

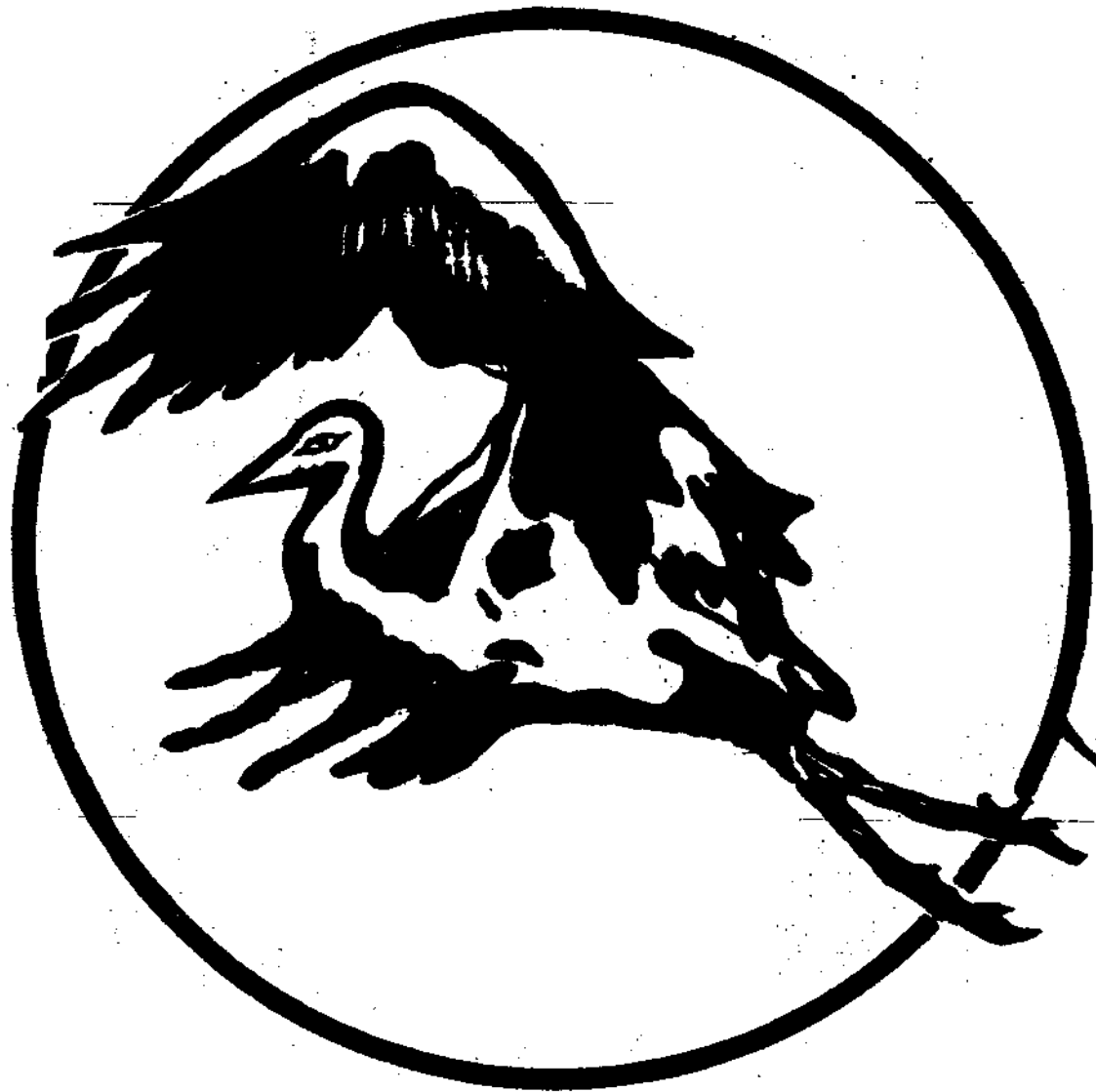
102

贈閱

航空機械

林偉成

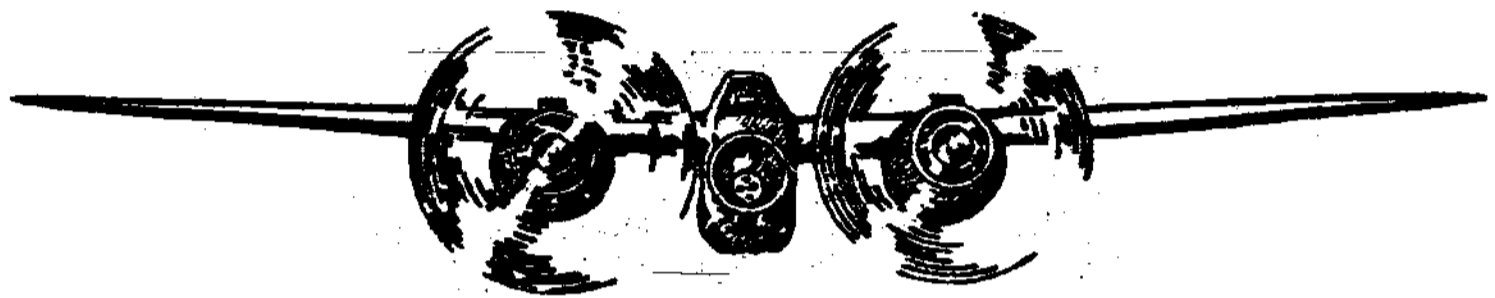
第四卷 第八期



二十九年八月出版

NATIONAL CENTRAL LIBRARY
 PEKING

NORTH AMERICAN AVIATION INC.



*The new North American Bomber (NA 40-A)
top Speed above 310mph*

CHINA AIRMOTIVE CO.

Fed. Inc. U.S.A

** REPRESENTATIVES **

CHUNGKING OFFICE

7, TaChi Pieh Shui

TaChi Kou

HONGKONG OFFICE

Tai Ping Bldg.

Queens Rd. Central

在各不同含水量木材強度值之修正

陳 啓 嶺

提要 飛機上所用小而無疵之木材，其強度受含水狀態之影響極大，故木材含水量在設計上為一重要因素。本文先述水分對木材強度值之影響，次介紹由各不同含水量所得之強度值以修正為任何含水量之值時所適用之普通方法。此等修正方法，以應用美國林產試驗室多年研究所得之公式之方程式法為最準確。

木材常乾燥而至於纖維飽和點 (Fiber-saturation Point, 詳後) 之下時，其含水量倘生變化，則木材之性質隨之而發生變化，容積與多種強度性質 (Strength-properties) 亦同受影響。實用上，各種木材常須求得其一定含水量時之各種強度值。試驗飛機用木材之強度時，在各不同含水量所求得之諸種強度值，通常一律修正為含水量15%時之值。⁽²⁾如是，比較強度試驗之結果時，乃不致生出謬誤。

一 水分對強度之關係

木材在生材狀態 (Green state) 時，水分含量甚多，一部為細胞膜 (cell walls) 所吸收，一部則藏於細胞隙 (cell cavities) 之間。木材乾燥時，細胞膜之水分，須俟其相隣細胞隙中之水分失去後，始行放出，理論上，細胞膜飽充水分而細胞隙全無水分之狀態，即稱於為纖維飽和點。⁽³⁾到達此點時，含水量為25乃至35%。

達纖維飽和點後，木材若繼續乾燥，則多種強度性質均增加極速。同一容積之木材，乾材較生材強度所以增加者，蓋因：(一)，乾燥時細胞本身加強及加堅，(二)，在纖維飽和點下，因乾燥收縮而增加一定體積中所包含之木質或緊接性。

正在乾燥中之木材，含水量達5%時，其密度可增加約 $1\frac{1}{2}$ 至30%而在小塊木材，其縱壓之抗壓力 (End-grain crushing strength) 及

目 錄

陳啓嶺	在各不同含水量木材強度值之修正
陳泰楷	飛機儀表之強迫振盪與減震
吳星才	發火裝置種種與 A.M.Y.P. 引信
羅錦春	現代空軍的新動力
沈在崧	日本天皇號上之無線電機
談鎬生	斜軸收縮起落架之解法

抗彎力 (Bending strength) 可增加二倍至三倍。是以上述二因素中，主要影響強度之增加者，實第一因素也。

小而無疵之木材，其因乾燥而發生之強度增加，較之具有瑕疵 (defects) 之木材為甚。蓋木材強度之增加，大部分因受乾燥時所發展之瑕疵之影響而抵銷。

水分對各種不同強度性質之影響並非一律，數種性質如抗壓力及抗彎力，隨水分之減少而大為增加，他種性質，如堅性 (Stiffness)，則變化不著，此外如衝擊阻力 (Shock resistance) 則甚至稍呈減少之勢，此蓋因較乾木材雖可支持大壓，而在破壞 (Failure) 發生前並不彎曲如生材之甚，且衝擊阻力或韌性 (Toughness) 乃因強度 (Strength) 與柔性 (pliability) 而有異也。

下表乃示隨含水量之變化而發生之木材強度性質之平均變化。

第 一 表	
因減低(或增高)含水量 1%而生之平均增加(或減少)值	
性質：	%
靜曲(Static bending)：	%
等級限度之纖維應力(Fiber stress at proportional limit) ……	5
破壞量(Modulus of rupture) ……	4
彈性量或堅性(Modulus of elasticity or stiffness) ……	2
對等級限度之工作(Work to proportional limit) ……	8
對最大負重之工作或抗衝力(Work to maximum load or shock-resisting ability) ……	$\frac{1}{2}$
動曲(Impact bending)：	
等級限度之纖維應力 ……	3
對等級限度之工作 ……	4
引起完全破壞之落錘高度 (Height of drop of hammer causing complete failure) ……	$-\frac{1}{2}$
縱壓(Compression To grain)：	
等級限度之纖維應力 ……	5
最大抗壓力(Maximum crushing strength) ……	6
橫壓(Compression perpendicular to grain)：	
等級限度之纖維應力 ……	$5\frac{1}{2}$
硬度(Hardness)：	
頂端(End) ……	4
側面(Side) ……	$2\frac{1}{2}$

縱剪 (Shear parallel to grain) : 最大抗剪力 (maximum shearing strength)	3
橫拉 (Tension perpendicular to grain) : 最大抗拉力 (Maximum Tensile strength).....	1 $\frac{1}{2}$

二 水分強度修正法 (Method of Moisture-Strength Adjustment)

對各不同含水量之強度值修正方法，用於小而無疵且水分均勻分佈之木材，甚為準確。下述三種普通方法，即：一，近似法 (Approximate method)，二，方程式法 (Equation method)，三，圖解法 (Graphical method)，其準確度各有差異，應用之便否亦各不同。

(1) 近似法

本法對所欲修正之強度性質，純應用第一表所列之百分數，而不論及樹種 (Species)。

例：倘銀雲杉 (Sitka spruce) 在 12% 含水量時之最大抗壓力為每方吋 5,610 磅，求其在 10% 含水量時之近似值。

由第一表知當變化 1% 含水量時，最大抗壓力之平均變化為 6%，故今變化 2% 之含水量 (由 12% 含水量至 10% 含水量)，最大抗壓力之平均變化即為 12%，此種性質因隨水分之減少而增加，故強度之近似值為 5,610 之 12% 即 673，而 10% 含水量時之最大抗壓力為

$$5,610 + 673 = 6,283 \text{ lbs., in.}^2$$

(2) 方程式法

依美國林產試驗室 (Forest Products Laboratory) 多年研究之結果，得出一修正強度之公式，即所謂指數公式 (exponential formula) 者，即：

$$\log S_D = \log S_C + (C-D) \frac{\log (S_B \div S_A)}{A-B}$$

式中 A, B, C 與 D 為含水量值， S_A, S_B, S_C 與 S_D 乃強度之相當值， S_C 為在 C 含水量時所得強度值， S_D 為修正至 D 含水量之強度值。

式中

$$\frac{\log (S_B \div S_A)}{A-B} \text{ 即 } \frac{\log S_B - \log S_A}{A-B}$$

一項乃以計算因變化 1% 含水量而發生之強度性質之變化。此項中需求得者，為許多“相匹標本 (matched specimens)” 試驗於兩不同含水量 A 與 B 所得之強度值 S_A 與 S_B ，所謂“相匹標本”，即除含水有差異外，其他因素均相似者，如取自同數年輪內相隣位置之標本是也。

強度值若為生材狀態時之值，則適用於各樹種之相當含水量如下表所示。

第二表
水分

樹種：	%
白樺(White ash).....	24
黃樺(Yellow birch).....	27
栗木(Chestnut).....	24
洋松(Douglas fir).....	24
西鉄杉(Western hemlock).....	28
西落葉松(Western larch).....	28
厚皮松(Loblolly pine).....	21
長葉松(Longleaf pine).....	21
紅松(Norway pine).....	21
檫桤(Redwood).....	21
紅雲杉(Red spruce).....	27
銀雲杉(Sitka spruce).....	27
落葉松(Tamarack).....	24

表中正確數值，本適用於所列樹種，但其他樹種，亦得應用之。通常對其他樹種可用24%之值。

修正方法，隨計算

$$\frac{\log(S_B \div S_A)}{A-B}$$

一項所需之數值來源如何而有三種方式：

1. 由多數“相匹標本”於兩不同含水量之試驗，以推算相當於第三含水量之強度值時，試驗所得之值，即用以計算。

$$\frac{\log(S_B \div S_A)}{A-B}$$

例：由試驗結果，知雲杉平均最大抗壓力在生材為每平方吋2,670磅，在含水量12%時為每平方吋5,610磅。計算含水量14%時相當最大抗壓力。

$S_A=2,670$ ，而A在生材為27(由第二表)。

$S_B=5,610$ ， $B=12$ ，C可用27或12，隨 S_c 之選擇而定之；即生材時之值或12%含水量時之值均可修正至14%含水量。

$D=14$

取 $C=12$ ， $S_c=5,610$

$$\log S_{14} = \log 5,610 + (12-14) \frac{\log(5,610 \div 2670)}{27-12}$$

$$= 3,7490 - 2 \times \frac{0,3234}{15}$$

$$= 3,7490 - 0,0430 = 3,7060$$

故 $S_{14} = \text{antilog } 3,7060 = 5,082$

或

取 $C=27, \quad SC=2,670$

$$\log S_{14} = \log 2,670 + (27-14) \frac{\log (5610 \div 2769)}{27-12}$$

$$= 3,4265 + 13 \times \frac{0,3224}{15}$$

$$= 3,4265 + 0,2794 = 3,7059$$

故 $S_{14} = \text{antilog } 3,7059 = 5,082$ 如前即銀雲杉在14%含水量之最大抗壓力，依修正結果為每平方吋 5,082 磅。

2. 由一含水量所得之一強度值，用以修正為第二含水量之值時，則應用對於同一樹種之其他試驗所得之值，以計算

$$\frac{\log (S_B \div S_A)}{A - B}$$

例：一長葉松之標本，在9.8%含水量時，由試驗算得其破壞量為每平方吋 13,500 磅，試求其試驗於12%含水量時應得之破壞量，倘既知由多數其他“相匹標本”試驗之結果，長葉松之破壞量在生材為每平方吋 8,700 磅，在12%含水量為每平方吋 14,700 磅

$$S_A = 8,700, \quad S_B = 14,700.$$

$$A = 21 (\text{由第二表}), \quad B = 12, \quad C = 9.8, \quad D = 12.$$

代入公式：

$$\log S_{12} = \log 13,500 + (9.8-12) \frac{\log (14,700 \div 8700)}{21-12}$$

$$= \log 13,500 - 2.2 \times \frac{0.2278}{9}$$

$$= 4.1365 - 0.0557 = 4.0746$$

$$S_{12} = \text{Antilog } 4.0746 = 11,874$$

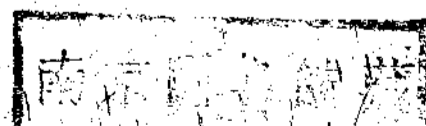
故由9.8%含水量之破壞量所算得12%含水量時之破壞量為每平方吋 11,870 磅。

3. 一如方式2, 為計算

$$\frac{\log (S_B \div S_A)}{A - B}$$

所需數值，在本樹種為未知，故取別樹種試驗所用平均值以計算之。

例：一屬於硬木種類之標本於9%含水量時試得其破壞量為每平方吋



11700磅，求其在12%含水量時之值。

今 $S_c = 11,700$, $C = 9$, $D = 12$.

