복합재 무베어링 로우터 블레이드의 정지 비행시 공력탄성학적 안정성 해석

임인규* · 최지훈** · 이인*** · 한재흥***

Aeroelastic Stability Analysis of Composite Bearingless Rotor Blades in Hover

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

Key Words : Composite, Bearingless rotors and Aeroelasticity

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 root. For the analysis of composite bearingless rotors, flexbeam is assumed to be a rectangular section made of laminate. Two-dimensional quasi-steady strip theory and Loewy's aerodynamic theory with the lift deficiency function are used for unsteady aerodynamic computation. The finite element equations of motion for beams are obtained using Hamilton's principle. Numerical results of selected bearingless rotor configurations are obtained for the lay-up of laminae in the flexbeam and pitch links location.

1. 서 론

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. 1 에서 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 가로세로 비가 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. 따라서, 정확한 구조 모델링을 이용한 복합재료 보의 구조 동역학적 해석이 필요하다. 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]. 등방성 무베어링 로우터에 대해서 Hodges[2]는 적정변형 보이론을 이용하여 유연보와 토오크 튜브를 등가화된 보 모델을 이용하여 공탄성 해석값과 실험값을 비교하였고, Sivaneri 와 Chopra[3,4]는 유연보와 토오크 튜브를 각각 탄성보로 모델링하여 공탄성 해석값과 실험값을 비교 하였다. Hong 과 Chopra[5]는 적정변형 보이론을 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

* 한국과학기술원 항공우주공학전공 대학원
** 삼성전자 DA 연구소 요소기술그룹
*** 한국과학기술원 항공우주공학전공

이용한 등방성 및 복합재료 무베어링 로우터의 공탄성 연구 사례는 찾을 수가 없다.

본 연구에서는 대변형 보이론을 이용하여 정지비행시 복합재 유연보를 갖는 무베어링 로우터의 공탄성 해석을 수행하였다. 유연보의 적층 각과 적층 순서 및 피치링크 위치에 따른 구조적 연성이 무베어링 로우터 시스템의 공탄성 안정성에 미치는 영향을 알아보았다.

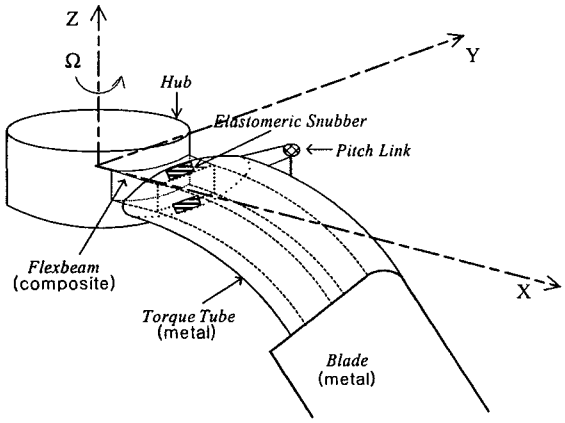


Fig. 1 Bearingless rotor blade configuration.

2. 이론 전개

2.1 운동기하학

초기 곡률과 비틀림을 갖고 일정한 각속도 Ω 로 회전하고 있는 보의 형상은 Fig. 2 와 같다. 초기 곡률과 변형률의 크기가 작다고 가정하면, 다음과 같은 공학 변형률을 얻을 수 있다[6].

$$\begin{aligned}
&\varepsilon_{11} = \bar{e}_{11} + x_3\kappa_2 - x_2\kappa_3 + w_1', \quad \varepsilon_{22} = w_{2,2} \\
&\varepsilon_{12} = 2\bar{e}_{12} - x_3\kappa_1 + w_2' + w_{1,2}, \quad \varepsilon_{23} = w_{2,3} + w_{3,2} \\
&\varepsilon_{13} = 2\bar{e}_{13} + x_2\kappa_1 + w_3' + w_{1,3}, \quad \varepsilon_{33} = w_{3,3} \\
&\kappa_i = K_i - k_i
\end{aligned} \tag{1}$$

여기서, w_i 는 단면의 임의의 점에서의 워핑 변위를 나타내고, $(\,)'$ 는 축방향에 대한 미분, $(\,)_{,i}$ 는 단면에서 2, 3 방향의 미분을 나타낸다. $\bar{e}_{11}, \bar{e}_{12}, \bar{e}_{13}$ 와 $\kappa_1, \kappa_2, \kappa_3$ 는 기준선에서의 변형률과 곡률을 나타낸다.

