

14. Siva C., Murugan, M.S., Ganguli, R. Effect of uncertainty on helicopter performance predictions / C. Siva, M.S. Murugan, R. Ganguli //Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. – 2010. – Т. 224. – №5. – С. 549–562.
15. Bramwell, A.R.S. Bramwell's helicopter dynamics / A.R.S. Bramwell, D. Balmford, G. Done. – Elsevier, 2001.
16. Leishman, G.J. Principles of helicopter aerodynamics / G.J. Leishman. – Cambridge university press, 2006.
17. Вертолеты. Расчет и проектирование. Т. 1. Аэродинамика. / М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверманн [и др.] – М.: Машиностроение, 1966.
18. Mansouri, H., Ommi, F. Performance prediction of aircraft gasoline turbo-charged engine at high-altitudes //Applied Thermal Engineering. – 2019. – Т. 156. – С. 587–596.

УДК 533.695

*Фролов В.А.*

## МАКСИМАЛЬНЫЕ НЕСУЩИЕ СВОЙСТВА КОМБИНАЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА КРУГЛОГО ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ И ПРЯМОУГОЛЬНОГО КРЫЛА

Целью работы является показать бóльшие величины производной коэффициента нормальной силы по углу атаки комбинации фюзеляж-крыло над такой же характеристикой для исходного крыла. Под исходным крылом понимается крыло с подфюзеляжной частью в отличие от изолированного крыла, составленного из двух консолей. Исследуется схема среднеплана для фюзеляжа круглого поперечного сечения и прямоугольного крыла. Геометрические характеристик компоновки фюзеляж-крыло показаны на рис. 1.

Запишем формулу для расчёта производной коэффициента нормальной силы по углу атаки  $\alpha$  для комбинации фюзеляж-крыло  $C_{y\dot{\epsilon}+\delta}^{\alpha}$ , когда крыло и фюзеляж располагаются под одинаковым углом атаки

$$C_{y\dot{\epsilon}+\delta}^{\alpha} = K_{\dot{\epsilon}+\delta} C_{y\dot{\epsilon}}^{\alpha} \frac{S_{\dot{\epsilon}}}{S}, \quad (1)$$

где  $K_{\epsilon+\delta}$  – суммарный коэффициент интерференции, учитывающий влияние фюзеляжа на крыло и дополнительной нормальной силы, возникающей на фюзеляже благодаря наличию крыла;  $C_{y\epsilon}^{\alpha}$  – производная коэффициента нормальной силы по углу атаки изолированного крыла [крыла, составленного из двух консолей (см. рис. 1)];  $S_{\epsilon}, S$  – площади изолированного и исходного крыла (крыла с подфюзеляжной частью), соответственно.

