技術論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(5), 432-439(2015)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.5.432
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

큐브위성 탑재를 위한 MEMS 고체 추력기의 구조설계 및 검증

장수은*, 한성현*, 김태규*, 이종광**, 장태성***, 오현웅****

Structural Design and Verification of MEMS Solid Thruster for CubeSat Application

Su-Eun Jang*, Sung-Hyeon Han*, Tae-Gyu Kim*, Jong-Kwang Lee**,
Tae-Seong Jang*** and Hyun-Ung Oh****
Chosun University*,****, Hanbat National University**,
KAIST Satellite Technology Research Center***

ABSTRACT

MEMS solid thruster module is composed of solid thruster and its control board. It was developed for the purpose of an academic research. Therefore, thermo-mechanical design and verification for space usage were not considered in the design phase. To mount it on a cube satellite without any design modification, technical efforts at the system level structure design is required. In this study, we proposed a structural design concept to mount the MEMS thruster module by using brackets for guaranteeing structure safety under launch loads and easier mating and de-mating of MEMS thruster module during test phase. The effectiveness of the design has been verified through structural analysis and vibration test. In addition, electrical connection method using spring pins between MEMS thruster and control board is effective for guaranteeing the structural safety under launch vibration loads.

초 록

MEMS 고체 추력기 모듈은 MEMS 고체 추력기와 MEMS 추력기 제어보드로 구성된다. MEMS 고체 추력기는 학문적 연구개발 목적으로 개발되었기 때문에 발사환경을 고려한 설계 및 시험이 이루어지지 않아 이를 큐브위성에 탑재 및 궤도검증을 위해서는 설계 시 추력기 모듈로의 발사하중이 최소화 되도록 하는 위성체 시스템 레벨에서의 설계노력이 요구된다. 본 논문에서는 MEMS 고체 추력기의 조립 및 시험과정에서의 탈장착 용이성 및 발사환경에서의 구조건전성 확보를 위해 브래킷을 이용한 구조설계를 제안하였으며, 준정적해석과 랜덤해석 및 진동시험을 통해 설계의 유효성을 검증하였다. 또한, 본 논문에서 제안한 스프링 핀을 이용한 MEMS 추력기와의 전기적 체결방식은 발사 진동에서의 구조건전성 확보에 유효함을 입증하였다.

Key Words : MEMS Solid Thruster(MEMS 고체 추력기), CubeSat(큐브위성), Structural Analysis(구조해석), Launch Environment(발사환경)

† Received : September 18, 2014 Revised : March 1, 2015 Accepted : April 9, 2015
**** Corresponding author, E-mail : oh129@chosun.ac.kr

Ⅰ. 서 론

큐브위성은 기본크기인 1U(10cm x 10cm x 10 cm)를 기준으로 1.33kg 이하의 중량을 갖는 극초소형 위성이다. 위성의 무게, 크기 등 제한된 설계조건에도 불구하고 지구관측, 과학실험 또는 첨단 기술이나 개발부품의 사전 궤도인증 등의 임무수행이 가능하여 해외 대학 및 연구소에서 활발하게 연구가 진행 중에 있다[1-4]. 국내에서도 큐브위성 경연대회를 개최하여 선발된 팀에게 큐브위성의 제작 및 발사의 기회가 주어지는 등 향후 활발한 개발이 예상되어 진다. 2013년 개최된 큐브위성 경연 대회를 통해 선발 되어진 STEP Cube Lab.은 2015년 발사를 목표로 개발 진행중인 큐브위성이다. 주요임무는 논문 연구 실적으로만 그친 국내 산학연에서 기 수행된 우주 핵심기술을 발굴 및 탑재하여 궤도 검증을 실시하고 획득 데이터를 제공하여 해당분야 기술의 지적기반 구축에 공헌하는 것이며, MEMS 고체 추력기는 해당기술의 궤도검증을 위한 주요 탑재체중 하나이다[5].

