

# 복합재료 사이클로콥터 로터 블레이드의 구조 설계 및 해석

황인성\* · 황창섭\* · 윤철용\*\* · 김승조\*\*\*

## Structural Design and Analysis of Composite Cyclocopter Rotor Blades

In Seong Hwang, Chang Sup Hwang, Chul Yong Yun and Seung Jo Kim

**Key Words** : Cyclocopter, Composite rotor blades, Structural design and analysis

### ABSTRACT

A cyclocopter with the cycloidal blades system can be the type of UAV which can combine the high-speed characteristics of the conventional airplane with the low-speed characteristics of the helicopter. The cycloidal blades system, which can be described as a horizontal rotary wing, offers powerful thrust levels, and a unique ability to change the direction of the thrust almost instantly. Rotor blades are designed to withstand tremendous transverse centrifugal loadings, and responding to a number of aerodynamic harmonic vibratory forcing frequencies. To reduce the weight and increase the strength, the blades are made of composite materials. The blades consist of the skin, spar, and trailing stiffener. In this study, static and dynamic behaviors of cyclocopter rotor blades are analyzed by using MSC/NASTRAN.

### 1. 서 론

사이클로콥터는 회전축과 블레이드가 평행한 상태에서 회전하며 추력을 발생하는 회전익 추진 시스템으로, 수직 이착륙이 가능하고 저속비행에서 고효율로 추력을 발생시키며 추력의 방향을 순간적으로 360도로 변화시킬 수 있다. 또한 회전하는 블레이드의 끝 단 속도가 헬리콥터보다 작기 때문에 소음 발생이 적다.

본 논문은 이러한 사이클로콥터 로터 블레이드의 설계 및 해석에 관한 것으로, 로터의 정적 및 동적 안정성에 대한 해석을 수행하였다. 사이클로콥터의 블레이드는 회전하는 동안 원심력과 양력, 항력 등을 받게 되며, 이 가운데 특히 원심력은 상대적으로 큰 힘으로 작용하여 블레이드 설계에 있어서 우선적으로 고려해야 할 사항이다. 블레이

드는 중량 대비 강도가 우수한 탄소 복합재료로 제작하였으며, 해석에는 MSC/NASTRAN 이 사용되었다. 로터의 동적 안정성은 회전에 의해 발생하는 가진을 고려하는 것으로, 구조물이 갖는 고유진동수를 예측하여, 회전에 의한 가진주파수 영역과 구조물의 고유진동수를 불일치 시킬 수 있도록 하였다.

### 2. 사이클로콥터 로터 블레이드 설계

사이클로콥터 로터는 양쪽 네 개의 블레이드를 회전시켜서 양력을 발생시킨다. 이 때 블레이드에는 무게에 비례하고, 회전 속도의 제곱에 비례하는 원심력이 주된 힘으로 작용한다. 이 힘에 의해 블레이드는 굽힘 모멘트를 받게 되어 변형이 일어나고 연결부분과 배 부분에 응력 집중이 발생하게 된다. 블레이드의 변형은 공기역학적 성능을 저하시키고, 응력집중은 블레이드의 파괴를 야기할 수 있다. 따라서 블레이드 설계 시 강성을 유지하면서 경량화하는 것이 중요하다.

\* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

\*\* 항공우주연구원 회전익기그룹, 선임연구원

\*\*\* 서울대학교 기계항공공학부, 교수

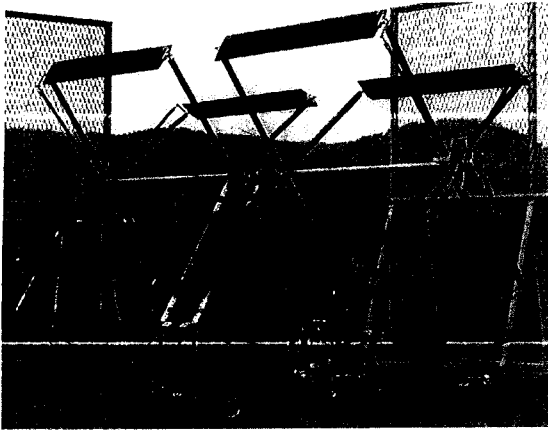


그림 1 제작된 사이클로콥터

사이클로콥터의 블레이드는 무게를 감소시키는 것이 매우 중요하다. 이는 비행체이기 때문만이 아니라, 고속 회전으로 인해 블레이드에 작용하는 원심력을 감소시키기 위함이다. 따라서 사이클로콥터의 블레이드 제작에는 가볍고 강도가 우수한 탄소 복합재료를 이용하였다. 최소한의 휨과 굽힘 모멘트를 지지하는 한도 내에서 무게를 줄일 수 있도록 몇 번의 반복 계산을 통해  $[0^\circ / 90^\circ / 0^\circ]$ 의 적층각을 얻었고, 이를 이용해서 스킨과 스파를 제작하도록 하였다. 그림 4에서 블레이드의 제작 단면을 볼 수 있으며, 블레이드는 스킨과 스파, 뒷전 보강재로 이루어져 있다.

