

# 改變彈心材質之靜穩定裕度設計

\*<sup>1</sup>陳妍如、<sup>2</sup>張合

<sup>1</sup>國立台北科技大學機電學院製造科技研究所、<sup>2</sup>國立台北科技大學機電學院

\*chen202.11561@yahoo.com.tw

## 摘要

砲彈從砲管膛口飛出後，彈體飛行受力面必受空氣阻力之影響，對於長桿型彈心之動能穿甲彈也不例外；本文以M426 105公厘尾翼穩定脫殼穿甲(APFSDS)彈為例，在不改變砲膛口徑與尾翼架構情形下，將APFSDS之鎢合金彈心，改用不同比重之鋼質材料設計，藉由改變彈心尺寸，探討重心、壓心、正向力、靜力矩與靜穩定裕度之關係，以作為尾翼穩定脫殼穿甲彈之練習彈設計參考。

**關鍵詞：**靜穩定裕度、動能穿甲彈、重心、壓心

## Design of Static Margin by Changing Material Density of Penetrator

<sup>1</sup>Yen-Ru Chen\*, <sup>2</sup>Ho Chang

<sup>1</sup> Graduate Institute of Manufacturing Technology, College of Mechanical & Electrical Engineering, National Taipei University of Technology

<sup>2</sup> College of Mechanical & Electrical Engineering, National Taipei University of Technology

### Abstract

When a projectile fired from muzzle of a gun, flight behaviors of the projectile will certainly be disturbed by the air resistance, No exception can be found in kinetic Armor-Piercing round with long-rod penetrator. This study takes an example from the M426 105mm Armor-Piercing Fin-Stabilizer Discard-Sabot (APFSDS) round, Without changing the caliber and the design of the fin, A material of steel rod with different density from tungsten rod used in general APFSDS round was adopted to investigate the configuration and dimensions. The interrelationships among center of gravity, center of pressure, normal force, static moment and static margin have been discussed to serve as a reference for the development of kinetic target practice round.

**Keywords:** Static Margin, Kinetic Armor-Piercing, Center of Gravity, Center of Pressure

## 壹、前言

動能穿甲彈(kinetic armor-piercing)為當代執行裝甲車攻略之主要彈藥，有效攻擊距離達3,500 m以上，其彈道屬平軌跡(flat-trajectory)之直射武器，精準度是命中目標之首要條件，彈心的材質及高速動能更是執行穿甲任務之關鍵，快、狠、準最能描述動能穿甲彈之特性需求。

動能穿甲彈為獲取火藥能量轉換之最大推進動能，需使彈體受力截面大如砲膛口徑，當彈體飛離膛口後，彈體迎風面將承受空氣阻力，為避免消耗彈體之動能，彈心前端受力截面需越小越好。在這種膛內彈道彈體受力截面要大，膛外彈道彈體受力截面要小的特殊要求，因此發展出一種大口徑輕質外殼(Sabot)包覆小口徑長桿狀彈心的設計，稱之為脫殼(discard-sabot, DS)彈；其脫殼之作用模式是使彈體於離開砲口後，包覆桿狀彈心之輕質外殼不再受膛徑之約束，並因彈體迎風面承受空氣阻力，導致約束外殼的密封圈破裂，使輕質外殼與彈心分離，原火藥賦予彈體之強大動能，將持續作用在長桿狀之彈心上，直到彈心命中標的物，完成穿甲破壞為止。

砲彈從火砲膛口擊出後，高速飛行之彈體衍生而出之超音速氣流，將會使彈體產生偏航現象；為了使彈體飛行趨於穩定，需藉由外力使彈體回復為未產生偏航前狀態；因此氣流賦予飛行中彈體，所產生之升力(Lift)作用於壓心(center of pressure, C.P.)，而壓心與重心(center of gravity, C.G.)之距離，將是彈道飛行穩定因素，此距離稱為靜穩定裕度(static margin)。重心位置與彈體材質比重及彈體結構有關，壓心則與氣流作用於彈體外型相關，藉由改用較低比重之鋼質材料設計彈心，探討彈心尺寸、構型、壓心與重心位置與維持靜穩定飛行狀態之關係。

## 貳、研究方向

### 一、射擊系統描述

脫殼彈彈體之基本結構，就是以質輕的外殼，包覆具有尾翼之長桿狀彈心，兩者藉由齒槽相互卡瓣，結合成為彈體；當射擊之彈體飛離砲口約10倍口徑距離後(以105 mm口徑砲彈為例，約距砲口10 m)，外殼不再受砲膛約束，並隨膛內高壓氣體釋放，彈體前方迎面而來之高速氣流在外殼前方形成激波，衍生之前腔高壓區將使外殼對彈心發生徑向和軸向分離趨勢[1]，隨之而來之空氣阻力，將促使外殼與彈心快速分離，圖 1為動能穿甲彈脫殼示意圖。

依據慣性定律，脫殼後之彈心將持續飛行，直到擊中目標或動能耗盡為止。

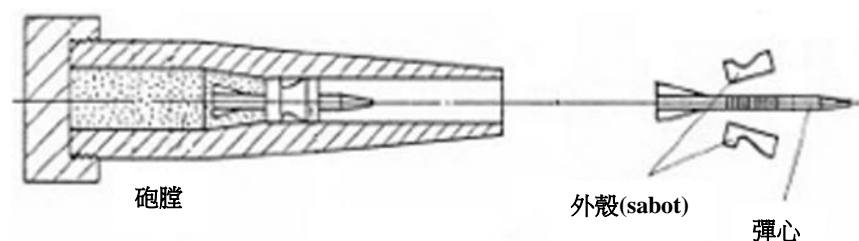


圖 1 動能穿甲彈脫殼示意圖[2]

### 二、研討與選擇

目前世界上服役的動能穿甲彈之彈心材質，以乏鈾合金(depleted-uranium, DU)與高比重鎢合金(W-base heavy alloys, WHA)為主；囿於乏鈾合金之放射性材質特性，對於環境與人體將造成影響，另因高比重鎢合金價格高昂，及考量平時演訓任務，皆著重於彈藥上膛操練與瞄靶射擊，無須執行穿甲效能之確認等因素，若能獲取價格低廉之材料製成彈心，將可大幅降低彈藥製造之成本，並符合演訓任務之訓練目的。

彈心材質之選用，須考量砲膛內高溫高壓之火藥燃氣所造成之破壞，並須能承受高速飛行時，因慣性力或空氣阻力而造成扭曲，因此彈心設計之考量因素，大致分為材質、尺寸及構型。

