

參考文獻

- [1] C. A. Avizzano, S. S. S. Anna, “Simulation of a Manual Gearshift with a 2 DOF Force-Feedback Joystick”, *Proceedings of the 2001 IEEE International Conference on Robotics & Automation, Seoul, Korea*, pp.1364~1369, 2001.
- [2] B. Bae, T. Koo, K. Park, Y. Kim, “Design and Control of Two Degree of Freedom Haptic Device for the Application of PC Video Games”, *Proceeding of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Maui, Hawaii, USA*, pp.1738~1743, 2001.
- [3] W. Barfield and T. A. Furness III, *Virtual Environments and Advanced Interface Design*, Oxford University Press, 1995.
- [4] R. H. Barnard and D. R. Philpott, *Aircraft Flight / a description of physical principles of aircraft flight*, Longman Group Limited, second edition, 1995.
- [5] R. W. Brumbaugh, “An Aircraft Model for the AIAA control challenge”, *NASA CR 186019*, 1991.
- [6] G. C. Burdea, *Force and Touch Feedback for Virtual Reality*, John Wiley and Sons, 1996.
- [7] G. Burdea and P. Coiffet, *Virtual Reality Technology*, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1994.
- [8] M. V. Cook, *Flight Dynamics Principles*, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1997.
- [9] B. Etkin, *Dynamics of Atmospheric Flight*, John Wiley & Son, 1972.
- [10] C. Fielding, *The Design of Fly-By-Wire Control System*, BAE Systems, Warton Aerodrome, Preston, 2000.
- [11] G. J. Feram, “Open Design for Helicopter Active Control Systems”, *Presented at the American Helicopter Society 58th Forum*, Montreal, 2002.

- [12] M. M. Girard, CAF, "F/A-18A Testing of Flight Control System Reversion to Mechanical Backup", *Aerospace Engineering Test Establishment*.
- [13] R. A. Hammond, D.S. Newman, Y.C. Yeh, "On Fly- By-Wire Control System and Statistical Analysis of System Performance", *Simulation*, October 1989.
- [14] J. W. Hegg, M. P. Smith, L. Yount, and . Todd, "Features of Active Sidestick Controllers", *AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference*, 13th DASC , pp.305-308, 1994.
- [15] J. W. Hegg, M. P. Smith and L. Yount, "Sidestick Controllers for Advanced Aircraft Cockpit", *IEEE/AIAA Digital Avionics Systems Conference*, Seattle, WA, pp. 491~499, 1992.
- [16] R. L. Hermans, "Design of an Actuated Side Stick Controller for the Research Simulator SIMONA", PT-99-026, Delft, The Netherlands, September 1999.
- [17] R. J. A.W. Hosman, B. Benard, and H. Fourquet, "Active and Passive Side-Stick Controllers in Manual Aircraft control", *IEEE International Conference on System, Man and Cybernetics*, pp. 527-529, 1990.
- [18] M. Idan, M. Johnson, A. J. Calise, "Intelligent Aerodynamic / Propulsion Flight Control For flight Safety: A Nonlinear Adaptive Approach", *Proceedings of the American Control Conference Arlington*, VA June 25-27, 2001.
- [19] L. Ljung, *System Identification : Theorem for the User*, second edition, Prentice Hall, 1998.
- [20] D. Mclean, *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall, 1990.
- [21] D. Mcruer, I. Ashkenas, and D. Graham, *Aircraft dynamics and automatic control*, Princeton University Press, 1973.
- [22] R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, Mac Graw-Hill International Editions, Aerospace Series, 1990.
- [23] K. Pimental and K. Teixeira, *Virtual Reality Through the New Looking Glass*, McGraw-Hill, 2nd Edition, 1994.
- [24] D. O. Popa, S. K. Singh, "Creating Realistic Force Sensations in a Virtual Environment: Experimental System, Fundamental Issues and Results",