MEMS 고체 추력기는 학문적 연구개발을 목적으로 기 제작되어 실험실 수준에서의 기능검증은 실시되었으나, 발사환경 및 궤도환경에서의 검증은 실시되지 않아 큐브위성에 탑재 시 정상작동을 보장할 수 없다[6]. 한편, 발사 및 궤도환경에서 정상작동 가능한 MEMS 추력기를 개발 할 수도 있으나 이는 막대한 개발비와 일정 소요가 예상되며, 저가/단기 개발이 강점이자 이를 목표로 하는 큐브위성의 개발목표와도 부적합하다. 이러한 단점들을 이유로 MEMS 추력기 모듈을 본 큐브위성에 탑재하기 위해 별도의 설계 변경 없이 기 개발된 MEMS 고체 추력기의 탑재가 요구되며, 궤도환경에서의 기능검증을 위해 발사환경 및 궤도환경에서의 충분한 구조 건전성이 확보되어야 한다.

본 연구에서는 학문적 연구개발을 목적으로 개발된 MEMS 고체 추력기를 추가적 설계변경을 최소화 하여 큐브위성에 탑재 및 궤도검증을 위해 브래킷을 이용한 장착방법을 제안하였으며, 이는 조립 및 시험과정에서의 MEMS 추력기의 탈장착이 용이함과 동시에 발사환경에서 추력기로의 발사하중 전달력 저감이 가능한 장점을 갖는다. 또한, 스프링 핀을 적용하여 MEMS 추력기와 제어보드간의 전기적 체결방식을 제안하였으며, 구조해석과 진동시험을 통해 본 논문에서 제안된 설계의 유효성을 검증하였다.

Ⅱ. 본 론

2.1 MEMS 추력기 모듈 개요

MEMS 추력기 모듈은 추진제가 내장되어 있는 MEMS 고체 추력기와 추력기 제어를 위한 MEMS 추력기 제어보드로 구성되어 있다. Fig. 1은 MEMS 고체 추력기[6]의 형상을 나타내며, 이에 대한 제원은 Table 1과 같다. MEMS 추력기는 마이크로 노즐, 마이크로 점화기, 추진제를 보관하는 챔버로 구성되어있으며, MEMS 추력기 제어보드는 마이크로 점화기의 온도정보 획득을 위한 RTD (Resistance Temperature Detector) 센서 회로, 추력기 점화를 위한 DC/DC 컨버터 회로 등으로 구성되어있다. MEMS 추력기와 제어보드간의 전기적 연결은 스프링 핀을 적용하여 이루어지며, MEMS 추력기는 마이크로 점화기에 일정 전압이 인가되면 챔버에 내장된 추진제가 점화 되고 이때 발생되는 고온/고압의 가스에 의해 박막이 파단 됨과 동시에 노즐을 통해 추력을 얻게 되는 원리로 작동된다.

Table 1. MEMS Thruster Specification[6]

Description	Specification
Mass	5g
Dimensions	30mm x 30mm x 2.5mm
Propellant	Lead Styphnate (0.02g)
Burning Time	0.23ms
Max. Thrust	3.62N
Specific Impulse	62.3sec

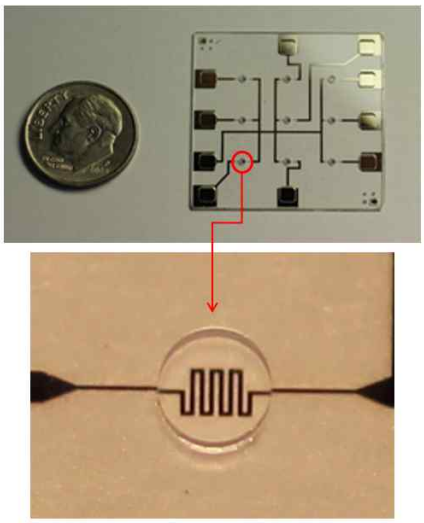


Fig. 1. MEMS Solid Thruster and Ignitor[6]

2.2 MEMS 고체 추력기 탑재를 위한 구조설계

고체 추진제가 탑재된 MEMS 추력기의 경우, 우주 열 환경 모사상태에서의 기능 확인을 위한 열 진공 시험 시, 추력기의 작동을 모사 가능한 시뮬레이터의 적용이 요구되어 MEMS 추력기가 위성의 재조립 없이 외부로부터 탈 장착이 용이하도록 Fig. 2와 같이 설계되었다. 상기의 형상과 같이 MEMS 추력기와 제어보드의 전기적 연결을 위하여 추력기 하부에 위치한 전기접속 패드부가 스프링 핀으로 체결되는 형태를 적용하였으며, 추력기 고정을 위한 커버와 블록을 이용하여 추력기를 고정시켜 이들 간의 통전이 용이하도록 구성하였다. 또한, 이와 같은 설계는 고체 추진제가 탑재된 추력기의 이송 시 별도 이송이 가능하며, 조립 및 시험과정에서 문제가 발생하더라도 추력기만의 탈 장착이 용이한 장점을 갖는다.

