

태양전지판의 수동형 제진을 위한 초탄성 형상기억합금 기반 적층형
고댐핑 요크 구조의 궤도상 열적 특성 분석손민영¹ · 박재현¹ · 채봉건² · 박성우³ · 오현웅^{1,2,†}¹한국항공대학교, 항공우주 및 기계공학부²(주)스텝랩³엘아이지 넥스원(주)On-orbit Thermal Characteristic for Multilayered High Damping Yoke Structure
Based on Superelastic Shape Memory Alloy for Passive Vibration Control of
Solar PanelsMin-Young Son¹, Jae-Hyeon Park¹, Bong-Geon Chae², Sung-Woo Park³ and Hyun-Ung Oh^{1,2,†}¹Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University²STEPLab. Ltd.³LIG Nex1 Co., Ltd.

Abstract

In a previous study, a structure of a superplastic yoke consisting of a thin FR4 layer laminated with viscoelastic tape on both sides of a shape memory alloy (SMA) was proposed to reduce residual vibration generated by a deployable solar panel during high motion of a satellite. Damping properties of viscoelastic tapes will change with temperature, which can directly affect vibration reduction performance of the yoke. To check damping performance of the yoke at different temperatures, free damping tests were performed under various temperature conditions to identify the temperature range where the damping performance was maximized. Based on above temperature test results, this paper predicts temperature of the yoke through orbital thermal analysis so that the yoke can have effective damping performance even if it is exposed to an orbital thermal environment. In addition, the thermal design method was described so that the yoke could have optimal vibration reduction performance.

초 록

선행연구에서는 위성체의 고기동 시 전개형 태양전지판으로부터 발생하는 잔여진동을 저감시키기 위해 초탄성 형상기억합금 (Shape Memory Alloy, SMA)을 적용한 적층형 태양전지판 요크를 제안하였다. 요크에는 SMA 양면에 구속층을 적층시키기 위해 점탄성 테이프가 적용되며, 점탄성 테이프는 온도의존성이 높아 온도에 따라 댐핑 특성 변화로 요크의 진동저감 성능에 직접적인 영향을 미친다. 이에 따라, 온도별 요크의 댐핑 성능을 확인하기 위해 다양한 온도조건에서 자유감쇠시험을 수행하여 댐핑 성능이 가장 극대화되는 온도 구간을 식별하였다. 본 논문에서는 상기 온도시험 결과를 토대로, 요크가 궤도 열환경에 노출되더라도 효과적인 댐핑 성능을 유지할 수 있도록 궤도 열해석을 통해 요크의 열적 거동 및 온도를 예측하였으며, 요크가 최적의 진동저감 성능을 낼 수 있도록 열 설계안 도출 방안 관련 기술하였다.

Key Words : Shape Memory Alloy(형상기억합금), Pseudoelasticity(초탄성), Multilayered(적층형), Viscoelastic Adhesive Tape(점탄성 테이프), On-orbit Thermal Analysis(궤도 열해석), Thermal Design(열설계)

Received: Jul. 15, 2023 Revised: Dec. 20, 2023 Accepted: Dec. 28, 2023

† Corresponding Author

Tel: *** - **** - **** E-mail: ohu129@kau.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

1. 서 론

최근 New Space에 따라 반도체 소자의 고집적화로 소형화된 부품 개발이 각광받고 있는 한편, 태양전지판의 경우 고효율적인 전력 확보를 위해 넓은 표면적이 필요하기 때문에 소형화 및 경량화는 다소 제한적이게 된다[1]. 위성 운용 시 전력공급을 위해 항시 전개되어 있는 태양전지판은 상대적으로 위성 본체의 강성보다 낮고, 위성 본체 기준 (Center of Gravity, CoG)으로부터 거리가 멀어 위성체 또는 태양전지판 기동 시 탄성 진동을 야기한다. 이러한 진동은 위성체 안정화 시간을 지연시킬 뿐 아니라, 지구 관측위성에 치명적이며, 특히 다 표적 영상 및 여러 지역 영상촬영과 같이 고기동을 하는 위성체가 빠른 각속도로 회전을 하거나, 정밀 지향 성능이 요구되는 고해상도 관측 위성일수록 진동에 의한 영상 품질 저하가 극대화된다. 이와 같은 미소진동은 임무 수행 방해 요소로 작용하며, 이를 제어 및 감소시키기 위한 연구가 다방면 이루어지고 있다.

진동저감 기법은 수동형과 능동형으로 분류되며, 능동형 저감기법은 진동 저감에 있어 매우 효율적이나, 탑재 장비의 신뢰성이 매우 중요시되는 위성 특성상 일반적으로는 수동형 저감기법 적용을 최우선시한다[2]. 국내의 경우 Pyeon et al.[3]은 위성의 자세 기동 시 태양전지판에서 발생하는 잔류 진동을 저감시키기 위해 와전류 브레이크 시스템을 응용한 와전류 감쇠기 (Eddy-Current Damper, ECD)를 제안하였다. 이는 영구자석을 이용한 수동형 감쇠방법으로 ECD를 힌지 회전 파트에 부착하여, 영구자석과 회전 전도체 사이의 공극거리 조절을 통해 태양전지판의 진동을 저감효과를 확인하였다. Lee et al.[4]은 태양전지판에 적용되는 기존의 수동형 테이프 스프링 힌지에 역쌍정 변태 거동을 하는 형상기억합금 판을 삽입하여 기존 힌지에 비해 전개 충격 및 오버슈트 거동을 감쇄시켰다. 해외 개발 사례로 Anandakrishnan et al.[5]은 허블 우주 망원경 태양전지판을 위한 티타늄 굴곡 및 점탄성 감쇠 재료로 구성된 댐퍼를 제안했다. 상기 댐퍼는 전체적인 구조 감쇠 성능을 향상시켰으며, 제어계에 유발되는 구조적 진동을 저감시키기 위하여 태양전지판 마스트 하단 부에 적용하였다. Kong et al.[6]은 다중 패널 태양지향 전개식 태양전지판을 위한 수동형 진동 감쇠 장치를 제안했다. 이 장치는 태양전지판의 구조적인 댐핑 성능을 증가시키기 위하여 수동형 점성 댐퍼를 태양전

지판 루트 힌지 부에 적용하여 패널의 전개속도 및 전개 시 발생하는 충격을 감소시켰다. Mingfu et al.[7]은 태양전지판 힌지에 회전식 MR (Magneto-Rheological) 댐퍼 사용하여 댐퍼 감쇠력 조절이 가능하도록 설계하였으며, 전개 시스템 시뮬레이션을 통해 전개속도 및 전개시간이 모두 감소됨을 확인하였다. 마지막으로 Maly et al.[8]은 티타늄 합금 재질의 샌드위치 구조를 가진 댐퍼에 점탄성 재료를 적용하여 위성 기동 시 태양전지판의 굽힘모드 진동이 망원경에 미치는 영향 개선하였다.

