

滾轉式飛彈導控設計

鄭治中* 林坤長** 吳昌暉** 劉瑞榮*

* 黎明技術學院電機系

** 元智大學機械工程研究所

摘 要

本文提出滾轉式飛彈 (Rolling Airframe Missiles; RAM) 等效控制力產生的原理。當飛彈繞其縱軸旋轉時，控制通過舵面的切換時間，使飛彈舵面作等幅不等寬的偏轉運動，並在要求方向上產生一定大小的等效控制力，同時實行飛彈的俯仰和偏航方向運動，改變飛彈的姿態運動，達到控制飛彈沿著運動學彈道飛行的目的。模擬顯示本文發展之等效控制力等，可獲得飛彈與目標在飛行時間 10 秒內，相對最近誤失距離 (Miss Distance; MD) 小於 2 公尺的結果。

關鍵字：滾轉式飛彈，自動駕駛儀，等效控制力，誤失距離

Guidance Control Design of Rolling Airframe Missiles

Chiz-Chung Cheng*, Kun-Chang Lin**, Chang-Huei Wu**, and Jui-Jung Liu*

* *Department of Electrical Engineering, Lee-Ming Institute of Technology*

** *Department of Mechanical Engineering, Yuan-Ze University*

ABSTRACT

The theory of Rolling Airframe Missiles (RAM) equivalent control force has been proposed in this paper. A thrust maneuver system for steerable comprising a plurality of thrusters of varying impulsive forces, some of which provides a base force, and other varying multiple of the base force. The forces may be used additively or subtractively to obtain a desired force for any given maneuver. The results of simulation have shown that the MD less 2 meters in 10 seconds by using the equivalent control force technique has been obtained.

Key Words: Rolling Airframe Missiles, autopilot, equivalent control force, miss distance

一、前言

現在新發展出來的飛彈系統為攔截速度快雷達截面積小的目標都有一共同趨勢[1]，即裝設一組側噴流以達到快速反應之能力，以提昇飛彈在終端導引傳統氣動力控制力之不足，使飛彈具有快速且精確的操控能力[2, 3]。

目前發展的側噴流有兩種架構，一種在彈身適當位置裝一圈小固體推進劑，如愛國者三型飛彈 (ERINT) [4]，採用 180 個小固體推進器，但為了有效運用 180 個小固體推進器，必須控制飛彈在滾轉方向保持一定之角速率，問題是此時彈內尋標器及慣性參考儀必需在飛彈旋轉之環境下工作，技術層次高，投資風險高。另一種側噴流係使用推進器之內壓直接推動控制閥（包括 Poppet、Flapper、Diverter-ball 等），如法國 Aster 等 [5, 6]。

為充分有效利用側噴流之氣動力，採 RAM 的導控設計，為一種可行之方案[7]。對滾轉式飛彈而言，如何產生等效控制力並能隨心所欲的加以控制為本計畫研究的重點，研究結果顯示，利用飛彈繞其縱軸的旋轉，通過舵面切換時間的控制，飛彈之舵面作等幅不等寬的偏轉運動，在要求方向上產生一定大小的等效控制力，同時實行飛彈的俯仰和偏航方向運動，改變飛彈的姿態運動，達到控制飛彈沿著運動學彈道飛行的目的。

二、研究內容方法

為了簡化飛彈與目標之位置、速度、加速度之座標轉換；以及排除空氣動力的力矩作用與飛行體結構、外形之慣性矩，在此論

文中將滾轉式飛彈及目標視為在「水平-高度二維平面」的質點運動物體。

本文研究內容中，主要探討滾轉式飛彈之「自動駕駛儀／致動器」產生的控制力。本節內容依序以座標系定義、特定滾轉式飛彈之性能、制導系統組成及模型等章節說明。

2.1 座標系定義

為了方便研究滾轉式飛彈，引進與彈體固聯的彈體座標系 $ox_1y_1z_1$ 和不隨彈體旋轉的半彈體座標系 $ox_fy_fz_f$ ，它們都以彈體質心為座標原點。彈體座標系 ox_1 軸為彈體縱軸，自質心指向彈頭方向為正， oy_1 軸垂直 ox_1 軸及舵軸，在飛彈繞其縱軸轉角為零時， oy_1 向上為正、 oz_1 軸和舵軸重合。半彈體座標系 ox_f 軸與 ox_1 軸重合， oy_f 軸位於包含彈體縱軸的鉛垂面內，垂直於 ox_f 軸向上為正， oz_f 垂直於 ox_fy_f 平面，這二個座標系關係如圖 1 所示。

