

行政院國家科學委員會補助專題研究計畫成果報告

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※
※ 具動態失速效應之非線性無鉸接葉片動態分析 ※

※
※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

計畫類別：個別型計畫 整合型計畫

計畫編號：NSC 91-2212-E-032-006

執行期間：91 年 8 月 1 日至 92 年 7 月 31 日

計畫主持人：王怡仁

共同主持人：

本成果報告包括以下應繳交之附件：

- 赴國外出差或研習心得報告一份
- 赴大陸地區出差或研習心得報告一份
- 出席國際學術會議心得報告及發表之論文各一份
- 國際合作研究計畫國外研究報告書一份

執行單位：淡江大學航太系所

中 華 民 國 92 年 7 月 31 日

行政院國家科學委員會專題研究計畫成果報告

具動態失速效應之非線性無鉸接葉片動態分析 The Dynamic Analysis of A Nonlinear Hingeless Blade System With Dynamic Stall Effect

計畫編號：NSC 91-2212-E-032-006

執行期限：91年8月1日至92年7月31日

主持人：王怡仁 淡江大學航太所

計畫參與人員：張鴻文、蔡曜昌 淡江大學航太所

一、中文摘要

筆者提出一套整合非線性葉片的結構方程式與動力尾流模式的效應並考慮動態失速影響的耦合系統，利用 Galerkin 法將其轉換至動態時域之二階微分方程；再求解系統的動態解。本計劃將針對等向均質葉片的非線性耦合系統做動態響應分析。本計畫建立之動態耦合模式允許直昇機在各種飛行狀態時，主旋翼葉片振動方式(位移)之模擬，也同時對特徵值做一分析。經由動態響應結果相互比對，相信能一窺葉片結構及動態失速這兩個物理量對於主旋翼非穩態系統的影響。

關鍵詞：直昇機，尾流，動態失速。

Abstract

In this research, a new three-dimensional dynamic wake model, ONERA dynamic stall model and nonlinear rotor blade flap-lag-torsion model will be coupled together. The generalized dynamic wake model employed is based on an induced undetermined time dependent coefficients as aerodynamic states. The Galerkin's method and Duncan polynomials are used to expand this nonlinear coupled equation into dynamic equation in time domain. This is the first time dynamic stall model and dynamic wake theory coupling with nonlinear rotor blade structural dynamics. In this research, the dynamic response of the nonlinear isotropic and homogeneous blade rotor system will be studied. The results could be used directly to the main rotor preliminary design or performance evaluation. Some of the physical meanings behind the nonlinear dynamic stall effects on rotor blade system would be discovered through the study of coupled system's dynamic response.

Keywords: Helicopter, Wake, Dynamic Stall.

二、緣由與目的

此計畫整合過去之研究成果；建立一個針對

業界實際需求的模式，能預估直昇機主旋翼無論是在懸停(hover)或是前飛(forward flight)時各種飛行狀況主旋翼的動態響應(dynamic response)。此一模式將包含一個完全非線性結構葉片(fully nonlinear blade)，在主旋翼氣動力環境方面，包含動態尾流及動態失速效應，這已經是目前直昇機學術界最符合實際物理現象的模式了。本計畫將建立上述要素之理論模式耦合之後，將所有操控輸入(例如 θ_0 、 θ_s 、 θ_c 等)放在理論方程式的等號右方以便求出在不同飛行狀況(不同操控輸入導致的飛行狀況)之下的主旋翼葉片位移分析。首先就一般空氣動力流場之尾流場的預估大致分為實驗量測[2]及數值模擬[3]兩種，另外有關尾流及葉片振動的研究及該模式之建立可從 Ormiston 及 Peters 等人的論文中窺知[4,5]。當時的學者多假設一剛性葉片與一簡單的尾流模式耦合而探討尾流對葉片振動(拍撲振動)之影響。接著有從事結構動力的研究人員致力於非線性彈性葉片運動方程式之推導如 Hodges 等人[6,7]，希望能對旋翼葉片有更真實的模擬。然都屬於 moderate deflection type beam theory, [1]。至於空氣動力流場中還有一個重要的物理量，就是動態失速的因素，法國 ONERA 發展一套半經驗半解析的數學模式[9,10]，經過評估之後[11,12]已超越現在的大部分理論方程式。因此廣為被研究動態失速的人採用[8~12]。就 lead-lag 甚或前述 flapping、lead-lag 及 pitch(torsion)三者相互耦合之運動則是目前較為熱門的研究方向，其中尤以 lead-lag 的振動最易造成旋翼系統之不穩定[11,12]。因此這方面將是一個值得探討的重點。

本研究所考慮的耦合系統在葉片結構方面包含一組可允許在擺振、拍撲及扭轉三個自由度上有大的變形量之矩形葉片。在空氣動力方面則將利用非穩態翼剖面理論(unsteady airfoil theory)及葉片元素理論推導出葉片上的升力函數，並加入 ONERA 的動態失速方程式。而至於誘導流的影響