MEMS 추력기 모듈은 추력기의 특정상 외부로의 노출이 요구되어 큐브위성의 하단부에 배치되었으며, MEMS 고체 추력기는 파손이 쉬운 유리소재(감광유리)로 제작되었기 때문에 본 큐브위성에 탑재하기 위해서는 발사 환경에 노출 시 추력기로 전달되는 하중의 저감이 필요하다. 따라서, Fig. 3의 형상과 같이 추력기 모듈은 플렉셔(Flexure) 형태의 델린 소재 브래킷으로 지지되며, 시험과정에서의 재 조립성을 고려하여 큐브위성의 하단부에 위치하도록 설계하였다. 또한, 유리소재의 파손방지를 위해 스프링 핀에 체결하여 전기적 접속 부를 구성하였다.

2.3 구조해석

2.3.1 유한요소모델(FEM)

본 연구에서 제안한 MEMS 추력기 모듈을 큐브위성에 탑재하기 위해 적용된 브래킷 설계의 유효성판단을 위해 상용 구조해석 툴인 Patran/MSC.Nastran을 사용하여 모드해석, 준정적해석, 랜덤해석 그리고 PCB해석을 수행하였다. Fig. 4는 구조해석을 위해 구축한 유한요소 모델(FEM : Finite Element Model)로, 총 절점 수 및 요소 수는 각각 7965개, 6935개 이다. 브래킷, MEMS 추력기 모듈 그리고 MEMS 추력기 커버는 Shell요소를 적용하였으며, MEMS 추력기 모듈과 브래킷의 연결은 실제 체결되어지는 부분을 기준으로 RBE2를 적용하여 강체구속을 모사하였

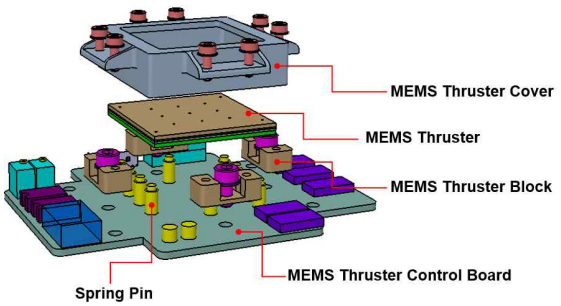


Fig. 2. MEMS Thruster Module Exploded View

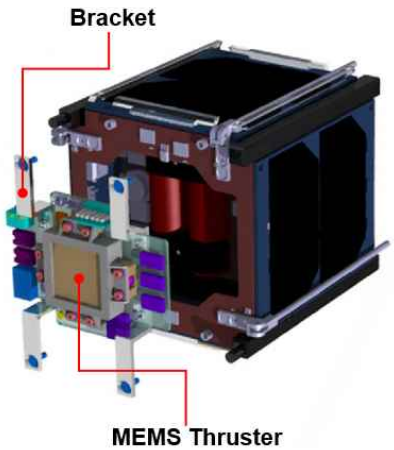


Fig. 3. MEMS Thruster Location on the CubeSat

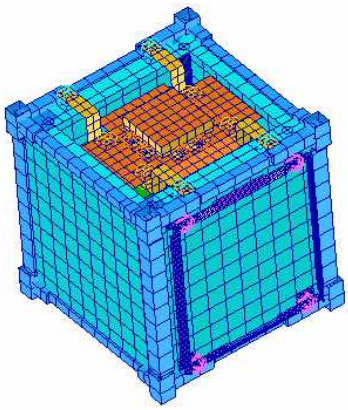


Fig. 4. CubeSat FEM(Finite Element Model)

