

轰炸瞄准具概论



# 轟炸瞄準具概論

## 第一篇 總論

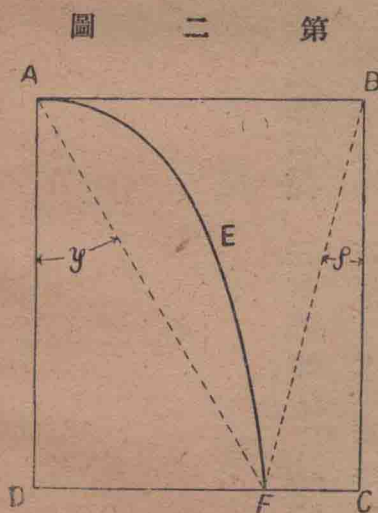
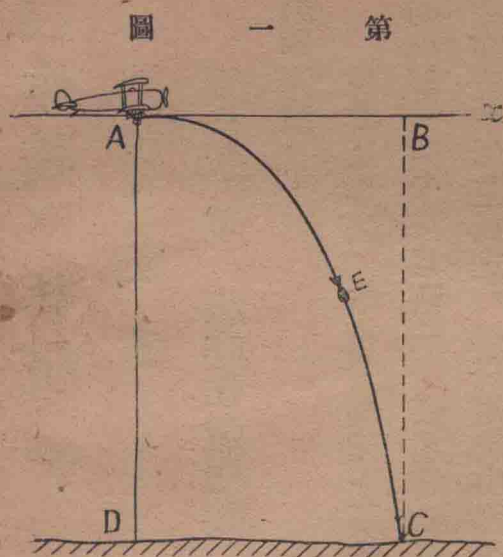
### 第一章 轟炸彈道概說

#### 轟炸彈道

現時轟炸法 略可分爲降下轟炸及水平轟炸兩種 降下轟炸法 爲奇襲的攻擊 通常以目測法 或用簡易器材 於低空實施 反是 水平轟炸法 雖亦可於低空行之 然以用於由高空精密瞄準之企畫的攻擊爲主 戰術上之「轟炸」 可視爲以水平轟炸爲主 降下轟炸 原以憑簡單目測投下爲目的 以不用瞄準具等爲原則 故所謂轟炸瞄準具 全部視爲水平轟炸用之瞄準具 亦無大差 以後稱轟炸者 全部指水平轟炸 此讀者所須知也

今設有以  $\Delta$  高度向矢之方向飛行之飛機 在 A 點放炸彈(第一圖) 炸彈在水平方向 速度與飛機等 在垂直方向 受重力作用 描出拋物線(設

在真空中)  $AEC$  落於  $C$  點 依在真空中之彈道學 因無空氣抵抗 所以炸彈在  $X$  軸方向 常能保持其速度與飛機等 炸彈落達  $C$  時 飛機當在  $C$  之直上  $B$  但實際因空氣抵抗 所投炸彈 漸失向  $X$  方向之前進力 反是 飛機以自力為等速運動 達  $B$  故炸彈着地時 飛機飛至  $B$  點 彈着點 在  $C$  稍後方之  $F$  點(第二圖)



第二圖 稱為轟炸線圖 (Bombing Diagram) 各點名稱如左

A E F = 彈道或對地彈道

A = 投下點

A D = 投下高度(以 H 表之)

F = 彈着點

B = 觀測點

D F = 射程(以 X 表之)

F C = 退曳長(以 R 表之)

$\angle D A F$  = 投下角(以  $\phi$  表之)

$\angle C A B$  = 退曳角(以  $\rho$  表之)

設炸彈於 A 投下 至達 F 之時間為 t (謂之落下時間) 飛機速度為 V

彈達 F 時 飛機在 B 故

$$AB = Vt$$

而 AB 等於 D C 故

$$\tan \phi = \frac{AB - CF}{AD} = \frac{Vt}{H} - \tan \rho \dots\dots\dots (1)$$

(1) 爲構成一切轟炸瞄准具基礎之根本觀念

$V$  所表飛機速度 實際含有飛機對空氣之速度（謂之固有速度）以  $V_a$  表之及對地面之速度（謂之對地速度）以  $V_g$  表之（兩種）因飛機在空氣中進行空氣又對地面常動故也 飛機正對風之方向 由風下向目標時  $V_g = V_a -$

$V_w$  ( $V_w$  表風之速度)

