

## 論文

대변형 보이론을 이용한 전진 비행하는 헬리콥터 복합재료  
로우터 블레이드의 공탄성 해석

전성민\* · 이 인\*\*

**Aeroelastic Analysis of Helicopter Composite Rotor  
Blade Using Large Deflection Beam Theory in Forward Flight**

Seong Min Jeon\* and In Lee\*\*

**ABSTRACT**

The aeroelastic response and stability of composite rotor blades are investigated using a large deflection-type beam theory. The finite element equations of motion for beams undergoing arbitrary large displacements and rotations, but small strains, are obtained from Hamilton's principle. The sectional elastic constants of a composite box beam including warping deformations are determined from the refined cross-sectional finite element method. The analysis is performed for a soft-in-plane hingeless rotor in free flight propulsive trim. Numerical results of rotating natural frequencies, blade response and aeroelastic stability are presented. It is found that the results of the full finite element analysis using the large deflection-type beam theory are somewhat different from those of a previously published modal analysis using the moderate deflection-type beam theory.

## 초 록

복합재료 로우터 블레이드의 공탄성 거동 및 안정성 해석이 대변형 보이론을 이용하여 고찰되었다. 변형도가 작다는 가정으로부터 Hamilton 원리를 이용하여 임의의 대변형과 회전을 갖는 보의 거동에 대한 유한요소 지배방정식을 구하였다. 복합재료 상자형 보의 단면 상수들은 워핑 변위를 고려한 2차원 단면 유한요소 해석으로부터 결정되었다. 공탄성 해석은 자유비행 조건의 soft-in-plane 무한지 로우터에 적용되었다. 회전 고유 진동수, 블레이드의 응답 특성과 공탄성 안정성 특성에 대한 수치해석이 수행되었다. 대변형 보이론을 이용한 완전 유한요소 해석 결과가 적정 변형 보이론을 이용한 모달 해석 결과와 비교하여 다소 다른 값을 제시하고 있음을 알 수 있었다.

**1. 서론**

무한지 로우터 블레이드의 공탄성 해석에 대한 연구가 지난 수년 동안 활발히 진행되어 왔다. 블레이드의 구조적 특성상 가로세로비가 크기 때문에, 무한지 로우

터 블레이드는 기하학적 비선형 거동을 하게 되어, 공탄성 해석은 본질적으로 비선형 현상을 포함하게 된다. 또한, 최근에 개발되어 온 복합재료 로우터 블레이드는 적층각에 따른 구조적 연성, 전단 응력과 워핑등에 의한 영향으로 해석이 복잡하다[1]. 블레이드의 변형에

\*한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

\*\*정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

다른 기하학적 비선형은 무한지 로우터 블레이드의 공탄성 해석에 중요한 역할을 하며[2], 적층 구조물의 비고전적 효과는 정적 및 동적 특성에 큰 영향을 준다는 것이 알려져 있다[3].

최근까지, 복합재료 로우터 블레이드의 연구는 1차원 보의 비선형 거동 해석과 2차원 단면 상수 해석으로 크게 나누어 고찰된다. 기하학적 비선형을 고려한 로우터 블레이드의 1차원 거동 해석은 적정변형 보이론과 대변형 보이론으로 나누어 진다. Hodges와 Dowell[4]에 의해서 적정변형 보이론이 개발된 이후로, 복합재료 보의 정적 해석[5,6]과 동적 해석[7-9]으로 발전되어 왔다. 그러나, 이 모델은 기하학적 비선형 정도에 따른 차수계획법을 통하여 변위와 회전에 인위적인 제한을 두고 있다. 이와 같은 한계를 극복하기 위하여, 모든 기하학적 비선형 효과를 고려할 수 있는 대변형 보이론이 지난 수년 동안 개발되었으며, 복합재료 보의 정적 해석[10-12]과 동적 해석[13,14]에 적용되어 왔다. 1차원 보의 거동 해석과 더불어 단면 상수 해석을 통한 정확한 유효 단면 상수값을 구하는 연구도 또한 중요하다. 전단 응력과 워핑에 의한 구조의 비고전적 특성은 복합재료 보의 거동에 큰 영향을 미친다. 단면 상수 해석은 해석적 방법[3,5,6]과 유한요소 방법[11,12,16]으로 연구가 진행되어 왔다. 복합재료 보의 경우 정확한 유효 단면 상수값을 구할 수 없기 때문에, 해석적 방법 보다는 유한요소 방법이 더 정확한 결과를 주게 된다.

복합재료 로우터 블레이드의 공탄성 연구는 아직까지 연구 사례가 매우 부족한 실정이다. 적정변형 보이론을 이용한 정지 비행시 로우터 블레이드의 공탄성 해석을 통하여 복합재료의 구조적 연성이 공탄성 안정성 및 진동 감소등의 증대를 가져올 수 있음이 참고문헌[16,17]에서 보고되었다. 이 보이론은 전진 비행하는 경우의 공탄성 해석에 확장 적용되었고[18,19], Smith와 Chopra[20]는 더 개선된 구조 모델을 이용하고 동체 평형과의 완전 연계 해석을 통하여 이를 발전 시켰다. 그러나, 대변형 보이론을 이용한 공탄성 연구 사례는 더욱 적어 정지 비행하는 경우에 한하여 등방성 로우터 블레이드[21,22]와 복합재료 로우터 블레이드[23,24]에 대하여 연구가 이루어 졌을뿐, 전진 비행하는 경우는 연구 사례를 찾을 수가 없다.

