

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(2), 159-166(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.2.159

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

소형민수헬기 주로터 풍동시험을 위한 마하 스케일 블레이드 설계

기영중*, 박중용**

Design of Mach-Scale Blade for LCH Main Rotor Wind Tunnel Test

YoungJung Kee* and JoongYong Park**

Rotorcraft Research Team, Korea Aerospace Research Institute*,**

ABSTRACT

In this study, the internal structural design, dynamic characteristics and load analyses of the small scaled rotor blade required for LCH(Light Civil Helicopter) main rotor wind tunnel test were carried out. The test is performed to evaluate the aerodynamic performance and noise characteristics of the LCH main rotor system. Therefore, the Mach-scale technique was applied to design the small scaled blade to simulate the equivalent aerodynamic characteristics as the full scale rotor system. It is necessary to increase the rotor speed to maintain the same blade tip speed as the full scale blade. In addition, the blade weight, section stiffness, and natural frequency were scaled according to the Mach-type scaling factor(λ). For the design of skin, spar, torsion box, which are the main components of the blade, carbon and glass fiber composite materials were adopted, and composite materials are prepreg types that can be supplied domestically. The KSec2D program was used to evaluate the section stiffness of the blade. Also, structural loads and dynamic characteristics of the Mach scale blade were investigated through the comprehensive rotorcraft analysis program CAMRADII.

초 록

본 연구에서는 소형민수헬기(Light Civil Helicopter, LCH)의 풍동시험에 필요한 축소 로터 블레이드에 대해 내부 구조설계와 동특성 및 하중해석을 수행하였다. 축소로터 풍동시험은 로터 시스템의 공력성능과 소음 특성을 평가하기 위해 수행되므로, 실제 크기의 로터시스템과 동일한 공력 특성을 모사할 수 있도록 축소 블레이드 설계 시 마하 스케일(Mach-scale) 기법을 적용하였다. 마하 스케일 블레이드는 실물 블레이드의 끝단속도(blade tip speed)와 동일한 값을 유지할 수 있도록 로터의 회전속도를 증가시켜야 하며, 블레이드 중량, 단면강성 및 고유진동수 등은 특정한 축소계수(λ , scaling factor)를 통해 조정된다. 블레이드 내부의 주요 구성품인 스킨, 스파, 토션박스 등을 설계하기 위해 탄소섬유와 유리섬유 계열의 복합소재를 적용하였으며, 국내에서 공급이 가능한 프리프레그(prepreg) 형태의 복합소재를 적용하였다. 내부구조 설계가 완료된 블레이드에 대해 단면강성을 평가하기 위해 KSec2D 프로그램을 사용하였으며, 회전익 항공기의 통합해석 프로그램인 CAMRADII를 이용하여 축소 블레이드의 하중 분포와 동역학적 특성을 검토하였다.

Key Words : Mach-Scaled Rotor(마하 스케일 축소 로터), Composite Blade(복합재 블레이드), Rotor Wind Tunnel Test(로터 풍동시험), LCH helicopter(소형민수헬기)

† Received : September 20, 2017 Revised : December 14, 2017 Accepted : January 18, 2018

* Corresponding author, E-mail : naltlguy@kari.re.kr

I. 서 론

회전익 항공기는 고정익 항공기로써는 구현이 어려운 제자리비행과 수직이착륙 비행이 가능하며, 저속비행 능력이 우수하여 감시, 정찰, 산불진화 및 인명구조 임무를 수행할 수 있을 뿐만 아니라 인원과 화물 등을 수송하는 임무를 수행할 수 있다. 이와 같이 다양한 형태의 비행임무를 가능하게 하는 핵심 구성품은 회전익 항공기의 가장 큰 외형적인 특징이라 할 수 있는 로터 시스템이며, 이를 이용함으로써 비행에 필요한 양력, 추력 및 조종력을 발생시킬 수 있다. 그러나 로터 시스템 개발은 기술적 난이도가 높을 뿐만 아니라 많은 개발비용을 필요로 하는 특성을 가지고 있다. 따라서 회전익 항공기의 핵심 구성품인 로터 시스템 개발을 위해서는 체계적인 설계, 해석 및 시험평가의 진행이 필요하다. 특히 시험평가의 경우 연구개발의 효율성을 높이는 동시에 설계/해석 단계에서의 오류로 인한 위험요소를 최소화할 수 있도록 실물 크기의 로터 시스템에 대한 지상 또는 비행시험에 앞서 축소 로터 모델과 풍동시험 설비를 이용하여 시험을 수행하는 것이 필요하다. 회전익 항공기의 발전과 더불어 축소 로터 시스템을 이용한 공기역학적 성능, 소음 및 동특성 시험은 현재에도 새로운 시험기법들이 지속적으로 개발되고 있다. NASA(미국), DNW(독일-네덜란드), ONERA(프랑스)와 같이 세계적인 연구기관들은 물론 Bell, Boeing, Sikorsky(미국), Airbus Helicopters(프랑스), Agusta Westland(이탈리아-영국) 등의 선진 회전익 항공기 제작사들도 새로운 형태의 로터 시스템을 개발하거나 기존에 사용 중인 로터 시스템의 성능향상을 위해 풍동시험설비와 축소 로터 모델을 이용하여 시험평가를 수행하고 있다.

