Transactions of the KSNVE, 23(2) : 105~111, 2013
http://dx.doi.org/10.5050/KSNVE.2013.23.2.105

한국소음진동공학회논문집 제 23 권 제 2 호, pp. 105~111, 2013
ISSN 1598-2785(Print), ISSN 2287-5476(Online)

무베어링 로터 휠타워 시험을 위한 무힌지 블레이드 강성보강에 따른 동특성 연구

Dynamic Characteristic Study of Hingeless Blade Stiffness Reinforcement for Bearingless Rotor Whirl Tower Test

김 태 주†·윤 철 용*·기 영 중*·김 승 호*·정 성 남**
Taejoo Kim, Chulyong Yun, Youngjoong Kee, Seung-ho Kim and Sungnam Jung

(Received July 10, 2012 ; Revised December 11, 2012 ; Accepted December 11, 2012)

Key Words : Whirl Tower Test(휠타워 시험), Bearingless Rotor(무베어링 로터), Hingeless Blade(무힌지형 블레이드), Stiffness Reinforcement(강성 보강)

ABSTRACT

Whirl tower test is conducted basically during helicopter rotor system development process. And for whirl tower test of rotor hub system, new design blade or existing blade which is remodeled for new rotor hub system is used. Because of simple shape and efficient aerodynamic characteristic, BO-105 helicopter blade is used for helicopter rotor hub development project widely. Originally BO-105 blade is used for hingeless hub system and blade root is used to flexure. So flap stiffness and lag stiffness at blade root area is relatively low compare with airfoil area. So, in order to apply the BO-105 blade to bearingless hub, blade root area have to be reinforced. And in this process, blade root area's section property is changed. In this paper, we suggest reinforcement method of BO-105 blade root area and study dynamic characteristic of bearingless rotor system with reinforcement BO-105 blade.

기 호 설 명

E : 인장 탄성 계수
G : 전단 탄성 계수
I_y : 플랩 관성 모멘트
I_z : 래그 관성 모멘트
EI_y : 플랩 강성
EI_z : 래그 강성

1. 서 론

현대 공학기술이 나날이 발전하면서 항공기 개발 기술 및 제작기술도 하루가 다르게 발전하고 있다. 항공기 분야의 기술 발전은 단순히 성능의 발전 뿐만 아니라 부품의 수명 증가 및 중량 감소, 그리고 정비성의 향상을 통해 운영유지를 위한 비용의 측면에서도 많은 발전을 해 나아가고 있다.

헬리콥터는 로터 시스템을 통해 양력 및 조종력

† Corresponding Author ; Member, Rotor Department in Korea Aerospace Research Institute
E-mail : ktj@kari.re.kr
Tel : +82-42-860-2275, Fax : +82-42-870-3590
* Rotor Department in Korea Aerospace Research Institute
** Department of Aerospace Information Engineering in Konkuk University

‡ Recommended by Editor Moon Kyu Kwak
ⓒ The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

을 발생시키는 비행체로 여타 다른 항공기들과는 차별화된 수직이착륙 및 정지비행의 특성으로 인해 다양한 분야에서 활용되고 있다. 헬리콥터의 핵심 구성품 중 하나인 로터 시스템은 회전을 통해 양력을 발생시키는 블레이드를 동체와 연결시켜줌으로써 블레이드에서 발생하는 하중을 동체에 전달해 주는 역할을 하며, 이와 동시에 플랩(flap), 리드래그(lead-lag) 및 페더링(feathering) 운동을 가능하게 하여 블레이드의 조종력을 전달해 주는 역할을 한다.

로터 시스템은 헬리콥터 개발 초기 2엽 블레이드 시소형태 로터(sea-saw type rotor)에서 시작하여 전관절형 로터(articulated rotor), 무힌지 로터(hingeless rotor)를 거쳐 무베어링 로터(bearingless rotor) 시스템으로 발전해 나아가고 있다[1~3]. 이 논문에서는 무베어링 로터 개발과정에서 성능 및 회전동특성 확인을 위해 반드시 수행하여야 하는 휠타워 시험 수행을 위한 BO-105 블레이드 강성 보강 방법 및 이에 따른 동특성 변화에 대한 내용을 기술하였다.

