한국정밀공학회지 제 28권 8호 pp. 951-958 August 2011 / 951
Journal of the Korean Society for Precision Engineering Vol. 28, No. 8, pp. 951-958

무인 헬리콥터 마스터의 진동해석 및 공진회피 설계

Vibration Analyses and Design of Resonance Avoidance of the Unmanned Helicopter Master

이성철[1], 손인수[2], 허관도[2,✉]
Seong Chul Lee[1], In Soo Son[2] and Kwan Do Hur[2,✉]

1 동의대학교 기계공학과 대학원 (Department of Mechanical Engineering, Graduate School of Dong-eui Univ.)
2 동의대학교 기계공학과 (Department of Mechanical Engineering, Dong-eui Univ.)
✉ Corresponding author: kdhur@deu.ac.kr, Tel: 051-890-1644

Manuscript received: 2010.12.10 / Accepted: 2011.5.3

In this paper, the purpose is to investigate the vibration characteristics and the design of resonance avoidance of the unmanned helicopter master. Based on the Euler-Bernoulli beam theory for helicopter master, the equation of motion is derived by using extended Hamilton's principle. It was studied about the natural frequency of helicopter master as the design variances(tip mass, length and diameter of master). Also, it was compared the theoretical results for natural frequency with the results of FE analysis. The results of this study showed the vibration characteristics of helicopter master for the design of resonance avoidance.

Key Words: Unmanned Helicopter (무인 헬리콥터), Helicopter Master (헬리콥터용 마스터), Resonance Avoidance (공진회피), Forced Vibration (강제진동)

1. 서론

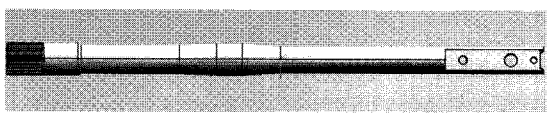
무인 항공기는 최근 수년간 제어기술과 컴퓨터 및 통신기술 등의 발전으로 자율적 비행능력을 갖추게 되었으며 유인 항공기의 일부 임무를 어느 정도 대체할 수 있는 단계에 이르렀다.[1] 국내에서도 항공 산업의 발달과 더불어 무인 헬리콥터의 기술도 발달하여 최근 농업뿐만 아니라 군사용 무인 헬리콥터가 개발, 운용되어지고 있다.[2] 하지만 무인 헬리콥터의 상용화에 있어서 운용범위, 경제성 등 아직까지 개선되어야 할 사항이 많고, 이에 따른 관련기술들은 개발국에서 보호하면서 육성하고 있으므로 무인 헬리콥터 관련 핵심 기술을 자체적으로 확보하는 것은 매우 중요하다. 무인 헬리콥터의 개발에 있어서 로터 시스템은 헬리콥터의 성능 및 안정성을 좌우하는 핵심요소이다. 로터 시스템은 허브와 블레이드로 구성되며 블레이드는 로터 시스템의 성능, 소음, 진동 및 안정성 등의 특성을 결정짓는 중요한 요소이다. 최근 연구자들에 의해 무인 헬리콥터의 요크 성형 및 블레이드 개발에 대한 연구들이 수행되어지고 있다.[3-5] 또 구조물에 외력이 주기적으로 작용하는 경우에는 계가 가진력과 동일한 진동수를 가지고 진동하게 된다. 외력 진동수가 구조물의 고유진동수 중의 어느 하나와 일치하거나 근접한 영역에 존재하는 경우 공진 현상이 발생하며, 이 때 진폭이 매우 커져서 구조물은 위험상태에 도달하게 된다. 무인 헬리콥터의 메인로터의 경우 일반적으로 블레이드와 엔진의 회전력을 전달해주는 마스터(master)로 연결되어 있다. 따라서 무인 헬리콥터의 개발 및 연구에 있어서 마스터와 엔진의 회전 진동수와의 공진문제를 해결하는 것은 무인 헬리콥

터 개발에 중요한 문제라 할 수 있다.

