

飛機構造與強度

第三分冊

Д.И.古列也夫 主編

國防工業出版社

飛機構造與強度

第三分冊

Д. И. 古列也夫 主編

詹承禹、楊國柱、龔堯宗、史超禮 譯

何慶芝 校對

國防工業出版社

Д. И. Гурьева
КОНСТРУКЦИЯ
И
ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТОВ
Издание В В И А им. проф. Н. Е. Жуковского
1950

本書係根據蘇聯儒科夫斯基空軍工程學院
一九五〇年俄文版譯出

*

飛機構造與強度

第三分冊

〔蘇〕古列也夫 主編

何金禹、楊國柱、郭堯南、史超群 譯

何慶芝 校訂

*

國防工業出版社 出版

書號 0010 • 850 × 1168 耗1'32 • 7⁵/₁₆ 印張 • 207,000字

一九五六年一月第一版北京第一次印刷

印數：1—1,700冊

飛機構造與強度第三分冊目錄

第一章 副翼.....	1
§ 1. 氣動補償.....	3
§ 2. 作用於副翼上的力.....	4
§ 3. 副翼的結構形式.....	4
§ 4. 副翼的強度計算.....	6
§ 5. 機翼彈性對副翼效能的影響.....	10
第二章 附翼（裝備）.....	15
§ 1. 改變面積之附翼.....	16
§ 2. 前緣縫翼.....	18
§ 3. 開裂式襟翼.....	23
§ 4. 簡單襟翼.....	29
§ 5. 複式襟翼.....	31
§ 6. （箭形）機翼的附翼介紹.....	32
第三章 尾翼.....	35
§ 1. 尾翼的功用.....	35
§ 2. 對尾翼的要求.....	36
§ 3. 尾翼的形式.....	37
§ 4. 尾翼在飛機上的位置.....	41
§ 5. 尾翼的外形.....	45
§ 6. 舵面的氣動補償.....	48
§ 7. 尾翼及其各部分的參數.....	53
§ 8. 尾翼載荷.....	58
§ 9. 承力系統尾翼承力骨架和構造骨架.....	69
§ 10. 尾翼與飛機的連接.....	71
§ 11. 尾翼結構元件的受力情況.....	73

§ 12. 尾翼各元件的構造.....	74
§ 13. 尾翼的強度計算.....	76
第四章 起落架	87
§ 1. 對起落架的要求.....	87
§ 2. 按穩定性和操縱性的條件安裝機輪.....	89
§ 3. 後三點起落架.....	91
§ 4. 前三點起落架.....	95
§ 5. 降落設備的減震性質.....	99
§ 6. 機輪及其功用.....	100
§ 7. 機輪的掣動裝置.....	104
§ 8. 飛機機輪的選擇.....	109
§ 9. 減震柱按其彈性及阻尼性的分類.....	109
§ 10. 空氣液壓式減震柱的型式.....	112
§ 11. 減震柱功量圖.....	114
§ 12. 在正行程及反行程掣動.....	117
§ 13. 自由行程.....	118
§ 14. 空氣液壓式減震器的計算.....	119
§ 15. 減震柱的不正確充料情況.....	130
§ 16. 減震柱工作中摩擦力的影響.....	133
§ 17. 減震柱的構造.....	135
§ 18. 作用在起落架上的外載荷.....	141
§ 19. 前輪加載的特點.....	142
§ 20. 機輪事先旋轉的影響.....	143
§ 21. 起落架的受力型式.....	145
§ 22. 前輪和尾輪支柱的特點.....	152
§ 23. 起落架受力系統的強度計算.....	154
§ 24. 起落架收縮的構造和運動型式.....	204
§ 25. 起落架收縮機構.....	208
§ 26. 擺振.....	213

