

헬리콥터용 차세대 블레이드의 공력탄성학적 안정성에 관한 시험적 연구

An Experimental Investigation of the Aeroelastic Stability of Next-generation Blade for Helicopter

송근웅[†] · 김준호* · 김승호* · 이재동** · 이욱***

Keun Woong Song, Joune Ho Kim, Seung Ho Kim, Je Dong Lee and Wook Rhee

(2006년 4월 17일 접수 ; 2006년 7월 8일 심사완료)

Key Words : Helicopter(헬리콥터), Next-generation Blade(차세대 블레이드), Aeroelastic Stability(공력탄성학적 안정성), Flap(플랩), Torsion(비틀림), Lead-lag(리드래그), Damping Ratio(감쇠비), Vibration(진동)

ABSTRACT

This paper describes the aeroelastic stability test of the small-scaled "Next-generation Blade(NRSB)" with NRSH (next-generation hub system) and HCTH hingeless hub system in hover and forward flight conditions. Excitation tests of rotor system installed in GSRTS(general small-scale rotor test system) at KARI(Korea Aerospace Research Institute) were carried out to get lead-lag damping ratio of blades with flexures as hub flexure. MBA(moving block analysis) technique was used for the estimation of lead-lag damping ratio. First, NRSB-1F blades with HCTH hub system, then NRSB-1F with NRSH hub system were tested. Second, NRSB-2F blades with NRSH hub system were tested. Tests were done on the ground and in the wind tunnel according to the test conditions of hover and forward flight, respectively. Non-rotating natural frequencies, non-rotating damping ratios and rotating natural frequencies were showed similar level for each cases. Estimated damping ratios of NRSB-1F, NRSB-2F with HCTH and NRSH were above 0.5 %, and damping ratio increased by collective pitch angle increasement. Furthermore damping ratios of NRSB-2F were higher than damping ratios of NRSB-1F in high pitch angle. It was confirmed that the blade design for noise reduction would give observable improvement in aeroelastic stability compared to paddle blade and NRSB-1F design.

기 호 설 명

$f(t)$ 감쇠 함수

- A $f(t)$ 의 상수
- σ 감쇠 지수, $-\zeta\omega$
- ω 고유진동수, Hz
- τ 임의의 시간, sec
- T 신호의 길이, sec
- ϕ 위상각
- ζ 감쇠비, c/c_c

† 책임저자; 정회원, 한국항공우주연구원
E-mail : skw@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2196, Fax : (042) 860-2009

* 한국항공우주연구원
** 정회원, 과학기술연합대학원대학교
*** 정회원, 충남대학교 항공우주공학과

로터시스템은 헬리콥터의 성능과 동적인 특성을 결정짓는 가장 중요한 부분이다. 헬리콥터용 로터 시스템 개발에 있어 성능 및 안정성 검증은 필수적이며⁽¹⁾ 이에 한국항공우주연구원(이하 KARI)에서는 2000년부터 축소로터 시험장치(이하 GSRTS, general small-scaled rotor test system)를 이용한 헬리콥터용 축소 로터 시스템 회전시험을 수행해 오고 있다.

이 논문은 “차세대 헬리콥터 로터 시스템 개발” 사업의 일환으로 수행된 축소 차세대 로터시스템의 회전시험 중에서 공력탄성학적 안정성 시험에 관한 것이다. 차세대 로터 시스템이란 현재 운용중인 대표적 로터 시스템인 3세대 로터 시스템(예 : Super Lynx의 힌지없는 금속재료 허브 + BERP-III 블레이드)보다 약 10% 성능 향상, 고안정성 및 고수명의 4세대 로터 시스템을 일컫는다. 또한 차세대 복합재료 블레이드(이하 NRSB)는 기존 블레이드보다 10% 성능향상, 10% 진동감소, 착륙접근비행시 3 dB 소음감소(비교대상 : 영국 Westland Super Lynx 헬리콥터 BERP III, 패들형 블레이드) 특성을 갖는 블레이드이다.

NRSB는 동일한 플랜폼에서 에어포일 배치/종류가 다른 두 종류의 블레이드(NRSB-1, NRSB-2)가 설계되었다⁽²⁾. 또한 시험 종류에 따라 블레이드 강성 차이를 두기 위해 프루드(Froude-scale) 모델과 마하(Mach-scale) 모델로 각각 제작하였다. 공력탄성학적 안정성 시험에서는 프루드 축소 모델을 사용한다.

이 논문에서는 개발된 블레이드의 소개와 축소 로터 공력탄성학적 안정성 시험에 대해 기술한 후 시험 결과를 제시하였다. 시험결과는 축소 패들형 블레이드와 NRSB-1F, NRSB-1F와 NRSB-2F를 비교하였다.

