



유한요소해석 및 위상최적화를 통한 카고 드론의 구조건전성 개선에 관한 연구

A Study on Structural Integrity Improvement of Cargo Drone through FE Simulation and Topology Optimization

성종섭¹, 시하영¹, 강범수¹, 구태완^{2,#}

Jong Seop Seong¹, Ha-Young Shi¹, Beom-Soo Kang¹, and Tae-Wan Ku^{2,#}

¹ 부산대학교 대학원 항공우주공학과 (Department of Aerospace Engineering, Graduate School, Pusan National University)

² 부산대학교 설계기반미래성형기술센터 (Engineering Research Center for Innovative Technology on Advanced Forming, Pusan National University)

Corresponding Author / E-mail: longtw@pusan.ac.kr; TEL: +82-51-510-3130

ORCID: 0000-0002-0434-5650

KEYWORDS: Cargo drone (카고 드론), FE simulation (유한요소 해석), Topology optimization (위상 최적화), Structural integrity (구조건전성), Resonance (공진)

This study deals with the structural integrity of a co-axial octocopter cargo drone. Most unstable states in progress of various flight missions of the cargo drone are considered to be derived from take-off and landing operations. In order to evaluate the structural integrity of these states, three-dimensional FE (finite element) simulation using whole frame assembled with structural members and components is performed, and then the effective stress level and deflection degree are investigated. Also, topology optimization is adopted to improve the locally concentrated stress and large deflection around front and rear sections of the motor-support side member. From topology optimization, it is ensured that the shape and location of plate support have to be modified for improving the stress level and the deflection degree. Based on the optimized and modified feature, FE simulation is re-performed. Consequently, it is confirmed that the effective stress and the deflection are reduced to about 26.67% and 19.15% around the side member, respectively.

Manuscript received: May 30, 2023 / Revised: June 18, 2023 / Accepted: July 5, 2023

1. 서론

초기의 드론(Drone)은 정찰 및 감시 등과 같은 군사적 임무 수행을 목적으로 개발되었으나, 최근에 이르러 민수 분야로의 활용폭 확대를 목적으로 장시간 비행이 가능한 하이브리드 동력 시스템 개발과 더불어 기체 대형화 등에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 특히, 군수품 수송, 택배 배송, 재난지역 구호물자 보급 등의 신속한 화물 운송을 위한 카고(Cargo) 드론에 대한 필요성이 확대되고 있으며, 탑재되는 화물(Payload)의 크기 및 중량이 증가함에 따라 기체 자체의 추력뿐만 아니라 구조적 강성 확보 또한 중요한 요소로 고려되고 있다[1].

카고 드론은 화물을 탑재한 상태에서 장시간 비행이 가능해야 하기 때문에 개별 모터 혹은 로터 블레이드의 손상으로 인한

추력 손실을 방지하고 안정적인 자세제어를 위해 다수의 모터 및 로터로 구성된 추력 시스템을 적용하는 것이 일반적이며, 동축반전식 옥토크터(Co-axial Octo-Copter)를 예로 들 수 있다. 동축반전식 옥토크터의 추력 시스템은 총 16개의 모터-로터 조립체가 각각 2개씩 동축으로 반전된 형태를 가지게 된다. 또한, 다수의 소형 모터를 사용함에 따라 소비 전력이 감소하게 되고, 따라서 보다 긴 비행 시간을 확보할 수 있게 된다.

본 연구에서 다루고자 하는 대상은 약 1.0 kg의 화물 중량을 포함하여 총 중량이 약 25 kg인 동축반전식 소형 옥토크터 카고 드론(길이 2,401 mm, 폭 1,313.7 mm, 높이 1,042.2 mm)으로 Fig. 1에서와 같이 자세제어 용이성과 기동성을 향상시키기 위해 약 20°의 로터 캔트각(Cant Angle)이 적용되어져 있음을 알 수 있다[2]. 본 연구에서는 해당 소형 카고 드론에 대한 설계

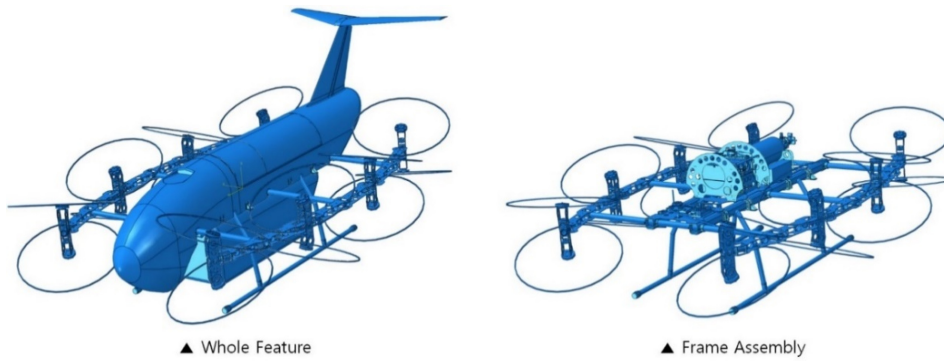


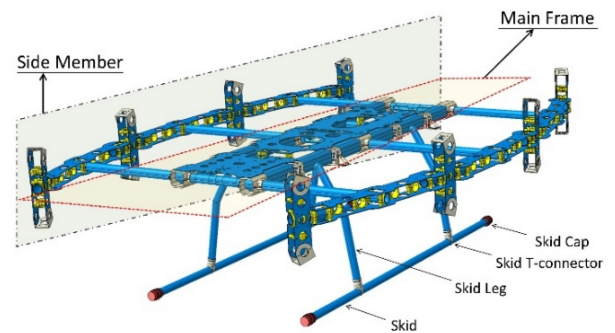
Fig. 1 Whole feature and frame structure of co-axial octo-copter cargo drone

단계에서의 구조건전성 검토를 통해 구조적 취약부를 사전에 확인하고, 개선 설계 방안을 도출하고자 하였다. 우선, 초기 설계된 소형 카고 드론의 구조건전성을 확인하기 위해, 최대 추력이 작용하는 경우와 착륙하는 과정에 대한 3차원 유한요소 구조해석을 Fig. 1에 제시된 프레임 형상(Frame Assembly)에 대해 수행하였다. 또한, 국부적으로 집중된 유효응력(Effective Stress), 변위 또는 힘을 개선하기 위한 방안으로 위상최적화(Topology Optimization) 기법을 적용하였다. 이를 통해 도출된 결과를 바탕으로 적용 부품의 형상 및 위치를 개선하였으며, 유한요소 재해석을 통해 소형 카고 드론의 구조건전성에 대한 개선 효과를 확인하였다.

