

中央人民政府高等教育部推薦
高等學校教材試用本

實驗空氣動力學

下 冊

A. K. МАРТЫНОВ 著
袁 幼 卿 等 譯

商 務 印 書 館

中央人民政府高等教育部推薦
高等學校教材試用本



實驗空爾動力學

下 冊

A. K. 馬爾丹諾夫 著
袁 幼 卿 等 譯

商 務 印 書 館

本書係根據蘇聯國防工業出版社 (Государственное издательство оборонной промышленности) 出版的馬爾丹諾夫 (А. К. Мартынов) 著“實驗空氣動力學” (Экспериментальная аэродинамика) 1950 年版譯出。原書經蘇聯高等教育部審定為高等航空學校教科書。

本書內容敘述了實驗空氣動力學的一些主要問題，如：空氣的物理性質、氣流的概論、空氣動力相似率、測量空氣動力、力矩、壓力和氣流速度的方法、機翼和整架飛機的空氣動力特性等。

本書適用於航空學院學生，也適於工廠、設計部門和科學研究所的技術人員。

參加本書下冊譯校工作的為北京航空學院王寶興、顧高暉、袁幼卿、夏培厚、王震華、劉成玉等六位同志。

實 驗 空 氣 動 力 學

下 冊

袁 幼 卿 等 譯

★版權所有★

商 務 印 書 館 出 版

上海河南中路二一號

中 國 圖 書 發 行 公 司 總 經 售

商 務 印 書 館 北 京 廠 印 刷

(53737B)

1953 年 11 月 初 版 版 面 字 數 166,000

印 數 1—3,500 定 價 ¥ 12,500

中央人民政府高等教育部推薦 高等學校教材試用本的說明

充分學習蘇聯的先進經驗，根據國家建設需要，設置專業，培養幹部，是全國高等學校院系調整後的一項重大工作。在我國高等學校裏，按照所設置的專業試用蘇聯教材，而不再使用以英美資產階級教育內容為基礎的教材，是進一步改革教學內容和提高教學質量的正確方向。

一九五二年九月二十四日人民日報社論已經指出：‘蘇聯各種專業的教學計劃和教材，基本上對我們是適用的。它是真正科學的和密切聯繫實際的。至於與中國實際結合的問題，則可在今後教學實踐中逐漸求得解決。’我們現在就是本着這種認識來組織人力，依照需要的緩急，有計劃地大量翻譯蘇聯高等學校的各科教材，並將繼續向全國推薦，作為現階段我國高等學校教材的試用本。

我們希望：使用這一試用本及今後由我們繼續推薦的每一種試用本的教師和同學們，特別是各有關教研組的同志們，在教學過程中，對譯本的內容和譯文廣泛地認真地提出修正意見，作為該書再版時的參考。我們並希望各有關教研組在此基礎上逐步加以改進，使能結合中國實際，最後能編出完全適合我國需要的新教材來。

中央人民政府高等教育部

下册 目錄

第八章 無限翼展機翼	241
第一節 翼剖面的幾何特性	241
第二節 翼剖面的空氣動力特性	248
第三節 空氣壓縮性對機翼空氣動力特性的影響	263
第四節 機翼的最大昇力、增加最大昇力的方法.....	287
第五節 R 數和氣流紊流度對機翼極線圖的影響	304
第六節 用衝量原理求迎面阻力	312
第九章 有限翼展機翼	323
第一節 有限翼展理論	324
第二節 機翼的自轉	342
第三節 機翼所形成的速度場	348
第四節 箭形機翼和小展弦比機翼	357
第五節 在超音速氣流中的有限翼展機翼	371
第十章 飛機的空氣動力特性	376
第一節 飛機各部分的迎面阻力	377
第二節 飛機操縱機構的空氣動力特性	388
第三節 與穩定性和操縱性有關的飛機空氣動力特性	413
第四節 飛機各部分的相互干擾	425
附錄 附面層計算	439
第一節 計算附面層的通用方法	439
第二節 在可壓縮性氣體中的附面層	450
參考書目	456