그림 2에서 볼 수 있듯이 블레이드는 허브에 의해 양단 지지되어 있으며, 허브와 블레이드의 연결은 rod-end 베어링을 이용하여 연결부에서의 굽힘 모멘트를 없앨 수 있도록 하였다.

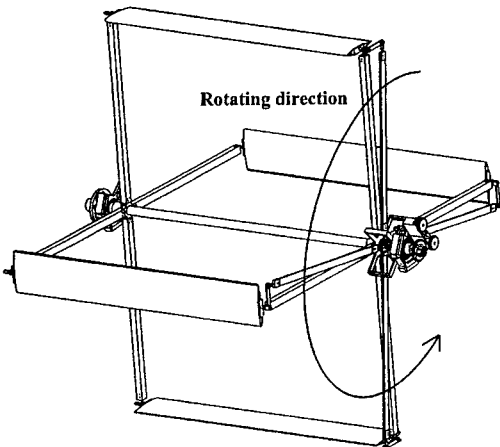


그림 2 사이클로콥터 로터 시스템

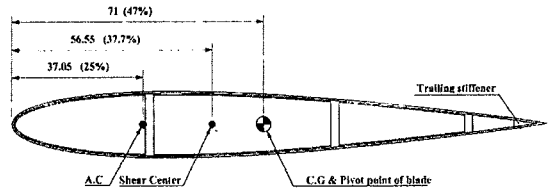


그림 3 블레이드 단면

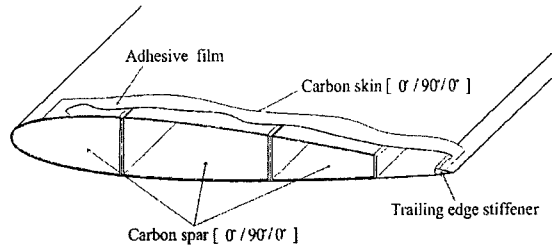


그림 4 블레이드 적층 단면

표 1 블레이드 사양

Airfoil	NACA 0012
Span	1 m
Chord	0.15 m
Mass	0.4 kg

표 2 허브 사양

Length	0.6 m
Type	1 Box cell
Section Length	25 * 20 mm

### 3. 사이클로콥터 로터 블레이드 해석

사이클로콥터의 블레이드는 공기력에 의한 하중, 회전에 의한 원심력을 받는다. 헬리콥터의 경우와 비교해 볼 때, 블레이드가 회전축에 평행하게 회전하기 때문에 블레이드에는 굽힘 모멘트가 지배적 하중으로 작용한다. 특히 사이클로콥터의 로터 시스템은 원심력에 의한 하중이 공기력이나 중력에 의한 하중보다 월등히 크게 발생한다. 따라서 사이클로콥터 로터 블레이드는 탄소 복합재료를 이용하여 주기적 하중과 함께 원심력을 견딜 수 있도록 설계되었다. 이에 따라 사이클로콥터 로터 블레이드의 해석은 크게 두 가지로 나눌 수 있으며, 회전하는 블레이드가 원심력 등에 의해 굽힘 모멘트를 받을 때의 정적 해석, 진동에 대한 모드 해석 등이 수행되었다. 해석에 사용된 재료의 물성치는 표 3과 같다.

표 3 재료 물성치

재료 물성치	탄소 복합재	알루미늄	철
$E_{11}$ [Pa]	$1.23 \times 10^{11}$	$7 \times 10^{10}$	$2 \times 10^{11}$
$E_{22}$ [Pa]	$8.6 \times 10^9$		
$\nu$	0.283	0.3	0.27
$G_{12}$ [Pa]	$3.66 \times 10^9$		
$\rho$ [ $g/m^3$ ]	1468	2700	7800

### 3.1 정적 해석

사이클로콥터 로터 블레이드는 원심력을 견디고, 진동을 줄이기 위해서 스팬의 양 끝에서 허브에 의해 지지되고 있다. 또한 블레이드의 양 끝은 flap 방향과 lag 방향으로의 변형을 허용해 주는 힌지 구조로 되어있다. 블레이드와 허브의 결합부에 위치한 rod-end 베어링은 이러한 힌지 역할과 함께 피치 제어의 기능까지 담당한다.

