



微衛星磁姿態控制系統之設計與研究  
**The Design and Analysis of Magnetic Attitude Control System for  
Micro-satellite**

計畫編號：NSC-90-2213-E-032-009

執行期限：90年8月1日至91年7月31日

主持人:洪祖昌 淡江大學機械系

一、中文摘要：

本計畫係根據之前發展微衛星計畫(TUU SAT-1)的經驗,依照微衛星低成本、快速建造的任務需求,以永久性磁棒搭配主動式電磁控制器達成姿態控制的目的。衛星的 Roll 軸安裝永久性磁棒,另兩軸(Pitch、Yaw)則安裝電磁鐵。當衛星將近入 CCD 拍照範圍時(台灣),控制電磁線圈使衛星姿態指向誤差減低,以得到較佳的圖相,當衛星脫離拍照範圍時,電磁線圈將成為短路線圈,並利用渦電流效應使衛星達到被動穩定。控制系統及地球磁場的動力模型將被建立,並利用 Lyapunov 穩定法則,設計穩定的控制器。

關鍵詞：微衛星, 磁姿態控制, 被動式磁姿態控制

Abstract:

The project extends the application of the experiences of the micro-satellite project, TUU SAT-1. For mission requirement of low-cost and fast building, the permanent magnetic rods and active electric windings are employed to obtain the purpose of attitude orientation. The roll axis of satellite is assembled permanent magnet rod and the other axes (pitch, yaw) are assembled windings. When the satellite passes into the shooting range of CCD, the windings are designed as magnetorquer to obtain the proper shooting angle of CCD in order to take better pictures. As the satellite leaves the shoot range, the windings will become shorted coils and utilize the eddy currents

effect to obtain the passive magnetically orientation. The dynamics model of satellite and earth magnetic field will be established and Lyapunov stability theorem will be applied to design a stable controller.

Keywords : micro-satellite, magnetic attitude control, passive magnetic attitude control

二、緣由與目的:

本計畫係根據之前的經驗[1~13],提出利用永久性磁棒搭配主動式電磁控制線圈,達成微衛星姿態穩定及控制的目標。我們將在衛星的一軸(Roll)裝置永久性磁棒,另兩軸(Pitch、Yaw)裝置電磁線圈(圖1),並在 Pitch 軸裝置 CCD 相機,進行地球影像擷取實驗。當衛星進入軌道時,線圈為短路線圈,並利用線圈在地球磁場轉動所產生的渦電流效應(eddy current effect),讓衛星被動地達到穩定,此時衛星的姿態系統為被動式磁控制系統。當衛星將進入 CCD 拍照範圍時,線圈將通以電流,利用電流在線圈內產生的磁力,使線圈變成磁力矩器(magnetorquer),並設計適當的控制器,減低被動式控制系統所產生的姿態誤差而達到較佳的拍攝角度。為了 CCD 拍照所需,我們將軌道設計成高度 800 公里的太陽同步軌道,因此衛星每天繞地球運轉約 14 圈,經過台灣上空的次數約每天一到二次(向光面),也就是說每天衛星有一到二次的拍照機會。所以在衛星脫離拍照範圍後,姿態控制系統又切換成被動式磁姿態控制系統,使衛星繼續被動地姿態穩定。雖然如此一來章動角會變大,但是卻節省了一部份的電力,由於微

級衛星受限於體積限制，太陽能板面積有限，因此可提供之功率有限，利用主動式與被動式磁姿態控制系統交互使用，可以避免因過度損耗電力而造成衛星壽命減短的情形發生，且可達到姿態穩定不會影響衛星的正常運作(如通訊等)。

三、結果討論：

(1) 主動式姿態控制系統：

磁矩器的模型表示為[14]：

$$N_i \frac{d}{dt} w_i + R_i J_i = V_i \quad (1)$$

其中  $i = x, y, z$  為衛星附體座標， $N_i = N, R_i = R$  為每個磁矩線圈匝數及線圈電阻， $V_i, J_i, w_i$  為電壓、電流及磁通量。

