

支持向量機應用於飛彈飛行控制之研究

鄧世剛¹ 游宗德^{2*} 李永隆¹ 林聖義³

¹國防大學理工學院動力暨系統工程學系

²海軍戰鬥系統工廠

³海軍造船發展中心

摘 要

本研究主要以支持向量回歸(Support Vector Regression, SVR)技術，透過學習方式建構適應性調整規則控制法則，設計一即時線上學習並進行適應性控制之智能控制器，使其具有掌握極短時間內控制命令變化趨勢，以精準預測下一個時間步階之輸出。本研究運用 LabVIEW 圖像程式語言結合 SVRC 技術，採用加速度及角速度雙回饋飛行控制系統架構，運用於尾翼控制飛彈之飛行控制，此 SVRC 控制器之誤差信號增益是由網路權重決定，相較於傳統 PI 控制器之增益則固定不變，模擬結果顯示 SVRC 控制器較傳統 PI 控制器之飛控系統為優，可精準的掌握飛彈飛行縱向加速度控制命令，達到適應性控制之目的。

關鍵詞：支持向量迴歸，適應性控制，縱向自動駕駛儀，飛行控制系統

The Study of Applying Support Vector Machines to the Missile Flight Control

S. Deng¹, Tsung-Te Yu^{2*}, Young-Lung Lee¹, and Seng-Yi Lin³

¹ Department of Power Vehicle and Systems Engineering, Chung-Cheng Institute of Technology, National Defense University

² Naval Combat System Facility

³ Naval Shipbuilding Development Center

ABSTRACT

This research applied the support vector regression (SVR) technique to establish an intelligent controller with online training and adaptive controls. This controller can determine the extremely short-term changes of control commands to predict the output of the next time step precisely. This research employed LabVIEW, to integrate the SVR technique into longitudinal autopilot of tail controlled missile that adopted acceleration and angular velocity dual-feedback flight control system structure. In this study, the gains of error signal is varied and decided by the weight of SVR network for SVR controller (SVRC), while the gain of error signal is remain constant for traditional PI controller during entire simulation. From the simulation results, we can see the SVRC adopted into the missile flight control system has much better performance than PI controller – for longitudinal acceleration commands, and can successfully achieving the purpose of adaptive control.

Keywords: support vector regression, adaptive control, longitudinal autopilot, flight control system

一、前言

所謂控制就是驅使受控對象達到預先設定之目標，而智能控制是一種控制技術，簡單地說就是使用各種人工智能計算方法如適應性類神經網路(ANN)、模糊(Fuzzy)邏輯、機器學習和遺傳演算法等，以處理難以用簡單數學模型描述之複雜非線性系統，由於這些系統通常是模糊、時變且具有不確定性，故難以使用傳統控制理論建立合適之控制器。而「智能控制」[1, 2]一詞公認為一新學科分支始於 1985 年於美國紐約召開智能控制專題研討會，不同於傳統控制與現代控制理論的處理方法，主要目標不再是被控對象，而是控制器本身。「智能控制」是人工智能與控制理論的結合，即在傳統控制理論中導入諸如邏輯、推理與啟發式規則等「智能」特性，而 80 年代微電腦的高速發展為研製實用的智能控制器提供了技術基礎。所以智能控制的目的是處理難以用簡單數學模型準確描述之大規模複雜非線性系統，而適應性控制原理係在控制過程中訂定適當調整規則供控制器遵循，期能提高控制性能。

類神經網路與模糊理論等人工智能技術被認為是智能控制之主要實現手段，並已廣泛地實現在各類自動控制系統。Chen 等[3]運用模糊類神經網路技術設計一具有模型參考控制結構之控制系統，以驗證即時線上的控制能力、強健性及學習能力。Eksi 等[4]使用基於神經網路之強健控制系統以控制車輛懸吊系統之震動問題，並與標準的 PID 控制器比較，顯現其優越性。

SVM 演算法是由 Vapnik 等人於 90 年代提出之新興學習演算法，係以統計學習理論為基礎，依據結構風險最小化原則建構而成，在實現 SRM 概念時，利用最佳化方法把問題轉換成二次規劃的型態，可逼近全域最佳解[5]；且在求解過程導入正規化之概念與方法，權衡網路結構及訓練產生之誤差達到最佳化目的，避免陷入區域最佳解；另藉由導入核函數建構學習網路，可將問題映射到高維度特徵空間中進行線性求解，具備處理複雜問題之能力。Deng 等[6]運用多類 SVM 於野戰防空火炮故障診斷問題並與 BPN 倒傳遞網路進行比較，實驗結果顯示，雖然 SVM 和 BPN 故障診斷均提供優良的準確性，但在訓練樣本較少

的情形下，多類 SVM 模型比 BPN 神經網路模型有更好的準確性及較少的控制參數等優點。Lv 等[7]以多類 SVM 技術於變壓器故障診斷，從溶解氣體分析過程得到 5 種氣體含量資訊，以診斷變壓器 4 種不同（故障）狀態，獲得較 BPN 診斷結果為佳之結果。