第一章

副翼

副翼的基本任務在於產生滾轉力矩以保證飛機的橫向操縱性能。

以在飛機後緣分離出的小翼面形式出現的，第一個橫向操縱機構（現代副翼），是在上世紀的八十年代由蘇聯工程師、世界上第一架飛機的創造者莫查也斯基提出的。在莫查也斯基研究以後的長久歲月中，若干飛機都還沒有作副翼，而採用歪斜機翼的辦法（Гоширование）來保證橫向操縱。

在後來飛機構造的發展中，雖曾出現各式各樣橫向操縱機構的構造形式，但，莫查也斯基式副翼保持了極其廣泛的流傳。

飛機的滾轉力矩，可藉每邊機翼的昇力變化而產生（圖1），為此，可用本身是機翼的一部分的副翼（圖2,a），或本身是獨立翼面的那種副翼（圖2,b），還有位於機翼尖端的翼梢的浮動副翼（圖2,b）。後兩種形式的副翼，並不改變機翼的昇力，而是獨立的翼面，只在它們偏轉時變更其本身的昇力。

爲使效能較高，故將副翼放在機翼尖端。而機翼中段，則常爲減低降落速度的附翼所佔有。當兩邊副翼偏轉時，在副翼上偏的一邊，機翼昇力減小 $\Delta Y_{\text{эп}}$ 值，而在副翼下偏的一邊，機翼昇力增大 $\Delta Y_{\text{эп}}$ 值（參看圖1）。

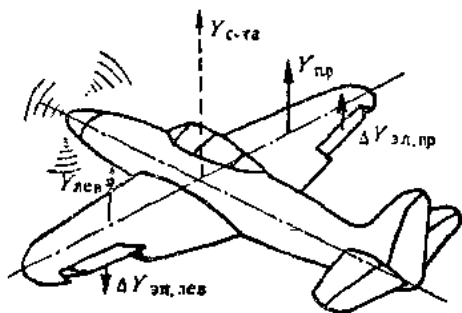


圖 1

常見副翼較之外懸式副翼（圖2,6）和浮動式副翼（圖2,в）具有下列幾項優點：

- 1) 常見副翼在中立位置時，幾乎不產生附加正面阻力；
- 2) 其效能不僅與副翼本身尺寸有關，也與副翼所在部分的翼面尺寸有關；
- 3) 在中立位置時，常見副翼是機翼的承載部分。

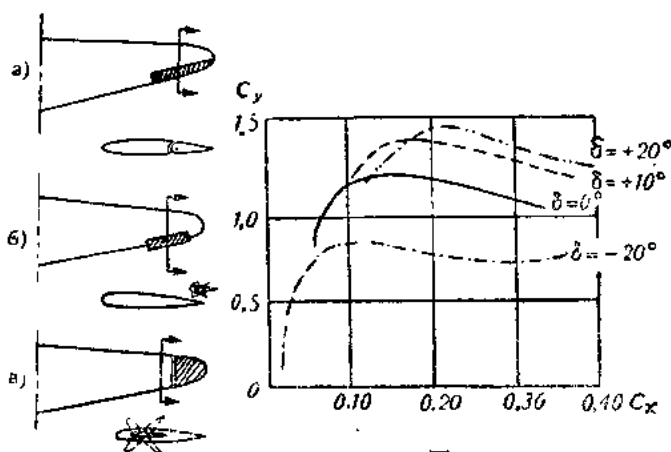


圖 3

圖 2

以下，將研究作為機翼一部分的常見副翼（參看圖2,a）。圖3所示，為副翼在中立、上偏和下偏等情況下的 $c_y = f(c_x)$ 曲線。由圖3可見，當副翼下偏時，係數 c_y 和 c_x 增大，而當副翼上偏時則 c_y 減小。從圖3曲線可知，當兩邊副翼轉同一角度 δ 時，在副翼下偏那一邊的機翼的正面阻力，比上偏那一邊的大。由於這樣，便出現了偏航力矩，阻礙飛機轉彎（圖4,a）。為了消除這一缺點，通常採用差動式副翼，即副翼向下偏轉的角度較小，而向上偏轉的角度則較大。這就促成了偏航力矩的減小，並一般地提高了上偏副翼的效能。為了同樣目的，可用這樣一種副翼（圖4,б），當它向上偏轉時，由於軸式補償部分凸出，將使副翼上偏那一邊的機翼的阻力增加。此外，差動操縱改善了飛機在大攻角時的橫向操縱性能，因為如果副翼沒有差

