

## 무베어링 허브 휠타워 시험을 위한 무힌지 블레이드 보강

김태주\* · 윤철용\* · 기영중\* · 김승호\* · 정성남\*\* · M. K. Dhadwal\*\*\*

### Hingeless Blade Reinforcement for Whirl Tower Test of Bearingless Hub

Tae-Joo Kim\* · Chul-Yong Yoon\* · Young-Joon Kee\* · Seung-Ho Kim\* · Sung-Nam Jung\*\*  
M. K. Dhadwal\*\*\*

#### ABSTRACT

During helicopter rotor system development process, whirl tower test is conducted basically. For conducting whirl tower test during bearingless hub development process, design new blade or using existing blade with repair or remodeling. Because simple shape and efficient aerodynamic characteristic, BO-105 blade is used for hub system development widely. Originally BO-105 Blade is used for hingeless hub, so flap stiffness and lag stiffness on blade root area is relatively low. So applying BO-105 blade to bearingless hub whirl tower test, root area have to be reinforce. In this paper, suggest reinforcement method of BO-105 blade root area.

Key Words: Whirl Tower Test, Bearingless Hub, Hingeless blade, Flap Stiffness, Lag Stiffness, Stiffness Reinforcement

#### 1. 서 론

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

고 있다.

헬리콥터는 로터 시스템을 통해 양력 및 조종력을 발생시키는 비행체로 여타 다른 항공기들과는 차별화된 수직이착륙 및 정지비행의 특성으로 인해 다양한 분야에서 활용되고 있다. 헬리콥터의 핵심 구성품 중 하나인 로터 허브 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 블레이드에 조종력을 전달해 주는 역할을

†2011년 12월 6일 접수 ~ 2012년 1월 21일 심사완료

\* 한국항공우주연구원 회전익기술팀

\*\* 건국대학교, 항공우주정보시스템공학과

\*\*\* 건국대학교, 항공우주정보시스템공학과 대학원

연락처, E-mail: ktj@kari.re.kr

한다.

로터 허브 시스템은 헬리콥터 개발 초기 2엽 블레이드 시소형태 허브(See-saw type Hub)에서 시작하여 전관절형 허브(Articulated Hub), 무힌지 허브(Hingeless Hub)를 거쳐 무베어링 허브(Bearingless Hub)로 발전해 나아가고 있다. 본 논문에서는 무베어링 허브 개발과정에서 반드시 수행하여야 하는 휘타워 시험 수행을 위한 BO-105 블레이드의 강성 보강에 대한 내용을 기술하였다.

## 2 본론

### 2.1 허브 시스템(Hub System)

로터 허브 구성품은 블레이드가 플랩, 리드래그, 페더링 움직임을 동작할 수 있도록 3축에 대한 회전 움직임이 가능한 3개의 힌지로 구성된다. 헬리콥터 개발 초기 적용되었던 전관절형 허브는 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 방법에서 물리적인 방법으로 전환하면서 부품 숫자 및 구성품 중량을 줄이게 되었다.

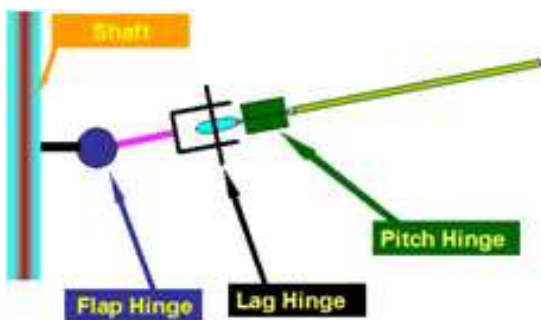


Fig 1. 전관절형 허브의 일반적 구조

무힌지 허브는 기계적인 플랩 힌지와 래그 힌지를 없애고, 복합재를 사용한 플렉서(Flexure)

라는 구성품의 물리적 변형을 통해 플랩 및 리드래그 움직임을 구현하였다. 이는 플렉서를 설계하면서 재료의 특성과 단면 형상 조절을 통해 플랩 강성과 래그 강성을 조절하여 플렉서 상에 물리적인 플랩 힌지와 래그 힌지를 구현한 것이다. 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. Fig 2, 3은 무힌지 허브와 무베어링 허브의 일반적인 구조를 나타내고 있다. 현재 한국항공우주연구원에서는 무베어링 허브 개발 사업을 수행하고 있다.