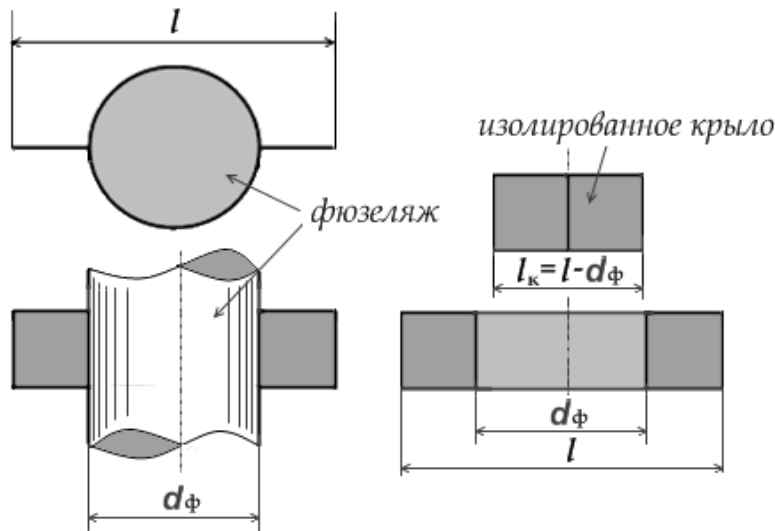


Рис. 1. Геометрические характеристики компоновки фюзеляж-крыло

Суммарный коэффициент интерференции  $K_{\kappa+\phi}$  равен сумме двух коэффициентов интерференции:  $K_{\kappa(\phi)}$  – коэффициент интерференции, учитывающий влияние фюзеляжа на крыло;  $K_{\phi(\kappa)}$  – коэффициент интерференции, учитывающий дополнительную нормальную силу, возникающую на фюзеляже, благодаря наличию крыла

$$K_{\epsilon+\delta} = K_{\epsilon(\delta)} + K_{\delta(\epsilon)}. \quad (2)$$

Приведённые коэффициенты интерференции впервые получены Kirkby и Robinson [1] по методу полос и определяются следующими формулами:

$$K_{\epsilon(\delta)} = 1 + \bar{D}, \quad K_{\delta(\epsilon)} = \frac{\bar{D}}{3} (4 + \bar{D} + \bar{D}^2); \quad K_{\epsilon+\delta} = \frac{1}{3} (3 + 7\bar{D} + \bar{D}^2 + \bar{D}^3), \quad (3)$$

где введено обозначение относительного диаметра фюзеляжа  $\bar{D} = d_f / l$  как отношение диаметра фюзеляжа  $d_f$  к размаху крыла с подфюзеляжной частью  $l$ .

Отношение площадей изолированного и исходного прямоугольных крыльев может быть представлено формулой

$$\frac{S_{\hat{\epsilon}}}{S} = \frac{l_{\hat{\epsilon}} \cdot b}{l \cdot b} = \frac{l - d_{\hat{\delta}}}{l} = 1 - \bar{D}, \quad (4)$$

где введено обозначение  $b$  для хорды прямоугольного крыла.

Подстановка суммарного коэффициента интерференции  $K_{\kappa+\phi}$  (3) и отношения площадей (4) в формулу (1) даёт

$$C_{y_{\hat{\epsilon}+\hat{\delta}}}^{\alpha} = \frac{C_{y_{\hat{\epsilon}}}^{\alpha}}{3} (3 + 4\bar{D} - 6\bar{D}^2 - \bar{D}^4). \quad (5)$$

Формула (5) указывает, что производная коэффициента нормальной силы по углу атаки для комбинации фюзеляж-прямоугольное крыло определяется производной коэффициента нормальной силы по углу атаки изолированного крыла и относительным диаметром фюзеляжа. Для вычисления производной коэффициента нормальной силы по углу атаки изолированного крыла умеренных и больших удлинений ( $\lambda \geq 3$ ) воспользуемся формулой Джонса Р. [1, 2] для несжимаемого потока ( $M=0$ )

$$C_{y_{\hat{\epsilon}(M=0)}}^{\alpha} = \frac{2\pi\lambda_{\hat{\epsilon}}}{\bar{p}_{\hat{\epsilon}(M=0)}\lambda_{\hat{\epsilon}} + 2}, \quad (6)$$

где  $\lambda_{\kappa}$  – удлинение изолированного прямоугольного крыла, определяемое формулой  $\lambda_{\hat{\epsilon}} = l_{\hat{\epsilon}}/b$ ;  $\bar{p}_{\hat{\epsilon}(M=0)}$  – отношение полупериметра изолированного крыла к его размаху в несжимаемом потоке. Для прямоугольного крыла это отношение определяется формулой

$$\bar{p}_{\hat{\epsilon}(M=0)} = \frac{\Pi_{\hat{\epsilon}}/2}{l_{\hat{\epsilon}}} = \frac{l_{\hat{\epsilon}} + b}{l_{\hat{\epsilon}}} = 1 + b/l_{\hat{\epsilon}} = 1 + 1/\lambda_{\hat{\epsilon}}, \quad (7)$$

