

# 하이브리드 추진 시스템을 이용한 수송용 멀티콥터 무인기의 구조 및 동특성 해석

기영중<sup>1,†</sup> · 김태균<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원

<sup>2</sup>성우엔지니어링

## Structural and Dynamic Analysis of a Unmanned Cargo Multicopter Using Hybrid Power System

Youngjung Kee<sup>1,†</sup>, Taekyun Kim<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute

<sup>2</sup>Sungwoo Engineering

### Abstract

Multicopter-type unmanned aerial vehicles (UAV) are increasingly for cargo transportation to mountainous and island regions, image information acquisition in disaster areas, and emergency rescue transport. In order to successfully perform these tasks, the aircraft structure must be able to safely support the loads induced by flight conditions while ensuring the vibration and aeroelastic stability of the prop-rotor. This study introduced a structural analysis model of a 40kg payload multicopter with an engine-generator hybrid power system. The deformation and stress distribution are investigated depending on the load conditions. In addition, the vibration characteristics and aeroelastic stability of the prop-rotor were also presented to flight speed and aircraft pitch angle. The maximum thrust generated by the prop-rotor and the landing load applied to the multicopter under normal and emergency landing conditions were reviewed. It confirmed that the structure could support without failure. In addition, it confirmed that the damping characteristics of each primary locate in the constant region according to the aircraft's flight speed and the prop-rotors rotating speed.

### 초 록

산악이나 도서 지역으로의 물품수송, 재난지역의 영상정보 획득 및 긴급 구호물품 등을 수송하는데 멀티콥터 형태의 무인기를 활용하고자 하는 수요가 증가하고 있다. 이와 같은 임무를 성공적으로 수행하기 위해서는 비행 조건에 따라 발생하는 하중을 기체 구조물이 안전하게 지지하는 동시에 프로펠러의 진동 및 공탄성 안정성 확보 여부를 확인할 필요가 있다. 본 논문에서는 엔진과 발전기 조합의 하이브리드 동력 시스템이 장착된 탑재중량 40kg급 멀티콥터 무인기의 구조해석 모델 생성과 하중조건에 따른 변형 및 응력 분포 검토과정을 소개하였다. 또한 비행 속도와 기체의 피치각 조건에 따른 프로펠러 시스템의 진동 특성과 공탄성 안정성 해석 결과를 제시하였다. 프로펠러를 통해 발생하는 최대추력 및 정상, 비정상 착륙조건에 따라 기체에 작용하는 착륙하중을 검토하였으며, 구조물의 파손 없이 지지할 수 있음을 확인하였다. 기체의 비행 속도와 프로펠러의 회전속도에 따라 주요 모드별 감쇠 특성이 안정한 영역에 위치함을 확인하였다.

**Key Words** : Multicopter UAV(멀티콥터 무인기), Structural Analysis(구조해석), Dynamic Analysis(동특성 해석), Landing Load(착륙하중), Rotating Natural Frequency(회전 고유진동수), Aeroelasticity(공탄성)

## 1. 서 론

Received: Jun. 11, 2022 Revised: Aug. 03, 2022 Accepted: Aug. 21, 2022

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2294, E-mail: naltlguy@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

멀티콥터 무인기는 여러 개의 프로펠러를 이용해 비행에 필요한 양력과 추력 및 조종력을 발생시키는

비행체로서 수직 이착륙 비행이 가능하여 민수와 군수 분야의 다양한 비행 임무에 적용이 가능하다. 민수분야의 경우 재난 상황 또는 기상악화 등으로 지상 이동 수단 접근이 제한되는 지역의 영상정보 획득과 구호품을 전달할 수 있다. 군수 분야로는 격오지 또는 재난지역에 필수 군수품을 수송할 수 있으며, 전시 고립부대의 재 보급을 통해 작전을 지속적으로 수행할 수 있도록 지원이 가능하다. 이와 같이 멀티콥터 무인기를 활용한 비행임무를 성공적으로 수행하기 위해서는 비행 조건에 따라 발생하는 하중을 기체 구조물이 안전하게 지지하는 동시에 프로퍼터의 진동 및 공탄성 안정성 확보 여부가 검토되어야 한다. 현재 운용 중인 멀티콥터 무인기의 비행 성능에 영향을 미치는 요소들이 다양하게 존재하며, 그중 비행체의 체공시간에 핵심적인 영향을 미치는 요소로 추진시스템에 동력을 공급하기 위한 배터리 성능의 영향이 지배적이다. 특히 현재 기술 수준에서 배터리 전기동력만을 통해 비행 임무를 수행하기 위한 체공시간이 매우 짧기 때문에 이를 보완하기 위해 엔진과 배터리의 조합을 이용한 하이브리드 방식의 추진시스템이 적용된 멀티콥터 개발이 필요하다.