본 연구에서는 대변형 보이론을 이용한 유한요소 해석 방법이 전진 비행하는 복합재료 로우터 블레이드의 공탄성 해석에 적용되었다. 복합재료 로우터 블레이드

는 두께가 얇은 페단면의 상자형 보로 모델되었고, 단면에 대한 유한요소 해석을 통하여 의 유효 단면 상수값들을 구하였다. 블레이드의 비선형 정적 주기 해석은 완전 유한요소 방정식을 시간 유한요소법으로 해석하였고, 동체 평형 해석을 블레이드의 변형 해석과 완전 연계하여 해석하였다. 수렴된 비선형 주기 평형해로부터 미소 교란을 가정하여, 시간 적분법으로 블레이드의 시간 이력을 얻은 후 moving block 기법을 이용하여 공탄성 안정성 해석을 수행하였다.

## 2. 이론 전개

### 2.1 운동기하학

대변형 보이론에서 기하학적 비선형은 Euler 각을 이용한 좌표 변환 행렬로 표현된다.

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_i' &= \mathbf{t}_i(\mathbf{x}_1)\mathbf{e}_i = \mathbf{T}(\mathbf{x}_1)\mathbf{i}_i \\ \mathbf{T}(\mathbf{x}_1) &= \mathbf{t}_i(\mathbf{x}_1)\mathbf{t}_g(\mathbf{x}_1) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서  $\mathbf{i}_i$ 는 각속도  $\Omega$ 로 회전하는 관성 좌표계이고,  $\mathbf{e}_i$ 는 블레이드에 고정된 변형전 좌표계이며,  $\mathbf{e}_i'$ 는 변형 후 좌표계이다. 좌표 변환 행렬  $\mathbf{t}_g$ ,  $\mathbf{t}_i$ 와  $\mathbf{T}$ 는 블레이드의 축방향 좌표의 함수이다. 초기 곡률과 전단 변형률이 작다고 가정하면, 그린-라그랑지안(Green-Lagrangian) 변형률은 참고문헌[21]에서와 같이 구하여지고, 이로부터 고차의 변형률 항을 무시하고 면내, 면외 워핑을 추가로 고려하면, 변위-변형률 관계식은 다음과 같이 얻어진다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{11} &= \bar{\epsilon}_{11} + x_3 k_2 - x_2 k_3 + w_1' \\ \gamma_{12} &= 2\bar{\epsilon}_{12} - x_3 k_1 + w_2' + w_{1,2} \\ \gamma_{13} &= 2\bar{\epsilon}_{13} - x_2 k_1 + w_3' + w_{1,3} \\ \epsilon_{22} &= w_{2,2} \\ \gamma_{23} &= w_{2,2} + w_{3,3} \\ \epsilon_{33} &= w_{2,3} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서  $x_1$ ,  $x_2$ 와  $x_3$ 는 곡선 좌표계를 나타내고,  $w_1$ ,  $w_2$ 와  $w_3$ 는 블레이드 단면의 임의의 지점에서의 워핑 변위를 나타낸다.  $\bar{\epsilon}_{11}$ ,  $2\bar{\epsilon}_{12}$ ,  $2\bar{\epsilon}_{13}$ 와  $k_1$ ,  $k_2$ ,  $k_3$ 는 기준선에 서의 변형률과 곡률을 나타내고,  $(\cdot)'$ 는 축방향에 대한 미분,  $(\cdot)_i$ 는 단면에서 2,3 방향의 미분을 나타낸다. 준선형화(quasilinear) 가정을 통하여 3차원 블레이드의 기하학을 2차원 단면 상수 해석과 1차원 비선형 거

등 해석으로 나눌 수 있다[12].

## 2.2 유효 단면 상수

비록 유효 단면 상수 해석이 보의 1차원 거동 해석과 연계되어 있지만, 워핑 효과를 포함한 유효 단면 상수값은 외부 하중이 작용하지 않는 기준상태에 대한 지배방정식의 선형화를 통하여 얻을 수 있다. 이와 같이 준선형화된 방정식을 이용한 해석은 가로세로비가 크고 페단면으로 이루어진 복합재료 보의 비선형 거동 해석에서 충분히 좋은 결과를 준다는 것이 알려져 있다[12]. 유효 단면 상수 해석은 3차원 응력과 Saint Venant 이론을 고려하여 단면에 대한 2차원 유한요소 해석을 통하여 수행되었으며, 자세한 내용은 참고문헌 [14]에 설명 되어 있다. 상자형 단면의 유한요소 모델은 Fig.1과 같이 6개의 유한요소로 이루어져 있으며, 두께(thickness) 방향으로의 얇기 때문에 선형함수로 보간하였고, 너비(width) 방향으로의 3차 라그랑지안 함수로 보간하였다. 유한요소에 사용된 워핑 변위의 2차원 형상함수는 다음과 같다.

$$w(x_1, x_2, x_3) = \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^4 N_i^c N_j^c W_{ij}(x_1) \quad (3)$$

여기서 는 두께 방향의 선형 함수이고,  $N_j^c$  는 너비 방향의 4절점 cubic 형상함수이다.

외부 하중이 작용하지 않는다고 가정하면, 다음과 같은 유효 단면 상수 행렬을 얻을 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} F \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B^T & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \bar{\epsilon} \\ \bar{\kappa} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

여기서 F와 M은 각각 단면에 대한 힘 벡터와 모멘트 벡터를 나타내고,  $\bar{\epsilon}$  와  $\bar{\kappa}$  벡터는 다음과 같이 정의된다 :  $\bar{\epsilon} = \{ \bar{\epsilon}_{11}, 2\bar{\epsilon}_{12}, 2\bar{\epsilon}_{13} \}^T$ ,  $\bar{\kappa} = \{ k_1, k_2, k_3 \}^T$ 와 는 행렬로써, 재료의 성질과 단면의 형상에 의하여 결정된다.

