

行政院國家科學委員會專題研究計畫 成果報告

類神經網路於直昇機旋翼尾流動力系統之研究

計畫類別：個別型計畫

計畫編號：NSC91-2212-E-032-008-

執行期間：91年08月01日至92年07月31日

執行單位：淡江大學航空太空工程學系(所)

計畫主持人：張永康

報告類型：精簡報告

處理方式：本計畫可公開查詢

中 華 民 國 92 年 10 月 14 日

行政院國家科學委員會專題研究計畫成果報告

類神經網路於直昇機旋翼尾流動力系統之研究

Artificial Neural Network for Helicopter Rotor Blade in Wake Dynamics System

計畫編號：NSC 91-2212-E-032-008

執行期限：91年8月1日至92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：傅文賢 楊志勇 淡江大學航空太空工程學系

一、中文摘要

本研究係利用類神經網路在考慮非穩態空氣動力和尾流動力環境下，尋求直昇機在不同飛行狀態中之最低輸出功率並滿足旋翼葉片最大升力之要求。類神經網路乃依據生物神經網路訊息傳遞的資訊處理方式所創立的一種學習模型，只要利用了巨量的人工神經元加以連結，再經由反覆的訓練以做出適當的判斷，並將所做的訓練記憶起來，就可以求得最佳值。研究中結合了旋翼的空氣動力及尾流動力之耦合系統，並選用 Peters 的尾流動力理論作為非穩態空氣動力環境的模擬。本研究顯示類神經網路對直昇機旋翼葉片之弦長與扭角的設計有很大的助益。

關鍵詞：類神經網路，尾流動力學，旋翼葉片設計

Abstract

This study presents an application of Artificial Neural Networks (A.N.N) for a helicopter rotor blade design through an unsteady wake dynamics and aerodynamic coupling system. The purpose of this study is to obtain the optimal configuration of the blade which to minimize the power output and also maintain the lift force in a mission. A.N.N with stored data and appropriate judgments. The unsteady wake dynamic system is simulated by the Peters finite state inflow theory. The chord length and twist angle will be implemented as design variables simultaneously. With the help of above methods, a complicated helicopter rotor blade design problem was solved.

Keyword : Artificial Neural Network, Wake Dynamics, Rotor Blade Design

二、緣由與目的

根據研究顯示旋翼葉片之外形對升力有很大的影響，楊其針對葉片之弦長與扭角作設計時，二者之間的耦合作用非常複雜。因此如何在有限的翼面上提升葉片之效率是很重要的課題[1]。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。因此本研究提出類神經網路的觀念，期望在弦長與扭角的設計上，能增加其穩定性與實用性。換言之，本研究之目的為利用類神經網路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。

1986年 Rumelhart 和 McClelland[2] 提出了倒傳遞網路模式之後，倒傳遞類神經網路是目前最常被使用的網路之一；其特色為不需要事先假設函數的形成，只要有足夠的隱藏層神經子，就可以很準確的模擬輸入與輸出組間的關係。進一步的研究也發現三層(輸入層、輸出層、及隱藏層)的倒傳遞類神經網路，可將 N 維空間的點一對一映射到一為空間裡。一般非線性問題可取一層隱藏層，較複雜的問題則取二層隱藏層，線性問題則不需要隱藏層，所以這種網路系統比一般統計分析的方法更適合於判別與分析問題。

Berke et al.[3]運用類神經網路於航空器結構的最佳化設計，利用過去對同一個問題已經知道的最佳化設計資料當成訓練範本讓類神經網路來學習這些資料，因此類神經網路就可以對於新的航空器物件，或著是不同的設計條件下預測出新的最佳化設計。所以本研究希望藉由類神經網路

的特性，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。

本研究進行的方法將分三個步驟：首先為選用 Peters 的尾流動力理論作為非穩態空氣動力環境的模擬，其次為利用葉片元素理論及升力線理論推导出合適的升力函數以求得不同葉片外形的動力分析。此外利用自動操控的調適平衡法取得葉片在此振動系統下升力與設計參數的平衡值。第三部分即為以類神經網路的理論為基礎，以設計出旋翼葉片的最佳弦長與扭角分佈值。

三、尾流動力與空氣動力分析

本研究將採用 Peters [4,5] 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，再以一個斜曲之圓柱尾流 (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：

$$v = \sum_{r,j} \Psi_j^r(\bar{r}) [\alpha_j^r(\bar{r}) \cos(r\psi) + \beta_j^r(\bar{r}) \sin(r\psi)] \quad (1)$$

吾人可求出一薄平板矩形葉片的升力分佈，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。

本研究將採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 ω 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：

