

무인헬리콥터용 복합재료 로터 블레이드 개발에 관한 연구

심정욱*, 기영중, 김승범, 김승호, 고은희(한국항공우주연구원)
지강혁, 김선규, 정철호((주)썬에어로시스)

A Study of the Development of the Composite Rotor Blade for Unmanned Helicopter

J. W. Sim(KARI), Y. J. Kee(KARI), S. B. Kim(KARI), S. H. Kim(KARI), E. H. Ko(KARI)
K. H. Chi(Sun Aerosys Co.), S. K. Kim(Sun Aerosys Co.), C. H. Chung(Sun Aerosys Co.)

ABSTRACT

This paper describes the design, analysis and manufacture procedure of the composite blade for hingeless rotor system of unmanned helicopters. Helicopter rotor system is the key structural unit that produces thrust and control forces for intended flight conditions. In this work, a hingeless rotor system is adopted, and base on the design requirements for rotor system, composite blade section design and calculation of material properties were performed. In order to avoid the unstable state such as resonance, vibration characteristics of rotor system were analyzed. Finally, this paper describes the forming and manufacture of composite blade.

Key Words : Unmanned Helicopter(무인헬리콥터), Rotor Blade(로터블레이드), Composite(복합재료), Natural Frequency(고유진동수), Forming(성형), Autoclave(오토클레이브)

1. 서론

현대 산업사회의 발전에 따라 인력의 효율적인 운용과 위험요소로부터의 보호 및 경제적인 운용 등의 요구에 부응하기 위해 무인항공기에 대한 관심이 점차 증가되고 있다. 이에 따라 항공선진국에서는 무인기 개발에 첨단기술이 집중되고 있으며, 특히 수직 이착륙 및 제자리 비행이 가능하여 다목적으로 활용할 수 있는 무인헬기 개발에 많은 노력을 기울이고 있다. 현재, 무인헬기는 일본, 미국 등에서 이미 상용화되어 운용하고 있으나 운용범위, 경제성 등에서 개선할 점이 많으며, 각 국에서 관련기술을 보호 육성하고 있으므로 무인헬기 관련 핵심기술을 자체적으로 확보하는 것이 추후 관련 산업에 경쟁력을 갖기 위해 필수적이다. 또한 블레이드와 허브 및 조종장치로 구성되는 로터 시스템은 헬기의 성능, 소음, 진동 및 안정성을 결정짓는 핵심요소이므로 무인헬기 개발시 최우선적으로 개발되는 구성품 중 하나이다. 로터 시스템은 허브 형태에 따라 관절형 로터(articulated rotor), 힌지없는 로터(hingeless rotor), 베어링없는 로터(bearingless rotor) 시스템으로 구별된

다. 이중 힌지없는 로터 시스템은 블레이드가 허브에 고정되어 자유단보(cantilever beam)처럼 연결되며, 회전속도가 빨라질수록 허브에 가해지는 하중이 증가하는 단점이 있으나 구조가 단순하기 때문에 공기력에 의한 항력이 줄어들며 동시에 조종력이 커서 고기동이 가능하며 정비성 및 안정성이 좋다. 로터 시스템을 구성하는 블레이드는 회전운동에 따라 주기적인 특성을 갖는 하중변화로 인해 진동을 유발하며, 이 진동이 로터 허브를 통해 기체로 전달되게 됨으로써 [1] 구조적인 피로하중과 조종사와 승객에게 피로와 불안감을 주게 된다. 따라서 로터 시스템의 진동 크기를 줄이기 위한 연구 초기에는 등방성 블레이드에 대해 추가적인 질량을 적용하거나 강성과 같은 기계적인 특성을 재분포 시킴으로써 진동 문제를 해결하려 하였으며 [2], 복합재료를 이용한 연구가 활발해지면서 복합재료의 이방성을 이용하여 적층각과 적층두께 등을 변화시킴으로써 설계자가 의도하는 진동특성을 구현하려고 하였다 [3]. 최근에는 지능재료(smart material)와 뒷전플랩(trailing edge flap)을 이용한 능동적인 진동제어 기술을 통해 기체로 전달되는 진동을 최소화하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다 [4]. 따라서 본 논문

문에서는 무인헬기 전체의 진동특성에 중요한 영향을 미치는 한지없는 로터 시스템의 복합재료 블레이드에 대한 개발과정을 기술하였다. 먼저 복합재료 블레이드의 단면구조 설계 및 해석 과정을 소개하고, 다음으로 복합재료 블레이드의 성형 및 제작에 대하여 간략히 기술하였다. 본 연구를 통해 연구개발된 로터 시스템이 장착될 대상 헬리콥터는 Yamaha R-MAX 무인헬기로 Fig. 1에 제시되어 있으며, 주요 제원은 Table 1에 기술하였다.