Table 2. Material Property

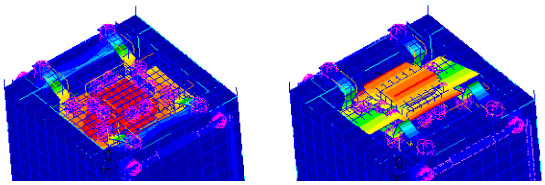
	Density $[kg/m^3]$	Young's Modulus $[GPa]$	Poisson's Ratio	YS $[MPa]$	UTS $[MPa]$
Bracket	3357	6.2053	0.35	73	-
MEMS Thru. Con. Board	1850	18.73	0.136	-	242
MEMS Thru.	2370	77.8	0.22	70	70

다. 구조해석을 위해 P-POD 장착상태를 고려하여 구조체 레일 기저면 8군데에 6자유도(Ux=Uy=Uz=Rx=Ry=Rz=0)에 대한 구속조건을 부여하였으며, Table 2는 브래킷(Delrin)과 MEMS 추력기 모듈(MEMS Thruster : Glass, MEMS Thruster Control Board : Polyimide)의 물성치를 나타낸다.

2.3.2 모드해석

일반적으로 큐브위성이 탑재되는 발사체의 고유진동수는 100Hz 미만의 대역이기 때문에 발사체와 큐브위성이 같은 고유진동수를 가지고 있을 시에 공진이 일어나 큐브위성의 파손이 염려된다. 따라서 큐브위성은 100Hz 이상의 고유진동수를 가져야 한다는 요구조건을 가지며 이의 만족 여부를 판단하기 위해 모드해석을 수행하였다.

Figure 5는 MEMS 추력기 모듈에 브래킷을 적용하여 큐브위성의 조립체에 탑재하였을 경우 모드해석 결과를 나타내며 모드해석 결과 1차 모드(223.61 Hz), 2차 모드(256.53 Hz)로 고유진동수가 발생하는 것을 확인하였다. 상기의 결과로 큐브위성의 1차 고유진동수가 100Hz이상이어야 한다는 요구 조건이 충족됨을 확인하였다.



(a) Mode 1 (223.61Hz) (b) Mode 2 (256.53Hz)

Fig. 5. Modal Analysis Results

2.3.3 준정적 해석

QB50 랜덤시험 인증규격인 8.03G_{rms}에 3σ를 적용하여 도출된 설계하중 24.09G_{rms}를 각 축에 적용하여 준정적 해석을 수행하였다. 구조 건전성의 확인을 위해 허용응력(σ_{allow}), 유한요소 모델로 구해진 최대응력(σ_{max}), 안전계수(S.F. : Safety Factor)로부터 안전여유(MoS : Margin of Safety) 를 산출하였으며 식 (1)은 안전여유를 산출하는 식을 나타낸다.

$$MoS = \frac{\sigma_{allow}}{S.F. \times \sigma_{max}} - 1 \geq 0 \qquad (1)$$

발사환경에 대한 하중조건으로 안전여유(MoS)는 0 이상의 값이 나와야 하며 그 결과를 Table 3에 나타내었다. 상기의 해석결과로 인해 충분한 안전여유가 확보되었음을 확인하였으며, 브래킷을 적용한 결과 MEMS 추력기의 안전여유가 약 25% 증가함을 확인하였다.

2.3.4 랜덤해석

큐브위성의 랜덤환경은 일반적으로 발사체의 분리 단계, 외부 공력소음에 의한 구조적 진동에

Table 4. Random Vibration Level

Frequency [Hz]	Acceptance Test Level PSD [g^2/Hz]
20	0.009
130	0.046
800	0.046
2000	0.015
Overall	8.03 G_{rms}

Table 3. Quasi-Static Analysis Result

		Material	YS [MPa]	UTS [MPa]	Max. Stress [MPa]				S.F.	Margin of Safety		
					X	Y	Z			X	Y	Z
with Bracket	MEMS Thruster	Glass	70	70	0.072	0.105	0.106	Yie.	1.25	**776.8**	**532.3**	**527.3**
								Ult.	2.0	**485.1**	**332.3**	**329.2**
	Control Board	Polyimide	–	242	0.871	1.66	2.7	Yie.	–	–	–	–
								Ult.	1.4	**197.5**	103.1	63
	Bracket	Delrin	73	–	3.2	3.35	2.62	Yie.	1.25	17.3	16.4	21.3
								Ult.	–	–	–	–
w/o Bracket	MEMS Thruster	Glass	70	70	0.163	0.139	0.136	Yie.	1.25	**342.6**	**401.9**	**410.8**
								Ult.	2.0	**213.7**	**250.8**	**256.4**
	Control Board	Polyimide	–	242	1.4	1.33	1.88	Yie.	–	–	–	–
								Ult.	1.4	**150.6**	128.7	92