由於一般鋼材獲取容易，且價格低廉，材質之加工方式無須特殊刀具與設備，故為合適之選材目標；因此在不改變砲膛口徑與尾翼構型尺寸之前提下，取鋼材設計彈心口徑與長度尺寸，以達動能穿甲之靜穩定飛行條件。

## 參、設計步驟

### 一、火藥能量與動能之關係

砲彈底火於擊發後，引發火藥鏈之連鎖效應，由於動能穿甲彈屬固定式彈藥(彈體於彈筒口部以壓配結合)，彈筒成為密閉腔體，因燃燒累積之溫度及壓力，將促使火藥更快速燃燒而產生高壓氣體，待火藥燃氣達到臨界壓力時，將對彈體做功，使彈體獲得動能而快速移動；圖2為膛壓與彈體行進距離相關示意圖，當彈筒內之火藥燃氣達臨界壓力時，彈體將脫離彈筒束縛而移動，彈體脫離彈筒時之瞬間，其加速度亦為最大，隨著彈體快速移動離開砲口時，彈體之移動速度達最大值。

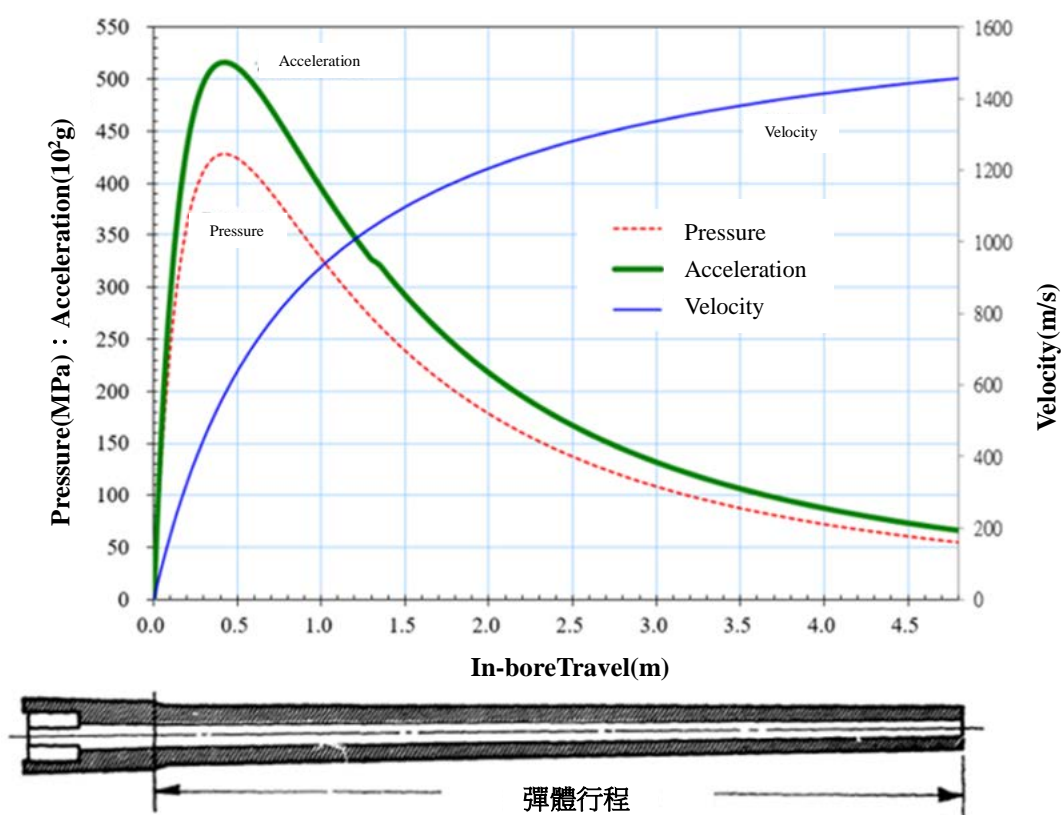


圖 2 膛壓與彈體行進距離示意圖

推動彈體前進之動力來源為火藥燃燒後產生之高壓氣體，因此彈體承受之作用力可描述如下[3]

$$F = p_c A_b = p_c \left( \frac{\pi D^2}{4} \right) \quad (1)$$

其中  $F$ ：火藥燃氣推進力

$p_c$ ：砲膛火藥燃氣壓力

$A_b$ ：彈體截面積(≈ 砲膛截面積)

$D$ ：砲膛直徑

依據  $F = ma$ ，彈體承受最大推進力時，達彈體最大加速度( $a_{max}$ )，由圖 2 可知  $a_{max}$  將發生於  $(p_c)_{max}$  時。式(2)為膛內彈體運動之關係式[3-4]

$$a_{max} = \frac{(p_c)_{max} A_b}{m_b} \tag{2}$$

其中  $m_b$ ：彈體承受加速度力之等效質量( $m_b = m_p + 0.5m_c$ )

$m_p$ ：彈體質量

$m_c$ ：火藥質量

然而推動彈體之加速度，亦可表示為作用在彈體上之作用力 $p_b$ ，表述如下[4]

$$a_{max} = \frac{p_b A_b}{m_p}$$

$$\Rightarrow p_b = \frac{(p_c)_{max} m_c}{1 + 2m_p} \tag{3}$$

## 二、彈心之結構與定義

針對砲膛內移動之彈心，依其受行為，分別給予結構定義。依據慣性原理，彈體承受火藥燃氣向前推進移動時，將會產生向後作用之慣性力，圖 3說明彈心各部位之定義；為避免慣性力造成外殼前端之彈心因徑長比產生挫曲，命此段長度為 $L_f$ ；外殼與彈心以齒槽卡瓣，分離時因齒槽相互剪切作用，外殼包覆彈心段長度命為 $L_s$ ；外殼後段之彈心，承受作用彈體之壓力及慣性力產生之拉伸應力，命該段長度為 $L_t$ 。[3-4]

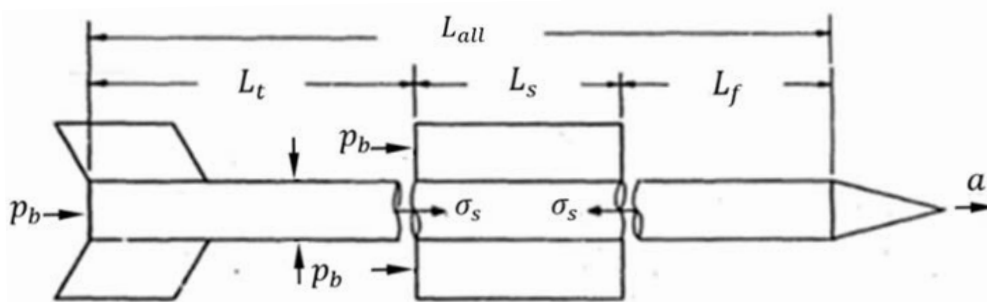


圖 3 彈體結構示意圖

從圖 3 受力示意圖可知  $L_{all} = L_f + L_s + L_t$ ，可將彈體 $L_f$ 及 $L_t$ 段之受力表示如后。

$L_f$ 段承受最大慣性力時，亦是彈體加速度最大時。

$$\sigma_s A_p - (\rho_p A_p L_f) a_{max} - m_n a_{max} = 0$$

$$\Rightarrow L_f = \frac{\sigma_s}{\rho_p a_{max}} - \frac{m_n}{\rho_p A_p} \tag{4}$$