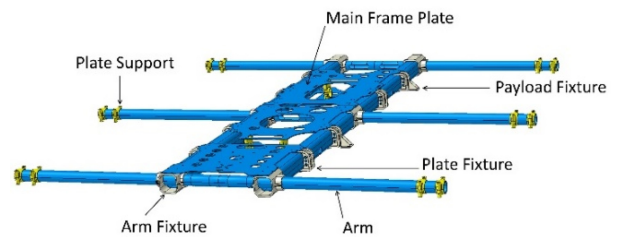
2. 유한요소 모델

초기 설계된 25 kg급 소형 카고 드론(Fig. 1 참조)에 있어서, Fig. 2(a)는 본 연구에서의 구조건전성 검토를 위해 모터와 로터 그리고 배터리 모듈 등이 제거된 프레임 조립구조물(Frame Body Assembly)을 보여주고 있으며, 세부적으로 메인 프레임 조립체 및 사이드 멤버 조립체 그리고 착륙을 위한 스키드(Skid) 조립체 등으로 구성되어 있음을 알 수 있다. 특히, Fig. 2(b)는 메인 프레임과 세부 구성 부품들의 위치 및 명칭을 나타낸 것이고, Fig. 2(c)는 사이드 멤버 조립체에 있어서의 모터 허브와 사이드 멤버 플레이트 그리고 플레이트 지지부 및 모터 고정체를 세부적으로 표현한 것이다.

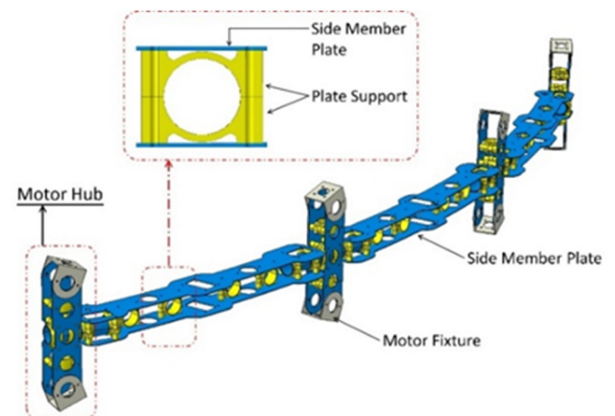
본 연구에서의 소형 카고 드론에 적용된 각 소재들을 살펴보면, 스키드와 스키드 레그, 각종 플레이트 및 암(Arm) 등의 부품에는 CFRP (WSN-3KY)가 적용되었다[3]. 그리고, 플레이트 서포트는 플라스틱 소재(Polylactic Acid, PLA)를 3D 프린팅으로 제작된 부품을 적용하였다. 또한, 모터와 암 및 플레이트와 화물을 고정하기 위한 고정체(Fixture)들은 AA6061-T6 소재를 사용하였고, 스키드 캡은 실리콘 소재가 적용되었다. 즉, 동축반전식 소형 옥토크터 카고 드론의 경량화를 위해 고강성이 가해질 것으로 예상되는 부위에 해당하는 부품들에 고강성의 소재를 제한적으로 적용하였음을 알 수 있다. 이러한 소형 카고



(a) Frame body assembly



(b) Main frame assembly



(c) Side member assembly

Fig. 2 Three-dimensional configurations and structures in frame body assembly of small cargo drone

드론의 각 부품들에 사용된 소재 그리고 유한요소해석을 위해 이산화된 요소(Element)의 종류 등을 Table 1에 요약하여

Table 1 Components and materials used in small cargo drone

Materials	Components	Element type	No. of Elements
CFRP (WSN-3KY)	Arm	8-node brick element	123,519
	Plate		917,755
	Skid	4-node shell element	19,354
	Skid leg		19,200
Silicon	Skid cap		2,964
PLA	Plate support		852,912
AA6061-T6	Motor fixture	tetrahedral element	45,539
	Arm fixture		114,594
	Plate fixture		76,673
	Payload fixture		53,573

Table 2 Mechanical properties of materials applied

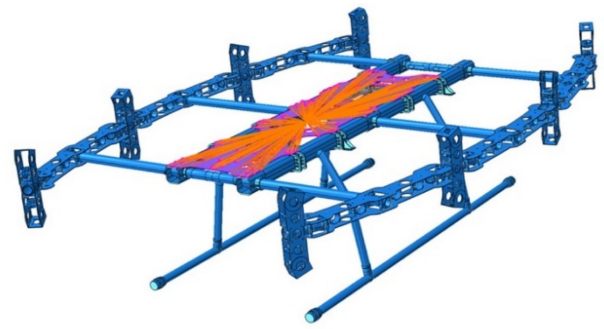
Materials	ρ	E	ν	σ_Y	σ_U
PLA	1.24	4.1	0.30	70.0	73.0
Silicon	2.33	0.031	0.50	72.5	82.6
AA6061-T6	2.70	68.9	0.33	503.0	572.0
Note	ρ	[g/cm ³]	: Density		
	E	[GPa]	: Young's Modulus		
	ν		: Poisson's Ratio		
	σ_Y	[MPa]	: Yield Strength		
	σ_U	[MPa]	: Ultimate Strength		

Table 3 Mechanical properties of CFRP (WSN-3KY) used in small cargo drone

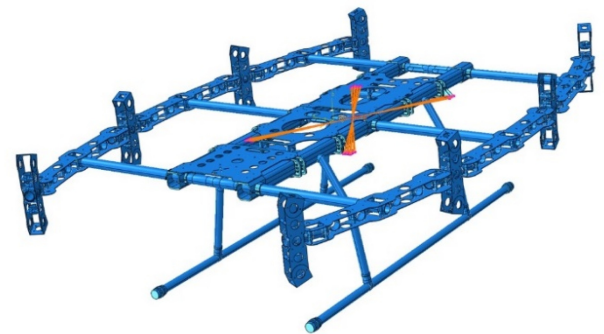
ρ	E	ν	σ_Y	σ_U
1.20	$E_{11} = E_{22} = 56.4$	$\nu_{12} = 0.062$	-	856.0
	$E_{33} = 9.6$			
	$G_{13} = G_{23} = 4.0$	$\nu_{13} = \nu_{23} = 0.20$		
	$G_{12} = 3.6$			

