

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(12), 1051-1056(2014)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.12.1051

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

소형위성용 전기추진시스템을 위한 연료공급부의 발사환경 시험평가

김연호*, 강석현*, 정연황*, 강성민**, 선종호***, 이상현****, 차원호****, 은희광*****

Launch Environment Test and Evaluation of Fuel Feeding Unit for Electric Propulsion System to Small-Satellite Applications

Younho Kim*, Seokhyun Kang*, Yunhwang Jung*, Seongmin Kang**, Jongho Seon***, Sang-Hyun Lee****, Won-Ho Cha**** and Hee-Kwang Eun*****
 Satrec Initiative*, InLC Technology**, Kyunghee University***
 SaTReC(Satellite Technology Research Center), KAIST****
 Korea Aerospace Research Institute*****

ABSTRACT

A Fuel Feeding Unit of electric propulsion system has been developed for the small-satellite applications. The fuel feeding unit stores the xenon gas with high pressure and density as a fuel. Xenon can affect to system stability since xenon has the transient condition under the critical point which is in ambient temperature on the launch environment. The functional and structural stability on the launch environment needs verification through the ground tests. The design points and verification tests of the system were discussed and test results were described on this text. The system stability on the launch environment was verified through these verification tests.

초 록

소형인공위성에 적용을 목적으로 전기추진시스템의 연료공급부가 개발되었다. 연료공급부는 연료로 사용되는 제논을 높은 압력과 밀도의 가스상태로 저장하게 된다. 제논은 상온에서 임계점을 갖는데 발사환경에서 과도상태로 시스템에 영향을 미칠 수 있다. 따라서 발사환경에 대한 본 시스템의 기능적·구조적 안정성은 지상시험을 통한 검증이 필요하다. 본문에서는 연료공급부의 설계점과 검증시험내용을 논하고 시험결과를 정리하였다. 검증시험을 통해 본 시스템이 발사환경에 대하여 안정성을 확보하고 있는 것을 확인하였다.

Key Words : Electrical Propulsion System(전기추진장치), Fuel Feeding System(연료공급장치), Launch Environment(발사환경), Structural Stability(구조적 안정성)

1. 서 론

소형위성에 적용을 목적으로 하는 전기추진시스템의 개발이 (주)썬트랙아이에서 지속적으로 진

행되어 왔다. 홀효과를(Hall-Effect) 적용한 전기추진시스템은 추력발생부(THU), 연료공급부(XFU), 전력공급부(PPU)로 이루어져 있다[1]. 그 중 연료공급부는 연료로 사용되는 제논(Xenon)을 기체상

† Received : March 13, 2014 Revised : November 11, 2014 Accepted : November 24, 2014

* Corresponding author, E-mail : yhk@satreci.com

대로 저장해야 하는 특성이 있는데, 저장연료의 높은 압력과 밀도에 대한 시스템의 기능적·구조적 안정성은 설계주안점으로 여겨진다. 특히 제논은 상온에서 임계점을 갖기 때문에 발사환경에서 과도한 상태에 놓여있어 구조물에 영향을 미칠 수 있다[2]. 이러한 연료의 거동은 내압요소로 연료관에 잔류응력으로 작용하게 된다. 연료관은 용접을 통해 상호 조립되고 연료저장탱크에 저장되는 압력으로 연료를 내제하게 된다. 용접점은 국부적인 물성변화를 가질 수 있으므로 외력에 대하여 구조적 취약점으로 작용될 수 있다[3].

인공위성은 발사환경에서 정적하중과 동적하중을 받게 되며, 발사체로부터 분리되는 과정에서 충격하중을 받게 된다. 이 하중은 위성체구조물을 통해 추진시스템에 전달되어 연료공급부의 구조물에 영향을 미치게 된다.

본 논문은 추진시스템의 연료공급부가 발사환경으로부터 받게 될 내적·외적 하중에 대하여 구조적 안정성을 검증하는 내용을 다루고 있다.

