

以飛行品質建立直昇機之落艦飛行包絡區

孔健君^{1*} 黃志偉²

¹國防大學理工學院機電能源及航太工程學系

²國防大學理工學院兵器工程研究所

摘 要

本文闡明了藉由模擬建立直昇機落艦飛行安全包絡區之架構與相關理論，包括將直昇機數學模型結合船舶動態，發展出直昇機落艦之動態模擬系統，並建立飛行甲板穩態風場與陣風風場環境，及分析不同海象下船速與海浪周期對船艦運動之影響；利用極點配置法設計三組直昇機飛行控制器，由飛行品質 ADS-33 Quickness Criteria 之差異，類比三組不同駕駛技術之飛行員；並搜羅了現有文獻與實際訪談，綜整出依操縱餘量之限制條件來定義飛行包絡區。本文模擬了不同海象與不同飛行品質下之落艦飛行包絡區，並分析兩者對包絡區之影響。本文模擬結果與實際包絡區比較，發現不論在趨勢與數值上皆呈現相近且合理的結果，顯示本文模擬架構有其價值及實用性，可作為實際試飛取得飛行包絡區之參考，並預測落艦安全性。

關鍵詞：艦載直昇機，直昇機飛行品質，直昇機動態模擬，飛行包絡區

Helicopter/Ship Recovery Flight Envelope Set by Flying Qualities

Chien-Chun Kung¹ and Jyh-Woei Hwang²

¹ *Department of Mechatronic, Energy and Aerospace Engineering, Chung Cheng Institute of Technology, National Defense University*

² *Institute of Weapon System Engineering, Chung Cheng Institute of Technology, National Defense University*

ABSTRACT

In this paper, the investigation of onboard helicopter flight safe operating envelopes in different kinds of sea conditions set by flying qualities during landing are of particular interest. Firstly, incorporating the six degree-of-freedom equations of motion and the steady-state airwake on the flight deck, the helicopter /ship recovery model is established. Next, we analyze the influence of ship speed and wave cycle to the ship motions in different kinds of sea conditions. Third, three kinds of controller are designed by flight quality to simulate the driving technologies and experiences. The Quickness Criteria flight qualities in ADS-33 are introduced to determine the closed loop poles for the three control systems. Fourth, we define the theoretical flight safe operating envelope of onboard helicopter and the simulation processes to determine the theoretical flight safe operating envelope for helicopter landing on a ship. Finally, the differences of the theoretical flight safe operating envelopes in different kinds of sea conditions and controllers are studied. This paper is expected to be helpful to the pilot training, flight safety and analysis of the margin of the helicopter/ship flight safe operating envelope.

Keywords: flight safe operating envelope, flying qualities, helicopter/ship dynamic interface

文稿收件日期 98.10.05; 文稿修正後接受日期 100.6.27; *通訊作者

Manuscript received October 5, 2009; revised June 27, 2011; * Corresponding author

一、前言

落艦飛行包絡區是艦載直昇機起降船艦的飛行安全依據，其重要性不可言喻。現有之飛行包絡區建置，由於需直昇機實地在各海象下進行試飛，耗時且危險，故本文嘗試藉由模擬直昇機動態、艦船運動及飛行甲板之風場，建立直昇機落艦之模擬環境，模擬求出直昇機在不同風向與風速下降落的最大安全區域。首先要考慮的是，直昇機起降艦船時，兩者會有動態之交互作用，此複雜特性稱為直昇機起降船舶之動態介面(DI, Dynamic Interface)。文獻[1]定義了安全操作包絡區的 DI，並探討由於船上桅杆區干擾與飛行甲板的空間有限，皆嚴重地影響直昇機起降航行船舶的安全。文獻[2]主要是針對 DD-963 型驅逐艦的飛行甲板風場模擬進行研究，結果顯示主要影響飛行甲板風場的因素是艦船平擺(Yaw)的角度，而橫搖角與縱搖角則較輕微。文獻[3]提到應用直昇機/船舶動態介面，模擬 UH-60A 直昇機起降 LHA 型艦船，並說明風場 Airwake 對直昇機及駕駛員工作負荷所造成的影響。文獻[4]是利用數值模擬分析船舶在不同角度下的風所產生的風場，並研究加入直昇機造成飛行甲板複雜風場的改變。文獻[5]探討直昇機落艦時的氣動力參數，並說明必須有一定的操縱餘量，以克服環境因素增加直昇機落艦安全性。文獻[6]則建立了落艦飛行包絡區模擬計算的數學模型，為本文定義風限圖主要參考文獻。文獻[7]探討了飛行甲板風場的物理本質，並依據其特性與艦船結構特徵，將該風場簡化為下沖氣流與側沖氣流兩個正交的二維層流場，並計算了某型直昇機之飛行包絡區。文獻[8]描述了飛行包絡區的組成及限制因素。針對直昇機起降船舶的飛行品質，TTCP 跨國性的學術合作案[9]，定義了海事直昇機要求的飛行品質。文獻[10]探討了駕駛員模型參數與飛機飛行品質之間的關係。文獻[11]討論飛行員數學模型在新機飛行品質的評估預測。文獻[12]運用飛行品質評估預測直昇機起降船舶駕駛員工作之負荷。由以上之文獻回顧，可知現有之直昇機落艦飛行包絡區主要是透過大量的落艦試飛來確定直昇機在載艦上安全起降的邊界，複雜性、可信度、安全性與成本皆有改進空間。然而在國際的文獻上，尚無清楚完整地介紹如何利用模

擬求出落艦飛行包絡區，因此本文嘗試利用量化飛行品質，利用電腦技術建立風力限制區之模擬架構，以減少飛行員實際飛行驗證次數與時數，期能安全且快速構建直昇機起降船舶的完整落艦飛行包絡區。

二、直昇機落艦動態模擬系統

2.1 直昇機動態模擬系統

本研究之直昇機動態模擬系統，係利用動力學及空氣動力學的原理，建立直升機動態模型的數學表示式。本研究採用歐洲的 Helisim 模型[13]，建立一架直昇機數學模型主要是由五大次系統所建構，這五大次系統分為：主旋翼系統、發動機系統、機身系統、尾旋翼系統、尾部系統。各次系統除了受外界環境影響，次系統與次系統之間也有其交互作用。對於每一個次系統而言，依據模擬的等級定出其自由度，推導描述其行為的動態方程式，以及各次系統所產生的氣動力和氣動力矩，最後結合各次系統，成為直升機整體的動態方程式。本研究將根據 Level 1 模擬等級，定義模型的狀態如下：

機身之狀態： $\{u, v, w, p, q, r, \psi, \theta, \phi\}$

主旋翼之狀態： $\{\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s}, \lambda_0\}$

尾旋翼之狀態： $\{\beta_{0T}, \beta_{1cT}, \beta_{1sT}, \lambda_{0T}\}$

發動機之狀態： $\{\Omega, Q_e, \dot{Q}_e\}$

控制角度向量： $\{\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}, \theta_{0T}\}$ ，其中 θ_0 為總槳距， θ_{1s} 為縱向槳距， θ_{1c} 為橫向槳距， θ_{0T} 為尾槳距。

