

과학기술위성3호 홀 추력 제어기 개발

이성호*, 조희근*, 유준**

Development of a Hall-thruster Propulsion Controller for Science Technology Satellite-3

Sung-Ho Rhee*, Hee-Keun Cho* and Joon-Lyou**

ABSTRACT

The Propulsion Control Module(PCM) of Hall-thruster Propulsion System(HPS) for Science and Technology Satellite-3 (STSAT-3) has the flow control accuracy of less than $\pm 3\%$ and the pressure control accuracy of less than $\pm 5\%$. The pressure controller adjusts pressure around the set point by using a Proportional Flow Control Valve (PFCV) and a high pressure transducer, while the flow controller regulates the flow rate using PFCV and the anode current telemetry of the Hall Thruster. The controllers are chosen as the Proportional and Integral(PI) type, and the PI gains are tuned based on the Matlab simulations. The result of the PCM test had the flow control accuracy of less than $\pm 1.87\%$ and the pressure control accuracy of less than $\pm 5\%$. This paper describes the design, realization, and performance test results of the PCM.

초 록

과학기술위성3호(STSAT-3)용 홀추력시스템(HPS)의 추력제어모듈(PCM)은 압력정밀도 5%이하와 유량정밀도 3%이하를 목표로 한다. 압력제어기는 비례유량제어밸브(PFCV)와 저압압력센서를 사용하여 목표압력을 제어하도록 하고, 유량제어기는 PFCV와 홀추력기의 애노우드(anode) 전류를 이용하여 유량을 조절한다. 제어형태로는 비례,적분(PI) 제어기를 선택하고, PI 이득은 Matlab 시뮬레이션을 통하여 정한다. 시험결과 압력정밀도 $< \pm 5\%$ 와 유량정밀도 $< \pm 1.87\%$ 를 얻었다. 본 논문은 홀추력 제어모듈의 설계, 구현, 그리고 성능시험 결과를 기술한다.

Key Words : STSAT-3(과학기술위성3호), Hall Thruster(홀 추력기), PCM(추력제어모듈), PFCV(비례유량제어밸브), PI controller(PI 제어기)

1. 서 론

지금까지 다양한 종류의 인공위성용 전기추진기가 개발되어 왔다. 그러한 전기추진기 가운데 홀추력기 형태가 가장 활발하게 개발되어지고 있

다. 홀추력기는 고효율, 소형, 그리고 높은 비추력을 가지는 특징들 때문에 최근 차세대 소형위성용 전기추력기로 각광을 받고 있다. 일례로, European Space Agency와 영국의 Surrey Satellite Technology는 20~50mN급 제논 전기추진기를 개발하고 있으며[1,2], 미국도 최초로 이온추진기 BHT-200를 장착한 위성을 발사하였다. 하지만 한국에서의 개발환경은 이제 시작하는 단계이다. 국내에서는 우주기업 세트렉아이가 홀추진기를 개발해 왔으며[3] 인공위성연구센터(SaTReC)

† 2010년 3월 29일 접수 ~ 2010년 9월 18일 심사완료

* 정회원, KAIST 인공위성연구센터

** 정회원, 충남대학교 전자공학과

교신저자, E-mail : jlyou@cnu.ac.kr

대전광역시 유성구 궁동 220

는 국내최초로 과학기술위성3호에 탑재하여 자세 제어용 및 궤도 보정용으로 시험할 계획이다. 본 논문에서는 홀추력 제어모듈의 설계 및 구현 과정을 서술하고, 성능시험 결과에 대해 논한다.

1.1 HPS 구성도

Hall-thruster Propulsion System(HPS)는 크게 Xenon Feeding System(XFS), PCM(Propulsion Control Module), HT(Hall Thruster), 그리고 Power Processing Module (PPM)으로 구성되어 있다. 그림1은 HPS 구성도를 보여주고 있는데 위성의 버스와 연결된 모듈은 On-Board Computer (OBC), Telemetry Command and Telemetry Module (TCTM), 그리고 Power Distribution Unit(PDU)이다.

