

제자리 비행 조건에서 쿼드로터의 감쇠 테이프를 이용한 수동적 진동 제어 설계 방법 연구

김세준^{1,†}, 김형모¹, 천성우¹, 김성준², 조해성¹, 강래형²¹전북대학교 항공우주공학과²전북대학교 로스알라모스연구소-전북대학교 한국공학연구소

Design approach of passive vibration control using damping tape for quadrotor drone in hover

Sejun Kim^{1,†}, Hyungmo Kim¹, Seongwoo Cheon¹, Sungjun Kim², Haeseong Cho¹, Lae-Hyong Kang²¹Department of Aerospace Engineering, Jeonbuk National University²LANL-JBNU Engineering Institute-Korea, Jeonbuk National University

Abstract

This paper presents a design approach for passive vibration control to reduce vertical vibrations transmitted to the control unit during hovering flight of a quadrotor drone. Ground vibration test simulation based on finite element model was performed for forced vibration analysis of the quadrotor drone. First, modal analysis was performed to evaluate dynamic characteristics. Forced vibration response analysis was then performed to obtain the steady-state response within the operating frequency range under the hovering flight condition. Furthermore, to obtain the vibration reduction effect, a viscous damping tape was applied at positions that could induce vibrations transmitted to the control unit under the same conditions. Such a passive vibration control approach was investigated. Relevant vibration reduction effect was assessed with respect to the application of damping materials and the attachment position.

초 록

본 논문에서는 쿼드로터형 드론의 제자리 비행 상태에서 제어부에 전달되는 수직 방향 진동을 저감하기 위한 수동적 진동 제어 방법에 따른 설계 방법을 제시하였다. 쿼드로터형 드론의 진동 해석을 위해 유한요소 기반 이산화 모델 및 번지 케이블을 이용한 지상진동시험 모사 모델을 구축하였다. 제자리 비행 상태에서의 하중을 부여하여 동특성 평가 및 공진 회피 설계를 위한 모드 해석을 수행하여 결과를 분석하였으며, 강제진동응답해석을 수행하여 제자리 비행 상태의 운용주파수 범위 내에서의 정상상태응답을 도출하였다. 또한 감쇠 재료의 유무에 따른 진동 저감 효과를 비교하기 위해 동일한 조건내에서 제어부에 전달되는 진동을 유발할 수 있는 위치에 점성 감쇠 테이프를 적용하여 이에 따른 정상상태응답을 도출하고 감쇠 재료를 적용하였을 경우의 진동 저감 효과 및 부착 위치에 따른 진동 저감 효과를 평가하였다.

Key Words : Quadrotor drone(쿼드로터형 드론), Passive vibration control(수동형 진동 제어), Vibration analysis(진동 해석), Hovering flight(제자리 비행), Forced vibration response analysis(강제진동응답해석)

1. 서 론

과거 무인 항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)는 정찰, 감시, 수색 등과 같은 군사용으로만 운용되었

지만, 최근에는 농업, 물자 자원 조달, 교통 관제 등의 민간 분야의 수요가 급격하게 증가하는 추세를 보이고 있다. 전 세계적으로 중국, 미국, 유럽 등과 같은 나라에서 드론 시장에서 우위를 차지하기 위해 경쟁 중이며, 무인항공기 분야 세계 9위의 기술력을 갖춘 우리나라 또한 각종 기술 개발 정책 추진 및 제도 개선을 위한 노력에 심혈을 기울이고 있다[1].

멀티 로터형 무인항공기는 수직 이착륙 및 제자리

Received: Nov. 02, 2023 Revised: Dec. 29, 2023 Accepted: Jan. 03, 2024

† Corresponding Author

Tel: +82-62-270-3988, E-mail: hcho@jbnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

비행이 가능하며, 3축 방향으로의 움직임이 자유롭다는 장점이 있으나, 세장비가 긴 암대의 끝단에 위치한 모터에 의해 구동되는 프로펠러의 불균일한 하중으로부터 항시 가진(Excitation)하게 되고, 이러한 가진력으로부터의 진동이 1차 진동 안전 기준선을 넘어 암대를 통해 드론 허브에 전달되어 가는 상황이 된다면 드론의 제어부 등의 전기 장비에 손상을 가하게 되어 비행 안정성이 크게 떨어진다[2].

이와 같이 진동은 드론의 운용 측면에서 공진 현상(Resonance)이나 피로 등과 같은 구조물의 내구성과 관련된 구조적 문제를 야기할 수 있으므로 이러한 현상들을 회피하기 위한 진동 제어는 필수적이다.

Enriquez-Zarate[3]는 진동 감쇠기를 이용한 구조물의 수동 진동 제어 방법을 실험 및 평가하였다. 진동 감쇠기는 구조물의 상단에 부착되며, 구조물 시스템의 하부에 연결된 액추에이터에 의해 발생하는 고조파 진동을 완화시키는 역할을 하게 된다. 결과적으로 진동 감쇠기를 이용한 수동적 진동 제어 방법을 사용했을 때 외력이 작용하는 구조물의 측면 방향 진동이 대폭 감소함을 확인하였다.

Ribeiro[4]는 회전하는 구조물의 지지구조물에 점탄성 재료를 적용하여 진동을 저감하는 설계의 최적 설계 방법론을 제안함과 동시에 수동 진동 제어의 효과를 평가하였다. 회전체와 점탄성 지지 구조물 결합에 대한 시뮬레이션 및 추가 질량, 점탄성 재료의 종류에 대한 진동 저감 효과 비교를 수행하였다. 결과적으로 불균형 주파수 응답 및 정적 하중에 의한 변위에 대한 결과를 제시함으로써 점탄성 재료를 지지 구조물과 결합하였을 경우 수동 진동 제어의 성능을 향상시킬 수 있다는 결론을 도출하였다.