$L_t$ 段承受慣性力時，亦須承受火藥燃氣作用力

$$\sigma_s A_p = (\rho_p A_p L_t) a_{max} + m_f a_{max} - p_b A_p$$

$$\Rightarrow L_t = \frac{\sigma_s}{\rho_p a_{max}} - \frac{m_f}{\rho_p A_p} \tag{5}$$

其中  $A_p$ ：彈心截面積

$\rho_p$ ：彈心材料密度

$m_n$ ：風帽質量

$m_f$ ：尾翼質量

$\sigma_s$ ：材料之軸向應力

因風帽質量(相對於彈心)很低，故予忽略不計，可將彈心之 $L_f$ 長度評估為

$$L_f \approx \frac{\sigma_s}{\rho_p a_{max}} \tag{6}$$

惟細長桿狀之彈心可能因慣性力而挫曲，為了避免彈心因挫曲而破壞，外殼前端之彈心長度 $L_f$ ，將隨材質之彈性模數而不同；依 Euler buckling 公式[4]取安全係數，彈心挫曲臨界力 $(F_f)_{cr}$ 及彈體所受之慣性力 $F_f$ 如式(8)表示如后[3]：

$$(F_f)_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{(1.122L_f)^2} \tag{7}$$

$$F_f = (\rho_p A_p L_f) a \tag{8}$$

由於彈心承受最大挫曲臨界力是在彈體加速度最大時，為使彈心不會因挫曲力而破裂，材料承受挫曲力之能力需大於彈體承受之慣性力。

$$(F_f)_{cr} > (F_f)_{max}$$

$$\Rightarrow \frac{\pi^2 EI}{(1.122L_f)^2} > \rho_p \frac{\pi}{4} d^2 L_f a_{max}$$

$$\Rightarrow L_f^3 < \frac{4\pi}{(1.122)^2} \frac{EI}{d^2 \rho_p a_{max}} \tag{9}$$

其中  $d$ ：彈心直徑

$E$ ：彈心材料之彈性模數

$I$ ：彈心軸向截面慣性矩

彈心由輕質外殼包覆(一般選用鋁合金)，兩者以齒狀溝槽互嵌，當彈體承受作用力向前推進時，外殼與彈心之齒狀溝槽相互剪切，圖 4為剪切力作用示意。

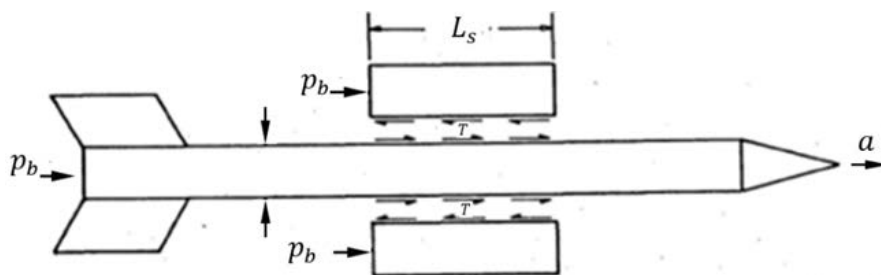


圖 4 外殼與彈心齒合段剪應力示意圖

由於負載為單一軸向作用力時，其最大主應力即為為軸向應力 $(\sigma_s)$ ；依據最大剪應力破壞理論，最大剪應力 $\tau_{max}$ 為最大主應力之一半。惟最大主應力大於材料降伏強度時，材料將產生破壞[5]。因此外殼與彈心齒合部分之長度 $L_s$ 可寫成

$$\frac{p_b A_p - m_{sp} a_{max}}{\pi d_p (L_s)_p} = \tau_{max} < \frac{1}{2} (\sigma_s)_p$$

$$\Rightarrow (L_s)_p > \frac{2(p_b A_p - m_{sp} a_{max})}{\pi d_p (\sigma_s)_p} \tag{10}$$

$$\frac{p_b (A_b - A_p) - m_s a_{max}}{\pi d_p (L_s)_s} = \tau_{max} < \frac{1}{2} (\sigma_s)_s$$

$$\Rightarrow (L_s)_s > \frac{2(p_b (A_b - A_p) - m_s a_{max})}{\pi d_p (\sigma_s)_s} \tag{11}$$

其中  $m_s$ ：外殼質量

$m_{sp}$ ：彈心質量

### 三、氣動力對於彈體飛行之影響

所謂彈道(trajjectory)，就是彈體的重心在空間所描繪出來的移動軌跡[5]。在評估彈體的飛行狀態時，通常會假設彈道過程同在均勻的重力場，所以彈體重量與重力加速度(G)之比值，即為彈體之質量，質量亦可敘述為物體各質點的重力與其所產生之加速度比值的常數，所以質心亦為各質點重力合力點的中心；通常假設彈體飛行於均勻的重力場中，因此彈體質心的位置就是重心位置。

氣流作用在彈體外表上的壓力分佈，可以整合簡化為一合力作用點，此點稱為壓力中心，簡稱為壓心。由於彈體通常設計成對稱於彈軸，故壓心位置將會落在彈體之縱軸上；由於氣流作用在彈體之合力，將被分解為升力(lift)及阻力(drag)，也可將其視為作用於壓心位置的正向力係數 $C_N$ 和軸向阻力 $C_D$ 。壓心在軸上的位置，將隨彈體形狀、飛行速率(馬赫數)及軸向旋轉速率而改變。其相關之氣動力係數[5]被定義如下：

$$\text{動壓力} \quad q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (12)$$

$$\text{升力係數} \quad C_L = \frac{L}{qA_p} \quad (13)$$

$$\text{阻力係數} \quad C_D = \frac{D}{qA_p} \quad (14)$$

$$\text{正向力係數} \quad C_N = \frac{N}{qA_p} \quad (15)$$

$$\text{靜力矩係數} \quad C_M = \frac{\mu}{qA_p} \quad (16)$$

其中  $v$ ：彈體對空氣的速度

$\rho$ ：空氣密度

$L$ ：升力

$D$ ：阻力

$N$ ：正向力

$\mu$ ：靜力矩因子

以上所有的係數，皆為攻角(angle-of attack,  $\alpha$ )的函數；攻角，係為彈軸與彈道軌跡切線的夾角，亦稱之為偏航角；因此為使彈體的特性描述更為方便，將各項氣動力係數對 $\alpha$ 作導函數(即計算攻角曲線的斜率)，並在各項係數以註腳 $\alpha$ 表示，其表示如下：

$$\frac{dC_N}{d\alpha} = C_{N\alpha} \quad \frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha}$$

