

飛機構造與強度

第二分冊

Д.И.古列也夫 主編



國防工業出版社

飛機構造與強度

第二分冊

И. И. 古列也夫 主編

易生、楊明、姜佩賢、史超禮 譯
詹承禹、楊國柱、龔堯南、余公沼

王德榮、何慶芝 校訂

國防工業出版社

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

本書係根據蘇聯圖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 第二分冊

〔蘇〕古列也夫主編

易生、楊明、姜佩賢、史超禮 譯
詹承禹、楊國柱、龔堯南、余公沼
王德榮、何慶芝 校訂

*

國防工業出版社出版

北京市書刊出版業營業許可證出字第074號

書號：0001 · 850×1168 1/32 · 7 $\frac{1}{16}$ 印張 · 190,000字

一九五五年九月第一版北京第一次印刷

印數 1—1,700冊

飛機構造與強度第二分冊目錄

第九章 在求剪應力時對機翼固定端及其蒙皮上切口的考慮...1

- § 1. 機翼固定端的考慮及切口的影響..... 1
- § 2. 外翼固定方法的計算..... 8
- § 3. 箭形機翼的固定特點.....11

第十章 機翼零件構造的發展23

- § 1. 翼樑.....23
- § 2. 桁條.....39
- § 3. 翼肋.....41
- § 4. 翼肋的計算.....47
- § 5. 鉚釘縫和膠合.....56

第十一章 單翼飛機機翼的設計計算.....58

- § 1. 雙樑式機翼.....58
- § 2. 單樑式機翼.....76
- § 3. 盒式機翼.....79
- § 4. 半盒式機翼.....81
- § 5. 無桁條的機翼.....83

第十二章 機翼與尾翼的振動88

- § 1. 系統的自由振動.....89
- § 2. 一級自由度的自由振動.....90
- § 3. 有阻尼的自由振動.....96
- § 4. 強迫振動.....99
- § 5. 在系統內有阻尼的強迫振動.....104
- § 6. 振動系統對支點的反作用.....108
- § 7. 具有幾個自由度的系統的振動.....112

§ 8. 具有無限自由度數的系統的振動·····	122
§ 9. 測定自由振動週率的共振方法·····	151
§ 10. 振動機翼的空氣動力學·····	155
§ 11. 顫振·····	168
§ 12. 翼段振動的顫振形式·····	179
§ 13. 不顫振的機翼結構·····	184
§ 14. 機翼彎曲扭轉顫振的臨界速度的決定·····	188
§ 15. 機翼構造參數對臨界速度值的影響·····	193
§ 16. 副翼參與的顫振·····	198
§ 17. 尾翼的顫振·····	212
§ 18. 尾舵的抖振·····	217

第 九 章

在求剪應力時對機翼固定端及 其蒙皮上切口的考慮

§ 1. 機翼固定端的考慮及切口的影響

我們首先研究問題的物理方面，然後進行計算。首先分析固定端的計算，其次分析切口。爲簡化計算起見，我們將略去機翼的前後緣，即僅僅計算機翼翼樑之間的部分（圖 212），其中僅翼樑凸緣負擔正應力。

研究一段機翼。因扭矩 M_x 的作用，該段蒙皮及樑壁承受剪流

$$q = \frac{M_x}{2F},$$

其中 F 是蒙皮周緣及翼樑所圍的面積。

由於剪流 q 的作用，該段每面均將歪斜，如圖 213 所示。如果將所有歪斜的面集在一起，則組成翹曲的段（圖 214）。從圖上可以看到段的端剖面在未受力之前是平直的，然而受力後却變得不是平面，即段的橫剖面產生了軸向翹曲。

當翹曲被阻止時，如機翼一端固定，則不會產生自由翹曲。機翼上的對稱扭矩在機身上保持平衡，這和機翼固定相當（圖 215）。翼樑凸緣內的軸向力 P 可消除翹曲，這樣一來將固定端的影響計入後，我們所研究的段的受力情況，即如圖 216 所示。力 P 是次要力，因爲它的發生是由於自由段的變形受到限制的結果。諸力 P 本身互相平衡，並在矩形段上互相均等。各力在段上平衡，而在蒙皮及樑壁內引起附加剪流