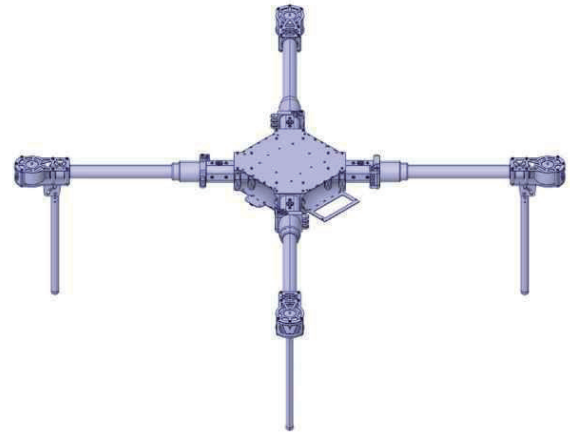
본 연구에서는 제자리 비행 상태의 쿼드콥터 타입 드론의 수동적 진동 제어 방법으로 진동이 발생하는 주요 위치에 감쇠 재료를 적용하여 동체에 작용하는 수직 방향 진동을 저감하기 위해 상용 유한요소 해석 프로그램 ANSYS를 활용한 유한요소 기반 진동 해석을 수행하였다. 해석을 진행하기 위한 쿼드콥터 타입 드론의 해석 모델을 구축하였으며, 공진 회피 설계 및 동특성 분석을 위한 모드 해석을 수행하였다. 제자리 비행 상태를 모사하기 위해 적절한 가정을 사용하여 번지 케이블 요소를 이용한 지상진동시험(Ground Vibration Test, GVT)모델을 구축하였다. 구축한 지상진동시험 모델을 기반으로 해석에 사용한 쿼드콥터 드론의 모터 회전수를 하중으로 환산하여 제자리 비행 조건에서의 하중을 프로펠러에 적용하여 모드 해석을 수행하였다. 해석 대상의 제자리 비행 시 운용되는 주파수 대역에서 정상 상태 응답을 도출하기 위해 강제진동응답해석을 수행하였다. 또한 본 연구의 목적인

감쇠 재료를 적용한 경우와의 주파수 응답 차이를 비교하여 감쇠 재료 부착 위치에 따른 진동 저감 효과를 비교 및 분석하였다.

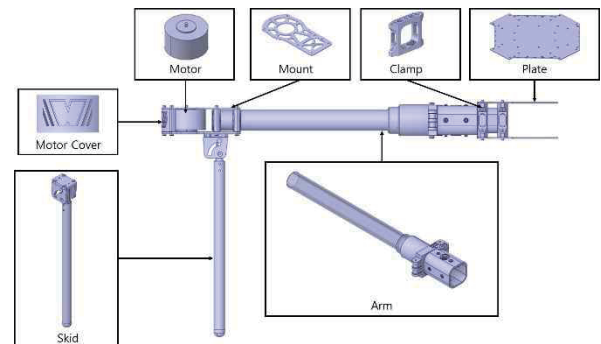
2. 연구 방법

2.1 쿼드콥터 타입 드론 구조 모델링

본 논문에서 사용한 연구 대상의 쿼드콥터 타입 드론은 현재 상용 운용중인, 'WD-1000' 드론으로 임무장비 탈착 및 부착 레일, 접이식 암대 및 스킵드, 탄소복합 소재 적용 등 정밀한 임무 수행을 목적으로 하는 쿼드콥터 플랫폼 드론이다. 'WD-1000' 드론은 사용자가 쉽게 운반할 수 있도록 암대에 접이식 힌지를 부착한 형태로 설계되어 있다. 따라서 접이식 암대의 관절 부분의 움직임을 정확하게 모사하기 위해 상세 모델링이 필요하며, Fig. 1과 같이 접이식 암대의 관절뿐만 아니라 각 부품간의 연결 부분도 상세히 모델링 하였다.



(a) 3D CAD modelling of WD-1000



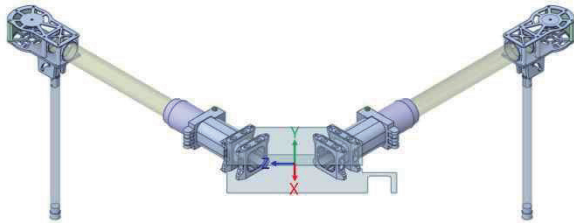
(b) Part of WD-1000

Fig. 1 Detailed 3D CAD modelling of WD-1000

Table 1 Dimension of WD-1000

Part	Height(mm)	Length(mm)
Motor	57	39
Motor cover	57.22	34
Mount	47	116.8
Clamp	65	50.72
Skid	36	300
Arm	332	31

Figure 1의 상세 모델링 과정에서 불필요한 부분에 대해서 단순화 과정을 진행하였다. 이 과정에서 쿼드로터형 드론의 제어부를 기준으로 1/4 또는 1/2 부분만 모델링 하여 대칭 경계조건을 통해 해석 모델을 단순화하고, 해석의 효율을 높일 수 있다. 따라서 Fig. 2과 같이 WD-1000의 전 기체의 1/2만을 모델링 하고, Fig. 2에 도시한 좌표계를 기준으로 하여 Eq. 1과 같은 경계 조건을 부여하였다.

**Fig. 2** Idealized model of WD-1000

$$u_x = 0, \theta_z = \theta_y = 0 \quad (\text{Eq. 1})$$

앞서 모델링한 쿼드로터형 드론의 구조 및 진동 해석을 위해 Solid 및 Shell 요소를 적용하였다. 해석 상에서 사용된 재료로는 실제 WD-1000 제작 시 사용되는 재료를 적용하였다. 모터 및 마운트 연결부와 압대 커버는 PVC(Poly Vinyl Chloride), 압대 및 동체 연결부는 ABS(Acrylonitrile Butadiene Styrene), 스키드 연결부 및 클램프와 마운트는 Aluminum Alloy 7075를 적용하였으며, 압대와 스키드는 Epoxy Carbon Woven prepreg를 적용하였다. 또한 각 파트를 체결해주는 볼

트 및 너트는 ASTM A36 steel을 적용하였다. 적용된 재료는 ANSYS Engineering data의 재료 물성을 사용하였으며, 상세한 물성정보는 Table 2 및 Table 3에 나타났다.