그림 5 는 600RPM 으로 회전하는 로터 시스템에 대한 정적 해석의 결과로 변위 분포를 나타내고 있다. 최대 변위는 블레이드의 중앙부에서 나타났으며, 약 23.4 mm 였다. 그림 6 은 역시 600RPM 으로 회전하는 블레이드의 응력 분포를 나타내고 있다. 블레이드에 발생하는 최대 응력은 160 MPa 으로 블레이드의 중앙부에서 발생하였다. 그림 7 은 블레이드와 허브의 연결부를 확대한 것으로, rod-end 베어링이 지지하는 부분에서 최대 응력이 발생하였으며, 크기는 약 182 Mpa 이었다. 또한 허브에서의 응력은 최대 1.34 MPa 이었으며, 각 발생 응력은 모두 허용치 내에 있는 수치로서 사이클로콥터 로터 설계의 타당성을 확인할 수 있다.

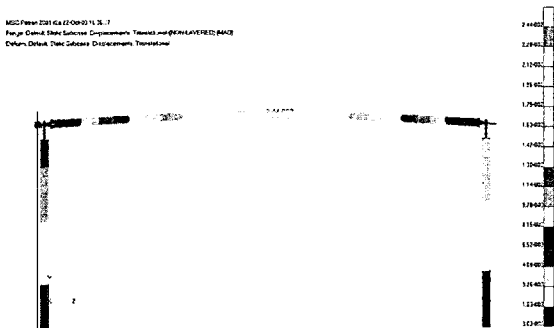


그림 5 로터 시스템의 변위 분포 (600RPM)

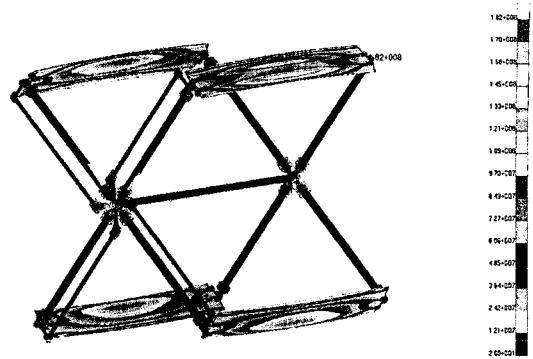


그림 6 로터 시스템의 응력 분포 (600RPM)

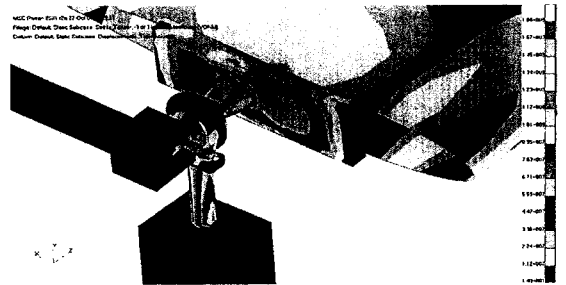
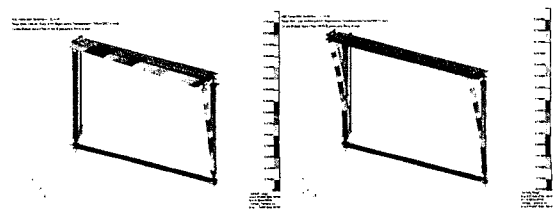


그림 7 블레이드-허브 연결 부분 응력 분포

### 3.2 동적 해석

사이클로콥터 로터 시스템은 블레이드가 회전하는 동안 진동을 하게 되며, 회전체의 회전 진동수와 외력에 의해 발생할 수 있는 구조체의 고유 진동수 사이에 발생할 수 있는 공진을 고려해야 한다. 이를 위해서 모드 해석을 수행하였으며, 그 결과는 그림 8 에서 보는 바와 같다. 블레이드의 강성이 크기 때문에 상대적으로 유연성이 있는 허브나 회전축에 의해 낮은 진동모드가 발생한다. 첫 번째 모드는 로터축의 비틀림에 의해 일어나며, 이 모드로 인해 블레이드는 lag-wise 방향으로 진동하게 된다. 두 번째 모드는 양 단 지지부의 굽힘 변형에 의해 발생한다. 블레이드 자체의 변형에 의한 모드는 다섯 번째 모드로서 블레이드의 진동은 동적 안정성에 큰 영향을 미치지 않음을 알 수 있다.