앞서 서술된 선행연구는 대부분 힌지부에 적용되는 댐퍼 시스템으로 효과적인 감쇠성능은 기대되나, 위성 크기 대비 점차 대형화되고 있는 전개형 태양전지판의 경우보다 소형/경량화에 주력한 기술이 요구된다. 이에 Park et al.[9]은 대형 태양전지판용 탄성 진동 저감을 위해 초탄성 SMA와 점탄성 테이프를 적용한 다층 박판을 SMA 요크 구조에 적용시켜, 소형/경량화 및 고신뢰성 확보에 유리한 수동형 진동 제어 방식을 제안하였다. 본 요크 시스템에 적용되는 SMA는 오스테나이트 (Austenite)와 마르텐사이트 (Martensite) 간의 상변화 시 기계적 에너지의 일부가 손실되는 히스테리시스가 작용하는 특성을 이용해 진동 저감 성능을 낼 수 있도록 유연한 전개식 대형 태양전지판에 적용하였다. 그러나, 응력이 상변화가 발생하는 임계 응력 지점을 초과할 때 효과적인 댐핑 성능을 나타내는 SMA 소재 특성상, 소재 자체에 구조적 변형이 충분하지 않을 시 소재의 댐핑 성능이 떨어질 수 있는 것을 고려하여, 점탄성 테이프를 적용한 적층구조를 추가하여 비교적 작은 구조적 변형에도 SMA만으로는 낼 수 없는 극대화된 댐핑 성능을 구현하였다. 다만, 선행연구에서 사용된 점탄성 테이프 소재는 온도에 따라 특성 변화가 민감하게 변하는 성질을 갖기 때문에 요크에 대한 별도의 온도시험을 수행하여, 온도별 요크의 댐핑 특성 변화를 추가로 파악하였다. 하지만, 요크가 실제 궤도 열환경에 노출되었을 때의 열적 거동 및 온도 예측은 따로 고려되지 않은 상태이다.

본 연구에서는 선행연구에서 수행된 온도시험 결과를 토대로 초탄성 SMA 적층형 태양전지판 요크 구조에 대한 궤도 열해석을 수행하여, 요크가 극고온·저온이 반복되는 극심한 궤도 열환경에 노출되더라도 최적의 댐핑

성능 구현이 가능한지에 대한 여부를 해석적으로 검토하였다. 또한, 해석 결과로부터 요크의 열적 거동 및 온도를 예측을 통해, 진동저감 성능이 가장 극대화되는 온도를 유지할 수 있도록 요크에 대한 열설계 방안에 관해 기술하였다.

2. 본 론

2.1 선행연구 초탄성 SMA 기반 고댐핑 요크 [9]

Figure 1(a), (b)는 선행연구에서 제안한 초탄성 SMA 기반 적층형 고댐핑 요크를 대형 태양전지판에 적용한 예시 및 상세 설계 형상을 나타내었다. 고댐핑 요크는 초탄성 SMA 플레이트 양면에 다층 박판 (FR4)을 점탄성 테이프로 적층하는 구조로, 각 플레이트 간 적층면에는 탈기체 특성 (Out-gassing)이 적은 점탄성 테이프 (3M966)를 적용하였으며, 249 x 249 x 1.5 mm의 크기를 가진다. 요크에 적용된 SMA 소재는 니켈-티타늄의

합금으로 오스텐나이트 상변화온도 이상의 온도에서 소성변형을 가하더라도 하중 제거 시 잔류응력 없이 원형으로 회복하는 초탄성 특성을 가지며[10], 이외에도 내구성, 피로성 측면에서 기존에 주로 사용되었던 강재 (Steel) 대비 높은 수준의 재료적 성질을 갖는다. 상기 특성은 재료의 고유한 진동수, 댐핑 성능 등을 제어할 수 있으며, 메커니즘의 소형, 경량 및 고집적 진동 절연 장치에도 효과적으로 활용할 수 있다. 이에 따라, 선행연구에서는 큰 변형이 발생하는 유연 대형 구조물인 태양전지판의 거동 변위를 감소시키기 위해 SMA 소재를 적용하였고, 댐핑 성능을 극대화하기 위해 점탄성 테이프로 박막층을 적층하여 전기적 시스템 없이 간단하고 작은 부피로 효과적인 진동 저감 성능을 낼 수 있도록 구현하였다. Table 1은 초탄성 SMA의 재료적 특성 제원, Table 2는 적층에 사용된 점탄성 테이프의 제원을 나타낸다.

