

行政院國家科學委員會專題研究計畫成果報告

模糊理論於直昇機旋翼葉片非穩態動力系統之研究與設計

Fuzzy Theory Approach for Helicopter Rotor Blade Design in Unsteady Dynamics System

計畫編號：NSC 89-2212-E-032-012

執行期限：89年8月1日至90年7月31日

主持人：張永康 淡江大學航空太空工程學系

計畫參與人員：劉偉斌 廖偉成 林晉生 淡江大學航空太空工程學系

一、中文摘要

由於非穩態空氣動力環境中存在大量不確定因素需要考慮和處理，因此本研究引進模糊理論之觀念，建立適當的歸屬函數，使得數學模型合理化，並在容許的設計範圍內，求得最佳之設計解。因此本研究之目標為利用模糊理論和最佳化的方法尋求直昇機於滯空與前飛飛行狀態之最低輸出功率並滿足旋翼葉片升力要求之弦長與扭角的分佈值。

關鍵詞：模糊理論、旋翼葉片設計

ABSTRACT

Due to lots of uncertain parameters that need to be considered in the unsteady aerodynamic system, the concept of Fuzzy Theory was developed by creating a reasonable mathematical model and appropriate membership function to solve the optimum design of helicopter rotor blade subject to the design constraints.

Keyword : Fuzzy Theory , Rotor Blade Design

二、緣由與目的

因為旋翼葉片的外形對升力的影響是很敏感的，所以葉片外形的些微改變就會影響其升力，因此如何在有限的翼面上提高葉片的效率是很重要的課題[1-3]。當吾人以弦長與扭角為設計參數對旋翼作最佳化設計時，得知兩者的耦合作用非常複雜。因為在非穩態的空氣動力環境中存在著大量不確定訊息與因素需要考慮和處理，以致於最佳化的過程不容易收斂。因此本研究提出

模糊理論的觀念，期望在弦長與扭角的设计上，能增加其穩定性與實用性。換言之，本研究之目的為利用模糊理論之觀念尋求直昇機在飛行時之最低輸出功率並滿足預設升力要求下之葉片弦長和扭角分佈值。

模糊理論是1965年由Zadeh[4]所提出，因「模糊集合」是傳統明確集合的一種延伸，其中之差異在於明確集合的歸屬函數(membership function)是唯一的，而模糊集合可以有無限多種的歸屬函數，歸屬函數為模糊理論的重要參數，因為其決定了整個設計的收斂性和正確性與否。於是評估並找出合適的函數型式成爲一個重要的課題。大致上來說，所有的知識領域都可以加以模糊化，只要將傳統的明確集合模糊化後，推廣至模糊集合即可。模糊化的好處是可以提供最佳的推廣性，設計容忍性，以及更適合應用在真實世界裡。最近幾年來模糊理論的應用非常廣泛，例如人工智慧、控制工程、結構設計、決策理論等，証明了模糊理論是個處理模糊訊息的一個很好的工具[5]。

在最佳化設計中，模糊理論的應用始於有關管理決策方面的最佳化處理，同時也廣泛的應用在自動控制方面。而在工程結構最佳化方面，文獻[6]應用模糊理論於最佳化模型建立的研究，它發展了模糊全應力設計，可將模糊理論應用於最佳準則法中以處理全應力設計問題，並且使用多目標於結構最佳化問題中，最後發展完成一個含有模糊邏輯推理的整個模糊結構最佳化模型建立的專家系統。所以由以上的研究可發現利用模糊理論，將可以使得工程的設計更爲有效且務實。所以本研究希望藉由模糊系統的建立，以期能解決直昇機旋翼葉片非穩態動力環境複雜的

設計問題，使得所設計的葉片應用在實際飛行時更為精確與實用。

在數值分析與討論中，將考慮直昇機滯空與前飛飛行兩種不同的飛行狀態，並在每一飛行狀態中舉三個不同模糊區間之升力限制條件來探討其升力與輸出功率的比值，並比較不同模糊區間與文獻之升力與輸出功率的比值何者較佳。總而言之，本研究之目的為期望能在滿足預設升力的考量下，利用模糊最佳化的方法尋求旋翼葉片的最佳外形，而能讓引擎輸出功率達到最小以發揮最高之葉片效率。

三、尾流動力理論

由於Peters的理論已有良好的準確性，所以本研究將採用 Peters [7,8] 所發展出的尾流理論做為直昇機旋翼的非穩態尾流場之空氣動力模擬。該理論以一個不可壓縮的加速潛流為基礎，再以一个斜曲之圓柱尾流 (skewed cylindrical wake) 模擬直昇機旋翼造成之尾流的型態。然而就旋翼上之流體力場而言，方位角方向 (azimuthal direction) 的誘導流 (induced flow) 以傅利葉函數表示之，徑向則以雷建得函數 (Legendre function) 表示之，其誘導流可表成：

$$v = \sum_{r,j} \Psi'_j(\bar{r}) [\alpha'_j(\bar{r}) \cos(r\psi) + \beta'_j(\bar{r}) \sin(r\psi)] \quad (1)$$

