СЕКЦИЯ № 3
АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Председатель: к.т.н., доцент В.А. Фролов

УДК 533.695

В.А. Фролов

К МОДЕЛИ РАСЧЁТА ПРОИЗВОДНОЙ КОЭФФИЦИЕНТА НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ ПО УГЛУ АТАКИ КРЫЛА В КОМПОНОВКЕ ФЮЗЕЛЯЖА С ПОДВЕСНЫМ ЦИЛИНДРИЧЕСКИМ ГРУЗОМ

Введение. В связи с бурным развитие беспилотной авиационной техники возникли проблемы интерференции подвесных грузов, закреплённых снизу фюзеляжа. Одним из главных вопросов встал вопрос об изменении несущих характеристик таких комбинаций в зависимости от диаметра подвесного груза, поскольку величина производной коэффициента нормальной силы по углу атаки на прямую определяет дальность полёта летательного аппарата (ЛА). Работа является дальнейшим развитием идей автора [1-4].

Описание метода. Представление о геометрической схеме компоновки даёт рис.1, на котором показана трёхмерная модель исследуемой компоновки. В качестве примера на рис. 1 диаметр фюзеляжа равен D=60 мм, а диаметр груза – d=40 мм, что соответствует относительному диаметру груза $\overline{d} = d/D \approx 0,667$. Используется 2D-модель (рис. 2) потенциального течения идеального газа около контура, образованного двумя окружностями, которые являются поперечными сечениями фюзеляжа и груза.

Около такого контура размещаются два симметричных вихря, моделирующих концевые вихри от крыла. Задача решается на основе применения теории функции комплексного переменного (ТФКП) и метода дискретных вихрей (МДВ) для двумерного контура. Внешний контур груза моделируется дискретными вихрями, а условия непротекания поверхности фюзеляжа обеспечиваются на основании теоремы Милн-Томсона об окружности [1], отображением внутрь фюзеляжа всех дискретных вихрей, расположенных на поверхности цилиндрического груза. Концевые вихри

крыла также отображаются внутрь контура фюзеляжа. Условия непротекания поперечного сечения груза выполняются в контрольных точках на поверхности груза согласно МДВ. Поскольку задача является симметричной относительно вертикальной оси симметрии, то согласно МДВ граничные элементы с дискретными вихрями и контрольными точками можно размещать только на одной половине окружности контура груза, а на другой половине окружности используется зеркальное отражение дискретных вихрей другой половины контура, что позволяет в два раза уменьшить порядок системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ). Схема расположения вихрей и контрольных точек с использованием симметрии показана на рис. 2.

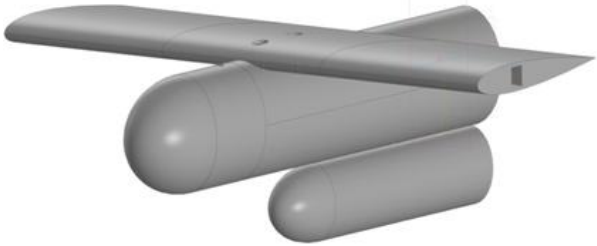


Рис. 1 3D-модель фюзеляжа с крылом и грузом

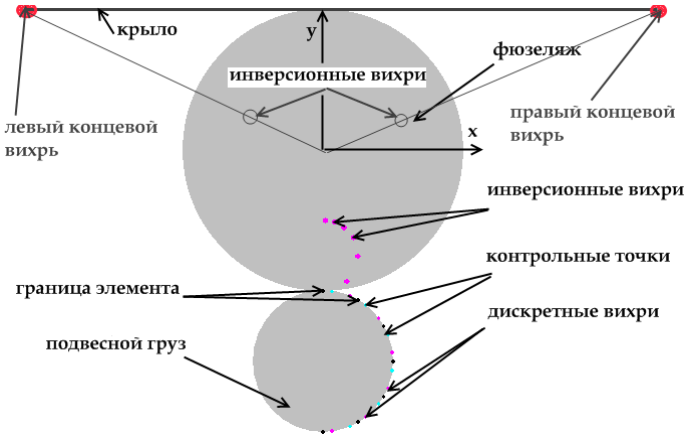


Рис. 2 Схема расположения вихрей,
инверсионных вихрей и контрольных точек

Рассматривается обтекание комбинации фюзеляж-груз-крыло потоком идеального газа со скоростью V_∞ на бесконечности. В рамках приближённого метода трёхмерную задачу обтекания сводим к двумерной, предполагая, что продольная компонента скорости $V_\infty\cos\alpha$ не влияет на подъёмную силу крыла, установленного на фюзеляже. Такой подход характерен для метода полос (МП), который ранее использовался автором [1-3]. В предположении потенциальности течения в поперечной плоскости задача сводится к записи комплексного потенциала течения $w(z)$. Суммарный комплексный потенциал включает в себя не только комплексные потенциалы течения от однородного потока со скоростью $V_\infty\sin\alpha$ и диполя, расположенного в центре фюзеляжа-цилиндра, но и комплексные потенциалы течений от дискретных вихрей, расположенных на контуре груза и соответствующих этим вихрям отражённые вихри (рис. 2). Также в комплексный потенциал входят инверсионные вихри от концевых вихрей крыла. Сами внешние концевые вихри крыла при записи комплексного потенциала не учитываются, поскольку самоиндукция крыла исключается.

