

GFRP-폼 샌드위치 복합재료로 설계된 구체 비행 시뮬레이터의 구조 안정성 평가

홍채영* · 지우석*†

Structural Safety Analysis of a Spherical Flight Simulator Designed with a GFRP-Foam Sandwich Composite

Chae-Young Hong*, Wooseok Ji*†

ABSTRACT: A flight training simulator of a fully spherical configuration is being developed to precisely and quickly control six degrees of freedom (Dof) motions especially with unlimited rotations. The full-scale simulator should be designed with a lightweight material to reduce inertial effects for fast and stable feedback controls while no structural failure is ensured during operations. In this study, a sandwich composite consisting of glass fiber reinforced plastics and a foam core is used to obtain high specific strengths and specific stiffnesses. T-type stainless steel frames are inserted to minimize the deformation of the sphere curvature. Finite element analysis is carried out to evaluate structural safety of the simulator composed of the sandwich sphere and steel frames. The analysis considers the weights of the equipment and trainee and it is assumed to be 200 kg. Gravity acceleration is also considered. The stresses and displacement acting on the simulator are calculated and the safety is assessed under two different situations.

초 록: 구체 비행 시뮬레이터는 6자유도 운동과 무제한 회전 운동을 정밀하고 신속하게 제어하는 비행 훈련용 시뮬레이터이다. 이러한 시뮬레이터를 제작하기 위해서는 고강도 경량화 설계 및 검증이 필요하다. 본 연구에서는 유리섬유강화플라스틱과 폼코어로 구성된 샌드위치 복합재를 이용하여 높은 비강도와 비강성을 확보하고, 내부에 T형 스테인리스 스틸 프레임을 삽입하여 하중에 의한 구체 곡률 변형이 최소화되도록 시뮬레이터를 설계하였다. 그 결과 구체가 접촉하는 각 영역에 균일한 토크 전달이 가능해지고 제어 정확도를 높일 수 있다. 시뮬레이터의 구조 안정성 평가를 위해 유한요소해석을 수행하였으며 재료에 대한 기계적 물성은 ASTM 규격에 따라 측정되었다. 하중 조건은 중력가속도를 고려하고 실제 탑재될 장비와 사용자의 무게를 200 kg으로 가정하였다. 두 가지 상황을 모사하여 하중과 자중에 의해 시뮬레이터에 작용하는 응력과 변위를 해석하고 안전성을 검증하였다.

Key Words: 샌드위치 복합재료(Sandwich composite), 유한요소해석(Finite element analysis), 비행 시뮬레이터(Flight simulator), 구조 안정성(Structural safety)

Received 31 July 2019, received in revised form 22 October 2019, accepted 23 October 2019

*Department of Mechanical Engineering, Ulsan National Institute of Science and Technology (UNIST), Ulsan, Korea

*†Department of Mechanical Engineering, Ulsan National Institute of Science and Technology (UNIST), Ulsan, Korea

Corresponding author (E-mail: wsji@unist.ac.kr)

1. 서 론

기존에 상용되고 있는 비행 시뮬레이터는 실제 기동과 시뮬레이션 간의 차이로 멀미를 유발하는 경우가 있으며, 특히 급속 기동의 경우에는 정확한 타이밍을 훈련하는데 어려움이 있다. 또한, 반돔(half dome) 시뮬레이터는 회전 가능 범위가 제한됨에 따라 실제 비상상황 모사에는 한계가 있다[1]. 이와 같은 문제점들을 개선하기 위해서는 정밀하고 기민하게 제어할 수 있는 경량화 전돔 형태(full dome) 시뮬레이터를 설계할 필요가 있다. 이에 따라 구조물이 갖추어야 할 대표적인 요소는 경량화와 구조 강화이다. 경량화를 통해 신속한 기동이 용이해지며 탑재 허용 중량을 높일 수 있다. 또, 구조 강화를 통해 하중에 의한 구체의 곡률 변화를 억제하여 미끄러짐 발생에 따른 제어 정밀도 손실을 최소화할 수 있다.