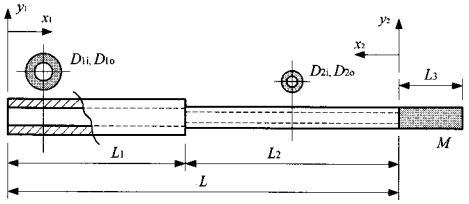
이 연구에서는 무인 헬리콥터 엔진 회전 진동수와 메인로터 마스터의 고유진동수 사이에 발생할 수 있는 공진 회피 설계를 목적으로 한다. 무인 헬리콥터 메인로터 마스터의 진동특성을 이해하고 설계에 반영하기 위하여 실제 마스터를 단순화 시켜 수학적 모델링 후 이론해석을 수행하였다. 이론적으로 구한 메인로터 마스터의 고유진동수의 신뢰성을 확보하기 위하여 구조용강(SCM435)과 경량화를 위한 티타늄(Ti-6Al-4V) 소재를 실제 마스터 사양에 적용하여 유한요소 해석을 수행하고, 그 결과 값을 비교 검토하여 메인로터 마스터의 공진회피 설계를 수행하였다.

2. 이론 해석

Fig. 1(a), (b)는 이 연구에서 진동해석을 수행하고자 하는 무인 헬리콥터 마스터의 *3D* 모델링 및 해석모델이다. 여기서 L 은 마스터의 전체길이, L_1 과 L_2 는 각각 마스터의 하단 및 상부의 길이를 나타낸다. 또 L_3 는 메인로터 블레이드와 결합되는 실축 부분의 길이이다. 실제 마스터 하단부의 일부 및 하단, 상단의 경계부분에 직경변화가 존재하지만 계산의 복잡성 등을 고려하여 상, 하부 그리고, 실축부분으로 구분하여 이론해석에 적용하였다. 특히 진동해석에서 블레이드와 결합되는 마스터의 실축부분은 끝단질량 M 으로 고려하여 해석을 수행하였다. D_{1i}, D_{1o}, 그리고 D_{2i}, D_{2o} 는 각각 마스터의 하부, 상부 중공축의 내경과 외경을 나타낸다. Fig. 1(b)의 불연속 단면을 가진 마스터에 대한 횡방향 y_1, y_2 에 대한 운동방정식은 확장된 Hamilton 원리를 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다.[6]



(a) 3D modeling of master



(b) Model for theoretical analyses

Fig. 1 Master of unmanned helicopter

$$E_1 I_1 \frac{\partial^4 y_1(x,t)}{\partial x^4} + E_2 I_2 \frac{\partial^4 y_2(x,t)}{\partial x^4} + \rho_1 A_1 \frac{\partial^2 y_1(x,t)}{\partial x^2} + \rho_2 A_2 \frac{\partial^2 y_2(x,t)}{\partial t^2} = 0 \quad (1)$$

여기서 E 는 재료의 영계수, I 는 단면 2 차 모멘트이며, ρ, A 는 각각 재료의 밀도와 단면적을 나타낸다. 각 물성치의 아래첨자 1, 2 는 마스터의 하부, 상부를 의미한다.

끝단질량을 가진 불연속 단면을 가진 마스터의 경계조건과 연속조건은 다음과 같다.

i) Clamped end $[y_1(0)]$;

$$y_1(0,t) = 0, \qquad \frac{\partial y_1(0,t)}{\partial x} = 0 \quad (2)$$

ii) Free end with tip mass $[y_2(0)]$;

$$\frac{\partial^2 y_2(0,t)}{\partial x^2} = 0, \quad E_2 I_2 \frac{\partial^3 y_2(0,t)}{\partial x^3} = M \frac{\partial^2 y_2(0,t)}{\partial t^2} \quad (3)$$

iii) Continuity of displacement ;

$$y_1(\mu) = y_2(\gamma) \quad (4)$$

여기서 $\mu = \frac{L_1}{L}$이고, $\gamma = \frac{L_2}{L} = 1 - \mu$ 이다.

iv) Continuity of slope ;

$$\frac{\partial y_1(\mu,t)}{\partial x} = -\frac{\partial y_2(\gamma,t)}{\partial t} \quad (5)$$

v) Continuity of bending moment ;

$$\frac{\partial^2 y_1(\mu,t)}{\partial x^2} = \alpha^4 \frac{\partial^2 y_2(\gamma,t)}{\partial x^2} \quad (6)$$

여기서 $\alpha^4 = \left(\frac{E_2 I_2}{E_1 I_1}\right)$이다.

vi) Continuity of shear force ;

$$\frac{\partial^3 y_1(\mu,t)}{\partial x^3} = -\alpha^4 \frac{\partial^3 y_2(\gamma,t)}{\partial x^3} \quad (7)$$

식 (1)의 운동방정식의 일반해는 각각 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$y_1(x,t) = \phi_1(x)e^{i\varpi_n t}$$
$$y_2(x,t) = \phi_2(x)e^{i\omega_n t} \quad (8)$$

여기서 ω_n 은 마스터의 고유진동수를 나타내며, $i=\sqrt{-1}$ 이다. $\phi_1(x),\phi_2(x)$ 는 마스터의 하부, 상부의 불연속 단면에 대하여 각각 다음과 같이 구할 수 있다.

