

과학기술위성 3호 홀추력기 추진계 개발

조희근*, 유광선*, 차원호*, 이종섭**, 서미희**, 최원호**, 명로훈*

STSAT-3 Hall Thruster Propulsion System Development

Hee-Keun Cho*, Kwangsun Ryu*, Won-Ho Cha*, Jong-sup Lee**,
Mi-Hee Seo**, Won-Ho Choi** and Noh-Hoon Myung*

ABSTRACT

The STSAT-3 (science and technology satellite) is the first satellite whose entire structure was made of composite materials in Korea and it will be launched later in 2011. As like other small satellites, it is also equipped with several advanced instruments whose major objectives focused on the scientific tests in space. The HPS (hall thruster propulsion system) using xenon gas as a propellant has been developed and its overall ground tests were conducted. This research emphasizes on the technologies and procedure applied to the development of the entire HPS and its function and environment tests.

초 록

최신기술이 적용된 전구조 복합재 위성인 과학기술위성 3호 (STSAT-3)가 국내 최초로 개발 되었으며 2011년 발사예정이다. 모든 위성과 마찬가지로 과기 3호에는 다수의 탑재체가 탑재될 예정이며 그 주된 목적은 선진 우주기술의 과학적 검증에 있다. 제논 가스를 연료로 하는 홀추력기가 국내 최초로 개발되어 지상시험을 거친 후 과기3호에 탑재되었다. 본 연구는 홀추력기 개발에 적용된 전반적인 개발기술, 절차, 기능 및 환경시험에 대한 내용이며 선진 우주기술 획득 및 차후 위성개발을 위한 기술자료 축적에 그 중요성이 있다.

Key Words : Satellite(위성), Composite Structure(복합재 구조체), HPS(홀추력기)

1. 서 론

국내 최초의 인공위성인 1992년 우리별 1호를 시작으로 현재까지 다수의 위성이 국내에서 성공적으로 개발되어 발사되었다. 위성의 설계 및 개발기술은 많은 부분 국산화 되었고 현재 선진국과 거의 비슷한 높은 수준의 기술경쟁력을 확보하고 있다.

위성의 궤도전이 및 원거리 탐사를 위해 사용되는 추력기는 우주핵심 기술이며 우주기술 자립을 위하여 반드시 확보되어야 할 기술이다. 전기추력기중 홀 방식의 홀추력기는 고효율, 소형화, 단순한 구조 등 여러 가지 장점을 가지고 있어 선진국들이 개발에 많은 투자와 노력을 아끼지 않고 있다. 지금까지 많이 사용되는 화학식 추력기는 구조가 간단한 단일추진제 방식과 추력이 비교적 큰 이원추진제 방식이 있다. 이들 추력기는 높은 추력을 낼 수 있고 비교적 간단한 장점이 있으나 낮은 비추력(specific impulse) 때문에 연료의 소모가 많아 무게와 부피의 제약을 많이 받는 소형위성에는 적합하지 않다.

† 2010년 5월 19일 접수 ~ 2010년 7월 8일 심사완료

* 정회원, KAIST 인공위성연구센터

교신저자, E-mail : hkcho@satrec.kaist.ac.kr

대전시 유성구 구성동 과학로 335

** 정회원, KAIST 물리학과

최근에는 홀 방식의 전기추력기의[1-3] 사용이 점점 증가하고 있는 추세이며 이미 다수의 위성에 적용되었다. GOCE[4], SMART-1[5], Deep Space 1[6] 등의 위성에서 이온 전기추력기가 사용되었으며 미국 NASA에서는 제논 가스를 연료로 하는 혁신적인 이온 전기추력기의 개발이 수행되었다.

본 연구는 과학기술위성 3호에 탑재되는 홀 방식의 전기 이온 추력기의 개발에 관한 전반적인 내용, 절차, 기술에 관한 내용을 담고있다.

II. 본 론

2.1 HPS 시스템 Overview

과기3호는 150kg 급의 소형위성으로 전 구조가 복합재료로 구성된 위성이며 선진 우주기술 검증을 주목적으로 하고 있다. 주요기술 시험 모듈 중의 하나인 홀추력기는 국내에서는 최초로 개발되어 우주공간에서 추력 및 작동을 목표로 하고 있다. 개발되는 추력기의 추력이 약 10 mN에 비추력(specific impulse)이 1000 s 이상의 성능을 가지는 것을 목표로 하고 있다. Fig. 1에 나타낸 것 과 같이, 과기3호의 홀추력기 추진계 (hall thruster propulsion subsystem)는 홀추력기 헤더, 추진 제어장치 (propulsion control module, PCM), 전력공급장치 (power processing module, PPM), 연료 공급장치(Xenon feeding system, XFS) 등 4개 위 유닛으로 구성된다. 홀추력기는 300 W 급이며, 목표로 하고 있는 효율은 35 % 정도이다.