Fig. 1에서 보는 것과 같이 구체 비행 시뮬레이션 플랫폼에 쓰이는 구체 시뮬레이터는 4개의 스피리컬휠(spherical wheel)에 의해 6자유도로 제어된다. 4점 접촉 영역에 의해 구체에 가해지는 압력은 조종석의 무게와 탑승 중량에 의존한다. 그에 따른 응력과 변위는 구체 조종석의 구조 안정성과 제어 정확도에 영향을 준다. 본 연구에서는 유리섬유 강화플라스틱(GFRP)-폼코어 샌드위치 복합재에 T형 스테인리스 스틸 프레임을 삽입하는 형태로 설계하여 제작한 고강도 경량 전돔 시뮬레이터를 평가하였다.

샌드위치 복합재는 항공기는 물론 일반 구조물의 부재로서 높은 비강도(specific strength)와 비강성(specific rigidity)을 갖는다. 일반적인 금속 단일 부재에 비해 굽힘 강성이 높고 피로 수명이 길며 내부식성, 단열성, 음향 차폐성이 우수하여 항공기와 선박 등에 널리 적용되어 왔다. 심재(core)는 비중이 낮아 구조물의 경량화에 기여하며 외부에서 작용하는 하중에 의한 변형 에너지를 흡수한다. 면재(skin)는 비강성과 비강도가 높은 복합재를 사용하여 하중 지지능력을 향상시키고 좌굴의 발생을 억제하는 역할을 한다[2].

본 논문에서는 샌드위치 복합재로 설계된 구체 구동 비행 시뮬레이터의 구조 안정성 평가를 수행하였다. 샌드위

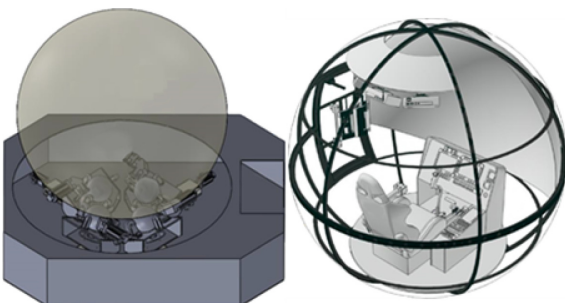


Fig. 1. The sphere flight simulation platform and cockpit design

치 복합재를 구성하는 재료들의 기계적 물성은 ASTM 규격에 근거하여 측정되었으며, 스피리컬휠의 위치에 따라 구체에 작용하는 응력과 변위가 예측되었다. 이때 시뮬레이터 내부 탑재 중량은 200 kg으로 가정되었다.

2. 구체 비행 시뮬레이터의 구조 및 설계

2.1 구체 조종석 구성

샌드위치 복합재로 설계된 구체 조종석은 경량화를 실현하고 굽힘 강도를 향상시켜 제어력 향상 및 탑재 중량을 확보할 수 있다. Fig. 2(a)와 같이 유리섬유 강화플라스틱-폼코어 샌드위치 복합재가 외경 2.4 m의 구로 설계되었고 두께는 왼쪽부터 오른쪽 순서대로 외부 면재, 폼 심재, 내부 면재가 각각 3 mm, 12 mm, 2 mm이다. Fig. 2(b)에서 보는 것과 같이 샌드위치 복합재 내부에 T형 스테인리스 스틸 프레임을 삽입하여 굽힘 강성을 추가로 보강하고 구체의 처짐을 방지하였다. T형 프레임의 구성은 Fig. 3과 같다. 그 외 구성 요소는 장비 및 탑승자를 받쳐주는 스테인리스 스틸로 설계된 바닥재(Base frame), 출입문 부근 보강을 위