動，向下偏轉會引起早期氣流分離，並因而減低下偏副翼那一邊的機翼昇力。（參看圖3）

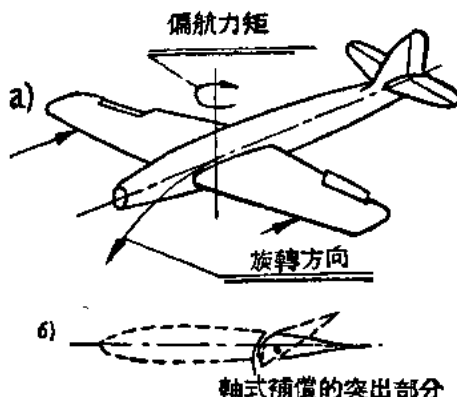


圖 4

爲了增加降落時機翼的 $C_{y_{max}}$ ，有時採用向同一方向偏轉的襟副翼。這種副翼，是首先由俄羅斯設計家波里卡波夫在 И-16 飛機上實現的。

§ 1. 氣 動 補 償

爲了減低駕駛桿上的作用力，副翼必須有氣動補償^①。從圖5可見，操縱拉桿的作用力等於 $T = \frac{P_s \cdot a}{b}$ ，

式中，

P_s ——副翼氣動載荷的合力；

a ——這個載荷的壓力中心到副翼轉軸的距離；

b —— T 力的力臂

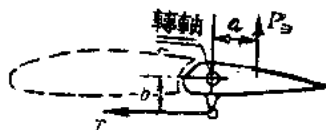


圖 5

非常顯明，要減低作用力 T ，必須減低鉸鏈力矩， $M_m = P_s \cdot a$

① 關於補償的較詳細敘述可參看「操縱」一章，關於副翼的重量平衡參看第一卷第四章 § 16。

的數值，這只要減小力臂 a 就行了。在轉軸之前的部分，稱為軸式補償面積。

通常，軸式補償面積佔副翼總面積的20—25%。軸式補償的缺點是：當副翼偏轉時，補償部分從機翼表面凸出，因而改變了補償部分的效能，並惡化了流過機翼的氣流。在這一方面，內補償（圖6）是比較好的，內補償是藉麻布將空腔A與空腔B隔離。

內補償面積通常佔副翼面積的30—35%。在全部副翼偏角範圍內，內補償都有效。但其有效性，在極大程度上與麻布氣密性有關，而在副翼懸掛接頭所在處，氣密性是難以保證的。



圖 6

§ 2. 作用於副翼上的力

無論副翼在中立位置（作為機翼的一部份）或在其偏轉位置，都受着氣動力作用。在靜力強度的計算中，和氣動載荷比較起來，副翼的重量和慣性載荷常被略去不計。

副翼氣動載荷與其面積和速壓 q 成正比：

$$P_s = k f S_s q$$

式中 k ——比例係數，由飛機強度規範給出；

$f \approx 2$ 安全因數。

馬氏數 $M < 0.7$ 時副翼的計算情況，通常是在最大速度飛行中偏轉副翼的情況。 M 數較大時的計算情況，可能是副翼在中立位置的情況，這是由於：在較大 M 數時，機翼氣動載荷向後緣移動，而副翼便在這裡載荷 P_s 。沿副翼展向和弦向的分佈規律，都在飛機強度規範中規定。