Table 5. Random Analysis Result

		G_{rms}		
		X	Y	Z
With Bracket	MEMS Thruster	13.25	12.84	23.73
	MEMS Thruster Control Board	9.6	9.77	24.59
W/O Bracket	MEMS Thruster	12.9	18.34	34.37
	MEMS Thruster Control Board	6.1	12.83	36.95

의해 발생한다. MEMS 고체 추력기에 전달되는 랜덤진동의 확인을 위해 QB50 인증규격인 $8.03G_{rms}$를 적용하여 랜덤해석을 수행하였고, 랜덤진동 레벨을 Table 4, 해석결과를 Table 5에 나타내었다. Table 5의 결과로부터 브래킷을 적용할 경우, 구조적 위험성이 높은 Z축에서 MEMS 고체 추력기 모듈에 전달되는 가속도 레벨이 약 30% 저감되는 것을 확인하였다.

2.3.5 PCB 해석

PCB 기판에 진동이 발생할 경우 납땜부위의 파손 및 리드선의 결손이 발생할 수 있다. 따라서 MEMS 추력기 제어 보드에서 취약할 것으로 판단되는 소자에 대한 랜덤진동과 충격하중에서의 PCB 해석을 수행하였다. Fig. 6은 MEMS 추력기 제어보드의 형상이며, 피로파괴에 대한 소자의 안정성 검증을 위해 가장 변위가 클 것으로 판단되는 중앙에 위치하는 소자의 기준으로 허용 처짐(δ_{allow})을 식 (2), (3)으로부터 도출하였다[7].

$$\delta_{allow} = \frac{0.028d}{Ctrl^{0.5}} \quad \text{(for random)} \tag{2}$$

$$\delta_{allow} = \frac{0.168d}{Ctrl^{0.5}} \quad \text{(for shock)} \tag{3}$$

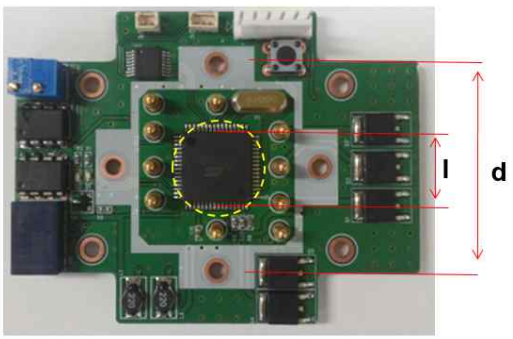


Fig. 6. MEMS Thruster Control Board

Table 6. PCB Analysis Result

$\delta_{max.}$[mm]		$\delta_{allow.}$[mm]		S.F.	MoS	
Random	Shock	Random	Shock		Random	Shock
0.021	0.13	0.21	1.29	1	9	8.63

여기서,

d : 소자와 평행한 모서리의 길이
C : 소자의 형태에 따른 상수 값
t : PCB기판의 두께
r : PCB기판에서 위치한 소자의 위치에 대한 계수
l : 소자의 길이

를 나타낸다.

또한 전자 소자의 구조 건전성 확인을 위해 랜덤해석으로부터 도출된 $\ddot{x}_{\max}$를 기준으로 최대 처짐($\delta_{\max}$)을 다음과 같이 도출하였으며,

$$\delta_{\max} = \frac{\ddot{x}_{\max}}{w_n^2} = \frac{\ddot{x}_{\max}}{(2\pi f_n)^2} \tag{4}$$

허용 처짐(δ_{allow})과 최대 처짐($\delta_{\max}$)으로부터 식 (5)와 같이 안전여유(MoS : Margin of Safety)를 정의하였다[7].

$$MoS = \frac{\delta_{allow}}{S.F. \times \delta_{\max}} - 1 \tag{5}$$

또한 충격 하중에 의한 최대 처짐은 충격 요구조건으로부터 도출된다. Table 6은 MEMS 추력기 제어보드의 소자의 변위와 산출된 결과로부터 도출된 안전여유를 나타내며, 랜덤진동 및 충격하중에 대하여 소자의 구조 건전성이 확보되는 것을 확인하였다.