- Proceedings of the 1998 IEEE International Conference on Robotics & Automation Leuven, Belgium, pp. 59~64, 1998.*
- [25] K. R. Scaler, "A Comparison of Control Allocation Methods for the F-15 ACTIVE Research Aircraft Utilizing Real-Time Piloted Simulations", Master Thesis of Science in Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, July 1999.
- [26] R. Smith, "A Theory for Longitudinal Short-Period Pilot Induced Oscillations", AFFDL-TR-77-57, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson AFB OH, June 1977.
- [27] B. L. Stevens and F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*, New York, Wiley, 1992.
- [28] W. E. Woodson, *Human Factors Engineering*, Layers & Judges, 1998.
- [29] C. E. Wyllie, "Aircraft Side Hand Controllers – Where to from here ?", *Proceedings of the IEEE 1988 National Aerospace and Electronics Conference : NAECON 1988*, pp. 454-460, vol.2, 1988.
- [30] 林敬涵, "力回饋操縱桿與虛擬實境之整合研究", 國力台灣大學造船及海洋工程研究所碩士論文, 1989.
- [31] 林琮瑜, "操縱桿之設計與其在飛行模擬器之應用", 國立成功大學電機工程研究所碩士論文, 1996.
- [32] 周淑娟, "操縱力感系統之電腦模擬設計與分析", 國立中興大學應用數學碩士論文, 1999.
- [33] 謝木政, "虛擬實境系統力回饋操控之研製與實驗", 國立交通大學電機與控制工程研究所碩士論文, 2001.
- [34] 林瑋慶, "模擬系統之兩軸力回饋搖桿設計與控制", 國立交通大學電機與控制工程研究所碩士論文, 2002.
- [35] 劉永智, "虛擬實境飛行模擬系統之 PIO 現象探討", 國立交通大學電機與控制工程研究所碩士論文, 2002.
- [36] 陳耀貴, "飛行模擬器之力感控制器研製", 國立中興大學電機工程研究所碩士論文, 2003.

- [37] 趙清風編譯, 控制之系統識別, 全華科技圖書股份有限公司, 台北市, 2001.
- [38] 楊憲東, 自動飛行控制原理與實務, 全華科技股份有限公司, 台北市, 2002.
- [39] 夏樹仁, 飛行工程概論, 全華科技股份有限公司, 台北市, 2003.
- [40] 黃俊堯, 黃耀文, 許景華以及陳孝忠, WinSock 網路程式設計之鑰, 資訊人文化, 台北市, 1996.
- [41] WorldToolKit Reference Manual, Release 7.
- [42] <http://www.aerospace-technology.com/projects/a318a3187.html>



附錄一 飛機動態方程式

A. 飛行氣動力之描述

飛機在飛行時，通常會受到四個力量的影響，此四個力即為：推力、阻力、重力、升力。其中推力是飛機的發動機所產生的，也是飛機在飛行時的重要因素，因為若飛機一旦缺乏推力，則機翼經氣流所產生的升力便會明顯地不足，則飛機的操控就會大打折扣，甚至會產生飛行上的危險。而重力和阻力是飛機在飛行過程所伴隨產生的。而升力是因機翼表面曲線的特殊設計使上下氣流流過時所自然產生的氣動力，若能控制好升力，則飛機操控性能便能獲得較佳的表現。