XFS은 50~100bar의 제논가스를 저장하는 용기이고 저장된 제논가스는 압력제어밸브와 유량제어밸브를 통하여 추력기의 애노우드(anode)와 캐소우드(cathode)에 각각 공급된다. 추력기의 애노우드에 도달된 제논가스는 홀효과에 의해 플라즈마 상태로 변환되고 가속되어 제논가스의 양성자만이 고속으로 추력기노즐을 향해 방출된다. 히터는 전자를 발생시켜 캐소우드와 애노우드가 전류 페루프가 형성되도록한다. 캐소우드는 추력기가 점화된 후 외곽으로 방출된 제논이온을 중화시키는 기능을 수행한다.

PCM은 제어신호를 발생시킬 뿐만 아니라 HPS내의 모든 모듈로부터 전압, 전류, 압력, 온도와 같은 아날로그 텔레메트리(telemetry) 신호들을 받는다. 이러한 아날로그 신호들을 디지털 신호로 변환하여 PCM제어 신호와 House keeping 신호로 사용한다. PCM은 추력기에서 발생된 애노우드 전류 텔레메트리 신호를 이용하여 제논가스의 유량을 제어하고 압력센서를 이용하여 압력을 제어한다. OBC는 38400bps의 RS422 UART를 통하여 PCM에게 명령을 주고 House keeping 데이터를 수신한다. 안정적인 자세제어를 위하여 항상 기체상태를 유지해야 하는 제논탱크는 TCTM에 의해서 탱크의 온도가 직접 제어된다. 제논탱크의 온도조절은 상한 및 하한이 미리 설정된 thermostat에 의해 자동적으로 이루어진다. PCM은 HT로부터 플라즈마 상태의 온도를 측정하여 모니터링한다. 애노우드 전극의 중심은 고온이므로 500도 급의 써머커플 온도센서를 사용한다.

버스의 PDU로부터 공급된 전력은 HPS의 PPM에 제공된다. PPM은 다시 전원을 PCM에 공급한다. PPM은 HT의 애노우드, 캐소우드, 히

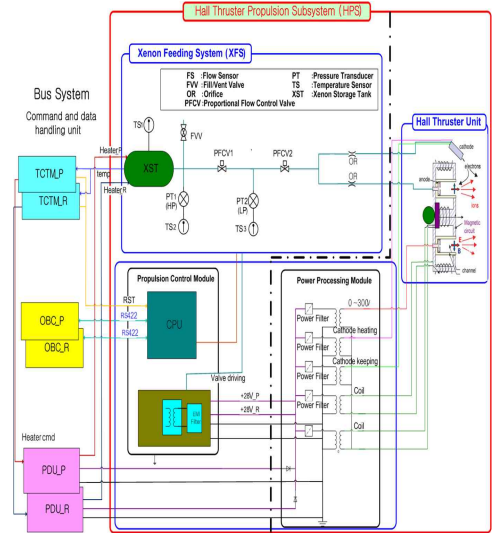


그림 1. HPS 구성도

터, 키퍼, 마크네트1 그리고 마크네트2 모듈들의 동작전력을 제어한다. PCM은 PPM의 각 모듈들의 전원을 ON/OFF하고 HPS 운용시나리오에 따라서 제어를 수행한다. 그리고 PCM은 XFS를 통하여 유량을 조절하기 때문에 XFS의 유체역학적인 특성, 특히 밸브의 특성을 충분하게 고려하여 설계해야 한다.

II. 본 론

2.1 PCM 요구사항

PCM에 부과된 요구조건은 표 1에 주어진 바와 같이, 압력정밀도는 ±5% 이하, 유량정밀도는 ±3% 이하이다.

표 1. PCM의 요구사항

Parameters	Contents	Requirements
Pressure control accuracy	0.5~3bar	< ±5%
Flow control accuracy	Anode	< ±3%
	Cathode	< ±3%
Flow response time	time	< 20s

2.2 PCM 모델링

PCM의 제어기를 설계하기 위하여 제어대상인 밸브(PFCV)와 구동에 의해 발생된 전자기력이 밸브 구경(orifice)을 조절하는 전자석부를 모델링하면 다음과 같다.