Peters 理論可用狀態變數 (state variabe) 表於時域內，如下：

$$\begin{bmatrix} \ddots & & & \\ & K_n^m & & \\ & & \ddots & \\ \dots & & & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A'_m \\ \vdots \\ B'_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vdots \\ \alpha'_j \\ \vdots \\ \beta'_j \end{bmatrix} + V = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \vdots \\ \tau_n^{mc} \\ \vdots \end{bmatrix}$$

以及

$$\begin{bmatrix} \ddots & & & \\ & K_n^m & & \\ & & \ddots & \\ \dots & & & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A'_m \\ \vdots \\ B'_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vdots \\ \beta'_j \\ \vdots \\ \alpha'_j \end{bmatrix} + V = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \vdots \\ \tau_n^{ms} \\ \vdots \end{bmatrix}$$

$$= \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \vdots \\ \tau_n^{ms} \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$K_n^m = \frac{2}{\pi} H_n^m \quad (4)$$

$$H_n^m = \frac{(n+m-1)!!(n-m-1)!!}{(n+m)!!(n-m)!!} \quad (5)$$

在式(2)及(3)中 α'_j 及 β'_j 代表誘導流的狀態函數 (inflow state variable) 的餘弦及正弦部份，[L] 為誘導流影響係數矩陣 (induced flow influence coefficient matrix)，[K] 為質量矩陣 (apparent mass matrix)；[A] 及 [B] 為轉換矩陣，提供了徑向誘導流分部的耦合性，可用雷建得函數表成積分式如下：

$$A'_m = \int_0^1 \bar{P}'_j(v) \Psi'_n(\bar{r}) v dv \quad (6)$$

$$B'_m = \int_0^1 \bar{P}'_j(v) \Psi'_n(\bar{r}) v dv \quad (7)$$

上式之 $v = \sqrt{1-\bar{r}^2}$ ， \bar{P}'_j 是雷建得函數

$$\Psi'_n(\bar{r}) = \bar{P}'_j(v)/v$$

而此尾流方程式 (2) 及 (3) 式之外力函數 (右邊項) 為

cosine部份：

$$\tau_n^{0c} = \frac{1}{2\pi} \sum_{q=1}^Q \int_0^1 L_q(\bar{r}, \bar{t}) \bar{P}_n^0 \frac{1}{v} d\bar{r} \quad (8)$$

$$\tau_n^{mc} = \frac{1}{\pi} \sum_{q=1}^Q \int_0^1 L_q(\bar{r}, \bar{t}) \bar{P}_n^m \frac{1}{v} d\bar{r} \cos(m\psi_q) \quad (9)$$

sine部份：

$$\tau_n^{ms} = \frac{1}{\pi} \sum_{q=1}^Q \int_0^1 L_q(\bar{r}, \bar{t}) \bar{P}_n^m \frac{1}{v} d\bar{r} \sin(m\psi_q) \quad (10)$$

其中 L_q 代表第 q 片葉片的升力。

吾人可由式(8),(9)及(10)求出一薄平板矩形葉片在不同的預設扭角下的升力分佈，並且可依求得之函數作為最佳化設計之理想約束限制值。而求出之升力表示式必須是誘導流、扭角及弦長的函數，如此便能將尾流動力、空氣動力及葉片外形的影響一起考慮進去。因此第 q 片葉片的升力可看成由下列三個因素貢獻而成[8]：

$$L_q = L_v + L_\theta + L_c \quad (11)$$

其中 L_v 代表由誘導流所導致的升力，而 L_θ 則代表由扭角所造成之升力， L_c 則代表由弦長所造成的升力。

四、空氣動力分析

本研究使用葉片元素理論模擬葉片升力，並利用升力線法假設升力皆集中於葉片的 1/4 弦長處。首先假設葉片攻角或扭角很小，且於旋翼圓盤上無迴流及失速情況發生。此外還必須將尾流的因素考慮進去，即葉片剖面的升力必須是誘導流 v 的函數，而垂直於葉片翼剖面之升力，則利用格羅爾函數表示之，而該函數對於我們所選用的尾流模式有較易收斂的優點。如此，葉片翼剖面之升力可表成：

$$L_q = \frac{1}{2} ac(r)U_0(w - v) \quad (12)$$

其中 a 是代表升力曲線斜率， U_0 是旋翼葉片相對氣流的速度在滯空時，

$$U_0 = \Omega r / \Omega R = r \quad (13)$$

在前飛時，

$$U_0 = r + \mu \sin \psi_q \quad (14)$$

μ 為前飛率 (advance ratio)， v 是誘導流的值，可表成如式 (2) 及 (3) 的狀態函數 (α 及 β) 如(18)式，根據升力線理論，可用格羅爾函數 (Glauert series) 表示如下：

$$w = w_0 + \frac{1}{2} w_1 \quad (15)$$

w_0 是代表葉片在 1/4 弦長處做俯仰運動 (pitching motion) 時造成的相對氣流速。假設此葉片是在某個常數仰角 θ_q (constant pitch angle) 及某一拍撲角 (flapping angle) β_q 之下做運動，則 w_0 可表成：

$$w_0 = (U_0 \theta_q + \frac{b}{2} \beta_q) - \beta_q \mu \cos \psi_q - \lambda \quad (16)$$

