

십자형 복합재 유연보 장착 무베어링 로터 시스템 구조동역학 해석

김도형*·임인규**·이명규***·이 인****

Structural Dynamic Analysis of Bearingless Rotor System with Cross-shaped Composite Flexbeam

Do-Hyung Kim, In-Gyu Lim, Myung-Kyu Lee and In Lee

Abstract

Structural dynamic characteristics and aeroelastic stability of a small-scale bearingless rotor system have been investigated. A flexbeam is one of the most important component of bearingless hub system. It must have sufficient torsional flexibility as well as baseline stiffness in order to produce feathering motion. In the present paper, a cross-shaped composite flexbeam has been proposed for a guarantee of torsional flexibility and flapwise and lagwise bending stiffness. One dimensional elastic beam model was used for the construction of a structural model. Equivalent isotropic sectional stiffness was used in the blade model, and the flexbeam was regarded as anisotropic; which has ten independent stiffness quantities. CAMRAD II has been used for the analysis of structural dynamic characteristics of the bearingless rotor system. Rotational natural frequencies and aeroelastic stability at hovering have been investigated. Analysis result shows that the cross-shaped flexbeam has the rotational natural frequency tuning capacity.

Key Words: bearingless rotor, composite flexbeam, cross-shaped, structural dynamics

1. 서 론

최근 무베어링 메인 로터(Bearingless main rotor) 시스템을 채용한 헬리콥터의 상용화가 증가되고 있다. 무베어링 로터 시스템은 무힌지(Hingeless) 로터 시스템의 공기력의 주기적인 제어를 위한 피치 베어링의 역할을 유연보(flexbeam)의 탄성변형으로 구현함으로써, 기존의 관절형 로터나 무힌지 로터에 비하여 기계적인 단순함, 경량화, 제작비용의 절감, 조종력의 증가, 항력의 감소, 그리고 유지/보수의 편리함 등의 장점을 확보할 수 있다[1]. 무베어링 로터 허브의 주요 구성품은 유연보와 토크 튜브 등이다. 특히,

유연보의 경우 플랩, 래그, 피치 방향의 강성과 유연성이 적절히 유지되어야 하므로 설계 및 제작이 쉽지 않다. 이러한 구조적 강성과 유연성을 확보하기 위해 유연보의 단면 형상 설계와 복합재료의 이방성을 활용한 적층각에 따른 강성 조절 방법이 이용된다. 본 연구에서는 저진동 무베어링 로터시스템에 대한 기초 연구로 복합재 유연보의 초기 형상을 선정하고, 복합재료의 적층각과 소재 및 단면 형상 변화에 따른 구조동역학적 특성을 고찰하고자한다.

2. 복합재 유연보

2.1 유연보 형상 선정

유연보의 형상 설계에서 가장 중점적으로 고려해야할 사항중 하나는 강성의 분포이다. 그 중에서도 비틀림 강성을 조절하여 패더링 운동을 원

* 한국항공우주연구원, 회전익기그룹
** 한국과학기술원 항공우주공학전공 대학원
*** 한국항공우주연구원, 체계종합그룹
**** 한국과학기술원, 항공우주공학전공

활하게 구현 할 수 있어야 한다. 무베어링 로터 허브 시스템에 대한 연구 개발 사례들을 살펴보면 비틀림 유연성을 확보하기 위하여 double-H, double-Y 형상을 비롯한 여러 가지 형상들이 제안되었다[2-3]. 본 연구에서는 비교적 간단하게 접근할 수 있는 형태로 유연보의 중심 부위를 십자형으로 선정하였으며, 복합재 유연보의 기본 형상 및 구간별 단면 형상은 Fig. 1에 도식한 바와 같다. 허브 쪽은 판형으로 구성하여 플랩에 대해 유연하도록 하고, 중앙 부위에서는 비틀림에 대한 유연성을 가지도록 십자형의 단면으로 구성하였다.

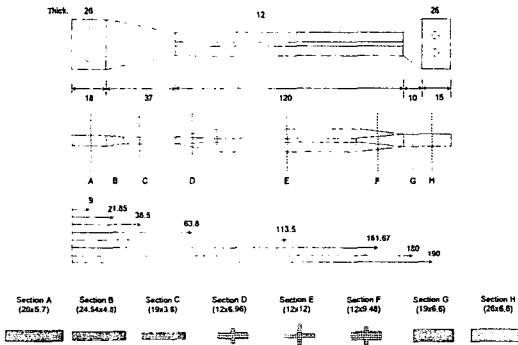


Fig. 1 Configuration of flexbeam.