衛星的動力模型如下：

$$\dot{\vec{H}} + \vec{S} \times \vec{H} = \vec{T} \quad (2)$$

其中  $H = (I_x \check{S}_x, I_y \check{S}_y, I_z \check{S}_z)^T$ 、

$$\vec{S} = (\check{S}_x, \check{S}_y, \check{S}_z)^T, \quad \vec{T} = \vec{T}_r + \vec{T}_s + \vec{T}_d$$

、 $\vec{T}_r + \vec{T}_s = \vec{M} \times \vec{B}$ 、 $T_d$  為環境干擾力矩(太陽輻壓力矩)， $\vec{B} = |\vec{B}| \cdot \vec{h}$ 、 $\vec{h} = (h_x, h_y, h_z)^T$

為地球磁場單位向量方向投影在衛星座標三軸上的分量， $M = (m_x, m_y, M_z)^T$ ， $M_z$  為

磁棒的磁力偶， $m_x, m_y$  為線圈的磁力偶，在這裡我們假設  $m_i = k\Phi_i$   $k > 0$ ，地磁向量的時間變化表示為：

$$\dot{\vec{B}}_i = -\vec{S} \times \vec{B}_i = -|\vec{B}| \cdot \vec{S} \times \vec{h} \quad (3)$$

定義 Lyapunov 函數[14]

定義 Lyapunov 函數[14]

$$V = \frac{1}{2} \sum_{i=x,y,z} I_i \check{S}_i^2 + M_z (|\vec{B}| - |\vec{B}| h_z) + \frac{Kn}{2} \sum_{i=x,y,z} \int_0^{w_i^2} \left( -\frac{\dot{B}_i}{V_i} \right) d(w_i^2) \quad (4)$$

$$\dot{V} = KR \sum_{i=x,y,z} \left( \frac{\dot{B}_i}{V_i} \right) J_i w_i \quad (5)$$

(i)  $V > 0$  的條件

$$V_i \dot{B}_i < 0 \quad \text{for} \quad \dot{B}_i \neq 0$$

$$V_i = 0 \quad \text{for} \quad \dot{B}_i = 0, \quad \text{and} \quad \lim_{\dot{B}_i \rightarrow 0} \left( \frac{\dot{B}_i}{V_i} \right) < 0$$

(ii)  $\dot{V} \leq 0$  的條件

$$w(J_i) J_i > 0 \quad \text{for} \quad J_i \neq 0$$

$$w_i(J_i) = 0 \quad \text{for} \quad J_i = 0$$

由(2)式

$$\vec{m}_i = k\Phi_i = N_i A_i J_i \quad A_i \text{ 為線圈截面積}$$

$$\text{可得} \Phi_i = \frac{N_i A_i}{k} J_i = c_1 J_i, \quad c_1 > 0 \text{ 因此條件}$$

二自動成立。

由式(3)

$$\dot{\vec{B}}_i = -|\vec{B}| \cdot \vec{S} \times \vec{h}$$

令  $V_i = \Delta V_i \text{sign}(\vec{S} \times \vec{h})$ ，則條件一成立，控制器控制法則如圖 2 所示。

(2) 被動式姿態控制系統

當衛星脫離拍攝範圍時，此時電磁線圈將改為短路線圈，利用線圈在磁場中旋轉所產生的渦電流效應，將衛星自轉動能消散掉，以保持姿態的穩定(衛星 z 軸與地磁方向一致)。因此，此時線圈產生的磁矩[15]可表示為：

$$I_s = \sim_r H_s = \frac{\sim_r NJ}{10L}$$

其中

$$J_i = -\frac{N}{R} \frac{d\Phi_i}{dt} \times 10^{-8} = -\tilde{r} \frac{NA}{R} \frac{dB_i}{dt} \times 10^{-8}$$