나타내었다. 메인 프레임 및 사이드 멤버의 각 구성 부품들에 대한 유한요소 모델링에 있어서, CFRP 소재가 적용된 부품들(Arm, Plate)은 육면체 요소(8-node Brick Element)로 이산화하였고, PLA와 AA6061-T6 재료가 사용된 부품들(Plate Support, Fixture)에 대한 요소 분할에는 사면체 요소(Tetrahedral Element)가 적용되었고, 스키드 및 스키드 레그 그리고 캡 부품은 쉘(4-node Shell) 요소로 모델링하였고, ABAQUS 6.14 상용 소프트웨어를 사용하여 구조조건성 검토를 위한 구조해석을 수행하였다. 이와 더불어, 각 소재별 재료 물성들은 Tables 2와 3에 각각 정리하였다.

소형 카고 드론에 적용된 많은 부품들은 상호간의 체결 방법에 따라 다양한 구속 및 제약 조건을 가지게 된다. 이를 유한요소 해석 모델에 반영하기 위해, 드론 내부의 배터리 모듈과 화물의 중량(각각 약 10 kg_f 및 1.0 kg_f)이 기체 구조물에 가해지는



▲ Example of MPC beam constraints by battery module weight



▲ Example of MPC beam constraints by payload weight

Fig. 3 Application examples of MPC beam constraints with respect to various loading conditions

Table 4 Classification of critical unstable situations and FE models

Critical situation	FE model	Type
Max. thrust	Main frame	Structural analysis
	Side member	
Landing	Landing skid	Modal analysis
Resonance	Whole structure	

하중은 MPC Beam 구속조건으로 설정하였고(Fig. 3참조)[4], 단순체결 부위에 대해서 완전 결합(Tie) 조건으로 가정하였다. 또한, 모터 구동에 의한 하중 조건으로는 카고 드론의 총 중량이 약 25 kg_f임에 따라 모터에 의한 총 추력(Thrust)은 약 3배(75 kg_f)의 하중이 모터에 체결된 로터의 중심축에서 양력(Lift) 방향을 따라 작용하는 것으로 가정하였다.

본 연구에서는 앞서 소개된 25 kg_f급 소형 카고 드론의 초기 설계 형상에 대한 구조조건성을 안전계수(Safety Factor) 관점에서 검토하기 위해 구조해석을 수행하였다. 해석 소요 시간을 감소시키기 위해 소형 카고 드론의 파손 위험 가능성이 있을 것으로 예상되는 비행 조건을 Table 4와 같이 분류하였고, 이에 따라 구조해석 모델을 단순화하였다. 즉, 모터 추력이 최대가 되는 경우인 고도 상승(대표적으로 이륙 상황) 비행에 대한 메인 프레임 조립체와 사이드 멤버 조립체를 대상으로 정적 구조해석(Static Structural Analysis)을 수행하였으며, 기체에 외부 하중이 가해지는 조건인

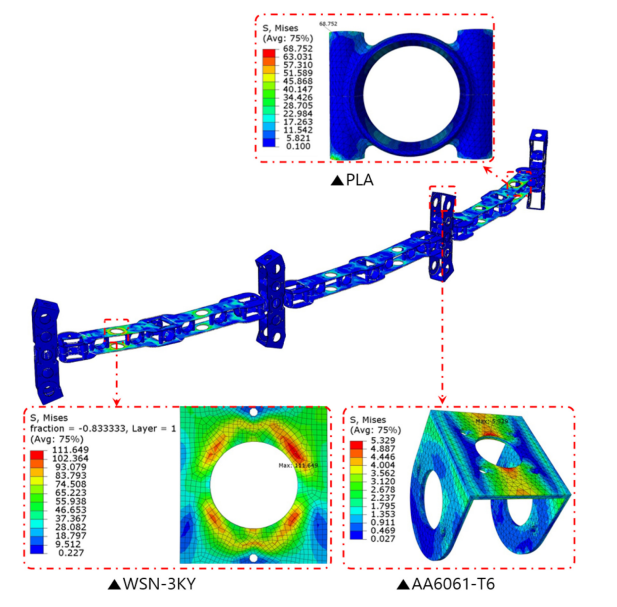
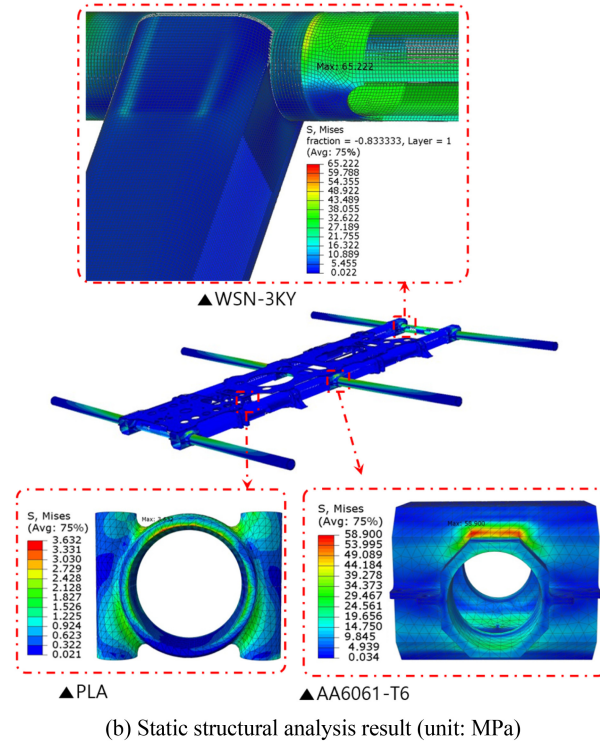
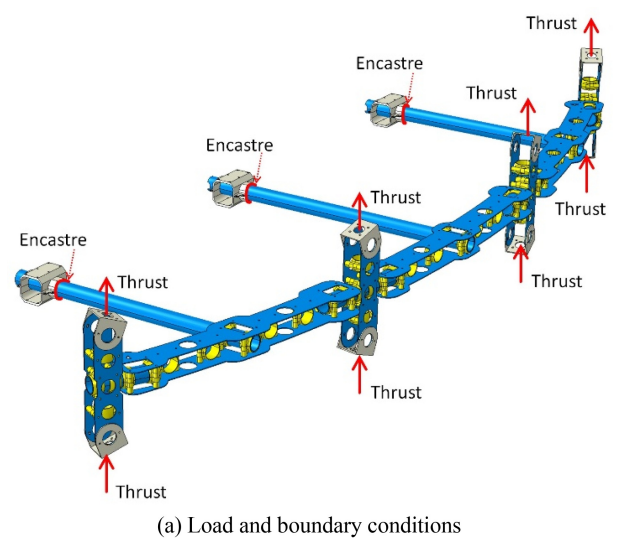
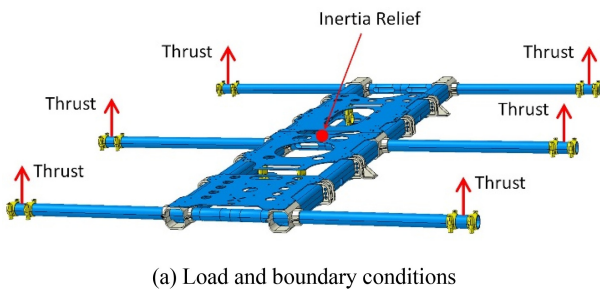