II. 본 론

2.1 시스템 설계

2.1.1 설계점

본 시스템은 고압의 연료를 장기간 저장하고 있어야 하는 특성이 있다. 특히 연료로 하는 제논은 압축성이 우수하여 높은 밀도로 저장이 가능하기 때문에 많은 양을 탑재할 수 있는 특성이 있다. 본 시스템에 저장되는 제논연료의 압력은 ~80 bar이고, 밀도는 ~1.5 kg/liter로써 가스상태로 저장되게 된다. 연료로써의 제논은 임계점 이상온에 분포하기 때문에 발사환경에서 과도한 상변화가 발생될 수 있다.

시스템을 구성하고 있는 연료저장탱크 및 구성품은 SUS316L 연료관으로 용접을 통해 연결되어 있다. 고압의 연료는 연료관에 잔류응력으로 존재하기 때문에 구조적으로 안정성을 확보하는 것이 무엇보다 중요하다. 특히 극심한 발사환경에서는 구조물을 통해 외력이 전달되기 때문에 연료관에 적용된 잔류응력과 상호 연관성을 분석하여 시스템의 구조적 안정성을 확보할 수 있어야 한다. 따라서 시스템의 설계단계에서 각 구성품의 허용압력을 내압과 외력을 고려하여 선정하여야 한다. 구성품의 허용압력은 아래의 단순 식으로 계산이 가능하다.

$$\sigma_h = \frac{2rlP}{2lT} = \frac{rP}{T} \quad (1)$$

$$\sigma_{Total} = \sigma_{pressure} + \sigma_{externalload} \quad (2)$$

식 1을 통해 연료관의 내압에 의한 최대응력을 구할 수 있다. 여기에서 σ_h 는 후프응력으로 연료관에 작용하는 최대응력을 나타내며 r 은 연료관의 바깥 반지름, P 와 T 는 각각 관내 작동압력과 연료관의 두께를 의미한다. 연료관과 구성품의 최대적용압력(Maximum Expected Operation Pressure)은 식 2를 통해 산출하였다. 이 때 내압으로 작용할 저장압력과 발사환경에 대한 외력에 하중여유를 각각 적용하였다. 저장압력은 75 bar이고 용접점과 연료의 과도상태를 고려한 250%의 충분한 여유를 적용하여 200 bar로 최대적용압력을 계산하였다. 발사환경으로부터 유입되는 외력은 유한요소해석을 통해 도출된 최대값 80 Mpa에 125% 여유를 적용하여 100 Mpa로 결정하였다. 산출된 최대적용압력을 기준으로 주요 구성품을 결정하고 허용압력과 파괴압력 정보를 획득하였다. 이를 기준으로 시스템이 발사환경으로부터 받게 될 외력과 내압에 대한 구조적 안정성을 확보할 수 있는 설계점을 선정하였다.

$$MoS_Y = \frac{Yield\ Strength}{Applied\ Stress \times Safety\ Factor(1.15)} - 1 \quad (3)$$

$$MoS_U = \frac{Ultimate\ Strength}{Applied\ Stress \times Safety\ Factor(1.25)} - 1 \quad (4)$$

식 3과 4를 통해 구성품의 최대적용압력에 대한 구조적 안정성을 점검하였다. Table 1에서 그 결과를 살펴보면 작동압력과 허용압력에 대하여 구성품은 탄성영역에 있음을 알 수 있다. 파괴압력에 대하여는 구성품의 항복강도를 벗어나는 결과를 보이지만 극한강도에는 40%의 여유가 있음을 확인할 수 있다.

Figure 1은 설계된 연료공급부의 형상을 나타내고 있으며 Table 2에서 구체적인 규격을 정리하였다.

