



# 行政院國家科學委員會專題研究計畫成果報告

## 應用遺傳基因演算法於直昇機旋翼葉片在尾流動力和空氣動力系統之研究

### Integrated Genetic Algorithms for Helicopter Rotor Blade Design in Wake Dynamics and Aerodynamics Coupling System

計畫編號：NSC 90-2212-E-032-014

執行期限：90年8月1日至91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：廖偉成 林晉生 淡江大學航空太空工程學系

#### 一、中文摘要

本研究係利用基因演算法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升力要求之旋翼葉片弦長與扭角分佈值。本研究結合了空氣動力與尾流動力之耦合系統，作為非穩態空氣動力環境之模擬，並利用葉片元素理論及升力線理論推導出升力函數。基因演算法藉由複製，交配與突變等三個基本運算元來求得全域最佳值。

**關鍵詞：**基因演算法，尾流動力學，旋翼葉片設計

#### Abstract

This study presents an application of Genetic Algorithms 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 different flight condition. Based on the evolution theory in the biology—survived of the fitness, Genetic Algorithms find a near-global optimization solution by using three basic operators: reproduction, crossover and mutation. The unsteady wake dynamic system is simulated by the Peters finite state inflow theory. The blade element theory and lifting-line theory are used to formulate the aerodynamic force for a blade. The advantage of Genetic Algorithms is that it have multi-point search instead of one-point search to find the global optimum in a space and avoid to obtain the local optimum.

**Keyword :** Genetic Algorithms, Wake Dynamics, Rotor Blade Design

#### 二、緣由與目的

基因演算法為新興的全域最佳化方法，因為基因演算法(Genetic Algorithm)是一種利用達爾文“物競天擇、適者生存”的進化學說而以隨機搜尋的方式尋找問題最佳解的方法。1975年 Holland[1]提出了基因演算法的生物進化概念和理論基礎。Holland提出基因演算法之初，並非要以它來解特定問題，而是要藉由研究生物在自然界的適應現象來發展電腦系統。1989年 Goldberg[2]提出了許多基因演算法的理論根據，運算元的研究和應用實例，證實基因演算法對最佳化的搜尋很有幫助，並發展了一套簡單基因演算法程式(Simple Genetic Algorithm, SGA)，為基因演算法的蓬勃發展奠定了良好的基礎。由以上學者的研究可知，基因演算法是以參數集合之編碼進行運算，因此可以跳脫搜尋空間上的限制，以增加求得全域最佳解(Global optimum)的機會，而不易落入一個區域最小值(Local minimum)的陷阱中。由於它不需要繁瑣地系統反應與梯度的計算來指引搜尋方向，因而可以使用各種型態的適應函數，以解決各種不同類型的最佳化問題。

在直昇機旋翼葉片的設計中，如何在有限的翼面上提高葉片的效率是很重要的課題。由於旋翼葉片本身處於一種非穩態的空氣動力環境之下，並且會拖曳出振動尾流給下一旋翼葉片，造成旋翼葉片的空氣動力分析十分複雜。因此就直昇機旋翼葉片設計而言，除了必須具備固定翼飛機的空氣動力學基礎外還須結合旋翼機尾流動力學，並同時考慮誘導流、尾流以及葉片外形三者之間所造成之升力的相互影響，才能獲得精確的設計值。在旋翼葉片設計過程中，吾人發現在旋翼葉片中段至尾端處弦長與扭角些微的改變就會對升力產生很大的影響。主要原因是其梯度(靈敏度)非常大，所以只要弦長與扭角稍作調整，就會影響整個葉片設計，使得收斂過程中必須以較複雜的移動限制小心控制以獲得最佳解。因此本研究引進基因演算法的觀念，將弦長與扭角當作設計變數，希望能繁衍出最佳的設計值，以期達到最佳之旋翼葉片設計。

本研究將採用 Peters 的尾流動力理論，並加上葉片元素理論及升力線理論來找出空氣動力的表示式，進而得到以弦長和扭角為設計變數的升力函數，如此可求得所需之輸出功率及升力值。接著將基因演算法的觀念應用在葉片的最佳化設計上。換言之，即應用基因演算法，以期能夠設計出直昇機旋翼葉片的最佳弦長與扭角的分佈值，而能讓引擎輸出功率達到最小以發揮最高之旋翼葉片效率。

