論文

반응면 기법을 이용한 복합재료 사이클로콥터 로터의 최적 구조 설계

황인성*, 황창섭*, 김민기*, 김승조**+

Optimized Structure Design of Composite Cyclocopter Rotor System using RSM

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

ABSTRACT

A cyclocopter propelled by the cycloidal blade system, which can be described as a horizontal rotary wing, is a new concept of VTOL vehicle. In this paper, optimized structure design is carried out for the aerodynamically optimized cyclocopter rotor system. Database is obtained for design variables such as stacking sequence (ply angles), number of plies and spar locations through MSC/NASTRAN and optimum values are determined by RSM and some other optimizing processes. For the rotor system including optimized blade and composite hub arm, the maximum stress by static analysis is within the failure criteria. And the rotor system is designed for the purpose of avoiding possible dynamic instabilities by inconsistency between frequencies of rotor rotation and some low natural frequencies of rotor.

초 록

사이클로콥터는 회전축에 평행하게 회전하는 블레이드로 구성된 사이클로이드 블레이드 시스템으로부터 추력을 얻는 수직이착륙 무인기이다. 본 논문에서는 공기역학을 고려한 최적 설계를 통해 결정된 형상을 갖는 사이클로콥터 로터에 대해서 구조적 관점에서 최적 설계를 수행하였다. 복합재료 블레이드의 적층각, 적층수와 스파 위치 등을 설계 변수로 하여 MSC/NASTRAN을 이용한 해석을 통해 데이터베이스를 구축하고, 반응면 기법 등에 의해서 최적의 조합을 결정하였다. 최적 설계된 블레이드와 복합재료로 구성된 허브암을 포함하는 로터에 대해, 정적 해석을 수행하여 각 요소가 허용 응력 이내의 값을 가짐을 확인하였고, 동적 해석을 통해 주요 저차 모드가 로터 회전과 불일치하게 함으로써 공진의 가능성을 없앴다.

Key Words: 사이클로콥터(cyclocopter), 복합재료 로터 블레이드(composite rotor blade), 최적 구조 설계(optimized structure design), 반응면 기법(response surface method)

1. 서 론

사이클로콥터는 회전축과 평행한 방향으로 회전하는 다수의 블레이드로 구성된 로터 시스템으로부터 추력을 얻는 비행체이다[1]. Fig. 1에서 보인 사이클로이드 블레이드 시스템은 블레이드의 주기적인 피치 변화를 통해 회전축에 수직한 임의의 방향으로 추력을 발생할 수 있으며, 그 크기 또한 조절이 가능하다. 이러한 특징으로 인해 사이클로콥터는 수직이착륙 및 제자리 비행이 가능하다.

사이클로이드 블레이드 시스템에 대한 연구는 1920년대

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원
**+ 서울대학교 기계항공공학부 교수, 비행체특화연구센터 소장, 교신저자(E-mail:sjkim@snu.ac.kr)

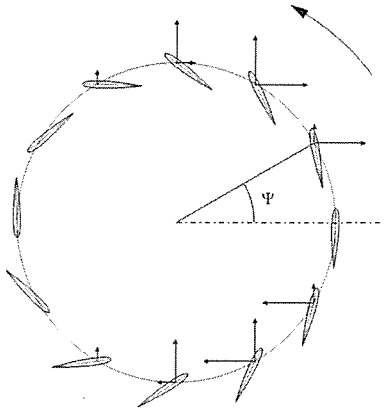


Fig. 1 Cycloidal blade system.

Table 1 Aerodynamically optimized design values of cyclocopter rotor system

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

부터 2차대전 이전까지 NACA와 University of Washington 등에서 수행된 바 있으며, 최근에는 비행체 추진 시스템뿐만 아니라 비행선의 자세제어, 덕트 팬, 풍력 발전 등에 대한 응용연구가 수행되고 있다[3-5].

Fig. 2는 사이클로콥터의 개념도를 나타내었다. 피치 제어 방식으로 제자리 비행 및 저속에 적합한 low pitch motion 을 적용하였으며, 자체 무게 약 65kg의 무인기 형태이다. 각각 6개의 블레이드로 구성된 두 개의 로터는 32 마력 엔진으로부터 동력을 얻는다. Table 1에 나타낸 로터의 주요 공기역학적 설계 변수는 STAR-CD 를 이용한 CFD 해석과 반응면 기법 등에 의해 최적화 되었다[2].