## 2.3 비보존 공기력

비정상 운동을 하는 2차원 익형에 대한 Theodorsen 이론을 자유류의 속도가 시간에 따라 변하는 경우에도 성립하도록 확장한 Greenberg[25] 이론을 이용한 준정상 공기력을 해석에 사용하였다. 블레이드에 고

정된 변형 후 좌표계에서 구해진 공기력 속도 성분은 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} U_R \\ U_T \\ U_P \end{Bmatrix} = T \begin{Bmatrix} \dot{u}_1 - \Omega R_{02} - \Omega R \mu \cos \psi \\ \dot{u}_2 - \Omega R_{01} - \Omega R \mu \sin \psi \\ \dot{u}_3 - \Omega R \lambda_i \end{Bmatrix} \quad (5)$$

여기서  $U_R$  은 축 방향,  $U_T$  는 코드 방향,  $U_P$  는 코드에 수직 방향의 속도 성분을 나타내고,  $\dot{u}_i$  는 탄성 속도 성분,  $\Omega R_{0i}$  는 변형 후 단면의 임의의 지점에서의 위치 벡터 성분을 나타낸다.  $R$  은 블레이드의 길이,  $\Omega$  는 등 각속도,  $\mu$  는 무차원 전진 속도,  $\psi$  는 블레이드의 방위각을 각각 나타낸다. 무차원 전진 속도  $\mu$  와 유입률  $\lambda_i$  는 전진 속도  $V$  와 유도 유입 속도  $V_{in}$  을 정지 비행시 블레이드의 끝단 속도  $\Omega R$  로 무차원화 하였다. Drees 선형 유입 모델이 사용되었고, 압축성 효과와 역풍 효과가 고려되었다.

## 2.4 블레이드 정적 평형과 연계 평형 해석

비선형 정적 주기 평형해는 관절형 로우터 블레이드에 적용되었던 Borri[26]의 시간 유한요소법을 이용하여 구하였다. 는 일반 외력이고 을 시스템의 라그랑지안이라 하면, Hamilton's weak 형태로 나타난 가상에너지 표현식은 다음과 같다.

$$\int_{\psi_i}^{\psi_f} \delta y^T d\psi = \delta y^T b \int_{\psi_i}^{\psi_f} \quad (6)$$

여기서

$$\delta y = \begin{Bmatrix} \delta \dot{q} \\ \delta q \end{Bmatrix} \quad I = \begin{Bmatrix} L_{\dot{q}} \\ L_q + Q \end{Bmatrix} \quad b = 0 \begin{Bmatrix} 0 \\ P \end{Bmatrix} \quad (7)$$

$L_{\dot{q}}$  와  $L_q$  는 리그랑지안  $L$  의 일반 좌표  $\dot{q}$  와  $q$  에 대한 미분을 나타내고,  $P = L_{\dot{q}}$  로서 모멘트 벡터를 나타낸다.  $\psi_i$  와  $\psi_f$  는 무차원된 시간의 초기값과 마지막값을 나타낸다. 식(7)의 좌항을 주어진 상태 벡터  $\bar{y}$  에 대하여 1차 Taylor 차수 전개를 하면, 다음과 같은 증분된 형태의 지배방정식을 얻을 수 있다.

$$\int_{\psi_i}^{\psi_f} \delta y^T d\psi = \int_{\psi_i}^{\psi_f} \delta y^T K \Delta y d\psi = \delta y^T b \int_{\psi_i}^{\psi_f} \quad (8)$$

여기서 접선 행렬은 다음과 같이 정의된다.

$$\bar{K} = \begin{bmatrix} L_{\dot{q}\dot{q}} & L_{\dot{q}q} \\ L_{q\dot{q}} + Q_{\dot{q}} & L_{qq} + Q_q \end{bmatrix} \quad (9)$$

$L_{\dot{q}\dot{q}}, L_{\dot{q}\dot{q}}, L_{\dot{q}\dot{q}}$ , 와  $Q_{\dot{q}}$  는  $Q_{\dot{q}}$  점자에 대한 1차와 2차 미분을 나타낸다. 로우터의 한 회전에 대한 시간 주기는 3차의 형상함수를 갖는 시간 유한요소로 나누어졌으며, 전체 시스템에 대한 행렬을 구성한 후 행렬과 벡터의 각 행과 열에 해당하는 부분을 점음으로써 시간에 대한 주기 경계조건을 적용하였다.

블레이드의 거동과 조종값, 동체의 자세값을 동시에 구하기 위하여 추진 동체 평형 해석을 블레이드의 변형 해석과 완전 연계시켰다. 동체 평형 해석은 3개의 힘 평형(수직 방향, 종 방향, 횡 방향)과 3개의 모멘트 평형(피칭 방향, 롤링 방향, 요잉 방향)을 고려하여 수행되었다.

## 2.5 공탄성 안정성

안정성 해석을 위하여 얻어진 평형 해로부터 블레이드의 미소 교란 운동 방정식을 구하였고, 변위와 속도의 적절한 초기 조건으로부터 주기적인 계수를 갖는 방정식을 시간에 대하여 적분하였다. 초기 조건은 수렴된 평형 해의 10%를 취하였고, 시간 적분은 4차의 Runge-Kutta 방법으로 이루어 졌다. 정확한 모달 감쇠와 진동수를 얻기 위하여 블레이드의 초기 교란은 각 관심 모우드 별로 주어졌고, 블레이드의 래그 방향 변위의 시간 이력이 구해진 후 moving block 해석 기법으로 원하는 모우드의 감쇠와 진동수를 찾아내었다.