2.4 진동시험

2.4.1 개요

본 큐브위성의 개발 탑재체 중 하나인 MEMS 고체 추력기의 발사환경 검증을 위하여 진동시험을 수행하였으며, 본 논문에서는 MEMS 고체 추력기 모듈의 시험결과를 요약하여 정리하였다. 준정적 하중시험 및 정현파, 랜덤 진동시험을 수행하였고 시험 성공 요구조건으로는 일반적으로 적용되는 기준인 1차 고유진동수의 변화율이 5%미만일 것, 진폭(Amplitude) 변화가 3dB미만일 것, 육안검사 시 손상이 없을 것 그리고 진동 시험 후 기능시험을 실시했을 때 이상 없이 작동할 것이 있다.

1차 고유진동수와 진폭 비교를 위해 진동 시험 전

Table 7. LLSS(Low Level Sine Sweep) Result

Sensor Location	Test			1st Freq. [Hz]	Difference [%]	Requirement Compliance
MEMS Thruster Control Board	Sine Burst	X	Before	210.5	0.23	OK
			After	210.99		
		Y	Before	192	0	OK
			After	192		
		Z	Before	176	0	OK
			After	176		
	Sine Vibration	X	Before	210.99	0	OK
			After	211		
		Y	Before	192	0	OK
			After	192		
		Z	Before	176	0	OK
			After	176		
	Random Vibration	X	Before	211	0.96	OK
			After	209		
		Y	Before	192	0.52	OK
			After	191		
		Z	Before	176	1.15	OK
			After	174		

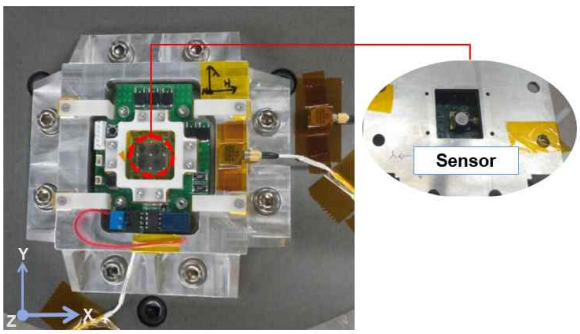


Fig. 7. Vibration Test Configuration

/후에 LLSS (Low Level Sine Sweep)을 통해 상기의 요구조건 충족여부를 판단하고, 시험 후 기능시험과 육안검사를 실시하여 본 논문에서 제안한 설계에 대한 구조 건전성을 검증하였다. 또한 진동시험 후 MEMS 추력기의 정상작동 검증을 위해 RTD 센서 측정시험을 수행하였다. Fig. 7은 진동시험 구성과 MEMS 추력기 모듈의 응답확인을 위해 장착된 3축 가속도 센서의 위치를 나타낸다. 가속도 센서는 MEMS 추력기 제어보드의 가운데에 위치한 MCU 소자가 부착된 뒷면의 기판에 장착되었다.

2.4.2 준정적 하중시험(Sine Burst Test)

구조물의 설계하중에 대한 검증을 위해 준정적 하중시험을 수행하였다. QB50의 인증규격을 적용하여 각 축에 대하여 12g 레벨로 시험을 수행하였다. Fig. 8에 나타난 것과 같이 시험 규격인 12g 인가를 위해 7 cycle의 Ramp-up/down을 실시하여 준정적 하중시험을 수행하였으며, 시험 결과로부터 각 축에 대해 12g가 인가된 것