S_A 與 S_B 之值，在本種為未知，假定此硬木之強度水分關係 (Strength moisture relationship) 與一般硬木種類者相似，由第三表，硬木種類之破壞量，

其 $\frac{S_{12}}{S_q}$ 之值為 1.59，今用之作 $\frac{S_A}{S_B}$ ，則 $A = 12$ ，由第二表取 24 為 B 值，代入公式：

$$\begin{aligned} \log S_{12} &= \log 11,700 + (9-12) \frac{\log 1.59}{24-12} \\ &= 4.0682 - 3 \times \frac{0.2014}{12} \\ &= 4.0682 - 0.503 = 4.0179 \\ S_{12} &= \text{Antilog } 4.0179 = 10,400. \end{aligned}$$

上述三方式中，第一方式之修正顯然最為準確，第三方式者則最欠準確。第二與第三方式之修正欠準確之故，乃因

$$\frac{\log (S_B \div S_A)}{A - B}$$

之假定值非必定適用也。

第二與第三方式，計算值或估計值之準確度，若遇舉行修正之含水量間之差異增大時，即隨之而減少。

第三表

由生材狀態乾燥至於12%含水量時之各樹種之平均強度比值 (Average strength

ratio, 即 $\frac{S_{12}}{S_q}$)

性 質	硬 木 (113種)	軟 木 (54種)
靜曲：		
等級限度之纖維應力	1.80	1.81
破壞量	1.59	1.61
彈性量	1.31	1.28
對等級限度之工作	2.49	2.86
對最大負重之工作	1.05	1.18
動曲：		
等級限度之纖維應力	1.44	1.39
對等級限度之工作	1.68	1.59

引起完全破壞之落錘高度.....	0.89	1.03
縱壓：		
等級限度之纖維應力.....	1.74	1.86
最大抗壓力.....	1.95	1.97
橫壓： 等級限度之纖維應力.....	1.84	1.96
硬度：		
頂端.....	1.55	1.67
側面.....	1.33	1.40
縱剪： 最大抗剪力.....	1.43	1.87
橫拉： 最大抗拉力.....	1.20	1.28

(3) 圖解法

此法應用一圖表以解上述方程式法之公式，可避免數學計算中對數之使用，故較方程式法簡單，但依此法所修正之結果，較不準確茲從略。

四 修正法之限制

由含水量在切面非均勻分佈之木材試驗所得之強度值，倘依上述方法舉行修正，則結果不能認為可靠。對於該類木材之試驗所得數值，迄今尚未有適當普通方法，可供其應用。

註 釋

(1) 本文材料，主要得自：

一 • L.J. Markwadt and T.R.C. Wilson: Strength and Related Properties of Woods Grown in the United States. U.S. Dept. Agr. Tech. Bull. 479, pp. 48—, 1935.

二 • T.R.C. Wilson: Strength-Moisture Relations for Wood. U.S. Dept. Agr. Tech. Bull. 283, pp. 88 1932.

列表及舉例均取自上述二書。

(2) 如英國即取15%含水量時之強度值為設計標準。參看：

L.G. Markwadt: Aircraft Woods. N.A.C.A. Report 354, 1930.

(3) 此名詞首由 H.D. Tiemann 提出，以解釋水分對木材強度及水分對木材收縮關係之一種現象。

飛機儀表之強迫振盪與減震

陳泰楷

擇要： 本文之目的在研究飛機儀表因飛機所發生之強迫振盪 (Forced Vibration) 與減震偶力 (Damping couple) 所發生之影響。

文中假設振子 (Vibrator) 為用以彈性之機構繫於飛機上或地上；二者或受表盒減震 (Case damping)，或受空間減震 (Space damping) 篇末并附有實例，而減震現象對於羅盤之性質，亦略述及之。

儀表強迫振盪問題，類皆錯綜。今茲所論者，蓋其中最簡單之一種，即假定振子為用有彈性之機構連結於飛機上或地上，其重心即在其發生振盪之軸上。蓋如此則因加速所生之加速力之作用，可以不計。其減震或相對於表盒，或相對於空間。前者稱為表盒減震 (Case damping)，後者稱為空間減震 (Space damping)，為計算便利起見，更假定減震偶力 (Damping couple) 與角速成正比，飛機上之振盪形式 $A \sin qt$ ； A 為振幅 (Amplitude)， $2\pi/q$ 為週期 (period)。

命 K = 振子每弧度角 (Radian) 變位所生之操縱扭力 (Control torque)。

θ = 表盒從靜止時之絕對角變位

ϕ = 振子從靜止時之絕對角變位

μ = 每秒每弧度角角速時之減震偶力

B = 振子之絕對振幅

$2\pi/f$ = 表盒靜止時振子自由振盪之週期。

I = 振子繞振盪軸之慣性矩 (Moment of Inertia)

A. 振子連結於飛機上

I. 表盒減震

此種情形下，運動之方程式為：

$$I \frac{d^2\phi}{dt^2} + \mu \left(\frac{d\phi}{dt} - \frac{d\theta}{dt} \right) + K(\phi - \theta) = 0 \dots\dots\dots (1)$$

故：

$$I \frac{d^2\phi}{dt^2} + \mu \frac{d\phi}{dt} + K\phi = \mu \frac{d\theta}{dt} + K\theta$$

因 $\theta = A \sin qt$ 故 $d\theta/dt = Aq \cos qt$

$$\text{即 } I \frac{d^2\phi}{dt^2} + \mu \frac{d\phi}{dt} + K\phi = KA \sin qt + \mu Aq \cos qt$$

$$= A\sqrt{k^2 + \mu^2 q^2} \sin(qt + \beta).$$

式中 $\beta = \tan^{-1} \frac{\mu q}{k}$

此式為直線微分方程式 (linear differential equation), 且有恆係數 I, μ 與 K

因得解:—

$$\phi = e^{\frac{-\mu t}{2I}} \left[C_1 \sin \left(\frac{1}{I} \sqrt{kI - \frac{1}{2} \mu^2} t \right) + C_2 \cos \left(\frac{1}{I} \sqrt{kI - \frac{1}{4} \mu^2} t \right) \right] + \frac{A\sqrt{K^2 + \mu^2 q^2}}{\sqrt{(K - q^2 I)^2 + \mu^2 q^2}} \sin(qt + \beta - \alpha) \dots \dots \dots (2)$$

式中 C_1, C_2 為二常數 $\alpha = \tan^{-1} \frac{\mu q}{K - q^2 I}$

或 $\alpha = \pi + \tan^{-1} \frac{\mu q}{K - q^2 I}$, 視 $q < \sqrt{K/I}$, 抑 $q > \sqrt{K/I}$ 蓋使 α 之值在 0 和 π 之間也。

(2) 式前一項 $e^{\frac{-\mu t}{2I}} \left[C_1 \sin \left(\frac{1}{I} \sqrt{kI - \frac{1}{4} \mu^2} t \right) + C_2 \cos \left(\frac{1}{I} \sqrt{kI - \frac{1}{4} \mu^2} t \right) \right]$ 為愈變愈小之自由振盪, 維持不久實際上即趨于零。是謂之瞬息自由振盪 (Transient free Oscillation) 不在本文討論範圍以內。

(2) 式後一項 $\frac{A\sqrt{K^2 + \mu^2 q^2}}{\sqrt{(K - q^2 I)^2 + \mu^2 q^2}} \sin(qt + \beta - \alpha)$ 即為強迫振盪。

若 $\mu = 0$, 則 $\frac{1}{I} \sqrt{kI - \frac{1}{4} \mu^2} = f$, 或 $\frac{K}{I} = f^2$ 今以 $K/f^2 = I$

代入上式, 則

$$\phi = \frac{Af^2 \sqrt{1 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}}{\sqrt{(f^2 - q^2)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K}}} \sin(qt + \beta - \alpha)$$

$$= \frac{A \sqrt{1 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}}{\sqrt{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}} \sin (qt + \beta - \alpha) \dots \dots \dots (3)$$

式中 $\alpha = \tan^{-1} \frac{\mu q}{K - q^2 f} = \tan^{-1} \frac{\mu q f^2}{K(f^2 - q^2)}$

$$\beta = \tan^{-1} \frac{\mu q}{K}$$

當 $\sin (qt + \beta - \alpha) = 1$ 時， $\phi = B$ 為最大
故

$$\frac{B}{A} = \frac{\sqrt{1 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}}{\sqrt{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}} \dots \dots \dots (4)$$

若自由振盪與強迫振盪協調 (In synchronism), $f = q$, 則

$$\frac{B}{A} = \sqrt{\frac{K^2 + \mu^2 q^2}{\mu^2 q^2}} \dots \dots \dots (5)$$

在 (5) 式中當 $\mu \rightarrow \infty$ 時， $B \rightarrow A$ ，而 $\tan \alpha \rightarrow \infty$ 即 $\alpha \rightarrow \pi/2$ ，
當 $\mu \rightarrow 0$ 時， $B/A \rightarrow \infty$ ， $\alpha \rightarrow 0$

此表示兩個極端情形，一則減震偶力太大；一則減震偶力毫無。但吾人所期望於減震偶力者即為使 $B < A$ ，是故在何種情形下， B 能小於 A ，實為吾人所欲知之者。

從 (4) 式

$$(B/A)^2 = \frac{1 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}$$

欲 $B^2 < A^2$ ，則 $1 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2} < \left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}$

即 $q < \frac{1}{\sqrt{2}} f$ (6)

第 (6) 式蓋為 $B < A$ 之必需條件

若 $2f^2 = q^2$ ， μ ， q ， K 無論為何值皆使

$$(B/A)^2 = \frac{1 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}{1 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}} = 1$$

但兩者相位差(phase difference)則為

$$\begin{aligned} \alpha - \beta &= \pi - \tan^{-1} \frac{\mu q f^2}{K(f^2 - q^2)} - \beta \\ &= \pi - \tan^{-1} \frac{\mu q}{K} - \tan^{-1} \frac{\mu q}{K} = \pi - 2 \tan^{-1} \frac{\mu q}{K} \end{aligned}$$

II. 空間減震

此種情形，運動之方程式為：

$$I \frac{d^2 \phi}{dt^2} + \mu \frac{d\phi}{dt} + K(\phi - \theta) = 0 \dots\dots\dots (7)$$

因得：

$$\begin{aligned} \phi = e^{-\frac{\mu t}{2I}} & \left[C_1 \sin \left(\frac{1}{I} \sqrt{KI - \frac{1}{4} \mu^2} \right) t + C_2 \cos \left(\frac{1}{I} \sqrt{KI - \frac{1}{4} \mu^2} \right) t \right] \\ & + \frac{KA}{\sqrt{(K - q^2 I)^2 + \mu^2 q^2}} \sin(qt - \alpha) \dots\dots\dots (8) \end{aligned}$$

(8)式中之 C_1, C_2 , 與 α 均如(2)式中所示者一樣。

其中 $e^{-\frac{\mu t}{2I}} \left[C_1 \sin \left(\frac{1}{I} \sqrt{KI - \frac{1}{4} \mu^2} \right) t + C_2 \cos \left(\frac{1}{I} \sqrt{KI - \frac{1}{4} \mu^2} \right) t \right]$

一項，亦如(2)式前一項所示為瞬息之自由振盪，後一項亦為強迫振盪。此時強迫振盪與(2)式中強迫振盪之振幅比為：

$$\sqrt{1 + \frac{\mu^2 q^2}{K}}$$

相位差為 $\epsilon = \tan^{-1} \frac{\mu q}{K}$ 。是故在

$$\phi = \frac{KA}{\sqrt{(K - q^2 I)^2 + \mu^2 q^2}} \sin(qt - \alpha) \text{ 中}$$

以 K/f^2 代 I ，則

$$\phi = A \sin(qt - \alpha) \sqrt{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right) + \frac{\mu^2 q^2}{K}}$$

當 $\sin(qt - \alpha) = 1$ 時, $\phi = B$,

$$\text{故 } \frac{B}{A} = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}} \dots\dots\dots (9)$$

在自由振盪與強迫振盪協調時, $f = q$, 故 $B/A = K/\mu q$ (10)

由 (10) 式, $\mu \underline{\underline{0}}, B/A \underline{\underline{\infty}}$

$\mu \underline{\underline{\infty}}, B/A \underline{\underline{0}}$

換言之即振子之振幅因各常數之不同, 或比表盒振幅大, 或比表盒振幅小。但由 (9) 式:

$$\left(\frac{B}{A}\right)^2 = \frac{1}{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}$$

欲 $(B/A)^2 < 1$; 則 $\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2} > 1$

或 $1 - 2\frac{q^2}{f^2} + \frac{q^4}{f^4} > 1 - \frac{\mu^2 q^2}{K^2}$

即 $\frac{q^2}{f^2} \left(\frac{q^2}{f^2} - 2\right) > -\frac{\mu^2 q^2}{K^2}$

即 $\frac{q^2}{f^2} > 2 - \frac{\mu^2 f^2}{K^2}$ (11)

若 q 為大於 0 之任何數, 則 $\frac{\mu f}{K} > \sqrt{2}$ 為 $B < A$ 之足夠條件, 蓋 $\frac{q^2}{f^2}$ 不能為負數也。但當 $\frac{\mu f}{2K} = 1$ 時, 振子自由運動即為無週期 (Aperiodic) 蓋

$$\frac{1}{I} \sqrt{KI - \frac{1}{4}\mu^2} = \frac{1}{I} \sqrt{\frac{K^2}{f^2} - \frac{1}{4}\left(\frac{2K}{f}\right)^2} = 0 \text{ 之故也。}$$

是故 $\mu f/K = \sqrt{2}$ 時之減震程度恰為無週期時之 $1/\sqrt{2}$

B. 振子連接於地上

III. 表盒減震:

此時運動方程式為: —

$$I \frac{d^2\phi}{dt^2} + \mu \left(\frac{d\phi}{dt} - \frac{d\theta}{dt} \right) + K\phi = 0$$

$$\text{即: } I \frac{d^2\phi}{dt^2} + \mu \frac{d\phi}{dt} + K\phi = \mu Aq \cos qt \dots\dots\dots (12)$$

解之得: —

$$\phi = e^{-\frac{\mu t}{2I}} \left[C_1 \sin \left(\frac{1}{I} \sqrt{KI - \frac{1}{4}\mu^2} t \right) + C_2 \cos \left(\frac{1}{I} \sqrt{KI - \frac{1}{4}\mu^2} t \right) \right] + \frac{\mu Aq f^2 \sin(qt + \gamma)}{\sqrt{q^2 \mu^2 f^4 + K^2 (f^2 - q^2)^2}}$$

$$\gamma = \tan^{-1} K(f^2 - q^2) / \mu q f^2$$

$$\phi = \frac{\mu Aq f^2 \sin(qt + \gamma)}{\sqrt{q^2 \mu^2 f^4 + K^2 (f^2 - q^2)^2}} \text{ 爲強迫振盪 } \dots\dots\dots (13)$$

設 B_1 爲此時之絕對振幅。則

$$\frac{B_1}{A} = \mu q f^2 \sqrt{q^2 \mu^2 f^4 + K^2 (f^2 - q^2)^2} \dots\dots\dots (14)$$

以(14)式與(4)相比(形式稍變)

$$\begin{aligned} \text{則 } \frac{B_1}{B} &= \sqrt{\frac{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}{\left(1 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}\right) \left(1 + \frac{K^2 (f^2 - q^2)^2}{\mu^2 q^2 f^4}\right)}} \\ &= \sqrt{\frac{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2} + 1 + \frac{K^2 (f^2 - q^2)^2}{\mu^2 q^2 f^4}} < 1 \end{aligned}$$

即 $B_1 < B$.

