

## ЭЖЕКТОРНОЕ КРЫЛО ДЛЯ САМОЛЕТА КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

### 5.1. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ЭЖЕКТОРНОГО КРЫЛА

Перспективным видом энергетической механизации крыла, основанном на использовании рабочего тела силовой установки самолета для управления внешним обтеканием, позволяющим получать высокие значения коэффициента подъемной силы, является эжекторное крыло.

Одним из способов управления потенциальным обтеканием крыла, его циркуляцией, служит выдув струи газа через щели вдоль задней кромки крыла под углом к хорде.

Рассмотрим физическую картину возникновения дополнительной циркуляции на крыле за счет выдува струи.

Реактивная струя, примененная на профиле в качестве жидкого закрылка, должна обладать скоростью истечения  $w$ , достаточной для разделения потоков сверху и снизу крыла. Во внешнем потоке струя имеет тенденцию отклоняться и достаточно далеко от профиля становится параллельной скорости потока на бесконечности. Для идеальной жидкости струя и профиль ведут себя как единый твердый профиль, обтекаемый потоком, причем задняя кромка всей системы располагается в бесконечности, где выравниваются скорости на верхней и нижней поверхностях струи (рис. 5.1).

На основании теории потенциального обтекания для подъемной силы всей системы «профиль — струя» имеем

$$y = \left( \int_1 + \int_2 \right) p(x) dx = q v_0 \Gamma, \quad (5.1)$$

где  $p(x)$  — давление, которое интегрируется по внешней поверхности профиля (индекс 1) и струи (индекс 2).

Применяя теорему количества движения к системе, состоящей из форкамеры (индекс 3), питающей струю, и струи, и предполагая, что толщина  $\delta$  и импульс струи не изменяются вдоль нее, а на бесконечности  $w \parallel v_0$ , получим

$$\left( - \int_3 + \int_2 \right) p(x) dx = 0,$$

откуда 
$$\int_2 p(x) dx = q w^2 \delta \sin \theta.$$

Из приведенных соотношений видно, что подъемная сила струйного профиля, вычисляемая интегрированием сил давления по внешней поверхности крыла и внутренней поверхности форкамеры, определяется циркуляцией вокруг всей системы «профиль — струя».

При рассмотрении струйной механизации вводят понятие «эффективности»  $E$ , которая позволяет наглядно судить о степени увеличения подъемной силы за счет суперциркуляции. По определению

$$E = \frac{C_p - C_p \sin \theta}{C_p \sin \theta}, \quad (5.2)$$

где  $C_p \sin \theta$  — импульсная составляющая  $C_y$ , а  $C_p = 2C_q^2/\bar{C}$ .

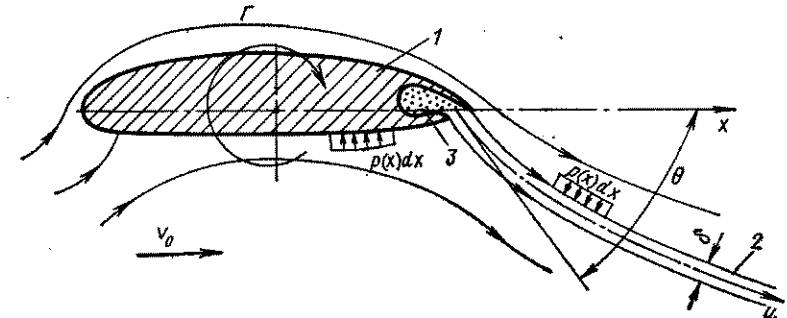


Рис. 5.1. Реактивное крыло с выдувом плоской струи в задней кромке

Как показывают эксперименты [65], а также теоретические зависимости, вытекающие из линейной теории,  $E$  не зависит от  $\theta$ .

Это означает, что для струйного профиля

$$C_y = (1 + E) C_p \sin \theta. \quad (5.3)$$

Для профиля с реактивным закрылком без управляющей поверхности

$$E = 2\pi^{-1/2} + 0,156 C_p^{1/2} - 0,675. \quad (5.4)$$

Хорошей аппроксимацией  $E(C_p)$  является формула

$$E = 2 \sqrt{2} / \sqrt{C_p}. \quad (5.5)$$

Из (5.2) и (5.5) следует для  $C_y$  симметричного струйного профиля при угле атаки  $\alpha = 0$ :

$$C_y = (2 \sqrt{2 C_p} + C_p). \quad (5.6)$$

На основании (5.6) можно сформулировать следующую гипотезу для струйного профиля ( $\alpha = 0$ ):

суперциркуляция вокруг крыла со струей, отклоненной по отношению к хорде на определенный угол, линейно зависит от нормальной по отношению к хорде части расхода струи, точно так же, как нормальная составляющая полной реакции струи дает дополнительную импульсную составляющую подъемной силы.

В дальнейшем эта гипотеза найдет свое подтверждение при построении зависимости (5.6) на основе приближенной модели профиля со струей.