而直昇機的六自由度動態方程式包括了：
力方程式

$$\dot{u} = rv - qw + \frac{X}{M_a} - g \sin \theta \quad (1)$$

$$\dot{v} = pw - ru + \frac{Y}{M_a} + g \sin \phi \cos \theta \quad (2)$$

$$\dot{w} = qu - pv + \frac{Z}{M_a} + g \cos \phi \cos \theta \quad (3)$$

力矩方程式

$$\dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3 L + c_4 N \quad (4)$$

$$\dot{q} = c_3 pr - c_6(p^2 - r^2) + c_7 M \quad (5)$$

$$\dot{r} = (c_8 p - c_2 r)q + c_4 L + c_9 N \quad (6)$$

姿態方程式

$$\dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (8)$$

$$\dot{\psi} = \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \quad (9)$$

其中力矩方程式中的係數如下

$$c_1 = \frac{(I_{yy} - I_{zz})I_{zz} - I_{xz}^2}{\Gamma} \quad (10)$$

$$c_2 = \frac{(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})I_{xz}}{\Gamma}$$

$$c_3 = \frac{I_{zz}}{\Gamma}$$

$$c_4 = \frac{I_{xz}}{\Gamma}$$

$$c_5 = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}$$

$$c_6 = \frac{I_{xz}}{I_{yy}}$$

$$c_7 = \frac{1}{I_{yy}}$$

$$c_8 = \frac{I_{xx}(I_{xx} - I_{yy}) + I_{xz}^2}{\Gamma}$$

$$c_9 = \frac{I_{xx}}{\Gamma}$$

$$\Gamma = I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2$$

(1)~(10)式即為直昇機動態的數學模型，將利用此數學模型進行模擬。而其中力方程式(1)~(3)的外力為重力及氣動力，力矩方程式(4)~(6)中的外力矩只有氣動力矩。氣動力 X 、 Y 、 Z 及氣動力矩 L 、 M 、 N 為五大次系統的總和，將各次系統的力與力矩採線性組合成整個直昇機系統之力與力矩如下：

$$X = X_R + X_T + X_F + X_{tp} + X_{fn} \quad (11)$$

$$Y = Y_R + Y_T + Y_F + Y_{tp} + Y_{fn} \quad (12)$$

$$Z = Z_R + Z_T + Z_F + Z_{tp} + Z_{fn} \quad (13)$$

$$L = L_R + L_T + L_F + L_{tp} + L_{fn} \quad (14)$$

$$M = M_R + M_T + M_F + M_{tp} + M_{fn} \quad (15)$$

$$N = N_R + N_T + N_F + N_{tp} + N_{fn} \quad (16)$$

其中各下標之表示： R :主旋翼， T :尾旋翼， F :機身， tp :水平尾翼， fn :垂直尾翼。主旋翼之狀態、尾旋翼之狀態、發動機之狀態主要在計算主旋翼次系統、尾旋翼次系統、發動機次系統等各次系統的氣動力與氣動力矩，並採線性組合成整個直昇機系統之力與力矩如 Eqs.(11)~(16)。計算出之氣動力和氣動力矩，則去影響直昇機的六自由度動態方程式 Eqs.(1)~(6)。由於主旋翼之狀態、尾旋翼之狀態、發動機之狀態屬於直升機內部的系統，並不會在六自由度動態方程式中出現，且各次系統氣動力之計算極為繁複，並非本文重點，因此未將相關狀態方程式列出。專研各次系統之力與力矩的計算，讀者可參考文獻[13]，完整之模擬流程如圖 1。其中為了避免將尤拉角直接積分產生奇異點，一般會使用四元素來計算出尤拉角，四元素與尤拉角之間之轉換函數 f_1 、 f_2 及 f_3 在參考文獻[13]亦可找到。作穩定分析及控制律設計時，需要一個線性模式，本文線性化的方法是利用微擾理論，將非線性模式針對配平點做泰勒級數展開，並保留至前面之線性項。由於 ψ 本身可由 q 、 r 、 θ 及 ϕ 求出，且不影響直昇機的六自由度方程式(剛體情況下)，當狀態及控制角度在配平點附近時，其姿態角 ψ 對直昇機作用極小，故進行線性化時，可忽略不計。直升機的狀態 x 及控制角度在配平點附近用微擾的形式表示如下，並假設所有的狀態皆可量測，即輸出 y 為所有狀態 x ：

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (17)$$

$$y = x \quad (18)$$

$$x \equiv [u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta]^T \quad (19)$$

$$u \equiv [\theta_0 \quad \theta_{1s} \quad \theta_{1c} \quad \theta_{0T}]^T$$

其中 A 為直升機的系統矩陣， B 則為控制矩陣， A 、 B 矩陣可求得為 Eq.(20) 和 Eq.(21)，

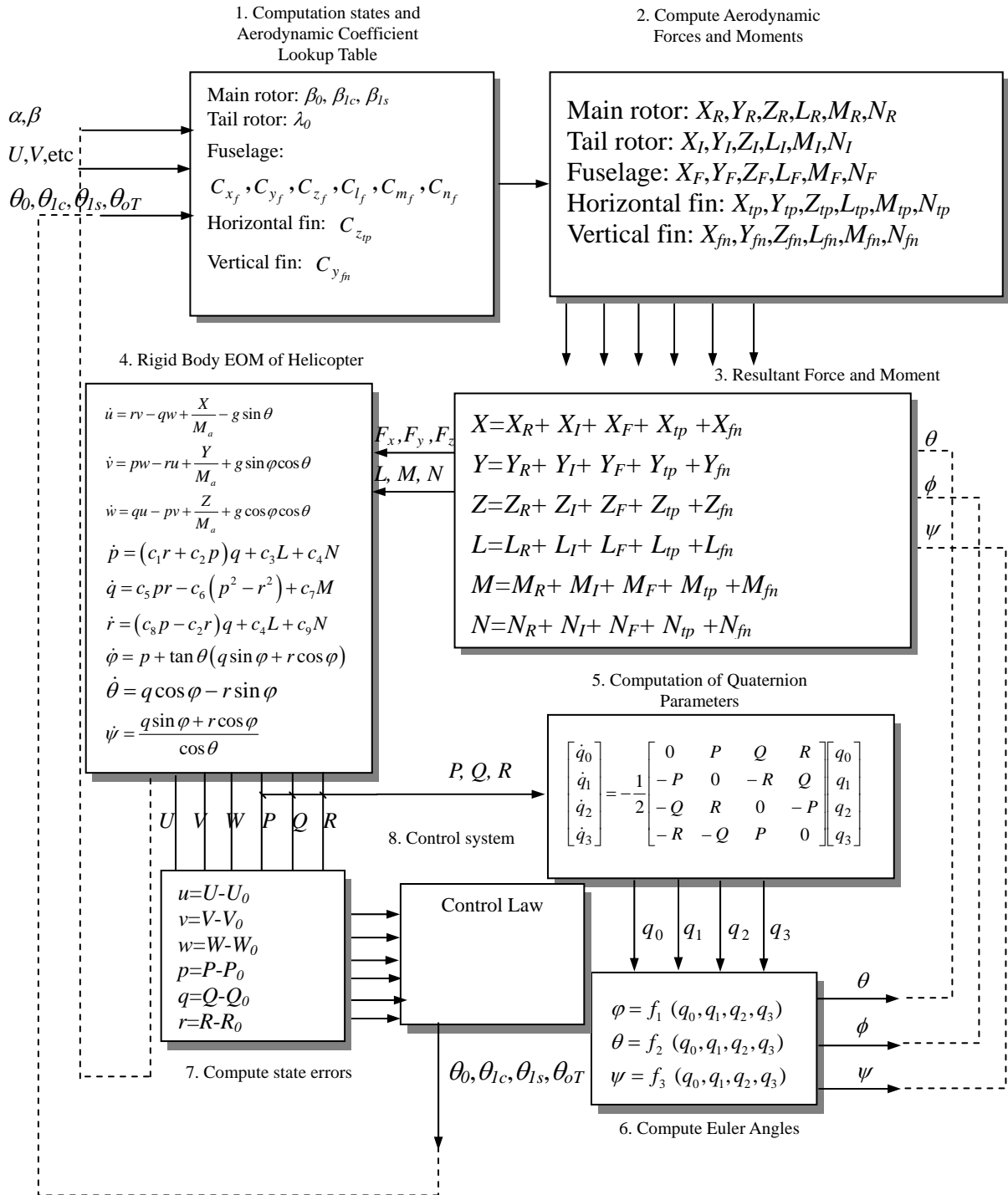


圖 1. 直昇機模擬系統流程圖

Eq.(19)中之 k_1, k_2, k_3 為慣量耦合係數，屬於直升機系統特徵參數，當不同之直升機或直升機模式會飄移時才會影響到A，本文目前假設無使系統產生不確定性之飄移。A、B矩陣中的偏導數狀態值為配平點的狀態值，一旦氣動力偏

