

## 論文

복합재 유연보를 갖는 무베어링 로우터 시스템의  
정지 비행시 공탄성 안정성 해석

임인규\*, 최지훈\*\*, 이 인\*, 한재홍\*

Aeroelastic Stability Analysis of Bearingless Rotors  
with Composite Flexbeam in Hover

In-Gyu Lim\*, Ji-Hoon Choi\*\*, In Lee\*, and Jae-Hung Han\*

## ABSTRACT

The aeroelastic stability analysis of composite bearingless rotors is investigated using a large deflection beam theory in hover. The bearingless rotor configuration consists of a single flexbeam with a wrap-around type torque tube and the pitch links located at the leading edge and trailing edge of the torque tube. The outboard main blade, flexbeam and torque tube are all assumed to be an elastic beam undergoing flap bending, lead-lag bending, elastic twist and axial deflections, which are discretized into beam finite elements. For the analysis of composite bearingless rotors, flexbeam is assumed to be a rectangular section made of laminate. Two-dimensional quasi-steady strip theory is used for aerodynamic computation. The finite element equations of motion for beams are obtained from Hamilton's principle. The p-k method is used to determine aeroelastic stability boundary. Numerical results are presented for selected bearingless rotor configurations based on the lay-up of laminae in the flexbeam and pitch links location. A systematic study is made to identify the importance of the stiffness coupling terms on aeroelastic stability for various fiber orientation and for different configuration.

## 초 록

본 연구에서는 대변형 보이론을 이용하여 정지 비행시 복합재 무베어링 로우터 시스템의 공력탄성학적 안정성 해석을 수행하였다. 무베어링 로우터 시스템은 유연보, 토오크 튜브, 피치 링크, 그리고 메인 블레이드로 구성된다. 유연보, 토오크 튜브, 그리고 메인 블레이드를 각각 플랩 굽힘, 리드-래그 굽힘, 비틀림 그리고 축 방향 변형의 탄성 운동을 하는 보로 가정하고, 1차원 보 요소로 모델링을 하였다. 또한, 유연보를 복합재료 적층판으로 구성된 비틀림에 유연한 직사각형 단면을 갖는 보로 모델링 하여, 1차원 보 해석에 필요한 유효 단면 상수를 얻었다. 외력으로는 2차원 준-정상 공기력 모델을 적용하였으며, 보의 유한 요소 지배방정식은 해밀턴 원리(Hamilton's principle)를 이용하여 얻었다. 공력탄성학적 안정성 해석을 수행하기 위하여 p-k 방법을 이용하였으며, 유연보의 적층각과 적층 순서에 따른 구조적 연성이 무베어링 로우터 시스템의 공탄성 안정성에 미치는 영향을 알아보았다.

**Key Words** : 무베어링 로우터(bearingless rotors), 공탄성(aeroelasticity), 복합재료(composite material), 유연보(flexbeam)

\* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학 전공

\*\* 삼성전자 DA연구소 요소기술그룹

\*+ 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학 전공, 교신저자(E-mail:inlee@asdl.kaist.ac.kr)

## 1. 서론

무베어링 로우터는 기존의 관절형 로우터와 무힌지 로우터에 비하여 기계적인 단순함, 로우터의 경량화, 제작비용의 절감, 조종력의 증가, 그리고 항력의 감소 등 많은 장점을 갖는다. 이러한 이유로 최근 헬리콥터의 무베어링 로우터 시스템에 대한 많은 연구가 진행되고 있다. Fig. 1에서 볼 수 있듯이 무베어링 로우터 시스템의 특징으로는 블레이드와 허브(hub) 사이에 위치한 상대적으로 비틀림 강성이 작은 유연보와 블레이드의 피치 제어를 하기 위한 피치 링크가 부착되어 있는 비틀림 강성이 큰 토오크 튜브를 들 수 있다. 블레이드의 구조적 특성상 가로세로비가 크기 때문에 무베어링 로우터 블레이드는 기하학적 비선형 거동을 하게 되고, 유연보와 토오크 튜브로 인한 블레이드 뿌리에서의 복잡한 하중 경로와 비선형 굽힘-비틀림 연성 효과로 인해 공탄성 해석은 본질적으로 비선형 현상을 포함하게 된다. 더욱이 최근에는 무게 대 강성비, 강도비가 크고 내구성이 뛰어나며 일체식 구조로 만들기가 용이한 복합재료가 로우터 블레이드에 많이 사용되는데, 이러한 복합재료의 경우 적층각에 따른 이방성으로 인한 구조적 연성, 전단 응력과 워핑 등에 의한 영향으로 해석이 복잡하게 된다[1].

기하학적 비선형을 고려한 로우터 블레이드의 1차원 거동 해석은 적정변형 보이론과 대변형 보이론으로 나누어진다. 적정변형 보이론은 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 구조 해석에 적용되어 왔다. 복합재료 보의 구조 해석에 관한 대표적인 연구 사례를 보면 다음과 같다. Bauchau와 Hong[2]은 보의 단면이 평면상에서는 변형하지 않는다는 가정 하에서 축방향의 비틀림 워핑 변위와 횡방향의 전단력을 고려하여 해석하였으며, 워핑 함수는 단면에 대해서 선형 문제를 유한요소법으로 계산하였다. Stemple과 Lee[3]는 단면에서 축방향의 워핑에 대한 2차원 유한요소 해석을 병행하여 1차원 거동에 유기적으로 연계하였다. Giavotto 등[4]은 워핑 문제를 단면에 대하여 3방향의 자유도(면내, 면외 워핑)를 고려하여 유한요소를 이용하여 선형 해석을 수행하였다. Atilgan과 Hodges[5]는 대변형 동안 단면의 성질들이 불변한다고 가정하여, Ref.[4]의 유효 단면 상수 해석 결과를 이용하여 해석하였다.

