

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.1.84

우주추진용 홀방식의 전기추력기를 위한 제논연료공급장치 개발

김연호*, 강성민*, 정연형*, 선종호**, 위정현***, 윤호성***, 최원호****, 이종섭****, 서미희****

Development of Xenon Feed System for a Hall-Effect Thruster to Space-propulsion Applications

Younho Kim*, Seongmin Kang*, Yunhwang Jung*, Jongho Seon**, Junghyun Wee***, Hosung Yoon***, Wonho Choe****, Jongsub Lee**** and Mihui Seo****

ABSTRACT

A Xenon Feed System (XFS) has been developed for hall-effect thruster to small satellite space-propulsion system applications. The XFS delivers low pressure gas to the Anode and Cathode of thruster head unit from a xenon storage tank. Accurate throttling of the propellant mass flow rate is independently required for each channel of the thruster head unit. The mass flow rate to each channel is controlled using the accumulator tank pressure regulation through a micron orifice and isolation valve. This paper discusses the Xenon Feed System design including the component selections, performance estimation and functional test.

초 록

소형인공위성의 우주추진체로 사용될 홀방식 전기추력기의 서브시스템으로 제논연료공급장치가 개발되었다. 제논연료공급장치는 연료저장탱크에서 추력기의 양극과 음극에 낮은 압력으로 연료를 공급하게 된다. 추력기는 양극과 음극에서 독립적으로 정밀한 연료의 유량제어를 요구하고 있다. 연료의 유량은 양극과 음극에 각각 위치한 오리피스와 차단밸브를 통해 축압탱크의 압력을 변경함으로써 조절된다. 본 논문은 제논연료공급장치의 부품선정을 포함한 설계와 성능검증 및 기능시험에 대한 내용을 다루고 있다.

Key Words : Small Satellite(소형위성), Hall-Effect Thruster(홀 추력기), Xenon Feed System(제논연료공급장치), Micro Flow Control(미세유량제어)

1. 서 론

소형화된 전기추진 시스템은 높은 연료 효율과 시스템 무게 및 부피 절감 등의 장점으로 소

형위성의 임무에 적합성이 대두되고 있다. 특히 홀(Hall) 방식의 전기추력기는 소형화가 용이하고, 비교적 간단한 장점이 있어 활용도가 높아지고 있다. 이러한 이유에서 소형인공위성의 임무수행을 위한 홀방식의 전기추력기시스템(HEPS)이 국내에서도 산학협력으로 개발되고 있다. 현재 개발되고 있는 전기추력기시스템은 추력발생부(THU), 연료공급부(XFU), 전력공급부(PPU)로 구성되어 있다. 추력기의 소모전력은 300 W이며, 추력효율은 ~30 %로서 약 1500 s의 비추력으로 10 mN의 추력을 발생시킬 수 있다[1].

† 2010년 9월 8일 접수 ~ 2010년 12월 19일 심사완료

* 정희원, (주)셋트랙아이

교신저자, E-mail : yhk@satreci.com

대전시 유성구 전민동 461-26

** 정희원, 경희대학교 우주과학과

*** 정희원, (주)스페이스솔루션스 기술연구소

**** 정희원, 한국과학기술원 물리학과

본 시스템에 적용을 목적으로 연료공급부의 지상시험모델이 개발된 바 있으며[2], 이를 바탕으로 우주환경에 적용 가능한 시스템의 개발이 진행되고 있다. 전기추진 시스템은 극히 적은양의 연료를 사용하기 때문에 미세하게 연료를 공급해 주는 장치가 필요하다. 또한 고압의 연료를 장기간 저장하고 필요시에 정확한 양을 공급해 주는 역할을 우주공간에서 수행하여야 하므로 저장성과 정밀한 제어기술이 필요하다. 최근에는 정밀유체제어기술의 발달로 인해 소형화된 부품들을 사용한 연료공급장치의 구현이 가능하게 되었다. 그러나 사용되는 부품들에 따라 연료의 유량은 일정 범위에서 제한적으로 고정된다[3]. 반면에 전기추진 시스템은 넓은 영역에서 공급유량의 제어가 소요되기도 한다. 특히 심우주 임무에는 태양에너지가 감소하기 때문에 유량조절을 통해 추력을 제어하여야 한다[4].