線圈產生的磁力偶為

$$M_s = I_s AL \quad \text{pole-cm}$$

線圈渦電流效應所產生的力矩為

$$\begin{aligned} \vec{T}_s &= \vec{M}_s \times \vec{B} = -\left(\frac{\tilde{r}^2 N^2 A^2}{10^9 R}\right) \frac{d\vec{B}_i}{dt} \times \vec{B}_i \quad (6) \\ &= -k_e \dot{\vec{B}}_i \times \vec{B} \end{aligned}$$

### (3) 模擬與討論

#### (i) 主動式控制系統

$$\text{衛星的主慣性矩 } I_i = \begin{bmatrix} 0.57261 \\ 0.56972 \\ 0.58501 \end{bmatrix} \text{ kg-m}^2$$

$$A = 0.0064 \text{ m}^2, N=250 \text{ turns}, R=8.87 \text{ ohm}$$

$$\text{初始角度 } (w_0, \theta_0, \phi_0) = \left(0, \frac{f}{2}, 0\right)^T \text{ deg, 其}$$

中  $\theta_0$  為 z 軸和目標方向的誤差，初始角速度

$$(\dot{S}_{x0}, \dot{S}_{y0}, \dot{S}_{z0}) = (0, 0, 1.2) \text{ rpm, 其中 } \dot{S}_z$$

為衛星的自轉轉速，輸入電壓  $\Delta V_i = \pm 5 \text{ volt}$ ，磁棒矯頑磁力  $H_c = 47.7 \text{ KA/m}$ 。選擇太陽同步軌道，傾角 98.6 度，高度 800 公里，軌道週期為 101 分鐘為操作軌道。模擬結果如圖三、四所示， $\theta_0$  從 90 度在 0.17 圈軌道週期(約 1029 秒)後收斂至穩定狀態，收斂後的誤差約為 3 度以內。圖 4 中自轉轉速從 1.2rpm 約 0.15 圈軌道週期後減速至穩定轉速，並保持穩定。

#### (ii)

被動式控制系統

$$\text{初始角度 } (w_0, \theta_0, \phi_0) = \left(0, \frac{f}{2}, 0\right)^T \text{ deg, 初}$$

$$\text{始角速度 } (\dot{S}_{x0}, \dot{S}_{y0}, \dot{S}_{z0}) = (0, 0, 1.2) \text{ rpm,}$$

$\tilde{r} = 55000$ ，其餘條件與(i)中相同。模擬結果如圖 5 所示，衛星 z 軸與地磁方向的夾角約於第 10 個軌道週期後趨於穩定，並保持約 10 度以內的誤差。

#### (iii) 結果評估

利用主動與被動式磁姿態控制系統間的切換，仍可達成衛星姿態穩定的目的，根據以上的節果，主動式姿態控制系統可較快速的達到穩定，且誤差也比較小，因此可以減低被動式姿態控制系統的誤差，將電磁線圈切換成短路線圈後，成為被動式控制系統，仍可達到穩定姿態的目的地，但誤差也隨著變大。若衛星只採用上面所設計的主動式控制系統，則其電緣功率損耗如下：

$$P_c = \sum_{i=x,y,z} \frac{V_i^2}{R} = 2 \frac{5^2}{8.87} = 5.7 \text{ W}$$

以微級或超微級衛星而言(如 TUUSAT-1)，總功率約為 20W，姿態控制系統約佔總功率的百分之 28.5，以太陽同步軌道而言，每天繞行地球的週數約 14 次，其中僅約兩次為可拍照時間，其它 12 次不須拍照，因此不需較高的指向精度，切換成被動式控制系統後，可節省每天總電源供應量的百分之 24.4。

#### 四、計畫成果自評：

1. 利用 Lyapunov 理論，設計出一個穩定的控制器，模擬結果顯示可有效且較快地讓衛星姿態達到穩定。
2. 利用主動與被動式磁姿態控制系統間的切換，達到節省電源消耗的目的，可有效的提高衛星操作壽命及安全性，並有助於電源系統的規劃。

#### 五、參考文獻

1. 洪祖昌等, "小(微)衛星總體設計與系統工程分析研究計畫", 計畫編號 NSC 85-2732-E-008-009, 國科會專題研究報告, 台灣, 1996.