축소 로터 모델을 이용하여 풍동시험을 수행하기 위해서는 실물크기의 로터 시스템이 운용되는 제반 환경과 축소 로터 풍동시험간의 상사 조건[1-3]을 고려하는 것이 무엇보다도 중요하다. 일반적으로 축소 로터 모델의 상사성은 유체의 유동에 따른 공기역학적인 특성, 시험모델의 구조동역학적인 거동, 시험조건으로 제공되는 환경 변수들을 고려하여 결정되어야 한다. 공기역학적 상사를 위해 고려해야 하는 요소로는 레이놀즈수(Reynolds number), 마하수(Mach number), 프라우드수(Froude number)를 고려하는 것이 중요하다. 또한 구조동역학적인 측면에서는 허브 및 블레이드의 기하학적인 형상과 강성, 질량 분포 등이 상사 조건을 만족해야 하며, 시험환경 특성

으로는 유체의 밀도, 로터의 전진비(advance ratio) 등을 고려하여 풍동시험을 진행해야 한다.

실물 로터 시스템을 축소 로터 모델로 스케일링하여 제작하기 위한 방안으로 프라우드 스케일(Froude scale) 기법과 마하 스케일 기법이 대표적이며, 풍동시험을 통해 측정하고자 하는 시험변수에 따라 두 상사 방법 중 하나를 선택하여 적용하게 된다. 이중 프라우드 스케일 로터는 정적인 변형을 동일하게 모사한 축소 로터 모델로서 로터의 회전속도에 따른 고유진동 특성과 지상공진에 대한 특성을 평가하는데 유용하다. 또한 로터의 회전속도가 낮아 소형의 동력장치를 이용할 수 있으며, 비교적 낮은 하중과 응력이 발생하므로 축소 로터 모델의 경량화가 가능한 장점이 있다. 마하 스케일 로터는 실물 로터의 끝단 회전속도를 실물 로터와 동일하게 모사한 축소 로터 모델로서 로터 시스템의 공기역학적인 성능과 소음 및 로터의 허브하중에 대한 진동특성을 평가하는데 유용하다. 또한 마하 스케일 로터의 회전속도는 프라우드 스케일 로터 모델에 비해 일반적으로 약 2~3배 정도 빠른 특성을 갖는다.

소형민수헬기 주로터 축소 모델을 이용한 풍동시험은 블레이드 끝단 형상(blade tip shape)에 따른 공력성능과 소음특성을 평가하기 위해 수행될 예정이므로, 실물 로터 시스템의 구조적인 변형을 모사하는 것보다 팁 회전속도를 동일하게 유지함으로써 공기역학적인 환경을 모사하는 것이 중요하다. 따라서 이를 위해서는 마하 스케일 로터 모델을 적용하는 것이 적절하므로, 본 연구에서는 소형민수헬기의 풍동시험을 위한 마하 스케일 로터 블레이드의 내부구조 설계를 수행하였다. 이후 설계결과를 이용하여 블레이드의 단면강성을 평가하기 위해 KSec2D[4] 프로그램을 사용하였으며, 회전익 항공기의 통합해석 프로그램인 CAMRADII[5]를 이용하여 축소 로터 모델의 구조하중 분포와 동역학적 특성을 검토하였다.

II. 본 론

회전익 항공기의 실물 로터 시스템을 축소 모델로 스케일링하기 위해서는 두 로터 시스템간의 물리적 상관관계를 적합하게 규정할 수 있도록 무차원화된 축소계수(nondimensional parameter, λ)를 도출할 필요가 있다. 축소 로터 모델링을 위한 축소계수는 Hunt[2]에 의해 제시된바 있으며, Table 1에 나타낸바와 같이 시험환경과 로터의 물리적 특성에 영향을 미치는 9개의 독립변수들을 기초로 하여 아래에 제시된 수식과 같이 풍동시험 조건과 로터

운용 상태를 대표할 수 있는 6개의 무차원화된 변수들로 재구성된다.

Non-dimensional parameters

- advance ratio $\lambda_V/\lambda_\Omega\lambda_l=1$
- density ratio $\lambda_\rho/\lambda_\sigma=1$
- Reynolds number $\lambda_V\lambda_\rho\lambda_l/\lambda_\mu=1$
- Mach number $\lambda_V/\lambda_a=1$
- Froude number, $\lambda_V^2/\lambda_g\lambda_l=1$
- elastic modulus ratio $\lambda_E/\lambda_\rho\lambda_V^2=1$

실물 로터 시스템으로부터 축소 로터 모델로 상사시키기 위한 축소계수는 두 로터 시스템에 동일한 중력($\lambda_g=1$)이 작용하며, 유체의 점성과 음속이 동일($\lambda_\mu=\lambda_a=1$)하다는 기본적인 가정을 통해 결정된다. 또한 마하수와 프라우드수를 동시에 만족시킬 수 있도록 축소 로터 모델을 제작하는 것이 곤란하기 때문에 풍동시험을 통해 측정하고자 하는 시험데이터의 특성에 따라 축소 로터 모델을 마하 스케일과 프라우드 스케일 모델로 구분하여 제작해야 한다. 프라우드 스케일 로터 모델은 실물 로터 시스템이 비해 블레이드 끝단속도가 낮은 조건($\lambda_V = \sqrt{\lambda_l}$)에서 풍동시험이 진행되며, 마하 스케일 로터와 마찬가지로 실물 로터 시스템에 비해 회전속도($\lambda_\Omega = 1/\sqrt{\lambda_l}$)가 증가하게 된

