

贈閱

# 航空機械

吳家鑄

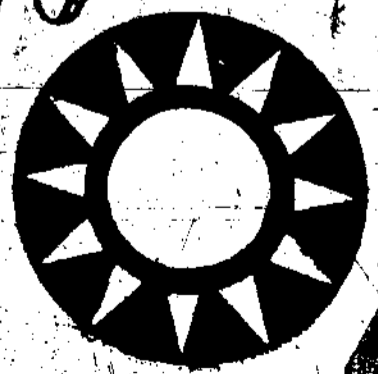


受  
16.9.12  
特請班



研究發明創造

第五期



---

# 航空機械月刊

第五卷 第五期

## 目 錄



二級增壓器說明	明 予	1
星形發動機之氣壓扭力	承 彥	5
彎曲軸與彎曲綫	黃玉珊	20
飛機在天空飛行對地面所生動力之影響	邵壽源	24
有翼炸彈	吳啓泰	32
收縮起落架轉軸之求法	自負譯	35

---

## M—62二級增壓器(Two STAGE SUPERCHARGER)說明

## 承 彥

M—62為高空發動機即在設計高度(4200公尺)時，其性能為最好。低於此高度或在地面試車，自不容許汽喉門全開，亦不需要增壓器風扇轉速太高，此所以有二級增壓器之設備。由使用經驗，約以2500公尺為界限，高於此，則用二級操縱，其與曲軸轉數比為10:1，低於2500公尺，以至於地面試車，則用一級操縱，其與曲軸轉數比為7.14:1，構造及作用方面均極簡單，據云係仿Cyclopa G—5製成，早為歷史材料，已無發表必要，惟以許多工作同志，無折看機會，而又無說明書，可參考，茲以業務關係，僅就實際修理情形，記述如次，其得失之處，深希閱者指正。

## 構造：(如附圖)

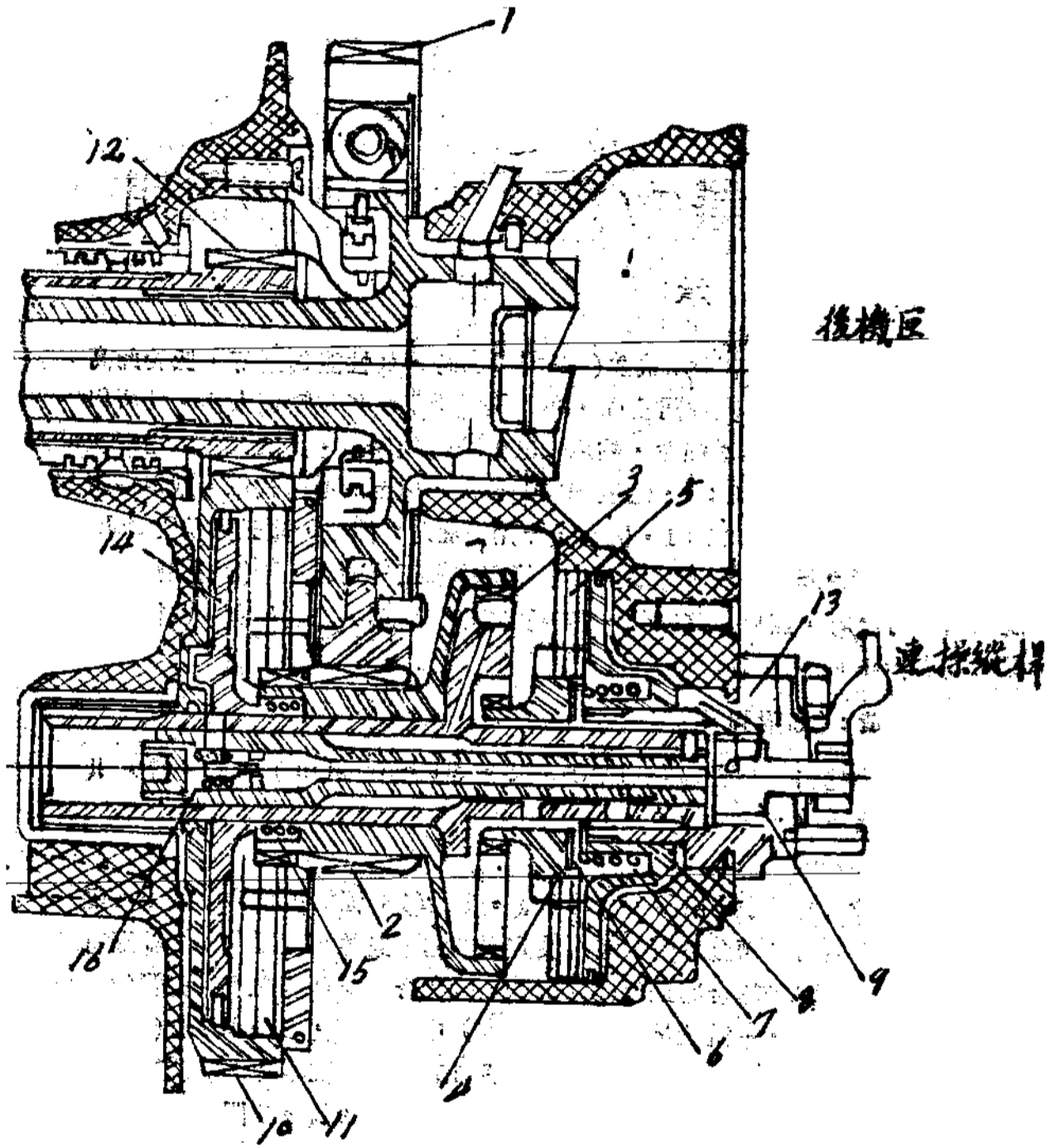
I. 為主動齒輪(1)與曲軸後段(Crank shaft extension)接為一體，共63齒，即所謂緩衝齒輪。

## II. 中介齒輪及軸：

A. 中介齒輪軸，可分為兩段，均為中空，後段(13)固定於該機匣蓋上，變速油門操縱(9)，能自由轉動於內，並可決定燃油進入路線，後段(13)之前端有凸緣，與一有阻力漲圈之離合器鋼片(8)上之凸緣相合，離合器內有一彈簧(7)與槽圓銅套(6)相接觸，一端置於纖維摩擦片(5)中間齒槽，與一小齒輪(4)齒相合，前段(3)之內端，有遊星齒輪5個(每個15齒)，繞本身之軸旋轉，復能繞小齒輪(4)(20齒上)旋轉，遊星齒輪軸之前端，有密齒及油門(16)。

B. 中介齒輪可分大小齒輪二個，小齒輪(2)製成兩層，均18齒，前端嵌入纖維摩擦片中，其摩擦片能在中介大齒輪(10)(60齒)內，任意旋轉，大齒輪(10)內亦有一有阻力漲圈之離合器鋼片(14)，其組織與(8)同，小齒輪(2)後端為內齒輪盤，(50齒)(即遊星齒輪盤)，能帶動中介軸(即遊星齒輪軸)。

C. 風扇軸齒輪(12)(21齒)與風扇軸為一體，由中介大齒輪帶動之。



二級增壓器

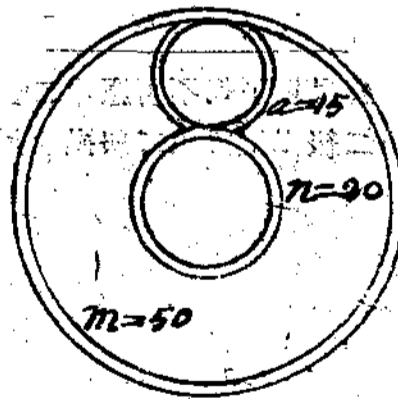
作用：(如附圖)

(甲)變速油門有一柄連操縱桿通至座輪。當在一級操縱時，滑油來自滑油泵中之出油孔，經操縱油門中介齒輪軸後段(13)周圍空隙進入(8)之外邊，將纖維摩擦片(5)壓緊不動，由是坎入纖維摩擦片中之小齒輪(4)因亦不能轉動。此時中介大齒輪(10)中之摩擦片(11)，因無油壓，得任意旋轉，故齒輪(7)帶動齒輪(2)後，不能直令中介大齒輪及中介小齒輪以同一轉速旋轉，乃由齒輪(2)後面之內齒輪帶動，遊星齒輪軸之前端密齒，插在中介大齒輪內密齒，以驅動中介大齒輪，故中介大齒輪之轉速，與遊星齒輪軸之轉速相同，而低於中介小齒輪(2)之轉速。(計算法附後)。

(乙)若應用二級操縱時，滑油仍來自滑油泵，經變速油門，而運入中介齒輪軸中間，通至最前方，壓開油門(16)旁之出油孔，恰逢油槽可入離合器鋼片(14)之前面，而將纖維摩擦片(11)壓緊，該器亦有彈簧(15)，一端坎入中介齒輪中，此時後端之離合器(8)之滑油經(13)至操縱油門，而回油摩擦片(5)，則自由轉動，因此齒輪(1)帶動齒輪(2)，因(2)之前端被摩擦片(11)抵緊，故中介大齒輪(10)與中介小齒輪(2)之轉速相同，不復受遊星齒輪之限制，故中介大齒輪(10)帶動風扇軸齒輪(12)，使風扇旋轉較一級操縱時為快也。

風扇軸與曲軸轉數比計算法

(I)在一級操縱時：齒輪(1)帶動齒輪(2)及遊星齒輪盤，遊星齒輪(5)固定小齒輪(4)成爲一組周轉輪系；今  $m$  爲內齒輪(2)之轉速， $n$  爲小齒輪(4)之

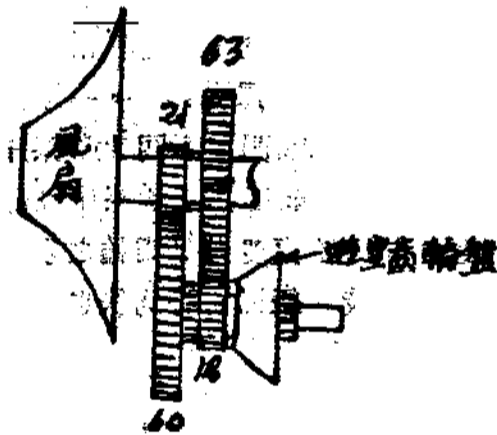


轉速， $a$  為遊星齒輪轉速， $e$  為輪系比之值，此處  $e = \frac{50}{20} = \frac{5}{2}$  (因旋轉方向

不同) 假定  $m=1$  由公式  $e = \frac{n-a}{m-a} = \frac{5}{2}$  (在一般操縱時  $n=0$ )  $\therefore \frac{5}{2}$

$$\frac{0-a}{1-a} \text{ 即 } \frac{5}{2} a = \frac{5}{2} - a$$

$\therefore a = \frac{5}{7}$  故所得風扇軸與曲轉軸速比為  $\frac{60}{18} \times \frac{5}{7} \times \frac{63}{21} = 7.14:1$



(II) 在二級操縱時 (高轉速 2500 公尺以上) 則以  $\frac{60}{18} \times \frac{63}{21} = 10:1$

#### 使用注意

- (1.) 在地面或 2500 公尺以下切不可應用二級操縱。
- (2.) 由一級操縱改用二級操縱或由二級操改用一級操縱時極宜迅速中間切不可停留時間。

# 星形發動機之氣壓扭力

作者：G. P. Bentley, and E. S. Toyler

譯者：明 予

(原文載於 Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 1, Nov., 1938 Page 1.)

## 概 論

此篇係以簡易之算學分析 (Mathematical analysis) 及依經驗所得之指示圖表 (Indicator diagram) 研究七氣缸或九氣缸單排星形發動機及十四或十八氣缸雙排星形發動機曲軸 (Crankshaft) 氣壓扭力 (Gas pressure torque) 之變化。上述發動機之實際氣壓扭力曲線，係與該扭力之完全調和分析 (Harmonic analysis) 共同申述。而同排數發動機之曲柄投射，經過 180°，其各種可能之主桿位置之扭力分析，均於此篇陳述且比較之。

## 小 引

因氣壓之變化，及曲柄速度 (Crank velocity) 與活塞速度 (Piston velocity) 關係之變化，致令因活塞所受之壓力，其作用於單氣缸發動機軸柄之扭力，在整個循環 (cycle) 中時時不同。假使發動機之爆發完全相同，則氣壓扭力於發動機旋轉兩次，成一週期 (四衝程之發動機)。為計算發動機作用於機架之震動特性，及對於軸柄螺旋槳系統，作同樣之研究時，首須將扭力方程式，列成弗勒級數 (Fourier series) 如下：

$$T_G = T_M \left\{ 1 + \sum_{n=1, 2, 3, \dots}^{\infty} (U_n \cos n\theta + V_n \sin n\theta) \right\}$$

此式中  $T_G$  係因氣壓所生之瞬息扭力 (Instantaneous torque)， $T_M$  係平均扭力， $\theta$  係曲柄角， $U_n$  及  $V_n$  係弗勒係數。當單氣缸發動機動作於各種情形之下時，該發動機之係數  $U_n$  及  $V_n$  均係決定。根據此分析，則多氣缸發動機之扭力

• 可求自各單氣缸之扭力之總和；但須計及各該氣缸之固有相差 (Phase difference)。一個多氣缸，四衝程，且其發火衝擊間 (Firing impulse) 之曲拐角相同之發動機，從其總和之結果，可得一新級數如下：

$$T_G = T_M \left\{ 1 + \sum_{n=\frac{N}{2}, \frac{2N}{2}, \frac{3N}{2}, \dots}^{\infty} (u_n \cos n\theta + v_n \sin n\theta) \right\}$$