где  $\Pi_{\hat{\epsilon}}$  – периметр изолированного крыла. Подстановка (7) в формулу (6) даёт

$$C_{y_{\hat{\epsilon}(M=0)}}^{\alpha} = \frac{2\pi\lambda_{\hat{\epsilon}}}{\lambda_{\hat{\epsilon}} + 3}, \quad (8)$$

С учётом (8) формула (5) может быть переписана в виде

$$C_{y_{\hat{\epsilon}+\hat{\delta}}}^{\alpha} = \frac{2\pi\lambda_{\hat{\epsilon}}}{3(\lambda_{\hat{\epsilon}} + 3)} (3 + 4\bar{D} - 6\bar{D}^2 - \bar{D}^4). \quad (9)$$

Формула (9) показывает, что производная коэффициента нормальной силы по углу атаки для комбинации фюзеляж-прямоугольное крыло определяется удлинением изолированного крыла и относительным диаметром фюзеляжа.

Для анализа соотношения производных коэффициентов нормальной силы по углу атаки для комбинации фюзеляж-прямоугольное крыло и исходного крыла запишем отношение этих производных

$$\bar{C}_y^\alpha = \frac{C_{y^{\hat{\varepsilon}+\delta}}^\alpha}{C_y^\alpha}, \quad (10)$$

где  $C_y^\alpha$  – производная коэффициента нормальной силы по углу атаки для исходного крыла (крыла с подфюзеляжной частью), которая также может быть вычислена по формуле Джонса Р. (6) для несжимаемого потока и удлинения данного крыла

$$C_{y(M=0)}^\alpha = \frac{2\pi\lambda}{\lambda+3}, \quad (11)$$

где  $\lambda$  – удлинение исходного крыла.

Связь удлинений прямоугольного изолированного и исходного крыльев выражается формулой

$$\lambda_{\hat{\varepsilon}} = \lambda(1-\bar{D}) \quad (12)$$

Подстановка формул (9) и (12) в формулу (10) после простых преобразований позволяет записать формулу

$$\bar{C}_y^\alpha = \frac{\lambda+3}{3} \left[ \frac{(3+\bar{D}-10\bar{D}^2+6\bar{D}^3-\bar{D}^4+\bar{D}^5)}{\lambda(1-\bar{D})+3} \right]. \quad (13)$$

Из формулы (12) видно, что отношение несущих характеристик принимает значение 1,0 при отсутствии фюзеляжа ( $\bar{D}=0$ ) и нулю при отсутствии крыла ( $\bar{D}=1,0$ ). Зависимости  $\bar{C}_y^\alpha$  для различных удлинений в диапазоне относительных диаметров фюзеляжа  $[0; 0,5]$  показаны на рис. 2. Здесь же для сравнения приводятся результаты расчёта по численному методу, учитывающему поперечное обтекание круглого цилиндра (фюзеляжа) в методе дискретных вихрей (МДВ) для исходного крыла с удлинением равным 6 [3].

Из рис. 2 следует, что существует оптимальный относительный диаметр фюзеляжа, обеспечивающий превышение производной коэффициента нормальной силы по углу атаки комбинации фюзеляж-крыло над такой же характеристикой исходного крыла (крыла с подфюзеляжной частью).