2. 洪祖昌等, "小(微)衛星總體設計與系統工程分析研究計畫", NSC 86-2612-E-008-001, 國科會專題研究報告, 台灣, 1997.
3. 洪祖昌等, "小(微)衛星總體設計與系統工程分析研究計畫", 計畫編號 NSC 87-2612-E-008-006, 國科會專題研究報告, 台灣, 1998.
4. 洪祖昌, "微衛星姿態系統分析與設計", 計畫編號 NSC 85-2732-E-008-012, 國科會專題研究報告, 台灣, 1996.
5. 洪祖昌, "微衛星姿態系統分析與設計", 計畫編號 NSC 86-2612-E-008-004, 國科會專題研究報告, 台灣, 1997.
6. 洪祖昌、林煥榮、李大本和陳正興, 『小(微)衛星姿態控制分析與設計』, 第五屆國防科技學術研討會, 桃園, 1996/11/23, pp. 3-8~3-12。
7. 李大本, "以地球磁場及重力場實現微衛星姿態控制之研究", 碩士論文, 中央大學機械系, 1997.
8. 林煥榮、莊堯棠和洪祖昌, "採用模糊控制理論設計近似最佳控制器及其應用在小(微)衛星之姿態控制"·1995 中國航空太空學術研討會(淡水).
9. 林煥榮, 洪祖昌, 李大本, 陳正興等, "小(微)衛星姿態控制分析與設計", 中國航太學刊, Vol.29, No.2, 1997, pp. 109-144.
10. Hong Z. C., Hu W. H., Chen Y. H., Chern J. S., "Comparison of Magnetic and Aerodynamics Stabilization for a Microsatellite", COSPAR Colloquium on Scientific Microsatellites, Microsatellites as Research Tools, Proceedings of Abstracts, 1997/12, p.50.
11. Wen-Hu Hu, Da-Ban Lee, and Huan-Rong Lin, "Attitude Control Design of TUU SAT-1 Microsatellite," 48<sup>th</sup> International Astronautical Congress, October 6-10, 1997/Turin, Italy, IAF-ST-97-W.1.10.
12. Chung-Hsien Lin, Chia-Hwei Shih, Chin-Kang Chuang, "The Passive Magnetic Stabilization used Magnetic Rods for a Microsatellite TUU SAT-1," presented at 50<sup>th</sup> International Astronautical Congress, Amsterdam, The Netherlands, 4-8 OCT 1999./IAF-ST-99-W.1.06.
13. 林宗憲, "被動式磁棒控制系統於 TUU SAT-1 之應用與研究", 碩士論文, 中央大學機械系, 1998.
14. S. Takezawa, K. Ninomiya, "A new approach to the analysis and design of magnetic stabilization satellites", Acta Astronautica, Vol. 7, pp. 731-751, 1980.
15. Y. Chen, The Damped Angular Motion of a Magnetically Oriented Satellite, Jour. of The Franklin Institute, Vol. 280, No. 4, pp. 291-306, 1965.