Table 1. Margin of safety for fuel tube

항목	적용 압력	적용 응력	Yield Strength	Ultimate Strength	Margin on Yield	Margin on Ultimate
단위	bar	Mpa	Mpa	Mpa	MoS _Y	MoS _U
작동 압력	200	151.4	240	550	0.4	1.9
허용 압력	300	177.1	240	550	0.2	1.5
파괴 압력	800	305.6	240	550	-0.3	0.4

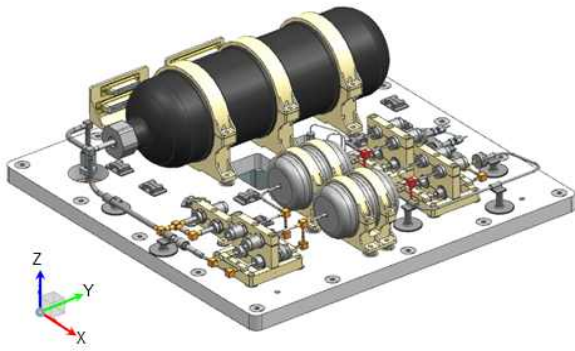


Fig. 1. Design configuration of XFU

Table 2. Physical specification of XFU

Dry Mass	Fuel Mass	Total Mass	Envelop size
10.29 kg	3 kg	<13.30 kg	450×450×143 mm ³

2.1.2 유한요소해석

고밀도로 연료를 저장하고 있는 본 시스템은 질량 집중도가 큰 특성이 있다. 따라서 시스템의 주요 동적특성은 연료저장탱크의 동적거동에 기여하고 있다. 연료저장탱크의 형상은 실린더 형상으로 그 길이방향으로 연료관이 연결되어 있다. 발사환경에서 연료저장탱크의 거동에 의한 시스템의 응력분포 특성을 파악하고 설계점과 비교하여 구조적 안정성을 확인하고자 하였다. 발사환경에 대한 시스템의 최대응력분포지점은 연료저장탱크와 연결되는 연료관에 위치하고 있음을 유한요소해석을 통해 확인하였다.

Figure 2는 연료관의 응력분포를 분석하기 위한 유한요소해석 결과이다. A)결과에 따라 내압에 의한 최대응력은 굽힘이 적용된 부분에 분포함을 알 수 있다. B)결과에 따르면 외력에 의한 최대응력은 연료관의 고정점 근처에 분포하는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 발사환경을 통해 발생하는 최대응력은 57 Mpa로 산출되었으며, 불확실성을 고려하여 140 %의 여유를 적용하였

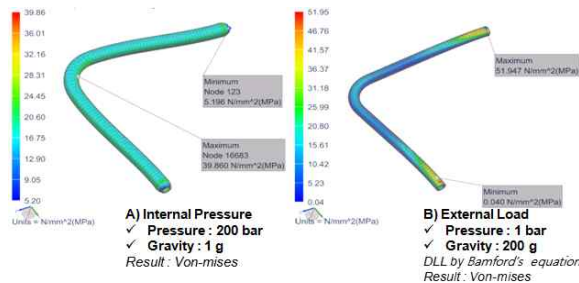


Fig. 2. Stress distribution of the fuel tube

다. 이에 용접점에 대한 여유를 125 % [4] 적용하여 최대 응력을 100 Mpa로 산출하여 설계점에 적용하였다.

2.2 검증시험

2.2.1 충격하중시험(Shock Load Test)

시스템의 구성품은 연료관으로 연결되어있어 고주파 영역에서 응답이 큰 특성이 있다. 특히 용접점은 재료적 특성이 다르므로 고주파 입력에 의한 영향이 크게 작용할 수 있다. 따라서 연료관의 용접점에 대하여 내압이 분포하는 상황에서 충격하중에 의한 외력이 고주파 형태로 전달되는 영향에 대한 검증이 필요하다.

충격하중시험은 내압을 내제하고 있는 상황을 모사하기 위해 질소가스로 충전한 상태로 진행되었다. 시험설비의 보호를 위해 고압으로 완충할 수 없는 상황에서 내압영향을 파악할 수 있는 최소한의 수준인 약 10 bar로 충진을 결정하였다.

충격하중의 입력값은 발사체로부터 제공된 충격응답선도(Shock Response Spectrum)를 기준으로 하여 설비에서 모사할 수 있는 최대 유사값을 선정하였다. 시험의 불확실성과 시스템의 설계여유를 고려하여 +6 dB의 입력값을 적용하였다.