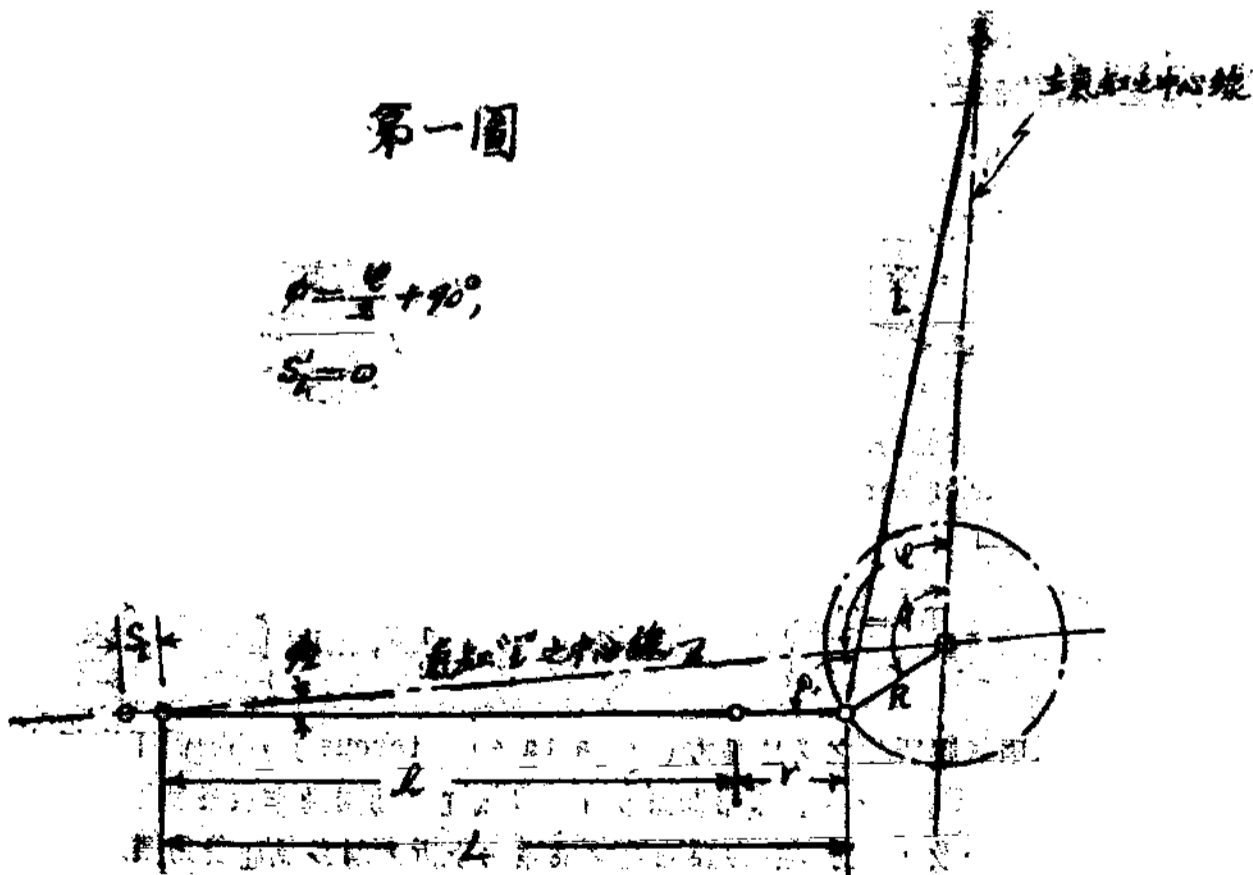
此式中之 N 係等於氣缸之數目，且係數  $U_n$  及  $V_n$  係由單氣缸之扭力所決定。吾人須注意此扭力係依爆發衝擊之週期而成循環。

無論如何，星形發動機均有一個曲拐機件，如輔聯桿 (articulated connecting rod)。因此使各活塞之活動與在同一曲拐之任何其他活塞發生差異，習慣上決定這種發動機之扭力，係用圖解方法；但此圖解方法不僅煩難費事，而且不甚準確。故此篇目的即在應用輔聯桿之簡單連桿原理，與實驗所得之氣缸壓力，指示一種精確且簡便之方法。七，九，十四，及十八氣缸之星形發動機之扭曲線及調和分析均詳於下。

單排發動機之活塞運動

連接於主桿之活塞位置可以下列無限級數 (infinite series) 表示之：

第一圖





$$S_1 = R \left\{ a_0 + a_1 \cos \theta + a_2 \cos 2\theta + a_3 \cos 4\theta + \dots \right\}$$

$$= R \left\{ a_0 + a_1 \cos \theta + \sum_{n=1}^{\infty} a_{2n} \cos 2n\theta + \dots \right\} \quad (1)$$

上式中

$S_1$  = 主活塞從上頂點之移動量 (Displacement)。

$R$  = 曲柄半徑。

$L$  = 主桿長度 (兩軸承之中心距離)。

$q = R/L$ 。

$$a_0 = 1 + \frac{1}{4} q + \frac{3}{64} q^2 + \frac{5}{256} q^3 + \dots$$

$$a_1 = -1$$

$$a_2 = - \left[ \frac{1}{4} q + \frac{1}{16} q^2 + \frac{15}{512} q^3 + \dots \right]$$

$$a_3 = \frac{1}{64} q^2 + \frac{3}{256} q^3 + \dots$$

普通之星形發動機， $q$  約等於  $\frac{1}{4}$ ，故  $a_2 \approx 0.00024$ ，此值與  $a_1$  及  $a_3$  相比

較則可不計；至於其他高次項仍屬於較小值。

為便利計算起見，其他連結於聯接桿上 (Link rod) 之活塞位置，可於第(1)式中加以修正項求得之。假使主桿中心線與聯結聯接桿梢栓 (Link pin) 中心點及曲柄梢栓 (Crank pin) 中心點之直線所成之角度，係等於所計算之氣缸之中心線，與主氣缸中心線所成之角度  $\gamma_i$ ；則此修正項  $S_1'$  之近似值係

$$S_1' = RQ_i \left\{ 1 - \cos(2\theta - \gamma_i) \right\} \quad (2)$$

(2) 式中  $Q_i$  係一常數，以後再行估計。

為證明此種關係，參閱第一圖所示之聯接桿圖。假使保持着  $L = l + r$  之關係，(在普通發動機此種關係實屬相當精確) 則曲柄中心 (Crank center) 位於聯接桿中心線之延長線者有兩處，且相互成  $180^\circ$ 。故此曲柄位置係

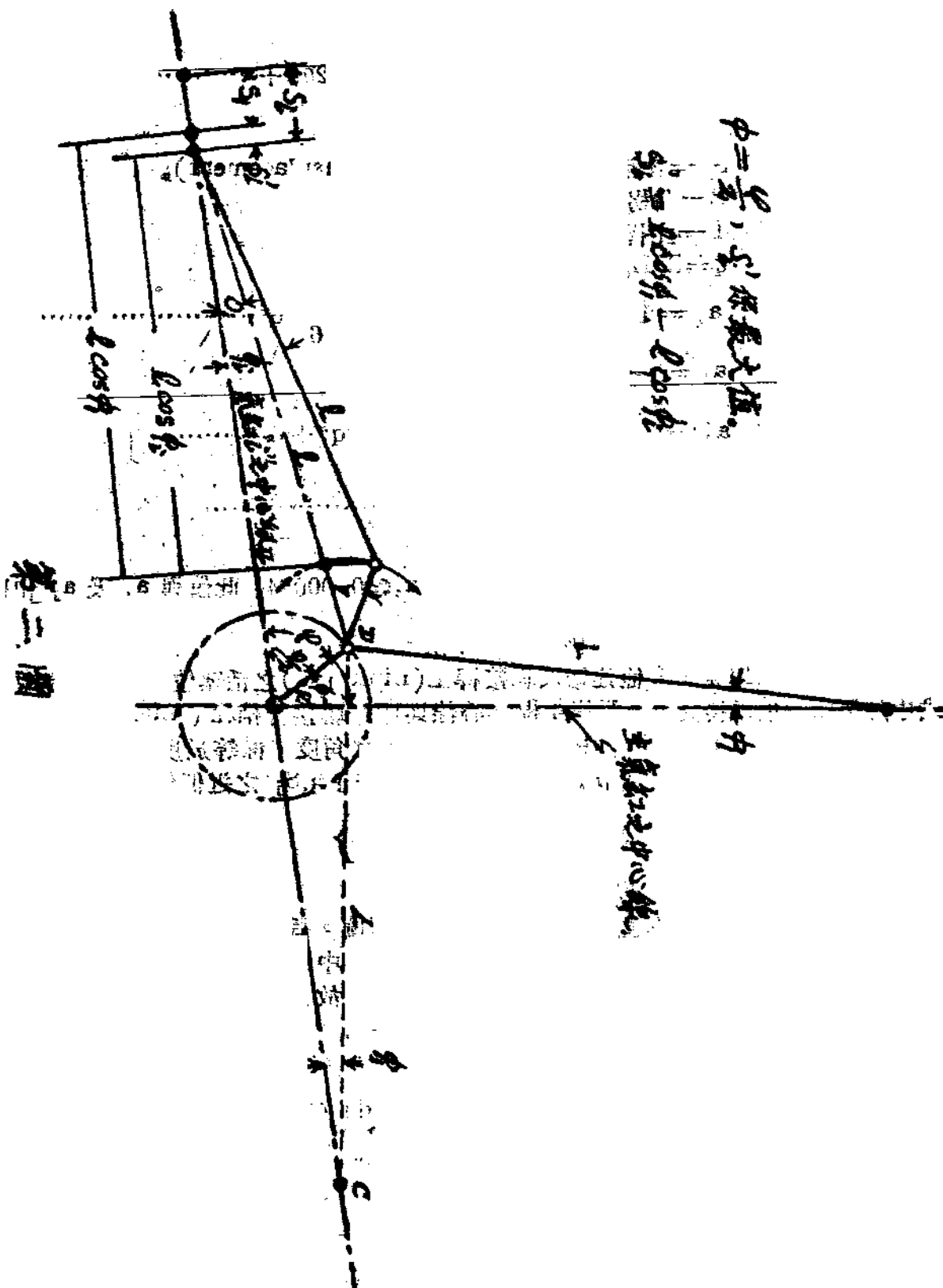
$$\theta = \left( \frac{\gamma_i}{2} \right) \pm \left( \frac{\pi}{2} \right) \quad (3)$$

在此角度時，若以長度  $L$  之聯桿 (Connecting rod) 代入之，而其活塞位置與原來者相同。

與上述角度相差  $90^\circ$  時。

$$\theta = \frac{\gamma_i}{2}, \quad \theta = \frac{\gamma_i}{2} + \pi \quad (4)$$

$S_1'$  約為最大值，如第二圖所示。當  $\theta = \frac{\gamma_i}{2}$  或  $\theta = \frac{\gamma_i}{2} + \pi$  時，則



$S_1' = l(\cos\psi_1 + \cos\psi_2)$ ；該式中 $\psi_1$ 係主軸中心線與所計算之氣缸之中心線所成之角度，而 $\psi_2$ 係聯接桿中心線與所計算之氣缸之中心線所成之角度（見第二圖）。

再者，當 $\theta = \frac{\gamma_1}{2}$  或  $\frac{\gamma_2}{2} +$

$$\cos\psi_1 = \sqrt{1 - \sin^2\gamma_1} = \sqrt{1 - [(R/L)\sin(\gamma_1/2)]^2} \quad (5)$$

及 
$$\cos\psi_2 = \sqrt{1 - \left[\left(\frac{R}{L}\right)\sin\left(\frac{\gamma_2}{2}\right)\right]^2 \left[\frac{(L+r)}{l}\right]^2} \quad (6)$$

第(6)式之關係乃求自下述之解釋（參閱第二圖）；延長 $r$ 使其與聯接氣缸之中心線相遇於 $C$ 點，則 $CD=L$ ，且

$$l_1 \sin\psi_1 = (L+r)\sin\psi_2 \quad (7)$$

$Q$  之數值係求自  $Q_1 = S_1' / 2R$ ，且當  $S_1'$  係計算於  $\theta = \frac{\gamma_1}{2}$  時，故

$$Q_1 = \frac{1}{2R} \left\{ \sqrt{1 - \left(q \sin \frac{\gamma_1}{2}\right)^2} - \sqrt{1 - \left(q \sin \frac{\gamma_2}{2}\right)^2 \left(\frac{L+r}{l}\right)^2} \right\} \quad (8)$$

因  $\frac{R}{L}$  與 1 相較，其值甚小，故於(8)式之根號中以二項式展開之，雖僅列有兩項，已可獲得很精確之近似值。

$$Q_1 = \frac{1}{2} (1 - \cos\gamma_1) q^2 + \frac{1}{8} (1 - \cos\gamma_1)^2 q^2 (s + 2s^2) \quad (9)$$

此式中  $s = r/l$

在近代飛機之發動機， $q$  及  $s$  均約等於 1，代此值於高次項中則

$$Q_1 = R \left\{ \frac{qs}{2} \right\} (1 - \cos\gamma_1) \left\{ 1 + 0.024 (1 - \cos\gamma_1) \right\} \quad (10)$$

及 
$$S_1' = \left\{ \left( \frac{ps}{2} (1 - \cos\gamma_1) \right) \right\} \left\{ 1 + 0.024 (1 - \cos\gamma_1) \right\} \left\{ 1 - \cos(2\theta - \gamma_1) \right\} \quad (11)$$

從上式所計得之  $S_1'$  值，與從金屬模型之聯接桿系所量得者相比較，而知較量得之數值更精確百分之五。因該修正項  $S_1'$  僅有其總運動之一小部份，故從第(1)式及第(11)式所計得之滑塞位置之精確度，約為百分之  $\pm 0.1$ ；在尋常之星形發

動機，為欲保持其壓縮比固定不變，通常係使  $r$  之數值隨角度  $\theta$  而有些微變化（約為百分之四）。與主氣缸中心線約成  $90^\circ$  之氣缸， $r$  之值為最大。在  $r$  值係屬變化之發動機，可從第(1)及第(11)兩方程式獲得精確至百分之  $\pm 0.2$  之活塞運動。但普通均假設彈性變形係超過此值，故此近似值已屬可靠。

任何活塞之運動可列一方程式如下，但須注意氣缸“ $i$ ”之曲拐角度係  $\theta - \varphi_i$

$$S_i = R \left\{ a_0 + a_1 \cos(\theta - \varphi_i) + a_2 \cos 2(\theta - \varphi_i) + Q + \frac{1}{2} \Delta Q_i \times Q_i \cos(2\theta - \varphi_i) \right\} \quad (12)$$