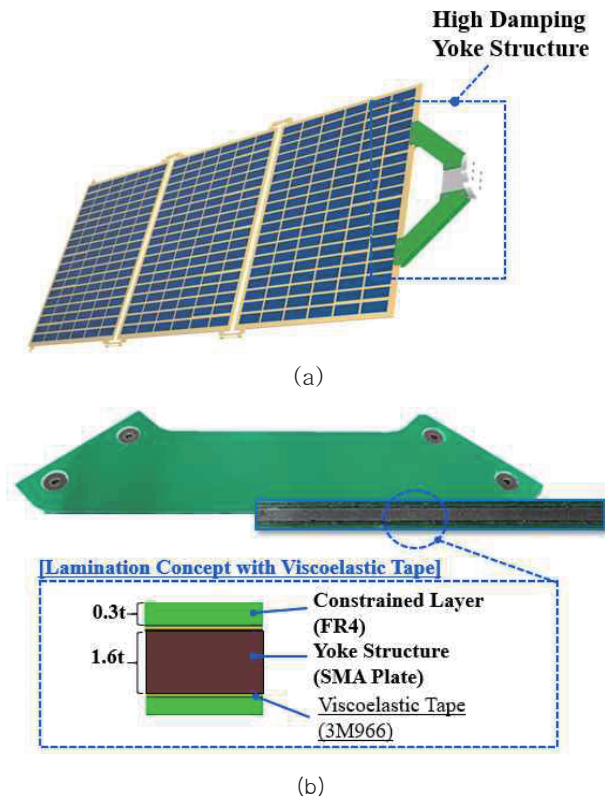


Fig. 1 Configuration of Multilayered SMA Yoke ((a) Configuration of Yoke Applied to Solar Panel, (b) Configuration of Yoke with Viscoelastic Adhesive Tape)

Table 1 Material Properties of SMA

Characteristic		Value
Martensite Finish Temperature (M_f , °C)		-21
Martensite Start Temperature (M_s , °C)		-12
Austenite Start Temperature (A_s , °C)		-5
Austenite Finish Temperature (A_f , °C)		15
Young's Modulus (GPa)	Martensite	75
	Austenite	80
Tensile Strength (MPa)		1,300
Elongation at Break (%)		45
Density (kg/m^3)		6,450
Poisson's Ratio		0.33

Table 2 Specifications of 3M966 Tape [11]

Item	Specification
Type	Double-sided Tape
Thickness (mm)	0.06
Allowable Temperature (°C)	-40 to 149
Thermal Conductivity (W/m/K)	0.178 (@41°C)
	0.183 (@71°C)
	0.187 (@101°C)
CTE (ppm/°C)	1.99
Out-gassing (% TML/CVCM)	0.93 / 0.01

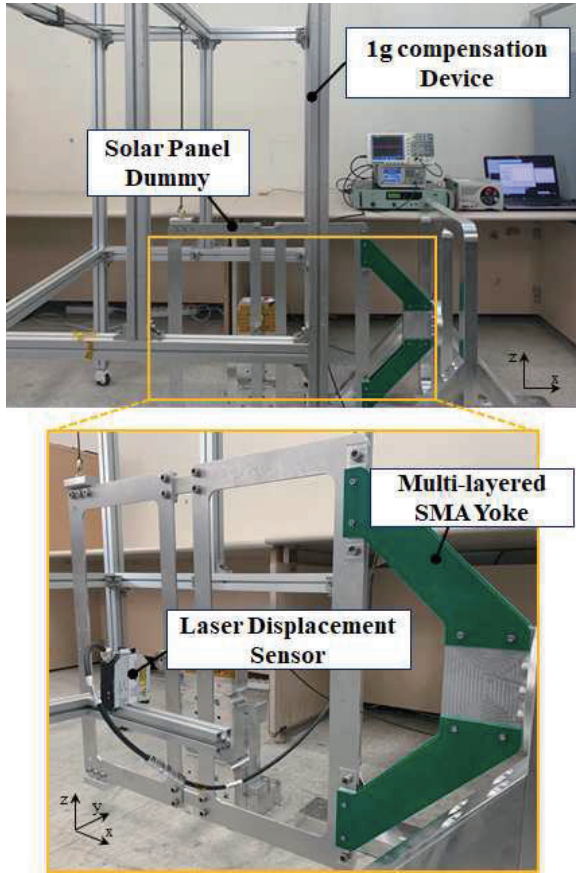


Fig. 2 Basic Characteristic Test Set-up

본 연구에서는 제안한 고댐핑 요크의 설계 유효성을 검증하기 위해 태양전지판 더미(340 x 5 x 750 mm)에 요크를 적용하여 자유감쇠시험을 수행하였다. 이때, 박막층 적용에 사용되는 점탄성 테이프의 소재 특성상 온도 의존성이 높아 온도 변화에 따라 요크의 강성 및 댐핑 특성에 영향을 미칠 수 있으므로 온도 조건에 따른 자유감쇠시험을 추가로 수행하였다. Fig. 2는 상온(20°C)에서 수행된 자유감쇠시험 구성을 나타내며, 태양전지판 더미 끝단에 초기 변위를 y축 방향으로 40mm 인가하는 조건으로 이루어져 있다. 아울러, 온도 시험 시에는 요크에 로컬 쉴딩(Local Shielding)을 하여 시험 장소에서 구현 가능한 온도인 -15~45°C를 시험 조건으로 지정하였다 또한, SMA 적용 및 구속층의 유무에 따른 감쇠비 차이 확인을 위해 알루미늄 재질의 요크와 구속층이 적용되지 않은 SMA 플레이트 요크에 대해 상온에서 자유감쇠시험을 추가로 수행하여 동일한 온도에서 수행된 고댐핑 SMA 요크의 시험 결과와 비교하였다. 온도에 따른 요크의 감쇠비 및 고유 진동수의 변

화 그래프를 Fig. 3에 나타내었다. Figure 3을 통해 고유 진동수 변화는 최대 5.3%로 온도에 따른 영향성이 낮음을 확인하였고, 요크의 온도가 0~10°C 일 때 댐핑 성능이 가장 높게 측정되는 것을 확인하였다. 아울러, 이 외 온도에서는 댐핑 성능이 비교적 낮게 도출되나 상온 기준 고댐핑 SMA 요크의 감쇠비는 약 0.02715으로 알루미늄 요크 감쇠비 약 0.00498와 SMA 플레이트 요크 감쇠비 약 0.01080 대비 각 5.5배, 2.5배 가량 높은 것으로 확인되었다. 상기 결과로부터 SMA 및 구속층이

