

## 패들형 블레이드를 장착한 힌지없는 로터 시스템의 회전시험

송근웅\*, 김준호\*\*, 김덕관\*\*\*

### Whirl Test of the Hingeless Rotor System with Paddle Blades

Keun-Woong Song\*, Joune-Ho Kim\*\*, Deog-Kwan Kim\*\*\*

#### Abstract

This paper presents the rotating test techniques and the results of the rotating test of the small-scaled hingeless rotor system with composite paddle blades in hover and forward flight conditions. The small-scaled rotor system was designed using froude-scaled properties of full scale rotor system. Metal flexures and composite flexures were made as hub flexures by the same dynamic properties of rotor system. The rotating tests of hingeless rotor system installed in GSRTS at KARI were carried out to get lead-lag damping ratios and aerodynamic loads of the hingeless rotor system. MBA(Moving Block Analysis) technique was used for the estimation of lead-lag damping ratio. 6-components balance was installed between hub and main shaft and straingauges on blades were instrumented for the measurements of aerodynamic loads of rotor system. Tests were performed on the ground and in the wind tunnel according to the test conditions of hover and forward flight, respectively.

#### 초 록

본 논문은 복합재 패들형 블레이드를 장착한 축소 힌지없는 로터 시스템의 정지 및 전진 비행조건에 대한 회전시험 기술과 결과에 대한 것이다. 축소 로터 시스템은 실물크기 로터 시스템의 구조 자료를 이용하여 프루드 축소화하였고, 허브 flexure는 동일한 로터의 동력학적 특성을 기준으로 금속재와 복합재 2가지를 제작하였다. 2종류의 힌지없는 허브시스템을 KARI의 GSRTS에 장착후 회전 시험을 실시하여 로터 시스템의 리드래그 감쇠비와 공력 하중을 측정하였다. 리드래그 모드의 감쇠비를 산출하기 위해 MBA(Moving Block Analysis)기법을 사용하였고, 허브와 주축 사이에 6분력 발란스를 장착하고, 블레이드에 스트레인게이지를 부착하여 공력하중을 측정하였다. 시험은 제자리 및 전진비행 조건에 따라 지상 및 풍동에서 각각 수행하였다.

키워드 : 헬리콥터(helicopter), 힌지없는 로터(hingeless rotor), 패들형 블레이드(paddle-type blade), 복합재 플렉서(composite flexure), 공력탄성학적 안정성(aeroelastic stability), 로터 하중(rotor load)

\* 회전익기그룹/skw@kari.re.kr

\*\* 회전익기그룹/heli@kari.re.kr

\*\*\* 회전익기그룹/shine@kari.re.kr

## 1. 서 론

헬리콥터 로터 시스템은 헬리콥터의 성능 및 안정성을 좌우하는 핵심요소이며 헬리콥터 개발 시 최우선적으로 개발되는 구성품이다. 블레이드는 공력성능, 소음, 진동 및 안정성 특성을 결정짓는 중요한 역할을 담당한다. 허브는 형태에 따라 관절형 허브, 무힌지 허브 및 베어링없는 허브 등으로 분류된다. 관절형 로터 시스템으로부터 베어링 없는 로터 시스템으로 발전하면서 정비성, 신뢰성 및 중량 이득 측면에서는 우수해졌지만, 공력탄성학적 안정성 측면 등에서는 그 문제가 복잡해졌다. 최근에는 무힌지 허브, 베어링 없는 허브의 안정성 향상에 많은 노력을 기울이고 있다[1-4]. 실물크기 블레이드를 개발하는 과정에서 요구되는 공력 성능 및 공력탄성학적 안정성을 확보하기 위해 여러 축소형 블레이드를 제작하여 축소 로터 시험을 수행하게 된다. 축소 로터 시험은 개발에 소요되는 비용과 시간을 줄일 뿐만 아니라 설계입증자료로 활용할 수 있기 때문에 로터 시스템 개발시 필수적인 항목이다.

축소 로터 회전시험 모델은 크게 두가지로 나뉜다. 로터 시스템의 공력 탄성학적 거동 등을 연구하기 위해서는 축소 로터 블레이드 모델은 동역학적인 축소(Froude-scale)를 통해 제작된 블레이드 모델을 사용한다. 블레이드 끝단의 마하수에 대한 실험을 하거나 공력성능 연구에 있어 압축성 효과 등을 실험하기 위해서는 공기역학적인 축소(Mach-scale)를 통한 블레이드 모델을 사용하게 된다. 한국항공우주연구원(이하 KARI)이 보유하고 있는 축소 로터 시험장치(이하 CSRTS, General Small-scaled Rotor Test System)는 두가지 모델을 모두 시험할 수 있도록 제작되어 운용중이다.

본 연구는 Super Lynx의 금속재 무힌지 허브 시스템의 기술적 데이터를 기본으로 동력학적 축소를 통해 제작된 축소 무힌지 로터 시스템의 회전시험에 관한 것이다. 먼저 축소 무힌지 로터 시스템의 제작에 대해 간단히 소개한 후, 축소 로터 시험 기법 및 결과에 대해 기술하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 힌지없는 로터 시스템

본 연구에 사용된 로터 시스템은 그림 1의 축소 무힌지 로터 시스템이다. 로터 시스템은 허브 시스템과 블레이드로 구성된다.

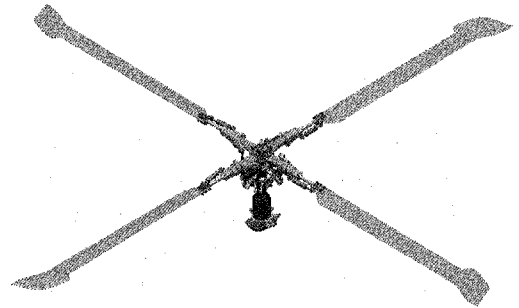


그림 1. 힌지없는 로터 시스템 (허브 + 블레이드)

#### 2.1.1 축소 힌지없는 허브

무힌지 허브 시스템은 그림 2와 같이 세 부분으로 나눌 수 있다. 허브 플레이트는 회전축과 연결되어 피치베어링 어셈블리와 결합되는 부품이다. 피치베어링 어셈블리는 피치베어링(페더링 베어링)과 타이바 및 하우징으로 구성되어 블레이드 페더링 모션을 감당하게 된다. 마지막으로 허브 flexure는 플랩 및 리드래그 힌지 역할을 수행하는 핵심 구성품이다.

