

회전하는 복합재료 블레이드의 진동특성에 대한 수치해석

A Numerical Analysis on the Vibration Characteristics of Rotating Composite Blades

기영중† · 송근웅 · 김덕관 · 심정욱*

Youngjung Kee, Keun-Woong Song, Deog-Kwan Kim, Jeong-Wook Shim

Key Words : rotor blade(로터 블레이드), composite materials(복합재료), vibration characteristics(진동특성), helicopter(헬리콥터)

ABSTRACT

The rotor blade of a helicopter is the key structural units and provides three components such as vertical lifting force, horizontal propulsive force and control force. With advancements in aerospace technology, composite materials have been widely used in lightweight structures. In addition, composites show great potential on the design of rotor blades due to the advantages of strength, durability and weight of the materials. In the operational condition of a helicopter, it is required the vibration characteristics of the rotating blades for avoiding resonance and analysis of efficient performance prediction et al. In this study, the CAMRAD-II is used for analyzing the vibration characteristics of rotating composite blades. The effects of rotating speed and collective angles are investigated. Also, the numerical results are compared with experimental data.

1. 서 론

헬리콥터의 로터 블레이드는 비행에 필요한 양력, 추력 및 제어하는 힘을 발생시키는 핵심적인 구성품으로써 회전 운동에 의해 주기적으로 하중이 변화하는 특성을 지니며, 로터의 공력성능, 소음, 진동 및 안정성 특성 등을 결정짓게 된다. 따라서 로터 시스템 설계시 일반적으로 고려해야할 사항으로는 블레이드 주위에서 발생하는 공기력이 허브에 가하는 하중을 최소화 하며, 로터의 회전수 변화에 따른 고유진동수의 변화 경향을 조사함으로써 로터 시스템에 공진이 발생하지 않도록 고유진동수의 범위를 조정해야 한다. 로터 시스템의 진동 크기를 줄이기 위한 방법으로는 기계적인 특성을 변화[1-2]시킴으로써 설계자가 의도하는 진동특성을 구현하는 수동적인 방법과, 최근에 활발한 연구가 진행되고 있는 지능재료(*smart material*)를 활용한 블레이드의 비틀림 및 뒷전플랩(*trailing edge flap*) 등을 이용[3-5]하여 진동특성을 구현하는 능동적인 방법으로 구분할 수 있다. 또한 실물 크기의 블레이드를 개발하는 경우, 요구되는 공력 성능, 구조 및 공력탄성학적 안정성을 확보하기 위해 여러

형태의 축소형 블레이드를 제작하여 시험을 수행하게 되며, 이와 같은 축소 로터 시험을 통해 실제 로터 시스템 개발에 필요한 비용과 시간을 줄일 수 있으며, 그 결과는 설계입증 자료로 활용이 가능하다.

로터 시스템은 블레이드가 허브에 연결되는 기계적인 형상에 따라 관절형 로터(*articulated rotor*), 무힌지 로터(*hingeless rotor*), 무베어링 로터(*bearingless rotor*) 시스템으로 구별할 수 있다. 헬리콥터가 개발되어 운용되기 시작한 초기에는 주로 관절형 로터 시스템이 적용되었으나, 기계적인 구성이 복잡하여 로터 시스템의 중량과 유지보수 비용을 증대시키는 단점이 발생하였다. 이후 비교적 기계적 구성이 단순한 무힌지 로터 시스템과 무베어링 로터 시스템이 개발되면서 정비성, 신뢰성 및 중량 이득 측면에서 우수한 결과를 얻을 수 있게 되었다. 최근에는 무힌지 및 무베어링 로터 시스템에 대한 공력탄성학적 안정성을 향상시키기 위한 많은 연구가 진행되고 있다.

본 연구에서는 영국 Westland사의 절충교역 자료[6]에 기술된 Super Lynx의 금속제 무힌지 로터 시스템 설계 자료를 활용하여 축소형 로터 시스템을 모델링 하였으며, 복합재료로 제작된 로터 블레이드와 무힌지 허브로 구성된 로터 시스템에 대한 구조설계를 수행하였다. 또한 블레이드의 회전수 변화에 따른 고유진동수의 변화경향을 조사함으로써 로터 시스템의 공진발생 여부와 공력탄성학적인 안정성을 조사하였다.