등방성 무베어링 로우터에 대해서 Hodges[6]는 적정변형 보이론을 이용하여 유연보와 토오크 튜브를 등가화된 보 모델을 이용하여 공탄성 해석값과 실험값을 비교하였고, Sivaneri와 Chopra[7,8]는 유연보와 토오크 튜브를 각각 탄성보로 모델링하여 공탄성 해석값과 실험값을 비교 하였다. 복합재료 무베어링 로우터의 공탄성 연구는 아직까지

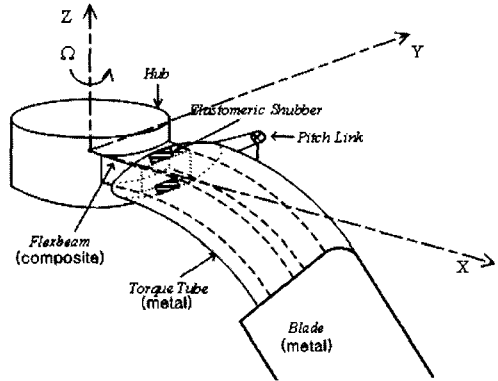


Fig. 1 Bearingless rotor blade configuration.

사례가 매우 부족한 실정이다. Hong과 Chopra[9]는 적정변형 보 이론을 이용한 정지 비행시 무베어링 로우터의 공탄성 해석을 통하여 복합재료의 구조적 연성이 공탄성 안정성 및 진동 감소 등의 증대를 가져올 수 있음을 보여주었다. 그러나 대변형 보이론을 이용한 등방성 및 복합재료 무베어링 로우터의 공탄성 연구 사례는 찾을 수가 없다.

본 연구에서는 대변형 보이론을 이용하여 정지 비행시 복합재 유연보를 갖는 무베어링 로우터의 공탄성 해석을 수행하였다. 유연보는 직사각형의 단면을 갖는 복합재료 보로 모델되었고, 단면에 대한 유한요소 해석을 통하여 보의 유효 단면 상수 값들을 구하였다. 토오크 튜브와 메인 블레이드는 등방성 보로 모델하였다. 공탄성 안정성 해석에 대한 연구들이 구조적 연성과 형상 변수와 같은 여러 파라메타가 공탄성 불안정에 미치는 영향에 대하여 중점을 두기 때문에, 여기서는 계산 시간이 많이 요구되는 3차원 공기력 보다는 2차원 준-정상 공기력을 이용한 해석을 수행하였다. 공탄성 해석을 수행하기 위하여 p-k 방법을 사용하였으며, 유연보의 적층각과 적층 순서에 따른 구조적 연성이 무베어링 로우터 시스템의 공탄성 안정성에 미치는 영향을 알아보았다.

## 2. 이론 전개

### 2.1 운동기하학

초기 곡률과 비틀림을 갖고 일정한 각속도  $\Omega$  로 회전하고 있는 보의 변형 전후의 기하학적 형상은 Fig. 2와 같다. 그림에서  $\mathbf{I}, \mathbf{I}_2, \mathbf{I}_3$ 는 관성좌표계의 단위벡터를 나타내며,  $\mathbf{i}, \mathbf{i}_2, \mathbf{i}_3$ 는 관성좌표계에 대해 일정한 속도  $\mathbf{I}_3$  로 회전하고 있는 기준좌표계의 단위벡터들이다. 단위벡터  $\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3$ 는 변형 전에 임의의 단면에서 보의 축을 따른 기준선에 부착되어 있는 수직좌표계이며  $\mathbf{e}_1$ 은 기준선의 접선방향을,  $\mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3$ 는 해당 단면을 각각 나타낸다.

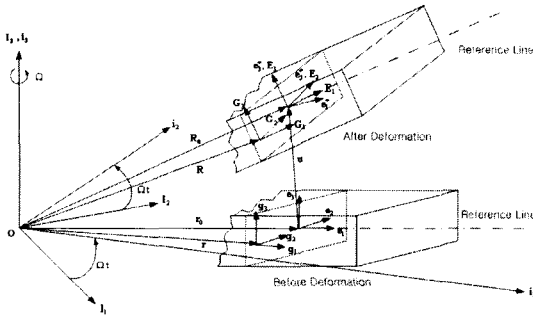


Fig. 2 Geometry and coordinate systems of a rotor blade before and after deformation.

그리고 이 기준 좌표계를 따라서 곡선좌표계(curvilinear coordinate)는  $x_1, x_2, x_3$  로 표시 된다.  $e_j$  와  $E_j$  는 변형 전과 변형 후의 기준선에서의 위치벡터  $r_0$  와  $R_0$  의 기준 벡터이며,  $g_i$  와  $G_i$  는 변형 전과 변형 후의 단면의 임의의 위치까지의 위치벡터  $r, R$  의 기준 벡터들이다. 이때 각 변형 전후의 기준벡터들은 기준좌표계  $i_i$  에 대해 오일러 각(Euler angle)  $\psi, \beta, \theta$  로 이루어진 다음과 같은 변환행렬로 표현할 수 있다.

$$T = \begin{bmatrix} \cos\beta\cos\psi & \cos\beta\sin\psi & \sin\beta \\ -\sin\theta\sin\beta\cos\psi - \cos\theta\sin\psi & \cos\theta\cos\psi - \sin\psi\sin\beta\sin\theta & \cos\beta\sin\theta \\ -\cos\theta\sin\beta\cos\psi + \sin\theta\sin\psi & -\sin\theta\cos\psi - \sin\psi\sin\beta\cos\theta & \cos\beta\cos\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

