

● 裝備維保

陸軍迫擊砲彈體構型研改對飛行彈道影響之研究

提要

傅上珉

- 一、投射型武器在地面及空中作戰方面應用甚廣，而迫擊砲便是其中一種，除了具有攜行方便的特點外，更可應用於多樣化的作戰方法。因此我們藉由數值模擬及風洞實驗等方式分析迫擊砲彈體周邊流場的氣動力特性，以了解其構型研改後對其飛行彈道的影響。
- 二、本研究透過結合低速風洞實驗、計算流體力學（Computational Fluid Dynamics，CFD）方法與彈道模擬控制軟體，來探討一具尾翼穩定的陸軍81公厘迫擊砲彈體於3種不同構型設計下之飛行氣動力特性與飛行彈道軌跡模擬，飛行條件為馬赫數0.6~0.9、攻角 α 介於 -10° ~ $+10^{\circ}$ 。
- 三、在分析相關氣動力特性後，運用彈道模擬控制軟體，比較彈體於3種不同構型設計下，在射角45度發射時之最大射程。經研究發現研改之彈體構型（B模型）可達到射程增加（最大射程增加26.83%），且經風洞試驗及CFD驗證可達到飛行穩定性之要求。本研究提供了運用彈體周邊流場氣動力分析、流場比對與飛行彈道模擬等方式，來評估迫擊砲彈體構型研改後對飛行彈道的影響，且可減少實彈測試所需相關費用。

關鍵詞：計算流體力學，風洞實驗，氣動力分析，彈體構型，飛行彈道模擬

壹、前言

在各國武器系統中，投射型武器在地面及空中作戰的應用層面都非常廣泛，且常運用於各類型的部隊。而其中一種投射型武器，迫擊砲，除具有攜行方便的特色外，更可應用於多樣化的作戰方法。就地面作戰而言，迫擊砲武器系統功能的有效發揮是決定其於戰場中致勝及存活之重要關鍵，而其效能與飛行彈道的設計息息相關。對先進國家來說，國防武器自主的其中一項重點就是對於各式口徑彈藥之彈道分析以及建立相對應之射表資料。以美國為例，位於馬里蘭州之陸軍研究實驗室 (Army Research Laboratory) 就肩負著相關之重要任務。

迫擊砲是一種砲身短、射角大、彈道弧線高、以座钣承受後座力、發射帶尾翼彈的曲射火炮，其名稱來源是因為可運用於「迫近射擊」。主要特點為射角大 (一般為 45° 至 85°)、彈道彎曲、初速小、最近射程小、以及對無防護目標殺傷效果好，適用於對遮蔽物後的目標和反斜面上的目標射擊。射擊時，身管後座能量可通過座钣由地面吸收。行軍時身管、座钣可分解。主要配用殺傷爆破彈，用於殲滅、壓制敵有生力量和技術兵器，破壞鐵絲網等障礙物，還可配用煙幕彈和照明彈等特種砲彈。迫擊砲問世以來，被廣泛運用於戰爭，尤其是山地戰和塹壕戰，配合步兵小單位 (班、排、連) 作戰，為步兵之制式火力

支援武器。

一般在研究迫擊砲武器系統性能提升、建立射表資料，或是導引系統研製的初期，大部分會先以數值模擬分析評估其武器系統性能達成率，而在模擬方向上可概分為氣動力分析、結構分析、熱傳導分析等。從學術文獻相關的研究方法來看，傳統上使用的方法為建構與其外型特徵及形狀相似之彈體模型，在風洞實驗中進行氣動力參數量測，或是直接進行實彈試射，利用都普勒測速儀或是雷達波追蹤其飛行彈道。

本研究是以一具尾翼穩定的陸軍81公厘迫擊砲彈體，於3種不同構型設計下，分析其飛行之氣動力特性，藉由飛行彈道計算及軌跡分析，以了解其射程變化，並運用風洞試驗及CFD驗證達到飛行穩定性之要求。

貳、彈體氣動力及彈道研究流程設計

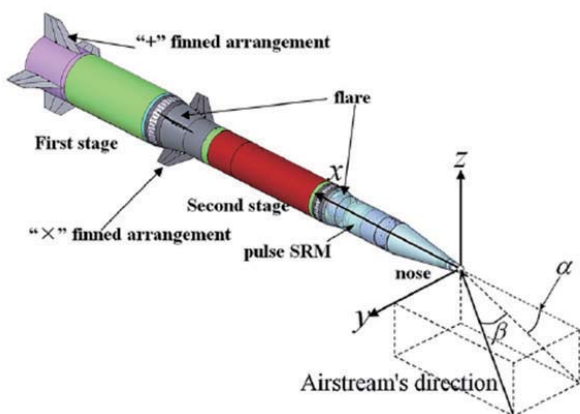
具尾翼彈體的構型設計，除了與結構強度有密切關係之外，另一項重點就是氣動力效應的考量。因為絕大部分具尾翼之彈體均在大氣層內飛行，空氣流經彈體表面後，會依其外型產生相對應的氣動力與力矩，此氣動力特性將直接影響到彈體的飛行姿態、穩定性、操控性能等。所以各種不同功能之彈體都有其特定的氣動力佈局方式，若因氣動力設計不適當，常會造成投射武器的射程、高

度、精準度性能降低。一旦超越系統所容許的姿態變動範圍，將引發彈體導引系統之目標脫鎖、彈體誤擊、偏向或失速墜毀等情形發生。因此，彈體的氣動力特性分析，無疑的也是其在功能設計時，所必須考慮的重點項目。

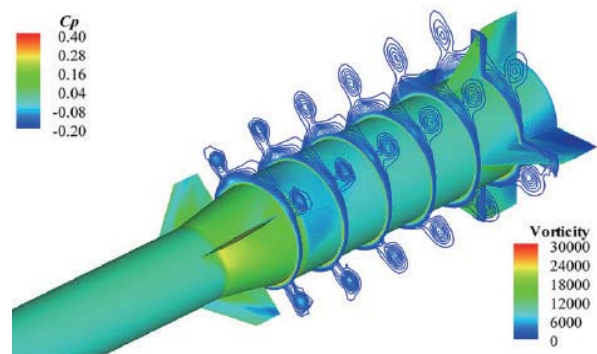
在彈體構型設計過程中，藉由數值模擬方法來分析氣動力特性的實例，可以2011年Zhang¹等人針對戰區彈道飛彈(TBMT，如圖一)彈翼的氣動力佈局，進行氣動力特性的研究來作初步說明。該研究是以CFD、半經驗法的Missile DATCOM實驗研究軟體與風洞試驗作為研究方法，探討攻角對升阻力係數與

流場壓力中心偏移的影響。在氣動力的模擬時，選擇不同的紊流模式來進行各種狀況下電腦模擬程式計算，以比對風洞試驗的結果。經實驗證明使用CFD數值模擬會是較佳的選擇，而且可以精確捕捉彈體的流場現象，其彈體氣動力配置與CFD模擬示意圖，如圖二。