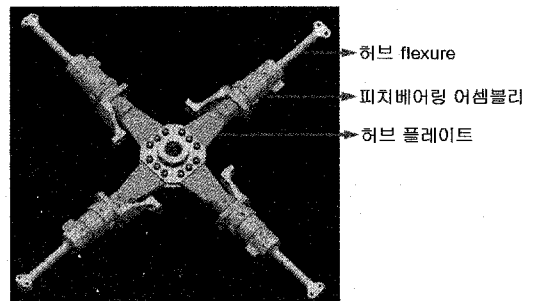


그림 2. Components of Hingeless Hub System

축소 무힌지 허브시스템은 Lynx 헬리콥터의 무힌지 로터 시스템의 기술적 데이터를 적용하여 1/6로 개발한 허브시스템이다. 아래 표 1은 축소 패들형 블레이드의 해석 결과중 최대 일괄피치 15도일 때와 최대 전진속도비(Advance ratio,  $\mu$ ) 0.4일 때 허브 flexure 끝단에 작용하는 하중을 각각 정리한 것으로 원심력 방향 하중이 가장 클 수 있다. 그림 3은 허브 flexure 설계 하중의 방향을 나타내고 있다.

표 1. Design Loads of Hub Flexure

6분력		Radial shear(Fx)		Lag shear(Fy)		Flap shear(Fz)	
단위		lbf	N	lbf	N	lbf	N
정지비행	coll. 15 deg	226.9	1009.2	-8.17	-36.35	23.08	102.7
전진비행	$\mu=0.4$	223.5	1038.6	-2.91	-12.94	22.35	99.41

6분력		Torsional moment(Mx)		Flatwise bending(My)		Edgewise bending(Mz)	
단위		lbf	N	lbf	N	lbf	N
정지비행	coll. 15 deg	0.13	0.18	-4.29	-5.82	-0.806	-1.09
전진비행	$\mu=0.4$	-0.005	-0.006	-4.46	-6.04	0.591	0.801

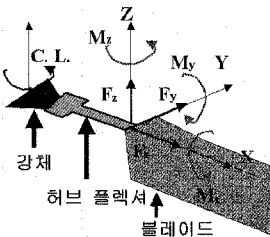


그림 3. Coordinate for Hub Flexure Loads

실제 Lynx의 금속재 허브 flexure는 티타늄계 열을 사용한다. 또한, 일반적인 무힌지 로터의 경우 1차 리드래그 고유진동수는 0.6~0.8 $\Omega$ , 1차 플랩 고유진동수는 1.1~1.3 $\Omega$  정도의 범위에 존재한다. 금속재 허브 flexure는 일반적인 무힌지 로터 시스템의 동특성을 유지하면서 표 1의 설계공력 하중을 감당할 수 있도록 설계하였고, 이에 적절한 물성치를 갖도록 축소 금속재 허브 flexure는 엔지니어링 플라스틱(engineering plastic)인 톨론(Torlon)으로 제작하였다. 이를 장착한 축소 허브

를 축소 금속재 허브시스템이라 한다.

복합재 허브 flexure는 금속재와 동일한 하중 조건과 동일한 동력학적 특성을 갖도록 설계되었다. 금속재료와의 접합이 어려운 복합재 성형 특성상 피치베어링 하우징과 허브 flexure가 일체형으로 제작되었다. 복합재 허브 flexure는 표 2과 같은 순서로 적층되었으며, 그림 4처럼 원형 단면과 등방성을 갖도록 설계하여 공력탄성학적 연계성 즉, 허브 flexure에 의한 블레이드 운동 모드사이의 연성은 배제하였다[6]. 이 복합재 flexure를 장착한 허브를 복합재 허브시스템이라 한다.

표 2. Lay-up of Composite Hub Flexure

적층순서	허브 flexure	피치베어링 하우징
1	$[0_4/\pm 45]_t$	$[0_4/(\pm 45)_{18}]_t$
2	$[0_2/\pm 45/\pm 45]_t$	$[0_2/\pm 45/(\pm 45)_{18}]_t$
3	$[0_2/(\pm 45)_2]_t$	$[0_2/(\pm 45)_2/(\pm 45)_{17}]_t$
4	$[0/\pm 45/\pm 45]_t$	$[0/\pm 45/(\pm 45)_{18}]_t$

\* 밀출 무표시 : UD-Glass, 밀출 : UD-Carbon

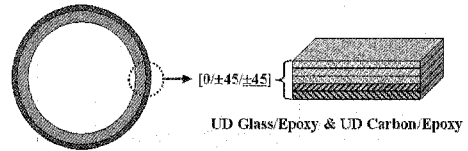


그림 4. Design Structure of Composite Hub Flexure

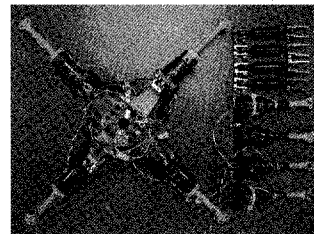


그림 5. Manufactured Hingeless Hub System

그림 5는 제작된 축소 무힌지 허브시스템으로 왼쪽은 금속재 허브시스템이며 오른쪽 상단은 유압식 댐퍼, 하단은 복합재 허브 flexure이다. 로터 시스템 제작시 성능 시험 및 로터 불안정성을 대비하여 유압식 댐퍼를 제작하였다. 표 3에 설계 및 제작된 각 flexure의 굽힘 강성을 정리하였다.