I) $0 \le \xi \le \mu$
$$\phi_1(\xi) = A_1\sin(\beta_1\xi) + B_1\cos(\beta_1\xi) + C_1\sinh(\beta_1\xi) + D_1\cosh(\beta_1\xi) \quad (9a)$$

II) $\mu \le \xi \le 1$
$$\phi_2(\xi) = A_2\sin(\beta_2\xi) + B_2\cos(\beta_2\xi) + C_2\sinh(\beta_2\xi) + D_2\cosh(\beta_2\xi) \quad (9b)$$

여기서 $\xi = \frac{x}{L}$ 이고,

$$\beta_1^4 = \frac{\rho_1 A_1}{E_1 I_1}\omega_n^2 L^4, \quad \beta_2^4 = \frac{\rho_2 A_2}{E_2 I_2}\omega_n^2 L^4 \quad (10)$$

이다. 식 (10)에서 β_1 과 β_2 사이에 다음의 관계식을 얻을 수 있다.

$$\beta_2 = \theta\beta_1, \quad \theta = \frac{\omega}{\alpha}, \quad \omega = \left(\frac{\rho_2 A_2}{\rho_1 A_1}\right)^{1/4} \quad (11)$$

식 (9)에 식 (2),(3)의 경계조건을 대입하고 정리하면 다음과 같다.

$$B_1 + D_1 = 0, \quad A_1 + C_1 = 0, \quad B_2 - D_2 = 0,$$
$$-E_2 I_2(\theta\beta_1)^3 A_2 + E_2 I_2(\theta\beta_1)^3 M\omega_n^2 B_2 + M\omega_n^2 D_2 = 0 \quad (12)$$

식 (12)를 이용하여 식 (9)를 정리하면

$$\phi_1(\xi) = [\sin(\beta_1\xi) - \sinh(\beta_1\xi)]A_1 + [\cos(\beta_1\xi) - \cosh(\beta_1\xi)]B_1$$
$$\phi_2(\xi) = \sin(\theta\beta_1\xi)A_2 - [\cos(\theta\beta_1\xi) + \cosh(\theta\beta_1\xi)]B_2 + \sinh(\theta\beta_1\xi)C_2 \quad (13)$$

이 된다. 식 (13)에 식 (4)~(7)의 연속조건을 대입하여 정리하면 각각 다음과 같다.

$$[\sin(\beta_1\mu) - \sinh(\beta_1\mu)]A_1 + [\cos(\beta_1\mu) - \cosh(\beta_1\mu)]B_1 - \sin(\theta\beta_1\gamma)A_2 - [\cos(\theta\beta_1\gamma) + \cosh(\theta\beta_1\gamma)]B_2 - \sinh(\theta\beta_1\gamma)C_2 = 0 \quad (14)$$

$$\beta_1[\cos(\beta_1\mu) - \cosh(\beta_1\mu)]A_1 - \beta_1[\sin(\beta_1\mu) + \sinh(\beta_1\mu)]B_1 + \theta\beta_1\cos(\theta\beta_1\gamma)A_2 - \theta\beta_1[\sin(\theta\beta_1\gamma) - \sinh(\theta\beta_1\gamma)]B_2 + \theta\beta_1\cosh(\theta\beta_1\gamma)C_2 = 0 \quad (15)$$

$$-\beta_1^2[\sin(\beta_1\mu) + \sinh(\beta_1\mu)]A_1 - \beta_1^2[\cos(\beta_1\mu) + \cosh(\beta_1\mu)]B_1 + (\theta\beta_1)^2\alpha^4[\sin(\theta\beta_1\gamma)]A_2 + [\cos(\theta\beta_1\gamma) - \cosh(\theta\beta_1\gamma)]B_2 - \sinh(\theta\beta_1\gamma)C_2 = 0 \quad (16)$$

$$-\beta_1^3[\cos(\beta_1\mu) + \cosh(\beta_1\mu)]A_1 - \beta_1^3[\sin(\beta_1\mu) + \sinh(\beta_1\mu)]B_1 - (\theta\beta_1)^3\alpha^4[\sin(\theta\beta_1\gamma)]A_2 - [\sin(\theta\beta_1\gamma) + \sinh(\theta\beta_1\gamma)]B_2 - \cosh(\theta\beta_1\gamma)C_2 = 0 \quad (17)$$