如 $f=q$, 由(13)式得:

$$\phi = A \sin qt$$

此與飛機之振盪同相且相似, 故在此時兩者之間無相對運動。

IV 空間減震

此時運動方程式爲:

$$I \frac{d^2\phi}{dt^2} + \mu \frac{d\phi}{dt} + K\phi = 0$$

故強迫振盪不存在。

綜上所述，吾人可得結論如下：

(A). 假設振子為用有彈性之機構繫於飛機上者。

(I). 表盒減震：除非振子之週期 (Period) 較表盒之振盪週期長 41.4% 以上，則任何減震皆不能使振子之振幅小於表盒之振幅，是以在是種情形下，減震力較小者為佳。否則較大之減震力為佳。

(II). 空間減震：此時強迫振盪幅皆小於 (I) 之振幅，二者之比例為 $\frac{1}{\sqrt{1+\mu^2q^2/K^2}}$ ，故此種減震為較佳。此比例在無週期時為 $\frac{1}{\sqrt{1+4q^2/f^2}}$ ，若自由振盪再與強迫振盪協調則為 $\frac{1}{\sqrt{5}}$ 。

在此種減震情形下，減震偶力 μ 有一臨界值即 $\mu = \sqrt{2} K/f$ 。 μ 之值必須大於 $\sqrt{2} K/f$ 方可使振子之振幅小於表盒之振幅。換言之，即減震偶力須大於無週期時者 $1/\sqrt{2}$ 以上

(B). 振子假設為用有彈性之方法繫於地上者。

(III). 表盒減震：在此情形下不論 K 與 μ 為何值，其所生之振幅皆比 (I) 所示者小。若振子與飛機之週期相等，則二者之間無相對運動。

(IV). 空間減震 無強迫振盪。

上述兩種假定 (A) 與 (B) 已可代表一般。為高度表，空速表，等儀表內彈簧控制之均衡部分，皆屬 (A) 類，而其減震亦多相對於表盒即 Case damping。他如羅盤重力控制之六分儀屬 (B) 類。重力或磁力之作用，使是種儀表雖置於飛機上，而其振子部分，適如繫之地上。在是類儀表中，若角變位很小時，則因重力或磁力所生之回復偶力 (Restoring couple) 與角變位成正比，故前述之運動方程式，足資應用。惟若飛機因轉灣而傾側，在機身內所生之假垂直線 (Apparent vertical line) 亦與真垂直線 (True vertical line) 方向相左。是以在此時因重力控制之儀表轉成爲飛機控制之儀表，(即 (B) 類之假定在此時應變爲 (A) 類假定)，是故振子之自由振盪週期長於飛機之振盪週期 41.4% 以上者為佳。但通常很難達到此步，故增加減震偶力實為有利之舉。(結論 1)

羅盤在飛機上所生之強迫振盪類皆因地磁在飛機傾側方向之分力所致，(亦如上節所述，變爲 (A) 類假定)，其減震或爲表盒減震，或爲空間減震。蓋若羅盤內液體當飛機轉灣時，亦隨表盒旋轉，則是時之減震屬於表盒減震。否則即爲空間減震。捨羅盤之北航誤差 (Northerly Turning Error) 而不言，吾人已可從結論 (I) 與 (II) 看出，空間減震實優于表盒減震，因其強迫震幅較小也。今日羅盤設計使羅盤油 (Compass liquid) 所在之空間略成球狀者，蓋即防止羅盤油隨飛機轉動，而達成空間減震之目的也。

今若羅盤為空間減震，則由式

$$\frac{B}{A} = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{\mu^2 q^2}{K^2}}}$$

設C為任何時候之減震偶力與在無週期運動時減震偶力之比，則

$$C = \mu \frac{2K}{f} = \frac{\mu f}{2K} \quad (\text{見11式})$$

故

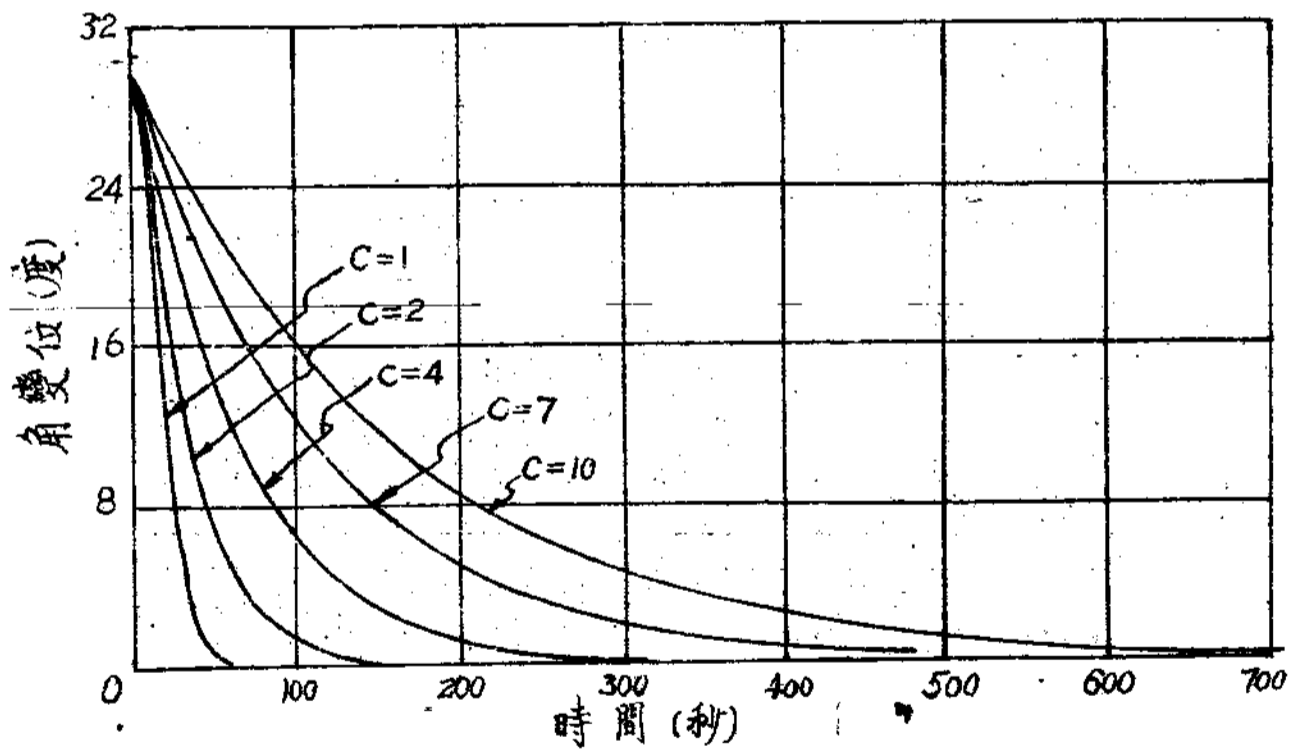
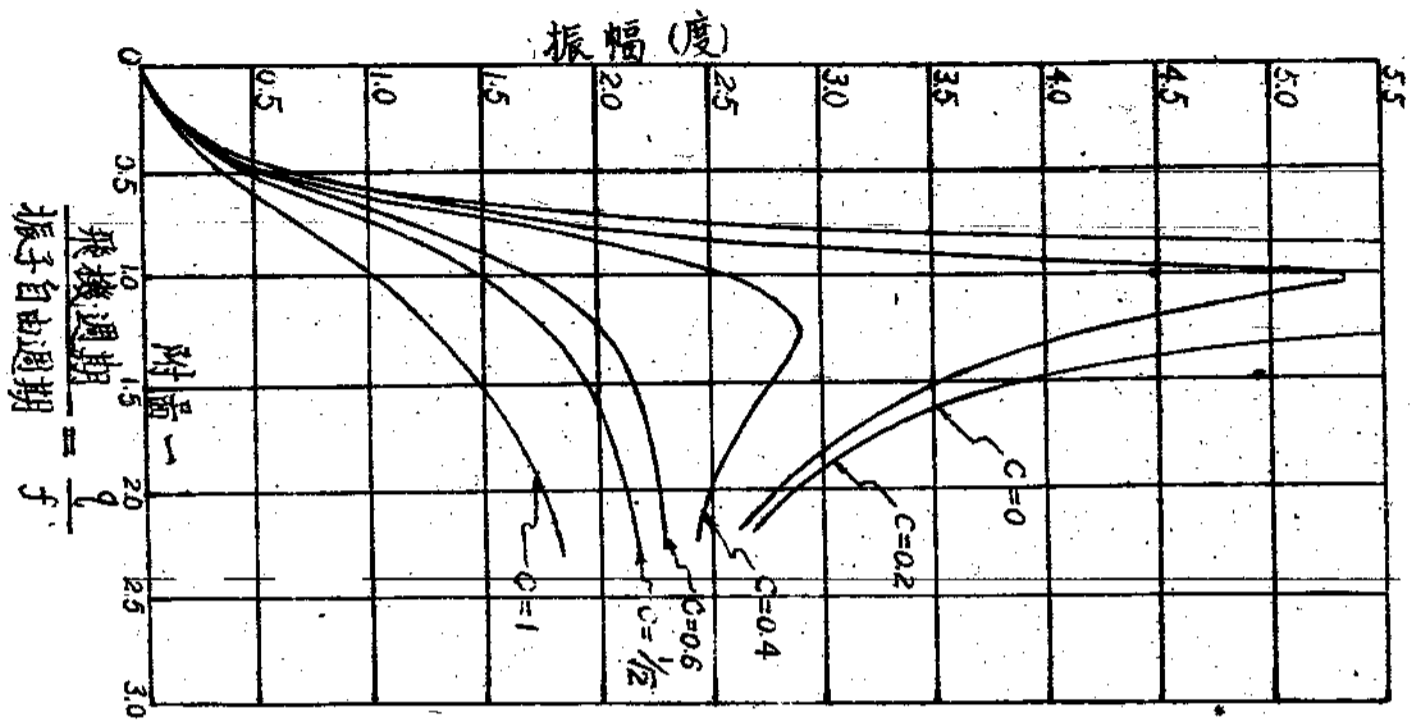
$$\frac{B}{A} = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{4K^2 C^2}{f^2} \cdot \frac{q^2}{K^2}}} = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{q^2}{f^2}\right)^2 + \frac{4C^2 q^2}{f^2}}} \quad \dots\dots\dots (15)$$

在(15)式設A為1度， $\frac{2\pi}{q}$ 為25秒吾人可得附圖一（圖刊下頁）在此圖中

，C愈大則振幅愈小，是故性能良好之羅盤固應選擇較大之C也。但若C太大則羅盤回復原來位置之時間，又極其冗長（見圖二），每形不便。此二者不可兼而得之，故羅盤之減震，實視其用途之需要，以為選擇之標準也。

本文擇自下列各文：

- (1) R&M. 685. Forced Vibration in Aircraft Instruments.
- (2) R&M. 735. Some Characteristics of Aircraft Compasses.
- (3) Steward: Aircraft Instruments.



附圖二. (羅盤從 30° 回復原來地位
與 C 之關係). $2\pi/f = 50$ 秒

發火裝置種種，與 A. M. Y. P. 引信

吳星才

一、引信發火裝置種種。

炸彈及炮彈引信之發火裝置，式樣頗多，若以其發火之原動力為標準而分類，則可得如下述之數種：

A，利用物體之反擊力發火者：即彈體前進，直至與目標接觸，始因目標給與之反作用力回擊火針上升，與火帽發生衝擊而着火者。利用此種作用而製成之引信甚夥，茲略舉數例如下：

(1) 美式 100 磅炸彈頭引信：

如圖(1)(圖附文後)所示：當炸彈投下之際，引信帽因旋翼之作用而轉落，故保險鋼柱亦轉落，即火針保險已經解放，俟炸彈觸地，火針即因地面之反擊力，而上升截斷空中保險鋼絲，衝突火帽而發火者。

(2) 法造 20m.m. 機炮彈用引信：

如圖(2)所示：當炮彈取得火藥之作用力而在空中旋進，保險卡之制及制簧，因空氣之抗力而壓縮而保險卡得因離心力之作用而旋落，火針之保險即解放。俟炮彈接觸物體，即因物體給與之反作用力，撞破引信帽前端之薄膜，而使火針前進，衝擊火帽而發火者。

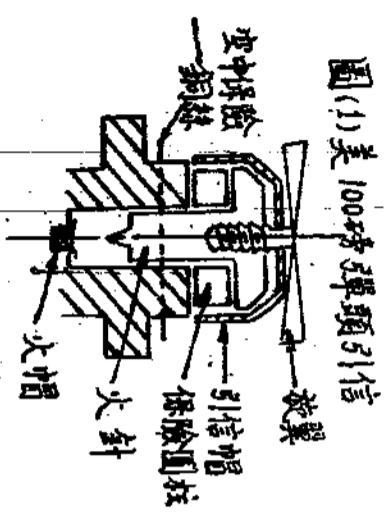
B，利用自體內部分機件之慣性力發火者：即當彈體着地或觸物之後，整個彈體及引信體均停止運動，但引信體內某一部分，不甚密視之機件，却不因引信體之停止而停止，仍維持既有之運動而前進；因此停止運動之機件，與繼續運動之機件，互生衝擊，即利用此種衝擊力以發火者，應用此種原動力而發火之引信亦頗多，亦舉兩例如下：

(1) 德造小型彈萬能引信：

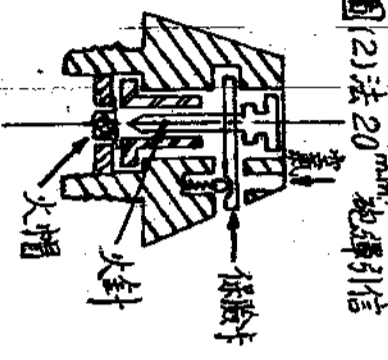
如圖(3)所示：裝用此種引信之炸彈，因無彈尾，故無一定之彈道，故當炸彈投下，保險卡片，因炸彈之滾動擾力而脫落，火針之保險即解放；俟炸彈以任何方向着地，引信體隨同彈體停止運動，火針及火針筒，即單一或同時保存既有之運動而前進，以致壓縮火針，衝擊火帽而發火者。

(2) 意造 100—500 公斤炸彈引信：

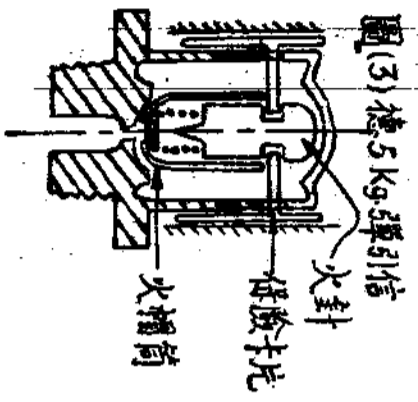
如圖(4)所示：當炸彈落下之際，保險桿可因一旋翼之作用，使與火針脫離，故火針保險鋼珠，可因外力作用而壓入火針體內，即火針保險已經解放。俟炸彈觸地，則引信各部，均停止運動，但火帽筒仍保持既有之運動前進，故壓入保