而其中運用氣動力分析理論計算與實驗，來探討流體的黏性效應，以及對彈體圓柱截面壓力分布影響的研究方式，1951年就有Allen與Perkins⁴在美國NASA的研究可做為參考。而1974年Keener和Chapman⁵以實驗方式發現修長形物體之側向力(side force)



圖一 美軍戰區彈道飛彈研究模型²



圖二 彈體氣動配置與CFD模擬示意圖³

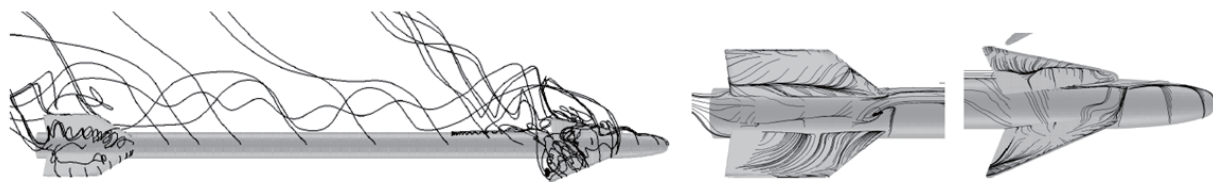
- 1 Zhang, W., Liu, Y., and Wang, Y., "Aerodynamic Study of Theater Ballistic Missile Target," Aerospace Science and Technology, pp.1-5, 2012.
- 2 同註1。
- 3 同註1。
- 4 Allen, H. J., Perkins, E. W., and Aeronautics, U. S. N. A. C. F., "Characteristics of Flow over Inclined Bodies of Revolution," National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, U.S.A, pp.2-41, 1951.
- 5 Keener, E. R. and Chapman, G. T., "Onset of Aerodynamic Side Forces at Zero Sideslip on Symmetric Forebodies at High Angles of Attack," AIAA Paper, No.74-770, 1974.

與流場之雷諾數、物體鼻端構形以及飛行攻角相關。2003年Liu和Deng⁶利用一個風洞實驗室搭配六分量平衡儀，來量測圓錐形以及橢圓形鼻端之修長形物體，在不同攻角下之側向力變化以及非定常流場出現時，物體表面壓力值擾動之頻譜分布情形。研究結果認為，當飛行攻角增大時，位於物體背風面之紊流渦流對快速地翻動是使得物體飛行軌跡離開穩定區之主要因素。1996年至1997年間Tuncer⁷等人針對不同鴨翼式(Canard-Tail)氣動佈局的次音速彈體，進行的數值模擬的研究，計算出攻角與正向力係數 C_N 、俯仰力矩係數 C_M 之間的關係，並且觀察出氣流的分離、再接觸與渦流現象的發生位置如圖三。

隨著電腦資源與數值方法的精進，使得複雜外型彈體外流場之氣動力計算與數值模

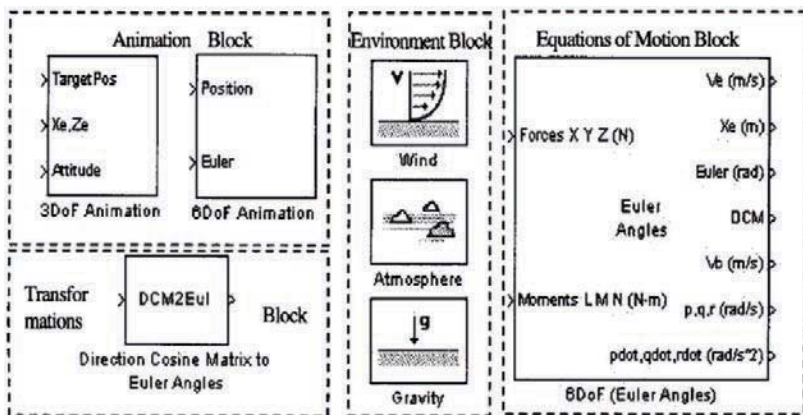
擬之可行性大幅提升。由相關文獻中得知，美國陸軍研究實驗室進行過一系列有關各式彈藥之氣動力特性研究工作，均是運用上述計算流體力學(CFD)方法實施研究，而其研究之參數陸續增加了轉動生成動量、轉動阻尼動量、平衡旋轉率等各項參數。

對彈道飛行軌跡的計算，採用六自由度動力學的方式才能針對彈體飛行時的姿態、質心與慣性距的偏移、側風的作用等進行分析，而相關的文獻資料常採用三自由度與四自由度的修正模式來逼近六自由度的運算結果。其中有些研究像是運用MATLAB/Simulink工程用數學軟體模組化模擬方法，建立了潛射導彈運載器水中彈道的模擬模型與軟體，此模型與軟體可適用於不同發射條件與複雜力學環境下各種運送載具的水中



圖三 模擬次音速彈體 $\alpha=60^\circ$ 之流線示意圖⁸

- 6 Liu, P, and Deng, X., "Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics on Slender Bodies at High Angles of Attack," Canadian Aeronautics and Space Journal, Vol.49, No.1, pp.31-40, 2003.
- 7 Tuncer, I. H., Platzer, M. F., and VanDyken, R. D., "A Computational Study of Subsonic Flowfields over a Missile Configuration," The 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, pp.97-0635, 1997.
- 8 同註7。



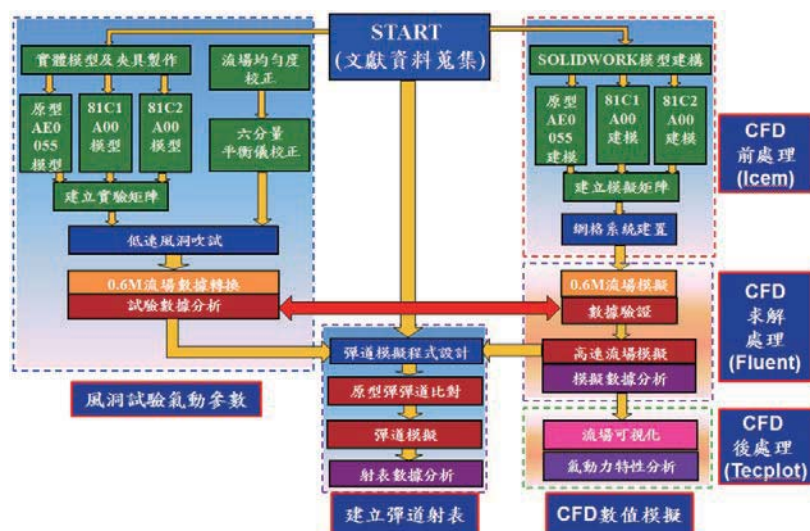
圖四 彈道模擬MATLAB/Simulink模組示意圖

(資料來源：作者提供)



圖五 數值模擬CFD前中後處理流程

(資料來源：作者提供)