본 논문에서는 엔진과 발전기 조합의 하이브리드 동력 시스템이 장착된 탑재중량 40kg급 멀티콥터 무인기의 운용조건에 따라 기체와 착륙장치에 작용하는 하중 분석을 통해 구조적인 변형과 응력 특성을 검토하여 구조적인 안전성을 검토하였다. 또한 멀티콥터 무인기에 적용된 프로펠러 블레이드의 단면강성과 질량분포를 획득하기 위한 기본물리량 측정시험 과정을 소개하였으며, 측정된 시험 데이터를 활용하여 프로펠러의 동특성 및 공탄성 안정성을 검토를 위해 생성된 CAMRADII[1] 해석모델을 제시하였다. 이후 멀티콥터 비행체의 전진 속도와 프로펠러 블레이드의 피치각 변화에 따른 진동 특성과 공탄성 안정성 확보 여부를 검토하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 기체구조 설계

엔진과 발전기 조합의 하이브리드 추진시스템이 적용된 멀티콥터 무인기는 총 6개의 주요 구성부(구동부, 기체부, 수송부, 항전부, 탑재데이터링크부, 추진부)로 구분되며, 전체가 조립된 기체의 형상을 Fig. 1에 제시

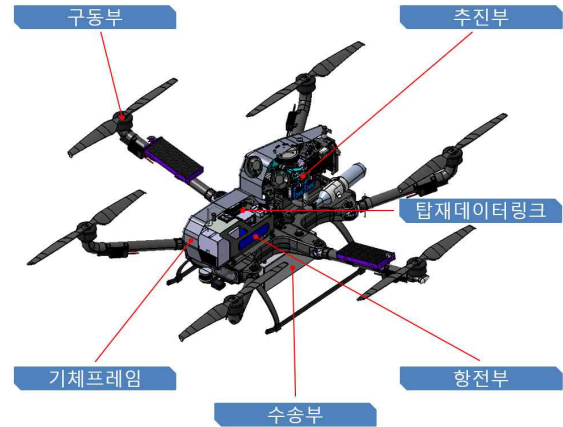


Fig. 1 Configuration of unmanned cargo multicopter

하였다. 이 중 기체부는 엔진, 발전기 및 항전장비를 장착하기 위한 메인프레임과 프로퍼터의 회전을 위해 전기모터를 장착하는 동시에 프로펠러 블레이드에 의해 발생된 추력을 지지하는 모터-암 구조 및 착륙하중 지지를 위한 착륙장치를 포함하고 있다. 따라서 기체부를 구성

Table 1 Airframe components and applied materials

| Component    |                          | Material          |
|--------------|--------------------------|-------------------|
| Main frame   | skin                     | USN150A           |
|              | fwd/center/rear bulkhead |                   |
| Motor arm    | motor arm                | T300-3000-40B     |
|              | motor mount              | WSN3KY            |
|              | folding arm hinge        | AL7075            |
| Landing gear | skid                     | USN150A<br>WSN3KY |
|              | strut                    |                   |
|              | attach plate             | AL7075            |

Table 2 Material properties of carbon composites

| Properties                   | WSN3KY[2] | T300-3000[3] | USN150A[4] |
|------------------------------|-----------|--------------|------------|
| $E_{11}$ (GPa)               | 59.6      | 125.0        | 131.0      |
| $E_{22}$ (GPa)               | 59.6      | 8.07         | 10.8       |
| $G_{12}$ (GPa)               | 3.59      | 3.97         | 5.65       |
| $\nu_{12}$                   | 0.0580    | 0.315        | 0.28       |
| $\rho$ (kg/mm <sup>3</sup> ) | 1.67E-06  | 1.77E-06     | 1.54E-06   |
| Thick. (mm)                  | 0.226     | 0.175        | 0.154      |