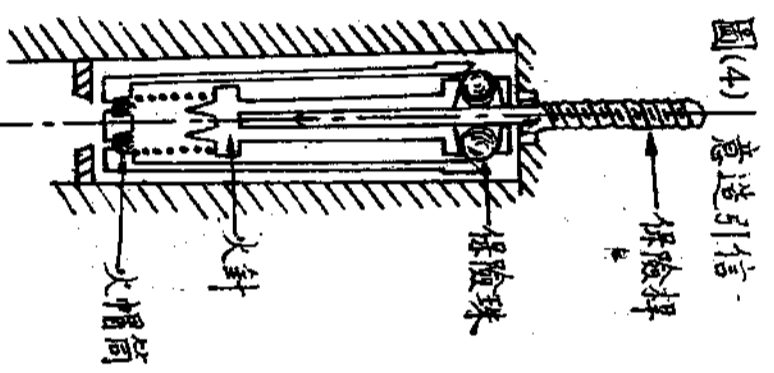
圖(1)美 100磅彈頭引信



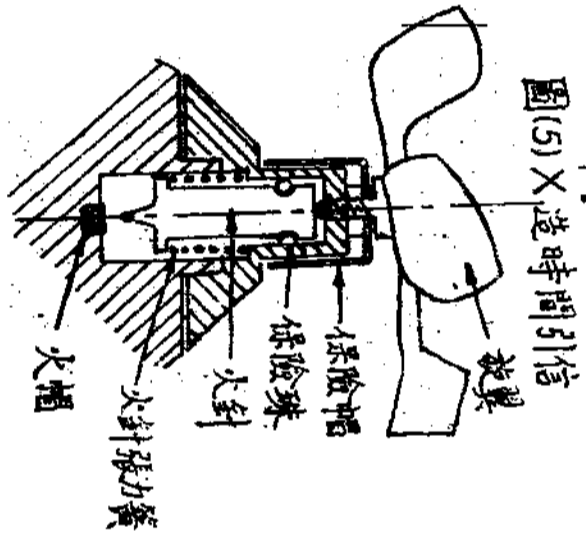
圖(2)法 20mm 炮彈引信



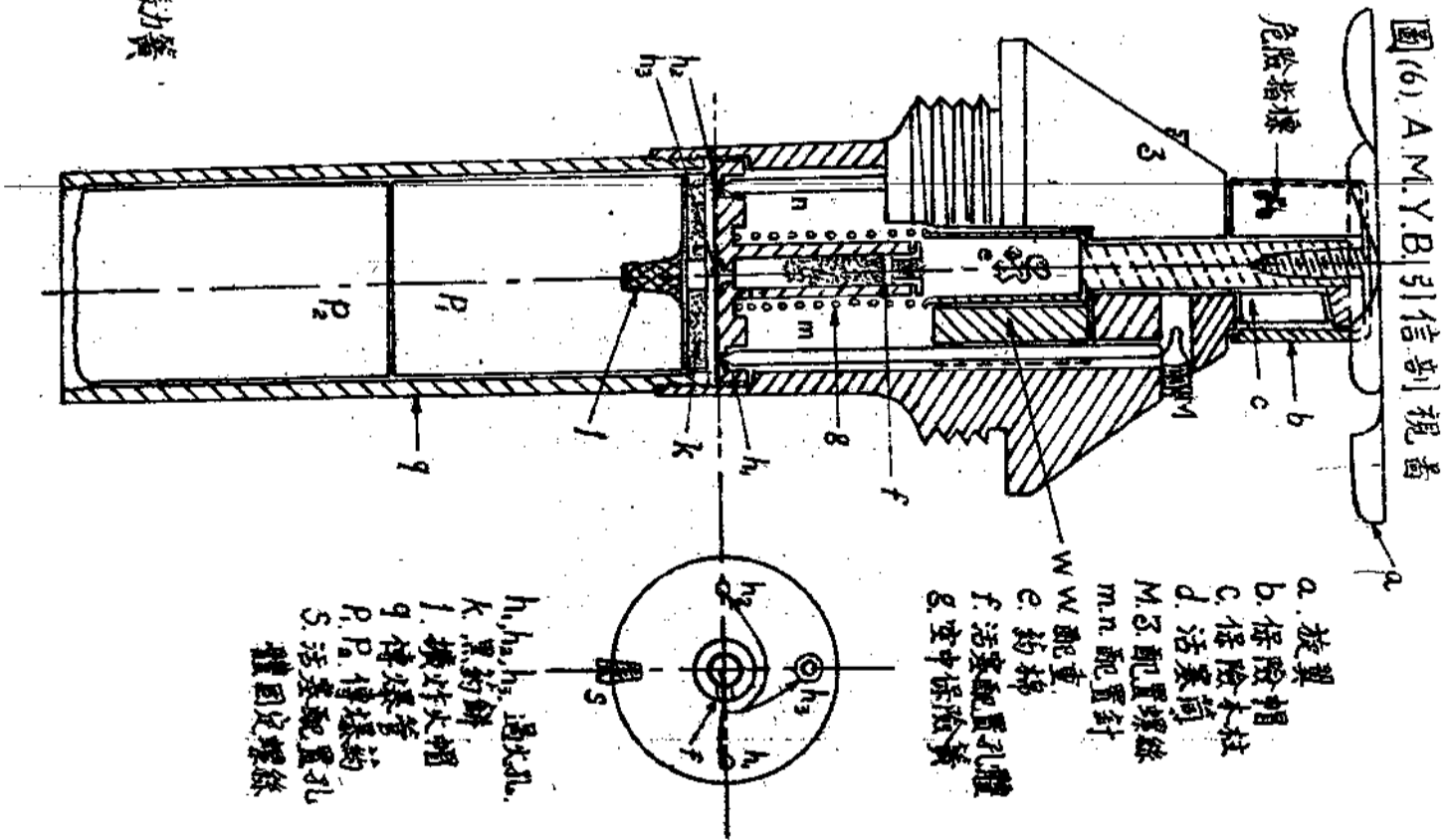
圖(3)德 5kg 彈引信



圖(4) 意造引信



圖(5) X 造時間引信



險珠，壓縮火針簧，而與火針撞擊發火者。

此引信，如裝於炸彈之尾部，則係因火針之慣性力，撞擊火帽筒而發火，其原理亦同上述。

C. 利用自體內，彈簧之伸展力而發火者：彈體脫離支撐機構，於保險機件解放之後，即因引信體內，某一彈簧之伸展，推促火針前進，衝擊火帽而發火者，亦舉一例如下：

×造 APQT-a 式時間引信：

如圖(5)所示：當炸彈投下，保險帽因旋翼之轉落而轉落，故卡住火針之保險彈珠，可因外力而壓向外移；但火針因有一力量相當大之張力簧，欲推火針前進，故火針即被推向前，衝擊火帽而發火者。

上述三種發火裝置，因其構造之特徵，第一類裝置，廣用一般炸彈及炮彈之頭部引信；第二類裝置，多用於尾引信，但亦可應用於頭引信；第三類裝置，則適用於具有時間性之各種引信。

二. AMYP 引信

AMYPP引信，為×國之出品，此引信具有前述兩者之作用；即裝用為頭部引信時，為利用地面之反抗力，衝擊而發火；裝用為尾部引信時，為利用部份慣性作用力發火。

此引信，為一極優良之引信，能適用於50公斤至500公斤間之各種炸彈之頭尾部，且工作亦極為便利，我國現時使用頗多；但一般工作者，因器材之限制，頗少得其詳究之機會；茲將其構造之大概，及持用時應注意各點，詳述如次，以利工作者：

A. 構造：

此引信之設計，與他種引信顯然不同：唯一不同之點，即係利用空氣，加壓藥棉而着火。基於此點，故構造亦特異，如圖(6)所示：

利用一旋翼'a'，保險帽'b'，保險木柱'c'（共三塊），以卡住活塞筒'd'，以為平時之保險。

一活塞'd'，及一活塞配置孔體'f'，活塞筒'd'之內，貯有藥棉'e'，活塞配置孔體'f'之上，繞有空中保險彈簧'g'，若木柱之保險解放，活塞筒'd'，即可因外力而壓縮彈簧'g'，加壓於藥棉而着火。

兩配置螺絲'M'同'N'可用以操縱'm'、'n'兩配置針，分別關閉'h₁'兩'h₂'孔，可調整過火之時間。

一黑藥餅'k'，及一擴炸火帽'l'，黑藥餅可增加引火燃燒之熱度，以引爆擴炸火帽；擴炸火帽則將爆力擴大，引爆'p₁'與'p₂'傳爆藥。

旋翼'a'，為軟鉛質，其斜面可以變更；一配重'w'，重量甚重；故改用於尾

部引信時，只須改變旋翼面，即能完成引火之任務。

B. 發火原理：

此引信用於炸彈之頭部時，其旋翼面不加變更。當炸彈脫離支掛機構落下，旋翼'a'及保險帽'b'，被風作用旋落，保險木柱'c'亦落去，保險即已解放；此時，活塞筒位置之保持，僅由彈簧'g'之張力，以抵消空氣之作用力而維持之。俟炸彈觸地，活塞筒'd'，即因受到地面之反擊力而上升，壓縮彈簧'g'而向'f'體前進。活塞配置孔體'f'，因有一's'螺絲之固定而不動，故結果'd'筒內之空氣被壓縮，而藥棉被壓着火。

藥棉由壓縮所生之火，可由配置孔體之筒內穿向外，經'h₁'、'h₂'、'h₃'任一孔導於黑藥餅'k'，擴炸火帽'l'而起爆。

引信如裝用於炸彈之尾部，則旋翼'a'之旋翼面須改變；則當保險解放，彈體觸地之後，炸彈及引信各部均停止運動，但配重'w'，仍維持慣力前進，故壓下活塞筒'd'，壓縮筒內之空氣，而藥棉'l'着火。

惟此時配置針之啓開，須藉'f'體內火藥燃燒時所生之熱壓力將其掀起，以其本身有重力作用，將過火孔堵塞也。

C. 調整法則：

由其特殊之構造，知爆炸時間可以調整；其調整手術，則於'M'與'N'兩配置螺絲上行之；當使用之初，應將兩螺絲均旋緊至相當程度，然後，再根據情況之要求，進行時間之調整；須快爆炸之炸彈，則將'M'螺絲旋鬆，是即'm'針放鬆，火焰可直由'h₁'孔通過，而達於黑藥餅'k'如炸彈爆炸須較緩，則將'N'螺絲旋鬆，即'n'針放鬆，故火焰須繞道'h₂'孔通過，而達於黑藥餅'k'，因而時間耽誤較長。若須慢爆炸時，則兩螺絲於旋緊後，不再放鬆，即火焰逼由'h₃'孔通過；而達於黑藥餅'k'，'h₃'孔內裝有黑藥，燃燒須佔時間，故通火為最慢。

D. 拆卸次序：

引信之拆卸，直接影響於工作人員之安全，故須特別熟記不忘！

- (1) 旋下傳爆管'q'。
- (2) 旋去兩配置螺絲'M'與'N'。
- (3) 將引信體倒置，使兩配置針向前，脫離配置孔體'f'上之過火孔。
- (4) 從引信體上之外面，旋下配置孔體之固定螺絲's'。
- (5) 將引信體順置，傾去兩配置針配置孔體，及空中保險簧。
- (6) 從活塞筒'd'內，取去藥棉'e'。
- (7) 旋下旋翼'a'，及保險帽'b'，並落下保險木柱'c'。
- (8) 旋下活塞筒'd'端之擋板。
- (9) 從引信體內取去活塞筒'd'。

E. 應注意各點：

此引信於使用之際，須注意下列各點：

- (1) 引信箱開啓之後須檢查引信各部，有無銹蝕，塵埃，及不潔物。
- (2) 檢查旋翼之行程，是否靈活？……先順向轉鬆兩轉，再逆向轉緊兩轉，在鬆與緊之過程中，應無任何不滿意之現象。
- (3) 引信如裝用於尾部時，須將旋翼面改變，直旋去不超過危險指標為止，如旋翼面斜度，超過此危險指標時，則保險難期解放，致生炸彈不爆。
- (4) 在得到時間取用之命令時，即須進行時間調置；工作者可用螺絲啓，先將兩螺絲‘M’與‘3’旋緊；如須快爆炸時；則再將‘M’螺絲旋鬆；如須遲至1/10秒時，則將‘3’螺絲旋鬆；如須遲至3/10秒時，則兩螺絲於旋緊後，不加觸動。
- (5) 在配置螺絲調整完妥之後，宜倒置引信，輕加搖動，並審查配置針是否與配置孔；貫通無阻。
- (6) 引信裝於炸彈體內，應旋緊至相當程度。
- (7) 引信裝於彈體後，應將旋翼放鬆兩轉，再行插上機上保險叉，以便旋翼解落較易。

現代空軍的新動力

羅錦春

歐洲這次的大戰，暴露了德國空軍的力量，在戰鬥，攻擊，轟炸，各項飛機上，都有長足的進步，例如福克慕爾 (Focke Wulf) FW 198 式，是牠戰鬥機的新苗，米雪斯茂 (Messerschmitt) Me 110 式，是牠攻擊機中的翹楚，容克斯 (Junkers) Ju 88 K 式，是轟炸機中的鐵腕，而以漢格爾 (Heinkel) He 111 K 式，為牠遠征的先鋒。這些劃時代的嶄新飛機中，都用最前進的發動機作牠們的動力，而尤以漢格爾轟炸機所裝置的容克斯汽油注射發動機 (Junkers Petrol injection engine) 為最新穎，目為時代秘密武器之一了。這「時代之謎」的發動機，本來不會好好地向世界公開表白，正如噴火坦克車和磁性水雷一樣，直至戰神的魔手自動地伸了出來，才給世界萬目睽睽之下，予以深刻的了解！

這容克斯汽油注射發動機的暴露，是在英倫島上的一架跛足的漢格爾轟炸機，給英國的空軍擊落了，牠的駕駛人就迫降於藍莫慕爾 (Lammermuir) 山上，這機除了小部分損壞外，全機尚好，牠的駕駛人企圖予以破壞，免洩秘密，可是，遲了一點，在未及破壞之前，已給英軍擊斃了。所以英國渴望欲知的航空新產品，就給牠們保存起來。這機有兩部發動機，一部存在羅斯萊斯 (Rolls Royce) 發動機製造廠裏，考驗性能，另一部發動機則拿來作專門研究之用。我們現在得着討論的機會，就是由於英國航空部技術處和羅斯萊斯工廠的發表而知道的。

本來，用精密的機構來直接注射汽油於發動機的汽缸中，是早為歐美諸強國所注意的，不過，以往總是得不到美果，這回積極擴大空軍的德國，在不斷的研究中發明了，因為德國軍略家鑒於德國燃料的缺乏，資源的恐慌，為補救經濟的缺憾，就得別開生面地想一個經濟的用途，所以在艱苦中造成了特殊的產物，這就是現在討論的汽油注射發動機了。

汽油注射發動機的優點，就是節省汽化器額外損耗的汽油，和避免發動機在高空飛行時的冰結，因為沒有汽化器的重贅，對於軍用飛機的高空作戰，或嚴冬出動，都有莫大的補助。這種發動機在構造上最難的地方，就是壓送汽油的唧筒，牠給與技術界以一種新的發展，固地，是十分值得我們重視的。照英國工程師的估計，這種注射汽油唧筒的構造費，每副約值英金三百磅（約等現時國幣二萬元）之譜，假使能夠大批出品的話，那更經濟了。

漢格爾轟炸機所配的發動機是十二個汽缸倒V形的容克斯枕蓐 (Junkers Jumo) 211 A 型，這類飛機具有汽油注射發動機兩部，因為牠的發動機是水冷式

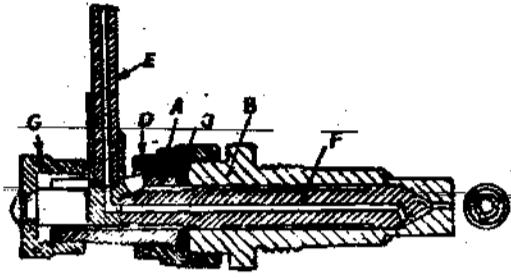
，所以牠的流線甚為佳美。這種發動機的燃料給養方法類似柴油機之輸油唧筒，不過，牠是直接將汽油由唧筒輸入一個汽缸中。每汽缸與一注油唧筒相聯擊，不相混亂，另經注油器(Injector)之調節，乃能使注油時無過多或過少之毛病。

容克斯汽油注射發動機的性能，若在一萬四千尺高度，而曲軸轉數為每分鐘二千三百轉時，可以產生一千零五十匹的馬力，汽缸的內徑為一百五十公厘，牠的衝程是一百六十五公厘，總排氣量為三十五公升(Litres)，每汽缸具有兩個進氣門，(進氣門是輸入空氣的門戶和普通發動機的進汽門性質不同)和一個排汽門，汽缸的排列，是兩行，彼此互成六十度角的V式，整個發動機的重量，若果包括始動機和發電機，就有一千五百二十五磅，牠的增壓器是可以調整氣壓的機構，牠的燃料是八十七奧克坦值(87 Octane 普通我國的習慣，稱為八十七度)的汽油，可是每一個英國加侖中(每五個英加侖等於六個美國加侖)含有4.4 c.c.的鉛質 $Pb(C_2H_5)_4$ 在內，這樣低能的燃料，竟能使用於汽油直接注射的發動機中，不能不算是德國技術界中的異彩！

