

복합재료 헬리콥터 로터 블레이드의 저진동 설계에 관한 연구

Structural Dynamic Analysis of Low Vibrating Composite Helicopter Rotor Blades

기영중* · 심정욱** · 이명규***

Youngjung Kee, Jeongwook Shim and Myeongkyu Lee

Key Words : Rotor Blades(로터 블레이드), Composite Materials(복합재료), Natural Frequency(고유진동수), Resonance(공진)

ABSTRACT

Recently, the composite materials are widely used for manufacturing the helicopter rotor blades. Furthermore, composites show great potential on the design of rotor blades due to the advantages of strength, durability and weight of the materials. To keep with this advantages, it is necessary to calculate natural frequencies of a rotating blades for avoiding resonance. In this paper, the structural design process of airfoil cross section is introduced, and natural frequencies of composite rotor blades with variable rpm are investigated.

하려고 하였다[2]. 또한 최근에는 지능재료(smart material)와 뒷전플랩(trailing edge flap)을 이용한 능동적인 진동제어 기술을 이용하여 기체로 전달되는 진동을 최소화하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다[3].

헬리콥터의 로터 시스템은 블레이드가 로터 허브에 연결되는 기계적인 형상에 따라 관절형 로터(articulated rotor), 힌지없는 로터(hingeless rotor), 베어링없는 로터(bearingless rotor) 시스템으로 구별된다. 이중 힌지없는 로터 시스템은 블레이드가 허브에 고정 자유단보(cantilever beam)처럼 연결되며, 회전속도가 빨라질수록 허브에 가해지는 하중이 증가하는 단점이 있으나 구조가 간단하여 정비성이 좋고, 조종성 및 안정성이 우수한 특징을 가지고 있다. 따라서 본 연구에서는 복합재료로 제작된 로터 블레이드와 힌지없는 허브로 구성된 로터 시스템에 대한 구조 및 진동 특성에 대한 해석을 수행하였으며, 블레이드의 회전수 변화에 따른 고유진동수의 변화경향을 조사함으로써 공진현상을 방지하도록 고유진동수의 범위를 제한하였다.

1. 서 론

헬리콥터의 비행에 필요한 양력, 추력 및 제어하는 힘은 로터 블레이드의 작동에 의해 발생하며, 블레이드의 회전운동에 따라 주기적인 특성을 갖는 하중변화로 인해 진동이 유발된다. 또한 로터 블레이드에서 발생한 진동은 로터 허브를 통해 구동 시스템을 거쳐 동체에 전달되며, 이러한 진동은 구조적인 피로파괴와 조종사 및 승객들에게 불안감을 주는 요인으로 작용하게 된다.

로터 블레이드의 설계시 고려해야 할 사항은 로터 허브에 가해지는 하중을 최소화 하며, 로터 블레이드의 회전운동에 따른 고유진동수의 변화 경향을 조사함으로써 로터 시스템에 공진이 발생하지 않도록 고유진동수의 범위를 결정하는 것이다. 로터 시스템의 진동을 줄이기 위해 수행된 연구들을 살펴보면, 연구 초기에는 등방성 블레이드에 대해 추가적인 질량을 부가함으로써 진동 문제를 해결하려 하였으며[1], 복합재료를 이용한 블레이드 개발의 연구가 활발해지면서 복합재료의 이방성을 이용하여 적층각과 적층두께 등을 변화시킴으로써 설계자가 의도하는 진동특성을 구현

2. 로터 블레이드 개념설계

헬리콥터 블레이드의 설계과정은 Fig.1에 제시된 바와 같은 과정을 통해 수행되며, 설계자가 의도하는 구조적인 특성과 진동특성을 구현하기 위해 블레이드의 질량과 강성 분포에 대한 반복적인 계산과정을 필요로 하게한다. 본 연구에서는 복합재료 블레이드의 설계값을 산출하기 위해 Lynx의 블레이드의 물성치를 기본으로 하였으며, 기존 블레이드의 특성과 비교하여 동체로 전달되는 진동 하중의 크기가 최소가 되도록 블레이드의 질량과 강성을 변경시키면서 설계값을