식 (1)은 PFCV 모델을 나타낸 것이며,

$$V(s) = \frac{K \cdot \omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (1)$$

밸브 구동회로는 식 (2)와 같이 표현된다.

$$D(s) = \frac{1}{Ls + R} \quad (2)$$

여기서, L은 밸브의 코일값, R은 밸브의 저항값, k_i 는 스프링의 탄성계수, m 은 Plunger 무게, μ 는 점성마찰계수를 나타내고,

$K = \frac{1}{k_i}$, $\zeta = \frac{1}{2} \frac{\mu}{\sqrt{m k_i}}$, $\omega_n = 1/\sqrt{\frac{m}{k_i}}$ 로 정의된다. 실제로 $L=3513\text{mH}@120\text{Hz}$, $R = 75.5\Omega$. $k_i = 0.01\text{kN/mm}$, $\mu = 0.12\text{Ns/m}$, $m = 2\text{g}$ 으로 주어진다. 이제 제어대상 (1)과 (2)에 대해, 그림 2에 도시한 바와 같이, 비례,적분(PI) 제이기 구조를 택한다.

$$K(s) = K_p + \frac{K_i}{s} \quad (3)$$

여기서 K_p 는 비례이득, K_i 는 적분이득을 의미한다.

식 (1) ~ (3)으로부터 폐루프 전달함수를 구하면 다음과 같다.

$$T(s) = \frac{K\omega_n^2(K_p s + K_i)}{T1(s) + T2(s) + T3(s)} \quad (4)$$

$$T1(s) = s^4 L + s^3 (R + 2L\zeta\omega_n) \quad (5)$$

$$T2(s) = s^2 (L\omega_n^2 + 2R\zeta\omega_n) \quad (6)$$

$$T3(s) = s (R\omega_n^2 + K_p K\omega_n^2) + K\omega_n^2 k_i \quad (7)$$

식 (4) ~ (7)로 표현된 전체 PCM 제어시스템에 대해 Matlab 소프트웨어를 이용하여 시뮬레이션한 결과, 그림 3과 4와 같은 출력특성을

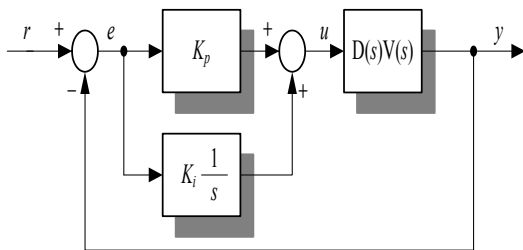


그림 2. PCM 제어시스템 블록선도

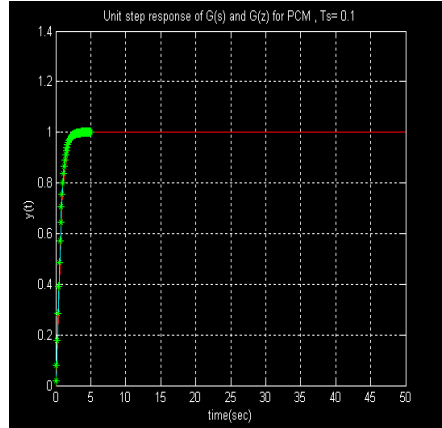


그림 3. 아날로그 출력특성

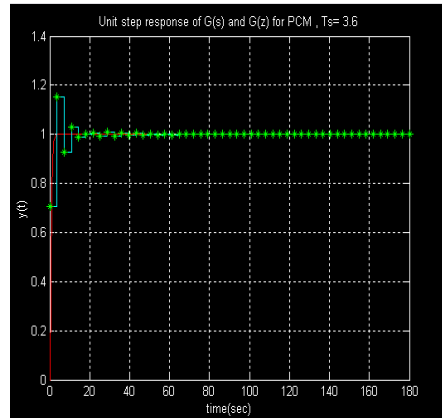


그림 4. 디지털 출력특성(표본시간이 3.0초)

얻었다. 그림 3에서 아날로그 제어인 경우 적색 특성처럼 정상적인 출력특성을 얻으나 그림 4의 디지털 제어를 이용한 출력특성에는 overshoot가 발생하였다. 표본(sampling)시간을 3.0초 이하로 더 이상 줄이지 못하는 이유는 표본주파수를 높이면 출력의 리플(ripple) 성분이 증가하여 오차가 커지기 때문이다.

실험을 실시하기 전에 시뮬레이션 상에서 최적의 성능을 얻기 위해 설계변수로서 제어이득값을

$K_p=100, K_i=0.1$ 와 같이 정하였다.

