

國防部 113 年度「補助軍事院校教師(官)從事學術研究」

成果報告

研究計畫名稱：人工智慧最佳化演算法建構飛
彈平行導引律

委 託 單 位：國防部

研 究 單 位：空軍航空技術學院

研究計畫主持人：陳一葳 中校

協 同 主 持 人：杜耿銘 中校

國防部編印

中華民國 113 年 11 月 28 日

摘要

本研究所提的飛彈平行導引理論，藉由目標與飛彈當前的運動狀態計算出視向線轉率，運用比例型導引律架構的二個側向加速度控制命令方程式，使用粒子群演算法最佳化導航常數與持續更新飛彈加速度控制命令，設定飛彈與目標的視線轉向律為適應性函數，藉此飛彈將以近似平行導引律方式飛向目標。模擬實驗設計三種不同的目標與飛彈交戰場景，並在三維空間且目標量測資訊包含雜訊的狀況下進行以接近實況，實驗結果證明所提之導引理論，對於高 G 力與機動性之目標，具有優秀的攔截表現，比例型導引律則無法有效攔截。此外；本研究重現另一種利用粒子群演算法設計之飛彈導引理論，此法為本研究之設計構想來源，但其飛彈控制命令在飛彈追逐目標過程產生劇烈震盪，這種現象恐會影響飛彈導引性能與彈體結構，本研究所提之方法，不僅改良飛彈控制命令的震盪現象，並具有較佳的導引表現。

關鍵字：飛彈、平行導引律、粒子群演算法

Abstract

The proposed missile parallel navigation guidance algorithm uses the current dynamics of target and missile to figure out the line-of-sight rate. The control command equations of lateral acceleration based on proportional navigation guidance are utilized in this study to control the missile flight route, and particle swarm optimization is applied to optimize the navigation constants and upgrade the missile control commands of lateral acceleration continuously. The line-of-sight rate has been designed as the fitness function of particle swarm optimization and the value of fitness function would be forwarded to zero during the evolution process. The above core design of optimization method will guide the missile to the target and the missile flight route is similar to parallel navigation guidance. Simulation experiments include three different engagement scenarios of target-interceptor in the three-dimensional space and the measurement data is combined with noise. Experiment results prove the proposed guidance method has the excellent interception performance to the maneuvering target with high agility and the proportional navigation guidance cannot do it effectively. Besides, an optimized missile guidance algorithm designed by particle swarm optimization has been reproduced that is also the main motive to design the proposed method in this study. This optimized missile guidance algorithm would produce the oscillation phenomenon of control commands during the pursuit-evasion that may influence the guidance ability and body structure of missile. The proposed guidance algorithm not only improves the oscillation phenomenon of control commands but has better guidance performance.

Keywords : missile, parallel navigation guidance, particle swarm optimization.

目錄

摘要.....	ii
Abstract.....	iii
圖目錄.....	v
表目錄.....	vi
第一章 前言	1
第一節 研究緣起與背景	2
第二節 研究目的及研究重點	3
第二章 研究方法	5
第一節 目標與飛彈氣動力模型	5
第二節 粒子群演算法	9
第三節 最佳化演算法建構飛彈平行導引律	10
第三章 結果與討論	13
第一節 目標近似直線穩定飛行之導引性能比較	14
第二節 目標大 G 力急轉彎之導引性能比較	17
第三節 高機動閃避目標之導引性能比較	20
第四章 結論	24
參考文獻.....	25
個人資料表.....	27
任務編組表.....	28

圖目錄

圖 1 目標氣動力動態模型	5
圖 2 飛彈氣動力動態模型	7
圖 3 PNG 之 LOS 角度示意圖	10
圖 4 研究步驟流程圖	12
圖 5 場景 I: PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對直線穩定飛行目標之飛彈攔截路徑 ...	15
圖 6 場景 I: PN-PSO 之飛彈控制命令變化時間圖	15
圖 7 場景 I: IPSOG 之飛彈控制命令變化時間圖	16
圖 8 場景 I: PNG 之飛彈控制命令變化時間圖	16
圖 9 場景 II: PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對大 G 力急轉彎目標之飛彈攔截路徑 ..	18
圖 10 場景 II: PN-PSO 之飛彈控制命令變化時間圖	18
圖 11 場景 II: IPSOG 之飛彈控制命令變化時間圖	19
圖 12 場景 II: PNG 之飛彈控制命令變化時間圖	19
圖 13 場景 III: PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對高機動閃避目標之飛彈攔截路徑 ...	21
圖 14 場景 III: PN-PSO 之飛彈控制命令變化時間圖	21
圖 15 場景 III: IPSOG 之飛彈控制命令變化時間圖	22
圖 16 場景 III: PNG 之飛彈控制命令變化時間圖	22

表目錄

表 1 飛彈追擊目標場景之初始條件設定	13
表 2 PSO 參數設定值	14
表 3 PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對近似直線穩定飛行目標之攔截表現	14
表 4 PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對目標實施大 G 力急轉彎之攔截表現	17
表 5 PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對高機動閃避目標之攔截表現	20

第一章 前言

第一節 研究緣起與背景

飛彈導引控制系統是飛彈研發的重要關鍵技術，需能有效整合目標估測、導引律及飛控系統設計，而導引律則是影響飛彈攔截效能之主要原因[1]。科技的進步促使戰機性能不斷地提升，同時也影響飛彈攔截目標的能力，現有飛彈導引律的導引性能需要進一步的提升。人工智慧演算法問世以來，已被廣泛地應用在解決非線性與最佳化等議題，飛彈導引律的研究範疇也逐漸將其納入以求突破並提升飛彈導引性能。

飛彈導引律發展的核心目的是縮小誤失距離和避免飛彈的側向加速度飽和，故誤失距離和飛彈側向加速度為評估導引律之導引性能的重要指標，但敵機為求存活而使用的機動策略直接影響飛彈的攔截能力，尤其面對高 G 值與高速飛行之新式戰機，一般導引律則顯得性能不足，例如：追逐式導引律(Pursuit Guidance, PG)與比例導引律(Proportional Navigation Guidance, PNG)等。其中 PNG 利用目標與飛彈之視線(Line-of-Sight, LOS)轉率與飛彈速度來產生導引命令，具備形式簡單和容易實現等優點，令其廣受各國戰術飛彈採用，對於直線運動目標、迎頭及尾隨追擊之攔截性能佳[2-5]，但隨著現代戰機機動性能的提升，PNG 在攔截高速閃避之空中目標，初期航向修正速度緩慢，接近目標時則側向加速度遽增至飽和狀態，容易導致高誤失距離，因此衍生出改良型以改善 PNG 之導引性能，其中較著名為加強型比例導引律(Augmented Proportional Guidance Law, APNG)，APNG 主要是在導引命令內加入目標加速度項，藉以消除目標高機動之影響，但加速度項不易獲得，故 APNG 應用上有其限制[6, 7]。Tsao 等曾利用飛彈與目標的預測攔截點，計算航向角誤差並產生導引控制命令，攔截性能比 PNG 優越，但須先設定適當的導航常數方可發揮效能[8]。

人工智慧(Artificial Intelligence, AI)演算法興起於 60 年代，其研究包含許多不同的領域，並廣泛運用於解決優化的問題，在控制領域的運用上亦有許多研究成果，利用 AI 演算法設計導引律的研究也蔚為風潮。Balakrishnan 等於 1994 年利用類神經網路(Neural Network, NN)設計一個攔截非機動性目標的最優歸向導引律，1995 年使用自適應評判架構的 NN 來設計導引律，1996 年提出基於自適應評判概念的 NN 導引律，具有線上學習的能力，用於攔截線性或近似線性之目標[9-11]。Song 於 1996-2002 年提出中途階段的 NN 導引律，先是可即時運算的前饋式 NN 導引律，為對定點目標的追逐，隨後將目標動態納入範疇，並發展出用於中途階段之 γ 校正導引律及終端階段之 σ 回授導引律，可用於攔截三維自由落體目標、三維空間目標及彈道飛彈等[12-17]。Mishra 基於 PNG 之架構，利用不含 N 之當

時刻側向加速度指令和前一時刻側向加速指令等，應用模糊理論推論出當時刻側向加速度指令，發展出模糊歸向導引律[18]。Omar 等提出一個整合式模糊導引律，將攔截目標過程概分為三個階段，並於每一階段設計模糊邏輯導引律，使用多目標演化演算法進行切換[19]。應用 NN 發展之導引律性能，將受到不同的輸入參數和各種訓練軌跡所影響，而模糊邏輯理論的使用將增加計算機的運算負荷。此外；基因演算法也被應用在導引律，但飛彈導引律需考量到即時性，且基因演算法之編碼常困擾研究者，故少有文獻討論，大多用於優化飛彈導引律的參數[20, 21]。Kung 等[22]提出之粒子群飛彈導引律，經驗證適用於設計飛彈導引律，但目標函數的設計致使飛彈的速度方向永遠指向敵機的當前位置而呈追逐的形式，攔截機動目標容易產生側向加速度飽和，固有改善之空間。

第二節 研究目的及研究重點

研究目的

平行導引律(Parallel Navigation, PN)是基於一個簡單邏輯關係推導而得，假設有兩個逐漸接近的物體，其兩者之間的視向線(Line-of-Sight, LOS)與慣性空間的參考水平線夾角不變情況下，兩者終有交會之時刻[23]。因此；當飛彈與目標之間的 LOS 角度不變動情況下，飛彈最終可以攔截目標。PN 之優點為彈道平直、動能消耗小且可全方位攻擊；但缺點是飛彈與目標之速度與前置角在每一時刻皆要有精確的量測數值，其發射時之偏差與常態干擾的影響等皆造成此法難以實現[24]。PNG 具備形式簡單且易實現之優點為各國戰術飛彈主要採用之導引律，但攔截高機動目標時則表現不佳，而大多數應用人工智慧演算法之導引律，因為運算過程複雜與計算機運算負荷大等原因不易實現，大多流於研究用途。

因為飛彈導引律理論複雜且需講求即時性的特點，大部分的研究文獻無法應用於實際場景。PNG 具備形式簡單和容易實現等優點，目前仍廣受各國飛彈系統採用，但攔截高機動目標時則表現不佳。因此本研究以 PNG 為基礎架構，利用粒子群演算法(Particle Swarm Optimization, PSO)其收斂速度快、參數少和不易落入區域最佳解等優點最佳化導航常數，運用 PN 的導引模式開發出一種人工智慧飛彈平行導引律。