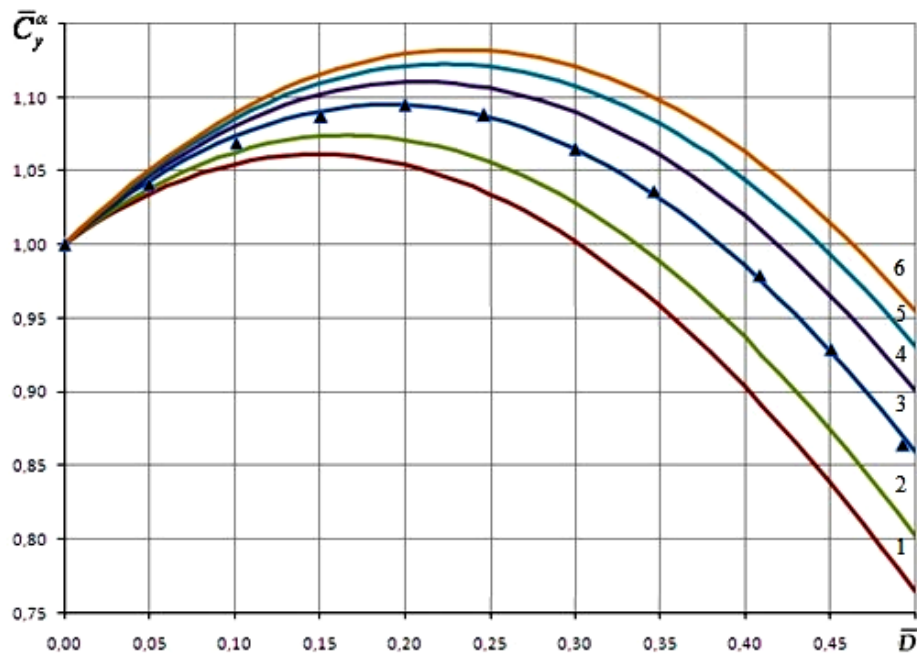


Рис. 2. Относительная производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки комбинации фюзеляж-крыло в зависимости от относительного диаметра фюзеляжа: 1 –  $\lambda=3$ ; 2 –  $\lambda=4$ ; 3 –  $\lambda=6$ ; 4 –  $\lambda=8$ ; 5 –  $\lambda=10$ ; 6 –  $\lambda=12$ ,  $\blacktriangle$  –  $\lambda=6$ , МДВ

Для определения оптимального относительного диаметра фюзеляжа вычислим производную по относительному диаметру от функции, описываемой формулой (13) и приравняем её нулю, тогда получим

$$\frac{d}{d\bar{D}} \left[ \frac{(3 + \bar{D} - 10\bar{D}^2 + 6\bar{D}^3 - \bar{D}^4 + \bar{D}^5)}{\lambda(1 - \bar{D}) + 3} \right] = 0. \quad (14)$$

Вычисление производной (14) приводит к уравнению пятой степени по относительному диаметру фюзеляжа

$$(4\lambda + 3) - (19\lambda + 60)\bar{D} + (28\lambda + 54)\bar{D}^2 - (16\lambda + 12)\bar{D}^3 + (8\lambda + 15)\bar{D}^4 - 4\lambda\bar{D}^5 = 0. \quad (15)$$

Входящее в уравнение (15) удлинение исходного крыла можно рассматривать как параметр. Численное решение методом золотого сечения уравнения (15) в зависимости от удлинения  $\lambda$  представлено на рис. 3 (сплошная чёрная линия). Здесь же для сравнения приводятся результаты расчёта по численному методу, учитывающему поперечное обтекание круглого цилиндра (фюзеляжа) в методе дискретных вихрей (МДВ) для изолированного крыла [3].