其中 b 代表 1/2 弦長， λ 為爬升率。

w_1 項為氣流的速度梯度，可表成：

$$w_1 = b \beta_q \quad (17)$$

綜合以上各式則葉片剖面的升力 L_q 可視為下列各因素所組成的升力：

$$\begin{aligned} L_q &= \frac{1}{2} ac(r)(L_{w_0} + L_{L_1} - L_v) \\ &= \frac{1}{2} ac(r)[(L_\theta - L_\lambda - L_\beta) + L_{L_1} - L_v] \end{aligned} \quad (18)$$

就式(2)及(3)的右邊項 $\tau_n^{mc,s}$ 而言， τ_1^{0c} 之物理涵義為時間平均值的推力係數，其兩者之關係為 [2]：

$$\tau_1^{0c} = \frac{3}{2} C_T \quad (19)$$

參考式 (8) 及上式，可得 C_T 及 T (推力) 之表示式分別為：

$$L \equiv T = C_T \cdot \rho \pi R^2 (\Omega R)^2 \quad (20)$$

$$C_T = \frac{1}{2} \frac{1}{3\pi^2} \sum_{q=1}^Q \left[\int_0^1 \int_0^{2\pi} L_q \Phi_1^0(r) d\psi_q \cdot dr \right] \quad (21)$$

如此，只要將升力表示式置於尾流動力方程式右邊的外力式內，則可得到我們所需要的旋翼尾流的非穩態空氣動力方程式。

現就整個旋翼的空氣動力參數而言，根據動量理論 (momentum theory) 及葉片元素理論，單一葉片之阻力可以下式表示：

$$dD = \frac{1}{2} \rho ac \left(U_t^2 \frac{C_d}{a} + U_p U_t \theta - U_p^2 \right) dr \quad (22)$$

而功率 (P) 則等於力與速度之積。因此就動量理論而言，在一般旋翼圓盤上之阻力係數可表為：

$$C_d = \frac{P}{\pi R^2 \rho (\Omega R)^3} \quad (23)$$

綜合以上所述，再將 r 無因次化 $r = \frac{r}{R}$ 則就一時間平均值之下的功率係數就可進一步表成：

$$C_p = C_Q = \frac{1}{2\pi} Q \int_0^{2\pi} \frac{a}{2\pi} \int_0^1 c(r) [U_t^2 \frac{C_d}{a} + U_p U_t \theta - U_p^2] r dr d\psi \quad (24)$$

其中

$$U_t = r + \mu \sin \psi \quad (25)$$

$$U_p = v + V \cos \chi \quad (26)$$

$$C_d = \delta_0 + \delta_{1\alpha} + \delta_2 \alpha^2 \quad (27)$$

其中 a 為升力係數， Q 為葉片數， C 為葉片弦長， C_d 為阻力係數， θ 為葉片扭角， U_t 為垂直葉片前緣之流速分量， U_p 則為垂直葉片表面之流速分量，其中 v 即為誘導流速 [10]。

就葉片的動力部分而言，本論文採取一剛性葉片以簡化此問題。藉由慣性力、離心力及空氣動力對葉片根部造成之力矩平衡可得葉片之拍撲程式 (blade flapping equation) 如下：

$$\beta_q^{**} + p^2 \beta_q = \int_0^1 L r dr \quad (28)$$

其中 β_q 是第 q 個葉片的拍撲角度， p 為拍撲頻率， \bar{r} 是葉片徑向長度(非因次化)，而全升力 (L) 可根據參考文獻 [10] 求得如下：

$$L = \frac{1}{2} a \bar{c} U_0 (w_0 + \frac{1}{2} w_1 - v) + \frac{1}{8} a \bar{c}^2 w_0^* \quad (29)$$

式 (29) 其中 a 是升力係數， \bar{c} 是葉片截面的弦長 (非因次化)， U_0 是旋翼葉片相對氣流的速度， w_0 及 w_1 是格羅爾數列 (Glauert series) 的係數的第一項及第二項，用來表示葉片截面相對空氣流速的運動狀況。

五、旋翼葉片之最佳化設計

本研究將應用模糊理論於直昇機旋翼葉片的最佳化設計，而在解決模糊數學規劃問題中，最主要的假設就是歸屬函數。歸屬函數在模糊理論中的地位，就如機率分佈函數在機率理論中的地位，而且兩者具有相當的主觀性與經驗性。歸屬函數種類有很多種，其中有線性函數也有非線性的函數，使用線性函數最主要是簡單且易於求解，其特點為只要定義目標函數與限制條件之最大及最小值即可運算。但是有許多問題若是用非線性函數則更能表示其狀態，但是其求解不易，所以有些研究會將非線性函數給予一些假設，使得可以用線性函數來表示。