Table 2 Composite material properties

Epoxy Carbon Woven			
Young's Modulus X direction (E_x , GPa)	61.3	Poisson's Ratio XY (ν_{xy})	0.04
Young's Modulus Y direction (E_y , GPa)	61.3	Poisson's Ratio YZ (ν_{yz})	0.3
Young's Modulus Z direction (E_z , GPa)	6.9	Poisson's Ratio XZ (ν_{xz})	0.3
Density (ρ , kg/m ³)	1,420		

Table 3 Isotropic material properties

	PVC	AA 7075	ABS	ASTM A36
Young's Modulus (E, GPa)	0.032	71	2.51	200
Poisson's Ratio (ν)	0.475	0.33	0.4	0.3
Density (ρ , kg/m ³)	1,330	2,770	1,110	7,850

2.2 모드 해석 및 지상진동시험 모사 모델

기체 안정성 평가를 위해 항공기의 진동 특성을 분석하는 것은 매우 중요하다. 멀티 로터형 플랫폼의 가진 주파수는 모터 회전수에 의해 변화함에 따라 공진과 같은 동적 불안정성을 유발할 수 있다. 이러한 진동 현상이 탑재 센서에 전달될 경우 운용 시 비행 동적 안정성에 치명적인 영향을 미치게 된다.

따라서 플랫폼 설계 단계에서 모드 해석을 통해 운

용 회전 주파수 범위에 대한 진동 특성을 분석하는 과정은 필수적이며, 공진 현상을 회피하기 위한 설계가 요구된다. 일반적으로 자유(free-free) 경계 조건에서의 모드 해석은 Eq. 2를 이용하여 수행된다[5, 6].

$$(-\omega^2 \mathbf{M} + \mathbf{K})\boldsymbol{\theta} = 0 \quad (\text{Eq. 2})$$

위의 식은 특성 방정식 또는 고유값 문제로, 이 식을 풀어 모드 형상을 구하게 된다. 여기서 ω , \mathbf{M} , \mathbf{K} , $\boldsymbol{\theta}$ 는 각각 고유진동수, 질량 행렬, 강성 행렬, 모드 형상을 나타내며, $\boldsymbol{\theta}$ 은 0이 될 수 없다.

자유-자유 경계 조건은 구조물에 어떠한 경계 조건을 부여하지 않은 상태에서 해석하는 것을 의미한다. 하지만 하중을 부여하여 구조 해석을 할 경우 자유-자유 경계 조건은 실제 구조물의 거동을 모사하기에는 제한적이다. 따라서 적절한 가정을 통해 지상진동시험 모사 모델을 구축하는 것이 필요하다. 지상진동시험 모사 모델은 실제 항공기의 구조 동역학적 특성을 모사하며, 자유-자유 경계조건에서 발생하는 강체 모드를 제거한 해석을 가능케 한다.

2.3 강제진동응답

가진 주파수를 가지며 부여되는 하중에 대해 시간 영역에 대한 해석 방법에는 과도응답해석, 강제진동응답해석 등의 해석 방법이 있지만, 본 연구에서는 제자리 비행 상태에서의 임무 수행 중인 쿼드콥터형 드론을 고려하였기 때문에 강제진동응답해석을 고려하였다. 일반적으로 강제진동 시스템의 지배방정식은 Eq. 3과 같이 서술된다[6].

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{F}(t) \quad (\text{Eq. 3})$$

위 식에서 \mathbf{M} , \mathbf{C} , \mathbf{K} 는 각각 질량, 감쇠, 강성 행렬을 나타내며 \mathbf{u} 는 변위 벡터이다. 시스템의 가속도, 속도 성분을 구하기 위해서는 시간 적분을 통해 계산해야 하지만 강제진동응답해석에서는 Eq. 4, Eq. 5와 같이 하중과 변위를 조화 함수 형태로 가정하여 해를 도출한다.

$$\mathbf{F}(t) = (f_0 e^{i\psi}) e^{i\Omega t} \quad (\text{Eq. 4})$$

$$\mathbf{u}(t) = (\mathbf{u}_m \alpha e^{i\theta}) e^{i\Omega t} \quad (\text{Eq. 5})$$

이 때, 시스템의 변위와 가해지는 하중은 동일한 가진 주파수 Ω 를 가지며, 위상은 각각 θ, ψ 이다. 조화 함수 형태로 가정된 Eq. 4와 Eq. 5를 Eq. 3에 대입하여 정리하면 Eq. 6를 도출할 수 있게 된다. 따라서 역행렬 문제를 풀어 변위의 최대 진폭과 위상차를 계산할 수

있게 된다.

$$(-\Omega^2 \mathbf{M} + \Omega \mathbf{C} + \mathbf{K}) \mathbf{u}_m \alpha e^{i(\theta - \psi)} = f_0 \quad (\text{Eq. 6})$$

최대 진폭과 위상차는 시스템의 정상 상태 응답 값이며, 가진력 f_0 이 조화 함수 형태인 경우 Eq. 7과 같이 정의할 수 있다.

$$f_0 = A_i \sin(2\pi \omega t) \quad (\text{Eq. 7})$$

Equation 6을 통해 강제진동응답 시스템의 정상상태 응답을 예측할 수 있으며, 시간 적분에 의거한 과도응답해석과 비교하였을 때, 효율적인 계산이 가능하며 원하는 가진 주파수에 대한 정상상태응답을 효과적으로 확인할 수 있다.