2. 차세대 로터 시스템

2.1 차세대 블레이드

패들형 블레이드는 WESTLAND사의 Lynx에 사용하고 있는 블레이드(BERP)를 축소 제작한 것이다. 서론에서 언급한 바와 같이 패들형 블레이드의 성능 개량을 위해 NRSB를 설계하였다. 패들형 블레이드에 반해 NRSB의 외형적 특징은 쌍와류(twin vortex) 생성을 위한 깃 끝 영역에 위치한 kink와

기존 BERP보다 더 커진 비틀림각, 하반각으로 대별된다. 깃 끝 영역에서의 kink는 BVI(blade-vortex interaction) 소음 저감을 위한 vane tip 개념을 응용한 것으로서 블레이드 깃 끝 와류를 동일 강도의 둘 이상의 와류로 나눔으로써 충격하중(impulsive loading)을 줄이기 위한 것이다. 정확하게 같은 강도를 갖는 한 쌍의 와류는 BVI소음을 약 5~9 dB 정도 줄일 수 있다고 알려져 있다. NRSB-1F는 패들형 블레이드와 동일한 에어포일을 사용하였다.

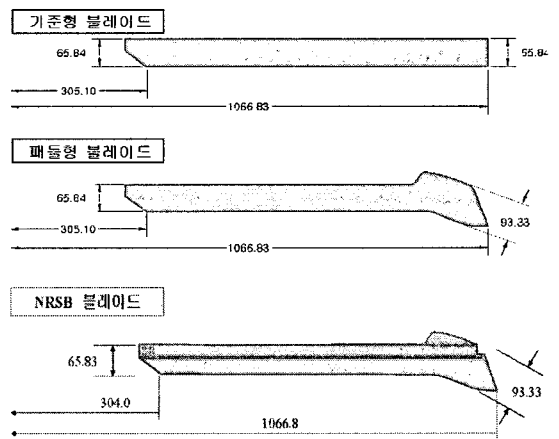
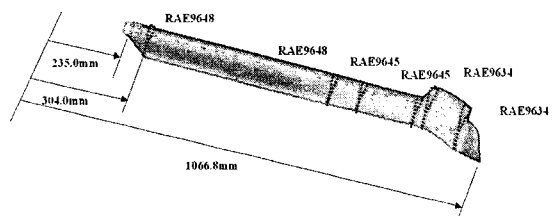
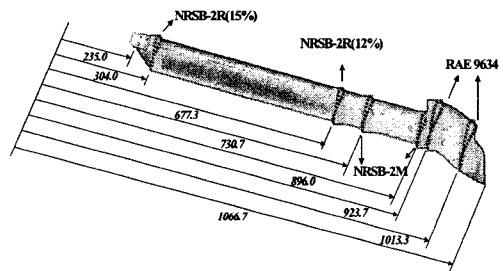


Fig. 1 Blade shape



(a) NRSB-1

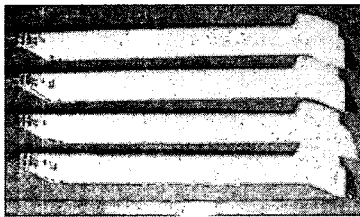


(b) NRSB-2

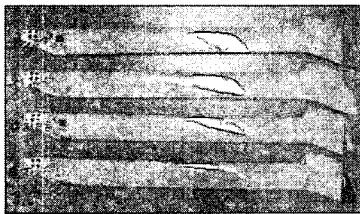
Fig. 2 NRSB airfoil

NRSB-2F는 KARI에서 개발한 에어포일을 사용하며 비틀림각을 더 크게 하였다. 이러한 개념으로부터 공력 성능/소음 해석, 구조/동력학 해석 등을 통해 실물 로터 디자인이 완성되었다. Fig. 1에 기준형 블레이드와 패들형 블레이드, NRSB의 외형을 나타냈다. 그림에서 블레이드 끝단 형상차이를 볼 수 있다. Fig. 2는 사용된 에어포일을 보여주며 제작된 NRSB-1F, 2F를 Fig. 3에 제시하였다.

프루드 축소법으로 제작된 NRSB-F 모델은 Fig. 3과 같다. 제작된 블레이드는 필수적으로 기본물리량 측정을 수행하여야 하며 그 결과는 Table 1에 정



(a) NRSB-1F



(b) NRSB-2F

Fig. 3 Froude-scale NRSB

Table 1 NRSB-1F/2F properties

Properties	NRSB-1F	NRSB-2F
Mass	220.2 g	255 g
Center of gravity	31.3 %c (20.6 mm)	29.9 %c (19.9 mm)
Elastic axis	28.4 %c (18.6 mm)	28.4 %c (18.3 mm)
Flap natural frequency	5.45 Hz	6.86 Hz
Lag natural frequency	21.64 Hz	28.26 Hz
Flap bending stiffness (EI)	12.55 Nm ²	19.84 Nm ²
Chord bending stiffness (EI)	192.77 Nm ²	336.6 Nm ²
Torsion rigidity (GJ)	23.01 Nm ²	28.9 Nm ²

리하였다. 일반적으로 무게중심 및 탄성축은 25 %c(chord/4)에 위치하도록 설계하지만, 축소 모델 제작 특성상 30 %c 근처에 위치하였다. 측정 결과로부터 전체적인 무게 및 강성이 NRSB-2F 모델이 높게 제작되었음을 확인하였다.