實驗空氣動力學

第八章 無限翼展機翼

機翼是飛機最重要的部份，它能在最大程度上確定飛機的昇阻比。機翼的特性決定於其剖面及其平面形狀。所謂翼剖面乃指一截面，其平面與機翼沿翼展的軸相垂直。翼剖面的幾何特性對機翼的空氣動力有很大的影響。機翼的形狀(平面圖)很多，但在風洞中進行試驗和解決理論問題時通常採用矩形機翼；實際中通常用梯形機翼。梯形機翼的特徵是尖削比大，即是說，翼根處翼弦值大於翼尖處翼弦值(見圖 8.1)。機翼平面內尺寸之最重要的特性乃是展弦比——翼展平方與翼面積之比；若是矩形機翼，則展弦比相當於翼展與翼弦之比：

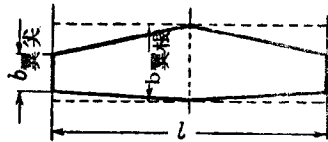


圖 8.1 梯形機翼。

$$\lambda = \frac{l^2}{S}; \quad \lambda_{\text{矩形}} = \frac{l^2}{S} = \frac{l^2}{lb} = \frac{l}{b}.$$

本章所研究的是無限翼展機翼，其展弦比 $\lambda = \infty$ 。

從無限翼展着手研討，主要是爲了計算上的簡化。

第一節 翼剖面的幾何特性

翼剖面有着許多不同的形狀，不同形狀的剖面決定了不同剖面的空氣動力特性。現在我們來研究翼剖面的主要幾何特性。

翼弦是一基準線，據此線作出翼剖面。所謂翼弦通常乃指連接剖面上距離最遠二點的線段。剖面厚度是以剖面上下表面之間線段（該線段與翼弦垂直）的長度來計算。最大厚度就是最長線段的長度，通常剖面厚度乃指其最大厚度。剖面厚度沿翼弦分佈的規則是不同的，它因剖面的用途不同而改變。通常實際運用的不是剖面厚度的絕對值，而是相對值，即是厚度與翼弦之比。最大厚度用 c 來表示，而相對最大厚度用 $\bar{c} = \frac{c}{b}$ 來表示。

從剖面前緣到相當於最大厚度翼弦上的一點的距離用 x_c 來表示，其相對值 $\frac{x_c}{b}$ 用 $\bar{x}_c = \frac{x_c}{b}$ 來表示。

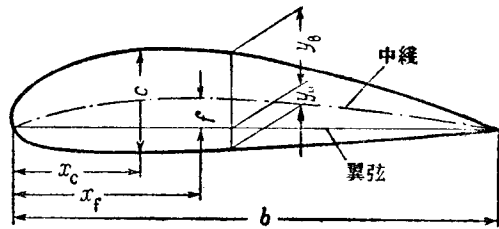


圖 8.2 翼剖面幾何特性。

另一確定翼剖面形狀的基準線是中線。中線如同翼弦一樣它連接剖面的前緣點和後緣點，並平分表示剖面厚度的各線段，換言之，它是翼弦上各垂直線上的幾何中點線（見圖 8.2）。中線到翼弦的距離叫做剖面的彎度。最大彎度值用 f 來表示。此值與翼弦長之比叫做最大的相對彎度 $\bar{f} = \frac{f}{b}$ ，通常簡稱為相對彎度。若 $\bar{f} = 0$ ，就是說翼弦和中線重合，則剖面為對稱剖面。現代剖面的相對彎度在零到 $\sim 2\%$ 之間。從剖面尖端到翼弦上相當於剖面最大彎度的一點的距離用 x_f 來表示，而此一距離與翼弦之比則用 $\bar{x}_f = \frac{x_f}{b}$ 來表示。

除了中線以外，有時還用所謂軸向弧，它區別於中線的地方乃是：它是通過每點的法線的幾何中點線而不是翼弦垂直線的幾何中點線。軸向弧與中線間的區別非常小，並且區別處主要發生在接近剖面尖端的地方。