SVM 除了求解有關分類問題外，也可運用於處理迴歸(SVR)問題，Deng [8]等採用 LS-SVM 及 BPN 用於解決產品生命週期之成本估算問題研究，其所使用 LS-SVM 即為最小平方支持向量機技術，與傳統 SVM 不同處在於 LS-SVM 以最小平方建構損失函數，求解過程中將每個訓練點都當成是支持向量。Deng[9, 10]等應用 LS-SVM 的方法分別估計飛機機身結構工程的製造成本問題及機翼翼盒結構設計成本。近年來更有學者將 SVR 演算法應用於熱傳遞數值模擬領域，Esen 等[11]以 SVR 建立地下耦合熱泵系統(Ground Coupled Heat Pump, GCHP) 性能之熱傳遞效率估算模型研究。Chen 等[12]運用 SVR 之技術估算暴露火災損壞混凝土結構的溫度。

本研究係設計一支持向量迴歸控制器(Support Vector Regression Controller, SVRC)應用於飛彈飛行控制上，並進行適應性控制。此控制器係屬閉迴路系統，利用回授機制將誤差信號仿效傳統 PID(Proportional Integral Differential)控制器轉換成比例、積分及微分三種誤差信號，並在每個時間步階內不斷地訓練控制器，使其能精準掌握控制命令變化之趨勢，進而達成適應性控制目的。

二、支持向量迴歸運算流程概述

SVM 發展初期以應用於求解分類問題為主，而後藉由導入 ε -不敏感損失函數將支持向量機推廣至預測問題，此預測模式稱為支持向量迴歸(Support Vector Regression, SVR)[13]，本節簡述 SVR 運算流程[14]：假設一訓練集 T 提供給學習網路，以獲得輸入變數 x 對輸出變數 y 之關係 $f(x)$ 。此訓練集 $T = \{[\mathbf{x}(i), y(i)] \in R^n \times R, i = 1, \dots, l\}$ 包含 l 組輸入-輸出對應資料 $(\mathbf{x}_1, y_1), \dots, (\mathbf{x}_l, y_l)$ ，其中輸入向量 \mathbf{x} 為 n 維向量 $\mathbf{x} \in R^n$ 且系統輸出值 $y \in R$ 是一個連續數值。此時假設要求解的線性迴歸超平面 $f(\mathbf{x}, \mathbf{w})$ 為：

$$f(\mathbf{x}, \mathbf{w}) = \mathbf{w}^T \mathbf{x} + b \quad (1)$$

其中 \mathbf{w} 代表變數權重向量, b 代表截距值。
 SVR 引入 ε 不敏感損失函數:

$$|y - f(\mathbf{x}, \mathbf{w})|_{\varepsilon} = \begin{cases} 0 & \text{if } |y - f(\mathbf{x}, \mathbf{w})| \leq \varepsilon \\ |y - f(\mathbf{x}, \mathbf{w})| - \varepsilon & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2)$$

如圖1所示,若預測值落在 ε 帶內則訓練損失(誤差)即為0,對於那些預測值落在 ε 帶外的點,訓練損失即該點和 ε 帶之間的距離。此時經驗風險因導入不敏感損失函數(ε)變成:

$$R_{emp}^{\varepsilon}(\mathbf{w}, b) = \frac{1}{l} \sum_{i=1}^l |y_i - \mathbf{w}^T \mathbf{x}_i - b|_{\varepsilon} \quad (3)$$

依循SRM原則,將經驗風險(R)最小化如(4)式,求得最佳迴歸超平面 $f(\mathbf{x}, \mathbf{w})$ 。

$$\min R = \frac{1}{2} \|\mathbf{w}\|^2 + C \sum_{i=1}^l |y - f(\mathbf{x}_i, \mathbf{w})|_{\varepsilon} \quad (4)$$

另為增加迴歸超平面允許錯誤的彈性,引入兩個鬆弛變數 ξ, ξ^* , 允許訓練點落在 ε 帶外,當訓練點落在 ε 帶上方,如(5a)所示;當訓練點落在 ε 帶下方,如(5b)所示:

$$|y - f(\mathbf{x}, \mathbf{w})| - \varepsilon = \xi \quad (5a)$$

$$|y - f(\mathbf{x}, \mathbf{w})| - \varepsilon = \xi^* \quad (5b)$$

因此(4)式可表示為(6)式:

$$\min R_{\mathbf{w}, \xi, \xi^*} = \frac{1}{2} \|\mathbf{w}\|^2 + C \left(\sum_{i=1}^l \xi + \sum_{i=1}^l \xi^* \right) \quad (6)$$

此時限制式為:

$$y_i - \mathbf{w}^T \mathbf{x}_i - b \leq \varepsilon + \xi_i, \quad i = 1, 2, \dots, l \quad (7a)$$

$$\mathbf{w}^T \mathbf{x}_i + b - y_i \leq \varepsilon + \xi_i^*, \quad i = 1, 2, \dots, l \quad (7b)$$

$$\xi \geq 0, \quad \xi^* \geq 0 \quad (7c)$$

接著運用Lagrange方法將目標式與限制式合併,並引入KKT(Karush-Kuhn-Tucker)條件將問題轉換成二次規劃型態,求解拉格朗日乘子,計算迴歸超平面的最佳權重向量如(8)式:

$$\mathbf{w}_0 = \sum_{i=1}^l (\alpha_i - \alpha_i^*) \mathbf{x}_i \quad (8)$$

最後可計算出最佳迴歸超平面如(9)式:

$$f(\mathbf{x}, \mathbf{w}) = \mathbf{w}_0^T \mathbf{x} + b = \sum_{i=1}^l (\alpha_i - \alpha_i^*) \mathbf{x}_i^T \mathbf{x} + b \quad (9)$$