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

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，

$$U_0 = \Omega r / \Omega R = \bar{r} \quad (3)$$

在前飛時，

$$U_0 = \bar{r} + \mu \sin \psi_q \quad (4)$$

μ 為前飛率 (advance ratio)， v 是誘導流的值，根據升力線理論，可視為垂直於葉片表面的相對氣流速，並可用格羅爾函數 (Glauert series) 可表示如下：

$$\omega = \omega_0 + \frac{1}{2} \omega_1 \quad (5)$$

ω_0 是代表葉片在 1/4 弦長處做俯仰運動時造成的相對氣流速。假設此葉片是在某個常數仰角 θ_q 及某一拍撲角 β_q 之下做運動，則 ω_0 可表成：

$$\omega_0 = (U_0 \theta_q + \frac{b}{2} \beta_q) - \beta_q \mu \cos \psi_q - \lambda \quad (6)$$

其中 b 代表 1/4 弦長， λ 為爬升率。

ω_1 為氣流的速度梯度，可表示成：

$$\omega_1 = b \beta_q \quad (7)$$

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：

$$L_q = \frac{1}{2} ac(\bar{r}) (L_{\omega_0} + L_{\frac{1}{2}\omega_1} - L_v) = \frac{1}{2} ac(\bar{r}) [(L_\theta - L_\lambda - L_\beta) + L_{\frac{1}{2}\omega_1} - L_v] \quad (8)$$

其中 \bar{c} 是葉片截面的無因次化弦長。

由文獻[6] 可得升力係數 (C_T) 及推力 (T) 之表示式分別為：

$$L \equiv T = C_T \cdot \rho \pi R^2 (\Omega R)^2 \quad (9)$$

$$C_T = \frac{1}{2\sqrt{3}\pi^2} \sum_{q=1}^Q \left[\int_0^1 \int_0^{2\pi} L_q \Phi_1^0(\bar{r}) d\psi_q \cdot d\bar{r} \right] \quad (10)$$

根據動量理論與葉片元素理論，功率（ P ）則等於力與速度之積。因此在一般旋翼圓盤上之阻力係數可表為：

$$C_d = \frac{P}{\pi R^2 \rho (\Omega R)^3} \quad (11)$$

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

$$C_Q = \frac{1}{2\pi} Q \int_0^{2\pi} \frac{a}{2\pi} \int_0^1 \bar{c}(\bar{r}) [U_t^2 \frac{C_d}{a} + U_p U_t \theta - U_p^2] \bar{r} d\bar{r} d\psi \quad (12)$$

其中

$$U_t = \bar{r} + \mu \sin \psi \quad (13)$$

$$U_p = v + V \cos \chi \quad (14)$$

$$C_d = \delta_0 + \delta_{1\alpha} + \delta_2 \alpha^2 \quad (15)$$

其中 a 為升力曲線斜率， Q 為葉片數， \bar{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， α 為旋翼面的攻角 [7]。

就葉片的動力部分而言，本研究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如下：

$$\beta_q^{**} + \rho^2 \beta_q = \int_0^1 L \bar{r} d\bar{r} \quad (16)$$

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(無因次化)，而全升力 (L) 可根據參考文獻 [8] 求得如下：

$$L = \frac{1}{2} a \bar{c} U_0 (\omega_0 + \frac{1}{2} \omega_1 - v) + \frac{1}{8} a \bar{c}^2 \omega_0^2 \quad (17)$$

U_0 是旋翼葉片相對氣流的速度。

四、類神經網路最佳化設計

類神經網路是指模仿生物神經網路訊息傳遞的資訊處理方式，其中利用了巨量的人工神經元加以連結，此連結有不同的組合方式，只要組合方式不一樣我們就會有不同的類神經網路模式，也就像是生物有不同的神經一樣，不同的神經掌管了不同的資訊處理方式。

參考一個類神經元的模型如圖一所示，其中虛線的部分即為類神經元[9]。

定義：

$$net_j = \sum_{i=1}^n w_{ij} \cdot x_i - b_j \quad (18)$$

$$Y_j = f(net_j) \quad (19)$$

其中 net_j 是神經元模型的淨輸入值， x 稱為神經元的輸入， w 是鍵結值，類神經網路的訓練就是在調整鍵結值，使其變得更大或是更小，通常由隨機的方式產生介於+1 到-1 之間的初始值。鍵結值可視為一種加權效果，其值越大，則代表連結的神經元更容易被激發，對類神經網路的影響也更大， Y_j 是神經元模型的輸出訊號。

在圖一中 b 是閾值，具有偏移的效果， S 稱為加法單元，此部分是將每一個輸入與鍵結值相乘後做一相加的動作， $f(\)$ 稱之為轉換函數，其目的是將 S 的值做映射得到所需要的輸出， Y 稱之為輸出，亦即我們所要的結果。