反是追風時  $V_g = V_a + V_w$

故(1)式之  $V$  雖漫然謂之飛機速度 但普通應書作  $V_g$

設計轟炸瞄准具時 假定所謂風者 乃在飛行高度及地面間、速度、方向均一定而吹於水平方向者也 實際因高度層之異 而風向、風速一一相異 又有上昇氣流、下降氣流等複雜狀態 但例如飛機在三千公尺高度飛行時 實無由測定在二千公尺高度一千公尺高度等中間層之風向、風速 又雖已判明 欲對今所投下之炸彈 即時修正其彈道 以求精確投下角 必不可能 故現時不能在上流假定下研攷所謂風者

第二圖爲於地上取坐標所作之圖 但自乘飛機時 坐標原點變 彈道亦

變 真空中彈道 則因彈之水平分力常與飛機速度無異 故所落下之炸彈

當常在飛機直下 由飛機觀之 在落下中之炸彈 常在己之垂直下 故與物

體由高塔上落下無異 常見一直下落 如

此者 對地彈道 爲拋物線 但置原點於

飛機時 對機彈道 爲垂直綫 然實際在

空氣中之對地彈道如第二圖 炸彈常在飛

機直下稍後方 故對機彈道 亦非垂直綫

成接近第二圖  $BE$  綫之緩曲綫 此曲綫

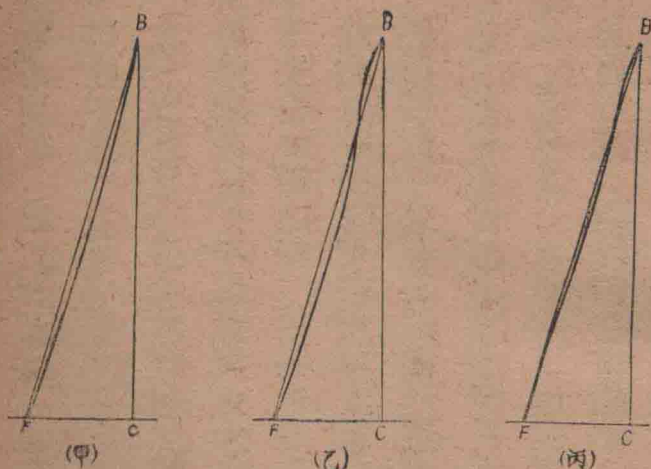
若按落下物體之空氣抵抗與落速平方成比

例計算之 成如第三圖(甲)之曲綫 但實際

若使炸彈下落而測定之 則非必成如斯簡

單曲綫 因彈之形狀、大小、重量、落下

第三圖



中空氣渦流等 成爲第三圖(乙)(丙)等之形(曲線B<sub>1</sub> B<sub>2</sub> 爲對機彈道 故如此者

### B 爲投下點)

在B點附近 彈有稍後退之傾向 換言之 卽落高(以飛機爲原點 向下所測彈之高度)小則退曳角大一事 有種種原因潛在 若爲信管裝有脫落式風車安全裝置之彈 則在未脫落畢時 所受空氣抵抗 比脫落後之彈爲甚多 此亦其一因也 若爲不安定之彈或縱懸之彈等 則在落下之初 彈卽動搖 增加抵抗 又有某飛機 炸彈在落下之初 置於推進機後流中 以致增加抵抗 此等影響 非常複雜 難於理論上求之 非精密實驗幾次 難認識其真值 但要之 可云落下直後與已落下相當距離後 彈之固有極限速度相異 極限速度 對一箇落下物體 一般視爲在落下中有一定值者 但若爲炸彈 則視爲在落下中常變更其值者 較爲正確

試觀前述基本式  $\tan \phi = \frac{V_{E,t}}{H} - \tan \phi$  則知欲求投下角 非求  $V_{E,t}$ ,  $H$ ,  $\phi$  等四種

未知數不可 其中高度  $H$ 、對地速度  $V_g$  可於機上求之 但落下時間  $t$ 、退

曳角  $\rho$  非豫求不可 若視炸彈爲質點 (material point) 所受空氣抵抗 與速度平方爲比例 則於理論上求  $t$  及  $\rho$  尙易 但解說彈道方程式甚繁 茲略之 如此者  $t$  及  $\rho$  爲炸彈極限速度、飛機固有速度 (即炸彈初速) 及高度之函數 但若於實地行投下實驗 以精密測定諸元 更換算於無風時 以求  $t$  及  $\rho$  則更完全

無論如何 取飛機作原點 則可視爲飛機靜止而地面以飛機及風之合速度由前向後動 又可視爲風對飛機以其固有速度及等速度而動 故對機彈道與對地速度無關 (即與風之速度無關) 僅爲固有速度、高度及彈之固有性能之函數