現代翼剖面中，還規定有翼剖面尖端的尖銳程度。通常用參數

$$\frac{\frac{r}{c}}{\frac{b}{c}} = \frac{r}{b} = \bar{n}$$

表示其尖銳程度；這分數式中的分子是尖端半徑與翼

弦之比，分母為相對厚度的平方。

在所謂 *S* 型翼剖面，即是中線為 *S* 型的剖面中還規定出負彎度的標準——在中線位於翼弦下面的剖面尾部地方，從翼弦到中線的最大距離。

第二節 翼剖面的空氣動力特性

翼剖面幾何特性稍有變動，就會引起空氣動力特性產生很大的差別。通常按照剖面的幾何數據求其空氣動力特性，採用得最廣的當然是理論上的方法。確定翼剖面的合理形狀及其氣動力特性等理論方法的產生和發展，都是與俄羅斯偉大科學家 H. E. 茹闊夫斯基和 C. A. 夏伯雷金的名字是分不開的。他們研究出種種理論剖面，作為解決位流流過機翼時各問題的基礎。

求翼剖面空氣動力特性的理論方法是理論空氣動力學的研究對象。

應當指出，理論剖面實際上並不採用，其原因之一為構造上很難作出理論剖面的機翼；茹闊夫斯基的翼剖面採用於許多滑翔機上面，而在飛機上則用得非常少。

選擇翼剖面是一個非常複雜的問題。選擇剖面時需要考慮的不僅是剖面的空氣動力特性，而且還要考慮到它的配合條件，結構條件和機翼重量等等。但主要的因素終歸還是剖面的空氣動力特性。

用無積次係數表明的某些主要氣動力特性已在第三章討論過了。通常若要對翼剖面進行估計及對整個飛機及機翼的氣動力進行計算時，需要有以下材料：

- 1 第一類和第二類的極線圖（見圖 3.9 和圖 3.10）。

2 曲線 $c_y = f(\alpha)$ ，該曲線很易從極線圖中取得，並表明了昇力係數與迎角的關係（圖 8.3）。

3 根據迎角函數所作的機翼性能曲線 $k = \frac{c_y}{c_x}$ ；有時用倒數 $\mu = \frac{1}{k} = \frac{c_x}{c_y}$ 來代替機翼性能曲線（圖 8.4）。

4 表明力矩係數與昇力係數的關係的曲線 $c_m = f(c_y)$ （見圖 3.13）。

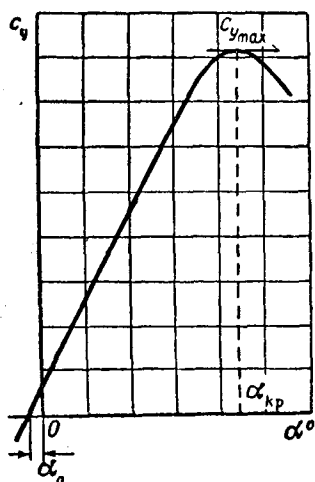


圖 8.3 翼剖面昇力係數和迎角的關係。

有了此曲線，就可能確定壓力中心和剖面焦點（氣動力中心）的位置。

5 不同迎角或不同的機翼 c_y 值時，沿剖面上下表面的壓力分佈曲線 $\bar{p} = f(x)$ 。

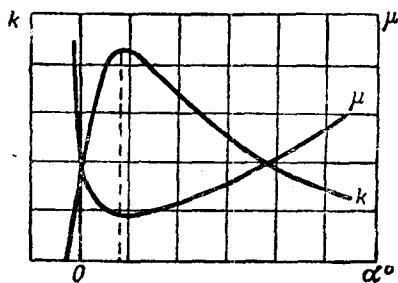


圖 8.4 翼剖面昇阻比和阻昇比與迎角的關係。

在個別情況中，所要研究的機翼性能，不僅是在一般的迎角範圍（ $-10^\circ, +22^\circ$ ）內，而是更廣泛的範圍內，例如在研究直昇飛機，旋翼機等的旋翼空氣動力學和飛行動力學時，就要遇到這類情況。在這種的情況下，採用所謂迴轉吹風（круговая обдувка）來確定從零到 360° 迎角範圍內的空氣動力係數。在圖 8.5 所示為中央流體研究院實驗室中從零到 360° 迎角範圍內進行機翼試驗的結果。