則將由 Peters 的三維動態尾流方程式 (dynamic wake equation) 模擬之。筆者相信這將兼具學術及實務的價值。

三、研究方法

三.1 複材葉片結構動力方程的推導

本研究用能針對 Hodges 之運動方程做改進之 Pai 的非線性複材葉片理論做為結構動力方程的理論依據，詳參考文獻 [13]。無因次化後的複材結構方程經轉換及捨棄高次非線性項後可得 v 、 w 、 γ 的運動方程式如下：

$$\ddot{v} + \beta_{22} v''''' - j_3 \ddot{v}'' + \mu_3 \dot{v} - v + \left[v' \int_1^{\bar{x}} (\bar{x}) d\bar{x} \right] = L_v \quad (1)$$

$$\ddot{w} + w''''' + \beta_{13} \gamma''' - j_2 \ddot{w}'' + \mu_1 \dot{w} - (j_3 - j_2 - j_1) \dot{\gamma}' - (j_3 - j_1) w'' = L_w \quad (2)$$

$$+ \left[w' \int_1^{\bar{x}} \bar{x} d\bar{x} \right] = L_w$$

$$j_1 \ddot{\gamma} - \beta_{11} \gamma'' - \beta_{13} w''' + \mu_3 \dot{\gamma} - (j_3 - j_2 - j_1) \dot{w}' + \gamma = L_\gamma \quad (3)$$

其中式(1)的 $\left[v' \int_1^{\bar{x}} (\bar{x}) d\bar{x} \right]$ 及式(2)的 $\left[w' \int_1^{\bar{x}} \bar{x} d\bar{x} \right]$ 為非線性項，而式(2)及(3)又有結構耦合。 v 乃是 lead-lag 之位移， w 為 flapping 之位移， γ 為 torsion 之旋轉，而 $\beta_{11} = D_{11}/D_{33}$ ， $\beta_{22} = D_{22}/D_{33}$ ， $\beta_{13} = D_{13}/D_{33}$ 。就一平板葉片而言， $j_1 = j_2 + j_3 = \frac{h^2}{12R^2} + \frac{b^2}{12R^2}$ ， $\bar{x} = x = r/R$ ， R 為葉片長度。而 D_{11} ， D_{22} ， D_{33} 及 D_{13} 則分別代表 torsion， v 方向之 bending 的硬度 (stiffness) 及 w 方向之 bending 的硬度以及 bending-twisting 互相耦合的硬度值。為了要確認吾人使用之結構方程式是否合理，以及是否能包含一些基本的類線性物理模式。我們將式(1~3)分別與 Hodges [6]的等向均質類線性方程式相比較以了解彼此的差異。Hodges 的均質類非線性葉片結構方程式可化簡為：(在弦向)

$$\ddot{v} + \Lambda_2 v''''' - (\tau v')' - v = L_v \quad \text{其中 } \tau = \frac{1}{2}(1 - \bar{x}^2)$$

$-(\tau v')$ 結果同 $\left[v' \int_1^{\bar{x}} (\bar{x}) d\bar{x} \right]$ 式(1)，上式 $\Lambda_2 = \frac{EI_z}{m\Omega^2 R^4}$ 代

表無因次化，在 lead-lag (v -dir) 方向的彎曲硬度值 (bending stiffness)，而在式(1)中的 β_{22} 是指正向化的 v 方向的彎曲硬度，兩者同義，只不過 β_{22} 包含複材的特性， Λ_2 為均質材料的參數。此外在式(1)中的 μ_3 代表結構阻尼，而這個項是 Hodges 沒有考慮的。此外在式(1)中的 j_3 代表轉動慣量 (rotary inertia)。因此一般而言，在弦向振動，吾人建立的結構模式應可包含前人的模式。Hodges 之類非線性結構方程在揮舞向時可表成如下：

$$\Lambda_1 w''''' - (\tau w')' + \ddot{w} + 2K_m^2 \dot{\gamma}' = L_w$$

其中的 $(-\tau w')'$ 實際上相當於式(2)的 $\left[w' \int_1^{\bar{x}} \bar{x} d\bar{x} \right]$ ，而 Λ_1 指的是拍撲向 (w -dir) 的 bending stiffness， K_m 是葉片截面質量曲率半徑 (blade cross-section mass radius of gyration)。而在式(2)中若取均質材料，則 $\beta_{13} = 0$ 。因此，吾人發覺目前的結構模式仍比前人各考慮了結構阻尼及其他轉動慣量之修正項。Hodges 之類非線性結構方程在扭轉向時可表成如下：

$$\begin{aligned} \bar{K}_m^{-2} \ddot{\gamma} - \left(\kappa + \frac{1}{2} \bar{K}_A^{-2} (1 - \bar{x}^2) \right) \gamma'' + \bar{K}_A^{-2} \bar{x} \gamma' + \left(\bar{K}_{m2}^{-2} - \bar{K}_{m1}^{-2} \right) \gamma \\ + 2\bar{K}_{m1}^{-2} \dot{w}' = L_\gamma \end{aligned}$$

