус несущего винта  $R$  и скорость индуктивного потока  $V_{i2}$ .

2. Определим:

– площадь ометаемой поверхности  $F_{HB} = \pi R^2$ , м<sup>2</sup>;

– объемный расход воздуха  $\Theta_v = F_{HB} V_{i2}$ , м<sup>3</sup>/с;

– весовой расход воздуха  $\Theta_m = F_{HB} V_{i2} \gamma$ , кН/с;

– коэффициент приемистости  $Z_t$  (табл. 1);

– тягу НВ  $P_{HB} = \frac{\Theta_m}{Z_t}$ , кН;

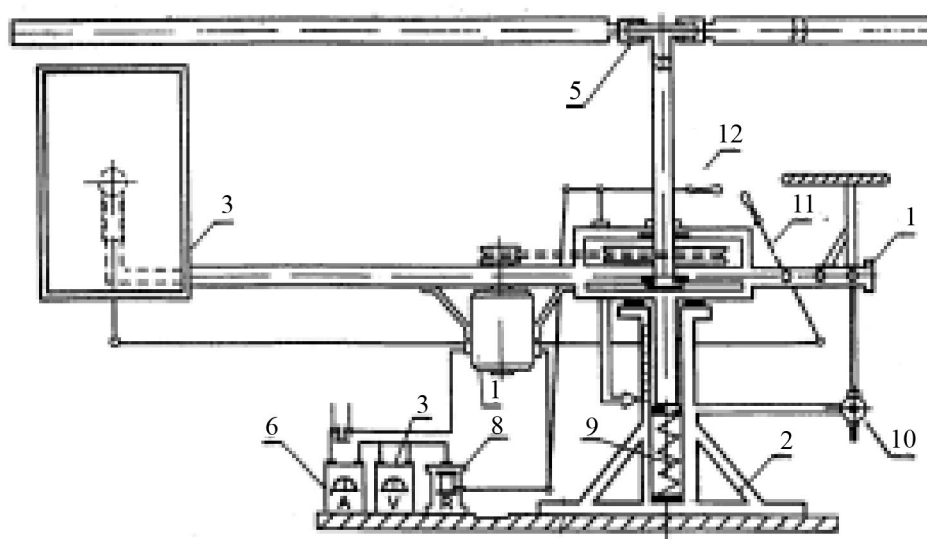
– расчетную мощность двигателя  $N_U = \frac{\Theta_m}{Z_t} \frac{0,5V_{i2}}{\sigma}$ , кВт;

– по атласу аэродинамических характеристик крыльевых профилей средний коэффициент лобового сопротивления лопасти [3]  $C_{x.cp}$ ;

– реактивный момент  $M_p = C_{x.cp} \frac{(0,5V_{i1} / \sigma)^2}{2} F_n R$ , кН·м.

Достоверность напорной теории воздушных винтов была проверена на специально выполненной экспериментальной установке (ЭУ) (см. рисунок).

Кроме этого было проведено исследование статистических данных вертолетов, имеющих взлетный вес от 3,5 т до 56 т (Ми-2, Ми-24, Ми-26).



Экспериментальная установка по определению потребляемой мощности двигателя, силы тяги и реактивного момента:

1 – подвижная часть установки; 2 – неподвижная часть установки; 3 – стабилизатор для парирования реактивного момента НВ; 4 – электродвигатель ( $N_{ном} = 4,3$  кВт); 5 – несущий винт ( $d = 3,7$  м); 6, 7 – амперметр и вольтметр для замера потребляемой мощности двигателя; 8 – реостат для регулировки мощности двигателя; 9 – оттарированная пружина для замера тяги несущего винта; 10 – динамометр для замера реактивного момента несущего винта; 11 – ручка управления стабилизатором; 12 – ручка управления электродвигателем

Данные исследования приведены в табл. 2. Среднестатистическая погрешность между измеренными и расчетными данными не превышает погрешности измерений.

Таблица 2

Статистические и экспериментальные данные НВ и ЭУ

| Тип вертолета и ЭУ       | Параметры НВ          | Статистические данные вертолетов и замеренные параметры ЭУ | Расчетные данные (по НТВВ) | Погрешность параметра, % |
|--------------------------|-----------------------|------------------------------------------------------------|----------------------------|--------------------------|
| ЭУ<br>$\sigma = 0,06$    | $n = 6,5$ об/с        | $P = 1,40$ кН                                              | $P = 1,39$ кН              | 0,99                     |
|                          | $R = 1,85$ м          | $M_p = 1,25$ кН·м                                          | $M_p = 1,23$ кН·м          | 0,98                     |
|                          | $L = 1,6$ м           | $N_{н.д.} = 6,5$ кВт                                       | $N_{н.д.} = 6,5$ кВт       | 0                        |
|                          | $v = 0,16$ м, $Z = 3$ | $V_{i2} = 13$ м/с                                          | $V_{i2} = 12,5$ м/с        | 0,96                     |
| Ми-2<br>$\sigma = 0,06$  | $n = 3,1$ об/с        | $P = 35,0$ кН                                              | $P = 34,1$ кН              | 0,97                     |
|                          | $R = 7,25$ м          | $M_p = 16,0$ кН·м                                          | $M_p = 16,3$ кН·м          | 0,98                     |
|                          | $L = 6,4$ м           | $N_{н.д.} = 2 \cdot 350$ л.с. = 514,2 кВт                  | $N_{н.д.} = 352$ кВт       | –                        |
|                          | $v = 0,41$ м, $Z = 3$ | $V_{i2} = 19,0$ м/с                                        | $V_{i2} = 18,7$ м/с        | 0,95                     |
| Ми-24<br>$\sigma = 0,06$ | $n = 4,0$ об/с        | $P = 115,0$ кН                                             | $P = 113,0$ кН             | 0,98                     |
|                          | $R = 8,6$ м           | $M_p = 105,0$ кН·м                                         | $M_p = 107,0$ кН·м         | 0,98                     |
|                          | $L = 7,2$ м           | $N_{н.д.} = 2 \cdot 2200$ л.с. = 3235 кВт                  | $N_{н.д.} = 1480$ кВт      | 0,9                      |
|                          | $v = 0,58$ м, $Z = 5$ | $V_{i2} = 38,0$ м/с                                        | $V_{i2} = 38,8$ м/с        | 0,97                     |
| Ми-26<br>$\sigma = 0,06$ | $n = 2,1$ об/с        | $P = 560,0$ кН                                             | $P = 556,95$ кН            | 0,99                     |
|                          | $R = 16,0$ м          | $M_p = 750,0$ кН·м                                         | $M_p = 752,0$ кН·м         | 0,99                     |
|                          | $L = 13,3$ м          | $N_{н.д.} = 2 \cdot 11500$ л.с. = 16911 кВт                | $N_{н.д.} = 8500$ кВт      | 0,99                     |
|                          | $v = 0,8$ м, $Z = 8$  | $V_{i2} = 42$ м/с                                          | $V_{i2} = 42,2$ м/с        | 0,97                     |