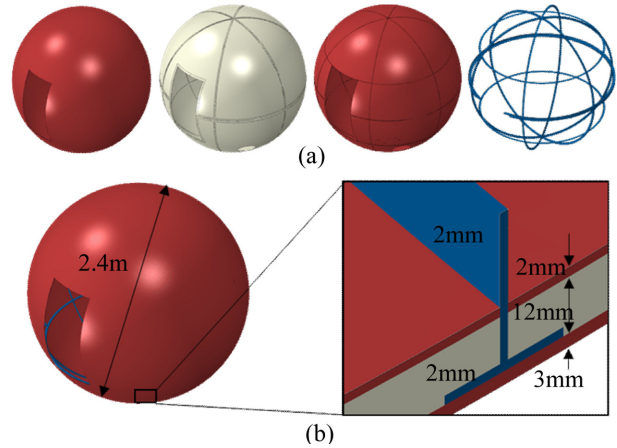


Fig. 2. GFRP-foam sandwich composite with T-shaped frame

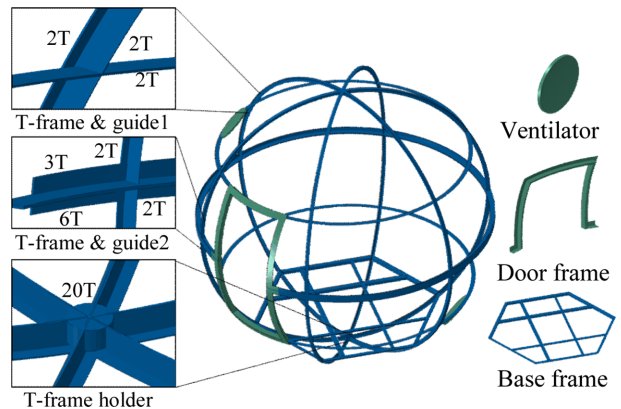


Fig. 3. T-shaped stainless-steel frame and other components

Table 1. Weight estimation

Components		Mass [Kg]	Remark
Sandwich composite	Outer skin	104.76	
	Foam core	15.93	
	Inner skin	68.04	
Frame and others	T-frame	62.93	
	Ventilator	2.69	2 EA
	Door frame	5.09	2 EA
	Base frame	12.23	
Total		279.45	

한 알루미늄 도어 프레임(Door frame), 그리고 외기 순환을 위한 알루미늄 환풍구(Ventilator) 등이 있으며 출입문과 관련된 부속 부품들은 제외되었다.

2.2 유한요소모델

유한요소모델을 통한 각 파트들의 무게 추정치는 Table 1과 같다. 모델은 1,379,531개의 C3D10 요소(Ten-node tetrahedral element)와 2,107,658개의 절점으로 구성되었다. Base frame을 제외한 모든 구성 요소들은 하나의 파트로 설계되었으며, Base frame과 T-frame 사이에 Tie constraint를 사용하여 절점을 공유시키고 접합부를 모사하였다.

구체 조종석을 제어하는 4개의 스피리컬휠은 Fig. 4와 같이 1/8구 형태로 모델링 되었으며, 접촉하는 각 요소들 간에 접촉 조건을 부가하여 서로 침투하는 것을 방지하였다. 구조 안정성 해석의 정확도를 향상시키기 위해 다른 영역보다 접촉 영역의 요소들이 더 조밀하게 구성되었다.

2.3 구성 재료 물성 시험

Table 2는 구체 조종석의 샌드위치 복합재 면재로 사용된 Quadraxial (DBLT)유리섬유/에폭시에 대한 물성을 보여준다. Fig. 4의 오른쪽 상단 그림과 같이 1방향과 2방향은 각각 면내 섬유 방향, 섬유 직각 방향 그리고 12방향의 물성은 평면 내의 물성을 의미한다. 면재의 인장 시험과 전단 시

Table 2. Material properties of GFRP skin

Properties	Value
Density [kg/m^3]	2050
Young's modulus (1-dir) [GPa]	16.54
Young's modulus (2-dir) [GPa]	16.54
Shear modulus (12-dir) [GPa]	10.77
Poisson's ratio (12-dir)	0.35
Tensile strength [MPa]	247
Compressive strength [MPa]	247
Shear strength [MPa]	80

험은 각각 ASTM D3039[3], ASTM D7078[4] 규격에 근거하여 2 mm/min의 시험 속도로 진행되었으며, 인장 시험에는 스트레인 게이지가 사용되고 전단 시험에는 digital image correlation (DIC) 기법이 변형률을 계산하기 위해 사용되었다.

