

헬리콥터 관절형 로터 시스템용 마하 축소 복합재료 블레이드 개발

김덕관*, 송근웅*, 김준호*, 주진*

Development of Mach Small-scaled Composite Blade for Helicopter Articulated Rotor System

Deog-Kwan Kim, Keun-Woong Song, Joune-Ho Kim and Gene Joo

Key Words : Composite Blade, Mach Small-Scaled Test, Articulated Rotor, Helicopter

ABSTRACT

This Paper contains the development procedure of Mach small-scaled composite rotor blade for helicopter articulated rotor system. This mach small-scaled composite blade design is conducted by using CORDAS program developed by KARI. The Dynamic analysis for an articulated rotor system with this blade is conducted by using FLIGHTLAB which is commercial software for helicopter analysis. Also the optimizing procedure of iterative design was described. The designed composite blades were manufactured after establishing the effective curing method. For small-scaled rotor test, strain gauges were embedded in composite blade spar to obtain bending & torsion strain value. To verify sectional properties of a blade, the bench test is accomplished. After comparing a designed data and tested data, Dynamic Calculation was repeated using tested data. Through this research, experiences of mach small-scaled composite blade development were accumulated and will be applied to the related research field.

1. 서론

헬리콥터 로터 시스템은 헬리콥터의 성능 및 안정성을 좌우하는 핵심요소이며 헬리콥터 개발시 최우선적으로 개발되는 구성품 중 하나이다. 로터 시스템은 허브와 블레이드로 구성되는데 허브 형태에 따라 관절형 로터 시스템, 힌지없는 로터 시스템 및 베어링없는 로터 시스템 등으로 분류된다. 관절형 로터 시스템은 헬리콥터 개발 초기에 사용된 형태로 기계적인 요소들을 많이 포함하고 있어 고가의 유지/보수 비용 등이 소요된다. 그러나 오

랜 운용 경험 등으로 확보된 해석 모델 및 계산의 단순성 등으로 로터 시스템 개발 초기 성능 예측 모델로 자주 사용된다. 본 논문에서는 이러한 관절형 로터 시스템을 적용하여 축소 블레이드에 대한 설계/해석을 수행하였다. 블레이드는 로터의 성능, 소음, 진동 및 안정성 특성을 결정짓는 중요한 요소이다. 일반적으로 실물크기 블레이드를 설계한 후 공력성능 및 공력탄성학적 안정성을 확보하기 위해 다양한 축소 복합재료 블레이드를 제작하여 로터 시험을 수행하게 된다. 축소 로터 시험을 수행함으로써 로터 시스템 개발에 소요되는 비용과 시간을 줄일 뿐만 아니라 설계입증자료로 활용할 수 있기 때문에 로터 시스템 개발시 필수적인 항목이다. 본 논문에서는 헬리콥터 관절형 로터 시스템용 마하 축소 복합재료 블레이드의 개발과

* 한국항공우주연구원 회전익기그룹

정을 기술하였다. 먼저 축소 복합재료 블레이드의 내부 구조 설계 및 해석 과정을 소개하고, 다음으로 축소 복합재료 블레이드의 성형 및 제작 과정에 대하여 기술하고자 한다. 축소 복합재료 블레이드 구조 설계는 본 연구원이 개발한 CORDAS (COMposite Rotor Design and Analysis Software)[1]를 이용하여 수행되었으며, 설계된 복합재료 블레이드에 대한 동역학 해석은 FLIGHTLAB 을 이용하여 해석을 수행하였다. Fig. 1 은 본 연구원이 운용 중인 축소 관절형 로터 시스템을 나타낸 것이다.[1-2]

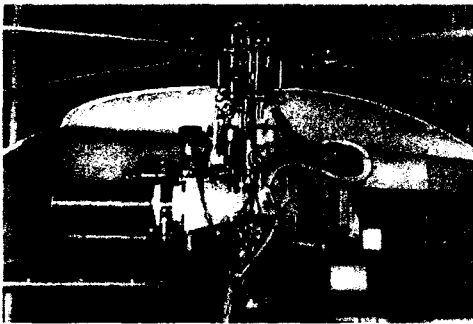


Fig. 1 축소 관절형 로터 시스템 시험장치(GSRTS)