設計瞄準具時 必視  $t$  及  $\rho$  爲已知數 退曳角  $\rho$  於通常魚型流線型炸彈 爲二度至五度 於圓筒型或茄子型流線型炸彈等 間有達六、七度者 落下時間  $t$  大概在一千公尺高度 爲十五秒 在二千公尺高度 爲二十一秒 在三千公尺高度 爲二十七秒

說明瞄准具原理時 於便宜上 每將前記第二圖 由彈着點向左右分割 用如第四圖之轟炸線圖 如此者  $G$  點稱為退曳點 如前所述 退曳角（

或退曳長）與  $V_g$  無關 故若於第四圖 由

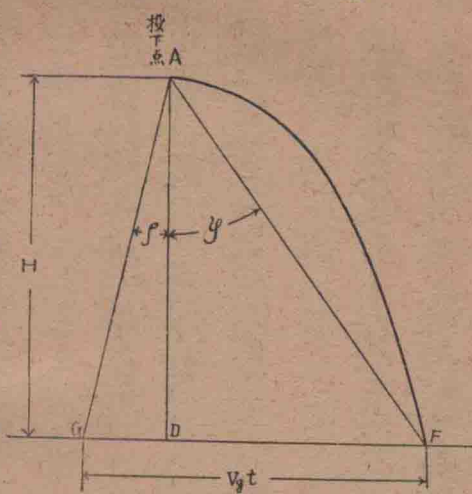
$G$  按  $V_g$  之距離 向前測之 以求  $F$  點

則可得投下角  $\phi$  即風之強弱於  $\phi$  無影

響 僅影響於  $\phi$  向風則  $\phi$  小 追風則

$\phi$  大

第四圖



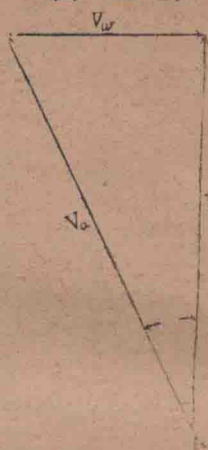
側風轟炸

以上所述 為飛機正對風之方向或與風之方向一致以取航路時 謂之飛機入風床內 入風床內 投下炸彈 謂之風床轟炸 若不在風床內 與風之方向成某角度以定航路時 其轟炸 謂之側風轟炸