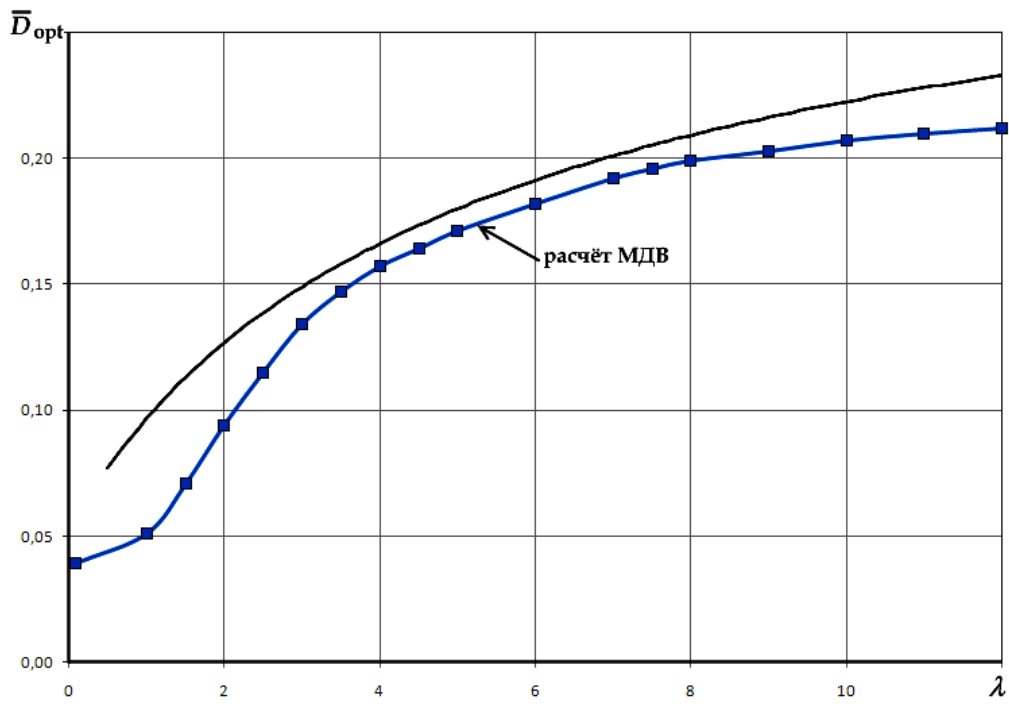


Рис. 3. Зависимость оптимального диаметра фюзеляжа от удлинения крыла



Рис. 4. Зависимость максимальных значений отношения производных коэффициентов нормальной силы по углу атаки комбинации фюзеляж-крыло и исходного крыла от удлинения крыла

Из рис. 3 следует, во-первых, хорошее согласование результатов расчётов по данному приближённому методу и численному методу для диапазона удлинений крыла  $[3,0; 9,0]$ , что позволяет применять более простой метод в инженерных расчётах; во-вторых, оптимальный относительный диаметр фюзеляжа в комбинации фюзеляж-крыло может достигать 20% и более от размаха прямоугольного крыла с удлинением более 7, причём оптимальный относительный диаметр фюзеляжа увеличивается с возрастанием удлинения крыла.

Отношение производных коэффициентов нормальных сил по углу атаки для комбинации фюзеляж-крыло и исходного крыла приведено на рис. 4 в зависимости от удлинения крыла. Из рис. 4 следует, что с увеличением удлинения крыла возрастает превышение несущих свойств комбинации фюзеляж-крыло над исходным крылом. Данное превышение может достигать 12% и более для удлинений крыла больше 10.

### **Выводы**

1. Показано согласование результатов расчёта для приближённого метода и численного метода дискретных вихрей с учётом поперечного обтекания фюзеляжа круглого поперечного сечения.

2. Оптимальный относительный диаметр фюзеляжа увеличивается с возрастанием удлинения крыла и может превышать 20% и более от размаха крыла для удлинений крыла приблизительно больше 7.

3. С увеличением удлинения крыла возрастает превышение несущих свойств комбинации фюзеляж-крыло над исходным крылом. Данное превышение может достигать 12% и более для удлинений крыла больше 10.

### **Библиографический список**

1. Аэродинамика частей самолёта при больших скоростях / под ред. А.Ф. Доновэн, Г. Р. Лоуренс. Т. VII. Аэродинамика больших скоростей и реактивная техника – М.: ИЛ, 1959.

2. Джонс, Р. Теория крыла / Р. Джонс. – М: Мир, 1995.

3. Frolov, V.A. Optimization of Lift-Curve Slope for Wing-Fuselage Combination / V.A. Frolov // In Aerodynamics, edited by Mofid Gorji-Bandpy and Aly-Mousaad Aly. – London: IntechOpen, 2021.