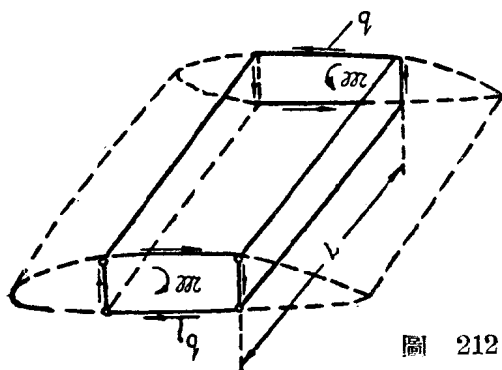


圖 212

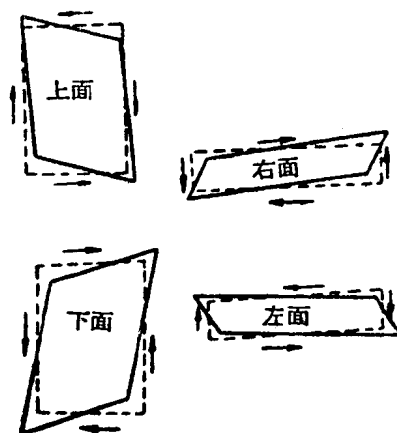


圖 213

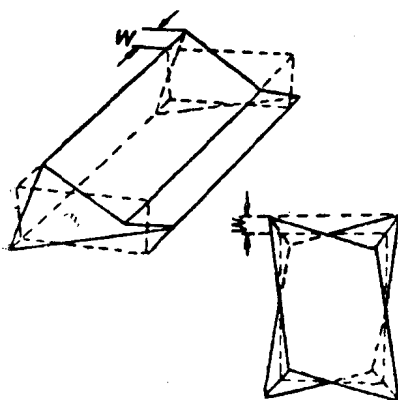


圖 214

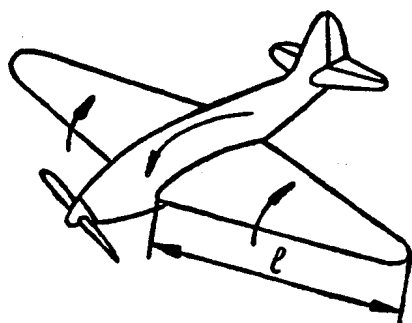


圖 215

$$q_p = \frac{P}{2L},$$

其中 L 是段的長度。

剪流 q_p 與前得剪流相加，此時樑壁內的剪流增加成 $(q + q_p)$ ，而在蒙皮內的減少成 $(q - q_p)$ 。

計算與試驗均證明，軸向力 P 由機翼固定端到了其自由端很快地降低，事實上力 P 的零值係在 20% 翼展的距離處（由機身側邊算起）（圖217）。我們立出了下列最小位能的條件，可由機翼根段相當正確地去決定機身旁邊的力 P ，