其中 α_i, α_i^* 即所謂的Lagrange multipliers。落在 ε 帶內部的訓練點,其Lagrange multipliers等於0,而那些Lagrange multipliers不為0的訓練點,即是構成迴歸超平面 $f(\mathbf{x}, \mathbf{w})$ 的支援向量。在非線性狀況下,則直接導入核函數 $K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x})$ 如(10)式:

$$f(\mathbf{x}, \mathbf{w}) = \sum_{i=1}^l (\alpha_i - \alpha_i^*) K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}) + b \quad (10)$$

此時截距值可藉由 ε 帶上方或下方的訓練點計算如(11)式:

$$b = y_i - \sum_{j=1}^{U_{SVs}} (\alpha_j - \alpha_j^*) K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) - \varepsilon, \quad \text{for } 0 < \alpha_i < C \quad (11a)$$

$$b = y_i - \sum_{j=1}^{L_{SVs}} (\alpha_j - \alpha_j^*) K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) + \varepsilon, \quad \text{for } 0 < \alpha_i < C \quad (11b)$$

其中 U_{SVs} 代表上界支援向量點數量, L_{SVs} 代表下界支援向量點數量。

本研究中因RBF核函數可以進行無限維度的非線性映射,可適用各種複雜問題的求解,且本研究置重點於將SVR導入飛彈飛行控制問題之概念實現,因此後續模擬均選用RBF(Radial Basis Function)核函數如下:

$$K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}) = e^{-\gamma \|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}\|^2} \quad (12)$$

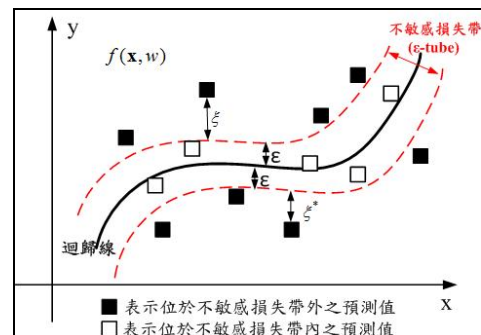
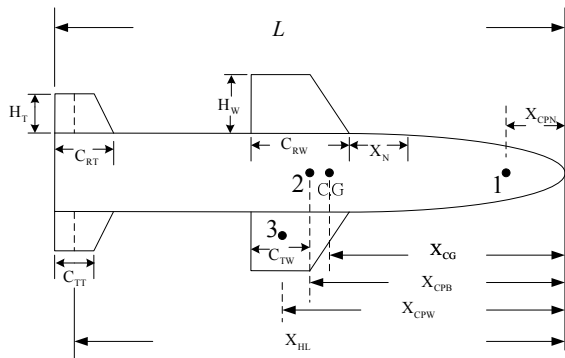


圖 1. 不敏感損失帶示意圖[14]。

三、尾翼控制飛彈模型及飛行控制系統

飛彈飛行控制系統可說是飛彈中最重要的組件部分之一，有優異的飛行控制系統才能確保飛彈依循既定的目標（飛行前選定或飛行中自行搜尋）前進以達成攻擊之任務。典型尾翼控制飛彈如圖 2 所示，是以致動器連結尾翼產生一控制角，藉著氣動力外型的改變，產生攻角及橫向力及加速度。本研究引用文獻 [15]，假設飛彈為一剛體且飛彈為上下及左右兩側對稱（即 XY、XZ 平面對稱），具有圓柱型彈身及拋物線形天線罩，飛彈重心約落於彈體中間位置，且通過彈體的氣流為超音速穩定流，



註：1、2及3分別表示鼻罩、彈身及彈翼之壓力中心

圖 2. 典型尾翼控制飛彈模型圖[15]。

因此推導得彈體線性運動方程式如(13)式及(14)式表示，再配合(16)式，並以控制方塊圖表示即為圖 3。

$$\dot{\gamma} = \frac{d\gamma}{dt} = -Z_\alpha \alpha - Z_\delta \delta \quad (13)$$

$$\dot{Q} = \frac{d^2\theta}{dt^2} = M_\alpha \alpha + M_\delta \delta \quad (14)$$

且

$$\alpha = \theta - \gamma \quad (15)$$

其中

γ 為俯仰角 θ 與攻角 α 之差、 Q 為俯仰角速率
 Z_α 及 Z_δ 為氣動力導數、 M_α 及 M_δ 為力矩導數

由(13)式及(15)式可得(16)式。

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{d\theta}{dt} + Z_\alpha \alpha + Z_\delta \delta \quad (16)$$

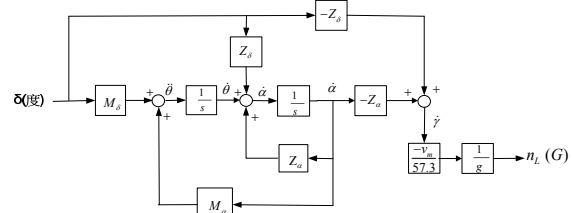


圖 3. 彈體線性運動方塊圖。

則加速度對升降舵控制角的轉移函數為(17)式：

$$\frac{n_L}{\delta} = \frac{-V_m(M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta)}{57.3g} \left[\frac{1 - \frac{Z_\delta s^2}{(M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta)}}{1 + \frac{Z_\alpha s - \frac{s^2}{M_\alpha}}{M_\alpha}} \right] \quad (17)$$