本研究所考慮之直昇機旋翼葉片外形最佳化問題。基本上是以原始矩形葉片為設計對象，在沿著葉展方向之不同位置上取其弦長與扭角為設計參數，並以引擎輸出功率為目標函數，所產生的升力為限制條件。目的為尋求在滿足升力的要求下使得引擎輸出功率降至最小，所以此最佳化設計問題可用下列數學式表示：

尋求設計參數 X_i (扭角與弦長); $i=1$

to n

$$\text{最小化 } P = \sum_{i=1}^n P(X_i) \quad (30)$$

並滿足

$$L(X_i) \geq L_d \quad (31)$$

$$X_{i,\min} \leq X_i \leq X_{i,\max} \quad (32)$$

上式 P 為引擎輸出功率， L 為葉片產生之升力， L_d 表原始矩形葉片的升力。

由於過去作最佳化時，都以原矩形葉片的升力為期望值。如果吾人可以在可容許範圍內，將期望升力值減少，並定出期望升力和輸出功率之

模糊度，以期設計出更佳之旋翼葉片。而在應用模糊理論進行最佳化時，需要對目標函數和限制條件定義適當的歸屬函數來反應其接近最佳值的程度，因此吾人可定義目標函數的歸屬函數 ϕ_P 和限制條件的歸屬函數 ϕ_L 如下：

$$\phi_P = \begin{cases} \frac{P_{\max} - P}{P_{\max} - P_{\min}} & P_{\min} \leq P \leq P_{\max} \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (33)$$

$$\phi_L = \begin{cases} \frac{L_{\max} - L}{L_{\max} - L_{\min}} & L_{\min} \leq L \leq L_{\max} \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (34)$$

上式中 P_{\max} 和 P_{\min} 分別是輸出功率估計最大值與最小值， L_{\max} 和 L_{\min} 分別是升力估計最大值與最小值。

以上歸屬函數表示式中輸出功率估計的最大值，是根據原始輸出功率所定，而最小值則參考文獻所得最佳值再往下修訂所得；另外升力之最大值則取原始矩形葉片的升力，最小值則根據該升力往下修訂一範圍，其範圍為模糊的適合區間，其區間可控制歸屬函數之大小。

本研究應用交集決策來決定模糊理論的整體歸屬函數，亦即取各目標歸屬函數與限制條件歸屬函數的交集，做為整體歸屬函數，並藉由提高這個整體歸屬函數值，達到最佳化之目的。

因此解最佳化問題則可用下式求解：

$$\begin{array}{ll} \text{最大化} & \gamma \\ \text{並滿足} & \left\{ \begin{array}{l} \phi_P \geq \gamma \\ \phi_L \geq \gamma \\ 0 \leq \gamma \leq 1 \end{array} \right. \end{array} \quad (35)$$

上式中的 γ 是一個外加設計變數，由於最佳化過程中事先不知道何者是最小的歸屬函數，因此藉由提高 γ 值迫使最小的歸屬函數值也隨之增高，讓各目標函數值能更接近其最佳值，也更符合限制條件的要求。

在本研究中，因所有的目標函數和限制條件都是線性的，所以採用線性規劃法來求解。一般的線性規劃問題都是用單體法 (simplex method) 來求解，而本研究是採用 Hanson [11] 所發展的修正單體法來求解，經過修正後此法有很好的穩定性和準確性。

六、數值分析與討論

本章將探討直昇機在不同飛行狀態時，主旋翼葉片之弦長與扭角之設計與分析。研究中以旋翼葉片之弦長與扭角為模糊最佳化的設計參數，並以原始矩形葉片之升力與輸出功率的模糊區間為限制條件，再由最佳化的方法求出旋翼葉片的弦長與扭角之最佳分佈值，以期獲得旋翼葉片之最佳效率。由於本研究所採用之升力限制條件不同於其他文獻，因此本文將採用旋翼葉片單位輸出功率能產生多少升力來比較本研究之結果與參考文獻之優劣。換言之，本研究期望求得升力與輸出功率比(Lift/Power Ratio, LPR)較大之旋翼葉片。

整個設計流程為先輸入一矩形葉片的初始值經由尾流動力與空氣動力分析得出其輸出功率與初始升力值，再經由模糊最佳化得出另一組新葉片外形，再代回尾流動力與空氣動力分析得新設計葉片的輸出功率與升力，並由程式判斷是否達到最佳化的目標，如此反覆迭代直到求出最佳解為止。

本研究將以貝爾 UH-1H 直昇機為例，分別討論滯空與前飛二種飛行狀態。其飛行諸元如表一所示。

(一)滯空飛行狀態之最佳化設計

滯空飛行(Hover)是指無因次化前飛速度(V)以及前飛率(μ)為零的狀態。本範例即尋求直昇機於滯空飛行狀態時，旋翼葉片之最佳弦長與扭角分佈值，使其達到所須推力並使引擎輸出功率降至最低。