$$\frac{\partial U}{\partial P} = 0,$$

其中 U 是根段構件及機身下部翼樑的剪應力及正應力的位能。例如，對段的蒙皮來說，其位能由下式表示：

$$U_{06} = 2 \frac{(q - q_p)^2 BL}{2 G \delta_{06}}.$$

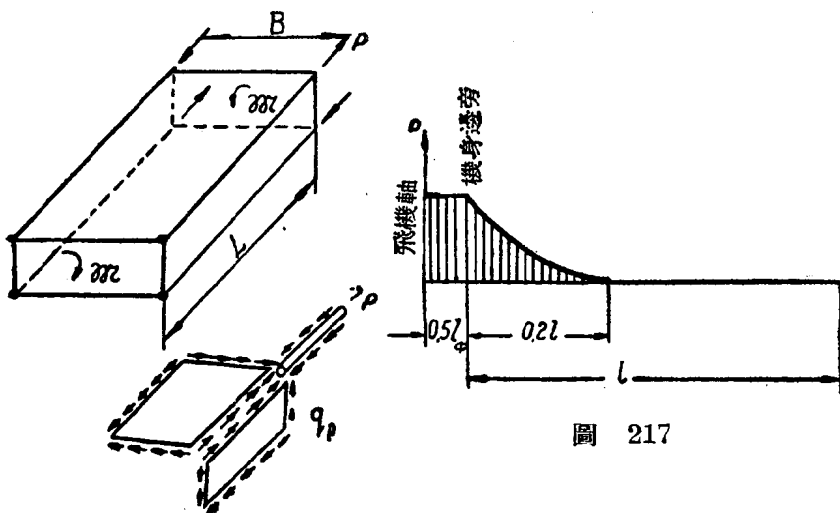


圖 216

圖 217

由 (1.1) 式得軸向力

$$P = \frac{m}{BL} \cdot \frac{\frac{B}{H_{cp}} \cdot \frac{\delta_{ct}}{\delta_{06}} - 1}{\left[\frac{8}{3} - \frac{G}{E} \frac{\delta_{ct}}{f} + \frac{4G\delta_{ct}l\phi}{EfL} + \frac{H}{L^2} \left(\frac{B}{H_{cp}} \frac{\delta_{ct}}{\delta_{06}} + 1 \right) \right]},$$

其中 m 是離機身 $0.2l$ 段上的平均扭矩值； l 是半翼展；

B 是翼樑之間的距離；

$L = 0.2l$ 是機身旁的機翼段長度；

$H_{cp} = \frac{H_1 + H_2}{2}$ 是翼樑的平均高度；

δ_{ct} 及 δ_{06} 是樑壁及蒙皮的平均厚度；

$f = \frac{f_1 + f_2 + f_3 + f_4}{4}$ 是四個凸緣的平均剖面面積；

E 是凸緣的彈性係數；

G 是蒙皮和樑壁的剪切彈性係數。

軸向力除改變機翼構件的應力之外，還影響着機翼的變形，使扭角減小。這種情況等於提高結構的剛度。在 $0.2l$ 段內的相對扭角由於固定端的影響而減小

$$\Delta\alpha = \frac{P}{2\delta_{ct}BLG} \left(\frac{B}{H_{cp}} \cdot \frac{\delta_{ct}}{\delta_{06}} - 1 \right)。$$

必須注意，通常機翼與扭轉同時還承受彎曲。如果這時正應力僅由於彎曲而超過比例限度，則由扭轉而生的軸向力值將要下降（決定於材料的塑性）。例如在木質機翼上當破壞彎矩及扭轉同時作用時，則沒有由於扭轉而產生的軸向力。這是因為當僅受彎曲作用時，被壓縮的翼樑凸緣在塑性變形下工作，因此在它上面不能再增加應力。因為在扭轉時軸向力是一個力偶，所以在受拉凸緣上不能產生軸力。

故木質機翼承受破壞力矩的作用時，沒有扭轉軸向力，計算扭轉時可不考慮固定端之影響。

切口影響的考慮 機翼上的切口依結構形式及功用可分為很多種。有時切口利用加強邊或受力蓋去補償其強度。在這情況下切口對

扭轉機翼的一般強度不發生影響。第八章 § 3 內所述全部計算均無變動，僅須附加計算局部強度，例如：對受力蓋來說，須核驗由於剪流（按同章 § 2 計算求得）對固定螺釘的剪斷，和核驗由於局部空氣載荷的作用對螺釘的抽出，而剪斷螺釘的力為：

$$P = qt,$$

此處 t 是螺釘間的距離。

當翼樑之間有巨大的用來收起落架的艙口時，情況便不同了。此處沒有受力蓋，所以機翼應力在切口部分上將改變，其應力狀態的變化和受固定端的影響相似，即扭轉引起了翼樑凸緣內的軸向力。

但是，從靜力學的觀點來看，這些軸向力乃是平衡外載荷的力，因此它比受固定端之影響而產生的軸向力更為必需。這一點可由下面的論述中得到解釋。

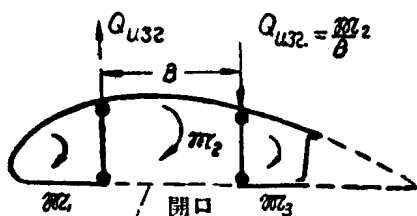


圖 218

在切口不存在時，扭矩分佈在三個封閉周緣之間。如果有樑間切口，則此周緣的力矩（圖218） $m_2 = 2F_2q_2$ （按第八章 § 3 無切口時計算的），將由機翼前後緣負擔一部，而主要部分將由翼樑的彎曲（圖218）去負擔。為強度安全計，