導數已知，A、B矩陣即可求得。要特別注意的是A、B矩陣中的偏導數是經由半無因次化的，氣動力X、Y、Z的偏導數是對直昇機的總質量 M_a 半無因次化，定義如Eq.(22)，氣動力矩L、M、N的半無因次化偏導數比較複雜，主

要是對直昇機的轉動慣量半無因次化，定義如

$$A = \begin{bmatrix} X'_u & X'_v + r & X'_w - q & X'_p & X'_q - w & X'_r + v & 0 & -g c \theta \\ Y'_u - r & Y'_v & Y'_w + p & Y'_p + w & Y'_q & Y'_r - u & g c \phi c \theta & -g s \phi s \theta \\ Z'_u + q & Z'_v - p & Z'_w & Z'_p - v & Z'_q + u & Z'_r & -g s \phi c \theta & -g c \phi s \theta \\ L'_u & L'_v & L'_w & L'_p + k_1 q & C_L & L'_r - k_2 q & 0 & 0 \\ M'_u & M'_v & M'_w & C_p & M'_q & C_r & 0 & 0 \\ N'_u & N'_v & N'_w & N'_p - k_3 q & C_N & N'_r - k_1 q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & s \phi t \theta & c \phi t \theta & 0 & \Omega_{a_e} / c \theta \\ 0 & 0 & 0 & 0 & c \phi & -s \phi & 0 & -\Omega_{a_e} c \theta \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$C_p = M'_p - 2p \frac{I_{xz}}{I_{yy}} - r \frac{(I_{xx} - I_{zz})}{I_{yy}}$$

$$C_r = M'_r + 2r \frac{I_{xz}}{I_{yy}} - p \frac{(I_{xx} - I_{zz})}{I_{yy}}$$

$$C_L = L'_q + k_1 p - k_2 r$$

$$C_N = N'_q - k_1 r - k_3 p$$

$$B = \begin{bmatrix} X'_{\theta_0} & X'_{\theta_s} & X'_{\theta_c} & X'_{\theta_T} \\ Y'_{\theta_0} & Y'_{\theta_0} & Y'_{\theta_0} & Y'_{\theta_0} \\ Z'_{\theta_0} & Z'_{\theta_0} & Z'_{\theta_0} & Z'_{\theta_0} \\ L'_{\theta_0} & L'_{\theta_0} & L'_{\theta_0} & L'_{\theta_0} \\ M'_{\theta_0} & M'_{\theta_0} & M'_{\theta_0} & M'_{\theta_0} \\ N'_{\theta_0} & N'_{\theta_0} & N'_{\theta_0} & N'_{\theta_0} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$X'_u \equiv \frac{X_u}{M_a}, \quad Y'_u \equiv \frac{Y_u}{M_a}, \quad Z'_u \equiv \frac{Z_u}{M_a} \quad (22)$$

$$L'_u \equiv \frac{I_{zz}}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} L_u + \frac{I_{xz}}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} N_u \quad (23)$$

$$N'_u \equiv \frac{I_{xz}}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} L_u + \frac{I_{xx}}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} N_u \quad (24)$$

$$M'_u \equiv \frac{M_u}{I_{yy}} \quad (25)$$

Eq.(23)、Eq.(24)和Eq.(25)。

船：縱移(Surge)、橫移(Sway)、起伏(Heave)、平擺(Yaw)、縱搖(Pitch)、橫搖(Roll)，其中縱搖及起伏是造成飛行甲板垂直運動的主因。現有多種數值工具可計算船舶在風浪中的運動姿態，本文與聯合船舶設計發展中心合作，以線性二維截片法，數值模擬船舶定速定向航行在波浪中之運動姿態。計算所得儲存並寫成 MATLAB 的函式，供模擬的過程中即時得到此刻甲板的運動參數。模擬 3 級海象不同船速的艦船運動橫搖角(Roll)於圖 2，其變化角度為航向角範圍，同心圓代表不同船速，最外圈為 25 節，不同顏色代表相異的橫搖角度。一般來說，艦船運動允許橫搖角(Roll) $\pm 4^\circ$ ，本文以此來限制落艦任務允許的艦船運動[14]。

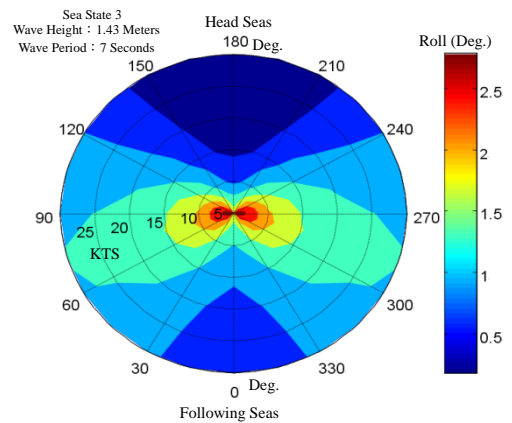


圖 2. 不同船速下的橫搖角變化(3 級海象海浪週期 7sec)

三、運用飛行品質建立飛行員操控模式

2.2 艦船運動模擬系統

航行在大海中存有六個自由度運動的艦

3.1 飛行品質標準

飛行品質在艦載直昇機起降飛行安全上扮演著重要的角色，本文將飛行品質區分為三個等級[13]：

Level 1：符合良好飛行條件下，駕駛員能夠在最小的工作負荷及控制下有效達成任務。

Level 2：在駕駛員仍能達成任務，但需多較大之工作負荷在操縱飛行器上。

Level 3：此條件下已不適合飛行，如果繼續執行任務，駕駛員必須盡最大努力來操縱飛行器。

通常在整個飛行包絡區中，飛行性能必須達到 Level 1 的標準，也就是在不用導引下使用較低的控制量，就可以穩定的操作飛行器。當飛行狀況較差時，如惡劣的氣候或是機器故障，Level 2 仍是可以被接受的。

3.2 建立飛行員操控模式

模擬艦載直昇機起降最重要的一環，即在飛行員操控模式的建立。因此本文不同於傳統利用延遲時間以轉移函數模擬飛行員操控運動，而視飛行員為直昇機起降任務閉迴路系統的控制器，利用飛行品質將優、中、初三種直昇機飛行員操控能力，設計出三組比例回授控制器加以類比。吾人可將飛行任務看成是以飛行員為控制器的閉迴路回饋系統，稱為人一機閉迴路系統，飛行品質主要反應人一機閉迴路系統的穩定性與操縱性。早期傳統分析人一機閉迴路系統的方法是按古典控制理論，以單輸入單輸出為基礎，建立在線性系統上，採用頻域的分析方法，藉由調整時間延遲與增益參數，獲得較理想的 Cooper-Harper 等級。

本文以現代控制理論，以多輸入多輸出為主，建立在狀態變量概念上，採用時域的分析方法，系統控制架構如圖 3。其中駕駛員模型以控制器 K 表示，相同直昇機下，飛行品質的不同，代表駕駛技術的不同，亦即人一機閉迴路系統中控制器 K 的不同，所反應的飛行品質代表不同經驗技術的駕駛員；直昇機之動態則以狀態方程式(17)~(18)表示； r 視為命令訊號或為時間的函數(追蹤功能)， e 為追蹤誤差， u 為控制器的輸出訊號， d 為外擾(陣風)，本文利用 Hoblit 所提出之陣風模型，讓 White

