

반응면 기법을 이용한 복합재료 사이클로콥터 로터의 최적설계

황창섭* · 황인성* · 김민기* · 김승조**

Optimized design of composite Cyclocopter rotor system using RSM

Chang Sup Hwang, In Seong Hwang, Min Ki Kim and Seung Jo Kim

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

ABSTRACT

사이클로콥터는 회전축에 평행하게 회전하는 블레이드로 구성된 사이클로이드 블레이드 시스템으로 부터 추력을 얻는 수직이착륙 무인기이다. 본 논문에서는 공기역학을 고려한 최적 설계를 통해 결정된 로터 형상을 갖는 사이클로콥터에 대해서 구조 해석을 수행하였다. 복합재료 블레이드의 적층각, 적층수 등을 MSC/NASTRAN 과 반응면 기법 등에 의해서 결정하였다. 블레이드를 포함한 로터 정적 해석을 통해 각 요소가 허용 응력 이내의 값을 가짐을 확인하였고, 동적 해석을 통해 주요 저차 모드가 로터 회전과 불일치하게 함으로써 공진의 가능성을 없앴다.

1. 서론

사이클로콥터는 회전축과 평행한 방향으로 회전하는 다수의 블레이드로 구성된 로터 시스템으로부터 추력을 얻는 비행체이다. 그림 1에서 보인 사이클로이드 블레이드 시스템은 블레이드의 주기적인 피치 변화를 통해 회전축에 수직인 임의의 방향으로 추력을 발생시킬 수 있으며, 그 크기 또한 조절이 가능하다. 이러한 특징으로 인해 사이클로콥터는 수직이착륙 및 제자리 비행이 가능하며, 사이클로이드 블레이드 시스템의 지상 실험으로부터 단위 마력 당 추력 발생 측면에서 우수한 효율을 보이는 것으로 알려져 있다.

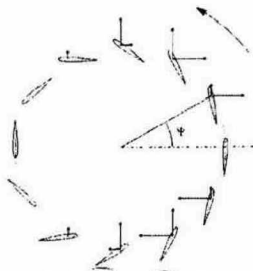


그림 1 사이클로콥터의 개념도

그림 2는 사이클로콥터의 개념도를 나타내었다. 피치 제어 방식으로 제자리 비행 및 저속에 적합한 low pitch motion을 적용하였으며, 자체 무게 약 65kg의 무인기 형태이다. 각각 6개의 블레이드로 구성된 두 개의 로터는 32 마력 엔진으로부터 동력을 얻으며, 서로 다른 방향으로 회전하여 반토크를 상쇄시킨다. 표 1에 나타낸 로터의 주요 설계 변수는 STAR-CD를 이용한 CFD 해석과 반응면 기법 등에 의해 최적화되었다.

본 논문에서는 이미 결정된 사이클로콥터의 공기역학적 설계 변수를 바탕으로 원심력과 공기력을 하중으로 받는 블레이드를 복합재료로 설계하는 데 있어서 요구되는 적층각과 적층수, 스판의 위치 등을 최적 설계하였다. 그리고 로터의 고유진동수에 가장 큰 영향을 미치는 로터 허브압에 대해 회전에 의한 진동을 피하는 적층각, 적층수 등을 설계하였다.

표 1 사이클로콥터 제원

Parameter	Value
Rotating Speed	500 RPM
Radius	0.85 m
Chord	0.22 m
Span	1.0 m
Number of blades	6
Airfoil section	NACA 0018

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 서울대학교 기계항공공학부, 교수
비행체특화연구센터, 소장

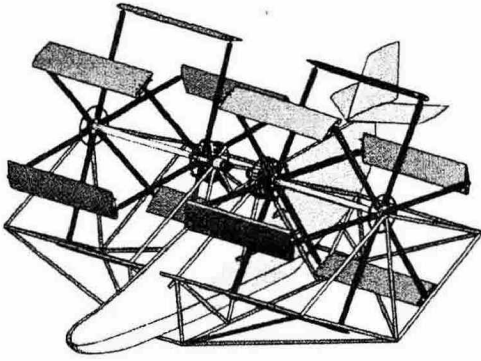


그림 2 사이클로콥터 개념도

2. 사이클로콥터 로터 블레이드 설계

블레이드가 회전축에 평행하게 회전하기 때문에 굽힘 모멘트가 지배적 하중으로 작용하며, 원심력이 공기력이나 중력에 의한 하중보다 월등히 크게 발생한다. 또한 강성을 증가시키기 위해서 블레이드의 구조를 보강할 경우 무게 증가로 인해 다시 원심력이 커지는 관계에 있으므로, 무게 대 강성비가 좋은 탄소 복합재료를 이용하도록 하였다. 블레이드는 허브에 의해 양단 지지되는 구조이다. NACA0018 의 에어포일을 갖는 블레이드의 기본 형상은 그림 3 과 같다. 탄소 복합재료로 이루어져 있으며, 구조 보강을 위한 스파는 그림 4 에서 나타낸 바와 같이, 앞전으로부터 s_1 에 첫 번째 스파가 위치하고, s_2 에 두 번째 스파가 위치한다.