변형 후 단면은 형상이 변하지 않는다는 가정에 의해 단면에서의 면내 기준벡터  $E_2$  와  $E_3$  는 서로 수직인 단위벡터를 유지하지만  $E_1$  은 축방향의 변형과 횡방향의 전단변형이 허용되므로 더 이상  $E_2$  와  $E_3$  에 수직이거나 단위벡터가 되지 못한다. 따라서 변형 후의 기준벡터  $e_1^* (=E_2 \times E_3)$ ,  $e_2^* (=E_2)$ ,  $e_3^* (=E_3)$  를 정의하여  $E_1$  과의 관계를 나타내면 다음과 같다.

$$E_1 = (1 + \bar{e}_{11})e_1^* + 2\bar{e}_{12}e_2^* + 2\bar{e}_{13}e_3^* \quad (2)$$

곡선좌표계에서 기준선의 변형률을 구하기 위해서 Green-Lagrange 변형률 텐서(tensor)를 사용한다. 보의 초기 곡률과 변형률의 크기가 작다는 가정에 의해 Green-Lagrange 변형률의 고차항을 무시하게 되면, 다음과 같은 공학변형률과 같아지게 된다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{11} &= \bar{e}_{11} + x_3\kappa_2 - x_2\kappa_3 + w_{1,1}' & \epsilon_{22} &= w_{2,2} \\ \epsilon_{12} &= 2\bar{e}_{12} - x_3\kappa_1 + w_{2,1}' + w_{1,2} & \epsilon_{23} &= w_{2,3} + w_{3,2} \\ \epsilon_{13} &= 2\bar{e}_{13} + x_2\kappa_1 + w_{3,1}' + w_{1,3} & \epsilon_{33} &= w_{3,3} \\ \kappa_i &= K_i - k_i \end{aligned} \quad (3)$$

여기서  $w_i$  는 단면의 임의의 점에서의 워핑 변위를 나타내고,  $(\bar{e}_i)$  는 축방향에 대한 미분,  $(\cdot)_i$  는 단면에서 2, 3방향의 미분을 나타낸다.  $\bar{e}_{11}, \bar{e}_{12}, \bar{e}_{13}$  와  $\kappa_1, \kappa_2, \kappa_3$  는 각각 기준선에서의 변형률과 곡률을 나타내며, 3개의 변위와 3개의 오일러 각으로 표시가 가능하다. 자세한 수식은 Ref.[10]에 제시되어 있다.

2.2 복합재료 보의 유효 단면 상수 해석

직교 이방성인 복합재료의 섬유방향이  $\theta$  의 각을 가질 때 다음과 같은 응력-변형률 관계식을 얻을 수 있다.

$$\sigma_i = \bar{C}_{ij}\epsilon_j \quad (i, j = 1, \dots, 6) \quad (4)$$

보의 미소 길이에 대한 에너지 평형 방정식으로부터 다음과 같은 지배 방정식을 얻을 수 있다[5].

$$Q' + \begin{bmatrix} \bar{\kappa} & 0 \\ \bar{\Omega} + \bar{e} & \bar{\kappa} \end{bmatrix} Q + \begin{Bmatrix} f \\ m \end{Bmatrix} = 0 \quad (5)$$

$$\begin{aligned} [M]\{W''\} - [H]\{W'\} - [E]\{W\} + [L]\{\Psi'\} - [R]\{\Psi\} &= 0 \\ [L]^T\{W'\} + [R]^T\{W\} + [A]\{\Psi\} &= \{Q\} \end{aligned} \quad (6)$$

여기서  $Q$  는 내부 힘벡터와 모멘트벡터를 의미하며  $\{W\}$  는 워핑 변위  $w_1, w_2, w_3$  를 단면에 대한 형상함수로 나타낼 때, 워핑에 대한 자유도벡터이다. 행렬  $[M], [H], [E], [L], [R], [A]$  는 식 (4)의 응력벡터에 포함되도록 제조합된 재료의 강성행렬 ( $\bar{C}$ )과 형상함수 행렬에 대해 수행되는 각종의 적분을 나타내며 자세한 사항은 Ref.[11]에 제시되어 있다. 식 (5)와 식 (6)에서 외부 하중이 작용하지 않는 기준상태에 대한 지배방정식의 선형화를 통하여 다음과 같은 유효 단면 상수 행렬을 얻을 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} F \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B^T & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \bar{e} \\ \bar{\kappa} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

여기서  $F$  와  $M$  은 각각 단면에 대한 힘 벡터와 모멘트 벡터를 나타내고,  $A, B, D$  행렬은 단면에 대한 적분이 이루어진 후의 유효 강성 행렬로 재료의 성질과 단면의 형상에 의하여 결정된다.