추진 전력 및 제어장치는 홀추력기 전력계 (power processing module, PPM)와 연료 공급

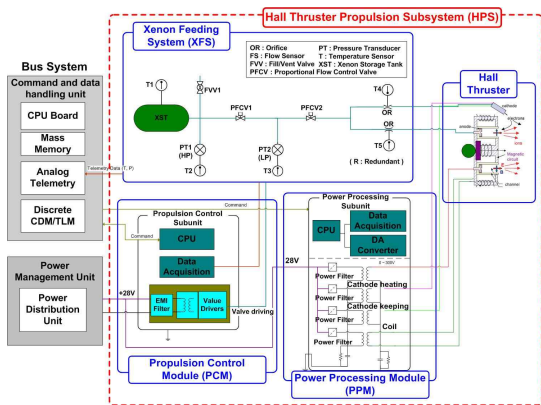


Fig. 1. Hall thruster propulsion system configuration

장치를 제어하는 추진 제어 모듈(propulsion control module) 로 구성되었다. 연료 공급장치는 제논을 저장하는 연료 저장탱크(Xenon storage tank)와 홀추력기에서 요구하는 유량으로 제논을 공급할 수 있도록 압력과 유량을 조절하여 홀추력기로 공급하는 연료 공급 배관시스템으로 구성된다.

2.2 연료 공급장치의 구성 및 기능

2.2.1 시스템 구성 및 운용개념

Fig. 2는 과기3호의 전체 구성을 나타낸다. 그림에서와 같이 HPS시스템은 위성의 하부 중앙에 위치하며 연료저장탱크의 중심이 위성의 무게 중심과 축 방향으로 일치하게 배치되었다. 연료 공급장치는 연료인 제논을 고압상태로 저장하는 연료 저장탱크와 탱크로부터 홀추력기 까지 제논을 공급하는 연료공급배관 시스템으로 구성되어 있다.

Fig. 3은 전체 HPS시스템의 구성을 나타낸다. 위성에 장착되는 형상과 실제 사이즈이다. 알루미늄 플레이트에 지그로 부품을 고정하도록 설계

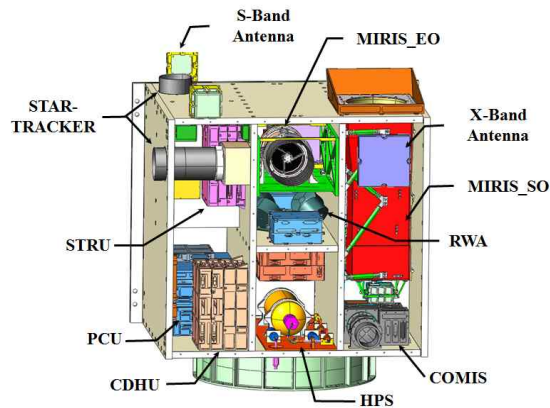


Fig. 2. STSAT-3 configuration equipped with HPS

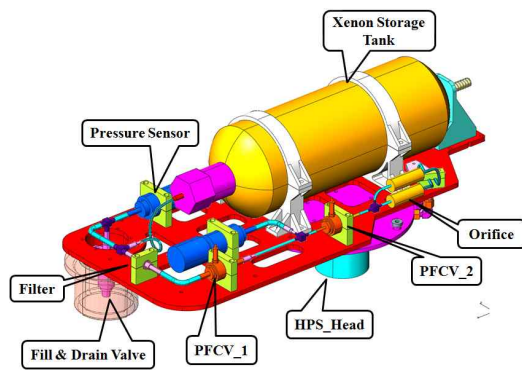


Fig. 3. Hall thruster propulsion subsystem

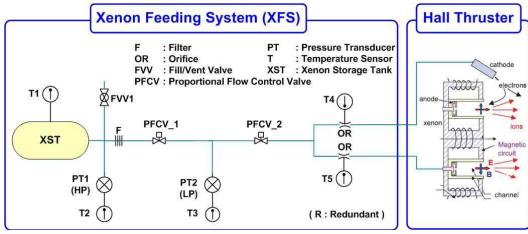


Fig. 4. Schematic diagram of XFS

되어 있다. 탱크에서 헤더까지의 제논공급은 스테인리스 스틸 파이프를 통해서 이루어지며 가스 누설 방지를 위하여 모든 연결부분이 용접되었다.