본 논문은 현재 개발중인 제논연료공급장치의 정밀하고 넓은 범위에서의 유량제어방법에 대한 내용을 기술하고, 시스템 통합조립 및 성능 검증 시험내용을 다루고 있다.

II. 본 론

2.1 시스템의 기능 및 운용

연료공급장치는 추력기의 요구조건에 따라 연료의 공급량을 조절하는 역할을 수행하게 된다. 추력기의 작동 순서에 따라 양극과 음극에 연료를 공급하는 절차를 따르게 되고 필요에 따라서는 공급 유량을 조절하는 역할을 수행하게 된다. 해외에서 개발되고 있는 연료공급장치는 압력조절밸브와 비례밸브를 활용하여 공급유량을 조절하는 방식을 주로 적용하고 있다. 이러한 시스템들은 부품의 소형화와 시스템의 단순화관점에서 많은 이점이 있다[5]. 그러나 비례제어방식의 유량제어장치는 유로면적의 변화를 통해 유량을 제어하므로 정밀한 제어에 어려움이 따른다. 이에 반해 고정면적의 오리피스와 압력조절을 통한 유량 조절방법은 정밀도를 향상시킬 수 있으며, 비교적 간단한 제어개념으로 시스템을 운용할 수 있는 장점이 있다.

본 논문에서 다루고 있는 시스템은 작동압력을 조절하여 공급되는 연료의 유량을 제어하는 방식으로 유량정밀도를 향상시킬 수 있으며, 넓은 범위에서 유량을 제어할 수 있어 심우주 임무에도 적합함을 제시하고 있다.

Table 1. Requirement of Xenon Feed Unit

Item	Classification	Value
Operating Pressure	Storage Pressure Range	120 to 7.0 bar
	Regulating Pressure Range	1.0 to 7.0 bar
Flow rate	Anode	4 ~ 10 sccm
	Cathode	0 ~ 3 sccm
Flow Response	Original target	< 1 sec
System Mass	Dry mass	< 7 kg
System Volume		< 450 × 380 × 250 mm ³
Destination		To Thruster head unit in vacuum

본 시스템은 연료저장탱크로부터 고정면적의 오리피스를 통해 차단밸브를 개방하여 저압부 축압탱크에 연료를 유입시킴으로서 압력조절을 조절하게 된다. 이때 공급되는 유량은 오리피스의 크기와 저장되어있는 연료의 압력에 따라 달라지게 되는데 시험을 통해 적절한 오리피스의 크기와 밸브 조절시간을 결정하게 된다. 이때 오리피스의 크기가 크면 밸브의 조작시간이 짧아져 제어가 어렵고, 작아지게 되면 밸브조작시간이 길어져 전력소모가 커지게 된다. 또한 축압탱크의 용적에 따라 압력의 정밀도와 밸브작동 시간이 달라진다.

추력기에 공급되는 연료의 유량은 고정면적의 오리피스를 사용하여 축압탱크의 압력을 변화시킴으로써 조절하며, 오리피스 전단에 차단밸브를 두어 연료의 공급여부를 결정하게 된다.

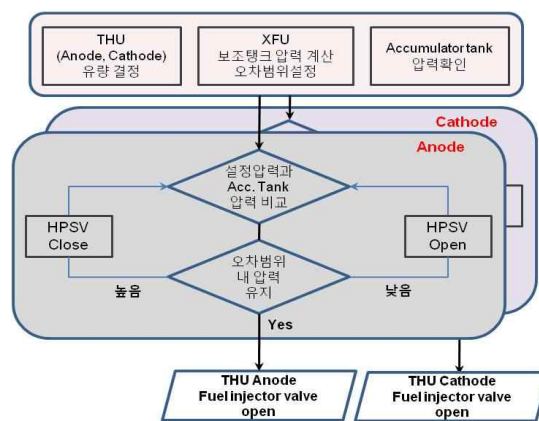


Fig. 1. Operating concept of Xenon Feed Unit

2.2 시스템 구성

추력기(Thruster)는 양극과 음극에 각각 다른 양의 연료를 주입하여야 하므로 독립적으로 제어하기 위해 각각의 채널을 구성하였다. 양극과 음극의 구성품은 같으나 오리피스(Orifice)의 크기와 작동압력은 임무에 따라 달라지게 된다. 시스템의 구성과 운용개념은 Fig. 2와 같으며 주요 구성품의 기능과 특성을 아래에 정리하였다.