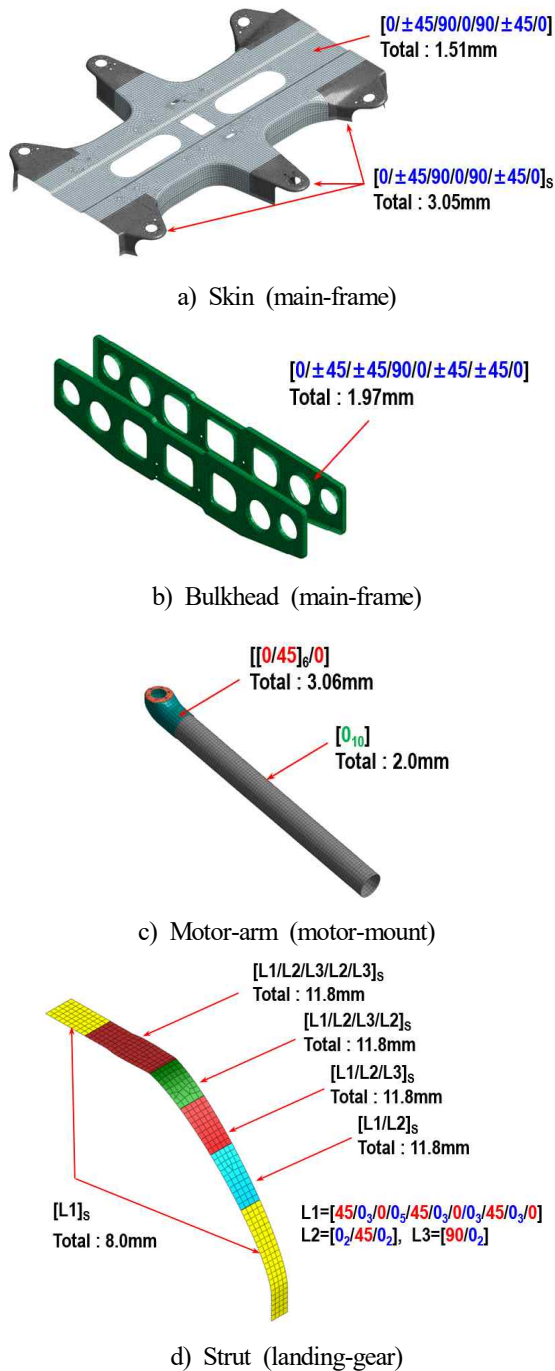


Fig. 2 Composite materials and stacking sequences

하는 각각의 구성품에 가해지는 하중을 지지할 수 있도록 일방향 및 직물 형태의 탄소섬유 강화 복합소재를 적용하여 구조설계를 수행하였으며, 기체부의 주요 구성품에 적용된 복합소재의 종류와 관련 물성치[2-4]를 Table 1~2에 제시하였다.

메인프레임 구조설계 시 굽힘하중을 지지할 수 있도록

일방향 탄소섬유(USN150A)의 적층순서를  $[0/\pm 45/90/0/90/\pm 45/0]$ 로 적용하였으며, 모터-암 구조물과 결합되는 부분에는 적층 순서를 한 번 더 반복하여 적용함으로써 구조적으로 보완될 수 있도록 하였다. 또한 기체의 비틀림 강성을 증가시키기 위해  $[0/[\pm 45]_2/90/0/[\pm 45]_2/0]$ 로 적층된 벌크헤드를 메인프레임의 전/후방 및 중앙 부위에 적용하였다. 프로펠러에 의해 발생한 하중을 지지하기 위한 모터-암 구성품은 일방향 유리섬유(T300-3000-40B) 소재의 적층 순서를  $[0]_{18}$ 로 적용하였으며, 모터-암이 메인프레임에 연결되는 인터페이스 부분에는 멀티콥터 무인기를 이송 차량에 적재할 수 있도록 금속 소재의 힌지 구조를 적용하였다. 수직 이착륙 과정에서 발생하는 하중을 지지하기 위한 착륙장치는 기하학적인 형상과 하중 분포를 고려하여 복합소재 적층을 총 5개로 영역으로 구분하여 구조설계를 진행하였다. 특히 굽힘하중을 지지하기 위한 스트럿 구조물에는 일방향 탄소섬유(USN150A) 소재를 주로 적용하였으며, 비틀림 강성을 보완하기 위해 직물 형태의 탄소섬유(WSN3KY) 소재를 추가하여 적용하였다. 메인프레임을 구성하는 스킨과 벌크헤드, 모터-암 및 착륙장치의 기하학적인 형상과 복합소재의 적층패턴을 Fig. 2에 나타내었다.

## 2.2 기체 해석

탄소 복합소재를 적용하여 설계된 기체 구조물의 정적 강도 및 동특성 해석을 위해 상용 유한요소 해석 프로그램인 Midas-NFX[5]를 이용하였다. 강도 해석에 활용된 유한요소 모델은 엔진과 발전기, 항전 및 배터리와 같은 비구조 요소를 제외하였으며, 복합소재의 적층 각과 순서의 영향을 고려할 수 있도록 2차원 쉘 요소(2D shell element)를 적용하였다. 또한 메인프레임과 모터-암이 연결되는 금속재 폴딩-힌지 구성품은 기하학적인 형상이 적절하게 반영될 수 있도록 3차원 고체 요소(3D solid element)를 적용하였다. 탑재중량 40kg급 멀티콥터 무인기에는 T-Motor사에서 제작된 직경 52인치 프로펠러 블레이드(P52×20×CF)가 장착되며, 강도 해석을 위해 프로펠러 블레이드의 최대 추력( $T_{max}=83.5\text{kgf}$ ) 조건을 하중조건으로 적용하였다. 또한 체공 상태에서 프로펠러를 통해 발생된 하중이 기체로 전달되는 특성을 고려할 수 있도록 관성제거(inertia relief)[6]법을 활용하였다. 구조 안전여유(S.M., structural margin)를 평가