圖六 彈體構型氣動力及彈道研究流程

(資料來源：作者提供)

彈道預測、設計與模擬研究。有關彈道模擬軟體之模組設計參考畫面如圖四。

彈體飛行時，彈體表面受空氣流動的作用而產生不同方向的氣動力如升力、阻力，將影響彈體的飛行距離。不同攻角時，氣動力中心的位置隨之改變並與彈體質心產生氣動力矩，飛行姿態因而產生改變，若變動太大而產生不穩定，將造成飛行速度下降、射程變短或彈體不穩，若超過臨界攻角時，彈體則可能失速墜毀。因此氣動力特性是決定彈體飛行時的重要關鍵，當氣動力與氣動力矩控制得宜，就會變成控制彈體飛行距離與穩定的有效方式，所以各項氣動力係數如升、阻力與俯仰力矩係數 (C_L , C_D 與 C_M) 即為探討彈體飛行時的重要指標。

本研究採用之研究流程設計為先建構實體模型，接著製作相對應之多區塊結構型網格系統，設定初始條件及邊界條件，再藉由計算流體力學 (CFD) 估算出氣動力係數等相關性能參數，並提供在不同攻角與偏航角下之六自由度彈道預測程式，在時間序列下計算不同時間點之彈體飛行軌跡與飛行姿態，數值模擬研究處理流程如圖五，彈體構型氣動力分析及彈道研究工作流程如圖六。

參、迫擊砲彈體性能簡介

本研究之陸軍81公厘迫擊砲彈體為各國陸軍地面部隊常用的一種迫砲彈。它是從美軍舊式迫擊砲所發展出來的，1953年美國委託我國生產一批迫擊砲，在先前沒有研發及生產這類火炮的經驗下，我國以舊式迫擊砲為基礎發展出新式的迫擊砲，而砲彈設計的所有圖樣皆是自行製作。

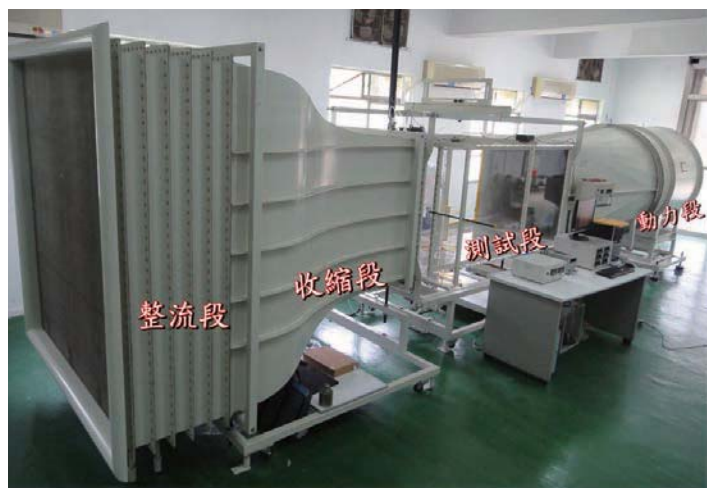
該迫擊砲是一種砲身短（1.181公尺）、射角大（一般為 45° 至 85° ）、彈道弧線高、以座鉸承受後座力、發射帶尾翼彈的曲射火炮，彈道彎曲，初速小，最近射程小（50公尺），對無防護目標殺傷效果好。一般由砲身、砲架、座鉸及瞄準具等四大部分組成。砲身可根據目標位置調節高低和方向，攜行時可摺疊；砲管外刻有散熱螺紋，圓形座鉸底部有4條座鉸筋可分解為3件。座鉸為承受後座力的主要部件，行軍時砲身、座鉸可分解。砲架採用輕合金兩腳架，圓形座鉸為鍛鋁製成。主要識別特徵為砲身外部有通體螺紋狀散熱片，採用兩腳架，成三角形架設，瞄準具位於砲身左側，砲架固定環為兩道，上寬下窄。

其性能特點主要有三項優勢：

- 一、射程遠，射速快，威力大。
- 二、重量輕，便於機動，對複雜地形適應能力較強。
- 三、有較好的配套改進性能。

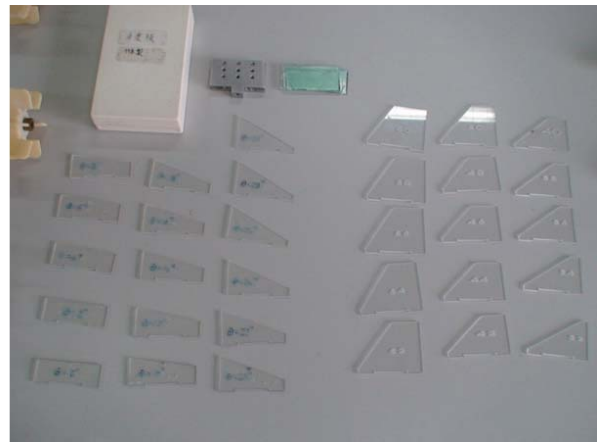
肆、風洞實驗

本研究實驗所採用風洞設備為開放式低速風洞（open-type low-speed wind tunnel），如圖七。此風洞採開迴路吸氣式設計，風速的改變是以變頻器做頻率控制來控制馬達之轉速並藉由壓差之產生而吸入空氣，風洞測試段截面積為100公尺 $\times$ 100公尺，風速範圍由0.5公尺/秒 $\sim$ 20公尺/秒，其主要構造區分為整流段、收縮段、測試段及動力段。



圖七 開放式低速風洞（資料來源：作者提供）

實驗採用之彈體構型包含A模型（原型彈）、B模型（尾管加長，總長增加）、C模型（彈體縮短，尾管加長，總長不變）等3種，係依據相關文獻提供具尾翼彈體之原型彈尺寸等物性資料，並規劃尾管加長、彈體縮短等2種研改構型，完成彈體模型製作，並依實驗設計製作所需不同攻角之角度板及夾具，如圖八。



圖八 實驗彈體模型、角度板及夾具 (資料來源：作者提供)

本研究風洞實驗時使用六分量平衡儀 (six-component force balance gauge) 量測具尾翼彈體3種模型的各項氣動力參數，於實驗前須先完成六分量平衡儀校正，以達到實驗數據精準且可靠，重點在於確定平衡儀所受力的訊號為線性關係，即電壓變化量與荷重成一定比例關係。本實驗所用六分量平衡儀容許的操作環境為 -5°C 至 $+80^{\circ}\text{C}$ 之間，利用數據擷取卡中6個頻道來擷取受力方向的電壓變化量，六分量平衡儀 (裝置在風洞測試區底部) 之內含有全橋式電路及應變計。平衡儀的量測原理是利用受力造成平衡儀機構內的應變規 (stress-strain gauge) 受力產生變形。因為極薄的金屬鉑應變規，其長度與電阻成正比，利用惠斯登電橋可量測因電阻變化所產生的電壓變化，由電壓信號可進一步還原為受力值，利用應變規反應快速的優點，故可量測實驗模型受風所產生的正向力 (Normal Force, NF)、軸向力 (Axial Force, AF)、側向力 (Side Force, SF)、滾轉力矩 (Roll