為了研究不同模糊區間對葉片最佳化的影響，且由於原始矩形葉片的升力為 9410.50 lbs，文獻[3]的最佳輸出功率為 498.45 hp。所以本章節將依據上述數據分別討論下列兩種範例：

(1) 範例一：H30

在歸屬函數的限制條件中，將最低升力限制減少 30 lbs，即 9380.50 lbs，最大估計升力定為 9410.50 lbs；最小估計輸出功率定為 490.00 hp，最大估計輸出功率定為 787.00 hp。

在此條件下，求解最佳化葉片的過程中，其輸出功率由 787.00 hp，降為 493.07 hp，降低大約 37.34%，而升力則滿足在最低升力限制的要求，詳如表二所示。由表可知使用模糊最佳化可以很快地在四個設計迴圈後達到收斂狀態。

圖一為最佳化葉片與矩形葉片之性能比較

圖，可知在同一推力係數下，新設計葉片需要較少的輸出功率，所以可知最佳化葉片有較佳的性能表現。

(2) 範例二：H100

在歸屬函數的限制條件中，將最低升力限制減少 100 lbs，即 9310.50 lbs，最大估計升力定為 9410.50 lbs；最小估計輸出功率定為 485.00 hp，最大估計輸出功率定為 787.00 hp。

本範例將最低升力限制減少較多，也就是模糊區間加大，由表三可知在經過四個設計迴圈後其輸出功率由 787.00 hp 降低為 486.35 hp，比初始值減少大約 38.20%。

圖二是葉片之性能比較圖，最佳化葉片同樣有較佳的性能表現。

以往的研究大都以原始矩形葉片的升力做為最佳化的限制條件，以尋求最低輸出功率，而本論文則研究不同模糊區間對葉片最佳化的影響，並比較其 LPR 值是否較佳。由表四可知，LPR 值最佳的為 H100 之 19.14，其次為 H30 之 19.02 皆較文獻[3]為高。所以我們似乎可得到一個結論，在可容許的升力條件下，如果取的模糊區間越大，也就是升力限制下降越多，則其所得的 LPR 值將越大。

而在弦長最佳化方面，表五為本研究與文獻[3]的比較，不論是範例 H30 或 H100 皆得到在葉根方面較文獻[3]稍窄而葉尖較文獻[3]稍寬的設計，整體而言皆與前人所設計之最佳化葉片趨勢相同；而在扭角最佳化方面，表六顯示本研究與文獻[3]的比較，由其扭角分佈可知其前半段變化很小，後半段則急劇下降。本研究設計之葉片根部扭角較文獻[3]小，葉片尖部則較大。

(二)前飛飛行狀態之最佳化分析

前飛飛行狀態是採無因次化前飛速度(V)為 0.05 以及前飛率(μ)為 0.04 的情況。在前飛狀態其原始矩形葉片的升力為 8717.20 lbs，而文獻[3]其最低輸出功率為 1023.00 hp，所以本章節參考上述數據分別討論下列二種範例：

(1) 範例三：F30

在歸屬函數的限制條件中，將最低升力限制減少 30 lbs，即 8687.20 lbs，最大估計升力定為 8717.20 lbs；最小估計輸出功率定為 1010.00 hp，最大估計輸出功率定為 1046.06 hp。

表七為旋翼葉片最佳化之輸出功率及升力的迭代過程圖，其輸出功率經過四個迭代設計迴

圈後，由 1046.06 hp 降為 1013.36 hp，輸出功率降低大約 18.67%，升力則滿足最小升力的要求。

圖三為最佳化葉片與矩形葉片性能比較圖，於同一推力系數下，最佳化設計葉片有較少的輸出功率，所以可知本研究所設計之葉片性能較佳。

(2) 範例四：F100

在歸屬函數的限制條件中，將最低升力限制減少 100 lbs，即 8617.20 lbs，最大估計升力定為 8717.20 lbs；最小估計輸出功率定為 1000.00 hp，最大估計輸出功率定為 1246.06 hp。

在此限制條件下，在最佳化的過程中其輸出功率由 1246.06 hp 降至 1002.30 hp，約減少 19.56%，升力則維持最低升力的要求，如表八所示。

圖四為最佳化葉片與矩形葉片性能比較圖，可知最佳化葉片有較佳的性能。

表九為本研究與參考文獻[3]LPR 值之比較，其結果顯示 F100 的 LPR 值為最高，其次為 F30，皆較文獻[3]為佳，所以我們可得和滯空飛行時相同的結論，也就是在可容許的升力條件下取其模糊區間越大，所得升力與輸出功率比值將較大，易即在單位輸出功率下將可獲得較大的升力。

表十為最佳化弦長與參考文獻[3]的比較，可得葉根方面較文獻[3]窄而葉尖較文獻[3]寬的設計；在扭角最佳化方面，表十一為本研究與文獻[3]的比較，其分佈圖類似滯空飛行所得之分佈圖，在前段為變化較小，後半則變化較大。本研究所設計之葉片根部扭角較文獻[3]小，葉片尖部則較大。