§ 3. 副翼的結構形式

副翼結構是由樑和肋組成的骨架（圖7），外覆蒙布或金屬蒙皮。當 $M > 0.7$ 時，常採用金屬蒙皮，否則，局部氣動載荷會增大起得來，

要使蒙皮鼓起，並使機翼表面惡化。圖 8 所示為各種布質蒙皮如金屬蒙皮副翼的剖面形式。在薄機翼上，副翼也很薄，要在這種情況下，保證表面質量良好，總是很困難的。為了簡化副翼的裝配和鉚接工藝，可將全金屬副翼分兩半作成，而將此兩半沿副翼弦面對接（圖 9）。在這種構造中，每一半副翼可分別單獨製成，因而可以保證蒙皮和翼肋的鉚接質量，並且，蒙皮和翼肋可以採用壓鉚。這樣分別製成的兩半副翼，沿着樑和後緣條相互鉚接。兩半翼肋也同樣地相互連接，因為，要不然的話，必須大大地提高每一半肋承受氣動載荷的強度，那自然會使副翼構造加重。

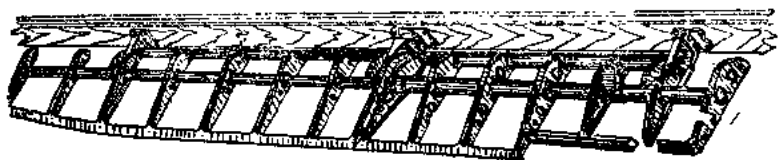


圖 7

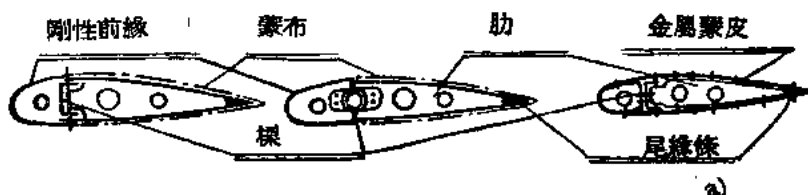


圖 8

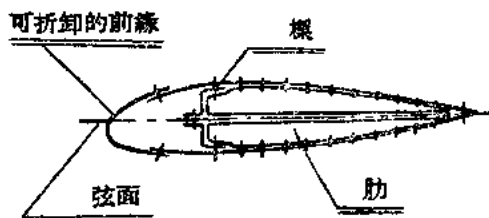


圖 9

有時在薄副翼的構造中，採用帶有單面輕質填料的加強蒙皮①（圖10）。在厚0.5公厘的金屬蒙皮上，鋪上厚3到5公厘的填料層。肋也由填料作成，並與樑壁膠合。

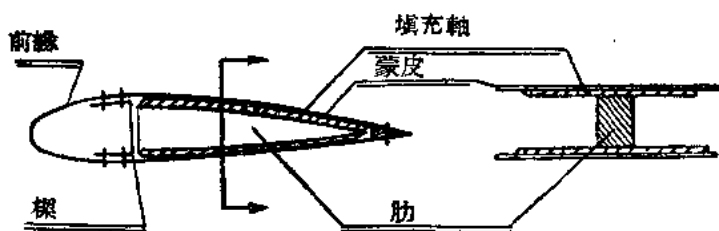


圖 10

加強蒙皮與肋相膠合，並從開口前端②這一方，與樑相鉚接，更用穿通式鉚釘與後緣條相鉚接。被分離的前緣與後部的結構，則用爆炸鉚釘或空心鉚釘鉚接。在重量方面，這種副翼並不重，有時還要比全金屬的輕些。