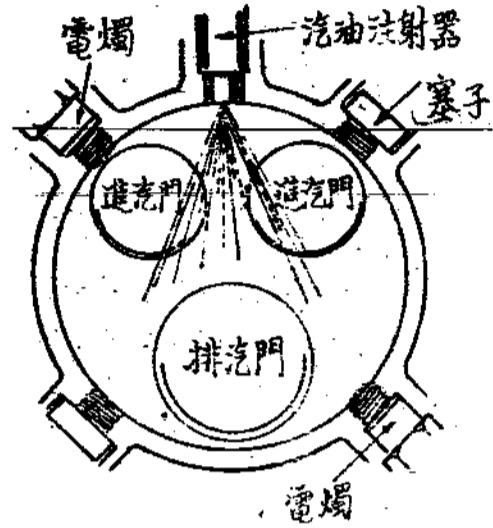
汽油注射發動機的空氣給養，直接由可以調節的增壓器送入汽缸中，氣壓的大小，不但節氣門(throttle)可以操縱，就是增壓器本身也可以加以調節，這完全視飛行的高度而決定的。空氣受壓力流入汽缸之後，就與直接注入燃燒室的汽油相配合，因而產生有效的燃燒。每一個汽缸就有一個注油器，汽油注射的壓力為七十三磅，這些壓力，都是由發動機底面的壓油唧筒輸進，但壓油唧筒內分十二個小唧筒，各分送於其相連的注油器，散佈於全體汽缸之內，為燃燒來源的樞紐。

注油器的構造，(看附圖A)狀似發動機通常的電燭，不過牠的結構方法是不同的，尤以輸油管的裝置，不能像電綫那麼自由，必須使這微小的管子，不致十分彎曲，以不防礙輸油的工作為原則，圖中軸Fl(Socket) A為固定注射器下部B的物體，外面給螺帽D包圍着，以C為居間的物質。輸油管E與內道F的聯繫，都有賴於螺帽G的維持了，輸油內道的直徑，寬度為1.5 m m. 由輸油內道轉入螺旋形的三路注油槽，再經三路注油槽而入於噴油孔，噴油孔的內徑為1.1公釐，整個注油器的重量是4英兩。

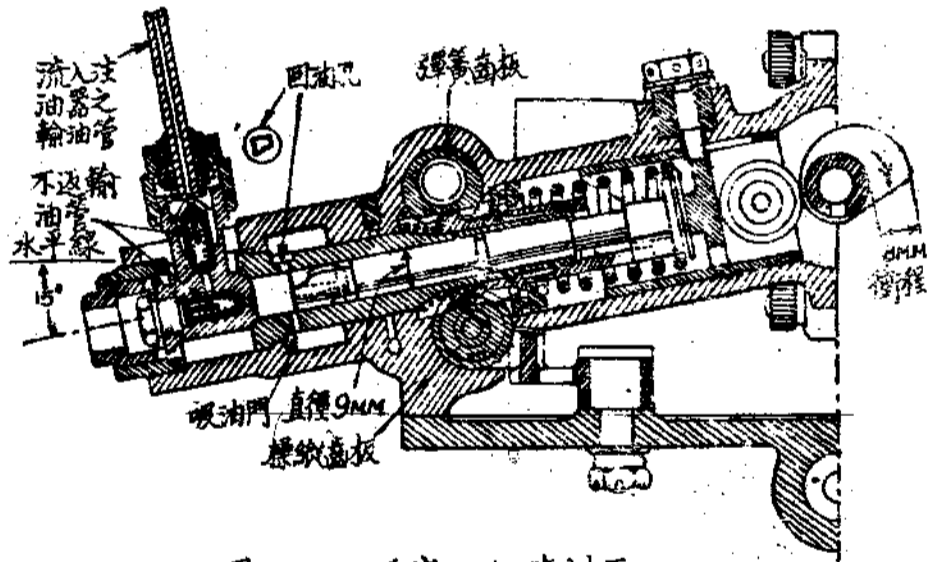
燃料注入燃燒室內作扇形的散佈，(看附圖B)當與空氣混合的時候，是藉着汽缸內部的壓縮力量而增加牠們的溫度的。注油器的位置，介於兩進氣門的側近。對着那單獨而較大的排汽門。這種發動機的汽缸頭，有四個電燭的塞孔，可是實際使用的祇有兩個罷了，使用時的電燭位置，是對稱狀態，其他不用的兩個塞孔，自然祇能塞而不用。至於這種發動機的汽缸頭，和普通的無異，也是鋁合金製成的。注射汽油是在進氣的行程中，不過，注油的時間，須受注油唧筒的操縱器所調整，這就是注油定時了。注油時間的長短，依試驗時的發動機效率而定，



圖(A) 注油器



圖(B) 汽缸橫切面



圖(C) 活塞小啣筒剖面

以不損耗整個機械效率為原則。

這發動機有十二個活塞式小唧筒(看附圖 C)，作平狀置態，每行有小唧筒六個，其分兩行，作對稱的位置，中貫以一條六段的歪輪軸，軸的轉動速度，是曲軸轉數的一半而已。兩行唧筒的傾斜角為十五度，筒的內徑為九公釐，其衝程為八公釐，筒的大體是合金製成，而活動部分則間以硬鋼。當歪輪軸旋轉時，各唧筒的工作恆不一致，但其舉力的大小則一也。挺桿與唧筒間有一大彈簧，以鞏固歪輪的動作為目的，在壓進衝程時動作較快，而回後衝程時則稍慢，因為歪輪側面不均的緣故。

唧筒中的小活塞，可以操縱使之轉動，因為活塞本身具有可以調節汽油的小油槽，這小槽直通回油孔 (Spill Port)，倘汽油的壓力太大，耗油太多時，略將小活塞轉動至連通回油孔，則活塞小油槽將過多的油量輸入回油孔內，至第二次壓進時，再行輸出，反之，若油量太少，就轉動活塞，使活塞小油槽不復與回油孔相通。可是，轉動這活塞的機構，就賴着兩個齒板 (Rack) 的活動，齒板的活動是利用滑油的壓力的，但是這滑油壓力的變遷，又與空氣的吸進量相調協，因為油壓的改變，是依據進氣管內的氣壓高低而活動，這原因是進氣管與操縱滑油壓力的伸縮管 (Capsule) 相連通的緣故。這項連通調協的動作，原則上一若汽化器的自由操縱器一樣，因氣壓之大小而引動伸縮管，伸縮管的進退而改變油路，油路改變乃牽動於齒板，齒板的轉動而改轉唧筒的活塞矣。這裏與高空自動操縱汽化器的燃料和空氣混合不同之點 主要是這汽油注射發動機唧筒活塞的轉動，是利用滑油壓力轉動旋翼式 (Vane type) 的繼力機 (Sewomotor) 而已。至於這項輸送汽油的汽油來源，自然得自飛機上汽油箱的給養，和其他通用發動機無異，不過，中間的過程不同，直接將汽油送入注油器而噴射於燃燒室內罷了。

因為注油唧筒工作的動力，是由水平套筒連動栓 (Spline Sleeve) 接引曲軸的動力而生的，所以嚙合套筒連動栓的轉動齒時，就是注射汽油小唧筒的定時工作。局部的定時調整，可以將齒板移動及轉動唧筒的小活塞，使回油孔和活塞小油槽的連通與否而決定其調整的需要。還有一種調整齒板的方法，就是增減繼力機的滑油壓力，便可以完成任務，傳動軸和整個汽油注射唧筒的重量，祇有三十九磅，并不十分粗笨，不過機構上確有點複雜了。

這汽油注射發動機的增壓器和牠的葉輪，(Impeller) 與發動機的中線成九十度角，橫貫發動機的中軸，而增壓器葉輪的傳動，却來自一個具有兩種速度的傳動機，傳動機與曲軸後端作傾斜的連動，承受葉輪氣壓的進口，沒有分佈器的設備，但是代以平滑的卷匣 (Volute Casing) 牠的進氣道頗小，可是氣壓很強。這種增壓器葉輪的構造，是空心的，利用中心引力，把空氣由葉輪灌入卷匣，再由卷匣而達進氣管轉送於汽缸之內。

關於葉輪的傳動方面，是利用不同直徑的大小齒輪，構成一個傳動機，這傳動機是連接於曲軸的。滾轉式的滑輪，連於小齒輪的中部，作為低速度的接合子 (Clutch)，大齒輪連於鋼質的複式接合子，成為增壓器高速度的傳動機關了。這大小接合子的操縱，都可以由駕駛人在座位內自由運用的，所以對於進氣的多寡，直接受駕駛人的支配，這更增強駕駛上的便利，尤其是高空飛行的時候，具有莫大的補益，在軍用上是多麼重要！

這種新生的發動機，除了牠的增壓器速度可以操縱以外，牠的節氣門（類似有汽化器的油門一樣，不過，這節氣門專門輸入空氣罷了）亦可由駕駛人在座位內自由操縱，所以就進氣一方來話，已經有三重的調整機構了，自然對於燃料與空氣的配合，具有十分的精密性，那末牠的性能和效率，也不能不有特殊的價值了。這種發動機雖為水冷式，但牠的水壓唧筒安置在發動機的後面，而且牠的水溫散熱器也可以收縮，所以對於整個飛機的阻力，是沒有甚麼妨礙，況且，牠的散熱液體中，尚滲有百分之四十的 (Glycol) $C_2H_4(OH)_2$ ，防冰物質，使牠的飛機雖在高空或寒帶地方飛行，也沒有冰結水箱的毛病，這對利於高飛的轟炸機是有相當的補助的。

總之，近代發動機的發展，是相當迅速，由簡單而趨複雜，由粗草而臻精微，對於熱力效率和機械效率都有長足的進步，尤其是對每匹馬力所負的重量，減低至一磅（現約 $1 \frac{1}{4}$ lb./H.P.），而其流線形又不讓往昔，這不能不算是學術上的成功，可是科學是進化的，一代的進化，必經過一代人類的努力，才可以獲取，汽油注射發動機的發見，就是這次歐戰初期的新產品，德國人視為秘密武器之一，也就是空軍動力的新園地，我們根據現時利用汽化器磁電機的一般發動機的趨勢而論，未來的作品，將普遍地轉向汽油注射發動機和壓縮燃燒 (Compression ignition) 的發動機了。因為這樣可以避免許多電燭和斷電器的故障，和汽化路冰結的毛病，而且，更可以省了汽化器的汽油損耗，在經濟的原則上是值得人們重視的。現時發動機的經常故障，不是集中在汽化器和磁電機嗎？這樣看來，汽油注射發動機，確是現代發動機的新大陸。

日本天皇號上之無線電機

沈在崧

去年俘獲之敵天皇號飛機，其中無線電設備，甚為完全，機內計裝有收發報機全副，試驗用收報機一份，及德國定向器一份。此三份無線電機皆裝於一小艙內，專供無線電通信員之用。

上述各項電機，除定向器內部尚完好外，餘皆已在俘獲時，一部份受有損失。前在×處實習，得見此機，因將其梗概記之如下。

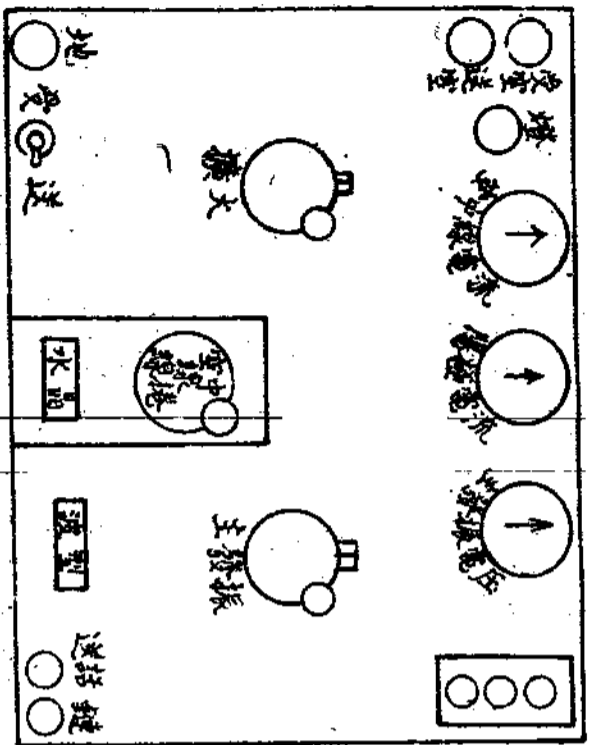
(一)無線電收發機部，

此機共分五部，其重量，大小及出品所如下表

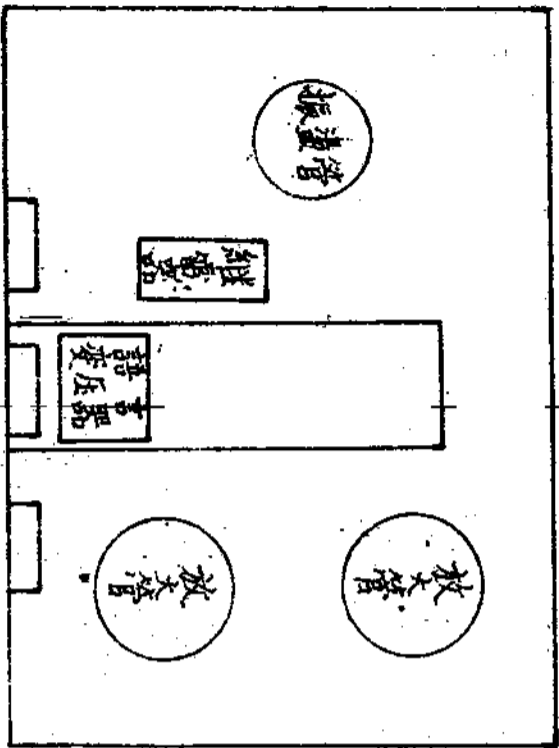
機名	重量 (公斤)	大小 (公分)			出品所	出品年月
		高	長	厚		
飛一號無線 送信機	3.2	18.5	24	18	東京無線電 機株式會社	昭和十 三年六 月
飛一號無線 受信機	4.0	25.5	24	19	同上	同上
電動發電機 (發報機用)	4.0	18	21	14	神戶製鋼所	昭和十 一年三 月
電動發電機 (收報機用)	3.3	17	23.5	15	山洋商會東京 特殊製鋼所	同上
電阻箱	1.0	11.5	18	8.3	神戶製鋼所	昭和十 四年三 月

上述重量，因一部份機器損失，故祇能得其約數，但由此亦得見其重量與因佔地均甚小，甚適於飛機上之用，此則為日本電機之特點。至其內部構造，亦因拆毀之故，不能作詳細之檢討，茲就其較重要而可辨認者述之如下。