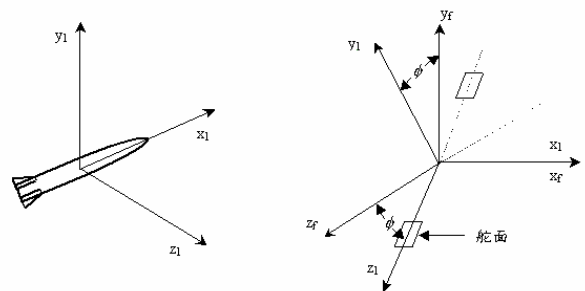


圖 1. 彈體座標系、半彈體座標系關係。

2.2 滾轉式飛彈

以俄製「箭-2M」（或稱 SA-7、薩姆 7B 型）小型滾轉式飛彈為例，說明其重要性能及制導系統。

2.1.1 滾轉式飛彈性能

俄製「箭-2M」重要性能諸元，如表 1。

表 1. 「箭-2M」滾轉式飛彈性能諸元表

直徑(mm)	72	最大射程(m)	4200
長度(mm)	1440	最小射程(m)	500
重量(kg)	9.8	最大射高(m)	1500
彈頭重(kg)	1.15	最小射高(m)	50
飛行速度(m/s)	500	接戰目標速度(m/s)	120~150
旋轉速度(rev/s)	10~20	舵面極限角(degree)	±15°

2.2.2 滾轉式飛彈性能

飛彈的制導系統，即為飛彈的導引系統與自動駕駛儀組成。一般滾轉式飛彈係利用尾翼安裝偏角產生的氣動力，使飛彈以一定轉速繞縱軸旋轉，飛彈的自旋轉創造了使用一個通道同時完成俯仰、偏航控制的條件，如此可大量減少彈上裝備，飛彈之單通道制導系統方塊圖如圖 2 所示。

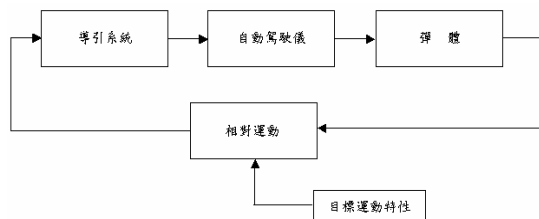


圖 2. 滾轉式飛彈單通道制導系統方塊圖。

2.2.2.1 導引系統

該系統是一種接收目標紅外線輻射能量的被動式目標跟蹤系統，測量光軸和視線（飛彈與目標連線）間的夾角。惟本文不探討導

引系統，在以下內容有關制導模型中，均將導引系統視為增益（Gain）1。

2.2.2.2 自動駕駛儀 (Autopilot, AP)

自動駕駛儀功能是改善滾轉式飛彈繞質心橫向角運動的阻尼性能，改善暫態性能，正確執行導引系統輸出的控制信號，操縱飛彈沿著運動學彈道飛行。本文採用單通道自動駕駛儀，它使用一個舵機、一對尾舵面同時操縱滾轉式飛彈之俯仰與偏航，在飛彈自旋轉運動過程中，一對尾舵面必須按一定規律朝正反二個方向打舵，其舵面的換向時機及舵軸在空間方位，可決定飛彈俯仰、偏航控制力之方向與大小。

2.3 制導系統

2.3.1 等效平均控制力產生原理

一般滾轉式飛彈只有一對尾舵面，舵面產生的控制力在空間也跟著飛彈以 f_D 頻率繞縱軸旋轉，它的致動器控制信號可為等幅不等寬之調寬脈衝信號。以下應用圖解方法說明舵面執行『飛彈旋轉一週，舵角等幅不等寬換向四次』繼電式方式所產生之平均控制力 \overline{F}_δ [8]。