2.2 유효 단면 상수

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

$$\sigma_i = \bar{C}_{ij}\varepsilon_j \qquad (i,j = 1,\ldots,6) \tag{2}$$

보의 미소 길이에 대한 에너지 평형 방정식으로부터 다음과 같은 지배 방정식을 얻을 수 있다[1].

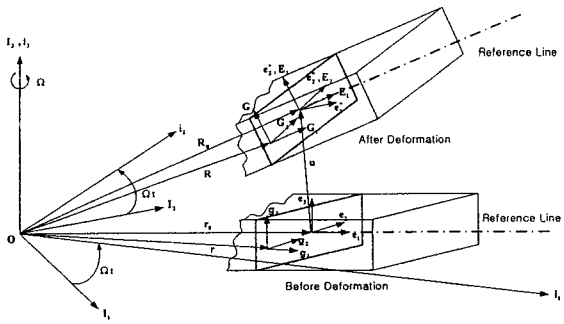


Fig. 2 Geometry and coordinate systems of a rotor blade before and after deformation.

$$Q' + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \tilde{e}_1 & 0 \end{bmatrix} Q = 0 \tag{3}$$

여기서, $Q = \{F \quad M\}^T$ 는 변형 후 좌표계에서의 내부 탄성력 과 모멘트로 이루어진 벡터이다. $\tilde{e}_1$ 는 skew-symmetry 행렬이며, 워핑을 2 차원 형상함수로 모델링하면 다음과 같은 워핑에 대한 유한요소 지배방정식을 얻을 수 있다.

$$[\mathbf{J}]\{\Gamma''\} - [\mathbf{H}]\{\Gamma'\} - [\mathbf{E}]\{\Gamma\} + [\mathbf{L}]\{\Psi'\} - [\mathbf{R}]\{\Psi\} = \{0\} \tag{4a}$$

$$-[\mathbf{L}]^T\{\Gamma'\} - [\mathbf{R}]^T\{\Gamma\} - [\mathbf{A}]\{\Psi\} + \{Q\} = \{0\} \tag{4b}$$

여기서, $[\mathbf{J}], [\mathbf{H}], [\mathbf{E}], [\mathbf{L}], [\mathbf{R}]$ 와 $[\mathbf{A}]$ 행렬은 단면 형상과 성질에 의해 결정된다. $\{\Gamma\}$ 는 워핑 자유도 벡터, $\{\Psi\}$ 는 변형률과 곡률 자유도 벡터이다. 식(3)과 (4)를 풀게 되면 다음과 같은 유효 단면 상수를 구할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} F \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B^T & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \bar{e} \\ \bar{\kappa} \end{Bmatrix} \tag{5}$$

보는 변형 동안에도 단면 성질들이 거의 변하지 않는다고 가정하여 위에서 구한 유효 단면 상수를 1 차원 보의 변형 해석에 이용하였다.

2.3 2 차원 비정상 공기력

비정상 운동을 하는 2 차원 익형에 대해 플런지(plunge) 및 피치(pitch) 방향으로 조화진동할 때 발생되는 후류의 영향을 고려한 Theodorsen 이론을 자유류의 속도가 시간에 따라 변하는 경우에도 성립하도록 확장한 Greenberg[7] 이론에 의한 준-정상 공기력과 로우터 밑의 비정상 귀환후류(returning wake)에 의한 영향을 고려한 Loewy 이론[8]에 의한 개선된 2 차원 공기력을 해석에 사용하였다. 블레이드에 고정된 변형 후 좌표계에서 구해진 공기력 속도 성분은 탄성속도와 유도속도의 합으로 다음과 같이 오일러 변환을 통해 나타낼 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} U_R \\ U_T \\ U_P \end{Bmatrix} = \mathbf{T}\{\mathbf{V} + \mathbf{v}_{id}\} = \mathbf{T}\begin{Bmatrix} \dot{u}_1 - \Omega R_{0_2} \\ \dot{u}_2 + \Omega R_{0_1} \\ \dot{u}_3 + \Omega R \lambda_i \end{Bmatrix} \quad (6)$$