研究重點

近年來隨著戰機機動性能的提升，PNG 的導引性能備受挑戰，為克服此問題，飛彈導引律的研究趨勢也逐漸利用 AI 演算法設計飛彈導引律，但無論是 PG、PNG 或是應用 AI 演算法設計的飛彈導引律，大多是依據目標的飛行軌跡來產生導引控制命令，飛彈隨目標而改變飛行姿態，屬於被動的攔截方式，飛彈在攔截初期航向修正速度緩慢，但容易在追

擊目標尾段，因目標狀態的急遽變化而產生側向加速度飽和的現象，而應用 AI 演算法設計飛彈導引律通常有過多的參數設定、運算過程複雜及計算機運算負荷大的問題，無法符合即時運算之要求。

本研究所提之人工智慧飛彈平行導引律，預期有彈道平直、動能消耗小且可全方位攻擊之特性，並預期將有較短的攔截目標時間與誤失距離，避免飛彈飛行姿態不穩定進而導致目標脫鎖。應用 PSO 建構飛彈導引律，不需要複雜的數學建模，利用其演化機制和快速收斂的能力，對 PNG 導航常數進行尋優，計算出符合 PN 導引模式之加速度控制命令，具有容易實現之優點，研究預計使用模擬真實目標與飛彈的氣動力動態模型，採用戰機可能使用的機動策略，驗證所提之理論，並與 PNG 及其他人工智慧導引律做導引性能比較。研究計畫之完成將有助於國防工業發展飛彈導引律，目前計劃處於萌芽發展時期，需要國防部與相關學者先進的支持。

第二章 研究方法

第一節 目標與飛彈氣動力模型

目標氣動力運動模型

假設目標為一個質點，模擬飛行員在空中的戰術動作，建構目標氣動力動態模型(圖1)，並用下列動態方程式來描述目標在三維空間的運動狀態[25]:

$$\dot{X}_t = V_t \cos \gamma_t \cos \psi_t \quad (1)$$

$$\dot{Y}_t = V_t \cos \gamma_t \sin \psi_t \quad (2)$$

$$\dot{Z}_t = V_t \sin \gamma_t \quad (3)$$

$$\dot{V}_t = g(n_x - \sin \gamma_t) \quad (4)$$

$$\dot{\gamma}_t = \frac{g}{V_t} (n_z \cos n_\phi - \cos \gamma_t) \quad (5)$$

$$\dot{\psi}_t = \frac{gn_z \sin n_\phi}{V_t \cos \gamma_t} \quad (6)$$

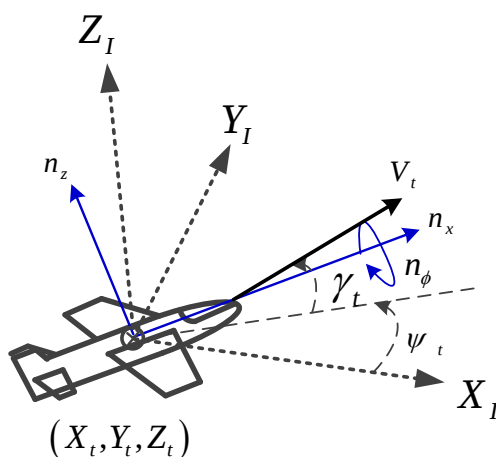


圖 1. 目標氣動力動態模型

目標的飛行動態可透過調整 n_x 、 n_z 和 n_ϕ 來進行控制，此外；現實中目標的動態不會瞬間達成要求，故需透過動態延遲模型進行補償，本計畫採用的動態延遲模型如下：

$$n_x = \frac{n_{xc}}{1 + s\tau_{tx}} \quad (7)$$

$$n_z = \frac{n_{zc}}{1 + s\tau_{tz}} \quad (8)$$

$$n_\phi = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\omega_n\xi s + \omega_n^2} \times n_{\phi c} \quad (9)$$

X_t, Y_t, Z_t : 目標在慣性坐標系位置

V_t : 目標速度

γ_t : 俯仰角

ψ_t : 航向角

n_x : 沿速度方向之負載因子

n_z : 垂直速度方向之負載因子

n_ϕ : 滾轉角控制變數

$n_{xc}, n_{zc}, n_{\phi c}$: 控制命令

τ_{tx}, τ_{tz} : 延遲時間常數

ω_n : 自然頻率

ξ : 阻尼係數

飛彈氣動力運動模型

假設飛彈為一個質點，模擬真實的飛彈動態並建構飛彈的氣動力動態模型(圖 2)，利用下列運動方程式來描述飛彈在三維空間的運動狀態[26]:

$$\dot{X}_m = V_m \cos \gamma_m \cos \psi_m \quad (10)$$

$$\dot{Y}_m = V_m \cos \gamma_m \sin \psi_m \quad (11)$$

$$\dot{Z}_m = V_m \sin \gamma_m \quad (12)$$

$$\dot{V}_m = \frac{T_m - D_m}{m_m} - g \sin \gamma_m \quad (13)$$

$$\dot{\gamma}_m = \frac{a_p - g \cos \gamma_m}{V_m} \quad (14)$$

$$\dot{\psi}_m = \frac{a_y}{V_m \cos \gamma_m} \quad (15)$$

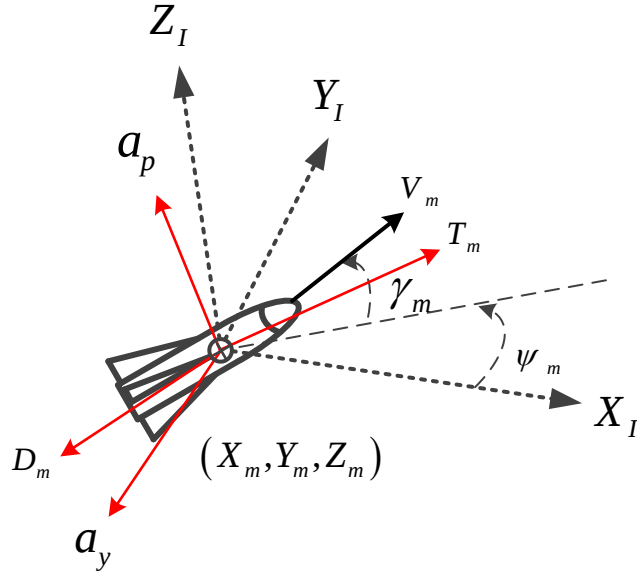


圖 2. 飛彈氣動力動態模型

飛彈的飛行動態可透過調整 a_p 和 a_y 來進行控制，此外；現實中目標的動態不會瞬間達成要求，故需透過動態延遲模型進行補償，本計畫採用的動態延遲模型如下：

$$\dot{a}_p = \frac{a_{pc} - a_p}{\tau_m} \quad (16)$$

$$\dot{a}_y = \frac{a_{yc} - a_y}{\tau_m} \quad (17)$$

方程式(13)中 T_m 、 m_m 和 D_m 的計算式如下：

$$T_m = \begin{cases} T_{m0}, & t \leq t_B \\ 0, & t > t_B \end{cases} \quad (18)$$

$$m_m = \begin{cases} m_{m0} - \dot{m}t, & t \leq t_B \\ m_{mf}, & t > t_B \end{cases} \quad (19)$$

$$D_m = k_1 V_m^2 + k_2 \frac{a_{pc}^2 + a_{yc}^2}{V_m^2} \quad (20)$$

X_m, Y_m, Z_m ：飛彈在慣性坐標系位置

V_m : 飛彈速度

γ_m : 俯仰角

ψ_m : 航向角

a_p, a_y : 側向加速度

a_{pc}, a_{yc} : 側向加速度控制命令

τ_m : 延遲時間常數

m_m : 飛彈質量

T_m : 火箭推力

D_m : 氣動阻力

k_1, k_2 : 阻力係數

第二節 粒子群演算法

粒子群演算法(PSO)是最早是由 Eberhart 和 Kennedy 於 1995 年所提出，主要概念是模擬鳥群覓食的社會行為[27, 28]。PSO 理論一開始是產生一群隨機化的解，稱為群體，每一個個體指每一顆粒子，代表一個最佳化問題的隨機解。每一顆粒子演化的過程中會不斷地在解空間(Problem Space)搜索，同時記憶過程所獲得的最佳解，稱之為最佳解(Particle Best Value, Pbest)。此外，粒子群彼此之間也能夠傳遞群體中最好的位置，稱之為全域最佳解(Global Best Value, Gbest)。如果一個群體由 m 顆粒子組成，每一顆粒子搜尋最佳化問題的解具有 D 個維度，那麼第 i 顆粒子的位置向量表示式為 $X_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{iD})^T$ ，粒子速度的速度向量表示式為 $V_i = (v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{iD})^T$ ， $1 \leq i \leq m$ 、 $1 \leq d \leq D$ ，粒子最佳解位置向量表示式為 $P_i = (p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{iD})^T$ ，全域最佳解位置向量表示式為 $P_g = (p_{g1}, p_{g2}, \dots, p_{gD})^T$ 。每一顆粒子更新的位置與速度的公式如(21)式及(22)式：

$$v_{id}(t+1) = w_e v_{id}(t) + c_1 r_1 (p_{id}(t) - x_{id}(t)) + c_2 r_2 (p_{gd}(t) - x_{id}(t)) \quad (21)$$

$$x_{id}(t+1) = x_{id}(t) + v_{id}(t+1) \quad (22)$$

其中 k 代表迭代次數， w_e 代表慣性權重， r_1 、 r_2 為 0 與 1 之間隨機數字， c_1 、 c_2 為常數的學習因子， c_1 使粒子擁有自我認知能力， c_2 使粒子擁有學習群體中最佳解粒子的能力，因此在過程中會逐漸朝向粒子最佳解與全域最佳解，藉由最佳化步驟使得整體粒子群集接近在解空間中的目標位置。