본 논문에서는 이미 결정된 사이클로콥터의 공기 역학적 설계 변수를 바탕으로 원심력과 공기력을 하중으로 받는 블레이드를 복합재료로 설계하는 데 있어서 요구되는 적층각과 적층수, 스파의 위치 등을 최적 설계하였다. 정확한 해석을 위해서는 공기력에 의한 블레이드의 변형과 구조 해석을 동시에 고려해야 하나, 변형의 크기가 작기 때문에 위와 같이 결정된 공기역학적 변수에 대해 구조 해석을 수행하였다. 그리고 로터의 고유진동수에 가장 큰 영향을 미치는 로터 허브암의 적층각과 적층수 등을 설계하여 공진의

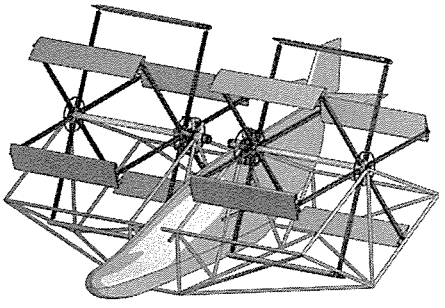


Fig. 2 Conceptual design of cyclocopter.

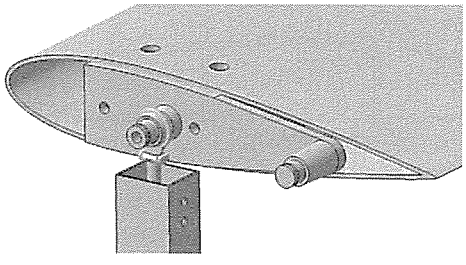


Fig. 3 Connecting part between hub arm and blade.

가능성을 없앴다. 또한 로터의 각 부분에 대해서 정적 해석과 동적 해석을 수행하여 설계의 타당성을 확인하였다.

2. 사이클로콥터 블레이드 설계

사이클로콥터의 블레이드는 공기력에 의한 하중과 로터 회전에 의한 원심력을 받는다. 헬리콥터와 비교해 볼 때, 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 사용하였다[8]. 블레이드는 허브에 의해 양단 지지되어 있으며, Fig. 3에서 나타낸 바와 같이 허브와 블레이드의 연결은 로드엔드 베어링을 이용하여 연결부에서의 굽힘 모멘트를 없앴고, 플래핑과 래그 방향 구속을 풀어주었다.

NACA0018의 에어포일을 갖는 블레이드의 기본 형상은 Fig. 4와 같다. 탄소 복합재료로 이루어져 있으며, 구조 보강을 위한 스파는 Fig. 5에서 나타낸 바와 같이, 앞전으로부터 S_1에 첫 번째 스파가 위치하고, S_2에 두 번째 스파가 위치한다.

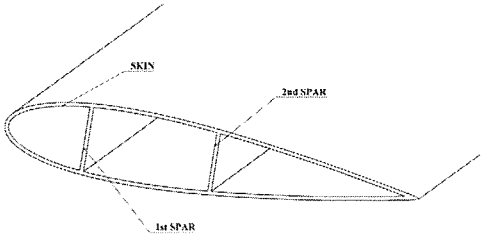


Fig. 4 Configuration of blade.

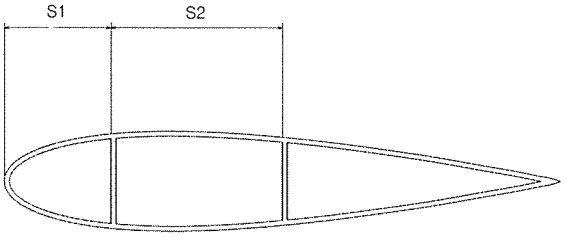


Fig. 5 Spar location.