2.2 차세대 허브 시스템

세대 로터시스템의 공력탄성학적 안정성 시험은 동일 사업에서 제작된 차세대 허브시스템(이하 NRSH)을 사용하였다. Fig. 4의 NRSH는 무힌지 허브와 무베어링 허브의 중간단계로 원심력과 플랩/래그 하중을 감당하는 복합재 플렉서와 페더링 모션을 담당하는 탄성체 베어링을 사용한 것이 특징이다⁽²⁾. 또한 원 설계에서는 탄성체 댐퍼가 장착되나 실제 시험에서는 허브의 감쇠 효과를 고려하기 위해 댐퍼를 탈착 후 시험하였다. Fig. 5는 무힌지 허브시스템(이하 HCTH)으로 패들형 블레이드와 NRSB-1F를 시험한 허브이다. HCTH는 Lynx의 무힌지 허브 시스템 데이터로부터 유사한 동력학적 특성을 갖도록 제작된 축소 무힌지 허브 시스템이다. 그림에서는 리드 차래그모드 감쇠 증대를 위한 유압식 댐퍼가 장착되어 있다.

Table 2 NRSH flexure properties

Properties	Flexure
Mass	39.3 g
Bending natural frequency	26.45 Hz
Bending Stiffness	7.12 Nm ²

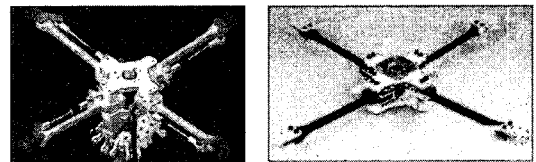


Fig. 4 Froude-scale NRSH

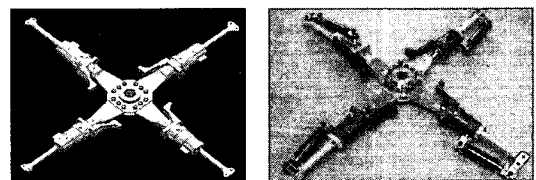


Fig. 5 Metal hingeless hub system (HCTH)

3. 축소 로터 안정성 시험

3.1 시험 기법

헬리콥터 로터 시스템의 공력탄성학적 안정성 시험은 회전 시 외란에 대해 로터 시스템의 안정성을 측정하는 것이다^(5,6). 로터시스템은 블레이드 운동 모드에 따라 영향을 받는다. 비틀림 모드는 상대적으로 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 발생시키며 이로 인한 허브 무게 중심 변화는 허브에 불안정한 진동을 야기한다. 이러한 불안정한 진동은 특히 soft-in-plane 로터의 경우 지상 공진과 같은 심각한 불안정 현상을 발생시킬 수 있

다. 또한 리드래그 모드는 공기력에 의한 감쇠가 상대적으로 작기 때문에 공력탄성학적 안정성측면에서는 리드래그 모드가 중요하게 된다.

로터 시스템 안정성시험을 위해서는 블레이드 리드래그 모드를 유발시켜야 한다. 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. 이때 블레이드와 flexure에 부착된 스트레인게이지로부터 발생된 신호는 허브 상단의 프리앰프에서 적절한 배율로 증폭되며, 증폭된 신호는 회전축을 통해 연결된 80 점점 슬립링으로 전달되어 비회전계로 연결된다. 이후로 A/D 변환된 데이터가 데이터 획득(DAQ) 컴퓨터에 저장되며, 오실로스코프 및 모니터링 콘솔을 통하여 항상 신호를 관찰한다.

이 과정을 회전수와 일괄피치각 및 전진속도비에 따라 반복 수행하며, 저장된 신호로부터 MBA(moving block analysis)프로그램을 이용하여 고유진동수와 감쇠비를 산출한다. 블레이드와 flexure의 운동을 감지하기 위해 부착한 스트레인게이지는 출력을 높이기 위해 모두 풀브릿지(full-bridge)로 구성하였다. 부착위치는 익근으로부터 60mm 위치에 Fig. 6과 같이 정하였으며, 부착 결과는 Fig. 7과 같다. 부착 채널 수는 Table 3에 정리하였다.