脈衝寬度依次為 $\Delta 1, \Delta 2, \Delta 3, \Delta 4$ ，其中： $\Delta 1 = \Delta 4, \Delta 2 = \Delta 3$ 。從圖 3, 4 可知： $[t_0, t_0 + \Delta 1], [t_0 + \Delta 1, t_0 + \frac{T_D}{2}], [t_0 + \frac{T_D}{2}, t_0 + \frac{T_D}{2} + \Delta 3], [t_0 + \frac{T_D}{2} + \Delta 3, t_0 + T_D]$ （其中： $T_D = \frac{1}{f_D}$ ）時間域內產生的控制力分別與扇形區 AOB、BOC、COD、DOA 對應，可得到等效控制力 \overline{F}_δ 。從圖 4 可知：圖 3 陰影處的控制力抵消（陰影面積彼此相同）， \overline{F}_δ 實際上是由扇形區 D'OB 和 DOB' 產生，相當於圖 3 中不畫陰影線部分舵偏角所引起作用 [9, 10]。

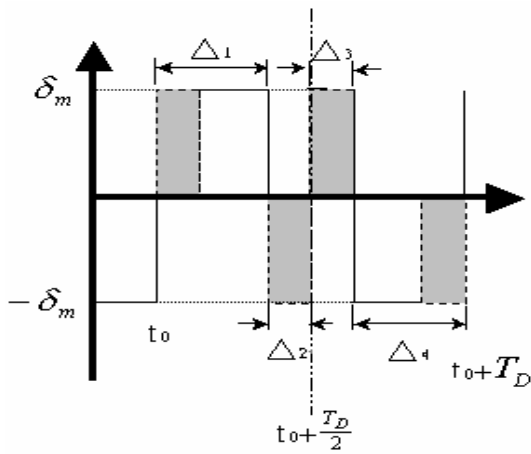


圖 3. 舵偏角波形。

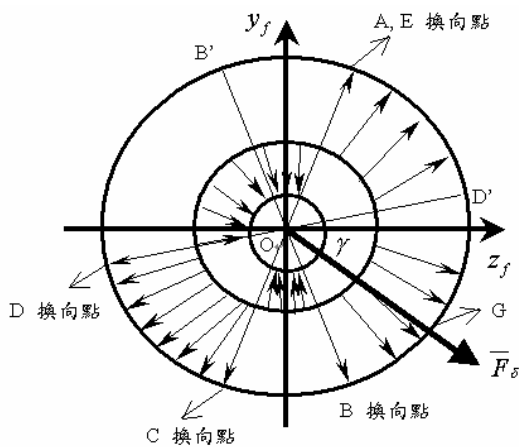


圖 4. 等效控制力在彈體座標空間變化情形。

由圖 3、4 獲得之等效平均控制力 \bar{F}_δ 指向為射線 OG 方向，與半彈體座標 z_f 軸夾角為 γ ；另 \bar{F}_δ 的大小由 $|\Delta_1 - \Delta_2|$ 或 $|\Delta_4 - \Delta_3|$ 決定。

飛彈旋轉一週執行舵面四次換向（如圖 5），並定義 ε 為不等寬差角，則等效平均控制力之大小可使用(2)式說明。

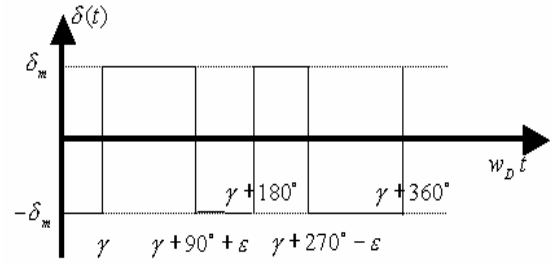


圖 5. 飛彈旋轉一周舵面四次換向示意圖。

$$\gamma = \int_0^{t_0} w_D dt \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \bar{F}_\delta &= K_1 \cdot |\Delta_1 - \Delta_2| \\ &= K_1 \cdot \left| \frac{\gamma + 90^\circ + \varepsilon - \gamma}{w_D} - \frac{\gamma + 180^\circ - \gamma - 90^\circ - \varepsilon}{w_D} \right| \quad (2) \\ &= K_1 \cdot \left| \frac{2\varepsilon}{w_D} \right| \end{aligned}$$

其中：

γ ：等效平均控制力初相角

t_0 ：滾轉式飛彈舵面初始換向時間

w_D ：滾轉式飛彈旋轉角速度

\bar{F}_δ ：等效平均控制力

K_1 ：控制力因子

ε ：不等寬差角

2.3.2 等效舵偏角推導

當滾轉式飛彈舵機控制信號為等幅不等寬調寬脈衝信號時，舵機作繼電式運動，舵面停留在正、反極限位置，在本節第 1 項「等效平均控制力產生原理」已用圖解方法說明控制力產生原因中，以下使用解析法求得等效舵偏角[5]。