### 三、尾流動力與空氣動力分析

由於 Peters 的理論已有良好的準確性，所以本研究將採用 Peters [3,4] 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：

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

吾人可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。

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  $\omega$  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，

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

$\mu$  為前飛率 (advance ratio)， $v$  是誘導流的值，根據升力線理論，格羅爾函數 (Glauert series) 可表示如下：

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

$\omega_0$  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  $\theta_q$  及某一拍撲角  $\beta_q$  之下做運動，則  $\omega_0$  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， $\lambda$  為爬升率。

$\omega_1$  項為氣流的速度梯度，可表成：

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

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：

$$\begin{aligned} L_q &= \frac{1}{2} a \bar{c}(\bar{r}) (L_{\omega_0} + L_{\frac{1}{2}\omega_1} - L_v) \\ &= \frac{1}{2} a \bar{c}(\bar{r}) [(L_\theta - L_\lambda - L_\beta) + L_{\frac{1}{2}\omega_1} - L_v] \end{aligned} \quad (8)$$

$\bar{c}$  是葉片截面的弦長 (非因次化)

由文獻[5] 可得  $C_T$  及  $T$  (推力) 之表示式分別為：

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

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

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

$$dD = \frac{1}{2} \rho a \bar{c} \left( U_i^2 \frac{C_d}{a} + U_p U_i \theta - U_p^2 \right) d\bar{r} \quad (11)$$

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：

$$C_d = \frac{P}{\pi R^2 \rho (\Omega R)^3} \quad (12)$$

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

$$C_p = C_Q = \frac{1}{2\pi} Q \int_0^{\bar{r}} \frac{a}{2\pi} \int_0^{2\pi} \bar{c}(\bar{r}) \left[ U_i^2 \frac{C_d}{a} + U_p U_i \theta - U_p^2 \right] \bar{r} d\psi d\bar{r} \quad (13)$$

其中

$$U_i = \bar{r} + \mu \sin \psi \quad (14)$$

$$U_p = v + V \cos \chi \quad (15)$$

$$C_d = \delta_0 + \delta_{1\alpha} + \delta_2 \alpha^2 \quad (16)$$

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， $\theta$  為葉片扭角， $U_i$  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， $\alpha$  為旋翼面的攻角 [6]。

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：

$$\beta_q^{**} + p^2 \beta_q = \int_0^{\bar{r}} L \bar{r} d\bar{r} \quad (17)$$

其中  $\beta_q$  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 [6] 求得如下：

$$L = \frac{1}{2} a \bar{c} U_0 (\omega_0 + \frac{1}{2} \omega_1 - v) + \frac{1}{8} a \bar{c}^2 \omega_0^* \quad (18)$$

$U_0$  是旋翼葉片相對氣流的速度。

#### 四、基因演算法

基因演算法的基本理論自從 Holland[1]於 1975 年提出之後，近年來廣泛的受到重視。其基本精神在於模仿生物進化的原則，並以達爾文物競天擇，適者生存理論所發展出來的以機率和離散變數為基礎的一種搜尋法。它能夠選擇物種中具有較好特性的上一母代，並且隨機的相互交換彼此的資訊，以期能產生比上一母代更優秀的子代，如此重覆迭代以產生適應性更佳的物種。應用基因演算法解最佳化問題時，吾人必須定義出該族群的適存度函數 (fitness function)，該函數決定了每一個物種生存與否的依據。這些適存度的選取通常是依據系統設計要求而決定[7]。適存度高的物體將被挑選至交配池 (mating pool) 中，進行複製 (reproduction)，交配 (crossover) 及突變 (mutation) 等過程之運算以產生下一代變數。在演化過程中適存度較高者有較大的機會繁衍下一代，如此逐漸改善族群整體的適存度。經過數代之演化後，即產生最佳化的設計變數[8]。

本研究所考慮之直昇機旋翼葉片外形最佳化問題時，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變數，並以引擎輸出功率為目標函數，所產生的升力為限制條件。其目的為尋求在滿足直昇機旋翼葉片之最大升力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以下數學式表示：