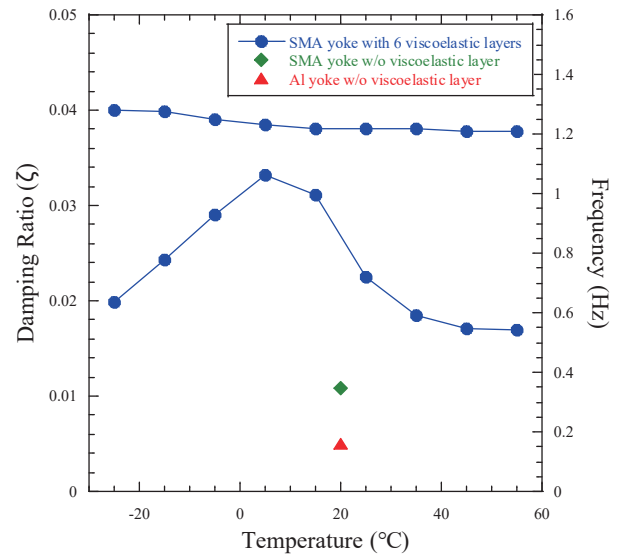


Fig. 3 Damping Ratio & Frequency for each Temperature

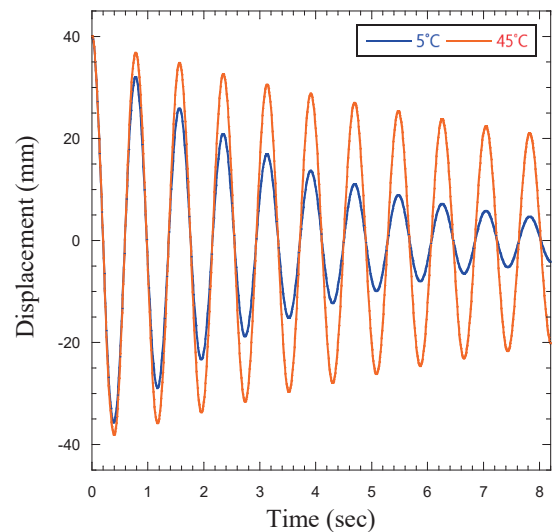


Fig. 4 Free Vibration Test Result for each Temperature (SMA Yoke with 6 Viscoelastic Layers)

적층된 요크를 적용하였을 때 감쇠 성능이 크게 향상되었음을 입증하였다. 추가로, Fig. 4는 수행된 온도 시험 결과 중 댐핑 성능이 가장 높은 5°C와 가장 낮은 45°C로부터 획득된 시간에 따른 감쇠이력을 나타내며, 이로부터 요크의 온도가 5°C에 근접할수록 댐핑 성능이 점차 향상됨을 알 수 있다. 따라서, 제안된 고댐핑 SMA 요크가 궤도 열환경에서 최적의 댐핑 성능을 구현할 수 있도록 요크 구조에 대한 온도 예측 및 적절한 열설계가 요구된다.

2.2 열해석 조건 및 모델

해석에 적용된 궤도 조건 및 형상은 Table 3, Fig. 5에 나타내었으며, 상기 조건은 다목적실용위성 5호 (KOMPSAT-5)에서 정의한 궤도 조건과 동일하다[12]. 이는 실제 정의된 궤도 조건에서 SMA 기반 적층형 고댐핑 요크의 최적화 설계 구현과 동시에 다목적실용위성 5호가 갖는 여명궤도의 최악의 열환경 조건을 기반으로, 보다 안정적인 열설계 방안을 도출하고자 하였다. 여명궤도는 태양전지판이 지구에 가려지지 않고 항상 태양빛을 보는 Worst Hot 조건에 대한 궤도로 고온 조건에서 최악의 열환경에 노출되는 특징을 가지며, Worst Cold 조건에서는 약 61분 동안의 긴 시간 식구간을 경험하게 되며 태양전지판 모듈이 극저온 환경에 노출되도록 설정하였다. 태양전지판 모듈은 궤도에서 태양전지셀이 부착된 면이 태양을 지속적으로 지향하도록 구성하였다.

Figure. 6은 요크의 열적 거동 분석을 위해 구축된 수치 열해석 모델 (Thermal Mathematical Model, TMM)으로 허니컴 구조의 태양전지판, 고댐핑 요크, 요크 및 위성체 간 체결 인터페이스로 구성된다. 태양전지판 -z축에는 태양전지셀이 위치하며, +z축에는 태양전지셀에서 받은 열에너지를 방출시키기 위해 방사율이

Table 3 On-orbit Parameter

Parameter	Worst Hot Case	Worst Cold Case
Altitude (km)	550	550
Inclination (deg.)	90	90
Solar Flux (W/m^2)	1,420	1,287
Albedo	0.35	0.3
Planetary IR Flux (W/m^2)	249	227
Beta Angle (deg.)	-67.45	31.50
RAAN (deg.)	230.381	230.381
Date (MM/DD)	12/22	06/21

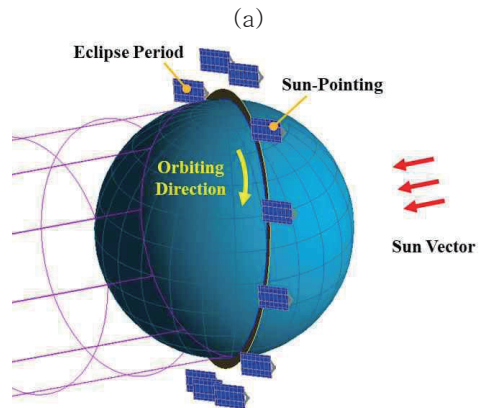
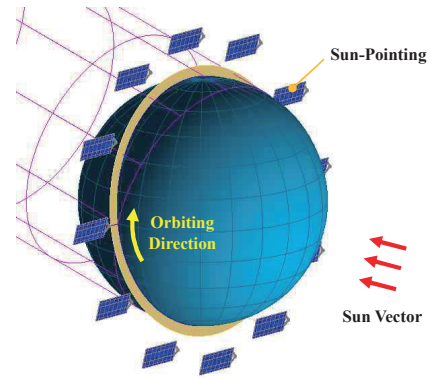


Fig. 5 On-orbit Profile for Thermal Analysis ((a) Worst Hot Case, (b) Worst Cold Case)