Fig. 4는 Fig. 3에 나타난 XFS의 구성도를 나타낸다. 연료탱크에서 홀추력기까지 연결된 연료공급 배관시스템은 고압의 제논을 차단 또는 압력 조절하는 밸브 (PFCV1: proportional flow control valve, Moog)[7]와 저압으로 조절된 제논을 홀추력기의 양극과 음극이 요구하는 유량으로 제어하기 위한 밸브(PFCV2), 고압부 압력, 온도센서(PT1, TS2), 저압부 압력, 온도센서(PT2, TS3), 양극(anode)과 음극(cathode)으로 흐르는 유량을 원하는 비율로 분배하는 오리피스(OR1, OR2) 각 밸브 및 센서들을 연결하는 배관 파이프 등으로 구성되어 있다. 다기능 밸브인 PFCV는 압력차단 뿐만 아니라 압력/유량을 조절하는 기능을 가지고 있어서 사용되는 밸브수를 줄여 비용, 무게 등을 감소시킬 수 있는 장점을 제공한다.

연료탱크로의 연료 주입과 배출은 연료탱크와 PFCV1 사이에 장착된 주입-배출 밸브(FDV: fill-and-drain valve, Moog Co.)를 통해 이루어지며 연료저장탱크에서 고압(임무초기 40 bar 정도)으로 유지되고 있는 제논을 3 bar 정도로 조절한다. PFCV2는 홀추력기의 양극, 음극에서 요구하는 유량(양극: 0.8~1.2 mg/s, 음극: 0.1 mg/s 정도)으로 제논을 공급하기 위해 조절되며 유량공급의 정확도는 ±5 % 이내를 목표로 하고 있다. PFCV1는 밸브 후방에서의 압력(PT2)값을 기준으로, PFCV2는 홀추력기에서의 전류 값을 기준으로 피드백제어를 한다. 제논을 탱크에서 홀추력기 헤더 까지 공급하는 파이프의 재료는 스테인리스 스틸이다. HPS가 위성에 탑재된 상태에서 제논가스를 주입하기 위해서 FDV는 위성의 바닥면에서 외부로 노출되어 있다. 외부로 노출된 FDV는 우주의 극저온으로부터 보호하기 위하여 커버를 씌워서 온도를 유지하게 한다.

- 홀추력기의 운용개념은 다음과 같다.
 - 제논을 약 40 bar 상태의 과열증기(super heated gas)로 제논 탱크에 저장
 - 제논 저장탱크는 온도센서(thermostat)에 의해 자동으로 온도조절이 되며 약 22~24 °C로 항상 유지된다.
 - 제논은 PCM에서 제어하는 유량밸브를 통하여 추력기헤더(thruster head)에 공급되며 PCM 및 홀추력기 헤더에서 사용하는 전력은 PPM에서 공급한다.
 - 홀추력기 헤더에서는 제논을 이온화 시키고 가속하여 추력을 얻는다.
 - 충전되는 제논의 양은 약 600~800 g 이며 공급 유량은 양극(anode) 0.8~1.2 mg/s, 음극(cathod) 0.1~0.2 mg/s 이다. 따라서 약 170시간동안 운전이 가능하다.

2.2.2 연료탱크의 구성 및 요구사항[8-11]

연료 저장탱크로는 알루미늄 라이너(liner)에 복합재 섬유로 보강된 형태의 복합재 탱크가 사용되었다. 알루미늄 라이너는 연료를 밀폐하는 역할을 하며 탱크가 필요로 하는 강도(strength)는 라이너를 둘러싼 복합재가 제공한다. 개발된 복합재 연료탱크는 이음새가 없는 알루미늄 라이너에 탄소섬유(carbon fiber)를 헬리컬 와인딩(helical winding)과 후프 와인딩(hoop winding)을 순서대로 수행하여 제작하였다.