其中

$$\kappa = \text{non-dimensional torsional rigidity} = \frac{GJ}{m\Omega^2 R^4}$$

\bar{K}_A = blade cross-section polar radius of gyration

\bar{K}_m = blade cross-section mass radius of gyration

\bar{K}_{m1} 、 \bar{K}_{m2} = principle mass radii of gyration, about y' and z' axes, respectively。

而在式(3)中 β_{11} 即正向化 (normalized by D_{33}) 的扭矩剛性 (torsional rigidity) 實際上相當於上式中的 κ 。 β_{13} 也於前述，若為均質葉片則 $\beta_{13} = 0$ 。兩者除了結構阻尼之外，其所考慮的物理現象仍是一致的。

三.2 葉片上空氣動力表示式之推導

(一) 葉片上的空氣動力表示式之推導

由圖一得知， U 是翼剖面相對於流場之速度，而在 v 及 w 方向及第 q 片葉片之升力可表成如下：

$$L_{vi} = -[U_p \Gamma + U_T \Gamma_d + L_o \sin \theta]_i \quad (4)$$

$$L_{wi} = \{[U_T \Gamma - U_p \Gamma_d] + L_o \cos \theta\}_i \quad (5)$$

$$L_{qi} = [U_T \Gamma - U_p \Gamma_d]_i \quad (6)$$

$$M_{\phi i} \quad (\text{or} \quad L_\gamma) = [2bUT_m + M_o]_i \quad (7)$$

其中， L_q 為環流升力 (circulatory lift)， L_o 為非環流升力 (non-circulatory lift)， M_o 為非環流力矩 (non-circulatory moment)，足標 i 代表葉片上分割的元素。我們將 U 分為 U_p 與 U_T 兩分量，則 $U = \sqrt{U_p^2 + U_T^2}$ ， $\phi = \tan^{-1} U_p / U_T$ ， $\alpha = \theta - \phi$ ，此外，

Γ 、 Γ_d 及 Γ_m 分別代表 ONERA 動態失速方程式的升力、阻力及扭力矩的影響。

(二) ONERA 動態失速理論

ONERA 的動態失速模式是一個較易與本研究先前之模式相耦合的方程式，而其可靠性也已於

參考文獻中 [9~12] 詳述，因此準確性及執行上將不成問題。此模式之數學式依氣動力特性可以如下三部分表示之。

(1) Dynamic Stall Lift

$$\begin{aligned} \bullet \Gamma &= \Gamma_1 + \Gamma_2 \\ \bullet \Gamma_1 &= aU_y \cos\alpha + \delta_i \bar{b}\varepsilon \\ \bullet K^2 \ddot{\Gamma}_2 + 2dwK \dot{\Gamma}_2 + w^2(1+d^2)\Gamma_2 \\ &= -w^2(1+d^2)[U\Delta c_i + e_i K(\dot{U}_x \cos\alpha + \dot{U}_y \sin\alpha)\Delta c_i \\ &\quad + e_i K \frac{\partial \Delta c_i}{\partial \alpha}(\dot{U}_y \cos\alpha - \dot{U}_x \sin\alpha)] \end{aligned} \quad (8)$$

(2) Dynamic Stall Drag

$$\begin{aligned} \bullet \Gamma_d &= \Gamma_{d1} + \Gamma_{d2} \\ \bullet \Gamma_{d1} &= Uc_{d0} \\ \bullet K^2 \ddot{\Gamma}_{d2} + a_d K \dot{\Gamma}_{d2} + r_d^2 \Gamma_{d2} \\ &= -[r_d^2 U\Delta c_d + e_d K(\dot{U}_x \Delta c_d + \frac{\partial \Delta c_d}{\partial \alpha} \dot{U}_y)] \end{aligned} \quad (9)$$

(3) Dynamic Stall Pitching Moment

$$\begin{aligned} \bullet \Gamma_m &= \Gamma_{m1} + \Gamma_{m2} \\ \bullet \Gamma_{m1} &= \delta_m \bar{b}\varepsilon \\ \bullet K^2 \ddot{\Gamma}_{m2} + 2dwK \dot{\Gamma}_{m2} + w^2(1+d^2)\Gamma_{m2} \\ &= -w^2(1+d^2)[U\Delta c_m + e_m K(\dot{U}_x \cos\alpha + \dot{U}_y \sin\alpha)\Delta c_m + \\ &\quad e_m K \frac{\partial \Delta c_m}{\partial \alpha}(\dot{U}_y \cos\alpha - \dot{U}_x \sin\alpha)] \end{aligned} \quad (10)$$