§ 4. 副翼的強度計算

現在首先來研究副翼結構各元件傳遞氣動載荷的程序，然後再研究承力系統的計算。

發生於副翼表面的氣動載荷，以鏈索應力的形式使蒙皮受載，即，使蒙皮受拉，縱使蒙皮是金屬的，也是這樣，因為副翼蒙皮相當薄，約0.5—0.8公厘。

蒙皮將載荷傳給骨架——主要是傳給翼肋（圖11）。每一個肋都是一根樑，連接在副翼樑上，它又將所受載荷傳給副翼樑。這樣，便產生了扭轉力矩

$$M_t = P_{\text{зевз}} \cdot b$$

① 即填料與蒙皮只有一個接合面，由一塊金屬蒙皮和一塊填料構成之與夾心蒙皮由兩塊金屬蒙皮，中夾填料的情況不同。——譯者

② 指副翼前緣的縱向分離面，未經裝配封閉前的開口。——譯者

如果蒙皮是金屬的，這一力矩將由蒙皮的周緣承受（圖 12B）；如果它是布質的，則由其前部周緣承受（圖 12, a）。圖 12, a, B 所示為在這兩

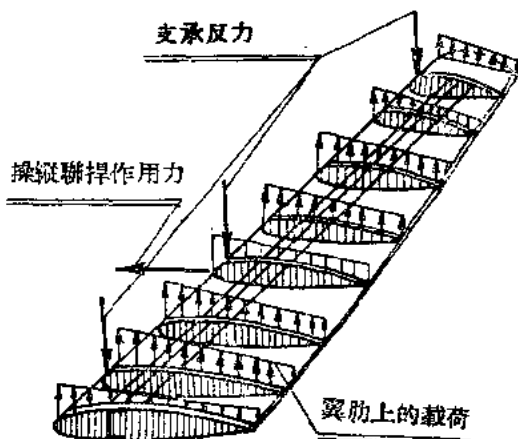


圖 11

種情況下，肋上力矩的平衡情況，肋像樑一樣承受彎曲，其彎矩圖如圖 12b 所示。副翼樑受橫向力作用，猶如一個雙支點或多支點樑，藉其本身的彎曲，將這些橫向力由肋傳給各支點（機翼上的托樑）。圖 13 所示為多支點副翼樑的剪力圖、彎矩圖和扭矩圖。支點力矩可由三力矩方程式求得。在第一近似計算中，可假設樑的各支點沒有彈性，副翼單位展長的載荷不變，而翼樑的抗彎剛度沿全部翼展都相同。於是

$$M_1 + 2M_2 \left(1 + \frac{l_2}{l_1}\right) + M_3 \frac{l_2}{l_1} = -\frac{6}{l_1} (R'_2 + R''_2) \text{ ①,}$$

式中 R'_2 和 R''_2 為：將長為 l_1 與 l_2 的兩段，看作兩個自由支持的樑，並以各該段在外載荷作用下的彎矩圖作為載荷，分別加於這兩樑時，支點（2）上的反力。