由於 $C_{M\alpha}$ 是 $C_{N\alpha}$ 和壓心與重心間距離之乘積，因此稱此距離為靜穩定裕度(Static Margin)。

$$\frac{C_{M\alpha}}{C_{N\alpha}} = C.P. - C.G. \quad (17)$$

而靜力矩因子( $\mu$ )可以描述為：

$$\text{靜力矩因子} \quad \mu = \frac{\pi}{8} \rho d^3 v^2 C_{M\alpha} \quad (18)$$

欲使彈體穩定飛行的方法有二，一是使彈體繞著彈軸快速旋轉，稱為旋轉穩定；另一是藉由彈體尾部增加翼片，改變氣動力對於彈體作用力，稱為尾翼穩定。迴轉穩定因素( $S_g$ )描述如后[5]：

$$S_g = \frac{(I_x)^2 \omega^2}{4I_y \mu} \quad (19)$$

其中  $I_x$ ：慣性軸向力矩

$I_y$ ：慣性橫向力矩

$\omega$ ：軸向角速度

依據Murphy C.H.對於彈體飛行之動穩定性理論[6]，將動穩定因素( $S_d$ )與反迴轉穩定因素之關係簡化為式(20)，並繪製成圖5之曲線圖，藉以說明各種飛行穩定狀態的條件。

$$\frac{1}{S_g} = S_d(2 - S_d) \quad (20)$$

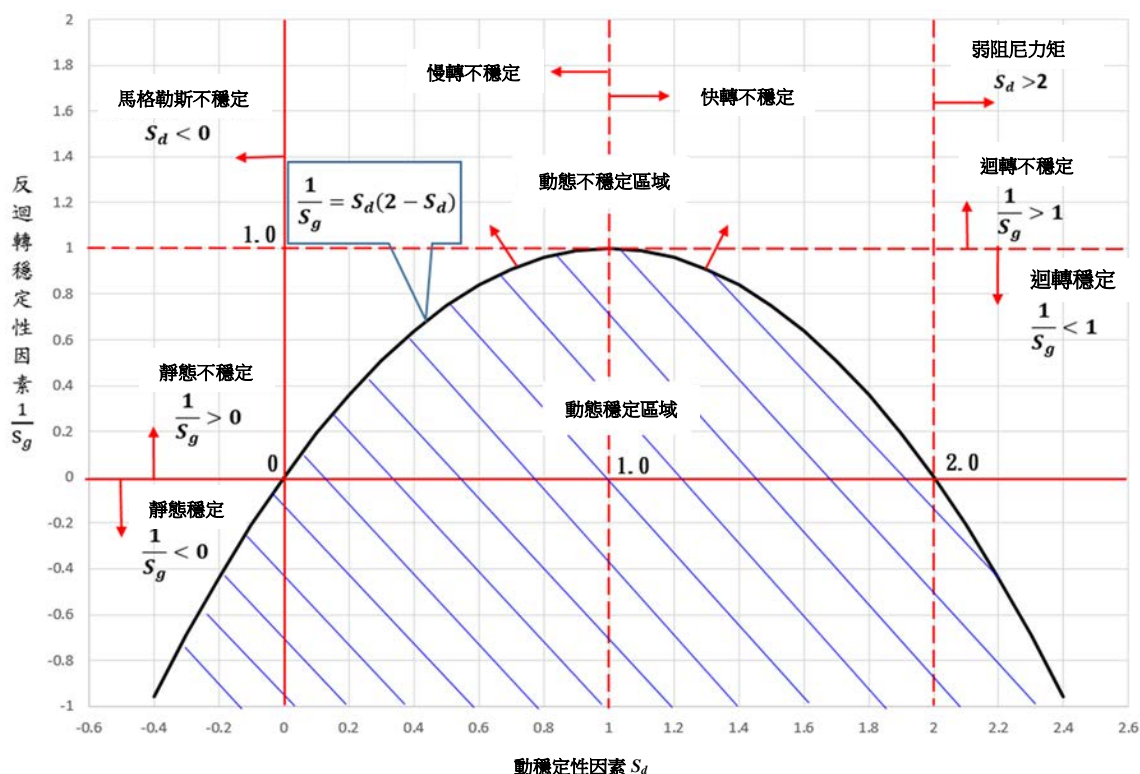


圖 5 動穩定與反迴轉穩定因素關係圖

由於長桿狀彈心，是藉由彈尾翼片之設計，使氣流作用於彈心之合力作用點往尾翼方向移動，形成壓心較重心之位置靠近尾翼端，此時升力將形成向彈尖作用之力矩(詳圖 6)；在彈心飛行期間，此力矩使偏航角呈現減少之趨勢，因此稱之為恢復力矩(restoring moment)，或稱為俯仰力矩，又稱為靜力矩。

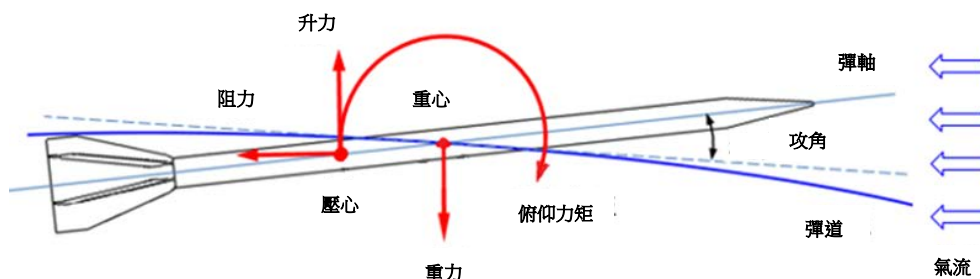


圖 6 翼穩定彈作用力示意圖

因 $C_{M\alpha}$ 相對於氣動力作用方向為反向力矩，所以為負值；代回式(16)及(19)可得 $S_g$ 亦為負值，符合圖 5 中之  $\frac{1}{S_g} < 0$ 時為靜穩定之敘述；因此壓心在重心後方之彈體設計，屬於靜態穩定(Static stable)。