## 3. 수치적 해석 및 결과 검토

비선형 주기 평형 해석은 대변형 보이론에 기초를 둔 완전 유한요소 방정식을 시간 유한요소법을 이용하여 구하였고, 안정성은 수렴된 트림해로부터 미소 교란을 가정하여 얻은 블레이드 변위의 시간이력으로부터 구하였다. 선형 회전 고유 진동 모우드를 이용한 본 연구의 모달 해석은 블레이드의 비선형 주기 평형 해석에서 좋지 못한 결과를 주었다. 따라서, 대변형 보이론에 기초를 둔 본 연구의 완전 유한요소법으로부터 얻어진 결과를 기존의 적정변형 보이론에 기초를 둔 모달 해석으로 얻어진 결과와 비교 검토하였다. Bauchau와 Gueney[27]은 헬리콥터 로우터 블레이드의 비선형 모달 해석에서 여러가지 모달 베이스를 선택하여 계산하여 완전 유한요소법을 이용한 결과와 비교하였다. 참고문헌[27]은 심도있는 고찰을 통하여 공기력과 관성력이 연계 되어 있는 헬리콥터 로우터 블레이드의 공탄성 해석에서 완전 유한요소법을 이용

한 해석이 더 적절함을 보고하였다. 본 연구에서는 앞에서 설명된 두 해석 모델의 결과를 비교함으로써 대변형에 따른 기하학적 비선형 효과를 고찰 하고자 한다.

## 3.1 정지 비행시 공탄성 안정성 해석

개발된 공탄성 해석 프로그램의 검증을 위하여 기존에 발표된 정지 비행시 대변형 보이론을 이용한 공탄성 안정성 해석 결과[23,24]와 비교 검토하였다. 해석에 사용된 로우터의 형상은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} R(\text{rotor length}) &= 0.9615m \quad c(\text{chord}) = 0.0864m \\ m_b(\text{rotor mass / length}) &= 0.343 \text{ kg/m} \\ M_{\theta\theta}(\text{blade polar mass moment of inertia / length}) &= 2.062 \times 10^{-4} \text{ kgm} \\ \Omega(\text{rotor speed}) &= 1000 \text{ RPM} \quad P_a(\text{air density}) = 1.225 \text{ kg/m}^3 \\ c_{d_0}(\text{coefficient of drag}) &= 0.0079 \quad N_b(\text{number of blades}) = 2 \end{aligned} \quad (10)$$

상자형 보의 바깥쪽 폭(outer width)은 0.012804 m 이고 바깥쪽 두께(outer depth)는 0.008944 m이다. 유효 단면 상수 해석을 위해 Fig. 1과 같이 단면은 8개의 절점을 갖는 6개의 유한요소로 나누어졌으며, 1차원 보의 비선형 거동 해석을 위해서 축방향으로 cubic 유한요소를 5개 사용하였다. 두가지의 상자형 보에 대해서 결과를 검증하였는데, 적층 형태는 적층각이 상자형 보를 감은 형태이며 soft-in-plane 로우터이다. Fig. 2는  $[0_2 / \theta_4]$  적층각 형상에 대하여, Fig. 3은  $[\theta / \theta + 90 / \theta / (\theta + 90)]_2 / \theta$  적층각 형상에 대하여 해석된 결과를 보여 주고 있다. 사용된 복합재료는 AS4/3501-6로써 물성치는 다음과 같다.

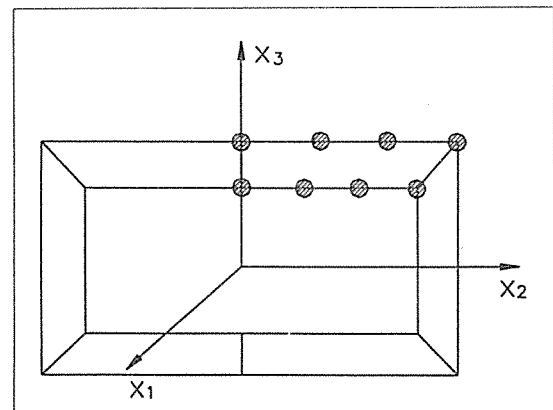


Fig. 1. Cross-sectional modeling of composite box beam

$$\begin{aligned} E_1 &= 142 \text{ GPa} & E_2 &= E_3 = 9.79 \text{ GPa} \\ G_{12} &= G_{13} = 6.14 \text{ GPa} & G_{23} &= 3.77 \text{ GPa} \\ \nu_{12} &= \nu_{13} = 0.3 & \nu_{23} &= 0.34 & \rho &= 1445 \text{ kg/m}^3 \end{aligned} \quad (11)$$

각각의 복합재료 상자형 보에 대하여 블레이드 뿌리(root) 부분에서의 일괄피치각(collective pitch angle)에 따른, 로우터 블레이드의 공탄성 안정성 해석에서 가장 취약한 무차원 래그(lag) 감쇠에 대한 해석을 수행하였다. 참고문헌[23,24]의 해석은 대변형 보이론을 이용한 혼합 변분 수식(mixed variational formulation)을 구조 동역학 모델로 사용하여 해석하였다. 공기력은 본 연구와 동일한 2차원 준정상 스트립(strip) 이론을 사용하였다. Fig. 2는 상자형 보에 대하여 복합재료의 적층 형태가 반대칭인 경우로 인장-비틀림(extension-twist) 연계가 나타난다. 즉, 적층각이 와도 일때는 강성행렬에 연성항이 나타나지 않기 때문에 일괄피치각에 따라서 래그 감쇠가 대칭 형태로 나타나지만, 와의 경우는 인장-비틀림의 연계로 인해 비대칭 형태로 나타난다. 본 연구의 해석 결과와 참고문헌[23,24]의 해석 결과가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

### 3.2 전진 비행시 공탄성 안정성 해석

전진 비행시 공탄성 안정성 해석을 수행하기에 앞서, 회전하는 상자형 보의 구조 동역학 해석이 실험값 및

Table 1. Rotating natural frequencies (Hz) of symmetric layup box beam

Mode	Top & Bottom : , Right & Left : at			
	Experiment[8]	Detailed FEM[11]	Smith & Chopra[20]	Present
Flap 1	28.60	27.33	28.13	27.12
Flap 2	135.0	133.6	139.8	131.9
Lag 1	39.50	38.66	42.85	38.39
Lag 2	NA	236.3	261.3	236.9
Torsion 1	NA	872.9	936.1	935.9