* 한국항공우주연구원 회전익기그룹

E-mail : naltlguy@kari.re.kr

Tel : (042) 860-2294, Fax : (042) 860-2604

** 한국항공우주연구원

*** 한국항공우주연구원

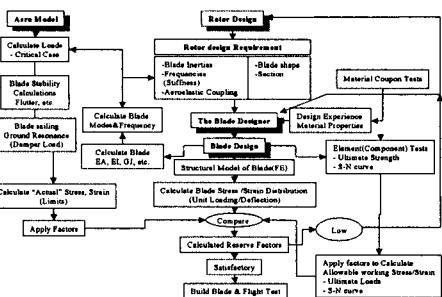


Fig.1 Rotor system design process

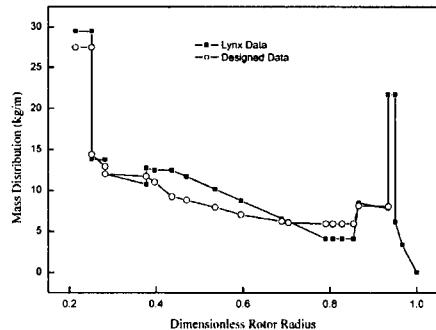


Fig.2 Sectional mass distribution of NRSB-II and Lynx

결정하였다. 따라서 최종 결정된 NRSB-II 블레이드의 질량 분포를 Fig.2에 제시하였다.

현재 운용중인 헬리콥터 블레이드는 고성능, 저소음의 공기역학적인 특성을 구현하기 위해 2-3개의 서로 다른 익형을 사용하고 있다. 따라서 본 연구를 통해 설계된 NRSB-II는 블레이드의 40-85%R 구간에서 발생되는 양력이 대부분을 차지하도록 실속특성이 우수하고 양력계수가 큰 익형을 사용하였다. 그러나 양력계수가 큰 익형은 과도한 피칭모멘트를 유발하기 때문에 로터 허브에 가해지는 비틀림 모멘트를 최소화하기 위하여 반대의 피칭모멘트와 저소음의 특성을 갖는 익형을 블레이드 끝단(>85%R)에 적용하였다. 본 연구에 사용된 익형과 블레이드의 형상을 Fig.3에 제시하였다.

Table 1. Composite blade materials

원자재명	구분	적용구조	비고
GU150NS	UD Glass	Nose Weight	밸런스 조절
HT145	UD Carbon	Spar	굽힘 강성
HPW193	Carbon Fabric	Spar, Skin	굽힘/비틀림 강성
HG1581	Glass Fabric	Spar, Skin	굽힘/비틀림 강성
HG120		Nose Skin	L.E. 형상 유지
Rohacell Foam		Spar Core	스파 형상 유지
Nomex H/C		T.E. Core	

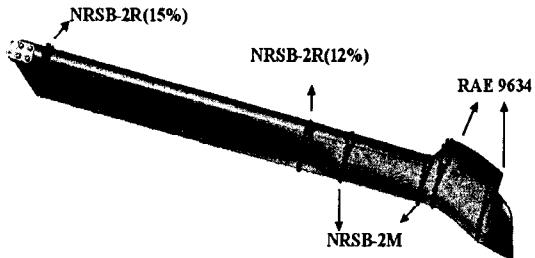


Fig.3 Rotor blade outline

최종적으로 결정된 블레이드의 형상과 단면 물리량을 이용하여 로터 허브에 가해지는 전단력과 굽힘하중의 크기를 계산하였다. 그 결과로 로터 허브를 통해 동체로 전달되어 조종사와 승객들에게 미치는 효과가 큰 피칭모멘트의 값을 Fig.4에 나타내었으며, 제시된 결과를 통해 NRSB 블레이드를 장착한 로터 시스템의 진동 하중이 기존의 하중값보다 감소한 것을 볼 수 있었다.