上式中  $\Delta Q_i$  之數值，係由使氣缸內之壓縮比與其他各氣缸均屬相等時， $r$  所增加之數值而求得之者；換言之，即使  $(S_i)_{\max} = 2R$ ，故  $\Delta Q_i$  須有一數值，而使第(12)方程式括符內之數值，滿足下列之條件：

$$0 \cong S_i / R \cong 2$$

但兩尾端之狀況亦包括在內。

#### 因受氣壓力時拐軸所生之扭力

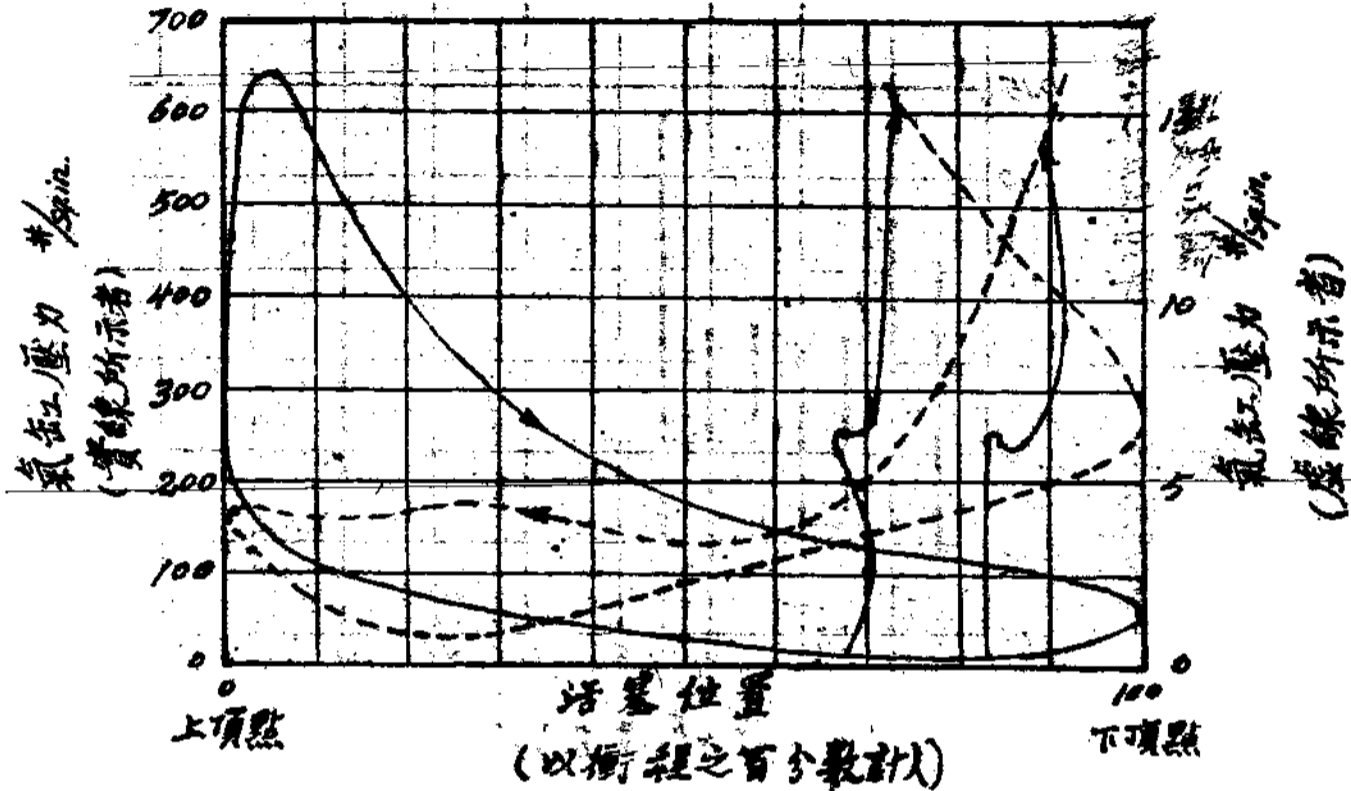
假使每氣缸之氣壓與曲拐角度關係之圖解係屬可用，則從各氣缸氣壓而生之扭力可從使活塞工率與拐軸工率相等中獲得之，而各氣缸所得之扭力之總和等於發動機之扭力  $T_p$ ；故

$$T_p \left( \frac{d\theta}{dt} \right) = \sum_{i=1}^h P_i \frac{dS}{dt} \quad (13)$$

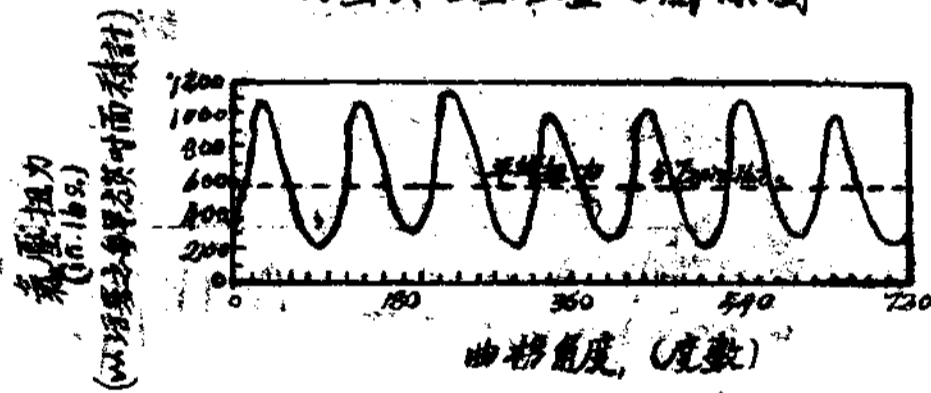
此式中  $P_i$  = 所指示氣缸之瞬息氣壓。  
 $h$  = 發動機之氣缸數目。

各氣缸之指示圖解未必均屬可用，且須使各聯接桿氣缸之壓力與主氣缸之指示圖解之壓力相接近。此可假設各氣缸有相同之壓力與體積之關係而得。在實際之發動機因有兩種原因可能使壓力與體積之關係發生不同之現狀：(a) 各氣缸之點火期 (Spark advance) 並非相同。(b) 混合氣分佈不均勻。但此曾經證明在普通發動機之動作超過所希望之範圍時，此種變化將無重大影響於扭力曲線，因此各氣缸之壓力與體積關係，均屬相同之假設，而對於其總扭力將有些微影響。似此假，僅當氣缸之混合氣分佈燃燒完全相同之理想情形之下而能適用。

假設從主氣缸所得之指示圖解係屬可用；因各氣缸之衝程及壓縮比均相等，故任何氣缸之瞬息壓力，係根據活塞之瞬息位置而定。若以主氣缸之壓力，及衝程之分數  $S_i / 2R$  為縱橫坐標（見第三圖），則所繪之圖，可用於各氣缸。

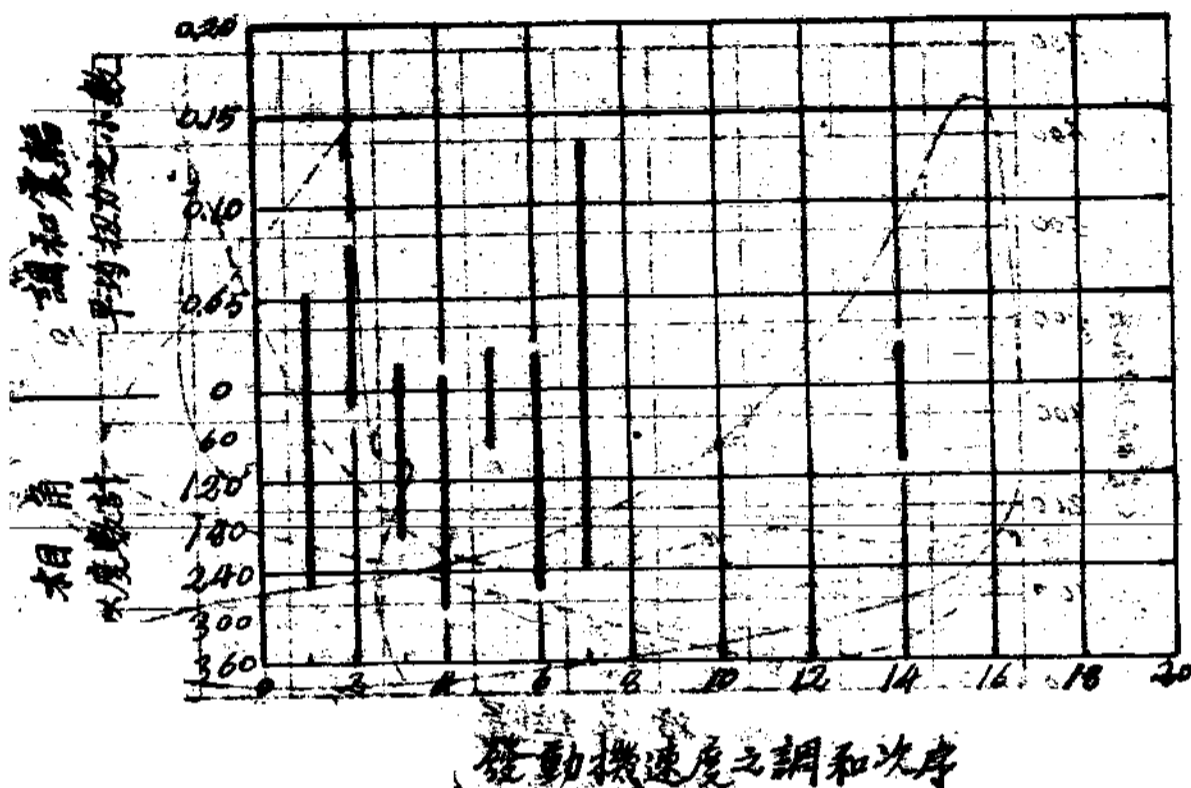


第三圖：氣缸內之氣壓與活塞位置之關係圖

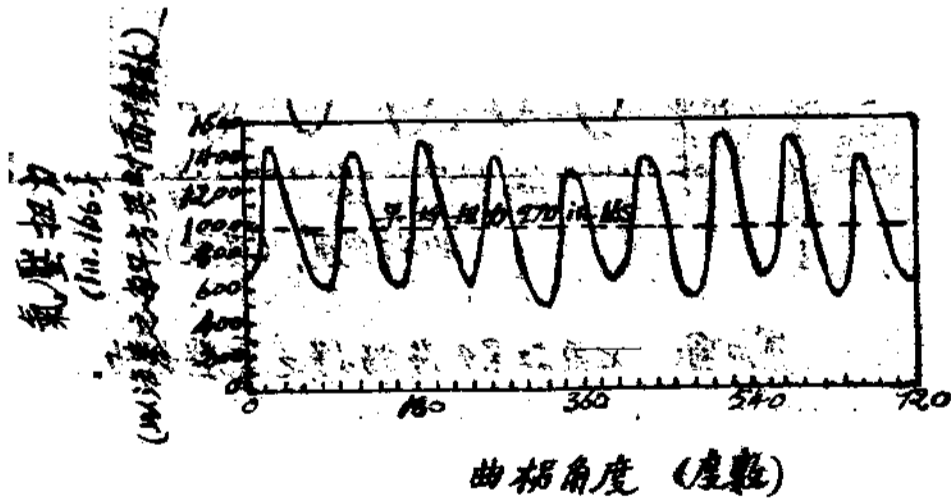


第四圖：七氣缸星形發動機之氣壓扭力。

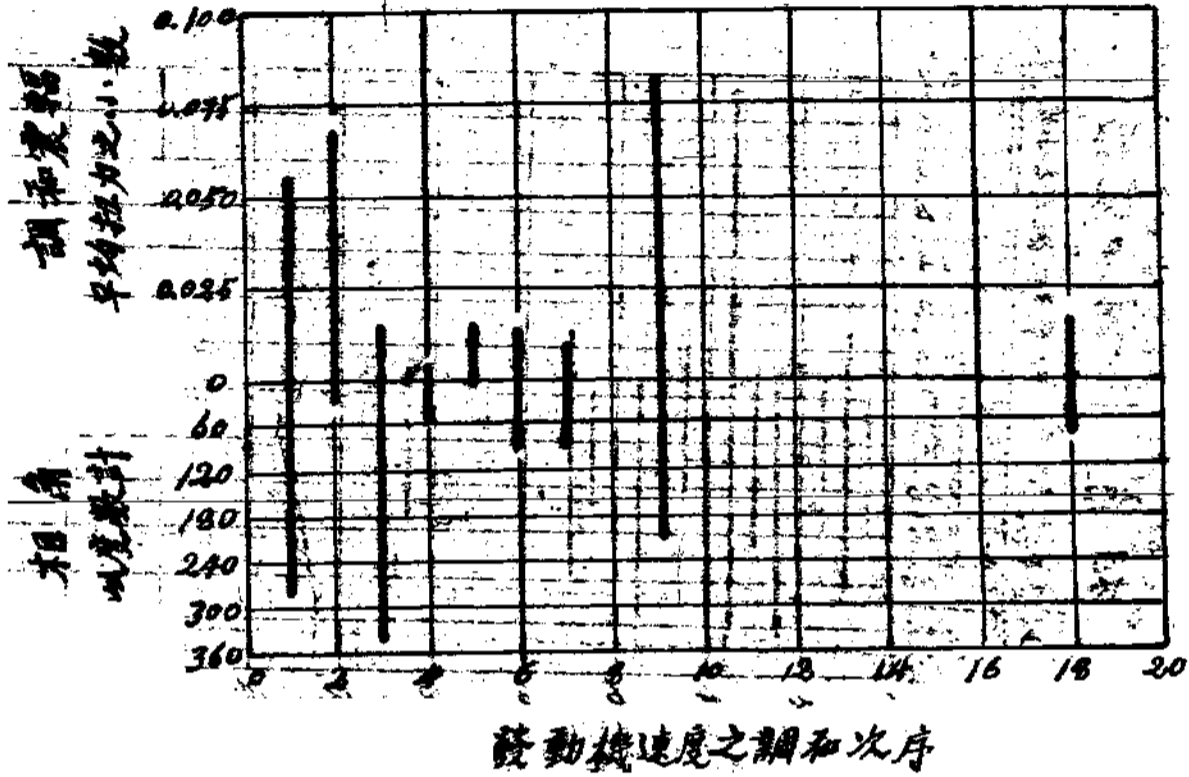
將瞬息氣壓代入第(13)式，而瞬息扭力可以求得。扭力之計算可以列成一表。若七個或九個氣缸發動機，以曲柄角度為函數，則精確扭力曲線可能獲得，由經驗告訴我們，此種計算須以曲柄角每隔  $10^\circ$  估計一次，每隔  $5^\circ$  估計一次，則結果更佳。七個或九個氣缸發動機之標準扭力曲線，詳示於第四及第六兩圖。