2. 마하 축소 블레이드 설계 및 해석

2.1 마하 축소 시험 개요

축소 로터 시험 분류 중 공기역학적 특성을 검증하는 시험은 마하 축소 시험이라 일컬으며 회전하는 로터 블레이드의 끝단 속도를 실제 로터 블레이드 끝단 속도와 상사시킨다. 마하 축소 시험은 고속회전에서 수행되기 때문에 블레이드에 작용하는 하중 크기도 높게 된다. 그러므로, 블레이드 강도 및 강성도 다른 축소 시험보다 더 크게 요구된다. 본 논문에서 적용된 마하 축소 시험은 로터 직경 2m 급으로 회전속도가 1910rpm 이며 필요동력은 약 40HP 이다. 초기 마하 축소 시험에 사용된 블레이드는 알루미늄과 같은 금속재료를 적용하였으나 복합재료의 발달로 최근에는 복합재료를 적용하고 있다. 마하 축소 블레이드에 적용된 복합재료는 고강성, 고강도를 요구하면서 저중량을 요구하기 때문에 탄소섬유계열의 복합재료를 많이 적용하고 있다.

2.2 마하 축소 블레이드 설계

일반적으로 헬리콥터용 블레이드는 고성능 특성을 만족하기 위해 여러 익형(airfoil) 사용 및 비틀림(twist) 각도를 갖으며 이는 설계/해석상의 난이도를 증대시킨다. 따라서 설계 접근을 용이하게 하기 위해 설계/해석 전용 프로그램을 사용하게

되며 본 논문에서는 블레이드 단면 설계 프로그램으로 CORDAS 를 적용하였으며 성능 및 동적 특성 분석으로 FLIGHTLAB 을 적용하였다. Fig. 2 에 마하 축소 블레이드 형상이 제시되었다.



Fig. 2 마하 축소 블레이드 형상

마하 축소 블레이드 외피로 직물유리섬유를 적용하였으며 하중을 감당하는 스파에는 직물탄소섬유를 적용하였다. 형상유지에 사용되는 뒤전 코어에는 블루 폼을 적용하였다. 설계에 사용된 주요 원자재 사양은 Table 1 에 제시하였다.

Table 1 복합재료 블레이드 원자재 주요 물성치

Material	E11	E22	ν_{12}	G12	ρ_{0}
	MN/m ²	MN/m ²	-	MN/m ²	g/cm ³
Blue Foam	0	0	0.1	0	0.031
LEAD	14	0	0.4	0	11.34
Woven Glass(SK210, +-45)	15500	15500	0.6	11500	1.748
Woven Glass(SK224, +-45)	15500	15500	0.6	11500	1.831
Woven Carbon(WSN1K 0/90)	55350	57750	0.042	4920	1.501
Woven Carbon(WSN1K +-45/-45)	18370	18370	0.73	30231	1.545
PEI Hard Foam	0.1	0.1	0.3	0.1	0.11

블레이드 주요 단면에 대한 형상으로 D형 스파 구조를 적용하였으며 시위방향의 무게중심을 조절하기 위해 블레이드 노즈 앞쪽에 납 웨이트를 심었다. 앞전쪽에는 보강재로 노즈 몰딩을 심었다. 설계된 블레이드 단면 형상은 Fig. 3 에 제시되었다.

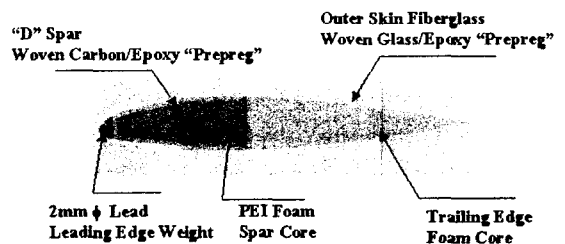


Fig. 3 마하 축소 블레이드 단면 형상

CORDAS 를 이용하여 설계된 블레이드 주요 단면 형상이 Fig. 4 에 제시되었다. Table 2 에는 설계된 블레이드 단면에 대한 물리량 계산 결과가 제시되었다. 설계된 블레이드 무게는 210g 이며 시위방향 무게중심은 앞전으로부터 23.5%C 에 위치하였으며 설계치가 요구치와 일치하게 하였다.