(8,9,10) 式中， Γ_1 、 Γ_{d1} 及 Γ_{m1} 分別代表升力、阻力及扭力矩的線性部分，且為一函數，將可輕易求得。而 Γ_2 、 Γ_{d2} 及 Γ_{m2} 則分別代表升力、阻力及扭力矩的非線性部分的影響。

三 3 Peters 動力尾流理論

Peters 動力尾流理論主要之數學理論是以普朗特加速位勢函數 (Prandtl's acceleration potential function) Φ 為基礎推衍而來，壓力分佈函數 Φ 可以雷建德函數 (Legendre function) 和傅立葉級數 (Fourier series) 來表示：

$$v_i(\bar{x}, \psi, \bar{t}) = \sum_{r=0}^{\infty} \sum_{j=r+1, r+3, \dots} \psi'_j(\bar{x}) [\alpha'_j \cos(r\psi) + \beta'_j \sin(r\psi)] \quad (11)$$

滯空或前飛時的矩陣型式之一階常微分方程式：

$$\begin{bmatrix} \cdots & K_n^m & \cdots \end{bmatrix} \left[\begin{bmatrix} \cdots & A'_{jn} & \cdots \end{bmatrix} \right] \left[\begin{bmatrix} \vdots & \{\alpha, \beta\}'_j & \vdots \end{bmatrix} \right] = \frac{1}{2} \left[\begin{bmatrix} \vdots & \{\Gamma_n^{mc,s}\} & \vdots \end{bmatrix} \right]$$

$$+ \nu \left[\begin{bmatrix} \cdots & \hat{L}_{jn}^{mc} & \cdots \end{bmatrix} \right] \left[\begin{bmatrix} \cdots & B'_{jn} & \cdots \end{bmatrix} \right] \left[\begin{bmatrix} \vdots & \{\alpha, \beta\}'_j & \vdots \end{bmatrix} \right]$$

(12)

在式(12)中 α'_j 及 β'_j 代表誘導流的狀態函數 (induced flow 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，提供了徑向誘導流之分佈的耦合性。

三.4 耦合方程之求解

本章節主要是利用 Galerkin 法將其展開以期得到一個較結構化的矩陣表示式以利日後的動態分析及求解。首先從結構的方程來看，要解此一方程式，必須採用半解析半數值方法，我們利用 Galerkin method，將變數轉換為：

$$\begin{aligned} v &= \sum_{k=1}^5 v_k(t) \Psi_k(\bar{x}) \\ w &= \sum_{k=1}^5 w_k(t) \Psi_k(\bar{x}) \\ \gamma &= \sum_{k=1}^5 \gamma_k(t) \Theta_k(\bar{x}) \end{aligned} \quad (13)$$

其中， Ψ_k 、 Θ_k 為 comparison function，我們採用 modified Duncan 的多項式，就一個 hingeless 的葉片而言 modified Duncan 多項式的偶數次方項正好可滿足本研究所將探討的無鉸接 (hingeless) 葉片的邊界條件之要求而於式(13)中，接下來再將其分為平衡態 (equilibrium term) 與擾動態 (disturbant term (dynamic term)) 兩部份，

$$\begin{aligned} v &= \sum_{k=1}^5 (\bar{v}_k + \delta v_k(t)) \Psi_k(\bar{x}) \\ w &= \sum_{k=1}^5 (\bar{w}_k + \delta w_k(t)) \Psi_k(\bar{x}) \\ \gamma &= \sum_{k=1}^5 (\bar{\gamma}_k + \delta \gamma_k(t)) \Theta_k(\bar{x}) \end{aligned} \quad (14)$$

然後是將式(14)代入式(1)~(7)中對其中的 v 、 w 、 γ 做展開，其過程太過繁雜故不在此贅述。擾動部份 (dynamic part) 包含了， δv 、 δw 、 $\delta \gamma$ 等擾動項，利用 Galerkin 的展開，可得到動態響應方程式各項。由於所有的結構方程之 comparison 函數皆先已假設且滿足邊界條件，因此利用 Galerkin 法，必須先將式(1)~(3)的結構方程式皆乘以 $\Psi(\bar{r})$ 或 $\Theta(\bar{r})$ 將其正交化。而且這些外力函數也必須正交化之。如此可得到一個二階的聯立耦合動力方程式，以矩陣型式表示如下，

$$\begin{bmatrix} QBS & QBW & QBD \\ DWS & DWW & DWD \\ DSS & DSW & DSD \end{bmatrix}_A \begin{bmatrix} \dot{\delta v} \\ \dot{\delta w} \\ \dot{\delta r} \\ \dot{\delta \alpha'_j} \\ \dot{\delta \beta'_j} \\ \dot{\delta \Gamma_j} \\ \dot{\delta \Gamma_m} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} QBS & QBW & QBD \\ DWS & DWW & DWD \\ DSS & DSW & DSD \end{bmatrix}_S \begin{bmatrix} \dot{\delta v} \\ \dot{\delta w} \\ \dot{\delta r} \\ \dot{\delta \alpha'_j} \\ \dot{\delta \beta'_j} \\ \dot{\delta \Gamma_j} \\ \dot{\delta \Gamma_m} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} SE \\ WF \\ DF \end{bmatrix}$$