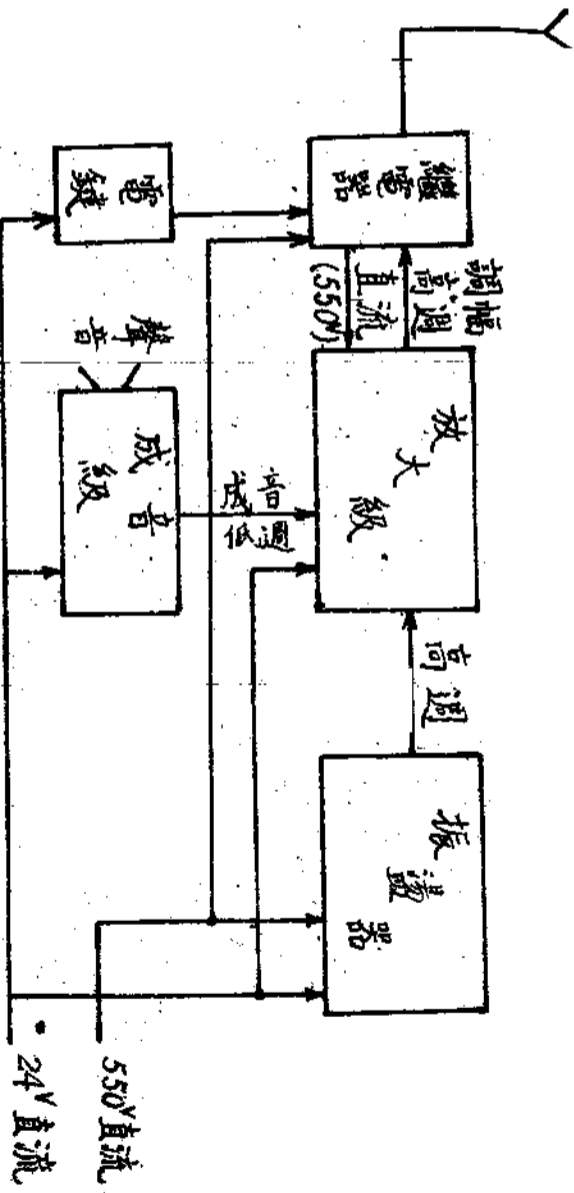
(A)發訊機，此機為主發振式，輸出約五十瓦特，用一級振盪(真空管已缺)一級高放，(用二個807真空管並連)，其振盪方式，為晶體控制式，頻率有二，一為4.6M.C.(65.3公尺)一為8.2M.C.(36.7公尺)由此可推知其所用波段，約為30公尺至80公尺。該機屏壓為550弗打，由一電動發電機供給之。其發報方法，為用電鍵管理一繼電器，由此繼電器間接控制放大管屏極之接斷，以發出信號。一



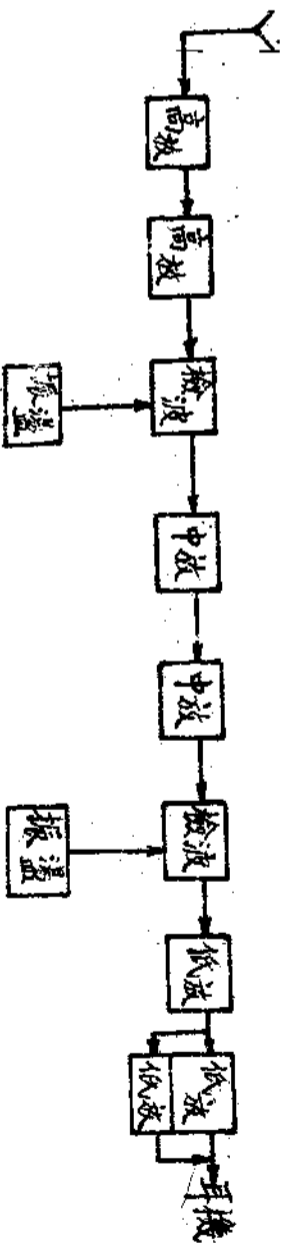
图一 飞一號送信機前视图



图二 飞一號送信機俯视图



图八



图九

如普通所用者，同時此繼電器更控制天線之接斷。因此當電鍵按下時，天線即接至發訊機方面，而在放開時，即回至收報機方面（在常時，天線皆與天線相連，祇在繼電器發生作用時，始將天線接線片吸至發訊機方面），用此法，可用 BK 與外面通報。

至發話時之調幅方法。因其內部接線及零件已大部遺失，不能詳細看出，但因其不用語言擴大級，故可推知其為控制格調幅。至其管理線路，除開動電動機，另有電阻箱外，皆在發訊機上，如圖(一)

圖中燈泡，用以表示振盪管振盪情況，波型則指發 C.W.M.C.W. 或電話而言，圓圈則表示其內部分配情況。

(B) 收訊機 此機為超外差式，共用六個日本自造真空管，已缺二個，其餘四個為 6F7。其線路分配如圖九。

上述六個複式真空管，每管可供二級之用。故在實際使用，可得十一級之作用，如上所示，至其排列，則詳(33頁之圖四)中。

由上表，可知該機，可收電報或電話，在收報時，由開關作用，可將第二振盪級加入，與原來中週拍頻，產生低週信號。此外該機第一振盪級，尚可用晶體控制，以專收地面上某一波長之電台，惟此晶體已失去，故不能讀知其週率，至此機之波長依其線圈觀之亦知為短波收訊機，約在 30 公尺至 80 公尺間。

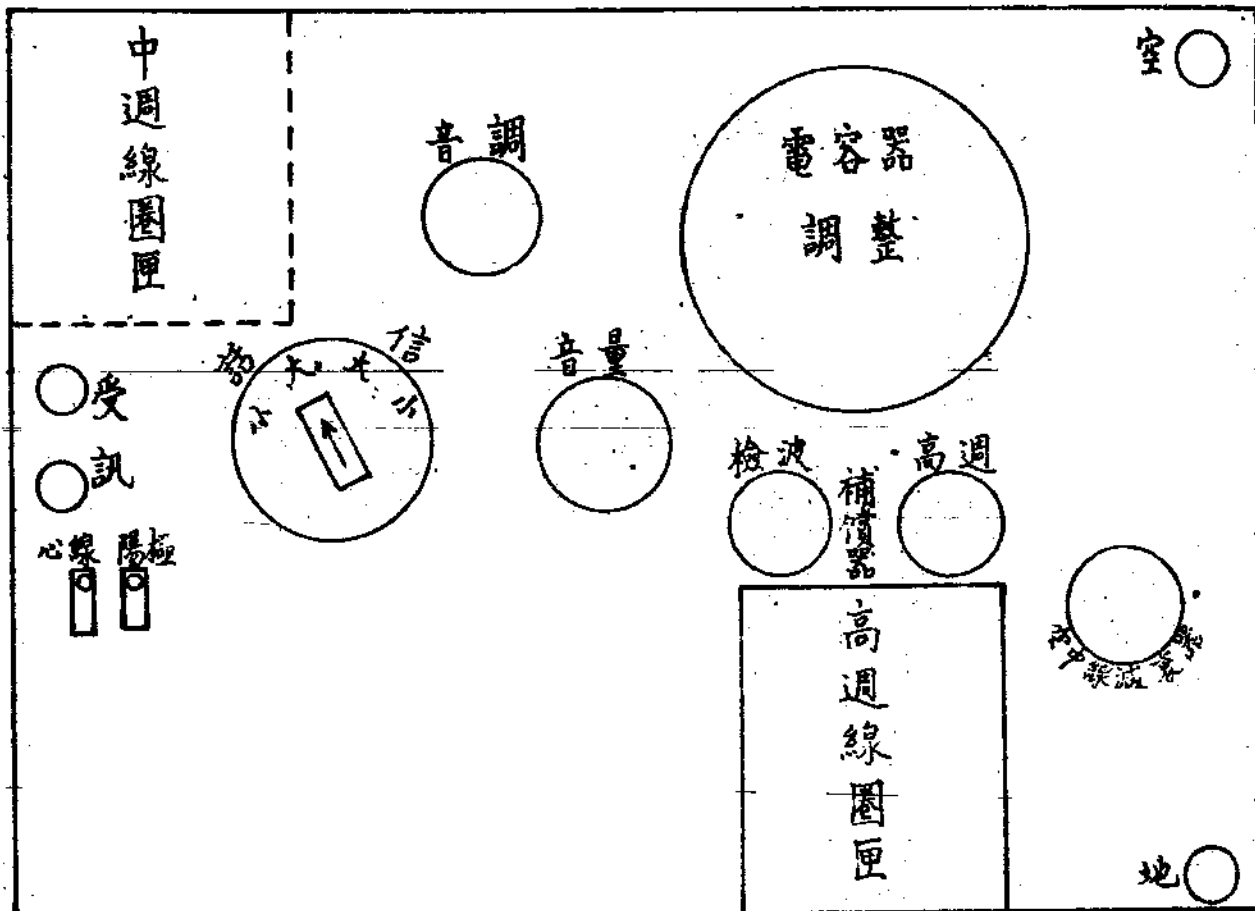
此機之特點除用複式真空管，以省佔地外，其高週線圈之裝置，亦頗為特殊，其四級高週線圈 (R.F.1, R.F.2, 1st Osc., 1st Det.) 均裝在一有分離桶之鉛小匣內，各接頭則接於小匣旁邊。可與外面相連，此小匣則裝於機之中央，變換波段時，可將此小匣抽出，另換一個。此種裝置之特點，為變波段時便利，且無用波段開關接線時之困難。

(C) 電源部份，此部有電阻箱一，電動發電機二，電阻箱之作用，為開動二個電動發電機，低週電源由蓄電池來，經過此箱再分配於電機，至高壓電源，亦由電動發電機接來，再由此分配於無線電機。

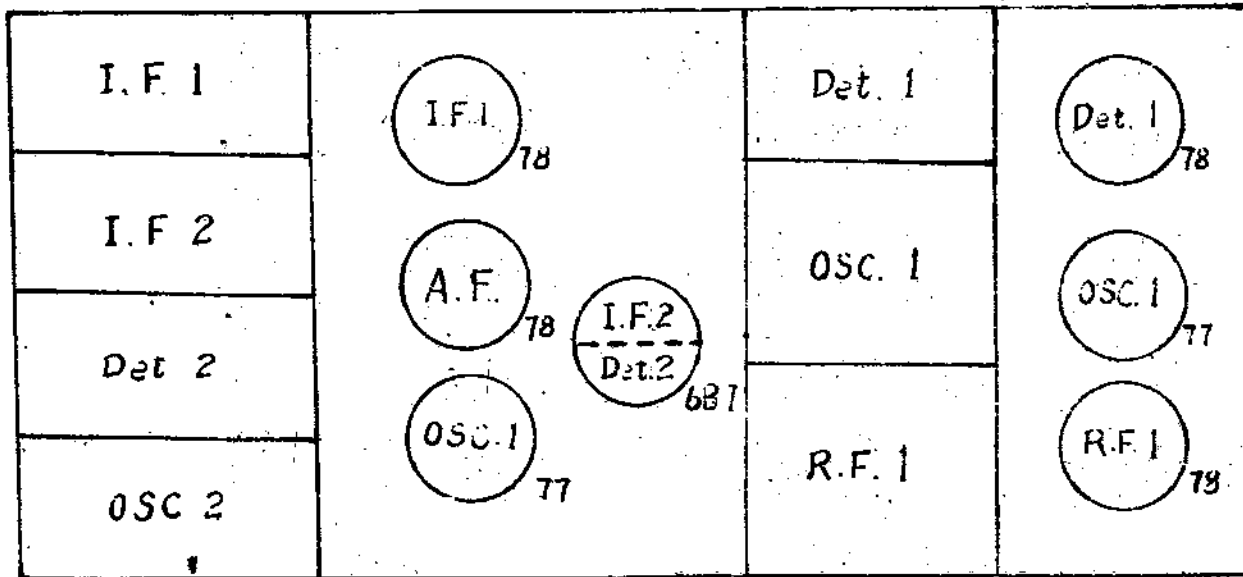
其二個發電機之規定值如下表

機 名	電 壓 (弗打)		電 流 (安培)	
	輸 入	輸 出	輸 入	輸 出
電動發電機 (發訊機)	24	550		0.3
電動發電機 (收訊機)	24	300	4.1	0.05

此外尚有接線電纜一副，約共重一公斤，因其全部電機，均裝於一金屬小箱內，與外面干擾隔離，故此電纜不用金屬線包住，亦其特點。



圖五 九四式對空二號無線收信機前視圖



圖六 九四式對空二號收信機俯視圖
註：圖六中○為真空管，□為線圈

(二)九四式對空二號無線電收訊機(試製)

此機內部尚完好，惟其左下角一部份已拆去，此部大約為電源部份，故對其本機線路之辨認，尚不妨礙，其重量大小如下。

機名	重量 (公斤)	大小 (公分)			出品所	出品年月
		高	長	厚		
九四式對空二號收訊機	5.0	29.5	35	8.5	安立株式 會社	昭和十三 年十一月

此機較上述者較大而重，惟其內部線路排列，較整齊有序，所用高週及中週線圈，仍如前述，裝於抽屜式之小匣內。至其詳細線路為圖七(圖刊於32頁)所示，其各部排列，則有如(圖五)(圖六)。

茲依圖七，將略為特殊之點述如下。

高週電流自天線輸入，經過天線減衰器後，入於第一高週放大器(78)，(天線減衰器之作用，係利用一電位器與輸入線圈並聯，在天電干擾甚大時，可將其電位降低，以減少其輸入，以免雜音過大)經過放大後，此器之輸出經過第二高週變壓器至於第一檢波器(78)，同時第一振盪器(77)之高週電壓，亦由其振盪線圈之中心分線施於第一檢波管之抑制格上，此二種週率在檢波管內相拍頻檢波後，變成中週波，至於第一中週變壓器及第一中週放大管(78)之輸入部份。同時，在此管陰極部份，更用一可變電阻器，與地相連，以變更其屏流回路之電阻，因此可得不同之控制格負壓，而控制其中週輸出，(間接即控制其音量)此中週輸出，經過第二中週變壓器後入於第二中週放大管(6B7五格部)，其輸出施於第三中週變壓器，再經過6B7雙屏極部之檢波作用，所得低週電流遂由其相連電阻，回至陰極，在此電阻上所產生之電壓，經過相關濾波器(電容器與電阻之配合)後，遂施於最後一級之低週放大格極上。

同時，在收電報(C.W.)時，其第二振盪級之輸出，亦經過一電容器，以偶合於第三中週變壓二次圈之中央分線上，此週率與中週波相拍頻，經過檢波後，即得一低週波，而至放大級。