기존의 연구들과 비교하기 위하여 수행되었다. 사용된 복합재료는 AS4/3501-6로써 물성치는 앞절에서와 같고,  $G_{23} = 3.24 \text{ GPa}$ ,  $\nu_{12} = \nu_{13} = 0.42$ ,  $\nu_{23} = 0.5$ 의 값이 틀리다. 보의 길이는 0.8446 m., 바깥쪽 폭(outer width)은 0.02421 m, 바깥쪽 두께(outr depth)는 0.01364 m이고, 복합재료 한층의 두께(ply thickness)는 0.000127 m이다. 참고문헌[20]에 주어진 1014 rpm으로 회전하는 대칭 적층 형태의 복합재료 상자형 보에 대하여 고유 진동수들이 계산되었다. 비교를 위하여 계산된 회전 고유 진동수는 5개이며 Table 1에 결과를 나타내었다. 실험값은 참고문헌[8]의 진공 챔버에서 수행된 실험으로부터 얻었고, 정밀한 유한요소 해석(detailed finite element) 결과는 Stemple과 Lee[11]의 해석으로부터 얻었다. 참고문헌[11]에서는 단면에서의 비틀림 위평을 블레이드의 굽힘, 비틀림과 인장 거동에 유기적으로 연계하여 해석한 방법으로서,

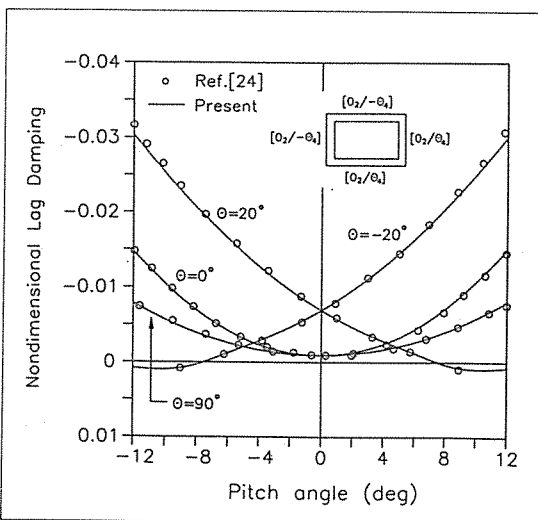


Fig. 2. Nondimensional lag damping for  $[0_2/-\theta_4]$

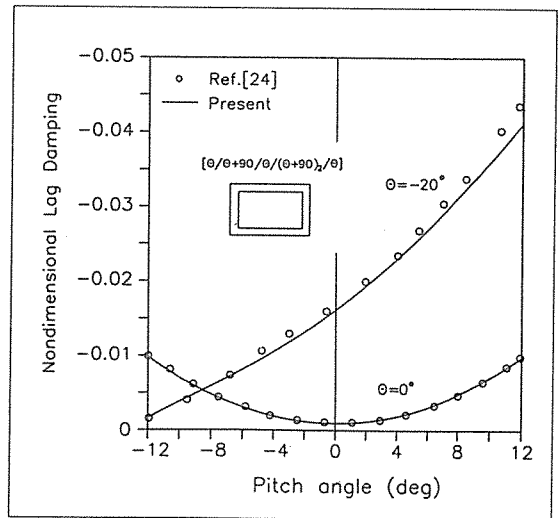


Fig. 3. Nondimensional lag damping for  $[\theta/\theta+90/\theta/(\theta+90)_2/\theta]$  box beam in hover

Table 2. Rotating natural frequencies (per/rev) of baseline, symmetric and antisymmetric composite box beams at  $\Omega = 383\text{rpm}$ 

Configurations	Mode	Smith & Chopra[20]	Present
Baseline	Flap 1	1.146	1.144
	Flap 2	3.389	3.379
	Flap 3	7.416	7.351
	Lag 1	0.747	0.746
	Lag 2	4.315	4.304
	Torsion 1	4.590	4.622
Symmetric	Torsion 2	13.60	13.62
	Flap 1	1.142	1.139
	Flap 2	3.346	3.322
	Flap 3	7.265	7.151
	Lag 1	0.747	0.737
	Lag 2	4.314	4.250
Antisymmetric	Torsion 1	4.590	4.617
	Torsion 2	13.62	13.68

본 연구의 해석보다 더 많은 계산 자유도를 필요로 한다. Smith와 Chopra[20]의 해석 결과도 같이 비교되었다. 각 해석 결과들과 실험값들이 좋은 일치를 보여주고 있지만, 본 연구의 해석 결과가 참고문헌[20]의 해석 결과 보다 정밀한 유한요소 해석 결과[11]에 더 가까운 값을 주고 있다. 이는 상자형 복합재료 보의 유효 단면 상수 해석에서 본 연구의 해석 방법이 보다

정밀하기 때문이다. Table 2는 공탄성 정적 거동과 동적 안정성 해석에 사용될 상자형 복합재료의 두가지 적층형상에 대한 회전 고유 진동수를 보여 주고 있다. 상자형 단면의 바깥쪽 폭은  $0.1067\text{ m}$ , 바깥쪽 두께는  $0.05588\text{ m}$ 이고, 네개의 플랜지는 각각 26개의 graphite/epoxy로 적층되어 있다. 본 논문의 연구 결과와 참고문헌[20]의 결과가 유효 단면 상수 해석에