第三節 最佳化演算法建構飛彈平行導引律

比例型導引律

PNG 為一種技術純熟且廣泛應用在飛彈系統上的導引理論，主要利用飛彈與目標之 LOS 轉率與飛彈速度來產生導引命令，當飛彈與目標在三維空間，則 PNG 飛彈側向加速度控制命令如下所示(圖 3):

$$C_p = K_p v \dot{\psi} + g \sin \psi \quad (23)$$

$$C_y = K_y v_m \dot{\theta} \quad (24)$$

K_p, K_y : 導航常數，

ψ, θ : LOS 角

C_p, C_y : 飛彈側向加速度控制命令

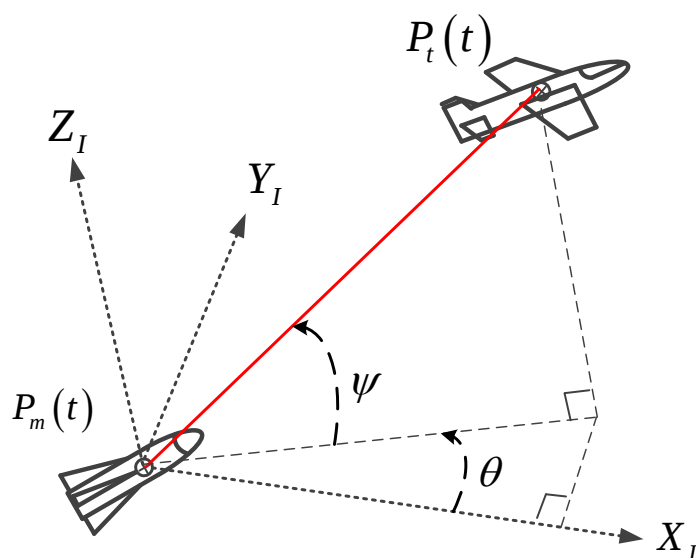


圖3. PNG之LOS角度示意圖

平行導引律

平行導引律(Parallel Navigation, PN)的概念為當兩個逐漸接近的飛行物體，若兩者之間視向線(Line-of-Sight, LOS)與慣性空間之參考水平線的夾角不改變，則兩個飛行物體將逐漸縮短距離至交會。PN 的優點為飛彈路徑平直與動能消耗小，但缺點為對目標與飛彈的前置角與速度需有精確的量測，另外發射時偏差以及干擾存在，故此法不易實現。基於上述 PN 概念，若能將飛彈追逐目標過程中的視向線轉率逼近於零($\dot{\psi} = 0, \dot{\theta} = 0$)，也是一種 PN 導引理論的實現。

最佳化演算法建構飛彈平行導引律

本研究主要基於平行導引律的概念，運用比例型導引律架構的二個側向加速度控制命令方程式，使用粒子群演算法最佳化導航常數與持續更新飛彈加速度控制命令，演化過程設定飛彈與目標的視線轉向律逼近於零為適應性函數，藉此飛彈將以近似平行導引律方式飛向目標並予以摧毀。圖 4 為所提之平行導引律研究步驟流程圖，研究步驟敘述如下：

- (1) 設定粒子群演算法之粒子數量、慣性權重、學習因子及迭代次數等參數。
- (2) 設定目標與飛彈初始動態，輸入目標控制命令，模擬目標(戰機)可能使用機動策略，代入目標與飛彈的數學模型並使用 Runge Kutta 積分求解。
- (3) 依據目標與飛彈位置計算 LOS 轉率，並定義 PNG 之導航常數為 PSO 之二維粒子，解的數量等於 PSO 粒子數量並使用隨機方式初始化。
- (4) 利用 LOS 轉率與隨機化之導航常數，應用方程式(23) and (24)計算出所有可能之側向加速度控制命令 C_p^i, C_y^i 並帶入飛彈動態模型，計算出飛彈下一刻的可能位置。
- (5) 重新計算 LOS 轉率。
- (6) 定義目標函數，使飛彈以 PN 導引模式飛行，此為本研究之核心關鍵。
- (7) 計算每顆粒子的適應值，定義最小適應值為粒子遞迴過程中的最佳解，定義全域最佳解為粒子在遞迴過程中群體的最小適應值。
- (8) 更新粒子的位置與速度。
- (9) 定義標準差為搜尋停止條件之門檻值，重複步驟(4)到步驟(8)直到滿足門檻值，求得最佳化導航常數。
- (10) 應用最佳化之導航常數計算出最佳之側向加速度控制命令且須小於飛彈本體結構與動態性能所能承受之最大加速度值。
- (11) 更新飛彈位置。
- (12) 重複步驟(3)至步驟(11)。
- (13) 依目標與飛彈相對距離與飛彈推力作用時間設定停止條件，若迭代次數至最大值亦停止演算法，最後求得誤失距離與攔截時間。

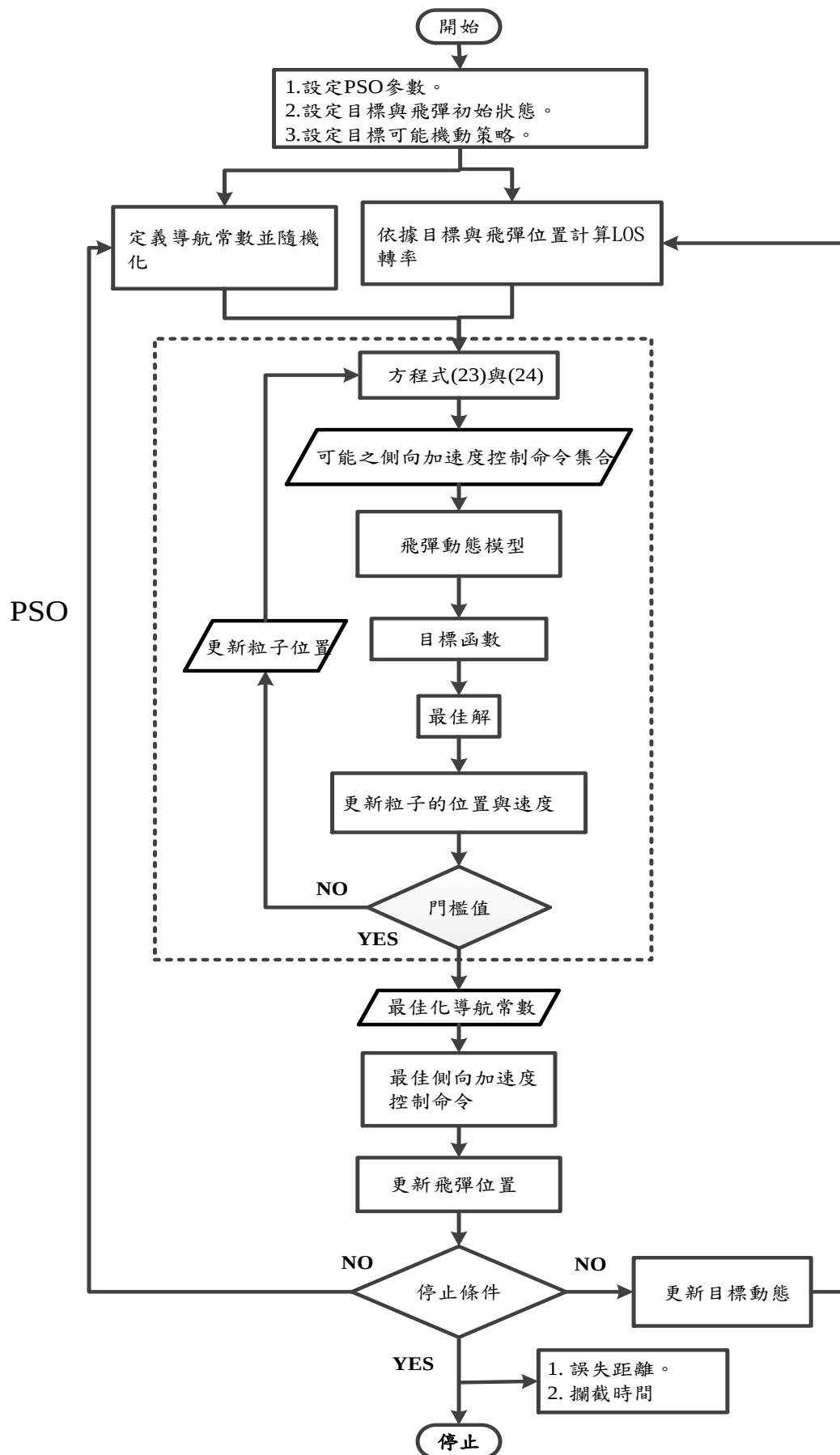


圖 4. 研究步驟流程圖

第三章 結果與討論

已有文獻成功將最佳化演算法應用在飛彈導引律之設計，其中Chen等人成功利用粒子群演算法最佳化飛彈加速度控制命令，並藉由適應性函數之設定，使飛彈追逐目標之路徑近似平行導引理論之導引模式，獲得令人滿意的飛彈攔截成效[24]。

本研究設計三種不同的目標與飛彈作戰模擬場景，證明所提飛彈平行導引理論(PN-PSO)之有效性，除和比例型導引律(PNG)比較之外，另重現Chen等人所提出之飛彈導引理論(Improved Particle Swarm Optimization Guidance, IPSOG)，進而探討本研究所提之PN-PSO與IPSOG之導引表現。本研究數值模擬實驗採用慣性座標系描述目標與飛彈之追逐場景，為逼近真實之目標與飛彈交戰情況，目標飛行狀態量測資訊包含高斯白色雜訊，訊雜比設定50(Signal Noise Ratio=50)。此外；因應雜訊干擾與演算法最佳化過程特性，導引理論在相同場景下之每次實驗結果皆會產生一點偏差，故3種不同導引理論在每一個場景皆執行10次模擬實驗，飛彈重量與推力亦會隨時間做變化。

表1為飛彈追擊目標場景之初始條件設定，表2為PSO之參數設定值，目標與飛彈動態數學模型參數設定如後：延遲時間常數 $\tau_{tx}, \tau_{tz}, \tau_m = 0.1$ 、自然頻率 $\omega_n = 10$ (Hz)、阻尼比係數 $\xi = 0.7$ 、阻力係數 $k_1 = 0.001, k_2 = 1$ 、飛彈質量 $m_{m0} = 165$ (kg)、 $m_{mf} = 125$ (kg)、 $\dot{m} = 2.66$ (kg/sec)、火箭推力 $T_m = 5880$ (N)、推力時間 $t_B = 15$ (sec)、比例型導引律之導航常數設定為3，取樣時間為0.02秒，側向加速度控制命令最大值30G，G為重力加速度。

表1. 飛彈追擊目標場景之初始條件設定

場景		位置 (m)	速度 (m/sec)	俯仰角 (degree)	航向角 (degree)
I	目標	(5000,5000,3000)	200	0	0
	飛彈	(1000,1000,1000)	600	0	0
II	目標	(5000,4000,3000)	300	30	15
	飛彈	(1000,1000,1000)	600	0	0
III	目標	(5000,5000,5000)	250	15	45
	飛彈	(1000,1000,1000)	600	30	30