要使得類神經網路能正確的運作，則必須透過訓練的方式，讓類神經網路反覆的學習，直到對於每個輸入都能正確對應到所需要的輸出。因此在類神經網路學習前，我們必須建立出一個訓

練樣本使類神經網路在學習的過程中有一個參考。訓練樣本的建立來自於實際系統輸入與輸出或是以往的經驗。類神經網路未訓練前，其輸出是凌亂的，隨著訓練次數的增加，類神經網路的鍵結值會逐漸的被調整，使得目標值與神經網路的輸出兩者誤差越來越小。當兩者的誤差幾乎不再變化時，我們稱此類神經網路已收斂，此時類神經網路便訓練完成。通常我們會定義一個誤差函數作為神經網路收斂的指標，誤差函數將會隨著網路的訓練次數越變越小最後幾乎不再變化。

倒傳遞類神經網路為一種監督式學習的網路，其中以網路期望值與網路真實輸出值的差距來調整輸出層的神經子與其相鄰層神經子間的權值。此中調整將依序一層一層的進行，直到所有的相關權被更新為止；基於數值必需穩定的考量，所以要進行訓練而且必須重複地進行許多次，直到權矩陣的值穩定為止[10]。

倒傳遞類神經網路的學習步驟[11]如下：

(1) 輸入初始向量：

$$Y_p = (y_{p1}, y_{p2}, \dots, y_{pn}) \quad (20)$$

(2) 計算隱藏層神經的淨網路輸出值：

$$net_j^n = \sum_i W_{ij} Y_{pi} - \theta_j \quad (21)$$

(3) 計算隱藏層神經元的網路輸出值：

$$i_j^n = f_j^n (net_j^n) \quad (22)$$

(4) 計算輸出層神經元的淨網路輸出值：

$$net_{pk}^o = \sum_{j=1}^l W_{kj} Y_{pj} - \theta_k \quad (23)$$

(5) 計算輸出層神經元的網路輸出值：

$$O_{pk} = f_{pk}^o (net_{pk}^o) \quad (24)$$

因為監督式學習旨在降低網路輸出單元的目標輸出值與推論輸出值之差距，所以一般以下列能量函數(或誤差函數)標示學習品質：

$$E = \frac{1}{2} \sum_j (Y_j - A_j)^2 \quad (25)$$

其中 Y_j = 輸出層目標輸出值； A_j = 輸出層推論輸出值

再利用最陡坡降法將誤差函數與以最小化。即將誤差函數對加權值的偏微分值大小成正比：

$$\Delta W_{ji} = -\eta \frac{\partial E}{\partial W_{ji}} \quad (26)$$

η = 學習速率(learning rate)，控制每次最陡坡降法最小誤差函數的步伐

因此不論 W_{ji} 處於輸出層與隱藏層之間或處於隱藏層和隱藏層之間， $\frac{\partial E}{\partial W_{ji}}$ 可用微積分中的連鎖

律(chain rule)寫成通式

$$\frac{\partial E}{\partial W_{ji}} = -\delta_j^n A_i^{n-1} \quad (27)$$

其中 $A_i^{n-1} = W_{ji}$ 所連接較低層的神經元輸出值

$\delta_j^n = W_{ji}$ 所連接之較上層的神經元之差距量

將式(27)代入式(26)得

$$\Delta W_{ji} = \eta \delta_j^n A_i^{n-1} \quad (28)$$

此式就是倒傳遞演算法之關鍵公式。

(6) 依據誤差更正輸出層和隱藏層間神經鍵的權值：

$$W_{kj}^o(t+1) = W_{kj}^o(t) + \eta \delta_{pk}^o i_{pj} + \alpha \Delta_p W_{kj}^o(t-1) \quad (29)$$

α = 學習衝量函數參數； $\Delta_p W$ = 權值的改變量

(7) 依據誤差更正輸入層和隱藏層間神經鍵的權值：

$$W_{ji}^o(t+1) = W_{ji}^o(t) + \eta \delta_{pk}^h x_i + \alpha \Delta_p W_{ji}^o(t-1) \quad (30)$$

(8) 計算誤差平方項：

$$E_p = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^M \delta_{pk}^2 \quad (31)$$

當誤差平方項 E_p 在可接受範圍內時，即完成了倒傳遞類神經網路的訓練過程。

當完成網路的訓練後我們可以說這是一個適合此問題類型的類神經網路，所以我們只要將數學模型放入這個訓練好的倒傳遞類神經網路中就可以得到我們所要的最佳值，如果無法得到最佳值(誤差函數過大)，表示網路的訓練不夠或所選取的訓練例不是最適合的。因此要重新選取訓練例再加以訓練，直到類神經網路可以模擬這個數學模型。