2.3 PCM 구성도

PCM은 그림 5와 같이 구성된다. PCM은 제어 프로그램이 탑재된 마이크로 제어부, 제어를 위한 로직이 구현된 FPGA부, 아날로그신호를 받아 디지털신호로 변환하는 AD변환부, OBC1과 OBC2의 통신채널을 선택하는 OBC채널 선택부,

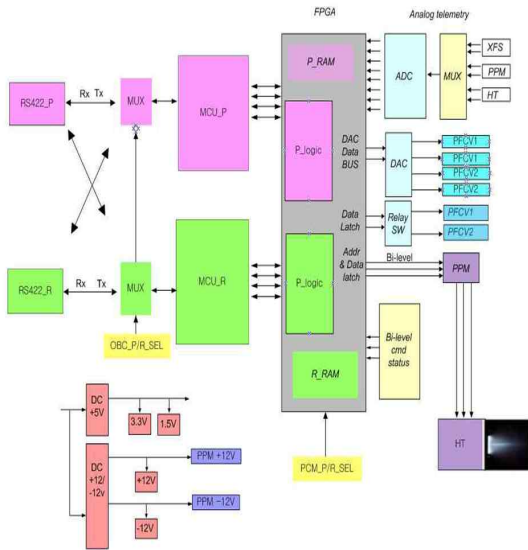


그림 5. PCM 구성도

XFS의 비례유량제어밸브(PFCV)를 구동하기 위한 유량밸브 구동부, 그리고 압력센서의 안정화 전원을 공급하는 압력센서 구동부로 구성되어 있다.

PCM은 HPS의 House keeping자료를 OBC에 전송한다. PCM은 PFCV1과 압력센서를 이용하여 0.5~2bar의 압력을 조절한다. 또한 PFCV2와 에노우드 전류를 이용하여 8~10sccm의 유량을 제어하도록 한다. PCM은 HPS의 모든 텔레메트리를 감지하여 이상 현상이 발생하면 이를 감지하여 적절하게 처리할 수 있도록 하는 자체진단 프로그램을 가지고 있다.

2.4 성능시험

PCM의 성능시험은 우선 벤취에서 PCM의 기능시험을 하고 난 후 XFS와 연동된 기능시험, 압력제어시험과 유량제어 시험을 수행한다. SaTReC의 진공챔버에서 4E-2torr의 기압으로 시험을 실시하였고 우주에서의 환경을 모사하여 시험하였다. 또한 유량제어시험은 센터에서 제작한 모사기를 이용하여 수행하였다. XFS, PCM, PPM 그리고 HT를 이용한 통합시험은 KAIST Gas Discharge Plasma Lab(GDPL)에서 1E-6torr에서 성능시험을 수행하였다. 또한 PCM 모듈은 SaTReC에서 진동시험과 열진공시험을 실시하여 모두 정상적으로 동작함을 확인하였다.

그림 6은 성능시험을 위한 구성도를 나타낸 것이다[4].