Fig. 5는 인장 시험을 통해 얻은 유리섬유/에폭시에 대한

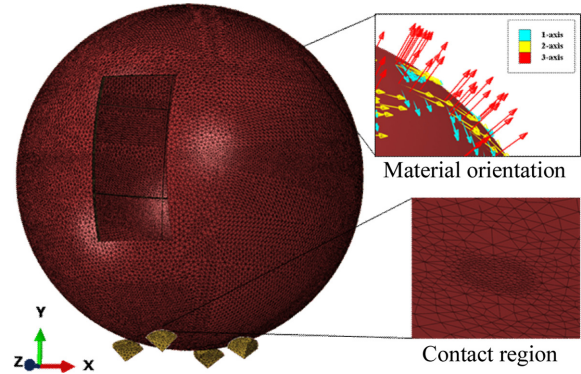
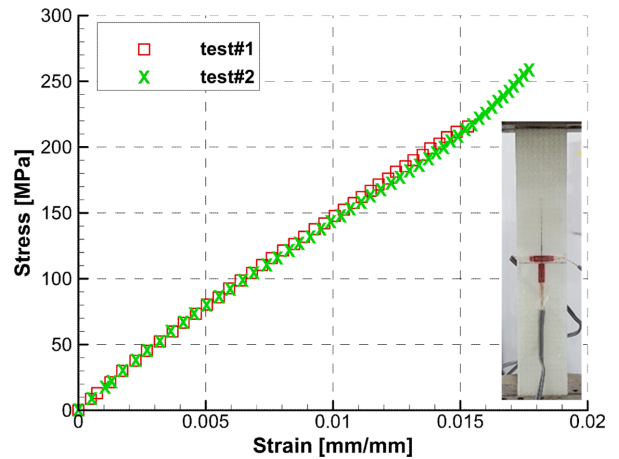
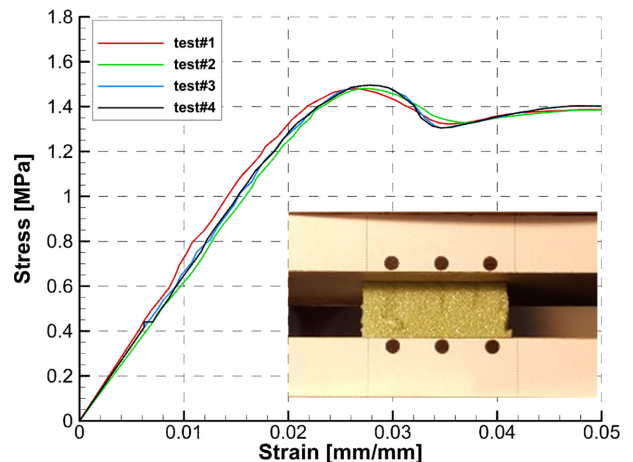
**Fig. 4.** Finite element model of spherical cockpit**Fig. 5.** The stress-strain curve for tensile testing of GFRP skin**Fig. 6.** The stress-strain curve for compressive testing of foam core

Table 3. Material properties of foam core, stainless steel and aluminum

Properties	Foam	Stainless steel	Aluminum
Density [kg/m ³]	80	7800	2700
Young's modulus [GPa]	0.066	221	68.9
Poisson's ratio	0.30	0.29	0.33
Yield strength [MPa]	1.3	205	276

응력-변형률 곡선을 보여준다. 준 등방성의 DBLT 특성상 1방향과 2방향의 물성은 같다고 가정하였으며, 인장 강도와 압축 강도의 크기는 같다고 가정하였다.