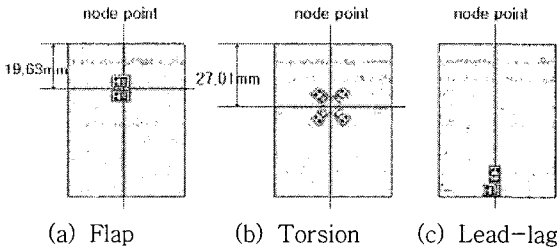


Fig. 6 Strain gauge positions

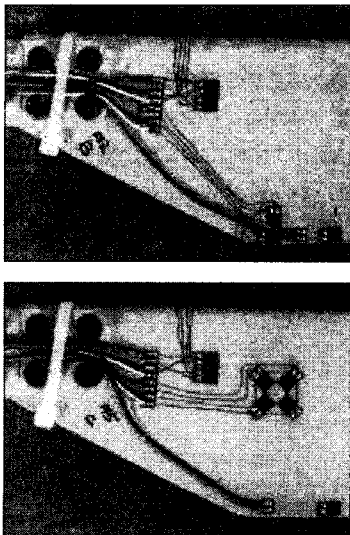


Fig. 7 Strain gauge instrumentations

3.2 데이터 처리 기법

일반적으로 감쇠비를 계산하는 방법으로 진동 신호의 시간 이력을 직접 이용하는 로그감소(logarithmic

Table 3 Number of strain gauge channels

Channels	Flap	Torsion	Lead-lag
Blade	4	2	2
Hub flexure	2	-	2
Amp. gain	250	500	500

decrement)법과 지수함수 또는 다항식을 이용한 커브피팅 등을 이용하는 방법이 있다. 그러나 이러한 방법들은 진동신호가 단일 모드일 경우에는 좋은 결과를 나타내지만, 두 모드 이상이 혼합된 회전익 진동에서는 사용할 수 없다^(11,12). 이에 1970년대부터 주요 헬리콥터 제작업체에서는 로터시스템의 감쇠비를 산출하기 위해 FFT based method를 사용하였다. 그 중 MBAT(moving block analysis technique)는 알고리즘이 단순하며 간단한 기술과 손쉬운 장비구성을 할 수 있기 때문에 회전익기 산업에서 널리 쓰이는 방법이다.

MBAT는 모달 감쇠와 주파수를 순간 신호로부터 분석하는 디지털 신호 처리 방법이다. 감쇠 사인파형 신호의 임의의 순간 응답은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$f(t) = Ae^{\sigma t} \sin(\omega t + \phi) \quad (1)$$

여기서 $\sigma = -\zeta\omega$ 이다. 이 함수를 τ 부터 $\tau+T$ 까지 유한 푸리에 변환(finite Fourier transform)을 구해보면,

$$F(\omega, \tau) = \int_{\tau}^{\tau+T} Ae^{\sigma t} \sin(\omega t + \phi) e^{-i\omega t} dt \quad (2)$$

여기서 함수 $F(\omega, \tau)$ 는 분석되는 주파수 ω 에서 τ 의 함수이다. $\zeta \ll 1$ 에 대해서 자연로그를 취하면 다음 식과 같다.

$$\ln F(\omega, \tau) = -\zeta\omega\tau + \frac{1}{2} \sin 2(\omega\tau + \phi) + cont. \quad (3)$$

위에서 언급한 바와 같이 전체 측정된 신호의 개수를 N 이라 하면, $N_b < N$ 이 되는 블록 크기(block size) N_b 를 선택하여 위의 계산 과정을 반복 수행한다. 점성감쇠에서 $\ln F(\omega, \tau)$ 와 τ 에 대해 그래프를 그리면 기울기가 $-\zeta\omega$ 인 직선과 주파수가 2ω 로 진동하는 신호의 합으로 표현된다. 이것을 다시 최소자승법을 이용한 선형 피팅(linear fitting)을 하면 기울기가 $-\zeta\omega$ 인 직선이 나오는데 이를 고유진동수로 나누면 점성 감쇠비 ζ 가 산출된다.

데이터 측정, 저장 및 감쇠비 산출 등 모든 데이터 처리 과정은 LabVIEW를 이용하여 작성한 프로그램을

을 이용하였다. 신호 저장은 sampling rate 1024 S/s로 15초 동안, 가진시작 전부터 가진후 감쇠가 끝나는 신호를 저장하였다. 감쇠비는 MBA 프로그램을 이용하여 블레이드 및 flexure에 부착된 리드래그 모드 스트레인게이지 신호로부터 산출하였다.

MBAT의 특성상 주관적인 분석 요소(신호 길이, 블록 크기, iteration 횟수 등)에 따라 산출되는 감쇠비의 차이가 발생한다. 이러한 점을 배제할 수 있도록 가진이 끝난 시점을 시작점(start point)으로 하여 최대 진폭의 0.2배가 되는 시점을 종료점(end point)으로 감쇠 신호 길이를 설정하였다. 블록크기 및 iteration 횟수 등은 감쇠 신호의 절반 정도가 되도록 기준으로 하였다. 또한 회전익 시험의 특성상 저장된 신호에는 타 모드의 주파수와 노이즈가 포함되어 있다. 이에 대한 산출에러를 최소화하기 위해 lowpass filter 20 Hz를 적용하였고, 가중함수(weighting function)는 Hanning window를 동일하게 적용하였다. 이와 같은 방법으로 산출된 블레이드 감쇠비와 flexure의 감쇠비의 평균값을 축소 차세대 로터 시스템의 감쇠비로 결정하였다.

