

### Несущие характеристики крыла малого удлинения с корпусом

Приведены значения производной коэффициента подъемной силы по углу атаки, характеризующей несущие свойства изучаемых конфигураций. Рассматриваются конфигурации с крылом малого удлинения, расположенном по схеме среднеплана на корпусе (фюзеляже) с различной формой поперечного сечения. Показано, что при некоторых соотношениях геометрических параметров несущие свойства системы крыло-корпус некругового сечения может быть выше, чем конфигурации с корпусом кругового сечения.

1. Рассматривается стационарное обтекание под малым углом атаки  $\alpha$  системы крыло-корпус потоком невязкой жидкости со скоростью  $V_\infty$  в положительном направлении оси  $x$ . Предполагается, что конфигурация имеет вертикальную и горизонтальную плоскости симметрии и ее поперечные размеры малы по сравнению с продольным размером (длиной  $L$ ). В этом предположении решение задачи обтекания можно получить методами теории тонкого тела [1].

Следуя теории, пространственное обтекание произвольного тонкого тела заменяется изучением двумерного течения в поперечной плоскости, расположенной по нормали к скорости набегающего потока. В этой плоскости, движущейся со скоростью  $V_\infty$  при прохождении вдоль тела (в обратном движении плоскость неподвижна, а тело проходит через нее) возникает нестационарное течение, вызванное расширением контура поперечного сечения и его смещением в вертикальном направлении с постоянной скоростью (у тел с прямолинейной осью), равной  $V_0 = V_\infty \sin \alpha = V_\infty \alpha$ .

Изменение течения в поперечной плоскости приводит к появлению местной подъемной силы  $dY_a/dx$  равной приращению количества движения  $d(mV_0)$  за время перемещения плоскости на расстояние  $dx = V_\infty dt$

$$\frac{dY_a}{dx} = \frac{d(mV_0)}{dt} = V_0 \frac{dm}{dx} \frac{dx}{dt} = V_\infty^2 \alpha \frac{dm}{dx}, \quad 0 \leq x \leq L, \quad (1.1)$$

где  $m = m(x)$  - присоединенная масса контура поперечного сечения тела.

Соотношение (1.1) указывает на особенность распределения подъемной силы по длине тела. На тех участках тела, на которых присоединенная масса поперечного сечения по длине возрастает ( $dm/dx > 0$ ), что, в частности, соответствует увеличению поперечных размеров, создается положительная подъемная сила; там, где  $dm/dx < 0$  появляется отрицательная сила; на участке с постоянным поперечным сечением по длине ( $dm/dx = 0$ ) подъемная сила отсутствует. Ниже рассматриваются конфигурации с непрерывным расширением контура поперечного сечения и размах крыла, имеющего прямую заднюю кромку, совпадает с донным срезом корпуса.

Интегрируя равенство (1.1) по длине тела ( $0 \leq x \leq L$ ), получаем суммарную подъемную силу  $Y_a$ , выражения для коэффициента подъемной силы  $C_{y_a} = Y_a / \frac{\rho V_\infty^2}{2} S$  и производной по углу атаки:

$$C_{y_a} = \frac{2[m(L) - m(0)]}{\rho S} \alpha, \quad C_{y_a}' = \frac{2}{\rho S} [m(L) - m(0)], \quad (1.2)$$

где  $m(0)$  и  $m(L)$  - присоединенная масса контура поперечного сечения тела в носовой части ( $x=0$ ) и на донном срезе ( $x=L$ ),  $S$  - характерная площадь, ниже площадь крыла с подкорпусной частью. Значения  $m(0) \neq 0$ , в частности, имеют место у тел с протоком. Для изучаемых конфигураций  $m(0) = 0$ .

Пользуясь равенством (1.1), определим продольный аэродинамический момент  $M_z$  относительно оси  $z$ , проходящей через вершину тела. Для коэффициента момента  $m_z = M_z / \frac{\rho V_\infty^2}{2} SL$  получаем

$$m_z = -\frac{2m(L)\alpha}{\rho S} \left[ 1 - \frac{1}{m(L)L} \int_0^L m(x) dx \right] \quad (1.3)$$

Положение аэродинамического фокуса относительно вершины тела в долях его длины находится по формуле  $\bar{x}_f = -m_z' / C_{y_a}'$ .

В отличие от подъемной силы, для вычисления которой достаточно иметь значение присоединенной массы сечения донного среза и при необходимости сечения в носовой части, моментная характеристика требует знания присоединенной массы всех поперечных сечений и их изменения по длине тела.