제논 연료탱크(Xenon Propellant Tank)

연료로 사용되는 제논가스(Xenon gas)는 16.6 °C, 5.84 MPa에서 임계점을 갖는다. 위성의 운용 및 발사과정에서 슬로싱(Sloshing)효과에 의해 발생할 수 있는 문제들을 방지하기 위해 기체상태로 저장하는 것이 유리하다. 따라서 120 bar의 기체상태를 유지하기 위해 온도조건을 16.6 °C 이상으로 반드시 유지하여야 하며, 본 시스템에서는 약 30 °C로 유지할 수 있도록 히터를 이용하여 제어하게 된다. 연료는 30 °C에서 120 bar로 저장되고 운용중 온도상승에 의한 압력 변화를 고려하여 허용압력을 310 bar까지 고려하였다. 탱크의 소재는 반응성이 낮은 알루미늄 라이너(Liner)에 복합재 소재를 보강한 형태로 무게절감과 구조적 안정성을 향상시킬 수 있었다.

차단밸브(Isolation Valve)

고압의 연료를 시스템에 공급하고, 작동하지 않을 때는 연료의 유입을 막아주는 역할을 수행하는 밸브로 일직선형밸브(Inline type solenoid valve)를 사용하였다. 전원이 인가되지 않았을 때에는 닫힘상태(Normal closed)이며, +28 DCV의 전원을

공급하면 열리는 On/Off 기능만을 수행하게 된다. 소모전력과 발열을 줄이기 위해 밸브가 열린 후 +4 DCV로 입력 전원을 감소하여 공급하게 된다.

오리피스(Flow Restriction Orifice)

공급 유량을 조절하기 위해 오리피스(Orifice)를 사용하였다. 오리피스는 압력조절용과 유량조절용으로 나뉘게 되는데, 압력 조절용은 고압밸브후단에 장착되어 축압탱크에 주입되는 연료의 양을 결정하게 된다. 유량 조절용은 축압탱크의 압력과 함께 추력기에 공급될 연료의 양을 결정하는 역할을 하게 된다.

축압탱크(Accumulator Tank)

연료를 일정 압력으로 저장하였다가 추력기에 의해 소모되게 되면 부족한 양만큼 고압부에서 공급받아 오차범위 내에서 압력을 유지해 주는 역할을 수행한다. 축압탱크의 압력변화는 고압부에서 유입되는 연료의 양에 의해 결정되며 압력 센서의 출력값을 피드백하여 고압밸브의 작동을 결정한다. 또한 축압탱크의 부피에 따라 고압밸브의 동작시간과 압력의정밀도가 결정된다.

압력센서(Pressure Transducer)

압력센서의 신호를 통해서 축압탱크의 압력을 조절하게 되므로 정밀한 측정이 가능한 센서가 필요하다. 본 시스템은 3개의 정밀한 압력센서를 한 채널에 구성되어 평균값을 통해 압력을 측정하게 된다. 센서의 이상이 발생하였을 경우 이상이 있는 센서를 제외한 나머지 센서의 평균값을 취하는 방식으로 중복성(Redundancy)을 두었다. 우주환경에서 외부누설을 방지하기 위해 모든