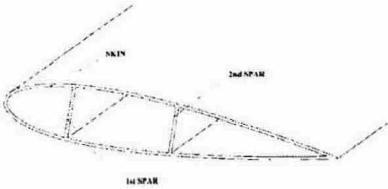


그림 3 에어포일 기본 형상

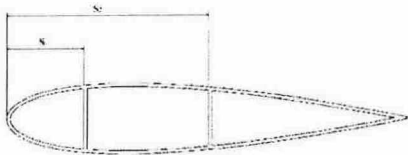


그림 4 스파 위치

설계 변수

설계 변수는 블레이드 스킨 적층수 $n(6, 7, 8, 9, 10)$ 와 그에 따른 적층각($\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n$), 두 개의

스파 위치(s_1, s_2), 각 스파의 적층각 수(첫 스파 9, 12 & 두번째 스파 6, 9)이다. 따라서 특정 스파의 적층수(4 가지)에 대한 블레이드 스킨 적층수 n 개의 문제에 대한 총 설계변수는 $n+2$ 개가 된다. 적층각은 모두 $-45 \sim 90$ 도의 범위를 갖도록 설정되었다. 첫 스파 위치는 leading edge 부터 chord 길이의 20~30%이며, 두 번째 스파 위치는 첫 스파로부터 chord 길이의 20~30% 사이에 위치하도록 하였다. 기타 회전반경, span, chord 는 모두 일정한 값으로 하였다. 왜냐하면 위 세 가지는 단순히 원심력의 크기만 관련이 있을 뿐, 아래 설명되는 목적함수의 경향에는 큰 영향을 미치지 못하기 때문이다.

목적함수 및 제약조건

목적함수는 각 경우마다 블레이드에 걸리는 최대응력을 최소화하는 것으로 하였다. 제약조건으로는 스킨 적층각이 모두 $-45, 0, 45, 90$ 중 하나의 값이 되어야 하며, 0도가 계속 이어지는 물리적으로 자명한 해를 피하기 위해 적층각이 연속으로 3 개 이상 같은 값을 가지지 못하게 설정하였다. 첫째 제약조건인 적층각을 네 가지 값 중 하나를 가지도록 한 이유는 실제 블레이드 제작상의 이유이며, 두 번째 제약조건은 0 도가 계속 이어지는 경우보다는 비록 최대응력은 좀 더 커지더라도 블레이드가 다양한 방향의 하중에 좀 더 견고해지기 때문이다. 일반적으로 단방향으로만 적층하였을 경우 특정 방향으로서는 튼튼해지지만 그에 수직인 방향의 하중에는 취약한 경우가 많다. 복합재료 블레이드 구조 해석에는 MSC.NASTRAN 을 이용하였고, 이를 위한 유한 요소 격자는 MSC.PATRAN 의 PCL 을 이용하여 해석과 동시에 자동으로 생성되도록 하였다.

반응면 구축

각 경우마다 작용하는 최대응력을 얻어내기 위해 $n+2$ 개 변수의 2 차의 반응면 기법(Response Surface Method)를 사용하였다. 이번 연구에서는 아래와 같이 가장 널리 쓰이는 2 차의 반응면을 가 정하였다.

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i x_i + \sum_{i=1}^k \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k \beta_{ij} x_i x_j + \epsilon$$

윗 식에서 계산을 통해 얻어진 데이터를 대입 하여 계수들을 구하면 반응면 구축은 완료된다. 반응면이 신뢰도 있게 구축되었는지의 여부는 수정결정계수 R_{adj}^2 로 판정하였다. 수정결정계수가 1 에 가까울수록 반응면이 잘 구축되었다고 볼 수 있는데, 여기서는 0.95 이상이면 신뢰할 수 있는 것으로 간주하였다.

실험계획법

반응면 구축에 있어서 적은 데이터로도 높은 신뢰도를 가지는 반응면 데이터의 확보가 매우 중요하게 된다. 이번 연구에서는 2 차 반응면에서 많이 사용되는 중심합성법(Central Composite Method)을 사용하여 실험을 계획하였다. 중심합성법은 크게 factorial part, axial part, center point 로 나누어진다.