有了各支點力矩，即可求出各支點反力，並繪出剪力圖。已知各

① 本式即為常見簡化的三力矩方程式，不必要單位展長載荷不變這一條件。——譯者

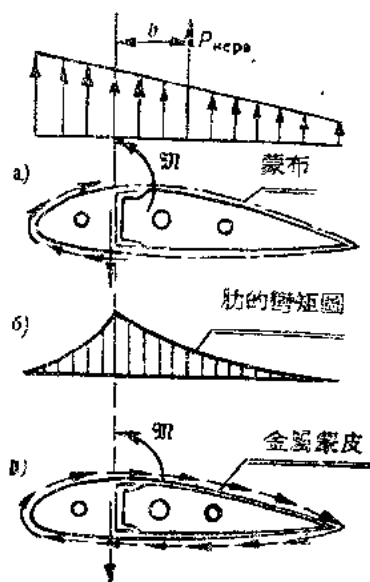


圖 12

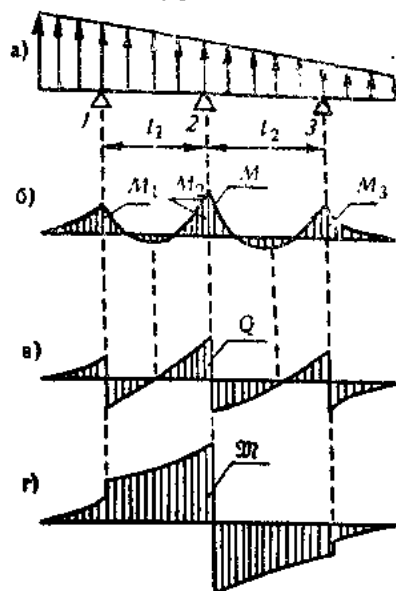


圖 13

支點反力和單位長度上的扭矩，即可繪出副翼扭矩圖。單位長度扭矩

$$m = q \cdot b$$

式中 b ——副翼壓力中心與其剛心間的距離。扭矩圖如圖13r所示。扭矩圖座標的突然變化，係由支點反力的力矩決定。有了 Q , M 和 m 圖，即可核驗副翼的強度。現在從扭轉計算來檢驗蒙皮。

副翼蒙皮的抗扭剪應力為：

$$\tau_{06} = \frac{M_t}{2F\delta_{06}}$$

F ——可能承受載荷的蒙皮（和樑壁）周緣所包圍的面積；

δ_{06} ——蒙皮厚度。

核驗樑壁按剪力 Q 計算。

樑壁剪應力為：

$$\tau_{CT} = \frac{Q}{H\delta_{CT}}$$

式中

H ——翼樑凸緣重心間的距離；

δ_{CT} ——樑壁厚度。

翼樑凸緣按彎矩核驗。翼樑凸緣的正應力：

$$\sigma = \frac{M}{HF}$$

式中

$$F = F_{\pi} + 40\delta_{06}^2;$$

F_{π} ——翼樑凸緣面積；

δ_{06} ——蒙皮厚度。

有時把多支點的副翼做成分段的，以免在機翼彎曲時，副翼被其支座卡住。為此目的，副翼分段部分間的連接接頭，就這樣作（圖14），使它從副翼的一段到另一段只能傳遞剪力和扭矩。圖14所示為常用的副翼懸掛接頭。

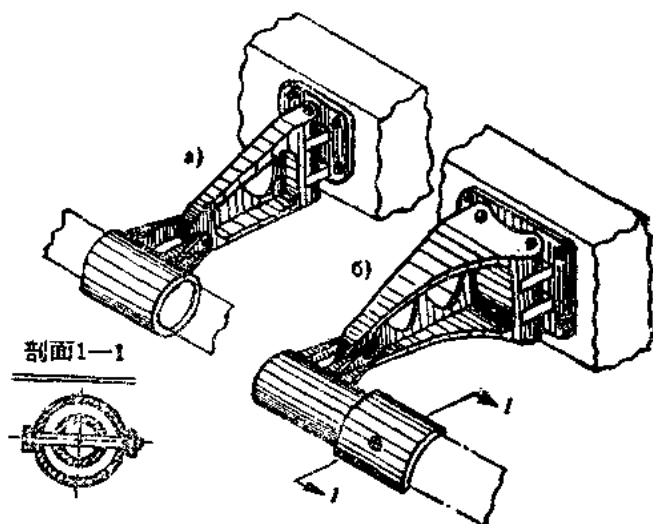


圖 14

§ 5. 機翼彈性對副翼效能的影響①

副翼應具有足夠的效能 ϵ 。副翼效能是飛機繞其縱軸轉動的角速度 ω_x 對副翼偏轉角 δ 的比值：

$$\epsilon = \frac{\omega_x}{\delta}。$$

既然角速度 ω_x 與滾轉力矩 M_x 的數值有關，則副翼效能顯然也與 M_x 有關。在一定的駕駛桿偏角和氣動特性幾乎一樣的時候，滾轉力矩與機翼扭轉剛度有關，也與副翼操縱導管的剛度有關。而且，這些剛度愈大，副翼效能愈大。

這可解釋如下。當副翼偏轉時，例如向下偏轉時，這一邊的機翼昇力增加，與此同時，由於機翼扭轉使攻角減少，引起昇力降低，因而促使副翼效能下降。由於操縱導管的彈性，使副翼偏角減少，將引起附加的效能下降。不過我們現在只考慮機翼的彈性。