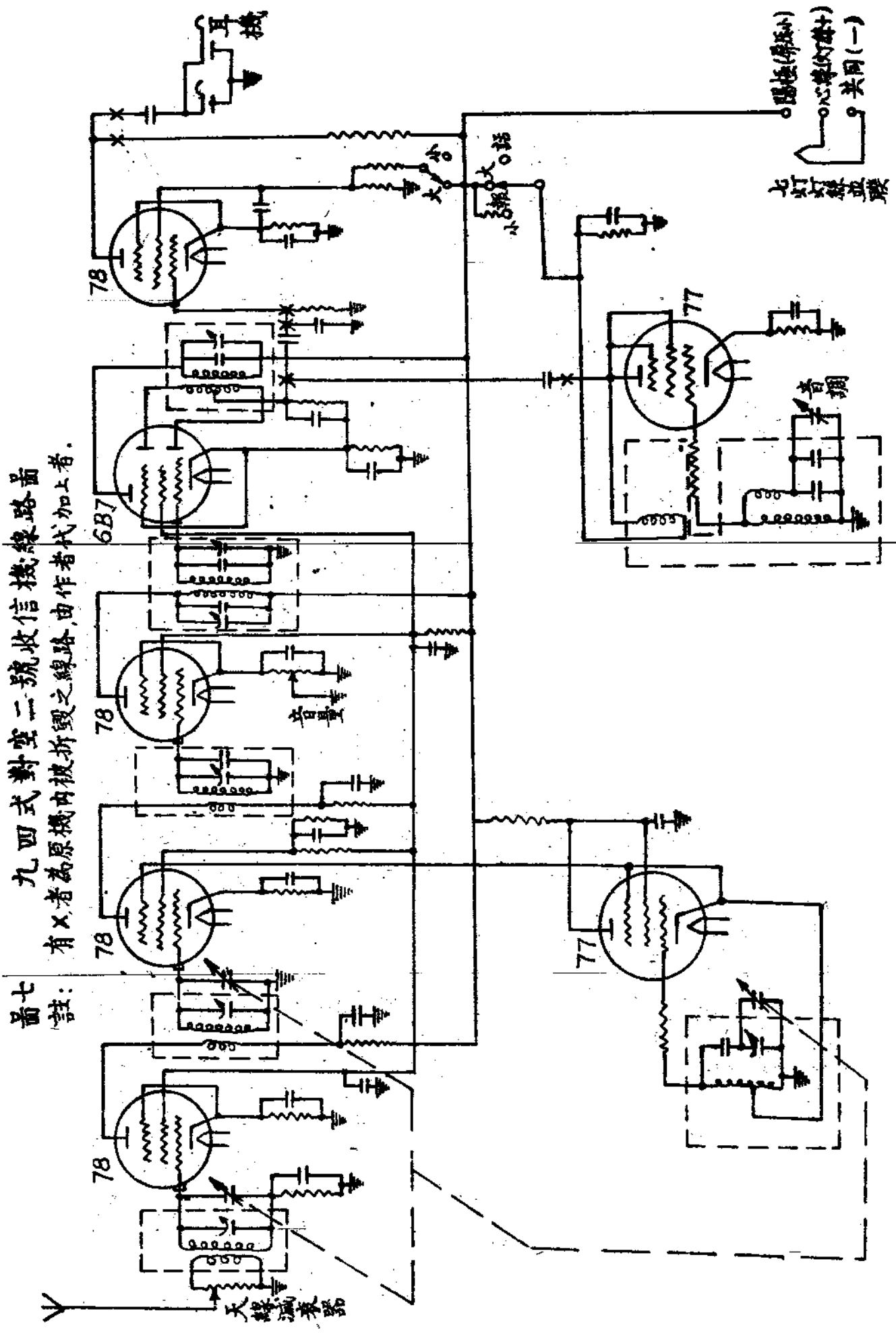
低週波在最後級放大後，即接於耳機，以得所需之信號。

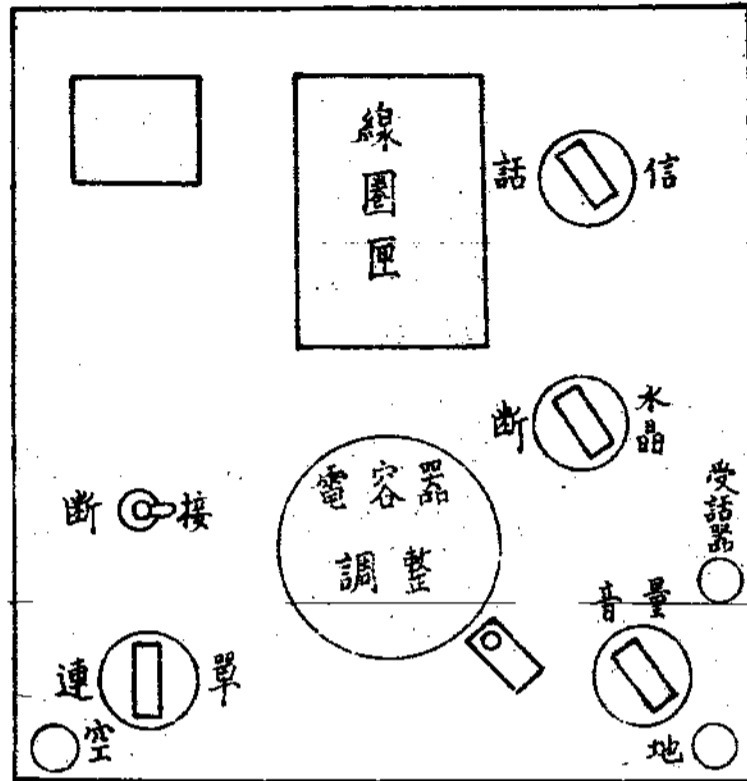
此外尚有數點可注意者

(A) 其高週及第一檢波之補償電容器，均裝於機身前面板上，可以臨時調整，此種裝置，在使用上，不甚方便，因每換一波段，即須較準一次，不如普通者之附于每段之線圈內，預先較好之便利。

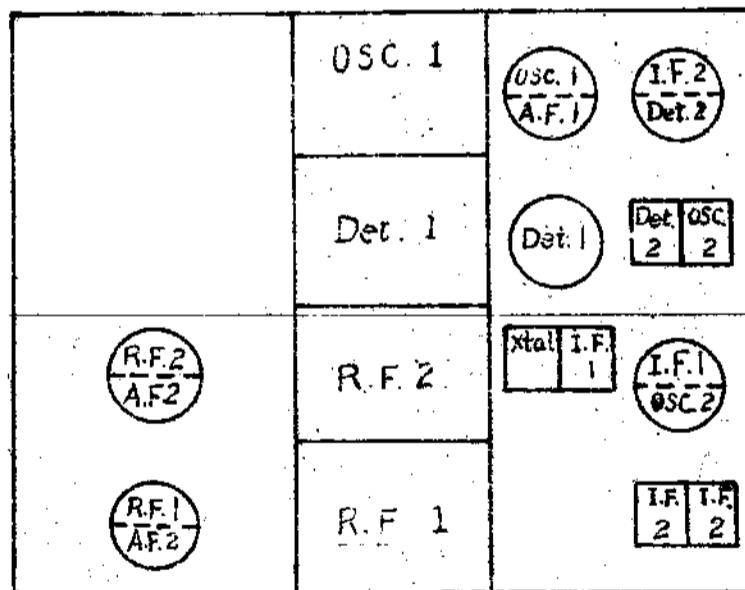
(B) 其第二振盪級振盪線圈上並聯之電容器，有一亦在板前附有可以調整之器，其上注明為音調，將此器調整時，即將此振盪級之週率變換，故可與上級中週

圖七
註：九四式對空二號收信機線路圖
有X者為原機內被折毀之線路，由作者代加上者。





圖三 飛一號受信機前視圖



圖四 飛一號受信機俯視圖
註. 圖四中○為真空管, □為線圈

拍頻，而得不同之頻率，因之其音調可變更而適合聽者。

(C) 其“波型”開關有四位置，在“報”位時，其第二振盪器之屏極，即經過此開關與電源相接，而生振盪，在此有二位置，在“大”位時，其屏極即直接接於高壓上，在“小”位時，則經過一電阻後，再至高壓上，其作用為將屏壓減低，減少輸出。

如在“話”位時，即將此屏壓經開關去掉，振盪管即不生振盪，以免干擾聽話。在此亦有二位置，在“大”位時，其低週放大級之遮蔽格亦經一電阻與高壓相連，在“小”位時，則不與高壓相連，但因其原來與地相連，故其本身電壓為零或負，而將輸出降低。

(D) 在二個高週線圈及第一振盪線圈之內，另各有一短路單圈線圈，此線圈與其各相關線圈之距離，可以調整，因此原線圈之自感係數可依此距離之大小，而增減，其作用為用以幫助精細配諧(參閱 P. 77, Radio Engineering, by Terman.)

(E) 在此機之左下角，有一部裝置，已全被拆去，惟照其位置與接線關係觀之，似為電源部份，且因其佔地甚小，與裝于收訊機內推知，應為振動升壓器(Vibrator)，及其附屬部份，至此機之內部亦有數處被拆毀。在圖七中已注明，有×者為作者所加者。

(三) 德律風根定向器

此器為德國 Telefunken 公司出品，內部尚完好，惟電源部份已損失，至此機內部構造，亦不外一起外差式收訊機，而在其天線輸入部份及最後輸出部份，加以同步控制，經一環形天線與固定天線之合併輸入後，即可用指向表(Indicator)或A-N方法定向，其所用波段，則為廣播中波段，或由指標台(Beacon)發出之長波段指示之。其內部詳情，因篇幅關係，暫從略。

斜軸收縮起落架之解法

(General solution of the "skewed axis" Landing Gear.)

談 鎬 生

現代飛機多採用側面收縮之張臂式起落架。此種起落架在設計上頗感困難，本文介紹一適合各種幾何條件之直接圖解方法，同時又敘述一種解析方法，可用以計算收縮軸線之傾斜角度至任何精確程度。

通常飛機在着陸時其起落架之主輪係在機翼前方，惟在三輪起落架則主輪在機翼後緣，為欲採用薄翼面，而同時又能完全包藏輪胎，則必需使輪胎收入於翼面最厚之部份，因此倘採用通常式樣之起落架輪胎在收縮時需同時向側方及後方移動。在三輪架，則需向前方及側方移動，最簡單之方法，即為令輪胎及減震支柱在自下垂至所需翼內收起地位之間，繞一適當位置適當傾斜之軸線旋轉，（由收縮軸一端觀察時，輪胎軌跡成一圓弧。）惟求得此收縮軸之地點及適當傾斜之問題，則常為困難之來源，通常多用嘗試方法解決之。

圖 1 表示目下所考慮起落架在收起及放下時之情形。A 及 B 為下垂時輪胎軸線上兩點，當收起時此兩點至 A'，B' 之地位。RCS 線示收縮時輪架所繞而旋轉之軸線，此線在空間之地點及傾斜即為目前所欲求得者。

在任何起落架之初步設計，下述之幾何條件必需顧到：

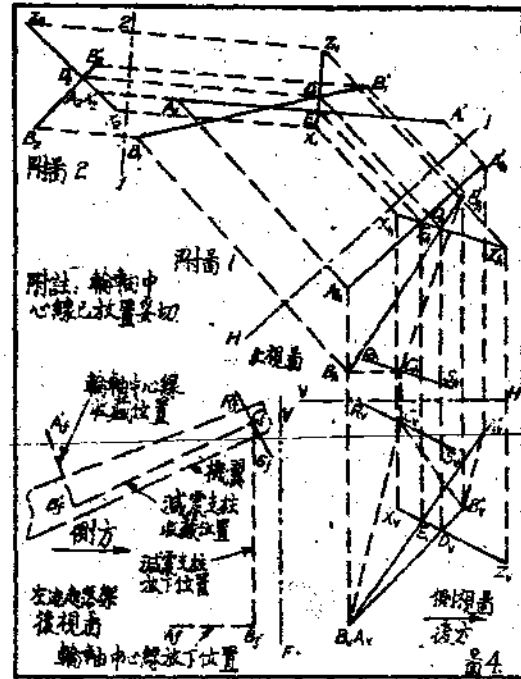
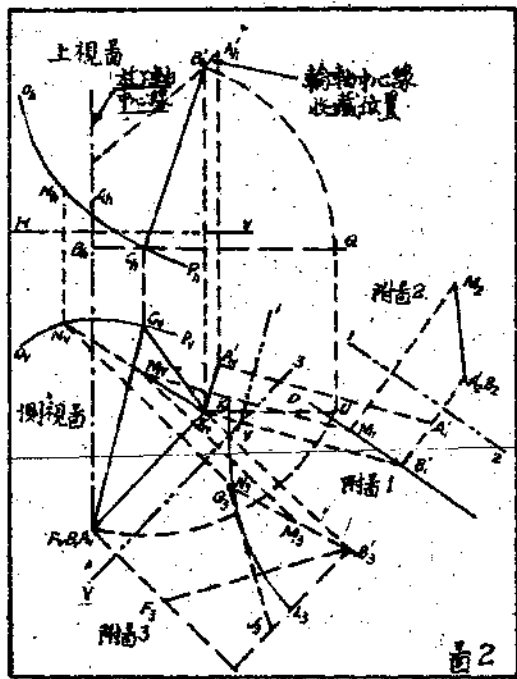
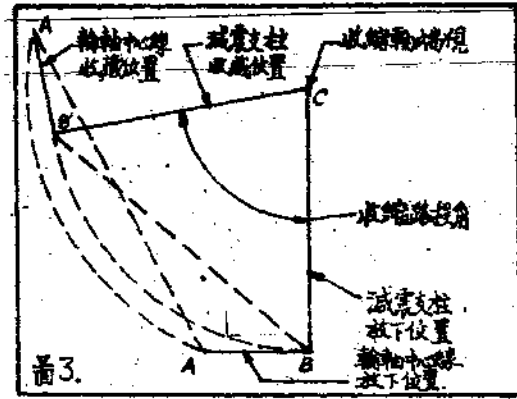
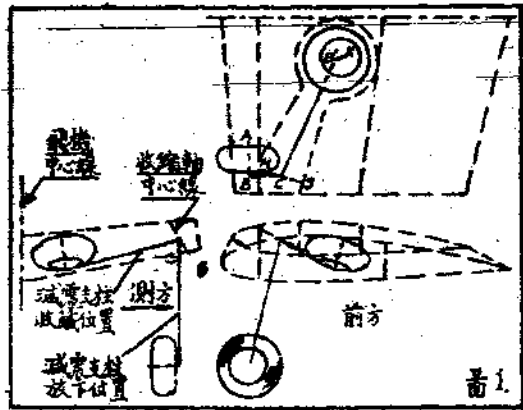
(1)：——輪胎下垂時，必需在適當之前後地位，視 c.g. 位置而決定，并需垂直向下，俾令螺旋槳與地面間留有充分之空隙，由此條件可決定平行於翼展方向之輪軸中心線位置。至於輪胎在此中心線上之側方位置則以後決定。

(2)：——在收起位置，輪胎必需置於貯藏結構（機翼或其他）之適當地點，此可先決定輪軸上兩點 A' B' 之地位（圖 1）。由此輪胎之地位及方向完全決定。

着地時兩輪間之距離在相當範圍內可以變更，以能適合上述 (1)(2) 條件為主，今輪胎之收起及放下位置既經決定，則 C 點地位亦可求得（圖 1），此 C 點為減震支柱及收縮軸之交點，必須與輪胎之位置相應稱。在通常起落架，其減震支柱係與飛機對稱平面並行。故 C 點決定之後，由此作一平行於對稱面而與輪軸中心線相交之直線，即為減震支柱中心線。至此輪胎之側面位置及主輪間距離均已決定。

在決定 C 點位置之前，必需指明：

(A)：——對於放下及收起之輪胎地位，C 點只有一個位置可使減震支柱與對稱面平行（或與對稱面成其他一定之角度）。



(B):——假使C點已經求得，吾人仍無法保證此點為適當之地點。顯然如C點落於機翼外面時，此設計即毫無實際價值。在此種情形時輪胎之收起及放下位置，係為一不可能之配合，因而必須予以更改俾得到實際可用的C點位置。此方法即用以考究所擇輪胎位置之是否合乎實用。

(C):——起落架間距離，視C點之位置而定。如C點已經決定，而其間距離為不合理時，輪胎位置必需加以更動使得滿意之距離。在此又可得到一初步設計過程中攷究此設計實用性之方法。

圖2示決定C點之方法。先定起落架放下時輪軸之延長中心線。此軸在收起時之地點用A'B'表之。A'點為軸之自由端。通常軸與減震支柱間成 90° 之角度。

決定C點時，必須滿足之條件如下：

(1):——C點必須在一經過B'點而垂直於A'B'線之空間平面上。

(2):——C點必須與B及B'點等距(圖1)，蓋因在收縮時減震支柱長度不變也。

(3):——減震支柱之中心線CB必須與飛機對稱面平行。

第一步為決定一經過B'點而垂直A'B'之平面，取摺線V-1與Av'Bv'平行，由V-1線作兩點之垂線，令與Ah'及Bh'至摺綫H-V間之垂直距離各相等，得到A₁'及B₁'。經過B₁'而垂直於A₁'B₁'之線DE即為垂直A₁'B₁'通過B'點之平面之側影。取摺線1-2與A₁'B₁'垂直，A'B'之縱視位置可以決定，此時直線成爲一點，A₂'B₂'點與1-2之距離等於Av'Bv'與V-1間之距離。於是在DE面內任何直線均表示其真實長度如圖2中附圖2所示，而C點必須在DE面上。

第二步，先在輪胎軸中心線擇取任何一點F，取摺線V-3與B'v'Fv'平行；B₃'F₃'即為真實線長如圖2中附圖3所示。倘使暫時設想F點為減震支柱與軸中心線之交點，則垂直平分B'F線之平面必包含C點。在圖2中附圖3中作B₃'F₃'之垂直平分線G₃J₃，此直線即為垂直平分B'F之平面之側影。倘按照上述步驟，在輪軸中心線延長線上數點各求其附圖3中之相應點，其於附圖3中之所有垂直平分線均將切於曲線K₃L₃，因之，如作足量之垂直平分線，此曲線即可得到，無論輪胎在輪軸中心線延長線上之側面位置為如何，此曲線K₃L₃即為C點所在曲面之側影。

