

축소형 무힌지 로터 시험에 관한 연구[§]

김준호^{*†} · 송근웅^{*} · 주진^{*} · 석진영^{**}

^{*} 한국항공우주연구원, ^{**} 충남대학교 항공우주공학과

A Study on Experimental Test of a Small Scale Hingeless Rotor

Joune Ho Kim^{*†}, Keun Woong Song^{*}, Gene Joo^{*} and Jin Young Suk^{**}

^{*} Korea Aerospace Research Institute,

^{**} School of Aerospace Engineering, ChungNam Nat'l Univ.

(Received May 25, 2011; Revised October 3, 2011; Accepted October 5, 2011)

Key Words : Helicopter(헬리콥터), Similarity(상사성), Scale(스케일), Hingeless(무힌지), Rotor(로터), Wind-Tunnel Test(풍동시험)

초록: 축소화된 사각형 및 패들형 블레이드, 금속재 및 복합재 허브와 같은 물리적인 축소형 형상의 변화에 따른 실물크기 무힌지 로터의 하중특성에 대하여 연구하였다. 이를 위하여 축소형 로터 모델을 활용한 정적시험, 지상 및 풍동시험을 수행하였다. 정적시험은 구조강성 및 관성특성, 고유진동수 및 감쇄율을 확인하기 위해 수행하였으며, 지상 및 풍동시험은 정지 및 전진 비행조건에서 안정성 및 공력특성을 확인하기 위해 수행하였다. 시험결과에 따르면, 동일한 조건에서 축소형 복합재 허브와 패들형 블레이드를 결합한 경우가 수직하중이 더 높았다. 축소형 복합재 허브와 패들형 블레이드가 결합된 형태가 금속재 허브의 결합된 형태보다 패들형 블레이드의 운동을 더 유연하게 구속하고 있음을 확인할 수 있었다.

Abstract: It is possible to study the load characteristics of full-scale hingeless rotor with the changing of physical small-scaled configurations such as rectangular and paddle blades, and metal and composite hubs. In this study, a static test, and a ground and wind-tunnel test were carried out using small-scale rotor models. The static test was carried out to confirm structural stiffness, characteristics of inertia, natural frequency, and damping ratio of rotors, and the ground and wind-tunnel test was carried out to confirm the stability and aerodynamic characteristics under hovering and forward flight conditions. According to the test results, the vertical load in the case of a combination of a small composite hub with paddle blades was higher than that in the case of a metal hub with paddle blades at same condition. Further, it was confirmed that the restraint of the combination of composite hub can be more flexible than the metal hub for the motion of paddle blades.

1. 서론

고정의 항공기에 비해 헬리콥터는 수직이착륙이 가능하다는 뚜렷한 장점을 가지고 있어 인원 및 화물수송, 탐색 및 구조, 감시 및 경찰, 산불진화 등 다양한 임무를 수행하고 있다. 헬리콥터는 조종사의 탑승 유무, 운용 임무 등에 따라 유인 헬리콥터와 무인 헬리콥터로 분류할 수 있다. 무인 헬리콥터는 유인 헬리콥터로 수행하기에는 어렵고,

위험한 3D(Dangerous, Difficult, Dirty) 임무에 많이 활용되고 있다. 유인 헬리콥터는 최소한 조종사가 탑승 가능한 크기를 가져야 하나, 무인 헬리콥터는 크기에 제한적이지 않다고 할 수 있다. 일반적으로, 유인 헬리콥터와 같은 크기의 헬리콥터를 실물크기 헬리콥터, 이보다 물리적 크기가 작은 무인 헬리콥터를 축소형 헬리콥터라고 부른다.

최근에는 초소형 MAV(Micro Aerial Vehicle), 취미용 RC(Remote Control) 크기의 UAV(Unmanned Aerial Vehicle)로부터 실물크기 유인 헬리콥터를 무인화 한 무인 헬리콥터까지 다양한 크기의 무인기가 개발되고 있다. 더불어, 헬리콥터가 수행하는 임무도 많아졌고, 다양한 용도에 따라 개발되

[§] 이 논문은 2011년도 대한기계학회 동역학 및 제어부 문 춘계학술대회(2011.5.25-27, BEXCO) 발표논문임

[†] Corresponding Author, jsuk@cnu.ac.kr

© 2011 The Korean Society of Mechanical Engineers

고 있다.

그러나, 헬리콥터의 개발은 높은 기술적 난이도와 비용적 위험성을 가지고 있다. 그래서, 최근 컴퓨터를 활용한 모델링과 시뮬레이션, 축소형 모델시험 등 다양한 방법들이 개발 위험성을 줄이는데 많이 활용되고 있다. 기존에 운용 중인 헬리콥터 개발 기술들은 유인 및 무인 헬리콥터의 재창조에 활용이 가능하다. 특히, 실물크기 유인 헬리콥터보다 크기가 작은 무인 헬리콥터의 개발에도 충분히 적용 가능하다. Mettler B.⁽⁸⁾는 그의 저서에서 헬리콥터 축소화 기법은 서로 다른 크기의 헬리콥터에 대한 성능과 동역학적 특성을 비교하기 위한 좋은 방법이 될 수 있음을 보여주었다.