薄翼剖面理論

茹闊夫斯基和夏伯雷金的方法使我們可能求出這種翼剖面的昇力

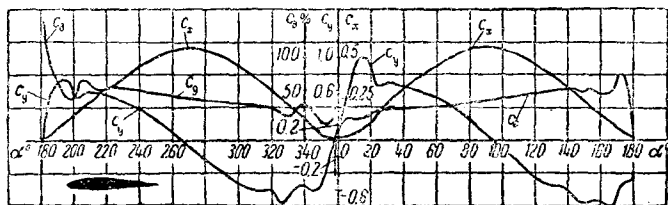


圖 8.5 機翼各方面吹風的結果。

和力矩，可以給這種翼剖面指出簡單的等角換算法，也就是把所研究的翼剖面外形用圓的外形或內形來表示。然而，這種等角轉換不是經常對任意一種剖面都可以用的。因此，提出了近似理論，其中不研究翼剖面，而研究翼剖面的中線，並且認為剖面的一切空氣動力特性都屬於這與直線無甚差別的中線。

現在我們來研究任意一剖面 AB ，其翼弦與橫座標軸相重合，座標原點位於剖面的前緣點上（見圖 8.6）。設速度 V 方向與翼弦 AB 構成一小迎角 α 。剖面周圍的流動總和可以認為是前進氣流（速度為 V ）加上沿剖面中線分佈的渦流層所產生的流動之和。正如理論空氣動力學所說的，昇力的產生是與沿剖面外形上的環流速度有關。環流速度 Γ 可用積分表示如下：

$$\Gamma = \int_A^B k ds \approx \int_0^b k dx,$$

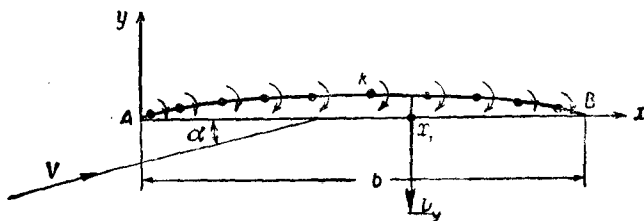


圖 8.6 計算薄翼氣動力特性的附圖。

式中 kds —沿剖面中線微小段 ds 分佈的兩倍渦流強度；由於剖面的彎度很小， $kds \approx kd\alpha$ 。現在來求翼弦各點上渦流所產生的誘導速度。為此，在翼弦上取任意一點 x_1 （見圖 8.6）並求出該點上渦流系所引起的垂直誘導速度 v_y 。因為中線與翼弦差別很小，翼弦點上求出的誘導速度等於中線相當點上的誘導速度。未知速度 $v_y(x_1)$ 可按渦流理論中已知公式求得：

$$v_y(x_1) = \int_0^b \frac{k dx}{2\pi(x-x_1)}. \quad (8.1)$$

由於有誘導速度，剖面各點上的速度方向發生改變，即是氣流的局部角度發生改變。因為各點總速度的方向必須平行於剖面的表面。所以

$$\alpha + \frac{v_y}{V} = \frac{dy}{dx}. \quad (8.2)$$

此處 $\frac{v_y}{V}$ 和 $\frac{dy}{dx}$ 一角的正切，由於某值很小，因而與角本身相等。

(8.1) 和 (8.2) 式能確定剖面中線形狀與沿中線分佈的渦流層強度的關係。並且此二式可用富氏級數解出。用與 x 有關的新變數 Θ 來代替 x ，其相對關係為

$$x = \frac{b}{2}(1 - \cos \Theta),$$

由此可見，當 x 從零度到 b 時， Θ 由零變到 π 。

k 值可用下列三角展開式表示：

$$k = 2V \left[A_0 \operatorname{ctg} \frac{\Theta}{2} + \sum_1^{\infty} A_n \sin n\Theta \right],$$

$$\text{式中 } \sum_1^{\infty} A_n \sin n\Theta = A_1 \sin \Theta + A_2 \sin 2\Theta + A_3 \sin 3\Theta + \dots$$

kdx 值現可寫成下式:

$$kdx = bV \left[A_0 (1 + \cos \Theta) + \sum_1^{\infty} A_n \sin n\Theta \sin \Theta \right] d\Theta.$$