表2. PSO參數設定值

最大演化 次數	粒子 數量	慣性 權重	學習 因子	門檻值
500	200	0.5	$f_1=1, f_2=1$	0.01

第一節 目標近似直線穩定飛行之導引性能比較

表3為飛彈運用PN-PSO、IPSOG及PNG對近似直線穩定飛行目標之攔截表現，本研究所提之PN-PSO與研究文獻所提之IPSOG都具有優秀的飛彈攔截能力，與PNG相較之下具有較短的誤失距離(Miss Distance, M.D.)與攔截時間(Interception Time, I.T.)。圖5顯示PN-PSO、IPSOG及PNG對直線穩定飛行目標之飛彈攔截路徑，PN-PSO與IPSOG具有相近且平滑之飛彈飛行軌跡，PNG飛彈飛行軌跡曲度大且路徑長，說明為何PNG需要較長之攔截時間。圖6~8顯示3種不同導引理論在場景I之飛彈控制命令變化時間圖，IPSOG之飛彈俯仰與偏航方向控制命令在追逐目標過程中呈現大幅度震盪，說明飛彈不斷地大幅度改變運動狀態。PN-PSO之飛彈俯仰與偏航方向控制命令在前2秒變化較大，第2秒與第7秒之間控制命令數值很小且變動不大，第7秒之後，因為飛彈逐漸縮短與目標之距離，量測雜訊會明顯影響飛彈控制命令，故短時間內產生大幅度變化。PNG之飛彈俯仰與偏航方向控制命令在前8秒之間變動不大，第9秒之後，飛彈距離目標越來越近，同樣受到量測雜訊之影響，導致飛彈控制命令開始產生大幅度變化。

表3. PN-PSO、IPSOG及PNG對近似直線穩定飛行目標之攔截表現

No.	誤失距離 (m)			攔截時間 (sec)		
	PN-PSO	IPSOG	PNG	PN-PSO	IPSOG	PNG
1	2.79	4.96	7.70	9.94	9.92	10.18
2	6.41	9.09	10.05	9.94	9.92	10.18
3	6.62	4.13	13.37	9.94	9.92	10.18
4	5.85	5.38	11.92	9.94	9.92	10.18
5	2.23	4.39	10.54	9.94	9.92	10.18
6	7.98	8.15	10.34	9.94	9.92	10.18
7	7.72	6.84	10.51	9.94	9.92	10.18
8	2.89	5.69	7.37	9.94	9.92	10.18
9	5.68	3.33	7.46	9.94	9.92	10.18
10	3.02	4.41	9.92	9.94	9.92	10.18