因此在有效偏航角範圍內飛行之彈體，升力因偏航角呈仰角之改變而增加，為使彈軸回歸無偏航時之位置，需將彈體之壓心設計在重心之後，藉由升力與壓心質心間所形成之靜力矩，促使偏航角回歸無偏航時之狀態，彈體才能呈現靜穩定飛行。

#### 四、彈體構型與阻力

彈體承受氣動力的阻力，將直接影響射程及飛行時間；以長桿狀彈心為例，為了有較長的射程，短的飛行時間，彈體鼻端的阻力仍需儘可能的小。為了探討阻力對彈道的影響，將假設彈體偏航角趨近於 0 (亦即彈體沿彈道之切線方向飛行)，其無偏航之阻力係數為 $C_{D_0}$ ，亦被稱為軸向阻力係數。

針對彈體之阻力，Taylor-Maccoll提出在超音速區( $1 < M < 5$ )，對於無偏航翼穩彈體之阻力，其 $C_{D_0}$ 的大

小，大部分是由彈尖的形狀來決定[5]。因此，彈體鼻端阻力最低之構型，將會是圓錐體。

$$C_{DF} = \left(0.0016 + \frac{0.002}{M^2}\right) \epsilon^{1.7} \tag{21}$$

其中  $C_{DF}$ ：彈體前壓力阻力  $C_{D_0}$  的分力

$\epsilon$ ：圓錐角的一半，以度(degree)來表示

$M$ ：馬赫數(彈體飛行速度與音速之比值)

當攻角角度趨近於0時，氣動力作用於彈體之升力，就可視為垂直作用於彈體之正向力；一般長桿狀彈心之構型，大致由圓錐形(Conical)鼻端、圓柱體(Cylindrical)彈身，及由六片翼片之尾翼(Fin)所組成；藉由計算氣動力作用於彈體各段之正向力係數，將作用於彈體壓心  $X_{CP}$  之  $C_{N_\alpha}$ ，簡化表示於圖 7。

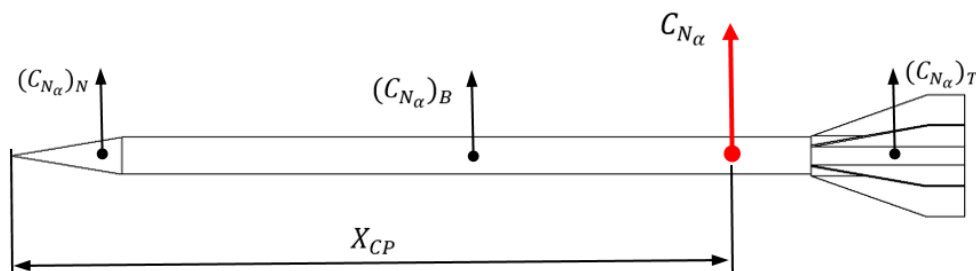


圖 7  $C_{N_\alpha}$  與壓心位置示意圖

### (一) 鼻端圓錐體段

依據氣動力作用之圓錐形彈體鼻端，正向力係數與作用之位置描述如圖 8：[7][9]

$$(C_{N_\alpha})_N = \frac{8}{\pi a^2} [A_P(L) - A_P(0)] \tag{22}$$

其中  $A_P(X)$ ：距鼻端  $X$  處之圓錐體截面積

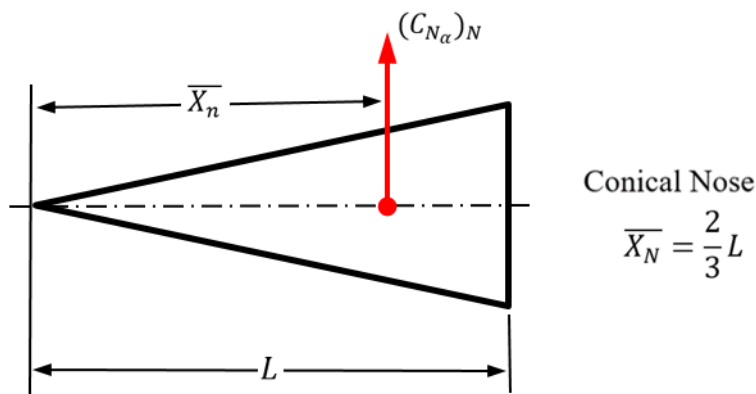


圖 8 圓錐形鼻端之壓心位置

### (二) 等徑圓柱體段

圖 9 係依據風洞試驗數據而繪製之攻角與正向力關係圖；當氣流作用於等徑圓柱體時，正向力(N)將隨攻角角度而改變，攻角角度越大，其正向力也越大；故當彈體攻角趨近於0時，可將等徑圓柱體視為各段截面皆相同之圓錐體，依據式(22)計算得知正向力係數  $(C_{N_\alpha})_B$  為0。



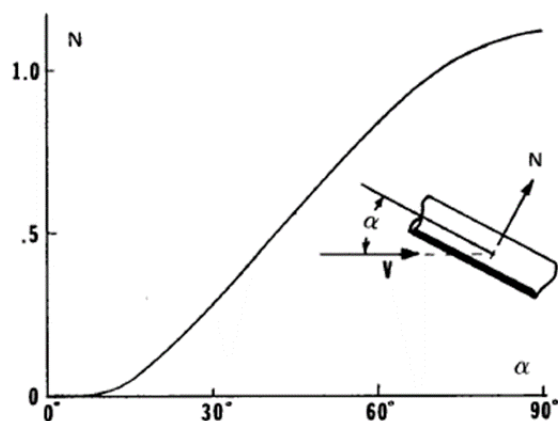


圖 9 等徑圓柱體之攻角與正向力關係圖[7]

### (三) 尾翼段

動能穿甲彈係為翼穩彈，尾翼通常由3片~6片翼片組成，尾翼之尺寸及構型，將影響氣流作用而產生正向力，圖 10 係說明尾翼翼片之細部尺寸[7]，其翼片構型正向力係數 $(C_{N\alpha})_f$ 、翼片干擾係數 $(K_T)$ 及尾翼段正向力係數 $(C_{N\alpha})_T$ 如后：

$$(C_{N\alpha})_f = \frac{4n(\frac{s}{a})^2}{1 + \sqrt{1 + (\frac{2l}{a+b})^2}} \tag{23}$$