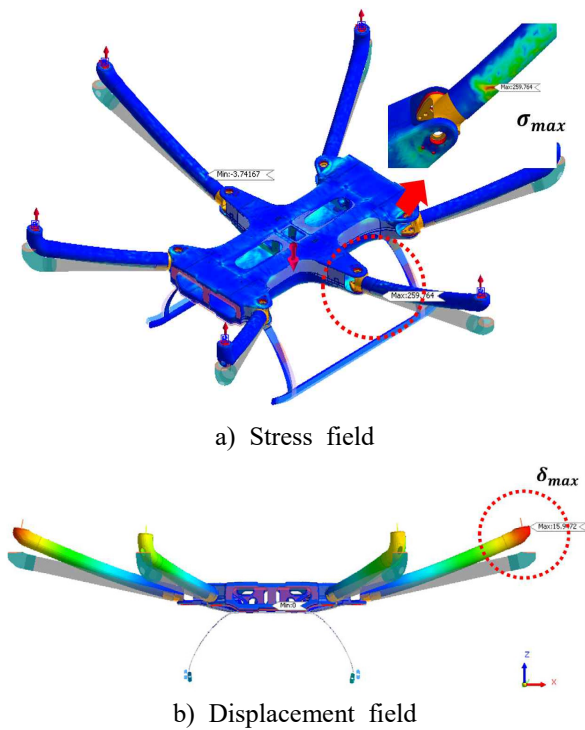


Fig. 3 Structural analysis results, airframe

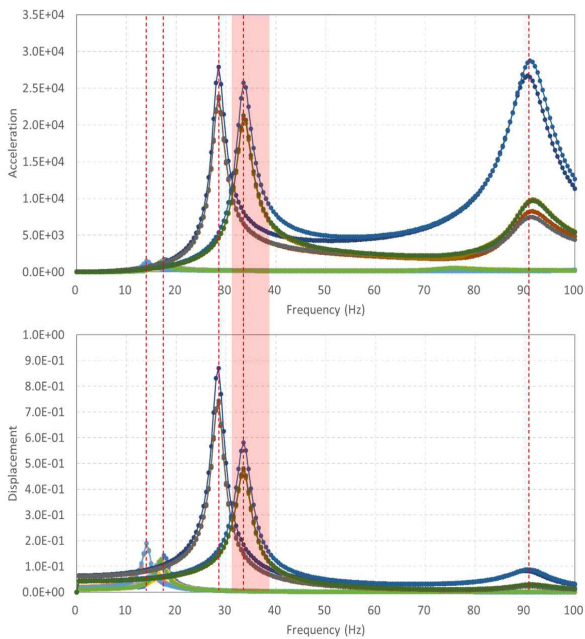


Fig. 4 Frequency response analysis results, airframe

하기 위해 프롭 블레이드에 가해지는 최대하중에 극한하중 계수( $FS_{ult}=1.5$ )를 적용하였다. 보수적인 강도 평가를 위해 환경요소(온도, 습도)에 의한 복합소재의 물성치 저하를 고려할 수 있도록 소재계수( $FS_C=0.8$ )를 적용하였으며,

기체 구조물에 대한 제작공정의 영향(소재 적층 및 성형, 탈형 이후 추가 가공)을 반영하기 위한 공정계수( $FS_m=0.7$ )를 동시에 고려하였다. 프롭 블레이드의 최대하중 적용 시 선형 정적해석을 통해 기체의 변형과 응력 분포를 검토하였으며, 그 결과를 Fig. 3에 제시하였다. 기체의 최대 변형은 모터-암의 끝단에서 최대 15.9mm 수준으로 발생하였다. 또한 프롭 로터의 수직 방향 추력에 의해 메인프레임과 연결되는 모터-암의 시작 부분에서 최대 응력(259MPa)이 발생하였으며, 해당 응력에 의한 구조 안전여유가 1.61 이상으로 평가되어 구조적인 파손이 발생하지 않음을 확인할 수 있었다.