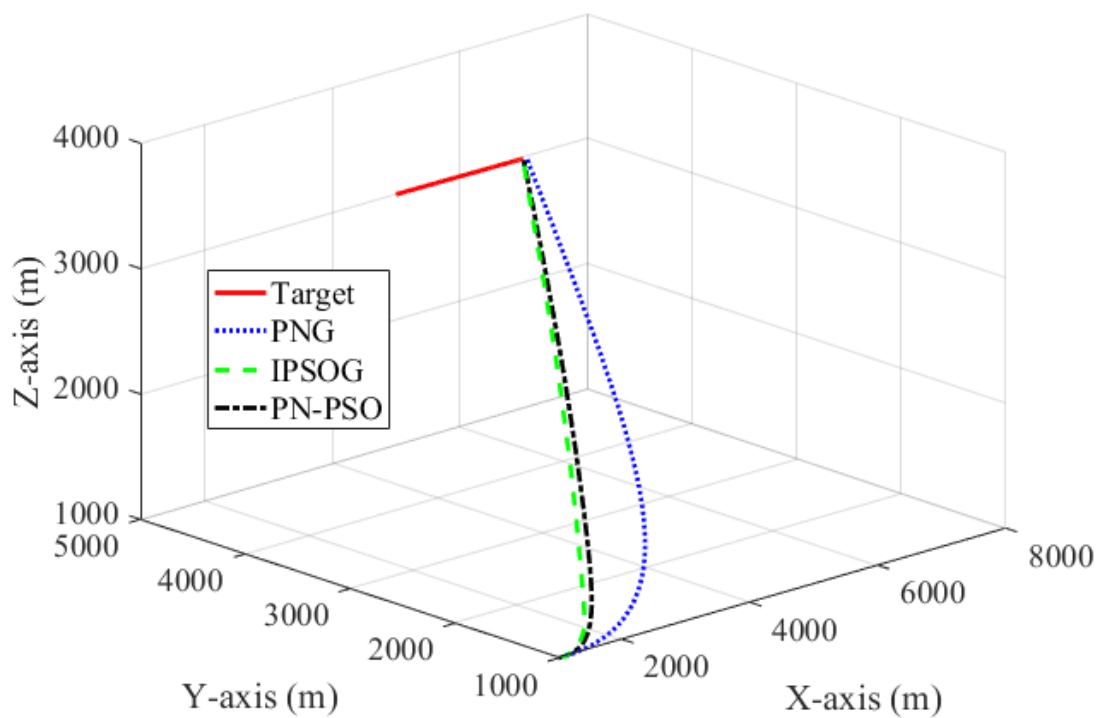


圖5. 場景I: PN-PSO、IPSOG及PNG對直線穩定飛行目標之飛彈攔截路徑

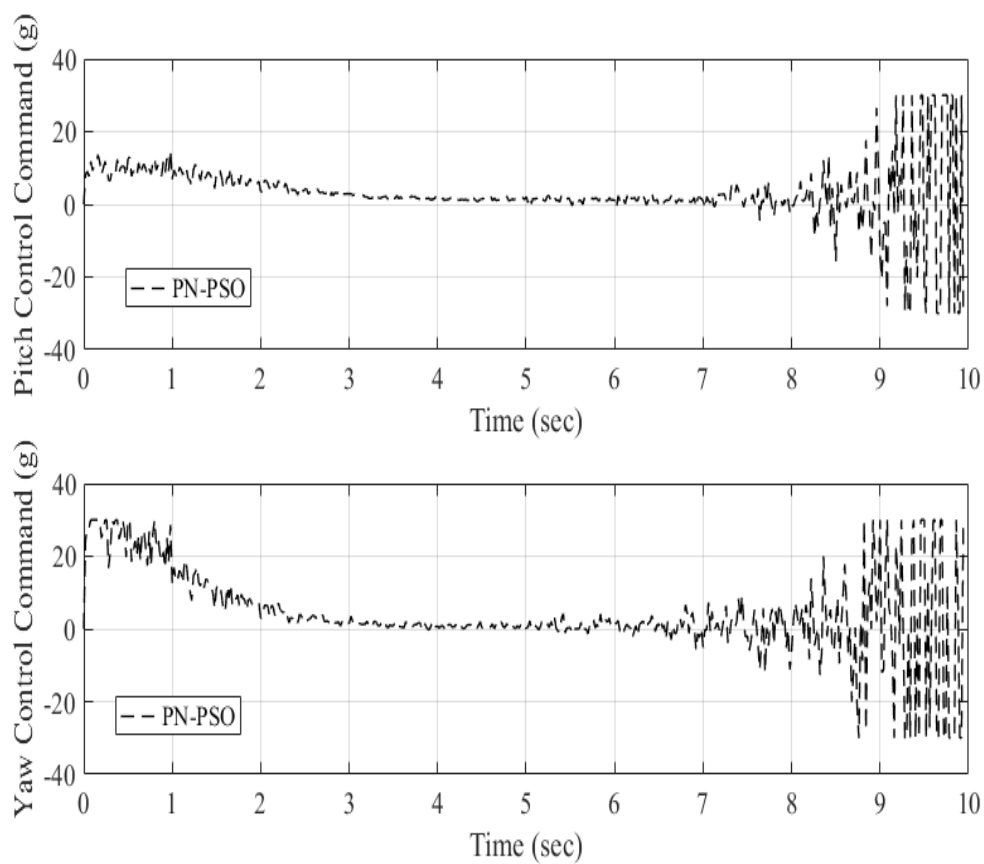


圖6. 場景I: PN-PSO之飛彈控制命令變化時間圖

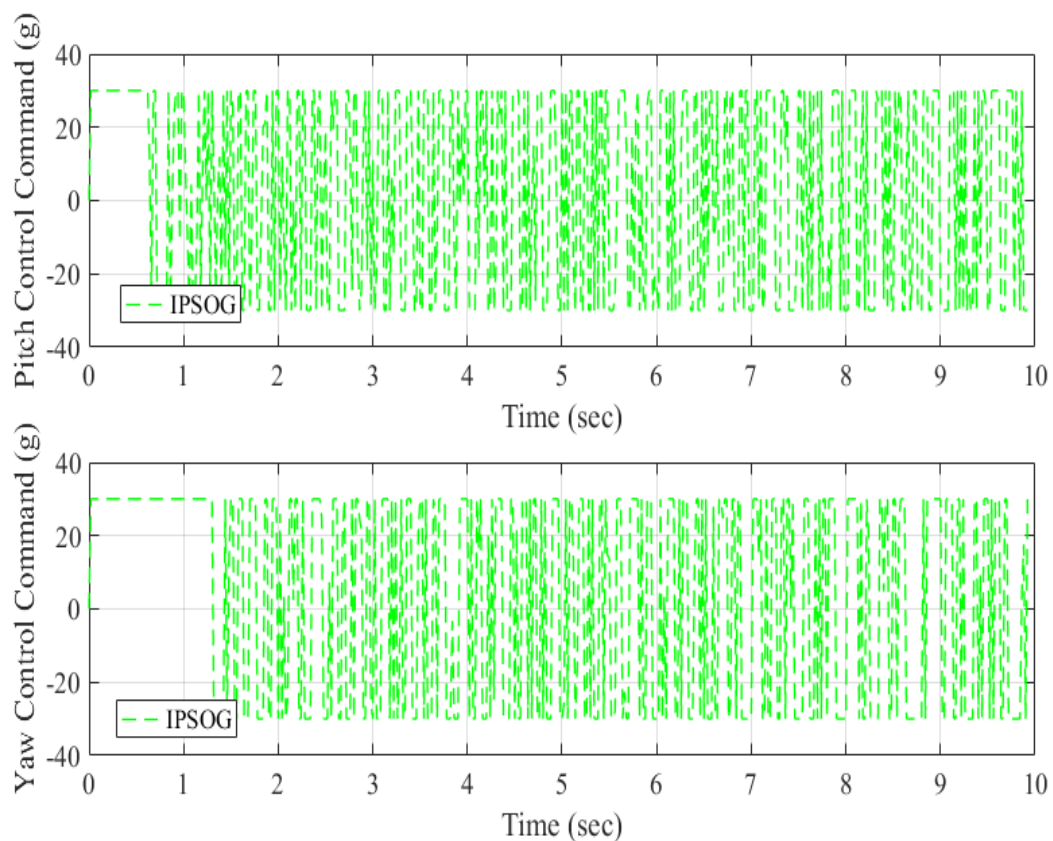


圖7. 場景I: IPSOG之飛彈控制命令變化時間圖

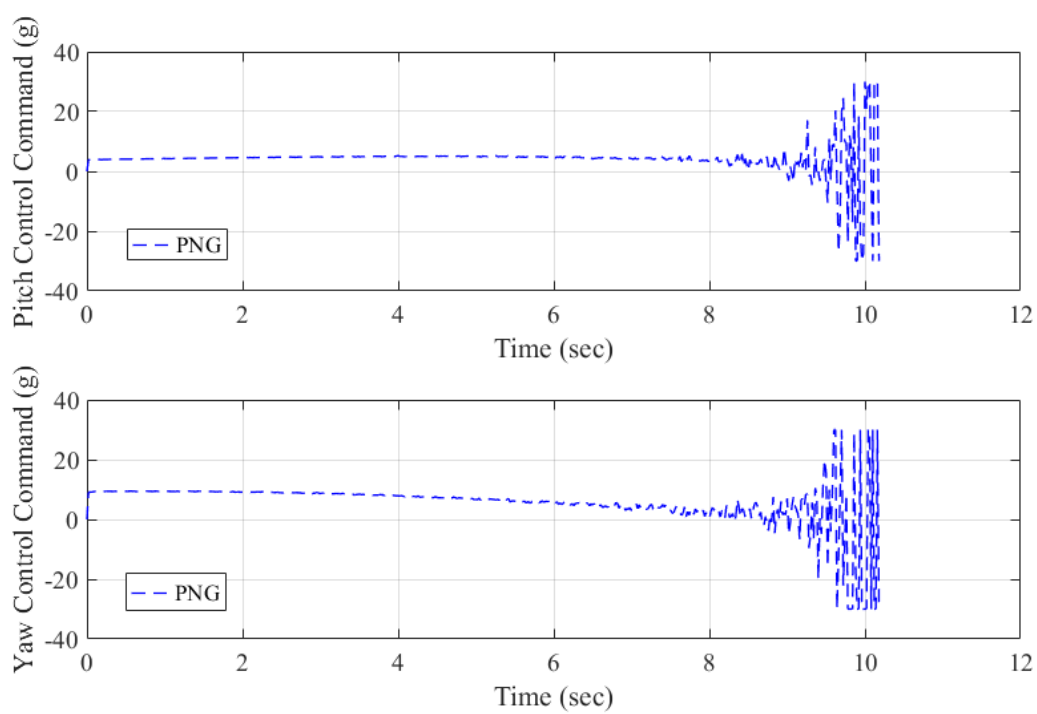


圖8. 場景I: PNG之飛彈控制命令變化時間圖

第二節 目標大 G 力急轉彎之導引性能比較

表 4 為飛彈運用 PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對目標實施大 G 力急轉彎之攔截表現，PNG 之誤失距離至少在 11 公尺以上且攔截時間較長，IPSOG 雖是 3 種導引理論中攔截時間最短，誤失距離也較 PNG 短，但若就誤失距離而言，PN-PSO 比 IPSOG 有更佳的攔截能力。圖 9 顯示 PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對大 G 力急轉彎目標之飛彈攔截路徑，PN-PSO 與 IPSOG 飛彈飛行軌跡平滑且幅度改變小，而 PNG 不僅飛彈飛行軌跡幅度改變大且路徑長，面對大 G 力急轉彎目標，凸顯出 PNG 導引能力缺點。圖 10~12 顯示 3 種不同導引理論在場景 II 之飛彈控制命令變化時間圖，IPSOG 之飛彈俯仰與偏航方向控制命令在追逐目標過程同樣呈現大幅度震盪。PN-PSO 之飛彈俯仰與偏航方向控制命令因應目標運動狀態的劇烈變化，前 0.5 秒內接近最大值 30G，第 2 秒與第 7 秒之間控制命令數值很小且變動不大，第 7 秒之後，因為飛彈逐漸縮短與目標之距離，飛彈控制命令受到量測雜訊影響造成大幅度變化。PNG 之飛彈俯仰與偏航方向控制命令變化趨勢則近似場景 I。

表 4. PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對目標實施大 G 力急轉彎之攔截表現

No.	誤失距離 (m)			攔截時間(sec)		
	PN-PSO	IPSOG	PNG	PN-PSO	IPSOG	PNG
1	<u>8.57</u>	10.06	17.93	9.16	9.12	9.64
2	<u>2.36</u>	8.67	15.11	9.16	9.12	9.64
3	<u>4.27</u>	8.23	11.17	9.16	9.12	9.64
4	<u>9.02</u>	<u>9.02</u>	14.97	9.16	9.12	9.64
5	<u>9.34</u>	10.59	11.16	9.16	9.12	9.64
6	<u>8.74</u>	8.79	12.14	9.16	9.12	9.64
7	<u>6.28</u>	9.18	13.98	9.16	9.12	9.64
8	10.12	<u>9.64</u>	11.85	9.16	9.12	9.64
9	<u>9.31</u>	11.50	12.87	9.16	9.12	9.64
10	<u>4.49</u>	9.97	16.92	9.16	9.12	9.64