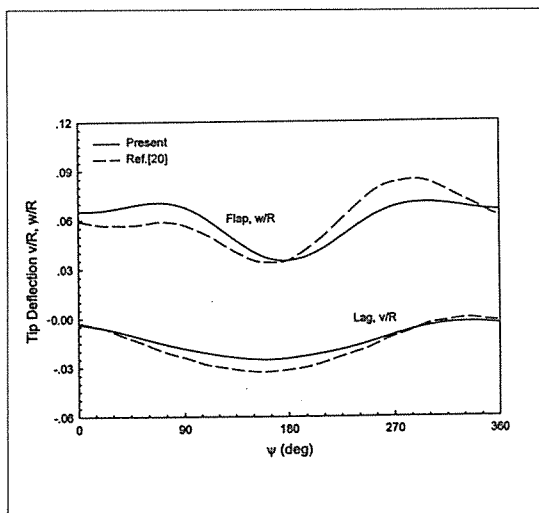
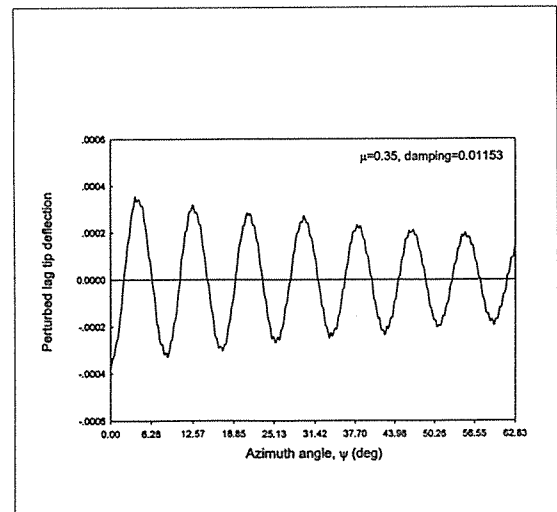
Fig. 4. Steady tip deflections of composite blade for baseline case in forward flight ( $\mu = 0.35$ ,  $C/\delta = 0.07$ )Fig. 5. Time history of perturbed lag tip deflection for baseline case in forward flight ( $\mu = 0.35$ ,  $C/\delta = 0.07$ )

Table 3. Vehicle and structural properties of composite rotor blade

Main rotor	
Number of blades	4
Radius, ft	16.2
Hover tip speed, ft/s	650
Blade aspect ratio $c/R$	0.08
Solidity $\delta$	0.1
Thrust level $C_w/\delta$	0.07
Lock number	6.34
$q$	5.73 $\alpha$
$\bar{q}$	0.0095 + 0.2 $\alpha$ 2
Mass per unit length, slug/ft	0.135
$k_{m1}^2/R, k_{m2}^2/R$	0.0001, 0.0004
Hub length, $x_{hub}/R$	0.04
Aerodynamic root cutout, $x_{root}/R$	0.10
Tail rotor and horizontal tail	
Tail rotor radius, ft	3.24
Tail rotor solidity, $\delta_{ir}$	0.15
Tail rotor gear ratio, $\Omega_{ir} / \Omega_{mr}$	5.0
Tail rotor location, $x_{ir}/R$	1.2
Tail rotor above c.g., $h_{ir}/R$	0.2
$(C_l)_{ir}$	6.0 $\alpha$
Horizontal tail location, $x_{ht}/R$	0.95
Horizontal tail planform area, $s_{ht}/\pi R^2$	0.011
$(C_l)_{ht}$	6.0 $\alpha$
Vehicle	
Total vehicle weight, lb	5800
Longitude and latitude offsets, $x_{c.g.}/R, y_{c.g.}/R$	0.0,
	0.0
c.g. below hub, $h/R$	0.2
Flat plate area, $f/\pi R^2$	0.01

따라 차이가 나타나지만, 두 결과가 대체로 만족할 만한 일치를 보이고 있다.

앞에서 설명된 두가지의 적응형상에 대하여 대변형 효과를 살펴 보기 위하여 공탄성 해석을 수행하였다. 로우터의 한 회전은 8개의 4절점 cubic 유한요소로 모델링되었다. 해석에 사용된 동체와 로우터의 구조 형상은 Table 3에 나타내었고, 대변형 보이론에 기초를 둔 본 논문의 연구 결과가 적응변형 보이론에 기초를 둔 참고문헌[20]의 결과와 비교되었다. 본 논문의 연구 결과는 변위 자유도에 기초를 둔 완전 유한 요소 방정식으로부터 구하였으며, 참고문헌[20]의 결과는 8개의

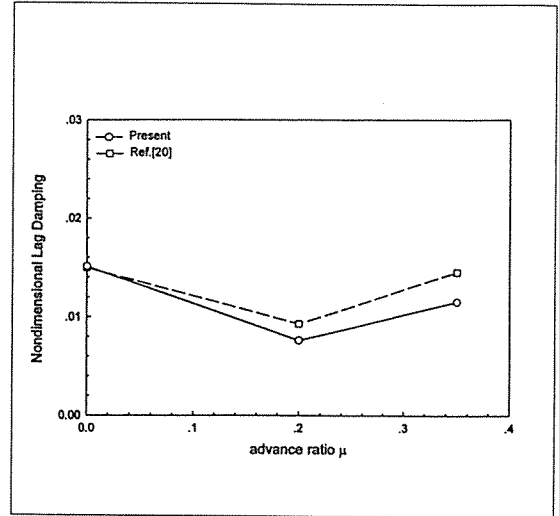


Fig. 6. First lag mode damping of composite blade for baseline case with different advance ratio ( $C/\delta = 0.07$ )

