

우주환경모사 진공실험 시설에서의 미소추력 측정방법

정성철* · 신강창* · 이민재* · 김혜환** · 허환일***

Method of Micro-thrust Measurement in Vacuum chamber for Space Applications

Sungchul Jung* · Kangchang Shin* · Minjae Lee* · Hyehwan Kim** · Hwanil Huh***

ABSTRACT

In this study micro-thrust measurement method in high vacuum chamber is introduced. This is important for the development of micro-thruster for micro-satellite applications. At Chungnam National University, high-vacuum experimental facility has been constructed to simulate space environment. And strain gauge based micro-thrust measurement in vacuum chamber has been studied and discussed.

초 록

본 논문에서는 진공실험 시설에서의 여러 미소추력 측정방법에 대한 소개와 필요성을 말하고 있다. 이는 실제 마이크로 인공위성에 적용을 위한 마이크로 추력기 개발을 위해 필수적인 요소이다. 우주환경모사를 위해 충남대학교 고진공 설비를 구축하였으며, 이 설비에서 효율적인 미소추력 측정이 이루어질 수 있도록 진공 챔버 내의 미소 추력측정 방법에 대한 연구를 진행하였다.

Key Words: Micro-satellite(마이크로 인공위성), Micro-thrust Measurement System(미소추력측정 장치), Micro-thruster(마이크로 추력기), Vacuum chamber(진공챔버)

1. 서 론

MEMS 기술은 인공위성 소형화에도 기여하고 있으며, 현재 전 세계적으로 마이크로 인공위성을 제작하고 연구하고 있다. 이는 인공위성 발사비용 절감을 위함과 동시에 여러 목적을 가진 인공위성

보다 단일 목적의 여러 위성이 경제적으로 기술적으로 신뢰도를 가지고 있기 때문이다. 영국 기업들이 개발한 120kg의 소형위성 탑셋(Topsat)만 해도 해상도 2.5m로 이미지를 제공한다. 이제 마이크로 인공위성이 새로운 우주시대를 열어갈 것이다. 현재 인공위성 선도 기업들은 100kg짜리 위성으로 해상도 1m 이미지를 제공하려고 하고 있다. 모든 인공위성이 그렇듯 인공위성의 수명은 자체 자세제어용 추력기와 궤도 천이용 추력기의 수명과 같이 한다. 즉 추력기의 연료가 모두 소모되면 인공위성의 수명이 다 되었다고 말

* 충남대학교 항공우주공학과 대학원

** 충남대학교 항공우주공학과 학부

*** 충남대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

할 수 있다. 이렇듯 마이크로 인공위성의 추력기 개발은 매우 중요한 요소이며 인공위성의 소형화 추세에 맞춰 그에 적합한 마이크로 급의 추력기의 개발이 요구되며 현재 전 세계적으로 활발히 연구 중이다. 마이크로 추력기의 개발을 위해서는 마이크로 급의 추력을 정확하게 측정할 수 있는 추력측정장치(TMS) 개발이 필수적이다. 특히 인공위성은 지상이 아닌 진공환경에서 운용이 되기 때문에 진공상태에서의 미소 추력을 측정하는 기술의 축적은 매우 중요한 요소이다. 이를 위해 현재 진공설비 구축하였으며, 기초 실험을 마친 상태이며, 미소 추력측정을 위한 추력 측정 장치 연구를 계속 해왔다.

2. 진공환경에서의 미소추력측정 방법

2.1 연구동향

보통의 추력측정 장치[Thrust Measurement System, TMS]는 로드셀(Load cell)을 이용하지만 추력이 마이크로 급으로 작아지면 로드 셀을 이용한 추력측정방법은 신뢰성을 잃게 된다. 보다 정확한 추력측정을 위해 Pendulum Type[2] 이나 토션 발란스(torsion balance)[3], Strain gauge를 부착한 판스프링 타입[4] 등이 이용되고 있으며, 부가적으로 레이저를 이용한 변위측정 방법(LVDT)이 연구 중에 있다.

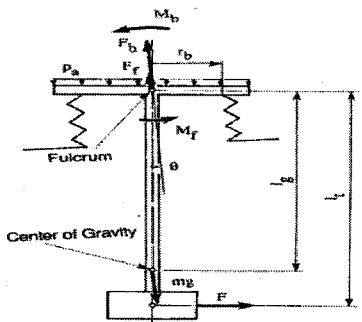


Figure 1. Schematic of Pendulum TMS

Pendulum을 Damping 장비 및 기타 여러 장비와 함께 추력 측정 장치에 이용할 경우

미소추력에 의해서도 큰 변위를 얻을 수 있다. 지렛대 원리에서 착안을 하였으며 보통 여러 개의 Pendulum을 이용하여 작은 추력에도 큰 변위를 얻을 수 있도록 설계되고 있다. 이렇게 얻은 비교적 큰 변위를 레이저나 기타 변위 측정 센서를 이용하여 측정하면 비록 마이크로 급의 추력이라 할지라도 측정이 가능하다.[2]