Noise 訊號通過一整形濾波器轉移函數[15]； y 為量測訊號。現行取得直昇機落艦飛行包絡區的方法是利用三位駕駛技術且經驗不同的試飛員進行落艦試飛，記錄 $0^\circ\sim 360^\circ$ 風向下三位試飛員最大工作負荷之風速極限，將此三組極限值平均，描繪出直昇機落艦之風力限制區。因此吾人設計三組控制器類比三位駕駛技術不同的飛行員。控制的目的是使直昇機的追蹤誤差 $e(t)$ 越小越好。吾人依據時域性能指標對直昇機駕駛員之經驗與技術作一分析探討：在時域中的最大超越量(Maximum Overshoot)越小，阻尼比(Damping Ratio)越大，安定時間(t_s)越短，則代表駕駛員操控直昇機的能力越好；而最大超越量(Maximum Overshoot)越大，阻尼比(Damping Ratio)越小，安定時間(t_s)越長，則代表駕駛員操控直昇機的能力越差。在駕駛員追蹤命令的能力方面，則以穩態誤差(Steady Error)越小代表駕駛員追蹤命令的能力越強，反之，穩態誤差越大代表追蹤命令的能力越弱。由於閉迴路極點的位置直接對應時域特性，因此在控制設計上，第一步是找到閉迴路極點限制條件。

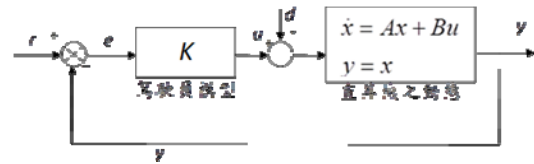


圖 3. 直昇機動態人一機閉迴路系統

閉迴路極點限制條件為受控系統的時間響應衰減率小於 α ，阻尼比 $\zeta \geq \cos \theta$ ，及阻尼自然頻率 $\omega_d \leq r \sin \theta$ ；極點配置區域為此三個條件圍成之扇型區域 $S(\alpha, r, \theta)$ ，數學描述式為

$$x < -\alpha < 0, |x + jy| < r, \tan \theta x < -|y| \quad (26)$$

上述條件限制了系統之最大超越量，自然頻率，延遲時間，上升時間及安定時間等時域響應性能規格。閉迴路系統之系統矩陣 A_{cl} 滿足此配置區域 $S(\alpha, r, \theta)$ 的限制，可以下列線性矩陣不等式來描述

$$2\alpha P + A_{cl}P + PA_{cl} < 0 \quad (27)$$

$$\begin{bmatrix} -rP & A_{cl}^T P \\ PA_{cl} & -rP \end{bmatrix} < 0$$

$$\begin{bmatrix} \sin \theta (A_{cl}^T P + P A_{cl}) & \cos \theta (A_{cl}^T P - P A_{cl}) \\ \cos \theta (P A_{cl} - A_{cl}^T P) & \sin \theta (A_{cl}^T P + P A_{cl}) \end{bmatrix} < 0$$

因此設計閉迴路極點位於扇型區域 $S(\alpha, r, \theta)$ ，等效於利用線性矩陣不等式(LMI)進行極點配置設計控制器。吾人可很方便的利用 MATLAB 的 LMI Toolbox 求得控制器 K ，得到我們所需的結果。

然而吾人並不知如何設計扇形區域，可獲得要求之飛行品質，因此若能先預估扇形區域大概的範圍，可減少錯誤嘗試的機會。阻尼比 ζ (Damping Ratio) 控制著系統暫態振盪的程度，依據文獻[13] ADS-33 規範要求，當所需性能達到 Level 1 等級，閉迴路極點位置應落在 $\zeta \geq 0.35$ 的扇區內，因此吾人在選取 ζ 不能低於 0.35。由於 $\cos \theta = 0.35$ ，所以求得 θ 之大概範圍 $\theta \leq 70^\circ$ 。

由於吾人必須設定三位駕駛技術不同之試飛員，因此需定義三組極點配置區域的範圍來類比。利用觀察 r 、 θ 及 α 的改變，所造成飛行品質變化的趨勢，定出三組適合之 r 、 θ 及 α 值，類比三位技術經驗不同之試飛員。吾人依據 ADS-33 中 Quickness Criteria[13] 飛行

品質來檢驗，並要求設計之飛行控制器皆應符合 Level 1 等級要求。

3.3 迴路極點配置控制器設計

本文以 Simulink 建立直昇機落艦模擬環境進行試飛驗證，並分別對 1m/s、5m/s、10m/s 飛行速度進行測試。首先，固定 r 、 θ 值改變 α ，分別選擇 $\alpha = 0.1、1、3$ ，以此不同之極點配置區域用 MATLAB 的 LMI Toolbox 求出控制器後，畫出閉迴路縱向與橫向之 Quickness Criteria 作比較，如圖 4 所示。其中 α 不可過大，若 α 超過 10，姿態角在 1m/s 有發散現象，因此吾人選擇 α 不超過 3 較為適當。吾人發現在相同的 r 及 θ 下模擬，當 $\alpha = 0.1$ 時系統滾轉軸與俯仰軸的飛行品質較佳；而 $\alpha = 3$ 時，若飛行速度超過 5m/s，姿態角響應就有不規則的現象，故如圖 4 所示，當飛行速度 10m/s 時，飛行品質就降至 Level 2。由模擬結果顯示， α 較佳選擇應介於 0.1 ~ 3，若 $\alpha \geq 3$ 則飛行品質可能無法達到 Level 1 的水準。

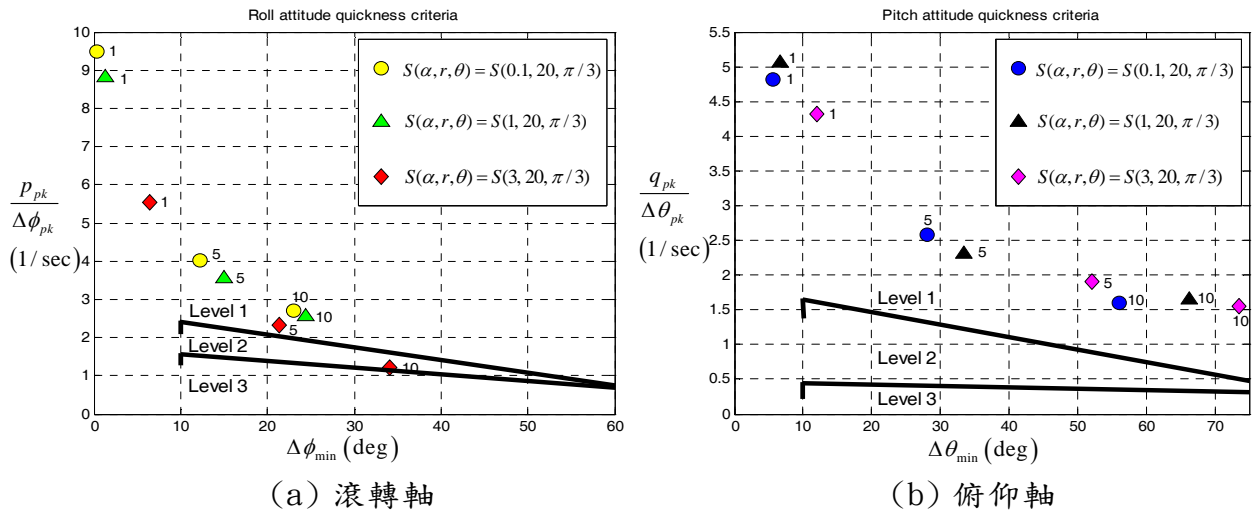


圖 4. $\alpha = 0.1、1、3$ 滾轉軸與俯仰軸之 Quickness Criteria

當吾人改變 $r = 30、10、15$ ，觀察滾轉軸與俯仰軸的 Quickness Criteria，如圖 5 所示。其中 r 不可選擇過小，否則姿態角有發散現象，例如在 $r = 10$ 、 $\alpha = 0.1$ 、 $\theta = \pi/3$ 飛行速度 10m/s 的情形下，滾轉軸的 Quickness Criteria(見圖 5)已經降至 Level 2。而在相同的