2.3 2차원 비정상 공기력

비정상 운동을 하는 2차원 익형에 대해 플런지(plunge) 및 피치(pitch) 방향으로 조화진동(harmonic motion)할 때 발생하는 후류의 영향을 고려한 Theodorsen 이론을 자유류의

속도가 시간에 따라 변하는 경우에도 성립하도록 확장한 Greenberg[12] 이론을 이용한 준-정상 공기력을 해석에 사용하였다. 블레이드에 고정된 변형 후 좌표계에서 구해진 공기력 속도 성분은 탄성속도와 유도속도의 합으로 다음과 같이 오일러 변환을 통해 나타낼 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} U_R \\ U_T \\ U_P \end{Bmatrix} = \mathbf{T}\{\mathbf{V} + \mathbf{v}_{id}\} = \mathbf{T}\begin{Bmatrix} \dot{u}_1 - \Omega R_{0_2} \\ \dot{u}_2 + \Omega R_{0_1} \\ \dot{u}_3 + \Omega R_{\lambda_i} \end{Bmatrix} \quad (8)$$

여기서  $U_R$ 은 반경방향,  $U_T$ 는 접선방향,  $U_P$ 는 수직방향의 속도 성분을 나타내고,  $\dot{u}_i$ 는 탄성속도 성분,  $R_{0i}$ 는 변형 후 단면의 임의의 지점에서의 위치벡터 성분을 나타낸다.  $R$ 은 블레이드의 길이,  $\Omega$ 는 등각속도를 나타내며, 유입률  $\lambda_i$ 는 유입속도  $v_{id}$ 가 반경이  $0.75R$ 인 지점에서의 속도를 사용하여 정상 균일 분포를 이룬다고 가정하여 다음 식을 이용하였다[10].

$$\lambda_i = \frac{v_{id}}{\Omega R} = \frac{\alpha_{0_i}}{16} \operatorname{sign}(\theta_{0.75R}) \left[ \sqrt{1 + \frac{24}{\alpha_{0_i}} |\theta_{0.75R}|} - 1 \right] \quad (9)$$

## 2.4 무베어링 로우터 모델

무베어링 로우터 블레이드의 기하학적 형상은 Fig. 1에서 볼 수 있듯이 블레이드, 허브와 블레이드 사이에 연결된 유연보, 그리고 유연보를 둘러싼 토오크 튜브로 이루어져 있으며, 토오크 튜브 뿌리 앞면 또는 뒷면에 피치 각을 조종하기 위한 피치 링크가 부착되어 있다. 본 연구에서는 Fig. 3에서와 같이 블레이드, 유연보 그리고 토오크 튜브를 각각 탄성보로 가정하고 대변형 보이론을 통하여 수식화하였다. 경계조건으로 유연보가 허브에 고정된 보로 가정하고, 유연보 뿌리에서의 모든 자유도를 구속하였다. 또한 유연보, 토오크 튜브 그리고 메인 블레이드가 만나는 접합 부분에서는 다음의 적합조건을 만족하도록 하였다[7].

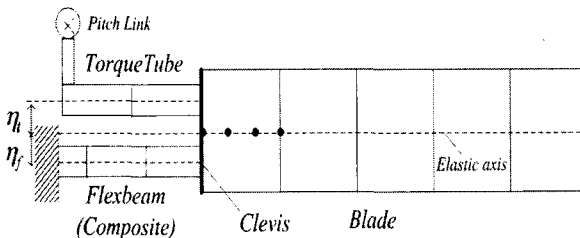


Fig. 3 Analytical model for flexbeam and torque tube.

$$\begin{aligned} u_i &= u_f = u_b \\ v_i &= v_f = v_b \\ w_i - \eta_i \theta_i &= w_f - \eta_f \theta_f = w_b \\ \psi_i &= \psi_f = \psi_b \\ \beta_i &= \beta_f = \beta_b \\ \theta_i &= \theta_f = \theta_b \end{aligned} \quad (10)$$

여기서 아래 첨자  $i, f$  그리고  $b$ 는 각각 토오크 튜브, 유연보, 블레이드를 나타내며,  $\eta$ 는 블레이드 탄성 축에 대한 각 요소의 탄성 축 편차이다.

## 2.5 비선형 유한요소 지배방정식

블레이드, 유연보 그리고 토오크 튜브는 Fig. 3처럼 각각 요소로 구성할 수 있으며, 유한요소의 수식화를 위해 각각에 대한 변형에너지와 운동에너지, 외력에 의한 일을 각 요소에 대하여 다음과 같이 Hamilton 원리를 적용시킬 수 있다.

$$\int_0^t \sum_{i=1}^m (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) dt = 0 \quad (11)$$

여기에 축방향 변위와 회전변위에 대해 라그랑지안 형상함수를 이용해 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$u_i = \sum_{j=1}^n N_j q_{u_i}^j, \quad \alpha_i = \sum_{j=1}^n N_j q_{\alpha_i}^j, \quad i=1,2,3 \quad (12)$$

$q$ 는 단면의 절점 자유도를 나타내며,  $n$ 은 요소 당 절점 수를 나타낸다. 이를 변형에너지와 운동에너지의 변분에 적용하면 다음과 같은 운동방정식을 얻는다.

$$[\mathbf{M}(\mathbf{q})]\{\dot{\mathbf{q}}\} + [\mathbf{G}(\mathbf{q})]\{\dot{\mathbf{q}}\} + \mathbf{P}(\mathbf{q}) - \mathbf{P}_c(\mathbf{q}) = [\mathbf{A}(k, \mathbf{q})]\{\mathbf{q}\} + \mathbf{P}_A(\mathbf{q}) \quad (13)$$

여기서  $\mathbf{M}(\mathbf{q})$ 는 질량행렬,  $\mathbf{G}(\mathbf{q})$ 는 자이로스코픽 행렬 (gyroscopic matrix), 그리고  $\mathbf{P}(\mathbf{q})$ 는 내부힘벡터(internal force vector),  $\mathbf{P}_c(\mathbf{q})$ 는 원심력벡터(centrifugal load vector)를 나타낸다. 또한  $\mathbf{A}(k, \mathbf{q})$ 와  $\mathbf{P}_A(\mathbf{q})$ 는 비정상 공기력 행렬과 정상 공기력 벡터를 각각 나타낸다.

