

# 헬리콥터용 헌지없는 축소 복합재료 허브부품 구조 설계 및 해석

김덕관\*· 주 진\*

## Structural Design and Analysis of Composite Parts for Small-scaled Hingeless Hub System of Helicopter

Deog-Kwan Kim, Gene Joo

**Key Words:** Composite Flexure, Hingeless Hub, Aeroelastic Stability, Ultimate Stress, Helicopter

### Abstract

This paper describes the design procedure of composite parts for hingeless hub system of helicopter. These composite parts are composed of flexure and sleeve. The design of this composite flexure is an important technique in hingeless hub system since the rotor system stability and dynamic characteristics depends on this flexure characteristics. The objective of this research is to replace the existing metal hub parts with composite to improve the performance and stability. First, the coupon test of candidate composite material for hub parts was conducted. The hub parts was designed based on test results and the manufacturing possibility by using Fiber Placement System(FPS) was checked. Also the dynamic analysis and stress analysis of composite hub parts was conducted. Through this research, we will find out the possibility of replacing existing metal hub parts with composite.

### 1. 서 론

1970년대 초부터 헬리콥터 로터 블레이드에 복합재료가 처음 적용되기 시작하면서부터 현재는 1차 구조물인 주 동체, 허브 부품 및 회전축에도 적용되고 있으며 앞으로 기어박스 케이스 등 적용 범위가 더욱 넓어질 것으로 예상된다. 헬리콥터 구성품 중 주 로터의 허브 시스템은 헬리콥터의 특성을 결정짓는 중요한 요소이며 기존 금속 재료 허브 시스템에 복합재료를 적용함으로써 시스템 성능 향상, 유지/보수비용 절감 및 안전성 증가 효과를 가져오고 있다. 최근 기술선진국들은 헬리콥터 성능개량 프로그램을 통해 기존 금속재료 허브 시스템을 복합재료 허브 시스템

으로 교체하여 전체 헬리콥터 운용 비용 감소 및 성능 향상을 꾀하고 있다[1,2,3].

본 연구를 통해 축소 헌지없는 금속재료 허브 부품을 복합재료 허브 부품으로 대체하는 설계 과정을 경험하였다. 먼저 복합재료 허브 부품에 사용될 재료 사양을 결정하고 결정된 재료에 대하여 기본물리량 측정을 위한 쿠톤 시험을 수행하였다. 시험을 통해 얻어진 재료에 대한 특성값과 기존 금속재료 허브 부품의 물성치 및 형상을 바탕으로 복합재료 허브 부품의 크기를 예측하였다. 또한 상세 적층 및 허브 부품에 대한 제작성을 검토하였으며 설계된 허브 부품에 대한 유한 요소 모델링 및 구조해석을 수행하였다. 설계자료를 바탕으로 기존복합재료 허브 부품에 대한 설계, 구조 해석 및 허브 시스템 전체의 동적 거동 연구를 통해 복합재료 적용을 통해 얻을 수 있는 효과를 살펴보았다. 본 연구를 성공적으로

\* 한국항공우주연구원 항공사업부 회전의기연구팀

수행하여 기존의 운용중인 실물크기 금속재료 허브 시스템을 복합재료 허브 시스템으로 교체하는 성능개량 프로그램을 추진할 수 있을 것으로 기대한다. 그림 1.은 기존의 설계된 금속재료 축소 힌지없는 허브 시스템 중 개발 대상인 허브부품을 보여주고 있다.

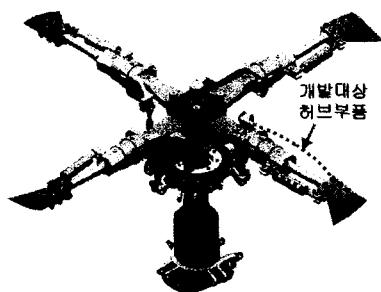


그림1. 헬리콥터 축소 힌지없는 허브시스템

## 2. 허브부품용 복합재료 물성치 특성 분석

### 2.1 허브용 복합재료 종류

본 연구에서 허브용 복합재료로는 prepreg의 물성 및 테이프 가공상태 등을 고려하여 (주)SK Chemical에서 생산되는 carbon/epoxy UD prepreg tape과 E-glass/epoxy UD prepreg tape을 선정하였다. 선정된 재료 사양은 표 1과 2에 제시되어 있다[4].

