

<응용논문>

초소형 무인동력비행장치의 응력 및 변형률 해석을 통한 구조적 안정성 평가

김동신[†] · 박정선^{*}

[†], * 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

Stress and Strain Analysis of Micro-UAV for Structural Stability

Dong Sin Kim[†], Jung Sun Park^{*}

[†], * School of Mechanical and Aerospace Engineering, Korea Aerospace Univ.

(Received June 12, 2018 ; Revised June 12, 2018 ; Accepted June 12)

Key Words: Stress and Strain Analysis(응력 및 변형률 해석), Micro-UAV(초소형 무인동력비행장치), Quadcopter(쿼드콥터), Finite Element Method(유한요소법)

초록: 본 연구는 전 세계적으로 취미, 레저, 그리고 상업적 목적 등을 포함한 민수용 무인항공기 시장이 급격히 성장하는 가운데, 무인항공기 주요 제조사의 실제 모델을 선정하여, 기체의 구조적 안정성을 평가하는데 그 목적이 있다. 2016년 12월에 제정된 국가표준에 따르면, 무인항공기의 범주를 5단계로 구분할 수 있다. 무인항공기 범주 중, ‘초소형’ 급 무인항공기인 초소형 무인동력비행장치를 다룬다. Parrot社の Mambo 드론을 선정하고 CATIA에서 모델링, ANSYS에서 구조해석을 수행하였다. 구조해석 결과, 현재 기체는 구조적으로 안정하다는 것을 확인할 수 있었다. 끝으로, 구조적 안정성을 보다 높일 수 있는 방법들을 제안하였다.

Abstract: Civil UAV markets including hobby, leisure, and commercial purpose are rapidly growing nowadays. In this study, we selected a quadcopter made by one of the promising UAV manufactures in the world, tested structural stability of the UAV. According to the KSW 9000 enacted December 2016, we can categorize UAV for 5 steps. In this study, we are dealing with ‘Micro-UAV’ category for analysis. We specifically choose a quadcopter, Mambo(Parrot), drew a part on CATIA, analyzed the structure model on ANSYS. Structural analysis results show that the quadcopter is in structural stability. At the end, we suggest some ideas to ensure more structural stability.

[†] Corresponding Author, ds.kim@kau.kr
© 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

1. 서 론

1.1 세계 무인항공기 시장 전망

세계 무인항공기 시장은 군수용 무인항공기 시장과 민수용 무인항공기 시장으로 구분할 수 있다. 전통적으로 무인항공기 산업은 군사용 무인항공기를 중심으로 발전해왔기 때문에 군수용 무

인항공기 시장이 민수용 무인항공기 시장에 비해 더 크다고 알려져 있다. 실제로 미국 방위산업 전문 컨설팅업체 티그룹(Teal Group)과 미국연방항공청(Federal Aviation Administration, FAA)에 따르면, 군수용 무인항공기 시장규모는 2016년 72억 달러(약 7조6536억원)이며 민수용 무인항공기 시장규모는 개인취미용과 상업용을 합쳐 2016년 43억 달러(약 4조5731억원)로, 민수용 무인항공기 시장이 군수용 무인항공기 시장의 절반을 조금 웃도는 실정이다.⁽¹⁾

군수용 무인항공기 시장의 경우 2026년 117억 달러(약 12조4371억원) 규모로 연평균 5.1%씩 성장할 것으로 보인다. 이에 반해, 취미·레저용과 상업용 무인항공기 시장의 경우 2020년 46억 달러(약 4조8921억원)와 66억 달러(약 7조158억원) 규모로 각각 연평균 성장률(Compound Annual Growth Rate, CAGR) 32%, 43%를 기록할 것으로 전망되어, 세계 무인항공기 시장 내 민수용 무인항공기의 비중 확대가 기대된다.⁽¹⁾

1.2 무인항공기 국가표준

2016년 12월, 국가기술표준원은 용어를 통일하고 분류체계를 규정하기 위하여 무인항공기 분야 국가표준⁽²⁾을 제정하였다. 제정된 국가표준에 따르면, 무인항공기는 ‘조종사가 탑승하지 않고 원격 또는 자동으로 조종 및 통제되는 항공기’로 정의한다. 또한, 무인항공기는 최대이륙중량을 기준으로 Table.1과 같이 5단계로 분류 가능하다.

