

以個人電腦為工作平台的旋翼機模擬器

馬德明**
林志偉*

淡江大學工學院航空太空工程研究所
台北縣淡水鎮

摘要

旋翼機是目前發明的飛行器中用途最廣，被最多使用的飛行器，旋翼機之旋翼在旋轉時產生升力的原理與定翼機之飛行原理可以說是完全相同，但是其控制卻是較定翼機更為的複雜，因此本文從推導旋翼機的六自由度運動方程式，先經由數值分析定量上數值，包含旋翼所產生之升力，與旋翼機之速度與加速度等，最後則建構出一個以個人電腦為工作平台的旋翼機飛行模擬器。

關鍵詞：旋翼機，模擬器

一、前言

旋翼機是目前發明的飛行器中用途最廣，被最多使用的飛行器，現今所發展出的旋翼機可以飛得和一般的小飛機一樣快 (Cessna 150) 但卻較不耗油，此外其可以執行一些定翼機無法達成的任務，像是垂直起降，因此有著很大的便利性而被廣為使用。

旋翼機之旋翼在旋轉時產生升力的原理與定翼機之飛行原理可以說是完全相同，但是其控制卻是較定翼機更為的複雜，因此我們需對於旋翼機的飛行原理有一瞭解後，方能分析整個旋翼機的運動進而建立模擬器。有關旋翼機的一些基本飛行原理可以參照圖一和圖二。

飛行模擬是結合了相似原理、控制理論、系統技術及資訊技術，應用電腦重現真實世界物理現象，利用系統模型對真實或虛擬的系統進行動態測試研究的綜合技術。工程用飛行模擬器在飛機研發設計階段中為系統發展與驗證的重要工具，訓練用飛行模擬器則對於訓練飛行員提供了非常有效的途徑。

目前大多數使用的模擬器多是架構於昂貴的工作站上，但是現在個人電腦發展之迅速，其效能已逐漸可以和工作站所比擬，因此我們所欲開發之模擬器即是建立在個人電腦上，並採用DIS的方法，分散至兩部電腦來處理，

本論文所討論則分為以下幾個部分：一、前言，二、基本理論分析，三、飛行模型之建立，四、模擬程式架構，五、結論。

二、理論分析

旋翼機之流場較定翼機為複雜，其主要的原因是由主旋翼在產生升力時所造成，而且整個旋翼機的運動包含前進、滾轉等動作都是由主旋翼的運動所達成，因此我們必須先分析主旋翼的流場才能分析整個旋翼機的運動。基本的分析方法為：動量法 (momentum theory) 和葉片元素理論 (blade element theory)，相關的推導公式可由參考文獻 [1] 和 [8] 中得到，而從文獻中所得到的公式，我們將應用於下一部分的飛行力學模型推導中。

三、飛行力學模型

對於旋翼機飛行力學的模擬我們需要由空氣動力學和動力學的理論來建立旋翼機的模擬數學模型，當我們在對旋翼機做分析時，一般會將全機分成五個部份來做討論：主旋翼、尾旋翼、機身、機尾和發動機，如圖三，以下我們就對於個別的部分做討論。

(一) 主旋翼

主旋翼的運動有拍撲 (flapping)，扭轉 (torsion) 和前後 (lead-lag) 運動，在此我們為了簡化只考慮拍撲運動來計算升力的產生，在此我們有以下幾個假設：一、旋翼所產生的升力與旋翼攻角為一線性二次函數。二、忽略不穩定的空氣動力影響。三、忽略翼尖損失 (tip loss)。四、考慮空氣的質流率為一均勻流。五、忽略迴流效應 (reverse flow)。