我們可假定僅由翼樑的彎曲去負擔 m_2 。這時每根翼樑上所作用的力：

$$Q_{изг} = \frac{m_2}{B} = \frac{2F_2q_2}{B}.$$

此力使翼樑彎曲，因為在帶有切口的翼段是和其餘部分連在一起的，所以其變形如圖 219, a 所示。與此變形相對應的彎曲力矩圖如圖 219, б 所示。彎矩數值為零的點將依據切口段剛度和機翼其他部分的剛度比值而改變自己的位置。假設切口段的長度中央是彎矩為零的點，則機翼樑的最大彎矩為：

$$M_{\max} = \frac{2F_2q_2}{B} \cdot \frac{L}{2} = \frac{F_2q_2L}{B}.$$

和最大彎矩對應的軸向力

$$P = \frac{M_{\max}}{H} = q_2 L。$$

由於軸向力 P 的作用，翼樑凸緣內產生正應力，必須將此正應力與機翼彎曲所產生的正應力（第八章§2中所算得）加在一起。在和切口交界的機翼段上，軸向力下降得相當快。如計算所示，軸向力的零值可能取在大概等於 $0.2l'$ 的距離 a 處（圖219），由於軸向力的作用，在樑壁及蒙皮內產生附加剪流 q_p 。

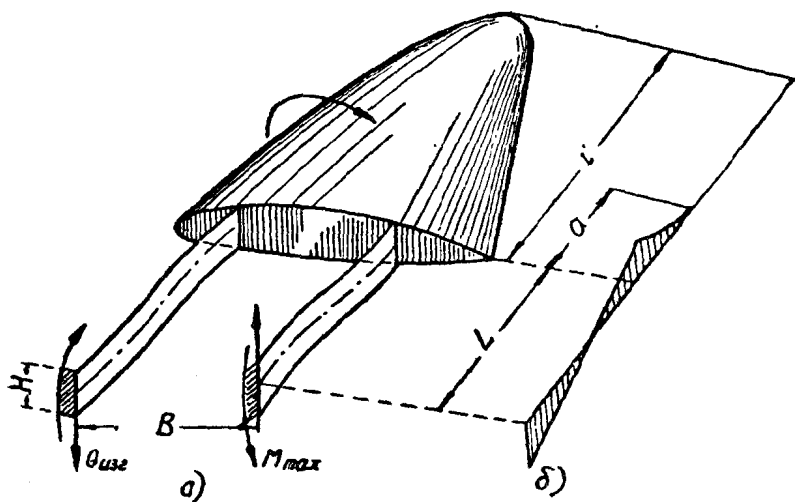


圖 219

略去機翼的前後緣的影響，並假設軸向力在 a 段內按直線規律下降，則得：

$$q_p = \frac{P}{2a} = \frac{q_2 L}{2a}。$$

這些剪流減低樑壁的主剪流 q ，而增加蒙皮內的 q 。

上面已經指出過，由於固定端的影響，扭角將減小。在這裡情況正好相反，由於切口的影響，扭角將增加（與無切口而有固定端的機

翼比較)。圖 220, a 爲沿機翼長度的相對扭角的曲線圖。在帶有切口而長度爲 L 的一段上，距離切口始點處的對扭角（圖 220）由兩部分組成：由於正應力的作用而產生的翼樑的變形 α_σ ，和由於，剪應力而產生的變形 α_τ ，即：