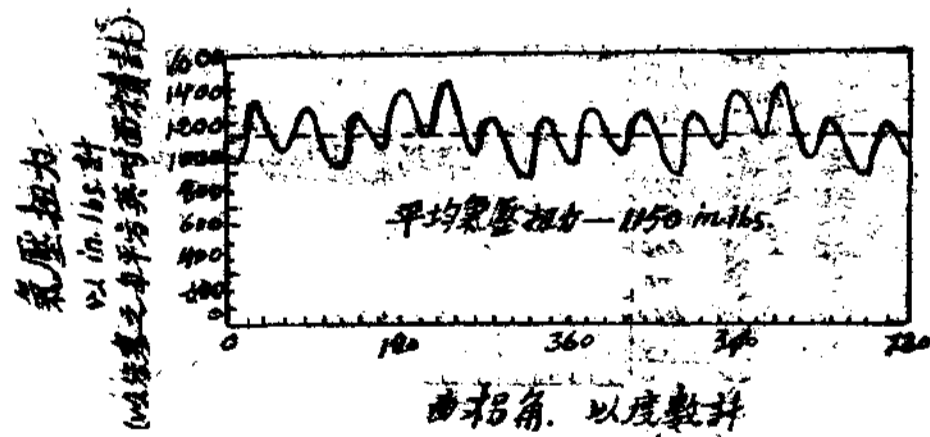
第五圖：七葉紅星形發動機氣壓扭力之調和組成要素。



第六圖：七葉紅星形發動機之氣壓扭力



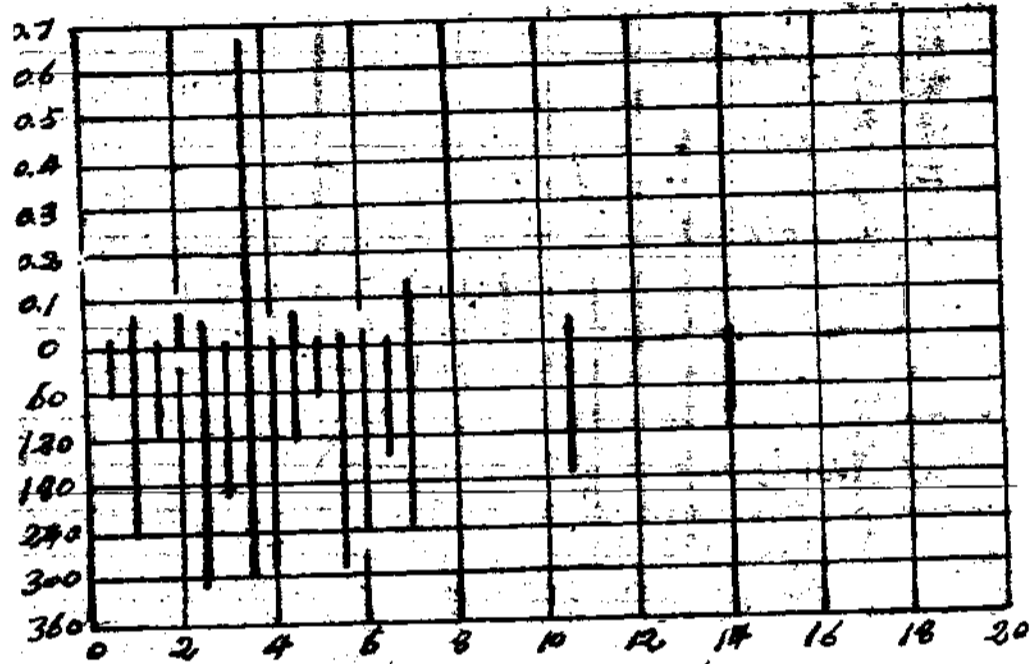
第七圖：六氣缸星形發動機氣壓扭力之調和組成要素。



第八圖：四氣缸星形發動機之氣壓扭力。

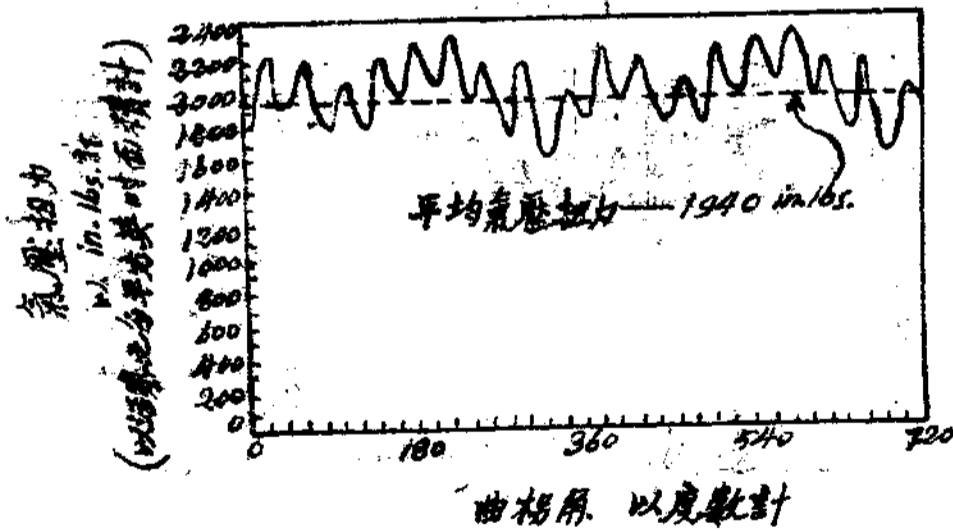
調和震幅  
以平均扭距為小數計之

相角  
以度數計



發動機速度之調和次序

第九圖：十四氣缸雙排星形發動機氣壓扭力之調和組織要素。

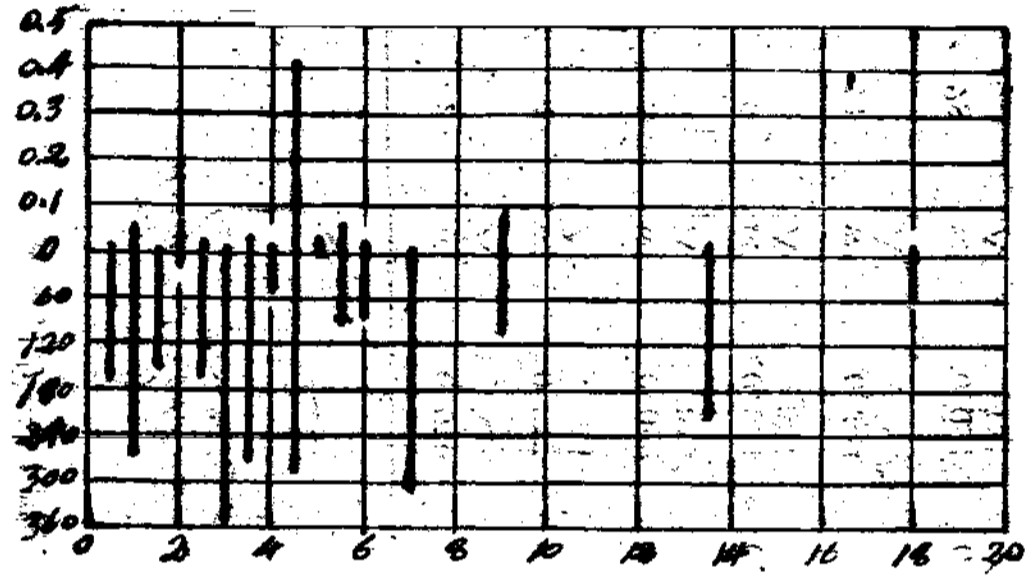


第十圖：十八氣缸雙排星形發動機之氣壓扭力。



調和振幅  
以序數比小數計之

相角  
以序數計



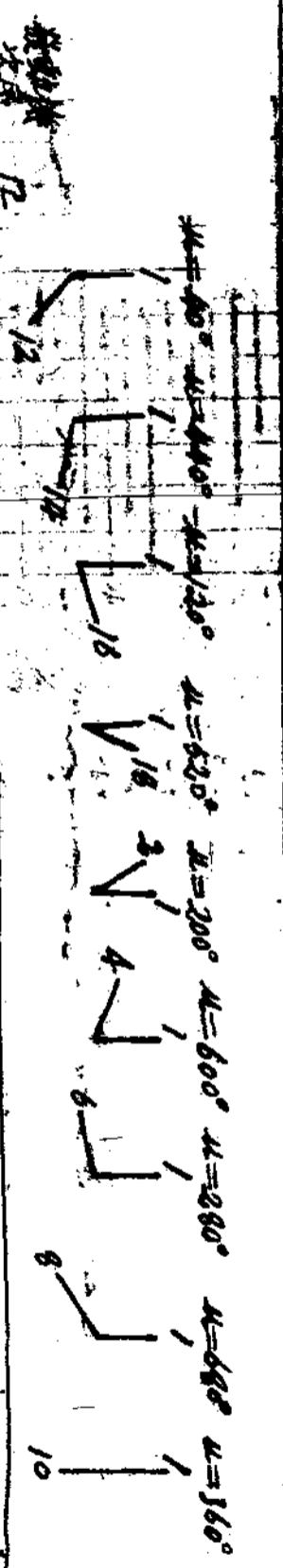
發動機速度之調和次序

第十一圖：十八氣缸雙排星形發動機氣壓扭力之調和組織要素。

第一表

調利係數及相角

氣壓扭力——十四氣缸雙排星形發動機——曲拐投射經過 180°



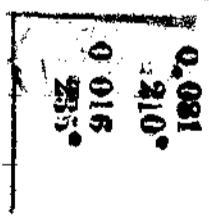
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
0.050	0.035	0.012	0.012	0.035	0.050	0.050	0.056	0.034	0.017	0.017	0.035	0.050	0.056
281°	306°	332°	178°	204°	229°	255°	281°	306°	332°	358°	281°	255°	229°
0.047	0.017	0.068	0.068	0.017	0.047	0.047	0.076	0.047	0.017	0.017	0.047	0.047	0.076
46°	71°	277°	123°	329°	354°	200°	46°	71°	277°	123°	329°	354°	200°
0.022	0.040	0.050	0.050	0.040	0.022	0.022	0.000	0.034	0.034	0.040	0.022	0.022	0.000
346°	11°	217°	243°	89°	115°	115°	346°	11°	217°	243°	89°	115°	346°
0.034	0.061	0.076	0.076	0.061	0.034	0.034	0.000	0.034	0.034	0.061	0.034	0.034	0.000
334°	1°	207°	233°	79°	104°	104°	334°	1°	207°	233°	79°	104°	334°
0.134	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134
86°	291°	137°	343°	189°	34°	34°	86°	291°	137°	343°	189°	34°	34°
0.021	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021
181°	336°	182°	28°	234	79°	79°	181°	336°	182°	28°	234	79°	79°

第二表  
調和係數及相角

氣壓扭力——十八氣缸雙排星形發動機——曲拐投射經過 180°

汽缸數	曲拐投射經過 180°									
	$\mu=51^\circ$	$\mu=44.2^\circ$	$\mu=37.4^\circ$	$\mu=30.6^\circ$	$\mu=23.8^\circ$	$\mu=17^\circ$	$\mu=10.2^\circ$	$\mu=3.4^\circ$	$\mu=0^\circ$	$\mu=0^\circ$
1	2W' $\lambda'$	0.053 295°	0.043 315°	0.028 335°	0.010 355°	0.010 195°	0.028 215°	0.048 235°	0.053 255°	0.056 275°
2	4W' $\lambda'$	0.051 40°	0.012 240°	0.034 260°	0.083 280°	0.166 300°	0.034 140°	0.012 160°	0.051 0°	0.067 20°
2½	5W' $\lambda'$	0.018 180°	0.020 210°	0.017 50°	0.007 70°	0.007 90°	0.017 110°	0.020 130°	0.013 330°	0.000 ---
3½	7W' $\lambda'$	0.012 305°	0.023 145°	0.030 165°	0.035 5°	0.035 25°	0.030 225°	0.023 245°	0.012 85°	0.000 ---
5	11W' $\lambda'$	0.022	0.041	0.055	0.062	0.062	0.055	0.041	0.022	0.000
9										0.081
18										0.016
										0.015
										0.015

第一表與第二表的角度圖互相對換



氣壓扭力之調和分析

為欲計算氣壓扭力而成數值，且對及振動問題之解答，然後推廣至雙排發動機。因氣壓所生之扭力  $T_p$  以弗勒級數表示之如下：

$$T_p = T_M \left[ 1 + w_{\frac{1}{2}} \sin \frac{1}{2} (\theta + \lambda) + w_1 \sin (\theta + \lambda_1) + w_{\frac{3}{2}} \sin \frac{3}{2} (\theta + \lambda_{\frac{3}{2}}) + \dots \right]$$

$$= T_M \left\{ 1 + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{M S}{2} w_{\frac{n}{2}} \sin \left[ \left( \frac{n}{2} \right) (\theta + \lambda_{\frac{n}{2}}) \right] \right\} \quad (14)$$

此式中  $T_M$  為平均扭力，因發動機旋轉兩次為每氣缸之扭力週期，故書於下方之數字係整數之半。

第四及第六兩圖之曲線，係根據 Coradi 調和分析之方法，以決定係數  $\bar{w}$  及相角  $\lambda$ 。此數值係用圖解方法詳於第五及第七兩圖。其主要頻率係 1, 2,  $h/2$ ,  $(h/2)+1$ ,  $(h/2)-1$ , 及  $h$  與發動機速率之相乘積。係數  $w_{n/2}$ ,  $\bar{w}_n$ ,  $\lambda_{n/2}$  等等係在計算之精確限度內。

雙排發動機

雙排發動機之任何一排因氣壓所生之扭力，可從第(14)方程式求得之。後排氣缸之主桿裝在關於前排主桿之七個角度（指十四氣缸之發動機）或九個角度（指十八氣缸之發動機）之任何一角，可使扭力曲線發生相當變化。僅將兩排扭力以原有之相角總和之，則總扭力等於

$$T_p = T_M \left\{ 1 + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{M S}{2} w_n \sin \frac{n}{2} (\theta + \lambda_{\frac{n}{2}}) + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{M S}{2} w_n \sin \frac{n}{2} (\theta + \lambda_{\frac{n}{2}} + \mu) \right\} \quad (15)$$

此式中  $\mu$  係兩主氣缸爆發衝程角度， $T_M$  係兩排總平均扭力，從三角關係得

$$T_H = T_M \left\{ 1 + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{M S}{2} \left( \cos \frac{\mu n}{2} \right) w_n \sin \frac{n}{2} \left( \theta + \lambda_{\frac{n}{2}} + \frac{\mu}{2} \right) \right\}$$

$$= T_M \left\{ 1 + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{M S}{2} w'_n \sin \frac{n}{2} (\theta + \lambda'_n) \right\} \quad (16)$$

此式中  $\theta$  係與前排主氣缸所成之曲柄角度。

當主桿在任何位置時，十四氣缸及十八氣缸發動機之  $w'$  及  $\lambda'$  數值均列於第一二兩表。而第八及第十兩圖亦係該發動機當  $\mu=2\pi$  時之氣壓扭力曲線。且此特殊情形下之調和係數及相角，均繪於第九及第十一兩圖。

凡在雙排發動機其曲柄經投射  $180^\circ$ ，以  $N$  表示氣缸之總數，則其調和次序  $N/2, 3N/2, 5N/2$  等等在兩排中可相互抵消。故在十八氣缸發動機當  $n=9, 27$  時之係數，及在十四氣缸發動機當  $n=7, 21$  時之係數均為零，且不包括於該表中。