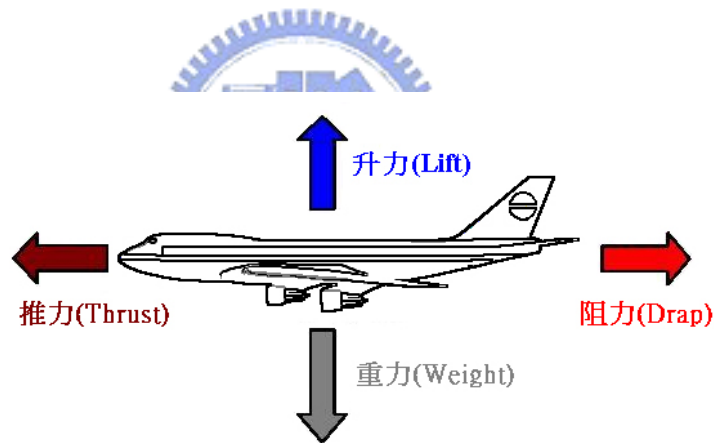


圖 2.15 飛機上的四個主要作用力

(1) 氣動力部分(Aerodynamic Forces)其表示為

$$F_{x_a} = \bar{q} s C_x \quad (1)$$

$$F_{y_a} = \bar{q} s C_y \quad (2)$$

$$F_{z_a} = \bar{q} s C_z \quad (3)$$

式中 \bar{q} 為動壓(Dynamic Pressure)， s 為翼面積。 C_x, C_y, C_z 為 x 、 y 、 z 軸分力之係數。

(2) 機體座標所受重力其表示為

$$F_{x_g} = -mg \sin \theta \quad (4)$$

$$F_{y_g} = mg \sin \phi \cos \theta \quad (5)$$

$$F_{z_g} = mg \cos \phi \cos \theta \quad (6)$$

(3) 若沿機體座標軸 X 之引擎推力(Thrust)以 F_T 代表。則合成總力為

$$F_x = \bar{q}C_x - mg \sin \theta + F_T \quad (7)$$

$$F_y = \bar{q}sC_y + mg \sin \phi \cos \theta \quad (8)$$

$$F_z = \bar{q}sC_z + mg \cos \phi \cos \theta \quad (9)$$

因此產生的空氣動力力矩為

$$L = \bar{q}s b C_l \quad (10)$$

$$M = \bar{q}s c C_m \quad (11)$$

$$N = \bar{q}s b C_n \quad (12)$$



式中 \bar{q} 為動壓 (Dynamic Pressure)， s 為翼面積， b 為翼長， c 為機翼參考弦長。

C_l 、 C_m 、 C_n 分別為滾轉軸、俯仰與偏轉軸力矩之係數。

B. 飛機運動方程式之描述

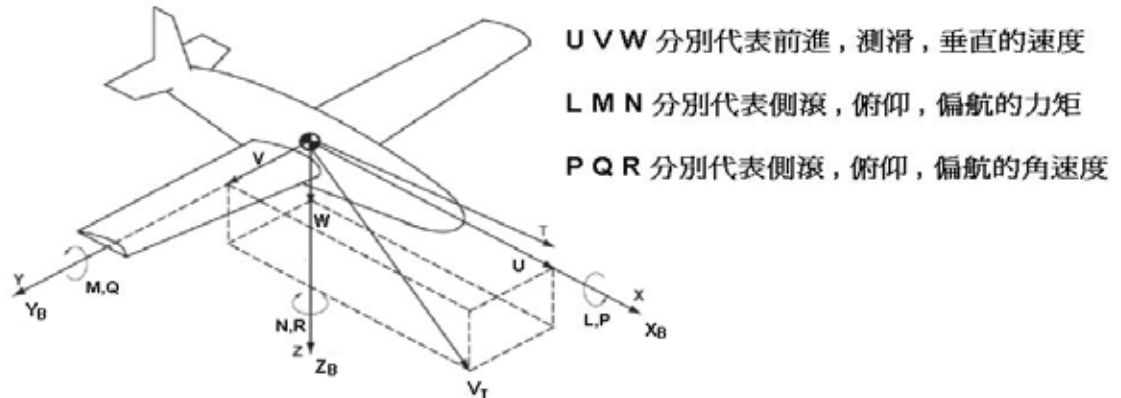
一般而言，飛機共有六個運動自由度，其中三個為沿著縱軸、橫軸、垂直軸的平移運動，另外三個為繞著縱軸、橫軸、垂直軸的旋轉運動，其座標定義如下：