2. 본 론

2.1 무베어링 로터 허브 개발

(1) 로터 시스템

로터 시스템은 블레이드가 플랩, 리드래그, 페더링 움직임을 동작할 수 있도록 3축에 대한 회전 움직임이 가능한 3가지의 힌지로 구성된다. 헬리콥터 개발 초기 적용되었던 전관절형 로터는 Fig. 1과 같이 3개의 힌지가 모두 기계적으로 구현되었다. 이러한 전관절형 허브는 수많은 부품들로 구성되기 때문에 항공기 운영 중 정비에 많은 시간 및 비용이 소요되었으며, 구성품의 대부분을 금속재로 제작하여 중량 또한 매우 무거웠다. 이러한 허브의 단점을 보완하고자 3축에 대한 회전 움직임을 기계적 회전방법에서 물리적인 변형방법으로 전환하면서 부품 숫자 및 로터 시스템의 중량을 줄이게 되었다.

무힌지 허브는 기계적인 플랩 힌지와 래그 힌지를 없애고, 복합재를 사용한 플랙셔(flexure)라는 구성품의 물리적 변형을 통해 플랩 및 리드래그 움직임을 구현하였다. 이는 플랙셔를 설계하면서 재료의 강성특성과 단면 형상 조절을 통해 특정 위치에 대한 플랩 강성과 래그 강성을 조절하여 플랙셔 상에 물리적인 플랩 힌지와 래그 힌지를 구현한 것이다.

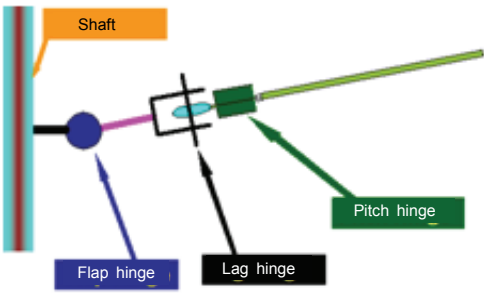


Fig. 1 Articulated rotor hub system

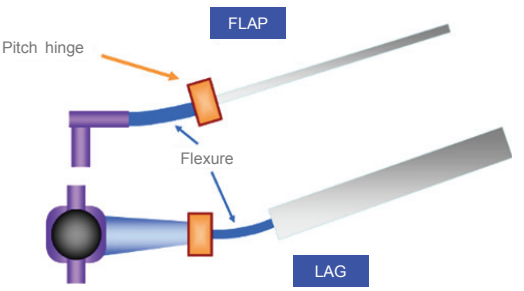


Fig. 2 Hingeless rotor hub system

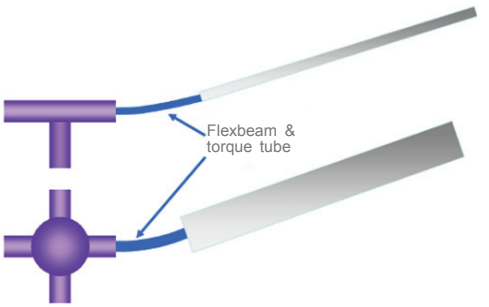


Fig. 3 Bearingless rotor hub system

그리고 여기에서 한발 더 나아간 무베어링 허브는 기계적인 피치 힌지마저 없애고 유연보(flexbeam)와 토크 튜브(torque tube)를 이용하여 3축 회전 움직임을 모두 물리적 변형을 통해 구현한 것이다[4]. Figs. 2, 3은 무힌지 허브와 무베어링 허브의 일반적인 구조를 나타내고 있다.