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. 유입률 λ_i 는 유입속도 v_{id} 가 반경이 $0.75R$ 인 지점에서의 속도를 사용하여 정상 균일 분포를 이룬다고 가정하여 다음 식을 이용하였다[9].

$$\lambda_i = \frac{\sigma a_0}{16} sign(\theta_{0.75R}) \left[\sqrt{1 + \frac{24}{\sigma a_0} |\theta_{0.75R}|} - 1 \right] \quad (7)$$

2.4 비선형 유한요소 지배방정식

블레이드, 유연보 그리고 토오크 튜브는 각각 보 요소로 구성할 수 있으며, 유한요소의 수식화를 위해 각각에 대한 변형에너지와 운동에너지, 외력에 의한 일을 각 요소에 대하여 다음과 같이 Hamilton 원리를 적용하여 비선형 유한요소 지배방정식을 얻을 수 있다.

$$[\mathbf{M}(\mathbf{q})]\{\ddot{\mathbf{q}}\} + [\mathbf{G}(\mathbf{q})]\{\dot{\mathbf{q}}\} + \mathbf{P}(\mathbf{q}) - \mathbf{P}_c(\mathbf{q}) = [\mathbf{A}(k,\mathbf{q})]\{\mathbf{q}\} + \mathbf{P}_A(\mathbf{q}) \quad (8)$$

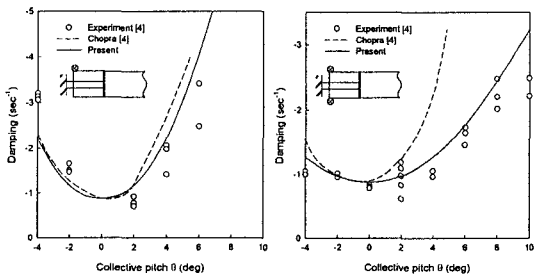
여기서, $\mathbf{M}(\mathbf{q})$ 는 질량 행렬, $\mathbf{G}(\mathbf{q})$ 는 자이로스코픽(gyroscopic) 감쇠 행렬, $\mathbf{P}(\mathbf{q})$ 는 내부 힘 벡터, $\mathbf{P}_c(\mathbf{q})$ 는 원심력 벡터, $\mathbf{A}(k,\mathbf{q})$ 와 $\mathbf{P}_A(\mathbf{q})$ 는 비정상 공기력 행렬과 정상 공기력 벡터를 각각 나타낸다. $\{\mathbf{q}\}$ 는 축방향 변위와 회전 변위에 대한 일반화된 절점 변위 벡터이다. 정상상태에서의 해 $\mathbf{q}_0$ 로부터 미소교란량 $\Delta\mathbf{q}(t)$ 를 가해 선형교란 운동 방정식을 얻고, 공탄성 안정성 해석을 수행하기 위해, 선형운동방정식으로부터 모달 방정식을 얻어 p-k 방법에 의해 다음과 같은 상태 벡터 형태의 고유치 문제를 얻게 된다.

$$\left[\begin{bmatrix} \mathbf{k}' & \mathbf{g}' \\ 0 & \mathbf{I} \end{bmatrix} - p \begin{bmatrix} 0 & -\mathbf{m} \\ \mathbf{I} & 0 \end{bmatrix} \right] \begin{Bmatrix} \mathbf{y} \\ \dot{\mathbf{y}} \end{Bmatrix} = \{\mathbf{0}\} \quad (9)$$