本研究所探討的是直昇機旋翼的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扭角與弦長為設計參數，以尋求直昇機在滿足預設之升力的要求下讓引擎輸出功率降到最小之葉片外形，所以此最佳化設計的問題可用以下數學式來表示：

$$\text{目標函數：} \quad P = \sum_{i=1}^n P(\alpha_i) \quad (32)$$

$$\text{限制條件：} \quad G(\alpha) = \sum_{i=1}^n L(\alpha_i) - L_d \geq 0 \quad (33) \quad \alpha_{i,\min} \leq \alpha_i \leq \alpha_{i,\max}$$

(34)

其中 P 為引擎輸出功率， L 為葉片產生的升力， L_d 表示原始升力， α_i 為第 i 個設計變數(扭角和弦長)。

五、數值分析與討論

本文探討主旋翼葉片之弦長與扭角之設計與分析，並考慮在不同的前飛速度(V)和前飛率(μ)下之滯空與前飛等二種飛行狀態。範例中以貝爾 UH-1H 直昇機之旋翼葉片作為研究目標，其飛行諸元如表一所示。吾人將採用旋翼葉片的弦長和扭角作為類神經網路最佳化之設計變數，再利用原始矩形葉片之升力作為限制條件，期望能將輸出功率降到最小，以求得最佳之弦長和扭角分佈值。在設計的過程中，我們先將原始矩形葉片的初始值代入空氣動力和尾流動力分析得出升力和輸出功率，再藉由訓練好的的類神經網路最佳化程式，求出新設計葉片的弦長和扭角，再代回

空氣動力和尾流動力分析程式中驗證新設計葉片的輸出功率和升力,如此反覆迭代直到輸出功率降至最小且可以維持所要求的升力時,就可得到最佳之弦長和扭角分佈值,其系統流程如圖二所示。

(一) 滯空飛行狀態

本範例即尋求直昇機於滯空飛行前飛速度(V)以及前飛率(μ)為零的狀態時,旋翼葉片之最佳弦長與扭角分佈值,使其達到預設推力要求並使引擎輸出功率降至最低。圖三為滯空狀態下引擎輸出功率迭代過程圖。在滯空狀態下,以維持升力 9410.50 lb 為限制條件,經過四個設計迴圈後得到最佳化後的葉片,輸出功率也從 787.00hp 降為 492.39hp,顯示了新設計之旋翼葉片所需之輸出功率較原始葉片大為降低許多且又可以維持一定的升力,其過程詳如表二所示,輸出比初始之輸出功率降低大約 37.43 %。

表三為主旋翼弦長之最佳分佈值,圖四為其葉片外形的示意圖,實線所示為最佳化弦長分佈值,而虛線則為原始矩形葉片之分佈值。由圖可知,其旋翼葉片外形在根部較寬,葉尖較窄。表四所列為主旋翼扭角之最佳分佈值,而圖五為最佳化葉片扭角的分佈圖,實黑點線所示為最佳化扭角分佈值,而空心點線則為初始扭角。原本矩形旋翼葉片葉根與葉尖角度相差 8.00 度,而最佳化後則為 7.21 度左右。由其扭角分佈圖,可知其前半段變化很小,後半段則急遽下降,顯示其旋翼葉片後半段對於輸出功率及升力有很大的影響。

圖六為原始矩形葉片,最佳化葉片與文獻[1]之性能分析圖,該圖是以改變旋翼葉片俯仰角($\theta_q=2^0\sim 20^0$)所得不同之功率係數(C_D)及升力係數(C_T)作為比較的標準。採用類神經網路最佳化之旋翼葉片在同一個升力係數下,有較低的功率係數,所以可知新設計的最佳化旋翼葉片具有較佳的性能表現。

吾人將應用類神經網路(A.N.N.)所設計之最佳化弦長和扭角跟文獻[1]做比較,如表三和表四所示;由表三可知所設計的葉片外型都跟文獻的趨勢相同,弦長皆為葉片根部較寬,葉尖較窄。表四顯示葉片扭角分佈情形,本研究根部的扭角較文獻小,翼尖的扭角也是較文獻小。表五為本研究主旋翼葉片升力與輸出功率比值(LPR)與文獻的比較,本研究的 LPR 值為 19.112 較文獻的 18.879 高,所以顯示所設計的葉片效率較文獻為佳。表六為本研究與文獻的輸出功率減少百分比之比較,顯示使用類神經網路最佳化所設計之葉片,可以得到較佳的性能。