표1. Caron/Epoxy UD Tape

| SPEC              | TSN1210                     |
|-------------------|-----------------------------|
| Reinforcing Fiber | MITSUBISHI TR50             |
| Resin System      | bisphenol A Type + dicy bas |
| Thickness         | 0.125mm                     |

표2. Glass/Epoxy UD Tape

| SPEC              | TGN1010                     |
|-------------------|-----------------------------|
| Reinforcing Fiber | PFG E-GLASS                 |
| Resin System      | bisphenol A Type + dicy bas |
| Thickness         | 0.125mm                     |

### 2.2 물성치 시험 종류

허브 부품용 복합재료에 대한 기계적 특성 시

험은 한국기계연구원 창원분원에서 수행하였으며 기본적으로 ASTM 표준에 준하여 시편 준비 및 시험 절차/수행 등을 실시하였다. 기계적 특성 시험은 인장시험, 압축시험, 굽힘시험 및 면내전단 시험 등을 수행하였으며 이 시험을 통해 나온 탄성계수 및 강도 값을 설계시 적용하였다. 각각의 시험으로부터 나온 결과를 표 3에 제시하였다.

표3. 탄성계수 및 강도 결과

| UD Carbon/epoxy Prepreg tape test results |        |      |     |
|---|--------|------|-----|
|   | E1     | E2   |     |
| Young's Modulus =                         | 117.64 | 7.84 | GPa |
| Poisson's Ratio =                         | 0.321  |      |     |
| Strength =                                | 2199.8 | 54   | MPa |

| UD Glass/epoxy Prepreg tape test results |        |       |     |
|--|--------|-------|-----|
|  | E1     | E2    |     |
| Young's Modulus =                        | 38.05  | 11.78 | GPa |
| Poisson's Ratio =                        | 0.292  |       |     |
| Strength =                               | 1077.4 | 56    | MPa |

## 3. 복합재료 허브부품 설계

### 3.1 초기 크기 예측

허브 부품에 대한 초기 크기 결정은 기존 금속재료 허브의 외형을 유지하면서 원하는 구조적 물리량이 나오도록 설계하였다. 허브 부품이 감당하는 플랩 및 랠格 굽힘강성은 일방향 유리섬유를  $0^\circ$ 로 적층하여 구현하였으며 비틀림 강성은 상대적으로 강성이 높고 비중이 낮은 일방향 탄소섬유를  $\pm 45^\circ$ 로 적층하여 비틀림 강성을 구현하였다. 초기 예측된 플렉서 부분은 내경 10mm와 외경 11mm 형상을 갖는 실린더 형태이었다. 이는 기존의 12mm 플렉서 직경과 어느 정도 비슷한 수준이므로 수용할 만한 값으로 간주하고 이 값을 바탕으로 좀 더 상세한 설계에 착수하였다. 그림2는 초기 크기 예측에 사용되었던 개념도를 보여주고 있다.

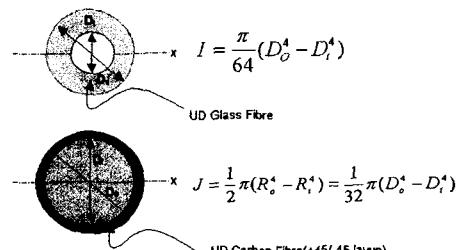


그림2. 힌지없는 허브 부품의 초기 크기 결정

### 3.2 복합재료 적층 및 물리량 계산

초기 예측된 복합재료 허브 부품 크기를 바탕으로 여러 가지 복합재료 적층 순서에 따라 허브 부품에 대한 탄성계수 값들을 계산하였다. 계산에 사용한 방법은 Classical Laminate Plate Theory를 적용한 것이다[5]. 허브 부품의 단면에 대한 관성모멘트와 적층 순서에 따라 구한 탄성계수 값을 곱하여 원하는 강성치가 나오도록 설계하였다. 허브 부품에 대한 적층 순서는 아래 표 3에 제시하였다. 그림 3은 허브 부품 단면 및 적층 형태의 한 예를 보여주고 있다.