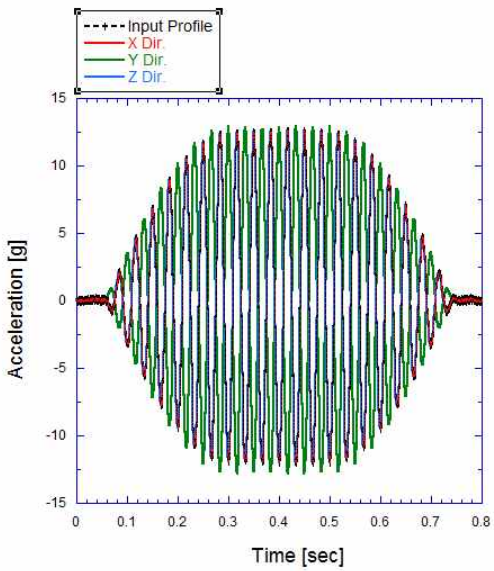


Fig. 8. Sine Burst Test Result

을 확인하였다. 또한, 시험 전/후에 수행된 LLSS 결과를 Table 7에서 나타내어 고유진동수 변화 확인 시 시험 성공 요구조건에 적합함을 확인하였다.

2.4.3 정현파 진동시험 (Sinusoidal Vibration Test)

정현파 진동시험은 저주파영역에서의 발사환경에 대한 구조적 안정성 검증을 위해 수행되어진다. 각 축에 대하여 QB50의 인증규격인 2.5g를 적용하여 수행하였으며, 그 결과를 Fig. 9에 나타내었다 또한, 시험 전/후 수행되어지는 LLSS 결과를 Table 7에 나타내었으며 나타난 고유진동수 비교 결과 요구조건을 만족함을 확인하였다.

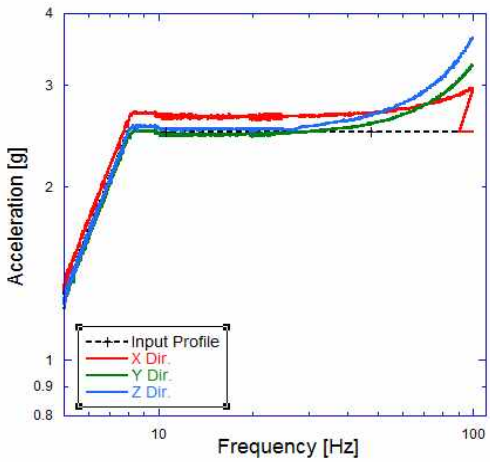


Fig. 9. Sine Vibration Test Result

2.4.4 랜덤 진동시험(Random Vibration Test)

랜덤 진동환경은 발사체 연소 시 발생하는 음압, 발사체의 분리 및 외부의 공력소음이 원인이 되어 발생되어진다. 랜덤진동시험은 이러한 환경에서 탑재체가 구조 건전성을 확보할 수 있는지의 여부판단을 위하여 수행되어지며, 고주파수대역의 발사환경에서의 구조 건전성 검증을 목표로 한다. QB50의 인증수준(Qualification Level)을 기준으로 시험을 수행하였고 각 축에 대한 시험결과를 Fig. 10에 나타내었다. X축 시험결과 $20.34G_{rms}$, Y축 시험결과 $11.71G_{rms}$ 그리고 Z축 시험결과 $17.78G_{rms}$ 의 가속도 레벨이 MEMS 추력기 보드에 전달되는 것을 확인하였으며, Table 7의 시험 수행 전/후 고유진동수 비교를 통해 요구조건이 충족됨을 확인하였다. 또한 진동시험 후 MEMS 추력기의 정상작동 검증을 위해 기능시험을 실시하였으며, 마이크로 점화기의 저항 측정 결과 Fig. 11에 나타난 것과 같