α 與 θ 下，當 $r = 30$ 飛行速度 10m/s 時，姿態角響應雖有固定振盪的現象，但飛行品質仍保持在 Level 1 的水準，因此 r 較大系統表現的飛行品質較佳。吾人大致歸納出 r 較佳的範圍為 $10 \leq r \leq 30$ ，若選擇 r 過大或太小都可能造成系統發散不穩定。另外，在選擇 r 也必須考

慮 α 的位置，如果的 r 與 α 距離太近，容易造成系統不穩定。

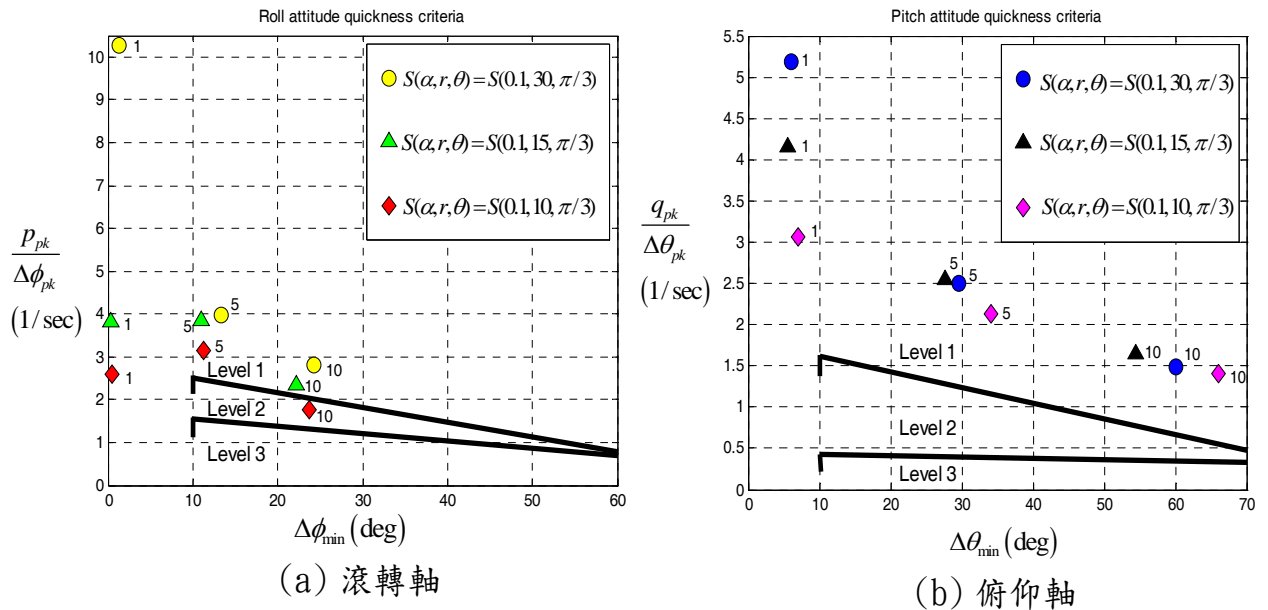


圖 5. $r=30$ 、 10 、 15 滾轉軸與俯仰軸之 Quickness Criteria

固定 $\alpha=0.1$ 、 $r=20$ 改變 $\theta = 2\pi/3$ 、 $\pi/8$ 、 $\pi/18$ ，可發現 θ 的角度越小，雖然在飛行速度 $1m/s$ 的 Quickness Criteria 響應並不是最好，但控制器的系統品質變化程度卻是最小，所以系統比較穩定。

綜合以上各組極點配置範圍，吾人定義三組 LMI 極點配置範圍，作為類比三位駕駛技術不同之試飛員。飛行員 A：

$S_{high}(\alpha, r, \theta) = S(0.1, 26, \pi/18)$ 、飛行員 B：
 $S_{middle}(\alpha, r, \theta) = S(0.1, 20, \pi/8)$ 、飛行員 C：
 $S_{low}(\alpha, r, \theta) = S(0.1, 18, \pi/4)$ 。吾人在圖 6 描繪出三位駕駛員在滾轉軸與俯仰軸的 Quickness Criteria，顯示三位駕駛員依據飛行品質的好壞具有不同的工作能力，且性能皆達到 Level 1 等級。

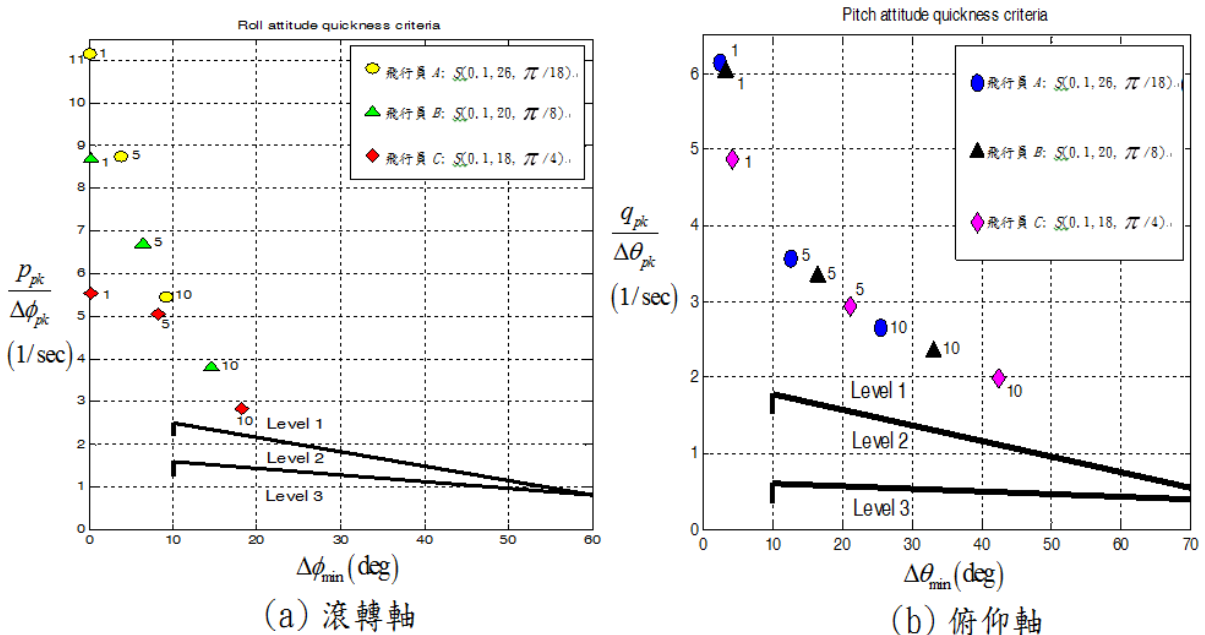


圖 6. 三組飛行員滾轉軸與俯仰軸之 Quickness Criteria

吾人運用上述的設計範圍進行直昇機的控制器設計。直昇機為停懸狀態，由(20)式及

(21)式，直升機的系统矩陣 A、控制矩陣 B 各為：

$$A = \begin{bmatrix} -0.0013 & -0.0008 & 0.0183 & -0.3371 & 0.3619 & -0.0000 & 0 & -9.7924 \\ 0.0001 & -0.0349 & -0.0017 & -0.4038 & -0.3370 & 0.1267 & 9.7777 & 0.0322 \\ 0.0209 & -0.0017 & -0.2989 & -0.0256 & 0.0044 & -0.0000 & 0.5374 & -0.5859 \\ 0.0001 & -0.2290 & -0.0009 & -10.6199 & -3.0305 & -0.0333 & 0 & 0 \\ 0.0004 & 0.0024 & -0.0054 & 0.5281 & -1.7883 & -0.0015 & 0 & 0 \\ -0.0004 & 0.0039 & 0.0059 & -1.8554 & -0.5382 & -0.3487 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & -0.0033 & 0.0598 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.9985 & 0.0549 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 5.2435 & -10.3460 & 1.0793 & -0.0000 \\ -0.3885 & -1.0819 & -10.3713 & 4.7239 \\ -87.0102 & -0.7233 & 0.0755 & 0.0000 \\ 7.4990 & -27.2884 & -156.4426 & -1.0690 \\ -1.5048 & 27.0901 & -4.7239 & -0.1858 \\ 17.7370 & -4.8969 & -27.9729 & -12.9304 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