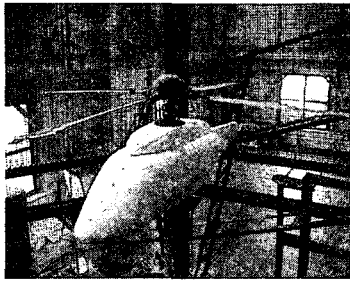
3.3 축소 로터 공력탄성학적 안정성 시험

현재 국내에는 실물크기 로터시스템 회전시험을 수행할 수 있는 설비가 전무하므로, 본 연구원이 보유한 축소 로터 시험장치(GSRTS) 및 풍동 설비를 최대한 활용할 수 있도록 1/6로 축소화시켜 시험모델을 제작하여 시험을 수행하였다. 해석결과와의 비교 및 시험장치 사양을 고려하여 결정된 축소 로터 시험 조건은 Table 4와 같다.

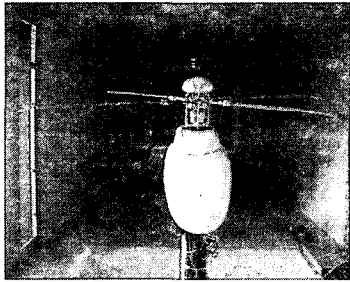
정지 비행시는 무풍 대기조건 및 동체와 스와시판이 수평인 상태를 적용하여 Fig. 8(a)와 같이 지상에서 수행하였다. 전진비행시는 Fig. 8(b)와 같이 KARI의 4×3×10 m 중형 아음속풍동에서 수행하

Table 4 Rotating test conditions

Test condition	Forward flight		
	Hover $\mu=0$	$\mu=0.1$	$\mu=0.25$
Rotating speed (780 rpm)	20, 40, 60, 80, 100 % rpm		
Collective pitch angle (deg)	-2, 0, 2, 4, 6		
	8	7.2	7.9
Fuselage tilt angle (deg)	0	0.84	4.01

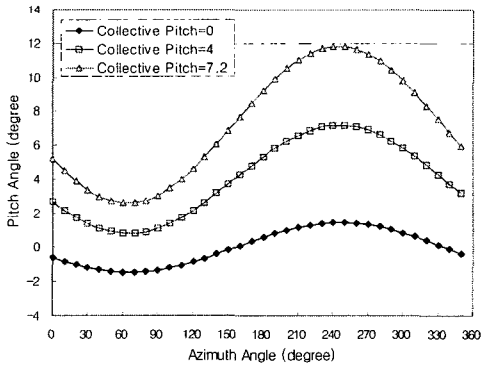


(a) On ground

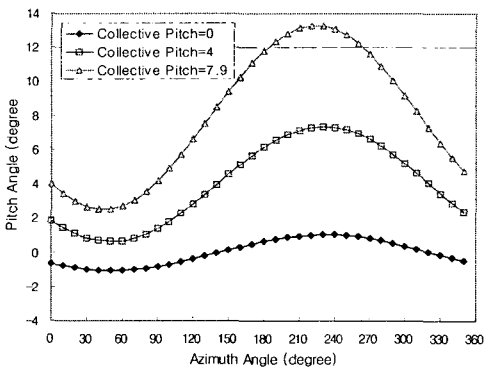


(b) In wind-tunnel

Fig. 8 GSRTS



(a) Advanced ratio=0.1



(b) Advanced ratio=0.25

Fig. 9 Trim conditions in forward flight

였으며 전진비행 동체 기울임각, 풍속 등을 적용하여 시험하였다.

전진 비행시 트림값은 해석결과와 실체가 다르게 된다. 특히, 전진비행 조건 시험시 풍속이 올라갈수록 로터 회전면이 기울어지게 되는데 이는 자칫 위험한 상황을 야기할 수 있다. 이 시험에서는 회전시 블레이드 스트레인게이지 신호를 모니터링하여 플랩 모멘트가 최소가 되도록 Fig. 9와 같이 사이클릭 피치각을 적용하였다. 이것은 해석 결과가 아닌 실제 시험에서 적용된 값들이다. 전진비행 시험시 진동 등의 발생으로 안전을 위해 제한적인 가진시험을 수행하였다.

공력탄성학적 안정성 시험에 사용한 최종 가진주파수는 각 로터시스템의 리드래그 고유진동수를 고려하여 다음과 같이 결정하였다.

- NRSB-1F : 5.64 Hz
- NRSB-2F : 5.80 Hz

3.4 시험 결과 및 분석

시험결과는 HCTH에 패들형 블레이드와 NRSB-1F를 장착한 결과를 비교하였고, NRSH에 NRSB-1F와 2F를 장착한 결과를 각각 비교하였다.

비회전 시험으로 측정된 블레이드 모드별 고유진동수와 감쇠비는 Table 5와 같다. 비회전시험 결과는 로터 시스템의 구조적 고유진동수와 감쇠비가 된다. 측정결과에서 NRSB-1F와 NRSB-2F의 리드래그 감쇠비는 유사한 수준으로 확인되었다.