2.4 수동형 진동 제어 방법

구조물의 진동을 제어하는 방법은 크게 능동적 진동 제어 방식과 수동적 진동 제어 방식으로 나누어 진다. 능동 진동 제어방식은 외부 입력에 응답하여 진동을 줄이거나 제어하는 기술이다. 능동적 제어 방법의 종류에는 센서나 액추에이터 등이 구조물에 부착되어 구조물의 진동을 실시간으로 감지하고 제어 시스템에 정보를 전달하여 액추에이터를 작동시킴으로써 외부 입력에 따라 구조물에 힘을 가하거나 변형시켜 진동을 상쇄시키는 방법 등이 있다.

수동적 진동 제어는 외부 입력 없이 구조물 자체의 특성을 이용하여 진동을 제어하는 기술이다. 수동적 진동 제어 방법의 종류는 구조물에 진동 흡수체를 부착하여 진동을 흡수하고 감소시켜 안정성을 향상시킨다. 또한, 진동이 구조물로 전달되는 경로를 차단하여 진동을 줄이는 진동 차단 방식, 구조물의 고유 진동 주파수를 낮추거나 보강재 및 강화재를 사용하여 안정성을 향상시키는 질량 및 강성 조절 방법 등이 있다.

능동적 진동 제어 방법은 효율적인 진동 제어 및 실시간 제어와 조정이 가능하다. 여러 다양한 주파수의 진동을 줄여줄 수 있도록 변경이 용이하다는 점이 있다. 반대로 수동적 진동 제어 방식은 복잡한 시스템을 필요로 하지 않아 효율성이 좋으며, 전자 제어 시스템을 사용하지 않아 신뢰성이 높고 장기간 사용이 가능하다. 또한 시스템의 견고성과 신뢰성을 향상시키고 고주파 모드에서의 진동을 감소시킬 수 있으며 특정 주파수의 진동을 줄여줄 수 있다는 점 등이 있다.

수동 진동 제어와 능동 제어는 각각의 이점과 적용 가능한 상황이 다르며, 구조물의 특성과 요구 사항에 따라 적용되는 분야가 다르다. 본 연구에서는 제자리 비행 상태의 쿼드콥터형 드론의 운용주파수 대역에서

의 정상 상태 응답을 도출하고자 하므로, 능동적 진동 제어 방식보다는 수동적 진동 제어 방식이 적합하다고 판단하였다[7-9].

3. 연구 결과

3.1 유한요소 기반 구조 모델링

유한요소 기반 구조 해석은 요소의 크기에 따라 수치 해의 값이 달라진다. 따라서 요소 크기에 대한 수치 해 수렴 경향성을 확인하여 적절한 요소 크기를 채택하였다. 해석 모델 중 Skid, Plate 및 암대의 복합재료는 4절점 사각 shell 요소를 적용하였으며, 이외의 파트에서는 선형 사면체 및 육면체 요소를 적용하여 이산화를 수행하였다(Table 4). 구조 모델의 단순화 과정에서 제거한 모터의 무게와 동일한 무게의 집중질량요소를 모터의 무게 중심에 부여하였으며, 해석 모델과 실제 모델과의 무게를 맞추기 위해 전체 구조물의 무게 중심에 집중질량 요소를 부여하여 동일한 무게를 가지도록 하였다(Fig. 3).

Table 4 Result of discretization of WD-1000

	Element	Node
Solid	642,980	185,471
Shell	8,655	8,989

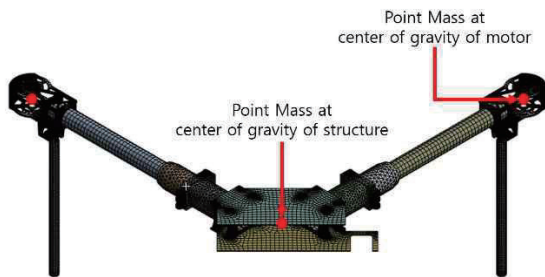


Fig. 3 Finite element discretization of WD-1000

3.2 지상진동시험 모사 모델 구축

지상진동시험 모사 모델을 구축하기 위해 앞서 구축한 유한요소 기반의 모델에 1개의 번지 케이블을 드론의 무게 중심점에 모델링하였다(Fig. 4). 이때, 지상진동 모사 모델의 번지 케이블의 형상 및 물성은 자유-자유 경계 조건에서의 모드 해석 결과 중 주요 저차 모드에서 탄성 모드의 고유진동수가 같으며, 강체 모드에서 고유 진동수가 1 Hz이하의 값을 가지도록 가정하였다(Table 5)[10].

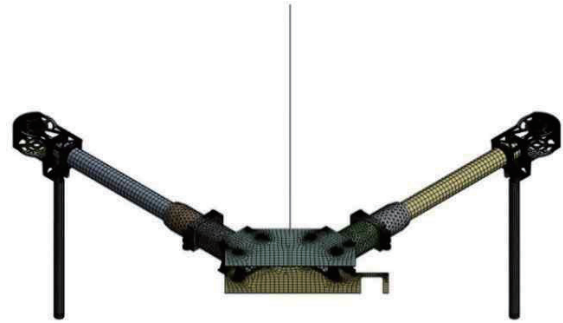


Fig. 4 Bungee cable modeling for GVT model

Table 5 Simulation result of GVT model

	Free-Free Model	GVT Model
1 st Mode	0.00089 Hz	0 Hz
2 nd Mode	0.0025 Hz	0.6136 Hz
3 rd Mode	57.51 Hz	57.50 Hz
4 th Mode	66.86 Hz	66.87 Hz
5 th Mode	68.72 Hz	68.73 Hz
6 th Mode	70.52 Hz	70.51 Hz

3.3 모드해석 결과

해석 대상이 제자리 비행 상태일 때의 중력과 모터의 회전 속도인 약 3000 rpm을 하중으로 변환 후 적용하여 모드해석을 수행하였으며, Fig. 5는 경계조건을 나타낸다. Table 6는 모드해석 결과 도출된 고유진동수를 나타내며, Fig. 6는 탄성 모드 형상을 나타낸다.