복합재 성형을 위한 수지(resine: SE-700A Sejin Enc.)는 기체이탈(outgassing)을 고려하여 선택하였다. Table 1에서 Collapse Pressure가 -1bar 라는 것은 절대압력 0 bar를 의미하며 이것은 진공상태에서 파괴가 일어나지 않는 것을 의미한다. 복합재 탱크는 높은 비강도, 비강성의

Table 1. Fuel tank design requirements

Parameters	Requirements
Maximum Expected Operating Pressure (MEOP)	150 bar
Proof Pressure	250 bar
Burst Pressure	500 bar
Collapse Pressure	-1 bar
Tank Weight	2.5 kg
Natural Frequency	>100 Hz
Compatibility	Xenon, Helium, Nitrogen
Failure Mode	Leak-before burst
Operating Temperature	-20 °C~70 °C

로 경량화를 실현할 수 있다는 장점 외에도 폭발 이전에 누설(leak-before-burst)이 일어나는 특징을 가지고 있어서 고압의 제논을 저장해야 하는 연료 저장탱크로서 안정성 측면에서도 좋은 특성을 제공하기 때문에 파기3호 홀추력기로 채택되었다. 알루미늄 라이너로는 6061-T6, 탄소섬유로는 Torey T700이 사용되었으며 구체적인 요구사항은 Table 1에 나타내었다. XFS의 연료 저장탱크의 설계기준은 최대 내압 150 bar, 연료 2.5~3.5 kg, 용량 2 L로 설정되었다. 개발완료 단계에서 여러 가지 주변상황 및 변수들로 인하여 최종적으로 약 40 bar 정도의 압력으로 제논을 충전하는 것으로 바뀌었다.

2.2.3 연료탱크내 압력변화

연료탱크의 크기는 약 2L이며 연료탱크의 온도는 위성 운용초기 고압상태에서 탱크 내 제논을 액체상태가 아닌 기체 상태로 유지시키기 위해 약 20 °C에서 50 °C 내로 유지되도록 온도센서로 작동되는 히터를 이용하여 제어한다. 메인 온도센서는 22 °C~24 °C로 셋팅 되었고 여분(redundancy)의 온도센서는 36 °C~46 °C로 셋팅 되었다. Fig. 5는 제논 기체의 온도와 엔트로피의 관계를 압력변화에 따라 나타낸다. 제논의 임계점은 Fig. 5에 나타난 바와 같이 약 16.6 °C, 5.84 MPa 이다.

연료탱크 내부 압력이 고압으로 유지되는 홀추력기 초기 운용에서 온도가 임계온도 이하로 내려가면 연료탱크 내부에 제논이 액체상태로 존재할 수 있다. 탱크내에서 제논이 액체상태로 존재하면 탱크 내 요동(slosh)을 일으켜 위성의 자세제어에 교란을 일으키거나 구조적인 공진 문제를 발생시킬 수 있으며, 홀추력기로 공급되는 제논의 유량제어시 급격한 유량변동(flow spike) 문제를 발생시킬 수 있으므로 피해야 한다.

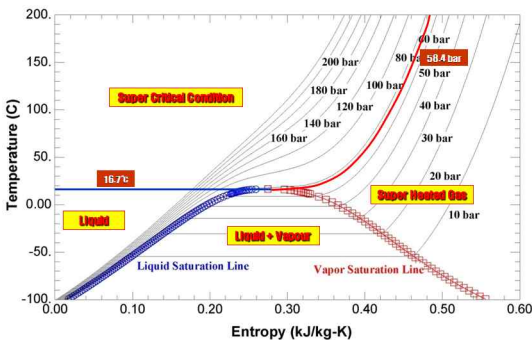


Fig. 5. Xenon gas phase transformation diagram

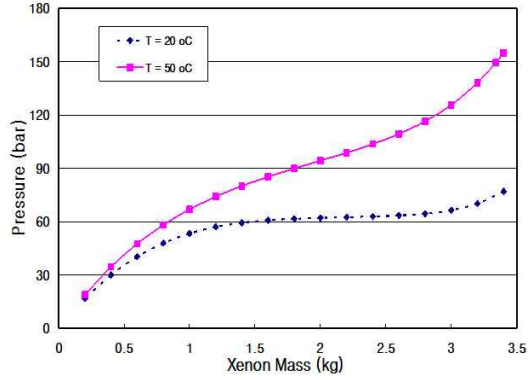


Fig. 6. Pressure variation in the tank's inside according to temperature and mass change of Xenon

Fig. 6은 연료탱크내 제논의 질량과 온도가 변화할 때의 압력변화를 나타낸다. 탱크용량이 2 L 일 때, 탱크 작동 온도 50 °C, 최대 작동압력 150 bar를 고려하면 탱크에 저장 가능한 제논의 양은 3.35kg 정도 이다.

모든 기체는 온도와 압력의 변화에 따라 상(phase)이 변화하며 제논가스 역시 이러한 변환과정을 거친다. 위의 그래프에서 알 수 있는 바와 같이 HPS의 작동온도 및 압력에서 제논은 항상 기체 상태에 놓여 있다. Fig. 6은 위성의 온도 및 압력의 변화에 따라 실제 탑재 가능한 제논의 양을 결정할 수 있는 기준을 제시한다.