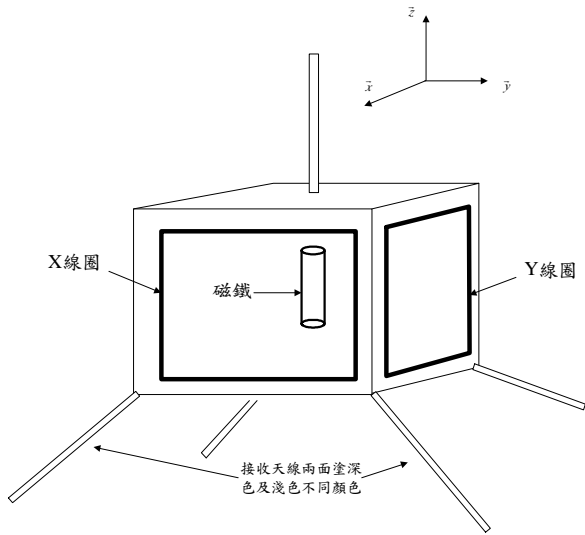


圖 1

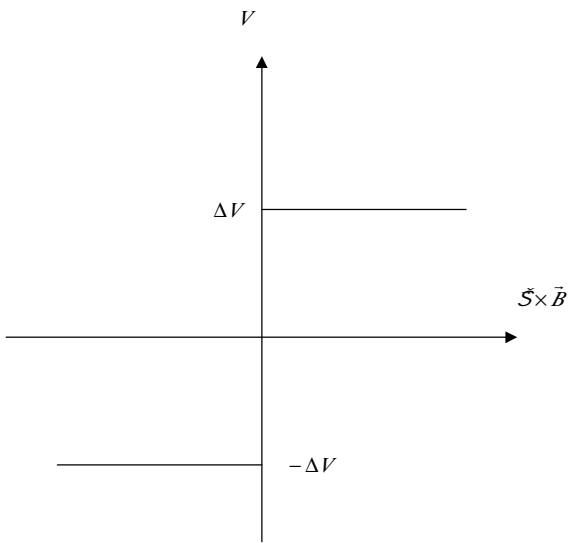


圖 2

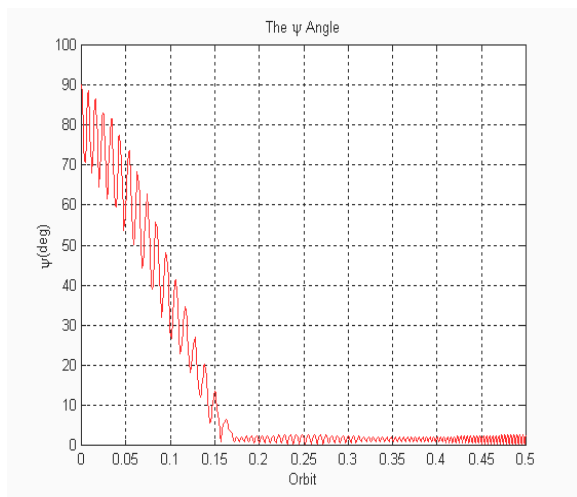


圖 3

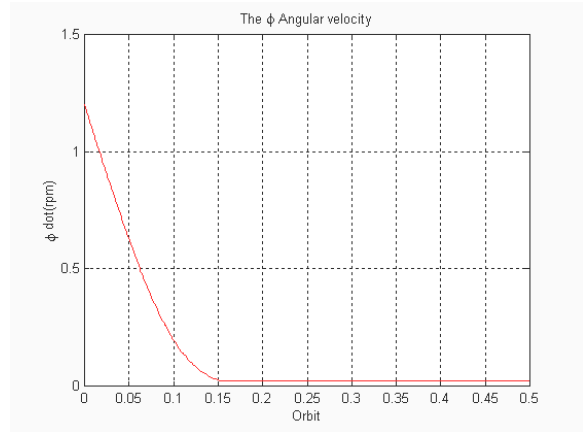


圖 4

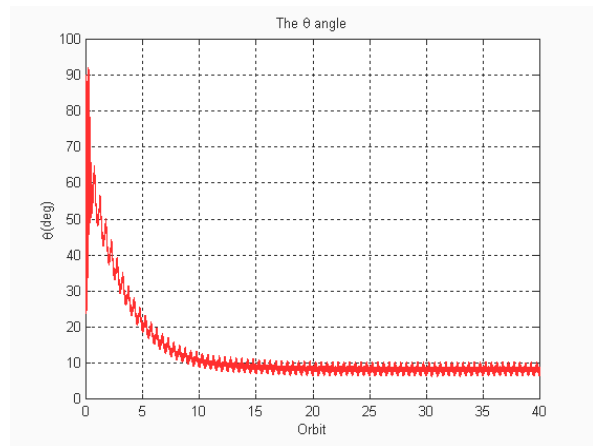


圖 5