式中第一項表示非彎曲剖面的渦旋強度,第二項(帶有與 Θ 成正比例之弧的正弦總和)表示剖面的形狀(剖面彎曲度)[這直接可從下列(8.7)公式中得出]。

運用 H. E. 茹闊夫斯基定理和上列的展開式,可以求出剖面的昇力。實際上

$$Y = \rho V \Gamma = \int_0^b \rho V k dx = \int_0^{\pi} b \rho V^2 \left[A_0 (1 + \cos \Theta) + \sum_1^{\infty} A_n \sin n\Theta \sin \Theta \right] d\Theta = \pi b \rho V^2 \left(A_0 + \frac{1}{2} A_1 \right). \quad (8.3)$$

從上式中,也可得出昇力係數

$$c_y = 2\pi \left(A_0 + \frac{1}{2} A_1 \right). \quad (8.4)$$

相對於剖面前緣點 A 的昇力力矩 M_A 及該力矩的係數 c_m 可寫成下式

$$\left. \begin{aligned} M_A &= - \int_0^b \rho V k x dx = - \int_0^{\pi} \frac{1}{2} b^2 \rho V^2 \left[A_0 (1 - \cos \Theta) + \sum_1^{\infty} A_n \sin n\Theta \left(\sin \Theta - \frac{1}{2} \sin 2\Theta \right) \right] d\Theta = \\ &= - \frac{\pi}{4} b^2 \rho V^2 \left(A_0 + A_1 - \frac{1}{2} A_2 \right); \\ c_m &= - \frac{\pi}{2} \left(A_0 + A_1 - \frac{1}{2} A_2 \right) = \frac{\pi}{4} (A_2 - A_1) - \frac{1}{4} c_y. \end{aligned} \right\} \quad (8.5)$$

由此可知，(8.3)–(8.5) 式中僅包含函數 $k(\Theta)$ 級數展開式的三個最初係數。因而，對昇力和剖面力矩起影響的僅是這三個係數，至於因剖面形狀改變而產生的其餘各項，並不影響到昇力和力矩之值。

爲了求出係數 A_n ，就要改寫 (8.1) 式爲另一形式；用變數 Θ 代替式中的 x ，並以函數 $k(\Theta)$ 的級數展開式代替函數 $k(\Theta)$ ，得¹⁾

$$\begin{aligned} v_y(x_1) &= \\ &= \frac{V}{\pi} \int_0^\pi \frac{A_0(1 + \cos \Theta) + \frac{1}{2} \sum_1^\infty A_n [\cos(n-1)\Theta - \cos(n+1)\Theta]}{\cos \Theta_1 - \cos \Theta} d\Theta = \\ &= V \left[-A_0 + \frac{1}{2} \sum_1^\infty A_n \frac{\sin(n+1)\Theta_1 - \sin(n-1)\Theta_1}{\sin \Theta_1} \right]. \end{aligned}$$

由於有誘導速度存在而產生的洗流角（更正確些，這個角的正切）可用下式表示。

$$\frac{v_y}{V} = -A_0 + \sum_1^\infty A_n \cos n\Theta.$$

將 $\frac{v_y}{V}$ 式代入 (8.2) 式得

$$\frac{dy}{dx} = \alpha - A_0 + \sum_1^\infty A_n \cos n\Theta. \quad (8.6)$$

1) 求這公式時需要取廣義積分，其解法爲：

$$\int_0^\pi \frac{\cos m\Theta}{\cos \Theta - \cos \psi} d\Theta = \pi \frac{\sin m\psi}{\sin \psi}.$$

例如在 B. B. 高羅別夫 (Горюбов) 所著的《有限翼展機翼理論》和中央流體動力研究院報告書 1931 年 10S 期 342 頁中敘述了這種積分的詳細計算法。

(8.6)式乘上 $d\Theta$ 並從零到 π 極限內積分之,則求出係數 A_0 ; (8.6)式乘上 $\cos n\Theta d\Theta$ 並從零到 π 極限內積分之, 求出係數 A_n ;

$$\left. \begin{aligned} A_0 &= \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dy}{dx} d\Theta, \\ A_n &= \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dy}{dx} \cos n\Theta d\Theta. \end{aligned} \right\} \quad (8.7)$$