彈體旋轉一週，舵面等幅不等寬換向四次，如圖 5 所示，此時舵偏角為：

$$\delta(t) = \begin{cases} -\delta_m, & t_0^- < t < t_0^+ \\ +\delta_m, & t_0^+ \leq t < \frac{\gamma+90^\circ+\varepsilon}{w_D} \\ -\delta_m, & \frac{\gamma+90^\circ+\varepsilon}{w_D} \leq t < \frac{\gamma+180^\circ}{w_D} \\ +\delta_m, & \frac{\gamma+180^\circ}{w_D} \leq t < \frac{\gamma+270^\circ-\varepsilon}{w_D} \\ -\delta_m, & \frac{\gamma+270^\circ-\varepsilon}{w_D} \leq t < \frac{\gamma+360^\circ}{w_D} \end{cases} \quad (3)$$

舵偏角 $\delta(t)$ ，它在彈體座標 y_f 、 z_f 軸上投影為：

$$\begin{bmatrix} \delta_{y_f} \\ \delta_{z_f} \end{bmatrix} = \delta(t) \begin{bmatrix} -\sin w_D t \\ \cos w_D t \end{bmatrix} \quad (4)$$

飛彈旋轉一週， y_f 、 z_f 軸上平均舵偏角量：

$$\begin{bmatrix} \bar{\delta}_{y_f} \\ \bar{\delta}_{z_f} \end{bmatrix} = \frac{1}{T_D} \int_{t_0}^{t_0+T_D} \begin{bmatrix} \delta_{y_f} \\ \delta_{z_f} \end{bmatrix} dt \quad (5)$$

將(3)、(4)式代入(5)式，運算後可得：

$$\begin{bmatrix} \bar{\delta}_{y_f} \\ \bar{\delta}_{z_f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\delta_m}{\pi} [\sin(\varepsilon + \gamma) + \sin(\varepsilon - \gamma)] \\ \frac{\delta_m}{\pi} [\cos(\varepsilon + \gamma) - \cos(\varepsilon - \gamma)] \end{bmatrix} \quad (6)$$

進一步化簡，可得 y_f 、 z_f 二軸之等效舵偏角：

$$\begin{bmatrix} \bar{\delta}_{y_f} \\ \bar{\delta}_{z_f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{2}{\pi} \sin \varepsilon \cos \gamma \cdot \delta_m \\ -\frac{2}{\pi} \sin \varepsilon \sin \gamma \cdot \delta_m \end{bmatrix} \quad (7)$$

第(7)式顯示：最大等效舵偏角為最大機械舵偏角的 $\frac{2}{\pi}$ ，即 63.7 %。另外；飛彈與目標若視為在「水平-高度二維平面」的運動質點，則等效舵偏角只要採用第(8)式。

$$\bar{\delta}_{z_f} = -\frac{2}{\pi} \sin \varepsilon \sin \gamma \cdot \delta_m \quad (8)$$

2.3.3 飛彈與目標運動與力學分析

飛彈與目標 2-D 質點運動關係，如圖 6：

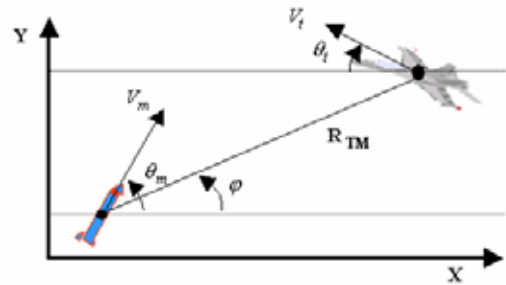


圖 6. 飛彈與目標 2-D 運動示意圖。

其中：

X、Y: 固定座標軸

θ_m, θ_t : 分別為飛彈、目標的飛行角

V_m, V_t : 分別為飛彈、目標的速度

R_{TM} : 飛彈與目標相對距離

φ : 視線角 (Angle of line of sight)