식 (12)~(17)을 정리하면 다음과 같은 행렬 형태의 식으로 표현할 수 있다.

$$\Lambda X = 0 \quad (18)$$

여기서

$$X = [A_1 \;\; B_1 \;\; A_2 \;\; B_2 \;\; C_2]^T \quad (19)$$

$$\Lambda = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -E_2 I_2(\theta\beta_1)^3 & 2M\omega_n^2 & E_2 I_2(\theta\beta_1)^3 \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} & m_{24} & m_{25} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} & m_{34} & m_{35} \\ m_{41} & m_{42} & m_{43} & m_{44} & m_{45} \\ m_{51} & m_{52} & m_{53} & m_{54} & m_{55} \end{bmatrix} \quad (20)$$

이다. 식 (20)의 행렬에서 각각의 성분들은 다음과 같다. 따라서 불연속 단면을 갖는 무인헬기용 마스터의 고유진동수는 식 (18)의 행렬 Λ 의 행렬식을 이용하여 구할 수 있다. 즉,

$$|\Lambda| = 0 \tag{21}$$

을 만족하는 ω_n 이 고유진동수이다.

3. 유한요소해석

3.1 유한요소해석

이론해석으로 구한 고유진동수의 신뢰성을 확보하기 위하여 무인 헬리콥터 마스터의 유한요소해석을 수행하여 고유진동수를 구하였다. 유한요소해석은 상용프로그램인 ANSYS Workbench (Ver. 12.0)를 사용하여 해석을 수행하였다. 유한요소해석에 사용된 마스터의 물성치는 구조용강(SCM 435), 티타늄(Ti-6Al-4V)을 적용하였으며, 각각의 물성치를 Table 1 에 나타내었다. 여기서 두 가지 소재를 사용한 것은 무인 헬리콥터 마스터의 소재는 구조용강이었으나 무인 헬리콥터의 경량화(42.4% 감소)를 위하여 티타늄으로 대체 사용을 고려하고 있기 때문이다. Table 2 는 유한요소 모델링을 위하여 필요한 실제 마스터의 치수를 나타내고 있다. 이 치수는 앞으로 공진 회피 설계에 있어서 기준이 되는 치수로 사용된다.

Fig. 2 는 유한요소해석에 사용한 무인 헬리콥터 마스터의 유한요소 모델을 보여준다. 유한요소망의 정밀도는 관심영역의 요소망 밀도를 증가시켜 정확한 결과 값을 얻을 수 있도록 설정(refinement mesh)하였다. 소재에 따라 조금의 차이는 있으나 대략 요소의 수는 4021 개, 절점의 수는 8139 개로 하였다.

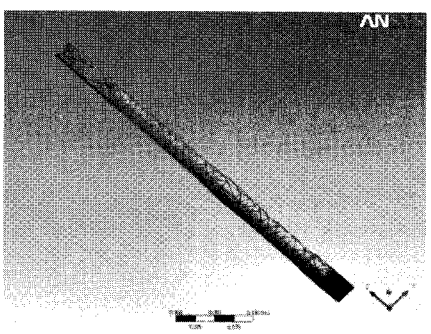


Fig. 2 Finite element model

Table 1 Specifications of master

Property	Steel (SCM 435)	Titanium (Ti-6Al-4V)
Young's modulus(E)	200GPa	96GPa
Density (ρ)	7,860 kg/m^3	4,620 kg/m^3
Poisson's ratio (ν)	0.33	0.36
Weight	1,316g	757.6g

Table 2 Basic dimensions of master

Dimension	Values
Total length(L_1)	0.505m
Lower part length of master(L_1)	0.210m
Inside diameter of L_1 (D_{1i})	0.020m
Outside diameter of L_1 (D_{1o})	0.030m
Upper part length of master(L_1)	0.200m
Inside diameter of L_2 (D_{2i})	0.025m
Outside diameter of L_2 (D_{2o})	0.030m
Tip weight	30g