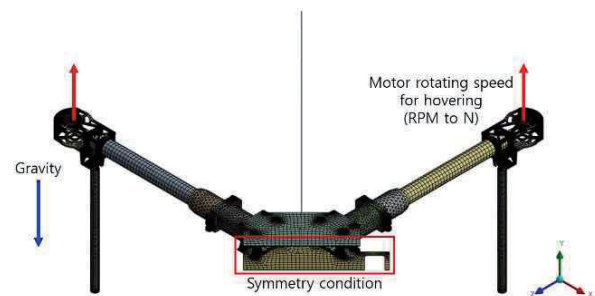
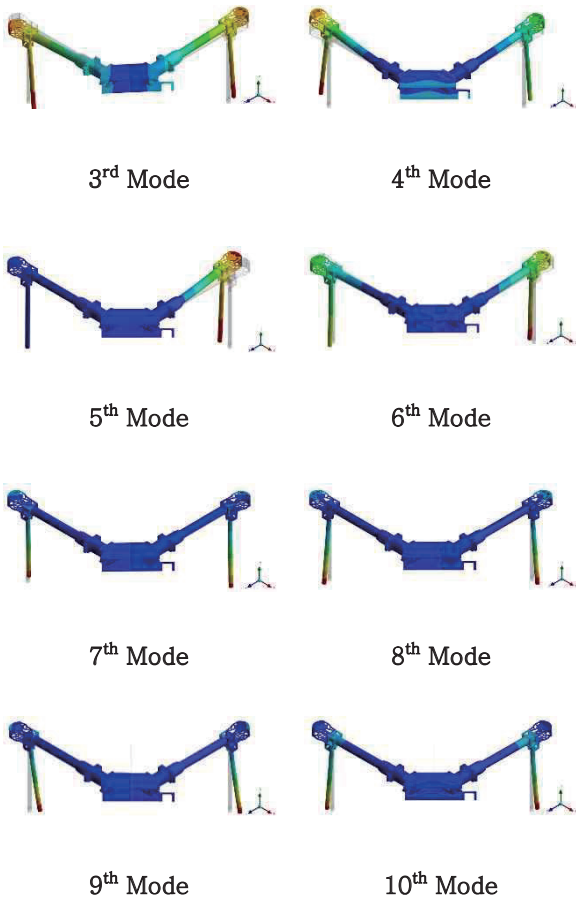


Fig. 5 Boundary condition of modal analysis

Table 6 Natural frequency of modal analysis result

Mode	Natural frequency	Mode	Natural frequency
1 st Mode	0 Hz	6 th Mode	51.82
2 nd Mode	0.61 Hz	7 th Mode	91.98
3 rd Mode	17.08 Hz	8 th Mode	95.99
4 th Mode	49.1 Hz	9 th Mode	98.88
5 th Mode	49.14 Hz	10 th Mode	113.34

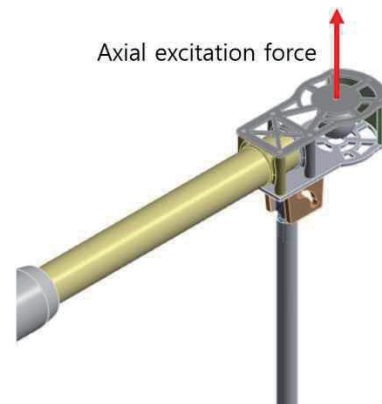
**Fig. 6** Elastic mode shape of modal analysis result

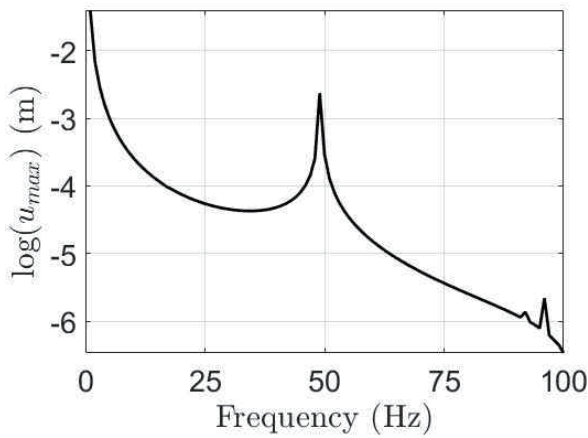
제자리 비행 상태의 하중 조건에서 1차 및 2차 모드 형상은 강제 모드가 도출되었으며, 3차 모드 형상부터 탄성 모드가 도출되었다. 3차와 4차 모드 형상에서는 각각 로터 암대의 왼쪽이 하부 방향으로 하강하고 반대쪽의 암대가 상부 방향으로 상승하는 비대칭 굽힘 변형, 같은 방향으로 상승 및 하강하는 대칭 굽힘 변형으로 도출되었다. 5차와 6차 모드 형상에서는 각각 양측의 로터 암대가 x,z 방향으로 대칭 및 비대칭 1차 굽힘 탄성 모드가 도출되었으며, 7차부터 10차 모드는 모두 스키드 부분에서 x,z 방향으로 비대칭 및 대칭 1차 굽힘 형상이 도출되었다.

모드 형상과 같이 도출된 고유 진동수에서 1차부터 6차 및 10차 모드는 제자리 비행 상태에서의 모터 가동 범위내에 속해 있지 않으므로 제어부에 영향을 미칠 가능성은 적다고 판단하였으며, 7차부터 9차까지의 모드의 고유 진동수는 모터 가동 범위인 76Hz에서 100Hz 내에 속해 있어 제어부에 영향을 미칠 수 있을 것으로 판단하였다[11].