$$\varphi = \tan^{-1} \left(\frac{R_{TM_y}}{R_{TM_x}} \right) \quad (9)$$

R_{TM_x} : R_{TM} 在固定座標 X 軸的分量

R_{TM_y} : R_{TM} 在固定座標 Y 軸的分量

飛彈受力，如圖 7：

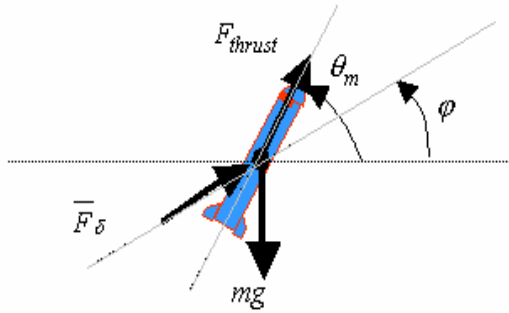


圖 7. 飛彈受力圖。

其中：

F_{thrust} ：飛彈在固定座標 X-Y 平面的推力分量

\bar{F}_δ ：飛彈之等效平均控制力

由牛頓運動定律可獲得飛彈在 F_{thrust} 方向之加速度。

$$a_m = \frac{F_{thrust} + \bar{F}_\delta \cos(\theta_m - \varphi) - mg \sin \theta_m}{m} \quad (10)$$

另可由本節第 2 項「等效舵偏角推導」的等效舵偏角乘上傳遞係數 K ，可得飛彈飛行角變化率 $\dot{\theta}_m$ ，在積分運算後則可獲得飛彈飛行角 θ_m 。

$$\dot{\theta}_m = K \cdot \bar{\delta}_{z_f} \quad (11)$$

$$\theta_m = \int \dot{\theta}_m dt \quad (12)$$

2.3.4 視線角(φ)與等效平均控制力初相角(γ)的關係

當飛彈與目標存有視線角 φ 時，則等效平均控制力 \bar{F}_δ 的方向為與半彈體座標 y_f 軸夾 φ 角（如圖 8），則等效平均控制力的初相角 γ 及舵面初始換向時間 t_0 ，可分別由(13)式、(14)式表示。