尋求設計變數  $\alpha_i$

$$\text{最小化 } P(\alpha) = \sum_{i=1}^n P(\alpha_i) \quad (19)$$

並滿足

$$G(\alpha) = \sum_{i=1}^n L(\alpha_i) - L_d \geq 0 \quad (20)$$

$$\alpha_{i,\min} \leq \alpha_i \leq \alpha_{i,\max} \quad (21)$$

其中  $P$  為引擎輸出功率， $L$  為葉片產生之升力， $L_d$  代表原始矩形葉片升力。

基因演算法適合無限制條件之搜尋，因此有限制條件的問題必須經由處罰函數的方法轉換成無限制條件的問題 [8]。因此旋翼葉片的最佳化問題，其適存度可定義為如下：

$$F = C - P(\alpha) - \lambda [G(\alpha)]^2 \quad (22)$$

其中  $F$  為適存度， $C$  為一常數，其目的為將比較小的目標函數轉換成較大的適存度，並且維持函數值為正以符合基因演算法則的演算要求。 $\lambda$  為處罰常數，當限制條件違反越多則處罰越重，經由訂定處罰常數的大小，可以有效地搜尋合理區 (feasible region) 與不合理區 (infeasible region)，並促使處罰函數的目標函數趨近限制邊界而達到最佳設計點的目的而不至違反限制條件的要求。

基因演算法可分為離散型與實數型二種，離散型基因演算法雖然可以找出我們所要求之最佳解，但在程式搜尋中對於繁雜的編碼及解碼的運算上，卻顯得相當耗時。當參數過多需要以大量、長串的位元來代表時，編碼及解碼的運算將會嚴重減緩程式的搜尋速度。如果編碼的字串長度不夠，將只能找到粗略的最佳值，而無法找到準確性較高的精確最佳值。如果物種不是整數，而是有小數點的話，離散型基因演算法對於這樣的物種要進行二進位編碼，是非常麻煩且容易出錯，但實數型基因演算法就沒有這種問題。而且大部分自然界中的最佳化問題的參數型式都為實數參數，使用實數型基因演算法來處理問題，不但方便參數的處理，並且免去編碼解碼的繁雜運算，更可提高系統的準確性。本研究的弦長與扭角設計參數，均為實數型式且有小數點，對於本研究而言，使用實數型基因演算法來作最佳化搜尋較適合，所以吾人將採用實數型基因演算法。

至於實數型基因演算法的過程則大致與離散型基因演算法的過程相符，唯其複製、交配與突變的方式不太一樣，但在本質上是相同的。吾人將原本屬於離散型的基因演算法則進一步改良成為實數型的基因演算法則。

##### (1) 複製

複製的基本精神為物種根據其適應函數值來決定其在下一代演化中將被淘汰或複製，實數型的複製過程是將所要複製的物種，一部分採用完全複製，其餘部份則加入一些雜訊使其有微量突變的效用，這種加入雜訊的做法稱之為炸彈效應[9]。

##### (2) 交配

實數型的交配過程會使兩個物種的距離拉得更近或更遠，其方式如下：

假設  $x_1 > x_2$ ，則

$$\text{拉遠: } \begin{cases} x_1' = x_1 + \sigma(x_1 - x_2) \\ x_2' = x_2 - \sigma(x_1 - x_2) \end{cases}$$

或

$$\text{拉近: } \begin{cases} x'_1 = x_1 + \sigma(x_2 - x_1) \\ x'_2 = x_2 - \sigma(x_2 - x_1) \end{cases}$$

其中  $x_1$ 、 $x_2$  為交配過程的母代物種

$x'_1$ 、 $x'_2$  為交配後的子代物種

### (3) 突變

實數型基因演算法的突變只要隨機選取一個物種，並且加入雜訊即可。過程如下：

$$x = x \pm s \times \text{random\_noise}$$

其中以  $s$  來控制加入雜訊的大小

在進行旋翼最佳化過程中，吾人先代入初始設計值，接著執行空氣動力和尾流動力耦合系統之程式，得到初始設計的輸出功率，升力與相關的氣動力分析數據，把這些分析數據代入最佳化之程式中，吾人可利用基因演算法求取新的設計變數並計算每個設計變數的適存度大小，並判斷是否滿足設計的要求。如果滿足收斂條件，問題即可得到最佳解，程式自行終止。若不滿足收斂條件，設計變數就進行基因運算元的演化過程，以得到更佳的设计，如此重覆迭代直到獲得最佳解為止。

