

# 헬리콥터용 축소 복합재료 힌지없는 허브 부품 제작 및 구조 시험

김덕관\*·홍단비\*·기영중\*·이 욱\*·이명규\*

## Manufacture and Structural Test of the Small-scaled Composite Hingeless Hub Part for Helicopter

Deog-Kwan Kim, Danbi Hong, Young-Jung Kee, Wook Rhee and Myeong Kyu Lee

### Abstract

This report describes the procedure of detailed design and structural test for the composite flexure which is a part of the hingeless hub system. First, stacking sequence design for composite flexure was done, and structural analysis by using NASTRAN was made to verify structural stability and safety. Using FPS installed at KIMM, composite flexure was laid up and cured using an autoclave. Before rotor ground test, the basic structural tests such as a bench test, tensile strength test and shear strength test, for flexure, were accomplished. Through replacing existing metal hub part with new fabricated composite flexure, improvement of aeroelastic stability and weight reduction were achieved. This result will be applied to composite rotor system design for helicopter.

**Keywords** : Composite Flexure, Hingeless Hub, Rotor System, Structural Strength, Helicopter

### 1. 서 론

1970년대 초부터 헬리콥터 로터 블레이드에 복합재료가 처음 적용되기 시작하였으며, 현재는 1차 구조물인 동체, 허브 부품 및 회전축에도 적용되고 있고 앞으로 기어박스 케이스 등 응용 범위가 더욱 넓어질 것으로 예상된다. 최근 기술 선진국들은 헬리콥터 성능개량 프로그램을 통해 기존 금속재료 허브 시스템 및 구조물을 복합재료를 적용하여 교체함으로써 전체 헬리콥터 운용 비용 감소 및 성능 향상을 꾀하고 있다[1-3].

본 연구를 통해 축소 힌지 없는 금속재료 허브 부품을 복합재료 허브 부품인 플렉서로 대체하는 상세설계 및 제작, 회전시험 수행 전에 필수적인 구조시험 과정을 경험하였다. 먼저 설계된 복합재료 허브 부품에 대한 상세 설계를 수행하였다. 복합재료 적층 순서 및 NASTRAN을 이용한 허브

부품에 대한 상세 구조 해석을 수행하였으며, 상세 해석과정에서 제작에 사용될 금형 종류 결정, FPS(Fiber Placement System) 장비를 이용한 적층 방법 및 용이성, 탈형 후 단품들의 체결 등을 고려하여 제작 도면을 작성하였다. 복합재료 허브 부품을 FPS 장비를 이용하여 설계 적층 순서대로 적층하였으며 Autoclave를 통해 성형하였다. 성형 후 단품들과 함께 치구를 통해 체결하였으며, 체결 후 기존 허브 시스템의 베어링 및 타이-바 시스템과 조립성을 검토하였다. 제작이 완료된 후 허브 부품에 대한 기본적인 구조시험을 수행하였다. 로터 회전 시험을 수행하기에 앞서 구조적으로 안전 여부를 판단하기 위해 주요 하중 방향에 대한 구조 강도 시험을 수행하였다. 먼저 구조동역학 특성에 영향을 주는 허브 부품의 플랩 강성 및 래그 강성에 대한 강성치를 Bench Test를 통해 측정하였다. 회전 시험 중 가장 크게 작용하는 원심력 하중에 대한 강도 측정을 위해 인장 강도 측정 시험을 수행하였다. 마지막으로 피치 혼 연결부의 접착 강도를 예측하기 위해 피치 링크의 시험 하중 결과 값을

\* 한국항공우주연구원 회전익기그룹

이용하여 접착 강도를 예측하였다. 이런 구조시험을 완료한 후 복합재료 허브 부품을 장착한 로터 시스템에 대한 지상시험을 수행하게 된다. 그림 1.은 축소 힌지 없는 허브 시스템 중 개발 대상인 복합재료 허브부품을 보여주고 있다.