기체의 고유진동수와 모드형상 검토를 위해 주파수 응답 해석을 수행하였으며, 이를 위해 멀티콥터 무인기 기체에 장착된 6개의 모터-암과 2개의 랜딩기어 스트럿 끝단 부위에 단위하중(1.0N)을 1~100Hz 범위로 부가하였다. 또한 강도 해석에는 제외되었던 비구조 요소 모두 집중질량으로 해석모델에 반영함으로써 관성의 영향을 고려할 수 있도록 하였다. 주파수응답 해석에 사용된 유한요소 모델의 형상과 주파수 변화에 따른 모터-암, 메인프레임 및 랜딩기어 스트럿 끝단에서의 가속도 및 변위 응답특성을 Fig. 4에 나타내었으며, 1~5차 모드와 고유진동수와 모드 형상을 Table 3에 제시하였다. 프롭 로터의 회전 주파수와 기체의 고유진동수가 유사한 구간에서 공진에 의한 동적 불안정 현상이 발생할 수 있으므로 이를 검토하기 위해 프롭 로터가 가장 많이 운용되는

Table 3 Natural frequency and mode shape, airframe

| Freq. (Hz) | Mode Shape | Freq. (Hz) | Mode Shape |
|------------|------------|------------|------------|
| 14.3       |            | 32.7       |            |
| 18.0       |            | 32.1       |            |
| 27.4       |            |            |            |

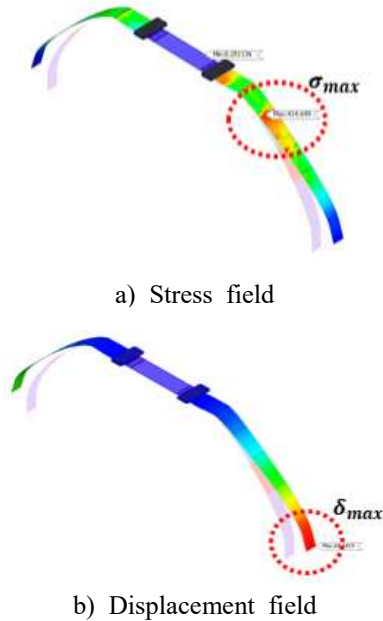


Fig. 5 Structural analysis results, landing-gear

회전속도(1,900~ 2,300rpm) 구간에 기체의 고유모드 포함 여부를 검토하였다. 기체의 1~2차 모드는 모터-암의 벤딩 모드, 3~5차는 랜딩기어의 벤딩 모드로 확인되었으며, Fig. 4에 제시한 바와 같이 기체의 4차 모드와 고유진동수(32.3Hz)가 프로펠러의 회전 주파수 범위에 포함되나 랜딩기어 스키드의 벤딩 모드로 확인되어 비행 안정성에 미치는 영향은 미미할 것으로 예측되었다.

### 2.3 착륙장치 해석

멀티콥터 무인기의 이착륙은 정상 및 비상 착륙 조건으로 구분되며, 동체 하단에 부착된 수송 박스와 탑재 장비의 보호를 위해 비상 착륙을 기준으로 착륙장치의 수직 방향 허용 변형을 65mm(max) 범위로 설정하였다. 착륙장치의 변형 특성과 구조 안전성 확보 여부를 검토하기 위해 강도 해석을 수행하였으며, 경계조건 설정을 위해 착륙조건에 따른 하중 특성을 분석하였다. 스키드 형태의 착륙장치에 대한 착륙하중을 평가하기 위해서는 기체가 착륙하는 상태에서의 지면반력계수( $N$ , ground reaction factor)가 평가되어야 하며, 이는 착륙장치가 흡수하는 에너지가 기체의 운동에너지와 위치에너지의 합과 동일하다는 가정을 통해 Eq. 1[7]과 같이 평가할 수 있다. 멀티콥터 무인기의 운용요구도 설정을 통해 비상 착륙상태에서 수직속도를 1.0m/s로 제한하였으며, 지면반력계수를 평가하기 위해 사용된 설계변수와 해당

수치를 Table 4에 제시하였다.

$$S \cdot \eta_s \cdot N = V^2/2g + (1 - W/L)S \quad \text{Eq. 1}$$

스키드 형태의 착륙장치 효율과 비상 착륙상태의 수직 속도 및 양력비를 통해 지면반력계수는 1.43으로 평가되었으며, 이를 이용하여 착륙장치의 강도해석을 수행하였다. 멀티콥터 무인기의 최대이륙중량(MTOW, 227kg)을 기준으로 앞서 평가된 지면 반력계수를 반영하여 착륙하중으로 설정하였으며, 그에 따른 변형 특성을 검토하기 위해 선형 및 비선형 정적해석(static analysis)을 수행하였다. 착륙하중에 의한 수평 및 수직 방향의 변형 값을 Table 5에 제시하였으며, 비선형 해석에 의한 변형이 선형 해석에 비해 92% 수준으로 높게 평가됨을 확인하였다. 비상 착륙시 가해지는 수평 및 수직 하중은 착륙장치에 급힘하중을 발생시키며, 이때 착륙장치의 거동 특성에 따라 그 크기가 결정되므로 착륙장치의 대변형 특성을 고려할 경우 비선형 정적해석을 통해 구조적인 변형과 응력을 검토하는 것이 더 적절하다고 할 수 있다. 비상 착륙상태에서 평가된 착륙장치의 수직 방향 최대 변형은 69.6mm이며, 설계목표를 약 7% 상회하는 것으로 확인되었다. 착륙하중에 의해 변형된 형상과 최대 응력(415MPa)이 발생하는 부위를 Fig. 5에 나타내었으며, 발생된 응력에 의한 안전여유가 0.79 이상으로 평가되어 구조적으로 안전함을 확인할 수 있었다.