Jouannet C. 등⁽⁷⁾의 논문을 보면, 축소화 모델을 실물크기 항공기 개발에 적용한 최근 사례로 미국의 NASA 에서 개발을 지원한 McDonnell Douglas X-36, Rockwell HiMAT, Saab UCAV, NASA X-43A-LS, Gulfstream Quiet Supersonic Jet 등을 언급하였다. 다양한 형상의 항공기에 대해 축소된 모델을 이용한 기술 검증의 사례들이라고 할 수 있다. 또한, 초경량 제트기(VLJ : Very Light Jet Airplane) 개발을 위해 동역학적 축소된 기술 시험기를 개념설계로부터 실제 비행시험까지 활용하고 있음을 설명하였다. 이러한 축소화 개념을 헬리콥터 개발에 활용하기 위한 선결조건으로 축소형 모델과 실물크기 헬리콥터의 상사성 조건을 만족시켜야 한다. 우선, 기본적인 요건으로 받음각의 상사성과 같은 기하학적 형상에 대한 상사성을 만족해야 한다. 또한, 레이놀즈 수, 프라우드 수, 압축성 흐름 조건에서의 마하 수 조건들과 같은 축소화 조건들을 만족시켜야 한다. 축소된 모델이 이러한 조건들을 모두 만족한다면, 축소에 따른 동역학적 특성의 응답이 동일해야 한다는 것을 의미한다.

이미 잘 알려진 축소화 기법에는 프라우드 축소, 마하 축소의 두 가지가 있다. 마하 축소는 구조동역학적 거동과 공기역학적 거동 모두 상사되도록 깃끝 마하 수를 일치시키고, 공기의 압축성 효과를 고려하는 축소화 기법이다. 프라우드 축소는 압축성 효과가 무시되고, 동역학적 상사성을 유지하면서, 동역학적 특성을 고려하는 축소화 기법이다.

본 논문은 실물크기 금속재 무한지 허브를 대체할 수 있는 고성능, 경량의 복합재 무한지 허브 개발 가능성을 확인하고, 이를 통해 무한지 로터 시스템의 체계적인 개발 기술 정립을 목적으로 수행한 선행적인 성격의 연구개발 결과의 일부이다.

축소형 무한지 로터 설계 및 시험 과정에 축소화 (Small-scaled) 기법을 연구하여 적용하였으며, 실물크기 무한지 로터를 1/6 크기로 축소화한 금속재 (Metal) 및 복합재(Composite) 무한지 허브와 사각형(Rectangular Type Blade) 및 패들형 블레이드 (Paddle Type Blades)를 제작, 시험함으로써 축소화 기법의 효용성을 확인하였다. 또한, 비행 조건별 지상 및 풍동 시험결과를 통해 축소형 복합재 무한지 허브와 패들형 블레이드를 결합한 축소형 무한지 로터의 하중특성이 금속재 무한지 로터보다 향상된 결과를 확인하였다.

2. 축소화 기법

2.1 축소화 기법

헬리콥터의 양력과 추력을 담당하는 로터는 중요한 구성품 중의 하나이다. 대부분 헬리콥터의 비행성능과 동역학적 특성 또한 로터를 통해 결정된다고 해도 과언이 아니다. Hunt G.K.⁽⁶⁾가 헬리콥터 로터에 대하여 제안한 축소화 기법으로, 열적 효과가 영향을 미치지 않는다고 가정하고, 공력탄성학적 축소형 로터 모델의 동역학적 상사성을 만족시키기 위해 필요한 축소화 조건을 소개한다.

Table 1 Independent Variables for the motion of helicopter rotor⁽⁶⁾

Variables	Symbol	Units	Dimensions		
			M	L	T
Angular Velocity	Ω	1/sec			-1
Density of fluid	ρ	lb/ft ³	1	-3	
Viscosity of fluid	μ	lb/ft _{sec}	1	-1	-1
Fluid Velocity	V	ft/sec		1	-1
Velocity of sound	a	ft/sec		1	-1
Characteristic length	l	ft		1	
Mean structural density	σ	lb/ft ³	1	-3	
Mean modulus of elasticity	E	lb/ft _{sec} ²	1	-1	-2
Acceleration due to gravity	g	ft/ft _{sec} ²		1	-2

Table 1 은 헬리콥터 로터 블레이드의 운동에 지배적인 영향을 주는 9 개의 독립변수들과 단위, 차원을 나타낸 것이다. 서로 다른 크기를 가지는 헬리콥터에 대한 상대적인 물리적 형상을 비교할 때 통상 차원해석을 수행한다. 물리적 형상을 가지는 모든 시스템은 길이(L), 질량(M), 시간(T)의 단위로 표현할 수 있으며, 물리적 형상의 차이를 이용하여 기하학적인 차이점을 설명할 수 있다. 독립변수들은 차원해석을 통해서 헬리콥터의 동역학적 특성에 영향을 미치는 6 개의 무차원화 변수들로 재구성할 수 있으며, 실물크기 헬리콥터 로터와 동역학적 유사성을 가지는 모델 로터를 축소화하는 조건들로서 활용된다.