(a) 1<sup>st</sup> torsional mode

(b) 1<sup>st</sup> bending mode

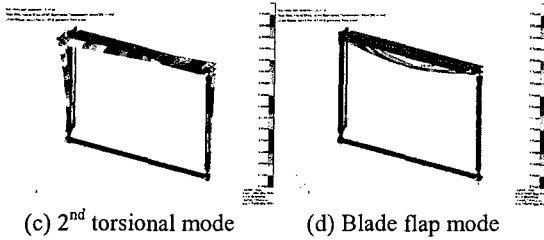


그림 8 로터 블레이드 진동 모드

그림 9 는 회전 속도에 따른 modal frequency 를 나타낸 것으로, 그래프에서 교차점이 공진이 발생하는 지점이다. 따라서 공진을 피하기 위해서는 작동 영역이 그래프 교차점에서 가능한 멀리 떨어져 있어야 한다. 사이클로콥터 로터의 고유진동수는 회전수에 따른 원심력의 증가로 RPM 이 커짐에 따라 점차로 증가한다. 그림 9 의 그래프에서는 5 차 모드의 고유진동수까지 나타내었다. 회전 진동수는 RPM 에 따라 선형으로 증가하게 되며, 1/rev 의 경우 550 RPM 에서 약 9.17 Hz 가 된다. 그림 9 에서 1/rev 은 고유진동수와 만나는 지점이 없으므로 공진이 발생하지 않고, 2/rev 은 300 RPM 에서 첫 번째 비틀림 모드와 만나 공진을 일으킨다. 그림 9 에서 사이클로콥터가 운용되는 550 RPM 의 회전속도에서는 이러한 공진 점이 없으므로 동적 불안정성에 관한 문제는 나타나지 않는다.

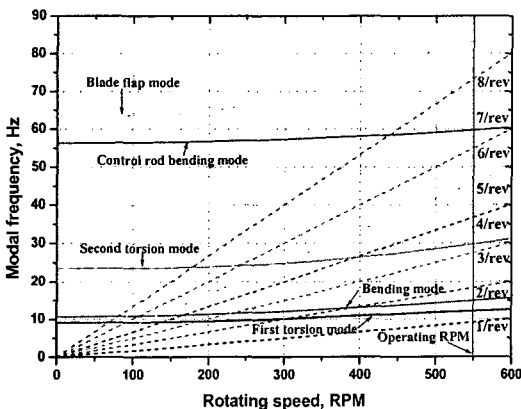


그림 9 Campbell diagram

#### 4. 결론

본 논문에서는, MSC/NASTRAN 을 이용한 유한 요소 해석을 통해서 복합재료 사이클로콥터 로터 블레이드의 정적 및 동적 구조해석을 수행하였다. 양단 지지 블레이드의 정적 해석을 통해서 600

RPM 으로 회전하는 로터 블레이드의 최대 응력과 변위가 각각 160 MPa, 23.4 mm 임을 확인하여 설계의 타당성을 입증하였다. 모드 해석을 통해서 블레이드의 진동 모드를 확인하였으며, 사이클로콥터의 주 운용속도인 550 RPM 에서 공진이 일어나지 않음을 보였다.

#### 후 기

본 논문은 과학기술부의 국가지정연구실 사업에 의해 지원되었습니다.(과제번호 : 00-N-NL-01-C-026)

#### 참고문헌

- (1) C.Y.Yun, "A New Vertical Take-off and Landing Aircraft with Cycloidal Blades System : Cyclocopter", Ph.D thesis, Seoul National University, 2004
- (2) James H. Boschma and Callum Sullivan, "Cycloidal Propulsion for UAV VTOL Applications", AD-A370541, Nov.15, 1998
- (3) Robert L. Kiraly, Herbert T. Lund, Samuel S. Yao, and James Tutka, "Fabrication Methodology for a Composite Main Rotor Blade for the YAH-64 Advanced Attack Helicopter," Journal of the American Helicopter Society, October 1981
- (4) W. F. Foshag and G. D. Boehler, "Review and Preliminary Evaluation of Lifting Horizontal-Axis Rotating-Wing Aeronautical Systems," USAAVLABS Technical Report 69-13, March 1969
- (5) Michael W. Hyer, "Stress Analysis of Fiber-Reinforced Composite Materials", WCB/McGraw Hill, 1997
- (6) Simon Newman, "The Foundations of Helicopter Flight", Edward Arnold, 1994
- (7) "MSC/NASTRAN User's Manual", The Macneal-Schwendler Corporation