### 2.4 프로펠러 해석

멀티콥터 무인기에 장착된 프로펠러의 동특성 해석을

Table 4 Ground reaction factor, landing-gear

| Symbol   | Parameter                           |
|----------|-------------------------------------|
| $\eta_s$ | Strut efficiency, 0.55              |
| $S$      | Vertical stroke, 65mm               |
| $V$      | Vertical speed, 1.0m/s              |
| $L/W$    | Life ratio, 3/3 (emergency landing) |
| $N$      | Ground reaction factor              |

Table 5 Structural analysis results, landing-gear

| Direction | Vertical disp. (mm) |           | Diff. (%) |
|-----------|---------------------|-----------|-----------|
|           | Linear              | Nonlinear |           |
| Lateral   | 54.9                | 85.3      | 55        |
| Vertical  | 36.2                | 69.6      | 92        |





a) Flap/lag bending stiffness



b) Sectional mass

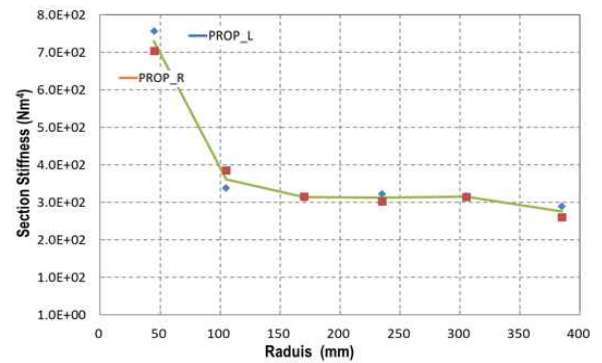
**Fig. 6** Sectional stiffness and mass measurement of prop blade

위해서는 반경 방향의 단면물성치 데이터(방향별 강성, 단면질량)가 필요하다. 제작사인 T-Motor 사를 통해 관련 데이터를 확보하기가 제한적이므로, 단면물성치 측정[8]을 위해 총 6개의 시험단면(STA-45/105/170/235/305/385)을 선정하였으며, 강성 측정을 위한 스트레인이미터를 부착하였다. 프로펠 블레이드 시편을 Fig. 6과 같이 시험치구에 고정된 이후 반경 방향으로 560mm 위치에 시험하중을 부가하였으며, 플랩과 래그 방향 강성을 3회 반복하여 측정하였다. 이후 프로펠 블레이드를 10mm 간격으로 절단하여 단면별 중량 분포를 측정하였다. 단면물성치 시험을 통해 측정된 프로펠 블레이드의 강성과 중량 분포를 Fig. 7에 제시하였다.

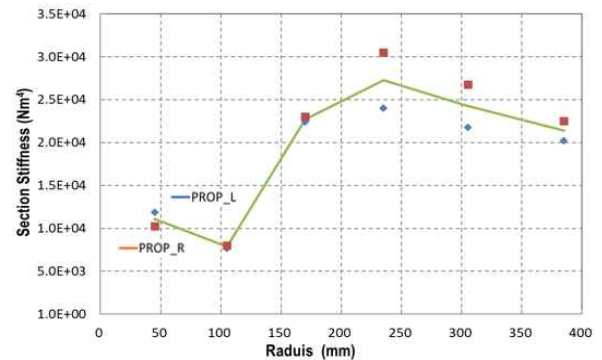
프로펠 블레이드의 모드별 고유진동수가 회전 주파수에 근접하게 되면 공진의 위험이 증가하므로, 이와 같은 동적 불안정 현상 발생 여부를 검토하기 위해 단면물성치 측정시험을 통해 확보된 강성과 중량 분포를 활용하여 Fig. 8과 같이 CAMRADII 해석모델을 생성하였다. 또한 프로펠 블레이드 회전에 따라 반경 방향으로의 유도 속도 분포를 계산하기 위해 양력선 방법(LFM, Line

Lifting Method)을 적용하였다. 프로펠 블레이드의 회전 속도를 200~2,400rpm 범위로 적용하여 모드별 고유진동수 변화를 검토하였다. 100% 회전속도(2,000rpm) 조건에서 1~2차 플랩 모드의 고유진동수는 77.8Hz와 347.3Hz, 1차 래그 모드 고유진동수는 396.8Hz로 평가되었다. 주요 모드별 고유진동수가 Fig. 9에 제시된 바와 같이 회전수의 정수배(1~10/rev)로부터 0.2/rev 이상이격되어 있어 공진의 위험이 낮음을 확인하였다.