$$K_T = 1 + \frac{0.5R}{s+R} \quad (\text{For } n = 6) \tag{24}$$

$$(C_{N\alpha})_T = K_T(C_{N\alpha})_f \tag{25}$$

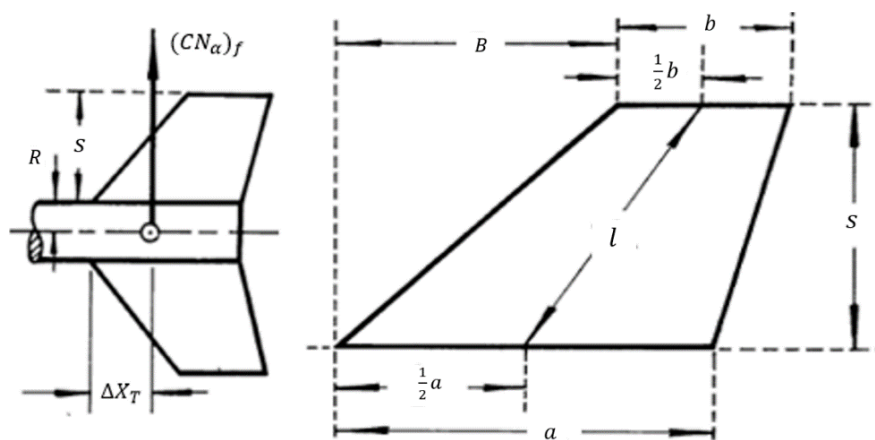


圖 10 尾翼翼片細部示意圖

已知各段彈體構型之正向力係數及作用點位置，圖 11 係將各段正向力係數簡化為作用於彈體壓心 $(X_{CP})$ 之 $C_{N\alpha}$ 。

$$\begin{aligned} \bar{X}_T &= X_T + \Delta X_T \\ &= X_T + \frac{B(a+2b)}{3(a+b)} + \frac{1}{6} \left( a + b - \frac{ab}{a+b} \right) \end{aligned} \tag{26}$$

$$C_{N\alpha} = (C_{N\alpha})_N + (C_{N\alpha})_T \tag{27}$$

$$X_{CP} = \frac{(C_{N\alpha})_N \bar{X}_N + (C_{N\alpha})_T \bar{X}_T}{C_{N\alpha}} \tag{28}$$

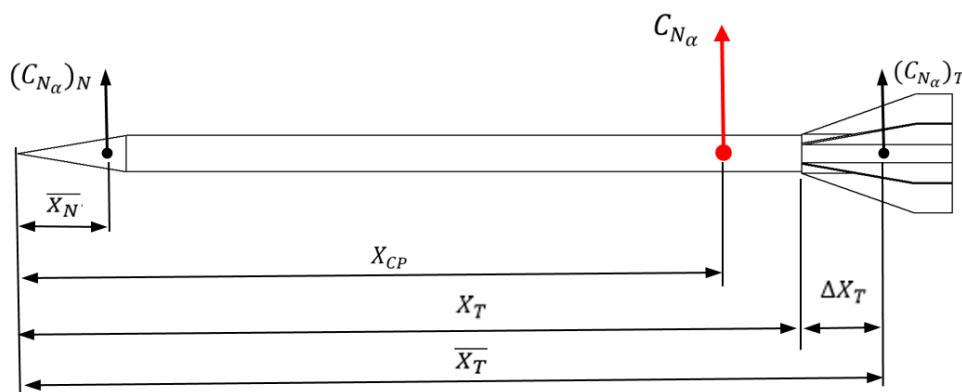


圖 11 彈體之  $C_{N\alpha}$  與  $X_{CP}$  示意圖

因此若於彈尾安置翼片，氣流作用於翼片所產生之升力，將可使壓心位置移向重心後方，使彈體飛行呈現靜穩定；惟彈體之攻角若呈仰角增加，彈體之壓心將往彈體鼻端前移，靜穩定裕度將會減少，彈體之恢復力矩亦降低，飛行趨向不穩定。若要保持彈心之靜穩定飛行，通常須將  $X_{CP} - X_{CG}$  設計成至少有一倍之彈徑距離[8]，以避免彈體偏航角改變所造影響。圖 12 為尾翼穩定彈之重心與壓心相關位置配置說明。

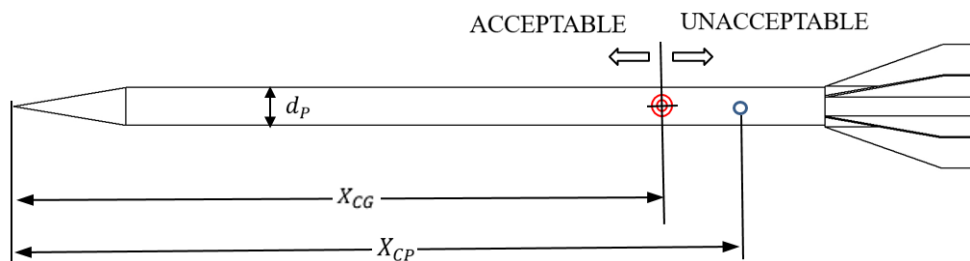


圖 12 尾翼穩定彈之重心壓心距離與彈徑之關係

### 五、飛行距離與末速之關係

當攻角  $\alpha$  為小角度時 ( $\alpha < 0.17$  radian(徑))，即表示彈道軌跡趨近水平，因此阻力係數  $C_D$  視為常數[5]；在忽略地心引力影響彈道的情況下，彈體的速度與飛行距離之關係可描述為：

$$WORK = KE = \frac{1}{2} m v^2 \tag{29}$$

$$v = v_0 \exp \left[ - \frac{C_D \rho A_p}{2 m_{sp}} \cdot x \right] \tag{30}$$

其中  $\frac{m_{sp}}{A_p}$ ：為彈心的截面密度(sectional density)

$v_0$ ：彈體砲口初速

$v$ ：彈體飛行末速

由於增加彈心直徑與長度的比例(徑長比)， $C_D$  變化不是很大，一個長而重的彈心將比有相同口徑而較輕的彈心，有較低的阻力減速度。故在彈體長度不變的情形下，修改一彈體鼻端之錐形部長度，將可減少阻力係數和增加射程[5]。

彈心的質量影響射程、飛行時間、速度等，因此在一個動能量限制的情況下，增加彈心的質量，將會增加飛行的時間；因此，彈體質量的減少與飛行時間的減少成比例。

### 肆、案例設計與討論

#### 一、彈體質量與動能加速度之關係

以M426 105公厘口徑尾翼穩定脫殼穿甲彈為例進行討論；其火炮膛徑 $D=105\text{mm}$ ，動能穿甲彈鎢合金彈心之 $m_p = 6.6\text{kg}$ ，火藥裝填量 $m_c = 6\text{kg}$ 時，其最高膛壓 $p_{max} = 440\text{MPa}$  [10]。