3.2 해석 결과

Table 3 과 Table 4 에서는 이론해석 및 유한요소해석을 통하여 구한 고유진동수를 비교 검토하였다. Tables 2, 3 은 두 가지 재료 즉, 구조용강과 티타늄인 경우 최저차 4 개 모드에 대한 고유진동수를 구하였다. 여기서 이론해석의 1, 2 차 모드 그리고, 3, 4 차 모드의 고유진동수가 동일한 것은 Fig. 1(b)에서 고려한 수학적 모델링에서 마스터는 등방성이라 가정하고, 실축부분(L_3)은 끝단질량으로 고려하였기 때문에 y, z 축의 횡방향 고유진동수가 동일하게 구해진다.

이론해석 결과와 유한요소 해석으로 구한 고유진동수는 구조용강의 경우 최대 오차 6.6% 이내에서, 그리고 티타늄의 경우 최대 오차 6.4% 이내에서 비교적 잘 일치하고 있다. 이러한 오차 발생은 유한요소 해석에 사용한 실제 마스터의 모델과 비교하여 이론해석에서 사용한 수학적 모델은 마스터 하부 즉, 감속기와 연결되는 부분 및 중간부분을 간략화하여 모델링한 것으로부터 발생한 것으로 판단된다. 전반적으로 유한요소 해석에서 얻은 고유진동수가 이론해석에서 얻은 결과보다 조금 낮게 나타나는 부분도 설명이 된다.

Tables 3, 4 에서 오차의 식은 다음과 같다.

$$Error(\%) = \left| \frac{FEA - Theory}{FEA} \right| \times 100 \qquad (22)$$

Table 3 Comparison FEA results with theoretic results for natural frequency of steel master

Mode	Natural frequencies(Hz)		Error(%)
	Theory	FEA	
1	250.98	244.19	2.8
2	250.98	244.64	2.6
3	1,429.2	1,341.1	6.6
4	1,429.2	1,432.6	0.2

Table 4 Comparison FEA results with theoretic results for natural frequency of titanium master

Mode	Natural frequencies(Hz)		Error(%)
	Theory	FEA	
1	226.8	221.05	2.6
2	226.8	221.42	2.4
3	1,291.5	1,213.5	6.4
4	1,291.5	1,296.0	0.4

4. 공진회피설계

무인 헬리콥터는 회전 운동을 메인 미션을 통하여 감속시킨 후 메인로터(main-rotor) 블레이드와 테일로터(tail-rotor) 블레이드를 구동하는 구조로 되어 있다. 이 과정에서 엔진의 운용 회전수(주파수)에 의하여 메인로터 블레이드를 구동하는 마스터와 공진의 가능성을 지니고 있다. 따라서 이론해석 및 유한요소 해석으로 구한 마스터의 고유진동수와 엔진 회전수를 분석하여 공진회피 설계를 하여야 한다. 연구대상인 무인 헬리콥터의 메인로터 블레이드는 각각 2 개의 메인로터 블레이드와 스테빌라이저로 구성되어있다. 즉, 무인 헬리콥터의 블레이드는 4 개의 가진체로 구성되어 있다.

이 연구의 대상인 무인 헬리콥터의 제자리 비행시 요구되는 엔진 회전수는 6,675 RPM 이다. 무인 헬리콥터는 로터리 가솔린 엔진구동 방식으로 흡입-압축, 그리고 폭발-배기의 2 부분으로 구분되며 따라서 1 행정 당 2 번의 가진이 발생한다. 즉, 엔진 회전수에 의한 가진 주파수는 111.25 Hz / 2 = 55.625 Hz 이다.

앞 절의 Table 3 에서 마스터의 1, 2 차 고유진동수는 250.98 Hz / 4 = 62.745 Hz 이다. 이는 대략 12.8 % 정도 주파수가 이격된 상태이므로 양호한 결과라 할 수 있다. 하지만 경량화를 위하여 티타늄 소재를 사용하는 경우 티타늄의 공진진동수는 56.7 Hz 로 엔진의 회전에 의한 가진 주파수와 거의 일치하여 공진 현상이 발생하여 매우 큰 진동이 발생되리라 판단된다. 즉, 무인 헬리콥터의 경량화를 위하여 티타늄을 선택하는 경우 공진회피 설계를 필수적으로 수행하여야 한다.