七、結 論

本研究整合尾流動力，空氣動力和模糊理論，在非穩態之空氣動力環境下，尋求直昇機在飛行時之最低輸出功率並滿足一定的升力要求下之葉片弦長與扭角最佳分佈值。

本研究考慮直昇機在滯空與前飛飛行狀態時之最佳化設計，並在每一狀態採用兩種模糊區間做分析，以了解模糊區間大小對設計之影響。此外為了維持葉片外形的平滑性，本研究使用適當的移動限制，以期在旋翼的製造與加工上能更為方便。

在範例中顯示，不管是滯空飛行或是前飛飛

行，吾人所設計葉片之 LPR 值都較文獻為佳，並且當採用之模糊區間越大時，其升力與輸出功率的比值也將越大。也就是說在可容許範圍內若可以讓最小升力要求向下修正，將可改善旋翼葉片之效率。所以本研究成功的應用模糊理論於直昇機旋翼葉片之最佳化設計。

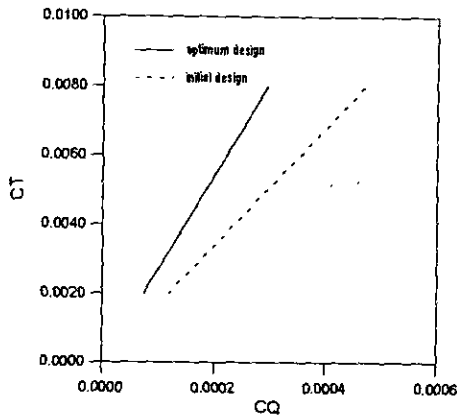
將模糊理論應用在旋翼葉片設計上，主要是提供設計者在設計葉片時，能更彈性調整其升力限制，以期求得更佳的设计。

本研究以模糊理論應用在旋翼葉片的最佳化設計上，已獲得不錯的結果，希望對於整個直昇機旋翼葉片之研究有所幫助。

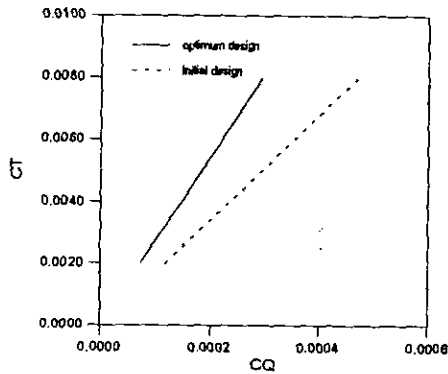
八、參考文獻

- [1]Chien-Chun Hung, 1996, "Method of Optimality Criteria for Helicopter Rotor Blade Optimum Design" Graduate Institute of Mechanical Engineering, Tamkang University.
- [2]Ming-Shien Hsieh, 1997, "Optimum Design and Performance Analysis for Helicopter Rotor Blade" Graduate Institute of Mechanical Engineering, Tamkang University.
- [3]Lin Fang-Jin, 1999, "The Coupling Design and Analysis of Chord Length and Twist angle of Helicopter Rotor Blade in Unsteady Wake Dynamic System" Graduate Institute of Aerospace Engineering, TamKang University.
- [4]Zadeh, L.A., 1965, "Fuzzy Sets," Information and Control, Vol. 8, pp. 338-353.
- [5]蘇本春,張孝德,1997,類神經網路、模糊系統以及基因演算法則,全華科技圖書股份有限公司.
- [6]賴恩裕,1987, "模糊理論於結構最佳設計與模型建立之研究" 成功大學碩士論文.
- [7]Peters, D. A., and He, C., 1987, "Finite State Induced Flow Model for Rotors in Hover and Forward Flight," The 43rd Annual National Forum of the American Helicopter Society, St. Louis, May 18-20.
- [8]He, C., 1989, "Development and Application of a Generalized Dynamic Wake Theory for Lifting Rotors," Ph. D. Thesis, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, July.
- [9]Peters, D. A., Kim, B. S. and Chen, H. S., 1984, "Calculation of Trim Settings for a Helicopter Rotor by a Optimized Controller," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 7, No. 1, pp.85 Jan.-Feb.
- [10]Lock, C. N. H., 1931, "The Application of

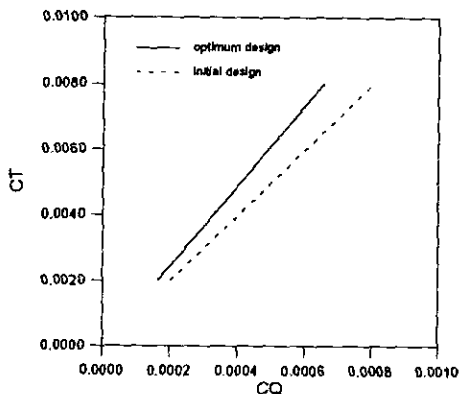
Goldstein's Theory to the Practical Design of
Aircsrews," Br. ARC R&M No. 1377 .
[11]Hanson, Richard J. and Wisniewski, J.A., 1979,
"A Revised Simplex Code for LP problems
Using Orthogonal Decomposition a User's
Guide," Saudia Labs , Technical Report SAND
78-2322 .