2.2 축소화 조건

Hunt G.K.⁽⁶⁾는 그의 논문에서 동역학적 유사성을 유지하기 위한 6 개의 중요한 무차원화 변수로서 축소화 조건을 제안하였고, 이런 조건들은 서로 독립적인 관계를 가지기도 하며, 상호 보완적인 관계를 가지고 있다고 하였다. 레이놀즈 수, 프라우드 수, 마하 수 등은 정상상태(정적) 혹은 동역학적 시험 조건들에 있어 관련된 변수들이다. 또한, Wolowicz C. 등⁽¹⁰⁾의 논문에는 축소화 조건들에 대한 보다 상세한 설명과, 축소된 모델의 시험에 적용한 내용들을 기술하고 있다.

2.2.1 전진비 조건

첫 번째 축소화 조건으로 무차원화 변수인 전진비(Advance Ratio)는 로터 깃끝 속도와 전진속도의 비율로서 다음과 같이 표현된다. {Advance Ratio = constant *(Inflow Velocity / Rotational Velocity)}

$$Advance\ Ratio = \frac{v}{\Omega l} \quad (1)$$

V는 로터 중심에 상대적인 비균일한 공기의 속도이고, l은 특성 길이(로터 반경)를 뜻한다. 만약 축소된 모델의 로터와 비균일 공기 사이의 상대적인 운동이 실물크기 로터와 대응한 속도가 유사성을 가진다면, 양쪽의 로터는 동일한 전진비에서 운용되어야 한다.

2.2.2 밀도비 조건

두 번째 축소화 조건으로 무차원화 변수 밀도비 조건을 만족해야 한다. 공기 밀도와 비행체 구조 밀도 비율 Dr로서 다음과 같이 표현된다.

$$Dr = \frac{\rho}{\sigma} \quad (2)$$

여기서 ρ는 공기 밀도, σ는 비행체의 구조밀도를 나타낸다. 주어진 전진비 조건에 대해 로터 표면에 형성되는 정상 압력 분포와 관계된 공기역학적 관성력은 밀도에 비례한다. 또한 질량 분포에 기인한 로터 관성력은 비행체 구조밀도에 비례한다. {Dr = constant *(Aerodynamic Inertia force / Rotor inertia force)} 축소화된 로터에 대한 공기밀도와 구조밀도 비율이 실물크기 로터에 대응하는 요소에 대한 비율과 같다면, 양쪽 로터는 동일한 밀도비에서 운용되어야 한다.

2.2.3 탄성/관성비 조건

다음 축소화 조건은 무차원 탄성/관성력 조건으로, 로터의 굽힘 모멘트에 기인한 탄성력과 로터의 원심력과 진동으로 인한 힘으로 구성된 관성력의 비율로 다음과 같이 표현된다. {Elasticity/Inertia Ratio = constant *(Elastic force / Aerodynamic inertia force)}

$$EI = \frac{E}{\rho V^2} \quad (3)$$

여기서, E는 탄성 모듈러스를 의미하고, ρV²은 관성력에 비례한 값을 의미한다. 상기 수식은 다음과 같이 양변에 관성 모멘트(I)에 비례하는 값 l⁴을 곱하면, 수식 (4)와 같이 탄성력과 관성력에 비례함을 알 수 있다.

$$\frac{E}{\rho V^2} = \frac{E}{\rho V^2} * \frac{l^4}{l^4} = \frac{El^4/l^2}{\rho V^2 l^2} \quad (4)$$

로터의 구조 동역학적 응답특성의 유사성을 유지하기 위해서는 축소된 모델의 로터와 실물크기 로터의 탄성력과 관성력의 비율은 동일해야 한다.

2.2.4 레이놀즈 수 조건

다음은 레이놀즈 수 조건을 만족해야 한다. 이를 수식으로 표현하면 다음과 같다. {Re = constant *(Aerodynamic inertia force / Viscous force)}

$$Re = \frac{\rho V l}{\nu} * \frac{V l}{V l} = \frac{\rho V^2 l^2}{\nu l \nu} \quad (5)$$

즉, 로터 표면에 형성되는 정상 압력의 분포와 관계되어 로터에 작용하는 공기역학적 관성력은 ρV²l²에 비례한다. ν는 점성계수를 뜻한다. 로터 표면에 걸친 점성 스트레스 분포에 기인한 공기역학적 마찰력은 Vlv에 비례한다. 그러므로, 만약 축소된 모델 로터에 대한 두 종류의 공기역학적 힘 사이의 비율이 실물크기 로터에 대응하는 요소에 대한 비율과 같다면, 양쪽 로터는 동일한 레이

놀즈 수에서 운용되어야 한다.