其中 QBS 代表類非線性葉片方程的結構項 (Quasi-Non-Linear-Blade-Equation Structural Part), QBW 代表類非線性葉片方程的尾流項 (Quasi-Non-Linear-Blade-Equation Wake Part), QBD 代表類非線性葉片方程的動態失速項 (Quasi-Non-Linear-Blade-Equation Dynamic Stall Part), DWS 代表動力尾流方程的結構項 (Dynamic-Wake-Equation Structural Part), DWW 代表動力尾流方程的尾流項 (Dynamic-Wake-Equation Wake Part), 而 DWD 則代表動力尾流方程的動態失速項 (Dynamic-Wake-Equation Dynamic Stall Part)。同理 DSS、DSW、DSD 則分別代表動態失速方程的結構、尾流及動態失速項。此外，矩陣足標 []_A 則代表質量矩陣 (Apparent mass matrix)，[]_S 則代表硬度矩陣 (stiffness matrix)。而 SF, WF 及 DF 則分別代表結構、尾流及動態失速的外力項。如此，利用 Runge-Kutta 法求得在某個飛行狀態之下的所有葉片的擾動態位移 (δv 、 δw 、 δr)，及尾流導致的擾動態誘導流速係數 ($\delta \alpha'_j$ 、 $\delta \beta'_j$)，及擾動態的動態失速係數 ($\delta \Gamma$ 、 $\delta \Gamma_j$ 、 $\delta \Gamma_m$)；再利用 (14) 式將各個諧模的平衡態及擾動態相加，則可得到整個系統的位移，誘導流係數及動態失速係數。而利用 (14) 式則也可求得在任一飛行狀態時，主旋翼葉片尖端 (tip) 的位移量，同時也可觀察隨著時間的改變時，該位移振動的方式。

為了驗證本研究之結果，事實上是判斷各個模態的頻率，吾人將分析線性等向葉片之振動模態。線性等向葉片方程式可表成如下：

$$\begin{aligned} v'' + \beta_{22} v'^v - j_3 v'''' - v &= 0 \\ w'' - j_2 w'''' + w'^v &= 0 \\ j_1 \gamma'' - \beta_{11} \gamma'' &= 0 \end{aligned}$$

邊界條件為，

固定端(Fixed end)，

$$V(0)=0, V'(0)=0, W(0)=0, W'(0)=0, \Gamma(0)=0$$

自由端(Free end)

$$V''(1)=0$$

$$\beta_{22} V''(1) - j_3 (\omega_v)^2 V'(1) = 0$$

$$W''(1)=0$$

$$W''(1) - j_2 (\omega_w)^2 W'(1) = 0$$

$$\Gamma'(1)=0$$

上述運動方程式為一般的偏微分方程式，只需用一般解偏微分的技巧解之即可。如同非線性的情況，吾人取 $j_2 = 0.000005787$, $j_3 = 0.00003621$, $\beta_{22} = 3.619942$, $\beta_{11} = 0.0456$, 我們可以得到擺振向的前三個頻率: 6.615219, 41.91564, 117.35091，揮舞向的前三個頻率: 3.516, 22.035, 61.696，及扭轉向的前三個頻率: 51.758, 155.274, 258.791。

四、結果與討論

在本研究中，結構方程式使用的比較函數，取 v 方向一個諧模， w 及 γ 方向各三個諧模。由於 v 方向(lead-lag)較不可能發生高諧模之形變，一方面為簡化計算時矩陣之大小，因此有上述之假設。此外 在動態失速方面，吾人選定 NACA0012 的翼面。其動態失速攻角導致的空氣動力值出現在 13° 及 22° 時(ONERA Model)。吾人在求取動態響應時，首先針對不同的轉距角在不同的飛行狀況時分析之。圖二是轉距角 5° 時，七個諧模之葉片尖端位移由前飛率 0 到 1 時的變化。圖三及四則分別為轉距角 15° 及 25° 時的動態響應位移圖。圖二中在前飛率 $0.2\sim0.3$ 時有急遽增加者為 lead-lag 諧模，顯示其共面運動(in-plane motion)之不穩定性。而圖三及四則在 $0.2\sim0.3$ 的前飛率時，揮舞向的諧模(1^{st} flapping model)也有急遽增加(發散)的現象。其中值得注意是由於動態失速效應，在 13° 及 22° 以後都有明顯之結構形變影響。觀察結構方程式，空氣動力之外力乃是造成形變之主因。而前飛率的增加，事實上將使尾流效應遞減，因此上述現象確為動態失速效應無誤。