Fig. 4 Result of static structural analysis for main frame structure under maximum thrust condition

Fig. 5 Result of static structural analysis for side member structure under maximum thrust condition

착륙 상황에 대해서는 스킵드 조립체를 대상으로 동적 구조해석 (Dynamic Structural Analysis)을 수행하였다. 또한, 소형 카고 드론의 전체 조립 구조체에 대한 공진(Resonance) 발생 여부를 확인하기 위한 모드 해석(Modal Analysis)를 별도로 수행하였다.

3. 유한요소 해석 결과

3.1 메인 프레임 조립체 구조해석

소형 카고 드론에 가해지는 외부 하중이 가장 큰 조건인 고도 상승을 위한 최대 추력 조건에서 메인 프레임 조립체(Fig. 2(b))에 대한 정적 구조해석을 수행하였고, 적용된 하중 및 경계 조건은 Fig. 4(a)와 같다. 암의 끝단과 플레이트 서포트가 체결되는 부위에 최대 추력 75 kgf를 균등 분할하여 각각 부여하였고, 메인 프레임 조립체의 질량 중심부에 비행 상황을 고려한 경계 조건으로써 관성 완화(Inertia Relief) 조건을 설정하였다.

Fig. 4(a)에 제시된 유한요소해석 모델을 이용하여 정적 구조해석을 수행한 결과가 Fig. 4(b)에 제시되어져 있다. 해석 결과를 각 부품별로 살펴보면, 최대 유효응력(Maximum Effective Stress)은 암 고정체 주위의 CFRP (WSN-3KY)가 적용된 암에서 약 65.22 MPa, AA6061-T6가 사용된 암 고정체 자체에서 약 58.90 MPa, 그리고 PLA로 구성된 플레이트 서포트에서 약 3.63 MPa로 예측되었다. 각 부품들에 적용된 소재의 항복강도(Yield Strength)를 기준으로 안전계수를 산출한 결과, 암 고정체 주위의 암 ($\sigma_U = 856.0$ MPa)에서 약 13.12, 암 고정체($\sigma_Y = 503.0$ MPa)에서 약 8.54, 그리고 플레이트 서포트($\sigma_Y = 70.0$ MPa)에서 약 19.28 수준으로 각각 예측되었다. 소형 무인항공기에 요구되는 구조 안전계수(1.30)를 고려하면, 앞서의 메인 프레임과 각 구성

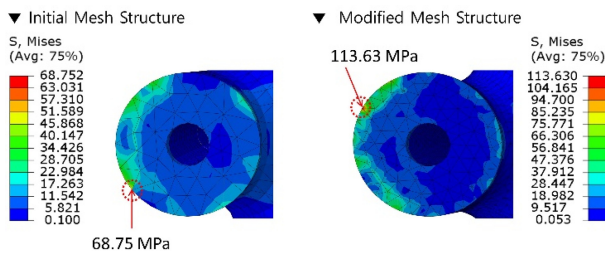


Fig. 6 Result of FE re-analysis on stress singularity (unit: MPa)

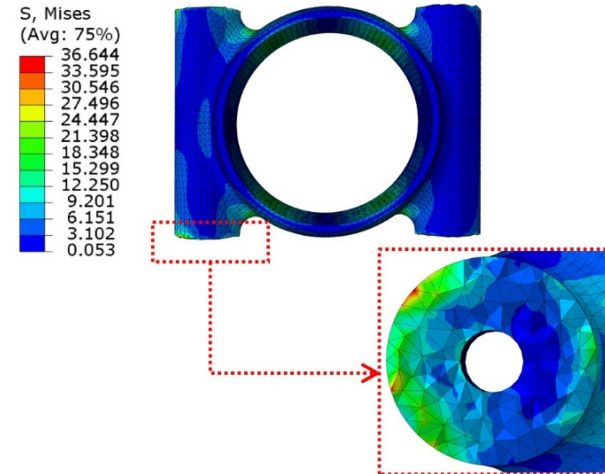
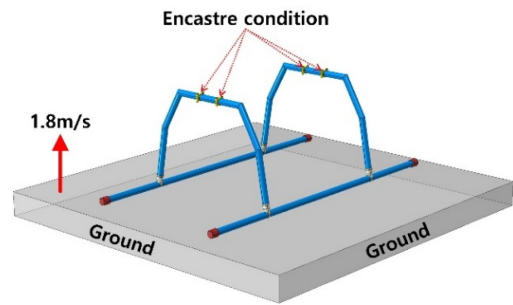