經計算，在相同彈體口徑與不同膛壓條件下，繪出彈體質量與加速度之關係圖；從圖 13 可獲知，當膛壓為 440MPa 時，彈體之最大加速度已超過 40,000G；且在相同火藥能量作用下，彈體質量越輕，承受之加速度也越大；故若使火藥量減少，膛壓亦會降低，彈體承受之加速力將會較小；囿於變更火藥品項涉及之層面較廣，因此在考慮將彈心改用比重較低之材質時(彈體質量變輕)，減少火藥之裝填量不失為一簡便作法。

由於更換動能穿甲彈之彈心，使其成為動能練習彈是研究目標，因此針對彈體之外殼與尾翼，仍設定選用原彈體使用之鋁合金及其相關構型與尺寸；另選用一般中碳鋼材為彈心材質，係因其為普遍使用之材料，獲取容易，價格低廉，且加工性佳，彈體使用材料之相關物性列於表 1。

表 1 彈體材料物性表

Material	WHA	Steel	AL A7075-T6
$\rho$ ( $10^{-6} \text{ kg/mm}^3$ )	17.2	7.85	2.75
T.S. (MPa)	1,300	625	310
E ( $10^3 \text{ MPa}$ )	350	205	69

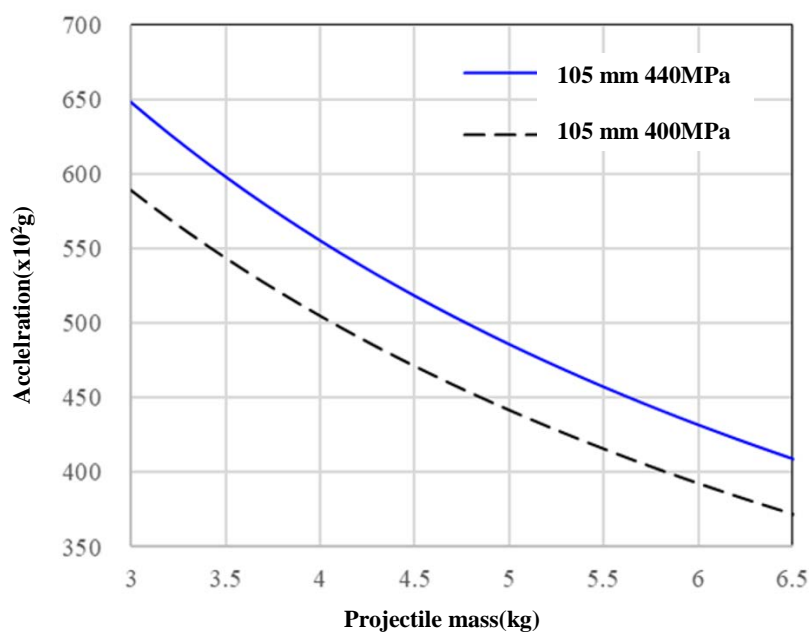


圖 13 彈體質量與加速度關係圖

承上所述，欲變更鋼心材質，需先改變火藥燃燒轉換動能賦予彈體加速度之作用力，故將鋼質彈心之火藥裝填量減量為 5kg，其裝藥量產生之最大膛壓評估約為 400MPa(火藥燃燒後之實際膛壓，仍須經過驗證後獲得)。

將相關數據代入式(1)~式(11)，推算出鎢合金(WHA)與中碳鋼(Steel)彈徑與長度比；其中鎢合金彈徑超過 30mm 之部分，因其彈心全長超過 1m，與現行全彈長度不符，故不再計算列出；另因考量改用鋼質彈心，係用於動能穿甲彈之練習彈使用，故對照原鎢合金彈心之全長，鋼質彈心將僅考慮彈徑 32mm 以下之設計，期能減少兩者彈長之差異。圖 14 為彈徑為 10mm~39mm 之鎢合金彈心與鋼質彈心之彈長與  $L_f$  設計值。

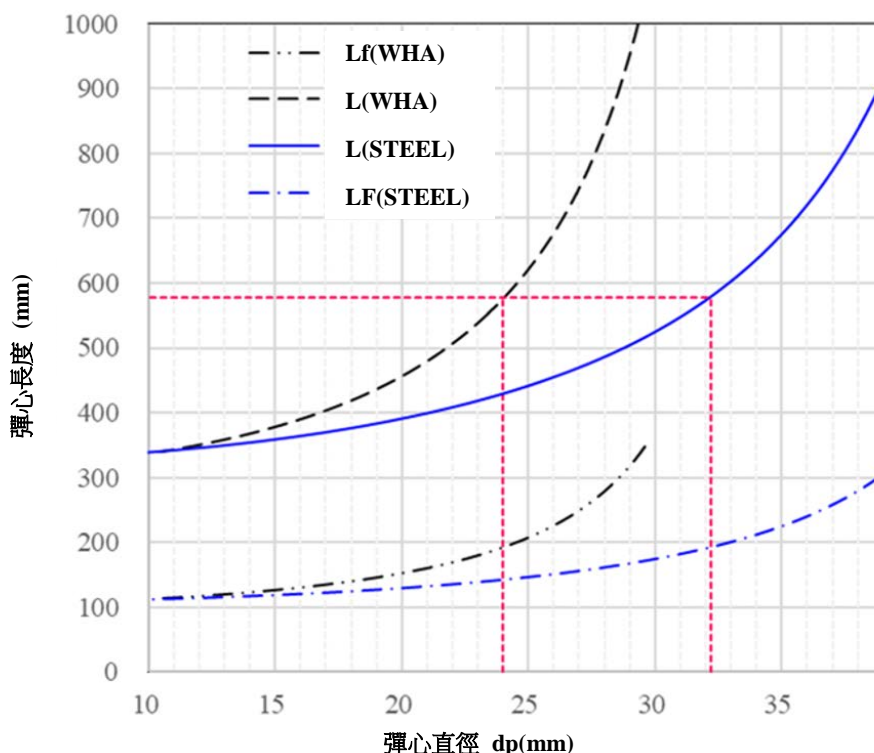


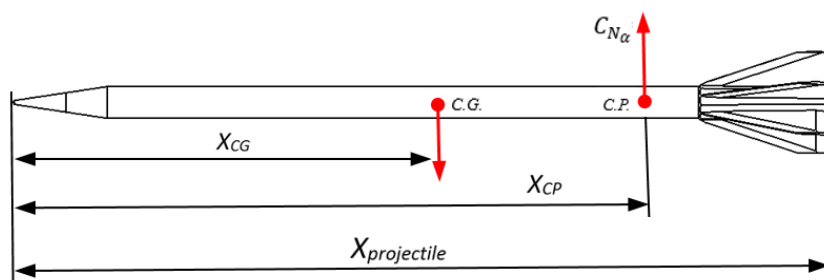
圖 14 彈心徑長關係圖

## 二、彈心之 $C_{N\alpha}$ 、重心與壓心

依據圖 14 之彈心徑長關係圖，可對應出鎢合金與鋼質彈心之彈徑與彈長，由於考量氣流對彈心阻力的影響，故令彈心鼻端之圓錐角度相同，表 2 即為鎢合金彈心與鋼質彈心，重心、壓心與 $C_{N\alpha}$ 試算結果。由於徑長比為彈心設計之影響因素，因此將各段長度設計值，以與彈心直徑之比值表示，便於比對相對應之關係。