† 한국항공우주연구원 로터그룹

E-mail : naltguy@kari.re.kr

Tel : (042) 860-2294, Fax : (042) 860-2304

* 한국항공우주연구원 로터그룹

2. 무한지 로터 시스템

2.1 로터 허브

무한지 로터 시스템의 허브는 Fig.1에서 보는바와 같이 회전 축과 연결되어 블레이드에 회전력을 전달하는 hub plate(1)와 블레이드에서 발생하는 공기력에 의한 인한 굽힘하중을 담당하며 flap hinge와 같이 가상의 힌지 역할을 하는 flexure(2)로 구성된다. 이 외에도 원심력을 담당하는 radial bearing, 블레이드 피치를 조절하는 pitch bearing 및 로터 회전면의 lead-lag 불안정성을 제거하기 위한 damper등이 결합되어 허브를 구성하게 된다.

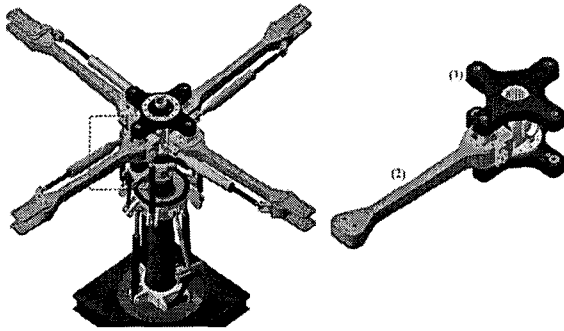


Fig.1 Configuration of Hingeless Rotor Hub

2.2 로터 블레이드

현재 운용중인 헬리콥터 블레이드는 고성능, 저소음의 공기역학적인 특성을 구현하기 위해 2-3개의 서로 다른 익형을 사용하고 있다. 따라서 본 연구에 적용된 NRSB-II 블레이드는 Super Lynx 헬리콥터의 BERP 블레이드를 바탕으로 설계되었으며, 67.5-85%R 구간에서 대부분의 양력이 발생하도록 실속특성이 우수하고 양력계수가 큰 익형을 사용하였다. 그러나 양력계수가 큰 익형은 과도한 피칭 모멘트(nose down)를 유발하기 때문에 피칭모멘트와 저소음의 특성을 갖는 익형을 블레이드 안쪽과(<67.5%R) 끝단(>85%R)에 적용하였다. 본 연구에 적용된 복합재료 블레이드의 형상을 Fig.2에 제시하였다.

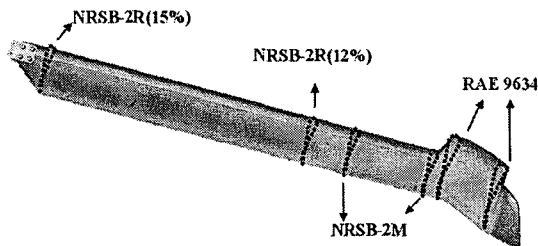


Fig.2 Small scaled composite rotor blade

2.3 복합재료 플렉서/블레이드 설계 및 진동해석

축소형 복합재료 블레이드 및 플렉서의 단면 형상과 물성치는 본 연구원이 보유하고 있는 복합재료 구조설계 도구인 CORDAS (COmposite Rotor Design Analysis Software)[7]를 사용하였다. 또한 축소형 블레이드는 구조동역학적인 특성을 모사할 수 있도록 1/6 크기의 Froude-type 블레이드로 설계 되었으며, 축소화를 위한 주요 파라미터의 산출기준을 Table.1에 제시하였다.

Table.1 Froude Scaling Rule

Parameter	Scaling
Linear Dimension	S
Mass/Weight	S ³
Time	S ^{1/2}
Frequency	S ^{-1/2}
Linear Velocity	S ^{1/2}
Stiffness	S ⁵
Force	S ³

로터 시스템의 진동특성에 큰 영향을 미치는 복합재료 플렉서는 축소 로터 시스템의 구조동역학적 특성의 요구조건과 강도요구조건을 만족시키도록 UD Glass를 0°, Carbon Fabric을 ±45°로 적층하였다. 블레이드 반경방향으로의 주요 지점에서의 적층결과와 단면의 형상을 Table.2와 Fig.3에 나타내었다.