Fig. 7 Effective stress distribution of plate support component

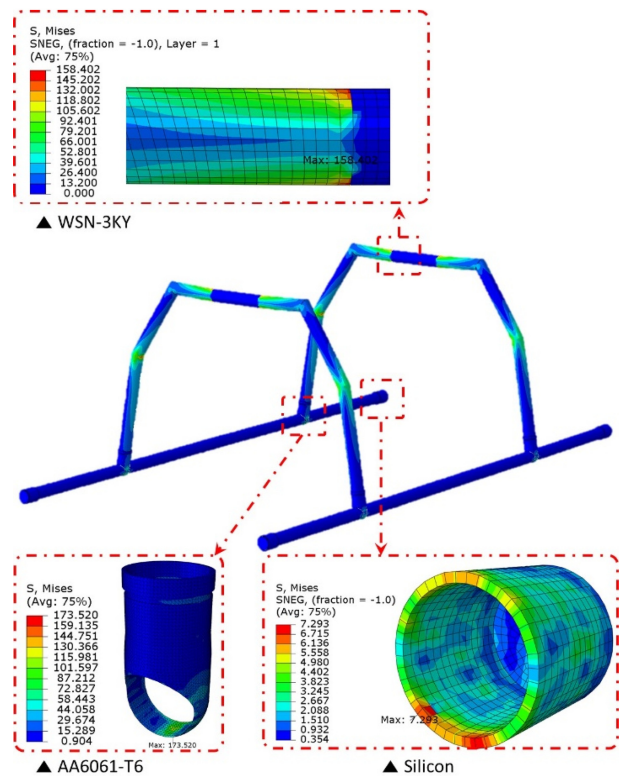
부품들은 구조 안전계수를 모두 충족하는 것으로 파악되었다[5].

3.2 사이드 멤버 조립체 구조해석

최대 추력 조건에서의 사이드 멤버 조립체에 대한 정적 구조 해석도 병행되었다. Fig. 5(a)에서와 같이 암 고정체에 고정 경계조건을 설정하였으며, 모터 고정체의 모터 결합부에 균등 분할된 추력을 캔트각을 고려하여 하중 조건으로 부여하였다. Fig. 5(b)에서와 같이 CFRP가 적용된 사이드 멤버 플레이트에서 약 111.65 MPa, AA6061-T6가 사용된 모터 고정체에서 5.33 MPa, PLA로 구성된 플레이트 서포트에서 68.752 MPa 크기의 최대 유효응력이 각각의 부품에서 발생함을 확인하였다. 특히, 플레이트 서포트의 경우, 예측된 최대 유효응력이 적용 소재인 PLA의 항복강도와 유사한 수준으로 나타났으며, 국부적으로 집중되어 있음을 확인하였다. 이에, 이산화 요소 구조를 보다 세분화하여 구조해석을 재수행하였으나, 플레이트와의 결합부에서 응력집중 현상이 개선되지 않음을 Fig. 6에서와 같이 확인할 수 있었고, 이를 응력 특이점으로 판단하였다. 응력 특이점을 제외한 플레이트 서포트에 대한 해석 결과를 살펴보면, Fig. 7에서와 같이 최대 유효응력이 약 36.64 MPa 수준으로 예측되었다. 정적 구조해석 결과에 따라 사이드 멤버 조립체의 각 부품들에 대한 안전계수들을 살펴보면, 사이드 멤버 플레이트($\sigma_Y = 856.0$ MPa)는 약 7.67, 모터 고정체는 약 107.40($\sigma_Y = 503.0$ MPa), 플레이트 서포트($\sigma_Y = 70.0$ MPa)는 약 1.91로 각각 평가되었으며, 요구되는



(a) Load and boundary conditions



(b) Crash analysis result (unit: MPa)

Fig. 8 Result of crash analysis for landing skid assembly

구조 안전계수를 초과함을 확인하였다.

3.3 스킵드 조립체 구조해석

소형 카고 드론의 착륙 과정에서의 구조건전성을 검토하기 위해 스킵드 및 스킵드 레그 그리고 스킵드 캡과 스킵드 T-커넥터 등으로 구성된 착륙 스킵드 조립체에 대해 유한요소 모델을 Fig. 8(a)에서와 같이 구성하였다. 스킵드 레그가 메인 프레임 내부의 플레이트 서포트와 체결되는 부위에 고정 경계조건을 부여하였고, 강체(Rigid Body)로 가정된 지면이 33 cm 떨어진 랜딩 스킵드 조립체를 향해 충돌(충돌 시점 속도 1.8 m/s)하는 조건으로 외부 하중 조건을 설정하였다[6]. 동적 구조해석의 소요 시간 축소를 위해 스킵드와 스킵드 레그를 쉘 요소로 모델링 및 이산화하였다. 착륙 과정에 있어서의 지면과의 충돌에 대한

동적 구조해석 결과를 살펴보면, Fig. 8(b)에서와 같이 스키드 레그에서 약 158.40 MPa, 스키드 T-커넥터에서 약 173.52 MPa, 스키드 캡에서 약 7.29 MPa 수준의 최대 유효응력이 발생함을 확인하였다. 또한, 스키드 조립체의 각 적용 부품에 대한 안전계수들은 스키드 레그($\sigma_U = 856.0$ MPa)는 약 5.40, 스키드 T-커넥터($\sigma_Y = 503.0$ MPa)는 약 2.90, 그리고 스키드 캡($\sigma_Y = 72.5$ MPa)에서 약 9.95로 나타났으며, 요구 구조 안전계수 조건을 만족함을 확인하였다.

3.4 모드 해석

소형 카고 드론의 고유진동수와 로터 회전수(즉, 모터 회전수)와의 비교를 통해 공진(Resonance) 현상 발생가능성을 검토하기 위해 Fig. 2(a)에 제시된 프레임 조립구조물을 이용하여 모드 해석을 수행하였고, 모드 해석으로부터 예측된 고유진동수와 호버링 상태에서의 로터 회전수(즉, 모터 회전수, 54.57-58.68 Hz)를 기준으로 공진 발생 여부를 조사하였다. 모드 해석 결과를 살펴보면, Fig. 9에서와 같이 모드 8(약 44.31 Hz) 및 모드 9(약 69.42 Hz)에서 호버링 경우의 로터 회전수와 유사한 고유진동수가 예측되었다. Fig. 10에서와 같이 모터의 진동수를 기준으로 모드 8 및 모드 9의 고유진동수는 약 18.8% 및 약 18.3%의 분리여유를 가지는 것으로 나타났다. 모드 8과 모드 9는 고차 모드이기 때문에 공진 현상 발생 가능성은 희박하다고 할 수 있다. 그러나, 본 연구에서의 해석 모델 단순화를 위해 제외된 모터 및 배터리 그리고 화물 등의 중량을 고려할 경우, 전체적인 고유진동수가 낮아질 가능성이 높으므로 모드 9에서의 분리여유 감소가 예상되었다[7].