표 3. Hub Flexure Stiffness

구분	Torton Flexure	복합재 Flexure
설계 굽힘 강성	6.7 Nm <sup>2</sup>	6.3 Nm <sup>2</sup>
제작 굽힘 강성	6.8 Nm <sup>2</sup>	10.3 Nm <sup>2</sup>

### 2.1.2 축소 패들형 블레이드

축소 패들형 블레이드는 실물크기 Lynx 헬리콥터 BERP 블레이드의 구조적 특성을 모사할 수 있도록 설계하였다. 먼저 Lynx 블레이드의 기술적 데이터를 바탕으로 실물크기 블레이드를 설계하였으며, 이를 바탕으로 1/6 프루드 축소값을 기준으로 축소 패들형 블레이드를 제작하였다. 패들형 블레이드는 직사각형인 기준형 블레이드에 비해 공기역학적 특성이 향상되도록 끝단 형상이 패들형(Paddle type)이다. 또한, 3가지 익형형상(RAE9648, RAE9645, RAE9634)을 사용했으며 비틀림각은 8.35도이다. 축소 패들형 블레이드의 형상 및 주요 치수는 그림 6에 제시하였다.

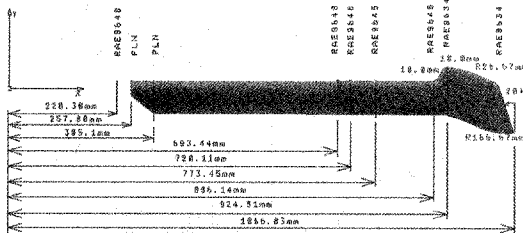
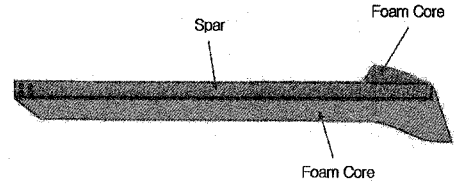


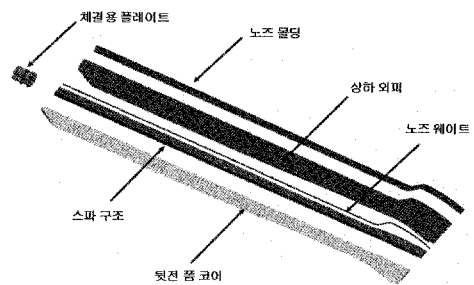
그림 6. Paddle Blade Design

패들형처럼 복잡한 블레이드 형상을 구현하기 위한 효율적인 제작 방법은 복합재료를 적용하는 것이며 복합재료는 설계시 요구되는 구조/동역학 특성을 만족하도록 질량 및 강성을 최적화하는데 용이한 특성을 갖고 있다. 블레이드 끝단 형상은 폼 코어를 사용하여 형상을 구현하였으며, 스파는 단면이 D형인 직사각형 플랜 폼 구조로 설계되었다. 그림 7에 패들형 복합재료 블레이드 내부 구성품을 도시하였다. 패들형 블레이드의 주요 구성품은 노즈 스킨부, 스파, 스킨, 뒷전 코어, 웨이트 등이며 자세한 내용은 표 4에 패들형 블레이드에 사용된 주요 원자재, 적층 수

/방향, 적층 내용 등이 제시되어 있다[7].



(a) Sectional View



(b) Components

그림 7. Paddle Blade Configuration

표 4. Lay-up of Composite Blade

구성요소	재료사양	비고
Skin	±45 Woven E-Glass	0.309mm
Spar	±45 Woven E-Glass	0.765mm ~ 0.51mm
Nose Mold	±45 UD E-Glass	0.765mm
Spar Core	PEI Foam	0.031 g/cm <sup>3</sup>
T/E Core	Urethane Foam	0.110 g/cm <sup>3</sup>
Nose Weight	Lead	2.0mm

제작된 복합재 패들형 블레이드는 벤치 테스트를 통해 기본물리량을 측정하였다. 벤치 테스트는 무게 중심, 탄성축, 방향별 굽힘 강성, 고유진동수 등을 측정하는 기본 시험으로 측정결과는 표 5와 같다. 이 결과는 해석시 입력 데이터로 사용되었다. 블레이드를 장착한 축소 무한지르터 시스템의 반경은 1067mm이다.



그림 8. Small-scaled Composite Paddle Blade

표 5. Paddle Blade Properties

항 목	측정값 (평균)
Mass	241 g
Center of gravity	29.9 %c (19.9 mm)
Elastic axis	40.28 %c (26.6 mm)
Flap natural frequency	6.42 Hz
Lag natural frequency	22.9 Hz
Flap bending stiffness	17.7 Nm <sup>2</sup>
Chord bending stiffness	214.5 Nm <sup>2</sup>
Torsion rigidity (GJ)	25.9 Nm <sup>2</sup>

## 2.2 축소 로터 시험

축소 로터 시험분야는 측정되는 물리량의 종류에 따라 로터 시스템 공력탄성학적/공력기계적 안정성 시험, 로터 공력 성능시험, BVI(Blade Vortex Interaction) 소음 특성 시험, 블레이드 동특성 시험, Active Vibration Control 시험, Smart Rotor 시험(Vibration/Noise Control) 등으로 구분할 수 있으며, 헬리콥터가 갖는 비행 조건에 따라 표 6과 같이 크게 3가지 형태로 분류할 수 있다.

표 6. Rotor Test Content

조 건	시험 분류
지상 착륙시	- Ground Resonance
정지 비행시	- Aeroelastics stability
	- Aeromechanical stability (Air Resonance)
	- Aerodynamics Characteristics
전진 비행시 (wind tunnel)	- Aeroelastics stability
	- Aeromechanical stability (Air Resonance)
	- Aerodynamics Characteristics

본 연구에서는 GSRTS를 이용하여 공력탄성학적 안정성 시험과 허브/블레이드의 공력 하중 측정 시험을 수행하였다. GSRTS는 직경 2m의 축소 헬리콥터 로터 시스템을 시험할 수 있는 장치로서 1999년 제작된 후 데이터 획득 시스템 추가, 허브 상단의 프리앰프 추가/변경, 6분력 회전발란스 추가, 구동 모터/트랜스미션 추가 등의 보완 및 성능 개량이 이루어졌다.