3. 복합재료 블레이드 단면구조 설계 및 해석

최종 결정된 물리량을 토대로 블레이드의 단면구조 설계와 물성치의 해석은 본 연구원이 개발한 복합재료 블레이드 설계/해석 프로그램인 CORDAS[4]를 이용하였으며, 비행조건에 따른 하중값과 고유진동수를 계산하기 위해 헬리콥터 통합해석 코드인 CAMRAD-II를 이용하였다. 블레이드 단면구조 설계에 사용된 복합재료의 종류와 특성에 대해 Table 1에 정리하였으며, 대표적인 블레이드 단면의 구조와 주요 강성값을 Fig.5와 Fig.6에 나타내었다.

대한민국 해군이 운용하고 있는 Super Lynx(Mk.99)는 최대이륙중량이 11,300lb, 로터 반경 6.4m, 로터 운용속도가 326rpm인 중형 헬리콥터로서, 유연한 회전면(soft inplane) 특성을 갖는 헌지없는 허브를 적용하여 1차 래그 모드의 고유진동수를 $0.65\omega_0 \sim 0.69\omega_0$ 로 제한하고 있다[5]. 따라서 본 연구에서도 동일한 수준의 진동특성이 유지되도록 고유진동수의 범위를 설정하였다.

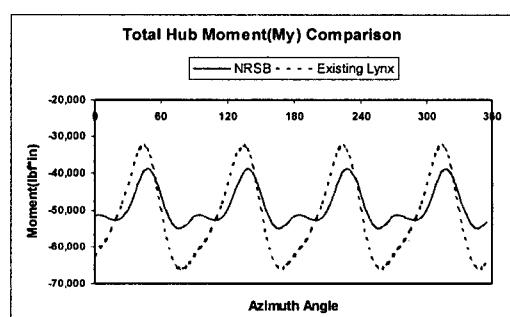


Fig.4 전진비행조건에서의 피칭모멘트(My) 하중 비교($\mu=0.35$)

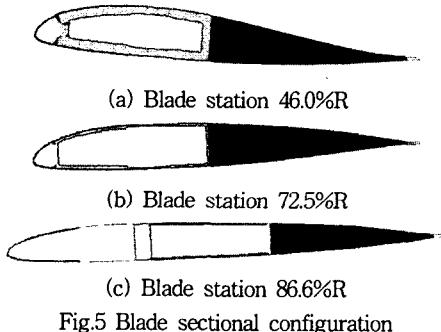


Fig.5 Blade sectional configuration

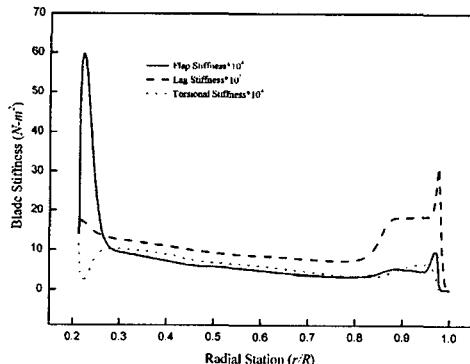


Fig.6 Blade stiffness distribution

NRSB-II 블레이드가 장착된 로터 시스템에 대해 회전속도 변화에 따른 고유진동수와 모드형상을 고유치 해석을 통해 도출하였으며, Fig.7에 정지비행시의 고유진동수 변화경향을 나타내었다. 제시된 결과를 보면 로터의 회전수가 증가할수록 고유진동수의 값도 증가하는 것을 볼 수 있다. 따라서 회전속도 증가에 따른 원심력의 변화가 블레이드 스팬방향으로의 강성을 증가시키는 것을 확인할 수 있었다. 또한 정지비행조건하에서 블레이드 피치각 변화에 따른 고유진동수 값의 변화를 Table 2에 정리하였으며, 정리된 결과를 통해 NRSB-II 블레이드는 피치각의 변화가 진동특성에 미치는 영향이 작음을 알 수 있었다.