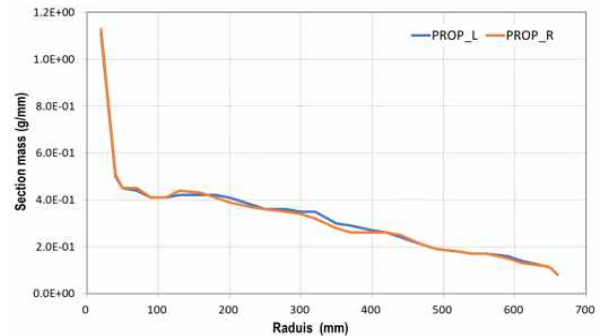
멀티콥터 무인기의 비행 조건에 따른 공탄성 안정성을 검토하기 위해 제자리 및 전진 비행 조건으로 구분하여 해석을 수행하였다. 제자리 비행 조건의 경우 프로펠 블레



a) Flap bending stiffness



b) Lag bending stiffness



c) Section mass

**Fig. 7** Sectional stiffness and mass distribution

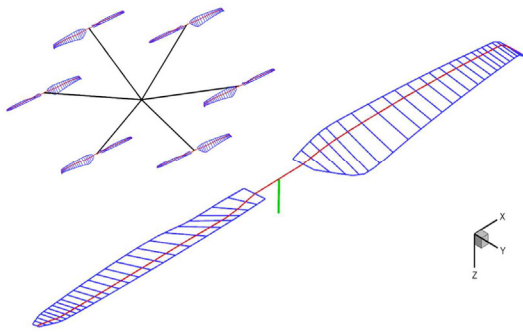


Fig. 8 CAMRADII analysis model, prop-rotor

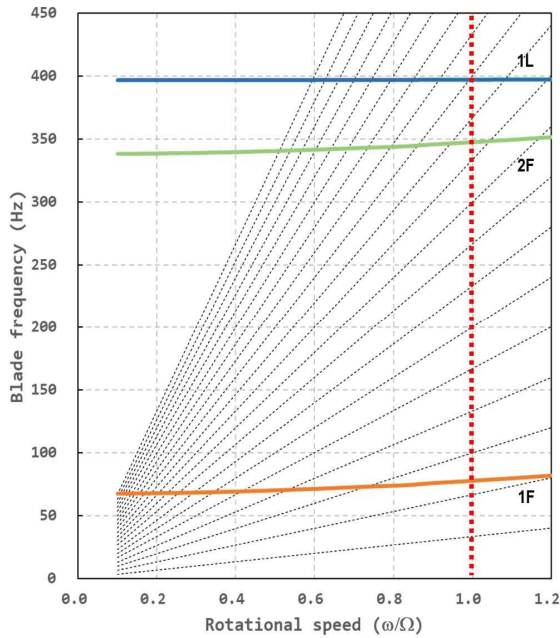
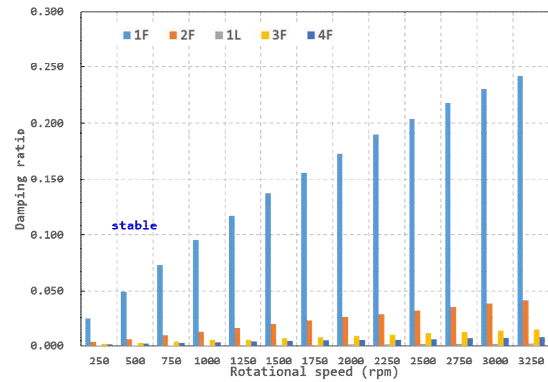
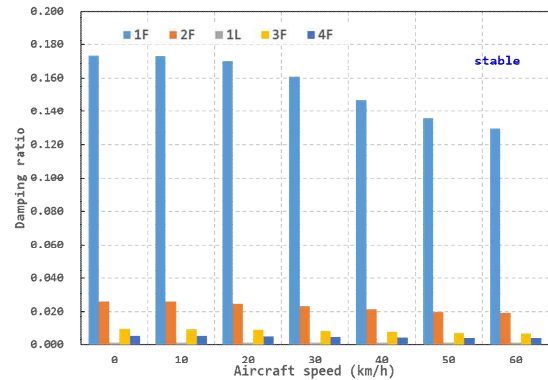