2.3 PCM의 구성 및 기능

PCM은 세 개의 커넥터를 통하여 외부장치와 인터페이스 하는데, 각각 버스시스템(bus system), PPM, XFS와 연결된다. Fig. 7은 HPS 전체 시스템의 전기적 인터페이스를 나타낸다. PCM은 위성본체로부터 +28 V 전원을 공급받아 내부 직류-직류 변환기(DC-DC converter)에 의해 PCM에서 필요한 전원(+5 V, ±12 V)를 생성한다. PCM의 접지(ground)는 위성본체와는 격리(isolated) 되어 있고, 새시(chassis)에 연결 되어 있다. PCM의 전체적인 동작을 제어하는 미세 제어기(micro-controller)는 87C51을 사용하였으며 위성본체와의 통신은 87C51에 내장되어 있는 시리얼 포터(serial port)를 이용하여 구현하였다. PCM은 전원을 제어할 수 있는 상호명령(bi-level command)을 PPM에 전달하고 PPM의 각종 데이터(telemetry) 정보를 읽어서 중앙 컴퓨터(OBC- on board computer)에 전달한다. 데이터(telemetry) 정보 중 홀추력기 양극(anode)에 흐

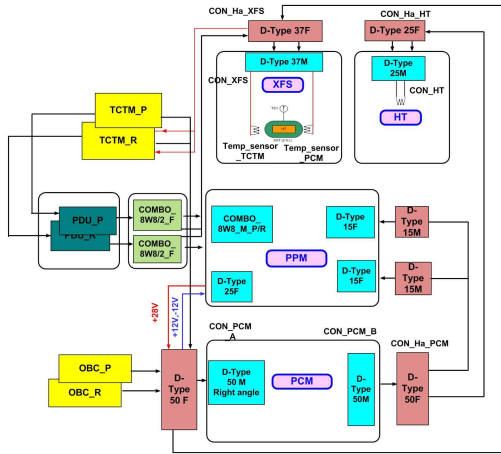


Fig. 7. Electrical interface of the HPS system

르는 전류는 홀추력기에서 얼마나 많은 이온이 생성되어 가속되는지를 나타내는 값으로 홀추력기의 성능과 밀접한 연관을 가지고 있으며, 양극 전류 정보에 의해 홀추력기로 공급되는 제논의 양이 결정된다. 홀추력기의 최고효율은 이 양극 전류와 공급되는 제논의 유량에 의해 결정된다.

홀추력기로 흐르는 제논의 양은 XFS에 있는 PFCV에 의해 제어되는데, 이 밸브는 PCM에서 제어하는 PFCV의 구동전류에 의해 정밀한 제논 유량 제어가 가능하다. PCM은 PPM과 XFS의 각종 데이터(telemetry) 정보를 아날로그 믹스(analog Mux)를 이용하여 수집한 다음, 16 bit 교류변환기(AD converter)를 이용하여 디지털 값으로 변환하여 일정한 시간 간격으로 중앙 컴퓨터(OBC)에 전달한다.

2.4 과기3호 홀추력기 작동 원리

홀 추력기는 Fig. 8과 같이 전압을 인가하고 연료기체를 공급하는 양극, 이온의 효율적인 가속에 필요한 자기장을 발생시키기 위한 코일 및 자속계, 방전에 필요한 전자를 제공하고 중화부 역할을 하는 외부 음극과, 유전체로 만들어진 방전채널로 구성된다. 외부 음극으로부터 방출된 전자 중 일부는 양극방향으로 가속되며, 양극으로부터 분사된 연료기체는 전자와 충돌을 통해 이온화 된다. 이 때, 채널의 입구영역에 수백 가우스 정도의 반경방향 자기장이 인가되면, 전자는 E×B 표류를 하며 축 방향으로 감속된다. 축 방향으로 떨어진 전자의 이동성은 채널 입구영역에 국지적인 강한 전기장을 형성시키며, 이온화된 연료는 생성된 강한 전기장에 의해 축 방