Moment, RM)、俯仰力矩 (Pitch Moment, PM) 及偏航力矩 (Yaw Moment, YM) 等6項氣動力參數。

彈體在空氣中飛行時，因為彈體與空氣的作用，產生多種氣動力系，而這些力系所組成之合力，並非都作用於彈體質量中心 (center of mass) 或壓力中心 (center of pressure) 上，由此可知，氣動力系的合力與質心會有一個距離，因此合力將會對彈體產生一個氣動力矩，使得彈體繞著質心旋轉，飛行姿態因而產生改變，若姿態變動太大，往往造成飛行速度下降、射程變短或彈體不穩，若超過臨界攻角時，彈體甚有可能失速墜毀，但另一方面來說，氣動力矩若控制得宜，就會變成控制彈道的有效方式，因此氣動力特性是決定彈體性能的重要關鍵，其中最重要的就屬升力、阻力及俯仰力矩。

影響空氣阻力的因素有很多，例如彈體速度、外形、彈徑、結構布局，另外還有大氣的條件如氣溫、密度、黏性等，一般而言空氣

阻力是由3大部分所組成：

一、摩擦阻力 (friction drag)

在真實世界裡，空氣屬於黏性流體，氣流流經彈體壁時，會因摩擦力的影響而消耗飛彈一部分的動能，此即摩擦阻力 (friction drag)，但摩擦阻力佔全部阻力的比率甚低約6% ~ 10%。

二、壓力阻力 (pressure drag)

彈體高速飛行時，氣流會在彈體底部產生分離現象，氣流無法順利流入彈體底部，導致彈底出現壓力極低的渦流區，然而彈頭部位為氣流停滯的高壓區，因此彈體前後產生很明顯的壓差而形成壓力阻力，對次音速飛行的彈體而言，空氣阻力主要的來源就是壓力阻力，所以一般會在彈體底部設計成船尾形狀，以縮減彈底低壓渦流的影響區。

三、興波阻力 (wave drag)

超音速氣流除了摩擦阻力與壓力阻力之外，當氣流經過震波時，會因速度的驟降而導致壓力升高，因而產生興波阻力。

升力的產生是因為氣流流經物體壁面時，上下壓差所造成的浮力，以翼切形為例，上翼面流速大於下翼面流速，依照伯努力方程式 (Bernoulli equation)，上翼面的壓力會小於下翼面的壓力，因此就會產生向上的升力，升力的大小與飛行體的飛行速度、外形、攻角息息相關，尤其是攻角對升力的影響最為敏感，一般而言，增加攻角具有提高升力的效果。

俯仰力矩是作用在飛機上的空氣動力對

其重心所產生的力矩沿橫軸的分量，其變動的情形會影響到彈體飛行的穩定性。

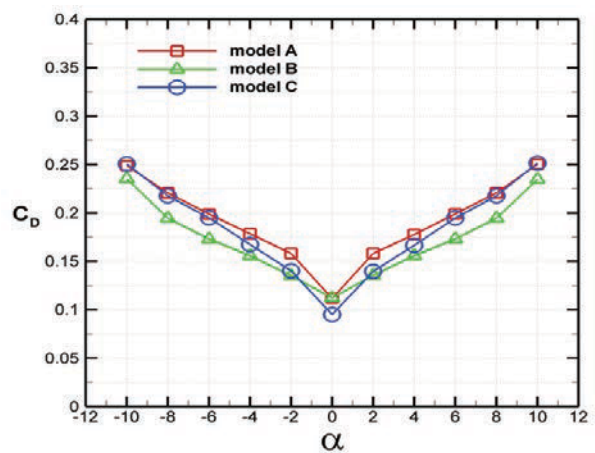
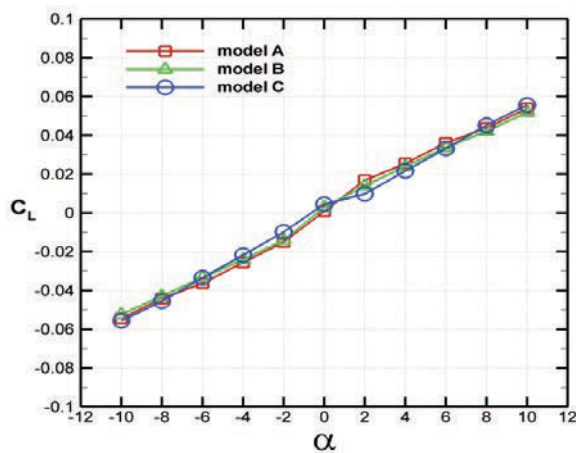
就阻力而言，其作用方向與來流同向，為了分析上的方便，通常會假設阻力通過彈軸，而升力作用方向與來流垂直，在研究氣動力時，會以無因次化的升力係數、阻力係數與俯仰力矩係數，來代表升力、阻力與俯仰力矩的效應。

經風洞實驗分別對3種彈體模型進行吹試，分析數據無失真或超過儀器量測範圍後，將六分量平衡儀量測各種狀態下吹試9,000次之數據平均值進行氣動力參數分析，儀器數據量測誤差率（風洞馬達輸出功率轉換計算風速時產生）為2.2%，符合儀器設計量測誤差值容許範圍之要求。運用實驗獲得之氣動力數據可繪製其升力、阻力係數與攻角之關係圖如圖九。

伍、數值模擬運用相關方法簡介

數值模擬方法應用於物理與工程技術上迄今已超過50年，它是將流場統御方程式以數值方法與技術予以離散處理，再藉由電腦估算統御方程式近似解的科學，於武器系統研發工程運用上，常作為初期研究、設計、運用過程及最終分析、驗證的高效率工具。

而在計算流體力學的應用上，目前所使用的格點系統可概分為結構化網格與非結構化網格兩大類。對結構化網格而言，目前常使



圖九 實驗分析風速208m/s攻角±10度間之升阻力係數圖 (資料來源：作者提供)

用的格點產生法包括代數法及偏微分法兩大類。以代數法而言，其優點為格點產生方式較為簡單，對多區塊網格之處理亦較為容易，其缺點為在較複雜之邊界上應用較難處理，但經過一些技術處理後可以克服。在偏微分法中依方程式型式分為橢圓型法、拋物線型法及雙曲線型法等3類，不同的方法各有其特性。就雙曲線型法所產生之格點而言，具有較佳的正交性，能減少差分法的截尾誤差，另外對網格疏密配置較易於控制，此型式格點較適用於控制體積法。非結構性網格的優勢在於對複雜外形的處理能力比較好（計算精確度較低），而結構性網格的計算精確度比較高，但相對的在外型變化部分相對地更加花費大量的製作時間。本文為獲得較精確的計算結果，在網格製作上選用結構性網格。

