

1 N급 자세제어용 추력기의 개발 시험

이재원* · 김인태 · 정세용 · 장기원 · 황종선 · 허환일**

Development Test of 1 N Attitude Control Thruster

Jae-Won Lee* · In-Tae Kim · Se-Yong Jung · Ki-Won Jang · Jong-Sun Hwang · Hwanil Huh**

ABSTRACT

The purpose of this work is to introduce the 1-N grade thruster development program for attitude control of satellites and lunch vehicle systems. Characteristics of the thruster and its performance have been evaluated through hot-firing test of small liquid engine inside a vacuum test cell. Performance evaluation of thruster were made with a variation of propellant injection pressure at steady state and pulse firing mode, respectively. Also hot-fire test system and test procedure are briefly described, too.

초 록

위성체와 발사체의 자세제어에 적용 가능한 1 N급의 추력기 개발 및 시험과정에 대해 기술하였다. 엔진의 특성 및 성능이 진공을 모사한 시험장치에서 연소 시험을 통해 평가되었다. 추력기의 성능 평가는 정상모드 및 펄스모드에서 추진제의 주입 압력을 변화시켜가면서 수행되었으며 시험 장치와 절차에 대해서도 간략히 기술하였다.

1. 서 론

소형의 자세제어용 추력기의 경우에도 대형의 액체 엔진과 마찬가지로 발사체 및 관련 무기체 위로의 기술이전이 가능하기 때문에 미국을 비롯한 선진국에서는 정보의 공개 및 기술이전 등을 엄격히 규제하고 있는 현실이다. 따라서 이

분야에 대한 국내 기술진의 독자적인 연구 개발 및 시험 평가 등을 통한 기술 자립은 반드시 요구된다고 할 수 있다. 당사에서는 위성 및 발사체의 자세제어 목적으로 사용 가능한 1 N급의 소형 단일액체추진제 추력기를 개발하여 최근에 구축된 시험설비를 통해 기본모델(BM, Baseline Model)에 대한 성능 시험을 수행하였다.

본 논문에서 기술된 내용은 비행 모델(FM, Flight Model)이 아닌 개발 단계의 모델로서 진

* (주)한화 대전공장 개발부 (HANWHA Daejeon Plant, Development Department)

** 충남대학교 항공우주공학과 (Chungnam National University, Dept. of Aerospace Engineering)

공상태인 우주 공간에서의 성능을 검증하기 위해서는 이 상태에서의 연소시험이 필수적이거나 완전한 우주 환경을 모사하기는 불가능하기 때문에 근사한 조건의 진공을 구성하여 시험하게 된다. 일반적으로 추력기의 연소 시험 설비는 추력 범위에 따라 달라지는 데, 추력 범위가 큰 경우 연소시 다량의 가스가 분사되기 때문에 원하는 진공 상황을 모사하기 위해서는 계속해서 시험 설비 안을 진공상태로 유지하기 위해 용량이 큰 진공 펌프(vacuum pump)와 진공 챔버(vacuum chamber)를 필요로 하게 된다.

본 논문에서는 1 N급의 하이드라진을 사용한 자세제어용 추력기의 개발과 진공 상태에서의 연소 시험을 통한 성능 및 특성 등에 대해 살펴 보았다.

2. 추력기 개발 및 특성

점차 소형화, 경량화되는 추세에 맞추어 자세 제어 구동을 위한 소형 추력기에 대한 BM을 개발하였다. 기 선정된 원재료인 내열 코발트 합금(Haynes 25, L605)에 대해 기계 가공공정 및 조립공정 등을 수행하였는데, 코발트 계열 내열 합금인 Haynes 25는 연료인 하이드라진과 적합하며 내열 고강도 및 열전도도 등의 요구조건을 충분히 만족하기 때문에 우주비행용으로 많이 적용되고 있다. 또한 제작을 위해 특수 조립 공정이 수행되었는데, 여기에는 정밀 세척 공정, Water flow test, Brazing, Resistance tack welding, EB welding 등이 포함된다. 다음의 Fig. 1에서는 제작된 후 시험을 위해 준비된 하드웨어의 형상을 보여주고 있다.