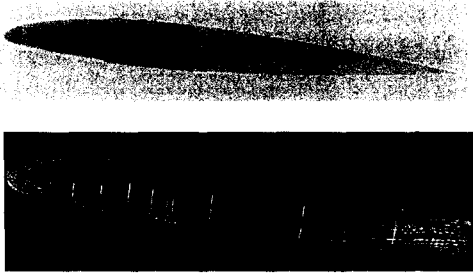


Fig. 4 단면 구조 설계 결과 및 형상

Table 2 단면물리량 계산 결과

R	BCGOFF	BMP1	BEI2Z	BEI3Z	BEI4Z	BEI5Z	BEA	BGJ	BEAOFF
nd	t	avg/t	lb·in ³	lb·in ³	lb·in ³	lb	lb·in ³	lb·in ³	t
2.88E-01	9.41E-03	5.89E-03	1.05E+03	3.12E-02	7.66E+01	6.17E+05	1.23E+02	3.38E-03	
3.02E-01	8.10E-03	5.72E-03	1.05E+03	3.10E-02	7.60E+01	6.23E+05	1.10E+02	1.98E-03	
1.31E-01	7.83E-03	5.73E-03	1.06E+03	3.05E-02	7.49E+01	6.35E+05	1.08E+02	2.34E-03	
3.73E-01	7.74E-03	5.74E-03	1.06E+03	2.97E-02	7.28E+01	6.50E+05	1.07E+02	2.70E-03	
4.28E-01	7.74E-03	5.70E-03	1.07E+03	2.88E-02	6.99E+01	6.65E+05	1.02E+02	2.87E-03	
4.86E-01	6.74E-03	5.63E-03	1.07E+03	2.78E-02	6.58E+01	6.70E+05	9.80E+01	2.64E-03	
5.53E-01	6.22E-03	5.47E-03	1.05E+03	2.63E-02	5.98E+01	6.66E+05	8.74E+01	1.77E-03	
6.23E-01	5.42E-03	5.16E-03	1.02E+03	2.48E-02	5.26E+01	6.12E+05	7.69E+01	-3.61E-06	
6.93E-01	4.43E-03	4.66E-03	9.51E+02	2.30E-02	4.28E+01	5.14E+05	6.25E+01	-4.12E-04	
7.61E-01	4.03E-03	4.26E-03	8.78E+02	2.12E-02	3.38E+01	4.25E+05	5.16E+01	-8.85E-03	
8.22E-01	3.98E-03	4.12E-03	8.49E+02	2.01E-02	2.93E+01	3.93E+05	4.75E+01	-1.08E-02	
8.74E-01	3.92E-03	4.07E-03	8.43E+02	1.92E-02	2.72E+01	3.80E+05	4.54E+01	-1.08E-02	
9.14E-01	3.51E-03	4.05E-03	8.49E+02	1.86E-02	2.63E+01	3.88E+05	4.43E+01	-9.83E-03	
9.44E-01	3.22E-03	4.04E-03	8.55E+02	1.82E-02	2.58E+01	4.07E+05	4.35E+01	-9.88E-03	
9.59E-01	3.02E-03	4.04E-03	8.59E+02	1.80E-02	2.55E+01	4.13E+05	4.30E+01	-9.58E-03	

블레이드 단면에 대하여 하중해석을 수행하여 나온 하중 값을 블레이드 Root 플레이트와 블레이드 주요 단면에 대하여 적용하였다. 블레이드 Root 부는 CATIA V.5 의 구조해석 기능을 적용하여 해석을 수행하였으며 블레이드는 간단한 오일러 빔 공식을 적용하여 계산하였다. 플레이트의 경우 원심력 하중이 6,613N 정도이며 각 블레이드에서 발생하는 추력의 크기는 약 500N 정도이다. Fig. 5 에 블레이드 루트 플레이트에 대한 전산구조해석결과를 제시하였으며 Fig. 6 에 블레이드 30%R 에서 오일러 단순 보 이론을 적용하여 단면에 대한 변형도 계산 결과, Fig. 7 에 NASTRAN 을 적용한 블레이드 스파 구조에 대한 응력 해석 결과를 제시하였다. 위의 결과로부터 블레이드는 로터 시험 운용 조건에서 플레이트의 경우 안전계수 5 이상, 블레이드 단면의 경우 2 이상의 안전성을 확보하였다.[3-5]