Table 1. Basic physical variables needed for helicopter rotor analysis

Variables	Symbol	Nondimensional parameter
Angular velocity	Ω	λ_Ω
Density of fluid	ρ	λ_ρ
Viscosity of fluid	μ	λ_μ
Fluid velocity	V	λ_V
Speed of sound in the fluid	a	λ_a
Blade length	l	λ_l
Blade structural density	σ	λ_σ
Elastic modulus of the rotor blade	E	λ_E
Acceleration due to gravity	g	λ_g

다. 또한 로터 하중과 소요 동력이 낮아 구조적인 경량화가 가능하며, 전기모터와 같은 소형의 동력장치를 적용하기가 용이하다. 그러나 실물 로터 시스템과 비교하여 무차원화된 밀도계수는 동일한 값($\lambda_\rho=\lambda_\sigma=1$)으로 유지되나, 무차원화된 탄성계수는 감소($\lambda_E=\lambda_l$)하므로 마하 스케일 로터에 비해 소재 선정에 어려움이 있다. 마하 스케일 로터 모델은 실물 로터 시스템과 동일한 블레이드 끝단속도($\lambda_V=1$)를 유지할 수 있다. 또한 축소 블레이드에 대한 밀도 및 탄성계수 축소계수 값이 실물 로터와 동일($\lambda_\rho=\lambda_\sigma=\lambda_E=1$)하므로 실물 로터 제작에 사용된 소재를 축소 로터에도 동일하게 적용할 수 있다. 그러나 실물 로터 시스템에 비해 회전속도($\lambda_\Omega=1/\lambda_l$)가 증가하며, 하중에 대한 축소비율을 초과하여 원심력이 작용한다. 마하 스케일 모델과 프라우드 스케일 로터 모델 제작을 위해 적용해야 하는 대표적인 축소계수들을 Table 2에 제시하였다.

소형민수헬기는 최대이륙중량 10,000 파운드 급의 다목적 헬기로서 소형무장헬기(Light Armed Helicopter, LAH) 사업과 병행하여 개발이 추진 중이며, 향후 국내에서 운용 중인 외국산 헬기를 대체해 응급의료, 해상감시, 승객운송 등 다양한 임무에 활용될 예정이다. 또한 Airbus Helicopter 사와의 협력을 통해 H155 기종의 로터 시스템을

Table 2. Scaling considerations for model rotors

Parameter	Scaling factor	
	Mach	Froude
Length	λ_l	λ_l
Angle	1.0	1.0
Tip Mach number	1.0	$\lambda_l^{1/2}$
Linear velocity	1.0	$\lambda_l^{1/2}$
Angular velocity	$1/\lambda_l$	$1/\lambda_l^{1/2}$
Time	λ_l	$\lambda_l^{1/2}$
Force	λ_l^2	λ_l^3
Moment	λ_l^3	λ_l^4
Power	λ_l^2	$\lambda_l^{7/2}$
Lock number	1.0	1.0
Mass	λ_l^3	λ_l^3
Structural stiffness	λ_l^4	λ_l^5
Natural frequency	$1/\lambda_l$	$1/\lambda_l^{1/2}$
Reynolds number	λ_l	$\lambda_l^{3/2}$

기반으로 하여 개발이 진행 중이며, 5개의 블레이드 (반경 6.3 m)로 구성된 주로터 시스템을 적용하고 있다. 소형민수헬기의 풍동시험에 활용될 마하 스케일 로터 시스템의 반경은 1.25 m (scale factor, $\lambda = 0.1984$)이며, 실물 로터와 동일한 블레이드 끝단의 회전속도를 유지하기 위해 1,724 rpm (Ω_{NR})으로 회전하도록 설계되었다. 또한 실물 로터 시스템의 허브 구성과 동일하도록 관절형 허브(articulated hub)와 댐퍼(inter-blade damper)를 적용하였다.