Необходимый для заданного значения  $C_y$  относительный импульс струй может быть обеспечен располагаемыми мощностями современных силовых установок летательных аппаратов.

Эжекторная механизация крыла является развитием идеи реактивного крыла. Возможная схема его и применение представлены на рис. 5.2.

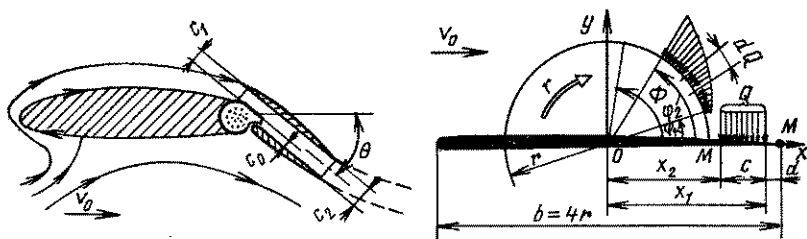


Рис. 5.2. Расчетная схема эжекторного крыла

При подаче высоконапорного газа в эжектор на верхней поверхности крыла за счет отсоса возникает дополнительное разрежение, приводящее к увеличению циркуляции (эффект стока).

Для оценки эффективности энергетической механизации и построения теоретической модели эжекторного профиля примем следующие допущения:

щель выхода струи из эжектора примыкает к задней кромке профиля;

щель входа, через которую отсасывается пассивный воздух, представляет собой равномерно распределенный сток на верхней поверхности пластинки — тонкого профиля вблизи его задней кромки;

эжектор имеет постоянную по ширине камеру смещения;

температура и плотность активного и пассивного потоков одинаковы.

Принятые допущения позволяют, используя принцип суперпозиции потенциальных течений от выдува струй и отсоса на профиле, построить простую приближенную теоретическую модель рассматриваемого крыла [35, 36, 37].

Для определения приращения коэффициента подъемной силы профиля за счет отсоса рассмотрим схему, представленную на рис. 5.2.

Если  $dQ$  — элементарный сток с угловой координатой  $\varphi$  на образующем цилиндре, то при протяженности стока на цилиндре, характеризуемой углами  $\varphi_1$  и  $\varphi_2$ , скорость на его поверхности

$$v(\Phi) = \frac{q}{2\pi} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} \sin \varphi \operatorname{ctg} \frac{\Phi + \varphi}{2} d\varphi. \quad (5.7)$$

Принимая изменение обильности стока в виде

$$dQ = qr \sin \varphi d\varphi, \quad (5.8)$$

что соответствует при конформном преобразовании круга в пластинку равномерному распределению обильности стока по ширине щели, будем иметь

$$v(\Phi) = \frac{q}{2\pi} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} \sin \varphi \operatorname{ctg} \frac{\Phi + \varphi}{2} d\varphi. \quad (5.9)$$

Из принципа наложения потенциальных потоков, примененного к обтеканию цилиндра со стоком при наличии циркуляции, при выполнении условия Жуковского — Чаплыгина для точки  $M$ , легко получить из (5.9) следующее выражение для дополнительной циркуляции (суперциркуляции):

$$\Gamma_1 = q \cdot r (\varphi_2 + \sin \varphi_2 - \varphi_1 - \sin \varphi_1). \quad (5.10)$$

При заданном суммарном расходе  $Q = \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} dQ = qr (\cos \varphi_1 - \cos \varphi_2)$

будем иметь ( $\varphi \approx \sin \varphi$ )

$$\Gamma_1 = 2Q \operatorname{ctg} \frac{\varphi_2 + \varphi_1}{2} = \frac{2Q}{c} \sqrt{(c+d)[1-(c+d)]} \sqrt{\frac{d(1-d)}{(c+d)[1-(c+d)]}}. \quad (5.11)$$

Для случая, когда щель непосредственно примыкает к задней кромке ( $d=0, c \ll b$ ),

$$C_{y1} = 4C_Q/\sqrt{c}. \quad (5.12)$$

Последняя формула устанавливает зависимость коэффициента подъемной силы тонкой пластинки ( $\alpha=0$ ), у которой отсос воздуха через щель у задней кромки распределяется равномерно.

Таким образом, эжекторное крыло с отсосом на верхней поверхности обладает преимуществом по сравнению с простым реактивным, заключающимся в наличии стока, обеспечивающего дополнительный прирост подъемной силы.

Кроме того, эффект тягоусиления позволяет снизить необходимые энергетические затраты на получение заданного значения коэффициента подъемной силы.

## 5.2. РАСЧЕТ НЕСУЩИХ СВОЙСТВ И ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭЖЕКТОРНОГО КРЫЛА

Выдув в виде равномерно распределенного источника моделирует выдув струи под углом  $\theta \approx 90^\circ$  из щели, примыкающей к задней кромке, так как из (5.12), учитывая связь  $C_Q$  и  $C_\mu$ ,

$$\Delta C_{y1} = 4 \frac{C_{C2}}{\sqrt{c_2}} = 2 \sqrt{2C_\mu},$$