Fig. 5 루트 플레이트 형상 및 구조해석 결과

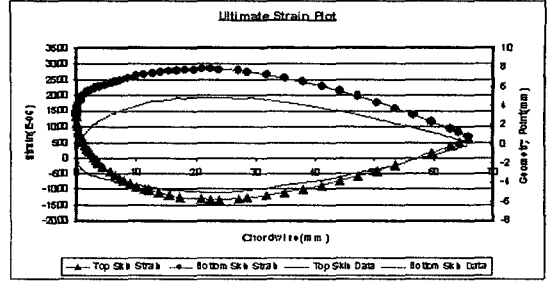


Fig. 6 단면 변형도 계산 결과(위치: 30%R)

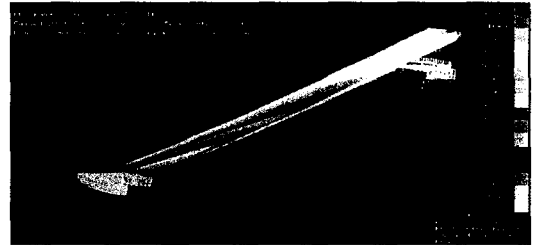


Fig. 7 블레이드 스파 전산구조해석(NASTRAN)

블레이드 단면 구조 설계 및 구조 해석을 수행한 후 이 결과를 이용하여 블레이드 제작 공정시 요구되는 단품들에 대한 설계를 수행하였다. 3 차원 설계 프로그램인 CATIA 를 적용하여 블레이드 단품에 대한 솔리드 모델링을 수행하였다. 여기서 설계된 단품 결과의 Surface 자료를 이용하여 단품 제작에 사용될 금형을 설계하게 된다. 마하 축소 블레이드 단품은 크게 상하외피, 스파, 노즈 스킨, 노즈 웨이트, 뒤전 폼 코어 및 플레이트로 구성된다. Fig. 8 에 자세한 단품들에 대한 CATIA 솔리드 모델링 자료가 제시되었다.

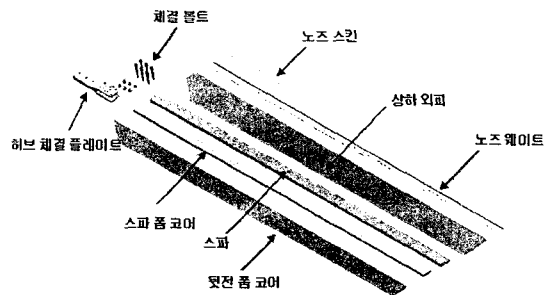


Fig. 8 축소 블레이드 단품 3D Solid 설계(CATIA)

3. 마하 축소 블레이드 제작

3.1 스트레인지지 부착

설계된 마하 축소 블레이드를 제작하기 전에 시험에서 요구되는 스트레인지지를 블레이드 스파에 부착하여 성형하는 공정을 수립하였다. 마하

축소 시험은 블레이드 익형 형상이 중요하기 때문에 기존 프루드 축소 시험처럼 블레이드 외피에 센서류를 직접 붙이면 시험 결과의 신뢰도가 낮아지기 때문이다. 따라서 기존 블레이드 제작 공정에서 블레이드 스파에 센서 부착하는 공정을 추가하였다. 블레이드 스파 방향으로 센서가 붙는 위치는 Fig. 9 에 제시되었다. 플랩, 래그 및 토션 방향의 신호를 측정하기 위해 Full Bridge 스트레인게이지를 부착하였다.