2.2.5 마하 수 조건

다섯 번째 축소화 조건으로 마하 수 조건은 공기 유동속도 또는 비행체 속도(V)와 음속(a)의 비율에 대한 조건으로 다음과 같은 수식으로 표현할 수 있다. {Mach No = constant *(Vehicle Velocity /Sound Velocity)}

$$Mach\ No. = \frac{V}{a} \tag{6}$$

음속은 극미한 압력이 공기를 통해 전달될 수 있는 속도이다. 그러므로, 공기 유동속도가 국지적인 음속에 근접하거나 초과하는 어느 곳에서든 유동 패턴은 마하 수의 작은 변화에도 민감하게 변화될 수 있다. 만약, 모텔 로터 주변의 유동에 대한 압력 분포가 실물크기 로터 주변의 압력분포와 같다면, 양쪽 로터는 동일한 마하 수에서 운용되어야 한다.

2.2.6 프라우드 수 조건

여섯 번째 축소화 조건인 프라우드 수 조건은 전진비($\mu = \frac{V}{\Omega R}$)가 주어진 상황에서, 속도의 제곱은 로터 관성력에 비례하고, 중력가속도와 특성 길이의 곱은 중량에 비례한다. 수식 (7)과 같이 표현할 수 있다. {Fr = constant *(rotor inertia force / rotor weight)}

$$Froude\ No. = \frac{V^2}{gl} \tag{7}$$

V는 속도, g는 중력 가속도, l은 특성 길이를 뜻한다. 프라우드 축소는 두 개의 서로 다른 속도와 고도 등에서 비행하는 비행체가 동일한 프라우드 수를 가진다고 가정하고, 관성 및 중력 효과에 대하여 보상하는 기법이다.

2.3 축소화 규칙

일반적으로, 헬리콥터를 포함한 항공기에 작용하는 힘은 크게 공기하중, 중력, 관성력, 탄성력 등으로 표현할 수 있다.

실물크기의 시스템이나 모든 구성품의 기하학적 크기가 정확히 축소화 계수 k로 기하학적 축소되었고, 축소된 구성품이나 시스템의 동역학적 거동, 거동으로 인한 응답 특성 등이 실물크기의 구성품이나 시스템과 동일하거나 유사한 경우, 헬리콥터 시스템의 동역학적 특성은 상사성을 가진다고 할 수 있다.

Table 2 Scaling factors for parameters

Parameters	Scaling	
	Mach	Froude
Linear Dimension	k	k
Mass or Weight	k ³	k ³
Time	k	k ^{1/2}
Frequency	k ⁻¹	k ^{-1/2}
Linear Velocity	1	k ^{1/2}
Linear Acceleration	k ⁻¹	1
Angular Velocity	k ⁻¹	k ^{-1/2}
Angular Acceleration	k ⁻²	k ⁻¹
Stiffness	k ⁴	k ⁵
Linear Spring Rate	k	k ²
Mass Moment of Inertia	k ⁵	k ⁵
Force	k ²	k ³
Moment and Torque	k ³	k ⁴
Power	k ²	k ^{7/2}
Disk Loading(D.L.)	1	k
Mach No.	1	k ^{1/2}
Froude No.	k ⁻¹	1

Small scaled Model = Full scaled Helicopter /kⁿ, k > 1.0

동역학적 상사성을 가지면서 기하학적으로 축소된 경우, 프라우드 축소(Froude scaling) 또는 동역학적 축소(Dynamically scaling)라고 부른다. 즉, 시스템이나 구성품 크기에 대하여 축소 또는 확대를 할 때 동역학적 유사성을 가지려면, 관성력과 중력을 비교하는 무차원 수인 프라우드 수를 축소화 이전(축소 또는 확대하기 이전)의 시스템이나 구성품이 가지는 프라우드 수와 동일하게 유지해야 하는 것이다.

Table 2 는 프라우드 축소 및 마하 축소에 적용되는 변수들의 축소화 규칙들을 나타낸다. 프라우드 수 조건과 마하 수 조건은 동시에 만족하기 어렵다. 따라서, 두 조건은 축소의 목적에 따라 완화시켜 적용하거나, 둘 중 하나의 조건을 적용한다.

3. 축소형 무한지 로터 설계

앞의 2 장에서 설명한 프라우드 축소화 기법 및 규칙을 적용하여 서로 다른 형상의 블레이드와 허브시스템에 대해 축소화 설계를 수행하였으며, 실물크기 헬리콥터인 링스(Lynx)의 블레이드와 축소화된 사각형 블레이드, 패들형 블레이드에 대한 주요 기하학적 형상으로 로터반경, 익현길이, 질량을 Table 3 에 나타내었다.^(1,5)

Fig. 1 은 축소화 개발된 무인기 로터의 외형을 보여주고 있다. 축소화 계수를 결정하는 주요한 변수는 로터의 반경이며, 풍동시험부 크기(3m*4m) 등을 고려하여 축소화 계수 $k=6$ 이 적용되었다. Table 4 는 실물크기 링스 헬리콥터 로터의 사각형 블레이드 고유진동수, 콜렉티브 피치각(Collective pitch angle) 0 도와 진공상태의 운용 회전수 가정하에, 축소형 블레이드들의 1 차 리드-래그방향(Chord-wise), 1 차 플랩방향(Flap-wise), 토션(비틀림) 방향(Torsional-wise)의 고유진동수를 설계한 결과 수치를 나타내었다. 축소형 로터의 리드-래그방향 $0.6\sim 0.8\Omega$, 1 차 플랩방향은 $1.1\sim 1.3\Omega$ 로 설계범위를 설정하였다. 프라우드 축소 설계된 각 블레이드의 플랩방향, 리드-래그방향, 토션방향의 강성에 대한 설계값은 시험결과와 함께 6 장 시험결과 및 고찰의 Table 6 에 나타내었다.