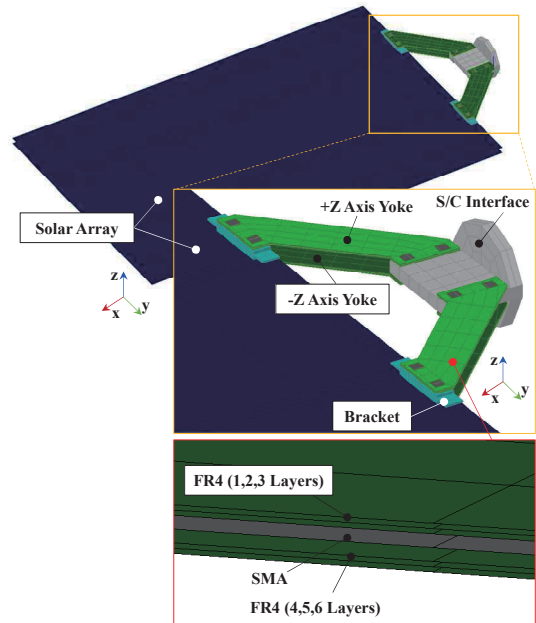


Fig. 6 TMM of Multilayered SMA Yoke

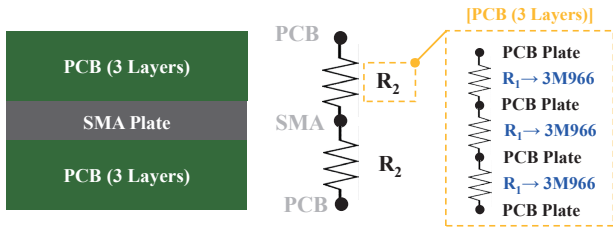


Fig. 7 Multilayered SMA Yoke Structure and Thermal Model Node Definition

Table 4 Optical Properties Applied for Analysis

Property	Solar Absorptivity (α)	IR Emissivity (ϵ)	α/ϵ
MLI External (BOL)	0.39	0.62	0.63
MLI External (EOL)	0.60	0.62	0.97
MLI Internal	0.20	0.03	6.67
FR4	0.80	0.80	1.00
Solar Cell	0.61	0.85	0.72

Table 5 Physical Properties Applied for Analysis

Material	Conductivity (W/m/K)	Density (kg/m ³)	Specific Heat (J/kg/K)
Al-6061	167.9	2,700	961.2
SMA	10.0	6,450	460.0
MLI [13]	0.000042 (@-100°C) 0.000063 (@-50°C) 0.000092 (@0°C) 0.000132 (@50°C) 0.00016 (@75°C) 0.000188 (@100°C)	350.0	860.0
FR4	0.81 (In-plane) 0.29 (Through-plane)	1,850	1,200
Solar Cell	46.1	5,320	350

높은 White Paint를 적용하였다. 아울러, 요크의 적층부를 모사하기 위해 적층 수만큼 FR4 플레이트를 구현하고, FR4 간 접촉조건은 3M966의 전도율 및 두께가 고려된 열저항을 산출하여 부여하였다. 적층부 구조에 대한 열모델링 개념은 Fig. 7에 나타내었으며, 열해석 모델에 반영된 물성 정보는 Table 4, 5에 정리하였다.

해석 조건은 요크에 적용되는 열제어 방식에 따라 6가지 조건으로 수립하여 Table 6에 정의하였으며, 조건별

Table 6 Definition of Cases Based on Thermal Design

Item	Case					
	1	2	3.1	3.2	3.3	4
MLI			√*	√*	√*	√
Thermal Washer		√	√	√	√	√
Heater						√

*Difference Open Parts for each case. (see Figure 8)

형상은 Fig. 8에 나타내었다. Fig. 8(a)는 요크에 열설계 기법이 적용되지 않은 모델로, 케도 열환경 하 요크의 열적 거동을 분석하기 위함이다. Fig. 8(b), (c), (d)는 신뢰성이 높고 시스템 단순화에 유리한 수동형 열제어 기법이 적용된 모델로, Fig. 8(b)에는 온도 편차가 큰 태양전지판과의 열교환을 최소화하기 위해 태양전지판과 요크 체결부에 단열 와셔가 적용되었다. Fig. 8(c), (d)는 단열 와셔와 더불어 요크의 과도한 열유입 및 방출을 차단하기 위해 단열재인 MLI (Multi-Layer Insulator)를 추가하였으며, 케도 열환경에 따라 MLI의 적용 범위를 다르게 설정하여 수동형 열제어 방식만으로 요크가 목표 온도에 근접할 수 있는 최적의 열설계안을 도출하고자 하였다. 다만, 수동형 열제어 방식만으로 목표 온도 충족이 어려울 것을 대비해 수동형 열제어 방식으로 도출된 최적의 열설계안 방안에 능동형 열제어 방식 중 하나인 히터를 적용한 Case를 추가하였으며, 요크가 5°C에 가장 근접하도록 히터제어를 적용했을 때에 대한 설계 유효성 검토를 수행하였다.

2.3 열해석 결과

초탄성 SMA 기반 고댐핑 요크의 댐핑 성능이 극대화될 수 있는 온도 범위를 유지해주기 위한 열설계안 도출을 위해 Fig. 8에 나열된 열모델 조건을 이용하여 RadCAD[14], SINDA/FLUINT[15] 프로그램을 통해 케도 열해석을 수행하였다. Fig. 9는 요크에 대한 Worst Cold, Hot 케도에서의 최대 (T_{max}), 최소 (T_{min}), 평균 (T_{avg}) 온도를 나타낸 해석 결과 프로파일으로, +z축과 -z축 요크 중 최소 및 최고 온도가 더 극심한 -z축 요크를 기준으로 나타내었다. 최소 온도는 -22.2°C, 최대 온도는