Комплексный потенциал поперечного течения около цилиндра с грузом и двух инверсионных вихрей можно записать так

$$w(z)=\overline{V}z+V\frac{r^2}{z}+\frac{n}{2\pi i}\sum_{j=1}^{n}\Gamma_{\text{г}j}\left(\ln\frac{\left(z-\overline{z}_{\text{г}vj}\right)\left(z+z_{\text{г}vj}\right)}{\left(z+\dfrac{r^2}{z_{\text{г}vj}}\right)\left(z-\dfrac{r^2}{\overline{z}_{\text{г}vj}}\right)}\right)+\frac{\Gamma_{\text{к(ф-г)}}}{2\pi i}\left(\ln\frac{z-\dfrac{r^2}{\overline{z}_v}}{z+\dfrac{r^2}{\overline{z}_v}}\right), \quad (1)$$

где $z=x+iy$ – комплексная координата в плоскости $x0y$; x, y – абсцисса и ордината системы координат, которая показана на рис. 2; $i=\sqrt{-1}$ – мнимая единица; $\overline{V}$, V – комплексная сопряжённая и комплексная скорости течения на бесконечности; r – радиус поперечного сечения фюзеляжа; $\Gamma_{\text{г}j}$ – циркуляция j-го вихря, расположенного на грузе; $\Gamma_{\text{к(ф-г)}}$ – циркуляция концевого вихря, расположенного на крыле, установленного на фюзеляже с грузом; $z_{\text{г}vj}$, $\overline{z}_{\text{г}vj}$ – комплексная и комплексная сопряжённая координаты вихрей, расположенных на поверхности груза; $\overline{z}_v$ – комплексная сопряжённая координата инверсионного вихря крыла.

Как известно, местная вертикальная составляющая скорости из (1) определится формулой

$$V_y = -\mathrm{Im}\left(\frac{dw}{dz}\right). \qquad (2)$$

Получим уравнение связи для циркуляции концевого вихря, записывая подъёмную силу по теореме Н.Е. Жуковского [4] и, используя основную формулу аэродинамики

$$Y_{a\,\text{к(ф-г)}} = \rho V_\infty \Gamma_{\text{к(ф-г)}} l = C_{ya\,\text{к(ф-г)}} \frac{\rho V_\infty^2}{2} S, \qquad (3)$$

где $Y_{a\ \text{к(ф-г)}}$ – подъёмная сила крыла, установленного на фюзеляже с грузом; ρ – плотность газа; $S=l\cdot b$ – площадь прямоугольного крыла; l, b – размах и хорда прямоугольного крыла; $C_{ya\ \text{к(ф-г)}}$ – коэффициент подъёмной силы крыла в присутствии фюзеляжа с грузом. Записывая $C_{ya\,\text{к(ф-г)}} = C^{\alpha}_{ya\,\text{к(ф-г)}} \sin\alpha$ можно на основание формулы (3) циркуляцию вихря представить в виде

$$\Gamma_{\text{к(ф-г)}} = \frac{C^{\alpha}_{ya\,\text{к(ф-г)}}}{\lambda}\left(\frac{l}{2} V_\infty \sin\alpha\right), \qquad (4)$$

где введены обозначения: $C^{\alpha}_{ya\,\text{к(ф-г)}}$ – производная коэффициента подъёмной силы крыла по углу атаки в присутствии фюзеляжа с грузом при $\alpha\to 0$; $\lambda=l/b$ – удлинение прямоугольного крыла. Производную коэффициента подъёмной силы по углу атаки изолированного прямоугольного крыла при $\lambda\geq 3$ и при $\lambda<1$ на основании формул R.T. Jones [5] можно записать как

$$C^{\alpha}_{ya} = \frac{2\pi}{1+3/\lambda},\ \lambda \geq 4; \quad C^{\alpha}_{ya} = \frac{\pi\lambda}{2},\ \lambda < 1. \qquad (5)$$

Согласно МП [1] коэффициент интерференции, учитывающий влияние фюзеляжа вместе с грузом на прямоугольное крыло, выражается формулой

$$K^{(j)}_{\text{к(ф-г)}} = \frac{C^{\alpha(j)}_{ya\ \ \text{к(ф-г)}}}{C^{\alpha}_{ya}} = \frac{2}{S}\int_0^{l/2} \frac{V_y^{(j)}}{V_\infty \sin\alpha} b(x)dx = \frac{2b}{lb}\int_0^{l/2} \frac{V_y^{(j)}}{V_\infty \sin\alpha} dx = \int_0^1 \overline{V}_y^{(j)} d\overline{x}, \qquad (6)$$