2.2 축소 블레이드 설계 및 해석

2.2.1 단면설계

로터 반경 1.25 m의 마하 스케일 로터 블레이드에 대한 내부 구조설계를 수행하였으며, 내부는 Fig. 1에 나타낸 바와 같이 노즈 스파(nose spar), 스킨(skin), 토션 박스(torsion box) 및 폼 코어(foam core)로 구성된다. 로터 회전에 의해 블레이드에 작용하는 원심력과 공기력에 의한 굽힘하중을 지지하기 위해 블레이드 핀을 시작으로 블레이드 끝단까지 일방향 유리섬유(glass UD)를 로빙 형태로 감아서 노즈 스파를 형성하였다. 또한 블레이드의 토션 강성과 플랩 및 래그 방향의 부족한 강성을 보완하기 위한 요소로서 토션박스를 적용하였으며, 탄소섬유(carbon fabric) 3-ply ([45/-45/45])로 적층된다. 스킨은 블레이드의 공기역학적인 외형을 유지하는 동시에 구조적인 강성의 일부분을 담당하는 요소로서 탄소섬유가 적용된 상/하 스킨으로 구분되며, R-0~S-2 단면에서는 3-ply([45/-45/0]), S-3~S-8 단면에서는 2-ply([45/0])를 적용하였다. 폼 코어는 블레이드의 공기역학적인 외부형상을 유지하는 동시에 복합재 적층이 용이하도록 PMI 폼을 적용하였다. 로터 반경방향으로 내부 구조설계가 수행된 위치와 주요 구성품의 형상 및 배치 결과를 Fig. 2에 나타내었다. 축소 블레이드 설계에 적용된 소재는 국내에서 수급이 가능한 프리프레그 형태의 복합소재이며, 일방향 유리섬유의 경우 한국화이바에서 생산되는 GU150NS이며, 탄소섬유는 한국카본의 HPW193/RS1222이다. 폼 코어 재질로는 실물

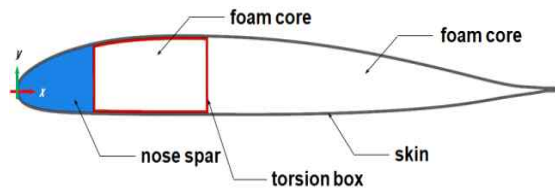


Fig. 1. Internal structures of Mach scale blade

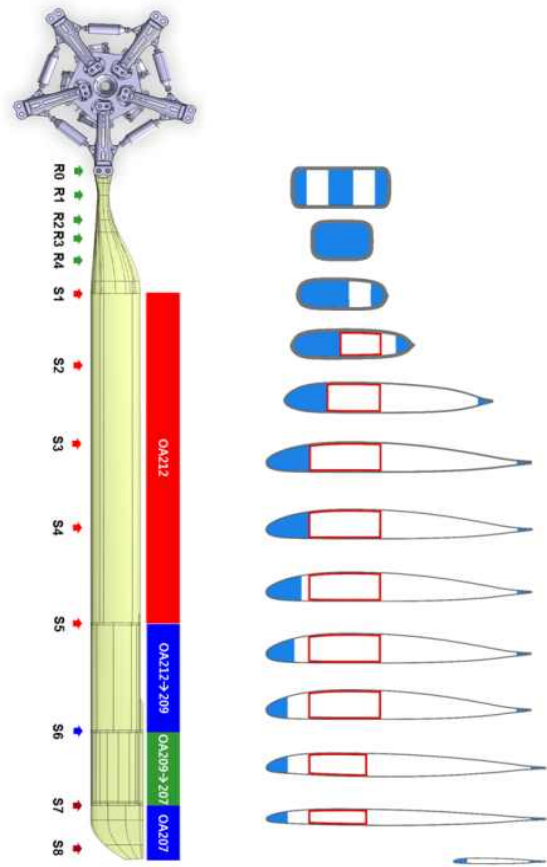


Fig. 2. Blade cross sections

블레이드 제작에 사용되고 있는 Rohacell 51WF를 선정하였다. 축소 블레이드 설계에 적용된 각각의 소재들에 대한 주요 물성치를 Table 3에 제시하였다.

Table 3. Material properties of composites and form core

Elastic properties	Material		
	Carbon fabric	Glass UD	Foam core
Modulus, E11 (MPa)	61,990	36,510	75
Modulus, E22 (MPa)	61,990	12,060	75
Modulus, G12 (MPa)	3,770	4,670	24
Poisson's ratio, ν_{12}	0.050	0.311	-
Density (kg/mm ³)	1.55E-06	1.86E-06	5.20E-08
Ply thickness (mm)	0.19	0.15	-

가로세로비(aspect ratio)가 큰 회전익 항공기 블레이드는 차원축소를 통해 등가의 1차원 보 모델로 재구성하여 동특성 및 하중해석을 수행하게 된다. 복합재 블레이드 단면 모델링 프로그램인 KSec2D는 유한요소 모델을 기반으로 2차원 단면 모델을 이용하여 등가의 1차원 보 모델을 생성할 수 있으며, 이를 통해 방향별 강성과 단면질량 및 주요 축(elastic axis, principal axis, tension center, etc)의 위치를 평가할 수 있다. 본 연구에서는 블레이드 단면설계 결과와 상용 프로그램인 Midas-NFX[6]를 통해 2차원 유한요소 모델(4-node rectangular & triangular element)을 생성하여 각각의 요소에 대한 절점과 좌표 정보를 확보하였다. 또한 Table 3에 제시된 물성치를 함께 적용함으로써 등가의 1차원 보 모델을 생성하기 위한 KSec2D 해석 모델을 생성하였다. KSec2D 프로그램을 통해 계산된 주요 설계단면에서의 방향별 강성과 질량분포를 Fig. 3에 나타내

었다. 래그강성, 토션강성, 축강성 및 질량분포는 설계 목표치와 비교하여 비슷한 수준을 나타내고 있으나, 플랩강성의 경우 0.5~0.7 R 구간에서 설계 목표보다 높게 분포하고 있음을 확인하였다.