(2) 휠타워 시험

헬리콥터 개발과정에서 로터 시스템을 개발하게 되면 휠타워 시험을 수행하게 된다. 휠타워 시험은 로터 시스템을 실제 비행 상태와 동일한 조건으로 회

전시켜 줌으로써 로터 시스템의 트림을 잡아주고 안정성 및 추력 성능을 확인한다. 휠타워를 통해 수행할 수 있는 시험은 로터 트래킹/발란싱 시험(track and balancing test), 성능 시험(performance test), 동적 안정성 시험(dynamic stability test) 등 3가지로 구분할 수 있다[5].

일반적으로 로터 허브를 개발하기 위해서는 실물 크기의 로터 시스템을 설계/제작한 후 휠타워 시험을 수행한다. 그러나 로터 허브 개발 사업에서는 블레이드를 개발하지 않기 때문에 기존에 제작되어 보유중인 블레이드를 개발 로터 허브에 맞도록 개조/보완하여 활용한다. 무베어링 허브 휠타워 시험 수행을 위한 블레이드는 현재 한국항공우주연구원에서 보유하고 있는 BO-105 블레이드로 선정하였다.

(3) BO-105 블레이드

BO-105는 5,000 lbs급 4엽 헬리콥터로써 무힌지형 허브 기술을 적용한 헬리콥터이다[6]. BO-105 로터 시스템은 Fig. 4와 같이 허브에 피칭 모션을 위한 베어링이 장착되어 있으며, 블레이드 루트 부분에 플래핑과 리드래그 움직임을 구현해주는 플랙셔가 위치하고 있다. 따라서 루트 부분의 플랩 방향과 래그 방향의 굽힘 강성이 매우 낮게 된다. 이는 무베어링 허브 시스템에 BO-105 블레이드를 장착할 경우 플랩 힌지와 래그 힌지가 각각 2개가 생기게 된다[7].

따라서 무힌지형 허브의 특성을 가지고 있는 BO-105 블레이드를 무베어링 허브 시스템의 휠타워 시험에 사용하기 위해서는 플랙셔 부분의 보강을 통해 강성을 높여주어야 한다. Table 1은 BO-105 블레이드 루트 영역에 요구되는 최소한의 강성값을 보여주고 있다. 플랩 강성과 래그 강성의 최소 강성 기준은 BO-105 블레이드 에어포일 영역의 플랩 및 래그 강성[8]을 기준으로 하였다.

2.2 BO-105 블레이드 루트 영역 강성 보강

(1) 강성 보강 영역 설정

BO-105 블레이드의 루트 부분에 대한 강성 보강을 위해서는 먼저 보강 전 실제 강성이 얼마인지 확인하여야 한다. BO-105 블레이드 루트 부분의 강성 특성은 참고문헌[8]을 통해 확인하였다. 참고문헌에서는 BO-105 로터 시스템의 허브 중심점을 기준으로

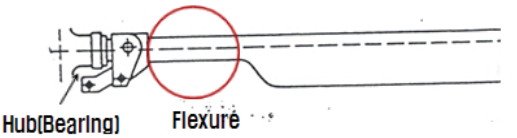


Fig. 4 BO-105 rotor system

Table 1 BO-105 blade root area target stiffness

Stiffness	Target value
EI_y	> 9E+09 N·mm^2
EI_z	> 2E+11 N·mm^2

Table 2 BO-105 blade root area stiffness value

Stiffness	629 mm section	830 mm section
EI_y	1.2E+10 N·mm^2	8.9E+09 N·mm^2
EI_z	1.1E+11 N·mm^2	9.2E+10 N·mm^2

거리 629 mm 단면과 830 mm 단면에 대한 강성값이 제시되었으며, 이 연구에서 다루지 않는 인장 강성과 뒤틀림 강성을 제외한 플랩 굽힘 강성(EI_y) 값과 래그 굽힘 강성(EI_z) 값을 Table 2에 나타내었다.