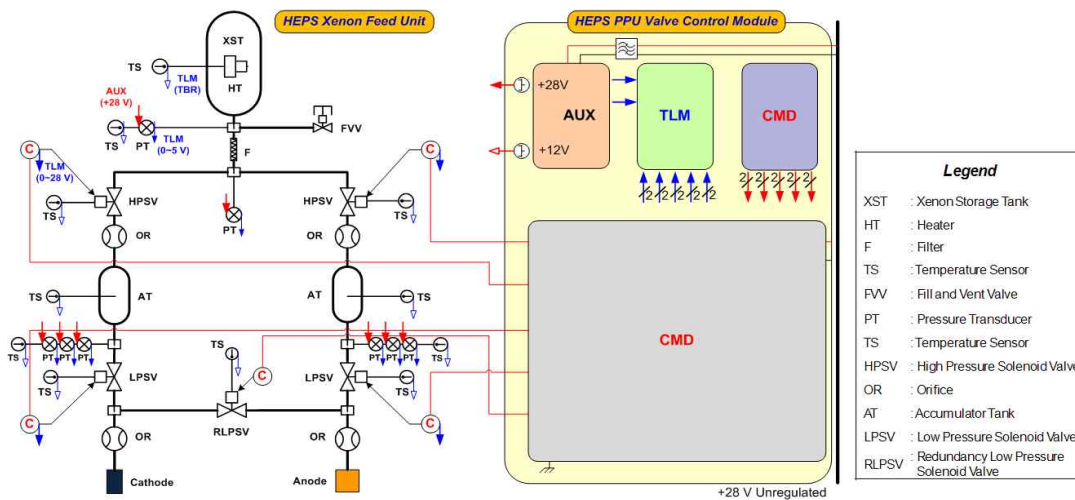


Fig. 2. Schematic diagram of Xenon Feed Unit

Table 2. Component specification

Component	Specification
Propellant Tank	Volume : 2 [liter] Service Pressure : 310 [bar]
Fill and Vent Valve	Metal to Metal connection Triple seal mechanism
Isolation Valve	Temp. Range : 10°C to 65°C Pressure Rating : 207 [bar]
Accumulator Tank	Volume : 0.2 [liter] Service Pressure : 50 [bar]
Pressure Sensors	0 ~ 150, 0 ~ 7 [bar] Rated Voltage : 12±4 [DCV]
Orifice	Pressure control : 10 ~ 15 μ m Flow control : 5 ~ 20 μ m

부품들의 연결부는 용접을 통해 결합된다. Table 2에 본 시스템에 사용된 부품들의 정보를 요약하였다.

2.3 시스템 조립 및 시험

시스템의 무게를 줄이기 위해 알루미늄 하나콧(Honeycomb) 바닥판을 사용하여 부품을 고정하였으며, 조립시에 사용되는 용접헤드(Weld head)의 적용범위를 고려하여 부품을 배치하였다. 연료의 충전 및 배출부는 부품의 제약조건을 고려하여 1/4 inch SUS tube로 연결하였고, 그 외의 구성품은 유량이 작고 유속이 낮아 1/8 inch SUS tube로 연결하였다.

각 구성품들간의 연결은 오비탈용접(Orbital weld)을 적용하였으며, 시편의 시험을 통해 내압과 균열상태를 검증하였다. 본 용접 기법은 시스템 내부에 일정량의 고순도 아르곤가스를 주입해 주어야 완전한 성능을 낼 수 있으므로 가스의 주입양과 속도를 정확하게 제어하여야 한다. 특히 압력용기들은 내부의 잔여 공기등이 제거될 수 있도록 충분히 퍼징하고, 내부 압력이 높아지지 않도록 용접가스의 공급량을 조절하여야 한다.

시스템의 부피를 감소하고 조립시 어려움을 줄이기 위해 주요 구성품들을 모듈화 하여 배치와 조립을 수행하였다. Fig. 3은 시스템의 설계형상으로써 압력조절부, 유량조절부, 연료충전부로 모듈화 되어 복잡한 구성을 단순화 한 모습을 볼 수 있다. 설계시에는 용접을 적용하기 위한 용접헤드(Weld head)와 부품간의 간섭을 피하고 최소 공간을 차지할 수 있도록 설계하였으며, 조립시에는 각각의 모듈을 별도의 지그(Jig)에서 조립하여 시스템에서는 연결이 쉬운 부분만을 조립하여 조립의 어려움을 줄일 수 있었다.