Table 3 Size of scaled rotor blades^(1,5)

Helicopter Scale	Rotor Geometrics	Radius (m)	Chord (m)	Mass (kg)
Full-scale (Lynx)	Rectangular	6.40	0.40	9.25
Small-scale	Rectangular Paddle	1.066	0.0658	0.22

Table 4 Scaling Result (N.F.) of Rotor Blades^(1,5)

Scaling Factor	1	1/k	k ^{-1/2}	Rectan.	Paddle
Rotating Natural Frequency (Hz)	Full-scale Lynx	Mach-scale	Froude-scale	Small-scale Design	
	A	B	C	D	F
RPM*	323.55	1941.3	792.53	780	780
1st Lag	3.42	20.52	8.38	9.76	9.21
1st Flap	6.05	36.3	14.82	16.71	15.8
2nd Flap	14.74	88.44	36.11	43.8	44.41
Torsion	32.63	195.78	79.93	146.26	156.7

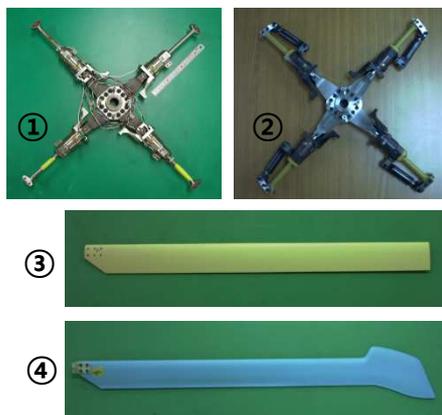


Fig. 1 Scaled Metal(1) and Composite(2) Hubs, Rectangular(3) and Paddle(4) Type Blades⁽⁵⁾

4. 축소 로터 시험 장치

Fig. 2 는 축소 로터 시험장치인 GSRTS를 보여주고 있다. GSRTS는 축소형 헬리콥터 로터에 대한 제자리 비행성능, 공력탄성학적 안정성, 공력기계학적 안정성(지상공진 등) 시험에 주로 활용되어 왔다. GSRTS는 로터 시스템 스탠드, 구동 모터 제어장치, 공압을 이용한 진동흡수 장치, 스위시 플레이트(swash plate) 가진용 유압 계통, 구동 모터 냉각장치, 로터 조종장치, CCTV를 이용한 모니터로 구성되어 있다. Fig. 3 은 아음속 풍동에 GSRTS를 설치하여 전진비행 조건에서 시험을 수행하고 있는 장면이다. Table 5 는 GSRTS의 기본적인 제원을 설명하였다.⁽⁴⁾

Table 5 Specification of GSRTS in KARI⁽⁴⁾

Usage	Froude-scaled Rotor Test (Available for partially Mach-Scaled Test)
Rotational Speed	Maximum 2,100 rpm
Drive System	20hp(×2) AC Variable Frequency motor
Rotor System	Rotor Diameter 2m, 4 blades Fully articulated / Hingeless Rotor
Test Condition & Items	Conditions : Hovering and Forward Flight Items : - Aero-elastic Stability Test - Aeromechanical Stability Test (Ground and Air Resonance Test) - Aerodynamic Characteristics Test



Fig. 2 GSRTS in Ground facility of KARI



Fig. 3 GSRTS in Sub-sonic Wind Tunnel of KARI

5. 시험

축소형 로터의 지상공진 및 회전성능 시험기법을 간략히 설명한다. 실물크기 헬리콥터 로터에 대한 설계, 모델링과 시뮬레이션 결과를 검증하기 위해 축소된 헬리콥터 로터 모델을 활용해서 지상 시험(정적시험, 진동시험) 및 풍동시험을 수행한다. 축소형 모델에 대한 시험은 헬리콥터가 갖는 비행 조건에 따라 크게 지상 착륙시 지상공진, 정지 비행 및 전진 비행시 안정성 및 공력특성 시험의 3가지 형태로 분류할 수 있다. 또한, 지상시험으로 정적시험은 구조 강성 및 관성 특성을 확인하기 위해 개별적인 구성품들에 대해 수행하며, 진동시험은 고유진동수와 모드, 감쇄율을 확인하기 위해 수행한다. 비회전 상태에서 모델의 스탠드와 공진 주파수를 확인한 후, 로터 운용 회전수에서 지상공진에 따른 안정성 시험을 수행한다. 지상에서 정지비행 조건으로 비회전 상태에서부터 로터 운용 회전수까지 회전수를 증가시키면서 블레이드에 중량과 피치링크를 조절하여 밸런싱(Balancing)과 트래킹(Tracking)을 수행한 후에, 정지비행 시험 조건별 성능 및 안정성 회전시험을 수행한다.