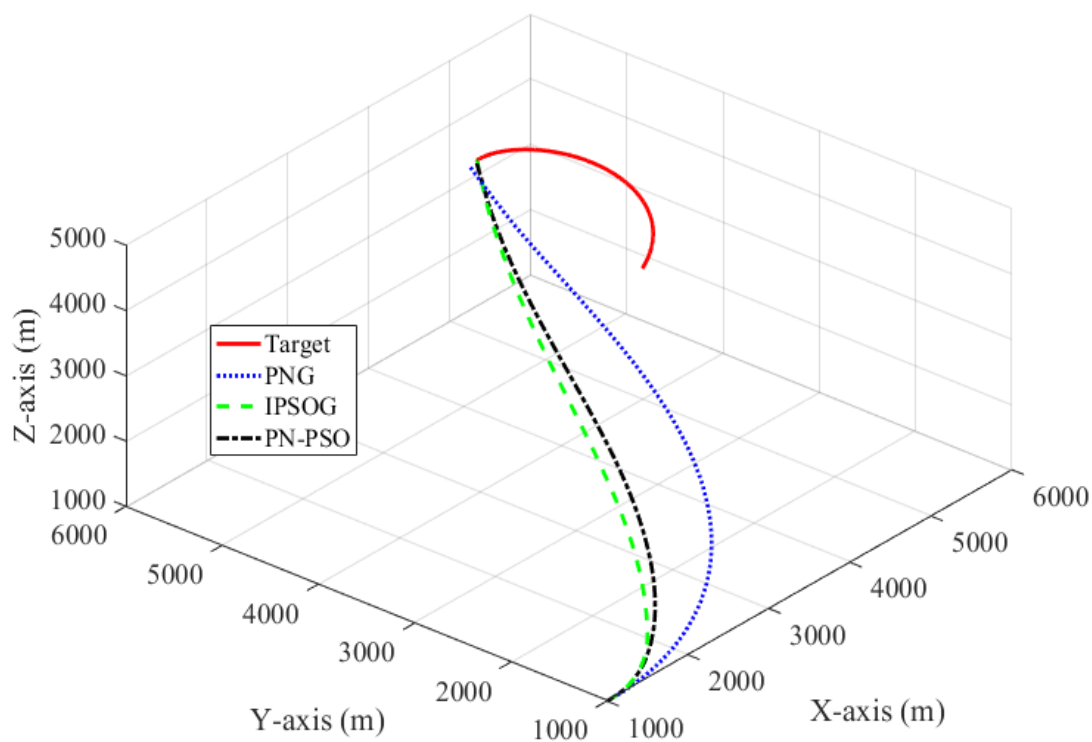


圖9. 場景II: PN-PSO、IPSOG及PNG對大G力急轉彎目標之飛彈攔截路徑

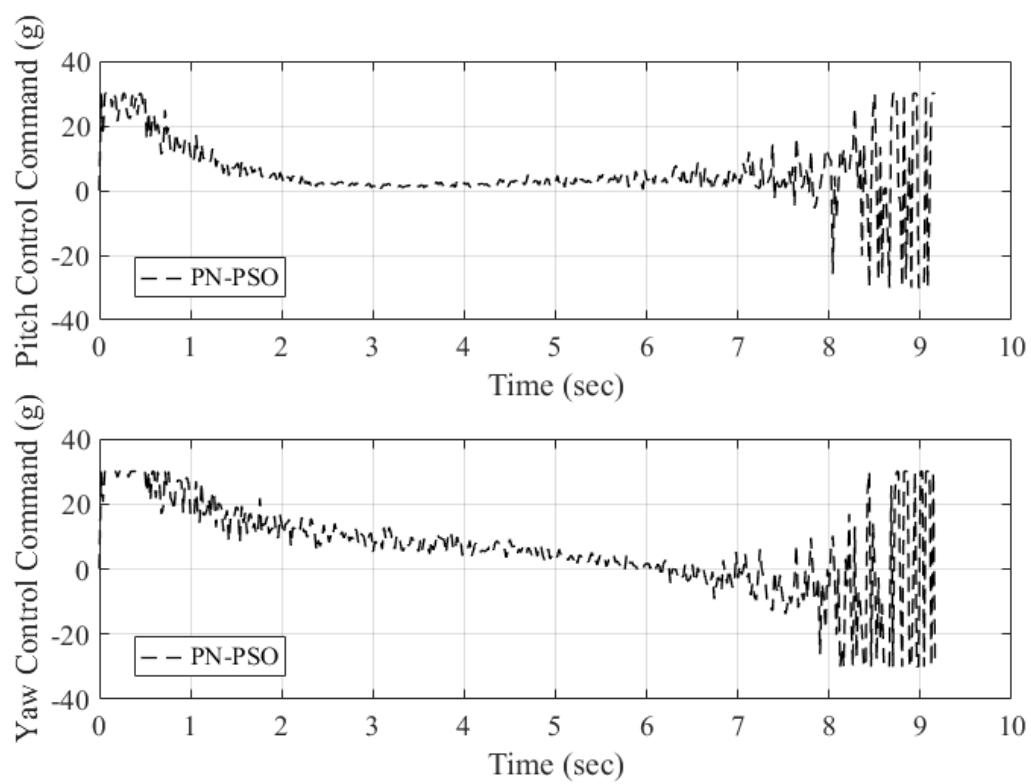


圖 10. 場景 II: PN-PSO 之飛彈控制命令變化時間圖

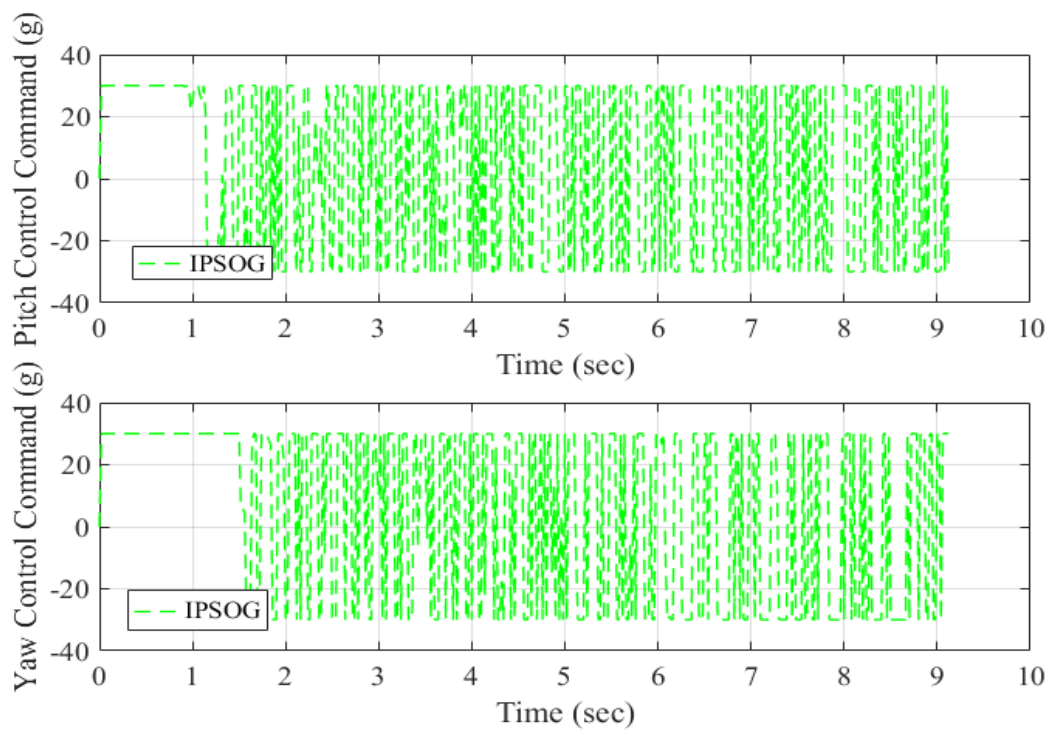


圖 11. 場景 II: IPSOG 之飛彈控制命令變化時間圖

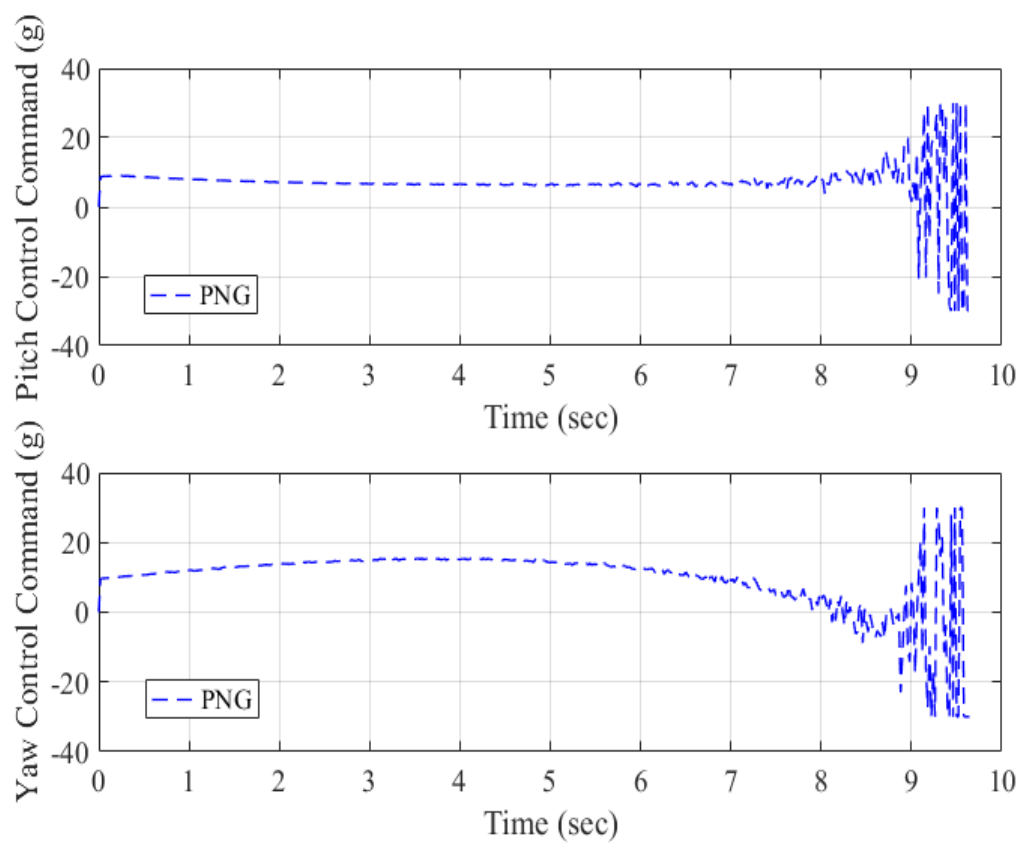


圖 12. 場景 II: PNG 之飛彈控制命令變化時間圖

第三節 高機動閃避目標之導引性能比較

表 5 為飛彈運用 PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對高機動閃避目標之攔截表現，3 種導引理論的攔截時間幾乎相同，就誤失距離表現而言，PN-PSO 在表現最佳，IPSOG 次之，PNG 最差，但 IPSOG 在第 2、5、6 次實驗中出現最差的誤失距離表現。圖 13 顯示 PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對高機動閃避目標之飛彈攔截路徑，3 種導引理論的飛彈飛行軌跡皆有大幅度改變以因應目標的高機動行為。圖 14~16 顯示 3 種不同導引理論在場景 III 之飛彈控制命令變化時間圖，如同場景 I 與 II 之情況，IPSOG 之飛彈俯仰與偏航方向控制命令在追逐目標過程同樣呈現大幅度震盪。PN-PSO 與 PNG 在飛彈俯仰方向控制命令之變化曲線相似且變動不大，但兩者在偏航方向控制命令的變化非常明顯，此行為對應了目標進行近似 S 曲線的機動行為，隨著飛彈逐漸接近目標，飛彈控制命令受到量測雜訊影響開始大幅度變化。

表 5. PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對高機動閃避目標之攔截表現

No.	誤失距離 (m)			攔截時間 (sec)		
	PN-PSO	IPSOG	PNG	PN-PSO	IPSOG	PNG
1	<u>5.91</u>	9.06	10.92	11.56	11.56	11.56
2	<u>5.22</u>	10.47	8.69	11.56	11.56	11.56
3	<u>10.42</u>	11.77	12.24	11.56	11.56	11.56
4	<u>4.41</u>	8.75	9.33	11.56	11.56	11.56
5	<u>4.16</u>	9.72	7.67	11.56	11.54	11.54
6	<u>11.26</u>	12.74	12.49	11.56	11.56	11.56
7	11.23	<u>11.01</u>	12.28	11.56	11.56	11.56
8	<u>6.25</u>	9.85	10.40	11.56	11.56	11.54
9	<u>11.19</u>	12.99	13.81	11.56	11.56	11.56
10	<u>5.24</u>	10.98	11.17	11.56	11.56	11.56