(二) 前飛飛行狀態

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。本範例即尋求直昇機於前飛飛行狀態時,旋翼葉片之最佳弦長與扭角分佈值,使其達到預設推力需求並使引擎輸出功率降至最低。

圖七為前飛飛行狀態下引擎輸出功率迭代過程圖。在此飛行狀態下,其輸出功率由 1246.06 hp,降為 1013.15 hp,比初始之輸出功率降低大約 18.69%。顯示在此飛行狀態下,最佳化設計之旋翼葉片所需之輸出功率較原始葉片降低許多,而升力則滿足最低升力 8717.20 lb 的要求,輸出功率和升力迭代過程詳如表七所示。

主旋翼葉片弦長之最佳分佈值如表八所列,圖八為其葉片外形的示意圖。由弦長圖可知,旋翼葉片根部較原始矩形葉片寬,葉尖較原始矩形葉片窄,所以新設計的最佳化旋翼葉片外型與前例類似。主旋翼扭角之最佳分佈值如表九所列,圖九為最佳化葉片扭角的示意圖。原始旋翼葉片葉根與葉尖角度差為 8.00 度,而最佳化後為 7.47 度左右。由扭角分佈圖顯示葉片是前半段扭角變化很小,後半段是變化較大,同樣地發現旋翼葉片後半段對於輸出功率及升力有很大的影響。

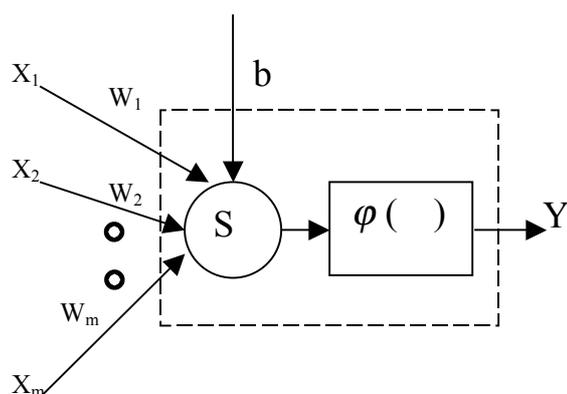
圖十為原始矩形葉片,最佳化葉片與文獻[1]之性能分析圖,由圖可知應用類神經網路最佳化設計之旋翼葉片具有較佳之性能表現,在同一升力係數下其輸出功率係數較低,或同一輸出功率係數下其升力係數較高。表八為前飛飛行狀態下,本研究與文獻的弦長最佳值做一比較,所設計的葉片外形在根部與葉尖皆較文獻為小,表九為本研究與文獻在扭角最佳值之比較。表十為前飛飛行狀態下主旋翼葉片升力與輸出功率比值(LPR)與文獻的比較,本例之設計 LPR 值為 8.604 較文獻的 8.515 為高,所以顯示所設計的葉片效率較文獻為佳。表十一為本研究在前飛飛行狀態下與文獻的輸出功率之減少百分比比較,由表可知本研究所設計的旋翼葉片較文獻減少更多的輸出功率。

六、結 論

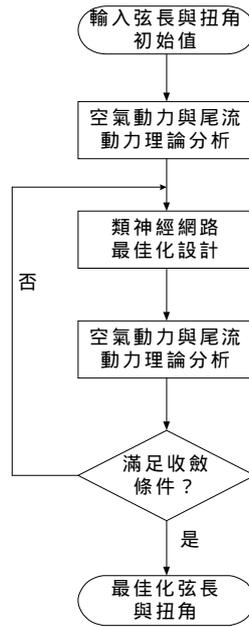
本研究在非穩態之空氣動力環境下，同時考慮弦長與扭角兩種設計變數的耦合作用，並整合尾流動力，空氣動力和類神經網路的理論，尋求直昇機在飛行時之最低輸出功率並滿足一定的升力要求下之葉片弦長與扭角最佳分佈值。從本研究最佳化的結果顯示，無論是滯空飛行或是前飛飛行，在維持一定升力限制條件下，直昇機的引擎輸出功率可降低許多，且 LPR 值也較其它文獻為佳。設計參數配合適當之移動限制可使旋翼葉片之外形維持平滑性。最佳化的結果證明本研究設計的旋翼葉片皆有較佳之性能表現。本研究使用倒傳遞類神經網路成功地應用於直昇機旋翼葉片的最佳化設計，該法能夠接受不同種類且數目較多的變數作為輸入，所以適應性強，有學習的能力和對錯誤有包容性，因此頗適合直昇機旋翼葉片設計的最佳化問題。藉由本研究的研究成果，希望對於整個直昇機旋翼葉片方面的研究有所幫助。