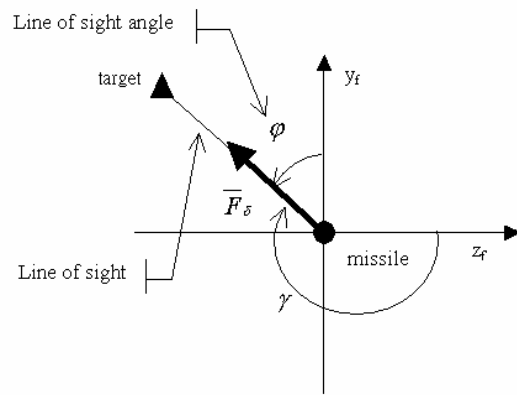


圖 8. 視線角與等效平均控制力、初相角示意圖。

$$\gamma = 270 - \varphi \quad (13)$$

$$t_0 = \frac{270 - \varphi}{w_D} \quad (14)$$

2.3.5 制導系統數學模型

整合前述數學方程式，可獲得滾轉式飛彈制導系統數學模型如下：

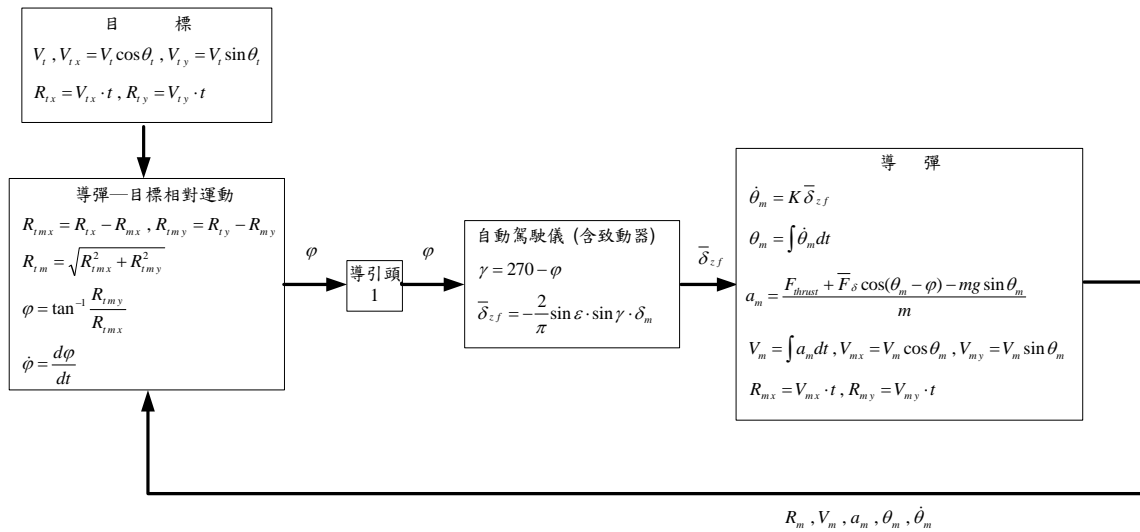


圖 9. 滾轉式飛彈制導系統數學模型方塊圖。

三、模擬結果

滾轉式飛彈可跟蹤逃逸目標。如圖 10 飛彈飛行距離約 2200 公尺、飛行高度約 3900 公尺處攔截目標。

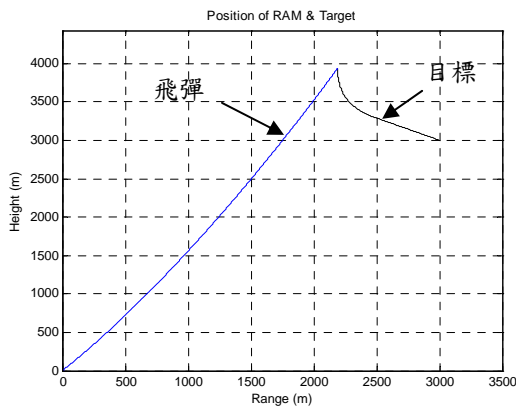


圖 10. 滾轉式飛彈與目標之距離-高度。

飛彈與目標在飛行時間 10 秒內，相對最近誤失距離 (Miss Distance ; MD) 小於 2 公尺)，如圖 11。

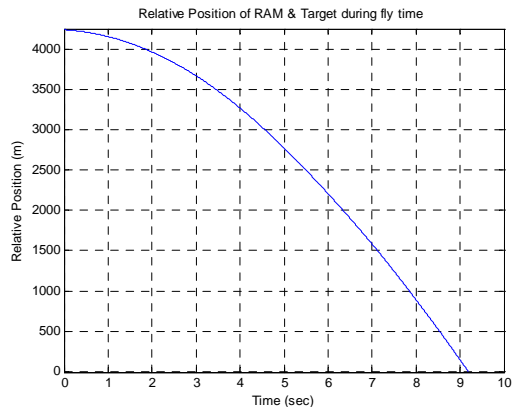


圖 11. 飛彈與目標之相對距離。

飛彈與逃逸目標的視線角 (Angle of line of sight) 與時間成線性關係增加；並在飛彈攔截目標時間附近，由於飛彈-目標相對位置高度分量為飛彈-目標相對位置水平分量的 6 倍，出現視線角約在 80 度，如圖 12。