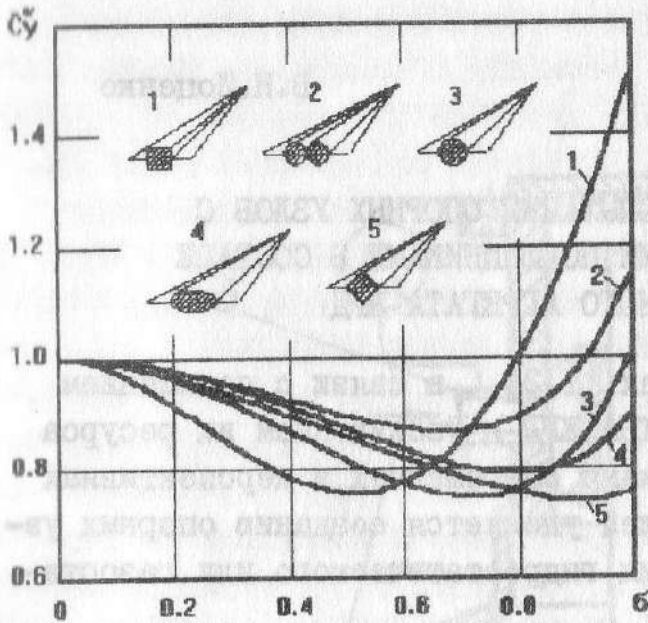
Полученные выше формулы (1.2) и (1.3) носят универсальный характер, естественно в рамках теории тонкого тела, и могут быть применены во всех случаях, когда справедливы допущения этой теории.

2. Ниже приведены результаты расчета несущей характеристики (производной  $C_{y_a}'$ ) конфигураций крыло-корпус. Необходимые значения присоединенной массы поперечного сечения определялись с использованием аналитических [1] численных методов, разработанных на кафедре аэрогидродинамики ХАИ.

Конечные результаты представлены в виде отношения производной  $C_{y_a}'$  рассматриваемой конфигурации к характеристике изолированного крыла с подкорпусной частью  $C_{y_a}'_{кр}$ :  $\bar{C}_{y_a}' = C_{y_a}' / C_{y_a}'_{кр}$ .

Это отношение можно рассматривать как коэффициент интерференции или функцию влияния формы поперечного сечения корпуса на несущие характеристики конфигурации. Как отмечается в [1], полученное в рамках теории тонкого тела значение относительной величины производной  $\bar{C}_{y_a}'$ , может быть использовано также и для "нетонких" конфигураций. Несущие свойства таких конфигураций определяются по имеющейся функции влияния при условии, что берутся уже точные значения  $C_{y_a}'_{кр}$  для соответствующей формы в плане и удлинении крыла.

Рассматривались следующие формы поперечного сечения корпуса (см. рис.): квадрат с различным расположением сторон по отношению к плоскости крыла (позиции 1 и 5), два круга (2), одно круговое сечение (3), сечение, образованное двумя круговыми дугами с отношением высоты к ширине, равным 0,6 (4). Последняя конфигурация с подобным сечением изучалась также в [2].



На рисунке приведены зависимости  $\bar{C}_{y_2}^a = f(\sigma)$ , где параметр  $\sigma$  представляет собой отношение ширины корпуса к размаху крыла; значение  $\sigma=0$  относится к изолированному крылу,  $\sigma=1$  - к изолированному корпусу.

Для всех рассмотренных конфигураций при малых и умеренных значениях параметра  $\sigma$  установка крыла на корпус приводит к уменьшению несущих свойств конфигурации по сравнению с подъемной силой изолированного крыла. Это объясняется тем, что увеличение подъемной силы

консолей крыла, появление дополнительной подъемной силы на корпусе за счет влияния крыла и собственно подъемная сила корпуса перекрываются потерей (отсутствием) подъемной силы на части крыла, расположенной внутри корпуса.

Для каждой конфигурации имеется определенное значение параметра  $\sigma$ , при котором характеристика  $\bar{C}_{y_2}^a$  принимает минимальную величину. Последующее увеличение  $\bar{C}_{y_2}^a$  связано с возрастанием вклада несущих свойств корпуса в общий баланс подъемной силы конфигурации.

При определенных значениях параметра  $\sigma$  несущие характеристики изученных конфигураций получаются более высокими по сравнению с системой крыло-корпус кругового сечения. Этот результат открывает потенциальные возможности применения некруговых корпусов на летательных аппаратах.

#### Литература

1. Нилсен Дж. Аэродинамика управляемых снарядов. - Оборонгиз, 1962. - 474 с.
2. Келдыш В.В. Подъемная сила крыла малого удлинения с корпусом. - Ученые записки ЦАГИ, 1975, т. 6, N 5, с. 15-28.