按照往常研究，通常較有明顯的耦合特性者為 flap-lag mode，本研究亦顯示 lag 及 flap 有先發散的現象。因此吾人選取 v , w , 及 γ 各為第一個 mode 分析其特徵值。發覺在圖五轉距角 5° 時 lead-lag mode 就受到其下方之 flapping mode 的影響而導致在前飛率 0.35 左右有耦合(veering)現象。這在氣體彈性力學而言，是視為不穩定狀態。而 torsional mode 在此時則扮演遭受動態失速效應影響而與 flapping mode 耦合，進而造成 flap-lag coupling 的推手之角色。在圖六及七時則 lead-lag mode 及 flapping mode 的耦合現象由轉距角 15° 的前飛率 $\mu=0.32$ 提前到轉距角 25° 的前飛率 $\mu=0.30$ 。藉由動態響應及輔之以特徵值分析，吾人發覺由於動態失速的影響導致葉片攻角的扭轉運動將會使得葉片結構的發散現象提前發生，而影響最巨者將為 lead-lag mode。而圖八則提供轉距角 5° 時之特徵值虛部，亦即耦合模態之振動頻率圖。相對圖五，吾人發覺在前飛率 0.35 時 flapping 及 lead-lag mode 相互靠近導致頻率幾乎一致，與其實

部圖形相同，意味著能量交換在此產生，亦即共振。而圖九則為轉距角 25° 之葉片頻率，其耦合情況則提前至前飛率 0.30 左右，與其實部圖形(圖七)相同。按照線性無空氣動力影響之結構頻率而言，圖八及九之振動模態確實為 flapping 及 lead-lag mode。請詳前飛率 0.0 之頻率。因此驗證本研究結果無誤。

五、結論

本研究已成功將動態失速因素融入結構及尾流之氣體彈性力學耦合模式。動態失速之影響也可藉由動態響應及特徵值分析發覺其效果。

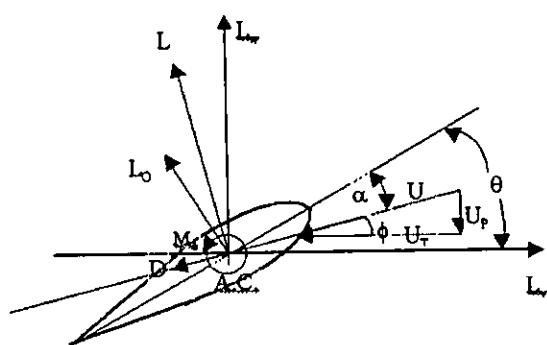
- (1) 前飛時，隨著轉距角的增加，結構發散會越早發生。
- (2) 一般主旋翼常發生的 flap-lag 耦合，也發生於考慮動態失速的飛行狀況。
- (3) 動態失速直接影響葉片扭曲角，透過 torsional-flap 之結構耦合，进而產生 flap-lag 效應，亦即扭曲角或葉片攻角，進而影響其升力及葉片形變。
- (4) 一般而言在前飛率 0.3 以後，動態失速將扮演重要的角色。
- (5) 複合材料葉片的影響將值得下一步研究之。

六、誌謝

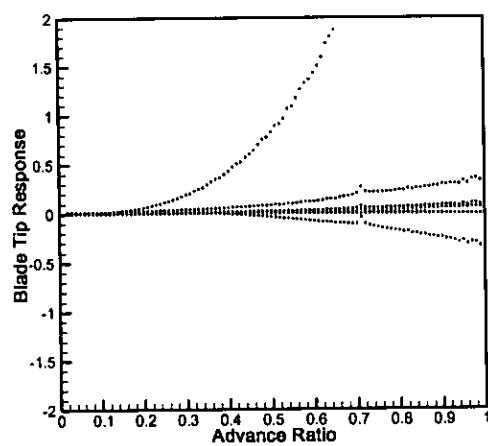
本研究承蒙行政院國科會贊助，計畫編號，NSC 91-2212-E-032-006，作者深表謝忱。