Table 2. Effect of collective pitch angles upon the blade natural frequencies

Collective Pitch Angle (deg)	Natural Frequency (Hz)				
	1st Lag	1st Flap	2nd Flap	1st Torsion	3rd Flap
6.0	3.726	6.461	16.391	26.241	34.867
9.0	3.673	6.421	16.2919	25.963	34.713
12.0	3.644	6.406	16.223	25.932	34.609

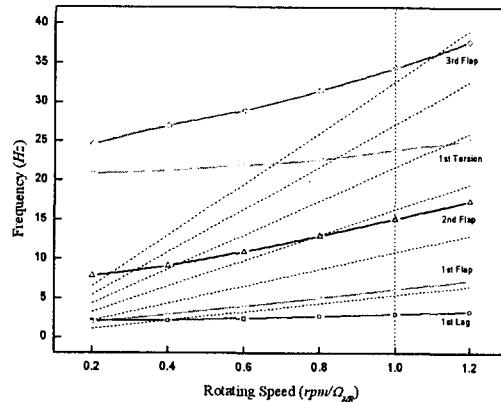


Fig.7 Frequency variation upon the rotating speed

로터 시스템의 공진영역은 일반적으로 운용 회전속도에서 로터 시스템의 고유진동수와 회전속도의 정수배가 교차하는 지점이며, 두 값의 차이가 클수록 전체에 전달되는 진동의 크기가 작은 것으로 예상할 수 있다. 따라서 제시된 결과에서 보듯이 운용 회전속도에서 공진이 발생하지 않음을 확인하였으며, 저진동 블레이드에 대한 설계 요구조건을 충족하는 것으로 판단하였다.

정지비행 및 전진비행시 로터 허브에 가해지는 하중과 모멘트의 값을 계산하였으며, 이때 구한 하중값을 이용하여 블레이드 단면에서의 변형율을 조사함으로써 구조적인 안정성을 예측하였다. 최대 전진비행($\mu=0.35$, 피치각 12°) 조건에서 블레이드에 하중이 가장 크게 작용하는 위치인 21.4%R에서의 변형율을 계산하였으며, 계산된 결과 값을 Fig.8에 나타내었다. 제시된 결과를 보면 21.4%R 단면에서의 최대 변형율은 약 $3600\mu\epsilon$ 이며, 복합재료 블레이드의 일반적인 허용 변형율이 $6000\mu\epsilon$ 임을 감안하면 구조적으로 안전한 것으로 판단할 수 있었다.

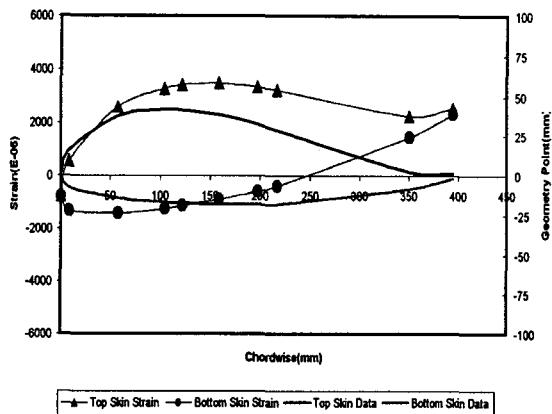


Fig.8 Blade section strain at 21.4%R

4. 결 론

본 연구에서는 국산 소재를 이용하여 제작한 실물 크기의 복합재료 로터 블레이드의 구조하중 및 진동특성에 대한 해석을 수행하였다. 공기력과 원심력에 의한 블레이드 단면에서의 변형율을 조사함으로써 구조적인 안정성을 예측하였으며, 블레이드의 질량 및 강성분포의 최적화를 통해 운용회전속도에서 공진현상이 발생하지 않음을 확인하였다. 또한 고속 비행조건하에서 로터 허브를 통해 동체로 전달되는 피칭모멘트가 기존의 블레이드를 이용하는 경우보다 감소하는 효과를 얻을 수 있었다.

후 기

본 연구는 현재 수행중인 산업자원부 지원의 민군겸용기술개발사업 “차세대 헬리콥터 로터 시스템 개발” 3차년도 연구 결과의 일부이며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 현

- (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) 김덕관, 주진, “복합재료 로우터 블레이드 설계/해석 프로그램(CORDAS) 개발”, 한국항공우주학회 춘계학술대회 발표논문집, 1999
- (5) 주진외 9명, “헬리콥터용 헌지없는 허브시스템 핵심기술 선행연구”, 한국항공우주연구원, 2001