** 副教授 TEL:02-2623-7600 FAX:02-2620-9746 Email: demming@aero.tku.edu.tw

* 研究生

經由以上的假設，經由動力學及葉片元素理論的推導，我們可得到只考慮單一旋翼葉片的拍模方程式為

$$\begin{aligned}
 \beta'' + \lambda_{\beta}^2 \beta_i &= 2[(\bar{p}_{hw} - \frac{\bar{q}'_{hw}}{2}) \cos \psi_i \\
 &- (\bar{q}_{hw} - \frac{\bar{p}'_{hw}}{2}) \sin \psi_i] \\
 &+ \frac{\gamma}{2} [\frac{1}{5} \mathbf{e} + 2\bar{w}_x \beta + \bar{w}^2 \beta^2] \mathbf{j} \theta_{tw} \\
 &+ \frac{1}{2} \mu \sin \psi_i \mathbf{d} + \bar{w}_x \beta \mathbf{i} \theta_{tw} \\
 &+ \frac{1}{4} (1 + 2\bar{w}_x \beta + \bar{w}^2 \beta^2) \theta_p \\
 &+ \frac{1}{4} (1 + \bar{w}_x \beta) (\bar{w}_y - \beta' - \lambda_1) \\
 &+ \frac{1}{3} \mu^2 \sin^2 \psi_i \theta_{tw} + \frac{2}{3} \mu \sin \psi_i \mathbf{d} + \bar{w}_x \beta \mathbf{i} \theta_p \\
 &+ \frac{1}{3} \mu \sin \psi_i (\bar{w}_y - \beta' - \lambda_1) \\
 &+ \frac{1}{3} (1 + \bar{w}_x \beta) (\mu_z - \lambda_0 - \beta \mu \cos \psi_i) \\
 &+ \frac{1}{2} \mu^2 \sin^2 \psi_i \theta_p \\
 &+ \frac{1}{2} \mu \sin \psi_i (\mu_z - \lambda_0 - \beta \mu \cos \psi_i)
 \end{aligned} \quad (3.1)$$

上式中為單一旋翼葉片的拍模運動模式，但是一般的旋翼機的旋翼至少為兩片以上，因此我們需要從這單一旋翼模式轉到多旋翼座標系 (MBC, Multi-Blade Coordinate)，這樣我們可以同時描述多個旋翼在運動時的狀態，經由轉換及一些高次省略後我們可以得到下式：

$$\beta_M'' + C_{M0}(\psi) \beta_M' + D_{M0}(\psi) \beta_M = H_{M0}(\psi) \quad (3.2)$$

上式使用的整個主旋翼在於描述旋翼運動及計算上變的更為簡便。而主旋翼的所受到的力方程式如下：

$$\begin{aligned}
 X_{hw} &= \sum_{i=1}^{N_b} \mathbf{Z} \{ -\mathbf{b} - ma_{zb} \mathbf{g} \beta_i \cos \varphi_i \\
 &- \mathbf{d} - ma_{yb} \mathbf{i} \sin \varphi_i + ma_{xb} \cos \varphi_i \}
 \end{aligned} \quad (3.3)$$

$$\begin{aligned}
 X_{hw} &= \sum_{i=1}^{N_b} \mathbf{Z} \{ -\mathbf{b} - ma_{zb} \mathbf{g} \beta_i \cos \varphi_i \\
 &- \mathbf{d} - ma_{yb} \mathbf{i} \sin \varphi_i + ma_{xb} \cos \varphi_i \} dr
 \end{aligned} \quad (3.4)$$

$$\begin{aligned}
 Y_{hw} &= \sum_{i=1}^{N_b} \mathbf{Z} \{ \mathbf{b} - ma_{zb} \mathbf{g} \beta_i \cos \varphi_i \\
 &- \mathbf{d} - ma_{yb} \mathbf{i} \sin \varphi_i - ma_{xb} \sin \varphi_i \} dr
 \end{aligned} \quad (3.5)$$

$$Z_{hw} = \sum_{i=1}^{N_b} \mathbf{Z} \{ \mathbf{b} - ma_{zb} \mathbf{g} \beta_i \cos \varphi_i \} \quad (3.6)$$