4. 위상최적화를 통한 부품 형상 재설계

4.1 과도 변위 발생 원인 분석

앞서의 사이드 멤버 조립체에 대한 구조해석 결과에 있어서, Fig. 11에서와 같이 사이드 멤버 플레이트 끝단에서 휨 형태의 과도한 변위가 예측되었다. 구조해석을 통한 유효응력 측면에서의 파손 가능성은 낮을 것으로 예측되었으나, 플레이트 끝단에서의 휨 변위로 인해 비행 운용 시에 떨림 현상 등이 발생하게 되고, 이는 기체 자세제어 측면에서의 불안정성을 유발하는 원인이 될 수 있다. 이러한 휨 변위의 발생 원인을 분석해 보면, Fig. 12에서와 같이 플레이트와 모터 암이 서로 11.70° 어긋나 있기 때문에 모터 추력으로 인한 모멘트 불균형으로 휨 변형이 발생하는 것으로 판단되었다.

앞서 Figs. 1과 2에 제시된 소형 카고 드론의 외형적 형상 변화없이 플레이트 끝단에서의 과도 휨 문제를 해결하기 위해 위상최적화 기법을 적용하였다. 위상최적화 과정에 적용된 하중 조건으로는 3.2절에서의 사이드 멤버 조립체에 대한 구조해석 조건과 동일하게 적용하였다. 단지, 위상최적화에서는 적용 하중의 크기를 감소시킴으로써 수렴성 개선이 용이하므로[8],

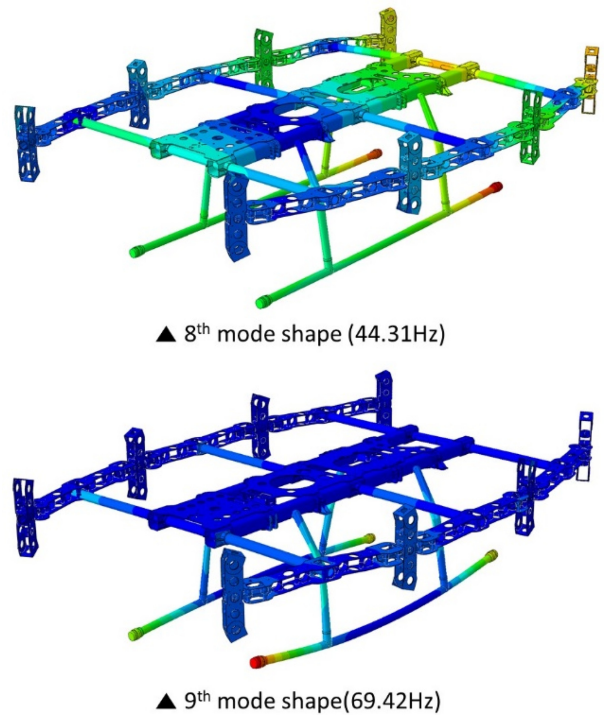


Fig. 9 Modal analysis result of frame structure

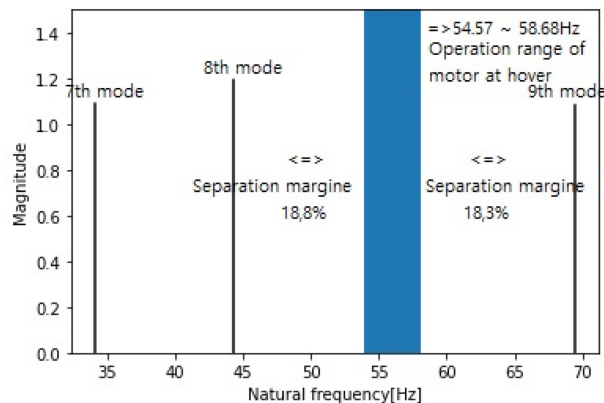


Fig. 10 Separation margin between operation range and natural frequency of frame body assembly

최대 추력(75 kg_f) 조건을 호버링 상태에서의 추력(25 kg_f) 조건으로 모터 고정체에 적용하였다.

4.2 위상최적화 결과

호버링 상태에서의 하중(25 kg_f)이 적용된 사이드 멤버 플레이트에 대한 위상최적화 결과를 Fig. 13에 나타내었다. 도출된 결과를 살펴보면, 초기 설계된 사이드 멤버 플레이트에서의 최대 변위가 약 3.38 mm로 예측되었으나, 위상최적화를 통해 약 1.58 mm로 최대 변위의 감소 효과를 기대할 수 있었다. 그러나, 위상최적화에 의해 체적이 증가하고 형상이 다소 복잡해지는 것으로 파악되었다. 이는 결국 중량과 가공 난이도가 증가하게 되므로, 실제 부품 설계에 적용하기에는 부적합한 것으로 판단되었다.