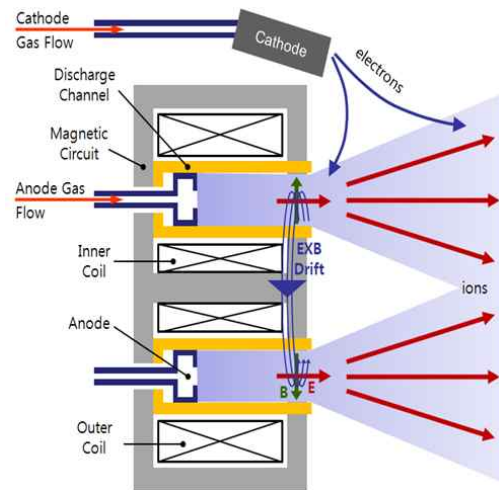


Fig. 8. Hall thruster head & operation schematic diagram

향으로 가속되어 그 반작용으로 추력을 얻게 된다. 이 때, 가속된 연료 이온은 외부 음극으로부터 방출된 전자에 의해 중화되어 준 중성상태를 유지한다.

2.5 HPS 환경시험

위성본체 뿐만 아니라 탑재체 등 모든 부품은 일정한 스펙에 의해서 지상에서 환경시험을 거치게 된다.

기 개발된 HPS 시험검증모델에 대하여 열진공 시험과 진동시험이 수행되었다. Fig. 9는 열진공 시험을 위한 온도 프로파일이며 -25 °C~55 °C를 2.5회 반복하였다. 열진공시험 시 시험장치의 제약 등으로 인해 점화는 하지 않았으나 밸브 개폐 및 각종 센서의 작동시험이 수행되었다. 열진공시험은 인공위성연구센터에서 수행되었으며 그 과정 및 셋업을 Fig. 10에 나타내었다.

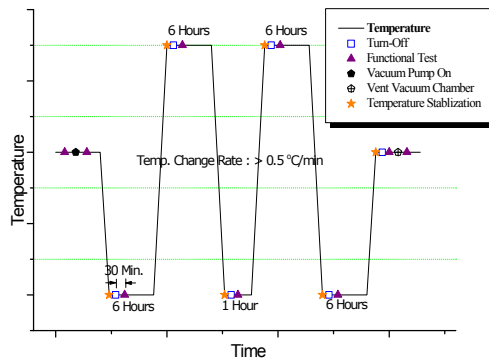


Fig. 9. Thermal vacuum test profile

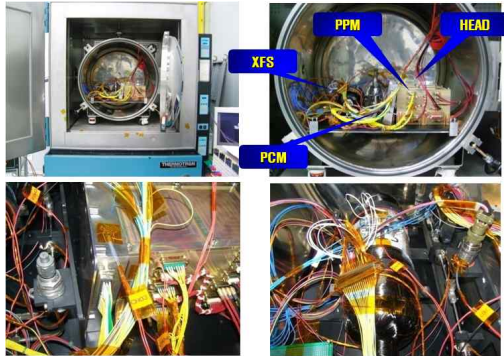


Fig. 10. Thermal vacuum test of the HPS

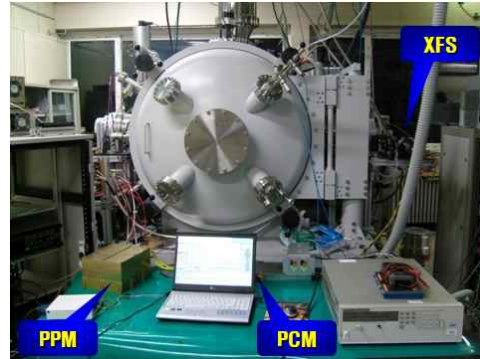


Fig. 12. Performance test setup for HPS

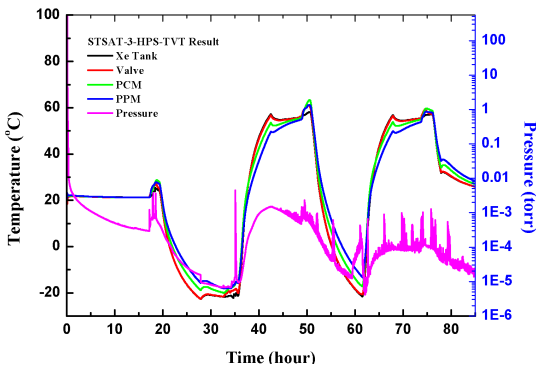


Fig. 11. Temperature profile during thermal vacuum test

열진공시험 시 다수의 온도센서가 추력기 헤드, PCM, PPM, XFS에 각각 부착되었으며 Fig. 11에서 그 온도 프로파일 결과를 나타내었다. 열진공 시험 후 각종 센서 및 전기적 테스트를 수행하여 정상상태임을 확인하였다.