조립이 완성된 후 시스템 내부의 청정도 검사를 통해 잔류된 오염물을 제거하였으며, 질소가

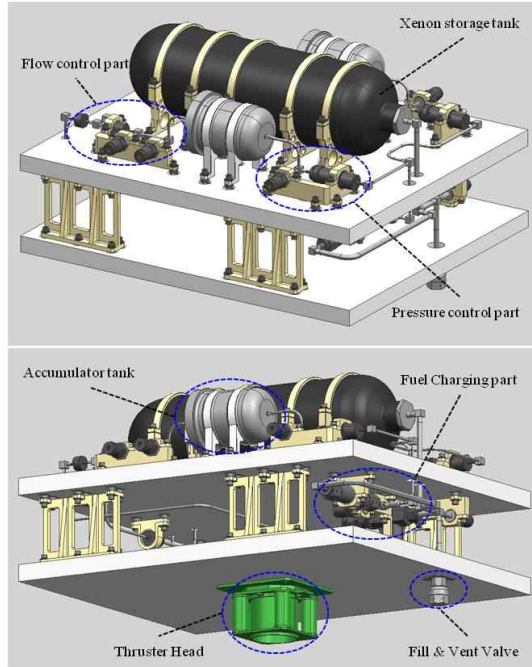


Fig. 3. Design configuration of system

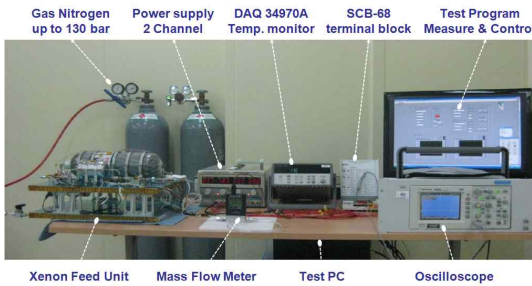


Fig. 4. Performance test set-up

스를 활용하여 120 bar의 내압 충전시험을 통해 내구성 및 기밀유지성능을 검증하였다.

시스템의 압력과 유량조절 성능을 확인하기 위해 Fig. 4와 같은 구성을 통해 시험을 진행하였다. 압력의 정밀도에 따라 유량조절 성능이 결정되기 때문에 센서의 출력신호를 정밀하게 분석하여 보정을 수행하였다. 고압과 저압부에 장착되어있는 압력센서들과 유량측정계의 신호는 NI-DAQ장치를 사용하여 PC에 저장되며, 밸브 및 주요 구간의 온도는 T-type TC를 부착하여 측정하였다. 시스템의 보정 및 성능시험은 고순도의 질소가스를 사용하였으며, 배압이 대기압인 상태에서 수행되었다. 120 bar로 충전한 상태에서 장시간 압력을 측정함으로써 기밀유지성능을 재차 확인하였다.

본 시험은 시스템의 특성과 기능적 측면을 분석하기 위한 시험으로써 수행되었으며, 운용조건에 맞는 진공환경에서의 시험은 향후에 수행될 것이다.

2.3 시험결과

축압탱크의 압력을 조절하기 위해 사용된 오리피스 크기는 수 마이크로미터로 LASER가공을 통해 제작되었으며, 가공 형태와 면적을 확인하기 위해 SEM 분석을 수행하였다. Fig. 5를 통해 가공형태를 살펴보면 원주방향으로 동심원을 이루지 못하고 있는 것을 확인할 수 있으며, 기타 영상분석을 통해 길이방향으로 노즐형태를 이루고 있음을 확인할 수 있었다. 표면은 물결 형태의 불균일한 형상을 보이고 있으며 전면과 후면의 가공형태가 달라 방향성이 있음을 확인하였다.

SEM분석을 통해 선정된 오리피스를 XFU의 유량조절부에 장착하여 보정시험을 수행하였다. 대기압과 공급압력은 시스템에 장착된 압력센서들을 통해 측정하였으며, 질량유량계(Mass Flow Meter)을 활용하여 유량을 측정하였다. 작동가스는 고순도의 질소가스를 사용하였으며, 온도는 XFU의 XST에서 측정하였다.