然而,一般計算 c_y 和 c_m 時不確定 A_0, A_1 和 A_2 係數, 而利用較簡便的表示式,其中包含了二簡單積分 ε_0 和 μ_0 , 第一積分為

$$\begin{aligned} \varepsilon_0 &= \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{y}{b} \frac{d\Theta}{1 + \cos \Theta} = \frac{2}{\pi} \left[\frac{y}{b} \sqrt{\frac{1 - \cos \Theta}{1 + \cos \Theta}} \right]_0^{\pi} - \\ &\quad - \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{1}{b} \frac{dy}{dx} \frac{dx}{d\Theta} \sqrt{\frac{1 - \cos \Theta}{1 + \cos \Theta}} d\Theta. \end{aligned}$$

當剖面後緣的 y 值比 $\sqrt{b-x}$ 值更快地趨向於零時, 等式右端第一項也趨向於零, 因而 ε_0 具有以下形式:

$$\varepsilon_0 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dy}{dx} (1 - \cos \Theta) d\Theta = A_0 + \frac{A_2}{2} - \alpha.$$

第二積分

$$\begin{aligned} \mu_0 &= \int_0^{\pi} \frac{y}{b} \cos \Theta d\Theta = \left[\frac{y}{b} \sin \Theta \right]_0^{\pi} - \int_0^{\pi} \frac{1}{b} \frac{dy}{dx} \frac{dx}{d\Theta} \sin \Theta d\Theta = \\ &= - \int_0^{\pi} \frac{1}{4} \frac{dy}{dx} (1 - \cos 2\Theta) d\Theta = - \frac{\pi}{4} \left(\alpha - A_0 - \frac{A_2}{2} \right). \end{aligned}$$

運用這二積分, 可以得出表示係數 c_y 和 c_m 的公式。

$$\left. \begin{aligned} c_y &= 2\pi(\alpha + \varepsilon_0), \\ c_m &= 2\left(\mu_0 - \frac{\pi}{4}\varepsilon_0\right) - \frac{1}{4}c_y. \end{aligned} \right\} \quad (8.8)$$

可用圖解法計算 ε_0 和 μ_0 的積分。為此目的，假定沿 x 軸的剖面弦線與單位線段相等。因為被積分的式子中包括有 x 函數，所以用迪卡兒座標，計算積分，則得出以下的關係：

$$\varepsilon_0 = \int_0^1 y f_1(x) dx \quad \text{和} \quad \mu_0 = \int_0^1 y f_2(x) dx,$$

式中

$$f_1(x) = \frac{1}{\pi(1-x)\sqrt{x(1-x)}} \quad \text{和} \quad f_2(x) = \frac{1-2x}{\sqrt{x(1-x)}}.$$

表 8.1 列出依據 $\bar{x} = \frac{x}{b}$ 的 $f_1(x)$ 和 $f_2(x)$ 函數值。

表 8.1

\bar{x}	$f_1(\bar{x})$	$f_2(\bar{x})$	\bar{x}	$f_1(\bar{x})$	$f_2(\bar{x})$
0.025	2.09	6.10	0.50	1.27	0.0
0.05	1.54	4.13	0.60	1.62	-0.41
0.10	1.18	2.67	0.70	2.31	-0.87
0.20	1.00	1.50	0.80	3.98	-1.50
0.30	0.99	0.87	0.90	10.60	-2.67
0.40	1.08	0.41	0.95	29.20	-4.13

(8.8) 式指出係數 c_y 和 c_m 可以用各項數值的總和表示出來，各項數值依據於剖面的形狀 (ε_0 和 μ_0 值) 和各主要自變數 (計算 c_y 時的 α 和計算 c_m 時的 c_y) 而決定。

設 (8.8) 式內 $c_y = 0$ ，求得 $c_y = 0$ 時的迎角 (α_0) 公式。如上所知，特別在 $\varepsilon_0 = -\alpha_0$ 時符合這個條件。

曲線 $c_y = f(\alpha)$ 對 α 的斜度即 $\frac{dc_y}{d\alpha}$ ，對薄剖面來說是固定的，其值等於 2π 。此值用於理論研究中。由於 ε_0 隨着剖面彎度增大而增大， α_0