七、參考文獻

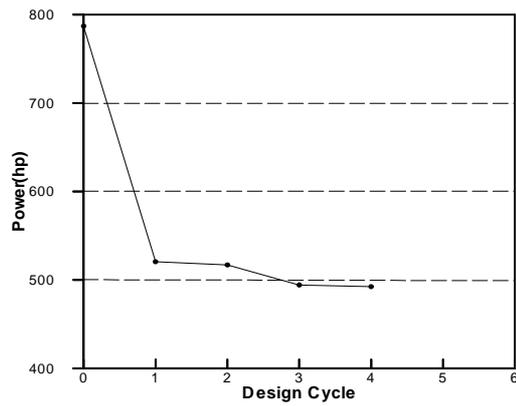
- [1] Lin, Fang-Jin 1999, "The Coupling Design and Analysis of Chord Length and Twist angle of Helicopter Rotor Blade in Unsteady Wake Dynamic System " Graduate Institute of Aerospace Engineering, TamKang University .
- [2] Rumelhat,D.E., McClelland,J.L., and the PDP Research Group, 1986,Parallel Distributed Processing, Vol.1, MIT press,Cambridge, MA.
- [3] Berke,L., Patnaik, S. N.,and Murthy,P. L. N. ,1993, "Optimum Design of Aerospace Structural Components Using Neural Networks," Computers & Structures, Vol. 48, No. 6, pp. 1001-1010.
- [4] 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.
- [5]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.
- [6] Theodorsen T., 1935, "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter," NACA R.496
- [7]Lock, C. N. H., 1931,"The Application of Goldstein's Theory to the Practical Design of Airscrews," Br. ARC R&M No. 1377
- [8] Johnson, W., 1980, "Helicopter Theory," Princeton University Press,Princeton , N.J
- [9] Simon Haykin, 1999, Neural Networks: A Comprehensive Foundation, Prentice Hall
- [10] 楊宗龍, 1994, 類神經網路工程最佳化, 淡江大學機械所碩士論文.
- [11] Freeman J.A.,and Skapura,D.M.,1991, Neural Networks: Algorithms Applications and Programming Techniques, Addison Wesley Publishing Company.



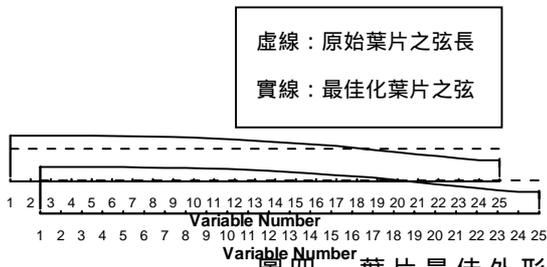
圖一 類神經元



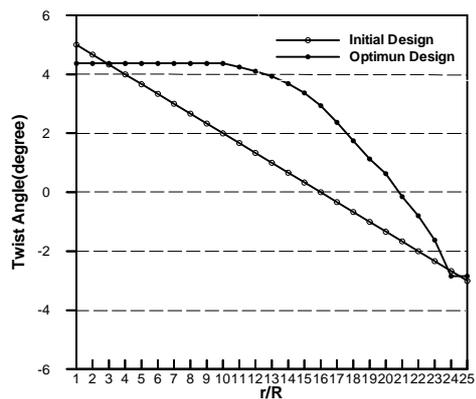
圖二 旋翼葉片設計系統流程圖



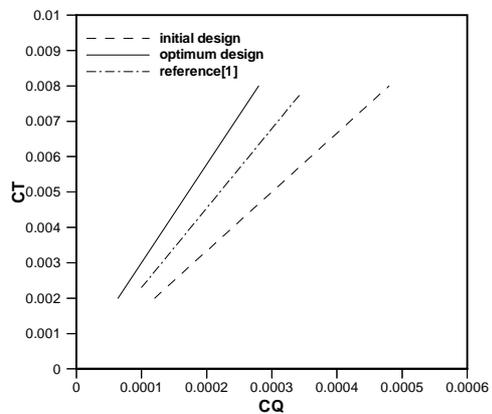
圖三 輸出功率迭代過程圖 ($V=0$, $\mu=0$)



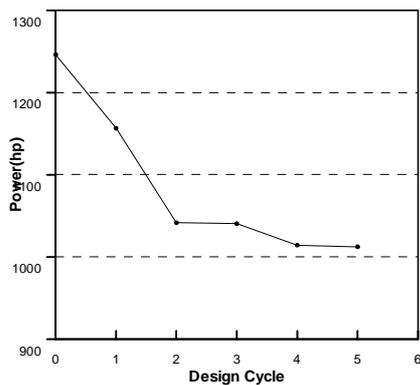
圖四 葉片最佳外形示意圖 ($V=0$, $\mu=0$)