풍동시험은 오랫동안 헬리콥터 설계와 제작을 위한 필수적인 시험이었다.⁹⁾ 아울러, 축소형 모델의 실험 데이터는 실물크기 헬리콥터에 대한 공기역학적 특성 정의, 이론적 예측 데이터 검증, 이론적으로 설명이 부족한 부분의 데이터를 제공하는 중요한 시험이다. 풍동시험은 전진비행의 풍속 조건하에서 로터 회전에 따른 비행특성 시험을 수행한다. 풍동 시험부에 GSRTS를 설치하고, 전진비행 속도 조건으로 풍속을 먼저 맞춘다. 로터가 운용회전수에 도달하면, 콜렉티브 피치를 먼저 약간만 적용하고, 사이클릭 피치를 천천히 연속적으로 조절하면서 전진비행 조건의 상태를 얻는다. 요구되는 전진비행 속도에 도달하면, 콜렉티브 피치를 요구되는 수준으로 증가 시킨다. 각각의 시험 조건별 시험항목마다 주로터 축의 각도와 콜렉티브 피치의 결합을 통해서 로터는 트림상태를 유지해야 한다. 이때 로터의 종축 및 횡축 사이클릭 피치를 이용하여 사이클릭 플래핑 응답 차이를 최소화하면서 트림 상태로 진입해야 한다. 트림된 상태라면, 블레이드 끝단 회전판이 주로터 축과 수직을 이루고 있는 상황이 되어야 한다. 만약, 응답 차이가 과도해지면 비정상적인 진동이 발생하면서 극단적으로는 원하지 않는 거동이 발생할 수 있다.

공력기계학적 안정성 시험으로, 헬리콥터 지상 및 공중공진 현상을 모사한 로터 블레이드의 안정

성 측정을 위해서 스위시 플레이트를 후퇴 리드-래그 모드 주파수로서 가진하여 의도적인 비정상 상태를 만든다. 이후 로터가 안정화된 상태로 돌아 올 때까지 블레이드에 부착된 센서들로부터의 전환되는 신호를 저장한다. 이때 가진 주파수는 실험을 통해 찾아야 하는데, 실제 로터는 서로 다른 설계 및 제작 특성을 가지고 있기 때문에 충분히 동일하지 않을 수 있으며, 정확한 가진 주파수는 회전시 직접적으로 로터에 가진 주파수를 부가하여 최대 공진이 일어나는 상황을 모사하여 얻을 수 밖에 없기 때문이다. 이후 moving block analysis를 통해 전환되는 신호의 감쇄율과 주파수를 분석하는 절차로 시험이 수행된다.⁵⁾

축소형 무인지 로터 시험은 Fig. 1에서 보여 준 것과 같이 축소형 ① 금속재 허브, ② 복합재 허브와 ③ 사각형 블레이드, ④ 패들형 블레이드의 조합 형태로 수행한다. 먼저, 지상에서 비회전 상태에서 진동시험을 통해 플랩, 래그, 토션방향의 고유진동수와 감쇄율을 측정하였고, 지상시험으로 회전수와 콜렉티브 피치각에 따른 정지비행 시험 및 풍동에서 전진비행 조건으로 시험을 수행하였다. Fig. 4는 축소 사각형 블레이드에 대한 고유진동수와 감쇄율 측정을 위하여 진동시험을 수행하고 있는 장면이다.

6. 시험결과 및 고찰

3장의 Table 4와 관련하여 프라우드 축소화 규칙을 적용하여 산출한 운용 회전수 780RPM으로 지상에서 수행한 회전시험을 통해 Table 6과 같은 시험결과를 얻었다. 사각형과 패들형 블레이드의 1차 리드-래그방향, 1차 플랩방향, 토션방향의 고유진동수가 설계된 수치와 유사한 시험 결과를 얻었다. 사각형과 패들형 블레이드의 형상 변화에 따른 플랩방향, 래그방향의 강성을 축소화 설계 수치와 시험 수치로 비교한 결과를 Table 7에 나타내었다. 사각형 및 패들형 블레이드 모두 설계



Fig. 4 Non-Rotating test of rectangular blades

Table 6 Test result (N.F.) of scaled rotor blades⁽⁵⁾

Scaling Factor	Rec.	Pad.	Rectangular Test Result		Paddle Test Result	
			Design /Test	Froude /Test	Design /Test	Froude /Test
Rotating Natural Freq. (Hz)	Small-scale Test (Hz)		D/E	C/E	F/G	C/G
RPM	780	780	1.00	1.02	1.00	1.02
1st Lag	9.24	8.82	1.06	0.91	1.04	0.95
1st Flap	13.41	13.36	1.25	1.11	1.18	1.11
Torsion	104.0	80.4	1.41	0.77	1.95	0.99