$$\alpha = \alpha_\sigma + \alpha_\tau。$$

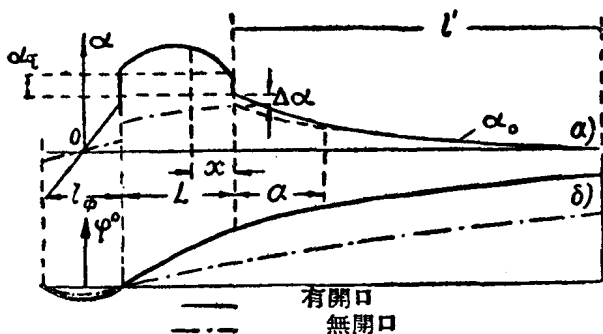


圖 220

計算 α_σ 及 α_τ 時，我們假設兩個翼樑的彎曲剛度和剪切剛度相同，並取它們的平均值。

我們按下列公式去計算 α_σ ：

$$\alpha_\sigma = \frac{2}{B} \cdot \frac{dy}{dx} = \frac{2}{B} \left[\int \frac{M}{EI} dx + \frac{M_{\max} l_\phi}{2 EI} \right],$$

其中 l_ϕ 是機身寬度。

上式中括弧內的第二項是考慮機身下部翼樑的變形。因為我們將長度 L 的中點取作力矩的零點（圖 219），所以

$$M = M_{\max} \left[1 - \frac{2x}{L} \right]$$

故

$$\alpha_\sigma = \frac{2M_{\max}}{BEI} \left[x \left(1 - \frac{x}{L} \right) + \frac{l_\phi}{2} \right]。$$

α_τ 的值爲：

$$\alpha_{\tau} = -\frac{2Q_{\text{H3T}}}{GHB\delta_{\text{CT}}},$$

其中 δ_{CT} 是樑壁的平均厚度。

把 α_{σ} 及 α_{τ} 相加，並將

$$M_{\text{max}} = \frac{F_0 q_0 L}{B}$$

及

$$Q_{\text{H3T}} = \frac{2F_0 q_0}{B},$$

代入上式則得

$$\alpha = \alpha_{\sigma} + \alpha_{\tau} = -\frac{q_0}{B} \left\{ \frac{LH}{EI} \left[2x \left(1 - \frac{x}{L} \right) + l\phi \right] + \frac{4}{G\delta_{\text{CT}}} \right\}。$$

在長度為 α 的一段機翼上，由第八章 § 3 按沒有切口的情況所算得的扭角 α_0 上，應加角度 $\Delta\alpha$ （考慮切口的影響），

$$\Delta\alpha = -\frac{P}{2\delta_{\text{CT}}B\alpha G} \left(\frac{B}{H} \cdot \frac{\delta_{\text{CT}}}{\delta_{06}} - 1 \right),$$

其中軸向力

$$P = q_0 L_0。$$

從由機身側邊到翼尖把 α 曲線積分，可得總扭角的曲線（圖220,6），

$$\varphi = \int \alpha dx。$$

§ 2. 外翼固定方法的計算

在雙樑結構的機翼中，由於彎曲而在桁條和蒙皮內所生的正應力，由接頭起逐漸增大（圖 221），到距離 B 處（等於兩樑之間的距離），桁條與蒙皮便全部參與了機翼的彎曲工作。