Table 2를 통해 나타낸 강성값을 살펴보면 629 mm 단면보다 830 mm 단면의 강성이 더 낮음을 알 수 있다. 따라서 강성이 낮은 830 mm 부분의 강성 보강 결과가 목표값 이상이 나오면 다른 영역은 자연스럽게 목표값 이상의 강성이 나올 것으로 예측되므로 830 mm 단면에 대해 강성 보강 후 단면물리량 해석을 수행하기로 하였다.

(2) 강성 보강 방법 설정

BO-105 블레이드 강성 보강 방법은 보강 부위의 래그 강성 강화 효과를 위해 뒷전(trailing edge) 영역에 폼(foam)을 적용하고 스킨의 재질과 동일한 소재인 carbon fabric ±45°로 블레이드 루트 영역과 뒷전 폼을 감싸서 강성을 보강하는 방법을 선정하였다. 이 때 전체 루트 영역의 공기역학적 형상 유지를 위해 뒷전 영역에 적용되는 폼의 형상은 블레이드 영역의 뒷전 영역의 형상과 유사한 유선형상으로 하였다. 또한 BO-105 블레이드 루트의 뒷전 영역에 적용할 폼의 길이는 전체 코드(chord) 길이가 블레이드 에어포일 영역의 코드 길이 270 mm에 맞도록 설정하였다. 이러한 보강방법은 Fig. 5에 나타내었다.

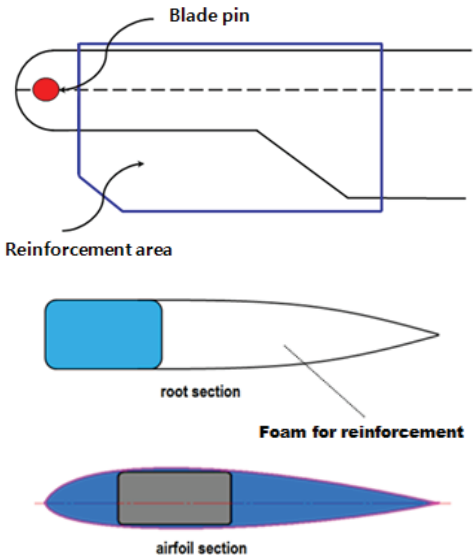


Fig. 5 BO-105 blade reinforcement method

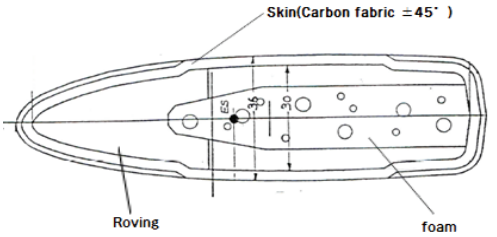


Fig. 6 BO-105 blade section shape - 830 mm

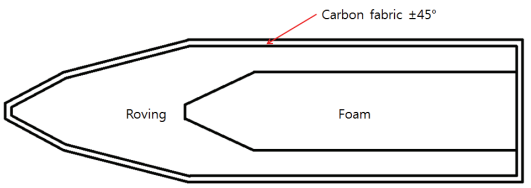


Fig. 7 BO-105 830 mm section modeling

2.3 단면 물리량 해석

(1) 단면 물리량 해석을 위한 모델링 설정

BO-105 블레이드 루트 강성 보강을 위한 복합재 두께를 결정하기 위해 830 mm 단면 형상에 대한 모델링을 수행하고, 각각의 부위에 대한 재료 특성을 적용하여 단면물리량을 계산하였다. 다음의 Fig. 6은 BO-105 블레이드 루트 830 mm 단면의 형상을 나타내고 있다. Fig. 6의 단면 형상을 Fig. 7과 같이 단순화 모델링 하고 Table 3의 재료 특성을 적용하여 굽힘 강성을 계산하고 실제 물리량 값과 비교하였다. 이 때 단면 물리량 계산에는 유한요소 해법을 사용하는 단면물리량 해석 in-house 프로그램을 사용하였다. Table 4의 해석결과에 따르면 실제 데이터[8]와 해석결과간의 오차가 최대 5.6 %가 나옴을 확인할 수 있다.