(二) 尾旋翼

尾旋翼是用來克服主旋翼與機身之間的力矩，使機身可以達到一平衡穩定的狀態，其力與力矩方程式與主旋翼部分相似，尾旋翼所產生的推力方向對於機身而言是在 Y 方向上，在 X 和 Z 方向上的分力則因為很小，因此我們考慮不計，其側向的力方程式之推導如下列之方程式：

$$Y_T = \rho \mathbf{b} R_T \mathbf{g} a_{0T} C_{RT}^2 \frac{C_{T_T}}{a_{1T} s_T} k \quad (3.7)$$

假設我們使用之前分析主旋翼的方法來對於推力做無因次化的分析，可以得到如下：

$$\begin{aligned}
 \frac{C_{T_T}}{a_{1T} s_T} k &= \frac{\theta_{0T}^*}{3} \frac{3}{2} \mu_T^2 k \\
 &+ \frac{d_{Z_T} - \lambda_{0T}}{2} + \frac{\mu_T}{2} \theta_{1sT}^*
 \end{aligned} \quad (3.8)$$

其中的 θ_{0T}^* 和 θ_{1sT}^* 分別是表示尾旋翼有效的同向角和週期俯仰角在(3.8)式中的 k_3 是因為在尾旋翼設計上，拍模角和俯仰角是耦合在一起的，因而有這個設計參數，而我們將這個參數定義成 $k_3 = \tan \delta_3$ ，通常 δ_3 這個角度是設計為負 45 度。

尾旋翼的扭矩的表示如下

$$Q_T = \frac{1}{2} \rho \mathbf{b} R_T \mathbf{g} a_{0T}^3 a_{0T} s_T \frac{C_{Q_T}}{a_{1T} s_T} \quad (3.9)$$

在上式中的 δ_T 旋翼的平均阻力係數，其表示如下

$$\delta_T = \delta_{0T} + \delta_{2T} C_{T_T}^2 \quad (3.10)$$

而尾旋翼的力和力矩方程式對於整個旋翼機的重心可以表示成如下

$$X_T \approx T_T \beta_{1C_T} \quad (3.11)$$

$$Y_T = T_T \quad (3.12)$$

$$Z_T = h_T Y_T \quad (3.13)$$

$$L_T = h_T Y_T \quad (3.14)$$

$$M_T = \mathbf{d} + x_{cg} \mathbf{i} Z_T - Q_T \quad (3.15)$$

$$N_T = -\mathbf{d} + x_{cg} \mathbf{i} Y_T \quad (3.16)$$

(三) 機身

機身的運動方程式包含了由主旋翼、尾旋翼和空氣動力所承受的力於其上，且我們在做模擬時視其為一副體，但機身部分的空氣動力特性是極度的非線性，因

此關於此部分的模擬，我們由風動所吹出的數據值中進行線性逼近來求得，不過我們可以經由一些假設後得到力方程式為

$$X = M_a \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{v} \\ \bar{w} \end{bmatrix} rv + qw \quad (3.17)$$

$$Y = M_a \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{v} \\ \bar{w} \end{bmatrix} pq + ru \quad (3.18)$$

$$Z = M_a \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{v} \\ \bar{w} \end{bmatrix} -qu + pv \quad (3.19)$$

力矩方程式為

$$L = I_{xx} \dot{p} - d_{yy} \dot{q} - I_{zz} \dot{r} - I_{xz} \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{v} \\ \bar{w} \end{bmatrix} r \quad (3.20)$$

$$M = I_{yy} \dot{q} - d_{zz} \dot{p} - I_{xx} \dot{r} - I_{xz} \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{v} \\ \bar{w} \end{bmatrix} p^2 + r^2 \quad (3.21)$$

$$N = I_{zz} \dot{r} - d_{xx} \dot{p} - I_{yy} \dot{q} - I_{xz} \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{v} \\ \bar{w} \end{bmatrix} r q \quad (3.22)$$

(四) 尾翼(Empen age)