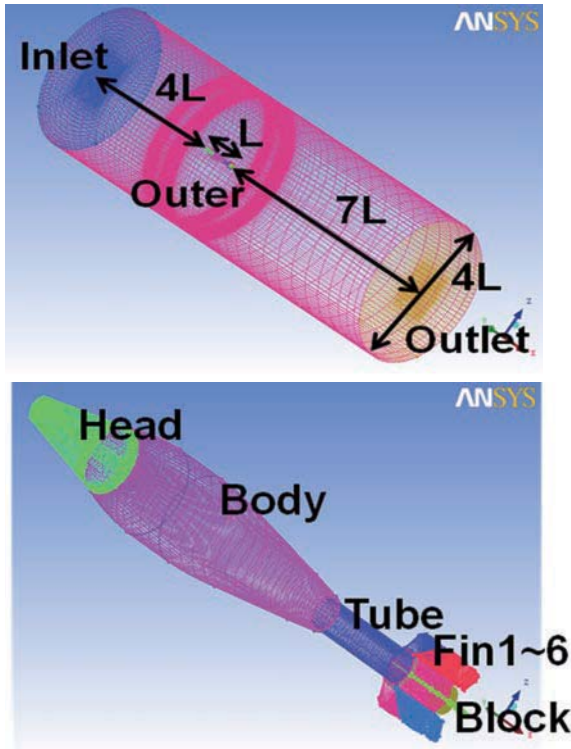
在彈體構型的網格系統製作上，考量具尾翼彈體之幾何構型建立，各截面銜接部分形狀變化較為複雜，在格點製作上須審慎分析，本研究使用CFD工程用軟體來製作三維

網格系統。CFD軟體可精確地建立具尾翼彈體之真實幾何構型，然後利用各種模組將全部之計算域分割成數百萬個區塊，再行貼接至標的物表面。其優點是可構建幾何外形複雜之標的物內外流場網格系統，且格點配置之修改較為簡便；其缺點是區塊的數目及次序無法由人為方法加以準確控制，尤其是在分割計算域區塊的步驟上，會因建構者的不同而產生不同的結果，完全取決於網格建構者對於計算流體力學與對此工程用軟體設計了解的程度。另外網格劃分的品質將直接影響到流場求解的準確度與收斂性，因此在網格製作上須審慎思考與參考學術文獻提供相關研究經驗的累積。

陸、CFD數值模擬

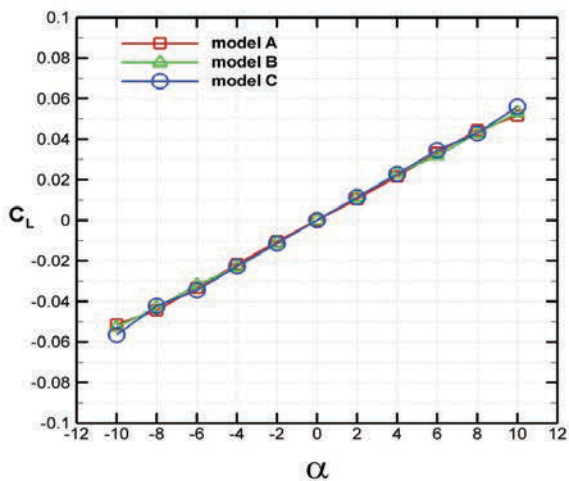
在外流場之數值模擬計算，一般對具尾翼彈體類的構型而言，會選取圓柱形計算域，本研究屬於全彈模擬，網格數量非常龐

大，動輒高達數百萬，因此計算域的尺度需適當的選取。選定計算域入口 (inlet) 距離彈頭鼻端為4倍彈長，彈體尾端距離計算域出口 (outlet) 為7倍彈長，圓柱直徑為4倍彈長，網



圖十 網格計算域及彈體表面網格示意圖

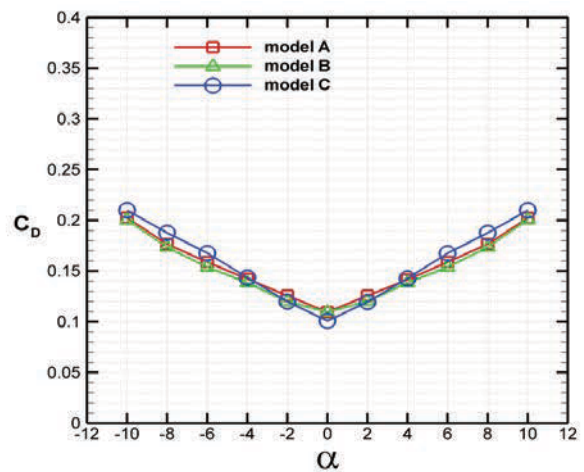
(資料來源：作者提供)



格計算域及彈體表面網格示意圖如圖十。

網格疏密度的調整方面，流體因黏性效應的影響，在壁面處會有邊界層的產生，另外在幾何形狀變異較大的地方，流場現象較為複雜，須要比較細緻的網格來計算，如果網格太過粗糙，極有可能會消散掉重要的流場現象，因此在網格劃分時，物體壁面部位的網格必須進行加密處理，加密處理的部位為彈頭、彈體壁面、6片尾翼、彈底後方低壓渦流處，在靠近計算域出口、入口位置，流體較為穩定，因此可以調整為較粗的網格，對整體結果不會有太大的影響，但卻可以減少網格數量。

運用計算流體力學軟體可對彈體在不同速度、攻角下飛行時所引發之流場現象作模擬與呈現，所獲得之流場結構可作為氣動力參數計算之依據。以電腦模擬獲得之氣動力數據可繪製其升力、阻力係數與攻角之關係圖如圖十一。



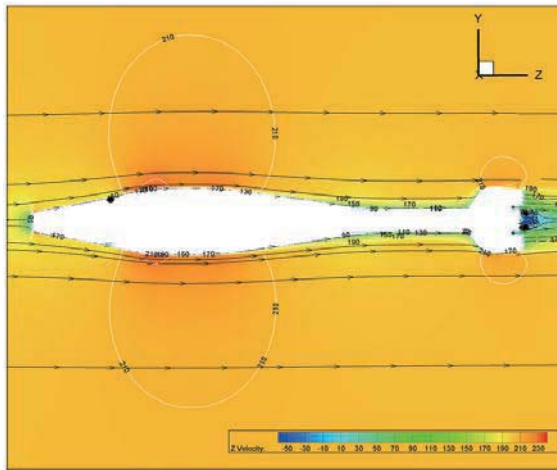
圖十一 數值模擬風速208m/s攻角±10度間之升阻力係數圖 (資料來源：作者提供)