系統開迴路的極點位置在：-10.467，-2.1202，.05429±.44136i，-.0745±.408，-.296，-.238。而類比三位駕駛技術不同之試飛員的三組閉迴路極點為： $\lambda_{C_{high}} = -19.138$ ，-18.949，-.671，-.66，-3.216，-3.15，

-12.83，-12.83。 $\lambda_{C_{mid}} = -17.663$ ，-16.118，-.954，-.905，-3.288，-3.0996，-8.542，-8.543。 $\lambda_{C_{low}} = -10.186$ ，-9.8256，-1.427，-1.308，-3.321，-3.461，-6.343，-6.344。所得相對應的控制器如下：

$$K_{high} = \begin{bmatrix} -0.00793 & -0.00868 & 0.143 & 0.000933 & 0.00182 & -0.00322 & -0.00291 & 0.00513 \\ 0.14827 & -0.00488 & 0.01758 & -0.0051211 & -0.70366 & -0.015115 & 0.10247 & -2.6893 \\ -0.02614 & 0.02832 & 0.00414 & 0.076014 & 0.10175 & 0.010183 & 0.45208 & 0.4677 \\ 0.00219 & -0.38025 & 0.16299 & -0.20244 & 0.065663 & 0.83456 & -0.79075 & 0.2973 \end{bmatrix}$$

$$K_{mid} = \begin{bmatrix} -0.00544 & -0.00565 & 0.094047 & 0.000662 & 0.001623 & -0.00206 & -0.0011558 & 0.00519 \\ 0.19979 & 0.00141 & 0.017294 & -0.00840 & -0.64406 & -0.02005 & 0.11481 & -2.731 \\ -0.03551 & 0.02978 & 0.002329 & 0.05896 & 0.091377 & 0.01488 & 0.40379 & 0.48095 \\ -0.01207 & -0.26418 & 0.10602 & -0.16778 & 0.070837 & 0.54186 & -0.7282 & 0.31236 \end{bmatrix}$$

$$K_{low} = \begin{bmatrix} -0.00405 & -0.00414 & 0.06896 & 0.00046 & 0.0011 & -0.00151 & -6.1656e-005 & 0.0032845 \\ 0.17403 & 0.00282 & 0.01426 & -0.01485 & -0.4049 & -0.01199 & 0.082417 & -1.8459 \\ -0.03067 & 0.02853 & 0.00188 & 0.02461 & 0.0496 & 0.01305 & 0.30802 & 0.32286 \\ -0.01342 & -0.20249 & 0.07716 & -0.12221 & 0.0465 & 0.39273 & -0.60846 & 0.21713 \end{bmatrix}$$

以下吾人將利用直昇機落艦模擬環境，以本節求得之三位飛行員操控模式執行落艦任

務，記錄0°~360°風向下三位試飛員最大工作負荷之風速極限，將此三組極限值平均，描繪

出直昇機落艦之飛行包絡區。

四、直昇機飛行包絡區之計算與模擬

吾人以德國Lynx山貓直昇機對2000噸巡防艦作為模擬架構之主體，文獻[7]提到較適合執行落艦的環境為3級海象，若海象超過6級就不適宜執行落艦任務，所以6級海象是執

行落艦任務的極限，因此模擬分別在海象3與海象6級。依據直昇機落艦飛行包絡區的限制條件(整體槳距餘量、尾旋翼槳距餘量、縱向槳距餘量、橫向槳距餘量、發動機功率餘量、直昇機俯仰角與滾轉角)求取極限風速值，繪製直昇機落艦之理論飛行包絡區模擬流程圖顯示在圖7。

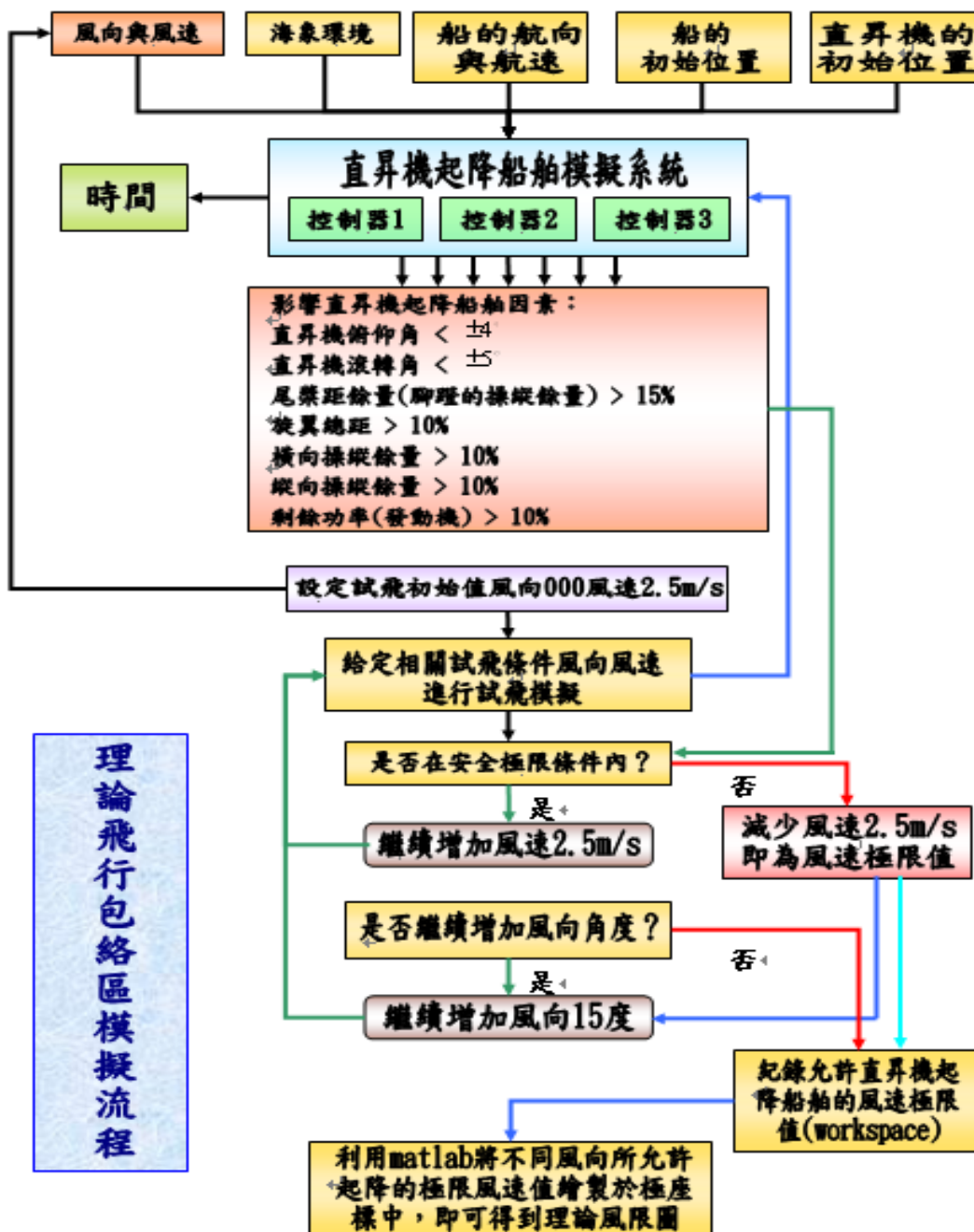


圖 7. 理論飛行包絡區模擬流程圖

直昇機安全落艦限制條件的判斷，依據圖 7 之「影響直昇機起降船軸限制條件」，可轉換為：(a).主旋翼整體槳距操作餘量範圍為 21.55 度 ~ 7.95 度；(b).尾槳距操作餘量範圍為 25.31 度 ~ -3.11 度；(c).縱向槳距操作餘量範圍為 11.73 度 ~ -6.43 度；(d).橫向槳距操作餘量範圍為 6.5 度 ~ -5.5 度；(e).直昇機的最大發動機功率為 1.328* 瓦，餘量限制為 10%，即 1.1952* 瓦。若相關參數超過餘量限制範圍，即判定落艦失敗。