Table 3 BO-105 blade material property

Material	Property	
Glass roving	E	4E+04 N/mm^2
	G	4E+03 N/mm^2
Foam	E	2E+01 N/mm^2
	G	3E+00 N/mm^2
Carbon fabric ±45°	E	1E+04 N/mm^2
	G	2E+04 N/mm^2

Table 4 BO-105 blade bending stiffness analysis

Stiffness	Result(N·mm^2)		Error
	Real data	Analysis data	
EI_y	8.9E+09	8.4E+09	5.6 %
EI_z	9.2E+10	9.2E+10	0.8 %

(2) 보강재를 적용한 모델의 단면 물리량 해석

이 연구의 목적은 특정값의 강성을 도출하는 것이 아니라 특정수준 이상의 강성이 나오도록 보강 방법을 결정하는 것이므로 플랩 굽힘 강성 해석결과에서 나온 5.6 % 오차를 감안하고 단순화 모델링 형상을 사용하였다.

강성 보강을 위한 carbon fabric ±45°의 두께는 1 mm와 1.6 mm를 적용하였으며, 각 형상에 대한 단면물리량 해석을 수행하여 플랩 굽힘 강성 및 래그 굽힘 강성을 도출하였다. Fig. 8은 보강형상 모델링을 보여주고 있으며 Table 5는 해석결과를 나타내고 있다.

Table 5의 결과를 Table 1의 목표 강성값과 비교해 볼 경우 carbon fabric ±45° 1 mm 보강 시 플랩 굽힘 강성은 목표 강성 대비 49 %의 강성 여유를 가지게 되며, 1.6 mm 보강 시 60 %의 강성 여유를 가지게 된다. 또한 래그 굽힘 강성의 경우 1 mm 보강 시 목표 강성 대비 10 %의 강성 여유를 가지게 되며,

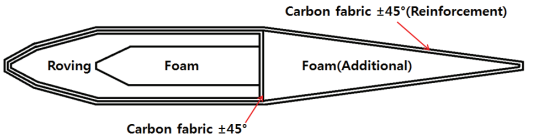


Fig. 8 BO-105 blade reinforcement modeling

Table 5 BO-105 blade bending stiffness after reinforcement

Stiffness	Result(N·mm^2)	
	1 mm reinforcement	1.6 mm reinforcement
EI_y	1.3E+10	1.4E+10
EI_z	2.2E+11	2.7E+11

1.6 mm 보강 시 35 %의 강성 여유를 가짐을 확인하였다. 이러한 결과는 앞서 언급한 해석 모델의 플랩 방향 및 래그 방향의 강성 오차를 감안하더라도 충분히 목표 강성 이상의 값이 나옴을 설명한다.

2.4 동특성 해석

앞에서 제시한 블레이드 루트 영역의 강성보강 방식은 형상의 변경이 발생하므로 이로 인해 동특성 변화가 발생할 수 있다. 따라서 이를 확인하기 위해 우선 보강 영역에 대해 회전 시 동특성에 영향을 줄 수 있는 무게 중심(center of gravity), 인장 중심(tension center), 전단 중심(shear center)을 보강 전/후로 계산하여 Table 6에 나타내었다. 이러한 중심 값들 역시 단면 물리량 해석 in-house 프로그램 통해 도출하였다. 위치 표기는 보강 전 형상의 무게중심 위치를 영점(zero point)으로 하여 가로축 변위에 대해 뒷전 방향의 변위를 +로 설정하였다. 세로축 변위는 해석단면이 상하 대칭의 형상을 나타내므로 강성 보강에 따른 중심점 변위가 발생하지 않아 표기하지 않았다.