第五圖 為由上視飛機徑路之平面圖 若風速為  $V_w$  飛機以固有速度  $V_a$

在風中飛行 則此飛機如左

第五圖



$V_g$  線上 故向斜橫方向飛行 此三角形 稱

(a) 對空氣向  $V_a$  方向前進  
(b) 對地面 向  $V_g$  方向前進

即飛機常將機首向  $V_a$  方向 而航路通過

為速度三角形

$V_a$  及  $V_g$  所成  $\angle$  謂之偏流角

第六圖

設  $AB = V_a t$   $AC = V_g t$  則於 A 點

離機體之炸彈 立受  $V_w$  之作用 於飛機達 C

所經  $t$  時間 仍吹流於  $V_w$  方向 結局 若無

風 則當落於距 B 等於退曳長之 P 點 吹流至 Z 而着地 (17/V\_w) 如此者

Z 比航跡 AC 在風下 此現象 謂之橫偏

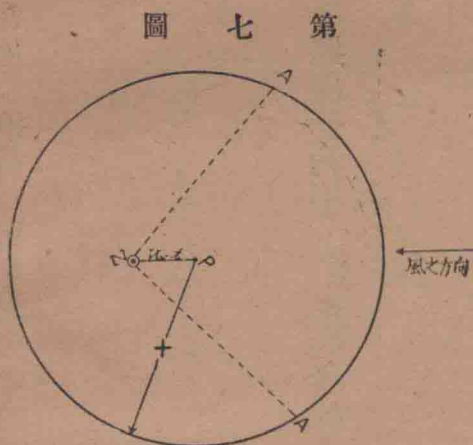
如此者 彈道平面圖 為曲線 AN 且 AN 非直線明甚 依第六圖 可知於

A 點所放炸彈之着地 呈下記現象

因風變形

- (a) 不着於飛機航路上 比航路偏於風下  
 (b) 無論風向如何 落於距觀測點等於退曳長之後方  
 (c) 無論風向如何 在含飛機軸之垂直面內落下

即可知對機彈道 於風床轟炸 於側風轟炸 並無稍異 僅對地彈道



第七圖

於A所放炸彈 落於Z 故彈着點 可謂

係距投下點 在固有速度之方向 取等於無風

時之射程(第六圖) 由此處 與風向平行

取t秒間風之移動距離之點也 轟炸機將轟炸

目標Z時 其投下點之軌跡 為比Z在風上

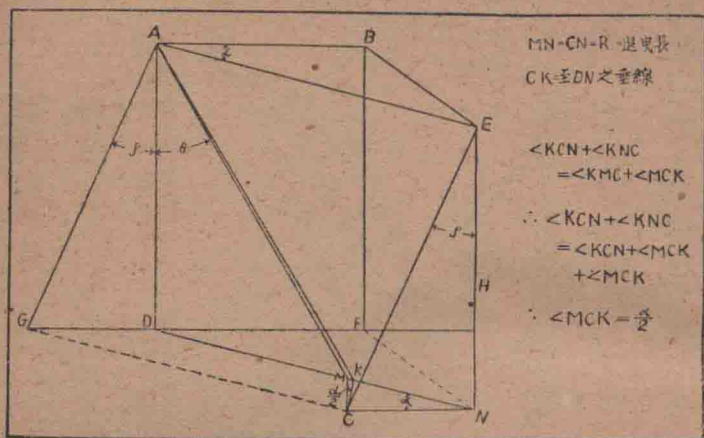
取 $V_{at}$  以此為中心 以無風時之射程X為半徑

所作之圓P(第七圖) 若欲由任意點A 轟炸Z

則一面將機首向P 一面以AN為瞄准線而投

下可矣

圖 八 第

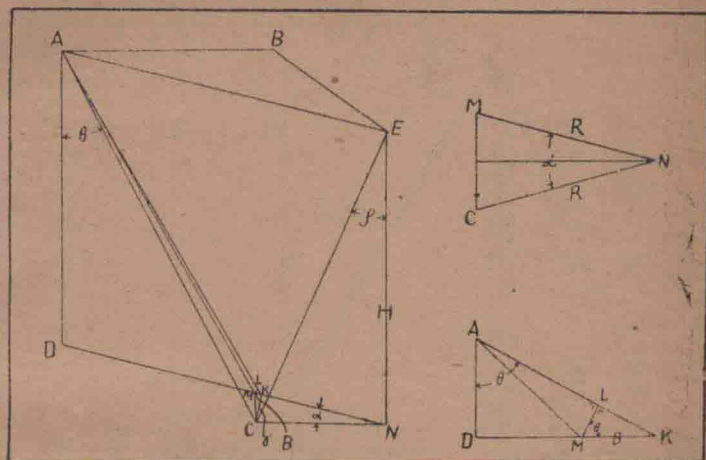


今設此投下角為  $\theta$  高度為  $H$

於第六圖  $\angle BAC$  為偏流角 前已述之  
 但投下時 由  $A$  瞄準  $Z$  故瞄準線 須對機  
 軸成  $\angle PAN$  由是減偏流角 所餘  $\angle CAN$   
 謂之修正橫偏角 修正橫偏角 為偏流角及  
 退曳長(或退曳角)之函數 觀圖自明  
 修正橫偏量

然則欲行側風轟炸 必對正規投下角  $\phi$   
 加以如何修正乎(參照第八圖、第九圖) 對  
 飛機進行方向 設橫方向之偏差角為  $\gamma$  所  
 及於射程之偏差角為  $\beta$  即於  $DN'$  上之投下角  
 修正  $\gamma$  及  $\beta$  即可得側風轟炸之真投下角  
 偏流角為  $\alpha$  則由第八圖 得

圖 九 第



轟炸彈道略近計算法

若炸彈爲新型 其性能未判明

欲行投下試驗時 須假定該炸彈極限速

由第九圖 得

$$\tan \gamma = \frac{KC}{AK} = \frac{R \sin \alpha}{AK} = \frac{H \tan \rho \sin \alpha}{AK}$$

若  $AK \div AM$  則  $\tan \gamma = \tan \rho \sin \alpha \cos \theta \dots\dots (1)$

$$MC = 2R \sin \frac{\alpha}{2} = 2H \tan \rho \sin \frac{\alpha}{2}$$

$$\text{又 } MK = MC \sin \frac{\alpha}{2} = 2H \tan \rho \sin^2 \frac{\alpha}{2}$$