2.1 설계 변수

설계 변수는 블레이드 스킨 적층수(6, 7, 8, 9, 10)와 그에 따른 적층각(θ_1, θ_2, ... , θ_n), 두 개의 스파 위치(S_1, S_2), 각 스파의 적층 (첫 번째 스파의 경우 $[0/90/0]_3$ 또는 $[0/90/0]_4$, 두 번째 스파의 경우 $[0/90/0]_2$ 또는 $[0/90/0]_3$)이다. 적층각은 모두 -45~90도의 범위에서 이산적인 값을 갖도록 설정되었다. 첫 번째 스파는 앞전으로부터 블레이드 코드 길이의 20~30%에 위치하며, 두 번째 스파는 첫 번째 스파로부터 코드 길이의 20~30% 사이에 위치하도록 하였다. 즉 블레이드 코드 길이를 c 라고 할 때, Fig. 5에서 S_1과 S_2는 $0.2c$ ~ $0.3c$ 범위의 값을 갖는다. 이 밖에 로터 회전 반경, 블레이드 스팬과 코드 길이는 모두 일정한 값으로 하였다. 이들은 단순히 원심력의 크기와 관련이 있을 뿐, 아래 설명되는 목적함수의 경향에는 큰 영향을 미치지 못하기 때문이다.

2.2 목적 함수 및 제약 조건

목적함수는 각 경우마다 블레이드에 작용하는 최대응력을 최소화하는 것으로 하였다. 제약조건으로는, 실제 복합재료 제작을 고려하여 블레이드 스킨의 적층각이 모두 -45, 0, 45, 90 중 하나의 값을 갖도록 하였으며, 0도가 계속 이어지는 물리적으로 자명한 해를 피하기 위해 적층각이 연속으로 3개 이상 같은 값을 갖지 못하게 설정하였다. 이를 위해 이산화된 적층각들이 조건을 어길 경우 강한 벌칙을 부과하는 방법을 사용하였다.

2.3 반응면 구축

복합재료 블레이드 구조 해석에는 MSC/NASTRAN을 이용하였고, 이를 위한 유한 요소 격자는 MSC/PATRAN 의 PCL 기능을 이용하여 해석과 동시에 자동으로 생성되도록 하였다. 각 경우마다 작용하는 최대응력을 얻어내기 위해 2차 함수로 가정한 반응면 기법을 사용하였다. 반응면 기법은 최근 공학적 최적화 문제 등에서 많이 사용되는 기법으로, 복잡한 실제 현상을 회귀분석을 통해 간단한 다항식 등의 함수로 치환하여 사용하는 방법이다[6]. 적용하는 문제가 복잡할수록 고차다항식의 반응면을 가정하게 되지만, 이번 연구에서는 아래와 같이 가장 널리 쓰이는 2차 다항 함수로 구성된 반응면을 가정하였다.

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^{k} \beta_i x_i + \sum_{i=1}^{k} \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^{k} \sum_{j=1}^{k} \beta_{i,j} x_i x_j + \varepsilon_i \qquad (1)$$

위 식에서 y는 목적 함수로 본 논문에서는 최대응력에 해당하며, x_i는 설계 변수, k는 설계 변수의 개수이다.

Table 2의 물성을 갖는 복합재료를 이용한 해석을 통해 얻은 데이터를 바탕으로 각 계수들을 구하면 반응면 구축은 완료된다. 구성된 반응면의 신뢰도 평가를 위하여 간단하면서도 많이 사용되는 기준인 수정결정계수 (R^2_{adj})를 이용하였다. 수정결정계수는 1에 가까울수록 높은 신뢰도를 의미하는데, 본 논문에서는 0.95이상을 신뢰할 수 있는 수치로 설정하였다.

Table 2 Material properties

Property	Value
E_{11}[GPa]	231.2
E_{22}[GPa]	7.2
ν	0.29
G_{12}[GPa]	4.3
$\rho[kg/m^3]$	1468

2.4 실험 계획법

반응면 구축에 있어서 적은 데이터로도 높은 신뢰도를 가지는 반응면 데이터의 확보가 매우 중요하다. 본 논문에서는 2차 반응면에서 많이 사용되는 중심합성법(Central Composite Method)을 사용하여 실험을 계획하였다. 중심합성법은 크게 factorial part, axial part, center point 로 나누어지며, Fig. 6은 중심합성법을 나타내었다.