Table.2 Stacking sequence of composite flexure

Radial St.	Angle	Ply No.	Material
r = 82mm	0deg	3	UD Glass
	±45deg	6	Carbon Fabric
r = 85 ~ 222mm	0deg	1	UD Glass
	±45deg	6	Carbon Fabric

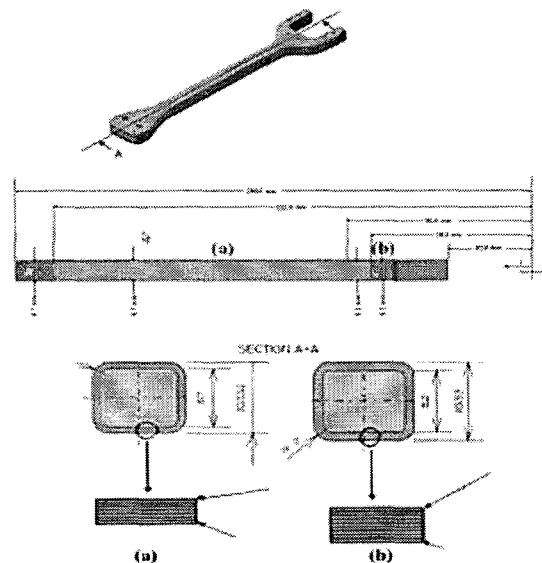


Fig.3 Cross section view of flexure

헬리콥터 블레이드의 설계과정은 설계자가 의도하는 구조적인 특성과 진동특성을 구현하기 위해 블레이드의 질량과 강성분포에 대한 반복적인 계산과정을 필요로 하게한다. 본 연구에서는 복합재료 블레이드의 설계 값을 산출하기 위해 Super Lynx의 블레이드의 물성치를 기본으로 하였으며, CORDAS를 통해 설계된 블레이드의 질량 및 강성 분포의 최종 설계 값을 Fig.5에 제시하였다. 또한 설계된 복합재료 블레이드의 주요 내부 부품의 명칭, 적층각 및 적층수를 아래와 같이 정리하였다.

- Spar: 블레이드에 작용하는 원심력, 굽힘 및 비틀림 하중을 담당
 - 두께: 0.72~0.52mm
 - 구성: $\pm 45^\circ$ Glass Fabric (7~5plies)
- Skin: 공력성능을 위한 블레이드 외형 유지
 - 두께: 0.31mm
 - 구성: $\pm 45^\circ$ Glass Fabric (3plies)
- Trailing Edge Core: 블레이드 외형 유지 및 제작 용이성을 위해 필요함
 - 구성: Blue Foam
- Nose Weight: 블레이드 C.G. Point 조절
 - 구성: 2mm Lead

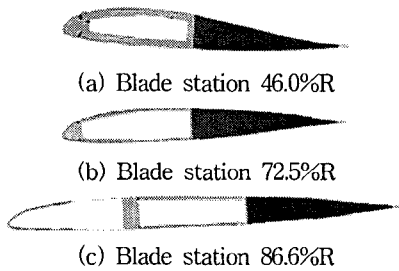


Fig.4 Blade sectional configuration

Fig.5에 제시된 물성치를 활용하여 회전하는 복합재료 블레이드의 고유진동수와 공력탄성학적 안정성을 조사하였으며, 헬리콥터 통합해석 코드인 CAMRAD II[8]를 이용하였다.