七、參考文獻

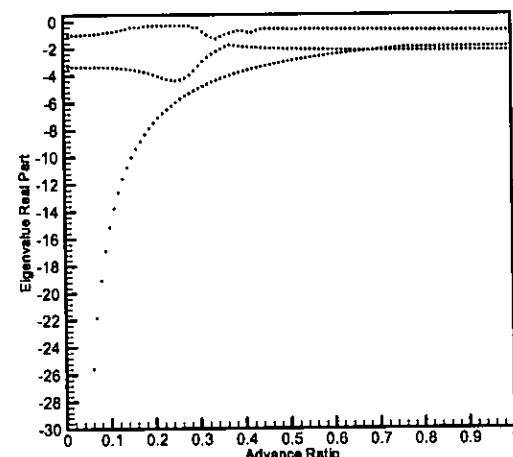
- [1] Pai, P. F., and Nayfeh, A. H., "Fully Nonlinear Theory of Curved and Twisted Composite Rotor Blades According for Warpings and Three-Dimensional Stress Effects," International Journal of Solids and Structures, Vol.31., No.9, pp.1309-1340, 1994.
- [2] Gray, R. B., "On the Motion of Helical Vortex Shed from a Single-Bladed Hovering Helicopter Rotor and Its Application to the Calculation of the Spanwise Aerodynamic Loading," Princeton University, Aeronautical Engineering Report No. 313, Sept. 1955.
- [3] Landgrebe, A. J., "An Analytical and Experimental Investigation of Helicopter Rotor Performance and Wake Geometry Characteristics," USAAMRDL Technical Report 71-24, Eustis Directorate, U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratory, Ft. Eustis, Virginia, June 1971.
- [4] Ormiston, R. A., and Peters, D. A., "Hingeless Helicopter Rotor Response with Nonuniform Inflow and Elastic Blade Bending," *Journal of Aircraft*, Vol.9., No. 10, October, 1972.
- [5] Peters, D. A., "Hingeless Rotor Frequency Response with Unsteady Inflow," *Rotorcraft Dynamics*, NASA SP-352, 1974.
- [6] Hodges, D. H., "Nonlinear Equations of Motion for Cantilever Rotor Blades in Hover with Pitch-Link Flexibility, Twist, Precone, Droop, Sweep, Torque Offset and Blade Root Offset," *NASA TM X-73,112*, May, 1976.
- [7] Hodges, D. H., Crespo da Silva, M. R. M., and Peters, D. A., "Nonlinear Effects in the Static and Dynamic Behavior of Beams and Rotor Blades," *Vertica*, Vol. 12, pp.243-256, 1988.
- [8] Barwey, D., and Gaonkar, G.H., "Dynamic-Stall and Structural-Modeling Effects on Helicopter Blade Stability with Experimental Correlation," *AIAA Journal*, Vol. 32, No.4, April 1994, pp. 811-819.
- [9] Tran, C.T., and Petot, D., "Semi-Empirical Model for the Dynamic Stall of Airfoils in View of the Application to the Calculation of Responses of a Helicopter Blade in Forward Flight," *Sixth European Rotorcraft and Powered Lift Forum*, Bristol, England, Sept. 1980.
- [10] Tran, C.T., and Falchero, D., "Application of the ONERA Dynamic Stall Model to a Helicopter Blade in Forward Flight," *Proceedings of the Seventh European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum*, Garmisch-Partenkirchen, Germany, Sept. 1981.
- [11] Peters, D.A., "Toward a Unified Lift Model for use in rotor Blade Stability Analyses," *American Helicopter Society 40th Annual National Forum Proceedings*, Arlington, VA, May 16-18, 1984.
- [12] Petot, D., Arnaud, G., Harrison, R., Stevens, J., Dieterich, O., van der Wall, B.G., Young, C., and Sze'che'nyi, E., "Stall Effects and Blade Torsion - An Evaluation of Predictive Tools," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 44, No.4, October 1999, pp. 370-382.
- [13] Pai, P. F., and Nayfeh, A. H., "A Nonlinear Composite Beam Theory," *Nonlinear Dynamics* 3, Kluwer Academic Publishers, pp.273-303, 1992



