

ВЛИЯНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА НА ПОДЪЕМНУЮ СИЛУ КРЫЛА САМОЛЕТА

Для задач проектирования самолета важное значение имеет распределение подъемной силы по размаху крыла.

В [1] приводится экспериментальное распределение коэффициента подъемной силы по размаху крыла с учетом влияния работы воздушного винта, но расчеты были проведены только для суммарных характеристик.

В настоящей работе представляется приближенная математическая модель для определения влияния воздушного винта на суммарные и распределенные характеристики подъемной силы.

В основу разработки математической модели положены следующие предположения.

1. Крыло представляется в виде плоской пластины, расположенной под малыми углами атаки к набегающему потоку. Как принято в методе дискретных вихрей (МДВ) [2], крыло считается тонкой несущей поверхностью, которая заменяется системой косых подковообразных вихрей.

2. Эффект обдувки сводится к изменению только продольной скорости потока.
3. Струя считается цилиндрической с диаметром равным диаметру винта.
4. Все винты по всему размаху крыла считаются одинаковыми и работающими в одинаковых условиях.

Математическая модель струи воздушного винта основывается на теории идеального пропеллера (ИП) [3].

Из теории ИП можно получить относительную скорость за воздушным винтом:

$$\frac{V_z}{V_\infty} = \sqrt{1+B}, \quad (1)$$

где V_z – скорость в струе далеко за пропеллером; V_∞ – скорость набегающего потока или скорость полета самолета; B – коэффициент нагрузки на ометаемую пропеллером площадь или коэффициент Ветчинкина [3].

Крыло представляем системой косых подковообразных вихрей [2] (рисунок 1, а).

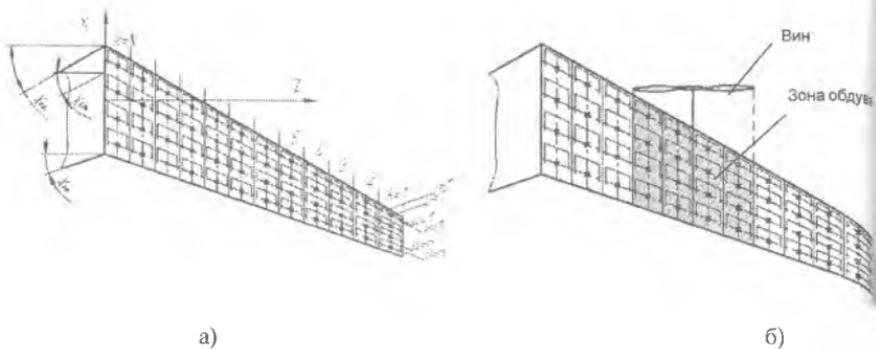


Рис. 1. Замена крыла для МДВ

Для учета влияния воздушного винта, предлагается модифицировать правую часть системы алгебраических уравнений [2] в виде

$$\sum_{i=1}^m (\omega_{ij} + \Delta\omega_{ij}) \Gamma_i^\alpha = -2\pi K_j, \quad j = 1, 2, \dots, m;$$

$$K_j = \begin{cases} 1 & \text{— зона без обдува воздушным винтом;} \\ \frac{V_2}{V_\infty} & \text{— зона с обдувом воздушным винтом,} \end{cases}$$

где ω_{ij} – безразмерные скорости, вызванные косым подковообразным вихрем i в контрольной точке j ; $\Delta\omega_{ij}$ – добавочные безразмерные скорости от симметричного вихря i , которые возникают в точке j от вихря i , находящегося на левом полукрыле; Γ_i^α – безразмерная производная циркуляции по углу атаки; m – общее количество дискретных вихрей; K – коэффициент, учитывающий влияние воздушного винта.

Выполнены расчеты с помощью предложенного метода (МДВ-ИП) для крыла модели PROWIM (рисунок 2), которая была исследована в работе [2]. Для нее экспериментально найдены суммарные значения коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки и распределение коэффициента подъемной силы по размаху крыла с учетом влияния воздушного винта.

Экспериментальные данные, полученные разными способами, были обработаны методом наименьших квадратов (МНК) (рисунок 3).