복합재료의 적층은 기본적으로 [0] ply 14장으로 구성하였고, 양쪽 끝 부분은 비틀림 강성의 증가를 위해 0°와 +45°, -45°를 조합하여 구성하였으며, 중앙 부위(section E)는 [0]층으로만 구성하여 비틀림에 유연한 특성을 나타내게 된다. 기타 구간은 천이영역으로 기본적인 [0]층 사이의 +45°, -45°의 적층 수를 줄이면서 구성한다. 각 구간별 적층은 다음과 같다.

Table 1 Stacking sequence.

| | A | B | C | D | E | F | G | H |
|----|-----|-----|-----|-----|---|---|-----|-----|
| 1 | | | | | | | | |
| 2 | | | | | | | 90 | 90 |
| 3 | | | | | | | 45 | 45 |
| 4 | 0 | | | | | | -45 | -45 |
| 5 | 45 | | | | | | 0 | 0 |
| 6 | -45 | | | | | | 90 | 90 |
| 7 | 0 | 0 | | | | | 45 | 45 |
| 8 | 45 | 45 | | | | | -45 | -45 |
| 9 | -45 | -45 | | | | | 0 | 0 |
| 10 | 0 | 0 | | | | | 45 | 90 |
| 11 | 45 | 45 | 0 | | | | -45 | 45 |
| 12 | -45 | -45 | 45 | | | | 0 | -45 |
| 13 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | 45 | 0 |
| 14 | 45 | 45 | -45 | 45 | | | 0 | 45 |
| 15 | -45 | -45 | 0 | 0 | | | -45 | -45 |
| 16 | 0 | 0 | 45 | -45 | 0 | | 0 | 0 |
| 17 | 45 | 45 | 0 | 0 | 0 | | 45 | 45 |
| 18 | -45 | 0 | -45 | 45 | 0 | | -45 | -45 |
| 19 | 0 | -45 | 0 | 0 | 0 | | -45 | 0 |
| 20 | 45 | 0 | 45 | 0 | 0 | | 0 | 45 |
| 21 | -45 | 45 | 0 | 0 | 0 | | 45 | -45 |
| 22 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | 0 | 0 |
| 44 | | | | | | | | |

Symmetric

유연보 기본 설계에서 고려한 재료는 Hankuk Fiber의 GU150NS glass/epoxy prepreg (E11 = 39.657 GPa, E22 = 10.916 GPa, G12 = 4.675 GPa, ν12 = 0.311, ρ = 1.86 g/cm³)이다.

2.2 단면 상수 계산

직교 이방성 복합재 보의 축방향 미소 길이에 대한 에너지 평형으로부터 다음과 같은 식을 얻을 수 있다[4].

$$\bar{F} + \bar{\kappa}F + f = 0 \quad (1)$$

$$\bar{M} + (\bar{e}_1 + \bar{e})F + \bar{\kappa}M + m = 0$$

$$J\bar{W}'' - H\bar{W}' - E\bar{W} - R\psi + L\psi' = 0 \quad (2)$$

$$L^T\bar{W}' + R^T\bar{W} + K_0\psi = Q$$

여기서, F 와 M 은 내부 힘벡터와 모멘트 벡터를 의미하며 W 는 3방향의 위평 자유도 벡터로서, 위평 변위는 $w(x_1, x_2, x_3) = S(x_2, x_3)W(x_1)$ 로 표현되며, $S(x_2, x_3)$ 는 단면에 대한 2차원 형상함수 행렬을 나타낸다. J, H, E, R, L, K_0 행렬은 강성 행렬과 형상함수 행렬에 대해 수행되는 적분을 나타내며 자세한 사항은 참고문헌 [4]에 제시되어 있다. 식 (1)과 (2)에서 외력이 작용하지 않는 상태에서 보 문제를 풀어 다음과 같은 강성행렬을 구할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} F \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B^T & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \bar{e} \\ \bar{\kappa} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

여기서 \bar{e} 와 $\bar{\kappa}$ 는 단면의 중심선에 대한 변형 후 좌표계에서의 변형률과 곡률을 나타내며 A, B, D 행렬은 단면에 대한 적분이 이루어진 후의 유효 강성 행렬을 나타낸다. 식 (4)의 강성 행렬은 6×6 대칭행렬로 21개의 강성 값으로 구성되나, 일반적으로 전단력 F_2 와 F_3 은 무시할 수 있다[5]. 식 (3)에서 강성 행렬의 역행렬을 구하고 2, 3번째 행과 열을 제거하여 다시 역행렬을 계산하면 다음과 같이 10개의 강성으로 표현되는 강성행렬을 얻을 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} F_c \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{UU} & S_{UV} & S_{UW} & S_{VU} \\ S_{UV} & S_{TT} & S_{VT} & S_{VT} \\ S_{UV} & S_{VT} & S_{VW} & S_{VW} \\ S_{VU} & S_{VT} & S_{VW} & S_{VV} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_z \end{Bmatrix} \quad (4)$$

식 (4)에서 off-diagonal 항 들은 직교 이방성 복합재 보의 연성(coupling)을 나타내며, CAMRAD II(Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics)의 이방성 구조 모델은 식 (4)를 이용하여 구성된다.