Fig. 1 Yamaha R-MAX for Unmanned Helicopter

Table 1. Main Data of R-MAX

	R-MAX	Unit
Empty Weight	58	kg
Payload	30	kg
Endurance (Full payload)	60	min
Control Range	150	m
Main Rotor Diameter	3115	mm
Main Rotor RPM	830	rpm
Tail Rotor Diameter	545	mm
Overall Length	3630	mm
Body Length	720	mm
Overall Height	1080	mm
Installed Power	21	PS

2. 로터 블레이드 설계

2.1 로터 블레이드 단면구조 상세설계

현재 운용중인 헬리콥터의 로터 블레이드는 스핀 방향으로 2 ~ 3개의 서로 다른 익형을 사용하고 있으며, 이는 회전하는 로터 블레이드의 스핀 방향의 유동장 특성이 다르기 때문에 공력성능을 최적화하기 위한 것이다. 그렇지만 실제 로터 블레이드의 경우, 40 ~ 85%R 구간에서 발생하는 양력이 대부분을 차지하므로, 이 구간의 익형은 실속특성이 우수하고 양력계수가 큰 익형으로 선정되어 적용되고 있다. 그러나 양력계수가 상대적으로 큰 값을 갖는 익형은 과도한 피칭모멘트를 유발하기 때문에 본 연구에서는 로터 허브에 발생하는 비틀림 모멘트를 최소화하기 위해 반대의 피칭모멘트 특성을 갖는 익형을 블레이드의 끝부분(>85%R)에 적용하였다. 한지없는 로

터 시스템에 적용될 블레이드의 질량 및 강성분포는 본 연구원이 수행한 바 있는 “차세대 로우터 시스템 개발” 연구 과제를 통해 개발된 NRSB-II 블레이드를 기본으로 하였으며 복합재료 블레이드 단면 설계 및 해석은 본 연구원이 개발한 CORDAS(Composite Rotor Design and Analysis Software) 프로그램을 이용하여 수행하였다. 블레이드 설계에 사용된 복합재료는 제작사로부터 제공되는 원자재의 물성치를 이용하여 수행하며, 물성치가 없을 경우 시편을 이용한 시험을 통해 설계 자료를 확보하였다. 복합재료 블레이드 설계시 원자재의 제작성 및 가공성 등을 고려하여야 하며 블레이드 설계에 사용된 복합재료의 종류와 특성을 Table 2에 정리하였다. CORDAS를 이용하여 설계된 대표적인 블레이드 단면(67.5%R)의 구조와 구성요소를 Fig. 2에 나타내었다.

Table 2. Prepreg and characteristic of the Composite Blade

원자재명	구분	적용구조	비고
GU150NS	UD Glass	Spar	굽힘강성
HPW193	Carbon Fabric	Spar	굽힘강성
HG1581	Glass Fabric	Skin&Spar	비틀림강성
Rohacell Foam	110WF/ 71WF	Spar Core & Nose Weight	스파형상유지
Blue Foam	-	T.E. Core	익형유지

Table 3. Prepreg Materials of the Composite

Materials	E1 (MPa)	E2 (MPa)	Poisson's Ratio	G (MPa)	Density (g/cm ³)
GU150NS	39,650	10,910	0.31	4,670	1.86
HPW193	54,100	53,960	0.05	3,770	1.55
HG1581	24,280	23,150	0.14	3,730	1.87
Rohacell Foam	105	105	-	42	0.08