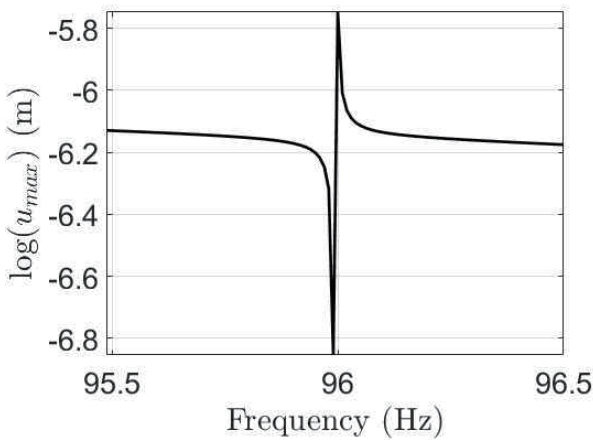
3.4 강제진동응답해석 결과

강제진동응답해석을 수행하기 위해 제자리 비행 상태에서의 RPM을 가진 주파수로 고려하였다. 쿼드로터형 드론의 프로펠러 회전에 의해 발생하는 진동의 크기를 발생하는 하중의 10%로 가정하여 하중 조화함수의 계수로 고려하였다(Fig. 7). 2/rev 회전 주파수 96 Hz를 기준으로, 진동 범위는 0 Hz 부터 100 Hz로 설정하여 쿼드로터형 드론의 강제진동응답해석을 수행하였으며, 제어부에서의 운용 주파수 대역에 대한 정상 상태응답을 도출하였다. 전체 주파수 대역 및 운용 주파수에서의 정상 상태 응답 진폭은 Fig. 8과 같다. 이때, 그래프의 y축은 log scale로 나타내었으며, 운용 주파수 96 Hz에서 발생한 진폭 u_{max} 는 1.79×10^{-6} m 임을 확인하였다.

**Fig. 7** excitation force of forced vibration analysis



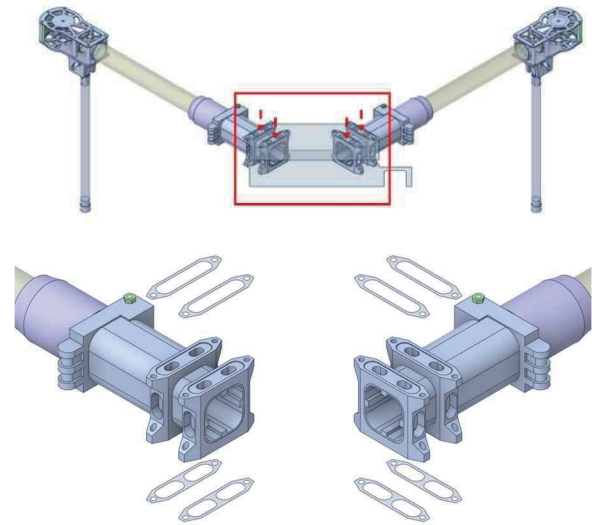
(a) Response in frequency domain (0~100Hz)



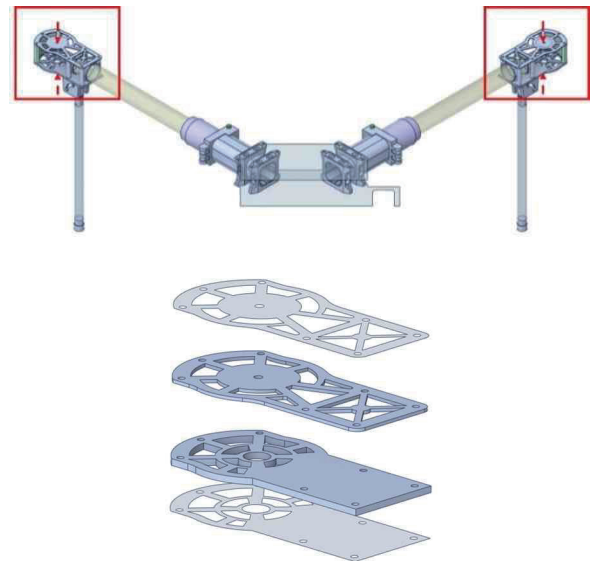
(b) Response at operating frequency

Fig. 8 The Result of forced vibration analysis for a model without damping

앞서 진행한 강제진동응답해석을 토대로 진동 저감을 위한 감쇠 재료를 적용하였을 때, 최대 변위인 u_{max} 값이 감소한다면 시스템의 진동이 감소하였음을 확인할 수 있다. 본 연구에서 대상으로 하는 쿼드로터형 드론은 힌지형 암대 및 자체 제작한 모터 마운트를 부착하기 때문에 공차 등의 영향으로 해당 부분이나 암대, 제어부에서 진동이 유발될 수 있다. 이에 따라 본 연구에서는 진동 저감 재료인 고무를 모터 고정 마운트와 암대 클램프 결합부위에 적용하여 앞선 해석과 동일한 조건에서의 강제진동응답해석을 수행하였다. 고무의 두께는 0.127 mm [12]으로 고려하였으며, Fig. 9에 도시한 바와 같이 해당 부분에 감쇠 재료를 모델링하여 강제진동응답해석을 수행하였다.