GSRTS를 이용한 로터 회전시험을 위해 시험 장치의 전기 액추에이터 stroke calibration, 일팔 피치각 calibration, 각 센서 calibration 등을 수행하였다. 로터 시스템에는 블레이드/허브에 게이지를 하였다. 그림 9는 블레이드 플랩모드, 비틀림모드, 리드래그 모드에 따른 스트레인게이지 부착 위치를 나타내고 있으며, 모든 채널을 풀브릿지로 구성한 블레이드는 그림 10과 같다.

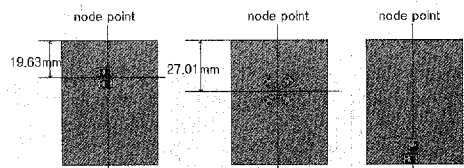


그림 9. Strain gauge Location

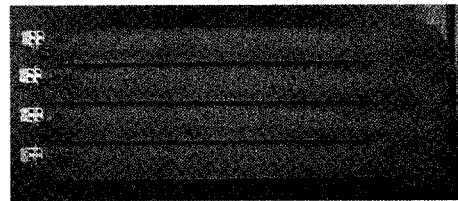


그림 10. Instrumented Blade

회전시험을 위한 데이터 획득 시스템은 NI사의 SCXI와 Multi-function board를 이용하여 구성하였고, 데이터 획득 프로그램 및 데이터 분석 프로그램은 LabVIEW를 이용해 작성하였다. 그림 11은 축소 로터 시험을 위한 컨트롤 시스템과 데이터 획득 시스템의 구성을 나타낸다.

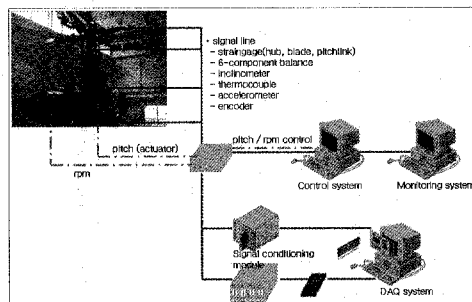


그림 11. Control and DAQ System Configuration

정지비행 시험은 무풍 대기조건 및 동체와 스와시판이 수평인 상태를 적용하여 그림 12(a)와 같이 지상에서 수행하였다. 전진비행시는 그림 12(b)와 같이 KARI의 4×3×10m 중형 아음속풍동에서 수행하였으며 전진비행 동체 기울임각, 풍속 등을 적용하여 시험하였다. 전진비행 시험은 트림은 회전시 블레이드의 모션을 모니터링하여 플랩 모멘트가 최소가 되도록 그림 13과 같이 사이클릭 피치각을 적용하였다. 여기서  $\mu$ 는 전진속도비(Advance Ratio)를 나타낸다.

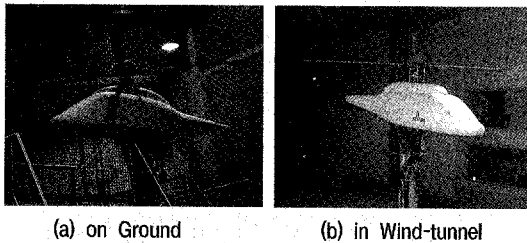


그림 12. GSRTS

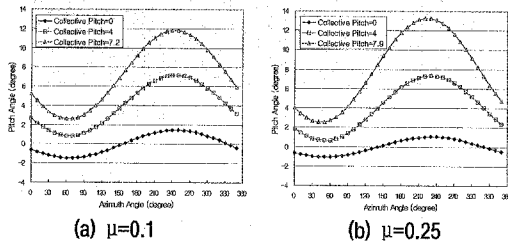


그림 13. Trim Conditions in Forward Flight

### 2.2.1 공력탄성학적 안정성 시험

헬리콥터 로터 시스템의 공력탄성학적 안정성 시험은 회전시 외란에 대해 로터 시스템의 안정성을 측정하는 것이다. 로터 시스템은 블레이드 플랩 모드, 리드래그 모드, 비틀림 모드의 운동에 따라 영향을 받는다. 비틀림모드는 상대적으로 매우 높은 고유진동수와 작은 진폭으로 운동하기 때문에 허브에 주는 영향이 적다. 플랩모드는 1/rev과 유사한 특성으로 항상 존재하지만 허브 무게중심의 면내 변화가 없고, 공기력에 의한 감쇠가 크다. 그러나 리드래그 모드는 각 블레이드의 비대칭 운동을 발생시켜며 이로 인한 허브 무

게 중심 변화는 허브에 불안정한 진동을 야기시킨다. 이러한 불안정한 진동은 특히 soft-in-plane 로터의 경우 지상공진과 같은 심각한 불안정 현상을 발생시킬 수 있다. 또한 리드래그 모드는 공기력에 의한 감쇠가 상대적으로 작기 때문에 공력탄성학적 안정성측면에서는 리드래그 모드가 중요하며, 특히 감쇠비가 안정성을 판단하는 핵심 인자이다. 따라서 로터 시스템의 공력탄성학적 안정성을 판단하기 위해서는 로터 시스템의 리드래그 모드 감쇠비를 측정해야 한다.

로터 시스템의 공력탄성학적 안정성 시험 절차는 다음과 같다. 먼저 벤치 테스트를 통한 블레이드의 무게중심, 극관성 모멘트, 탄성축 위치, 각 방향별 고유진동수 등을 측정한다. 또한 허브에 장착하여 플랩, 래그, 비트림 모드의 비회전 고유 진동수, 강성, 허브의 질량 및 관성 등을 측정 후, 시험 장치의 고유진동수를 확인하여 공진점을 설정한다. 회전시험의 경우 시험장치의 고유진동수와 로터 시스템의 임의의 모드 주파수와 근접할 경우 매우 위험할 수 있으며 목표 회전수까지 도달하기 위해서는 공진점은 급가속하여 회피하여야 한다. 시험장치 calibration을 수행한 후 로터 시스템을 장착하여 tip path를 맞추는 트래킹(tracking)을 수행해야 하며, 목표 회전수까지 도달한 후 가진시험을 실시한다.