환경시험 중 가장 중요한 것 중의 하나가 진동시험이다. HPS 진동시험은 x,y,z 3축에 대하여 각각 수행 되었으며 랜덤 진동 스펙으로 가진되었다. 진동시험 전과 후의 시스템 상태를 점검한 결과 성능이상 및 크랙은 발견되지 않았다.

2.5 HPS 성능시험

HPS의 성능시험은 KAIST GDPL(gas discharge physics laboratory)에서 수행되었다. 추력기의 성능시험은 GDPL 연구실 챔버(1.9 m 길이, 1 m 직경)에서 수행되었다. Fig. 12는 챔버 및 성능시험 장비 구성을 나타낸다. Fig. 13은 홀추력기가 방전되어서 운전될 때의 불꽃을 나타낸다. 불꽃이 일정하고 균일하게 형성되는 것을 알 수 있으며 이것은 양극에서 제논의 유량이 균일하고 안정되고 공급되는 것을 의미한다.

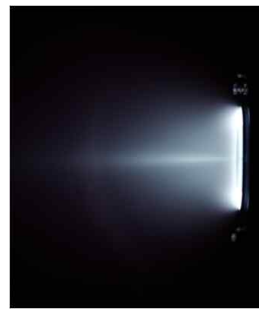


Fig. 13. Hall thruster firing

기체 유량을 0.7~1.0 mg/s (=7~10 sccm) 흘렸을 경우 배경압력은 0.12~0.22 mTorr (제논 기체 보정전 이온게이지 측정 값)을 유지하였다. 실제 홀 추력기는 고진공의 무한한 우주공간에서 작동하기 때문에 지상 실험실에서 이와 똑같은 환경을 만들기란 현실적으로 불가능하며, 시험에 필요한 국제적인 기준이 제시되어있지 않다. 다만, 홀 추력기가 작동되는 저 케도와 정지케도에서의 기체압력이 각각 약 5 uTorr, 0.5 pTorr 정도이며, 중성기체 입자와 플라즈마 입자들 간의 충돌주파수 등을 고려했을 때, 50 uTorr 는 성능시험을 하기에 충분히 낮은 압력이라고 알려져 있다[12].

홀추력기의 추력을 계산하는 방법은 로켓의 추력계산식과 이론적으로 동일하다. 추력은 연료 소모의 시간에 대한 미분 방정식으로 부터 유도 된다.

$$m \frac{dV}{dt} = F \tag{1}$$

비추력은 가속된 연료의 분사속도를 나타내는 변수로써 추력기의 연료효율을 간접적으로 나타낼 수 있으며, 식(1)에서 정의된 추력을 비추력, 유량, 중력가속도를 사용하면 다음과 같다.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (2)$$

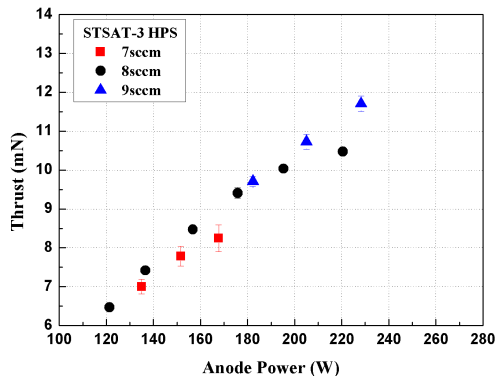
여기서 I_{sp} : 비추력(s), F : 추력(N), \dot{m} : 유량(kg/s), g : 중력가속도 $9.8 \text{ (m/s}^2\text{)}$. 또한 홀추력기의 효율은 양극전류, 전압, 기체유량을 대입하여 계산되며 식(3)과 같이 표현 될 수 있다.

$$\eta = \frac{F^2}{2I_a V_a \dot{m}} \quad (3)$$

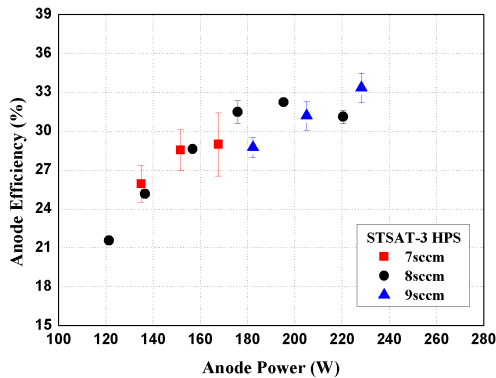
η : 효율, I_a : 양극전류(A), V_a : 양극전압(V)

기체유량 $0.7\sim 1.0 \text{ mg/s}$ 을 흘렸을 경우 배경압력은 $42\sim 78 \text{ }\mu\text{Torr}$ 를 유지하여 참고문헌 [12]에서 제시하는 50 uTorr 를 크게 벗어나지 않는 것을 확인하였다. 운전에 필요한 전력은 상용화된 전원을 사용하였으며, 기체 유량은 Bronkhorst사의 MFC 2채널을 양극과 음극에 각각 사용하였다. 이때, 운전전압은 250 V 로 음극의 기체 유량은 0.1 mg/s 으로 고정하여 실험하였다.