해석 결과 전체적인 중심은 뒷전 방향으로 이동하였으며, 특히 무게 중심이 많이 이동하였음을 확인하였다. 강성보강을 1 mm 하였을 경우 4.7 %, 1.6 mm 강성보강을 하였을 경우 6.2 %의 무게중심이 이동하였음을 확인하였다.

이러한 중심들의 변화가 로터 시스템 동특성에 어떠한 영향을 미치는지 확인하기 위하여 헬리콥터 로터 해석 프로그램인 CAMRAD II를 사용하여 BO-105 블레이드 루트 강성 보강에 따른 로터 시스템 동특성

Table 6 Center variation after BO-105 blade reinforcement

Section offset	Result		
	Original	1 mm section	1.6 mm section
Center of gravity	0.0 mm	12.7 mm	16.8 mm
Tension center	-1.5 mm	3.3 mm	5.9 mm
Shear center	2.1 mm	6.8 mm	8.4 mm

Table 7 Blade mode frequency

Modes	BO-105 blade	Reinforced BO-105 blade
	Frequency, rev(Hz)	Frequency, rev(Hz)
1st lag mode	0.66(3.88)	0.70(4.07)
1st flap mode	1.04(6.03)	1.04(6.03)
2nd flap mode	2.52(14.68)	2.53(14.71)
1st torsion mode	3.93(22.85)	3.98(23.13)
3rd flap mode	4.13(24.01)	4.18(24.30)
2nd lag mode	4.61(26.82)	4.61(26.79)
4th flap mode	6.44(37.43)	6.54(38.05)

변화를 비교하였다. 블레이드를 제외한 로터 허브의 특성은 참고문헌[9,10]을 참조하였다. Table 7은 로터 회전수 349 RPM 및 콜렉티브 피치각 7° 조건에 대해 현재 개발 중인 무베어링 허브에 보강 전 BO-105 블레이드를 장착한 경우와 강성이 보강된 BO-105 블레이드를 장착한 경우에 대해 회전 고유진동수를 비교하였다. 래그 모드는 2차까지, 플랩 모드는 4차까지 비교하였으며, 피치 모드는 1차까지 비교하였다. 헬리콥터 로터 블레이드에서 2차 피치 모드 및 3차 래그 모드 이상의 고차 모드는 잘 발생하지 않기 때문에 일반적으로 로터 블레이드는 1~4차 플랩 모드, 1~2차 래그 모드 및 1차 피치 모드의 주파수를 고려한다. 래그 모드의 경우는 무베어링 허브 유연보의 래그 방향 강성이 낮아 보강을 하였을 경우 약간의 고유진동수 상승을 보였다. 또한 1차 피치 모드 및 3차, 4차 플랩 모드의 고유진동수가 약간 상승하였으나, 전반적으로 미비한 수준이다.

Fig. 9는 로터 회전속도에 따른 고유진동수를 나타낸 fan-plot이다. 검정 점선은 보강 전의 BO-105 블레이드 모드이며, 적색 실선은 보강 후 블레이드의