где верхний индекс (j) означает j-ое приближение; $\overline{x} = 2x/l$ – безразмерная координата вдоль размаха крыла; $\overline{V}_y^{(j)} = V_y^{(j)} \big/ \left(V_\infty \sin\alpha\right)$ – относитель-

ная вертикальная составляющая скорости в поперечной плоскости комбинации фюзеляж-груз-крыло на *j*-ом приближении. Вычисление вертикальной компоненты скорости (2), подстановка полученного выражения в формулу (6) и последующее интегрирование даёт возможность последовательно вычислять коэффициент интерференции на каждой *j*-ой итерации. Будем использовать метод последовательных приближений для расчёта производной коэффициента подъёмной силы по углу атаки крыла, установленного на фюзеляже с грузом

$$C_{ya\,\text{к(ф-г)}}^{\alpha(j)} = K_{\text{к(ф-г)}}^{(j-1)} C_{ya\,\text{к(ф-г)}}^{\alpha(j-1)}, \qquad (7)$$

где j – номер приближения (итерации). Для первой итерации (j=1) примем значения, принадлежащие изолированному крылу $K_{\text{к(ф-г)}}^{(0)} = 1,0$ и производную $C_{ya\,\text{к(ф-г)}}^{\alpha(0)}$, вычисленную по формулам (5) для изолированного крыла в зависимости от удлинения. Процесс итераций (7) будем продолжать, пока не выполнится условие $\left|K_{\text{к(ф-г)}}^{(j)} - K_{\text{к(ф-г)}}^{(j-1)}\right| \le \varepsilon$, что равносильно условию $\left|C_{ya\,\text{к(ф-г)}}^{\alpha(j)} - C_{ya\,\text{к(ф-г)}}^{\alpha(j-1)}\right| \le \varepsilon$, где ε – наперёд заданная погрешность вычислений.

Заключение. Предложен приближённый метод учёта влияния фюзеляжа с грузом круглого поперечного сечения, расположенного снизу фюзеляжа, на прямоугольное крыло конечного удлинения, расположенное по схеме высокоплана. В методе учитывается не только относительный диаметр фюзеляжа по отношению к размаху крыла, но и относительный диаметр груза по отношению к диаметру фюзеляжа, а также учитывается удлинение крыла.

Список использованных источников

1. Фролов, В.А. Методы расчёта несущих характеристик компоновок фюзеляж-крыло. LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co. KG. – Saarbrücken. 2011. – 141 с.

2. Frolov, V.A. Optimization of Lift-Curve Slope for Wing-Fuselage Combination. – London: IntechOpen Books. 2019. – 17 p.

3. Фролов, В.А. Влияние фюзеляжа на несущую способность крыльев в схеме высокоплана. XIII Всерос. съезд по фундамент. пробл. теорет. и прикл. механики // Сб. тезис. докл. В 4-х т. – СПб., 2023. – С. 467-469.

4. Фролов, В.А. Несущие характеристики крыла, установленного на фюзеляже с подвесным грузом по схеме высокоплана // Материалы 52 школы-конференции «Актуальные проблемы механики» 23-27 июня 2025. – СПб., Россия. – С. 205-207.

5. Jones, R. T. Wing theory. – Princeton, New Jersey: Princeton University Press, 1990.

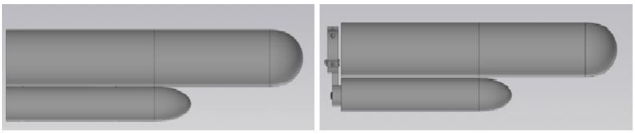
УДК 533.69.048

А.Й. Гермамо

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ В СХЕМЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С РАСПОЛОЖЕНИЕМ ОДНОГО ВНЕШНЕГО БЛОКА СНИЗУ В ПЛОСКОСТИ СИММЕТРИИ

Введение. В работе экспериментальным методом получена несущая характеристика одноблочной компоновки модели летательного аппарата (ЛА) с одним внешним блоком (ВБ), расположенным снизу. Эксперимент проводился в аэродинамической трубе Самарского университета [1]. Поскольку в работах [2] показано, что форма головных частей, соотношение длин основного корпуса и ВБ при дозвуковых скоростях обтекания не влияют на несущие характеристики компоновок, то основным параметром является относительный диаметр ВБ $\left(\overline{d} = d/D\right)$, где d– диаметр ВБ; D – диаметр корпуса. Предложена новая схема измерений тензометрическим методом [3], на основе которой получены коэффициенты интерференции.

На рис.1 представлены 3D модели для одноблочной компоновки модели ЛА с размещением ВБ снизу корпуса.



а) б)

Рис.1 Компоновка корпуса с ВБ, расположенным снизу:
а) крепление ВБ жёстко к корпусу; б) крепление ВБ специальным кронштейном на штанге позади тензоголовки