Fig. 6은 압축 시험을 통해 얻은 폼 심재의 응력-변형률 곡선을 보여준다. ASTM C365[5]에 근거하여 1 mm/min 시험 속도로 진행되었으며 위아래 각각 세 개 점의 이동을 추적하는 DIC 기법을 통해 변형률이 계산되었다. Table 3은 시험을 통해 얻은 폼 심재와 스테인리스 스틸, 그리고 알루미늄의 물성을 보여준다.

3. 구조해석

3.1 경계 및 하중조건

Fig. 7은 스피리컬휠의 위치에 따른 두 가지 상황을 보여준다. 각각 구의 중심축으로부터 430 mm와 1030 mm만큼 떨어진 곳에 위치하며 스피리컬휠이 이동 가능한 최소 폭과 최대 폭을 가정하여 구조 안정성 평가를 진행하였다. 위 두 가지 상황에 대해서 구체 조종석에 -y 방향으로 9.81 m/s² 크기의 중력 가속도를 부여하고 base frame 윗면에 합력 2000 N의 분포 하중을 중력과 동일한 방향으로 부여하여 장비 탑재 및 사용자의 탑승을 모사하였다. 4개의 스피리컬휠의 단면은 모두 고정(fixed) 조건을 부가하였다.

3.2 구조해석 결과

구체 조종석에 대한 구조해석 결과는 Figs. 8~10에 정리되어 있다. GFRP 면재는 1방향, 2방향, 12방향의 응력을 그에 대응하는 강도(strength)와 비교하였으며 그 외에 등방성 재료들은 von Mises 응력과 항복강도(yield strength)를 비교하였다.