在 B 段內在翼樑凸緣附近的蒙皮內的剪流（圖221,6），可由下式近似地求出：

$$q_{06} = \frac{P}{2B}。$$

其中 P 是桁條及蒙皮內因彎曲所產生的力。

蒙皮內因扭轉而產生的剪流可利用普通方法求之。

在長度為 $(l-B)$ 的一段機翼上的剪流，可利用普通方法求之（第八章 § 3）。

桁條及蒙皮逐漸参加工作

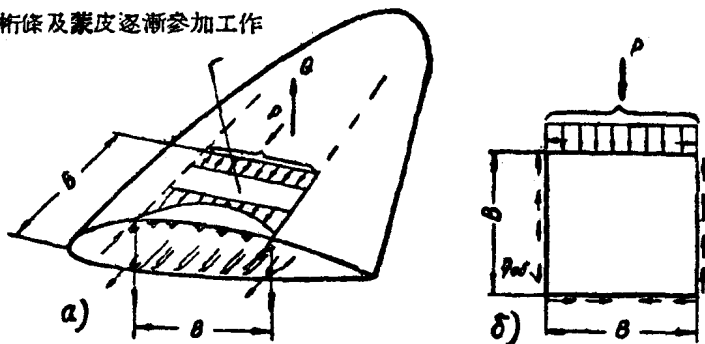


圖 221

在裝有一個或兩個輔助翼樑的單樑機翼上（圖 222），輔助翼樑逐漸參與彎曲工作（因為輔助樑係鉸連的），最後在 B 處（B 等於翼樑之間的距離）全部參與了彎曲工作（圖 222）。在 B 距離上的機翼剖面內，輔助樑的最大彎矩 $M_{\max BC\Pi}$ 可以由下式求出（按翼樑的彎曲剛度 (EI) 把力矩 M 分配於翼樑之間）：

$$M_{\max BC\Pi} = \frac{M}{\Sigma(EI)} (EI)_{BC\Pi},$$

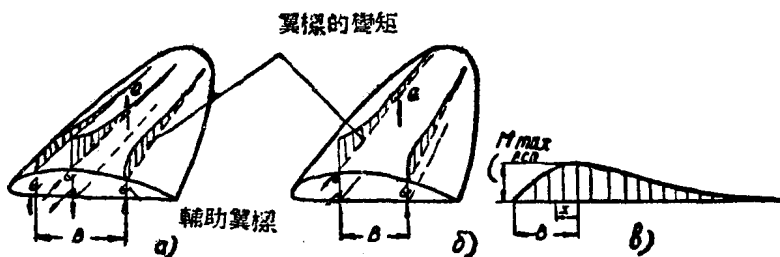


圖 222

其中 $(EI)_{BC\Pi}$ 是輔助樑的彎曲剛度。在全部機翼內，除B段外，其剪流均可用普通方法確定(第八章 § 3)。B段內的剪流可用下述方法確定。在B段內機翼剖面內的剪力由翼樑上的力去平衡，如圖 223 所示，圖中 Q_{0CH} 是主翼樑的剪力， $Q_{BC\Pi}$ 是輔助樑的剪力。 $Q_{BC\Pi}$ 的方向與外力 Q 一致，因為輔助樑的彎矩曲線圖有一個最大值，而剪力是彎矩的導數(圖 222, B)。由圖 223 可知主翼樑在B段內承受剪力：

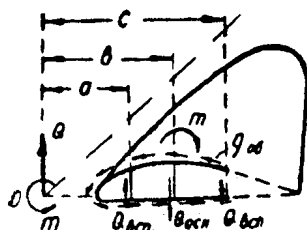


圖 223

$$Q_{0CH} = (Q - \frac{M}{H} \gamma) + 2 Q_{BC\Pi},$$

其中H是主翼樑高度；

γ 是主翼樑的錐形角。

設彎矩 $M_{BC\Pi}$ 在B段內依拋物線的規律變化，

$$M_{BC\Pi} = M_{\max BC\Pi} \left[1 - \left(\frac{x}{B} \right)^2 \right],$$

則得

$$Q_{BC\Pi} = 2 M_{\max BC\Pi} \frac{x}{B^2};$$

x 如圖 222, B 所示那樣算起。當 $x = B$ 時， $Q_{BC\Pi}$ 為最大：

$$Q_{\max BC\Pi} = 2 \frac{M_{\max BC\Pi}}{B}.$$

有了力 $Q_{BC\Pi}$ 及 Q'_{0CH} (Q'_{0CH} 之值係 $\gamma = 0$ 時，用求 Q_{0CH} 的公式計算) 之後，立出外翼截離部分對 $0-0$ 軸的力矩方程式 (圖 223)，則得力矩：

$$m = Q_{BC\Pi} (a + c) - Q'_{0CH} \cdot b + m_0.$$

我們假設力矩係由外面的周緣承受 (圖 223)，這時蒙皮內的剪流為：

$$q_{06} = \frac{m}{2 F},$$

其中F是外面周緣與輔助樑所包圍的面積。

必須指出在裝有一個輔助樑 (圖 222, 6) 的單樑機翼中，蒙皮內

的剪流可能比裝有兩個輔助樑時大得多（圖 222, a）。這是因為後輔助樑的力對 o-o 軸的力矩，與外力 Q 對 o-o 軸的力矩是一致的。因此採用兩個輔助樑就有其意義。