축소 로터 공력탄성학적 안정성 시험으로 먼저 회전시 고유진동수를 측정하였다. Fig. 8에서 실선은 FLIGHTLAB으로 해석된 결과이며, 도형표시는 측정된 고유진동수이다. Table 6은 각각의 고유진동수 측정결과를 표로 정리한 것이다. Fig. 10(a)는 NRSB-1F를 HCTH에 장착한 결과로 가장 아래 있는 것이 리드래그 모드이며, 해석보다 약간 낮게 측정되었다.

Table 5 Non-rotating test results

Blade	Flap		Lead-lag		Torsion
	Natural Freq (Hz)	Damping ratio (%)	Natural Freq (Hz)	Damping ratio (%)	Natural Freq (Hz)
1F	3.7641	1.994	5.0232	2.0265	86.314
2F	3.738	2.0402	4.6449	2.0235	88.861

Fig. 10(b)에서는 NRSB-1F를 NRSH에 장착한 결과로 해석보다 높게 측정된 것을 볼 수 있다. 그러나 Table 6에서 NRSB-1F의 라드래그 고유진동수를 보면 HCTH보다 NRSH의 경우가 더 낮음을 알 수 있다. 이는 로터시스템의 라드래그 고유진동수를 결정짓는데 중요한 인자인 허브플렉서의 형상 및 길이와 강성이 다르기 때문이다. 회전시 각 모드별 고유진동수에서는 대체적으로 해석결과와 잘 일치하나

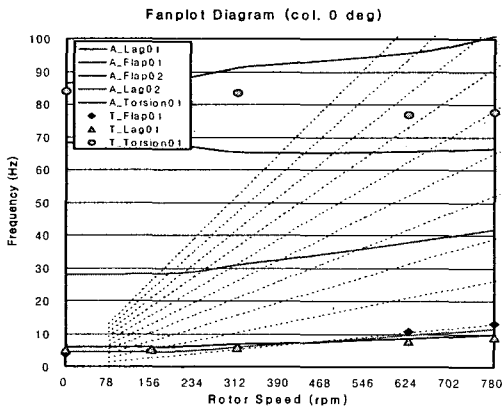
토션모드가 해석결과와 차이가 나는 것을 확인할 수 있다. 일반적으로 블레이드의 토션 모드는 회전수의 5~7배의 진동수를 가져 해석과 측정이 매우 어려운 것으로 알려져 있다. 이 연구에서도 GSRTS 스와시 플레이트의 베어링 유격 및 허브 페더링 베어링의 유격의 영향으로 피치링크가 정확히 고정되지 않은 영향으로 토션 모드의 회전시 고유진동수가 정확히 측정되지 못하였다.

시험시 사용된 회전수는 780 rpm(13 Hz)이며, 모든 경우에 대해 soft-in-plane 로터시스템의 특성으로 라드래그 고유진동수가 0.54 Ω ~ 0.67 Ω로 나타났다.

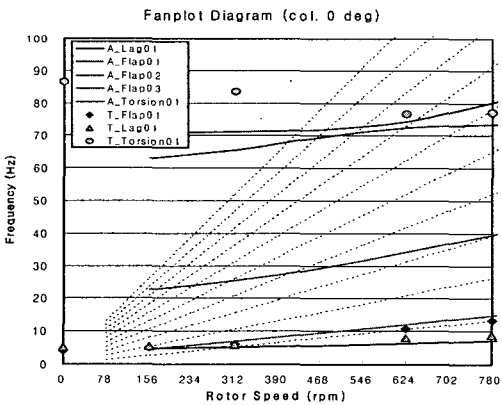
축소 차세대 블레이드의 공력탄성학적 안정성 시험중 시험조건별 감쇠비 측정 결과는 Fig. 11 ~ 13에서 볼 수 있다. 회전시 고유진동수와 마찬가지로 각 허브에 장착된 블레이드별로 비교하였다. HCTH는 측정된 모든 조건에서 감쇠비가 0.5% 이상이었고, NRSH의 경우는 감쇠비가 1% 이상으로 측정되어 HCTH보다 공력탄성학적 안정성 측면에서 더 좋은 허브시스템임을 확인하였다. 또한 각 결과에서 블레이드 일괄피치각이 증가할수록 감쇠비가 더 커짐을 확인하였다.