## 五、數值分析與討論

本研究以貝爾 UH-1H 直昇機之旋翼葉片作為研究範例，分別探討滯空與前飛二種飛行狀態時，主旋翼葉片之弦長與扭角之設計與分析，其飛行諸元如表一所示。本研究將主旋翼葉片延翼展方向分成 24 等份，以取得 25 個弦長與扭角之設計參數。本範例即尋求直昇機於不同飛行狀態時，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。由於考量主旋翼葉片之外形加工問題及葉片空氣動力因素，在設計時必須兼顧外形曲線之平滑度，所以會給予一適當的上下限以維持外形的平滑性。

### (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( $\mu$ )為零的狀態。圖一為滯空狀態下引擎輸出功率迭代過程圖。在滯空狀態下，求解最佳化葉片的過程中，經過五個設計迴圈其輸出功率由 787.00 hp，降為 497.57 hp，而升力則滿足在最低升力限制的要求，詳如表二所示。

圖二顯示，引擎輸出功率比值由 100 % 降至 63.2 %，比初始之輸出功率降低大約 36.8 %，充分顯示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。圖三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，其葉片外形在根部較寬，葉尖較窄。圖四為最佳化葉片扭角的示意圖，粗實線所示為最佳化扭角分佈值，而細線則為初始扭角。原始旋翼葉片葉根與葉尖角度差為 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，所以可知其弦翼葉片後半段對於輸出功率及升力有很大的影響。圖五為最佳化葉片與矩形葉片之性能比較圖，該圖是以改變旋翼葉片俯仰角( $\theta_0 = 2^\circ \sim 20^\circ$ ) 所得不同之功率係數( $C_D$ )及推力係數( $C_T$ )之標準。可知在同一推力係數下，新設計葉片有較少的輸出功率，所以可知新設計的最佳化旋翼葉片比原始矩形旋翼葉片具有較佳的性能表現。

以往的研究大都以原始矩形葉片的弦長或扭角作個別的研究，而本研究為同時考慮弦長和扭角之耦合設計，並以基因演算法為最佳化方法，以求得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。因此本論文將與文獻[10-12]的結果作一比較，其中文獻[10]只單獨考慮扭角，而文獻[11]只單獨考慮弦長，文獻[12]則同時考慮弦長和扭角之耦合設計。表三為本研究與文獻[10,11]的輸出功率減少比率之結果比較，由表可知，本研究所設計的旋翼葉片輸出功率較低，顯示若同時考慮弦長和扭角之耦合設計，遠比只單獨考慮弦長或扭角的設計有較佳的性能。主旋翼葉片弦長之分佈值比較如表四所示，其外形與文獻[12]之趨勢相同。表五為葉片扭角之分佈值比較，呈現根部扭角較文獻[12]稍小，在翼尖的扭角較文獻[12]稍大的設計。

表六為本研究主旋翼葉片升力與輸出功率比值(LPR)與文獻[12]的比較，本研究的 LPR 值為 18.913 較文獻[12]的 18.879 高，所以顯示所設計的葉片效率較文獻[12]為佳，顯示基因演算法更能找到最佳值。

### (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( $\mu$ )為 0.04 的情況。圖六為前飛飛行狀態下引擎輸出功率迭代過程圖。在前飛飛行狀態下，其輸出功率由 1246.06 hp，降為 1020.41 hp，而升力則滿足在最低升力限制的要求，詳如表七所示。

圖七顯示，引擎輸出功率比值由 100 % 降至 81.9 %，比初始之輸出功率降低大約 18.1 %，充分顯示在前飛飛行狀態下，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。圖八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，其葉片外形同樣在根部較寬，葉尖較窄。圖九為最佳化葉片扭角的示意圖，粗實線所示為最佳化扭角分佈值，而細線則為初始扭角。原始旋翼葉片葉根與葉尖角度差為 8.00 度，而最佳化後則為 7.20 度左右。由其扭角分佈圖，可知也是前半段變化很小，後半段則急遽下降，所以可知其弦翼葉片後半段對於輸出功率及升力有很大的影響。圖十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，所以在前飛飛行狀態下，新設計的最佳化旋翼葉片比原始矩形旋翼葉片具有較佳的性能表現。表八為本研究在前飛飛行狀態下與文獻[10,11]的輸出功率減少比率之結果比較，由表可知，本研究設計的旋翼葉片需要較低的輸出功率，顯示同時考慮弦長和扭角之耦合設計，遠比只單獨考慮弦長或扭角之設計為佳。表九與表十分別為本研究與文獻[12]之弦長與扭角分佈值之比較。其結果與滯空飛行時類似。