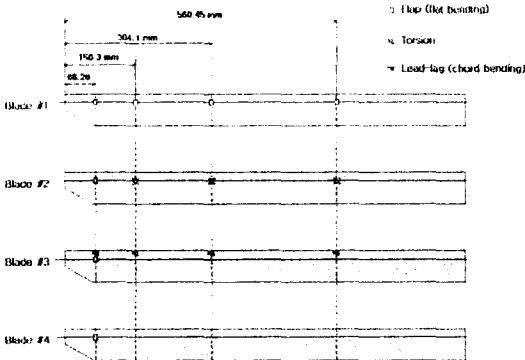


Fig. 9 스트레인게이지 부착 위치

3.2 블레이드 제작

블레이드를 제작하기 위해 외피 성형용 금형 제작, 노즈 몰딩용 금형 제작, 스파 내부 폼 코어 가공, 스파 금형 가공, 뒤전 폼 코어 가공을 한 후 블레이드 단품을 성형/제작하였다. 블레이드 성형에 오토클레이브를 사용하였다. 부품 성형 온도는 125° C 에서 수행하였으며 최종 조립은 60° C 에서 성형하였다. 스파에 스트레인게이지 센서를 부착후 최종 조립을 한 후 signal line 단선 등의 시행착오를 겪은 후 제작 완료되었다. 제작된 블레이드에 대한 중량 및 단면 형상에 대한 검사를 완료한 후 기본 물리량 측정 장치를 이용하여 제작 완료된 블레이드의 무게중심 및 플랩 강성 등과 같은 기본적인 물리량에 대한 검사 과정을 수행하였으며 Fig 10 은 물리량 측정 장면을 보여준다.



Fig. 10 마하 축소 블레이드 기본물리량 측정

4. 결론

본 연구를 통하여 블레이드 공력 성능 예측을 위해 필수적인 마하 시험을 위해 필요한 축소 복합재료 블레이드를 설계/해석/제작하였다. 본 연구원이 기존 프루드 축소 설계/해석 및 제작을 통해 확보한 기술을 적용하였으며, 특히 정확한 공력형상 구현을 위해 스트레인게이지를 스파에 심어 제작하였다. 마하 축소 복합재료 블레이드 개발 과정을 통해 헬리콥터 블레이드 개발시 요구되는 프루드 및 마하 축소용 블레이드를 모두 개발 완료하였다. 현재 기본 물리량 측정을 마치고 스트레인게이지 센서 신호와 개발된 블레이드에 대한 고유진동수를 측정하고 있다. 게이지에서 나오는 모든 신호들이 양호할 경우 항우연이 보유하고 있는 축소 로우터 시험장치(GSRTS) 장착하여 지상 및 풍동시험을 수행할 예정이다. 마하 축소 시험을 통해 나온 결과는 블레이드 성능 예측 및 설계 자료로 활용될 예정이며 현재 수행중인 “차세대 헬리콥터 로우터 시스템 개발” 등과 같은 연구과제에 적용할 예정이다. 본 연구를 통해 확보된 설계/해석/제작 기술은 향후 국내 수행 예정인 “다목적 헬기 개발” 등과 같은 국가 헬리콥터 개발사업에도 적용할 예정이다.

후 기

본 논문은 공공기술연구회 지원의 한국항공우주연구원 기본연구사업인 “무인기 성능향상 핵심 기술 연구 1 차년도” 과제 결과의 일부이며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) 주진, 김덕관, “복합재료 로우터 블레이드 설계/해석 프로그램(CORDAS) 개발”, 한국항공우주학회 ‘99 춘계학술대회논문집
- (2) FLIGHTLAB User’s Manual, 2001
- (3) 주진, 김덕관, 박훈철, 구지은, “복합재료 헬리콥터 로우터 블레이드의 단면 물리량 예측 및 동적 해석에 관한 연구”, 99 춘계 복합재료 학술대회논문집, 1999. 5
- (4) 주진, 김덕관 외 8 명, “헬리콥터용 힌지없는 허브시스템 핵심기술 선행연구”, 한국항공우주연구원, 1 차년도 보고서, 2001
- (5) 김덕관, 홍단비 외 2 명, “헬리콥터 힌지없는 로터 시스템용 패들형 축소 복합재료 블레이드 구조 설계 및 제작”, 한국복합재료학회 2002 춘계학술대회논문집, 2002. 10