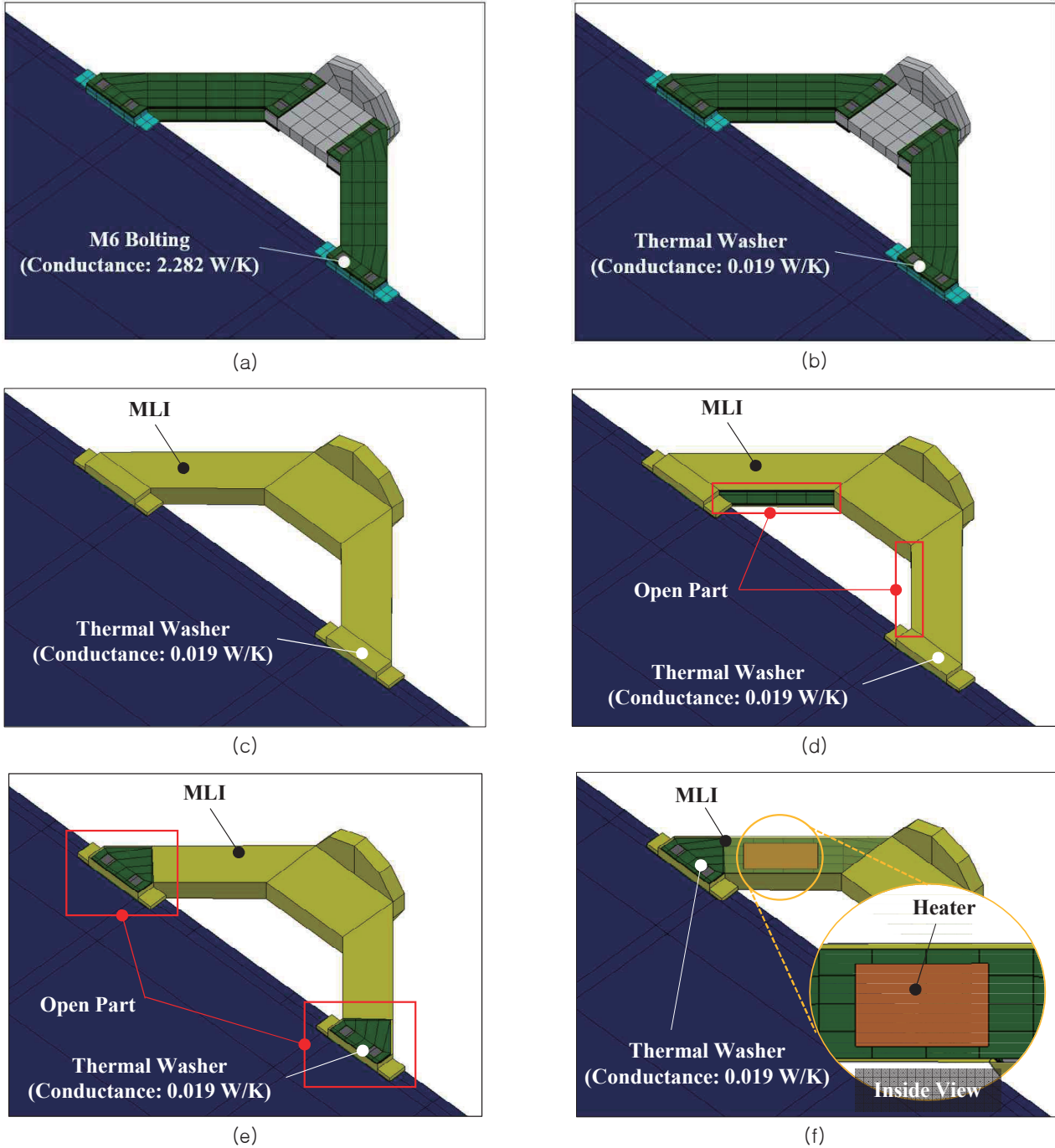
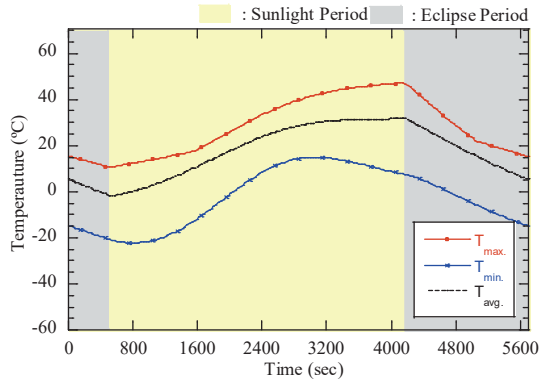


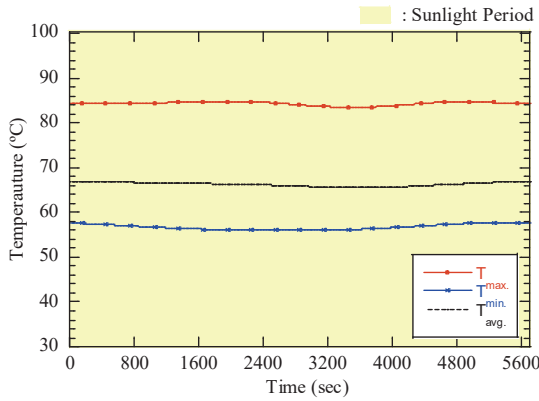
Fig. 8 Case of On-orbit Thermal Analysis ((a) Case 1: Multilayered SMA Yoke, (b) Case 2: Multilayered SMA Yoke with Thermal Washer, (c) Case 3.1: Multilayered SMA Yoke with Thermal Washer & MLI, (d) Case 3.2: Multilayered SMA Yoke with Thermal Washer & MLI, (e) Case 3.3: Multilayered SMA Yoke with Thermal Washer & MLI, (f) Case 4: Multilayered SMA Yoke with Thermal Washer, MLI, & Heater)

84.8°C로 확인되며, Worst Cold 궤도에서는 식구간이 존재함에 따라 온도의 상승/하강 구간이 나타나며, 식구간이 없이 지속적으로 태양을 지향하는 Worst Hot 궤도에서

는 균일하게 온도가 유지하는 것을 확인할 수 있다. Case 1 결과를 기반으로 나머지 Case에 대한 해석을 수행하여 모든 Case에 대한 요크의 최대, 최소 온도 결과를