### Выводы.

1. Из формул (4), (5), (8), (9) следует, что в основе напорной теории воздушных винтов лежит скоростной напор, подобный скоростному напору крыла.

2. Параметр  $0,5U_{кл}$  является основным в напорной теории воздушного винта и заменяет параметр скорости полета самолета в скоростном напоре крыла.

3. Сравнение основных характеристик, полученных на ЭУ, с расчетными и статистическими данными вертолетов Ми-2, Ми-24, Ми-26 (табл. 2) свидетельствует, что разница в значениях не превышает погрешности измерений.

4. На основании предложенной напорной теории воздушных винтов можно разработать простой и достаточно точный метод определения основных характеристик воздушных винтов.

#### Библиографический список

1. Мхитарян А.М. Аэродинамика / А.М. Мхитарян. – М.: Машиностроение, 1970.
2. Арлазоров М.С. Жуковский / М.С. Арлазоров. – М.: Молодая гвардия, 1959.
3. Кашафутдинов С.Т. Атлас аэродинамических характеристик крыльевых профилей / С.Т. Кашафутдинов, В.Н. Лунин; Сибир. науч.-иссл. ин-т авиации им. С.Н. Чаплыгина. – Новосибирск, 1994.
4. Алкян О.М. Аэродинамика и динамика полета вертолета / О.М. Алкян, В.Ф. Ромасевич, В.С. Совгиренко. – М.: Военное изд-во МО СССР, 1973.
5. Прицкер Д.М. Аэромеханика / Д.М. Прицкер, В.А. Турьян. – М.: Оборонгиз, 1960.
6. Вертолеты. Расчет и проектирование / М.Л. Миль [и др.]. – Ч. 1. – М.: Машиностроение, 1966.
7. Тищенко Н.Н. Вертолеты / Н.Н. Тищенко, А.В. Некрасов, А.С. Радин. – М.: Машиностроение, 1976.
8. Ромасевич В.Ф. Практическая аэродинамика вертолетов / В.Ф. Ромасевич, Г.А. Самойлов. – М.: Военное изд-во МО СССР, 1980.
9. Богданов Ю.С. Конструкция вертолетов / Ю.С. Богданов, Р.А. Михеев, Д.Д. Скулков. – М.: Машиностроение, 1990.

Материал поступил в редакцию 07.07.11.

#### References

1. Mxitaryan A.M. Aerodinamika / A.M. Mxitaryan. – M.: Mashinostroenie, 1970. – In Russian.
2. Arlazorov M.S. Zhukovskij / M.S. Arlazorov. – M.: Molodaya gvardiya, 1959. – In Russian.
3. Kashafutdinov S.T. Atlas aerodinamicheskixarakteristik kryl'evy'x profilej / S.T. Kashafutdinov, V.N. Lunin; Sibir. nauch.-issl. in-t aviacii im. S.N. Chaply'gina. – Novosibirsk, 1994. – In Russian.
4. Alkyan O.M. Aerodinamika i dinamika polyota vertolyota / O.M. Alkyan, V.F. Romasevich, V.S. Sovgirenko. – M.: Voennoe izd-vo MO SSSR, 1973. – In Russian.
5. Priczker D.M. Aeromexanika / D.M. Priczker, V.A. Tur'yan. – M.: Oborongiz, 1960. – In Russian.
6. Vertolyoty'. Raschyot i proektirovanie / M.L. Mil' [i dr.]. – Ch. 1. – M.: Mashinostroenie, 1966. – In Russian.
7. Tishhenko N.N. Vertolyoty' / N.N. Tishhenko, A.V. Nekrasov, A.S. Radin. – M.: Mashinostroenie, 1976. – In Russian.
8. Romasevich V.F. Prakticheskaya aerodinamika vertolyotov / V.F. Romasevich, G.A. Samojlov. – M.: Voennoe izd-vo MO SSSR, 1980. – In Russian.
9. Bogdanov Yu.S. Konstrukciya vertolyotov / Yu.S. Bogdanov, R.A. Mixeev, D.D. Skulkov. – M.: Mashinostroenie, 1990. – In Russian.

## PRESSURE THEORY OF HELICOPTER ROTOR

**S.P. LISIN**

(JSC «Rostvertol»)

*A new theory of determining the principal aerodynamic characteristics of the propeller is offered.*

**Keywords:** pressure theory, main rotor, thrust power.