表十一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[12]的比較，前飛飛行狀態下，LPR 值為 8.543 較文獻[12]的 8.515 高，所以顯示所設計的葉片效率較文獻[12]為佳。

## 六、結論

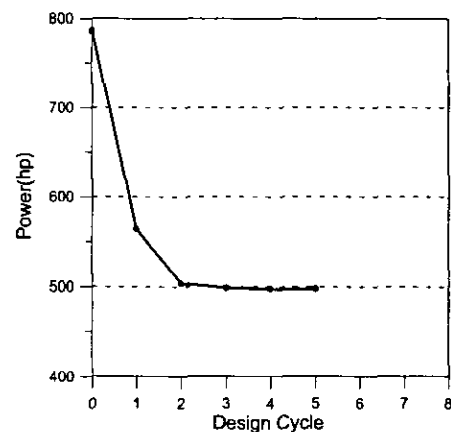
本研究在非穩態之空氣動力環境下，同時考慮弦長與扭角兩種設計變數的耦合作用，並整合尾流動力，空氣動力和基因演算法的理論，尋求直昇機在飛行時之最低輸出功率並滿足一定的升力要求下之葉片弦長與扭角最佳分佈值。本研究使用實數型基因演算法，可避免編碼解碼運算上的複雜與錯誤，降低程式執行的時間，且較能符合直昇機旋翼葉片設計的最佳化問題。在範例中，不管是滯空飛行或是前飛飛行，吾人所設計的旋翼葉片性能都較文獻佳，在維持一定推力條件下，使得直昇機的引擎輸出功率降得更低，且 LPR 值也較文獻為佳。配合適當之移動限制可使旋翼葉片之外形維持平滑性。最佳化的結果證明本研究之設計較只單獨考慮弦長或扭角為佳。藉由本研究的研究成果，希望對於整個直昇機旋翼葉片方面的研究有所幫助，也期望未來能提供作為設計直昇機旋翼葉片的參考。

## 七、參考文獻

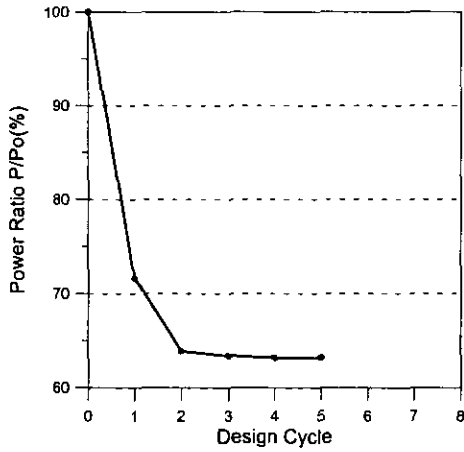
- [1] Holland, J. H., 1975, "Adaptation in Natural and Artificial System" University of Michigan Press, Ann Arbor.
- [2] Goldberg, D. E. and Samtam, M. P., 1986, "Engineering Optimization via Genetic Algorithm" The Proceeding of 9<sup>th</sup> Conference Electronic Computation, ASCE, New York, pp.471-482.
- [3] Ormiston, R. A., 1976, "Application of Simplified inflow Models to Rotorcraft Dynamic Analysis," Journal of American Helicopter Society, Vol.21., No.3, July, pp.34-37
- [4] Khan, A. M., 1922, "Helicopter Mission and Rotor Performance Optimization with Quasi-Linear Inflow Theory," Ph.D. Thesis, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Nov.
- [5] Theodorsen T., 1935, "General Theory of

Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter," NACA R.496

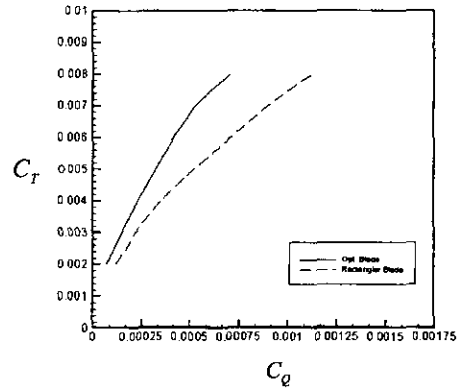
- [6] Johnson, W., 1980, "Helicopter Theory," Princeton University Press, Princeton, N.J.
- [7] J.J. Grefenstte, "Optimization of control parameters for Genetic Algorithms," IEEE Trans. Sys., Man, and Cybernetics SMC-16, 1, pp.122-128.
- [8] 連俊傑, 1994, "使用遺傳基因法則決定避震器最佳位置和參數的方法", 國立中興大學機研所碩士論文。
- [9] 蘇木春, 張孝德, 1997, "機械學習、類神經網路、模糊理論以及基因演算法則", 全國科技圖書股份有限公司。
- [10] Ming-Shien Hsieh, 1997, "Optimum Design and Performance Analysis for Helicopter Rotor Blade" Graduate Institute of Mechanical Engineering, Tamkang University
- [11] Chyi-Feng Lin, 1998, "A Hybrid Method for Helicopter Rotor Blade Optimum Design" Graduate Institute of Mechanical Engineering, TamKang University .
- [12] Fang-Jin Lin, 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 .



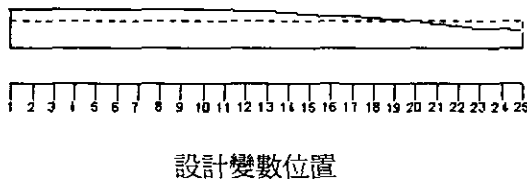
圖一 輸出功率迭代過程圖  
( $V=0$ ,  $\mu=0$ )



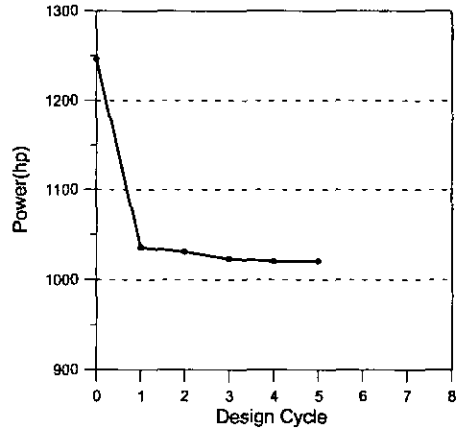
圖二 輸出功率比值變化圖  
( $V=0, \mu=0$ )



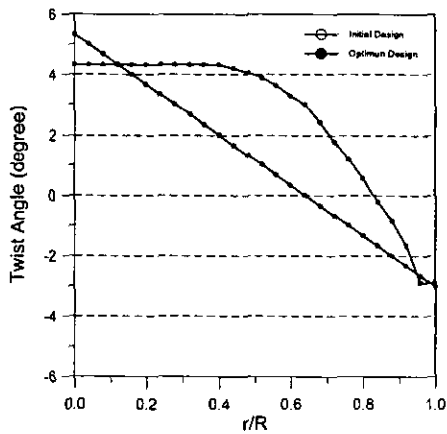
圖五 原始矩形葉片與最佳化葉片性能分析比較圖  
( $V=0, \mu=0$ )



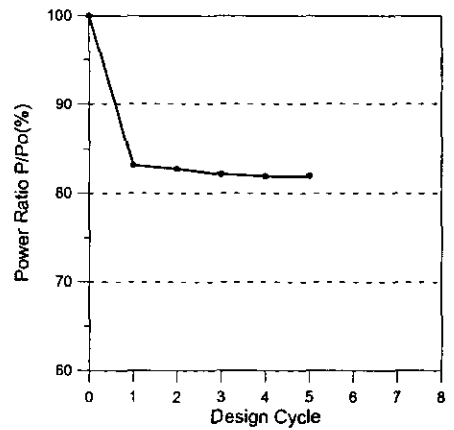
圖三 葉片最佳外形示意圖  
( $V=0, \mu=0$ )



圖六 輸出功率迭代過程圖  
( $V=0.05, \mu=0.04$ )



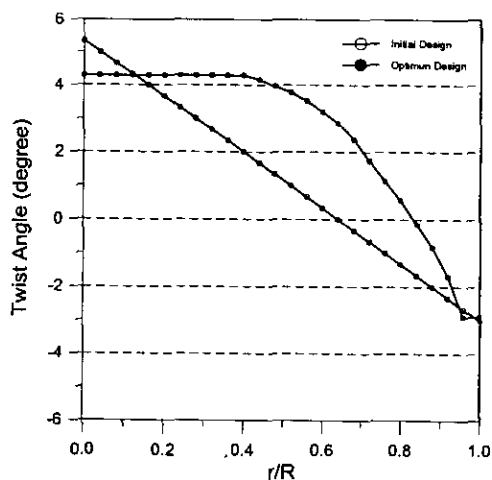
圖四 葉片最佳扭角分佈圖  
( $V=0, \mu=0$ )