2.3 동특성 해석

단면구조 설계가 완료된 블레이드 모델에 대해 회전익항공기의 통합해석 프로그램인 CAMRADII를 이용하여 동특성 해석을 수행하였다. 축소 로터 해석모델을 생성하기 위해 8개의 1차원 비선형 보-요소(Euler-Bernoulli nonlinear beam element)와 23개의 공력패널(aerodynamic panel)을 적용하였으며, 이를 통해 생성된 축소 로터 해석모델(isolated rotor model)의 형상을 Fig. 4에 제시하였다. Ω_{NR} 회전 조건에서 1차 래그모드와 플랩모드 및 토션모드의 고유진동수는 0.31/rev, 1.05/rev, 6.16/rev으로 평가되었으며, Table 4에 제시한 바와 같이 1~10차 모드의 고유진동수 설계목표와

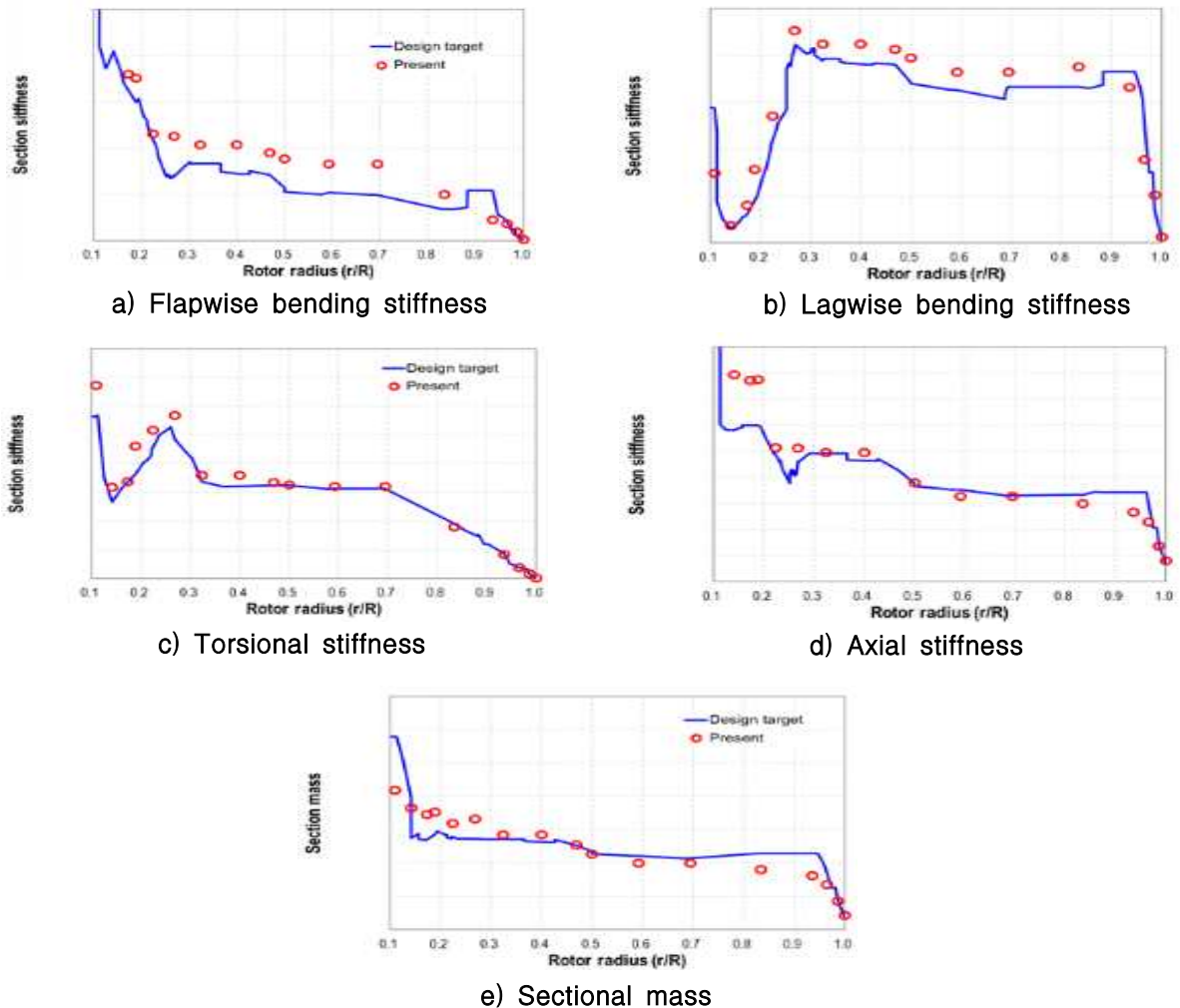


Fig. 3. Section stiffness and mass distribution

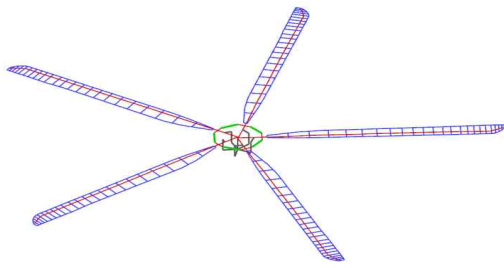


Fig. 4. CAMRADII analysis model (isolated rotor)