가진시험은 블레이드 리드래그 모드를 유발시키기 위해 실시되며, 이를 위해 GSRTS에는 스와시판을 가진할 수 있는 유압가진기가 장착되어 있다. 가진에 의한 스와시판의 수직운동은 블레이드 사이클릭 피치를 변화시켜 플랩운동을 발생시킨다. 충분한 플랩운동이 발생되면 코리올리스 힘에 의해 래그모드가 유발된다. 가진주파수는 progressing과 regressing 리드래그 고유진동수이며, 1차 가진은 해석데이터를 기준으로 실시한다. 이때 측정된 고유진동수로부터 다시 2차 가진을 실시한다.

신호의 측정은 시험조건에 맞는 피치각과 회전수로 GSRTS를 회전시킨 후, 가진하기 전부터 가진후 감쇠응답이 끝날 때까지 블레이드 응답을 측정한다. 이 과정을 회전수와 일괄피치각 및 전진속도비에 따라 반복 수행하며, 저장된 신호로

부터 MBA(Moving Block Analysis)프로그램을 이용하여 고유진동수와 감쇠비를 산출한다.

공력탄성학적 안정성 시험에서는 무힌지 허브 시스템의 유압식 댐퍼와 GSRTS의 6분력 회전발란스를 탈착하고 가진시험을 수행하는 것이 특징이다. 시험 조건은 표 7과 같다.

표 7. Rotating Test Conditions

구 분	진진 비행		
	$\mu=0$	$\mu=0.1$	$\mu=0.25$
회전수 (780rpm기준)	20, 40, 60, 80, 100 % rpm		
collective pitch (deg)	-2, 0, 2, 4, 6		
	8	7.2	7.9
동체 tilt angle (deg)	0	0.84	4.01

### 2.2.2 공력하중 측정 시험

축소 로터의 공기역학적 시험은 블레이드와 로터 시스템 자체의 공기역학적 특성, 로터 시스템과 동체와의 간섭 현상에서 발생하는 연성된(coupled) 공기역학적 특성, 동체 자체의 공기역학적 특성으로 나누어 시험할 수 있다.

전진비행시 공기역학적인 특성 시험 중 대표적인 것은 로터 블레이드 끝단의 압축성 효과에 대한 특성 시험이며, 퇴진 블레이드의 실속 효과나 여러 가지 전진비행을 통해 얻을 수 있는 공기역학적인 특성을 알아보기 위하여 수행되는 시험이다. 전진비행을 모사하기 위해 풍동을 이용하며, 동체 특성을 고찰하기 위해서는 고정축계 발란스를 추가로 설치하여 시험한다. 회전익 분야에서 풍동시험은 로터 성능 측정시험뿐만 아니라 로터에서 발생하는 후류가 헬리콥터 동체에 미치는 영향 시험도 가능한데, 이는 고정축계 발란스를 이용하여 후류가 동체에 미치는 힘의 변화 및 표면의 압력 측정이나 흐름의 가시화로 로터 시스템과 동체 사이에 발생하는 간섭현상을 규명하는 시험이다.

2.1절에서 언급한 바와 같이 본 연구에 사용된 축소 로터 시스템은 동력학적 축소 모델이기 때문에 1910 rpm에서 수행하는 공기역학적 특성

시험은 적절하지 않으나, 금속재 허브와 복합재 허브시스템의 회전시 하중비교를 위해 공력하중 측정시험을 수행하였다. 하중측정 시험은 안정성 시험과는 별도로 수행되었으나 동일한 시험조건(표 7 참조)을 사용하였고, 따라서 780 rpm에서의 공력하중을 측정하였다. 하중 비교를 위한 주요 물리량은 회전발란스에서 측정되는 추력/토오크와 블레이드 스트레인게이지 신호를 이용하여 분석되는 블레이드 각 모드별 굽힘 하중이다. 회전시 안전성을 고려하여 리드래그 방향으로 유압식 댐퍼를 장착하고 동체를 고정하도록 쉘기를 사용하였다.

## 3. 축소 로터 회전시험 결과

### 3.1 안정성 시험 결과

안정성 시험은 비회전시, 정지비행시, 전진비행시로 구분되어 리드래그 감쇠계수를 측정하였다. 가진 시험을 통한 데이터 측정, 저장 및 감쇠비 산출 등 모든 데이터 처리 과정은 LabVIEW를 이용하여 작성한 프로그램을 이용하였다. 신호 저장은 sampling rate 1024 S/s로 15초 동안 저장하여 가진 시작 전부터 가진후 감쇠가 끝나는 신호를 저장하였다. 감쇠비는 MBA 프로그램을 이용하여, 블레이드 및 flexure에 부착된 리드래그 모드 스트레인게이지 신호로부터 산출하였다. 가진이 끝난 시점을 시작점(start point)으로 하여 최대 진폭의 0.2배가 되는 시점을 종료점(end point)으로 감쇠 신호를 설정하였다. 블록 크기 및 iteration 횟수 등은 감쇠 신호의 절반 정도가 되도록 기준으로 하였다.

감쇠비는 산출 방법에 따라 결과 및 산출 오차의 차이가 발생한다. 특히, 회전익 시험의 특성상 저장된 신호에는 타 모드의 주파수와 노이즈가 포함되어 있다. 이에 대한 산출오차를 최소화하기 위해 lowpass filter 20Hz를 적용하였고, 가중함수(weighting function)는 Hanning window를 사용하였다. 블레이드 감쇠비와 flexure의 감쇠비의 평균값을 무힌지 로터 시스템의 감쇠비로 결정하였다.

### 3.1.1 비회전시험 결과

비회전시험은 C-clamp를 이용하여 스와시판을 고정시키고 각 모드별 임팩트를 가한 후 응답을 측정하는 것이다. 비회전시험 결과는 표 8,9와 같다. 비회전시 리드래그 모드 감쇠비는 복합재 허브가 금속재 허브보다 높게 측정되었다. 회전시 감쇠는 구조적 감쇠와 공기력에 의한 감쇠로 이루어진다. 동일한 블레이드를 사용하므로 공기력에 의한 감쇠는 비슷한 수준이라 할 수 있으며 따라서 회전시에도 복합재 허브의 감쇠가 더 크리라 예상할 수 있다.