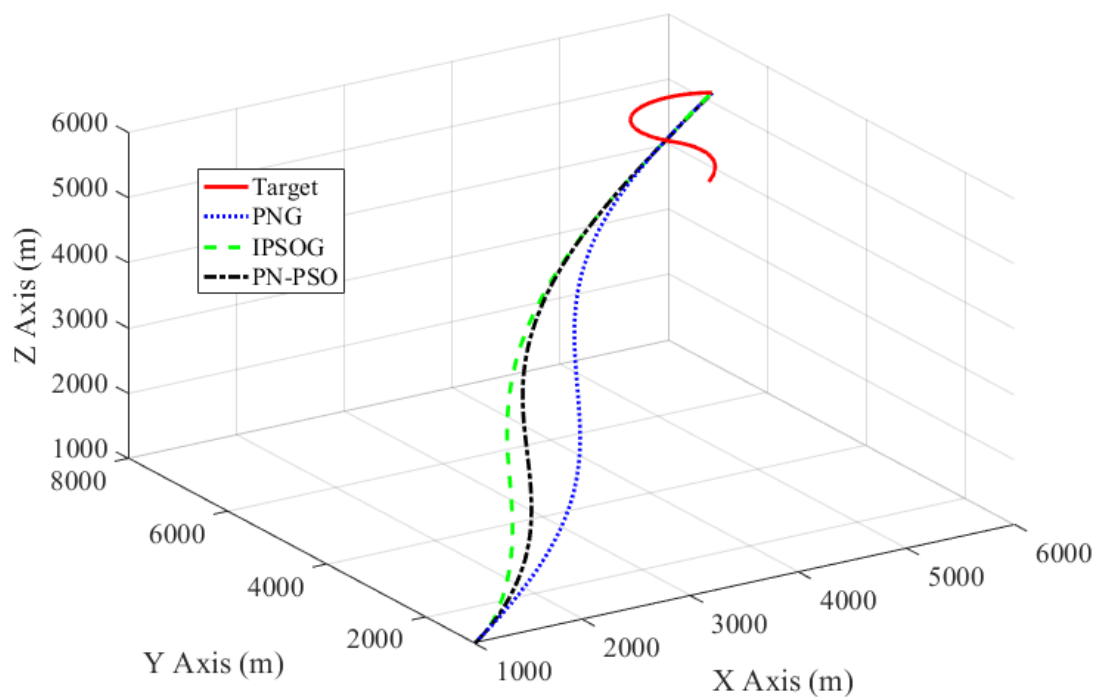


圖 13. 場景 III: PN-PSO、IPSOG 及 PNG 對高機動閃避目標之飛彈攔截路徑

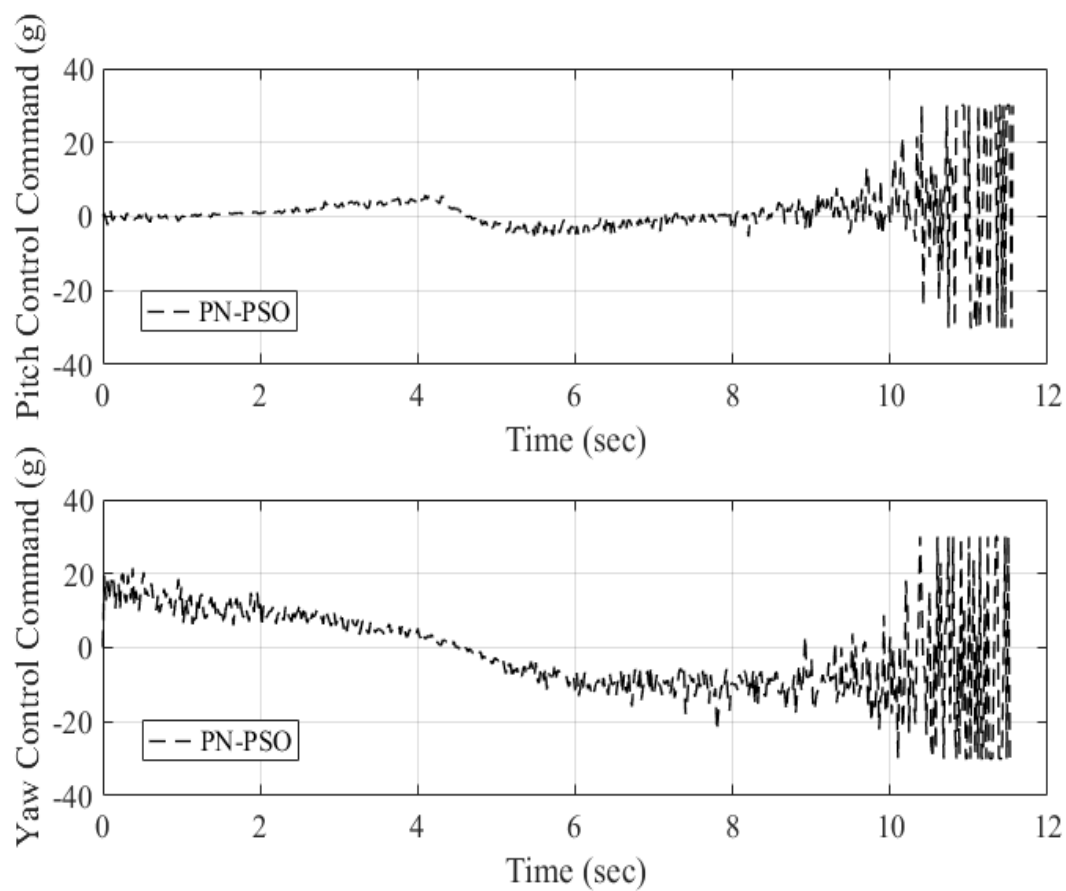


圖 14. 場景 III: PN-PSO 之飛彈控制命令變化時間圖

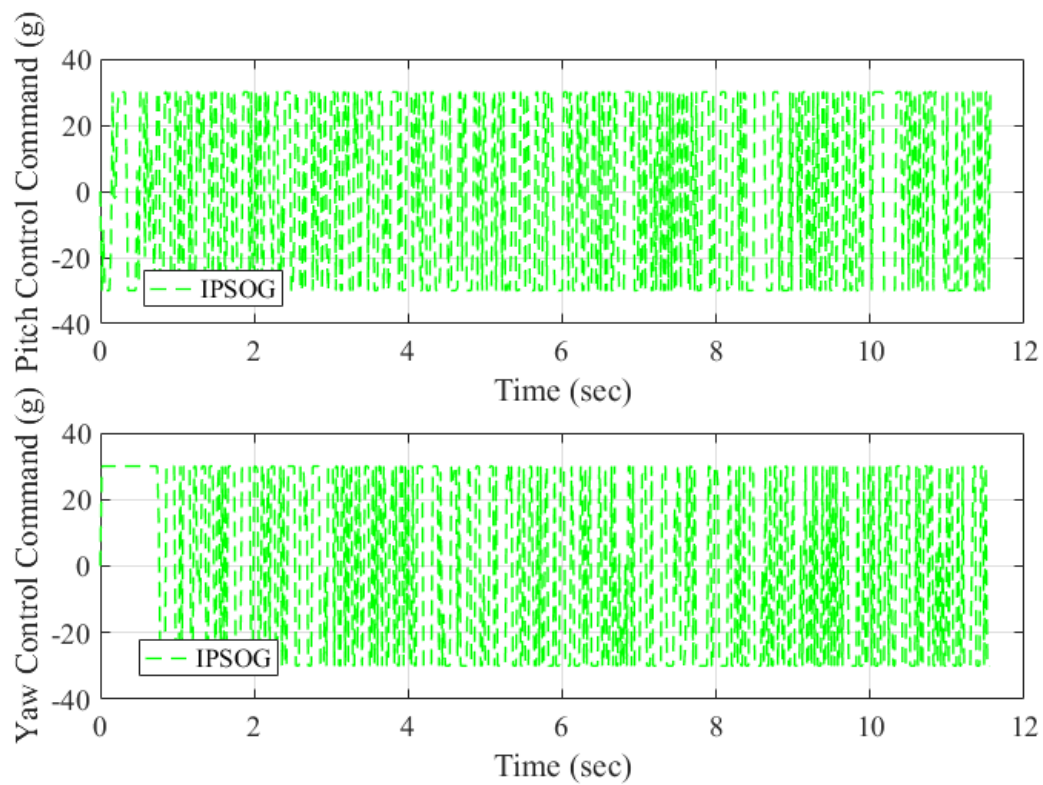


圖 15. 場景 III: IPSOG 之飛彈控制命令變化時間圖

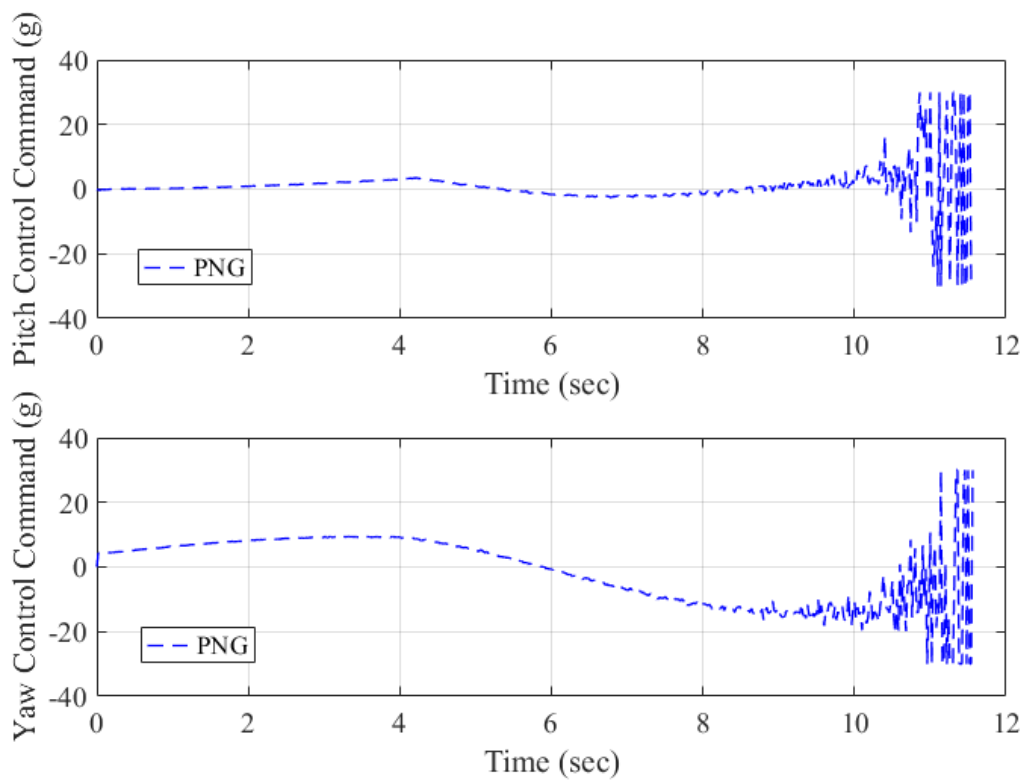


圖 16. 場景 III: PNG 之飛彈控制命令變化時間圖

IPSOG 的演算理論核心，直接利用 PSO 設計與最佳化飛彈控制命令，並設定飛彈與目標的視線轉向律逼近於零為適應性函數，導引飛彈以 PN 導引模式朝向目標。所提的 PN-PSO 則是利用 PNG 架構的二個側向加速度控制命令方程式，應用 PSO 更新導航常數以最佳化飛彈加速度控制命令，同樣設定飛彈與目標的視線轉向律逼近於零為適應性函數，導引飛彈以 PN 導引模式朝向目標。綜觀上述場景的實驗結果，IPSOG 與所提的 PN-PSO 之飛彈飛行路徑非常近似，場景 I 的攔截表現皆非常傑出，場景 II 與 III 則是 PN-PSO 的攔截能力較突出，而 IPSOG 在場景 III 甚至出現誤失距離比 PNG 大的情況。觀察 IPSOG 在 3 種不同場景之飛彈控制命令變化時間圖，控制命令在飛彈追逐目標過程產生劇烈震盪，說明飛彈不斷大幅度改變運動狀態，這種現象恐會影響飛彈導引性能與彈體結構，這震盪現象主要來自飛彈控制命令參數設計在 PSO 最佳化過程所造成，與其相較之下；PN-PSO 在 PSO 最佳化飛彈控制命令過程中，所產生的控制命令變化非常小，且主要發生在飛彈追逐目標初期階段。PNG 導引能力對於目標採用大 G 力急轉彎與高機動狀態下就顯得不足。上述實驗場景都是在目標飛行狀態量測資訊含有雜訊狀況下執行，若加上濾波器，就能進一步提升 3 種導引理論的飛彈攔截表現。