먼저, 무인 헬리콥터의 구조에서 마스터의 전체 길이변화는 다른 부품들의 변화를 동반하기 때문에 고정하고, 엔진의 운동을 전달하는 마스터의 하부 구조를 고정한다고 가정한다. 그러면 공진회피 설계를 위하여 변화가 가능한 변수들은 마스터의 하부 길이, 마스터 상부의 직경 및 메인로터와 연결되는 실축 부분의 단면적 변화이다. 따라서 이들 변수들에 대한 마스터의 고유진동수 변화를 살펴보고 공진회피 설계의 적절성을 판단하도록 한다.

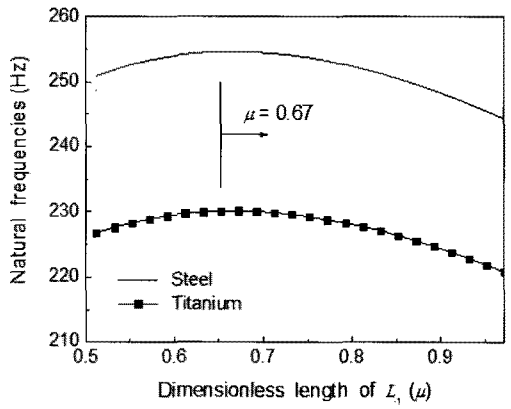
첫 번째로 마스터의 하부 길이변화에 따른 고유진동수 변화를 살펴보면 Fig. 3 과 같다. Fig. 3 은 마스터의 하부 길이 L_1 의 무차원 길이 μ 의 변화에 따른 마스터의 1, 3 차 고유진동수 변화를 도시한 것이다. 이미 설명한 바와 같이 2, 4 차의 고유진동수는 1, 3 차의 고유진동수와 동일하기 때문에 기술하지 않는다. 마스터 소재가 구조용강인 경우 전체 모드에 걸쳐서 티타늄 마스터의 고유진동수에 비하여 더 크다는 것을 알 수 있다.

Fig. 3(a)의 1 차 모드에서는 마스터 하부의 길이가 약 0.67 까지는 μ 가 증가할수록 마스터의 고유진동수는 증가하는 경향을 보이고 있으나, 그 이후는 μ 와 마스터의 고유진동수는 서로 반비례적인 경향을 보인다. Fig. 3(b)의 3 차 모드에서는 μ 가 0.89 까지는 μ 가 증가할수록 고유진동수는 증가하는 경향을 보이나 그 이후에는 거의 일정한 고유진동수를 보인다.

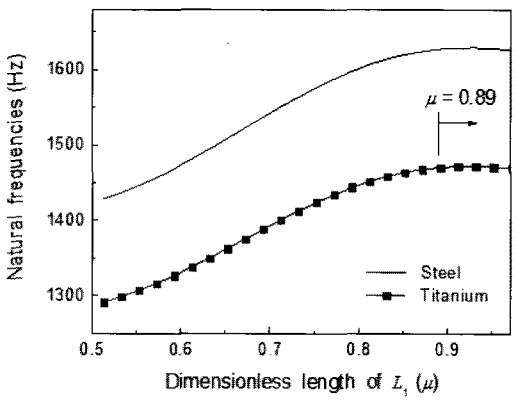
이 결과에서 마스터 하부의 길이 변화는 마스터의 고유진동수 변화에 일관적인 영향을 미치지 않기 때문에 공진회피 설계에서 적용 가능성이 낮을 것으로 판단된다. 특히 공진의 가능성이 높은 주파수 영역대인 1 차 모드의 고유진동수 영역에서 μ 의 변화에 따른 고유진동수 변화가 비교적 작기 때문에 더욱 그러하다고 판단된다.

두 번째로 마스터의 상부 직경변화에 따른 고

유진동수 변화를 살펴보면 Fig. 4 와 같다. Fig. 4 는 마스터의 소재가 구조용강과 티타늄인 경우 마스터의 상부 외경변화에 따른 1, 3 차 고유진동수 변화를 도시한 것이다. 여기서 세로축은 마스터의