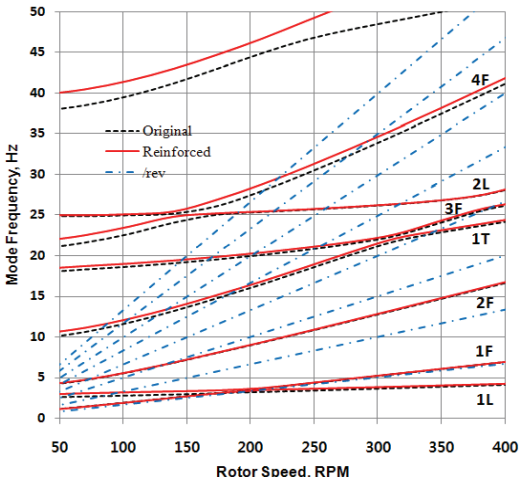


Fig. 9 Fan plot

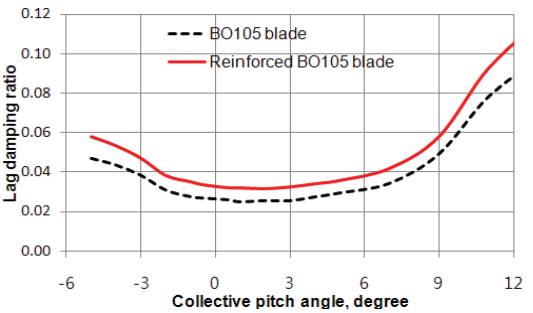


Fig. 10 Rotor lag mode damping

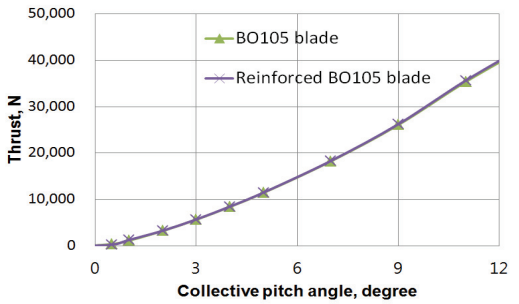


Fig. 11 Rotor thurst

모드이다. 청색 쇄선은 로터 회전수에 해당하는 n/rev이다. 이 결과에서도 보강으로 인한 고유진동수의 변화는 미비하였으며, 운용회전수 349 RPM에서 1차 피치 모드와 3차 플랩 모드가 4/rev근처에 있어 과도한 진동이 유발될 수 있으므로, 블레이드 또는 허브에 일부 튜닝이 필요함을 확인하였다. 튜닝 방법으로는 블레이드의 특정 단면에 집중 질량 추가, 허브 조종시스템의 강성변경, 또는 블레이드에 수동 진동저감장치 장착 등이 있다.

Fig. 9를 살펴보면 2차 래그 모드와 4차 플랩 모드 및 1차 래그 모드와 1차 플랩 모드가 150~200 RPM사이에서 겹쳐지는 것으로 나타나지만, 로터 회전시 운용회전수 349 RPM까지 회전속도를 급격하게 증가시키므로 이 구간에서는 진동문제가 발생하지 않는다.

그리고 마지막으로 보강 전 BO-105 블레이드와 보강 후 BO-105 블레이드에 대한 래그 모드 감쇠를 계산하여 비교하였다. Fig. 10은 콜렉티브 피치각에 따른 래그 감쇠를 보여주고 있다. 보강 후 블레이드의 감쇠비는 보강 전 블레이드에 비해 각 피치각에 대해 최소 0.006이상의 증가를 나타내고 있다. 강성보강으로 인한 래그 모드 고유진동수의 증가는 로터에 장착된 댐퍼의 감쇠력을 증가시켜 래그 모드의 감쇠가 증가한 것으로 판단된다. 또한, 두 경우의 추력은 Fig. 11과 같이 거의 차이가 없는 것으로 확인하였다.

3. 결 론

현재 개발중인 무베어링 로터의 휠타워 시험 수행을 위한 BO-105 블레이드 루트 영역 강성 보강 해석 및 동특성 해석을 수행하였다. 기존 자료를 통해 BO-105 블레이드 루트 영역의 강성 값을 확인하였으며, 강성이 가장 낮은 영역을 기준으로 강성 보강 해석을 수행하였다. BO-105 블레이드 강성 해석을 위해 FE 모델링을 수행하여 in-house 코드를 사용해 단면 물리량 해석을 수행하였으며 해석결과 실제 강성값과 유사함을 확인하였다. 그리고 폼과 carbon fabric ±45°를 적용하여 강성을 보강하는 방법을 제시하였고, 강성 보강 형상에 대한 단면 물리량을 해석하여 목표 강성 대비 플랩 강성 60 %, 래그 강성 35 %의 강성 여유를 가짐을 확인하였다. 또한 강성 보강에 따른 단면의 무게 중심, 인장 중심, 전단 중심이 뒷전 방향으로 움직임을 확인하였으며 이러한 중심 이동에 따른 로터시스템 동특성 변화를 해석하여 그 영향성이 미미함을 확인하였다. 추후 BO-105 블레이드의 기본물리량 시험을 통해 강성 보강 전/후의 실제 단면물리량 값을 확보하여