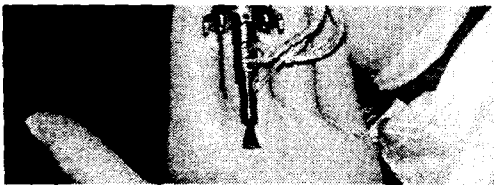


Fig. 1. Configuration of Hardware

3. 시험 장치 및 연소 시험

본 시험 설비의 목적은 자세제어용 추력기를 100,000 피트 고도의 진공 환경(7.6 torr 이하)하에서 시험 할 수 있는 고용량의 진공을 구현하고, 추력기를 시험하여 우주환경에서의 적정성을 확인하기 위함이다. 추진제로 사용되는 하이드라진(hydrazine, N_2H_4)은 매우 좋은 저장성을 가질 뿐 아니라 적합한 고체나 액체의 촉매 반

응에 의해 쉽게 반응하여 위성의 자세제어를 담당하는 소형의 추력기 등에 많이 사용되는 단일 추진제이다. 하이드라진은 많은 물질들과 반응하기 때문에 저장 및 취급시 반응을 일으킬 수 있는 물질들에 대한 특별한 주의가 요구된다. 탱크, 파이프, 밸브 등이 취급전 세척되어야 하며 불순물의 포함이 없어야 한다. 하이드라진과 접촉 호환성이 있는 물질(compatible material)로는 stainless steels(303, 304, 321 또는 347), nickel 그리고 1100, 3003 계열의 알루미늄 등이며 iron, copper, brass, bronze, monel, magnesium, zinc등은 높은 부식성으로 인해 사용을 피해야 한다. 이러한 특성들을 고려하여 시험 장치를 구성하여 시험을 수행하였다.

이러한 소형 액체추진기관의 연소성능 평가를 위한 시험설비는 크게 몇 부분의 하위시스템으로 구성된다. 첫째 우주시험환경을 모사 해주기 위한 시스템(Vacuum Pumping System)으로 진공 펌프와 진공 챔버로 구성되며, 둘째 추력기에 추진제를 공급해 주기 위한 추진제공급시스템(Propellant Supply System)으로서 추진제 탱크, 추진제 가압 장치, 유량 조절 장치 등으로 구성되며 셋째 연소 시험의 각종 밸브 제어, 데이터 획득 및 데이터를 분석하기 위한 시스템(Measurement & Control System)으로 load cell, pressure transducer, thermocouple wire 등의 각종 센서류와 데이터 획득 장비, 데이터 저장 장치, 출력 장치 그리고 이들을 제어하기 위한 각종 제어 장비로 구성된다. 마지막으로 환경 안전 관련 시스템으로, 추진제 누출시 이를 물로 희석하기 위한 희석 장비와 하이드라진 저장소 및 국소 배기 장치, 그리고 연소 시험시 발생하는 암모니아 가스를 처리하기 위한 연소 가스처리장치 등으로 구성된다.

3.1 1차 예비 시험

본 시험에 들어가기에 앞서 추진제공급시스템을 간략히 줄인 예비공급시스템을 사용하여 1차적인 예비 시험을 수행하였다. 이는 진공구현 시스템 및 계측제어 시스템, 그리고 제작된 추력기에 대한 예비확인 및 전체적인 시험 준비를 점검하기 위함이다. Fig. 2는 1차 예비 시험에 사용된 예비공급시스템을 보여주고 있다.

3.2 2차 본 시험

1차 예비 시험을 바탕으로 새로 구축된 추진제공급시스템을 적용하여 수행하였다. 시험에 사용된 test matrix는 Table. 1에서 보는 바와

Table 1. Hot-fire test matrix

Seq. No.	Injection Pressure [psia]	SSF [sec]	PMF [ms]		Cycles
		On-time	On-time	Off-time	
Burn-in	300 ± 50	-	100	900	100
1	300 ± 15	30	-	-	1
2	300 ± 15	-	50	4950	50
3	200 ± 15	30	-	-	1
4	200 ± 15	-	50	4950	50
5	100 ± 10	30	-	-	1
6	100 ± 10	-	50	4950	50