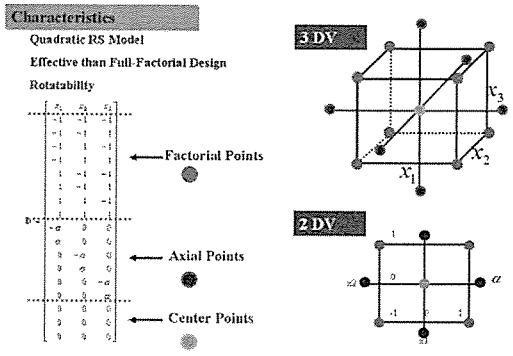


Fig. 6 Central composite method.

Table 3 Number of numerical experiments according to design of experiment

블레이드 스킨 적층 수	설계 변수, k	실험 횟수
6	8	273
7	9	531
8	10	1,045
9	11	2,071
10	12	4,121

Table 4 Adjusted determinant coefficients values

블레이드 스킨 적층 수	첫 번째 스파 적층 수	두 번째 스파 적층 수	R^2_{adj}
6	9	6	0.961666
	9	9	0.962359
	12	6	0.960954
	12	9	0.960559
7	9	6	0.963686
	9	9	0.965789
	12	6	0.963159
	12	9	0.964532
8	9	6	0.96645
	9	9	0.969949
	12	6	0.966075
	12	9	0.968869
9	9	6	0.969166
	9	9	0.973872
	12	6	0.968771
	12	9	0.972782
10	9	6	0.972034
	9	9	0.978036
	12	6	0.975517
	12	9	0.97688

중심합성법은 2차의 반응면에서 높은 신뢰도를 얻을 수 있게 해 준다고 알려져 있으며, 이 방법은 위의 full factorial 방법보다 훨씬 적은 실험 횟수로 높은 신뢰도를 가져다준다. 변수의 개수가 k일 때 중심합성법의 정확한 실험 횟수는 2^k+2k+1이다. Table 3은 본 논문에서 실행한 실험 횟수를 나타내었으며, 전체 32,164 회의 수치 실험을 통해 데이터를 확보하였다.

2.5 반응면 구축 결과 신뢰도 검증

Table 4는 블레이드 스킨 및 스파 적층수에 따른 반응면 구축 결과이다. 모든 경우에 대해 수정결정계수가 신뢰도 평가의 기준으로 설정한 0.95 이상을 보이므로 구축된 반응면은 신뢰할 수 있는 것으로 평가된다.

2.6 유전자 알고리듬

최대응력을 목적 함수로 하여 구축된 반응면에 대해 앞서 기술된 제약조건을 만족하는 최적값을 구하기 위해 유전자 알고리듬을 사용하였다[7]. 유전자 알고리즘은 다른 민감도 기반 최적화 알고리즘에 비해 전역 최적해(global optimal solution)를 찾을 가능성이 크며, 본 논문에서와 같이 제약조건으로 상당수의 변수들이 이산적인 값들을 가져야 하는 경우 적합하다고 알려져 있다.

최적화 과정에서 블레이드 스킨 적층각(θ_1, θ_2, ... , θ_n)은 이산적인 값이고, 두 스파 위치(S_1, S_2)는 연속적인 실수값이므로, 먼저 모든 변수를 실수로 간주하고 이산적인 값들을 가져야 하는 변수들을 Fig. 7과 같이 구간을 나누어서 구간에 속하는 값들을 해당하는 값으로 대응하는 방법을 사용하였다. 예를 들어 20도는 가장 가까운 값인 0도로 대응시켰다.

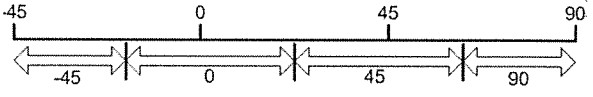


Fig. 7 Discrete variable (ply angles).