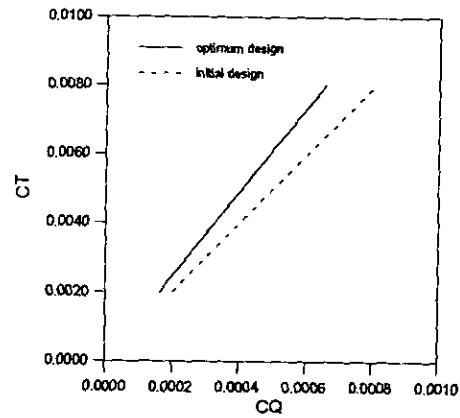
圖一 H30 原始矩形葉片與最佳化葉片
性能分析圖 ($V=0, \mu=0$)



圖二 H100 原始矩形葉片與最佳化
葉片性能分析圖 ($V=0, \mu=0$)



圖三 F30 原始矩形葉片與最佳化葉
片性能分析圖 ($V=0.05, \mu=0.04$)



圖四 F100 原始矩形葉片與最佳化葉
片性能分析圖 ($V=0.05, \mu=0.04$)

表一 貝爾 UH-1H 直昇機飛行諸元

non-dimensional flight velocity, $V=0.0$ or 0.05
advance ratio, $\mu = 0.0$ or 0.04
air density, $\rho = 0.0023788$ slug/ft ³
rotor blades, $Q=2$
blade airfoil section=NACA0012
lift slope, $a=5.73$
radius, $R=23$ ft
chord length, $c/R=0.0767$
pitch angle (built in), $\theta = 12$ deg.
rotor rotating speed, $\Omega = 33.93$ rad / sec

表二 H30 主旋翼葉片設計過程升力
與引擎輸出功率一覽 ($V=0, \mu=0$)

Design Cycle	Power(hp)	Lift(lbs)
0	787.00	9410.50
1	561.55	9310.50
2	500.24	9310.50
3	487.23	9310.50
4	486.35	9310.50

表三 H100 主旋翼葉片設計過程升力
與引擎輸出功率一覽 ($V=0, \mu=0$)

Design Cycle	Power(hp)	Lift(lbs)
0	787.00	9410.50
1	568.23	9380.50
2	504.75	9380.50
3	493.72	9380.50
4	493.07	9380.50

表四 滯空時 LPR 值之迭代過程一覽

Cycle	文獻[3]	H30	H100
0	11.95	11.95	11.95
1	17.18	16.50	16.58
2	18.41	18.58	18.61
3	18.84	18.99	19.10
4	18.87	19.02	19.14

表五 本研究與文獻弦長最佳值之結
果比較一覽 ($V=0, \mu=0$)

Design Variable	Chord Length			
	Initial Variable	文獻[3]	H30	H100
1	0.0767	0.1097	0.1085	0.1085
2	0.0767	0.1097	0.1085	0.1085
3	0.0767	0.1097	0.1085	0.1085
4	0.0767	0.1097	0.1085	0.1085
5	0.0767	0.1097	0.1085	0.1085
6	0.0767	0.1095	0.1083	0.1083
7	0.0767	0.1092	0.1072	0.1072
8	0.0767	0.1085	0.1063	0.1063
9	0.0767	0.1072	0.1046	0.1046
10	0.0767	0.1052	0.1018	0.1018
11	0.0767	0.1025	0.0999	0.0993
12	0.0767	0.0990	0.0966	0.0962
13	0.0767	0.0951	0.0929	0.0922
14	0.0767	0.0908	0.0896	0.0893
15	0.0767	0.0862	0.0868	0.0862
16	0.0767	0.0816	0.0819	0.0807
17	0.0767	0.0770	0.0766	0.0737
18	0.0767	0.0723	0.0708	0.0695
19	0.0767	0.0676	0.0656	0.0649
20	0.0767	0.0630	0.0605	0.0599
21	0.0767	0.0565	0.0535	0.0519
22	0.0767	0.0482	0.0488	0.0481
23	0.0767	0.0437	0.0441	0.0440
24	0.0767	0.0397	0.0403	0.0403
25	0.0767	0.0397	0.0403	0.0403

表六 本研究與文獻扭角最佳值之結果比較一覽 ($V=0, \mu=0$)