且彈體自然頻率 $\omega_n = (-M_\alpha)^{-1/2}$ ，另定義下列變數：

$$k_1 = \frac{-V_m(M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta)}{57.3gM_\alpha} \quad (18)$$

$$a_{12} = \frac{-Z_\delta}{(M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta)} \quad (19)$$

$$b_{11} = \frac{Z_\alpha}{M_\alpha} \quad (20)$$

$$b_{12} = -\frac{1}{M_\alpha} \quad (21)$$

因此(17)式可簡化表示為(22)式：

$$\frac{n_L}{\delta} = \frac{k_1(1 + a_{12}s^2)}{1 + b_{11}s + b_{12}s^2} \quad (22)$$

另推導求得俯仰角速率對升降舵控制角的轉移函數為(23)式：

$$\frac{\dot{\theta}}{\delta} = \frac{-(M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta)}{M_\alpha} \left[\frac{1 + \frac{M_\delta s}{(M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta)}}{1 + \frac{Z_\alpha s - \frac{s^2}{M_\alpha}}{M_\alpha}} \right] \quad (23)$$

定義下列變數：

$$k_2 = \frac{57.3gk_1}{V_m} \quad (24)$$

$$T_\alpha = \frac{M_\delta}{(M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta)} \quad (25)$$

因此(23)式可簡化表示為(26)式：

$$\frac{\dot{\theta}}{\delta} = \frac{k_2(1+T_\alpha s)}{1+b_{11}s+b_{12}s^2} \quad (26)$$

本研究引用文獻[15]，模擬設定飛彈模型如圖 4，且其氣動力外型參數如表 1。

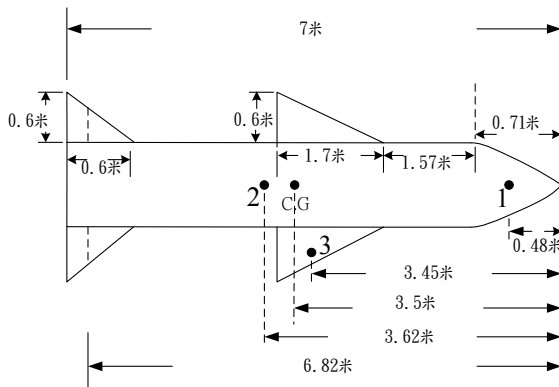


圖 4.尾翼控制飛彈模型圖。

表 1.氣動力外型參數表

符號	定義	數值	
m	彈重	455	公斤
A _w	每一中翼面積	0.51	公尺 ²
A _T	每一尾翼面積	0.18	公尺 ²
S	參考面積	0.073	公尺 ²
A _{plan}	飛彈橫向截面積	2.00	公尺 ²
X _{CPN}	鼻罩壓力中心	0.48	公尺
X _{CPW}	中翼壓力中心	3.45	公尺
X _{CPB}	彈身壓力中心	3.62	公尺
X _{HL}	尾翼鉸鏈位置	6.82	公尺
X _{CG}	重心位置	3.5	公尺
L	彈長	7	公尺
L'	鼻罩長	0.71	公尺
X _N	鼻罩至中翼距離	1.55	公尺
d	彈直徑	0.3	公尺
V _m	彈速	760	公尺/秒

將氣動力外型參數表分別代入(18)式至(21)式及(24)式及(25)式，以求得氣動力轉換函數參數，彙整如表 2，進而將表 2 參數分別代入(22)式及(26)式以求得(27)式及(28)式轉移函數。

加速度對升降舵控制角轉移函數：

$$G1 = \frac{n_L}{\delta} = \frac{k_1(1+a_{12}s^2)}{1+b_{11}s+b_{12}s^2} = \frac{-5.17(1-0.000527s^2)}{1+0.0096s+0.0026s^2} \quad (27)$$

俯仰角速率對升降舵控制角轉移函數：

$$G2 = \frac{\dot{\theta}}{\delta} = \frac{k_2(1+T_\alpha s)}{1+b_{11}s+b_{12}s^2} = \frac{-3.82(1+0.32s)}{1+0.0096s+0.0026s^2} \quad (28)$$

四、適應性 SVRC 設計概念

閉迴路回授控制系統是最基本且運用最普遍之控制方式，本研究在此架構中加入 SVRC 進行適應性控制，設計概念[16]如圖 5 所示，並使用 LabVIEW (Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench, LabVIEW) 圖像程式語言 (Graphic Language, 簡稱 G 語言) 及 MATLAB 程式計算，方塊圖如圖 5 所示，分成控制器訓練與預測輸出兩階段。控制器訓練階段，將輸入控制命令 r 與輸出信號 y 之差值 (即誤差 e) 仿效傳統 PID 控制器轉換成比例、積分與微分三種誤差信號 (即 ep、ei 及 ed) 當訓練輸入，因理想控制器在物理上意義，即是受控對象之逆模型，所以將控制輸入與輸出之比值當訓練輸出，並使用 SVR 演算法來訓練控制器，訓練後控制器轉為預測輸出為 Y_p，經過飽和器輸出為 Y_s，再經過受控體產生系統輸出信號 Y，並輔以負回授機制，使其能精準掌握控制命令變化趨勢，達成適應性控制目的。