Для модели PROWIM выполнен расчет суммарного коэффициента подъемной силы по инженерной методике [3]. Коэффициент подъемной силы с учетом влияния винта по инженерной методике находится по формуле:

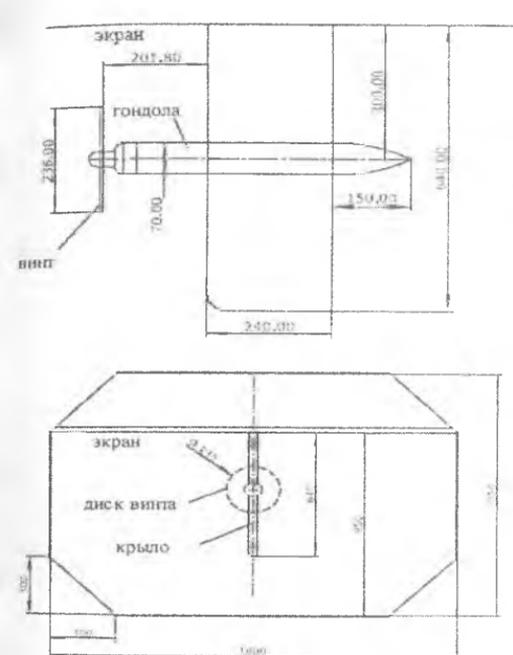
$$C_{y_{\text{вс}}} = C_{y_{\text{в}}} \left(1 + \frac{S_{\text{всб}}}{S} B \right),$$

где $C_{ya\text{ обд}}$ – коэффициент подъемной силы с учетом влияния винта; C_{ya} – коэффициент подъемной силы без учета влияния винта; $S_{обд}$ – площадь, обдуваемая винтом; S – площадь несущей поверхности.

Результаты расчетов представлены на рисунках 3 и 4.

Характеристики экспериментальной модели PROWIM [1]:

- удлинение крыла, $\lambda = 5,33$;



- стреловидность крыла, $\chi = 0$;
- сужение крыла, $\eta = 1$;
- коэффициент Ветчинкина, $B = 0,43$;
- размах крыла, $l = 1280$ мм;
- хорда крыла, $b = 240$ мм;
- диаметр винта, $D = 236$ мм;
- диаметр гондолы двигателя, $D_f = 70$ мм;
- скорость набегающего потока?
 $V_\infty = 50$ м/с.

Рис. 2. Модель PROWIM

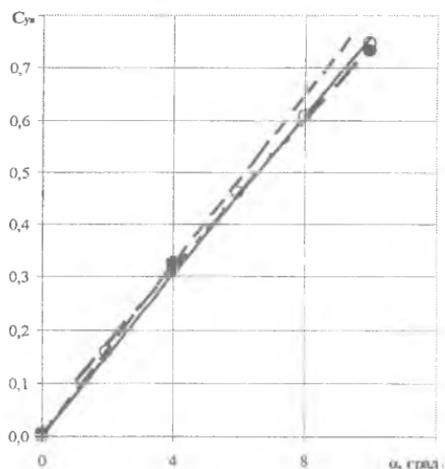


Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки с учетом влияния винта

- весовой эксперимент; ● эксперимент импульсным методом;
- МДВ-ИП
- - - Инженерная методика
- · - Аппроксимация эксперимента методом МНК



Рис. 4. Распределение коэффициента подъемной силы по размаху крыла с учетом влияния винта

- эксперимент, вращение к борту; ■ эксперимент, вращение от борта; ▲ МДВ-ИП

На рисунке 4 используется обозначение:

$$\bar{z} = \frac{2Z}{l},$$

где l – размах крыла; Z – координата сечения вдоль размаха крыла.

Из рисунка 3 видно, что инженерная методика дает несколько завышенные значения коэффициента подъемной силы, чем эксперимент.

Методика МДВ-ИП позволяет рассчитать как суммарные, так и распределенные характеристики коэффициента подъемной силы.

Из рисунка 4 видно, что данная методика нуждается в доработке, т.к. она не учитывает влияние вращения винта.

Библиографический список

1. Veldhuis L. L. M. Propeller Wing Aerodynamic Interference. Delft. The Netherlands, 2005.
2. Белоцерковский С. М. Токая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М.: Наука. 1965.
3. Александров В. Л. Воздушные винты. М.: Государственное издательство оборонной промышленности. 1951.