第四章 結論

本研究以平行導引律之概念所提出之導引理論，依據目標當前飛行軌跡與飛彈當前位置與速度計算出視向線轉率，利用粒子群演算法最佳化導航常數與持續更新飛彈加速度控制命令，其中設定飛彈與目標的視線轉向律逼近於零為適應性函數，藉此飛彈將以近似平行導引律方式飛向目標。

實驗證明所提之導引理論對直線穩定飛行或高機動目標，具有平滑之飛彈飛行軌跡，比起PNG有更好的攔截性能。此外；本研究亦重現另一種利用最佳化演算法設計之飛彈導引理論(IPSOG)，與其相較之下，本研究運用比例型導引律架構的二個側向加速度控制命令方程式，使用粒子群演算法最佳化導航常數與持續更新飛彈加速度控制命令，具有更優越的飛彈攔截能力。

本研究提出之飛彈導引理論預期有以下特色：

1. 運用 PN 導引模式，將人工智慧最佳化理論結合 PNG 基礎架構，預期有彈道平直、動能消耗小且可全方位攻擊之特性，有利於飛彈維持速度。此外；不同於一般 PNG 導引理論採用固定式之導航常數(通常介於 3~6 之間)，應用粒子群演算法持續更新與最佳化 PNG 導航常數以求出最佳飛彈橫向加速度控制命令，面對目標做出不同之閃避動作時，都具有傑出之導引性能。
2. 以 PNG 為基礎架構設計之導引律，同樣具有理論架構簡單且強健性高之特性，但具有比 PNG 更優秀之導引性能，可應用於實際飛彈系統與不同目標追擊場景。
3. 在目標量測值具有雜訊干擾狀況下，所提之方法與 PNG 導引理論同樣具有強健性。
4. 提出之方法若能有效結合與應用，將有助於國防工業發展飛彈導引律，提升飛彈擊毀目標的成功率。

參考文獻

- [1] S. Vathsal and A. K. Sarkar, "Current Trends in Tactical Missile Guidance", Defence Science Journal, Vol. 55, No. 2, pp. 265-280, 2005.
- [2] Adler, F. P., "Missile Guidance by Three-Dimensional Proportional Navigation," Journal of Applied Physics, Vol. 27, No. 5, pp. 500-507, 1956.
- [3] Ho, Y. C., Bryson Jr., A. E., and Baron, S., "Differential Games and Optimal Pursuit-Evasion Strategies," IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 10, No. 4, pp. 385-389, 1965.
- [4] Murtaugh, S. A. and Criel, H. E., "Fundamentals of Proportional Navigation," IEEE Spectrum, Vol. 3, No. 12, pp. 75-85, 1966.
- [5] Guelman, M., "A Qualitative Study of Proportional Navigation," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-7, No. 4, pp. 637-643, 1971.
- [6] Garber, V., "Optimum Intercept Laws for Accelerating Targets," AIAA Journal, Vol. 6, No. 11, pp. 2196-2198, 1968.
- [7] Nesline, F. W. and Zarchan, P., "A New Look at Classical Versus Modern Homing Missile Guidance," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 4, No. 1, pp. 78-85, 1981.
- [8] Lin, Y. P., Tsao, L. P. and Lin, C. L., "Development of Three-Dimensional Aiming Point Guidance Law," International Journal of Systems Science, Vol. 41, No. 11, pp. 1353-1362.
- [9] Steck, J. E. and Balakrishnan, S. N., "Use of Hopfield Neural Networks in Optimal Guidance," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 30, No. 1, pp. 287-293, 1994.
- [10] Balakrishnan, S. N. and Biega, V., "A new Neural Architecture for Homeing Missile Guidance," Proceedings of the 1995 American Control Conference, Seattle, Washington, USA, Vol. 3, pp. 2148-2152, 1995.
- [11] Dalton, J. and Balakrishnan, S. N., "A Neighboring Optimal Adaptive Critic for Missile Guidance," Mathematical and Computer Modelling, Vol. 23, No. 1-2, pp. 175-188, 1996.
- [12] Song, E. J., Lee, H., and Tahk, M. J., "On-line Suboptimal Midcourse Guidance Using Neural Networks," Proceedings of the 35th SICE Annual Conference, Tottori, Japan, pp. 1313-1318, 1996.
- [13] Song, E. J. and Tahk, M. J., "Real-Time Midcourse Guidance with Intercept Point Prediction," Control Engineering Practice, Vol. 6, No. 8, pp. 957-967, 1998.
- [14] Song, E. J. and Tahk, M. J., "Real-Time Midcourse Missile Guidance Robust Against Launch Conditions," Control Engineering Practice, Vol. 7, No. 4, pp. 507-515, 1999.
- [15] Song, E. J. and Tahk, M. J., "Suboptimal Midcourse Guidance for Interception of Free-Fall Targets," Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Portland, Oregon, USA, pp. 672-679, 1999.

- [16] Song, E. J. and Tahk, M. J., "Real-Time Neural-Network Midcourse Guidance," *Control Engineering Practice*, Vol. 9, No. 10, pp. 1145-1154, 2001.
- [17] Song, E. J. and Tahk, M. J., "Three-Dimensional Midcourse Guidance Using Neural Networks for Interception of Ballistic Targets," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 38, No. 2, pp. 404-414, 2002.
- [18] Mishra, S. K., Sarma, I. G., and Swamy, K. N., "Performance Evaluation of Two Fuzzy-Logic-Based Homing Guidance Schemes," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 17, No. 6, pp. 1389-1391, 1994.
- [19] Omar, H. M. and Abido, M. A., "Designing Integrated Guidance Law for Aerodynamic Missiles by Hybrid Multi-Objective Evolutionary Algorithm and Tabu Search," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 14, No. 5, pp. 356-363, 2010.
- [20] Qi, Z. Q., Hu, G. D., Yang, Z. H., and Zhang, F. E., "Flight Guidance Control Using Genetic Algorithm Combined with Singular Perturbation Technique," *Proceedings of the Second International Conference on Machine Learning and Cybernetics, Xi'an, China*, Vol. 2, pp. 1034-1038, 2003.
- [21] Yang, Z. H., Fang, J. C., and Qi, Z. Q., "Flight Midcourse Guidance Control Based On Genetic Algorithm," *Proceedings of the 7th Annual Conference on Genetic and Evolutionary Computation, Washington, DC, USA*, pp. 1501-1506, 2005.
- [22] Kung, C. C. and Chen, K. Y., "Missile Guidance Algorithm Design Using Particle Swarm Optimization," *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering*, Vol. 37, No. 3, pp. 971-979, 2013.
- [23] Siouris, G. M., "Missile Guidance and Control System," Springer, New York, 2004.
- [24] Chen, K.Y., Lee, Y.L., Liao, S.J., and Kung, C.C., "The design of particle swarm optimization guidance using a line-of-sight evaluation method," *Computers and Electrical Engineering*, Vol. 54, pp. 159-169, 2016.
- [25] Sun, T. Y., Tsai, S. J., and Huo, C. L., "Intelligent Maneuvering Decision System for Computer Generated Forces Using Predictive Fuzzy Inference System," *Journal of Computers*, Vol. 3, No. 11, pp. 58-66, 2008.
- [26] Fumiaki, I., "Some Aspects of a Realistic Three-Dimensional Pursuit-Evasion Game," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 16, No. 2, 1993.
- [27] Eberhart, R. C. and Kennedy, J., "A New Optimizer Using Particle Swarm Theory," *Proc. Sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science*, pp. 39-43, Nagoya, Japan, Oct. 4-6, 1995.
- [28] Kennedy, J. and Eberhart, R. C., "Particle Swarm Optimization," *Proc. IEEE International Conference on Neural Networks*, pp. 1942-1948, Perth, WA, Nov. 27-Dec. 1, 1995.

個人資料表

計畫主持人個人資料				
中文姓名	陳一葳	聯絡電話	07-6254141#978442	
英文姓名	Yi-Wei Chen	行動電話	0981853811	
通訊地址	岡山郵政 90395	身分證字號	T122527374	
電子郵件位址	<u>chenyiwei530@yahoo.com.tw</u>			
學 歷	學校名稱	院系級別		起訖年月
	國防大學理工學院	國防科學研究所博士		100/8 至 104/4
	國立高雄第一科技大學	自動化與工程研究所碩士		91/9 至 93/6
現 職	服務機關名稱	職稱	擔任工作	起訖年月
	空軍航空技術學院 機械工程科	副教授	教學與研究	111/2~迄今
經 歷	服務機關名稱	職稱	擔任工作	起訖年月
	空軍航空技術學院 機械工程科	副教授	教學與研究	111/2~迄今
	空軍航空技術學院 應用外語科	科主任	教學行政	108/7~112/10
	空軍航空技術學院 機械工程科	助理教授	教學與研究	108/1~111/1
	空軍航空技術學院 飛機工程系	助理教授	教學與研究	104/4~107/12
	空軍防空砲兵指揮部	連長、裁判官、排長	作戰訓練	90/07 ~100/07
專 長	飛彈導引律、濾波理論、人工智慧(最佳化演算法、類神經網路)、機動目標追蹤、火砲射控系統、作業風險管理(作業風險管理甲級證照)			

任務編組表

113 年度國防部補助軍事院校教師從事學術研究案專案編組人員名冊						
計畫名稱：人工智慧最佳化演算法建構飛彈平行導引律						
項次	專案人員級別	人員所屬單位	姓名	職稱	計畫中擔任具體工作性質、項目及範圍	備考
1	計畫主持人	空軍航空技術學院 機械工程科	陳一葳	副教授 兼飛機系主任	1.全案計畫研究之推展。 2.模擬實驗設計規劃與數據分析。	
2	協同主持人	空軍航空技術學院 飛機工程系	杜耿銘	助理教授	資料蒐集協助與行政資源協處。	
3	研究助理	空軍航空技術學院 應用外語科	高志豪	講師	辦理本案行政作業與文書資料蒐整所需工作。	