## 2.6 피치 링크 모델

블레이드의 피치 제어는 비틀림 강성이 상대적으로 큰 토오크 튜브에 연결된 피치 링크를 통하여 가능하다. 본 연구에서는

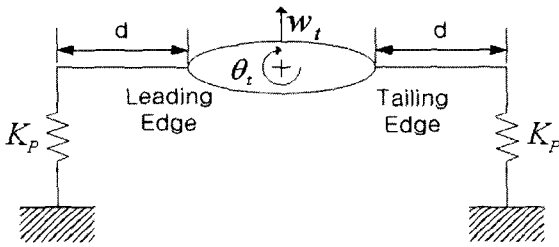


Fig. 4 Analytical model for flexbeam and torque tube.

피치 링크는 토오크 튜브 뿌리부분 앞전과 뒷전에 연결되며, 블레이드의 피치각을 변화시키기 위해 피치 링크의 수직방향 위치를 조절하는데, 이는 피치 링크의 유연성과 관계가 있다. Fig. 4는 스프링으로 피치 링크를 앞전과 뒷전에 동시에 장착했을 경우에 대한 형상을 보여준다. 여기서  $d$ 는 피치 링크와 토오크 튜브 탄성축과의 거리를 나타내게 된다. 이러한 피치 링크로 인해 추가적인 변형에너지가 다음과 같이 발생하게 된다.

$$U_p = \frac{1}{2} K_p (w_t + \theta_t d)^2 + \frac{1}{2} K_p (w_t - \theta_t d)^2 \quad (14)$$

식 (14)에 변분을 취하고 정리하면 다음과 같은 추가적인 강성 값이 생겨나게 된다.

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_T^{nm} &= \mathbf{K}_T^{nm} + 2\mathbf{K}_p \\ \mathbf{K}_T^{pp} &= \mathbf{K}_T^{pp} + 2\mathbf{K}_p d^2 \end{aligned} \quad (15)$$

### 2.7 선형 공탄성 안정성 해석

정상상태 해  $\mathbf{q}_0$ 를 구하기 위해 비선형 유한요소 지배방정식에서 시간에 관계된 항들을 제거한 비선형 정적 평형 방정식에 Newton-Raphson 방법을 이용하였으며, 이로부터 미소 교란량  $\Delta \mathbf{q}(t)$ 를 가해 선형교란 운동 방정식을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} [\mathbf{M}(\mathbf{q}_0)]\{\Delta \ddot{\mathbf{q}}\} + [\mathbf{G}(\mathbf{q}_0)]\{\Delta \dot{\mathbf{q}}\} + [\bar{\mathbf{K}}(\mathbf{q}_0)]\{\Delta \mathbf{q}\} \\ - [\mathbf{A}_R(k, \mathbf{q}_0) + i\mathbf{A}_I(k, \mathbf{q}_0)]\{\Delta \mathbf{q}\} = \{0\} \end{aligned} \quad (16)$$

로우터 블레이드의 공탄성 안정성 해석을 수행하기 위해 식 (16)에서 질량 및 강성행렬로부터 저차의  $m$ 개의 고유벡터들로 이루어진 행렬을 이용하여 모달 방정식을 얻어 p-k 방법에 의해 다음과 같은 상태 벡터 형태의 고유치 문제를 얻게 된다 [10].

$$\begin{bmatrix} \mathbf{k}' & \mathbf{g}' \\ 0 & \mathbf{I} \end{bmatrix} - p \begin{bmatrix} 0 & -\mathbf{m} \\ \mathbf{I} & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{y} \\ \dot{\mathbf{y}} \end{Bmatrix} = \{0\} \quad (17)$$

$$\mathbf{k}' = \bar{\mathbf{k}} - \mathbf{a}_R, \quad \mathbf{g}' = \mathbf{g} - (\bar{\mathbf{c}}/2k\bar{r})\mathbf{a}_I$$

## 3. 해석 결과 및 검토

### 3.1 전체 계산 개요

본 연구에서는 무베어링 로우터 시스템을 Fig.3과 같이 유연보는 복합재료로, 토오크 튜브와 메인 블레이드는 등방성 재료를 사용하여, 각각을 균일한 질량과 강성분포를 갖는 탄성보로 가정하고, 공기력은 메인 블레이드에만 적용하였다. 이러한 공기력에 의한 하중은 유연보와 토오크 튜브를 통해 허브와 피치링크를 통해 굽힘과 비틀림 하중을 분담하게 된다. 해석이 수행되는 과정은 우선 복합재 유연보의 2차원 단면 상수 해석을 통하여 유효 단면 상수를 구하고 1차원 비선형 거동 해석을 위해 유연보와 토오크 튜브 그리고 블레이드 보 모델에 대한 운동방정식을 구하고, 피치링크로부터 얻어진 강성 값을 추가하여 정상상태 해를 얻었다. 여기서 구해진 질량 및 강성 행렬로부터 고유벡터 행렬을 얻어 모달 운동방정식을 구성하였다. 이를 이용하여 고유치 문제를 풀고, 여기서 구한 고유치가 주어진 회전진동수와 허용된 오차 범위 안으로 근접할 때까지 반복계산이 수행된다. 대변형 보 유한요소는 4절점 요소를 이용하였으며, 유연보는 길이방향으로 3개, 토오크 튜브는 2개, 블레이드는 5개의 요소로 모델링 하였다.