(a) Clamp

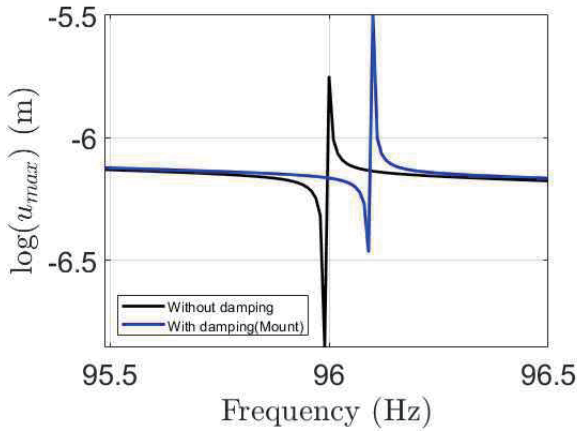


(b) Mount

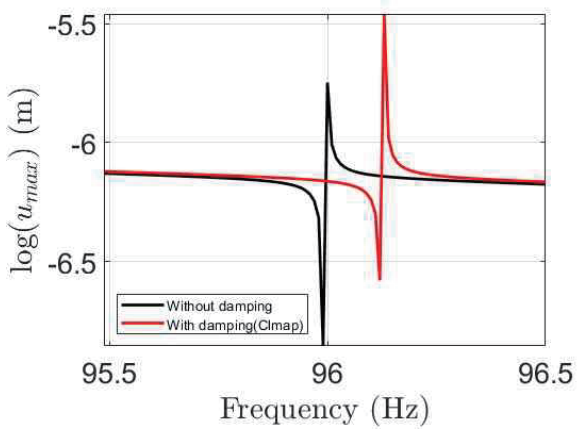
Fig. 9 Attachment location of damping material

감쇠 재료를 모델링 한 해석 모델의 강제진동응답해석 결과를 도출하였다. 모터 고정 마운트 및 클램프에 부착한 경우에 대하여 각각 운용 주파수인 96 Hz 에서 제어부의 정상 상태 진폭 및 감쇠 재료를 적용하지 않은 경우와의 진폭의 감소율을 비교하였다. 모터 고정 마운트에 감쇠 재료를 적용한 경우 제어부의 정상 상태 진폭 u_{max} 가 6.86×10^{-7} m 임을 확인하였으며, 감쇠 재료를 적용하기 전과 비교하였을 때, 진폭이 약 61.6% 감소하는 것을 확인하였다. 또한, 암대 클램프에 감쇠 재료를 적용한 경우의 제어부에서 정상 상태의 진폭 u_{max} 는 6.88×10^{-7} m 임을

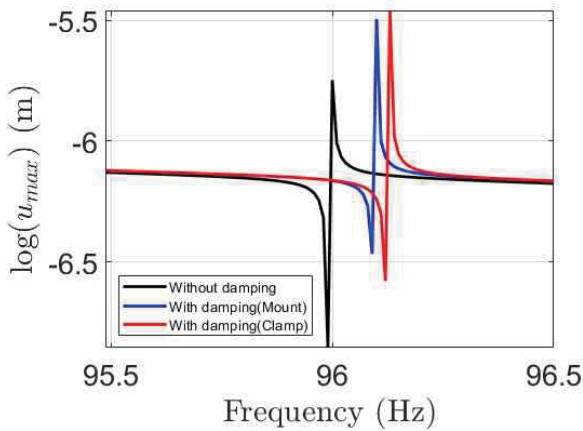
확인하였으며, 감쇠 재료 적용 전과 비교하였을 때, 진폭이 약 61.5% 감소하는 것을 확인하였다(Fig. 10).



(a) Result of model with damping (Mount)



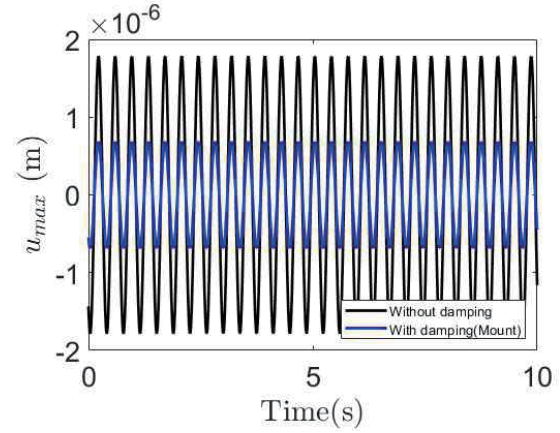
(b) Result of model with damping (Clamp)



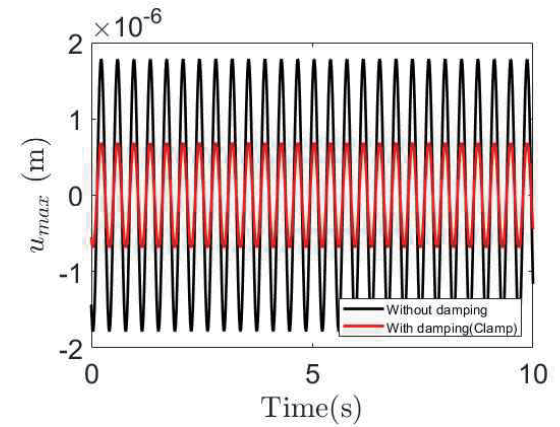
(c) Comparison of forced vibration analysis results

Fig. 10 Result of forced vibration Analysis for a model with damping

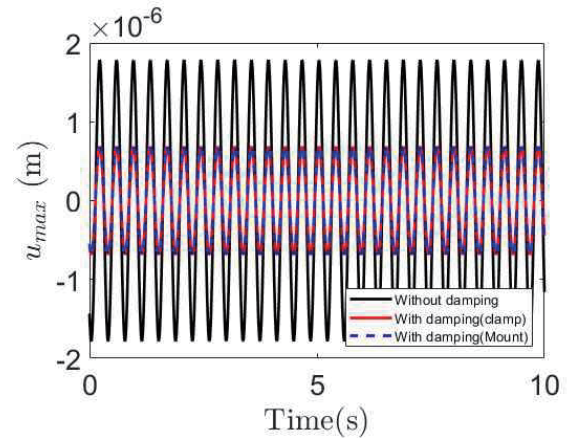
도출한 정상 상태 응답에서 운용 주파수에서의 진폭 값을 시간 영역으로 변환하여 도출하였으며, 감쇠 재료 부착에 따른 시간 영역에서의 진폭 변화를 확인하였다(Fig. 11).