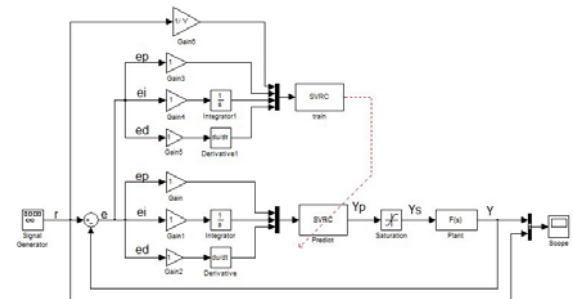


圖 5. 適應性 SVRC 設計概念。

五、飛行控制系統

一般而言，沒有飛控系統輔助的飛彈系統阻尼很小，飛行時會產生低頻震盪，飛控系統

可增加彈體動態系統阻尼以增進系統穩定並可增進系統反應速率。為了同時增進系統的阻尼及反應速率，大部分飛控系統利用角速度迴饋為內迴路(Inner Loop)，加速度迴饋為外迴路(Outer Loop)的雙迴路回饋飛行控制系統，如圖 6 所示為典型加速度及角速度雙回饋飛控系統架構[15]，其控制器屬傳統之 PI 控制器，其中 K_A 表示加速度迴路增益， ω_1 表示穩定迴路增益， K_R 表示角速度迴路增益， K_{DC} 增益則取決於系統其他增益，使輸出之加速度值達到加速度命令值，此即為高性能飛彈所採行的俯仰加速度控制式自動駕駛儀(Pitch Acceleration Control Autopilot)[15, 17-19]。

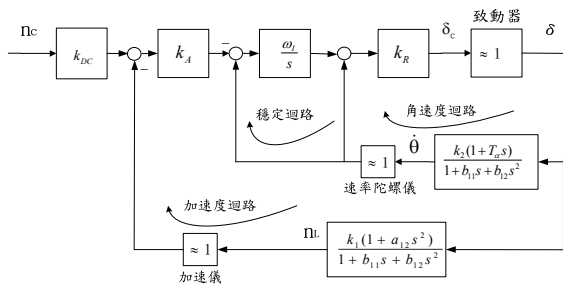


圖 6. 典型加速度及角速度雙回饋飛控系統。

表 2. 飛行控制系統參數表

參數符號	數值
K_{DC}	2.118
K_A	0.6609
ω_1	10.0573
K_R	0.3522

本研究引用文獻[15]，獲得飛行控制系統相關設定參數，如表 2，先以傳統 PI 控制器執行 MATLAB 程式 Simulink 模擬，線路圖如圖 7，輸入控制信號為飛彈體座標 Z 軸方向之加速度值而轉移函數 G1 及 G2 則以(27)式及(28)式分別代入，此時模擬輸入步階加速度控制信號 10G (G 為重力加速度) 控制命令，模擬結果如圖 9，忽略實際速率陀螺儀及加速計影響，結果顯示其上升時間(定義為步階響應由最終值的 10% 上升到 90% 所需的時間) $T_r=0.425$ 秒，安定時間(定義為步階響應到達最終值的 $\pm 2\%$) $T_s=0.76$ 秒。

圖 8 中響應初期(如圖中紅色圓圈處)有一反方向(負值)加速度反應，係因為(68)式中氣動力轉換函數存在一右半平面之零點(即

a_{12} 為負值)，其物理之意義為尾翼控制飛彈飛行初期控制翼產生之力大於攻角產生之力，且方向相反，導致飛行初期有一反方向加速度。

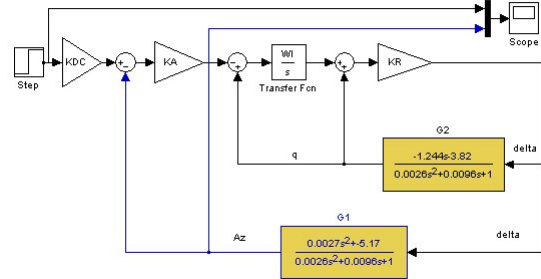


圖 7. 傳統 PI 控制器 MATLAB Simulink 線路圖。

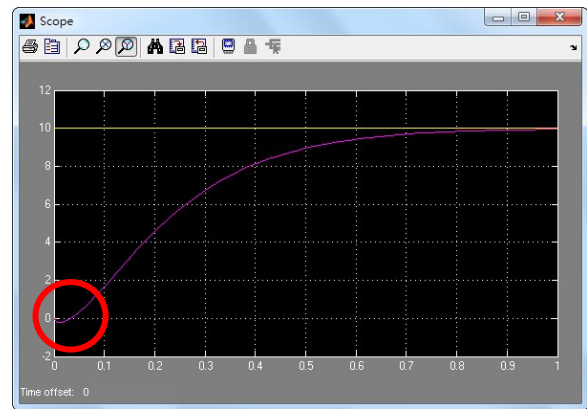


圖 8. 傳統 PI 控制器步階信號模擬結果。

六、應用 SVRC 於飛彈飛行控制擬

6.1 步階控制命令輸入模擬

現我們以適應性 SVRC 設計概念結合上述加速度及角速度雙回饋飛控系統，並以 LABVIEW 圖控式程式語言實現(詳如附錄)。

同前引用文獻[15]，模擬以步階加速度信號 10G 控制命令輸入(飛彈體座標 Z 軸方向)執行飛彈飛行控制，選用 RBF 核函數，以適應於複雜問題求解。另設定正規化參數 $C=0.5$ 、核參數 $\gamma=5$ 、時間步階設為 0.01 秒，如圖 9 模擬結果顯示，其上升時間 $T_r=0.105$ 秒，安定時間 $T_s=0.185$ 秒。比較先前結果可看出 SVRC 結合加速度及角速度雙回饋飛控系統執行飛彈飛行控制之效能較傳統 PI 控制器之飛控制系統優異。