표 8. Non-Rotating Natural Frequency

구 분	flap (Hz)	lag (Hz)	torsion (Hz)
금속재허브	3.9346	4.8520	76.685
복합재허브	4.4343	5.8023	78.851

표 9. Non-Rotating Damping Ratio

구 분	flap mode damping ratio(%)	lag mode damping ratio(%)
금속재허브	1.7733	1.2755
복합재허브	1.6934	2.3443

### 3.1.2 회전시험 결과

정지비행 조건으로 측정된 각 모드별 고유진동수는 표 10, 그림 14,15와 같다. 회전수별 각 모드의 고유진동수를 도시한 그래프를 Fanplot이라 한다. Fanplot에서 점선은 N/rev을 나타내며 실선은 미국 ART사의 로터 시스템 전용 해석 코드인 FLIGHTLAB 해석 결과[8]이며, 도형으로 표시한 것이 시험 결과이다. 각 모드별 고유진동수는 부착된 블레이드에 따라 미소한 차이가 있기 때문에 각각 평균값을 표시하였다.

각 모드별 고유진동수 측정 결과로 1차 플랩 고유진동수는 1/rev 신호와 근접하여 약간 상위 범위인 1.1Q에 존재하는 것으로 측정되었으며, 1차 리드래그 고유진동수는 0.7Q 정도로 측정되었고 해석결과와 잘 일치함을 알 수 있다. 비틀림

모드는 타모드에 비해 미소 진폭과 고주파로 정확한 예측과 측정이 매우 어렵다. 특히 비틀림과 관계된 FLIGHTLAB 입력값 중 피치링크 강성, 타이바 탄성 등을 정확히 모델링하지 못했고, 블레이드 피치방향 체결유격, 스와시판 베어링 유격 등의 영향으로 해석결과와 측정결과의 차이가 나타났다.

표 10. Rotating Natural Frequency

구 분	Rotor Speed (rpm)	1st Flap (Hz)	1st Lag (Hz)	1st Torsion (Hz)
금속재허브	780	13.363	8.821	80.36
복합재허브	780	14.0597	9.355	90.08

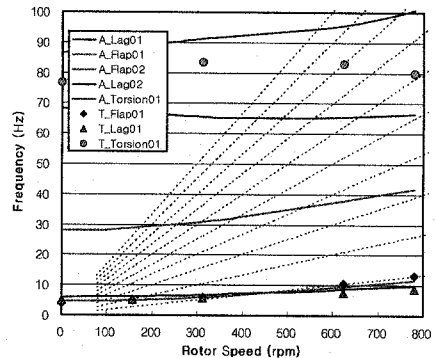


그림 14. Fanplot of Metal Hub System

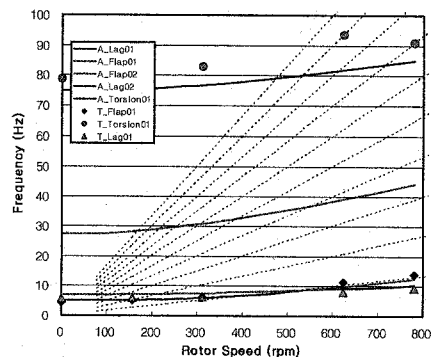


그림 15. Fanplot of Composite Hub System

정지 및 전진비행시 공력탄성학적 안정성 시험으로 리드래그 감쇠비를 측정된 결과는 그림



16,17,18과 같으며 모든 조건에서 일괄피치각이 증가할수록 감쇠비도 증가함을 확인하였다. 이는 로터 시스템의 일반적인 특성이며, 블레이드 피치각이 운용범위를 넘어 실속이 발생될 때까지 리드래그 감쇠비는 증가한다.

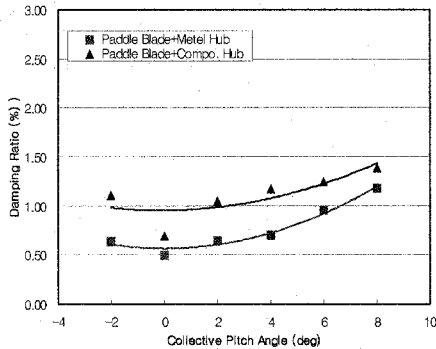


그림 16. Lead-lag Damping Ratio in Hover

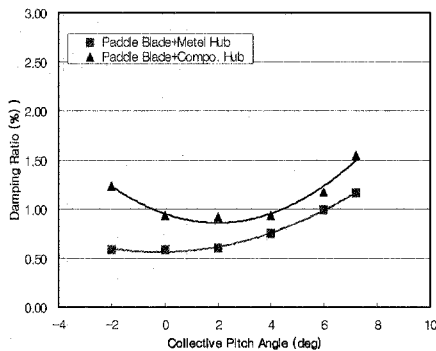


그림 17. Lead-lag Damping Ratio in  $\mu=0.1$

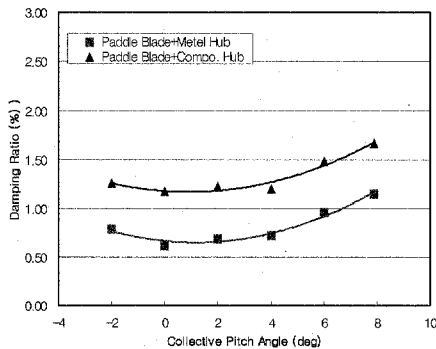


그림 18. Lead-lag Damping Ratio in  $\mu=0.25$

모든 비행 시험 조건에서 복합재 허브의 감쇠비는 금속재 허브보다 약 20% 높게 측정되었는데 이는 비회전시험으로 확인한 리드래그 모드 구조적 감쇠가 더 크기 때문이다. 복합재 flexure의 경우 설계 하중을 위한 강성은 카본과 유리섬유가 감당한다. 그러나 복합재 구조물의 성형 특성상, 제작 강성은 설계 강성과 달라지게 된다(표 3 참조). 특히 레진이 복합재 구조물의 감쇠를 증가시켜주는 역할을 하게 되어 이로서 복합재 flexure의 구조적 감쇠가 큰 것으로 사료된다.

그림 16,17,18에서 전진비가 0, 0.1, 0.25로 증가함에 따라 감쇠비도 증가하였다. 이로서 전진속도가 빨라질수록 공기력에 의한 감쇠가 더 커짐을 알 수 있었다.