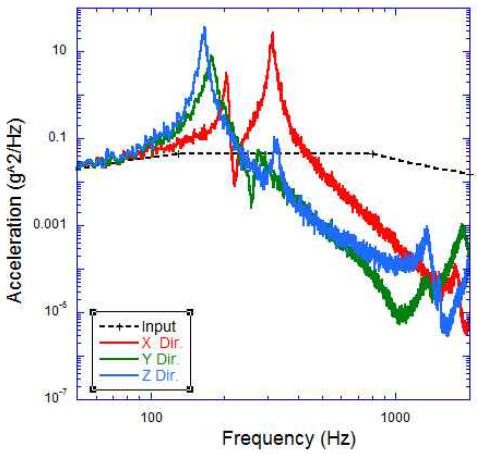


Fig. 10. Random Vibration Test Result

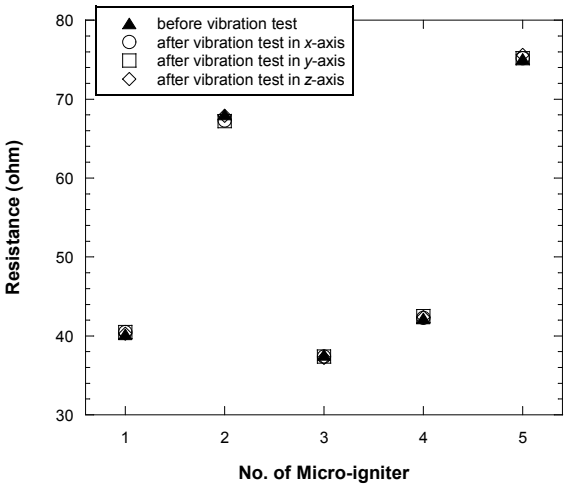


Fig. 11. Resistance changes of the micro-igniters before and after the launch vibration tests

이 변화가 없는 것을 확인하였다.

III. 결 론

본 연구에서는 MEMS 추력기의 궤도상에서의 검증을 위해 큐브위성에 탑재하기 위한 설계를 수행하고 이를 구조해석과 진동시험을 통해 검증하였다. 본 큐브위성에 MEMS 추력기 탑재를 위해서는 MEMS 추력기에 전달되는 발사하중의 저감이 요구되며, 이를 위해 브래킷을 적용한 장착설계를 제안하였다. 또한, MEMS 추력기와 제어보드의 전기적 연결을 위해 스프링 핀을 적용하여 체결하였으며, 조립 및 시험 과정에서의 문제발생 시 MEMS 추력기 별도의 탈 장착이 용이하도록 구성하였다.

본 논문에서 제안한 구조설계의 유효성 확인을 위하여 모드해석, 준정적해석, 랜덤해석, PCB 해석을 통하여 요구조건에 모두 적합함을 확인하였으며 진동시험으로부터 설계의 타당함을 입증하였다. 또한, 스프링 핀을 적용한 MEMS 추력기와의 전기적 체결 방식은 발사하중에서의 생존성 보장이 가능함을 확인 하였으며, 이는 MEMS 제작에 있어 유효한 공정방법의 기반제공이 될 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부 거대과학연구개발사업, 소형위성개발사업의 지원으로 수행되었습니다 (NRF-2013M1A3A4A01075961).

References

1) Hwang, K. L., Min, M. I., Moon, B. Y., and Chang, Y. K., "Mechanical System Design and Development of the HAUSAT-1 Picosatellite" *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 9, 2004, pp.103~113.

2) Seo, H. S., Lee, J. H., Kim, S. H., Kim, K. W., Kim, C. H., Lim, J. H., Kim, S. W., Kim, W. H., Hwang, D. S., Lee, J. W. and Han, E. W. "Analysis On Nano or Pico-Satellite System Design Technologies" *J. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference*, May. 2012, pp.2033~1036.

3) Konoue, K., Matsunaga, S., "A Development Summary of CUTE-I: Titech CubeSat 2001" *Proc. the 45th Space Sciences and Technology Conference*, Hamamatsu, Japan, October 2001, pp.801~806.

4) Kim, S. H., Kim, J. Y., Kong, T. Y., Park, J. H., and Jeong, S. I., "Design and Manufacturing Process of Nanosatellite SNUSAT-1 Prototype" *J. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference*, May. 2012, pp1093~1096

5) Kwon, S. C., Jung, H. M., Ha, H. W., Han, S. H., Lee, M. J., Jeon, S. H., Park, T. Y., Kang, S. J., Chae, B. G., Jang, S. E., Oh, H. U., Han, S. H., Choi, G. H., "Preliminary System Design of STEP Cube Lab. for Verification of Fundamental Space Technology" *J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences* , Vol. 42, No. 5, 2014, pp.430~436.

6) Lee, J. K., "Internal ballistic design and fabrication procedure of MEMS solid propellant rocket", KAIST, 2009, Doctorate Thesis

7) Jeong, S. Y., Oh, H. U., Lee, K. J., Kim, B. S., "Mechanical Stability Analysis of PCB and Component for Launch and On-orbit Environment based on Fatigue Failure Theory and FEM" *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 10, 2011, pp.951~958.