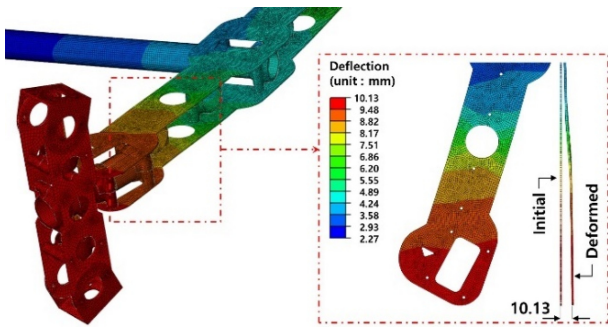


Fig. 11 Excessive deflection at end section of side member plate

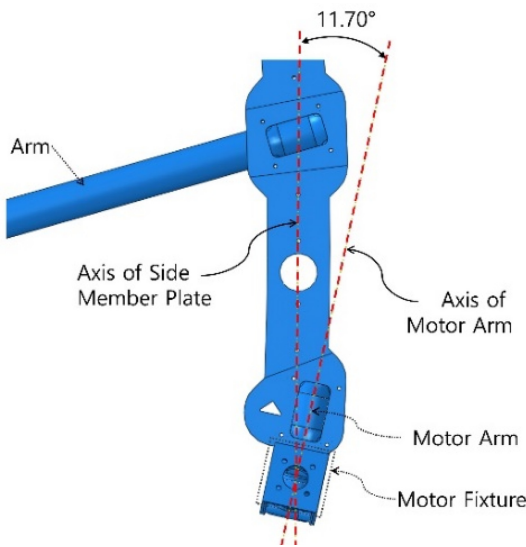


Fig. 12 Reason of excessive deflection at end area of side member plate

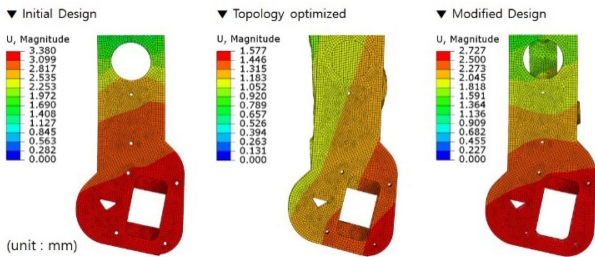


Fig. 13 Topology optimization result for side member plate

이에 위상최적화 결과를 바탕으로 사이드 멤버 플레이트 서포트의 체적을 초기 설계 결과와 동일하게 유지하는 조건을 기준으로 형상을 수정하였고, 플레이트 서포트의 위치도 변경하였다. 이를 바탕으로 구조해석을 재수행 결과, 최대 변위가 약 2.73mm로 나타났으며, 초기 설계 형상에서의 최대 변위인 3.38 mm를 기준으로 약 19.23%의 변위 개선 효과를 예상할 수 있었다.

Fig. 14는 초기 설계된 사이드 멤버의 내부 구조와 위상최적화를 통해 재설계된 결과를 비교하여 나타낸 것이다. 여기서, 사이드 멤버 플레이트의 끝단부에 4개의 축소된 플레이트 서포트가 평행하게 배치되고, 원래 크기의 플레이트 서포트 1개가

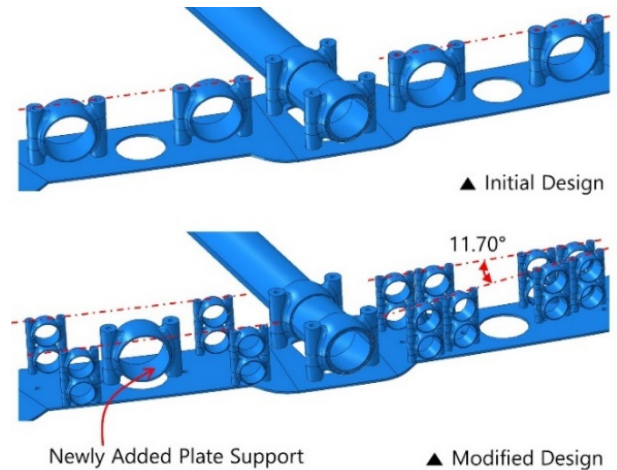


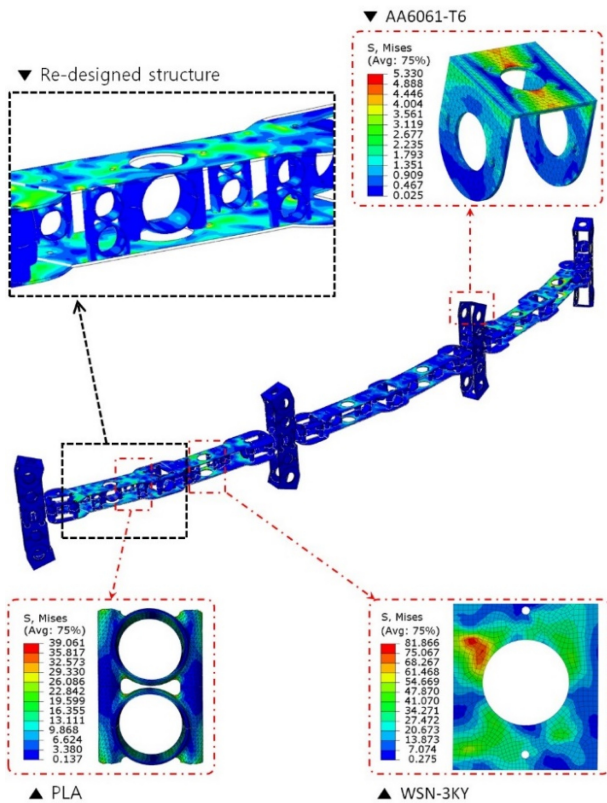
Fig. 14 Comparison between initial design and modified design based on topology optimization

중심부에 추가로 적용되었음을 알 수 있다. 이와 더불어 사이드 멤버 플레이트 중앙부에는 축소형 서포트가 4개씩 배열되었고, 11.70°의 사이각이 적용되었음을 알 수 있다.

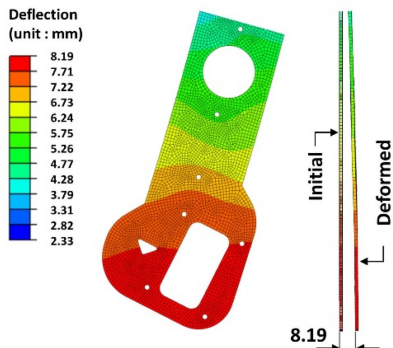
4.3 사이드 멤버 조립체에 대한 구조 재해석

Fig. 14에 제시된 사이드 멤버 조립체에 대한 위상최적화를 통해 개선 설계된 결과를 바탕으로 최대 추력(75 kg_r) 조건에서의 구조 재해석을 수행하였으며, 그 결과를 Fig. 15에 나타내었다. 정적 구조해석을 통해 예측된 결과(Fig. 15(a))를 살펴보면, CFRP 소재가 적용된 플레이트에서 약 81.87 MPa, 모터 고정체(AA6061-T6 적용)에서 약 5.33 MPa, 플레이트 서포트(PLA 소재 적용)에서 약 39.06 MPa 수준의 최대 유효응력이 예측되었다. 그리고, 이들 최대 유효응력을 개선 설계 이전의 결과들과 비교해 보면, 플레이트에서 약 29.78 MPa(약 26.67%) 감소 효과가 있는 것으로 확인되었으나, 플레이트 서포트에서는 약 2.42 MPa(약 6.60%) 증가하는 것으로 나타났고, 모터 고정체에서는 유의미한 변화가 없는 것으로 확인되었다. 사이드 멤버 조립체에 대한 형상 및 구조 재설계 결과를 바탕으로 안전계수를 각각 살펴보면 플레이트에서 약 10.46, 모터 고정체에서 약 107.40 그리고 플레이트 서포트에서 약 1.79로 조사되었고, 요구되는 구조 안전계수(약 1.30)를 충족하는 것으로 나타났다.