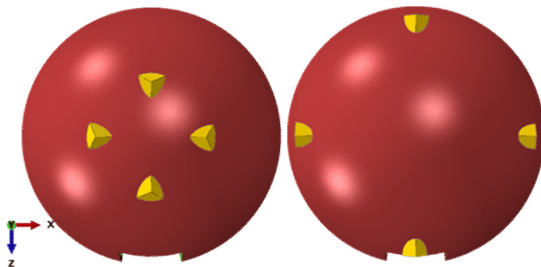


Fig. 7. Spherical wheel positions in two circumstances

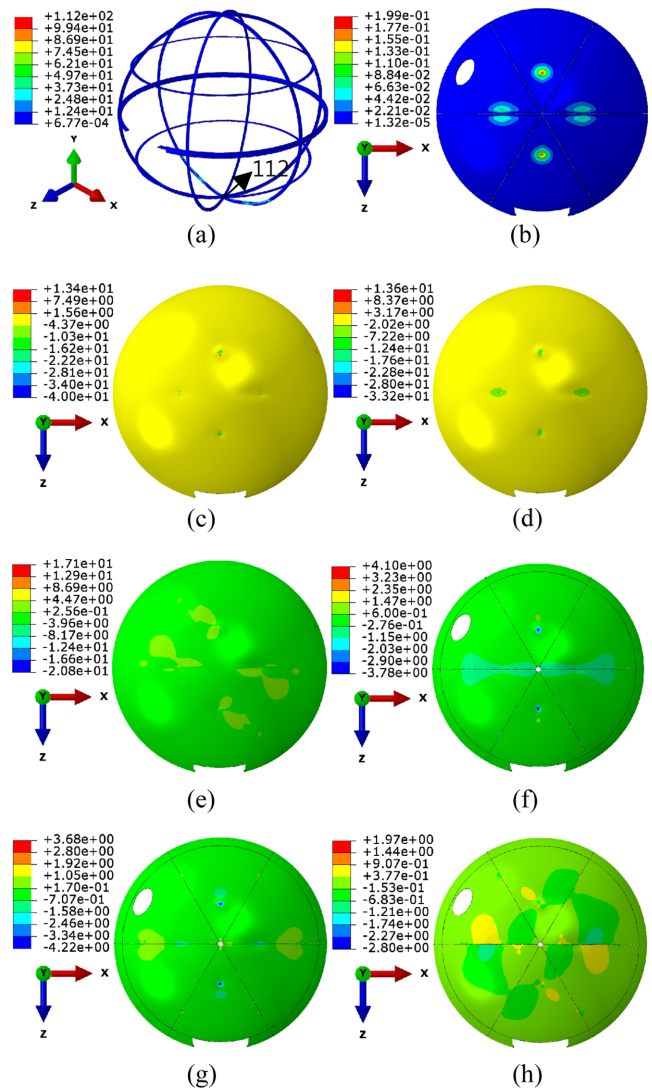


Fig. 8. Stress contour when the wheel is 430 mm apart

Fig. 8(a)를 보면 T형 프레임의 최대 von Mises 응력은 하부 T형 프레임 홀더에서 발생하였으며, 그 값이 항복강도에 미치지 못한다. Fig. 8(b)~(h)는 샌드위치 복합재의 응력을 나타낸 것으로 폼 심재의 von Mises 응력, 외부 면재의 1방향 응력, 2방향 응력, 면 내 전단 응력, 내부 면재의 1방향 응력, 2방향 응력 그리고 면내 전단 응력 순서이다. 각각 나타내는 최대/최소 응력이 항복응력 또는 강도를 넘지 않았고, 강도에 가장 근접한 외부 면재의 면내 전단 응력의 경우에도 안전계수가 3.84로 확인되었다.

Fig. 9(a)에서 볼 수 있듯이 스피리컬휠의 간격이 넓을 때는 base frame과 T형 프레임이 결합되는 영역에서 가장 큰 응력이 발생한다. Fig. 9(b)~(h)를 보면 외부 면재의 1방향, 2방향 응력은 휠 간격이 넓을 때가 좁을 때보다 높았으며, 내부 면재는 더 낮았다.