### 3.2 복합재료 스트립 보의 대변형 정적 해석

유연보의 일반적인 단면형상은 상대적으로 비틀림에 유연하게 하기 위해서 스트립 보, I 보, H보, 방사형 보 등의 개단면으로 설계된다. 본 연구에서는 유연보를 직사각형 단면을 갖는 복합재료 스트립 보로 모델링 하였으며, 형상과 단면 성질의 계산을 위해 사용된 유한요소는 Fig. 5와 같다. 본 모델의 수치적 검증은 하기 위하여 Minguet과 Dugundji[13]에 의한 복합재료 스트립 보에 대한 보의 끝단에서 하중을 가했을 때의 대변형 실험결과 및 해석결과와 비교하였다. Fig. 6(a)와 6(b)는  $[45/0]_{16}$  적층보를 보의 끝 단에서 하중을 가했을 때의 하중각도에 따른 해석결과를 나타낸다. 하중각도를 주지 않더라도 휨-비틀림 연성에 의해 v방향의 변위가 나타남을 알 수 있으며, 본 연구의 해석 결과와 실험 결과가 대체로 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 7(a)와 7(b)는  $[20/-70_2/20]_{16}$  적층보 끝 단에서 하중을 가했을 때의 하중각도에 따른 해석결과를 나타낸다. 실험결과와 비교적 잘 일치하고 있으며, 이는 본 연구에서 구한 유효강성행렬이 대변형 동안에도 보의 강성을 잘 표현하고 있음을 나타내는 것이다.

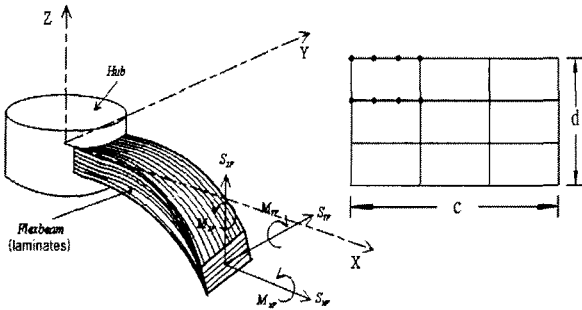
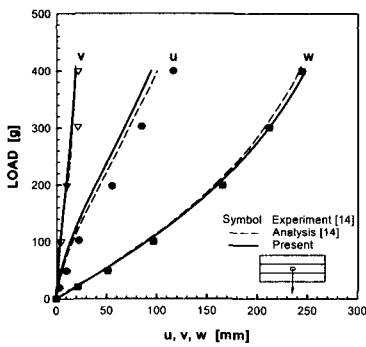
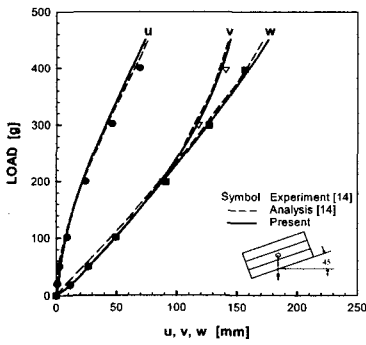


Fig. 5 Composite flexbeam with solid rectangular cross section and sectional nodal distribution.



(a)

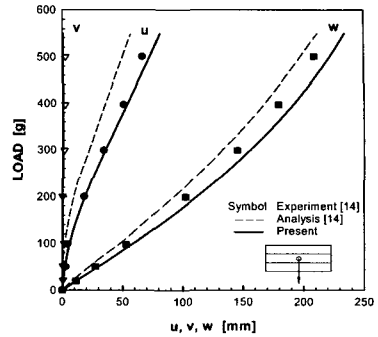


(b)

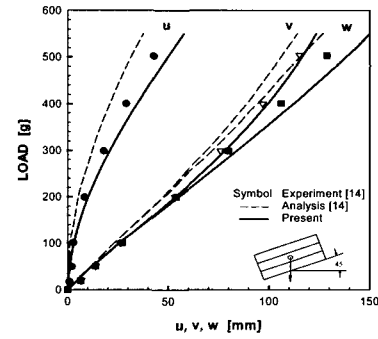
Fig. 6 Displacements for a  $[45/0]_{3S}$  beam. (a) load angle = 0 deg. (b) load angle = 45 deg.

3.3 복합재료 무베어링 로우터 시스템의 공탄성 해석

복합재료 무베어링 로우터 시스템의 공탄성 해석을 위하여 유연보는 앞서 검증한 복합재료 스트립 보로, 토오크 튜브와 메인 블레이드는 등방성 재료[14]를 사용하였으며, 공탄성 해석을 위한 로우터 블레이드의 제원과 복합재료의 물성치는 Table 1과 같으며, 피치링크는 앞전과 뒷전에 위치



(a)



(b)

Fig. 7 Displacements for a  $[20/-70, /20]_{2s}$  beam. (a) load angle = 0 deg. (b) load angle = 45 deg.

시켜 이에 의한 연성효과를 제거하였다. 이때 유연보의 적층형태는  $[0_6/(\pm\theta)_3/(\pm 45)_3]_s$  인 균형 적층과  $[0_6/-\theta_6/(\pm 45)_3]_s$  인 불균형 적층인 두 경우를 고려하였다. 균형 적층의 경우, 플랩 굽힘-비틀림 연성이 존재하게 되며, 유연보의 적층각이 0°일 경우에 대해 기준 회전수가 817rpm일 때, 각 구성요소에 대한 물성치는 Table 2와 같다. 이 때 로우터 시스템의 리드-래그 고유진동수는 0.638/rev, 플랩 고유진동수는 1.01/rev, 비틀림 고유진동수는 4.45/rev로 전형적인 면내 유연한 로우터 시스템의 경향을 나타낸다. Fig. 8은 유연보가 균형 적층일 경우, 로우터 회전속도에 따라 적층각에 따른 공탄성 안정성에 큰 영향을 미치는 리드-래그 감쇠값을 나타낸 것이다. 적층각에 따라 지상공진을 유발할 수 있는 최저 감쇠값이 발생하는 회전수가 300~400rpm으로 달라짐을 볼 수 있다. Fig. 9~11은 유연보가 음의 불균형 적층과 균형 적층일 경우에 대해서 회전수가 817rpm 일 때, 적층각에 따른 1차 리드-래그, 플랩, 비틀림 모우드에 대한 근래적을 나타낸 것이다. Fig. 9는 1차 리드-래그 모우드의 경우로, 두 적층 모두 적층각이  $\pm 60^\circ$  일 경우의 감쇠값과 진동수가 가장 낮은 값을 가지게 됨을 볼 수 있다. 특히 불균형 적층의 경우,  $\pm 20^\circ$ 의 적층각을 사용하였을 경우, 인장-래그 굽힘 연성