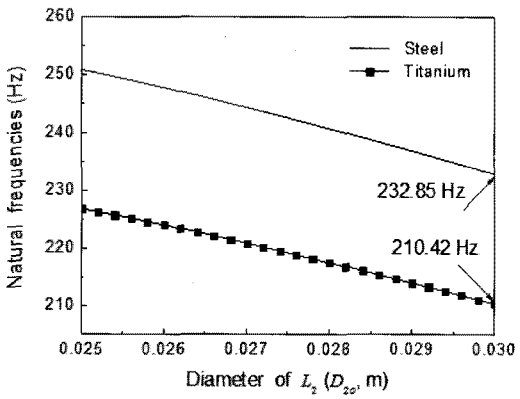


(a)First mode

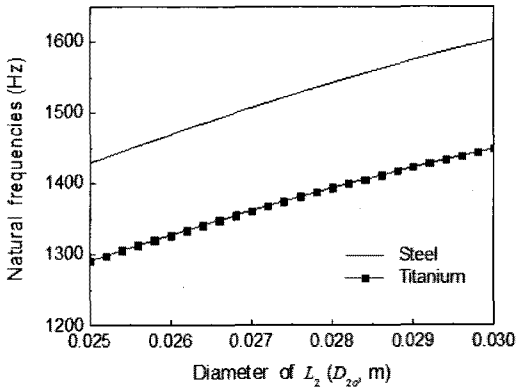


(b)Third mode

Fig. 3 Natural frequencies of master

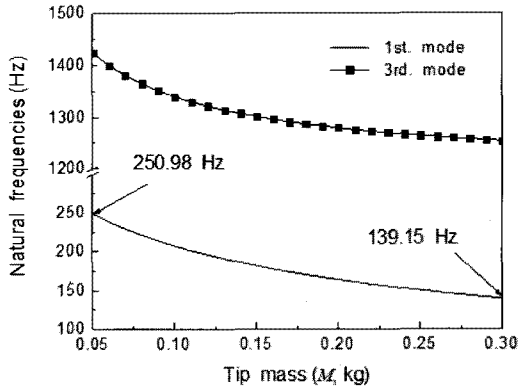


(a)First mode

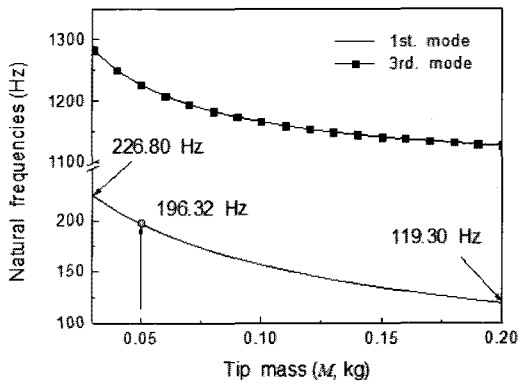


(b) Third mode

Fig. 4 Variation of natural frequency as out-diameter of L_2



(a) Steel



(b) Titanium

Fig. 5 Variation of natural frequency as tip mass

고유진동수를 나타내며 가로축은 마스터 상부의 외경변화이다. 외경은 현재 치수인 0.025m 를 기준으로 마스터 하부의 외경과 동일하게 되는 0.03m

까지 변화시켰으며, 내경은 실제 치수의 비율(0.6)과 동일하게 커지도록 하였다. 외경을 0.03m 까지 변화시키면 실제 티타늄 마스터의 무게가 약 127.7g 정도 더 무거워져서 전체 마스터의 무게는 약 885.3g 이 된다. 이 무게는 구조용강으로 사용하는 경우에 비하여 약 32.7%정도 경량화 된 것이다. 공진 진동수 영역과 관계되는 1 차 모드 고유진동수에 대하여 고려한다면 최대로 변경 가능한 직경 인 0.03m 으로 변경하는 경우에 강으로 된 마스터의 고유진동수는 58.21Hz 로 오히려 공진의 위험성이 증가하는 반면 티타늄인 경우는 설계변경 전의 실제 마스터 고유진동수에 비하여 약 7.2% 줄어들어 공진의 위험성이 낮아짐을 알 수 있다. 하지만 티타늄의 경우도 회전 주파수와 6% 이내에 주파수 대역이 존재하기 때문에 공진을 완벽하게 회피했다고 할 수 없다.