因C點在平面DE及曲面KL上，故必在此兩面之交線上，以下敘述如何得到此線上之一點。欲決定此交線，可先求得其上數點，然後連一平滑曲線求得之。在附圖2(圖2)，DE面中任意選定一點M₂，作直線M₂A₂'B₂'。M點在1-2線之垂直投影為M₁，在V一面圖中，由M₁所作垂直於V-1之線上，在距

V-1 與由 M_1 至摺綫 1-2 間等距之處，即為 M_v 點。於是附圖 3(圖 2)中在通過 M_v 點垂直 V-3 之直綫上，在與 V-3 間之距離與 M_1 至 V-1 間為等距之處，即為 M_2 點，作 $B_2'M_2$ 直綫，延長之交 K, L ，曲綫於 N_2 ，通過 N_2 作一綫垂直於摺綫 V-3，而與 $B_v'M_v$ 延長綫相交，決定 N_v ，此點即在平面 DE 及曲面 KL 之交綫上。 N_h 之地位(由飛機平面圖所見之 N 點)可由作一綫通過 N_v 垂直於 V-H 摺綫，而在其上取一段與 N_2 點至 V-3 線間距離等長之綫段得到之。

按照上述步驟，求得相當於 M_2 之數點，其交綫之 V 及 H 面圖即可得到，此綫以 OP 表之。而 C 點即在此綫上。

確實決定 C 點之位置，必需考慮第三個幾何條件。C 點之位置應適合下述要求，即當 $Ch B_h$ 綫作成平行於 V-H 時 (B 點在軸中心綫之延長綫上)， CB 之真實長度等於 CB' 之真實長度。 CB 綫在 V 一面圖中 $C_v B_v$ 為其真實長度，因在 H 面圖中 $Ch B_h$ 綫係平行於對稱面也。決定 CB' 之真實長度，可先以 Ch 為中心， $Ch B_h'$ 為半徑作一圓弧，交一經過 Ch 之水平綫於 Q 點。過 Q 點作一垂綫交經過 B_v' 之水平綫於 U 點，則 $C_v U$ 即為 CB' 之真實長度，決定 C 點在 OP 曲綫上之位置，必需以嘗試為法，直至 $C_v U$ 與 $C_v B_v$ 等長為止。

吾人最好能核對 CB' 與 AB' 間之真正角度。此角度應為 90° (或任何擇定之輪胎軸綫與減震支柱間之夾角)。求此角度之方法在各種圖形幾何教本中均有詳細敘述。

既經決定收縮軸上一點之後，其次問題即為求此軸綫在空間之傾斜，在收縮軸端所取與輪胎軸平行之投影圖上， A 及 B 之軌跡各為經過 A' 及 B' 之圓弧(見圖 3)。又倘作直綫 AA' 及 BB' ，此等直綫即表其真實長度，因均在 AA' 及 BB' 圓弧平面之內也。至此問題即成為如何求得一投影圖之方向，使在其上 AA' 及 BB' 均表其真實長度之問題。而在空間一與 AA' 及 BB' 均互相垂直直綫之方向即合所求。決定此種直綫乃圖形幾何之普通問題。當此問題應用於一般斜軸收縮起落架上時，其解法如圖 4 所示。在圖中為使解法明瞭起見，機翼上反角及起落架軸綫在收起位置之傾度均故意加大。正面圖係用以表示起落架在收起及放下位置之情形。

圖 4 中 A, B, A', B' 及 C 點均按照圖 2 決定。連接 $A_v A_v', B_v B_v', A_h A_h'$ 及 $B_h B_h'$ 。V-H 仍表 V 一面圖與 H 一面圖間之摺綫，摺綫 H-1 與 $A_h A_h'$ 平行，附圖 1 係投射 A_h, B_h, A_h', B_h' 垂直於 H-1，使 A_1, B_1, A_1' 及 B_1' 至 H-1 之距離各與由 A_v, B_v, A_v' 及 B_v' 至摺綫 V-H 距離相等而得到之。直綫 $A_1 A_1'$ 即為 AA' 之真實長度。另一摺綫 1-2，係垂直於 $A_1 A_1'$ 綫而取得，與附圖 1(圖 4)同樣，作附圖 2(圖 4)。所取垂直於 1-2 之距離，即係由 H 一面圖所量得自 A_h, B_h, A_h' 及 B_h'

至摺線 $H-1$ 之距離，在附圖 2 (圖 4) 中直線 AA' 成爲一點，而在空間與 AA' 及 BB' 相互垂直之線在此圖中則成爲一經過 A_2A_2' 垂直於 B_2B_2' 之直線。此線以 $X_2D_2Z_2$ 表之。在附圖 3 (圖 4) 中， D_2 點在 B_2B_2' 線上。 D_1 點係由將 D_2 投影還至附圖 1 (圖 4) 得到，作直線 $X_1E_1D_1Z_1$ ，在附圖 1 經過 D_1 點垂直於 A_1A_1' 。今 $XEDZ$ 線在 H 及 V 一面圖中之投影甚易得到，僅需將此等點投影還至各圖面即可。直線 $XEDZ$ 與收縮軸平行，故倘經過 Cv 作直線 $RvCvSv$ 與 $XvEvDvZv$ 平行，經過 Ch 作 $RhChSh$ 與 $XhEhDhZh$ 平行，則真正收縮軸之平面及側面圖均可得到，因而收縮軸完全確定。

如欲核對所得結果是否可靠，可先求得 RCB 及 RCB' 角之真實數值而比較之。此兩角度應完全相同。

解析方法

在解析方法中， D 及 E 點之坐標係用解析方法決定之，俾便計算直線 DE 之方向。以 C 點爲原點而令正方向爲：—— X 軸向前， Y 軸向外， Z 軸向上。下面附表係一例題中 A, B, A' 及 B' 點之坐標：

點	X	Y	Z
A	-11.50	-18.60	-44.40
B	-11.50	0	-44.40
A'	18.10	-46.00	-2.02
B'	13.60	-39.50	-18.80

令 D 、 E 點之坐標爲 X_d, Y_d, Z_d 及 X_e, Y_e, Z_e ，欲求此各坐標。

今空間直線之方程式爲

$$\frac{X_1 - X}{X_1 - X_2} = \frac{Y_1 - Y}{Y_1 - Y_2} = \frac{Z_1 - Z}{Z_1 - Z_2}$$

式中 X_1, Y_1, Z_1 及 X_2, Y_2, Z_2 均爲直線上二已知點之坐標，利用上表所給 A 及 A' 之坐標爲 X_1, Y_1, Z_1 及 X_2, Y_2, Z_2 ，以 X_e, Y_e, Z_e 爲 AA' 線上任一點之坐標，則上式成爲

$$\frac{-11.50 - X_e}{-11.50 - 18.10} = \frac{-18.60 - Y_e}{-18.60 + 46} = \frac{-44.40 - Z_e}{-44.40 + 2.02}$$

上式又可書成兩個方程式，化簡後得到

$$Y_e = -29.25 - 0.926X_e$$

$$Z_e = -27.92 + 1.430X_e$$

同樣，直線 BB' 之方程爲

$$\frac{-11.50 - X_d}{-11.50 - 13.60} = \frac{0 - Y_d}{0 + 39.50} = \frac{-44.40 - Z_d}{-44.40 + 18.80}$$

$$\text{或 } Y_d = -18.10 - 1.575X_d$$

$$Z_d = -32.65 + 1.020X_d$$

空間直綫 DE 長度由下式得之

$$L_{de} = [(X_e - X_d)^2 + (Y_e - Y_d)^2 + (Z_e - Z_d)^2]^{1/2}$$

將以上所得 Y_e, Y_d, Z_e 乃 Z_d 之值代入此方程式：

$$L_{de} = [(X_e - X_d)^2 + (-29.25 - .926X_e + 18.10 + 1.575X_d)^2 + (-27.92 + 1.430X_e + 32.65 - 1.020X_d)^2]^{1/2}$$

此式化簡之得到

$$L_{de} = (3.902X_e^2 + 4.520X_d^2 + 7.838X_eX_d + 34.180X_e - 44.820X_d + 147.0)^{1/2}$$

因與空中兩不相交直綫互相垂直之直綫長爲此兩綫間之最短距離，故需決定 D 及 E 在何處時直綫 DE 方爲最小，此可由下式得到之：

$$\frac{\partial L_{de}}{\partial X_d} \text{ 及 } \frac{\partial L_{de}}{\partial X_e} = 0$$

上兩聯立方程之解卽爲 X_d 及 X_e 之值，此兩值卽可用以決定 Y_d, Z_d, Y_e, Z_e 。下舉例題卽按照前述步驟進行。

$$\frac{\partial L_{de}}{\partial X_d} = \frac{1}{2} (L_{de})^{-1/2}$$

$$(9.040X_d - 7.838X_e - 44.820) = 0$$

$$\frac{\partial L_{de}}{\partial X_e} = \frac{1}{2} (L_{de})^{-1/2}$$

$$(7.804X_e - 7.838X_d + 34.180) = 0$$

應解之聯立方程式卽爲：——

$$9.040X_d - 7.838X_e - 44.820 = 0$$

$$-7.838X_d + 7.804X_e + 34.180 = 0$$

其解爲：

$$X_d = 8.940 \text{ 及}$$

$$X_e = 4.575$$

將上值代入 Y_d, Z_d ，及 Z_e 式中，可得下列坐標：——

$$Y_d = -32.180$$

$$Z_d = -23.550$$

$$Y_e = -33.490$$

$$Z_e = -21.370$$

由此等坐標，收縮軸之方向卽可決定，因此方向與直綫 DE 平行故也。

飛機側面圖中可見到之收縮軸 $RvCvSv$ 及水平綫間所成夾角爲

$$\tan^{-1} \frac{-23.550 + 21.370}{8.940 - 4.575} = \tan^{-1} -.500$$

負號指示在側面圖中收縮軸之傾斜係向右下方。

飛機平面圖中所見到之收縮軸 $RhChSh$ 與平行於對稱面直綫所成夾角爲

$$\tan^{-1} \left[\frac{(-32.180 + 33.490)}{(8.940 - 4.575)} \right] = \tan^{-1} -3.00$$

用圖解方法求收縮軸之傾斜，其優點在於解法簡短，倘作圖細心，則所得結果在實用上已足夠精確。至於解析方法，可以得到任何精確之程度，雖則在初步設計上工作比較略形冗長，但在最後設計階段中則爲一精確之核對方法。

唯一大衆化的科學刊物

抗 戰 科 學

第十七期要目

發明造成勝利.....	葉	金
在晉東南前線常見的兩種傳染病.....	念	熙
鉛製食具有毒的研究.....	張	謙
怎樣利用無線電傳影.....	魯	凌
石灰膠沙.....	日	月
塞多夫號北極漂流的收獲.....	斯	通
整形外科.....	楊	芳

科學讀物出版社編輯

成都郵箱第五四號

價目： 每册一角五分外埠一角七分

預定半年八角郵費六分

全年一元五角郵費一角二分

歡迎直接訂閱!!!

本刊徵稿簡章摘要

(簡章全文載於第三卷第三期底內)

- 一、本刊歡迎投稿，最好請投稿人書明簡單履歷，以便登稿時酌予介紹。
- 二、來稿請用格紙橫行繕寫清楚，付郵之前，須請細心讀校一次並加標點。紙只可寫一面，若有附圖，請另用富十紙，硬鉛筆，或藍墨水鋼筆繪製清楚。
- 三、來稿文字務求清順，如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，並請自寫二百字以下之提要一段，附於篇首。
- 四、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，並請詳示其卷期數。
- 五、對於投寄之稿，本刊有刪改之權。
- 六、投稿經登載後，一律以現金致酬，酬例為本刊每面(約一千字)三元至十元，投稿人務請填蓋本社所寄上之稿費收據單後，擲還本社，本社當即按開來地址，寄奉稿費。

航空機械月刊

總編輯 曹鶴蓀

編輯 葉玄 葉衍鑫

總行及總訂售處： 航空機械月刊社
 成都武字信箱八十七號附一號
 印刷者： 成都成城出版社
 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：

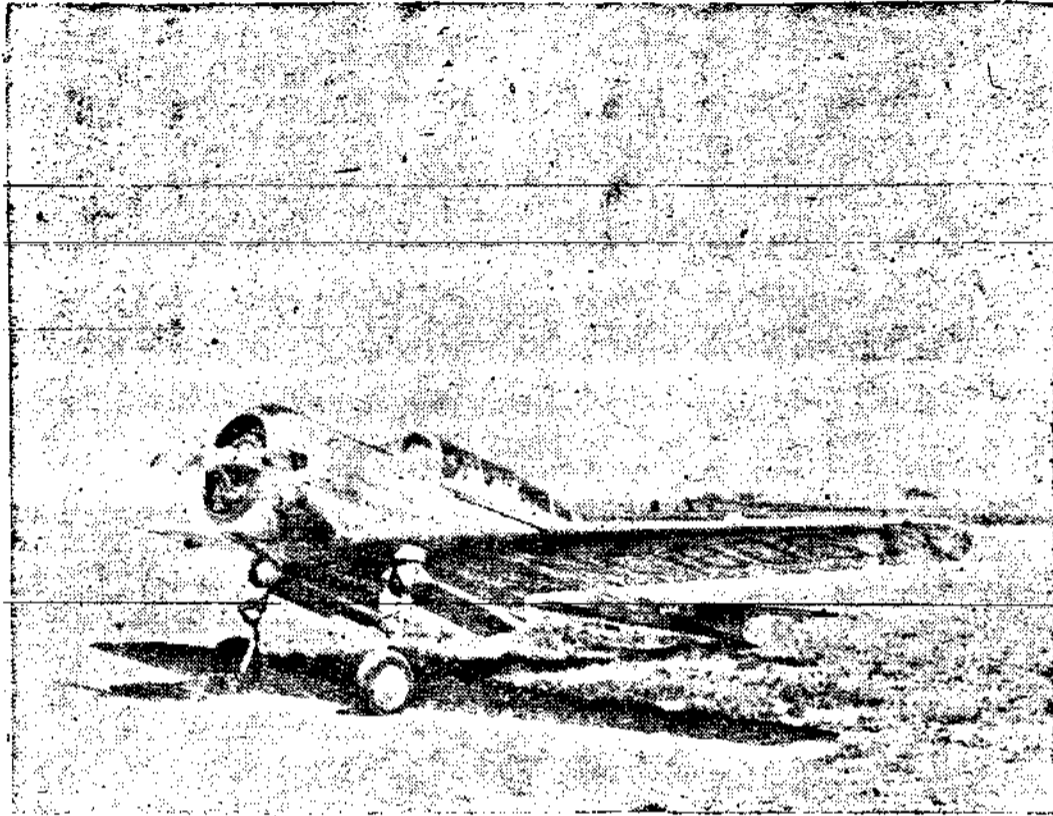
全年定費：二元
 空軍同志直接訂閱：一元
 郵費國內免收國外照加

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。

THE INTERCONTINENT CORPORATION
 HONGKONG & SHANGHAI BANK BUILDING
 HONGKONG



CURTISS WRIGHT FALCON 22 ADVANCED COMBAT TRAINER

中華郵政登記認爲第一類新聞紙

克特士「福根22」式飛機

克特士福根22式爲最新型之超等戰鬥訓練機，本機乃全部金屬製造雙座單低翼，配以蘭德旋風牌 WRIGHT WHIRLWIND 九汽缸發動機，落地輪縮入機內。後座裝活動機鎗，前面機鎗由螺旋槳或翼內發射皆可。炸彈架以及一切最新式裝備不能備載，此機性能絕優，用途極廣，對於轟炸，射擊戰術，空中攝影，長途偵察，無線電通訊，照相式射擊，盲目飛行，白晝黑夜或高低空等種種複雜訓練，無不應付裕如。

香港 匯豐 銀行 二樓
 聯洲航空公司
 重慶 美豐 銀行 三樓