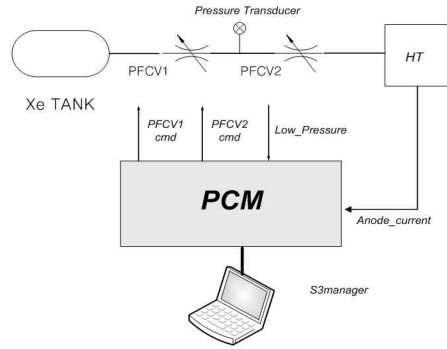


그림 6. PCM 성능시험 구성도

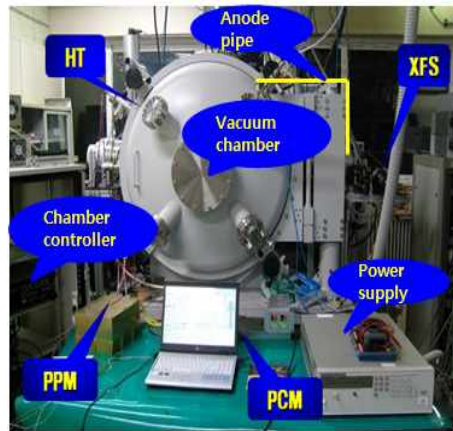


그림 7. PCM 성능시험 전경

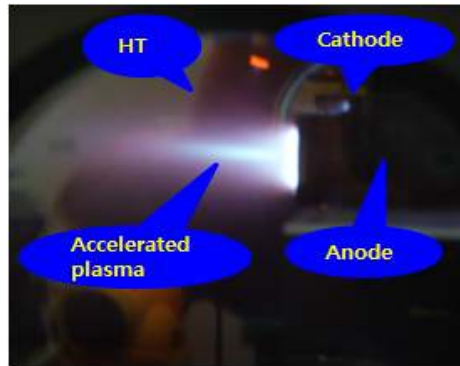


그림 8. 추력기 점화 장면

그림 7은 GDPL 실험실에서 실제로 제논가스를 이용하여 HPS의 성능시험을 수행한 사진이다. 실제 시험시 XFS로부터 챔버에 공급되는 제논 가스공급용 파이프는 약 2m로 설계치보다 길이는 길어서 실험할 때 이를 고려하여야 한다. 그림 8은 EQM HPS의 추력기가 점화하여 진공챔버안에서 추력을 발생시키는 모습을 나타낸 사진

이다. 정상적인 HPS 운용을 위하여 우선 추력기의 캐소우드에 충분하게 예열을 시키고 일정시간이 지나면 애노우드를 켜서 점화를 시키며 곧 바로 마그네트1과 마그네트2를 켜서 제논이온을 가속시킨다. 이러한 정해진 시험 절차에 따라 HPS를 PCM이 제어하도록 한다.

그림 9는 EQM HPS의 성능시험시 측정된 압력센서의 출력특성을 나타낸 것이다. 정상적으로 압력이 제어됨을 확인할 수 있으나 응답시간은 예상(시뮬레이션)보다 느려졌다.

그림 10은 EQM HPS의 성능시험시 측정된 유량의 출력특성을 나타낸 것이다. 표 2에서 정리한 바와 같이 HPS의 요구사항을 모두 만족함을 알 수 있다.

그림 11은 정상적인 성능시험을 실시할 때 측정된 압력센서의 결과를 나타낸 것이다. 정상적인 제어특성을 보이고 있다[5,6].

표 2. PCM 성능평가 결과

Test tems	Requirements	Results
Pressure control accuracy	< ±5%	< ±5%
Flow control accuracy	< ±3%	< ±1.87%
Flow response time	< 20s	< 10s