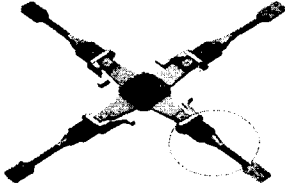


그림 1. 허브 부품에 대한 유한요소 해석 결과

## 2. 복합재료 허브 부품 상세설계

### 2.1 허브 부품 상세 설계

상세 설계는 상세 구조 해석 및 기존 금속재 허브 부품의 베어링 및 타이-바와 체결성, FPS를 이용한 금형 설계 및 제작성 등을 고려하여 수행하였다. 먼저 기존에 운용중인 금속재 허브 시스템의 타이-바와 피치 베어링 어셈블리를 감싸고 있는 피치 하우징 단품의 복잡한 외형 형상을 단순화시켰다. 내부는 피치 베어링 등이 직접 체결되면서 기계적인 부분과 접촉되기 때문에 경금속인 알루미늄 7075로 대체하였으며, FPS 장비를 이용하여 제작하는데 적층에 필요한 곡률 조건을 만족시키기 위해 외형 형상을 최대한 완만하게 설계하였다. 또한 FPS 장비를 이용하여 복합재료 허브 부품을 성형할 금형을 설계하였고, 금형 설계시 작업성 편리, 가공성 등을 고려하여 금형을 설계하였다. 또한 블레이드와 체결되는 허브 부품의 플렉서 끝단은 금형 일부를 그대로 심어 강도를 유지하였다. 설계된 복합재료 허브 부품 성형용 몰드 형상이 그림 2에 제시되었다.

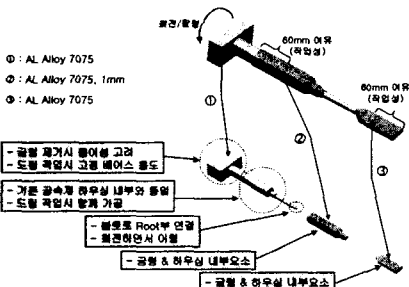


그림 2. 복합재료 허브 부품 성형용 금형

상세 설계된 복합재료 허브 부품에 대한 상세 조립도 및 최종 형상이 그림 3과 4에 제시되었으며 각각의 적층 구조를 표 1에 정리하였다.

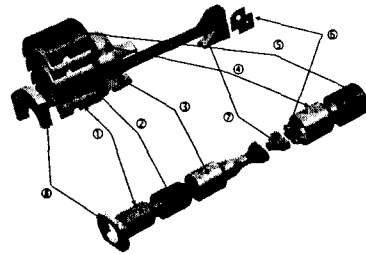


그림 3. 복합재료 허브 부품 상세 조립도

표 1. 복합재료 허브부품 상세 구조 설계 내용

①	Al Alloy	1.0	AL 7075	
②	Composite	0.75	[0 <sub>2</sub> /(±45) <sub>2</sub> ] UD Glass	6 plies
③	Composite	1.0	[(±45) <sub>1</sub> ] UD Carbon	8 plies
④	Composite	2.0	[(±45) <sub>8</sub> ] UD Carbon	16 plies
⑤	Composite	0.25	[(±45) <sub>1</sub> ] UD Carbon	2 plies
⑥	Composite	0.25	[(±45) <sub>1</sub> ] UD Carbon	2 plies
⑦	Al Alloy	8.17	AL 7075	
⑧	Composite	7.0	[(±45) <sub>28</sub> ] UD Carbon	56 plies

• UD Glass = SK Chemical TGN1010  
• UD Carbon = SK Chemical TSN1210



그림 4. 상세 설계된 복합재료 허브 부품

### 2.2 허브 부품 상세 해석

유한요소 모델링과 해석을 위하여 전/후 처리 프로그램인 MSC/PATRAN을 사용하였으며, 구조 해석은 NASTRAN을 이용하였다. 그림 5 (좌)는 CATIA로 설계된 형상 파일을 PATRAN에서 읽어 들인 복합재 허브 부품에 대한 솔리드 형상이다. 이 형상을 메쉬(mesh) 작업을 위해 두 개의 대칭 부분으로 나누었으며, 대칭기준면의 상부 한쪽 면을 2차원 요소로 메쉬하였고, 이를 축방향으로 180° 만큼 스위프(sweep)시켜 8절점 헥사(hexa) 솔리드 요소로 이루어진 절반의 허브 부품 부분을 생성하였다. MSC/PATRAN의 미러(mirror)와 회전 기능을 이용하여 전체 허브 부품 형상으로 확장

시켰으며 그 결과가 그림 5 (우)에 제시되었다.