Figure 6에서 보정시험 결과를 살펴보면 공급압력에 따라 유량이 증가하면서 임계점에서 쇼크(Choke)되어 압력에 선형적으로 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 오리피스가 노즐의 형

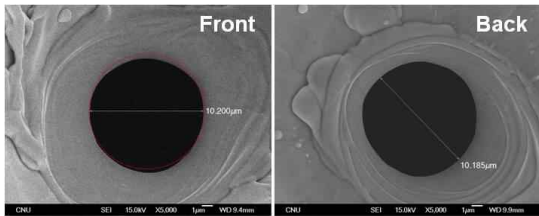


Fig. 5. SEM analysis of orifice

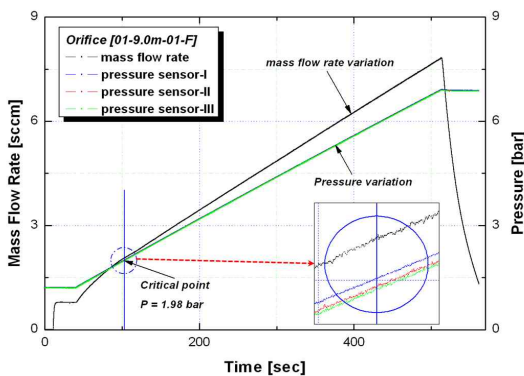


Fig. 6. Calibration result of orifice

Table 3. Test condition of pressure regulation

Item	Anode	Cathode
Operating Pressure	3 bar	
Flow rate	5 sccm ± 1 %	3 sccm ± 1 %
Orifice size (Diameter)	14.27 micron	10.22 micron

상을 이루고 있음을 재차 확인할 수 있었으며, 오리피스의 유량계수를 계산할 수 있었다[6]. 시스템에서는 임계점 이상의 압력을 적용하여 사용할 수 있도록 오리피스크기를 선정하였다.

축압탱크의 압력조절 성능을 확인하기 위해 고압부와 저압부의 오리피스를 선정하여 조립한 후 운용조건에서 실험을 진행하였다. 오리피스의 크기와 실험 조건은 Table 3과 같다.

추력기가 작동하는 조건을 모사하기 위해 연료공급밸브를 열림 상태로 유지한 상태로 두고, 축압탱크의 압력이 일정범위에서 유지되는 성능을 확인하였다. Fig. 7과 Fig.8은 양극과 음극에서 축압탱크의 압력이 변화하는 특성을 보여주고 있다. Fig. 7에서 추력기의 양극에 공급되는 연료의 양이 5 sccm에서 ±1 %에서 유지되고 있는 것을 확인할 수 있다. 연료소모에 따른 압력을 보상하기 위해 HPSV가 열리며 축압탱크의 압력을 증가시키고, 유량이 +1 %를 초과하면 HPSV를 닫아 압력을 유지하게 된다. 축압탱크의 압력은 3개의 압력센서 신호값의 평균치를 피드백 받아 판단하게 되고, Valve Control Module(VCM)을 통해 밸브의 On/Off를 제어하게 된다.

Figure 8에서 음극의 연료소모에 따른 축압탱크의 압력이 조절되는 성능을 확인할 수 있다. 양극과 마찬가지로 연료의 유량이 3.13 sccm에서 ±1 %로 유지되고 있음을 확인할 수 있다. 이를