Design Variable	Twist Angle (degree)			
	Initial Variable	文獻[3]	H30	H100
1	5.0002	4.3950	4.0176	4.0176
2	4.6667	4.3950	4.0176	4.0176
3	4.3332	4.3950	4.0176	4.0176
4	3.9997	4.3950	4.0176	4.0176
5	3.6662	4.3950	4.0176	4.0176
6	3.3327	4.3950	4.0176	4.0176
7	2.9993	4.3950	4.0176	4.0176
8	2.6658	4.3950	4.0176	4.0176
9	2.3323	4.3950	4.0176	4.0176
10	1.9988	4.3950	4.0176	4.0176
11	1.6653	4.3127	3.9763	3.9612
12	1.3318	4.2333	3.8847	3.8846
13	0.9984	4.0418	3.7471	3.7311
14	0.6649	3.9227	3.5753	3.4969
15	0.3314	3.5074	3.2716	3.1997
16	0.0021	3.0376	2.8247	2.7391
17	-0.3356	2.6130	2.2632	2.1921
18	-0.6691	1.9339	1.6501	1.5492
19	-1.0026	1.3001	1.0371	0.8975
20	-1.3360	0.6117	0.3466	0.1211
21	-1.6695	-0.0313	-0.4881	-0.7673
22	-2.0030	-0.8289	-1.4215	-1.6184
23	-2.3365	-1.8812	-2.4208	-2.5144
24	-2.6700	-2.9881	-3.4435	-3.4435
25	-3.0035	-2.9881	-3.4435	-3.4435

表八 F100 主旋翼葉片設計過程升力與引擎輸出功率一覽 ($V=0.05, \mu=0.04$)

Design Cycle	Power(hp)	Lift(lbs)
0	1246.06	8717.20
1	1034.35	8617.20
2	1007.74	8617.20
3	1003.28	8617.20
4	1002.30	8617.20

表九 前飛時 LPR 值之迭代過程一覽

Cycle	文獻[3]	F30	F100
0	6.99	6.99	6.99
1	8.38	8.32	8.33
2	8.46	8.54	8.55
3	8.49	8.56	8.58
4	8.51	8.57	8.59

表七 F30 主旋翼葉片設計過程升力與引擎輸出功率一覽 ($V=0.05, \mu=0.04$)

Design Cycle	Power(hp)	Lift(lbs)
0	1246.06	8717.20
1	1043.10	8687.20
2	1017.10	8687.20
3	1014.28	8687.20
4	1013.36	8687.20

表十 本研究與文獻弦長最佳值之結果比較一覽(V=0.05, $\mu=0.04$)

Design Variable	Chord Length			
	Initial Variable	文獻[3]	F30	F100
1	0.0767	0.1138	0.1121	0.1121
2	0.0767	0.1138	0.1121	0.1121
3	0.0767	0.1138	0.1121	0.1121
4	0.0767	0.1138	0.1121	0.1121
5	0.0767	0.1138	0.1121	0.1121
6	0.0767	0.1136	0.1119	0.1119
7	0.0767	0.1133	0.1108	0.1108
8	0.0767	0.1126	0.1097	0.1097
9	0.0767	0.1112	0.1080	0.1080
10	0.0767	0.1092	0.1054	0.1052
11	0.0767	0.1063	0.1028	0.1026
12	0.0767	0.1028	0.0998	0.0994
13	0.0767	0.0987	0.0971	0.0969
14	0.0767	0.0942	0.0942	0.0936
15	0.0767	0.0895	0.0898	0.0894
16	0.0767	0.0848	0.0850	0.0856
17	0.0767	0.0800	0.0796	0.0790
18	0.0767	0.0751	0.0746	0.0753
19	0.0767	0.0703	0.0685	0.0677
20	0.0767	0.0655	0.0632	0.0618
21	0.0767	0.0606	0.0588	0.0576
22	0.0767	0.0558	0.0548	0.0538
23	0.0767	0.0505	0.0504	0.0491
24	0.0767	0.0457	0.0466	0.0464
25	0.0767	0.0457	0.0466	0.0464

表十一 本研究與文獻扭角最佳值之結果比較一覽(V=0.05, $\mu=0.04$)

Design Variable	Twist Angle (degree)			
	Initial Variable	文獻[3]	F30	F100
1	5.0002	4.2833	4.0577	4.0577
2	4.6667	4.2833	4.0577	4.0577
3	4.3332	4.2833	4.0577	4.0577
4	3.9997	4.2833	4.0577	4.0577
5	3.6662	4.2833	4.0577	4.0577
6	3.3327	4.2833	4.0577	4.0577
7	2.9993	4.2833	4.0577	4.0577
8	2.6658	4.2833	4.0577	4.0577
9	2.3323	4.2833	4.0577	4.0577
10	1.9988	4.2833	4.0577	4.0577
11	1.6653	4.2233	4.0279	4.0274
12	1.3318	4.1933	3.9477	3.9679
13	0.9984	4.1333	3.8388	3.8317
14	0.6649	3.9227	3.6211	3.6213
15	0.3314	3.5074	3.3346	3.3152
16	0.0021	3.0376	2.8591	2.8708
17	-0.3356	2.5130	2.2861	2.3529
18	-0.6691	1.9339	1.6501	1.7485
19	-1.0026	1.3001	1.0084	1.0183
20	-1.3360	0.6117	0.2005	0.2524
21	-1.6695	-0.0313	-0.5501	-0.5395
22	-2.0030	-0.8289	-1.4610	-1.4525
23	-2.3365	-1.8812	-2.4695	-2.4548
24	-2.6700	-2.9381	-3.5237	-3.5237
25	-3.0035	-2.9381	-3.5237	-3.5237