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

3. 해석 및 결과 검토

본 연구에서는 무베어링 로우터 시스템을 블레이드, 유연보, 토오크 튜브 각각을 균일한 질량과 강성분포를 갖는 탄성보로 가정하고, 공기력에 의한 가상일은 블레이드에만 적용하여 공탄성 해석을 수행하였다. 대변형 유한요소는 4 절점 요소를 이용하여, 유연보는 길이방향으로 3 개, 토오크 튜브는 2 개, 블레이드는 5 개의 요소를 사용하였다. 본 연구에서 무베어링 로우터 시스템에 사용한 대변형 보 이론의 타당성과 피치 링크의 모델 적용을 검증하기 위해, 적정 변형 보 이론과 2 차원 준-정상 공기력 모델을 사용한 Chopra[4]의 공탄성 해석결과와 실험결과를 피치링크의 위치에 대해 비교하였으며, Fig. 3 과 같다.



(a) (b)

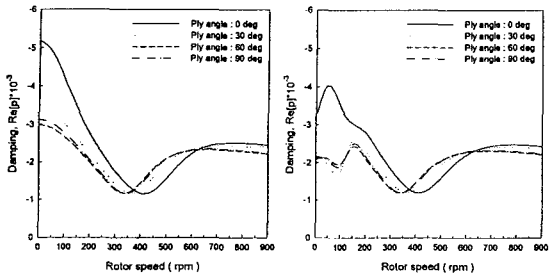
Fig.3 Lag damping as a function of collective pitch. (a) leading edge and (b) both pitch link

복합재료 무베어링 로우터 시스템의 공탄성 해석을 위하여 유연보는 복합재료 스트립 보로, 토오크 튜브와 메인 블레이드는 등방성 재료를 사용하였으며, 공탄성 해석을 위한 로우터 블레이드의 제원과 복합재료의 물성치는 Table 1 과 같다. 이때 유연보의 적층형태는 $[0_6/(\pm\theta)_3/(\pm 45)_3]_s$ 인 balanced layup 과 같고, 플랩 굽힘-비틀림 연성이 존재하게 되며, 유연보의 적층각이 0° 일 경우에 대해 기준 회전수가 $817rpm$ 일 때, 로우터 시스템의 리드-래

Table 1 Bearingless rotor blade and material properties.

Rotor Blade		Flexbeam AS4/3501-6	
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
σ	0.1079	E_2 (Msi)	1.42
γ	8.357	G_{12} (Msi)	0.87
$\mathbf{K}_P/m_0\Omega^2R$	58.606	G_{23} (Msi)	0.47
d/R	0.03111	ν_{12}	0.42
η_t, η_f	0	ν_{23}	0.5
θ_P ($deg.$)	4	ρ (lb_m/in^3)	0.0522

그 고유진동수는 0.638/*rev* , 플랩 고유진동수는 1.01/*rev* , 비틀림 고유진동수는 4.45/*rev* 로 전형적인 soft-inplane 로우터 시스템의 경향을 나타낸다.



(a) (b)

Fig.4 Lag damping vs. rotor speed for both pitch link.
(a) Quasi-steady and (b) Loewy theory

Fig.4 는 준-정상 및 귀환 후류를 고려한 공기력에 대한 로우터 회전 속도에 따른 리드-래그 감쇠값을 나타낸 것으로, 300rpm 이하에서 후류의 영향으로 다른 경향을 나타내고 있다. Fig.5~7 은 피치링크의 위치를 달리했을 경우, 적층각에 따른 1 차 리드-래그, 플랩, 비틀림 모우드에 대한 근궤적을 나타낸 것이다.

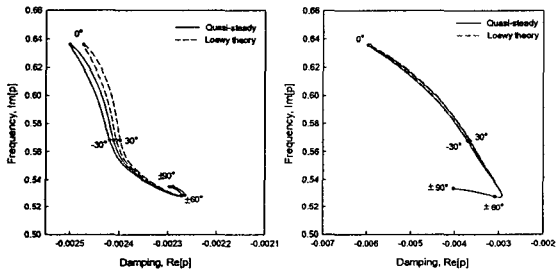


Fig.5 Root locus plots for the first lead-lag mode.