Table 1 Bearingless rotor blade and material properties

Rotor Blade		Flexbeam AS4/3501-6 Graphite/Epoxy	
$N_b$	4	Length (in)	7.2
R (in)	36	D (in)	0.18
C/R	0.0847	Width (in)	2.5
$a_0$	5.73	Ply Thickness (in)	0.005
$C_{d0}$	0.01	$E_1$ (Msi)	20.59
$\sigma$	0.1079	$E_2$ (Msi)	1.42
$\gamma$	8.357	$G_{12}$ (Msi)	0.87
$K_p/m_0\Omega^2 R$	58.606	$G_{23}$ (Msi)	0.47
d/R	0.03111	$\nu_{12}$	0.42
$\eta_r, \eta_f$	0	$\nu_{23}$	0.5
$\theta_p$ (deg.)	4	$\rho$ (lb <sub>m</sub> /in <sup>3</sup> )	0.0522

으로 인하여 감쇠값이 크게 증가함을 알 수 있다. 균형 적층의 경우, 적층각의 부호보다는 절댓값이 결과에 큰 영향을 미치고 있음을 살펴볼 수 있다. 이와는 달리 불균형 적층의 경우는 적층각의 부호에 대해, 각 모드에 대한 근궤적 변화가 커짐을 알 수 있다. 이러한 경향은 Fig. 10과 11의 경우도 마찬가지이다. 플랩 모드에서는 리드-래그 모드와는 달리 다른 경향을 Fig. 10을 통해 볼 수 있으며, 각 적층에 따라  $\pm 35^\circ$ ,  $\pm 20^\circ$ 로 최저 감쇠값 및 진동수가 달라지고 있음을 알 수 있다. Fig. 11에서 보면, 비틀림 모드와 같은 경우 역시 앞선 두 모드와는 다른 경향을 나타내고 있으며, 각 적층이  $\pm 45^\circ$ ,  $\pm 20^\circ$  부근에서 감쇠값이 커지는 경향을 보인다.

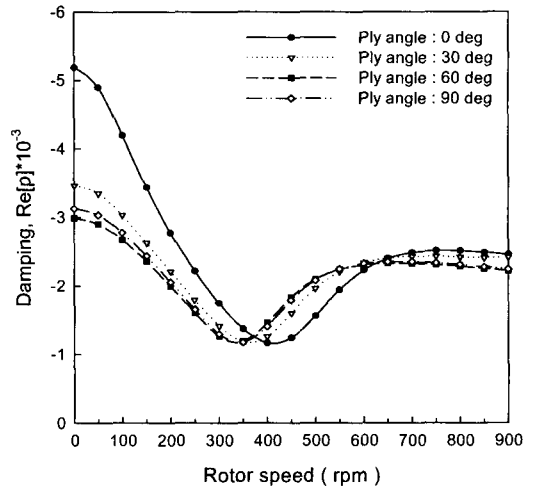


Fig. 8 Lag damping vs. rotor speed for balanced layup.

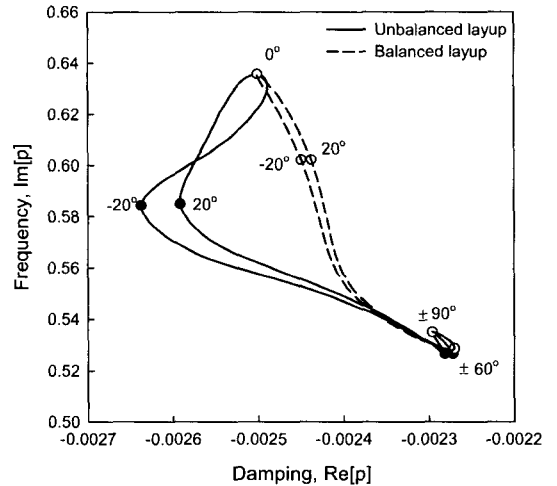


Fig. 9 Root locus plots for the first lead-lag mode.