그림 5. 복합재료 허브부품 유한요소 모델

복합재료 허브 부품 내부의 각 부분에 대해 표 1의 재료 및 적층 순서를 이용해 등가 물성치를 구하여 유한요소 모델에 적용하였다.

하중은 허브 부품 플렉서 끝단 핀 구멍 중앙 절점들에 가하였다. 끝단 부분의 중앙 축은 추력 방향 하중 축과 약 10.94도 기울어져 있어 정확한 모멘트 적용을 어렵게 하므로, 본 모델에서는 이 각도를 작다고 가정하여 하중적용에서는 무시하였다. 해석을 통해 나온 설계 하중 및 경계 조건 값을 적용하여 전산구조해석을 수행하였으며, 그 결과로 최대 응력 위치는 플렉서와 피치 하우스가 연결되는 부분임을 알 수 있었다. 구조 해석 결과는 그림 6에 제시되었다.

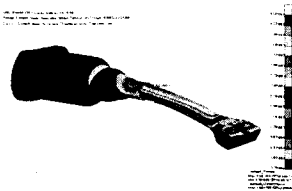


그림 6 전산구조 해석 결과(응력값)

전산구조 해석 결과를 각 비행조건에 대하여 구하였다. 변위, 변형도 및 응력값들의 최대값을 구하였으며 안전계수 평가를 위해 최대 변형도가 생기는 복합재료 적층 위치를 구하였다. 허브 부품의 플렉서 넥(neck) 부근 바깥층에서 1.78의 최소 안전계수를 갖으며, 계산된 안전계수 값을 통해 슬리브는 주어진 하중조건들에 대해 안전함을 알 수 있다.

### 3. 복합재료 허브 부품 제작 및 시험

#### 3.1 허브 부품 제작

상세 설계된 복합재료 허브 부품에 대하여

KIMM에서 보유한 FPS 장비를 이용하여 자동 적층하였다. 복잡한 형상을 자유롭게 적층할 수 있는 장점을 이용하였으며 그림7에 장비 및 복합재료 허브 부품 적층 과정이 제시되어 있다. FPS 를 이용하여 적층 완료된 복합재료 허브 부품은 오토클레이브(Autoclave)를 이용하여 성형하였다. 성형 완료 후 기계적 가공 과정을 거친 후 피치 혼 연결부와 체결함으로써 복합재료 허브 부품을 완성하였다. 제작 완료된 복합재료 허브 부품이 그림 8에 제시되었다.



그림 7. FPS 장비 및 적층 과정



그림 8. 금속재 허브(좌) 및 복합재료 허브 부품(우)

#### 3.2 허브 부품 시험

##### 3.2.1 Bench Test

제작된 복합재료 허브 부품에 대한 구조동역학 해석을 위해 플렉서 부분에 대한 강성 값 측정 시험을 수행하였다. 플랩 및 래그 방향으로 측정하였다. 측정결과 플랩 강성은 약  $10.49N \cdot m^2$  이었으며, 래그 강성은 약  $10.07 N \cdot m^2$ 로 측정되었다. 이론적으로 플랩과 래그 강성 값이 동일하게 나오도록 설계하였으며, 실험치도 4%이내 오차범 위임을 확인하였다. 강성 측정 시험 중에 가해준 하중과 플렉서 끝단의 처짐 변위 결과를 그림 9에 제시하였다.

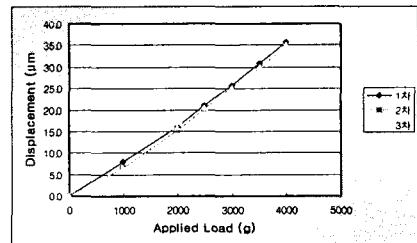


그림 9. 하중 및 변위 관계(Bench Test)