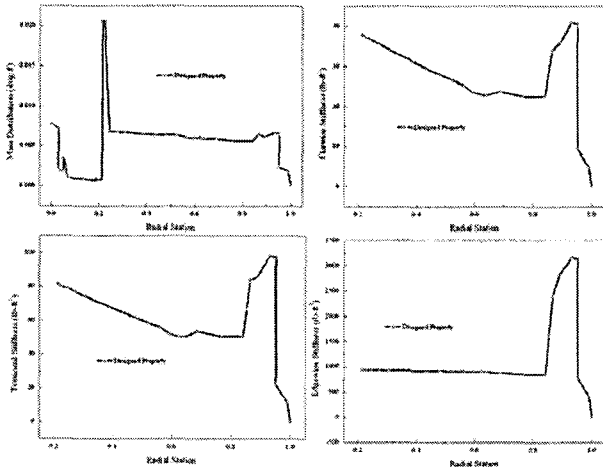


Fig.5 Blade stiffness distribution

로터 시스템의 공진현상은 블레이드의 구조적인 안정성을 저하시킬 뿐만 아니라 진동이 기계로 전달되어 조종사와 승객들의 안전에 영향을 미칠 수 있다. 따라서 고유진동수의 해석을 통해 블레이드가 운용 상태에서 공진의 위험으로부터 얼마나 안전한가를 예측할 수 있으며, 이는 운용 회전수의 80~120% 영역에서 회전속도의 정수배와 교차하는 지점의 존재 여부를 통해 판단할 수 있다. 만약 운용 회전수의 조건하에서 고유진동수의 값이 회전속도의 정수배와 일치하여 공진이 예상된다면 블레이드의 국부적인 무게를 추가하거나 강성 분포의 조정을 통한 수동적인 방법을 통해 설계자가 원하는 진동특성을 구현할 수 있다.

헬리콥터의 공력탄성학적 안정성은 조종력에 의한 공기력 또는 돌풍 등의 외력에 대해 로터 시스템의 안정성을 평가하는 것이며, 블레이드의 Flap, Lead-lag 및 Torsional Mode에 의해 영향을 받는다. 이중 Torsional Mode는 상대적으로 높은 고유진동수와 진폭이 작고, Flap Mode는 1/rev과 유사한 특성으로 존재하며, 무게중심의 면내 변화가 Lead-lag Mode에 비해 작을 뿐만 아니라 공기력에 의한 감쇄 영향이 크다. 그러나 Lead-lag Mode는 공기력에 의한 감쇄가 상대적으로 작고, 로터 시스템 전체의 비대칭 운동을 발생시키며, 특히 무한지 로터 시스템이 Soft-in-plane의 특성을 갖는 경우 지상공진(Ground Resonance) 및 공중공진(Air Resonance)과 같은 매우 불안정한 진동 현상을 일으킬 수 있으므로 공탄성학적인 안정성 측면에서 중요하다. 블레이드의 회전속도 변화에 따른 고유진동수와 모드형상을 고유치 해석을 통해 계산하였으며, Fig.6에 정지비행(pitch angle: 9°) 상태에서의 고유진동수에 대한 수치해석 결과와 시험결과를 비교하여 제시하였다. 그림에서 보는 바와 같이 1차 Lead-lag Mode의 고유진동수의 해석결과는 약 0.67 Ω 이며, 1차 Flap Mode의 고유진동수는 1/rev과 거의 비슷한 1.1 Ω 정도로 시험을 통한 결과와 비교적 잘 일치하였다.

그러나 1차 Torsional Mode는 Fig.6과 같이 시험결과와의 차이가 큰 것을 볼 수 있으며, 이는 수치해석을 위한 모델 생성시 비틀림과 관계된 피치링크의 강성 및 체결부위의 유격

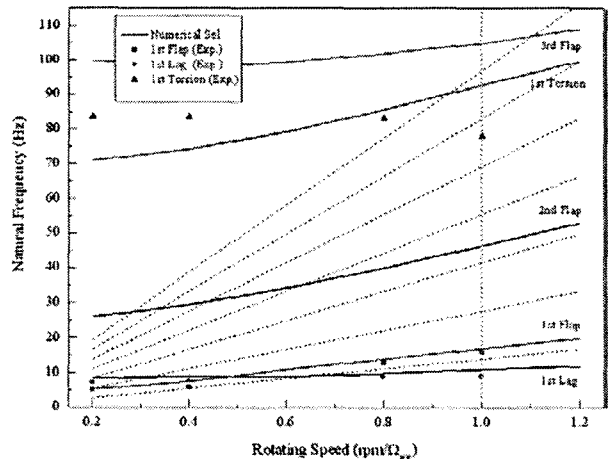


Fig.6 Natural frequencies upon the rotating speed

등의 영향이 충분히 반영되지 못하였기 때문인 것으로 판단된다. 또한 Torsional Mode는 다른 저차의 고유진동수와는 달리 비교적 높은 값의 고유진동수와 미소 진폭의 특성을 갖기 때문에 시험시 정확한 측정이 매우 어려운 점도 있다. 또한 로터 시스템의 공진영역은 일반적으로 운용 회전속도에서 로터 시스템의 고유진동수와 회전속도의 정수배가 교차하는 지점이며, 두 값의 차이가 클수록 동체에 전달되는 진동의 크기가 작은 것으로 예상할 수 있다. 따라서 Fig.6에서 보는 바와 같이 운용 회전속도에서 교차점이 없으므로 공진현상으로부터 안전한 것으로 판단할 수 있다.