飛機體軸座標

X_B 軸：沿著機身的方向，往前為正。

Y_B 軸：沿著機翼方向，駕駛艙右側為正。

Z_B 軸：和 X_B, Y_B 互相垂直，向下為正。



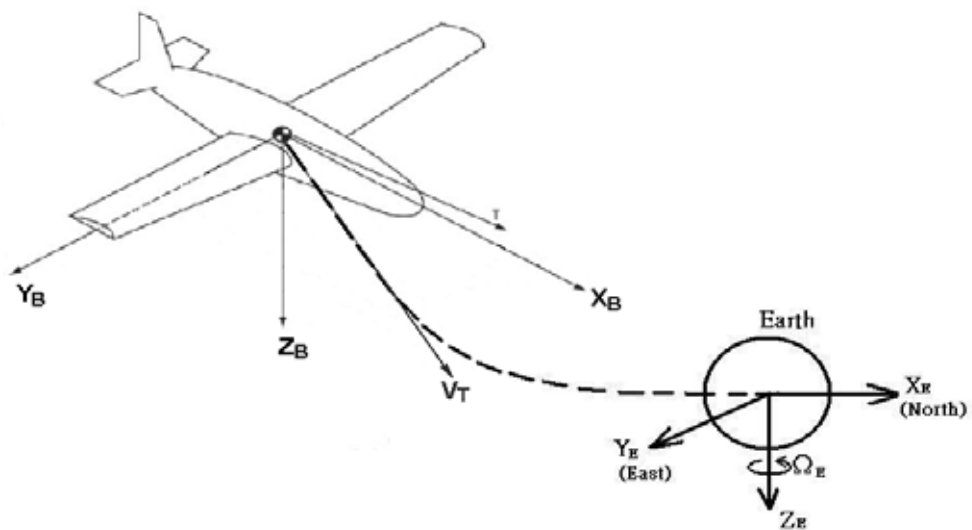
U, V, W 分別代表前進，測滑，垂直的速度

L, M, N 分別代表側滾，俯仰，偏航的力矩

P, Q, R 分別代表側滾，俯仰，偏航的角速度

大地座標

飛機於空中作飛行運動時，其表現位於大地座標系上，故需將座標轉移成機體座標系，藉以呈現飛機本身六個自由度的運動，其包含兩種運動方程式：



(1) 平移運動方程式

我們可以由牛頓第二運動定律得以下二式：

$$\mathbf{F} = \frac{d}{dt} \{m\mathbf{V}_T\} \quad (2.13)$$

$$\mathbf{M} = \frac{d}{dt} \{\mathbf{H}\} \quad (2.14)$$

其中 \mathbf{F} 為外部所有作用於飛機上的總合力， \mathbf{M} 為所有作用力矩的總合，而 \mathbf{H} 為角動量。而我們可進一步寫成以下式子：

$$\mathbf{F} = m \frac{d}{dt} \{\mathbf{V}_T\} = \mathbf{F}_0 + \delta \mathbf{F} \quad (2.15)$$

$$\mathbf{M} = \frac{d}{dt} \{\mathbf{H}\} = \mathbf{M}_0 + \delta \mathbf{M} \quad (2.16)$$

其中的 \mathbf{F}_0 是指 \mathbf{F} 中力平衡的部份，而 $\delta \mathbf{F}$ 是指 \mathbf{F} 中受擾動或移動的部份，且軸系統一直是以大地軸系統(Earth axis)為慣性參考系統。

根據定義，力平衡飛行必須是在直線路徑上無加速度的飛行。在此飛機中，線性速度向量是與故定空間有關且不變的，而且其力平衡時角速度為 0，所以 \mathbf{F}_0 和 \mathbf{M}_0 為 0，故我們可以將(2.15)以及(2.16)式重新表示為一下式子：

$$\delta \mathbf{F} = m \frac{d}{dt} \{\mathbf{V}_T\}_E \quad (2.17)$$

$$\delta \mathbf{M} = \frac{d}{dt} \{\mathbf{H}\}_E \quad (2.18)$$

\mathbf{V}_T 的變化率與大地座標有關，我們可表示成以下式：

$$\frac{d}{dt} \{\mathbf{V}_T\}_E = \frac{d}{dt} \mathbf{V}_T \Big|_B + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}_T \quad (2.19)$$

ω 和 \mathbf{V}_T 我們可以在體座標系統中分解成三個向量，分別以 \mathbf{i} 、 \mathbf{j} 、 \mathbf{k} 來表示

$$\mathbf{V}_T = U\mathbf{i} + V\mathbf{j} + W\mathbf{k} \quad (2.20)$$

$$\omega = P\mathbf{i} + Q\mathbf{j} + R\mathbf{k} \quad (2.21)$$

$$\therefore \left. \frac{d}{dt} \mathbf{V} \right|_B = \dot{U}\mathbf{i} + \dot{V}\mathbf{j} + \dot{W}\mathbf{k} \quad (2.22)$$

而 $\omega \times \mathbf{V}_T$ 的外積可表示為：

$$\omega \times \mathbf{V}_T = \begin{bmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ U & V & W \end{bmatrix} = (QW - VR)\mathbf{i} + (UR - PW)\mathbf{j} + (PV - UQ)\mathbf{k} \quad (2.23)$$

如同以上的觀念，有外力擾動的部份我們也可表示成：

$$\delta \mathbf{F} = \mathbf{i} \delta F_x + \mathbf{j} \delta F_y + \mathbf{k} \delta F_z \quad (2.24)$$

$$\delta \mathbf{F} = m\{(\dot{U} + QW - VR)\mathbf{i} + (\dot{V} + UR - PW)\mathbf{j} + (\dot{W} + PV - UQ)\mathbf{k}\} \quad (2.25)$$