이는 블레이드 받음각이 커짐에 따라 공기력에 의한 감쇠효과가 증가하기 때문이다. 앞에서 언급한 바와 같이 패들형 블레이드와 NRSB-1F는 동일한 에어포일을 사용한 블레이드이며, 끝단 형상을 개량한 것이다. 따라서 형상이 거의 비슷한 관계로 감쇠비 측정결과에서도 유사한 경향을 볼 수 있다. Fig 11(b)~13(b)에서 각 조건별로 NRSB-1F와 NRSB-2F의 감쇠비를 살펴보면 감쇠비가 가장 낮은 지점이 다른 것을 볼 수 있다. 이는 블레이드 설계상 비틀림 분포가 다르기 때문이며 75%R 기준으로 NRSB-1F는 -2도, NRSB-2F는 -3.3도로 설계되었다. 낮은 피치영역에서는 NRSB-1이 높은 감쇠비를 나타냈으며, 높은 피치 영역에서는 NRSB-2가 높은 감쇠비를 나타냈다. 실제 헬리콥터 운영 시에는 음의 일괄피치각은 사용하지 않으므로 안정성 측면에서는 NRSB-2가 더 좋은 블레이드임을 확인하였다.

4. 결론



(a) HCTH

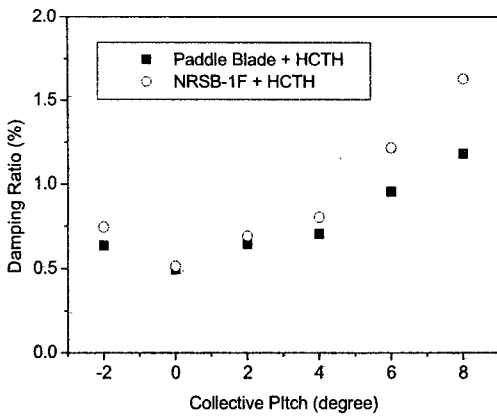


(b) NRSH

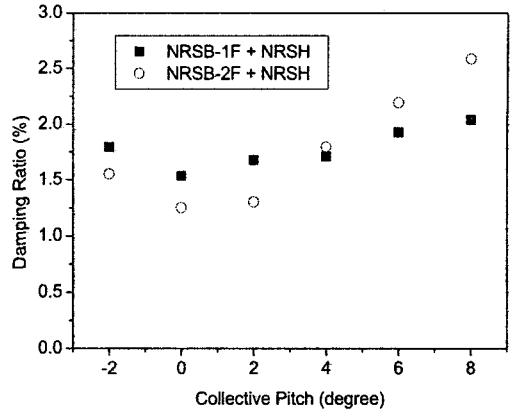
Fig. 10 Lead-lag damping ratio in hover condition

Table 6 Rotating natural frequency

Blade	Hub	Flap	Lead-lag	Torsion
Paddle blade	HCTH	1.022 Ω	0.675 Ω	6.1 Ω
		1.01 Ω	0.69 Ω	5.9 Ω
NRSB-1F	NRSH	1.014 Ω	0.674 Ω	5.97 Ω
		1.01 Ω	0.543 Ω	5.71 Ω

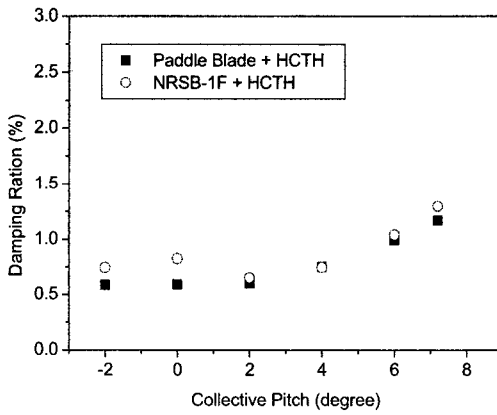


(a) HCTH

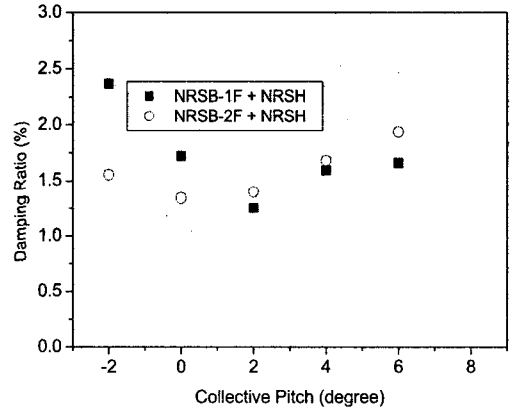


(b) NRSH

Fig. 11 Lead-lag damping ratio in hover condition

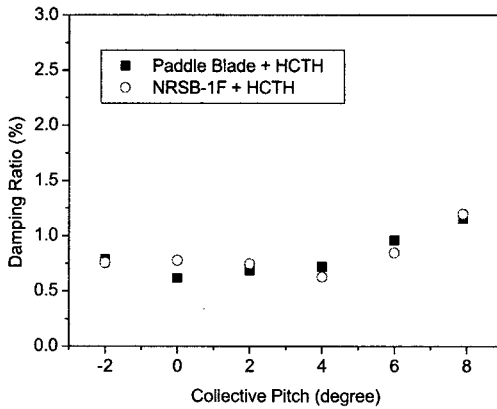


(a) HCTH

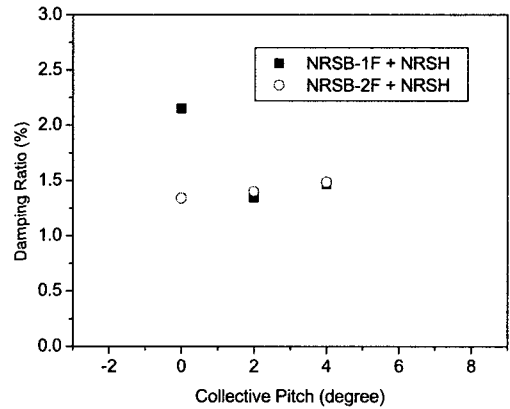


(b) NRSH

Fig. 12 Lead-lag damping ratio in forward flight condition ($\mu=0.1$)