방전전압 250V 에서 기체 유량변화에 따른 방



(a)



(b)

Fig. 14. HPS performance results: (a) thrust, (b) efficiency

전전류, 추력을 측정하여 Fig. 14와 같은 결과를 얻었다. 기체 유량에 따라 방전전류 및 추력은 거의 선형적으로 증가하였으며, 0.9 mg/s 유량의 경우 효율은 약 $28\sim 35 \%$, 추력은 $9\sim 12 \text{ mN}$, 비추력은 약 1200 s 내외로 나타났다.

III. 결 론

우주 첨단 선행기술 검증위성인 과학기술위성 3호는 국내최초의 전구조 복합체 위성이며 홀추력기 추진계 탑재체를 장착하고 있다. 위성탑재용 홀 방식의 전기추력기는 국내에서 최초로 개발되었다. 추력 10 mN , 비추력 1000 s , 효율 35% 의 설계목표를 만족시키는 홀추력기를 성공적으로 개발하여 각종 환경시험 및 성능시험을 수행하였다. 본 연구에서 획득된 개발기술, 노하우, 설계 데이터 등은 차후 개발될 홀추력기 및 기타 추력기의 개발에 많은 정보를 제공할 것이다.

후 기

본 연구는 한국과학기술원(KAIST) 인공위성연구센터(SaTReC)의 과학기술위성 3호 연구개발과정의 지원으로 수행되었으며, 깊이 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Hofer, R. R. and Gallimore, A. D., "Efficiency Analysis of a High-Specific Impulse Hall Thruster", 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Florida, July 11-14, 2004.
- 2) Fisher, J. Wilson, A., King, D., Meyer, S., Engelbrecht, C. and de Grys, K., "The Development and Qualification of a 4.5 kW Hall Thruster Propulsion System for GEO Satellite Applications", 27th International Electric Propulsion Conference, October 15-19, CA, 2001.
- 3) Patterson, M. J., and Benson, S. W., "NEXT Ion Propulsion System Development Status and Capabilities", NASA/TM-2008-214988, 2008.
- 4) van Put, P., van der List, M. C. A. M., and Yuce, V., "Development of an Advanced Proportional Xenon Feed Assembly for the GOCE Spacecraft", Proceedings of the 4th International Spacecraft Propulsion

Conference(ESA SP-555), June 2-9 China, 2004.

5) Koppel, C. R. and Marchandise, F., "The SMART-1 Electric Propulsion Subsystem in Flight Experience", AIAA-2004-3435, 2004.

6) Marcucci, M. G. and Polk, J. E., "NSTAR Xenon Ion Thruster on Deep Space 1: Ground and Flight Tests", Review of Scientific Instruments, Vol. 71, No. 33, 2000, pp. 1389~1400.

7) Bushway III, E. D., King, P. and Drew, J., "Recent Developments in Electric Propulsion Feed Systems at Moog Inc.", Proceedings 4th International Spacecraft Propulsion Conference, June 2-4, Italy, 2004.

8) Tam, W. H., and Griffin, P. S., "Design and Manufacture of a Composite Overwrapped Pressurant Tank Assembly", AIAA 2002-4349, 2002.

9) Morozov, E. V., "The Effect of Filament-Winding Mosaic Patterns on the Strength of Thin-Walled Composite Shells", Composite Structures, Vol. 76, 2006, pp. 123~129.

10) Lossie, M., and Brussel, H. V., "Design Principles in Filament Winding", Composites Manufacturing, Vol. 5, No. 1, 1994, pp. 5~12.

11) Bushway III, E. D. and Perini, R., "Proportional Flow Control Valve(PFCV) for Electric Propulsion Systems", Proceedings 3rd International Conference on Spacecraft Propulsion, October 10-13, Cannes, 2000, pp. 597~586.

12) Richard, R. H., "Characterizing Vacuum Facility Backpressure Effects on the Performance of a Hall Thruster", Proceedings, 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, CA, 15-19 October, 2001.