尾翼部分包含水平尾翼(tailplane)和垂直安定翼(fin)，其提供了幾個主要的功能，在前飛時，水平尾翼提供一配平的力量來降低主旋翼在最前緣和最後緣時的拍模，垂直安定翼同樣的地提供側向的穩定力來提供配平的功能，在操控性能上，尾翼的兩個安定面提供了俯仰和偏航的穩定性，其力與力矩之推導表示如下

$$Z_{tp} = \frac{1}{2} \rho V_{tp}^2 S_{tp} C_{z_{tp}}(\alpha_{tp}, \beta_{tp}) \quad (3.23)$$

而對於重心所造成的力矩為

$$M_{tp} = (l_{tp} + x_{cg}) Z_{tp} \quad (3.24)$$

垂直安定翼所提供的側向力表示如下

$$Y_{fn} = \frac{1}{2} \rho V_{fn}^2 S_{fn} C_{y_{fn}}(\alpha_{fn}, \beta_{fn}) \quad (3.25)$$

而對於重心所造成的偏航力矩為

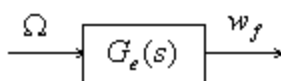
$$N_{fn} = -(l_{fn} + x_{cg}) Y_{fn} \quad (3.26)$$

(五) 發動機

旋翼機的發動機直接的控制了主旋翼的轉速，由發動機所推動的主旋翼，其操縱範圍一般可以表示如下：

$$\dot{\Omega}_e = -K_3 \Omega - \Omega_i \quad (3.27)$$

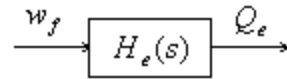
一般我們控制旋翼速度是控制發動機中的燃油質流率，其流程圖如下



轉移函數的表示方法為

$$G_e(s) = \frac{K_{e1}}{1 + \tau_{e1}s} \quad (3.28)$$

K_{e1} 是一選定的值，通常介於0.05到0.1 接著由燃油的控制轉換成輸出的力矩



轉移函數為

$$H_e(s) = K_{e2} \begin{bmatrix} \tau_{e2}s \\ 1 + \tau_{e3}s \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

將兩個轉移函數相乘後，再轉成時域的微分方程則輸出扭力矩可以表示成

$$\ddot{Q}_e = -\frac{1}{\tau_{e1}\tau_{e3}} \{ b_{e1} + \tau_{e3} \dot{Q}_e + Q_e + K_3 \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{v} \\ \bar{w} \end{bmatrix} - \Omega_i + \tau_{e2} \dot{\Omega} \} \quad (3.30)$$

其中

$$K_3 = K_{e1}K_{e2} = -\frac{\dot{Q}_{e_{max}}}{\Omega_i \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{v} \\ \bar{w} \end{bmatrix} \frac{\Omega_m}{\Omega_i}} \quad (3.31)$$

由於傳輸到尾旋翼和主旋翼的扭率需經由齒輪箱的轉換，因此我們可以得到下式

$$\dot{\Omega} = \dot{r} + \frac{1}{I_R} b_e - \dot{Q}_R - g_T \dot{Q}_T \quad (3.32)$$

結合以上五個部分的氣動力及氣動力矩和，則我們可以求得整架旋翼機的推力，速度，加速度的數值，進而表現在我們所完成的模擬器上，其流程如圖四。

四、模擬程式架構

在本模擬器架構中所採用為 AERO-SPATIALE AS 365N 型的旋翼機，其一些外型資料可由 eurocopter 的技術手冊中獲得，將這些外型資料應用到上一節所推導出的飛行力學模式的計算獲得整個旋翼機的速度，加速度的數值而而建立此模擬器。

(一) 飛行動力系統

飛行動力系統是整個飛行模擬器的核心架構，將程式化後的旋翼機動力模式藉由電腦以數值積分的方式，模擬真實旋翼機的飛行運動情形。旋翼機的姿態控制包含俯仰(pitching)和滾轉(rolling)主要是由 swash plate 所控制，而偏航(yawing)則是加上尾旋翼的控制。在旋翼機的控制中，氣動力的控制為 swash plate 的控制，即若是要向前飛行，則我們將控制的搖桿前推，則 swash plate 向前傾，則旋翼所產生的升力有一向前之分向使其向前飛行，推力為控制變數之一，為旋翼攻角的函數，改變旋翼的攻角即能改變旋翼機之推力大小。