(a) HCTH



(b) NRSH

Fig. 13 Lead-lag damping ratio in forward flight condition ($\mu=0.25$)

헬리콥터 로터시스템 개발에서 성능 및 안정성 검증은 필수적인 절차다. KARI에서는 기존 패들형(BERP) 블레이드보다 성능 및 소음 특성을 향상시키도록 차세대 블레이드를 설계하였고, 제작된 NRSB에 대한 공력탄성학적 안정성 시험을 수행하였다. 시험 모델은 프루드 축소를 적용하여 복합재로 제작하였으며, NRSB-1F와 NRSB-2F를 NRSH에 장착한 시험결과를 무한지 로터시스템 시험 결과와 비교하였다.

780rpm에서 공력탄성학적 안정성 시험을 수행한 결과 측정된 모든 범위의 리드래그 감쇠비수가 양의 값으로 측정되어 NRSB가 장착된 차세대 로터시스템은 공력탄성학적으로 안정함을 알 수 있었다. 또한 일괄피치각이 증가할수록 NRSB-2의 리드래그 감쇠비가 NRSB-1보다 높게 측정되었는데 이로써 블레이드 성능향상을 위한 개선된 설계가 안정성에서도 좋은 효과가 있었음을 확인하였다.

이 연구로 수행된 시험기법과 시험장치 및 결과는 현재 수행중인 “무인기 성능향상 핵심기술 연구” 사업 등에 적용중이며, 향후 국가 헬리콥터 개발사업의 로터시스템 시험평가 분야에도 적용할 예정이다.

후 기

이 논문은 산자부에서 지원한 민군겸용기술개발사업 ‘차세대 헬리콥터 로터 시스템 개발’ 과제 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

(1) Joo, J., Kim, J. H. and Kim, D. K., 2000, “The Study on the Small-scaled Rotor System Testing Technology Using KARI GSRTS”, Proceedings of the KSAS Spring Annual Meeting.
 (2) Joo, J., etc., 2002 ~ 2005, “Development of the Next Generation Helicopter Rotor System(I) (II) (III) (IV)”, KARI Research Report.
 (3) Anita, L. Tracy, Inderjit Chopra, 1996, “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, pt.4 pp. 2447 ~ 2458.

(4) Han, C. H., Yun, C. Y. and Kim, S. J., 1999, “Improvement of Aeroelastic and Aeromechanical Stabilities of Hingeless Helicopter rotor Blade with Composite Flexures”, KSAS, Vol. 27, No. 8, pp. 33 ~ 40.

(5) Song, K. W., Kim, J. H., Kim, D. K. and Joo, J., 2003, “The Vibration Characteristic and Fatigue Life Estimation of a Small-scaled Hingeless Hub System with Composite Rectangular Blades”, Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, pp. 310 ~ 315.

(6) Song, K. W., Kim, J. H., Kim, D. K., Rhee, W., 2004, “An Experimental Investigation of the Aeroelastic Stability of a Small-scaled Next-generation Blade(NRSB-1)”, Proceedings of the KSAS Annual Spring Conference, pp. 402 ~ 405.

(7) Song, K. W., Kim, J. H., Kim, D. K., Rhee, W., 2005, “An Experimental Study of Aeroelastic Stability of Hingeless Hub System with Metal and Composite Hub Flexure”, KSAS Vol. 33, No. 2, pp. 98 ~ 105.

(8) William T. Thomson, Marie Dillon, 1993, “Theory of Vibration with Applications”, Prentice-Hall International Inc.

(9) Raymond W. Prouty, 1990, “Helicopter Performance Stability and Control” .

(10) Bousman, W. G. and Winkler, D. J., 1981, “Application of the Moving-block Analysis”, 22nd AIAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, April 6~8, Atlanta, GA. AIAA Paper No. 81-0653. Vol. CP812. pp. 755 ~ 763.

(11) Frederick A. Tasker, Inderjit Chopra, 1990, “Nonlinear Damping Estimation from Rotor Stability Data Using Time and Frequency Domain Techniques”, Journal of the American Helicopter Society, January, pp. 39 ~ 50.

(12) Lee, K. H., Yoon, K. H., Song, K. N., 2006, “Experimental Study on the Damping Estimation of the 5×5 Partial Fuel Assembly”, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 16, No. 2, pp. 163 ~ 168.