## 結 論

(一) 普通星形發動機之最重要調和氣壓扭力組要素，為氣缸爆發頻率。無論發動機係單排或雙排，若增加氣缸之數目，將使此調和量減少，其與平均氣壓扭力之關係，約為氣缸數目之平方之反比。

(二) 在雙排發動機，扭力組要素非爆發頻率之倍數，若更變兩主桿之相互關係，將使此扭力組要素發生重大變化。

(三) 此氣壓扭力，作用於曲軸及曲軸箱，若為完全之發動機扭力分析，則須計及發動機之動力部份 (Dynamics)。詳細之發動機動力分析，用實際完全尺寸之實驗相對照者，將在此討論範圍之外。

(四) 將氣壓扭力分析擴大至三排氣缸以上之發動機，亦屬可能，而最主要之假設，即各發動機指示片上圖形之幾何形狀，須完全相同。實際上，該圖形若有不同，僅對於重要之調和發生些微更變。

## 彎曲軸與彎曲線

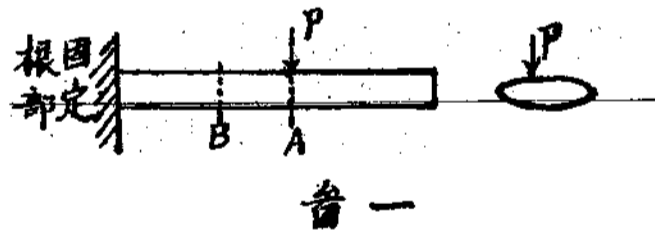
Flexural Axis and Flexural Line

黃 玉 珊 卅年四月沙坪壩

計算橫樑或機翼因扭轉而發生之應力時，扭轉力矩之大小的決定，須先知彎曲軸 (Flexural Axis) 或彎曲線 (Flexural Line) 始可。是以在機翼之應力分析，及估計其顫動 (Flutter) 性質時，彎曲軸線之位置，至為重要。關於中空斜削橫樑 (Hollow Tapered Beam) 因斜度及荷重情形之變化，其彎曲軸線之位置應在何處；本刊第五卷第二期中屠守鈞先生於其“斜削橫樑之彎曲軸線”一文內，討論殊為詳細。茲再轉管見所及，略為陳述，提供商討。

### (1) 彎曲軸

為簡易明瞭計，先假設橫樑為稜柱形，即其各斷面完全相同，或斜度  $\alpha$  為一，根部完全固定，而橫樑方向與根部斷面相垂直，苟若是，則所“彎曲中心” (Flexural Center) 者，乃如橫樑承受通過彎曲中心之荷重，則橫樑僅有彎曲之離正 (Deflection)，而無扭轉之離正也。於此必應注意之點，即因橫樑為稜柱形之故，而有下列之諸特性。



圖一

(甲) 若某力量  $P$ ，不論其大小，作用於斷面  $A$  之彎曲中心時，匪特斷面  $A$  本身僅有彎曲而無扭轉，所有橫樑上之斷面均僅有彎曲而無扭轉也。

(乙) 反而言之，無論力量  $P$  作用於斷面  $A$  或任何斷面，並不問其為分佈力 (Distributed Loads) 為集中力 (Concentrated Load)，苟能通過各斷面之彎曲中心者，則整個橫樑僅有彎曲而無扭轉焉。換言之，即彎曲中心之位置，僅與橫樑之斷面形狀有關，而與作用力之大小分配，及其作用之處，咸無關係也。

(丙) 各橫斷面之彎曲中心，或在斷面上之同一位置，故連接之即成一與根部斷面垂直之直線。

此各斷面之彎曲中心連成之軌跡，通常即稱之為彎曲軸。所以謂之為軸者，第一，謂其為直線。第二，謂其與橫樑方向平行。而第三，亦其最重要者，謂橫樑所承受之扭轉力矩，即等於各力量繞此軸之力矩也。

至所謂“扭轉中心”(Center of Twist)者，乃橫樑受純粹扭轉力矩時，各斷面上未曾移動之一點是也。苟根部完全固定，則可由 Maxwell 氏之相互定律 (Reciprocal Theorem)，證明各斷面之扭轉中心與其彎曲中心必互相重合。惟若

(甲) 根部並未完全固定，可稍有移動時；

(乙) 有局部損壞 (Local Distortion) 時；或

(丙) 累加原理 (Principle of Superposition) 不能適用時；二者始不能重合。更可由橫樑為稜柱形之故，使扭轉中心位置，與扭轉力矩之大小，地位無關。

## (2) 彎曲線

次再研究橫樑各斷面不相同時，如普通之機翼然，則此時之力量  $P$  作用於斷面  $A$  中，苟其位置適可使斷面  $A$  僅有彎曲而無扭轉者，未必能使斷面  $B$  或其他斷面，同時均僅有彎曲而無扭轉也。是以當集中力作用于一斷面時，最多僅能有一個或數個斷面無扭轉之離正，而不能使整個橫樑均無扭轉之離正焉。

於是前述之彎曲中心之定義，即需稍加改正。所謂某斷面之彎曲中心者，乃當集中力作用於該斷面之該點時，該斷面本身僅有彎曲之離正，而無扭轉之離正是也。至其他之斷面，則固或可有扭轉者。而其扭轉中心之定義，亦須更改。所謂某斷面之扭轉中心者，乃當扭轉力矩作用於該斷面時，該斷面本身上未曾移動之一點是也。在相互定律尚可適用之條件下，此二中心仍相重合云。

惟前述之彎曲軸，在斷面不相同時，即不能存在。與之性質相似而代替之者，可有二線。一曰彎曲中心軌跡 (Locus of Flexural Centers)；另一則即彎曲線是也。茲更分釋之如下：

彎曲中心軌跡之意義，自易於其字面上得之，即各斷面之彎曲中心所連接而成之曲線。此曲線之性質，則有：

(1) 因橫樑上材料之分佈的不同而有異。其在某斷面上之位置，與該斷面至根部斷面間之材料之分佈有關，(指 Cantilever 而言) 而與該斷面之外之材料分佈情形無涉。根部如非完全固定，則其移動之狀況，對於此軌跡之位置，影響良大。

- (2) 不因荷重之大小及其分佈情況之改變而變，故較易於確定。
- (3) 僅爲一幾何上之曲線，于實際計算上無直接之意義。
- (4) 並非直線。

至所謂彎曲線者，謂有已定之分佈力量作用於該線上時，則該梁所有之斷面均僅有彎曲而無扭轉之離正是也。其性質計有：

- (1) 因整個橫樑之材料之分佈及力重之分佈情形而變。
- (2) 計算至爲困難，且甚爲曲折。
- (3) 若橫樑僅承受一個或數個之集中力，或中有一段無力量分佈時，則彎曲線即不能存在，因如是即不能使整個橫樑均僅有彎曲而無扭轉也。

### (3) 結 論

關於扭轉中心與彎曲中心相重合，已如上述，惟若謂彎曲線即爲彎曲中心軌跡，則僅在橫樑之各斷面相同，或其他情形下，彎曲線適爲一與橫樑同方向之直線，而成所謂彎曲軸者時，始爲無誤。

在橫樑各斷面不同時，彎曲線甚爲曲折，而彎曲中心軌跡則比較平直，（並非直線），兩者實不能重合。前曾就 De Havilland 廠所製之木翼，實測其彎曲線與彎曲中心軌跡之位置，約如圖二所示。是知彎曲線盤旋於彎曲中心軌跡之兩側，相差實甚懸殊也。



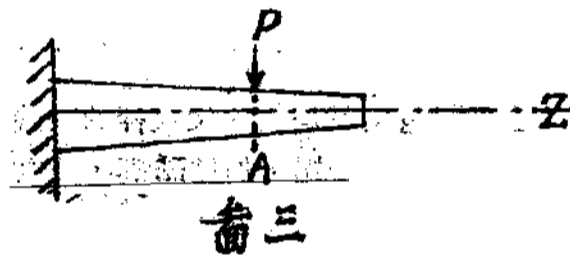
惟理論上兩者雖相差甚遠，通常工廠內計算應力時，多即用彎曲中心軌跡以代替彎曲線，其利有下列數點：

- (1) 不受力量分佈變動之影響。
- (2) 無論用計算方法或實驗方法，均比較易於確定。
- (3) 比較平直。

率由此種代替而發生之差誤，因彎曲中心軌跡約在彎曲線之適中位置之故，其對於最大應力之誤差，並不甚大。據前上述之翼面之試驗，僅約百分之一，故可不計及之。



考扭軸中心之位置。用最少工作原理 (Principle of Least Work) 求之。原最允當。惟若僅考慮一個斷面之工作為最小時。則未能恰當。D. Williams 所曾研究者。乃各斷面完全相同之橫樑。故當一斷面之工作為最小時。即全橫樑之總工作為最小。于是乃能僅考慮一個斷面之工作。若橫樑之各斷面不相同。則即應考慮全橫樑之工作。



更申言之。所謂扭轉中心者。乃 P 力量之位置。使斷面 A 之扭轉角度  $\alpha$  等于零是也。彎曲軸與彎曲線之功用及其區分。既如前述。國內尙解有注意及之者。茲偶有一得。草率成文。略為陳述。期能引起國內學者對此問題之研究興趣而已矣。

## 飛機在天空飛行對地面所生重力之影響

邵 壽 源

在氣動力學上有一個有趣的問題：就是在一架天秤的一端，放置一隻鳥籠，一隻鳥正棲止在籠底，同時將天秤的另一端，加添砝碼，使其兩端重量相等，而後天秤乃成平衡狀態，假使在此平衡狀態的時候，鳥忽然展開雙翅離開籠的底面，在籠內空間作平面飛行，則天秤仍能保持平衡狀態否？

同樣一架飛機停留在地面上，假使飛機的重量為  $W$ ，則地面所生的反抗力，依牛頓第三定律當亦相等於  $W$ ，假使飛機升空飛行，那麼飛機的重量對地面有什麼影響呢。

我們合理的解答是：鳥雖然離開了籠底，他對天秤的平衡狀態是沒有影響的，關於這一點我們不必考慮到他細微的情況，我們可以簡單的理論來解釋，鳥借兩翼的作用生出了和身體一樣重的昇力和前進的力量，這力量的產生，可分為兩方面，一方面由靠近翼的空氣，有垂直方向的動量變化，另一方面由翼面或翼尖的羽毛，據說也可以發生一種環流的作用，而生昇力，這些昇力的總和當然要等於鳥的重量，故鳥能保持平面飛行的高度，同時若力的變遷，傳達到籠的底面，使鳥籠的底板仍受與鳥同樣重的壓力，因此這天秤仍就保持平衡的狀態。

當飛機升空後，地面所受的影響，不像停留在地面時，其起落輪或尾輪部份所生局部反抗力的情形，而是一種廣泛的增加地面的壓力，至於壓力加的原因，那就值得考慮了。

關於一無限長翼展 (span) 的翼面，在靜流 (steady flow) 中移動後，所生昇力的大小，依古托表可司開原理 (Kutta Joukowski's Theorem) 每單位翼展之昇力為

$$L = \rho V \Gamma$$

其中  $L$  為昇力， $\rho$  為空氣密度， $V$  為翼移動速度， $\Gamma$  為環流強度 (Strength of Circulatory flow) —— 此環流為翼面固定旋渦 (Bound Vortex) 所感應於昇力生成之原因，可有兩種：(1) 由旋渦的影響，使空氣作垂直方向的動量變化或 (2) 由旋渦的影響發生壓力變化，茲分述如次 (參看 W. F. Durand, Aerodynamic Theory Vol. I PP. 165—169)

## (1) 計算空氣垂直方向動量變化

在旋渦場 (Vortex field) 中任一點之氣流為旋渦感應所生之流速，依公式

$$\text{爲：} \quad dw = \frac{T ds}{4\pi r} \sin\theta \quad (1)$$

如此點與無限長旋渦線 (Vortex filament) 之垂直距離為  $r$ ，則此點之感應速度  
• 依上式積分得：

$$w = \frac{T}{2\pi r}$$

其方向為：以  $r$  為半徑所作之圓切於此點之切線，並與旋渦旋轉之方向同，如 (Fig 1)

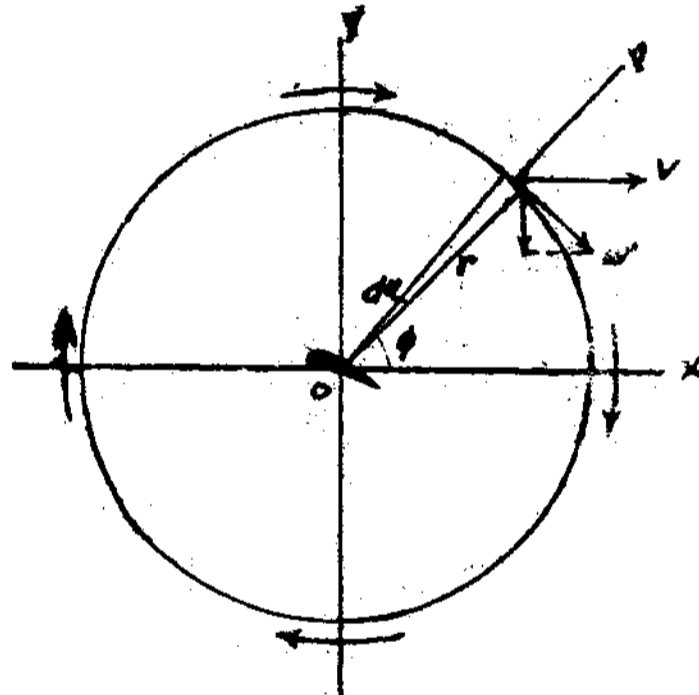


Fig. 1

為便利計算起見，以翼之中心為圓心，以  $r$  (甚大) 為半徑，作一圓，通過此圓心，作坐標軸  $ox$ ，平行於  $V$ ， $oy$  與  $V$  垂直。(  $V$  為翼在靜流中移動之速度，今設翼不動依相對運動原理，則氣流以  $V$  速度向翼流過 ) 因為  $r$  甚大，故環流速度 (Circulation Velocity)，在圓周切線方向，不為翼型之形狀而變更，設積分面 (Surface of integration) 為垂直於  $x-y$  平面之圓筒，其正截面即為上圖之圓，以故在此圓周上任一點  $P (r, \phi)$  其切線方向之環流速度為

$w = \frac{T}{2\pi r}$  其  $ox$  方向之分速當為  $W \sin \phi$  而  $oy$  方向之分速為  $W \cos \phi$  所以在  $P$  點空氣之速度為：