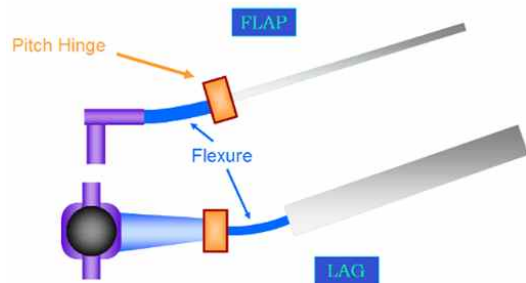


Fig 2. 무힌지 허브의 일반적 구조

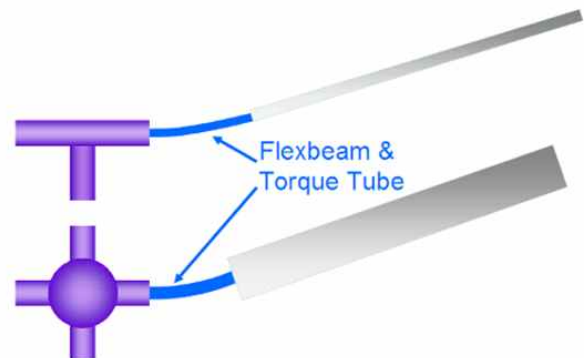


Fig 3. 무베어링 허브의 일반적 구조

### 2.2 휘타워 시험(Whirl Tower Test)

헬리콥터 개발과정에서 로터 구성품을 개발하게 되면 휘타워 시험을 수행하게 된다. 휘타워 시험은 로터 시스템을 실제 비행 상태와 동일한 조건으로 회전시켜 로터 시스템의 트림을 잡아

주고 안정성 및 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

로터 트래킹/발란싱 시험은 무게추와 뒷전 탭(Trailing Tap)의 조절을 통해 각 블레이드의 탭 트래킹과 양력의 밸런스를 맞춰주는 시험이다. 성능시험은 운영 rpm 회전 시 콜렉티브 각(Collective Angle) 변화에 따른 추력을 측정하는 시험이다. 동적 안정성 시험은 피치 로드를 통해 진동 하중을 부가하여 가진 주파수에 따른 로터의 안정성 및 블레이드의 동적 특성을 확인하는 시험이다. Figure 4는 전남 고흥의 항공센터에 있는 휠타워 시험설비를 이용한 시험 수행 장면이다.



Fig 4. 로터구성품 휠타워 시험 수행

현재 수행중인 무베어링 허브 개발 사업에서는 세 가지 휠타워 시험을 모두 수행하게 된다. 그러나 본 사업에서는 허브만 개발을 하며, 블레이드는 개발하지는 않기 때문에 기존의 블레이드를 개발 허브에 맞도록 개조/보완하여 사용한다. 현재 휠타워 시험을 위해 BO-105 블레이드를 확보해 놓았다.

### 2.3 BO-105 블레이드(BO-105 Blade)

BO-105는 5,000 lbs급 4엽 헬리콥터로써 무한지형 허브 기술을 적용한 헬리콥터이다. BO-105

로터 시스템은 Fig 5와 같이 허브에 피칭 모션을 위한 베어링이 장착되어 있으며, 블레이드 루트 부분에 플래핑과 리드래그 움직임을 구현해주는 플렉서가 위치하고 있다. 따라서 블레이드의 루트 부분의 플랩 방향과 리드래그 방향의 굽힘 강성이 매우 낮게 된다.