Table 4. Rotating natural frequencies (Ω_{NR})

Mode	Frequency (Hz)		Diff. (%) (b)-(a)
	Design target ^(a)	Present ^(b)	
1L	8.69	8.95	3.1
1F	30.01	30.11	0.3
2F	73.72	71.58	-2.9
3F	126.30	128.33	1.6
2L	152.83	161.84	5.9
1T	172.86	175.69	1.6
4F	201.07	209.23	4.0
5F	298.07	315.19	5.7
3L	400.96	436.36	8.8
6F	419.97	447.60	6.6

비교하여 최대 8.8% 이내임을 확인하였다. 또한 플랩강성의 경우 설계목표와 비교하여 높게 설계되었으나, 1~6차 플랩모드의 고유진동수를 고려할 때 수용할만한 수준임을 확인하였다. 로터 회전수를 0~2,070 rpm까지 증가시키면서 블레이드의 고유진동수와 모드형상 변화를 검토하였다. Fig. 5에 제시된 바와 같이 로터의 회전수가 증가함에 따라 원심력 증가로 인해 각 모드의 고유진동수도 증가함을 확인할 수 있으며, 0.9~1.1 Ω_{NR} 회전속도 구간에서의 각 모드별 고유진동수가 회전속도의 정수배(n/rev)로부터 적절히 이격되어 있어 로

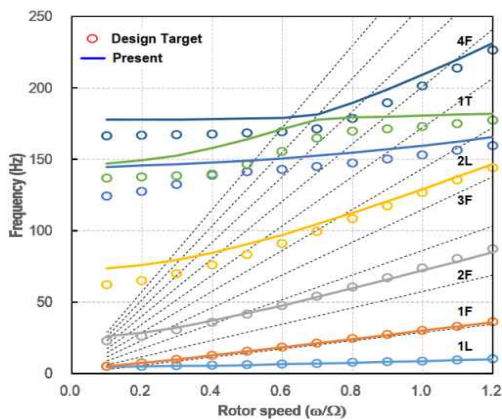


Fig. 5. Natural frequencies versus rotor speed

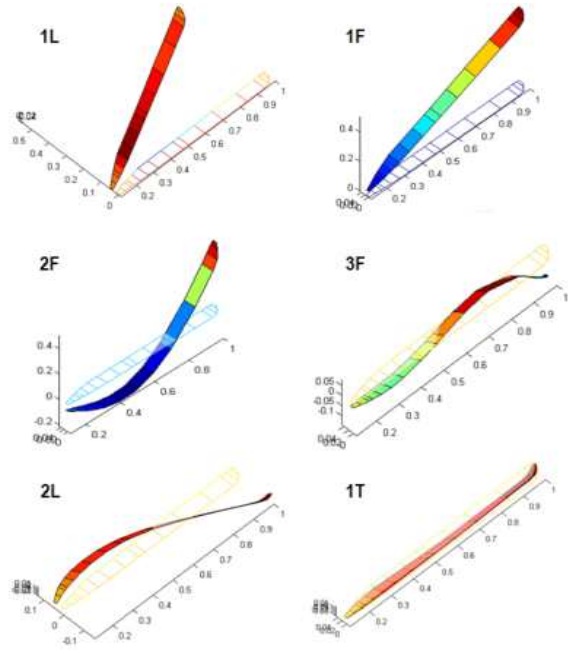


Fig. 6. Natural frequencies versus rotor speed

터 시스템의 공진으로 인해 동적으로 불안정한 상태가 발생할 수 있는 위험은 낮은 것으로 평가되었다. Ω_{NR} 회전속도에서 래그, 플랩 및 토션 모드의 형상을 Fig. 6에 나타내었다.

2.4 하중 해석

마하 스케일 축소 로터를 이용한 풍동시험은 블레이드의 끝단 형상에 따른 공력성능과 소음 특성을 평가하기 위해 수행될 예정이다. 특히 국제민간항공기구(ICAO)에 의해 소음제한치가 제시되어 있는 이륙(takeoff), 접근(approach) 및 플라이오버(flyover) 조건을 중심으로 시험이 진행될 예정이므로 구조강도 해석에 필요한 블레이드 반경방향으로의 하중분포를 검토하기 위해 풍동시험 조건으로 하중해석을 수행하였다. 해석 조건으로 적용된 축소로터의 회전축 각도(shaft tilt angle), 풍속(wind speed) 및 추력계수(C_T/σ) 값을 Table 5에 제시하였으며, 각각의 시험조건에 따라 블레이드 반경방향으로 17개 단면에서 작용하는 하중분포를 Figs. 7~10에 나타내었다. Fig. 7에 나타낸 바와

Table 5. Wind-tunnel test conditions

Flight condition	Advance ratio (μ)	Thrust (C_T/σ)	Shaft angle (deg)
Flyover	0.286	0.0636	-4.60
Approach	0.159	0.0633	4.38
Takeoff	0.178	0.0638	-13.03