중심합성법은 2 차의 반응면에서 높은 신뢰도를 얻을 수 있게 해 준다고 알려져 있다. 이 방법은 위의 full factorial 방법보다 훨씬 적은 실험횟수로 높은 신뢰도를 가져다 준다. k 개 변수일 때 중심합성법의 정확한 실험횟수는 $2^k + 2k + 1$ 이다.

반응면 구축 결과 신뢰도 검증

블레이드 및 스파 적층수에 따른 반응면 구축 결과 R_{adj}^2 값이 0.961 이상으로 나타나 모든 경우에 대해 신뢰성 기준을 통과하였다. 전체실험횟수는 32163 번이다.

유전자 알고리즘

이렇게 구한 최대응력 반응면에서 앞서 기술된 제약조건을 만족하는 최적값을 구하기 위해 유전자 알고리즘을 사용하였다. 제약조건으로 상당수의 변수들이 이산적인 값들을 가지기 때문이다. 또한 유전자 알고리즘은 전역 최적해(global optimal solution)를 찾을 가능성이 훨씬 크다.

이번 최적화에서는 블레이드 스킨 적층각($\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n$)은 이산적인 값, 두 스파 위치(s_1, s_2)는 연속적인 실수 값이므로, 우선 모든 변수를 실수로 간주하고 이산적인 값들을 가져야 하는 변수들을 그림 5 와 같이 구간을 나누어서 구간에 속하는 값들을 해당하는 값으로 대응하는 식으로 처리하였다.



그림 5 연속 변수의 이산화

그리고 두 번째 제약조건인 연속적으로 세 개 이상 같은 적층각을 가질 경우에는 매우 큰 수를 반환하도록 함으로서 강한 벌칙(penalty)를 부여하였다. 이렇게 하여 두 제약조건을 모두 만족하면서 실수 인코딩(real value encoding)을 통한 유전자 알고리즘을 쉽게 적용할 수 있었다.

최적화 결과

이상과 같은 최적화 과정을 통해 블레이드 스킨 적층수는 6 장, 적층각은 $[0/0/45/-45/0/0]$, 첫 번째 스파는 24.5 에 위치하며 적층은 $[0/90/0]$, 두 번째 스파는 24.6 에 위치하며 적층은 $[0/90/0]$ 으로 최적값을 결정하였다.

3. 로터 설계 및 해석

정적 해석을 위한 하중은 공기력과 회전에 의한 원심력을 고려하여, 복합재료 블레이드와 허브압 등에 대하여 해석을 수행하였다. 또한 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 하므로 모드 해석을 수행하였다. 표 2 는 해석에 사용된 재료의 물성치를 나타내었다.

표 2 재료 물성치

재료 물성치	탄소 복합재	알루미늄	철
E_{11} [GPa]	231.2	70	200
E_{22} [GPa]	7.2		
ν	0.29	0.3	0.27
G_{12} [GPa]	4.3		
ρ [kg/m^3]	1468	2700	7800

정적 해석

그림 6 은 540RPM 으로 회전하는 로터 시스템에 대한 정적 해석의 결과로 변위 와 응력 분포를 나타내고 있다. 최대 변위는 블레이드의 중앙부에서 나타났으며, 약 6.1 mm 였다. 블레이드에 발생하는 최대 응력은 블레이드의 중앙부에서 발생하였으며, Tsai-Wu composite failure criteria 값이 허용치 이내인 0.1 이 나왔다. 발생 응력은 모두 허용치 내에 있는 수치로서 사이클로콥터 로터 설계의 타당성을 확인할 수 있다.



그림 6 로터 시스템의 변위 와 응력 분포

동적 해석

Eigenvalue analysis 결과 그림 7 에서 보는 바와 같이 유연성이 있는 허브나 회전축에 의해 낮은 진동모드가 발생한다. 첫 번째 모드(20.8Hz)는 블레이드 span 방향으로 진동한다. 두 번째 모드(25.7Hz)는 lag 방향으로 변형이 발생한다. 세 번째 모드(36.8Hz)는 서로 다른 lag 방향으로 변형이 발

생하였다. 블레이드 자체 변형에 의한 모드는 일곱번째 모드(116.6Hz)로서 블레이드의 진동은 동적 안정성에 큰 영향을 미치지 않음을 알 수 있다.