반면에, 면내 전단 응력은 휠 간격이 넓을 때 외부 면재

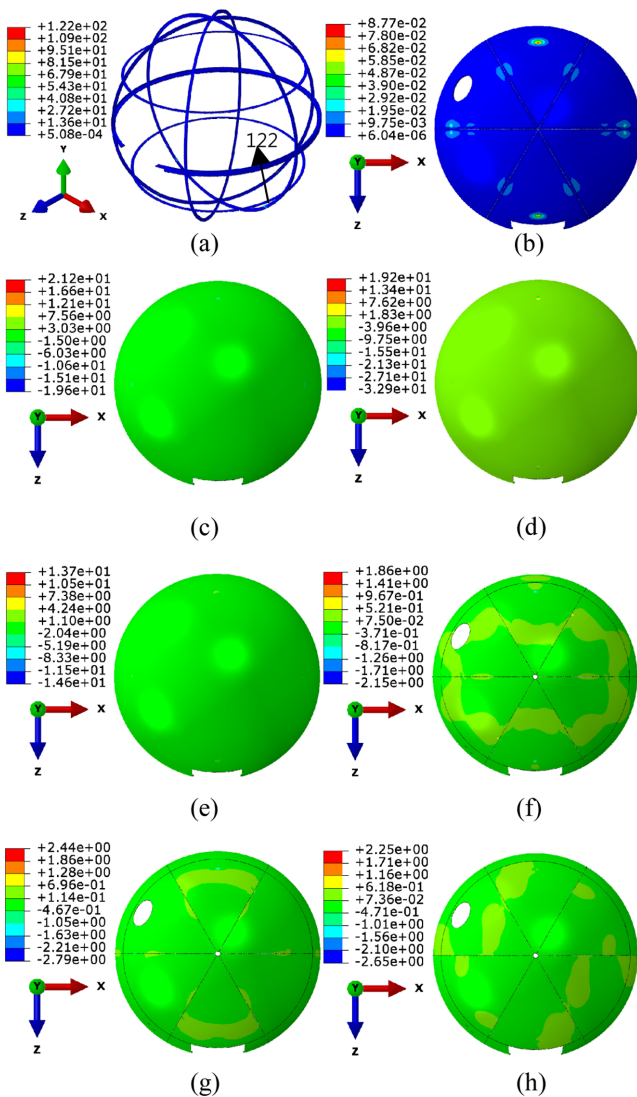


Fig. 9. Stress contour when the wheel is 1030 mm apart

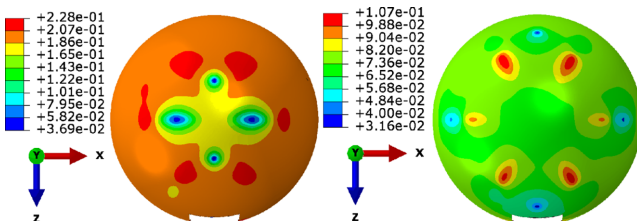


Fig. 10. Displacement magnitude contour

에서 더 낮아지는 경향을 보였다. Fig. 10의 왼쪽과 오른쪽 그림은 각각 휠 간격이 430 mm, 1030 mm인 상황에서 구체의 변위를 해석한 것으로 최대 변위는 0.23 mm 이하이다

로 곡률 변화로 인한 제어력 손실이 거의 없을 것으로 기대되었다.

4. 결 론

본 논문은 유리섬유 강화플라스틱-폼 샌드위치 복합재료로 설계된 3차원 구동 모션 구체 모형을 두 가지 상황을 가정하여 구조 안정성 평가를 수행하였다. 구조해석에 사용된 GFRP 면재와 폼 심재의 기계적 물성은 시편 단위 시험을 통해 구해졌다. 탑승 중량은 200 kg으로 가정하였으며 이에 따른 구조해석 결과는 안전하다는 것을 확인하였다. 복합재와 같은 비등방성 재료가 사용된 파트는 방향 별 응력들이 각각의 강도를 넘지 않았고, 폼 심재와 금속 프레임과 같은 등방성 재료가 쓰인 파트들은 von Mises 응력이 항복응력보다 작았다. 또한, 하중에 의한 구체 곡률의 변형과 처짐은 제어력 손실을 일으키지 않는 정도임을 확인하였다.

3차원 구체 구동 모션 플랫폼은 샌드위치 복합재를 통한 고강도 경량화를 통해 평소 비행에서 경험하기 어려운 비상상황, 조종사의 정신 부하가 높은 상황을 실제와 유사한 훈련을 수행하는 목적으로 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 민군기술 협력 사업(17-CM-RB-27)으로부터 지원받아 수행되었습니다.

REFERENCES

1. Security Management Institute. *A Study on the Operating State and Development Strategy of Defense Simulator*, (Report No. 11-1290451-000026-01). Retrieved from http://www.prism.go.kr/homepage/researchCommon/downloadResearchAttachFile.do;jsessionid=E653022CCCC64AD974E4CC0AA69490F15.node02?work_key=001&file_type=CPR&seq_no=001&pdf_conv_yn=Y&research_id=1290000-201700041, 2017.
2. Vinson, J.R., *The Behavior of Sandwich Structures of Isotropic and Composite Materials*, Technomic Pub. Co., Lancaster, UK, 1999.
3. ASTM D3039/D3039M-17 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, West Conshohocken, PA, https://doi.org/10.1520/D3039_D3039M-17, 2017.
4. ASTM D7078/D7078M-12 Standard Test Method for shear properties of Composite Materials by V-Notched Rail Shear Method, West Conshohocken, PA, https://doi.org/10.1520/D7078_D7078M-12, 2012.
5. ASTM C365/C365M-16 Standard Test Method for Flatwise Compressive Properties of Sandwich Cores, West Conshohocken, PA, https://doi.org/10.1520/C0365_C0365M-16, 2016.