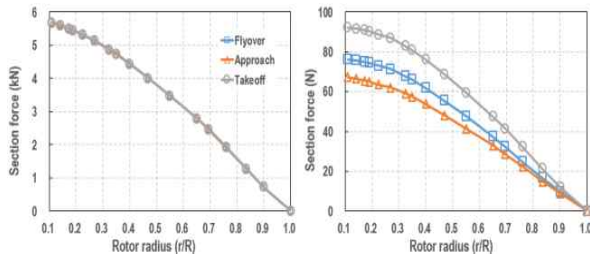


Fig. 7. Centrifugal force distribution (steady/dynamic)

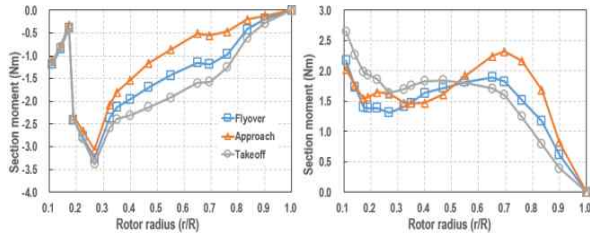


Fig. 8. Flap moment distribution (steady/dynamic)

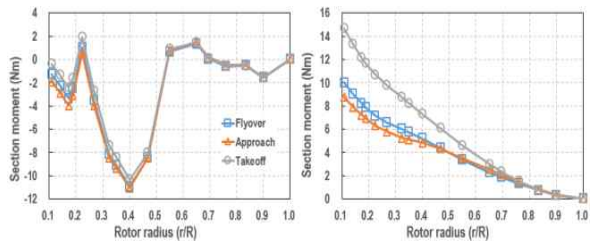


Fig. 9. Lead-lag moment distribution (steady/dynamic)

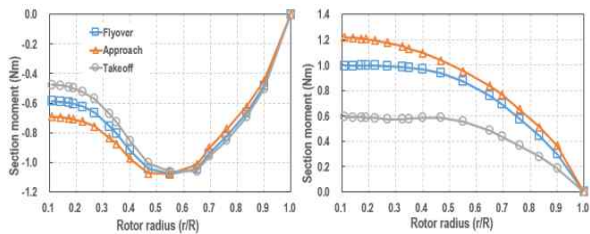


Fig. 10. Torsional moment distribution (steady/dynamic)

같이 블레이드에 작용하는 원심력은 블레이드 루트 부위에서 최대의 값을 나타내고 있으며, 접근 비행에 비해 이륙과 플라이오버 비행조건에서 원심력의 동적인 변화가 크게 발생함을 확인할 수 있었다. Figs. 8~10은 로터 반경방향으로의 플랩, 래그 및 비틀림 모멘트 분포를 보여주고 있으며, 플랩과 래그 모멘트에 비해 비틀림 모멘트는 비교적 낮은 수준임을 확인하였다. 블레이드의 구조적 강도에 가장 큰 영향을 주는 플랩 모멘트의 경우 접근비행 조건에서 정적 및 동적 모멘트 값이 최대임을 확인하였다.

로터 시스템에 장착된 댐퍼는 일반적으로 블레

이드와 허브를 연결하여 회전-면내 강성과 감쇠를 높임으로써 지상 및 공중 공진을 회피하기 위해 사용된다. 그러나 다수의 블레이드($N>5$)가 적용된 로터 시스템의 경우 댐퍼와 피치링크 또는 피치혼간의 간섭을 피해 허브와 연결할 수 있는 공간을 확보하기가 용이하지 않고, 장착되는 댐퍼 수에 따라 전체적으로 로터 시스템의 중량이 증가하게 된다. 따라서 제한적인 공간의 이용 효율을 높이는 동시에 댐퍼의 크기와 중량을 감소시키는 측면에서 블레이드간 댐퍼(inter-blade damper)를 적용하였으며, 장착위치에 따른 댐퍼의 하중과 변형 특성을 검토하였다. 해석조건은 Fig. 11에 나타낸 바와 같이 슬리브의 앞진(leading edge)과 뒷진(trailing edge)에 부착되는 댐퍼의 상대적인 수직거리(vertical offset length, D_h) 차이에 따라 아래와 같이 구분하였다.

- case-1: 슬리브의 T/E 및 L/E에 부착되는 댐퍼의 수직방향 위치가 동일한 조건
- case-2: damper lead-up ($D_h=+4.0\text{mm}$)
- case-3: damper lead-down ($D_h=-4.0\text{mm}$)