Fig. 2와 같이 유연보의 사각형 단면에서는 8절점 9개 요소를 사용하였고, 십자형 단면에서는 8절점의 8개 요소를 사용하여 강성을 계산하였다.

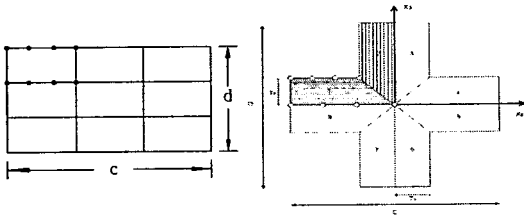


Fig. 2 Nodal distributions on cross sections of flexbeam.

복합재료의 두께방향 적분을 용이하게 하기 위하여 보의 두께방향으로는 선형 보간을 이용하여 직접 적분을 수행하였고, 너비방향으로는 1차원 cubic 유한요소를 이용하여 Gauss적분을 수행하였다. 각 요소별로 적분을 수행한 후에 전체 단면에 대한 강성행렬을 식 (3)과 같이 얻게 되고, 역행렬 계산과 전단력 제거 과정을 통해 최종적으로 식 (4)의 강성행렬을 얻게 된다.

3. 무베어링 로터 구조동역학 해석

무베어링 로터 시스템의 구조동역학 해석은 상용프로그램인 CAMRAD II를 이용하였다. 본 연구에서 고려하는 로터 시스템은 반경 1.07 m의 4개의 블레이드로 구성되어 있다. 복합재 유연보의 단면 강성은 10 개의 이방성 강성 값들로 구성되는 강성행렬을 사용하였고, 블레이드의 경우 등가 등방성 물성치를 사용하였다. 블레이드 모델은 한국항공우주연구원, 회전익기개발실에서 “차세대 헬리콥터 로우터 시스템 개발” 과제로 연구 중인 축소형 블레이드, NRSB-II를 이용하였다. 로터와 블레이드의 형상은 Fig. 3과 같다.

블레이드의 스킨(skin), 스파(spar), 노즈(nose)부는 glass fabric(GEP210, SK Chemical)을 이용하여 구성되고, 코어는 PEI foam을 사용하였으며, weight balnce는 납을 사용하여 제작하였다. 무베

어링 로터 시스템의 구성품 중 토크튜브의 물성치는 기존 연구 사례를 참고하여 블레이드 물성치에 비례하는 값을 이용하였다.

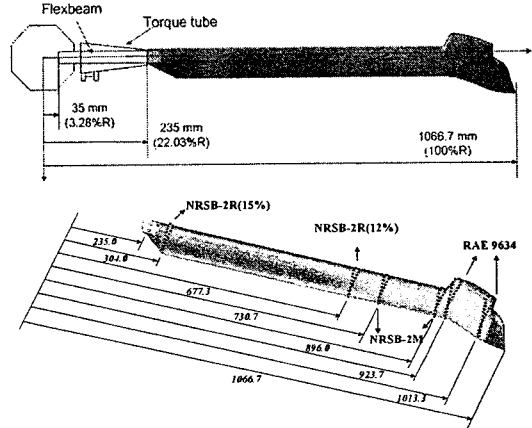


Fig. 3 Rotor configuration and NRSB-II blade.

3.1 회전 고유진동수

일괄 피치각 8도에서 로터 회전수에 따른 회전 고유진동수 계산 결과는 Fig. 4와 같다.

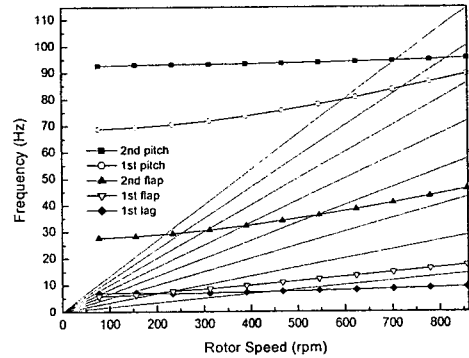


Fig. 4 Fan plot at collective 8°.

정격 회전수인 780 rpm에서 첫 번째 래그모드와 플랩모드의 진동수는 각각 0.68/rev(8.88 Hz), 1.24/rev(16.11 Hz)이고, 회전수에 비례하는 공진은 발생하지 않는 것을 살펴볼 수 있다.