Table 1 Classification with respect to maximum take-off weight (MTOW)⁽²⁾

구분	대분류	세분류	최대 이륙중량
무인 비행체	대형 무인항공기	-	> 600 kg
	중형 무인항공기	-	≤ 600 kg
	무인동력 비행장치	중소형	≤ 150 kg
		무인동력비행장치	> 25 kg
		소형	≤ 25 kg
		무인동력비행장치	> 2 kg
	초소형	무인동력비행장치	≤ 2 kg

1.3 연구 목적 및 내용

본 연구는 전 세계적으로 취미, 레저, 그리고 상업적 목적 등을 포함한 민수용 무인항공기 시장이 급격히 성장하는 가운데, 무인항공기 주요 제조사의 실제 모델을 선정하여, 기체의 구조적 안정성을 평가하는데 그 목적이 있다.

본 논문에서는 5단계(대형, 중형, 중소형, 소형, 그리고 초소형)로 구분된 무인항공기 범주 중, ‘초소형’ 급 무인항공기인 초소형 무인동력비행장치를 다룬다.

호버링(Hovering) 중인 무인항공기에서, 양력에 의한 기체 내 응력분포 및 변형률을 분석하여 구조적 안정성을 평가하고자 한다.

2. 본 론

2.1 제원



Fig. 1 Mambo with(left) and without(right) bumpers

무인항공기 주요 제조사 중 하나인 Parrot 社의 쿼드콥터(Quadcopter)를 평가하기로 결정하였다. ‘초소형’ 급 무인항공기를 대표하여, Parrot 社의 Mambo 기종을 선택하였다.

Fig.1과 Table.2에는 Mambo의 모습과 구체적인 제원이 각각 나타나있다.

Table 2 Mambo specifications

항목	세부사항
제조사	Parrot (Country : France)
기종	Mambo
크기	180 mm x 180 mm (with bumpers)
중량	63 g (without bumpers)
속도	Max. 30 km/h
운용시간	Max. 10 min.
운용반경	100 m (with controller)

본 논문에서는 기체 모델링과 구조해석 시에, Mambo 프레임(Frame)만을 활용할 것이다.

Mambo 프레임은 구조적 강도를 확보하면서도 프레임 중량을 최소화하고자, 탄소섬유 강화 플라스틱(Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP)이 적용되었다.

ANSYS에서는 Engineering Data Sources → Composite Materials → Epoxy Carbon UD(230 GPa) Prepreg를 선택하였다. UD는 Unidirectional의

약자로, 섬유배열방향이 동일하다는 뜻이다. 재료의 물성값은 Table.3과 같다.

Table 3 Material properties of Mambo frame

항목	세부사항
Young's Modulus X direction [GPa]	59.16
Young's Modulus Y direction [GPa]	59.16
Young's Modulus Z direction [GPa]	7.5
Shear Modulus XY [GPa]	17.5
Shear Modulus YZ [GPa]	2.7
Shear Modulus XZ [GPa]	2.7
Poisson's Ratio XY	0.04
Poisson's Ratio YZ	0.3
Poisson's Ratio XZ	0.3

2.2 모델링 및 Mesh

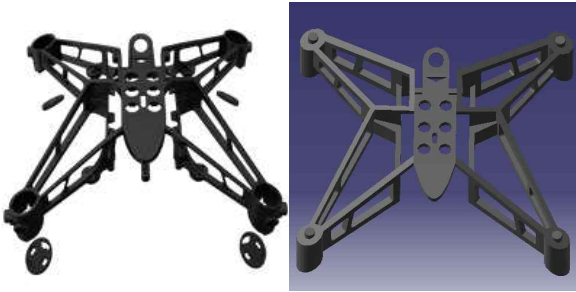


Fig. 2 Mambo frame(left) and modeling(right)

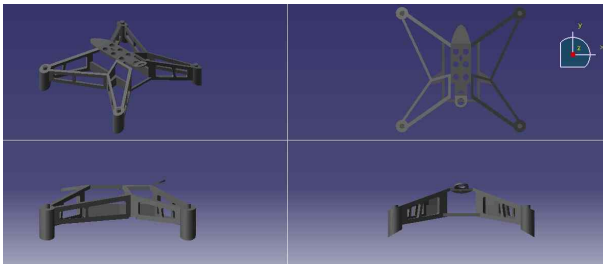
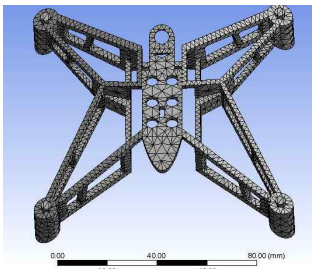