Figure 3은 더미질량모델을 적용하여 시험설비를 통해 생성한 충격하중 입력값을 나타내고 있다. 생성된 SRS는 일부구간에서 수락수준에 미치지 못하지만, 이는 6 dB여유를 적용한 것을 고려하면 발사체에서 요구하는 입력값을 상회하는 조건이므로 시스템의 검증에 적합한 값이다.

2.2.2 랜덤진동시험(Random Vibration Test)

연료저장탱크 및 연료관은 고압·고밀도의 체논으로 충전되어 있기 때문에 진동에 의한 연료 및 구조물 거동의 예측에 어려움이 있다. 특히

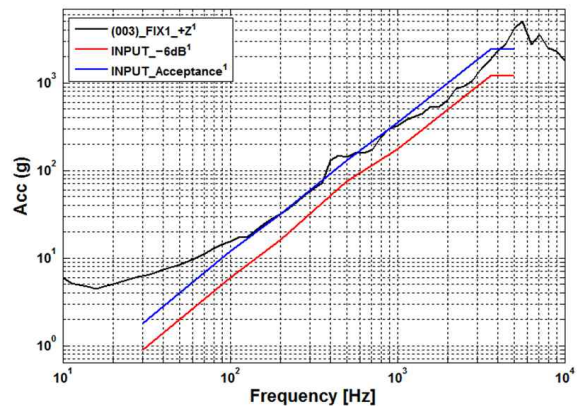


Fig. 3. Input SRS for Shock Load Test

상온에서 임계점을 갖는 제논은 발사환경에서 상변화가 발생할 수 있고, 액상의 연료는 외력에 의한 거동이 불규칙하여 시스템에 구조적으로 영향을 미칠 수 있다. 발사 후에는 초임계영역으로 온도를 조절하게 되지만, 발사환경에서는 온도조절이 불가능하기 때문에 임계점 근처에 연료를 저장할 가능성이 크다. 따라서 극심한 환경에 대한 시스템의 구조적·기능적안정성을 검증하는 방법으로 랜덤진동시험을 적용하기로 하였다.

연료의 거동에 의한 영향을 파악하기 위해 연료를 충전한 상태에서 시험을 진행하였다. 시스템에 충전된 연료는 실제 탑재될 제논을 사용하였으며, ~70 bar로 충전하여 탑재목표양의 93%로 충전한 상태이다. 탑재된 연료의 무게는 2.8kg으로, 연료밀도는 1.4 kg/liter이다. 시험 시 온도환경은 23℃로 유지되었다. 연료저장탱크와 축압탱크 그리고 연료관의 거동을 분석하기 위해 3개의 가속도센서를 부착하였다.

랜덤진동시험을 수행하기 위해 Fig. 4와 같이 시험설비를 설치하였다. 시험과정에서 시스템 파손이 발생하였을 때 인적·물적 피해를 예방하기 위해 비산방지 보호벽을 대상물 전 둘레로 설치하였다. 또한 각 시험단계에서 시스템의 안전성을 진단하기 위해 압력점검 및 기능시험을 수행할 수 있도록 준비하였다.

시험의 입력값은 ECSS-E-10-03A[5]의 Equipment Qualification Level을 기준으로 수평방향과 수직 방향으로 생성하였다. 이 값은 발사체로부터 제