Table 7 Design & test result (stiffness) of blades⁽⁵⁾

Design & Test Result (Average Value as Blade Sectional Stiffness)		Scaling factor $k(-6)^3$		
		Chord-wise Stiffness(EI _{zz})	Flap-wise Stiffness(EI _{xx})	
Rectangular Blade	Design (kN-m ²)	A	0.1970	0.0557
	Test (kN-m ²)	B	0.2703	0.0169
		A/B	0.7288	3.2974
Paddle Blade	Design (kN-m ²)	C	0.1125	0.0215
	Test (kN-m ²)	D	0.2145	0.0177
		C/D	0.5246	1.2130

수치에 비해 리드-래그방향 강성에 대한 시험 수치는 더 큰 값을 보여 주었으나, 플랩방향 강성은 설계 수치보다 적은 값을 나타내었다. 사각형 블레이드의 플랩방향 강성은 설계 수치보다 3 배 이상 적은 결과를 나타내었다. 이는 실물크기 사각형 블레이드가 금속재료로 구성되어 있어 설계수치는 높게 요구되었으나, 축소 사각형 블레이드는 복합재료로 구성되었기 때문에 플랩방향으로 더 유연하게 제작된 특성을 보이는 것으로 판단된다.

Fig. 5는 축소된 사각형 및 패들형 블레이드를 금속재 축소 허브에 각각 장착하여 정지비행 조건과 전진비 0.25의 전진비행 조건에서 방위각별 블레이드 하중변화를 나타낸 것이다. 전진비행시 축소 사각형 블레이드의 플랩방향 하중보다 축소 패들형 블레이드가 더 높은 플랩방향 하중을 나타내었다. 이를 통해 축소 패들형 블레이드가 사각형 블레이드 보다 비행속도가 증가함에 따라 하중이 커지므로, 전진비행시 하중 특성이 우수함을 알 수 있다.

Fig. 6은 축소 복합재 허브와 패들형 블레이드가 결합된 축소형 무한지 로터를 전진비 0.25의 조건에서 콜렉티브 피치각을 변화시키면서 방위각별 블레이드 하중을 측정한 결과이다. 콜렉티브 피치각이 증가할 때 블레이드 하중 또한 증가함을 볼 수 있다.

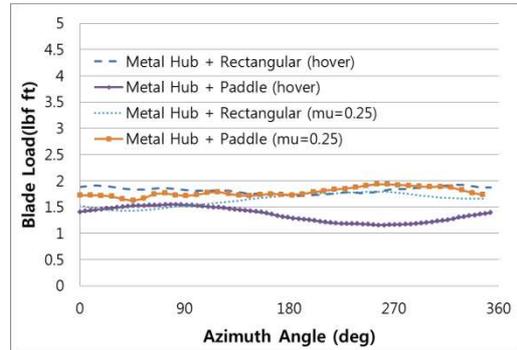


Fig. 5 Flap-wise Blade Load (Rect. and Paddle with Metal Hub) Hover, $\mu=0.25$, Collective 8deg condition

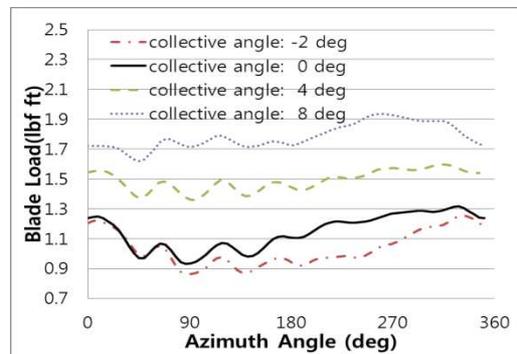


Fig. 6 Flap-wise Blade Loads with Collective pitch angles (Forward: Composite Hub with Paddle Blade), $\mu=0.25$

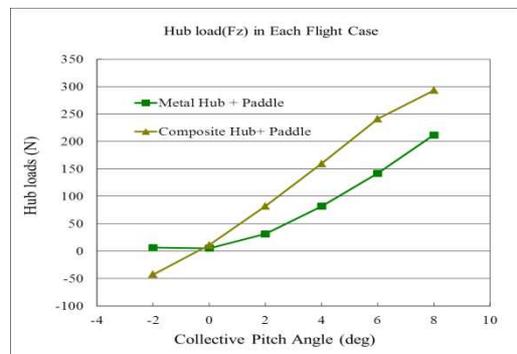


Fig. 7 Hub Loads with Collective pitch angles (Hover Condition: Paddle with Metal and Composite Hub)

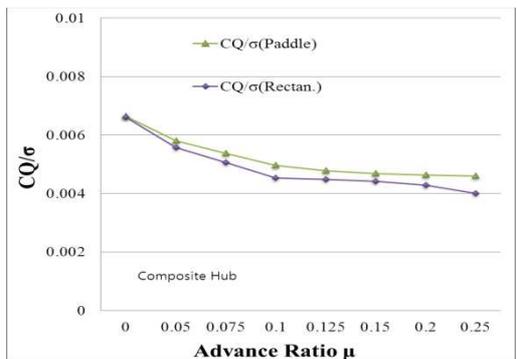


Fig. 8 Coefficient of Torque with Advance Ratio (μ vs CQ/σ , Rectangular and Paddle with Composite Hub)