也就增加。當剖面轉為平板時， $\alpha_0 = \varepsilon_0 = 0$ 。

(8.8) 式的係數 c_m 式中，與 c_y 無關部份表明了昇力為零時的力矩係數 c_{m_0} 。如此可見， c_{m_0} 與彎度值有關，但已經是比較複雜的了。由解析方法指出，不僅在 $\varepsilon_{m_0} = \mu_0 = 0$ 時 $c_{m_0} = 0$ ，而在 $\mu_0 - \frac{\pi}{4} \varepsilon_0 = 0$ 之中線公式時， c_{m_0} 也等於零。例如 S 型中線符合這個條件。(8.8) 式對 c_y 微分後，得出確定剖面焦點位置的值。薄翼之焦點位於距前緣 $\frac{1}{4}$ 翼弦處，並與剖面形狀無關。

薄剖面理論的作用主要在於能用簡單的方法取得一系列的主要氣動力特性。它的最大的弱點是不能正確地估計氣流流過剖面前緣的條件(前緣處所得到的速度為無窮大)，此外，它對誘導速度在 x 軸上之投影也不予計算。這兩點都與實際差得很遠。

應當指出，在計算帶有傾斜構件的機翼(即有襟翼的機翼等)之特性時，薄剖面理論有很大的用處。特別是操縱舵和副翼的鉸鏈力矩的計算，也就是以這個理論為基礎的。

翼型組成翼型族

用薄剖面理論可以求出昇力和力矩。然而，這理論僅能估計到翼剖面主要幾何參數對其性能的影響。同時經常起決定性作用的是剖面的細微差別(例如，翼剖面的厚度)，本來也就表明着其不同的氣動力特性，但是薄剖面理論之類的近似理論中沒有估計這些區別。因此，目前確定剖面氣動力特性的主要方法是進行有系統的實驗。

目前最常用的翼型(即翼剖面)都歸納成翼型族或翼型組。所謂翼型組，通常乃指中線相同而相對厚度不同的翼型組。中線是用精確分析的形式給出，或者用近似關係給出。線的座標通常以列表的形式給出，此表則在翼型圖冊中可以找到。在個別情形中，還有具有本組唯一代表剖面。

翼型通常按所要配裝的飛機之類型而各有專用。例如，有高速剖面，其主要目的是爲了保證飛機高速飛行，而甚至有損於其他飛行性能。還有用在遠程飛機上的剖面等等。

翼型經常是編號的。起初，翼型任意予以編號——每一製造翼型的實驗室給翼型加上一個一定的號碼。在這種情形下翼型不分類型，也不分氣動力性能（每一以下的翼型通常取得下一個順序號碼）。後來，有系統地對翼型進行研究，因而翼型的幾何特性和氣動力特性間的聯系就得到確定。其編號也就反映了幾何特性，有時亦反映了某些空氣動力特性。下面我們來研討若干翼型分類的例子。

美國所採用的一種分類是每一種翼型予以四位數字號碼，第一個數字相當於最大相對彎度之值 $\bar{f}\%$ ；第二個數字爲最大相對彎度位置在座標中百分數 $\bar{x}_f\%$ 的十位數；第三和第四用百分比表示的相對厚度 $\bar{c}\%$ 。於是，美國式所用的數字排列要點可用下式表示之。

$$\left| \bar{f} \right| \left| \frac{1}{10} \bar{x}_f \right| \left| \bar{c} \right|.$$

因而，翼型 6316 的數據是： $\bar{f} = 6\%$ ， $\bar{x}_f = 30\%$ 和 $\bar{c} = 16\%$ 。

後來，提出了不用四位數字號碼(6316)，而用五位數字號碼(23012)來表示翼型組。此新的分類的意義如下：第一數字照舊是相當於以翼弦百分比表示的最大彎度； $\bar{f} = 2\%$ ，第二和第三數字爲用翼弦百分比表示 \bar{x}_f 座標的兩倍值 $30 = 15 \times 2$ 即 $\bar{x}_f = 15\%$ 。第四、第五數字確定用翼弦百分比表示的剖面厚度 $\bar{c} = 12\%$ 。

作爲改用新組的主要理由之一是希望減小 c_{m0} 值。本來， \bar{x}_f 的減小就使 c_{m0} 減小了。還有另一減小 c_{m0} 值的方法，已在敘述薄剖面理論時講過了，下面中央流體動力研究院“B”組的例子中也要談到這個方法。這方法在於把剖面後緣向上彎，即在於採用 S 型中線。