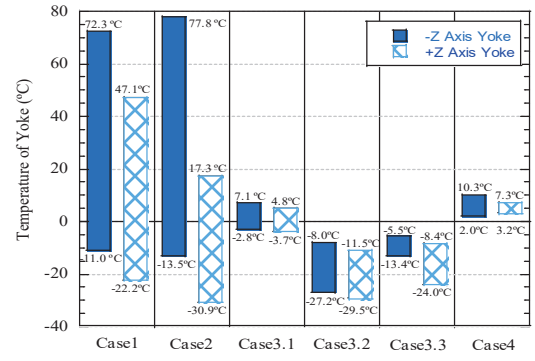
(a)



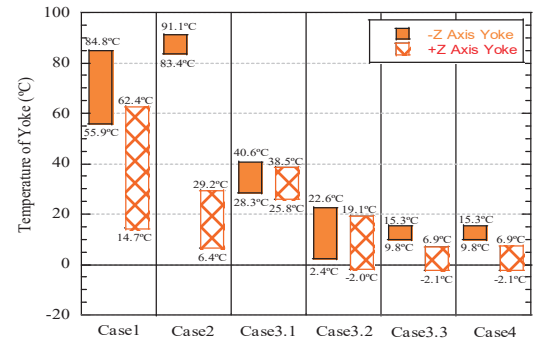
(b)

Fig. 9 On-orbit Temperature Profiles of case 1: Multilayered SMA Yoke ((a): Worst Cold Case, (b) Worst Hot Case)

Fig. 10과 한 궤도 사이클 동안의 요크의 온도 편차를 Fig. 11에 정리하였다. Worst Cold, Hot 궤도에서 모두 -z축 요크의 온도가 +z축 대비 더 높게 나오며, -z축 요크에 가려진 +z축 요크는 직접적인 태양광 영향이 없으므로 낮게 도출되는 것을 확인할 수 있다. Case 2의 경우 Case 1 대비 최대/최소 온도가 더 높고 낮게 도출되는데, 이는 단열 와서로 인해 태양전지판과 요크 간 열교환이 차단되며 요크의 온도 변화량이 크게 나타나는 것으로 판단된다. 그러나, 요크의 온도 편차가 Case 1 대비 최대 28.9°C 낮게 도출되며, 단열 와서의 영향으로 Worst Cold, Hot 궤도에서 모두 요크의 온도가 균일하게 유지됨에 따라 요크 내 댄핑 성능 편차를 낮추어 보다 안정적인 성능을 낼 수 있을 것으로 판단된다. Case 2의 결과를 기반으로 태양광의 영향성 최소화하기 위해 MLI를 적용하였으며, Case 3.1, 3.2, 3.3의 해석 결과를 통해 온도가 요크의 온도가 상온 근처에서 유지되는 것을 확인하였다. 아울러, 요크 내 온도 편차와 함께

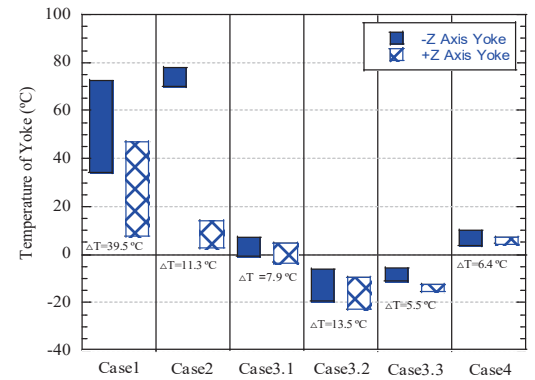


(a)

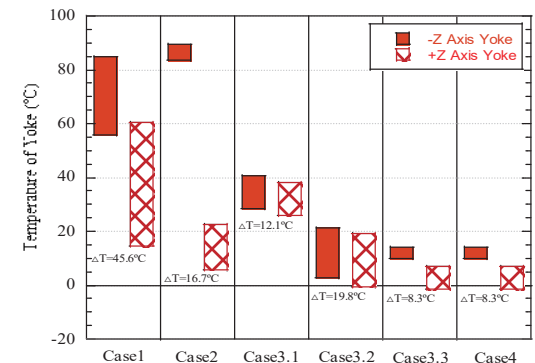


(b)

Fig. 10 Thermal Analysis Results for Various Thermal Design of Yoke ((a): Worst Cold Case, (b) Worst Hot Case)



(a)



(b)

Fig. 11 Max. ΔT for Various Thermal Design of Yoke ((a): Worst Cold Case, (b) Worst Hot Case)

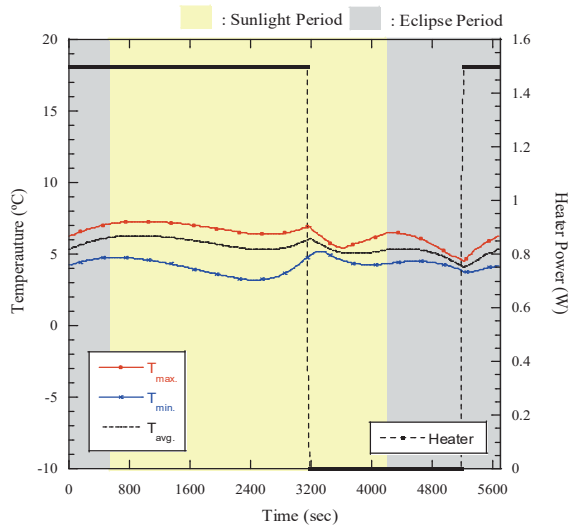


Fig. 12 On-orbit Temperature Profiles of Case 4: Multilayered SMA Yoke with Thermal Washer, MLI, & Heater in Worst Cold Case