세 번째 방법으로, 마스터의 상부 직경은 현재 상태로 유지하고 메인로터 블레이드와 연결되는 실축 부분의 단면적 변화, 즉 끝단질량의 크기 변화에 따른 고유진동수변화를 이용하여 공진회피 설계를 실시하였다. Fig. 5 는 마스터의 끝단질량 변화에 따른 각 소재의 고유진동수 변화를 도시한 것이다. 끝단질량의 변화는 실축 부분의 단면적과 재질의 밀도를 이용하여 계산한 값이다. 예를 들어, Fig. 5(b) 티타늄 소재의 경우 가로축에서 M 이 0.2kg 이 되면 마스터의 전체 무게는 약 170g 이 증가한다. 1 차 모드 고유진동수에 대하여 Fig. 5(a)에서 확인할 수 있는 것처럼 구조용강의 경우는 주파수 범위가 약 251Hz 에서 140Hz 로 최대 44.6%, 그리고 Fig. 5(b)의 티타늄인 경우는 최대 47.4%까지 고유진동수를 낮출 수 있음을 알 수 있다. 무인 헬리콥터의 경량화를 위한 티타늄 소재의 경우 끝단질량을 현재 치수인 30g 에서 50g 으로 20g 을 증가시킨 경우 고유진동수는 196.32Hz, 즉 4 개의 가진체를 고려한다면 49.08Hz 로서 엔진의 회전 주파수와 약 11.8%이상 이격시킬 수 있어 공진회피 설계가 가능하다는 것을 판단할 수 있다. 이 때의 마스터의 무게는 777.6g 으로 마스터의 소재가 강인 경우에 비하여 약 40.9% 정도 경량화 할 수 있다.

5. 결론

무인 헬리콥터의 로터 블레이드와 연결되는 마스터와 엔진 회전수 간의 공진회피 설계를 위하여 마스터의 진동 해석을 수행하였다. 이론적 해석 결과의 타당성 검토를 위하여 유한요소 해석으로 얻은 결과를 서로 비교 검토하여 공진회피 설계를 수행하였다. 진동해석은 구조용강(SCM435)과 티타늄(Ti-6Al-4V)에 대하여 해석을 수행하였으며 진동해석 및 공진회피 설계에 대하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

1) 마스터의 소재를 구조용강으로 사용하는 경우 엔진 회전 주파수와 마스터의 고유진동수 사이에 약 12.8%정도의 주파수 대역 차이가 존재하지만, 부품 경량화를 위하여 티타늄 마스터를 사용하는 경우 무인 헬리콥터 엔진 회전 주파수와 마스터의 고유진동수간의 공진현상이 발생한다.

2) 공진 회피 설계를 위하여 마스터의 상부 직경과 메인로터 블레이드와 연결되는 실축부분의 구조변화를 이용할 수 있다. 마스터 상부의 직경을 조절하는 경우 마스터의 고유진동수를 최대 5.4%까지 낮출 수 있으며, 실축부분의 구조, 즉 실축부분의 단면적을 증가시키는 경우에 최대 47.4% 정도 고유진동수를 줄일 수 있다.

3) 실축부분의 구조를 현재 사용 중인 값보다 20g 증가시키면 마스터의 공진진동수는 엔진의 회전에 의한 가진 주파수와 약 11.8%이상 이격시킬 수 있어 공진회피 설계가 가능하다.

4) 진동해석을 통하여 무인 헬리콥터 마스터의 공진영역을 파악할 수 있어 헬리콥터의 기체 경량화를 위한 구조변경에 적용할 수 있을 것이라 판단된다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부와 한국산업기술진흥원의 지역혁신인력양성사업으로 수행된 연구결과임.

참고문헌

1. "2005 UAV Roadmap," Department of Defense, USA, 2005.
2. Sim, H. C. and Hur, S. S., "Development of a Multipurpose Small-size Unmanned Helicopter," Proc. of KSAS Spring Conference, pp. 184-187, 2008.
3. Hur, K. D., Kim, K. S. and Chun, S. Y., "Process Design for Yoke Forming of Unmanned Helicopter," Journal of KSMPE, Vol. 8, No. 4, pp. 28-33, 2009.

4. Chun, J., Byun, Y., Lee, B., Song, W., Kim, J. and Kang, B., "Preliminary Study on Development of Length-variable Rotor Blade for Unmanned Helicopter," Journal of KSPE, Vol. 27, No. 3, pp. 73-79, 2010.
5. Johnson, W., Yamauchi, G. K. and Watts, M. E., "NASA Heavy Lift Rotorcraft Systems Investigation," Society of Automotive Engineers Transaction, Vol. 114, No. 1, pp. 688-716, 2005.
6. Igor, A. K. and Olga, I. L., "Formulas for Structural Dynamics," McGraw-Hill, 2001.