為了解彈體在飛行時之氣動力特性，運用後處理軟體將數值模擬軟體計算獲得之氣動力數據資料予以流場可視化，以流場速度圖和壓力圖來觀察其氣動力特性，並分析3種彈體之氣動力特性差異。其中模擬飛行時彈體及彈尾之流場速度圖如圖十二，模擬在有攻角狀態時之彈體流場速度圖如圖十三。

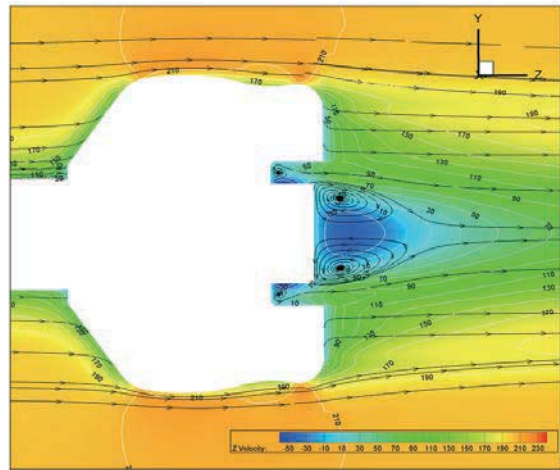
另外從彈體的流場壓力圖（如圖十四）進行分析，彈頭尖端因與來流直接撞擊，其

壓力係數值最大，然後沿彈身逐漸降低，壓力係數變化除與彈徑、彈長有關，且與彈體等外型變化有關。彈體迎風面上承受著較大之壓力，相對地在彈體背風面則形成一低壓區，如果迎風面壓力過大時極有可能因彈體飛行時的微小變動，形成一滾動扭距造成彈體翻轉，造成飛行時姿態不穩定。

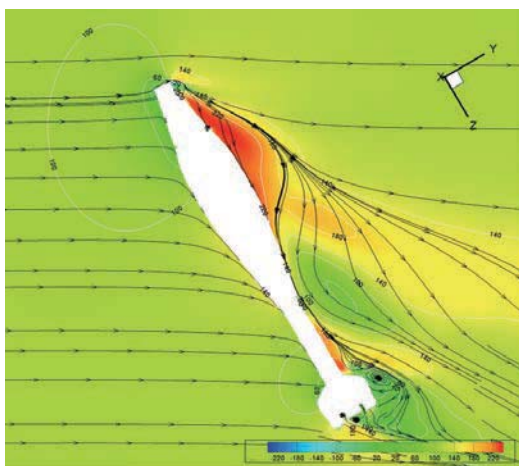
經由計算流體力學工具之模擬，可計算在不同來流狀況下之彈體流場結構中與受力



圖十二 數值模擬A彈體及其彈尾在0.6M攻角0度飛行之流場速度圖（資料來源：作者提供）



圖十四 數值模擬A彈體在0.6M攻角0度飛行之流場壓力圖（資料來源：作者提供）



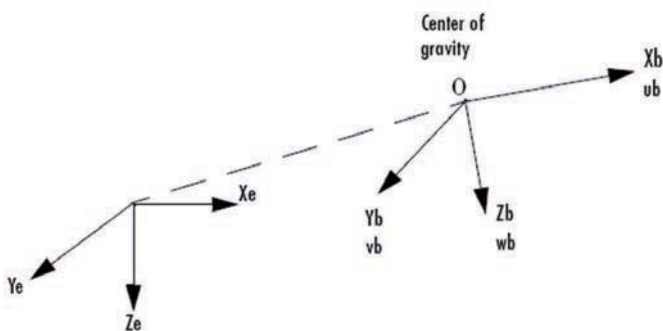
圖十三 數值模擬A彈體在0.6M攻角60度飛行之流場速度圖（資料來源：作者提供）

狀況，此方法亦較實驗方法來得容易，且其所耗費之成本亦較低，所獲得之模擬結果將可正確計算出相關氣動力係數，提供彈道軌跡方程式計算之用。

柒、飛行彈道模擬分析

在外彈道學領域中，為方便分析彈體在大氣飛行的運動，通常會假設彈體為一剛體，彈體運動就是質心運動，而要能完整描述一個彈體在空間中的運動，主要探討的項目為3個質心的平移運動與3個繞質心的轉動運動，此6項通常稱為六自由度運動方程式，平移運動可由牛頓運動方程式來獲得彈體位置的關係，轉動運動可由尤拉轉動方程式來獲得彈體轉動角度的關係。

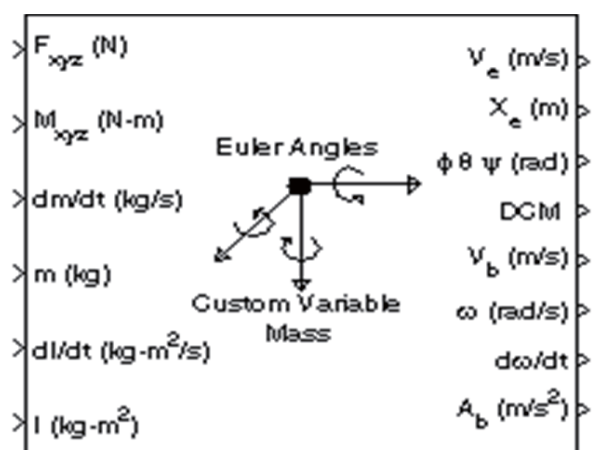
本研究使用MATLAB/Simulink來求解六自由度運動方程組，Simulink Aerospace Blockset之6 DOF模組，其座標系統之定義如圖十五所示，慣性座標系統原點位於地表之發射點，彈體座標系統原點位於彈體重心位



圖十五 運用Simulink Aerospace Blockset座標系統示意圖（資料來源：作者提供）

置，且Z軸均為垂直向下，圖十六為6 DOF模組之參數面板，左邊輸入端為飛行體需要輸入的參數，包含所受之氣動力、氣動力矩、質量變化率、質量、慣性矩和慣性矩變化率，而模組右邊輸出端為求解後，輸出飛行體於慣性座標之速度、位置、尤拉角、速度、轉動速率、角加速度等。

如果只考慮傳統砲彈的飛行範圍，決定氣動力特性的主要參數為飛行馬赫數及攻角，若完全不進行線性化處理，則求解過程將太過複雜。由於氣動力特性在馬赫數變化時呈高度非線性行為，所以選擇攻角為線性化參數，也就是假設攻角為線性變化時，計算各氣動力係數所呈現出線性變化之趨勢，此與實際情況不相吻合。然而，大部分之研究成果顯示，通常在攻角變化不大的情形下，線性假設所造成的計算誤差也較小，但隨著攻角的增加，其非線性特性愈趨明顯，其限制範圍也有加以探討之必要。