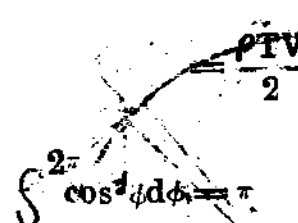
$$V_o^2 = (V+W)^2 = (V+W \sin \phi)^2 + W^2 \cos^2 \phi$$

在積分面上取  $dA$  (設為單位翼展) 則通過此  $dA$  面積之空氣其垂直方向之動量積分 (momentum integral)

$$\therefore \rho \iint dA, W \cos(n, W) = \rho \int_0^{2\pi} r d\phi V \frac{T}{2\pi r} \cos^2 \phi$$

$$= \frac{\rho T V}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\phi \cos^2 \phi$$

因  $\int_0^{2\pi} \cos^2 \phi d\phi = \pi$

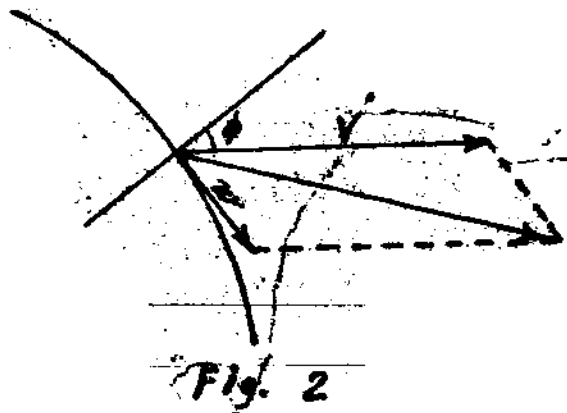


這圓周以內的氣流，所受的動量的變化，其方向對翼型而言為向下，即在一  $-oY$  方向。這可以氣流經過翼型後，將流線 (Stream line) 向下彎曲的事實來證明。因此氣流發生反動力，使翼面受到向上的昇力，即  $+oY$  方向。

(2) 計算由壓力變化所生之昇力

如 (Fig) 包圍圓周以外的氣流，亦發生壓力  $P$ ，其作用方向常垂直於圓周。茲討論每單位翼展垂直方向壓力的情形：

設  $p_o$  為氣流未為翼型影響前之壓力， $p$  為  $P$  點之壓力，則依伯羅力氏方程 Bernoulli's equation



$$p + \frac{\rho}{2} (\vec{V} + \vec{W})^2 = p_0 + \frac{\rho}{2} V^2$$

$$(\vec{V} + \vec{W})^2 = (V + W \sin \phi)^2 + (w \cos \phi)^2$$

因  $r$  甚大，則  $w$  與  $W$  或  $V$  相比，其值甚小，故  $w^2$  可略去不計。

則上式  $p = p_0 + \rho w V \sin \phi$

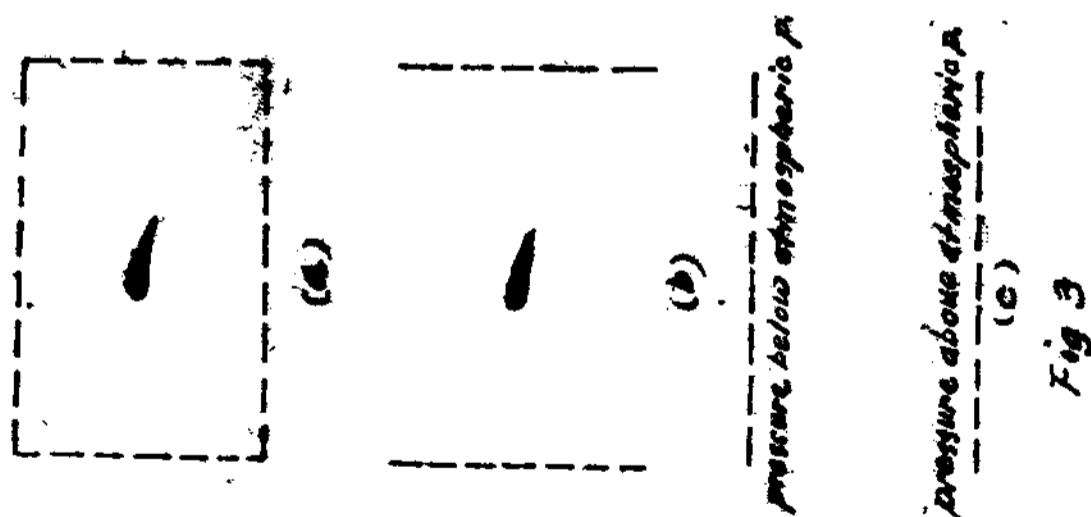
故每單位翼展垂直方向之壓力積分 (Pressure Integral) 為：

$$\begin{aligned} \oint p dA &= \rho \int_0^{2\pi} V w \sin^2 \phi r d\phi \\ &= \rho r V w \int_0^{2\pi} \sin^2 \phi d\phi \\ &= \rho r w \pi V = \frac{\rho T V}{2} \end{aligned}$$

故每單位翼展升力之總和為動量積分與壓力積分之和。

故  $L = \rho T V$

上二式壓力積分和動量積分的數值相等，因為  $\frac{1}{2}L$ ，這“ $\frac{1}{2}$ ”並沒有物理上的意義，是因積分面的截面為圓的關係，升力之發生，是屬於動量變化，和壓力變化的多寡，完全決定在積分面的形狀，例如我們的積分面的截面假使是長方形，如 (Fig 3) 就可有兩種不同的情形。



(1) (Fig 3) (a), 假使我們使長方形的上下兩平行平面, 移向無窮遠, 於是積分面形的形狀, 爲兩限引無長的垂直平面, 如(b), 在此情形, 壓力積分爲零, ( $\phi = 0$ ) 而全部升力等於動量積分。

$$\rho \iint dA W \cos(n_1 w) = \rho TV_0$$

(2) 假使(Tig 3) (a) 將其兩垂直平面移向無窮遠, 則積分面形爲兩無限延長的兩平行平面如(c) • 其動量積分爲零, ( $\phi = \frac{\pi}{2}$ ) 全部升力等於壓力積分。

$$\iint p dA = \rho TV_0$$

在整個的大氣中, 翼型之昇力, 屬於動量積分的有幾分, 屬於壓力積分的有幾分, 是根本無從知道的。

但當我們研究到昇力對於地面所影生的響時, 我們立刻得到解釋, 因爲飛機在天空飛行時, 吾人欲求得其對地面之影響, 則其昇力積分之面形, 爲地面所限制, 地面不能移向無窮遠, 以故 Fig 3 (a) 有兩垂直平面可移向無窮遠, 於是(c) 是可能的積分面, 他的物理意義就是說, 昇力之發生, 對地面之影響, 是增加地面的壓力, 至於這壓力分佈的情形, 及其大小, 我們可用鏡影法 (method of image) 來計算。

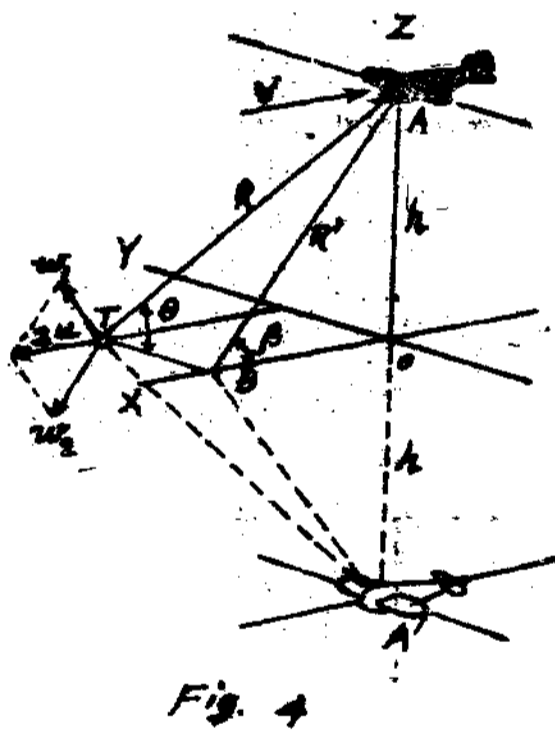


Fig. 4

Fig 4. 假使單翼飛機 A 離地  $h$  高度, 以速度  $V$  依  $ox$  方向作平面飛行, 爲便於應用柏羅力氏方程起見, 將坐標軸  $cx, oy, oz$  固定在飛機上,  $x-y$  平面爲地平面,  $oz$  表示高度, 依相對運動原理, 假設飛機不動, 則有無限量的氣流和地面依  $ox$  軸的方向和  $V$  的速度向飛機流過。

因爲地平面爲此氣流的一定的界面, 因此氣流在地平面 ( $x-y$  平面) 上垂直方向的速度等於 0, 那麼  $x-y$  平面當爲流線所組成之平面, 爲適合此種現象的存在, 而使流場爲無限制, 則依鏡影法, 將地平面取去, 而代以另一飛機 'A',

其位置為 A 對 x—y 平面所生的倒影。

這問題就變成兩架完全相等而位置對稱的單翼飛機，在無限制的流場中，與氣流的相對速度為 V。假使我們能計算出 x—y 平面上氣流的速度，那麼我們即可以依柏氏方程求出其相當壓力的大小及其分佈的情形。

設  $P_0$  及 V 為未受翼面擾動之空氣的壓力與速度，u, v, w, 為 x—y 地面上任一點為翼面固定旋渦感應所生的 ox, oy, oz, 方向之分速，P 為此點上的壓力與  $P_0$  之差，應用柏羅力方程，得壓力與速度與關係如下：—

$$P_0 + P + \frac{\rho}{2} \left[ (u \oplus V)^2 + v^2 + w^2 \right] = P_0 + \frac{\rho}{2} V^2$$

在 A 及 A' 之距離較大時， $u^2, v^2, w^2$  之值與  $V^2$  及 uV 相比較，其值甚小，均可不計。

$$\text{則上式得} \quad P = \rho u V \dots\dots\dots(2)$$

當一固定翼展的機翼，在靜流中，以 V 速度移動後，在翼面則生固定旋渦，(Bound Vortex or Lifting Vortex) 隨機翼而前進，其兩端翼梢則生兩支自由旋渦 (Free Vortex) 以速度 V 離開翼梢成很長的渦線，(Vortex filament) 此兩支旋渦線完全相等而方向相反，且與固定旋渦在兩翼梢處相連接而成 U 字形，常稱 U 旋渦，(U—Vortex) 此兩自由渦線延長到很遠和起始旋渦 (Starting Vortex) 連接而成旋渦環，(Vortex ring)

在計算 u 時，假設由飛機 A 所生的 U 旋渦均與地面平行，其兩翼梢所發生之自由旋渦，實際因洗流角 (Angle of downwash) 之關係，略向下傾斜，但洗流角極小，可略而不計，故此兩自由旋渦線與 ox 軸平行，對 u 毫無影響，則 u 之生存，全由於固定旋渦所感應，(此固定旋渦附於翼面與 oy 軸平行) 此固定旋渦線之長度等於翼展 b 實際因翼梢自由旋渦之影響，其長略較翼展 b 為短，但所差甚微，亦不計。

設固定旋渦之環流強度如 T，則在 x—y 面上任一點 T 其感應速度為：

$$\text{由(1) 得} \quad w_1 = \frac{Tb \sin \theta}{4\pi R^2}$$

此  $w_1$  與 ABT 平面垂直，而在與 ox, oz 平面平行

$$u = w_1 \sin \beta \\ = \frac{T \sin \theta \sin \beta}{4\pi R^2}$$

$$\sin \theta = \frac{R'}{R} \quad \sin \beta = \frac{h}{R}$$

$$u = \frac{Tbh}{4\pi R^3}$$

同理 A' 對於 T 點亦發生同樣的感應速度，w，其 ox 方向之分速當亦為 u。故 T 點之速度為 2u

$$2u = \frac{Tbh}{2\pi R^3}$$

代入(2) 
$$P = \rho TVb \frac{h}{2\pi R^3}$$

$$L = \rho TVb = W \text{ (飛機重量)}$$

故在 x-y 平面上任一點之壓力為

$$P = \frac{Lh}{2\pi R^3} \dots\dots\dots(3)$$

由此式吾人可知壓力分佈的情形，其最大值為

$$P_{max} = \frac{L}{2\pi h^2}$$

其位置於 o 點，在機身的垂直下方，但此 P<sub>max</sub> 之值亦不甚大，因 h<sup>2</sup> 之值甚大也，其壓力分佈之情形略如 (Fig 5)。

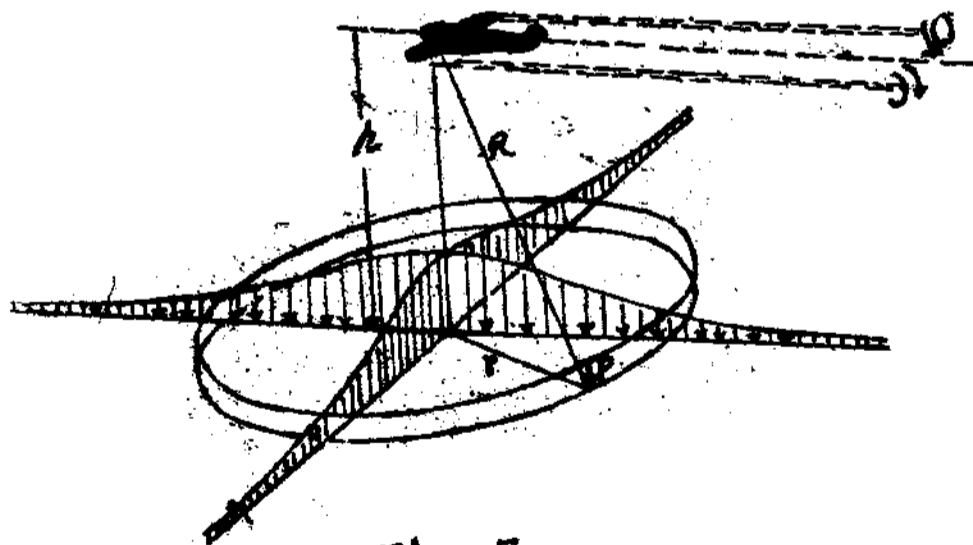


Fig. 5



其壓力之總和如 (Fig 6)