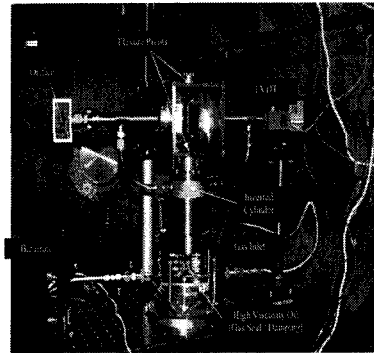


Figure 2. Torsion balance TMS

또한 외국에는 Strain gauge와 판스프링을 이용하여 미소추력을 측정하는 연구가 진행 중에 있다. 이는 좌굴이 일어나는 힘(Buckling Load)에 상응하는 Load를 추력의 수직방향으로 가해주어 변형율을 크게 가져가도록 하는 방법이다. 그 변형율을 Strain gauge를 이용하여 측정하면 미소추력을 측정할 수 있다.[4]

2.2 우주환경 모사 진공실험 시설

마이크로 인공위성의 운용은 고고도에서 이루어진다. 마이크로 추력기의 개발을 위해 고고도 우주환경 모사를 위한 진공설비가 필요한 이유도 여기에 있다. 더욱이 마이크로 추력기의 성능을 파악하기 위해 미소 추력을 측정하는 것은 매우 중요한 요소인데, 이러한 미소추력이 진공설비에서 가능하도록 설비를 꾸미는 것도 연구에 매우 중요한 포인트로 작용한다. 현재 충남대학교는 고고도 우주환경모사를 위한 진공설비를 구축한 상태이며, 자체 연구개발한 마이크로 콜드가스 추력기와 마이크로 추력측정장치(TMS)를 개발한 상태이다. 이러한 두 가지 기술과 고

진공 설비를 결합하여 자체적으로 마이크로 인공위성에 적용이 가능한 마이크로 추력기 개발을 목표로 하고 있다.

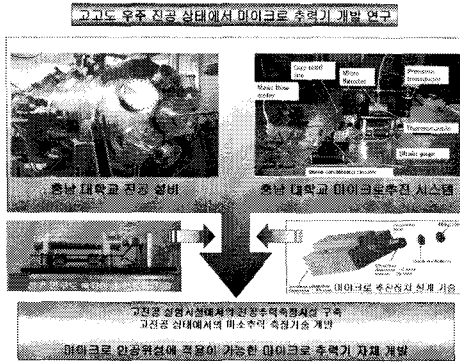


Figure 3. A target of micro-thruster development

선행연구로 (주)한화의 진공설비와 자체개발한 미소 추력측정장치를 이용하여 이미 저 진공 상태에서 마이크로 노즐의 성능파악을 마친 상태이며, Fig. 4는 두 개의 디퓨저 펌프와 한 개의 로터리 펌프를 이용하여 진공환경을 모사할 수 있는 충남 대학교의 진공설비를 보여주고 있다. 진공 설비의 모든 동작 및 상태는 컨트롤 박스에서 확인되며, 진공챔버 크기는 직경X길이 가 1.2 m X 1.8 m, 최대 진공도는 10^5 torr 로 100 km ~ 120 km 의 고도를 모사할 수 있다.

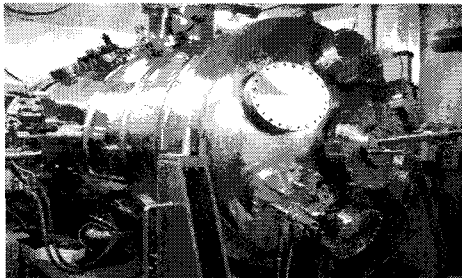


Figure 4. Vacuum chamber for space environment application

비록 인공위성의 운용고도(600 km ~ 800 km)에서의 진공도 10^{-9} torr 미치지 못하지만 추력기의 추력 값을 비교할 경우 이는 실제 운용고도 진공도에서의 진공 추력 값과 큰 차이를 보이지 않는다.

Table 1. Application field of vacuum technology

구분	압력(Pa)	응용 분야
저진공	$10^5 \sim 10^2$	기계공학, 식품공학
중진공	$10^2 \sim 10^{-1}$	전자공학, 광학 진공야금
고진공	$10^{-1} \sim 10^{-5}$	반도체, 레이저 광학
초고진공	$10^{-5} \sim 10^{-10}$	반도체, 신소재, 가속기, 우주과학, 표면과학
극고진공	10^{-10} 이하	우주과학, 차세대소자

위와 같이 진공기술을 현재 여러 분야에 응용되고 있으며, 마이크로 인공위성의 추력기 개발을 위해서도 필수적으로 필요한 요소이다. 또한 앞으로 열적환경을 모사할 수 있도록 현 장비를 개선해 갈 것이다.