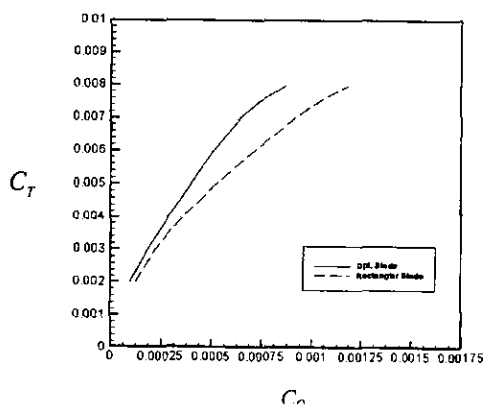
圖七 輸出功率比值變化圖  
( $V=0.05, \mu=0.04$ )



圖八 葉片最佳外形示意圖  
( $V=0.05$ ,  $\mu=0.04$ )



圖九 葉片最佳扭角分佈圖  
( $V=0.05$ ,  $\mu=0.04$ )



圖十 原始矩形葉片與最佳化葉片性能分析比較圖  
( $V=0.05$ ,  $\mu=0.04$ )

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,)  $V=0.0$  or  $0.05$   
 前飛率(advance ratio)  $\mu = 0.0$  or  $0.04$   
 空氣密度  $\rho = 0.0023788$  slug/ft<sup>3</sup>  
 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  $R=23$  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  $\Omega = 33.93$  rad/sec

表二 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	9410.5
1	563.69	9410.5
2	503.24	9410.5
3	498.80	9410.5
4	497.57	9410.5
5	497.57	9410.5

表三 本研究與文獻輸出功率比值之結果比較一覽( $V=0$ ,  $\mu=0$ )

Design Cycle	Power Reduction Percentage (%)		
	文獻[10]	文獻[11]	本研究
0	0	0	0
1	5.5	11.3	28.4
2	7.0	13.3	36.1
3	7.9	13.5	36.6
4	8.3	13.5	36.8
5	9.3	13.6	36.8
6	10.2	13.6	
7	11.0		
8	11.2		
9	11.2		



表四 主旋翼葉片弦長最佳設計值  
( $V=0, \mu=0$ )

Design Variable	Chord Length		
	Initial Variable	文獻[12]	本研究
1	0.0767	0.1097	0.1093
2	0.0767	0.1097	0.1093
3	0.0767	0.1097	0.1093
4	0.0767	0.1097	0.1093
5	0.0767	0.1097	0.1093
6	0.0767	0.1095	0.1090
7	0.0767	0.1092	0.1088
8	0.0767	0.1085	0.1082
9	0.0767	0.1072	0.1070
10	0.0767	0.1052	0.1051
11	0.0767	0.1025	0.1026
12	0.0767	0.0990	0.0994
13	0.0767	0.0951	0.0954
14	0.0767	0.0908	0.0911
15	0.0767	0.0862	0.0863
16	0.0767	0.0816	0.0818
17	0.0767	0.0770	0.0771
18	0.0767	0.0723	0.0725
19	0.0767	0.0676	0.0677
20	0.0767	0.0630	0.0631
21	0.0767	0.0565	0.0564
22	0.0767	0.0482	0.0480
23	0.0767	0.0437	0.0432
24	0.0767	0.0397	0.0404
25	0.0767	0.0397	0.0404

表五 主旋翼葉片扭角最佳設計值  
( $V=0, \mu=0$ )

Design Variable	Twist Angle (degree)		
	Initial Variable	文獻[12]	本研究
1	5.0002	4.3950	4.3201
2	4.6667	4.3950	4.3201
3	4.3332	4.3950	4.3201
4	3.9997	4.3950	4.3201
5	3.6662	4.3950	4.3201
6	3.3327	4.3950	4.3201
7	2.9993	4.3950	4.3201
8	2.6658	4.3950	4.3201
9	2.3323	4.3950	4.3201
10	1.9988	4.3950	4.3201
11	1.6653	4.3127	4.1968
12	1.3318	4.2333	4.0521
13	0.9984	4.0418	3.8789
14	0.6649	3.9227	3.6211
15	0.3314	3.5074	3.2773
16	0.0021	3.0376	2.9851
17	-0.3356	2.6130	2.4179
18	-0.6691	1.9339	1.7974
19	-1.0026	1.3001	1.1803
20	-1.3360	0.6117	0.5615
21	-1.6695	-0.0313	-0.2037
22	-2.0030	-0.8289	-0.8537
23	-2.3365	-1.8812	-1.6730
24	-2.6700	-2.9881	-2.8934
25	-3.0035	-2.9881	-2.8934