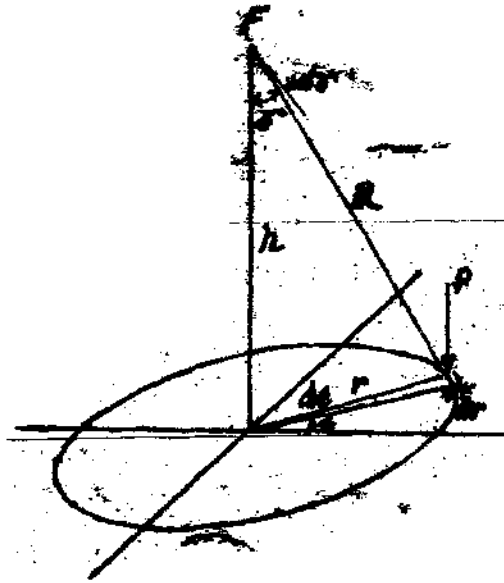


Fig. 6

$$\iint_{-\infty}^{\infty} p d \times dy = \int_{r=0}^{r=\infty} \int_{\epsilon=0}^{2\pi} P dr, rd \epsilon$$

$$\cos = \frac{h}{R} \quad r = h + ar \quad dr = \frac{hdr}{\cos^3 r}$$

$$\text{故上式爲 } \frac{L}{2\pi} \int_{r=0}^{\frac{\pi}{2}} \int_{\epsilon=0}^{2\pi} \frac{h^3}{R^3} \frac{\sin r}{\cos^3 r} dr d \epsilon = L \int_0^{\frac{\pi}{2}} \sin r dr = L$$

其結果適等於飛機之重量，故飛機在天空飛行，其對地面壓力增加之總和，即等於飛機之重量。

由式(3)知地面每平方單位面積之壓力甚小，例如：一架 5,000 lb 的飛機在 100 呎高度飛行時，其地面最大壓力約等於 0.08 lb/sq. ft. 又飛機在 h 呎高度飛行，其 90% 的重量在地面分佈之面積為一圓，其半徑約等於 10h 呎。

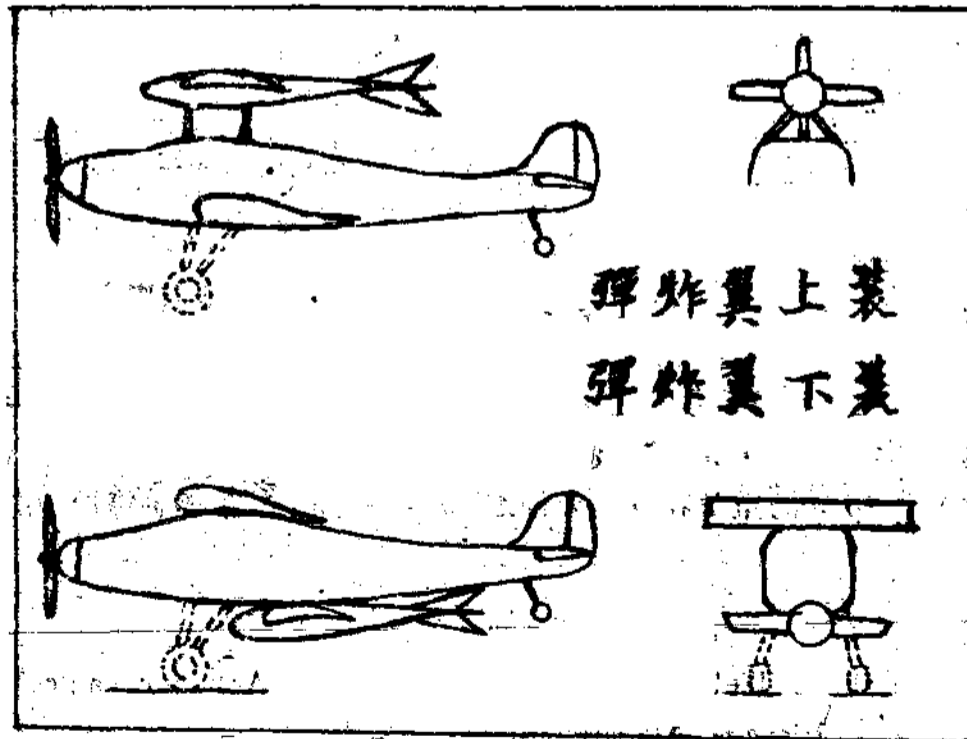
### 參 考 書

1. Reid, "Applied Wing Theory"
2. Prandle & Tietjens; "Applied Hydro and Aer-mechanics"
3. N.A.V. Piercy; Aerodynamics,

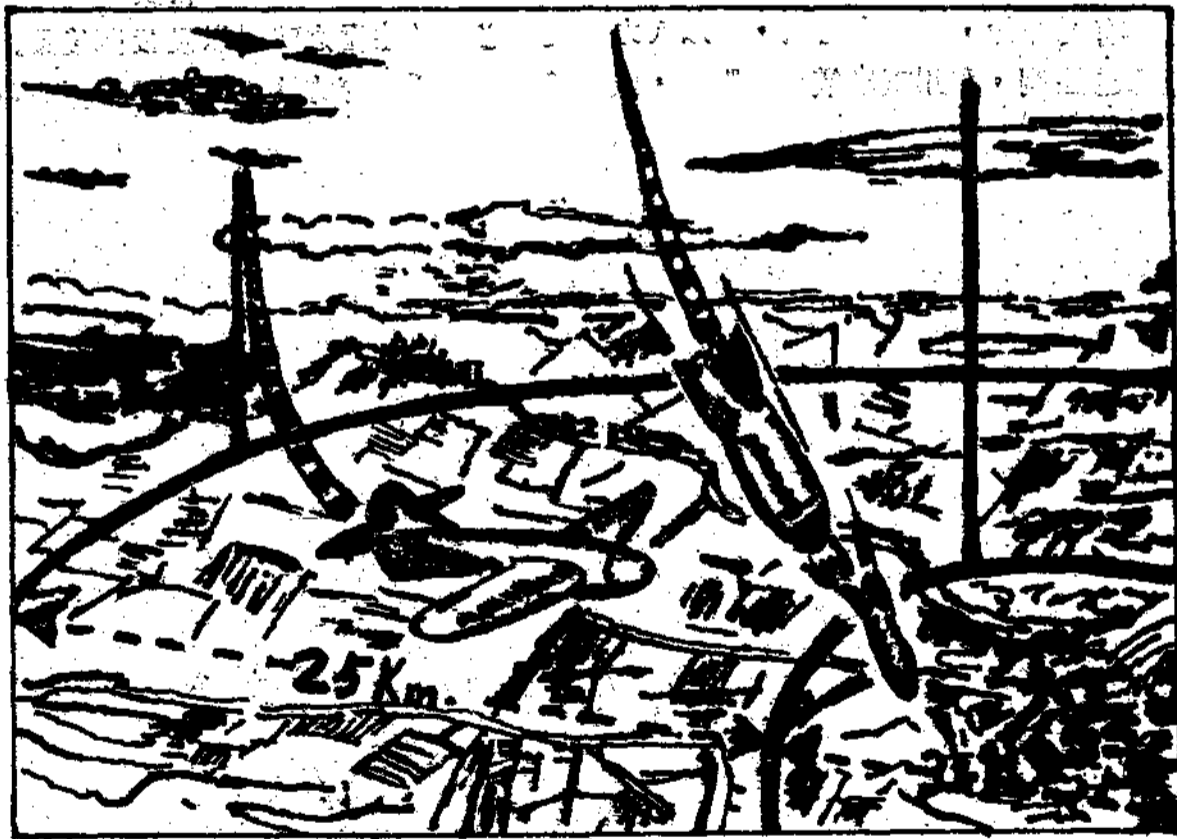
# 有 翼 炸 彈

吳 啓 泰

世界烽火，日趨於擴大，軍事兵器，日新月異，自納粹施行閃電戰驚人表演後，一時神秘武器，甚囂塵上，亦足使世人驚嘆軍事科學之過於神妙，而有所戒慎恐懼，其實變來變去，依舊不脫老法寶，惟將各種新兵器之威力與功效使之突增，及形式之奇巧從事改進革新而已。在一九一四年意大利軍事技術專家格羅哥將軍 (General Crocco) 曾一度試驗有翼炸彈，當時因配備及工作關係，使用未臻發達，歐戰時各交戰國科學專家不斷研究，大都沉寂未曾公布，其實有翼炸彈之發明與應用，為最近空軍兵器之極超時代化者。且亦增加空中攻勢武力較大之利器，英國美克米命上尉 (Capt. MacMillan) 於一九二八年領得英國政府所頒給之三一七，七七四號專造特許執照，旋經多年時日研究與潛心改良，此項有翼炸彈之裝配於飛機上之運用，在機身上部或機身底下，配以特製炸彈支架與掛鈎等，以便連接於機身之上部或底下者。上面所示之各截剖面，為顯示此種有翼炸彈



裝配於機身上部之支架接合機構，下圖為將此種有翼炸彈裝配於機身底下者。諸凡此種接合機構，當實施投彈時，均有自動解開脫離之特殊裝置，至為便捷迅速。此種炸彈自身重量，即由其本身所具之翼面以荷負載者。單翼飛機裝配是項有翼炸彈時，則此飛機即變為雙翼矣。通常機翼之荷負量，為每平方英尺約自八磅至三〇磅，而炸彈翼之荷重量，則為每平方英尺約自五磅至五〇磅。由此足見彈翼之荷負量已超逾於機翼之荷重數倍。因炸彈本身之翼面所荷負，故對於飛機一無增加搭載量之傾向也。雷氏 (M.W. Ley) 在瑞報 (Schweizerisches Bah. Zeitung) 對於有翼炸彈，頗有詳細陳述，指明新型轟炸機能大量攜帶有翼炸彈，且順序排列安裝於機體之內，與英式構造已大不相同，能與通常炸彈裝掛方法相雷同。彈翼之大小，隨炸彈重量類別而分歧。譬如二〇〇公斤炸彈，翼展計一公尺，翼緣九〇厘米，彈翼完全應用金屬片所做成，片厚度為二厘米，炸彈本身之平衡性極佳，彈體縱軸傾側良好，至一七〇〇公尺自爆時，能保持優良姿態到達命中。



彈道射程能達二〇公里以外為最低限度，若欲增加炸彈速率及彈道射程，則裝置應用火箭式藥劑，則炸彈射程每秒鐘約計五〇公尺至五〇〇公尺，更視其藥劑量之威力而增高。火箭原為研究高空天文之用。(Stratosphere of Rocket Flight) 如二〇公斤火箭，時間約計五〇秒，高度約達一四、二〇〇公尺，如速度增高每

秒鐘爲五〇〇公尺，高度可達二五公里至三〇公里，上述數字爲自地面發射成績。若在飛機上施放有翼炸彈與火箭炸彈，則其所發生之威力，殊足驚人，其破壞慘烈殘酷之境可想見矣。

因爲現在空軍一般投彈任務，飛行投彈與俯衝投彈而已，交戰國已嘗足苦頭，嘆爲新奇精確，然結果多爲垂直命中，有限偏差，自下大都市配備完整防空網，阻塞汽球嚴密監視，高射砲火猛烈攻擊，截擊機羣，迎頭痛擊，投彈工作至感棘手，頗有英雄無用武之地氣慨，德空軍空襲倫敦之損兵折將，足供勸車之鑒，所以攻擊目標，如大都市，工業重鎮，港灣，要塞，油區，水閘，運河，規模浩大兵員密集戰場，在此種場合之下，則有翼炸彈處於極端有利地位，投彈時成一弧圍形而傾斜命中，投下速度亦可增加，於是射程增遠，因投擲有翼炸彈時，因其有翼彈之作用，仍能保持其應有而命中目標之正常射程彈道，故飛機能於遠離目標之外二三十公里之地點，於是絕不致感受防空砲火以及其他武器之威脅，即可實施其轟炸之任務，而被襲敵軍於神不知鬼不覺之間，已飽受痛苦矣。

有翼炸彈，因射程過遠，若以人力操縱勢必難於生還之望，以及投擲後長距離彈道控制，利用環動儀，氣壓儀，或無線電赫芝電波等方法，誠可謂指揮運用自如矣。

## 收縮起落架轉軸之求法

自負譯

在設計一收縮起落架之前，首先要解決的一個問題就是要找出這個起落架的轉動軸線。如何使輪子、輪胎、減震柱等從落下位置移轉到收縮位置。

要解決此問題，先假設於一平面內有一直線，長度為 $a$ ，由 $AB$ 位置移至 $A'B'$ 位置。(圖 1)，連接 $AA'$ 及 $BB'$ 兩線，在此兩線之中點 $M$ 、 $N$ 各作一垂線，則