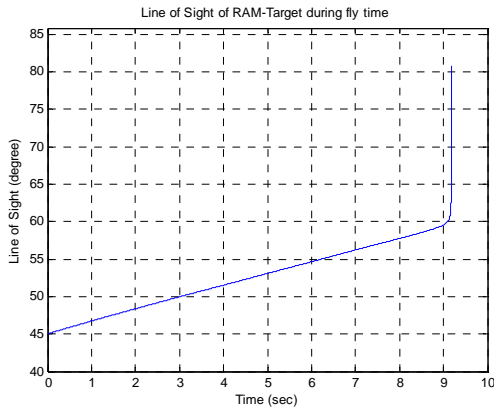


圖 12. 滾轉式飛彈與目標之視線角。

飛彈與逃逸目標的視線角變化率幾乎為定值。惟在飛彈攔截目標時間附近，由於視線角變化劇烈（在模擬時間 0.001 秒時幅內，有 3~7 度視線角變化），如圖 13。

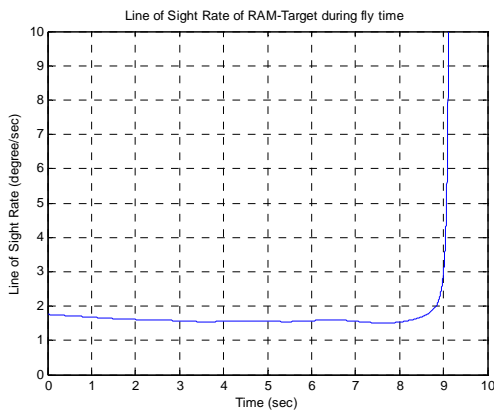


圖 13. 飛彈與目標之視角變化率。

飛彈全程平均加速度約為 $105 \sim 110 \text{ m/sec}^2$ ，並呈現弦波性質，如圖 14。

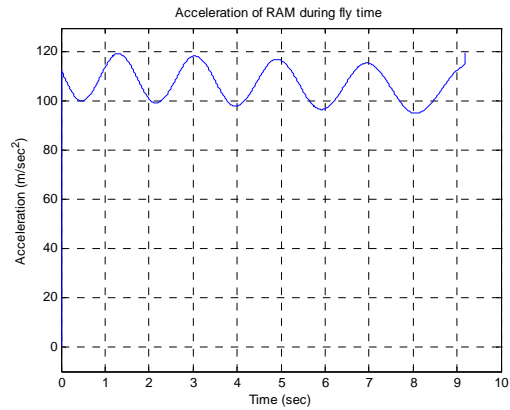


圖 14. 飛彈加速度(a_m)。

滾轉式飛彈等效平均控制力初相角(γ)在 $200 \sim 250$ 度範圍內（與圖 12 視線角相呼應，滿足第(13)式： $\gamma = 270 - \varphi$ ），如圖 15。

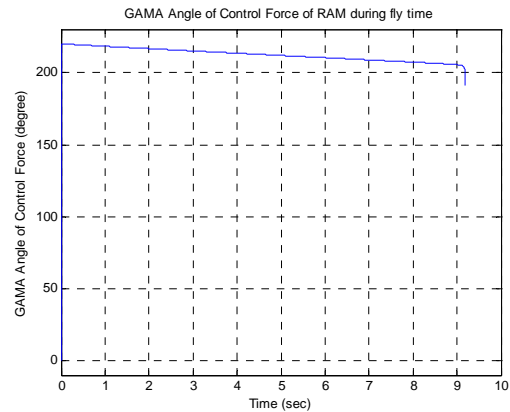


圖 15. 滾轉式飛彈等效平均控制力初相角(γ)。

滾轉式飛彈 z_f 軸方向之等效舵偏角 ($\bar{\delta}_{z_f}$) 在 $2.5 \sim 4.5$ 度範圍內，約為舵面極限角（15 度）的 $0.17 \sim 0.30$ ，如圖 16。

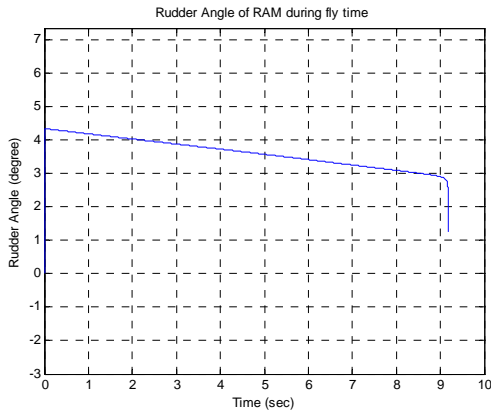


圖 16. 飛彈 z_f 軸方向之等效舵偏角($\bar{\delta}_{z_f}$)。

飛彈在跟蹤逃逸目標時，其飛行角(θ_m)幾乎與時間成線性關係增加，如圖 17。

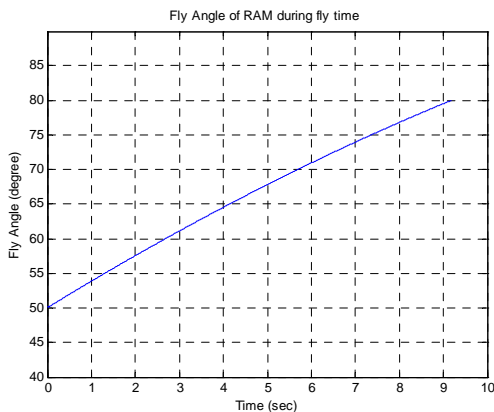


圖 17. 飛彈飛行角(θ_m)。

四、討論與結論

本文在 2-D 架構下，說明飛彈旋轉一週，舵角換向四次左右，其等效控制力可實現對滾轉式飛彈之俯仰操縱，並由模擬結果顯示，此種飛彈操控方式，可有效攔截逃逸目標；若繼續在 3-D 發展，則等效控制力理論上可同時完成滾轉式飛彈的俯仰與偏航二個方向的控制。