+z, -z축 요크 간 온도 차도 대폭 줄어든 것이 확인되었으며, 최종적으로 수동형 열제어만 적용했을 때 도출되는 최적의 온도 결과는 Case 3.3으로 최소 -24.0°C 에서 최대 15.3°C 가 유지되는 것을 확인하였다. 다만, 댐핑 성능이 가장 높게 도출되는 온도인 $0\sim 10^{\circ}\text{C}$ 에 더욱 근접하게 유지시키기 위해서는 부가적인 열설계가 필요하며, 이에 따라 본 논문에서는 초탄성 SMA 기반 고댐핑 요크에 히터를 적용한 Case 4에 대한 추가 열해석을 수행하였다. 히터의 설계조건은 히터 전력 1.5W, 셋포인트 $4/6^{\circ}\text{C}$ (On/Off)로 설정하였으며 해석 결과, 요크의 온도가 Worst Cold 궤도에서 $2.0\sim 10.3^{\circ}\text{C}$, Worst Hot 궤도에서 $-2.1\sim 15.3^{\circ}\text{C}$ 로 도출되어 목표 온도에 가장 근접하게 구현할 수 있음을 확인하였다. 히터가 작동하는 Worst Cold 궤도 대한 요크의 온도 프로파일은 Fig. 12에 나타내어 히터의 작동 유무에 따른 요크부의 온도변화를 확인하였다. 히터 Duty는 63.2%로 도출되며, 히터를 적용하지 않은 Case 3.3의 Worst Cold 궤도의 해석 결과 대비 최대 $+19.8^{\circ}\text{C}$ 의 온도보상이 가능한 것을 확인하였다.

3. 결 론

선행연구에서 수행된 온도시험 결과에 따라, 초탄성

SMA 기반 고댐핑 요크의 댐핑 성능은 5°C 에서 가장 높게 산출되었다. 이를 기반으로 요크가 실제 궤도 열 환경에 노출되었을 때 5°C 를 유지하여 태양전지판으로부터 발생하는 미소진동 저감 효과를 극대화할 수 있도록 요크에 대한 열설계 방안을 도출하고자 하였다. 우선적으로 단열 와셔와 MLI와 같이 신뢰성이 높은 수동형 열제어 방식을 기반으로 열적 영향성 분석 및 최적의 설계안을 도출하였으며, 해석 결과, 요크의 온도가 목표 온도 범위에는 다소 벗어나나, 해당 온도 범위에서의 감쇠비 또한 상온에서의 일반 금속 재질인 알루미늄 요크 높게 도출되므로 효과적인 댐핑 성능을 기대할 수 있는 것으로 판단하였다. 다만, 최적의 댐핑 성능을 낼 수 있는 온도 범위가 매우 작아 수동형 열제어만으로는 효과적인 온도 보상 및 단열성능을 구현하기에는 한계가 존재한다. 따라서, 수동형 열제어 기법을 적용한 Case 중 목표 온도와 가장 근사한 Case 3.3에 능동형 열제어인 히터를 추가할 경우, 극한의 열 환경에서도 $-2.1\sim 15.3^{\circ}\text{C}$ 유지가 가능한 것을 확인하여, 필요시 더 높은 댐핑 성능을 구현할 수 있음을 해석적으로 입증하였다.

후 기

본 연구는 LIG넥스원(주)의 「고댐핑 태양 전지판 전개구동장치 연구」 사업에 의해 수행되었습니다.

References

- [1] K. J. Lee, K. Y. Oh and T. Y. Chae, "Development and Application Status of Microsatellites", *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 17, no. 2, pp. 113-124, 2019.
- [2] M. K. Kwak and S. Heo, "Active Vibration Control of Smart Grid Structure by Multiinput and Multioutput Positive Position Feedback Controller," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 304, no. 1-2, pp. 230-245, 2007.
- [3] B. D. Pyeon, J. H. Kim, J. S. Bae and J. H. Hwang, "A Experimental Study on Vibration Attenuation of a Plate with Eddy Current Damper",

- Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 48, no. 5, pp. 355-361, 2020.
- [4] C. H. Lee, "Shock attenuation of a solar array hinge by means of the martensite detwinning of NiTi SMA", Ph.D. Thesis, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, Republic of Korea, 119 pages.
- [5] S. M. Anandkrishnan, C. T. Connor, S. Lee, E. Shade, J. Sills, J. R. Maly and S. C. Pendleton, "Hubble Space Telescope Solar Array Damper for Improving Control System Stability", *IEEE aerospace conference. Proceedings*, vol. 4, pp. 261-276, 2000.
- [6] Y. Kong and H. Huang, "Design and Experiment of a Passive Damping Device for the Multi-panel Solar Array", *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 9, no. 2, pp. 1-10, 2017.
- [7] W. Mingfu, Y. Miao, F. Jie and W. Zhengzhong, "Multi-functional Hinge Equipped with a Magneto-rheological Rotary Damper for Solar Array Deployment System", *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*, vol. 9446, pp. 1-10, 2015.
- [8] J. Maly, S. Anandkrishnan, S. Pendleton, E. Shade And J. W. Sills, "Flight hardware for the Hubble Space Telescope solar array damper", *Smart Structures and Materials*, pp.1-12, 2000.
- [9] J. H. Park, Y. H. Park, S. W. Park, S. J. Kang and H. U. Oh, "A Study on the Passive Vibration Control of Large Scale Solar Array with High Damping Yoke Structure", *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 16, no. 5, pp. 1-7, 2022.
- [10] X. Yan and J. Nie, "Study of a New Application Form of Shape Memory Alloy Superelasticity", *Smart Materials and Structures*, vol. 12, no. 6 pp. 14-23, 2003.
- [11] <https://www.3m.com>
- [12] Y. Hwang, B. S. Lee, Y. R. Kim, K. M Roh, O. C. Jung and H. D. Kim, "GPS-Based Orbit Determination for KOMPSAT-5 Satellite", *Electronics and Telecommunications Research Institute (ETRI)*, vol. 33, no. 4, pp. 487-496, 2011.
- [13] S. J. Kang and H. U. Oh, "On-Orbit Thermal Design and Validation of 1 U Standardized CubeSat of STEP Cube Lab", *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2016, pp. 1-17, 2016.
- [14] Thermal Desktop User's Guide, Ver. 6.1; Network Analysis Associates: Tempe, AZ, USA, 2006.
- [15] SINDA/FLUINT User's Guide, Ver. 6.1; Network Analysis Associates: Tempe, AZ, USA, 2006.