Fig. 3 Multi-view of modeling



Nodes	Elements
24,735	12,086

Fig. 4 Mesh of modeling

Fig.2와 Fig.3에는 버니어 캘리퍼스와 각도기를 활용하여 실제 쿼드콥터 모델을 실측(實測)한 후,

CATIA 모델링한 결과가 나타나 있다.

모터와 프로펠러를 보호하는 bumper를 부착하지 않을 경우, 프레임은 약 100 mm x 100 mm의 크기를 가진다.

ANSYS에서 Mesh를 생성한 결과, Fig.4와 같이, 24,735개의 Nodes와 12,086개의 Elements가 생성되었다.

2.3 하중 및 경계 조건

Table.2에 따르면, 모터와 프로펠러를 보호하는 bumper를 부착하지 않을 경우, Mambo의 중량은 63 g이다. 여기서, 배터리, 모터, 그리고 프로펠러의 무게를 제외하면 프레임의 중량은 25 g이라고 가정하였다.

호버링 상태에서 4개의 모터에서 발생한 추력의 총합은 0.25 N ($\approx 0.025 \text{ kg} \times 9.81 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2$)과 같다. 즉, 각 모터는 0.0625 N ($\approx 0.25 \text{ N} / 4$ 개)의 추력을 발생시켜야 한다.

호버링 상태에서 기체는 일정한 고도를 유지하고 움직이지 않는다. 따라서 무게중심(Center of Gravity, CG) 점의 모든 자유도(병진, 회전)는 구속되어야 한다.

위와 같이 정의한 하중조건과 경계조건을 모델에 부여하였다. 이때, 무게중심 점(1개)과 추력이 발생하는 지점(4개)에, Fig.5와 같이, 총 5개의 돌출부를 제작하여 원 표면에 하중 및 경계조건을 지정하였다. 돌출부는 높이 0.5 mm, 반경 1 mm의 크기로 생성하였다.