圖五 葉片扭角分佈圖 ($V=0, \mu=0$)

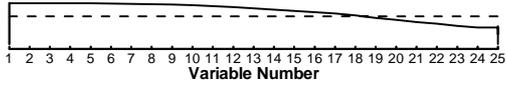


圖六 葉片性能分析圖 ($V=0, \mu=0$)

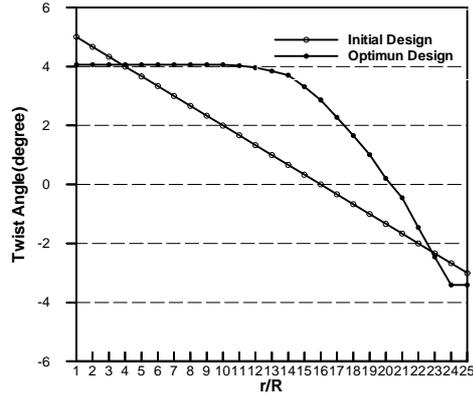


圖七 輸出功率迭代過程圖 ($V=0.05, \mu=0.04$)

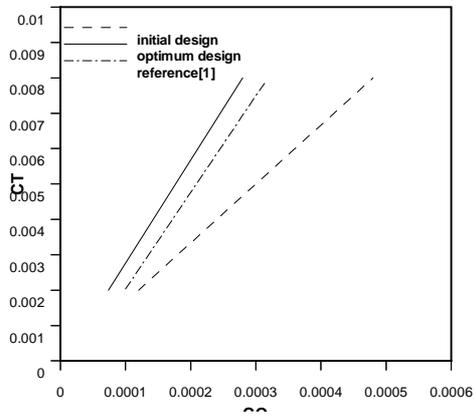
虛線：原始葉片之弦長
實線：最佳化葉片之弦長



圖八 葉片最佳外形示意圖 ($V=0.05$, $\mu=0.04$)



圖九 葉片扭角分佈圖 ($V=0.05$, $\mu=0.04$)



圖十 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

無因次化前飛速度(non-dimensional flight velocity,)

$V=0.0, 0.05, 0.10, 0.15, 0.20$

前飛率(advance ratio) $\mu=0.0, 0.04, 0.08, 0.12, 0.16$

空氣密度 $\rho=0.0023788 \text{ slug/ft}^3$

葉片數目 $Q=2$

葉片剖面=NACA0012

升力曲線斜率(lift slope) $a=5.73$

旋翼圓盤半徑 $R=23 \text{ ft}$

無因次弦長 $\bar{c} = c/R=0.0767$

仰角(pitch angle) $\theta = 12^\circ$

旋翼旋轉速度 $\Omega = 33.93 \text{ rad/sec}$

表二 葉片設計迭代過程 ($V=0, \mu=0$)

Design Cycle	Power(hp)	Lift(lbs)
0	787.00	9410.50
1	520.57	9410.51
2	517.00	9410.46
3	494.45	9410.50
4	492.39	9410.50

表三 葉片弦長最佳設計值 ($V=0, \mu=0$)

Design Variable	Chord Length		
	Initial Value	A.N.N. Design	Reference[1]
1	0.0767	0.1093	0.1097
2	0.0767	0.1093	0.1097
3	0.0767	0.1093	0.1097
4	0.0767	0.1093	0.1097
5	0.0767	0.1093	0.1097
6	0.0767	0.1086	0.1095
7	0.0767	0.1083	0.1092
8	0.0767	0.1067	0.1085
9	0.0767	0.1046	0.1072

10	0.0767	0.1031	0.1052
11	0.0767	0.1010	0.1025
12	0.0767	0.0969	0.0990
13	0.0767	0.0923	0.0951
14	0.0767	0.0896	0.0908
15	0.0767	0.0862	0.0862
16	0.0767	0.0816	0.0816
17	0.0767	0.0750	0.0770
18	0.0767	0.0706	0.0723
19	0.0767	0.0655	0.0676
20	0.0767	0.0601	0.0630
21	0.0767	0.0533	0.0565
22	0.0767	0.0484	0.0482
23	0.0767	0.0441	0.0437
24	0.0767	0.0403	0.0397
25	0.0767	0.0403	0.0397

表四 葉片扭角最佳設計值 ($V=0$, $\mu=0$)

Design Variable	Twist Angle (degree)		
	Initial Value	A.N.N. Design	Reference[1]
1	5.0002	4.3701	4.3950