圖十六 運用Simulink Aerospace Blockset座標系統示意圖（資料來源：作者提供）

為模擬具尾翼彈體3種模型之彈道軌跡方程式，本研究初步先以Fortran軟體編撰彈道模擬程式，並運用具尾翼彈體3種模型執行前述CFD數值模擬計算後獲得之氣動力參數，輸入相應的馬赫數、阻力係數、彈重、彈徑、砲口初速、射角等氣動力特性與彈體質量、質心位置、彈體長度等物性參數，以進行彈道模擬分析驗證，並與美軍原型彈之射表資料比對驗證，俾利了解彈道程式設計準確性，以研究精進彈道設計及分析效益。

彈道模擬程式設計概念：在外彈道學領

域中，為方便分析彈體在大氣飛行的運動，一般會假設彈體為一剛體，彈體運動就是質心運動，而要能完整描述一個彈體在空間中的運動，主要探討的項目為3個質心的平移運動與3個繞質心的轉動運動，此6項通常稱為六自由度運動方程式，平移運動可由牛頓運動方程式來獲得彈體位置的關係，轉動運動可由尤拉轉動方程式來獲得彈體轉動角度的關係。

而在彈道模擬程式設計時將力及力矩以無因次的係數表示，經由線性化處理之後，可得相關公式如表一、二，各項係數定義如表三。

表一 彈藥模擬相關計算方式

阻力	$\frac{d\vec{u}}{dt} = -\frac{\pi\rho d^2}{8m}(C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} \cdot \alpha^2)\vec{v}$	升力	$+\frac{\pi\rho d^2}{8m}C_{L_{\alpha}}[\vec{v} \times (\vec{x} \times \vec{v})]$
Magnus 力	$-\frac{\pi\rho d^3}{16m}C_{Y_{p\alpha}}\frac{I_y}{I_x}(\vec{h} \cdot \vec{x})(\vec{x} \times \vec{v})$	阻尼力	$+\frac{\pi\rho d^3}{16m}(C_{L_q} + C_{L_{\alpha}})\vec{v}(\vec{h} \times \vec{x})$
重力	$-g_0\frac{R^2}{r^3}\vec{r}$	科氏力	$+2(\vec{\omega} \times \vec{u})$
旋轉阻尼力矩	$\frac{d\vec{h}}{dt} = \frac{\pi\rho d^4}{16I_x}C_{I_p}(\vec{h} \cdot \vec{x})\vec{x}$	滾轉力矩	$+\frac{\pi\rho d^3}{8I_y}C_{M_{\alpha}}v(v \times \vec{x})$
Magnus 力矩	$-\frac{\pi\rho d^4}{16I_x}C_{M_{p\alpha}}(\vec{h} \cdot \vec{x})[\vec{x} \times (\vec{x} \times \vec{v})]$	阻尼力矩	$+\frac{\pi\rho d^4}{16I_y}(C_{M_q} + C_{M_{\alpha}})[\vec{x} \times (\vec{h} \times \vec{x})]$

資料來源：本研究整理

表二 無因次係數的線性化關係

阻力	$= \frac{\pi\rho d^2 v^2}{8}(C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} \alpha^2)$	升力	$= \frac{\pi\rho d^2 v^2}{8}(C_{L_0} + C_{L_{\alpha}} \alpha)$
Magnus 力	$= \frac{\pi\rho d^3 v}{16}C_{Y_{p\alpha}} p \alpha$	阻尼力	$= \frac{\pi\rho d^3 v}{16}(C_{L_q} + C_{L_{\alpha}})$
旋轉阻尼力矩	$= \frac{\pi\rho d^4 v}{16}C_{I_p} p$	滾轉力矩	$= \frac{\pi\rho d^3 v^2}{8}(C_{M_0} + C_{M_{\alpha}} \alpha)$
Magnus 力矩	$= \frac{\pi\rho d^4 v}{16}C_{M_{p\alpha}} p \alpha$	阻尼力矩	$= \frac{\pi\rho d^4 v}{16}(C_{M_q} + C_{M_{\alpha}}) \alpha$

資料來源：本研究整理

表三 各項係數定義

C_{D_0}	攻角為 0 時的阻力係數
$C_{D_0} \bullet \alpha_r^2$	攻角的改變引起阻力係數的改變量
C_{L_α}	一次項升力係數
C_Y	馬格勒氏力係數
$C_{Y_{p\alpha}}$	一次項馬格勒氏力係數
C_M	俯仰與偏航合成力距
C_{M_α}	俯仰與偏航合成力距隊攻角之變率
$C_{M_{p\alpha}}$	馬格勒氏力距係數導數或線性項馬格勒氏力距係數
C_{l_p}	滾轉阻尼力距係數
C_{Mq}	阻尼力距

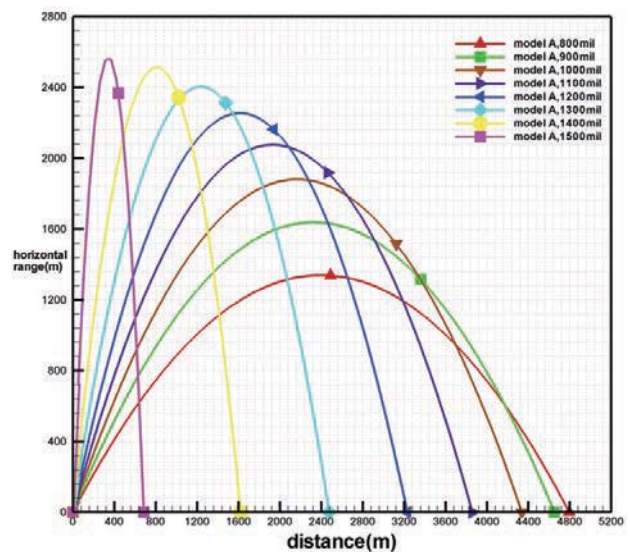
資料來源：本研究整理

在以上關係式中 $\vec{x}$ 為彈體質心在地表座標系的位置向量，座標原點定於砲耳 (trunion)； $\vec{u}$ 為彈體質心的速度向量； $\vec{v} = \vec{u} - \vec{w}$ 為彈體質心相對風的速度向量； $\vec{w}$ 為風速。

依據牛頓方程式及尤拉方程式等方程組可以得到彈體於彈體座標系統的加速度分量 $\dot{u}$ 、 $\dot{v}$ 、 $\dot{w}$ ，及角加速度分量 $\dot{p}_B$ 、 $\dot{q}_B$ 、 $\dot{r}_B$ ，將此6項分量對時間進行積分，即可得到 u 、 v 、 w 、 p_B 、 q_B 、 r_B ，然而上述的6個值是在彈體座標系統RB所計算出來的結果，在求彈道軌跡時，必須再經過座標轉換，將 u 、 v 、 w 轉到慣性座標系統RI上，用以計算彈體的位置及飛行彈道之水平距離。