3.2 십자형 단면 치수에 따른 고유진동수 변화

기본적인 래그모드와 플랩모드의 고유진동수는 주요 설계 변수로서 각 모드에 대한 개별적인 조절이 가능할 경우 기본 형상 설계가 쉽게 진행

될 수 있다. 본 연구의 십자형 유연보의 경우 십자형 단면 구간의 수평 방향과 수직 방향 폭을 조절함으로써 래그 굽힘 강성과 플랩 굽힘 강성의 변화를 얻을 수 있다. 이에 따라 회전 고유진동수의 변화 효과를 얻을 수 있다. Fig. 5와 같이 수평 방향 폭을 증가시킨 경우와 수직 방향 폭을 감소시킨 경우에 대한 해석을 수행하여 회전고유진동수의 변화를 Table 2에 나타내었다.

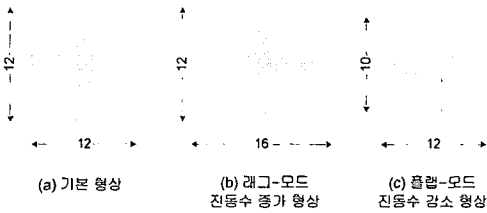


Fig. 5 Cross-sectional dimension variations.

Table 2 Rotational frequency variations.

| case | Lag mode | Flap mode |
|------|-------------|-------------|
| (a) | 0.6832 /rev | 1.2392 /rev |
| (b) | 0.8740 /rev | 1.2436 /rev |
| (c) | 0.6819 /rev | 1.2097 /rev |

십자형 단면의 수평 방향 폭 조절을 통한 래그 모드 진동수 변화와, 수직 방향 폭 조절을 통한 플랩모드 진동수 변화를 살펴볼 수 있다. 이와 같이 십자형 유연보의 경우 십자형 단면 구간의 치수 변화를 통해 주요 회전고유진동수의 미소 조절이 가능한 장점을 가진다. 위의 계산 결과를 바탕으로 case (c)를 최종 형상으로 선정하였다.

3.3 제자리 비행 공탄성 해석

제자리 비행 상태에서의 공탄성 안정성 해석은 정격 회전수 780 rpm에서 일괄 피치각을 -4° 에서 10° 까지 변화시키며 해석을 수행하였다. 공기력은 uniform inflow를 사용하였고, 순수한 공력에 의한 감쇠 값을 살펴보기 위하여 구조 감쇠는 고려하지 않았다. 계산된 in-plane damping 값은 Fig. 6에 나타내었다. 현재 연구 중인 축소 무베어링 로터 시스템의 일괄 피치각 범위 내에서는 제자리 비행 시 안정성은 유지되고 있음을 살펴볼 수 있다. 향후 허브 시스템 제작 후 안정성 시험 시에는 구조 감쇠로 인해 본 연구의 해석 결과 보다는 높은 안정성을 보여줄 것으로 판단된다.

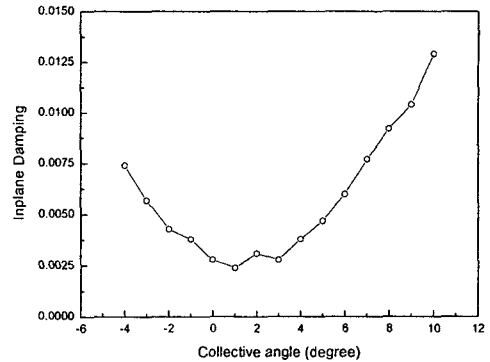


Fig. 6 Lag-mode damping vs. collective angle.

4. 결론

본 논문에서는 무베어링 로터 시스템의 복합재 유연보에 대한 예비 설계와 로터 시스템의 구조 동역학 해석을 수행하였다. 굽힘 강성을 유지하면서 비틀림 유연성을 확보하기 위하여 유연보 형상을 십자형으로 구성하였으며 회전 고유진동수 해석을 통해 플랩모드와 래그모드 진동수의 조절이 가능함을 보였다. 향후 전진 비행 상태에 대한 해석과 모델 제작을 통한 실험을 진행할 계획이다.

후기

본 연구는 공공기술연구회 지원으로 수행중인 한국항공우주연구원 기본연구사업 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) 임인규, 최지훈, 이 인, 한재홍, “복합재 유연보를 갖는 무베어링 로우터 시스템의 정지 비행시 공탄성 안정성 해석,” 한국복합재료학회지, 제 17권, 제 3호, 2004, pp. 29-37.
- (2) US Patent 4,427,340
- (3) US Patent 6,126,398
- (4) 전성민, “정지 및 전진 비행시 복합재료 무힌지 로우터 블레이드의 공탄성 해석,” 박사학위논문, 한국과학기술원, 1999.
- (5) Johnson, W., "Rotorcraft Dynamics Models for a Comprehensive Analysis," AHS 54th Annual Forum, Washington DC, May 20-22, 1998.