未來滾轉式飛彈或許可發展自動駕駛儀軟體驅動器 (software driver) 來驅動致動器，使致動器的輸出信號控制舵面換向次數(如 6 次、8 次...)、換向時間；以及舵幅大小，以探索滾轉式飛彈最佳之自動駕駛儀。

另外未來若可獲得較真實飛彈模式或者運用系統鑑別、最佳化數值技術或解析方式，嚐試獲得滾轉式飛彈模式中相關參數，預料將可獲得飛彈滾轉特性，對飛彈內組件，如尋標器、陀螺儀及感測器的影響，以進一步研究滾轉飛彈的性能。

誌謝

感謝國科會計畫 (編號：NSC 92-2623-7-234-001) 支持相關研究工作之推展。

符號說明

t_0 : 滾轉式飛彈舵面初始換向時間

T_D : 滾轉式飛彈旋轉週期[sec/rev]

f_D : 滾轉式飛彈旋轉頻率[rev/sec]

w_D : 滾轉式飛彈旋轉角速度

$$[w_D = 360 \cdot f_D, \text{ degree/sec}]$$

f_n : 自然頻率[Hz]

V_m : 飛彈速度[m/sec]

V_t : 目標速度[m/sec]

a_m : 飛彈加速度[m/sec²]

a_t : 目標加速度[m/sec²]

\bar{F}_δ : 等效平均控制力[Nt]

F_{thrust} : 飛彈在固定座標 X-Y 平面的推力分量[Nt]

R_{TM} : 飛彈與目標相對距離[m]

δ_m : 飛彈尾舵面極限角[degree]

δ : 尾舵偏角[degree]

δ_{y_f} :尾舵偏角在 y_f 軸投影量[degree]
 δ_{z_f} :尾舵偏角在 z_f 軸投影量[degree]
 $\bar{\delta}_{y_f}$:飛彈在 y_f 軸之等效舵偏角[degree]
 $\bar{\delta}_{z_f}$:飛彈在 z_f 軸之等效舵偏角[degree]
 θ_m :飛彈飛行角[degree]
 θ :目標飛行角[degree]
 γ :等效平均控制力初相角[degree]
 ε :不等寬差角[degree]
 φ :飛彈與目標視角[Angle of line of sight, degree]
 K_1 :控制力因子[Nt/sec]
 K :尾舵舵角至飛彈飛行角之傳遞係數[sec⁻¹]

Aeronautics and Astronautics, pp. 697-702, 1995.

- [8] 葉堯卿，湯伯炎，楊安生，郭戰兵，便攜式紅外尋的防空導彈設計，宇航出版社，民國 85 年。
- [9] Thrust maneuver system, United States Patent, Patent No. 5456429, 1995.
- [10] Missile rolling tail brake torque, United States Patent, Patent No. 4425785, 1984.

參考文獻

- [1] Ben-Asher, J. Z. and Yaes, Isaac, "Advances in Missile Guidance Theory," AIAA Inc., Virginia, 1998.
- [2] 陳積德，"中長程空對空戰術飛彈之導航與導引率研究，"中正理工學院博士論文，民國 88 年。
- [3] Shinar, J., "Homing of a missile against a maneuvering target," Israel Journal of Technology, Vol. 11, No. 3, pp. 117-130, 1973.
- [4] 溫成，馮蟻剛，具輔助推力之飛彈導控技術研究，國科會專題研究計畫成果報告，民國 91 年。
- [5] 溫成，馮蟻剛，具側噴流飛彈飛行控制系統設計，國科會專題研究計畫成果報告，民國 89 年。
- [6] 陳科祥，"側噴流應用於飛彈之發展趨勢，"中山科學研究院新新季刊，第 27 卷，第 4 期，民國 88 年。
- [7] Chen, M. G., Chiou, T. S., and Yuan, P. J., "Missile Guidance Analysis under Rolling Effect," The 37th Conference on