Fig. 4. Test Setup for random vibration test

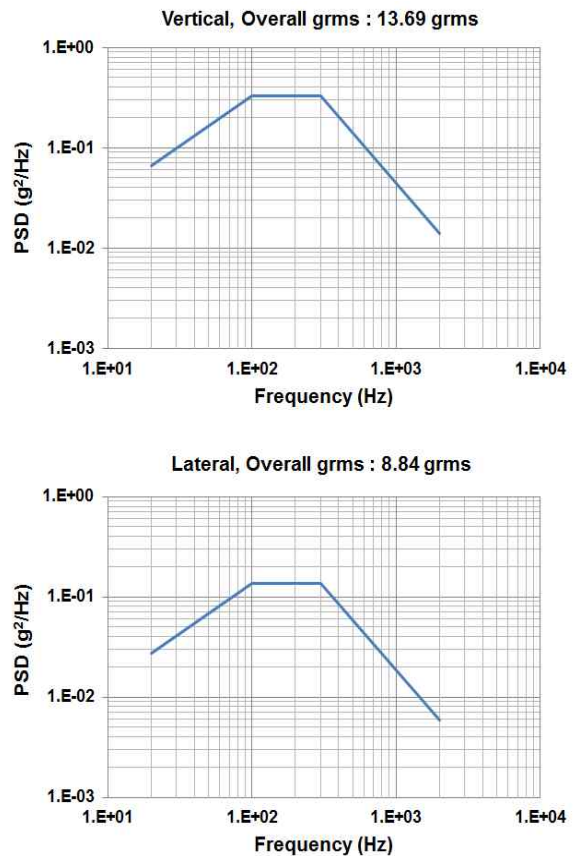


Fig. 5. Random Vibration Test input profile

공된 입력값 보다 높은 강도로써 일반화된 시험규격으로의 검증을 목적으로 하고 있다. 생성된 각 축에 대한 입력값은 Fig. 5에 나타내었다. 시험에서는 각 축에 대한 입력값에 시험모델의 응답해석과 위성수준에서 선행된 랜덤진동시험을 기준으로 노칭(Notching)을 적용하였다. 노칭의 적용 기준은 연료저장탱크의 거동과 축압탱크의 거동이 설계제한하중과 선행시험결과를 초과하지 않는 범위에서 선정하였다. 이때 과소시험을 방지하기 위해 전체파워스펙트럼밀도가 발사체로부터 제공된 인증시험값을 상회하도록 선정하였다.

2.2.3 기능시험

각 시험이 종료된 단계에서 시스템의 손상이 발생하였다면 연료의 누설이 1차 발생하고 파단의 과정이 따르기 때문에 연료의 누설여부를 판단하는 것으로 위험상태를 확인할 수 있다.

시스템의 기능을 확인하기 위해서는 개발된 전력분배부가 필요하다. Fig. 6과 같이 전력분배부를 연결하여 시험 단계별로 압력과 온도를 점검하는 시험을 수행하였다. 구조점검시험이 종료된 이후 시스템의 기본 기능을 점검함으로써 시험규격에 대한 내구성을 확인할 수 있다.

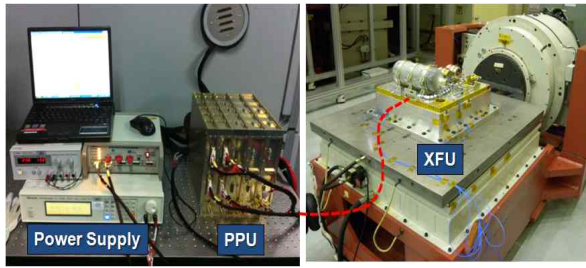


Fig. 6. Functional Test Setup

3.1 시험평가 결과

3.1.1 충격하중시험 결과

충격하중시험은 시스템의 수직방향으로 수행되었다. 위성의 분리 시에 전달되는 파이로 충격에 대하여 충분한 여유를 더한 인증시험값으로 시스템의 구조적 건전성을 확인하였다. 내제된 연료의 압력이 시스템의 구조에 미치는 영향을 파악하기 위해 최소한의 가상연료를 충전한 상태로 진행되었다. 이에 10 bar의 질소가스를 충전하여 내압을 적용하였지만 연료의 무게는 보정할 수 없는 한계점이 있었다. 완충될 연료의 무게는 3 kg으로 연료저장탱크에 보관되어야 하지만 안전상의 이유로 실제 연료를 주입할 수 없었다.