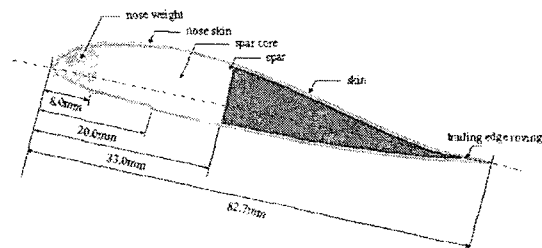


Fig. 2 Sectional Architecture of the Composite Blade

- 블레이드 반경 : 877.5mm
- 블레이드 시위(chord) : 82.7mm
- 에어포일 형상 : NRSB-2R(12%C)
- Nose Skin: 앞전 부분의 익형 형상유지
 - 구성: Glass Fabric 2plies(? 5?, 0.46mm)
- Skin : 익형 형상유지 및 전단력 담당
 - 구성 : Glass Fabric 2plies(? 5?, 0.46mm)
- Spar : 블레이드에 가해지는 대부분의 하중을 담당하는 주요 구조부재
 - 구성 : Glass Fabric 4plies(? 5? /Carbon Fabric 2plies(? 5? /UD Glass 4plies(0?, 1.9mm)
- Nose Weight, Spar Core, Trailing Edge Core : 스파 및 익형 형상유지
 - 구성 : Rohacell Foam, Blue Foam
- 무게중심 위치 : 25.7%C
- 탄성중심 위치 : 24.6%C
- 질량 : 481.0g/m

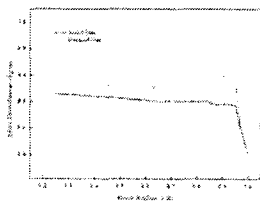


Fig. 3 Mass Distribution

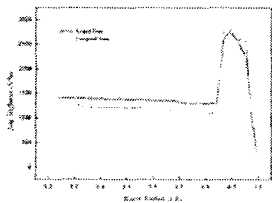


Fig. 4 Lag Stiffness

위의 Fig. 3은 단면의 질량 분포를, Fig. 4는 래그 강성 분포를 나타내며 Fig. 5는 CATIA로 설계된 복합재료 블레이드의 각 구성요소를 나타내고 있다.

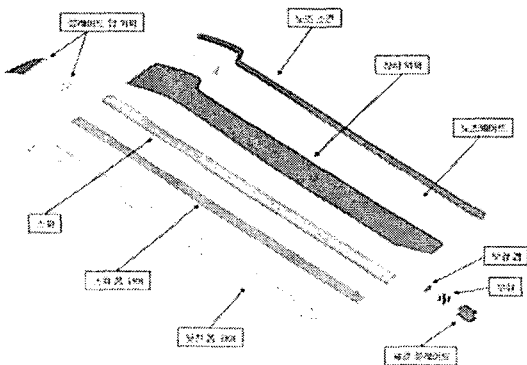


Fig. 5 Disassembly of the Composite Blade

2.2 로터 블레이드 동역학해석

힌지없는 로터 시스템의 회전수 변화에 따른 고유진동수를 계산하였으며, 고유진동수와 모드형상을

도출하기 위하여 헬리콥터 통합해석 소프트웨어인 CAMRAD(Comprehensive Analysis Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics)-II를 이용하였다. 복합재료 블레이드의 탄성 변형을 고려하기 위해 블레이드를 탄성 보로 모델링하였으며, 고유치 해석을 통해 로터 회전수 변화에 따른 고유진동수와 모드형상을 도출하였다.

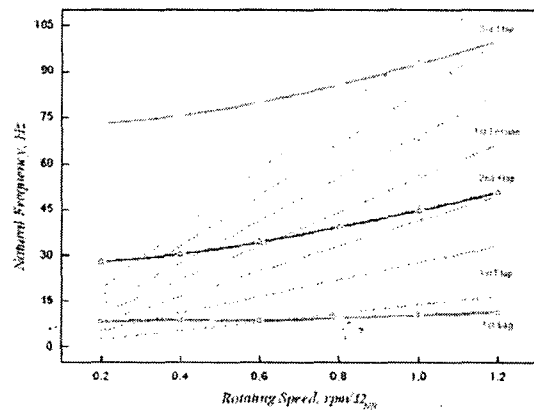


Fig. 6 Natural Frequency Change of the Rotating Speed (Blade Pitch : 12°)

Table 4. Natural Frequency Change of the Rotating Speed (Blade Pitch : 12°)

Rotating Speed (rpm/Ω)	Natural Frequency (Hz)				
	1st Lag	1st Flap	2nd Flap	1st Torsion	3rd Flap
0.2	8.371	5.685	27.934	62.998	72.984
0.4	9.103	7.572	30.583	62.723	75.739
0.6	8.795	11.151	34.560	62.947	80.095
0.8	9.667	13.885	39.469	63.452	85.774
1.0	10.532	16.727	44.853	64.433	92.593
1.2	11.479	19.633	50.683	65.222	99.795

해석 결과, 1차 래그 모드와 플랩 모드의 고유진동수 값은 아래와 같으며, 로터 회전수 변화에 따른 고유진동수의 분포도를 Table 4와 Fig. 6에 제시하였다.