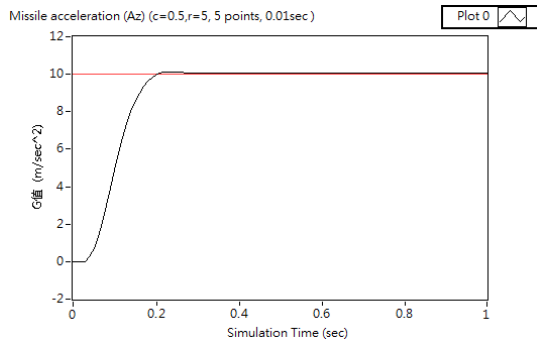


圖 9. SVRC 步階信號控制命令模擬結果。

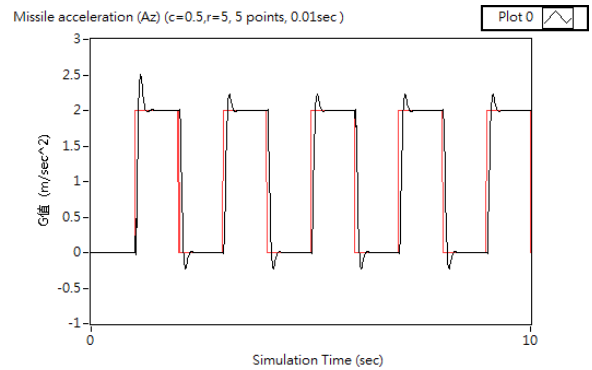


圖 12. SVRC 方波控制命令模擬結果。

6.2 其它控制命令輸入模擬

模擬輸入不同之控制命令如斜線、正弦波、方波及梯形波等控制命令，選用 RBF 核函數，正規化參數 $C=0.5$ ，核參數 $\gamma=5$ ，時間步階仍設為 0.01 秒，透過 SVRC 執行飛彈飛行控制，系統輸出響應如圖 10 至圖 13 所示。模擬結果顯示：SVRC 對斜線、正弦波及梯形波控制信號之控制效能較精準；而對方波之控制效能則稍差，理論上方波在高和低兩個值之間是瞬時變化的，而本研究輸入控制信號為飛彈體座標 Z 軸方向之加速度值，實務控制不應輸入此瞬時劇烈變化之控制信號，因此模擬結果顯現之效能較差。

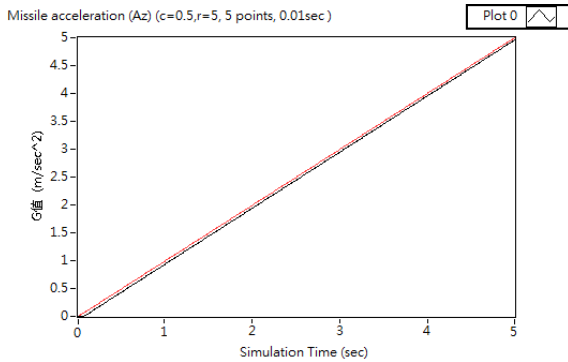


圖 10. SVRC 斜線控制命令模擬結果。

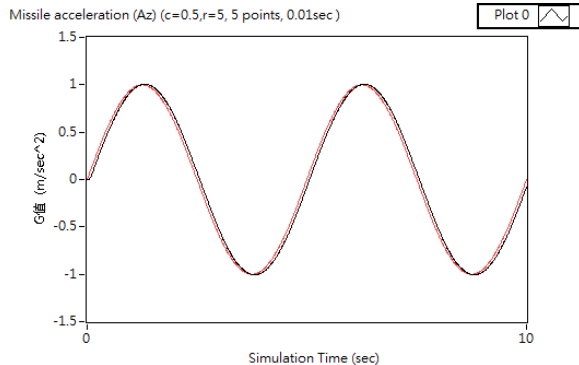


圖 11. SVRC 正弦波控制命令模擬結果。

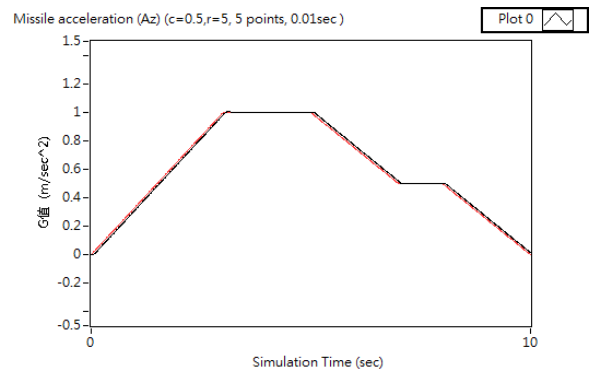


圖 13. SVRC 梯形波控制命令模擬結果。

最後則以組合波控制信號輸入，如圖 14 所示，將縱向加速度(a_z)二次積分後成縱向距離（即高度變化），模擬飛彈飛行加力器 (Booster) 作用階段及巡航階段，如圖 15 飛行彈道高度變化圖，模擬結果顯示，SVRC 適應控制器已能精準的掌握飛彈飛行縱向加速度控制命令。