表 2 之計算結果， $d_w$  與  $d_s$  分別為 WHA 彈心與 STEEL 彈心之直徑，計算參考點為彈心鼻端位置處， $C_{N\alpha}$  係為作用於壓心位置的正向力係數， $m_{sp}$  為彈心之質量。

表 2 彈心設計尺寸諸元



dp	$X_{projectile}$	$m_{sp}(g)$	$X_{CG}$	$X_{CP}$	$C_{N\alpha}$
$d_{w24}$ $\phi 24$	25.8	4158	13	21.1	17.1
$d_{s24}$ $\phi 24$	20	1458	10.4	15.95	17.1
$d_{s26}$ $\phi 26$	20	1776	10.1	15.7	14.1
$d_{s32}$ $\phi 32$	20	3403	10.3	14.5	8.5

ALL DIMENSIONS IN CALIBERS(dp)

## 伍、結論

在設計彈心結構尺寸時，已將鼻端之圓錐角與尾翼之尺寸設定為不變，唯一的變數便是材質改變所造成的影響；首先，材質比重的減少將使彈心質量減輕。因此彈心之直徑與長度，也隨之改變。

在設計彈心直徑與長度之比例時，因考慮彈心承受慣性力時，需避免造成挫曲，所以除了考慮減少 $L_f$ 長度外(改變外殼包覆彈心之位置)，亦可藉由加大彈心直徑以因應機械性質的劣勢；從表 2 可以看出高比重鎢合金與鋼質彈心徑長比的差異。

由於彈心的重心約位於為總長之中值，若因徑長比造成彈心總長減少，將會發生壓心位置往重心方向移動的情形，其影響將會是靜穩定裕度(壓心與重心間距離)的降低。

設計彈心尺寸時，已將尾翼之(直徑)尺寸設定為不改變，當彈心直徑加大時，相對造成尾翼翼片尺寸減少，此舉將影響氣動力作用的改變，使 $C_{N\alpha}$ 隨之降低。

$C_{M\alpha}$ 為 $C_{N\alpha}$ 與靜穩定裕度之乘積，其值減少時，反迴轉穩定因素( $\frac{1}{S_g}$ )之值將往 0 趨近，其意味著彈心設計往靜不穩定趨近的趨勢(詳圖 5)；由於彈心之總長度受限於材質比重的影響，壓心與重心間距離僅能從設計尾翼放置位置而改變(其可增加之距離長度有限)；若要維持反迴轉穩定因素之靜穩定性，增加 $C_{N\alpha}$ 之值將會是較好的選擇。

經由本次彈心之設計，了解改變材質比重對於彈心尺寸(徑長比)之影響，針對增加 $C_{N\alpha}$ 以獲得靜穩定之選擇，仍需從加大尾翼尺寸(增加尾翼翼片與彈心直徑之比值)，或是改變尾翼之構型來執行；尾翼設計將會是下一階段動能練習彈設計的選項及目標。

## 參考文獻

- [1] 尤國釗、許厚謙與楊啟仁 (1997)。《中間彈道學》。中國：國防工業出版社。
- [2] W. Lanz, and W. Odermatt (1992). *Penetration limits of conventional large caliber anti tank guns/kinetic energy projectiles*. 13<sup>th</sup> International Symposium On Ballistics, Stockholm, Sweden. Retrieved from: [http://ciar.org/ttk/mbt/papers/lakowski.2006-09/Penetration\\_Limits\\_of\\_Conventional\\_Large\\_Caliber\\_Anti\\_Tank\\_-\\_Kinetic\\_Energy\\_Projectiles.pdf](http://ciar.org/ttk/mbt/papers/lakowski.2006-09/Penetration_Limits_of_Conventional_Large_Caliber_Anti_Tank_-_Kinetic_Energy_Projectiles.pdf)
- [3] AMC (U. S. Army Command) (1972). *Engineering Design Handbook: Sabot technology engineering*, Amcp 706-445. Retrieved from: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/903789.pdf>
- [4] W. H .Drysdale (1981). *Design of kinetic energy projectiles for structural integrity*, Technical Report Arbrl-Tr-02365, Ballistic Research Laboratory. Retrieved from: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a105502.pdf>
- [5] AMC (U. S. Army Command) (1966). *Engineering design handbook: Design for control of projectile flight characteristics*, Amcp 706-242. Retrieved from: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/801509.pdf>
- [6] Ballistic Research Laboratory. (1963). *Free flight motion of symmetric missiles*, BRL Report No.1216, Ad442757. Retrieved from: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/442757.pdf>
- [7] J. Barrowman. (2012). *Calculating the center of pressure of a model rocket*, TR-33 Model Rocket technical report.
- [8] J. Barrowman (1970). *Stability of a model rocket in flight*, TIR-30 Technical information report. Retrieved from: <http://www.rockets4schools.org/images/Rocket.Stability.Flight.pdf>
- [9] J. S. Barrowman and J. A. Barrowman (1966). *The theoretical prediction of the center of pressure*, NARAM-8 R&D project, Retrieved from: [https://www.apogeerockets.com/downloads/barrowman\\_report.pdf](https://www.apogeerockets.com/downloads/barrowman_report.pdf)
- [10] Jane's Ammunition Handbook (2015). 105mm M426/DM63 IMI APFSDS-T and M420/4 TPCSDS-T round.
- [11] W. Lanz, W. Odermatt, and Dr. G. Weihrauch. (2001). *Kinetic energy projectiles: Development history, state*

- of the art, trends*. 19<sup>th</sup> International Symposium Of Ballistics, Interlaken, Switzerland. Retrieved from: <http://www.xrayct.com/documents/data/IBS19/TB191191.pdf>
- [12] AMC (U. S. Army Command) (1964). *Engineering design handbook: Gun series, gun tubes*, Amcp 706-252. Retrieved from: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/830297.pdf>
- [13] 徐明友 (2003)。高等外彈道學。中國：高等教育出版社。
- [14] 周蘭庭、隋樹元與趙川東 (譯)(1990)。彈道基礎 (原作者：C. L. Farrar, and D. W. Leeming)。中國：兵器工業出版社。