Fig. 9 Prop-rotor fan-plot

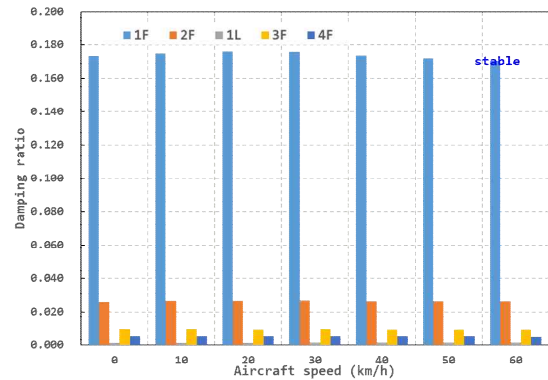
이드의 회전속도 범위를 250~3,250rpm으로 설정하였으며, 회전속도가 증가함에 따라 주요 모드의 감쇠비 변화를 검토하였다. 회전속도에 따라 Fig. 10(a)에 나타난 바와 같이 1차 플랩 모드의 감쇠비 증가가 가장 크게 나타났으며, 1차 래그 모드의 감쇠비는 가장 낮은 수준임을 확인하였다. 또한 회전속도 범위 내에서 플랩과 래그 모드의 감쇠비가 모두 안정한 영역에 포함되어 있음을 확인하였다. 프롭 블레이드 회전면의 전방 틸트 각이 최소인 조건(ASHAFT=0°)에서 비행 속도가 증가 ( $V_{max}=60\text{km/h}$ ) 함에 따라 Fig. 10(b)에 제시된 바와 같이 플랩과 래그 모드의 감쇠비가 점차 감소하나 전체적으로 안정한 영역에 위치함을 확인하였다. 또한 전방 틸트 각이 최대(ASHAFT=30°)인 경우 Fig. 10(c)에 제시된



a) Hover flight



b) Forward flight, ASHAFT=0°



c) Forward flight, ASHAFT=30°

Fig. 10 Aeroelastic analysis results

바와 같이 1~2차 플랩 모드의 감쇠비가 증가하였으며, 래그 및 토션 모드의 감쇠 값이 모두 안정한 영역에 위치하여 기체가 운용되는 비행속도 범위 내에서 동적 불안정 상태의 발생 위험이 낮음을 확인하였다.

### 3. 결 론

본 논문에서는 탑재중량 40kg급 멀티콥터 무인기에

장착된 프로펠러에서 발생하는 추력과 정상 및 비상 착륙조건에 따른 하중을 제시하였으며, 해당 하중조건을 적용하여 변형과 응력 분포를 검토함으로써 멀티콥터 무인기의 기체와 착륙장치에 구조적인 파손이 발생하지 않음을 확인하였다. 특히 착륙장치의 대변형 특성으로 인해 비선형 정적해석을 통해 구조적인 안전성을 평가하는 것이 적절함을 확인하였다. 또한 주파수 응답해석을 통해 기체의 주요 모드별 고유진동수를 분석하여 비행 안정성에 미치는 영향을 검토하였으며, 프로펠러 블레이드의 회전속에 따라 주요 모드의 고유진동수가 회전 주파수의 정수배로부터 적절히 이격되어 있어 공진의 위험이 낮음을 확인하였다. 더불어 제자리 및 전진 비행 조건에 따른 공탄성 해석을 통해 플랩 및 래그모드의 감쇠 특성이 안정한 영역에 위치하고 있어 비행 중 동적 불안정 상태의 발생 위험이 낮음을 확인하였다. 본 논문을 통해 제시된 정적강도 및 동특성 평가 방안이 향후 개발되는 멀티콥터 무인기의 구조적인 건전성과 비행 안전성 향상에 활용될 수 있기를 기대한다.

## 후 기

본 연구는 민군협력진흥원에서 수행하는 민군 겸용 기술개발과제(과제번호 19CM0006)의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

## References

- [1] Wayne Johnson, CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, Johnson Aeronautics, 2007.
- [2] MPUHPR3004, “MPUH(Multi-Purpose Utility Helicopter) Structural Analysis Report”, 2020.
- [3] T300 Technical Data Sheet(No. CFA-001), Toray
- [4] D.G. Lee, et al., “Novel Application of Composite Structures to Robots, Machine Tools and Automobiles”, Composite Structures, Vol.66, pp. 17-39, 2004.
- [5] www.nfx.co.kr, Midas-NFX User’s Manual
- [6] Lin Liao, “A Study of Inertia Relief Analysis”, 52<sup>nd</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, April 2011.
- [7] Currey, N. S., 1988, Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices, American Institute of Aeronautical and Astronautics, Washington, pp. 33~37.
- [8] Y.J. Kee, D.K. Kim and J.W. Shin, “Cross-sectional Design and Stiffness Measurements of Composite Rotor Blade for Multipurpose Unmanned Helicopter,” *Journal of Aerospace System Engineering*, pp. 52-59, 2019.