위상최적화를 통해 개선 설계된 사이드 멤버 조립체에 있어서, 최대 추력 조건(75 kg_r)에서 CFRP가 적용된 플레이트의 최대 유효응력 수준이 약 81.87 MPa로 개선전(약 111.65 MPa)과 비교하여 약 26.67% 감소됨에 확인하였다. 또한, Fig. 13에서의 호버링 추력(25 kg_r) 조건에서의 위상최적화 결과를 토대로 개선 설계된 사이드 멤버 조립체(Fig. 14)에 대한 구조 재해석 결과, 플레이트의 힘 변위는 Fig. 15(b)에서와 같이 약 8.19 mm로 예측되었으며, 개선 전(약 10.13 mm)과 비교하여 약 19.15% 수준의 감소 효과를 확인할 수 있었고, 결과적으로 힘 변위 또한 적절히 개선된 것으로 판단되었다.



(a) Effective stress distribution (unit: MPa)



(b) Deflection distribution (unit: mm)

Fig. 15 Static structural analysis result for re-redesigned side member structure under maximum thrust condition

5. 결론

본 연구에서는 25 kg급 소형 동축반전식 옥토크터 카고 드론의 구조건전성을 평가하고 개선하기 위해, 최대 추력 조건에서의 메인 프레임 조립체 및 사이드 멤버 조립체 대상의 정적 구조해석과 착륙과정에서의 스키드 조립체에 대한 동적 구조해석, 그리고 프레임 조립구조물에 대한 모드 해석을 각각 수행하였고, 안전계수를 기준으로 구조건전성을 검토하였다. 사이드 멤버 조립체에 대한 구조해석 결과로부터 과도한 힘 변위가 예측됨에 따라, 위상최적화를 통한 형상 개선설계 방안을 도출하였다. 또한, 소형 카고 드론에 대한 구조건전성 검토를

위한 유한요소 모델링에 있어서, 모터와 배터리 및 적재 화물 등이 포함되지 않은 단순화된 프레임 조립구조물을 적용하였다. 이와 더불어, 최대 힘 변위가 예측된 사이드 멤버 조립체에 대한 위상최적화를 통해 형상 재설계 및 구조 재해석을 수행하였다. 본 연구를 통해 도출된 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 1) 25 kg급 소형 카고 드론의 최대 추력(75 kgf) 조건에서의 메인 프레임 조립체 및 사이드 멤버 조립체에 가해지는 최대 유효응력을 기준으로 구조건전성을 검토해 본 결과, 요구 안전계수를 충족함을 확인하였다.
- 2) 스키드 조립체에 대한 착륙 조건에서의 동적 구조해석을 통한 구조건전성을 검토하였으며, 요구 안전계수를 만족시키는 것으로 예측되었다.
- 3) 프레임 구조체에 대한 모드 해석을 수행하였으며, 모터 진동수를 기준으로 모드 8과 모드 9의 고유진동수는 약 18.8% 및 18.3%의 분리여유를 가지는 것으로 파악되었다.
- 4) 사이드 멤버 플레이트 끝단에서의 과도 힘 변위를 개선하기 위한 위상최적화를 통해 플레이트 관련 부품들에 대한 형상 재설계가 이루어졌으며, 이를 통해 약 19.15%의 힘 변위 감소 효과를 도출하였다.

ACKNOWLEDGEMENT

본 논문은 부산대학교 기본연구지원사업(2년)에 의하여 연구되었음.

REFERENCES

1. Kim, K. B., Kim, J. N., Lee, H. S., Kim, H. C., Ku, T. W., Kang, B. S., (2022), Structural integrity improvement on engine-generator support structure for hybrid drone through finite element analysis and experimental verification, Journal of the Korean Society for Precision Engineering, 39(12), 913-921.
2. Lee, Y. G., Kim, C. W., Shim, J. Y., (2008), Aerodynamic analysis of various winglets, Aerospace Engineering and Technology, 7(1), 24-29.
3. Choi, J., Lee, J., Shin, S., (2011), Structural analysis and safety design of composite wind turbine blades considering static loads, Proceedings of the Korean Society for New and Renewable Engineering 2011 Spring Conference, 57.
4. Lee, J., Kim, S., (2013), A study on the squeal noise instability analysis on caliper brake, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, 23(11), 957-965.
5. Kim, S.-J., Lee, S.-G., Kim, T.-U., (2017), Structural safety factor for small unmanned aircraft, Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics, 25(2), 12-17.
6. Korean Airworthiness Standards, (1993), Part 29 : Technical

Standards for Airworthiness Categories A and B of Rotary Craft.
<https://www.law.go.kr/LSW/admRulLsInfoP.do?admRulSeq=2100000206402>

7. Kim, S.-R., Kim, W.-D., (2020), Research of vibration analysis and resonance avoidance design of composite quadcopter, Composites Research, 33(3), 133-139.
8. Lim, O. K., Lee, J. S., Kim, C. S., (2003), Topology optimization of element removal method using stress density, Journal of the Computational Structural Engineering Institute of Korea, 16(1), 1-8.

**Jong Seop Seong**

M.S. candidate in the Department of Aerospace Engineering, Pusan National University. His research interests include CAE application for structural integrity evaluation of drone.

E-mail: jsseob@pusan.ac.kr

**Ha-Young Shi**

Ph.D. candidate in the Department of Aerospace Engineering, Pusan National University. His research interests include design and development for system integration of drone and UAM.

E-mail: shy621@pusan.ac.kr

**Beom-Soo Kang**

Professor in the Department of Aerospace Engineering, Pusan National University. His research interests include FEM, material processing, system integration of UAM and AI.

E-mail: bskang@pusan.ac.kr

**Tae-Wan Ku**

Professor in the ERC/ITAF and the Department of Green Transportation System Design, Pusan National University. His research interests include structural integrity evaluation, metal forming and process design.

E-mail: longtw@pusan.ac.kr