Table 2 Structural properties of elements for 817 RPM ( $m_0 = 0.01 lb_m/in, \theta = 0^\circ$ )

Element	Length $\ell/R$	Flapwise $EI_f/m_0\Omega^2 R^4$	Chordwise $EI_c/m_0\Omega^2 R^4$	Torsion $GJ/m_0\Omega^2 R^4$	Mass $m/m_0$	Torsion inertia $K_m^2/R^2$	
1~2	0.2	0.013398	0.02002	0.023945	0.8069	0.0000870	Torque Tube
3~5	0.2	0.0000197	0.02822	0.00003892	2.349	0.0001808	Flexbeam
6~10	0.8	0.005108	0.18549	0.005395	1.5714	0.0005578	Blade

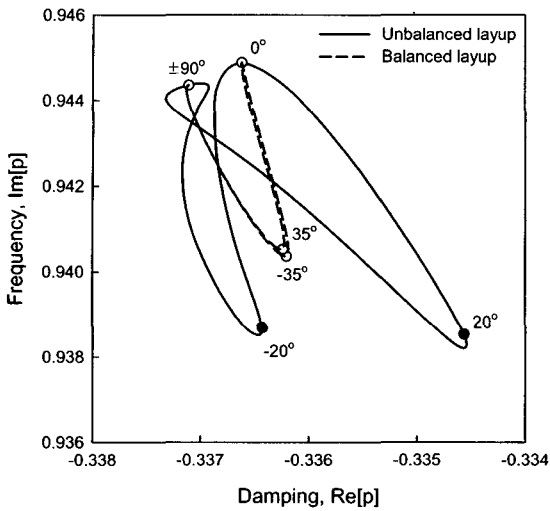


Fig. 10 Root locus plots for the first flap mode.

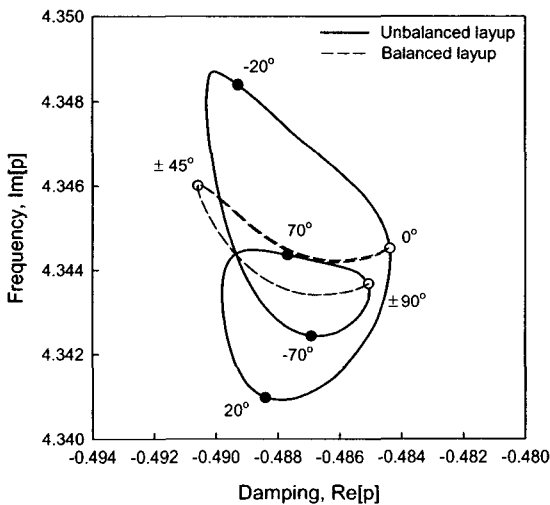


Fig. 11 Root locus plots for the first torsion mode.

### 결론

본 연구에서는 복합재료 유연보와 등방성 재료를 사용한 토오크 튜브 그리고 메인 블레이드를 각각 1차원 보로 가정된 무베어링 로우터 시스템에 대변형 보이론을 적용한 유한요소법을 사용하여 공탄성 해석을 수행하였다. 복합재료 유연보의 경우, 단면에 대한 2차원 유한요소 해석을 통하여 유효단면상수를 얻었으며, 이를 1차원 비선형 거동 해석에 이용

하였다. 이상의 해석으로부터 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다. 첫째, 복합재료 유연보의 대변형 정적 해석을 통하여 본 연구에서 구한 유효강성행렬이 대변형 동안에도 타당함을 검증하였다. 둘째, 정지 비행시 무베어링 로우터 시스템에서 복합재료 유연보의 구조적 연성을 통해 공탄성 안정성 및 진동 감소 등의 증대를 가져올 수 있음을 고찰하였다.

### 참고문헌

- 1) Hodges, D. H., "Review of Composite Rotor Blade Modeling," *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 3, 1990, pp. 561-565.
- 2) Bauchau, O. A. and Hong, C. H., "Nonlinear Composite Beam Theory," *ASME Journal of Applied Mechanics*, Vol. 55, 1988.
- 3) Stemple, A. D. and Lee, S. W., "A Finite Element Method for Composite Beams Undergoing Large Deflection with Arbitrary Cross-sectional Warping," *International Journal of Numerical Method in Engineering*, Vol. 28, No. 9, 1989, pp. 2143-2160.
- 4) Giavotto, A., Borri, M., Mantegazza, P. and Ghiringhelli, G., "Anisotropic Beam Theory and Applications," *Computers and Structures*, Vol. 16, No. 1-4, 1983, pp. 403-413.
- 5) Atilgan, A. R. and Hodges, D. H., "Unified Nonlinear Analysis for Nonhomogeneous Anisotropic Beam with Closed Cross Sections," *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 9, 1990, pp. 1573-1579.
- 6) Hodges, D.H., "An Aeromechanical Stability Analysis for Bearingless Rotor Helicopters," *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 24, No. 1, Jan. 1979.
- 7) Sinaneri, N.T. and Chopra, I., "Finite Element Analysis for Bearingless Rotor Blades Aeroelasticity," *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 29, No. 2, April 1984.
- 8) Chopra, I., "Dynamic Stability of a Bearingless Circulation Control Rotor Blade in Hover," *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 30, No. 4, Oct. 1985.
- 9) Hong, C.H. and Chopra, I., "Aeroelastic Stability Analysis of a Composite Bearingless Rotor Blade," *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 31, No. 4, 1986, pp. 29-35.
- 10) 조맹효, "정교한 구조 및 공기력 모델을 사용한 무힌지 로우터 블레이드에 대한 공탄성 해석," 박사학위논문, 한국과학기술원, 1994.
- 11) Jeon, S.M., Cho, M.H., and Lee, I., "Static and Dynamic Analysis of Composite Box Beams Using Large Deflection Theory," *Computer and Structures*, Vol. 57,



No. 4, 1995.

- 12) Greenberg, J.M., "Airfoil in Sinusoidal Motion in a Pulsating Stream," NACA TN-1326, 1947.
- 13) Minguet, P. and Dugundji, J., "Experimental and Analysis for Composite Blades Under Large Deflections Part 1 : Static Behavior," *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 9, 1990, pp. 1573-1579.
- 14) Jang, J.S., "Ground and Air Resonance of Bearingless Rotors in Hover and Forward Flight," Dissertation, The University of Maryland, 1988.