① 對這一問題，蘇聯研究工作者作了一系列的貢獻，例如：Кан С.Н. “упрощенный расчет реверса” алеронов“(副翼逆動的簡化計算) изд. ВВА им. Жуковского 1943 года

爲了近似地在數量上估計副翼效能，我們假設，剛性機翼上的附加載荷僅僅分佈在有副翼的那一段機翼上，並且，當副翼上偏和下偏時，附加載荷的絕對值和位置都一樣。

彈性機翼單位長度上的附加載荷爲（圖15）：

$$\Delta P = \frac{dc_y}{d\alpha} (\Delta\alpha - \varphi) q \cdot b$$

式中

$\frac{dc_y}{d\alpha}$ —— 機翼 $c_y = f(\alpha)$ 曲線上直線部分的斜率；

$\Delta\alpha$ —— 副翼偏轉所引起的攻角改變；

φ —— 機翼扭轉角，與 ΔP 有關；

b —— 機翼翼弦；

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ —— 速壓。

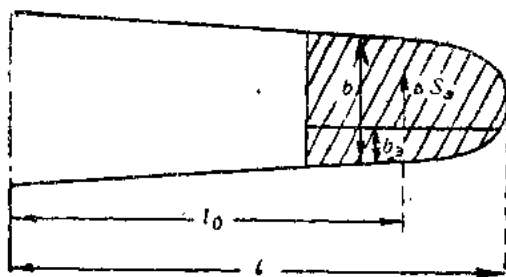


圖 15

令

$$\Delta\alpha = k_1 \delta; \quad \varphi = \varphi_0 \cos \frac{\pi z}{2l},$$

式中

δ —— 副翼偏轉角；

k_1 —— 係數，得自風洞試驗；

φ_0 —— 翼尖剖面的扭轉角；

z —— 由翼尖量起。

求副翼效能的條件是，滾轉力矩與阻尼力矩相等，而阻尼力矩則因飛機以等角速度 ω_x 滾轉而發生。

滾轉力矩

$$M_x = 2q \int_0^l \frac{dc_y}{d\alpha} \left(k_1 \delta - \varphi_0 \cos \frac{\pi z}{2l} \right) b z dz .$$

阻力矩

$$M_D = 2q \frac{\omega_x}{V} \int_0^l \frac{dc_y}{d\alpha} b (l-z)^2 dz .$$

令 M_x 與 M_D 相等，即得副翼效能之值

$$\varepsilon = \frac{V}{\delta} \frac{\int_0^l \frac{dc_y}{d\alpha} \left(k_1 \delta - \varphi_0 \cos \frac{\pi z}{2l} \right) b z dz}{\int_0^l \frac{dc_y}{d\alpha} b (l-z)^2 dz} ,$$

由此可見， ε 與 φ_0 有關。

決定 φ_0 可採用下列方式。

令上仰力矩為負，則機翼對其重心的單位長度扭矩可寫為：

$$\Delta m = -\Delta c_{m0} q b^2 + \frac{dc_y}{d\alpha} \left(k_1 \delta - \varphi_0 \cos \frac{\pi z}{2l} \right) q b^2 \bar{c}$$

式中

$$\bar{c} = \frac{c}{b} \text{——機翼剛心與焦點間的距離；}$$

$$\Delta c_{m0} = k_2 \delta$$

k_1 ——係數，得自風洞試驗。

機翼任一剖面的扭矩為：

$$M_{xp} = q \int_0^z \left[\frac{dc_y}{d\alpha} \left(k_1 \delta - \varphi_0 \cos \frac{\pi z}{2l} \right) \bar{c} - k_2 \delta \right] b^2 dz .$$

有了 M_{xp} 可求出：

$$\varphi_0 = \int_0^l \frac{M_{xp}}{GI_{xp}} ,$$

式中

GI_{xp} ——機翼的抗扭剛度。

將 M_{xp} 數值代入 φ_0 的表達式中，可得：