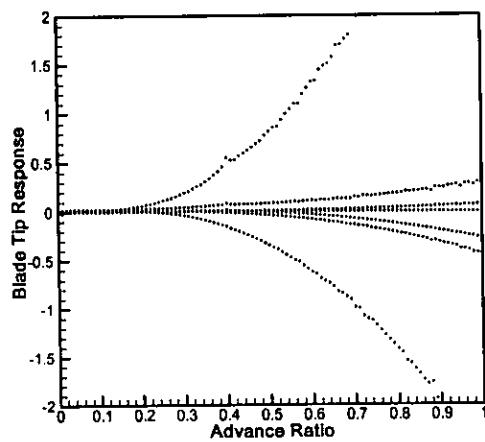
圖一. 空氣動力的座標



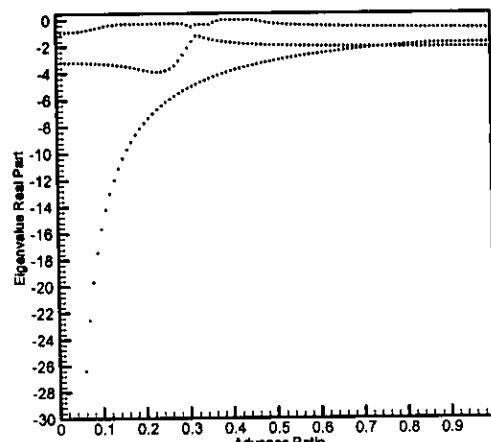
圖二、轉距角 5° 之葉片尖端位移動態響應



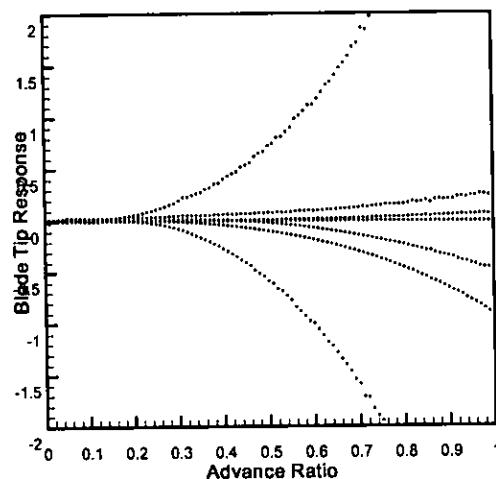
圖五、轉距角 5° 之葉片阻尼特徵值



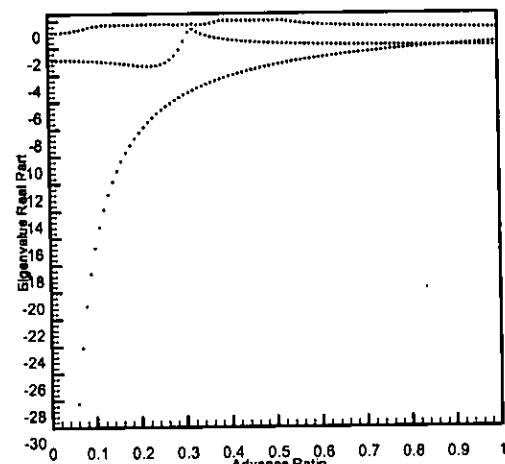
圖三、轉距角 15° 之葉片尖端位移動態響應



圖六、轉距角 15° 之葉片阻尼特徵值



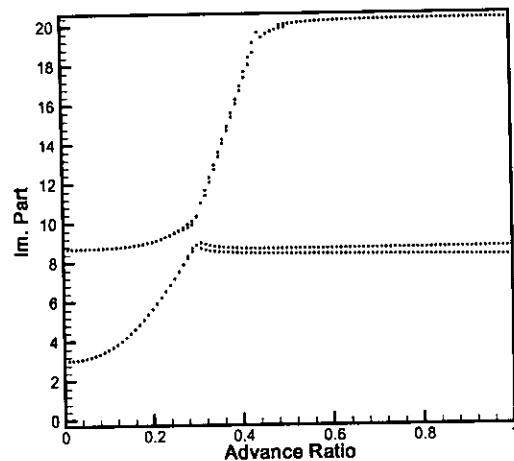
圖四、轉距角 25° 之葉片尖端位移動態響應



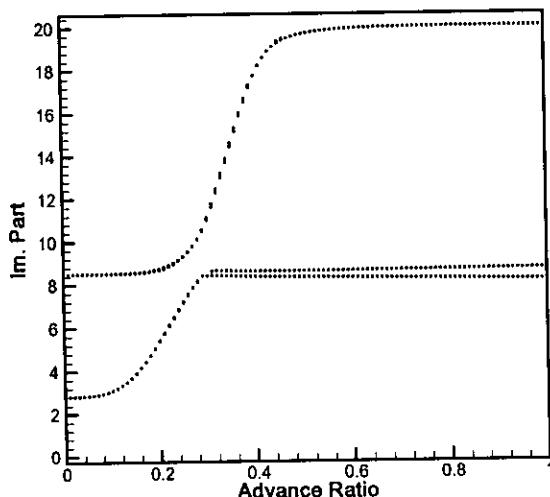
圖七、轉距角 25° 之葉片阻尼特徵值

計畫成果自評

本計畫已成功將動態失速因素融入結構及尾流之氣體彈性力學耦合模式。動態失速之影響也可藉由動態響應及特徵值分析發覺其效果。吾人自評達成目標均與當初所提之原計畫相符，甚至發現 flapping mode 及 lead-lag mode 在考慮動態失速時之耦合現象的機制。此外，複合材料葉片已成為目前直昇機旋翼葉片的主流，吾人已著手進行研究，其影響將是下一步研究的重點。本計劃整合模式的建立，其中的數學理論，研究方法及蘊含的物理現象將提供一套求解流固耦合模式的理論方法。而對於參與之研究人員也可以直接利用研究的過程瞭解直昇機主旋翼的理論模式及物理現象，對於日後從事相關研究將可直接投入，對於基礎研發人才的培育也有直接的貢獻。



圖八、轉距角 5° 之葉片頻率



圖九、轉距角 25° 之葉片頻率