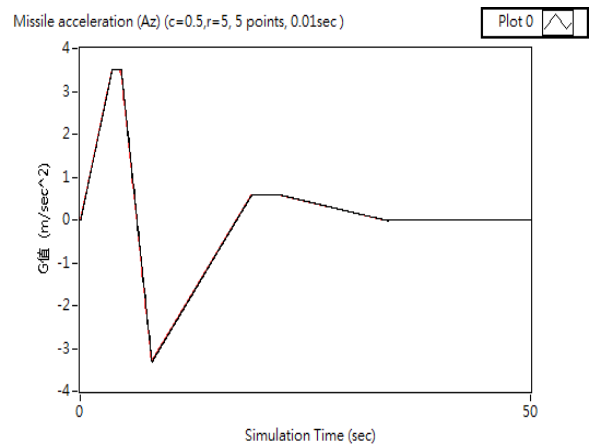


圖 14. SVRC 組合波控制命令模擬結果。

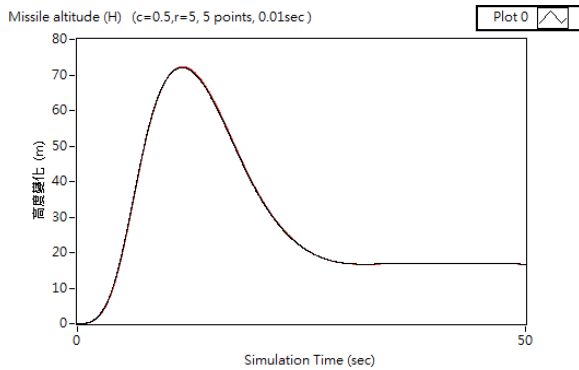


圖 15. SVRC 組合波控制命令模擬飛行彈道高度結果。

六、結論

適應性控制原理係在控制過程中訂定適當之調整規則供控制器遵循，且在控制過程中能不斷進行調整、適應以達到最佳之控制。以下針對適應性 SVRC 應用於飛彈飛行控制提出初步結果：

- (1) 模擬結果顯示當輸入不同之控制命令如步階、斜線、正弦波、方波及梯形波等控制命令，適應性 SVRC 控制器結合加速度及角速度雙回饋飛控系統之響應均較傳統 PI 控制器之飛控系統為優。
- (2) 適應性 SVRC 控制器較優於傳統之 PI 控制器，其主要原因係因傳統 PI 控制器之比例及積分誤差信號增益一經設定後即在控制過程中均固定不變，而適應性 SVRC 誤差信號增益是由網路權重決定，輔以誤差修正訓練，當 SVRC 控制器每訓練完一次，即可獲到最新控制信號變化趨勢之增益，如此權衡調整以獲得較佳之控制效能，達成適應性控制之目的。
- (3) 當執行步階函數輸入模擬時，如圖 9，因為 SVRC 係利用前五步階預測下一步階輸出，所以初始階段 SVRC 尚未有預測值(即為零)，此與圖 8 中傳統飛行控制之 PI 控制器模擬結果有些微不同。