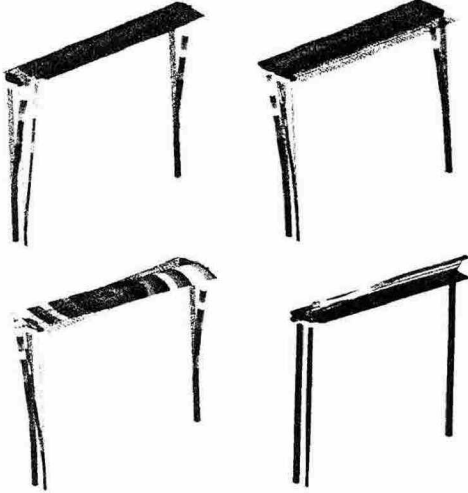


그림 7 로터 블레이드 진동 모드

그림 8 은 회전 속도에 따른 modal frequency 를 나타낸 것이다. 공진을 피하기 위해서는 작동 영역이 그래프 교차점에서 가능한 멀리 떨어져 있어야 한다. 사이클로콥터 로터의 고유진동수는 회전수에 따른 원심력의 증가로 점차 증가한다. 그림 8 의 그래프에서는 3 차 모드의 고유진동수까지 나타내었다. 회전 진동수는 RPM 에 따라 선형으로 증가하게 되며, 1/rev 의 경우 500 RPM 에서 약 8.33Hz 가 된다. 1/rev 은 고유진동수와 만나는 지점이 없으므로 공진이 발생하지 않고, 3/rev 은 440 RPM 에서 첫 번째 모드와 만나 공진을 일으킨다. 사이클로콥터가 운용되는 500 RPM 에서는 이러한 공진 점이 없으므로 동적 불안정성에 관한 문제는 나타나지 않는다.

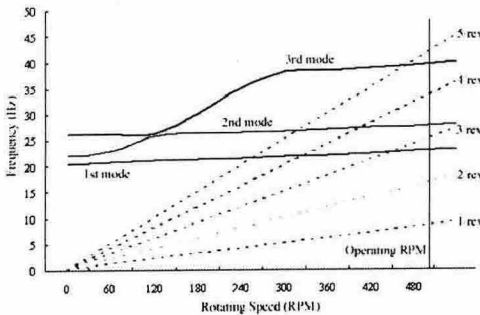


그림 8 Campbell diagram

4. 결론

본 논문에서는 공기역학적 설계 변수가 이미 결정된 사이클로콥터에 대해서, 구조적 관점에서 로터 블레이드 시스템에 대한 해석 및 설계를 수행하였다. 블레이드는 무게 대 강성이 좋은 탄소 복합재료로 이루어졌으며, 적층각, 적층수 및 스파 위치 결정을 위해서 MSC/NASTRAN 을 이용하여 설계변수 변화에 따른 데이터를 획득하였고, 반응면을 구축하였으며, 유전자 알고리즘을 이용하여 최적값을 구하였다. 로터에 대해서 정적 해석을 수행하여 각 부분이 허용 응력 내의 값을 보임으로써 설계의 타당성을 입증하였고, 동적 해석을 통해서 회전체에 의한 진동수와 고유 진동수의 일치로 인한 공진 현상이 발생하지 않음을 확인하였다. 이러한 일련의 과정을 통해 사이클로콥터 주요 부분의 구조 설계를 수행하였다.

후기

본 연구는 산업자원부 산업기술개발사업에 의한 “성층권 장기체공 무인비행선의 추진 시스템 기술개발” 과제에 의해 지원되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Yun, C.Y., “A New Vertical Take-off and Landing Aircraft with Cycloidal Blades System : Cyclocopter”, Ph.D thesis, Seoul National University, 2004
- [2] Yun, C.Y., Park, I., Lee, H.Y., Jung, J.S., Hwang, I.S., Kim, S.J. and Jung, S.N., “A New VTOL UAV Cyclocopter with Cycloidal Blades System”, *American Helicopter Society 60th annual forum proceeding*, Baltimore, MD, June 7 -10, 2004
- [3] Wheatley, J.B. “Simplified Aerodynamic Analysis of the Cyclogiro Rotating-wing System”, *Technical Notes NACA No.467*, August 1933
- [4] Kirsten, F.K. “Cycloidal propulsion in air”, *Bulletin No. 79, Engineering Experiment Station Series*, University of Washington, March 1935
- [5] Gibbens, R.P. and Boschma, J.H. “Construction and testing of a new aircraft cycloidal propeller”, *13th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology conference*, Norfolk, VA June 28-July 1, AIAA No.99-3906, pp.1-9, 1999
- [6] Myers, R.H., Montgomery, D.C. *Response surface methodology : process and product optimization using designed experiments*, New York : Wiley, 1995
- [7] Gen, M., Cheng, R. *Genetic algorithms and engineering optimization*, New York : Wiley, 2000
- [8] Jones, R.M. *Mechanics of composite materials, 2nd Edition*, Taylor & Francis, 1999