두 번째 제약 조건을 만족시키기 위하여, 세 번 이상의 연속된 적층각을 가질 경우에는 매우 큰 수를 반환하도록 하여 강한 벌칙(penalty)을 부여하였다. 이를 통해 두 제약조건을 모두 만족하면서 실수 인코딩을 통한 유전자 알고리듬을 쉽게 적용할 수 있도록 하였다.

2.7 최적화 결과

Table 5에서 각 설계 변수에 따른 최적의 블레이드 스킨 적층각, 두 개의 스파 위치를 나타내었다. 이를 바탕으로 전체 설계 변수에 대해서 가장 적은 응력값을 갖는 경우를 최적화의 결과로 선택하였으며, 그 값은 다음과 같다.

블레이드 스킨 적층 : [0/0/-45/+45/0/0]

첫 번째 스파 적층 : $[0/90/0]_4$

Table 5 Optimization results

블레이드 스킨 적층 수	첫 번째 스파 적층수	두 번째 스파 적층수	블레이드 스킨 적층 각	스파 위치 (S_1, S_2)	응력 (MPa)
6	9	6	0 0 45 0 0 45	24.611 24.668	252.25
	9	9	0 0 45 0 0 45	24.430 24.510	251.21
	12	6	0 0 45 0 0 45	24.714 24.706	250.82
	12	9	0 0 45 0 0 45	24.543 24.554	250.98
7	9	6	0 0 45 0 0 45 0	24.588 24.693	258.12
	9	9	0 0 45 0 0 45 0	24.410 24.541	257.22
	12	6	0 0 45 0 0 45 0	24.691 24.726	256.26
	12	9	0 0 45 0 0 45 0	24.519 24.583	255.57
8	9	6	0 0 45 0 0 45 0 0	24.565 24.707	265.15
	9	9	0 0 45 0 0 45 0 0	24.394 24.556	264.49
	12	6	0 0 45 0 0 45 0 0	24.665 24.736	262.97
	12	9	0 0 45 0 0 45 0 0	24.499 24.595	262.55
9	9	6	0 0 45 0 0 45 0 0 45	24.545 24.715	272.26
	9	9	0 0 45 0 0 45 0 0 45	24.379 24.568	271.46
	12	6	0 0 45 0 0 45 0 0 45	24.643 24.741	269.95
	12	9	0 0 45 0 0 45 0 0 45	24.483 24.603	269.35
10	9	6	0 0 45 0 0 45 0 0 45 0	24.523 24.723	278.51
	9	9	0 0 45 0 0 45 0 0 45 0	24.360 24.578	277.44
	12	6	0 0 45 0 0 45 0 0 45 0	24.592 24.729	281.38
	12	9	0 0 45 0 0 45 0 0 45 0	24.461 24.609	275.55

첫 번째 스파 위치 : S_1=0.247c
두 번째 스파 적층 : $[0/90/0]_2$
두 번째 스파 위치 : S_2=0.247c

3. 사이클로콥터 로터 해석

위에서 최적 설계된 블레이드를 장착한 사이클로콥터 로터 시스템에 대해서 정적 해석과 동적 해석을 수행하여 설계의 타당성을 확인하였다. Fig. 8에서 보는 바와 같이, 사이클로콥터 로터는 블레이드와 허브암, 허브 디스크, 인서트 등으로 구성되어 있다. 정적 해석을 위한 하중은 상대적으로 크기가 작은 공기력은 무시하고 회전에 의한 원심력만을 고려하여, 복합재료 블레이드와 허브암, 알루미늄 인서트, 베어링 등에 대하여 해석을 수행하였다. 또한 사이클로콥터 로터 시스템은 블레이드가 회전하는 동안 진동을 하게 되며, 회전체의 회전 진동수와 구조체의 고유 진동수 사이에 발생할 수 있는 공진을 피하도록 설계해야 하므로 모드 해석을 수행하였다.

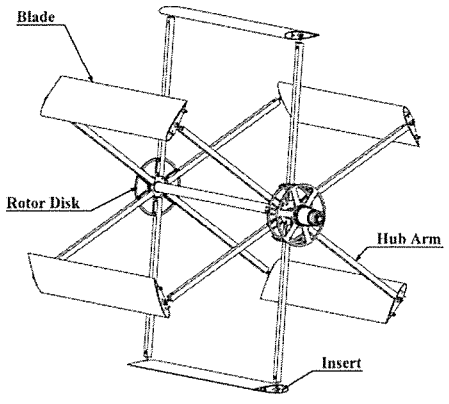


Fig. 8 Cyclocopter rotor system.