(二) 模擬器架構

我們所開發的模擬器是建構於個人電腦上，其架構如圖五所示，一部是用來計算旋翼機飛行動力和旋翼流場，另一部則是用來處理視效生成的部分，第三部電腦則是用來推動飛行運動平台。此外本文所採用的架構為分散式模擬的架構，如同前面所述，是分散

至兩部電腦來處理旋翼機飛行動力、主旋翼流場和視效生成，以達成最佳之運算效能。

(三)飛行動力計算

旋翼機之動力主要是由主旋翼所產生，而主旋翼在旋轉產生升力時，會有多種複雜的運動模式，在此我們採用最簡單的拍模運動來對於主旋翼所產生的升力作一分析，已確定主旋翼所產生的升力在迎風面(advancing side)和順風面(retreating side)的旋翼所產生的升力為平衡狀態，我們所應用的方法即是求解出式(3-1)中的拍模角，然後再代入計算推力的方程式中，以前飛率(advanced ratio)等於 0.2 時為例，我們所計算出的主旋翼拍模運動和升力分佈圖如圖六和圖七，由圖上我們可以看出旋翼拍模的角度約在 3 度的範圍左右，升力所造成的前飛加速約在 $10.48\%g$ ，而尾旋翼為了克服主旋翼所產生的扭矩所產生的側向推力為 231.57N，使的旋翼機能保持一穩定之狀態往前飛行，由以上這個例子驗證所計算出之飛行動力部分與實際之飛行數據大致相似，因此我們整個模擬平台中的飛行動力系統是近似於真實的旋翼機。

五、結論

本論文藉由之前所推導出的飛行動力模型 [10] 建立此一旋翼機模擬器，並採用實際使用之旋翼機來作為模擬的依據，在程式介面的設計上是採用 DirectX 來作為顯示介面的開發，目前是由搖桿來作為控制的輸入，包含了上下左右的控制桿及用來改變旋翼攻角的油門閥，而於油門閥之推力原本是設計應用於定翼機，我們是改變成控制旋翼的攻角大小，即如同飛行員真實操作時，是以左手控制相同，而整個上下限則是依據原廠手冊中的極限值。

藉由本論文之研究，提供一以個人電腦為工作平台的旋翼機模擬器之架構。此架構可由數部個人電腦組合而成，藉以增加電腦運算之效率，而模擬器中各電腦之連接及資料傳輸，可藉由序列埠(serial port)或區域網路(LAN, Local Area Network)傳輸協定達成。

基本的飛行模擬器可由三部個人電腦所構成：第一部為主電腦，負責模擬器的運作及旋翼機動力方程式的數值運算及旋翼流場的計算；第二部負責座艙外視景的生成；第三部則負責控制運動平台、顯示飛機的座艙儀表及接收操縱輸入的訊號。

本論文所發展的飛行模擬器，雖僅為雛形，但由實際模擬的結果顯示，此一架構確實為經濟且可行之途徑。未來之發展為增加音效模組、地形地貌系統、氣象資料庫及飛行動力平台，如此將更可成為一高逼真度、低成本之飛行模擬器。

六、參考文獻

- [1] J. Seddon, *Basic Helicopter Aerodynamics*, AIAA Education Series, 1990.
- [2] Cheeseman, I.C. and Bennett, W.E. "The effect of the ground on a helicopter rotor", ARC R & M 3021.
- [3] Bennett, J.A.J. "Rotary wing aircraft", Aircraft

Engineering, March 1940.