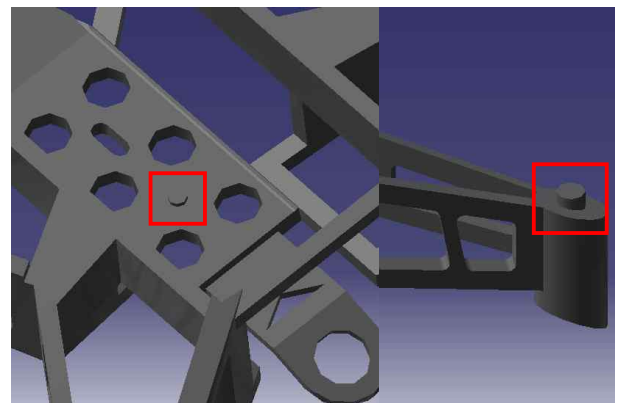


Fig. 5 Cylinder-shaped structure design

2.4 응력 및 변형률 해석결과

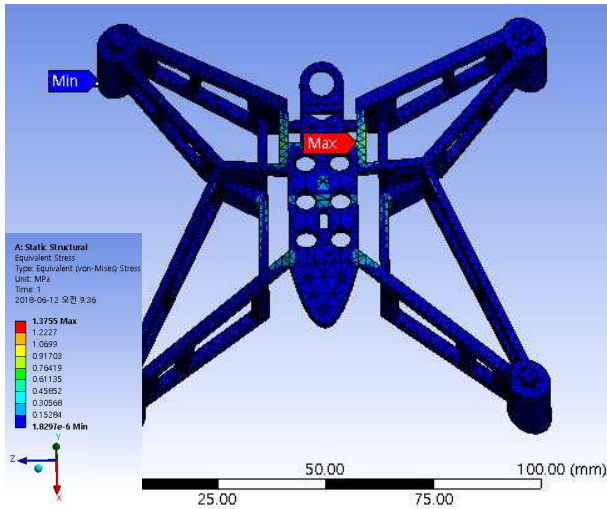


Fig. 6 Analysis Results: Equivalent stress

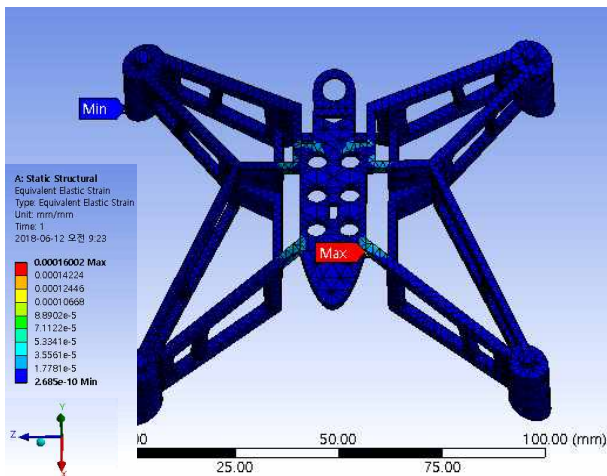


Fig. 7 Analysis Results: Equivalent elastic strain

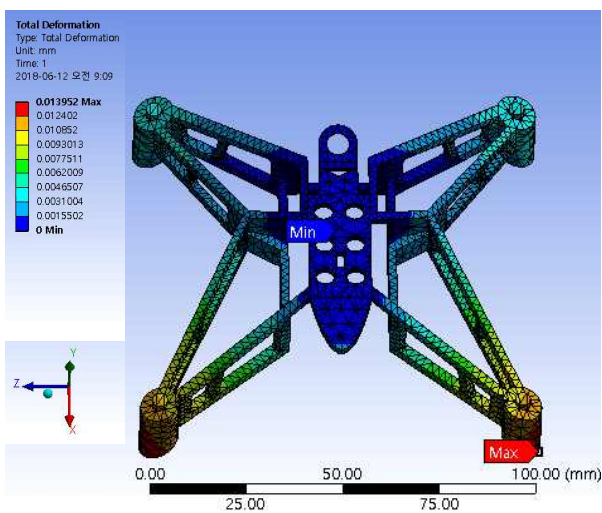


Fig. 8 Analysis Results: Total deformation

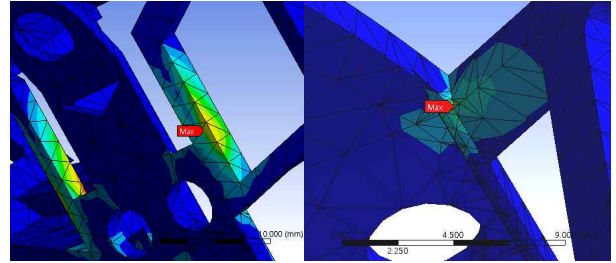


Fig. 9 Close View: Equivalent stress analysis(left), equivalent elastic strain analysis(right)

Fig.6~Fig.8은 등가 응력(Equivalent Stress), 등가 변형률(Equivalent Elastic Strain), 그리고 처짐(Total Deformation)에 대하여 응력 및 변형률 해석을 수행한 결과를 차례대로 나타내었다.

해석결과 프레임 중심 연결부위에서 최대 등가 응력(약1.4 MPa)과 최대 등가 변형률(약0.00016)이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 특히, 최대 등가 응력이 발생한 지점은 비교적 기체 후방에 위치하며, 최대 등가 변형률이 발생한 지점은 비교적 기체 전방에 위치한다. Fig.9는 두 지점을 각각 확대한 모습이다.