고유 모드(굽힘-비틀림 연계 모드 3개, 굽힘 모드 2개, 비틀림-굽힘 연계 모드 2개, 인장 모드 1개)를 이용한 모달 해석으로부터 얻어졌다. 모달 해석을 사용할 경우 실제 변위 자유도를 모달 자유도로 줄여서 해석을 하기 때문에 계산 시간과 기억 용량에서 많은 이점을 가지나 다소 부정확한 결과를 주게 된다. 회전하는 블레이드는 고유 모드들이 방위각의 위치에 따라 각각 다른 형상을 갖게 되지만, 이를 고려할 경우 역시 많은 계산 시간과 기억 용량이 요구되어, 실제 참고문헌[20]의 해석에서는 몇 개의 선택된 회전 고유 모드를 사용하고 있다. Fig. 4는 무차원 전진속도  $\mu = 0.35$ 인 경우 기준 적응형상의 트림된 플랩과 래그 방향의 블레이드 끝단에서의 변위를 보여 주고 있다. 적응형상에 따른 구조적 연성이 나타나지 않는 경우이고, 블레이드의 플랩 변위가 블레이드 길이의 약 60%로 대변형이 일어나는 경우이다. 대변형에 따른 기하학적 비선형 효과를 무시할 수 없어, 대변형의 영향과 모달 해석에 따른 한계로 인해 적응변형 보이론을 이용한 모달 해석 결과가 본 논문의 연구 결과와 차이를 보이고 있다. Fig. 5는 무차원 전진 속도  $\mu = 0.35$ 인 경우 기준 적응형상의 수렴된 비선형 주기해로부터 미소 교란을 가정하여 초기 조건으로부터 시간 적분을 통하여 얻어진 시간 이력을 보여 주고 있다. 래그 모드의 시간 이력을 얻기 위하여, 초기 조건은 방위각  $\psi = 0$ 에서 수렴된 래그 변위의 10%를 주었다. 본 연구에서 사용된 완전 유한요소법을 이용한 해석에

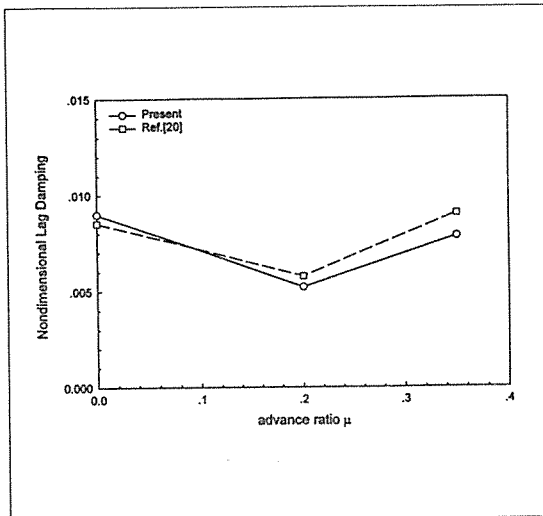


Fig. 7. First lag mode damping of composite blade for baseline case with different advance ratio ( $C/\delta = 0.07$ )

서는 모달 접근법을 필요로 하는 Floquet 이론을 적용하기가 적절치 못하며, 계산된 결과 또한 이해하기가 힘들다. 따라서, 상태 벡터인 변위와 속도에 대하여 관심 모우드로 초기 조건을 주어 시간 적분을 통하여 시간 이력을 얻은 다음 moving block 해석 방법을 수행하여 모달 감쇠값을 구하였다. Fig. 6은 무차원 전진 속도  $\mu = 0, 0.2$ 와  $0.35$ 에 대한 기준 적층 형상의 래그 모우드 감쇠값의 변화를 보여 주고 있다. 참고문헌[20]은 평균 변형 위치에서 구한 선형 회전 고유 모우드를 이용하여 Floquet 해석 방법으로 구하였다. 두 해석 결과가 정지 비행인 경우 잘 일치하고 있지만, 전진 속도가 빨라질수록 기하학적 비선형 효과의 증가로 인해 차이가 증가함을 알 수 있다. 대칭형 적층 형상의 경우 트립된 플랩과 래그 방향 변위는 기준 적층 형상의 경우와 비슷한 양상으로 얻어진다. Fig. 7은 대칭형 적층 형상의 경우 전진 속도에 따른 래그 모우드의 변화를 보여 주고 있다. 정지 비행시에도 약간의 차이가 나타나며, 전진 속도가 증가할수록 그 차이는 커지고 있다. 인장-래그 전단과 비틀림-플랩 굽힘 구조적 연성이 나타나는 경우로서, 단면 상수 해석 방법의 차이와 기하학적 비선형 효과로 인해 두 해석사이에 차이가 나타난다. 대변형 보이론에 기초를 둔 완전 유한요소법을 이용한 해석 결과가 위 두가지 적층형상에 대하여 상대적으로 낮은 값을 주고 있다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 기존의 공탄성 해석 모델이 갖고 있는 구조 동역학적 제한 조건을 없애고 적용범위를 확장시킨 해석을 수행하였다. 복합재료 블레이드의 정확한 비선형 거동 해석을 위해서 대변형 보이론에 기초를 둔 비선형 유한요소법을 사용하였고, 유효 단면 상수 해석은 단면에 대한 2차원 유한요소 해석을 통하여 이루어 졌다. 이상의 해석으로부터 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

첫째, 복합재료 상자형 보의 회전 동특성 해석 및 정지 비행시 공탄성 해석을 통하여 본 연구의 해석 결과가 타당함을 검증하였다.

둘째, 정지 비행인 경우에만 적용되었던 대변형 보이론을 전진 비행인 경우에 확장 하여 적용하였다. 기존의 적정변형 보이론에 기초를 둔 모달 해석과 비교하여 정확한 블레이드의 거동 및 안정성 해석을 위해서는 대변형 보이론에 기초를 둔 완전 유한요소법을 사용하는 것이 더 적절함을 고찰하였다.

#### 후 기

이 논문은 1997년 한국학술진흥재단의 공모과제 연구비에 의하여 연구되었음.