- [4] Stepniewski, W.Z. "Basic aerodynamics and performance of the helicopter", AGARD Lecture Series 63.
- [5] C.D. Perkins and R.E. Hage, *Aircraft Performance Stability and Control*, John Wiley and Sons, Inc, New York, N.Y., 1960.
- [6] Raymond W. Prouty, *Helicopter Performance, Stability, and Control*, PWS Engineering, Boston, 1986.
- [7] David J. MacGilland wilton W. King, *An Introduction to Dynamics*, 1994
- [8] A. R. S. Bramwell, *Helicopter Dynamics*, Edward Arnold Ltd., 1976
- [9] Larry Collier, *How to Fly Helicopters*, AirLife Publishing Ltd., 1986
- [10] Gareth D. Padfield, *Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling*, AIAA Education Series, 1996

七、致謝

本研究承蒙行政院國家科學委員會補助，計畫編號：NSC88-2212-E032-008，特予誌謝。

Development of Low Cost Helicopter Simulator

Der-Ming Ma^{**}
Chih-Wei Lin^{*}

Abstract

^{**} Associate Professor Tel:02-2623-7600
^{*} graduate student

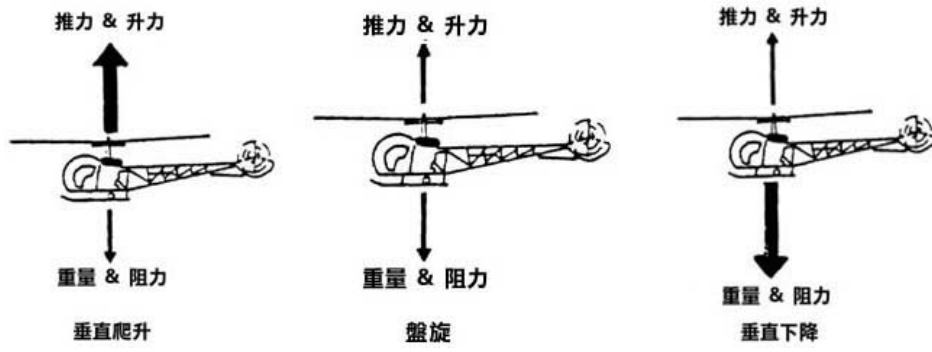


圖 一

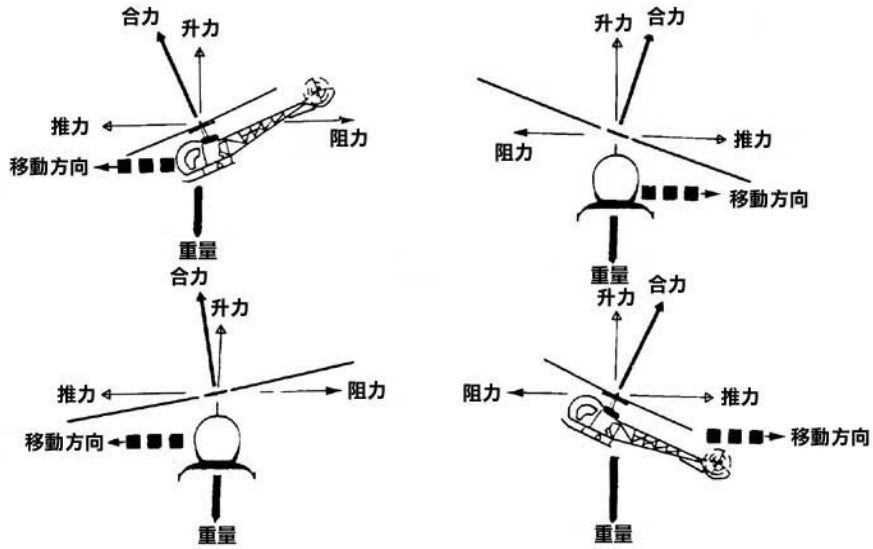


圖 二

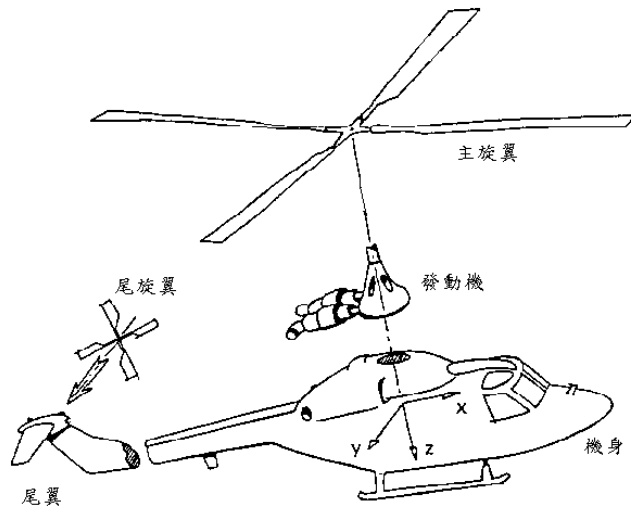


圖 三

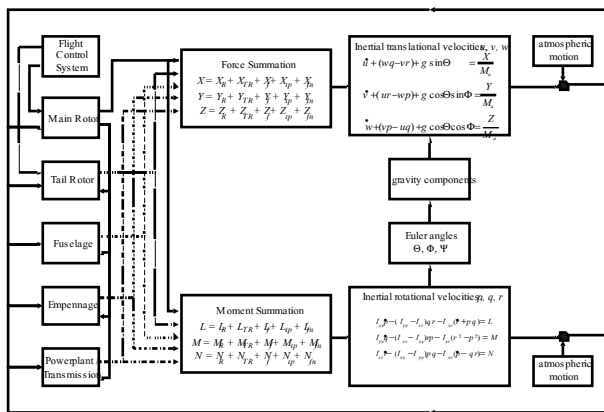


圖 四

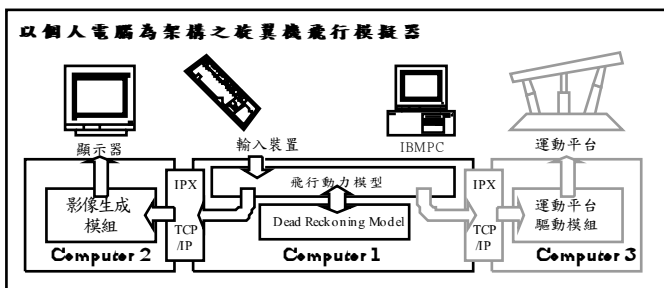


圖 五

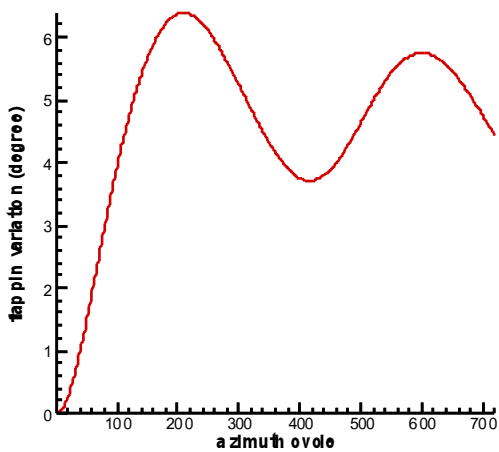


圖 六

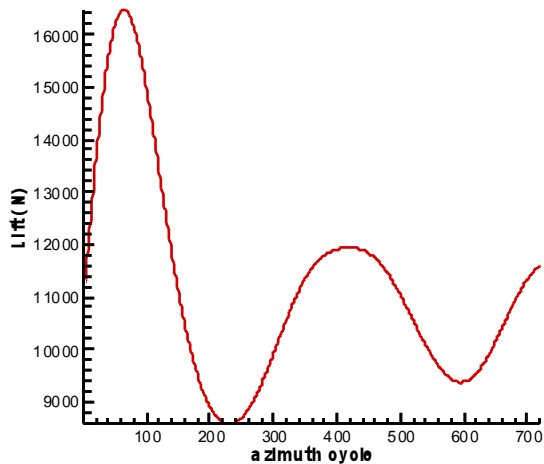


圖 七