Figure 7에서 시험 결과를 살펴볼 수 있듯이 실제 입력된 충격하중은 적용된 기준값을 상회하고 있으며, 특히 연료무게가 기인한 주파수 영역 251 Hz에서 6 dB이상의 충격하중이 적용되었음을 알 수 있다. 여기에 3 kg의 연료무게를 고려한다면 약 220 Hz 영역에서 연료저장탱크의 거

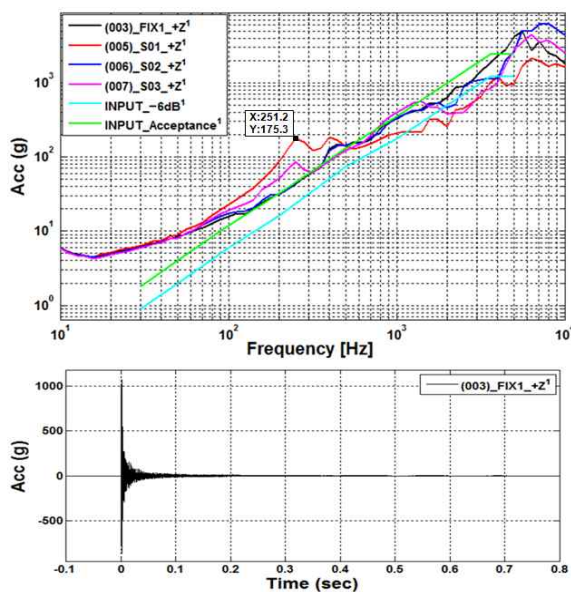


Fig. 7. SRS for Shock Load Test

동이 있을 것으로 판단된다. 이는 주연료저장탱크의 거동을 살피기 위해 부착한 센서(S01), 보조탱크에 부착된 센서(S02), 연료탱크와 연결된 연료관 주변에 부착된 센서(S03)의 응답을 통해 확인할 수 있다. 이를 바탕으로 연료를 완충한 상태의 구조적 안정성을 판단할 수 있었다.

충격하중시험 전후로 저준위랜덤진동시험을 통해 구조적 변형이 없음을 확인하였으며, 기능시험을 통해 시스템의 정상작동을 확인하였다. 본 시험을 통해 발사체로부터 발생하는 위성분리충격하중에 대하여 본 시스템이 구조적 안정성을 확보하고 있음을 확인하였다.

3.1.2 랜덤진동시험 결과

랜덤진동시험은 연료거동에 대한 시스템의 안정성을 확인하는 것이 주요 목적이다. 고압·고밀도의 연료가 시스템에 구조적·기능적인 문제를 미치는지 여부를 확인하기 위해 인증수준의 발사환경을 모사하여 시스템을 검증하였다. 시험 조건에서 연료는 임계접근처에 과도상태로 거동하게 되어 시스템에 영향을 미칠 수 있는 조건이다. 특히 연료관의 용접점에서 파손이나 변형이 발생하는 것을 우려하여 각 시험단계에서 육안검사와 압력측정을 수행하였다. 주랜덤진동시험을 전후하여 저준위랜덤진동시험을 수행하여 구조적 안정성을 분석하였다.

연료의 거동이 영향을 미칠 수 있는 연료저장탱크 주변과 연료관의 거동을 확인할 수 있는 위치에서의 주파수응답함수 비교를 통해 구조적 안정성을 판단할 수 있다. 각 위치에서의 주파수응답함수의 비교 결과를 Table 3에 나타내었다. 시험 결과에서 볼 수 있듯이 주랜덤진동시험이 완료된

Table 3. FRF comparison of RV Test

시험축	시험시점	주파수변형 발생지점			비고
		연료탱크	연료관	축압탱크	
X-Axis	Pre	418.8	426.3	416.3	안정성 확인
	Post	426.3	428.8	425.0	
Y-Axis	Pre	472.5	473.8	535.0	안정성 확인
	Post	482.5	483.8	541.3	
Z-Axis	Pre	280.0	280.0	280.0	안정성 확인
	Post	283.8	283.8	283.8	
	주파수 변형율	1.8	0.6	2.1	
	주파수 변형율	2.1	2.1	1.2	
	주파수 변형율	1.4	1.4	1.4	