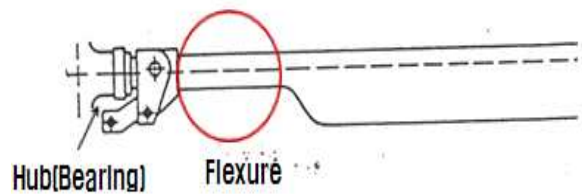


Fig 5. BO-105 로터 시스템

무한지형 허브의 특성을 가지고 있는 BO-105 블레이드를 무베어링 허브 시스템의 휠타워 시험에 사용하기 위해서는 플랩 힌지와 래그 힌지 역할을 해주는 블레이드 루트 부분의 강성을 높여주어야 한다. Table 1은 BO-105 블레이드 루트 영역에 요구되는 최소 강성을 보여주고 있다. 플랩 강성과 래그 강성의 최소 강성 기준은 블레이드 에어포일 영역의 강성을 기준으로 하였다.

Table 4. BO-105 블레이드 루트 영역 목표 강성

Stiffness	Target Value
Flap Stiffness(N.mm <sup>2</sup> )	> 9E+ 09
Lag Stiffness(N.mm <sup>2</sup> )	> 1E+ 11

BO-105 블레이드의 루트 부분에 대한 강성 보강을 위해서는 우선 원래 강성이 얼마인지 확인하여야 한다. BO-105 블레이드 루트 부분의 강성특성은 참고문헌[1]을 통해 확인하였다. 본 자료에서는 BO- 105 블레이드 루트 부분 중 두 단면에 대한 강성값이 제시되었으며, 제시된 강

성 값을 Table 2에 나타내었다.

Table 5. BO-105 블레이드 루트 영역 강성 값

Stiffness	629mm Section	830mm Section
Flap Stiffness(N.mm <sup>2</sup> )	1.2E+ 10	8.9E+ 09
Lag Stiffness(N.mm <sup>2</sup> )	1.1E+ 11	9.2E+ 10

Table 2를 통해 나타낸 강성 값을 살펴보면 629mm 단면보다 830mm 단면의 강성이 더 낮음을 알 수 있다. 따라서 강성이 낮은 830mm 부분의 강성 보강 결과가 목표값 이상이 나오면 다른 영역은 자연스럽게 목표값 이상의 강성이 나올 것으로 판단되므로 830mm 단면의 해석을 통해 강성 보강 방법을 결정하기로 하였다.

**24 BO-105 블레이드 강성 보강(BO-105 Blade stiffness reinforcement)**

BO-105 블레이드 강성 보강 방법은 보강 부위의 래그 강성 강화 효과를 위해 뒷전(Trailing Edge) 영역에 폼(Foam)을 적용하고 복합재인 Carbon Fabric ±45° 으로 블레이드와 폼을 감싸서 강성을 보강하는 방법을 선정하였다. 이때 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 270mm에 맞도록 설정하였다. 이러한 보강 방법은 Fig 6에 나타내었다.