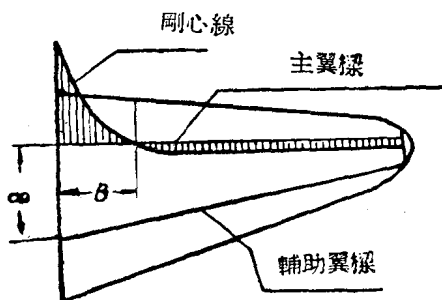


圖 224

相對扭角 α 可由普通方法算出「第八章的公式 (3.7)」。

在 B 段內角 α 可按下列式求得：

$$\alpha = -\frac{1}{2F} \oint q_{06} \frac{dl}{G\delta},$$

其中 F 是外面周緣所圍的面積；

q_{06} 是蒙皮內的剪流；

$\oint q_{06} \frac{dl}{G\delta}$ 沿外面周圍取得。

帶有兩個輔助樑機翼的剛心在全機翼長度上大致和主樑符合，因為兩個輔助樑的剪力是對稱的。

在裝有一個輔助樑的機翼上，剛心的位置偏於主樑方面，在 B 段內可能超出機翼範圍（圖 224），這是因為主樑和輔助樑的剪力方向不同所致。

§ 3. 箭形機翼的固定特點

箭形機翼按其結構來說與平直機翼相類似，其區別僅在於翼根部（三角形）的受力形式（圖 225）。因此箭形機翼在翼根三角形外邊

長度 l 段內的計算，與普通機翼的情況相同，祇有根部才有些特點。
我們現在根據各種不同的機翼型式來研究這些特點。

1. 單翼樑機翼

首先我們看一下圖 225 所示的機翼。這種機翼的根部三角形（圖 226）承受着由外翼傳來的剪力 Q_K ，沿翼樑的彎矩 M_K ，沿蒙皮的扭矩 $\mathfrak{M}_K$ ，而 $\mathfrak{M}_K$ 用剪流的形式表示之：

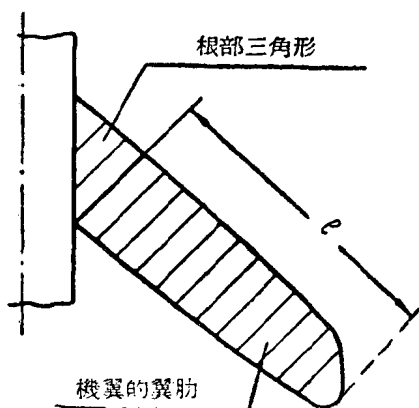


圖 225

$$q = \frac{\mathfrak{M}_K}{2 F},$$

其中 F 是翼肋 a 全部周緣所圍的面積。力 Q_K 及力矩 M_K 在三角形內亦由翼樑負擔。扭矩是照下法由外翼傳至機身側旁的。一部分扭矩由翼肋 a 吸收，按圖 227 翼肋 a 好像一個沿周緣負有剪流的雙支點樑（支點為機身和翼樑）。扭矩的另外一部分由前緣蒙皮傳至翼肋 b ，翼肋 b 好像一個固定在翼樑上的懸臂樑（圖 227），

用來承受這部分扭矩。這時三角形部分的翼樑上（長度為 $B \cdot \operatorname{tg} \alpha$ ）負

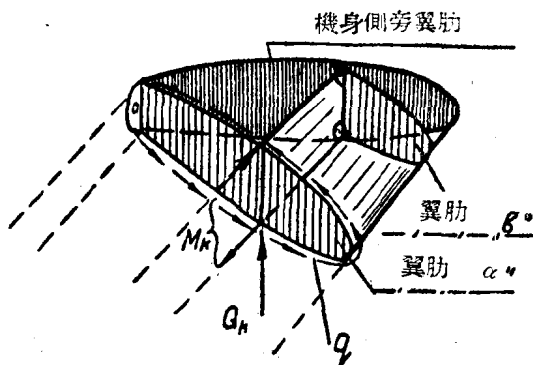


圖 226