$$ML = MK \cos \theta = 2H \tan \rho \sin^2 \frac{\alpha}{2} \cos \theta$$

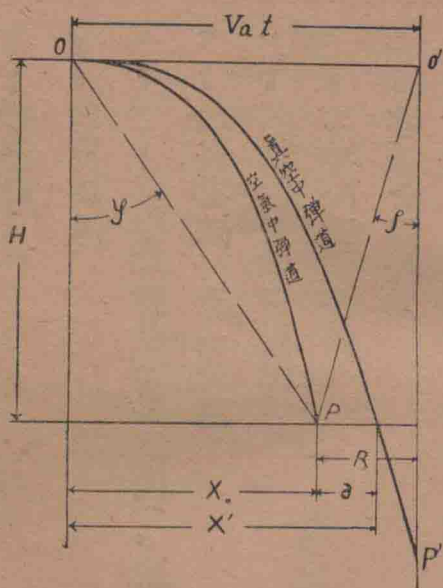
$$\text{由是 } \tan \rho = \frac{ML}{AM} = 2 \tan \rho \sin^2 \frac{\alpha}{2} \cos \theta \frac{H}{AM}$$

$$= 2 \tan \rho \sin^2 \frac{\alpha}{2} \cos \theta \dots\dots\dots (2)$$

由 (1) 及 (2) 可求兩修正角

度 於計算上 求其落下時間及退曳角 下述略近計算法 乃以實驗式爲基礎者也 雖非精確理論式 然構造簡單 立可計算 故非常有用 實際投下炸彈時 常有種種誤差 能取理論上之彈道者極罕 用非常綿密計算或實驗之彈道表而投下 與依此程度之略近計算法而投下 於命中精度 並無顯著

第十圖



射程差

$P =$  在空氣中投下  $t$  秒後之炸彈位置

之差異 故實際上 用略近計算法 亦無妨

依此等式計算時 利用附錄第二之第一表、第二表、第三表 則求答非常簡便 式中諸記號中 新者如下(參照第十圖)

$\Delta =$  在真空及空氣中兩彈道之

$P'$  = 在真空中投下  $t$  秒後之假想炸彈位置

$O$  = 投下點

$O'$  = 觀測點

$W$  = 炸彈重量

$d = 2r$  = 炸彈最粗部分之直徑 ( $r$  爲半徑)

$t'$  = 眞空彈道之落下時間

$X_0$  = 在穩靜空氣中之射程

$V_m$  = 炸彈之極限速度

$l$  = 炸彈本體之長

但單位均用公尺、公斤、秒

炸彈之極限速度 ( $\Delta^m$ )

(1)

$$V_m = 2.478 \sqrt{\frac{1W}{d\pi^2}} \dots\dots\dots (1)$$

但此公式 僅於尾部有安定翼四枚之流線型本體炸彈適用之 於砲彈型

及球型 均不適用

(2) 在穩靜空氣中之射程( $X_0$ )

依理論彈道表 作<sup>a</sup>之實驗式 以此修正真空彈道之射程 即得

$$X_0 = X' - \partial = \sqrt{\frac{2}{g} V_a \sim H} - \frac{530 V_a H}{V_m^2 \sim V_m} \dots\dots\dots (2)$$

(3) 落下時間( $t$ )

用與(2)相同之方法 以由同一高度落下所需在真空中落下時間與在空氣

中落下時間之差爲 $\gamma$  則

$$z \div \frac{0.017 H^2}{V_m^2} \quad \text{因是}$$

$$t = t' + z = \sqrt{\frac{2}{g} \sim H} + \frac{0.017 H^2}{V_m^2}$$

(4) 退曳長及退曳角( $R$  及  $\rho$ )

$$R = V_a t - X_0$$

以(2)及(3)代入 即爲

則退曳長如左 甚簡單

$$R = \frac{0.017 V_a}{V_m^2} H(H + \frac{530}{0.017 \sqrt{V_m}}) \quad \text{以此式中} \frac{0.017 V_a}{V_m^2} \text{及} \frac{530}{0.017 \sqrt{V_m}} \text{爲} m \text{及} n$$

$$R = mH(H+n) \dots\dots\dots (4)$$

$m$  及  $n$  見附錄第二之第一表

因是退曳角爲  $\tan \rho = m(H+n) \dots\dots\dots (5)$

(5) 在風床內之射程( $X$ )

$$X = V_{gt} - R = V_{gt} - mH(H+n) \dots\dots\dots (6)$$

(6) 在靜穩空氣中之投下角及在風床內之投下角( $\phi_0$  及  $\phi$ )

$$\tan \phi_0 = \frac{X_0}{H} \dots\dots\dots (7)$$

$$\tan \phi = \frac{X}{H} = \frac{V_{gt}}{H} - m(H+n) \dots\dots\dots (8)$$