- 1차 래그 고유 진동수 : 0.76Ω
- 1차 플랩 고유 진동수 : 1.21Ω

Fig. 6에 제시된 결과를 통해 운용회전속도에서 공진이 발생하지 않음을 확인하였으며, 저진동 블레이드에 대한 설계 요구조건을 충족한 것으로 판단된다.

3. 로터 블레이드 제작

3.1 로터 블레이드 공정 설계

무인헬기 로터 블레이드는 구간별 두 개의 에어 포일을 가지고 있으며 블레이드 끝단에서 하반각을 가지고 있는 형상으로 일체형 성형 방식을 적용하여 복합재를 성형 및 제작하는 경우, 공정상에서 가공 손실 및 불량 손실을 발생시킬 수 있다. 따라서 하반각을 포함하는 끝단 구성부를 분할하는 블레이드 분할 조립 방식을 채택하였다. 이는 로터 반경 95%까지의 주 블레이드 구성부와 끝단 구성부로 구성되며 각각 제작한 다음 3차 조립과정을 통해 블레이드를 제작하는 방식이다.

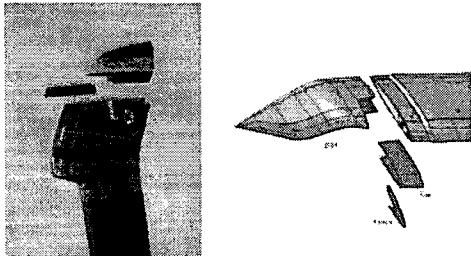


Fig. 7 Concept of the Blade Processing

3.2 치공구 제작

금형설계에서 고려할 사항 중에 가장 중요한 부분이 열팽창에 의한 금형의 변화이다. 따라서 단품의 제작 과정에서 성형의 온도(121°C)를 최소 90분 이상 유지해야 하며, 이때 금형은 상온보다 큰 열팽창을 하게 된다.

$$L \times T \times C_T = \text{Thermal Expansion}$$

(AL 7075 열팽창계수는 $23.6 \times 10^{-6} / ^\circ C$)

아래의 식은 성형을 하고자 하는 단품의 정밀도를 나타내며 온도에 따른 정밀도를 그래프로 표현 (Fig. 8)하면 약 99.72%의 정밀도를 가진다. 이는 제작에 대한 만족할 만한 수준이라고 판단되어지므로 Al 7075-T6를 사용하여 금형을 제작하였다. 금형 제작은 .05mm의 공차로 가공할 수 있는 NC를 이용하였다. Fig. 9는 노즈 스킨의 몰드를 가공하는 모습입니다.

$$\frac{\text{단위 길이}}{(\text{Thermal Expansion} + \text{단위 길이})} \times 100 = \text{정밀도}(\%)$$

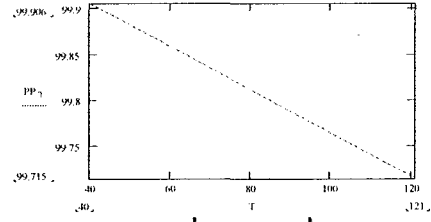


Fig. 8 Precision Change of the Temperature

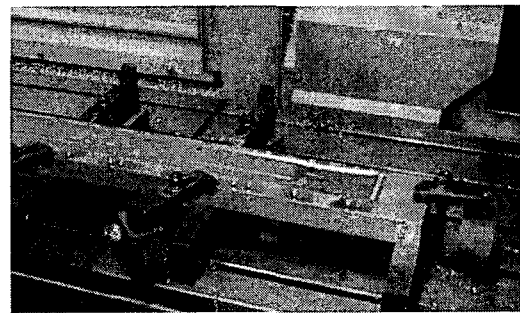


Fig. 9 Processing of the Nose Skin Mold

3.3 로터 블레이드 제작

3.3.1 단품 제작

기계가공이 필요한 단품은 AL 7075를 사용하였고, 복합재료 단품 중 스킨과 노즈 스킨은 NC가공된 알루미늄 몰드에서 프리프레그 적층방식을 사용하였다. 스킨은 Match die 방식을 적용하여 Autoclave에서 성형 제작하였으며, 뒷전 코어는 Match Die 몰드에서 750Mpa의 힘으로 압착하여 제작하였다.

Autoclave 성형 조건은 아래와 같다.