2	4.6667	4.3701	4.3950
3	4.3332	4.3701	4.3950
4	3.9997	4.3701	4.3950
5	3.6662	4.3701	4.3950
6	3.3327	4.3701	4.3950
7	2.9993	4.3701	4.3950
8	2.6658	4.3701	4.3950
9	2.3323	4.3701	4.3950
10	1.9988	4.3701	4.3950
11	1.6653	4.2469	4.3127
12	1.3318	4.1020	4.2333
13	0.9984	3.9289	4.0418
14	0.6649	3.6789	3.9227
15	0.3314	3.3711	3.5074
16	0.0021	2.9351	3.0376
17	-0.3356	2.3679	2.6130
18	-0.6691	1.7434	1.9339
19	-1.0026	1.1303	1.3001
20	-1.3360	0.6319	0.6117
21	-1.6695	-0.1540	-0.0313
22	-2.0030	-0.8037	-0.8289
23	-2.3365	-1.6230	-1.8812
24	-2.6700	-2.8434	-2.9881
25	-3.0035	-2.8434	-2.9881

表五 LPR值之比較 (V=0, $\mu=0$)

Design Cycle	LPR	
	Reference [1]	A.N.N. Design
0	11.957	11.957
1	17.183	18.077
2	18.414	18.202
3	18.841	19.032
4	18.879	19.112

表六 輸出功率減少之比較 (V=0, $\mu=0$)

Design Cycle	Power Reduction Percentage (%)	
	Reference [1]	A.N.N. Design
0	0.00	0.00
1	30.41	33.85
2	35.06	34.31
3	36.54	37.17
4	36.66	37.43

表七 葉片設計迭代過程 ($V=0.05$, $\mu=0.04$)

Design Cycle	Power(hp)	Lift(lbs)
0	1246.06	8717.20
1	1156.57	8717.01
2	1041.76	8717.13
3	1040.57	8717.25
4	1014.39	8717.24
5	1013.15	8717.21

表八 葉片弦長最佳設計值 ($V=0.05$, $\mu=0.04$)

Design Variable	Chord Length		
	Initial Value	A.N.N. Design	Reference [1]
1	0.0767	0.1132	0.1138
2	0.0767	0.1132	0.1138
3	0.0767	0.1132	0.1138
4	0.0767	0.1132	0.1138
5	0.0767	0.1132	0.1138
6	0.0767	0.1119	0.1136
7	0.0767	0.1109	0.1133
8	0.0767	0.1104	0.1126
9	0.0767	0.1093	0.1112
10	0.0767	0.1077	0.1092
11	0.0767	0.1054	0.1063
12	0.0767	0.1026	0.1028
13	0.0767	0.0993	0.0987
14	0.0767	0.0958	0.0942
15	0.0767	0.0921	0.0895
16	0.0767	0.0883	0.0848
17	0.0767	0.0845	0.0800

18	0.0767	0.0790	0.0751
19	0.0767	0.0724	0.0703
20	0.0767	0.0670	0.0655
21	0.0767	0.0612	0.0606
22	0.0767	0.0566	0.0558
23	0.0767	0.0505	0.0505
24	0.0767	0.0457	0.0457
25	0.0767	0.0457	0.0457

表九 葉片扭角最佳設計值 ($V=0.05$, $\mu=0.04$)

Design Variable	Twist Angle (degree)		
	Initial Value	A.N.N. Design	Reference [1]
1	5.0002	4.0585	4.2833
2	4.6667	4.0585	4.2833
3	4.3332	4.0585	4.2833
4	3.9997	4.0585	4.2833
5	3.6662	4.0585	4.2833
6	3.3327	4.0585	4.2833
7	2.9993	4.0585	4.2833
8	2.6658	4.0585	4.2833
9	2.3323	4.0585	4.2833
10	1.9988	4.0585	4.2833
11	1.6653	4.0285	4.2233
12	1.3318	3.9588	4.1933
13	0.9984	3.8477	4.1333
14	0.6649	3.7011	3.9227
15	0.3314	3.3156	3.5074
16	0.0021	2.8650	3.0376

17	-0.3356	2.2751	2.5130
18	-0.6691	1.6574	1.9339
19	-1.0026	1.0100	1.3001
20	-1.3360	0.2005	0.6117
21	-1.6695	-0.4510	-0.0313
22	-2.0030	-1.4601	-0.8289
23	-2.3365	-2.4564	-1.8812
24	-2.6700	-3.4127	-2.9381
25	-3.0035	-3.4127	-2.9381

表十 LPR值之比較 ($V=0.05$, $\mu=0.04$)

Design Cycle	LPR	
	Reference [1]	A.N.N. Design
0	6.996	6.996
1	8.388	7.537
2	8.463	8.368
3	8.494	8.377
4	8.515	8.594
5		8.604