由以上式子，我們可推導得：

$$\delta F_x = m(\dot{U} + QW - VR) \quad (2.26)$$

$$\delta F_y = m(\dot{V} + UR - PW) \quad (2.27)$$

$$\delta F_z = m(\dot{W} + PV - UQ) \quad (2.28)$$

其中 δF_x 、 δF_y 、 δF_z 分別為 \mathbf{X} 、 \mathbf{Y} 、 \mathbf{Z} 方向所受到的擾動外力

另外可得飛機平移運動的三個方程式：

$$\dot{U} = \mathbf{F}_x / m - QW + VR \quad (2.29)$$

$$\dot{V} = \mathbf{F}_y / m - UR + PW \quad (2.30)$$

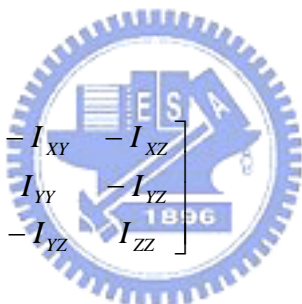
$$\dot{W} = \mathbf{F}_z / m - PV + UQ \quad (2.31)$$

(2) 旋轉運動方程式

我們可將飛機視為剛體，則其角動量為：

$$\mathbf{H} = \mathbf{I} \boldsymbol{\omega} \quad (2.32)$$

則慣性矩陣 \mathbf{I} 被定義成以下形式

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.33)$$


其中 I_{ii} 表示慣性力矩，且當 $i \neq j$ 時， I_{ij} 表示兩慣性的乘積

$$\mathbf{M} = \frac{d}{dt} \mathbf{H} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} \quad (2.34)$$

當我們從體軸座標換成大地軸座標系統時，可將(2.34)改寫表示成以下式子：

$$\mathbf{M} = \mathbf{I} \left\{ \frac{d}{dt} \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} \right\} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} \quad (2.35)$$

然而，

$$\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} \cong 0 \quad (2.36)$$

$$\frac{d}{dt} \boldsymbol{\omega} = \dot{P} \mathbf{i} + \dot{Q} \mathbf{j} + \dot{R} \mathbf{k} \quad (2.37)$$

$$\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \begin{bmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ H_x & H_y & H_z \end{bmatrix} \quad (2.38)$$

我們可由(2.32)以及(2.38)中得到以下式子，且 \mathbf{H} 可以展開成 H_x 、 H_y 、 H_z 三個部份：

$$H_x = I_{xx} P - I_{xy} Q - I_{xz} R \quad (2.39)$$

$$H_y = -I_{yx} P + I_{yy} Q - I_{yz} R \quad (2.40)$$

$$H_z = -I_{zx} P - I_{zy} Q + I_{zz} R \quad (2.41)$$

一般而言，以 XZ 平面左右分別對稱，所以通常有以下情況成立：

$$I_{xy} = I_{yz} = 0 \quad (2.42)$$



因此我們可將(2.39)(2.40)(2.41)化簡成，

$$H_x = I_{xx} P - I_{xz} R \quad (2.43)$$

$$H_y = I_{yy} Q \quad (2.44)$$

$$H_z = -I_{zx} P + I_{zz} R \quad (2.45)$$

最後我們可得到因受擾動所產生的 L (測滾力矩)、 M (俯仰力矩)、以及 N (偏航力矩)。

$$L = I_{xx} \dot{P} - I_{xz} (\dot{R} + PQ) + (I_{zz} - I_{yy}) QR \quad (2.46)$$

$$M = I_{yy} \dot{Q} + I_{xz} (P^2 - R^2) + (I_{xx} - I_{zz}) PR \quad (2.47)$$

$$N = I_{zz} \dot{R} - I_{xz} \dot{P} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) + I_{xz} QR \quad (2.48)$$

則經由(2.46) (2.47) (2.48)可得飛機平移運動的三個方程式：

$$\dot{P} = \frac{L}{I_{xx}} + \frac{I_{zx}}{I_{xx}}(PQ + \dot{R}) + \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}\right)QR \quad (2.49)$$

$$\dot{Q} = \frac{M}{I_{yy}} + \frac{I_{zx}}{I_{yy}}(R^2 + P^2) + \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}\right)PR \quad (2.50)$$

$$\dot{R} = \frac{N}{I_{zz}} + \frac{I_{zx}}{I_{zz}}(\dot{P} - QR) + \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}\right)PQ \quad (2.51)$$