### 3.2 하중 측정시험 결과

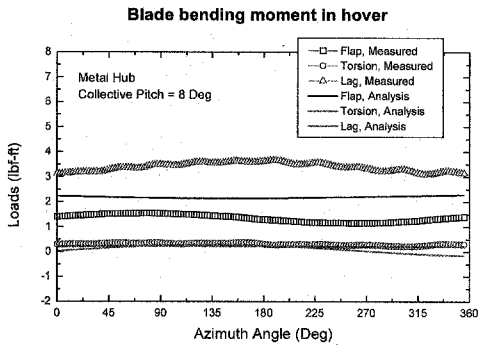
회전발란스를 과도한 진동으로부터 보호하기 위해 공력하중을 측정시험은 가진시험과 별도로 수행하였다. 데이터 측정, 저장 및 averaging 등 모든 데이터 처리 과정은 안정성 시험과 마찬가지로 LabVIEW를 이용하여 작성한 프로그램을 이용하였다.

목표 회전수와 일괄피치각으로 로터 시스템을 회전시킨후 각 조건에 대해 15초간 1024 S/s로 데이터를 저장하였다. 저장된 데이터는 후처리 과정으로 각 모드에 따라 bandpass filter를 적용하였고, 블레이드 하중은 1/rev 신호를 기준으로 ensemble averaging을 수행하였다. 허브의 하중인 추력/토크는 15초간의 신호 평균값으로 결정하였다.

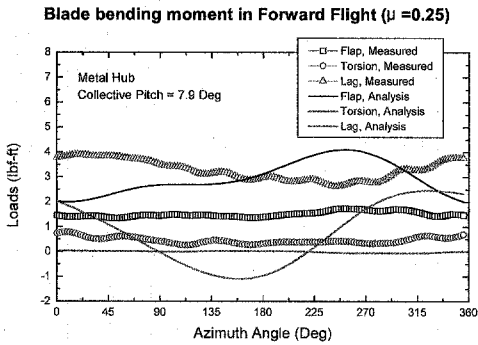
#### 3.2.1 블레이드 하중

780 rpm 회전시 최대 측정 일괄 피치각 조건에서의 방위각별로 그림 19,20에 표시하였다. 측정결과는 해석결과와 어느 정도의 차이를 나타내며 특히 코드방향 굽힘 모멘트의 경우 해석값이 측정값에 비하여 현저히 작은 값을 나타내고 있다. 전진비행 조건에서는 트림 조건으로 측정하였기 때문에 정지비행시의 유사한 수준으로 측정

결과가 나타났다. 측정결과와 해석결과와의 차이의 원인으로서는 제작된 패들형 블레이드와 금속재/복합재 허브시스템의 물성치의 차이, 두 번째로 시험과 해석에서의 하중 측정 위치의 차이를 들 수 있다.

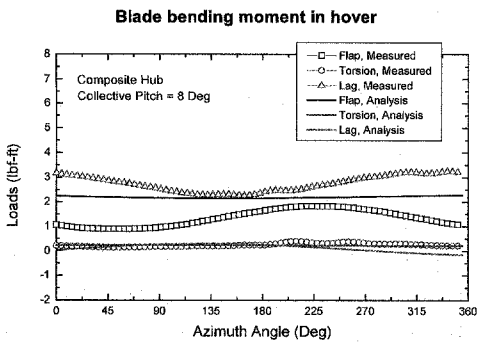


(a) Hover Case



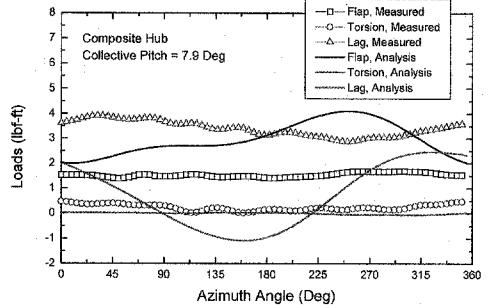
(b) Forward Flight Case ( $\mu = 0.25$ )

그림 19. Blade Bending Moment of Metal Rotor



(a) Hover Case

**Blade bending moment in Forward Flight ( $\mu = 0.25$ )**

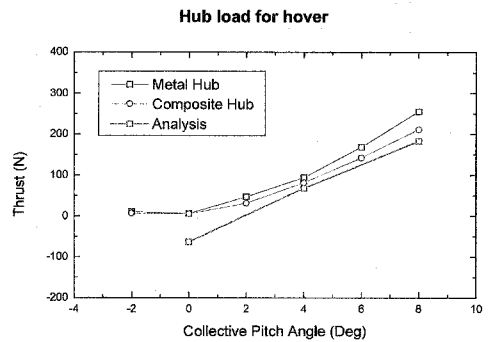


(b) Forward Flight Case ( $\mu = 0.25$ )

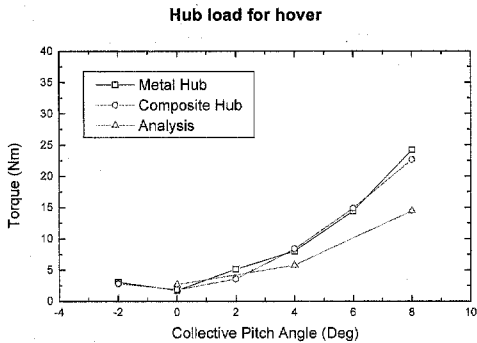
그림 20. Blade Bending Moment of Composite Rotor

### 3.2.2 허브 하중

허브 하중은 780 rpm에서 수행된 결과로, 실제 공기역학적 축소 모델 시험인 1910 rpm에서의 측정결과와는 의미가 다른 것이며, 2.2.2절에서 언급한 바와 같이 각 로터 시스템의 단순 하중비교를 위해 수행한 것이다. 780 rpm 회전시 일괄피치각에 따른 허브 하중을 해석결과와 비교하여 그림 21,22에 표시하였다. 두가지 허브에 대해 추력의 경우 측정과 해석결과가 유사한 경향을 지나 토크의 경우 일괄 피치각이 높아질수록 차이를 보임을 알 수 있다. 해석의 오차는 로터 후류 모델링 및 동역학 모델링의 차이에 따라 발생한 것으로 예상되며, 시험 결과의 오차는 calibration, electric actuator의 비선형 동작 등으로 추정된다.