表六 本研究與文獻升力與引擎輸出功率的比較(LPR) ( $V=0, \mu=0$ )

Design Cycle	LPR	
	文獻[25]	本研究
0	11.957	11.957
1	17.183	16.694
2	18.414	18.700
3	18.841	18.866
4	18.879	18.913
5	18.879	18.913

表九 主旋翼葉片弦長最佳設計值 ( $V=0.05, \mu=0.04$ )

Design Variable	Chord Length		
	Initial Variable	文獻[12]	本研究
1	0.0767	0.1138	0.1132
2	0.0767	0.1138	0.1132
3	0.0767	0.1138	0.1132
4	0.0767	0.1138	0.1132
5	0.0767	0.1138	0.1132
6	0.0767	0.1138	0.1130
7	0.0767	0.1133	0.1126
8	0.0767	0.1126	0.1119
9	0.0767	0.1112	0.1104
10	0.0767	0.1092	0.1085
11	0.0767	0.1063	0.1055
12	0.0767	0.1028	0.1020
13	0.0767	0.0987	0.0978
14	0.0767	0.0942	0.0933
15	0.0767	0.0895	0.0887
16	0.0767	0.0848	0.0848
17	0.0767	0.0800	0.0802
18	0.0767	0.0751	0.0746
19	0.0767	0.0703	0.0700
20	0.0767	0.0655	0.0649
21	0.0767	0.0606	0.0604
22	0.0767	0.0558	0.0556
23	0.0767	0.0505	0.0504
24	0.0767	0.0457	0.0461
25	0.0767	0.0457	0.0461

表七 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	8717.2
1	1035.50	8717.2
2	1030.85	8717.2
3	1022.86	8717.2
4	1020.41	8717.2
5	1020.41	8717.2

表八 本研究與文獻輸出功率比值之結果比較一覽 ( $V=0.05, \mu=0.04$ )

Design Cycle	Power Reduction Percentage (%)		
	文獻[10]	文獻[11]	本研究
0	0	0	0
1	1.7	12.8	16.9
2	2.2	11.5	17.3
3	2.8	11.5	17.9
4	3.5	11.5	18.1
5	4.6	11.5	18.1
6	5.0	11.5	
7	5.0		

表十 主旋翼葉片扭角最佳設計值  
( $V=0.05$ ,  $\mu=0.04$ )

Design Variable	Twist Angle (degree)		
	Initial Variable	文獻[12]	本研究
1	5.0002	4.2833	4.2931
2	4.6667	4.2833	4.2931
3	4.3332	4.2833	4.2931
4	3.9997	4.2833	4.2931
5	3.6662	4.2833	4.2931
6	3.3327	4.2833	4.2931
7	2.9993	4.2833	4.2931
8	2.6658	4.2833	4.2931
9	2.3323	4.2833	4.2931
10	1.9988	4.2833	4.2931
11	1.6653	4.2233	4.1581
12	1.3318	4.1933	3.9576
13	0.9984	4.1333	3.7758
14	0.6649	3.9227	3.5237
15	0.3314	3.5074	3.2027
16	0.0021	3.0376	2.8592
17	-0.3356	2.5130	2.3663
18	-0.6691	1.9339	1.7356
19	-1.0026	1.3001	1.1272
20	-1.3360	0.6117	0.5615
21	-1.6695	-0.0313	-0.1396
22	-2.0030	-0.8289	-0.8308
23	-2.3365	-1.8812	-1.6931
24	-2.6700	-2.9381	-2.9049
25	-3.0035	-2.9381	-2.9049

表十一 本研究與文獻升力與引擎輸出功率的比值(LPR) ( $V=0.05$ ,  $\mu=0.04$ )

Design Cycle	LPR	
	文獻[12]	本研究
0	6.996	6.996
1	8.388	8.418
2	8.463	8.456
3	8.494	8.522
4	8.515	8.543
5	8.515	8.543