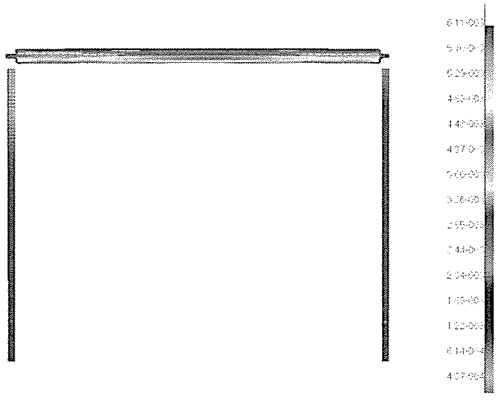


Fig. 9 Displacement of rotor.

3.1 정적 해석

Fig. 9는 540RPM 으로 회전하는 로터 시스템에 대한 정적 해석의 결과로 변위 분포를 나타내고 있다. 최대 변위는 블레이드의 중앙부에서 나타났으며, 약 6.1 mm 였다. Fig. 10은 역시 540RPM 으로 회전하는 블레이드의 응력

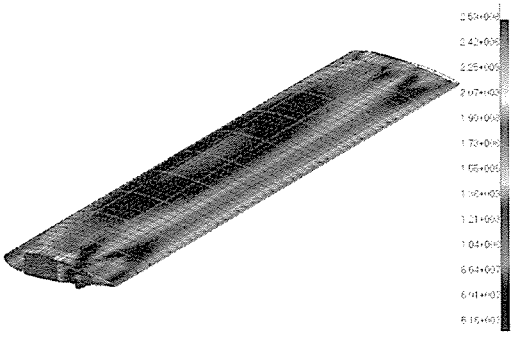


Fig. 10 Stress of blade.

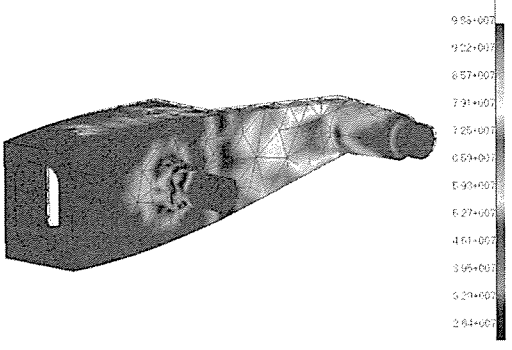


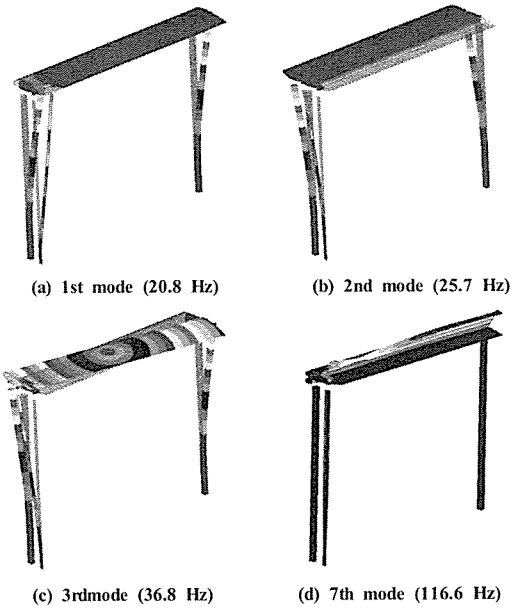
Fig. 11 Stress of connecting part.

분포를 나타내고 있다. 블레이드에 발생하는 최대 응력은 블레이드의 중앙부에서 발생하였으며, Tsai-Wu 파괴 기준에 의한 값이 허용치 이내인 0.1이 나왔다. Fig. 11은 블레이드와 허브의 연결부를 확대한 것으로, 컨트롤 로드 연결부분에서 최대 응력이 발생하였으며, 크기는 약 98.8Mpa 이었다. 각 발생 응력은 모두 허용치 내에 있는 수치로서 사이클로콥터 로터 설계의 타당성을 확인할 수 있다.