Fig. 7 은 정지비행 상태에서 콜렉티브 피치각을 증가시키면서 측정된 결과로, 축소 패들형 블레이드와 복합재 허브로 구성된 무힌지 로터의 허브 끝단(블레이드 장착지점)에 걸리는 수직하중(F_z)이 금속재 허브보다 높은 것을 알 수 있다. 이는 축소 복합재 허브가 금속재 허브보다 플랩방향으로 유연한 특성을 가진다는 것을 알 수 있다. 그림 8 은 무차원화 된 토크 계수를 나타내는 것으로 전진 비행속도가 증가하면서 토크 계수가 감소하고, 축소 패들형 블레이드가 사각형 블레이드보다 높은 토크 값을 생성함을 알 수 있다.

7. 결론

서로 다른 크기를 가진 헬리콥터의 동역학적 유사성을 유지하면서 축소화하는 6 개의 조건을 고찰하였으며, 지상 및 풍동 시험을 위하여 GSRTS를 이용하였다. 또한, 축소형으로 개발한 금속재 및 복합재 허브시스템, 사각형 및 패들형 블레이드에 대한 시험결과를 고찰하였다.

실물크기 링스 헬리콥터의 금속재 무힌지 로터에 대해 축소화 기법을 적용하여 설계, 제작, 시험을 수행한 결과로서 축소 패들형 블레이드를 장착한 금속재 허브보다 복합재 허브의 수직하중이 동일한 조건에서 더 큰 결과를 얻었으며, 복합재 허브가 금속재 허브보다 블레이드의 운동을 더 유연하게 구속하고 있음을 확인할 수 있었다. 즉, 축소 복합재 허브와 패들형 블레이드를 결합한 축소형 무힌지 로터가 더 향상된 하중특성을 가진다고 할 수 있다.

축소형 무힌지 로터 설계 및 시험기술은 서로 다른 크기와 형상을 가진 헬리콥터에 대한 동역학적 특성 및 비행 성능을 비교하기 위해 활용될 수 있다. 특히, 축소형 모델의 지상 및 풍동 시험을 통해 실물크기 헬리콥터 개발에 대한 비용 절감과 기술적 위험도를 경감시킬 수 있겠다. 실물크기 유인 헬리콥터의 무인화 혹은 무인 헬리콥터의 개발에도 적용 가능할 것이다. 또한, 실물크기 회전 시험 설비(Whirl Tower Facility)를 이용한 시험평가와 실제 비행시험에도 축소형 로터 시험 기술이 직접적으로 활용될 수 있기 때문에 축소화 기법과

시험 기술은 매우 중요한 기술적 의미를 가진다.

후기

본 논문은 지식경제부의 항공우주기술개발사업과 기본사업 연구결과를 바탕으로 작성되었다.

참고문헌

- (1) Benton H. Lau, Alexander W. Louie, Nicholas Griffiths and Costantinos P. Sotirou, 1993, "Performance and Rotor Loads Measurements of the Lynx XZ170 Helicopter with Rectangular Blades," *NASA Technical Memorandum 104000*, pp. 5~14.
- (2) Crouse G.L., Jr. J. G. Leishman, 1992, "Interactional Aerodynamic Effects on Rotor Performance in Hover and Forward Flight," *48th Annual Forum of the American Helicopter Society*.
- (3) Friedmann P.P., 2004, "Aeroelastic scaling for rotary-wing aircraft with applications," *Journal of Fluids and Structures 19*, pp. 635~650.
- (4) Gene Joo, et al., 2000, "The Development of Small-scale Helicopter Rotor Test Stand," *7th Symposium of Aircraft Developmental Technology*.
- (5) Gene Joo, et al., 2003, "The Pre-Study on the Core Technology of Hingeless Hub system for Helicopter," *Report. KARI*.
- (6) Hunt G. K., 1973, "Similarity Requirements for Aeroelastic Models of Helicopter Rotors," *Royal Aircraft Establishment, C.P. No. 1245*, pp. 2~7.
- (7) Jouannet Christopher, Ludstrom D., Amadori K. and Berry P., 2008, "Design of a Very Light Jet and a Dynamically Scaled Demonstrator," *46th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, AIAA-2008-137*, Reno, Nevada.
- (8) Mettler Bernard, 2003, *Identification Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft*, Kluwer Academic Publishers, London, pp. 129~161.
- (9) Philippe J.J., 1990, "Considerations on Wind-Tunnel testing techniques for rotorcraft, In aerodynamics of Rotorcraft," *AGARD-R-781*, ONERA.
- (10) Wolowicz Chester H., James S. Bowman, Jr., and William P. Gilbert, 1979, "Similarity Requirements and Scaling Relationships as Applied to Model Testing," *NASA Technical Paper 1435*, c.1, pp. 8~32.