공탄성학적인 안정성에 중요한 영향을 미치는 1차 Lead-lag Mode의 감쇠비는 진동해석을 통해 계산된 고유치의 실수부와 허수부의 비율을 이용하여 구할 수 있으며, 블레이드의 회전수를 20~120% Ω_{NR} 까지 변화시키면서 공기력에 의한 감쇠 효과의 변화 경향을 분석하였다.

$$- \text{1st Lag Damping Ratio} = -\frac{\text{Real}(\lambda)}{\text{Imag}(\lambda)}$$

Fig.7에서 보는바와 같이 1차 Lead-lag Mode의 감쇠비가 모든 블레이드의 운용 피치각에서 양의 값(Positive Definite Value)을 가지므로 공력탄성학적으로 안정성을 확보한 것으로 판단되며, 블레이드 피치각이 증가할수록 공기력의 영향이 커지기 때문에 감쇠 효과가 증가하는 것을 볼 수 있다.

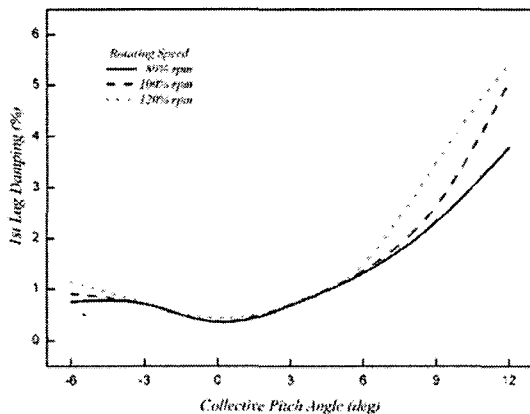


Fig.7 Lag damping variations upon the collective pitch angles

3. 결론

본 연구에서는 영국 Westland사의 Super Lynx 설계 자료를 활용하여 구조동역학적인 특성을 모사할 수 있도록 축소형 블레이드를 모델링 하였으며, 회전속도와 블레이드 피치각에 따른 고유진동수의 변화 경향과 공력탄성학적인 안정성의 해석을 수행하였다. 블레이드의 운용 회전속도에서 공진현상이 발생하지 않음을 확인하였으며, 1차 Lead-lag Mode의 감쇠비를 구하여 검토함으로써 공탄성학적인 안정성의 확보를 확인하였다.

참 고 문 헌

- (1) Lim, J.W., "Aeroelastic optimization of a helicopter rotor", The University of Maryland, 1988
- (2) Ganguli, R. & Chopra I., "Aeroelastic tailoring of composite couplings and blade geometry of helicopter rotor using optimization methods", J. of American Helicopter Society, Vol.42(3), 1997, pp.218-228
- (3) Chopra I., "Recent progress on the development of a smart rotor system", Proceedings of the European Rotorcraft Forum, 2000
- (4) Carlos E.S. Cesnik & Sangjoon Shin, "On the modeling of integrally actuated helicopter blades", Int. J. Solids & Structures, Vol.38, 2001, pp.1765-1789
- (5) Nikhil A. Koratkar & Chopra, "Wind Tunnel Testing of a Mach-Scaled Rotor Model with Trailing Edge Flaps", 56th Annual Forum on the AHS, 2000
- (6) "GKN Helicopter Technology Offset Program", Apr. 1998, GKN Westland Helicopter
- (7) 김덕관, 주진, "복합재료 로우터 블레이드 설계/해석 프로그램(CORDAS) 개발", 한국항공우주학회 춘계학술대회 발표논문집, 1999
- (8) Wayne Johnson, "CAMRAD II, Rotorcraft Training Manual", Johnson Aeronautics, 2003