#### 참 고 문 헌

1. Hodges, D. H., "Review of Composite Rotor Blade Modeling," AIAA Journal, Vol. 28, No. 3, 1990, pp. 561-565.
2. Friedmann, P. P., "Rotary-Wing Aeroelasticity with Application to VTOL Vehicles," AIAA Paper 90-1115-CP, Proceedings of AIAA/ASME/ASCE/AHS/ACS 31th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 1990, pp. 1624-1670.
3. Rehfield, L. W., Atilgan, A. R. and Hodges, D. H., "Nonclassical Behavior of Thin-Walled Composite Beams with Closed Cross Sections," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 35, No. 2, 1990, pp. 42-50.
4. Hodges, D. H. and Dowell, E. H., "Nonlinear Equations of Motion for Elastic Bending and Torsion of Twisted Non-uniform Rotor Blades,"



NASA TN D-7818, 1974.

5. Chandra, R., Stemple, A. D. and Chopra, I., "Thin-Walled Composite Beams Under Bending, Torsional, and Extensional Loads," *Journal of Aircraft*, Vol. 27, No. 7, 1990, pp. 619-626.

6. Smith, E. C. and Chopra, I., "Formulation and Evaluation of Analytical Model for Composite Box-Beams," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 36, No. 3, 1991, pp. 23-35.

7. Kosmatka, J. B. and Friedmann, P. P., "Vibration Analysis of Composite Turbopropellers Using a Nonlinear Beam-Type Finite Element Approach," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 11, 1989, pp. 1606-1614.

8. Chandra, R. and Chopra, I., "Experimental and Theoretical Investigation of the Vibration Characteristics of Rotating Composite Box Beams," *Journal of Aircraft*, Vol. 29, No. 4, 1992, pp. 657-664.

9. Epps, J. J. and Chandra, R., "The Natural Frequencies of Rotating Composite Beams with Tip Sweep," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 41, No. 1, 1996, pp. 29-36.

10. Bauchau, O. A. and Hong, C. H., "Nonlinear Composite Beam Theory," *ASME Journal of Applied Mechanics*, Vol. 55, 1988, pp. 156-163.

11. Stemple, A. D. and Lee, S. W., "Large Deflection Static and Dynamic Finite Element Analysis of Composite Beams with Arbitrary Cross Sectional Warping," *AIAA Paper 89-1363*, Proceedings of AIAA/ASME/ASCE/AHS/ ACS 30th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Wahington, DC, 1989, pp. 1788-1798.

12. Atilgan, A. R. and Hodges, D. H., "Unified Nonlinear Analysis for Nonhomogeneous Anisotropic Beams with Closed Cross Sections," *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 11, 1991, pp. 1990-1999.

13. Hodges, D. H., Atilgan, A. R., Fulton, M. V. and Rehfield, L. W., "Free-Vibration Analysis of Composite Beams," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 36, No. 3, 1991, pp. 36-

47.

14. Jeon, S. M., Cho, M. H. and Lee, I., "Static and Dynamic Analysis of Composite Box Beams Using Large Deflection Theory," *Computers and Structures*, Vol. 57, No. 4, 1995, pp. 635-642.

15. Giavotto, V., Borri, M., Mantegazza, P. and Ghiringhelli, G., "Anisotropic Beam Theory and Applications," *Computers and Structures*, Vol. 16, No. 1-4, 1983, pp. 403-413.

16. Hong, C. H. and Chopra, I., "Aeroelastic Stability Analysis of a Composite Rotor Blade," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 30, No. 2, 1985, pp. 57-67.

17. Yamane, T. and Friedmann, P. P., "Aeroelastic Tailoring Analysis for Preliminary Design of Advanced Turbo Propellers with Composite Blades," *Journal of Aircraft*, Vol. 30, No. 1, 1993, pp. 119-126.

18. Panda, B. and Chopra, I., "Dynamics of Composite Rotor Blades in Forward Flight," *Vertica*, Vol. 11, No. 1/2, 1987, pp. 187-209.

19. Rand, O., "Periodic Response of Thin-Walled Composite Helicopter Rotor Blades," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 36, No. 4, 1991, pp. 3-11.

20. Smith, E. C. and Chopra, I., "Aeroelastic Response and Blade Loads of a Composite Rotor in Forward Flight," *AIAA Paper 92-2466-CP*, Proceedings of AIAA/ASME/ASCE/AHS/ ACS 33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Dallas, Texas, 1992, pp. 1996-2014.

21. Cho, M. H. and Lee, I., "Aeroelastic Stability of Hingeless Rotor Blade in Hover Using Large Deflection Theory," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 7, 1994, pp. 1472-1477.

22. Cho, M. H. Jeon, S. M., Woo, S. H., and Lee, I., "Refined Aeroelastic Analysis of Hingeless Rotor Blades in Hover," *Journal of Aircraft*, Vol. 34, No. 3, 1997, pp. 408-415.

23. Fulton, M. V. and Hodges, D. H., "Aeroelastic Stability of Composite Hingeless Rotor Blades in Hover - Part I : Theory," *Mathematical*

and Computer Modeling, Vol. 18, No. 3/4, 1993, pp. 1-17.

24. Fulton, M. V. and Hodges, D. H., "Aeroelastic Stability of Composite Hingeless Rotor Blades in Hover - Part II : Results," Mathematical and Computer Modeling, Vol. 18, No. 3/4, 1993, pp. 19-35.

25. Greenberg, J. M., "Airfoil in Sinusoidal Motion in a Pulsating Stream," NACA TN-1326, 1947.

26. Borri, M., "Helicopter Rotor Dynamics by Finite Element Time Approximations," Computers and Mathematics with Applications, Vol. 12A, No. 1, 1986, pp. 149-160.

27. Bauchau, O. A. and Guernsey, D., "On the Choice of Appropriate Bases for Nonlinear Dynamic Modal Analysis," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 38, No. 4, 1993, pp. 28-36.