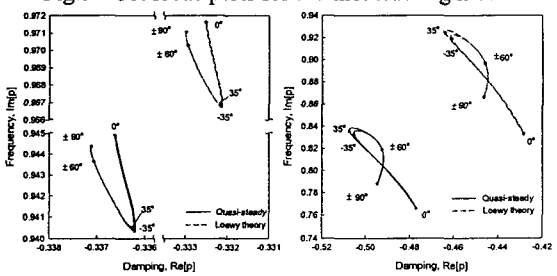
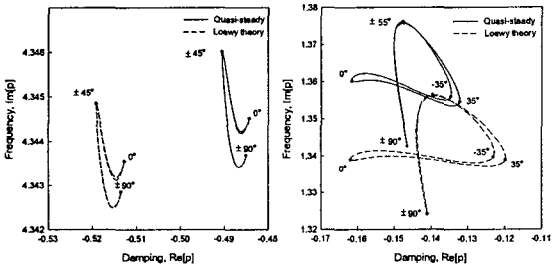


Fig.6 Root locus plots for the first flap mode.



(a) (b)

Fig.7 Root locus plots for the first torsion mode.
(a) both and (b) leading edge pitch link

4. 결 론

본 연구에서는 복합재료 유연보와 등방성 재료를 사용한 토오크 튜브 그리고 메인 블레이드 각각을 1 차원 보로 가정된 무베어링 로우터 시스템에 대변형 보이론을 적용한 유한요소법을 사용하여 공탄성 해석을 수행하였다. 복합재료 유연보의 경우, 단면에 대한 2 차원 유한요소 해석을 통하여 유효단면상수를 얻었으며, 이를 1 차원 비선형 거동 해석에 이용하였다. 공기력으로는 2 차원 준-정상과 귀환 후류를 고려한 공기력 모델을 적용하여 후류의 영향을 살펴보았으며, 피치 링크와 적층각의 변화를 통한 해석으로부터 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다. 첫째, 등방성 무베어링 로우터 시스템의 공탄성 해석을 통하여 대변형 보이론의 적용에 대한 타당함을 검증하였다. 둘째, 정지 비행시 무베어링 로우터 시스템에서 복합재료 유연보와 피치 링크의 구조적 연성을 통해 공탄성 안정성의 증대를 가져올 수 있음을 고찰하였다. 셋째, 후류 모델을 통해 정지 비행시 고차 모우드로 갈수록 후류의 영향이 커짐을 알 수 있었다.

참고문헌

(1) Hodges, D. H., "Review of Composite Rotor Blade Modeling," *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 3, pp. 561-565, 1990.

(2) Hodges, D.H., "An Aeromechanical Stability Analysis for Bearingless Rotor Helicopters," *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 24, No. 1, Jan. 1979.

(3) 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.

(4) Chopra, I., "Dynamic Stability of a Bearingless Circulation Control Rotor Blade in Hover," *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 30, No. 4, Oct. 1985.

(5) Hong, C.H. and Chopra, I., "Aeroelastic Stability Analysis of a Composite Bearingless Rotor Blade," *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 31, No. 4, pp. 29-35, 1986.

(6) Atilgan, A. R. and Hodges, D. H., "Unified Nonlinear Analysis for Nonhomogeneous Anisotropic Beam with Closed Cross Sections," *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 9, pp. 1573-1579, 1990.

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

(8) Loewy, R.L., "A Two-dimensional Approximation to the Unsteady Aerodynamics of Rotary Wings," *Journal of Aeronautical Sciences*, Vol. 24, No. 2, 1957, pp. 81-92.

(9) 조맹효, "정교한 구조 및 공기력 모델을 사용한 무힌지 로우터 블레이드에 대한 공탄성 해석," 박사학위논문, 한국과학기술원, 1994.