2.3 미소 추력 측정 장치 & 실험장치

미소추력을 측정하기 위한 방법에는 앞에서 소개하였듯이 Pendulum, Torsion balance, Plate sping 을 이용하는 방법 등 여러 방법들이 있는데 이번 논문에서는 그 중 판스프링(plate sping)을 이용하는 방법에 중점을 두었다.

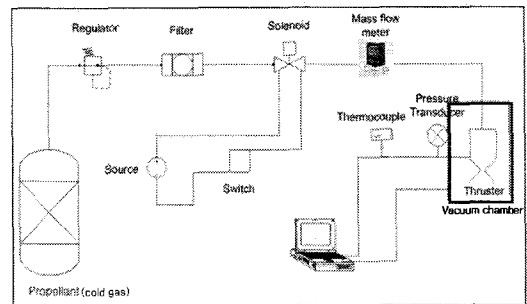


Figure 5. Schematic of micro-thrust measurement in vacuum chamber

4개의 판스프링(column)에 하중(P)을 가하고 횡 방향으로 추력을 가하면 기둥은 변위가 발생하고 이는 스트레인게이지의 저항을 변화시켜 전압차가 발생하게 된다. 기둥에 가하는 하중이 증가할수록 추력 측정기는 더 미소한 추력을 측정할 수 있다.

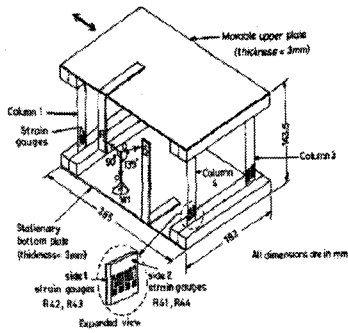


Figure 6. TMS using Plate spring

Figure 6은 판스프링을 이용한 추력측정장치의 개략도이다. 판스프링의 밑에서 25% 지점에 스트레인 게이지 4개를 폴 브릿지로 부착하여 변형률을 측정하고, 이 값을 추력 값으로 환산하게 된다. 수직방향의 하중을 증가시키면 mN 단위의 추력을 매우 정확하게 측정이 가능하며 Fig. 7은 실제 시험 장치의 모습을 보여주고 있다.

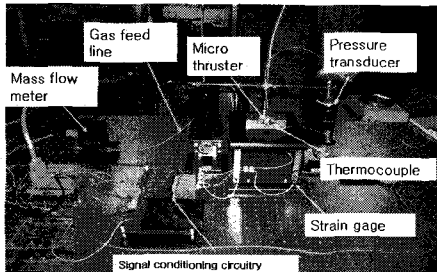


Figure 7. Experimental setup

미소 추력을 측정함에 있어 출력신호는 외부 진동뿐 아니라 추력 측정 장치의 고유 진동수 (eigen frequency)와 같은 특성에 민감하다. 따라서 실험 전에 고유 주파수를 측정하고, 추력기 성능 시험 시 이 주파수 대역을 필터링하게 되었다.

3. 결 론

실제 인공위성에 적용이 가능한 마이크로 추력기 개발을 위해 고진공 설비에서의 미소추력 측정 방법에 대해 연구를 진행하였다. 기초 연구로 고진공 설비를 구축하였으며, 실제 운용을 위

해 기초실험을 하였다. 보다 향상된 우주환경모사를 위해 열적환경까지 모사할 수 있도록 설비를 개선해 갈 것이다. 고진공 설비에서의 추력기의 추력측정 방법으로는 판스프링을 이용한 방법을 채택 하였으며, 이미 저진공 상태에서의 추력측정 시험 경험을 쌓은 상태이다. 콜드가스 추력기에 대한 기초연구는 마친 상태이며, 고진공 설비에서 미소 추력 측정 장치를 이용하여 추력기의 미소추력을 측정하여 향후 마이크로 추력기의 자체 개발을 목표로 하고 있다.

감사의 글

이 논문은 2006년 정부재원 (교육인적자원부 학술연구조성사업비)으로 한국학술진흥재단의 지원 (과제번호: KRF-2006-311-D00043) 및 한국과학재단의 목적기초연구지원(과제번호 : KOSEF R01-2005-000-11735-0)으로 연구되었음.

참 고 문 헌

1. 문성환, 오화영, 허환일, "마이크로 노즐 성능평가", 한국우주공학회지, 제33권, 제5호, 2005, pp.72-78
2. S. Orioux, C. Rossi and D. Esteve, "Thrust stand for ground tests of solid propellant microthruster" REVIEW OF SCIENTIFIC INSTRUMENTS, Vol. 73, No. 7, JULY 2002, pp. 2694-2698.
3. A. Jamison and Am Ketsdever, "Low Reynolds Number Performance Comparison of an Underexpanded Orifice and a DeLaval Nozzle," Proceeding of the 23rd International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, July 2002.
4. R John Stephen, K Rajanna, Vivek Dhar, K G Kalyan Kumer and S Nafabushanam, "Strain gauge based thrust measurement system for a stationary plasma thruster," MEASUREMENT SCIENCE AND TECHNOLOGY, 12, 2001, pp. 1568-1575.