### 3.2.2 인장강도 측정 시험

플렉서는 로터 시스템에 장착된 후 블레이드와 체결하여 로터 회전 성능 및 안정성 시험을 수행하게 된다. 로터는 780rpm 고속으로 회전하기 때문에 원심력 하중을 받게 된다. 회전시험에 앞서 복합재료 플렉서에 대한 원심력 인장강도 시험을 수행하였다. 인장 하중은 UTM 시험기를 통해 가해주었다. 시험을 통해 나온 복합재료 허브 부품의 최대 원심하중은 약 436kgf이다. 해석을 통해 구해진 최대 원심력 하중은 약 106kgf이었으며, 따라서 안전계수가 4.2이므로 회전시험시 원심력에 의한 강도 측면에서 안전하다고 할 수 있다. 그림 10에 인장강도 측정 시험 장면과 시편의 파단 결과가 제시되었다.



그림 10. 인장강도 시험(좌) 및 시편 파손(우)

### 3.2.3 피치 혼 전단강도 시험

복합재료 허브 부품 중 하우싱 끝단과 피치 혼이 adhesive bonding으로 체결된다. 사용된 접착제는 시바 가이거에서 제작한 AW-106이며 최대 전단 강도는 12MPa이다. 기존 금속재 허브 부품 시험을 통해 확보된 피치 링크 하중값을 이용하여 피치 혼과 하우싱이 체결되는 부분의 전단 강도에 대한 구조적 안전성을 평가하였다. 해석값으로 안전도가 10 이상이었으며, 이런 결과를 검증하기 위해 회전시험 전에 피치 혼 부착 부분의 전단강도 시험을 수행하였다. 그림 11 (좌)에는 전단 강도 시험 장면을 보여주고 그림 11 (우)에는 파손 결과를 보여준다. 시험 결과 1.926Nm 까지 토크하중에 저항함을 보였으며, 이로부터 안전계수를 산출하였으며 그 값은 11.2가 나왔다. 따라서 운용 시험 조건에서는 안전하다고 판단할 수 있었다.



그림 11. 전단 강도 시험(좌) 및 파손 결과(우)

## 4. 결론

본 연구를 통해 축소 힌지 없는 금속재료 허브 부품을 복합재료 허브 부품으로 대체하는 개발 과정을 경험하였다. 먼저 설계된 복합재료 허브 부품에 대한 상세구조 해석을 수행하였으며 제작에 필요한 치구 및 금형 등을 설계하였다. 또한 FPS 장비를 사용시 제작성을 검토하였다. 제작 완료된 허브 부품에 대한 구조적 안전도를 평가하기 위한 강성 및 강도 측정 시험을 수행하였다. 일련의 상세 해석 및 제작, 시험/평가 등을 통해 복합재료 허브 부품 개발 과정에 필요한 기술들을 습득하였다.

기존 축소 금속재료 허브 부품을 복합재료로 교체할 경우 중량 측면에서 56% 이상의 절감 효과를 가져왔으며 공력탄성학적 안정성 측면에서도 30%이상의 감쇠 계수의 증가를 확인하였다. 이 연구 결과물은 기존의 운용중인 실물크기 금속재료 허브 시스템을 복합재료 허브 시스템으로 교체하는 성능개량 프로그램이 있을 경우 곧바로 적용될 수 있을 것으로 기대한다.

## 후 기

본 논문은 산업자원부 지원 항공우주기술개발 사업인 ‘헬리콥터용 힌지없는 허브시스템 핵심 기술 선형연구’ 과제 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) S. P. Garbo, K. M. Rosen, “Composite Usage on the RAH-66 Comanche”, Vertiflite March-April, 1992
- (2) Ajay Sehgal, “Design and development of a four-blade bearingless main rotor system for the USMC H-1 upgrade program”, AHS 55th Annual Forum, 1999
- (3) 김덕관, 주 진, “헬리콥터 힌지없는 로터 시스템용 축소 복합재료 블레이드 개발”, ‘01 춘계 복합재료 학술대회논문집, 2001. 10
- (4) Stephen W. Tsai, H. Thomas Hahn, “Introduction to Composite Materials”, TECHNOMIC Publishing Co., 1980
- (5) 김덕관, 주 진, “헬리콥터용 힌지없는 축소 복합재료 허브부품 구조 설계 및 해석”, ‘02 춘계 복합재료 학술대회논문집, 2002. 4