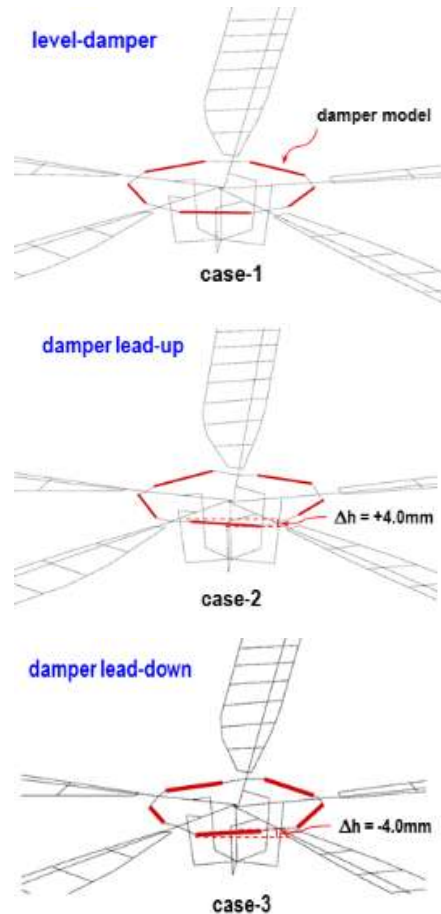


Fig. 11. Vertical damper attachment offsets

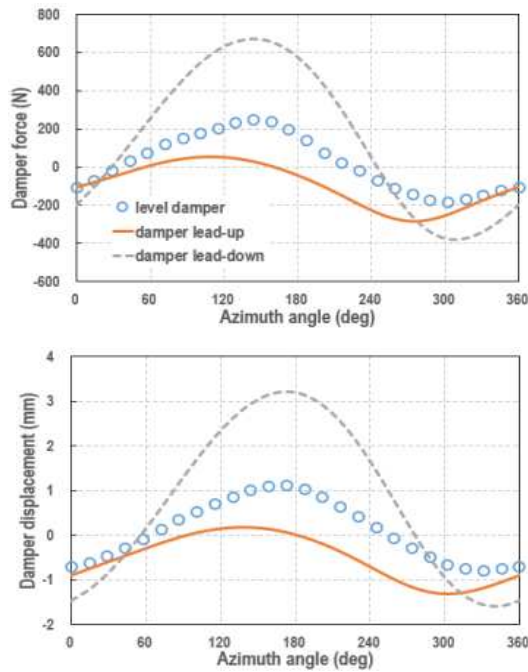


Fig. 12. Damper force and displacement (approach condition)

착륙을 위한 접근비행 조건을 기준으로 댐퍼의 수직방향 장착 위치(vertical offset)에 따른 댐퍼 하중과 변위를 Fig. 12에 제시하였다. 슬리브의 앞전과 뒷전에 부착되는 댐퍼의 수직방향 위치가 동일한 조건의 경우(case-1, level-damper) 댐퍼 하중은 27 ± 335 N이며, 그에 따른 변위는 0.1 ± 1.5 mm로 평가되었다. 또한 댐퍼가 장착되는 슬리브의 앞전 위치가 뒷전의 위치보다 수직방향으로 4.0 mm 낮은 경우(case-3, damper lead-down) 댐퍼 하중과 변위는 157 ± 526 N, 0.8 ± 2.4 mm으로 확인되었다. 이와는 반대로 댐퍼가 장착되는 슬리브의 앞전 위치가 뒷전의 위치보다 수직방향으로 4.0 mm 높은 경우(damper lead-up, case-2)인 조건에서는 댐퍼 하중과 변위가 -96 ± 167 N, -0.5 ± 0.7 mm임을 확인하였다. 따라서 case-3의 경우 댐퍼 하중과 변위가 최대로 평가되었으며, case-2의 경우 댐퍼 하중과 변위가 최소임을 확인하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 소형민수헬기의 풍동시험을 위한 마하 스케일 축소로터 블레이드의 설계 과정을 소개하였다. 실물 로터 시스템으로부터 축소로터 모델로 상사시키기 위해 마하 스케일 축소계수에 따라 주요 설계단면의 목표 물성치를 설정하였다. 또한 축소 블레이드 제작을 위해 국내

에서 수급 가능한 탄소섬유 및 유리섬유 계열의 복합소재를 적용하였다. 모달 해석을 통해 주요 모드별 고유진동수와 모드형상을 검토하였으며, 로터 회전 시 공진에 의한 동적 불안정 현상의 발생 위험이 낮음을 확인하였다. 블레이드 끝단 형상에 따른 공력성능과 소음특성을 평가하기 위한 풍동시험 조건에 따라 블레이드 반경방향으로 분포하는 원심력과 모멘트 하중의 분포를 검토하였으며, 접근비행 조건에서 정적 및 동적 플랩 모멘트 값이 최대임을 확인하였다. 슬리브에 부착되는 댐퍼의 장착 위치에 따른 하중과 변위를 검토하였으며, 댐퍼의 하중과 변위를 감소시키기 위해서는 case-2(damper lead-up) 장착조건이 유리함을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부 “소형무장헬기 연계 민수헬기 핵심기술개발사업” 과제 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

References

- 1) C. O. Albrecht, “Factors in the design and fabrication of powered dynamically similar V/STOL wind tunnel models”, AHS Mid-east Region Symposium, October 26-28, 1972
- 2) G. K. Hunt, “Similarity requirements for aeroelastic models of helicopter rotors”, U.K. Aeronautical Research Council, ARC-CP-1245, 1973
- 3) J. D. Singleton, W. T. Yeager, “Important scaling parameters for testing model-scale helicopter rotors”, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 3, May-June 2000
- 4) Park, I. J., and Jung, S. N., “General purpose cross-section analysis program for composite rotor blade”, *International Journal of Aeronautical and Space Science*, Vol. 10, No. 2, pp.77-85, 2009
- 5) Wayne Johnson, *CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics*, Johnson Aeronautics, 2007
- 6) www.nfx.co.kr, Midas-NFX User’s Manual