동특성 해석을 수행한 후 무베어링 허브 휠타워 시험에 BO-105 블레이드를 적용할 예정이다.

후 기

이 논문은 지식경제 기술혁신사업(항공우주부품기술개발사업) 무베어링 로터 허브시스템 개발사업의 연구결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

(1) Bielewa, R. L., Cheney, M. C., Jr. and Novak, R. C., 1976, Investigation of a Bearingless Rotor Concept Having a Composite Primary Structure, NASA CR-2637.

(2) Harris, F. D., Cancio, P. A. and Dixon, P. G., 1977, The Bearingless Main Rotor, Third European Rotorcraft and Powered-lift Aircraft Forum.

(3) Helmut, H., 1992, Will Rotor Hubs Lose Their Bearings, A Survey of Bearingless Main Rotor Development, The 18th European Rotorcraft Forum.

(4) Kim, D. K., Kim, M. H., Yun, C. Y., Kim, T. J., and Kim, S. H., 2011, A Conceptual Study on the Bearingless Rotor Hub System of Helicopter, Proceeding of the KSNVE Annual Spring Conference, pp. 484~489.

(5) KUH Main Rotor Whirl Tower Test Report, 2010, Korea Aerospace Research Institute.

(6) Jackson, P., Munson, K. and Peacock, L., 2002, Jane's All the World's Aircraft 2002~2003, pp. 240~241.

(7) Peter, G. C. Dixon, 1980, Design, Development, and Flight Demonstration of the Loads and Stability Characteristics of a Bearingless Main Rotor, U.S. Army Research and Technology Laboratories.

(8) Eurocopter BO-105 Report.

(9) Kee, Y. J., Yun, C. Y., Kim, D. K. and Kim, S. H., 2012, Dynamic Characteristic Analysis of a Bearingless Helicopter Rotor System, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering. Vol. 22, No. 2, pp. 187~192.

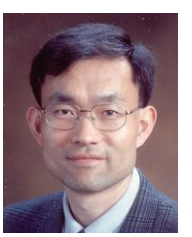
(10) Yun, C. Y., Kee, Y. J., Kim, T. J., Kim, D. K., and Kim, S. H., 2012, Hub Parametric Investigation of Main Rotor Stability of Bearingless Helicopter, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 22, No. 8, pp. 784~790.

Taejoo Kim received M.S. degree in aerospace engineering from Inha University in 2004. He is a senior researcher in rotor dept. at KARI. His research interests are helicopter rotor system composite blade and hub component structure design, analysis and test.

Chulyong Yun is a senior researcher in rotor dept. at KARI. He received his Ph.D degree from Seoul National University in 2004. His research interests are rotorcraft structural dynamics, aeroelasticity, and aircraft structures and materials.

Youngjung Kee is a senior researcher at the rotor dept. of Korea Aerospace Research Institute. His research interests include: rotorcraft structural dynamics, aeroelasticity, and structural tests of composite rotor components.

Seung-Ho Kim received Ph.D. degree in aerospace engineering from KAIST in 1994. He is the Head of rotor dept. at KARI. His research interests are analysis and test of structural dynamics and aeroacoustics of helicopter rotor system.



Sungnam Jung is a professor at the dept. of Aerospace Information Engineering in Konkuk University. He received his Ph.D degree from Seoul National University in 1993. His research interests include: rotorcraft structural dynamics, aeroelasticity, and smart structures and materials.