本研究將CFD數值模擬具尾翼彈體三種模型所獲得之各項氣動力參數、彈重、彈

徑、初速、射角等，經由彈道模擬程式計算獲得各種模型之彈道軌跡資料，其彈道與射角關係圖示可參考如圖十七。經比對美軍射表資料，在射角為1300mil (73.1度) 以內時，模型A模擬彈道之最大高度與美軍資料差異為3.07%~4.68%，最大射程差異為0.15%~5.72%，而當射角大於1400mil (78.8度) 時，射程誤差則較為加大，經分析為實驗數據計算樣本差異導致誤差增加，但仍在誤差計算容許值範圍內。



圖十七 A模型彈道模擬軌跡圖 (資料來源：作者提供)

捌、結論與未來研究方向

本研究結合低速風洞實驗、數值模擬與彈道模擬軟體等工具對一具尾翼的彈體進行氣動力特性分析與飛行軌跡的模擬。利用學術理論修正空氣的壓縮性，將低速風洞的吹

試數據轉換至次音速風洞0.6馬赫的數據，以做為CFD計算結果之驗證。

研究結果顯示在攻角 $\pm 10^\circ$ 以內，構型研改後之彈體具有良好的氣動力特性可保持飛行的穩定。而彈體飛行軌跡之模擬與比較，則在求解相關之氣動力資料後，利用彈道模擬方程組，將模擬彈體的飛行彈道軌跡與美軍射表資料相比對。

所以經由研究設計之實驗及計算流體力學相關理論分析，可建立一套結合低速風洞實驗、計算流體力學方法與彈道飛行軌跡模擬之工具，提供彈體氣動力設計、流場分析比對與飛行軌跡模擬之分析運用，以減少迫擊砲彈實測的相關費用。

一、風洞試驗氣動力特性分析

在低速風洞試驗中，實驗設備所產生之風速10.7m/s為一不可壓縮流的範圍，量測攻角 α 介於 $-10^\circ \sim +10^\circ$ ，由於彈體的細長特性，可利用Karman-Tsien Rule修正空氣的可壓縮性轉換至0.6馬赫，以分析流速擴展至高次音速流場之氣動力特性。轉換後的實驗數據顯示升力係數隨攻角上升而呈接近線性的遞增，負攻角則隨之遞減。當攻角到 $\pm 10^\circ$ 時尚未有失速的情形，阻力係數亦隨攻角絕對值的增加而遞增。俯仰力矩係數對攻角導數值在攻角 $\pm 10^\circ$ 以內時均接近於0（變化範圍在0與-0.0005之間）。依據攻角變化範圍內（ $\pm 10^\circ$ 以內）俯仰力矩係數大致維持穩定之特性（變化範圍在0與-0.005之間），顯示構型研

改後彈體可保持飛行之穩定。

二、數值模擬氣動力特性分析

CFD數值模擬，升力係數在攻角 $\pm 10^\circ$ 以內時計算與實驗轉換值的結果均相近（數值差異在 ± 0.003 以內）。阻力係數部分，在攻角 $\pm 10^\circ$ 以內時計算與實驗轉換值的結果均相近（數值差異在 ± 0.048 以內），而數值模擬之計算值變化情形較接近線性。俯仰力矩係數，在攻角 $\pm 10^\circ$ 以內計算與實驗轉換值的結果均相近（數值差異在 ± 0.007 以內）。

上述的結果顯示，CFD的計算結果有更好的一致性，可避免實驗設備的震動與人為的誤差。實驗與計算結果均驗證彈體外型的氣動力性能維持飛行的穩定性。CFD的另一項優點為流場可視化的方便性，攻角 10° 時背風面為高速低壓區，迎風面為高壓區，產生較大之升力，同時可觀測到停滯點的位置。而0攻角時，彈體尾部則形成低速尾渦流區。

依據風洞實驗與CFD數值模擬結果，三種彈體模型在攻角 $\pm 10^\circ$ 以內時升力係數均相近（數值差異在5.1%以內），阻力係數以C模型較高（Model C在攻角 -4° 時阻力係數比Model A高出26.2%），俯仰力矩係數均相近（數值差異在8.0%以內），而俯仰力矩係數對攻角導數值在攻角 $\pm 10^\circ$ 以內時均接近於0（變化範圍在0與-0.00189之間）。在攻角變化範圍內（ $-10^\circ \sim +10^\circ$ ）俯仰力矩係數之變化範圍在0與-0.013之間，顯示構型研改後彈體可保持飛行之穩定。

三、飛行彈道模擬分析

3種彈體模型飛行軌跡之模擬與比較，在求解相關之氣動力資料後，利用彈道模擬程式，將模擬彈體的飛行彈道軌跡與美軍射表資料相比對，研究顯示在不同發射角（仰角）的彈道最大高度誤差為3.07%~4.68%、射程距離誤差則為0.15%~5.72%。

比較3種彈體模型在射角45度發射時之最大射程，原型彈A模型（初速267m/s）為4,796m，B模型（尾管加長，初速313m/s）為6,083m，C模型（尾管加長，彈體縮短，初速313m/s）為5,869m。

模擬原型彈A模型以初速313m/s發射時（僅為測試用，原型彈初速267m/s），其在射角45°時最大射程為6,063m。而B模型（尾管加長，初速313m/s）以初速313m/s發射時最大射程可達6,083m，較C模型（尾管加長，彈體縮短，初速313m/s）之5,869m更遠，故彈體研改構型之B模型可達到增加射程目標，且經風洞試驗及CFD驗證可達到飛行穩定性之要求。

四、未來研究方向

（一）彈體構型研改時須考量升、阻力等氣動力效應受到許多因素的影響，舉凡彈體外型、結構布局、大氣條件等，其中最重要的仍屬彈體外型，因此可針對中翼、尾翼（設計不同數量組合、形狀及安裝位置）及彈體部分（如圓錐型、圓柱型、流線型）的改變，研究其對氣動力之影響，以做為後續彈體設計參考資料。

（二）考量到許多高造價之投射型武器彈藥，其中翼、尾翼可能在彈體運送過程中產生變形或破損，因此可結合風洞實驗（設計可拆裝翼，如缺角、斷裂及缺翼，尾翼可調整角度）及CFD數值模擬的研究能量，對翼型受損的彈體分析其氣動力，以研究在翼型受損的情況下能否保持飛行時之穩定。就學術研究而言，可減少次音速風洞實驗設備的投資及維持費用，而對國防科技來說，則能達到擷節國防經費的要求。

（三）另外在飛行彈道模擬方面，相對於C++等程式語言，MATLAB/Simulink軟體可節省程式編碼時間，且求解流程高度的可視化，易於使用者修改與維護。後續彈道軌跡研究時，可運用其控制模組Simulink Aerospace Blockset模組進行模擬，而側風、大氣環境變化等亦可納入分析，以提高預測彈體飛行軌跡的準確性。

作者簡介

傅上珉，國防大學理工學院機械工程研究所碩士班，曾擔任排長、連長、所長、訓練官、後勤官、動員官、兵工官、兵工督導官等，現任陸軍後勤訓練中心班隊總隊部學員生一大隊大隊長。