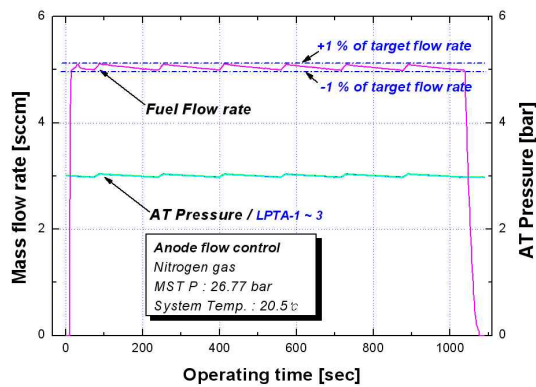


Fig. 7. Pressure regulation of Anode

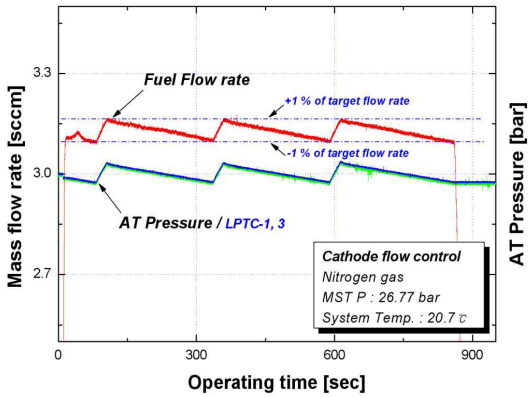


Fig. 8. Pressure regulation of Cathode

통해 시스템의 유량 오차율이 $\pm 1\%$ 내에 있음을 알 수 있었으며, 압력범위 설정을 통해 정밀도를 더욱 향상 시킬 수 있음을 알았다.

같은 방법으로 추력기에 공급하는 유량을 변경하고자할 때는 축압탱크의 압력과 오차율을 설정하여 유량과 정밀도를 변화시킬 수 있다. 본 시스템은 축압탱크의 작동압력범위가 넓기 때문에 넓은 범위에서 유량을 변화시킬 수 있는 장점이 있다.

III. 결 론

우주 추진용 전기추력기의 서브시스템으로 제논연료공급장치의 제작 및 성능시험이 진행 되었다. 지상시험모델의 개발 경험을 토대로 우주환경에 적용이 가능한 시스템으로의 개발을 목표로 하고 있으며, 이에 대하여 첫째로 고진공 환경에서의 저장성을 높이기 위해 용접을 적용하여 기밀 유지성능을 확인하였다. 유량의 정밀도를 높이기 위해 고정면적의 오리피스와 공급압력조절 방식을 적용하여 시스템을 구현한 결과 오차율을 1% 이하로 줄일 수 있었다. 임무에 따라서는 연

료의 유량을 넓은 범위에서 조절하여야 하므로 축압탱크의 압력을 변화시킴으로써 유량을 조절할 수 있도록 시스템을 구현하였다. 우주공간에서 부품의 고장은 수정이 불가능한 점을 고려하여 중복성(Redundancy)을 두기도 하는데[7], 본 시스템에서는 두 채널사이에 밸브를 추가함으로써 간단하게 구현할 수 있었다.

성능시험을 통해 시스템의 기능적 측면을 검증하였으며, 열환경 및 추력기시스템 통합시험이 향후 진행될 예정이다.

참고문헌

- 1) 선종호, 강성민, 김연호, 전은용, 최원호, 이종섭, 서미희, "소형위성의 궤도천이 및 보정을 위한 홀 추력기의 제작", 한국항공우주학회지, 제 37권 제 5호, 2009, pp. 409-495.
- 2) 김연호, 선종호, 강성민, 위정현, 윤호성, 최원호, 이종섭, 서미희, "300 W급 홀 추력기를 위한 제논연료공급장치 개발", 한국항공우주학회지, 제 37권 제 4호, 2009, pp. 419-242.
- 3) M.C.A.M. van der list, "NEXT generation electrical propulsion feed system and spin-off micro-propulsion components", ISPC June 2004.
- 4) Steven Oleson, Leon Gefert, Scott Benson, and Michael Patterson, "Mission Advantages of NEXT: NASA's Evolutionary Xenon Thruster", AIAA-3969, July 2002.
- 5) Bushway III, Edward D., Perini, Richard, "Proportional Flow Control Valve (PFVC) for Electric Propulsion Systems", AIAA-3745, July 2000.
- 6) Kirtley, D., et.al., "Analysis of xenon Flow Calibration Techniques for Electric Thruster Testing", AIAA-3817, July 2002.
- 7) Randall S., Carl S., Gani B., et.al., "Xenon Propellant Management System for 40 cm NEXT Ion Thruster" AIAA-4880, 2003.