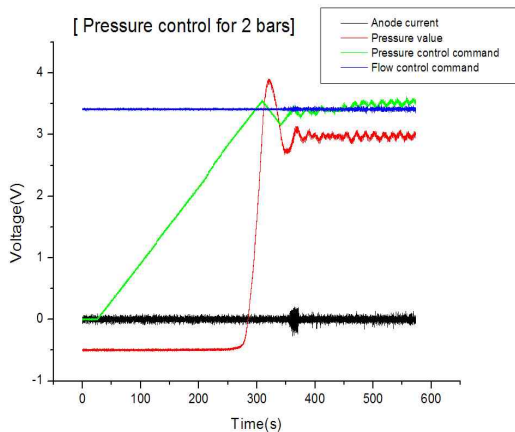


그림 9. 압력제어 시험 결과

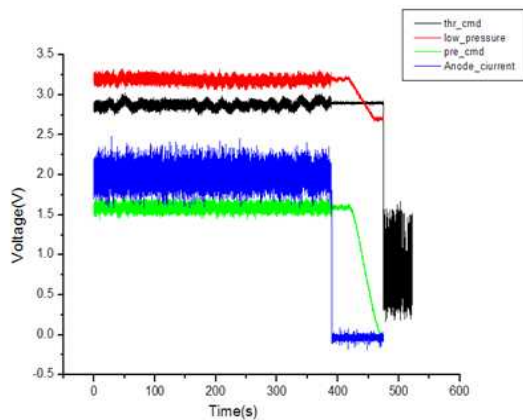


그림 10. 유량제어 시험결과

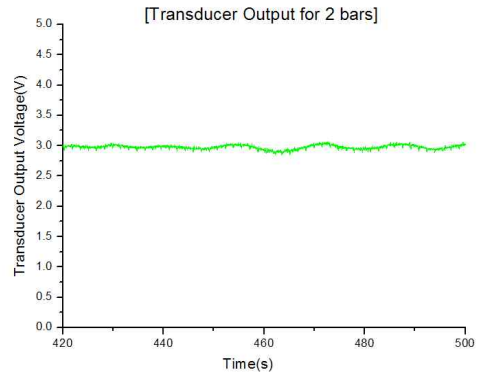


그림 11. 압력센서 측정결과

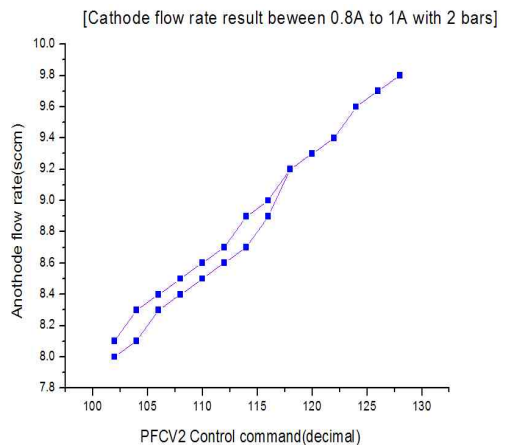


그림 12. 유량증가 시험결과

그림 12는 정상적인 성능시험을 실시할 때 측정된 유량을 나타낸 것이다. 애노우드 전류를 0.8A에서 1.0A까지 증가시킬 때 변화한 유량을 측정된 결과이다. 상승과 하강 시에 유량의 차이는 밸브의 히스테리시스 특성으로부터 기인된 것이다. 현재 사용된 PFCV는 용량이 상대적으로 큰 편이어서 히스테리시스 특성이 좀 더 크게 나타나는 것으로 보인다.

따라서 이러한 특성을 충분히 고려하여 제어 명령을 내리도록 하여야 한다. 정밀도 계산은 1차 polynomial fitting을 수행하여 처리한 것이다.

III. 결 론

EQM급 PCM을 설계, 구현하여 성능 평가한 결과 요구 압력정밀도와 요구 유량정밀도를 모두 만족시키고 있음을 검증할 수 있었다. 하지만 압력제어 특성에서 응답시간이 길고 오버슈트의 발생은 앞으로 보완해야 될 사항이다. 특히 PFCV의 용량은 요구 제어유량에 근사하게 결정하는 것이 바람직하다고 사료된다. 또한 압력 및 유량 제어기의 설계변수인 PI이득은 시뮬레이션을 통해 정하긴 하였으나 실제 시스템에 맞게 다소의 조정이 필요함을 실감하였다.

실제 10sccm이하의 유량을 제어하기 위해서는 1bar이하의 정밀한 압력센서와 밸브구동기가 필요함을 절감하였습니다. 또한 실질적이고 효과적인 개발을 위하여 압력과 유량등 표준화된 시험 시설과 장비도 구축되어야 합니다. 특히 back pressure와 같은 현상을 최소화하기 위하여 파이핑 시스템의 유량특성분석도 함께 연구되어야 합니다.

이러한 경험을 바탕으로 보다 정밀하고 신뢰성 있는 추력제어기의 개발과 함께 실제 우주환경과 유사한 시험시설을 만들어 오차를 감소시키기 위한 노력도 병행되어야 할 것으로 생각합니다.

참고문헌

- 1) Eric J. Pencil "An Overview of Recent Developments in Electric Propulsion for NASA Science Missions", NASA Glenn Research Center, IEEEAC paper #1470, Dec. 2007.
- 2) M, van List, "Next Generation Electrical Propulsion Feed Systems and Spin-off Micro Propulsion Component", ISPC, 2004.
- 3) Younho Kim, et.al., "Development of Xenon feed for a 300W Hall-effect Thruster", The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, 2009. 4, pp. 419 ~ 424.
- 4) E. D. Bushway and R. Perini, "Proportional flow control value(PFCV) for electric propulsion system", 3rd International Conference on Spacecraft Propulsion, 2000, pp. 579-586.
- 5) R. S. Aadland, et.al., "Development Status of the Next Propellant Management System", IAA-2004 -3974, 40th AIAA/ASME/AE/SEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 2004.
- 6) Barharis, Joseph K, Bushway III, Edward D., "Xenon Feed System Development", AIAA 2003 -4879, July 2003.