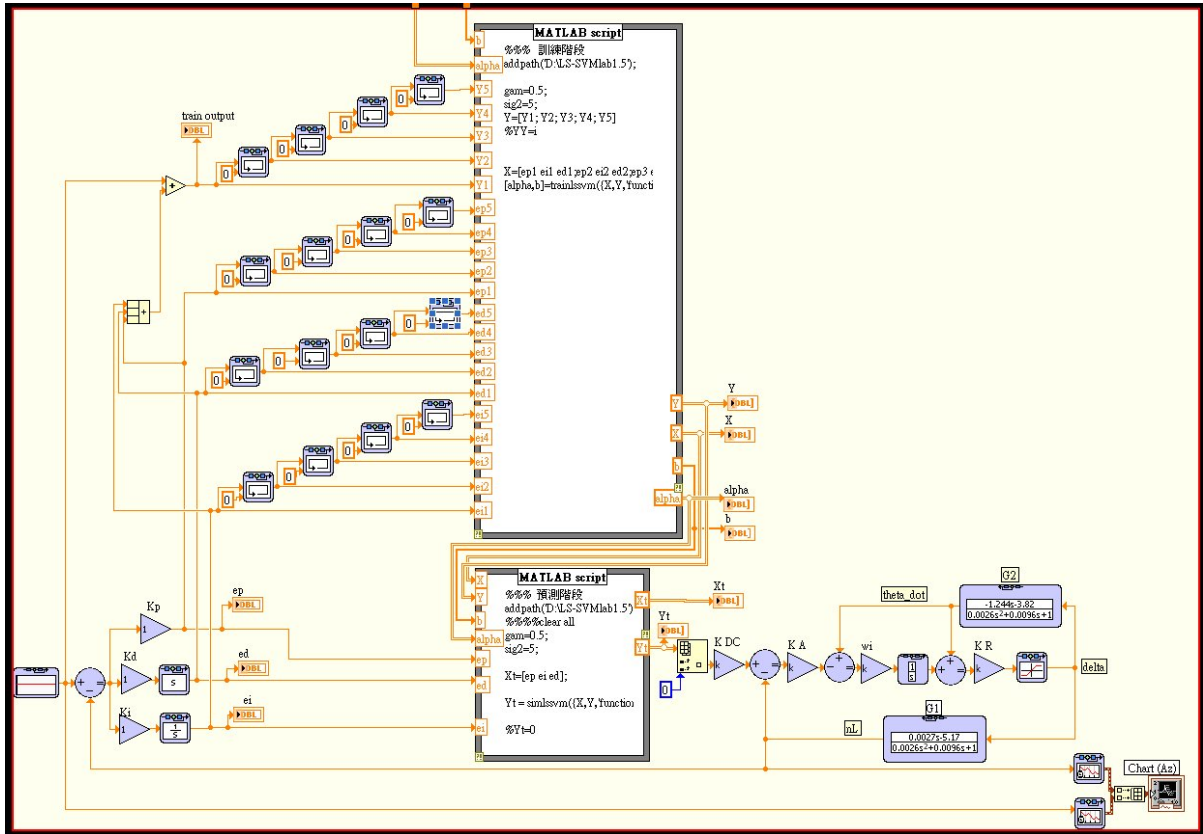
參考文獻

- [1] 許力，智能控制與智能系統，機械工業出版社，北京，第 2-4 頁，2008。
- [2] 葛寶明、林飛、李國國，先進控制理論及其應用，機械工業出版社，北京，第 2-8 頁，2007。

- [3] Chen, Y. C., and Teng, C. C., "A Model Reference Control Structure Using a Fuzzy Neural Network," *Fuzzy Sets and Systems*, Vol. 73, No. 3, pp. 291-312, 1995.
- [4] Eski, I., and Yildirim, S., "Vibration Control of Vehicle Active Suspension System Using a New Robust Neural Network Control System," *Simulation Modeling Practice and Theory*, Vol. 17, No. 5, pp. 778-793, 2009.
- [5] Vapnik, V. N., The Nature of Statistical Learning Theory (Second Edition), Springer, New York, pp. 94-96, 2000.
- [6] Deng, S., Lin, S. Y., and Chang, W. L., "Application of Multiclass Support Vector Machines for Fault Diagnosis of Field Air Defense Gun," *Expert Systems with Applications*, Vol. 38, pp. 6007-6013, 2011.
- [7] Lv, G., Cheng, H., Zhai, H., and Dong, L., "Fault Diagnosis of Power Transformer Based on Multi-Layer SVM Classifier," *Electric Power Systems Research*, Vol. 75, No. 1, pp. 9-15, 2005.
- [8] Deng, S., and Yeh, T. H., "Application of Machine Learning Methods to Cost Estimation of Product Life Cycle," *International Journal of Computer Integrated Manufacturing*, Special Issue Paper, TCIM-2010-IJCIM-0121.R1, 2010.
- [9] Deng, S., and Yeh, T. H., "Using Least Squares Support Vector Machines for the Airframe Structures Manufacturing Cost Estimation," *International Journal of Production Economics*, Vol. 131, pp. 701-708, 2011.
- [10] Deng, S., and Yeh, T. H., "Applying Least Square Support Vector Machines to the Airframe Wing-Box Structural Design Cost Estimation," *Expert Systems with Applications*, Vol. 37, pp. 8417-8423, 2010.
- [11] Esen, H., Inalli, M., Sengur, A., and Esen, M. "Modeling a Ground-Coupled Heat Pump System by A Support Vector Machine," *Renewable Energy*, Vol. 33, No. 8, pp. 1814-1823, 2008.
- [12] Chen, B. T., Chang, T. P., Shih, J. Y., and Wang, J. J., "Estimation of Exposed Temperature for Fire-Damaged Concrete Using Support Vector Machine," *Computational Materials Science*, Vol. 44,

- No. 3, pp. 913-920, 2009.
- [13] Vapnik, V., Golowich, S., and Smola, A., "Support Vector Method for Function Approximation, Regression Estimation, and Signal Processing," *Advance in Neural Information Processing System*, Vol. 9, pp. 281-287, 1997.
- [14] Kecman, V., "Support Vector Machines -An Introduction," in Support Vector Machines:Theory and Applications, Wang, L., Ed., Springer, New York, pp.10-43, 2005.
- [15] 蔡林留，飛彈導引控制系統設計、分析與模擬，天工書局，台北，第 93-147 頁，1989。
- [16] 林聖義，“支持向量機於武器系統工程問題之研究—以逆向熱傳導、故障診斷及智能控制器為例”，博士論文，國防大學中正理工學院國防科學研究所，桃園，第 36-54 頁，2011。
- [17] Paul, Z., "Tactical and Strategic Missile Guidance(Fourth Edition)," American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia, pp.461-465, 2002.
- [18] Paul, B. J., "Overview of Missile Flight Control Systems," *Johns Hopkins APL Technical Digest*, Vol. 29, No. 1, pp. 9-24, 2010.
- [19] 曹魯屏，飛彈系統工程，中正理工學院，桃園，第 145 頁，1989。

附錄



SVRC 設計應用於加速度及角速度雙回饋飛控系統之方塊圖。