- 승온속도 : 0.5-7 °F/Min
- 성형온도 : 260? 0 °F
- 유지시간 : Min 120분 above 250°F
- 냉각 : 0.5-4 °F/Min 속도로 140°F까지



Fig. 10 Forming Temperature

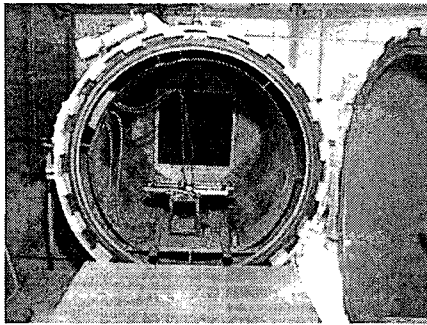


Fig. 11 Autoclave Forming for the Skin

3.3.2 로터 블레이드 조립

최종 조립은 3차로 구분되어 진행된다. 1차 조립은 주 블레이드 구성부 조립 공정으로 Upper / Lower Match Die 방식을 적용하여 각 단품들(Skin, Spar, Core)을 조립치구 기준점에 정위치 시킨 후 Adhesives (AW106/HV953U)를 사용하여 본딩한 후, 조립 몰드에서 Match Die 방식으로 60°C에서 2시간 성형한 다음 상온에서 12시간 경화 지속시간을 갖는다. 2차 조립은 1차 조립을 통하여 성형된 주 블레이드 구성부를 끝단 단품들과 함께 2차 조립 치구위에 정위치 시킨 후 1차 조립공정을 반복하여 성형한다. 주 블레이드 구성부와 끝단 구성부 조립 부분은 Cap Skin으로 보강한다. 3차 조립은 블레이드 앞면에 Nose Skin을 조립하는 과정으로 Tape wrapping 방식을 사용하였으며 성형공정은 1차 조립 공정에 준하였다.

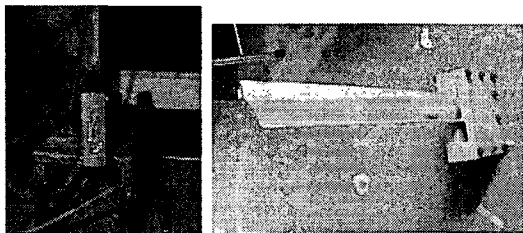


Fig. 12 First / Second Assembly



Fig. 13 Third Assembly

완성된 블레이드는 치구를 이용하여 형상, 중량 및 단면을 확인하였다. Fig. 14는 최종 제작된 복합

재료 블레이드 조립품이며 Fig. 15는 유각으로 레이저 가공한 Template를 이용하여 형상을 검사하는 모습이다.

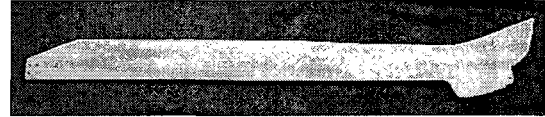


Fig. 14 Final Composite Blade

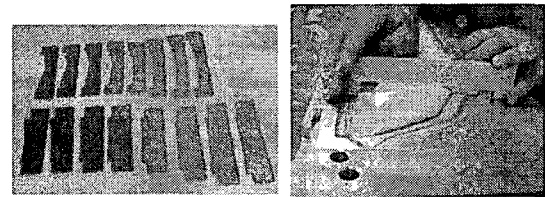


Fig. 15 Sectional Configuration Tools and Inspection

4. 결론

본 논문에서는 무인헬기 전체의 성능과 진동특성에 중요한 영향을 미치는 무인헬기용 힌지없는 로터 시스템의 복합재료 블레이드에 대한 개발과정을 기술하였다. 먼저 복합재료 블레이드의 단면구조 설계 및 해석 과정을 소개하고, 다음으로 복합재료 블레이드의 성형 및 제작에 대하여 기술하였다. 추후 R-MAX 무인헬기에 본 연구를 통해 개발된 로터 블레이드를 적용하여 성능의 향상을 확인할 예정이다.

후기

본 연구는 현재 수행중인 공공기술연구회 지원의 “무인기 성능향상 핵심기술 연구” 결과의 일부이며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

1. Richard L. Bielawa, "Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity", AIAA Inc, 1992
2. Lim, J.W., "Aeroelastic Optimization of a Helicopter Rotor", The University of Maryland, 1988
3. Ganguli, R. & Chopra I., "Aeroelastic Tailoring of Composite Couplings and Blade Geometry of Helicopter Rotor Using Optimization Methods", J. of American Helicopter Society, Vol.42(3), pp.218~228, 1997.
4. Chopra I., "Recent Progress on the Development of a Smart Rotor System", Proceeding of the European Rotorcraft Forum, 2000