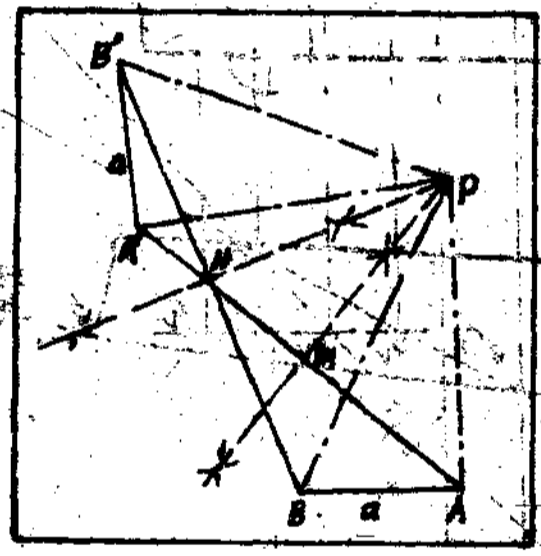
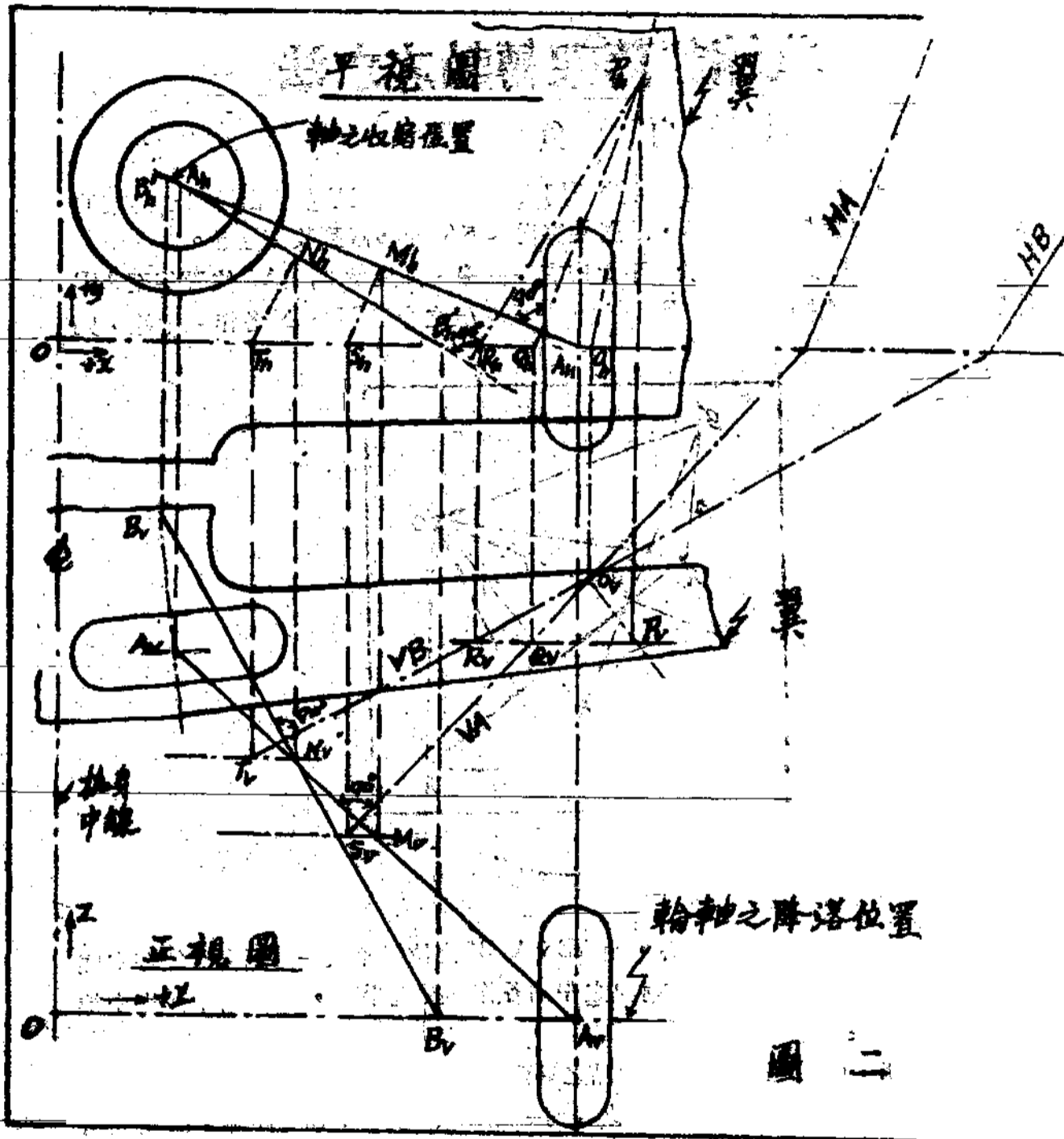


圖 一

此兩垂線之交點，必為轉動中心，如 $AB$ 、 $A'B'$ 之位置不在一平面內，即在空間移動一位置，則在 $AA'$ 、 $BB'$ 兩線之中點各作一垂直平面，而此兩平面之交線必為轉動之軸線。

此理易明，因於在 $AA'$ 線之中點之垂面上之任何一點，與 $AA'$ 兩點為等距離；又於在 $BB'$ 線之中點之垂面上之任何一點，與 $B, B'$ 兩點等距離。故在此兩垂面之交線上任何一點 $P$ ，必各與 $A, A'$ 兩點、 $B, B'$ 兩點成等距離。故此交線為轉軸，而 $P$ 點與 $A, B$ 兩點之角度關係亦不改變，僅僅 $ABP$ 圖形以此交線為軸移轉至 $A'B'P$ 圖形而已。

現在把這個道理應用到收縮起落架。設輪軸之長為  $a$ ， $A$  點為輪之中心， $B$  點則為輪軸上一適宜之點， $AB$  之長為  $a$ ，又設  $AB$  及  $A'B'$  各為輪軸之降落及收縮位置，參照圖 2，圖為一飛機之正視圖及平視圖，現在問題即在求出在  $AA'$



圖二

及  $BB'$  之中點之垂直平面。

設  $M$  及  $N$  為  $AA'$  及  $BB'$  之中點，設  $A_h B_h$  線為地線 (Ground Line)

其上為水平面投影，其下為垂直面投影，通過AA'之中點M作一線垂直於AA'。其作法為：自M<sub>h</sub>作一垂線交地線于S<sub>h</sub>，自M<sub>v</sub>作一線平行於地線，則MS必垂直於AA'（理由請參看畫法幾何），通過S<sub>v</sub>作一線VA垂直於A<sub>v</sub>A'<sub>v</sub>，延長此線與地線相交于a，自a作一線垂直於A<sub>h</sub>A'<sub>h</sub>，即HA，VA及HA均為垂直於AA'線而通過中點M之平面，以同樣作法可得VB及HB之平面π（VA，HA之意義，即為垂直於AA'平面之垂直面及水平面之trace），已知此兩垂直平面，其交線即易求得，VA與VB相交于O<sub>v</sub>，但HA與HB相交甚遠不能在紙上求出，故須用特別法：即任作一補助平面X面平行於水平面，故其垂直面上之trace平行於地線，X平面與A平面之交線為RP，R<sub>h</sub>P<sub>h</sub>平行於HA；X平面與B平面之交線為QP，Q<sub>h</sub>P<sub>h</sub>平行於HB，而RP與QP之交點為P，其投影為P<sub>h</sub>，P<sub>v</sub>，通過O<sub>v</sub>，P兩點作OP線，即為A，B兩垂直面之交線亦即為所求之轉軸。

作法：自M<sub>h</sub>作A<sub>h</sub>A'<sub>h</sub>之垂線，交地線于S<sub>h</sub>，自M<sub>v</sub>作一水平線，在其上求出S<sub>v</sub>，過S<sub>v</sub>作A<sub>v</sub>A'<sub>v</sub>之垂線，自N<sub>h</sub>作B<sub>h</sub>B'<sub>h</sub>之垂線，交地線于T<sub>h</sub>，自N<sub>v</sub>作一水平線，在其上求出T<sub>v</sub>，過T<sub>v</sub>作B<sub>v</sub>B'<sub>v</sub>之垂線，此兩垂線之交點為O<sub>v</sub>，投影于地線得O<sub>h</sub>，在正視圖上，任作一直線平行於地線，交此兩垂線于R<sub>v</sub>及Q<sub>v</sub>，投影于地線得R<sub>h</sub>及Q<sub>h</sub>，自R<sub>h</sub>及Q<sub>h</sub>作直線各垂直於A<sub>h</sub>A'<sub>h</sub>及B<sub>h</sub>B'<sub>h</sub>，此兩垂線之交點為P<sub>h</sub>，其投影于R<sub>v</sub>Q<sub>v</sub>線上為P<sub>v</sub>，連接O<sub>v</sub>P<sub>v}及O<sub>v</sub>P<sub>v</sub>，即得所求之轉軸線。</sub>

在決定OP為轉軸線時，須先試其與輪軸，減震柱等相連之長度是否合宜，如不合宜，則改變輪軸之位置，由此再求其轉軸線，以至合宜為止。

用數學方法亦可求出，將輪軸AB與機身之對稱平面之交點O為原點，作ox,oy,oz三座標軸，則A,A',B,B'，各點之座標為：

$$A(x_1, y_1, z_1); A'(x_2, y_2, z_2);$$

$$B(x_3, y_3, z_3); B'(x_4, y_4, z_4).$$

$$AA' \text{ 之中點之座標為 } M(x_2+x_1)/2; (y_2+y_1)/2; (z_2+z_1)/2;$$

$$BB' \text{ 之中點之座標為 } N(x_4+x_3)/2; (y_4+y_3)/2; (z_4+z_3)/2.$$

AA'及BB'之方向餘弦為：

$$AA' \text{ 線: } l_A=(x_2-x_1)/S_A, m_A=(y_2-y_1)/S_A, n_A=(z_2-z_1)/S_A.$$

$$BB' \text{ 線: } l_B=(x_4-x_3)/S_B, m_B=(y_4-y_3)/S_B, n_B=(z_4-z_3)/S_B.$$

其中S<sub>A</sub>, S<sub>B</sub>為A, A'及B, B'間之距離。

經過M點垂直於AA'之平面為：

$$A(x-x_M)+B(y-y_M)+C(z-z_M)=0 \dots\dots\dots(1)$$

其中 A, B, C, 各與 x, y, z, 成比例, 即  
 $A = kx, B = ky, C = kz$   
 故  $2A = 2kx, 2B = 2ky, 2C = 2kz$

將  $x_1, y_1, z_1$  之座標代入 (1) 式得

$$S_A(x_1 - (x_1 + x_2)/2) + S_B(y_1 - (y_1 + y_2)/2) + S_C(z_1 - (z_1 + z_2)/2) = 0$$

乘以  $S_A$  除以  $K$  得此垂直面之方程式:

$$S_A(x_1 - (x_1 + x_2)/2) + S_B(y_1 - (y_1 + y_2)/2) + S_C(z_1 - (z_1 + z_2)/2) = 0 \quad (2)$$

同理可得垂直面 BB' 之平面之方程式

$$S_B(x_1 - (x_1 + x_2)/2) + S_C(z_1 - (z_1 + z_2)/2) = 0 \quad (3)$$

此兩垂直面之交線可由此二聯立方程式解出之, 即予此二式中消去任一未知數而得

$$\begin{aligned} & S_A x_1 + S_B y_1 + S_C z_1 = 0 \quad (4) \\ & S_B x_1 + S_C z_1 = 0 \quad (5) \\ & S_A x_1 + S_B y_1 + S_C z_1 = 0 \quad (6) \end{aligned}$$

(4) 為轉軸在正面投影之方程式; (5) 為轉軸在平面投影之方程式; (6) 為轉軸在側面投影之方程式. g, h, i, j, k, l, 之值可由  $x_1, x_2, x_3, x_4, y_1, y_2, y_3, y_4, z_1, z_2, z_3, z_4$  再行計算之。



全國唯一航空書店

# 鐵風出版社

發行航空新書

## 發行八大航空雜誌

歡迎定閱

中國的空軍

航空雜誌

大眾航空

青年空軍

航空機械

空訊

鐵風畫刊

機聲

歡迎推銷

本社特聘請名

畫家梁又銘氏

設計雕塑各種

空軍石膏模型

及皮質保險傘

陸軍勇士抗戰

壁報等價廉美

觀為送禮無上

珍品各大書局

均有代售

備有書目

函索即寄

社址：成都東城根街二十三號

### 本刊徵稿簡章摘要

(簡章全文載於第三卷第三期中)

- 一、本刊歡迎各界投稿。
- 二、投寄本刊稿件，請切勿一稿兩投。
- 三、來稿請用格紙橫行繕寫清楚，付郵之前，請細心讀校一次並加標點。紙只可寫一面，若有附圖，請另用富士紙，硬鉛筆，或藍墨水鋼筆繪製清楚。
- 四、來稿文字務求清順，凡有引用定理公式者因篇幅關係不能詳為說明者，務請註明適應參攷書誌之名稱及頁數，以便編者及讀者之查閱。四千字以上之文，并請自寫二百字以下之提要一段，附於篇首。
- 五、翻譯、摘譯、編譯、介紹等類文字，請附寄原書，或詳示原書名稱、著者、出版年月、出版書局之名稱及地址。如係雜誌，并請詳示其卷期數。
- 六、對於投寄之稿，本刊有刪改之權。
- 七、投稿經登載後，一律以現金致酬，酬例為本刊每面(約一千字)五元至十元，投稿人務請填蓋本社所寄上之稿費收據單後，檢還本社，本社當即按圖來地址，寄奉稿費。

### 航空機械月刊

編輯者 航空機械月刊社

總發行及總訂售處：航空機械月刊社

成都武字信箱八十七號附一號

印刷者：成都蓉新印刷工業合作社

代售處：各地上海雜誌公司

各地生活書店

香港申報館

訂閱辦法：

全年定費：二元

空軍同志直接訂閱：一元

郵費國內免收國外照加

### 歡迎直接向本社訂閱

以五分以下之郵票代洋十足通用  
零售每册二角

訂戶如有更改地址等情，請寫明訂單號碼，原址及新址，通知本社。

關於投稿事宜，請寄本刊編輯部；訂閱、廣告及一般詢問事宜，請函本社發行部。

# 軍事委員會軍訓部軍事雜誌社刊行

## 「典範令研究專號」徵稿啓事

典範令爲帶兵練兵用兵之基本法則，其編訂須隨時切合國情，方克有濟。查本誌對於研究典範令文獻之徵集曾於廿六年六月份一零二期刊行專號，此蓋就抗戰以前之國情而研討者。自蘆案發生以來，我軍之英勇抗戰已歷五稔，我敵之編制已隨作戰而改良，其裝備亦與前迥異，前所頒行之典範令既與現情不合，似亟有改訂之必要！且際此建國必先建軍之始，尤須對於典範令之內容，加意講求，以冀訂出合乎現實需要之典則，俾國軍益能發揮其固有特性，而得以早日完成抗戰建國之偉大使命。本社有鑒及此，擬再徵集各方意見，刊行典範令研究專號，以供我改進典範令諸事者之參考，敬希全國袍澤根據抗戰經驗，發抒偉論，錫以鴻文，則非僅先我編編已也！茲訂定徵稿範圍及給酬辦法于次：

### 甲、 徵稿範圍

- |  |                 |
|--|-----------------|
| 一、 現行典範令實施時之體驗（特別希望抗戰將士及負軍事教育之責者踴躍貢獻意見 | 七、 特種兵操典之研究     |
| 二、 步兵操典之研究                             | 八、 步兵射擊教範之研究    |
| 三、 騎兵操典之研究                             | 九、 砲兵射擊教範之研究    |
| 四、 砲兵操典之研究                             | 十、 築城教範之研究      |
| 五、 工兵操典之研究                             | 十一、 劈刺教範之研究     |
| 六、 輜重兵操典之研究                            | 十二、 部隊防空教範之研究   |
|  | 十三、 陣中勤務令之研究    |
|  | 十四、 編訂典範令應注意之事項 |
|  | 十五、 其他有關典範令之研究  |

附記：一 對於各問題研究，注意指出其缺點，并提出改訂意見，縱屬對於典範令中某一條文研究心得之供獻，亦所歡迎。

二、注重小部隊教育實施辦法。

三、注重切合我國現實的經驗之談，空洞理論，概不採登。

### 乙、 給酬辦法

- |      |   |
|------|---|
| 一、特等 | 來稿有特殊貢獻者，不拘字數多寡，每篇當奉以百元至五百元之酬金，并呈請軍委會嘉獎之。 |
| 二、甲等 | 每千字十一元至十五元。                               |
| 三、乙等 | 每千字八元至十元。                                 |

來稿請于捌月十五號以前寄到重慶郵局第一一三號信箱