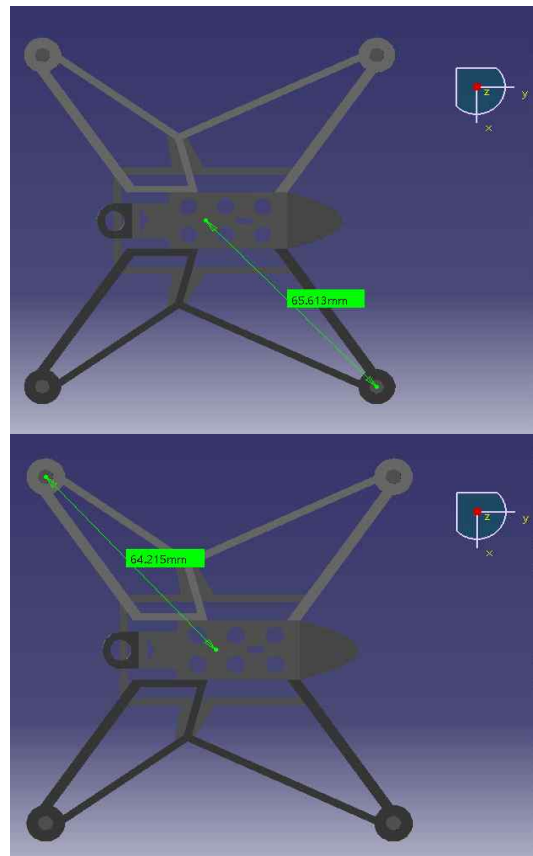


Fig. 10 Distance from center of gravity (CG)

마찬가지로, 프레임 전방 구조물에서 최대 처짐(약0.014 mm)이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 프레임 전/후방 구조물이 서로 다른 처짐 값을 갖는 이유는 기체 무게중심 점과 프레임 전/후방 구조물 간의 거리가 서로 다르기 때문이다. Fig.10에서, 무게중심 점 ↔ 프레임 전방 구조물 65.613 mm, 무게중심 점 ↔ 프레임 후방 구조물 64.215 mm으로 무게중심 점에서 프레임 전방 구조물까지의 거리가 약 1.5 mm 더 길다.

결과적으로, 탄소섬유 강화 플라스틱의 항복강도(0.7 ~ 1.0 GPa)를 고려할 때, 프레임은 구조적으로 안정하다는 것을 확인할 수 있다.

3. 결 론

본 연구는 전 세계적으로 취미, 레저, 그리고 상업적 목적 등을 포함한 민수용 무인항공기 시장이 급격히 성장하는 가운데, 무인항공기 주요 제조사의 실제 모델을 선정하여, 기체의 구조적 안정성을 평가하는데 그 목적이 있다.

본 논문에서는 5단계(대형, 중형, 중소형, 소형, 그리고 초소형)로 구분된 무인항공기 범주 중, ‘초소형’ 급 무인항공기인 초소형 무인동력비행장치를 다루었다.

호버링(Hovering) 중인 무인항공기를 가정하여, 하중조건과 제약조건을 부여하고, 기체 내 응력 분포 및 변형률을 분석하여 구조적 안정성을 평가하였다.

해석결과 프레임 중심 연결부위에서 최대 등가 응력(약1.4 MPa)과 최대 등가 변형률(약0.00016)이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 또한, 프레임 전방 구조물에서 최대 처짐(약0.014 mm)이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 프레임 전/후방 구조물이 서로 다른 처짐 값을 갖는 이유를 분석해보면, 기체 무게중심 점과 프레임 전/후방 구조물 간의 거리가 서로 다르기 때문이다. 실제로, 무게중심 점에서 프레임 전방 구조물까지의 거리가 후방 구조물에 비하여 약 1.5 mm 더 길다.

구조적 설계 때문에 동일한 0.0625 N의 동일한 힘이 가해졌음에도 불구하고 프레임 전방 구조물의 처짐이 더 컸던 것이다.

다음과 같은 추가적인 구조적 보강을 제안하고자 한다.

(1) 프레임의 무게중심점으로부터 모터가 탑재되는 전방과 후방 4개의 축간의 거리를 동일하게 설계한다.

- 기체의 전방과 후방에 동일한 처짐이 발생하여 보다 구조적 안정성 향상이 기대된다.

(2) 프레임 중심의 연결부위를 보강한다.

- 필렛(filet) 처리를 통하여 응력집중 현상을 막을 수 있다.

후 기

본 연구는 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 2018-1학기 유한요소법 과목을 통해 작성되었습니다. 감사드립니다.

참고문헌 (References)

- (1) Korean Standards Association, 2018, “Industry Guide for Global Technical Regulations on Drone (Unmanned Aircraft)”, *TBT Policy Report*, Vol. 5, pp. 5~7.
- (2) Korean Agency for Technology and Standards, 2016, “Unmanned aircraft systems – Part 1: Classification and definition”