Table 4. Functional Test result

구성품	단위	Pre Test		Post Test		비고
		TLM	CMD	TLM	CMD	
HPT	bar	68.4		68.5		No Leak.
LPTA1	bar	1.43		1.43		No Leak.
LPTC1	bar	1.41		1.41		No Leak.
HPSVA	V	4.2	On/Off	4.2	On/Off	Normal
HPSVC	V	4.1	On/Off	4.2	On/Off	Normal
LPSVA	V	9.7	On/Off	9.7	On/Off	Normal
LPSVC1	V	9.5	On/Off	9.3	On/Off	Normal
LPSVC2	V	9.6	On/Off	9.5	On/Off	Normal
SLPSV	V	9.5	On/Off	9.5	On/Off	Normal

이후 구조적 변형이 크지 않은 것을 확인할 수 있다. 주파수변형 최대값은 연료저장탱크에서 5% 미만으로 수용가능영역에 포함되므로 구조적으로 안정하다고 판단할 수 있다[5].

3.1.3 기능시험 결과

Table 4의 결과와 같이 구조검증시험과정에서 시스템의 기능적인 사상여부를 확인하기 위해 시험 전후에 기능을 점검하였다. 각 구성품의 기능에 이상이 없음을 확인하였으며, 압력확인을 통해 내부·외부 누설이 없음을 확인할 수 있었다.

IV. 결 론

소형인공위성에 적용을 목적으로 전기추진시스템의 개발이 진행되었다. 전기추진시스템의 구성품인 연료공급부는 고압의 연료를 고밀도의 기체상태로 저장하고 있기 때문에 발사환경에 의해 극심한 내압 및 외력에 노출되고 있다. 특히 위성의 분리 및 랜덤진동에 의해 연료관의 거동이

크게 반응할 수 있어 구조적 취약부에 응력이 집중될 수 있는 우려가 있다. 본 시스템은 용접을 통해 조립되기 때문에 국부적 물성변조에 대한 불확실성을 내제하고 있다. 이를 반영하여 시스템의 설계점을 선정하였지만 검증시험을 통해 이를 검증할 필요성이 있었다.

충격하중시험을 통해 시스템이 고주파영역에서 구조적 변형이 없이 안정성을 확보하고 있음을 확인하였다. 시스템은 저장된 연료의 내압에 의해 지속적인 잔류응력을 내제하고 있고, 고밀도 기체연료의 거동을 정확히 예측할 수 없어 랜덤진동에 대한 구조적 안정성의 검증을 수행하였다. 충격하중과 랜덤진동수준은 발사환경을 반영하기 위해 발사체로부터 공급받았으며, 불확실성을 반영한 시험규격을 적용하였다.

이를 통해 본 시스템이 내압과 발사환경으로부터 받게 될 외력에 구조적·기능적 안정성을 확보하고 있음을 확인하였다.

References

- 1) J. H. Seon, S. M. Kang, Y. H. Kim, E. Y. Jeon, W. H. Choe, J. S. Lee, M. H. Seo, "Development of Hall-effect Thruster for Orbit Correction and Transfer of Small Satellites", KSAS Junal, Vol. 37, No. 5, pp. 409-495.
- 2) Tony Hegg, "Supercritical fluid near the critical point: The piston effect", May 13, 2010.
- 3) X. H. Ha, S. W. Jang, W. H. Bang, U. S. Yoon, K. H. Oh, "Texture Evolution in Weld Regions of SUS-304 Stainless Steel and TRIP Steel", Material Science Forum, Vol. 408-412, 2002, pp. 1377-1382.
- 4) K. Nabeel. Abid Al-Sahib, "Stability Issues of Welded Pipe Containing Pulsatile Flows", Journal of Engineering, Vol. 13, 2006, pp. 1048-1061.
- 5) ECSS-E-10-03A, "Space engineering, Testing", February 15, 2002.