4.1 模擬三位試飛員試飛描繪直昇機落艦之飛行包絡區

從圖 8 與圖 9 觀察直昇機落艦的軌跡(3 級海象無陣風與有陣風)，幾乎是風場環境所造成，與艦船的關係僅限於艦船上層建築物對風場所造成的改變，其中飛行員們的飛行航跡並非跟隨艦船運動起伏不定，只是維持在固定的高度而已。加入陣風後飛行航跡不規則的抖動情形。無陣風情形下飛行員 A 的橫移量約 0.05 公尺，飛行員 B 的橫移量約 0.15 公尺，飛行員 C 的橫移量約 0.28 公尺，可比較出三位飛行員的駕駛技術：飛行員 A > 飛行員 B > 飛行員 C。

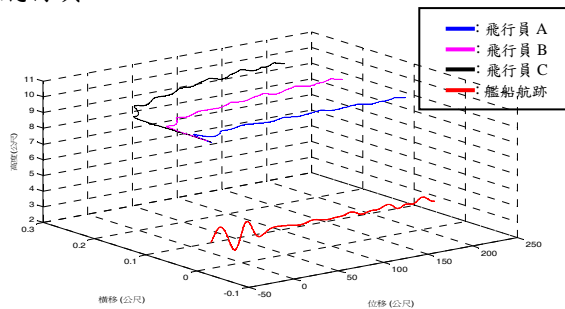


圖 8. 三組飛行操控模式下艦船航跡(3 級海象無陣風)

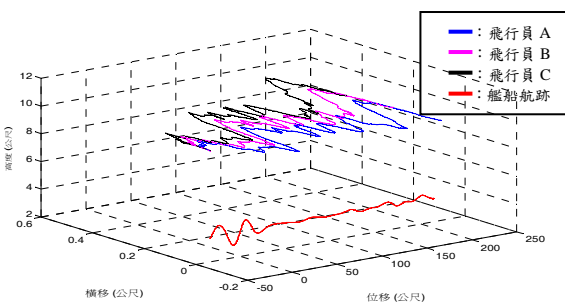


圖 9. 三組飛行操控模式下艦船航跡(3 級海象有陣風)

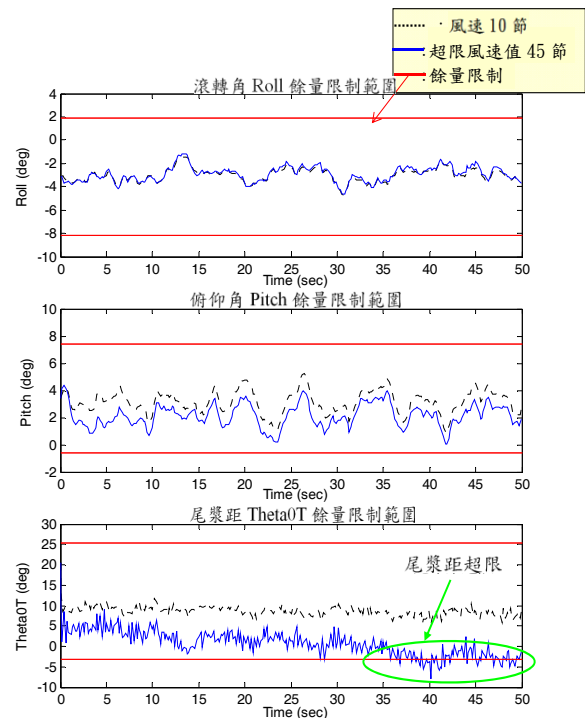


圖 10. 飛行員 A 之槳距與姿態角超限時間響應圖

圖 10 是飛行員 A 於海象 3 級有陣風(相關風向 000)的試飛狀況，顯示尾槳距已超過餘量限制，其極限風速值為 40 節，對飛行員 B 及 C 則分別為 35 節、35 節。吾人將模擬後的極限風速值統計在表 1。

表 1. 飛行員試飛極限風速值(3 級海象有陣風)

時間 (sec)	飛行員 A	飛行員 B	飛行員 C	平均 (mean)
000	40	35	35	36.67
015	35	30	30	31.67
030	35	30	30	31.67
045	30	30	25	28.34
060	25	20	20	21.67
075	20	20	15	18.34
090	15	15	10	13.34
105	15	10	10	11.67
120	10	10	10	10
135	10	10	10	10
150	10	10	10	10
165	10	10	10	10
180	20	20	20	20
195	10	10	10	10
210	10	10	10	10
225	10	10	10	10
240	10	10	10	10
255	10	10	10	10
270	15	10	10	11.67
285	20	15	15	16.67
300	25	20	20	21.67
315	30	25	20	25
330	30	30	25	28.34
345	35	30	25	30

利用表 1 所模擬的數據，即可描繪三位飛行員所測得之落艦飛行包絡區(如圖 11 所示)。吾人將三位飛行員試飛測得的極限風速值平均，作為指導直昇機落艦之安全指標如圖 11(d)所示。其中三位飛行員取得之飛行包絡區

皆為不對稱形，圖形偏右，此是因為 Lynx 直升機主旋翼為順時針旋轉，尾旋翼置於機身右邊，造成 Lynx 直升機對右側風抵抗力較強的緣故。將三位飛行員的飛行包絡區重疊，可明顯看出飛行包絡區的面積大小：飛行員 A > 飛行員 B > 飛行員 C。故駕駛技術越好經驗越豐富的飛行員，試飛取得的飛行包絡區面積越大，駕駛技術略差經驗略少的飛行員，試飛取得的飛行包絡區面積則越小。

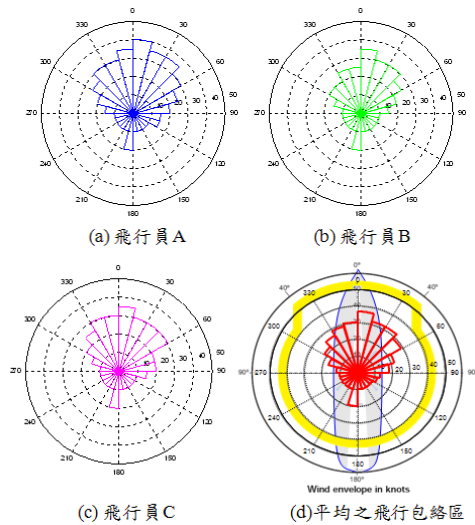


圖 11. 原始飛行包絡區與理論飛行包絡區比較(3 級海象有陣風)

4.2 理論飛行包絡區與動態試飛飛行包絡區之比較

Lynx 山貓直升機原始飛行包絡區如圖 11(d)外圍粗黃線區 [16]，其飛行包絡區的形狀呈對稱型，最大的風速約為 50 節，允許起降的範圍為整個 360。而本文模擬的結果(3 級海象有陣風)，飛行包絡區的形狀為右偏不對稱 (圖 11(d)內部紅線區)，範圍較小。一方面是基于安全因素的考量，各翼面與姿態角的餘量限制都設較大，以及艦船運動與風場環境亦以保守設定來考量，使得模擬出的極限風速值較小。在實際操作上，經驗好的飛行員於臨界風速執行起降任務時，即使當時直昇機已沒有任何腳蹬餘量(控制尾槳距)，只要有足夠信心，仍可以完成任務，說明飛行包絡區較實際為保守的事實。另一方面直昇機尾旋翼在左右位置的不同，對抗左右側風的能力會有所不同，因此直昇機落艦之飛行包絡區的形狀不應該是對稱的。原始的飛行包絡區只是大概的結