**25 BO-105 블레이드 보강 단면 강성 계산(BO-105 Blade Reinforcement section stiffness Calculation)**

BO-105 블레이드 루트 830mm 단면에 대한 모델링을 수행하고, 각각의 부위에 대한 재료 특성을 적용하여 단면물리량을 계산하였다. 다음

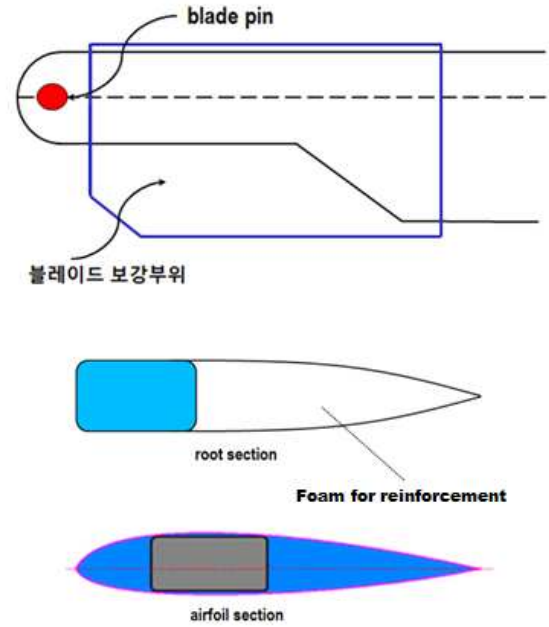


Fig 6. BO-105 블레이드 루트 영역 보강 방법

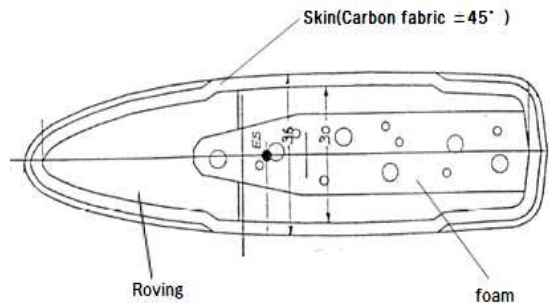


Fig 7. BO-105 블레이드 루트 단면 - 830mm

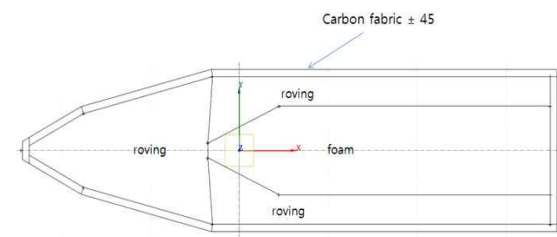


Fig 8. BO-105 블레이드 루트 830mm 단면 모델링

의 Fig 7은 BO-105 블레이드 루트 830mm 단면의 형상을 나타내고 있다. Fig 7의 단면 형상을

Fig 8과 같이 단순화 모델링 하고 Table 3의 재료 특성을 적용하여 굽힘 강성을 계산하여 실제 물성치 값과 비교하였다. 이 때 인장 강성 및 굽힘 강성의 계산에는 유한요소 해법을 사용하는 단면물성치 해석 In-house 프로그램을 사용하였다. Table 4의 해석결과에 따르면 실제 데이터와 해석결과와의 오차가 최대 5.6%가 나옴을 확인할 수 있다.

Table 6. BO-105 블레이드 루트 단면물리량 해석결과 비교

Stiffness	Result		Error
	Original	Analysis	
Flap Stiffness(N.mm <sup>2</sup> )	8.9E+ 09	8.4E+ 09	5.6%
Lag Stiffness(N.mm <sup>2</sup> )	9.2E+ 10	9.2E+ 10	0.8%

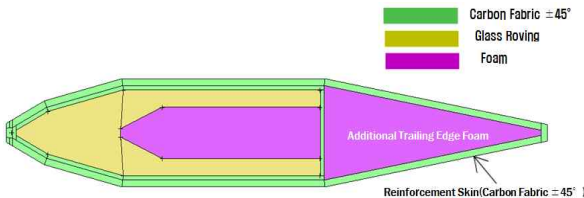


Fig 9. BO-105 블레이드 루트 보강형상 모델링

본 논문의 목적은 특정값의 강성을 도출하는 것이 아니라 특정수준 이상의 강성이 나오도록 보강 방법을 결정하는 것이므로 플랩 굽힘 강성의 5.6% 오차를 감안하고 본 모델을 사용하였다.

강성 보강을 위한 Carbon Fabric ±45° 의 두께는 1mm와 1.6mm를 적용하여 굽힘 강성 결과를 비교하였다. Figure 9는 보강형상 모델링을 보여주고 있으며 Table 5는 해석결과를 나타내고 있다.

Table 5의 결과를 Table 1의 목표 강성값과 비교해 볼 경우 플랩 강성은 Carbon Fabric ±45° 1mm 보강시 목표 강성 대비 49%의 강성

여유를 가지게 되며, 1.6mm 보강 시 60%의 강성 여유를 가지게 된다. 또한 래그 강성의 경우 1mm 보강 시 목표 강성 대비 29%의 강성 여유를 가지게 되며, 1.6mm 보강 시 58%의 강성 여유를 가짐을 확인하였다.