(a) Result of model with damping (Mount)



(b) Result of model with damping (Clamp)



(c) Comparison of forced vibration analysis results

Fig. 11 Result of forced vibration Analysis for a model with damping in time domain

결과적으로, 모터 고정 마운트 및 클램프에서 감쇠 재료 부착에 따른 운용 주파수에서의 정상 상태 응답 진폭의 감소를 확인할 수 있었으며, 두 가지 부착 위치를 비교하였을 때 위치의 변화에 따라 유사한 감소 효과를 확인하였다

4. 결 론

본 논문에서는 쿼드로터형 드론의 제자리 비행 상태에서 제어부에 전달되는 수직 방향 진동을 저감하기 위한 수동적 진동 제어 설계 방법을 제시하였다. 연구에 사용한 쿼드로터형 드론의 모델은 WD-1000으로 상용 CAD 프로그램을 사용하여 대상을 모델링 하였다. 실제 제자리 비행 상태를 모사하기 위해 쿼드로터형 드론의 무게 중심점에 번지 코드를 모델링하여 지상진동시험 모사 모델을 구축하였다. 쿼드로터형 드론의 동특성 평가 및 공진회피설계를 위한 모드 해석을 수행하였으며, 이를 통해 도출한 모드 형상 및 고유 진동수가 제어부에 미치는 영향을 분석하였다. 제자리 비행 상태인 쿼드로터형 드론의 정상상태응답을 도출하기 위한 강제진동응답해석을 수행하였다. 모터 회전수에 따른 가진을 하중으로 적용하였으며, 이 때의 정상상태응답 진폭을 도출하였다. 수동적 진동제어 방법 따른 정상상태응답 진폭의 감소를 확인하기 위해 동일한 조건에서의 감쇠 재료를 고려한 강제진동응답 해석을 수행하였다. 감쇠 재료로는 고무를 사용하였으며, 감쇠 재료 부착 위치는 진동의 주요 경로인 모터 마운트와 압대 클램프를 고려하였다. 결과적으로 감쇠 재료를 부착한 경우의 제어부의 정상상태응답 진폭이 각각 61.6%, 61.5% 감소함을 확인하였다. 도출된 결과로 미루어 보았을 때, 압대-스키드 연결부, 볼트 결합부 등 다양한 부분에 감쇠 재료를 부착하여 진동 저감 효과를 확인할 수 있을 것으로 예상된다. 향후 감쇠 재료의 물성 및 두께 등 주요 인자를 고려한 최적 설계를 통해 수동 진동 제어 방식의 다양한 위치에서의 적용 가능성에 대한 분석 연구를 수행할 예정이다. 또한 연구에 사용된 실제 모델의 지상진동시험을 수행하여 동특성을 평가하고, 논문에서 제시한 진동 해석 방법과 수동적 진동 저감 방법의 유효성을 검증할 예정이다.

후 기

본 과제(결과물)는 2023년도 교육부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 지자체-대학 협력기반 지역혁신 사업(2023RIS-008)과 중소벤처기업부에서 지원하는 2022년도 맞춤형기술파트너지원사업(RS-2022-2201001404)의 연구수행으로 인한 결과물임을 밝힙니다.

References

- [1] Sang-Ryul, Kim, and Wie-Dae Kim. "Research of Vibration Analysis and Resonance Avoidance Design of Composite Quadcopter." *Composites Research*, vol. 33, no. 3, pp. 133-139, June. 2020
- [2] Tullu, Abera, et al. "Parameter optimization to avoid propeller-induced structural resonance of quadrotor type unmanned aerial vehicle." *Composites Structures*, vol. 139, pp. 63-72, June. 2018
- [3] Enriquez-Zarate, Josue, et al. "Passive vibration control in a civil structure: Experimental results." *Measurement and Control*, vol. 52, no. 7-8, pp. 938-946, May. 2019
- [4] Ribeiro, Eduardo Afonso, Eduardo Marcio de Oliveira Lopes, and Carlos Alberto Bavastri. "A numerical and experimental study on optimal design of multi-DOF viscoelastic supports for passive vibration control in rotating machinery." *Journal of Sound and Vibration*, vol. 411, pp. 346-361, Dec. 2017
- [5] Castravete, Stefan Cristian, and Gabriel Catalin Marinescu. "Analysis of a Cantilevered Beam Using FEMCAS." *International Conference of Mechanical Engineering*, pp. 183-189, May. 2023
- [6] Ansys Inc. "ANSYS Mechanical User's Guide." 2019
- [7] Li, Yunlong, et al. "Actuator placement robust optimization for vibration control system with interval parameters." *Aerospace Science and Technology*, vol. 45, pp. 88-98, Sep. 2015
- [8] Lam, Margaretha, Daniel Inman, and William Saunders. "Vibration control through passive constrained layer damping and active control." *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 8, pp. 663-667, Aug. 1997
- [9] Duk-Gwan, Kim, et al. "International Trends and Case Studies of Active Vibration/Noise Control Techniques for Helicopters." *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 9, no. 1, pp. 77-89, 2011
- [10] Se-Hee, Kim, Dong-Il, Kwak, Se-Woon, Jung, Jong-Ho, Choi, Jung-Hoon Kim. "Ground Vibration Testing of Korean Light Utility Helicopter." *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 41, no. 6, pp. 495-501, 2013
- [11] Do-Kwan, Hong, et al. "Investigating Natural Frequency Analysis and Measurement of Railway Vehicle to Avoid Resonance." *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, vol. 22, no. 8, pp. 713-719, Aug. 2012
- [12] Mantena Raju, Ronald Gibson, and Shwilong Hwang. "Optimal constrained viscoelastic tape lengths for maximizing damping laminated composites." *AIAA journal*, vol. 29, no. 10, pp. 1678-1685, May. 1991