3.2 동적 해석

진동수 해석 결과 Fig. 12에서 보는 바와 같이, 블레이드의 강성이 크기 때문에 상대적으로 유연성이 있는 허브암이나 회전축에 의해 낮은 진동모드가 발생한다. 첫 번째 모드(20.8Hz)는 양 단 지지부의 굽힘 변형에 의해 일어나며, 이 모드로 인해 블레이드는 스팬 방향으로 진동하게 된다. 두 번째 모드(25.7Hz)는 래그 방향으로 변형이 발생한다. 세번째 모드(36.8Hz)는 로터가 비틀림 형태로 변형이 발생한다. 블레이드 자체의 변형에 의한 모드는 일곱 번째 모드(116.6Hz)로서 블레이드의 진동은 동적 안정성에 큰 영향을 미치지 않음을 알 수 있다.

Fig. 13은 회전 속도에 따른 모드 진동수를 나타내었다. 그래프에서 교차점이 공진이 발생하는 지점으로, 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. Fig. 13의 그래프에서는 3차 모드의 고유진동수까지 나타내었다. 회전 진동수는 RPM에 따라 선형으로 증가하게 되며, 1/rev 의 경우500 RPM 에서 약 8.33Hz 가 된다. Fig. 13에서 1/rev 은 고유진동수와 만나는 지점이 없으므로 공진이 발생하지 않고, 3/rev 은 440 RPM 에서 첫 번째 모드와 만나 공진을 일으킨다. Fig. 13에서 사이클로콥터가 운용되는 500 RPM 의 회전속도에서는 이러한 공진 점이 없으므로 동적 불안정성에 관한 문제는 나타나지 않는다.



(a) 1st mode (20.8 Hz) (b) 2nd mode (25.7 Hz)

(c) 3rdmode (36.8 Hz) (d) 7th mode (116.6 Hz)

Fig. 12 Rotor vibration modes.

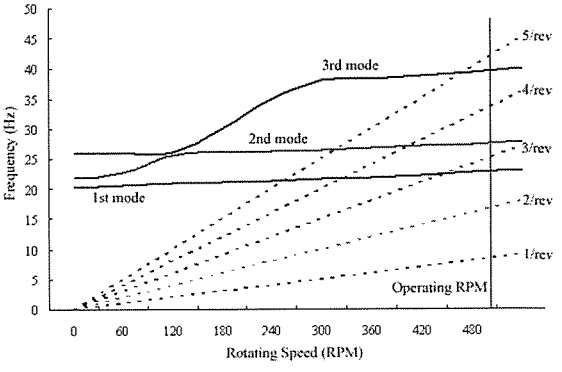


Fig. 13 Campbell diagram.

4. 결 론

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/NASTRAN을 이용하여 설계변수 변화에 따른 데이터를 획득하였고, 반응면을 구축하였으며, 유전자 알고리듬을 이용하여 최적값을 구하였다. 로터에 대해서 정적 해석을 수행하여 각 부분이 허용 응력 내의 값을 보임으로써 설계의 타당성을 입증하였고, 동적 해석을 통해서 회전에 의한 진동수와 고유 진동수의 일치로 인한 공진 현상이 발생하지 않음을 확인하였다. 이러한 일련의 과정을 통해 사이클로콥터 주요 부분의 구조 설계를 수행하였다.

후 기

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) Hwang, I.S., Min, S.Y., Kim M.K. and Kim, S.J., "Multidisciplinary Optimal Design of Cyclocopter Blade System," *1st AIAA MDO Specialist Conference,* Austin, TX, April 18-21, 2005.
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. and Montgomery, D.C. Response surface methodology : process and product optimization using designed experiments, New York : Wiley, 1995.
7) Gen, M. and Cheng, R. Genetic algorithms and engineering optimization, New York : Wiley, 2000.
8) Jones, R.M. Mechanics of composite materials, 2nd Edition, Taylor & Francis, 1999.