Table 7. BO-105 블레이드 루트 단면물리량 해석결과

Stiffness	Result	
	1mm Section	1.6mm Section
Flap Stiffness(N.mm <sup>2</sup> )	1.3E+ 10	1.4E+ 10
Lag Stiffness(N.mm <sup>2</sup> )	2.2E+ 11	2.7E+ 11

그리고 강성보강에 따른 보강영역의 무게중심 (Center of Gravity), 인장 중심(Tension Center), 전단중심을 계산하여 Table 6에 나타내었다. 가로축을 x, 세로축을 y로 하여 영점 (Zero point)은 보강 전 모델의 무게중심으로 하였으며, y 방향으로는 대칭의 형상이므로 모든 중심이 0로 계산되었다.

해석 결과 전체적인 중심은 뒷전 방향으로 이동하였으며, 특히 무게 중심이 많이 이동하였음을 확인하였다. 강성보강을 1mm 하였을 경우 4.7%, 1.6mm 강성보강을 하였을 경우 6.2%의 무게중심이 이동하였음을 확인하였다. Fig 10은 강성 보강 이전의 830mm 단면에 대한 무게 중심, 인장 중심, 전단 중심을 나타내고 있다.

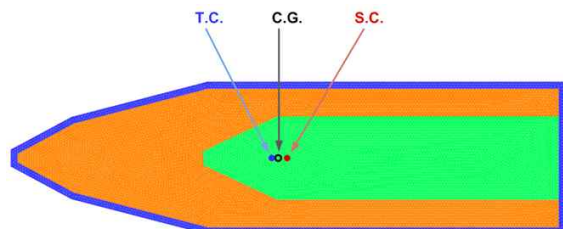


Fig 10. BO-105 Blade 830mm 단면 강성 보강 이전 형상의 무게중심, 인장 중심, 전단 중심 위치

### 3. 결 론

본 논문에서는 무베어링 허브 개발 과정에 필요한 헬타워 시험을 수행함에 있어 현재 보유하고 있는 무힌지형 블레이드인 B0-105 블레이드 적용을 위한 B0-105 블레이드 루트 강성 보강에 대한 내용을 기술하였다. B0-105 블레이드의 루트 영역은 무힌지형 허브의 플렉서 역할을 수행하므로 플랩 강성과 래그 강성이 상대적으로 낮아 무베어링 허브 시스템의 헬타워 시험에 사용하기 위해서는 플랩 강성과 래그 강성을 높여 줘야 한다. 강성 보강 방법은 블레이드 루트 뒷전 영역에 폼을 적용한 후, 블레이드 루트와 폼 영역에 Carbon Fabric  $\pm 45^\circ$  를 적용하였다. Carbon Fabric  $\pm 45^\circ$  의 두께를 결정하기 위해서 B0-105 블레이드 루트의 830mm 단면을 모델링하고 단면물리량을 계산하였다. 또한 보강형상에 대해서도 단면을 모델링하고 단면물리량을 계산하여 1mm 이상의 Carbon Fabric  $\pm 45^\circ$  를 적용할 경우 최소 29%의 래그 굽힘 강성 여유를 가짐을 알 수 있었다. 그리고 강성 보강시 무게 중심, 인장 중심, 전단 중심을 계산하여 강성 보강으로 인한 각각의 중심이 뒷전 방향으로 이동함을 확인하였다. 현재 강성 보강으로 인한 각각의 중심 이동에 대한 동특성 영향을 검토

중에 있으며 필요에 따라 균형 추(Dummy Weight)를 추가할 예정이다. 또한 B0-105 블레이드의 기본물리량 시험을 통해 실제 루트 영역의 강성을 확인하고, B0-105 블레이드 루트 영역을 보강하여 기본물리량 시험을 통해 보강된 강성의 결과를 통해 문제가 없음을 확인한 후, 헬타워 시험을 수행할 예정이다.

### 4. 후 기

본 논문은 지식경제 기술혁신사업(항공우주부 품기술개발사업) 무베어링 로터 허브시스템 개발사업의 연구결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

- [1] 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 (AVRADCOM)