표 3. 복합재료 허브 부품별 적층 순서

| 적층순서 | 플렉서                         | 슬리브                               |
|------|-----------------------------|-----------------------------------|
| 1    | [0/ $\pm 45$ ] <sub>t</sub> | [0/ $(\pm 45)_{18}$ ]t            |
| 2    | [0/ $\pm 45/\pm 45$ ]t      | [0/ $\pm 45/(\pm 45)_{18}$ ]t     |
| 3    | [0/ $(\pm 45)_2$ ]t         | [0/ $(\pm 45)_2/(\pm 45)_{17}$ ]t |
| 4    | [0/ $\pm 45/\pm 45$ ]t      | [0/ $\pm 45/(\pm 45)_{18}$ ]t     |

※밀줄이 없으면 UD Glass, 있으면 UD Carbon

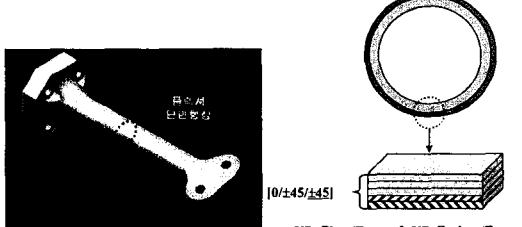


그림 3. 축소 힌지없는 허브 부품 설계

기존 금속재료 허브 부품의 굽힘강성 및 비틀림 강성과 균접한 값을 선택하였다. 최대한 기존 로터 시스템의 진동수 특성 및 동적 거동을 유사하게 해주기 위함이다.

### 3.3 허브부품 제작성 1차 검토

복합재료를 적용하여 설계할 축소 힌지없는 허브 부품은 형상이 복잡하며 기하학적 제한 조건이 있어 제작성에 기술적인 어려움이 있을 것으로 예측된다. 또한 이 부품은 현재 한국기계연구원에서 보유하고 있는 FPS 장비를 사용하여 제작될 계획이므로 제작성 검토가 반드시 필요하다. 따라서 제작성에 대하여 1차 검토하였으며 검토 결과 제작과정에서 발생되는 약간의 기술적인 문제를 제외하고는 제작에 문제가 없는 것으로

나왔다. 아래 그림 4는 허브 부품 제작용 몰드 형상을 보여주고 있다.

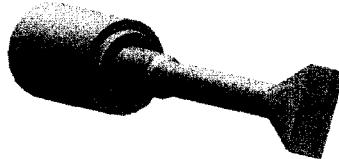


그림 4. 제작될 허브 부품 형상

### 3.4 허브시스템 하중해석 및 동역학적 특성 분석

기존의 설계된 허브 및 블레이드에 대한 물리량과 새롭게 복합재료를 적용하여 설계된 허브 부품에 대한 구조적 물리량을 이용하여 복합재료 힌지없는 로터 시스템에 대한 하중해석 및 구조/동역학 해석을 수행하였다. 해석에는 헬리콥터 통합해석 소프트웨어인 FLIGHTLAB을 사용하였으며 이로부터 설계된 로터 시스템에 대한 고유진동수 계산 및 로터 반경 방향의 각 위치에서 6분력 하중을 구했다. 여기서 구한 하중값은 허브 및 블레이드 단면 구조해석시 하중으로 사용하게 된다. 각 비행조건에 대한 하중값이 표 4에 제시되었다.

표 4. 제자리 비행 및 전진비행시 하중 계산 값

| 비행조건     |            | Fx               |         | Fy                      |         | Fz                      |         |
|----------|------------|------------------|---------|-------------------------|---------|-------------------------|---------|
| 6분력 명칭   |            | Radial Shear     |         | Lag Shear               |         | Flap Shear              |         |
| 단위       |            | lbf              | N       | lbf                     | N       | lbf                     | N       |
| 제자리 비행 시 | Col. = 15도 | 226.90           | 1009.25 | -8.172                  | -36.349 | 23.080                  | 102.660 |
| 전진비행시    |            | Mu = 0.4         |         | 233.50                  |         | 1038.61                 |         |
| 비행조건     |            | Mx               |         | My                      |         | Mz                      |         |
| 6분력 명칭   |            | Torsional Moment |         | Flatwise Bending Moment |         | Edgewise Bending Moment |         |
| 단위       |            | lbf*ft           | N*m     | lbf*ft                  | N*m     | lbf*ft                  | N*m     |
| 제자리 비행 시 | Col. = 15도 | 0.131            | 0.178   | -4.293                  | -5.820  | -0.806                  | -1.093  |
| 전진비행시    | Mu = 0.4   | -0.005           | -0.006  | -4.455                  | -6.040  | 0.591                   | 0.801   |

### 3.4 복합재료 허브부품 구조해석

설계된 1차 복합재료 허브 부품에 대한 정적 구조해석을 수행하였다. 구조 모델링을 용이하게 하기 위해 최대한 기본 설계값들은 유지하면서 형상을 단순화시켰다. 허브 중심은 강체라고 가정하고 허브 부품의 반경 안쪽 부분은 고정시켰으며 허브 반경 바깥쪽 끝에 6분력 하중값을 가해주었다. 모델링된 허브 부품에 대한 경계 및 하중 조건은 그림 5와 같다.