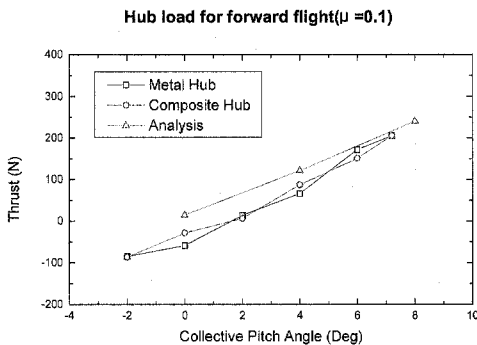


(a) Thrust

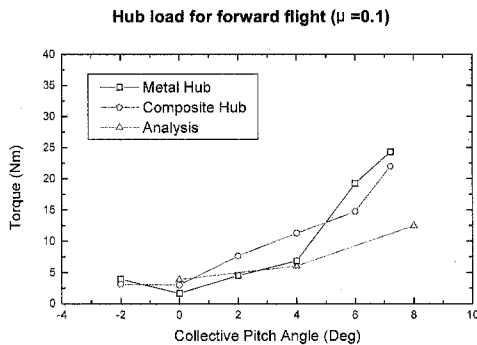


(b) Torque

그림 21. Hub Loads in Hover



(a) Thrust



(b) Torque

 그림 22. Hub Loads in Forward Flight ( $\mu=0.1$ )

#### 4. 결 론

본 연구에서 수행된 축소 힌지없는 허브 시스템

의 회전시험은 금속재와 복합재 flexure의 사용에 대한 안정성 및 성능 비교에 의미가 있으며, 이론적으로는 안정성 및 성능이 동일해야 한다. 그러나 축소 복합재 패들형 블레이드를 장착한 금속재와 복합재 힌지없는 허브 시스템의 공력탄성학적 안정성 시험과 공력 하중 측정시험을 수행한 결과 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

- 1) 측정된 모든 범위의 리드래그 감소비가 양의 값으로 측정되어 힌지없는 허브시스템은 공력탄성학적으로 안정함을 알 수 있었다.
- 2) 일반적으로 리드래그 감소비는 일괄피치각에 따라 증가하다가 실속이 되면 급격히 감소하게 된다. 본 연구 결과에서도 일괄피치각이 증가함에 따라 감소비도 증가하였다. 또한 전진 속도가 빨라질수록 공기력에 의한 감소가 증가하였다.
- 3) 금속재와 복합재 flexure를 교체하여 시험한 결과 복합재 flexure의 감소비가 약 20% 정도 높게 측정되었다.
- 4) 780 rpm에서 수행한 하중측정 시험 및 성능 시험 결과로는 두 허브시스템의 큰 차이가 없었음을 확인하였다.

이러한 결과는 동일한 공력성능의 허브 부품을 복합재로 사용할 경우 경량화 및 안정성 증대를 이룰 수 있음을 확인한 결과가 된다.

본 연구로 수행된 시험기법과 시험결과, 시험장치는 현재 수행중인 "차세대 헬리콥터 로터 시스템 개발" 등과 같은 연구과제와 향후 국내 수행예정인 "한국형 다목적 헬기(KMH) 개발" 등과 같은 국가 헬리콥터 개발사업의 시험평가 분야에도 적용할 예정이다.

#### 참 고 문 헌

1. 주 진, "복합재 무힌지 로우터의 공력탄성학적 안정성에 대한 실험적 연구", 춘계항공우주학회, pp.231-235, 1996.

2. Robert A. Ormiston, "The Challenge of the Damperless Rotor", Proceedings of the 22nd European Rotorcraft Forum, Brighton, England, September, 1996.
3. Anita L. Tracy, Inderjit Chopra, "Aeroelastic Stability Testing and Validation of a Composite Hingeless Rotor in Hover", 37th AIAA/AHS, Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit; Salt Lake City, UT; Apr. 15-17, 1996 pt.4 pp.2447-2458.
4. Chang Heon Han, Chul Yong Yoon, Sung Wook Moon, Chang Sung Lee, Sung Nam Jung, Hae Kyung Lee and Seung Jo Kim, "Experimental and Numerical Investigation on Helicopter Ground Resonance with Composite Flexures", 24th European Rotorcraft Forum, Vol. 2 DY04, Sep., 1998.
5. 한창헌, 윤철용 외, "복합재료 Flexure를 이용한 무힌지 회전익의 공력탄성학적 및 공력기계학적 안정성 향상에 관한 연구", 한국항공우주학회지 1999 제27권 제8호 pp.33 -40 1225-1348 33-40 한국항공우주학회 1999. 12.
6. 김덕관 외, "헬리콥터용 힌지없는 축소 복합재료 허브부품 구조 설계 및 해석", 춘계복합재료학회, 2003.
7. 김덕관 외, "헬리콥터 힌지없는 로우터 시스템용 패들형 축소 복합재료 블레이드 구조 설계 및 제작", 추계복합재료학회, 2002.
8. 김덕관 외, "헬리콥터용 힌지없는 허브시스템의 구조/동역학 특성 연구 및 공탄성 해석", 한국항공우주학회 추계학술대회, 2001.
9. Shen Jinwei, Chopra Inderjit, "Aeroelastic stability of smart trailing-edge flap helicopter rotors", AIAA/AHS/ASC Structures, Structural dynamic, and Materials Conference and Exhibit, 42nd pp.1-11, Seattle, 2001.
10. 김재무, 주진 외, "축소 로우터 시험기술 고도화연구", 한국항공우주연구원, 2001.
11. 주진 외, "헬리콥터용 힌지없는 허브시스템 핵심기술 선행연구", 한국항공우주연구원, 2000.12-2003.8, 최종결과보고서.
12. Raymond W. Prouty, " Helicopter Performance, Stability, and Control", Robert E. K. Publishing Co., 1990.