果，並非針對特定艦型進行試飛驗證。就本模擬的結果而言，歐洲 Lynx 山貓級直昇機本身抗右側風的能力較強。

綜合本文所有的模擬結果，主要幾乎都是在尾槳距及俯仰角先發生飽和。吾人發現在直昇機落艦的過程裡，尾槳距及俯仰角是影響直昇機安全落艦的主要關鍵。在真實的起降過程中，直昇機的腳蹬餘量(控制尾槳距翼面的角度)的確是執行落艦任務時抵抗側風的重要依據。經驗技術好的試飛員，起降時所預留腳蹬行程餘量可以很小；反之，經驗技術較差的駕駛員所預留的腳蹬行程則需較大。因在直昇機落艦的過程中，尾槳距若無任何控制餘量提供駕駛員抵抗飛行甲板上的紊亂風場，只要風場臨時改變，直昇機隨時就會失去控制。在俯仰角方面，飛行員在控制直昇機時，窗外前方垂直視角是執行起降作業的重要參考依據，俯仰角過大會造成飛行員對機庫距離的誤判。與真實試飛經驗比較，驗證本文模擬結果的實用與真實性。

五、結 論

本文提出了以飛行品質建立直昇機落艦飛行包絡區的想法並驗證其可行性，完成國內第一套模擬艦載直昇機起降，並可繪製該組合下飛行包絡區的數值軟體，並可隨著調整直昇機、船艦參數繪取所需之飛行包絡區。本文論述了關於客觀飛行品質與主觀飛行品質的要求，並以 ADS-33 中較常用之客觀評定標準 Quickness Criteria 方法，利用 LMI 進行極點配置，設計出類比三組不同駕駛技術且不同經驗的飛行員操控模式。本文清楚描述了直昇機落艦飛行包絡區的繪製法與限制因素，並以模擬取得之理論飛行包絡區與現有之動態試飛飛行包絡區相比較，由模擬結果顯示，本文建立之飛行包絡區，可正確展現動態試飛飛行包絡區之特性，且與直昇機特性相合，說明以飛行品質建立艦載直昇機起降模擬系統之飛行員操控模式，確有其可信度與可行性。未來可利用此模擬程序，針對不同船型與機型，描繪出理論飛行包絡區(風限圖)，作為實際試飛取得飛行包絡區之參考，以減少飛行員實際飛行驗證次數與時數，並加速構建直昇機落艦的完整精確資料，可有效降低成本及降低危險性。

符號說明

A	直升機的系統矩陣
B	直升機的控制矩陣
C	直升機的輸出矩陣
$I_{xx}, I_{xz}, I_{yy}, I_{zz}$	直昇機的轉動慣量：(kg m ²)
L, M, N	直昇機的氣動力矩（相對於重心、機身座標系統）：(N m)
L_{fn}, M_{fn}, N_{fn}	垂直尾翼的氣動力矩（相對於重心、機身座標系統）：(N m)
L_F, M_F, N_F	機身的氣動力矩（相對於重心、機身座標系統）：(N m)
L_{tp}, M_{tp}, N_{tp}	水平尾翼的氣動力矩（相對於重心、機身座標系統）：(N m)
L_R, M_R, N_R	主旋翼的氣動力矩（相對於重心、機身座標系統）：(N m)
L_T, M_T, N_T	尾旋翼的氣動力矩（相對於重心、機身座標系統）：(N m)
X, Y, Z	直昇機的氣動力（機身座標系統）：(N)
X_{fn}, Y_{fn}, Z_{fn}	垂直尾翼的氣動力（機身座標系統）：(N)
X_F, Y_F, Z_F	機身的氣動力（機身座標系統）：(N)
X_h, Y_h, Z_h	主旋翼的氣動力（旋翼頭/轉軸座標系統）：(N)
X_{tp}, Y_{tp}, Z_{tp}	水平尾翼的氣動力（機身座標系統）：(N)
X_R, Y_R, Z_R	主旋翼的氣動力（機身座標系統）：(N)
X_T, Y_T, Z_T	尾旋翼的氣動力矩（機身座標系統）：(N)
d	外擾訊號
k_1, k_2, k_3	直升機慣量耦合係數
P, Q, R	機身座標系統下三個軸向的角速度分量：(rad/s)
u, v, w	機身座標系統下三個軸向的速度分量：(m/s)
x	系統狀態訊號

y	系統輸出訊號
$\beta_0, \beta_{0d}, \beta_{1c}, \beta_{1s}$	多重葉片座標系下擺動自由度：(rad)
φ, θ, ψ	機身姿態角：(rad)
θ_0	主旋翼整體槳矩控制角度：(rad)
θ_{0r}	尾旋翼整體槳矩控制角度：(rad)
θ_{1c}	主旋翼橫向循環槳矩控制角度：(rad)
θ_{1s}	主旋翼縱向循環槳矩控制角度：(rad)

下標符號說明

R	旋翼
T	尾旋翼
F	機身
fn	垂直尾翼
tp	水平尾翼
h	旋翼頭座標系統
w, hw	旋翼頭/風軸座標系統
$1c, 1s$	正弦/餘弦函數展開式之第一諧次項

參考文獻

- [1] Platt, J. R., "Wind detection in a microcosm: ship/aircraft environment sensors," IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, Vol. 13, No. 2, pp.26-33, 1998.
- [2] Johns, M. K. and Healey, J. V., "The airwake of a DD-963 class destroyer," Naval Engineers Journal, pp.36-42, 1989.
- [3] Lyle, N. L., Joseph, F. H., Dooyong, L., and Nilay, Sezer-Uzol, "Simulation of helicopter shipboard launch and recovery with time-accurate airwakes," Annual Forum Proceedings - American Helicopter Society, Vol. 1, pp.1-19, 2003.
- [4] Reddy, K. R., Toffoletto, R., and Jones, K. R. W., "Numerical simulation of ship airwake," The Computers and Fluids Journal, Vol. 29, pp.451-465, 2000.
- [5] Tuttle, R. M., "A study of helicopter landing behavior on small ships," Annual Forum Proceedings - American Helicopter Society, Vol. 1, pp.2-11, 1975.

- [6] 王存仁、朱玉兵，“直昇機—艦組合風限圖計算方法研究”，飛行力學，第十四卷，第一期，第 36-40 頁，1995。
- [7] Wenseng, S., Zheng, G., and Hong, X., “Investigation of air flow on flight deck and shipboard operation envelop,” Journal of Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Vol. 12, No. 1, pp.45-51, 1995.
- [8] 孫文勝、祁功道，“艦載直昇機風限圖綜述”，飛機設計，第三期，第 24-27 頁，1997。
- [9] Padfield, G. D., “Simulating flying qualities at the helicopter/ship dynamic interface,” Annual Forum Proceedings - American Helicopter Society, Vol. 2, pp. 883-904, 1994.
- [10] 屈香菊、方振平，“駕駛員模型參數與飛行品質關係的研究”，航空學報，第十七卷，第三期，第 348-353 頁，1996。
- [11] 劉興堂、趙紅言、雷虎民，“飛行員數學模型與新機飛行品質預測”，飛行力學，第十五卷，第一期，第 30-36 頁，1997。
- [12] Bradley, R., Macdonald, C. A., and Buggy, T. W., “Quantification and prediction pilot workload in the helicopter/ship dynamic interface,” Proceedings IMechE, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 219, pp.429-442, 2005.
- [13] Padfield, G. D., Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling, AIAA, pp.1-514, 1996.
- [14] Joint Tactics, Techniques, and Procedures for Shipboard Helicopter Operations, 1997.12.10.
- [15] Hoblit, F. M., Gust Loads on Aircraft : Concepts and Applications, AIAA Education Series, pp.1-306, 1988.
- [16] http://www.agustawestland.comdindocLx040701_SL300_Iss2_1.pdf