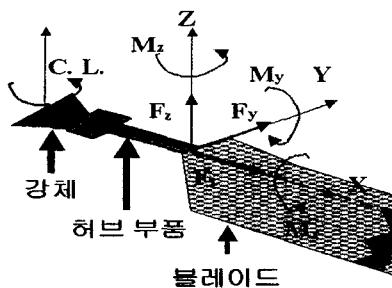


그림 5. 허브 부품에 대한 경계 및 하중 조건

유한요소 모델은 Pre/Post 프로그램인 PATRAN을 사용하여 수립하였으며 해석은 NASTRAN으로 수행하였다. 해석 결과 플렉서 끝단의 변위는 4.04mm이며 최대 응력은 363MPa로 슬리브와 플렉서 경계에서 발생하였다. 해석결과를 바탕으로 복합재료 허브 부품에 대한 구조안전계수를 구한 결과 2.4정도 나왔다. 유한요소 모델 및 해석 결과는 그림 6과 7에 제시하였다.



그림 6. 허브 부품에 대한 유한요소 모델링

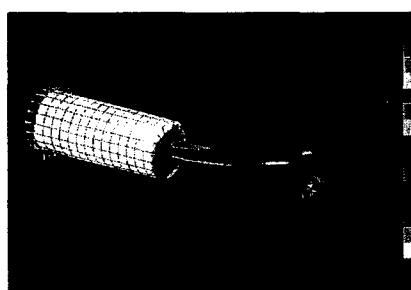


그림 7. 허브 부품에 대한 유한요소 해석 결과

#### 4. 결론 및 향후계획

본 연구를 통해 축소 헌지없는 금속재료 허브부품을 복합재료 허브 부품으로 대체하는 설계 과정을 경험하였다. 먼저 복합재료 허브 부품에

사용될 재료 사양을 결정하고 결정된 재료에 대하여 쿠픈 시험을 수행하였다. 시험을 통해 얻어진 재료에 대한 특성값과 기존 금속재료 허브 부품의 물성치 및 형상을 바탕으로 복합재료 허브 부품의 크기를 예측하였다. 또한 상세 적층 및 허브 부품에 대한 제작성을 검토하였으며 설계된 허브 부품에 대한 유한요소 모델링 및 구조해석을 수행하였다. 복합재료 허브 부품에 대한 설계, 구조 해석 및 허브 시스템 전체의 동적 거동 연구를 통해 복합재료를 적용함으로써 얻을 수 있는 효과를 살펴보았다.

향후 휴브형 시편 시험 결과를 반영하여 설계를 보완할 것이며 피로해석을 포함한 상세 해석을 수행하여 복합재료 허브 부품에 대한 운용 수명을 예측할 예정이다. 또한 기존 금속재료 허브 부품의 축소 로터 회전시험과 금속재료 허브 부품을 적용한 회전시험 결과를 비교하여 안정성 증가 및 성능 향상에 대하여 검증할 예정이다.

본 연구를 성공적으로 수행하여 기존의 운용중인 실물크기 금속재료 허브 시스템을 복합재료 허브 시스템으로 교체하는 성능개량 프로그램을 추진할 계획이다.

#### 후기

본 논문은 산업자원부 지원 항공우주기술개발 사업인 '헬리콥터용 헌지없는 허브시스템 핵심기술선행연구' 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, 주진, "헬리콥터 헌지없는 로터 시스템용 축소 복합재료 블레이드 개발", '01 추계 복합재료 학술대회논문집, 2001. 10
- (4) 주진, 김덕관 외 8명, "헬리콥터용 헌지없는 허브시스템 핵심기술 선행연구", 한국항공우주연구원, 1차년도 보고서, 2001. 8.
- (5) Stephen W. Tsai, H. Thomas Hahn, "Introduction to Composite Materials", TECHNOMIC Publishing Co., 1980