같이 정상모드(SSF, Steady State Firing)와 펄스

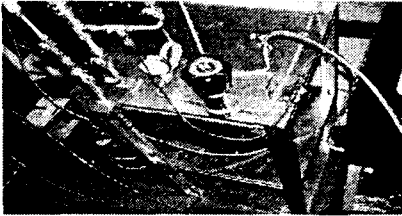


Fig. 2. PSS for Preliminary Test



Fig. 3. Propellant Supply System

모드(PMF, Pulse Mode Firing)를 각각의 추력기 주입 압력에 따라 수행하였으며 초기 연소 시험전 촉매대의 안정 및 거침성을 줄이기 위해 burn-in test를 실시하였다. Fig. 3은 2차 본 시험에 사용된 추진제공급시스템을 보여주고 있다.

4. 시험 결과

Fig. 4는 연소 성능시험이 진행되는 동안의 실제 추력기의 연소 시험 모습을 보여주고 있다. 또한 시험동안에 획득된 데이터는 앞서 제시된 test matrix를 근거로 추력기 주입압력 (injection pressure) 변화에 따라 추력 및 주입압력, 연소실 온도 등을 나타내고 있다. 이에 대한 그래프는 Fig. 5 ~ Fig. 7에서 제시되고 있다.

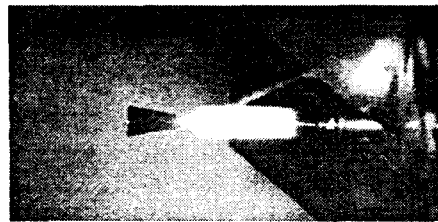


Fig. 4. Photograph of Hot-Firing

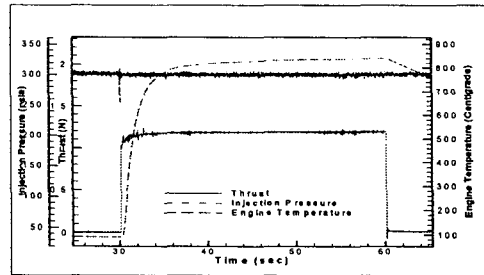


Fig. 5. Performance Characteristics at 300 psia

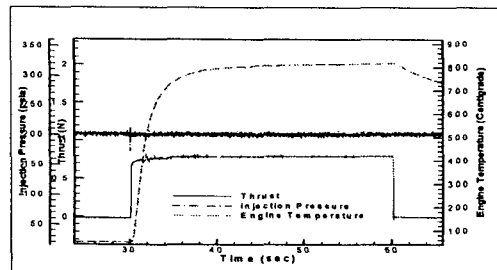


Fig. 6. Performance characteristics at 200 psia

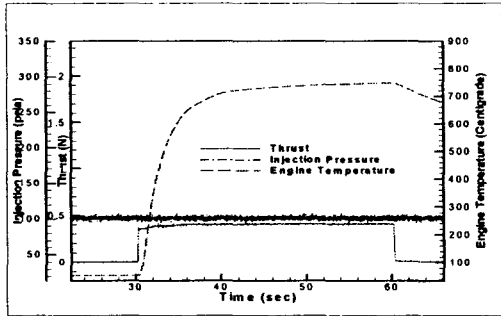


Fig. 7. Performance characteristics at 100 psia

단일추진제 액체 엔진에서의 추력 성능은 주입되는 압력에 따라 변화하는 데, 본 시스템에서는 미리 측정된 calibration mass를 통해 연소 시험 전후 pre & post calibration을 수행 후 이에 대한 기준값을 정해 실제 엔진의 추력을 결정하게 된다. 따라서 실제 주입압력을 300 psia로 고려했을 때 추력 성능을 약 1.18 N이 됨을 확인하였으며 측정된 추력을 바탕으로 엔진의 주입압력에 따른 추력 성능은 Fig. 8에서 보는 바와 같다.

5. 결론

본 논문에서는 위성 및 발사체의 자세제어 목적으로 사용 가능한 1 N급의 소형 단일액체추진제 추력기를 개발하여 최근에 구축된 시험설

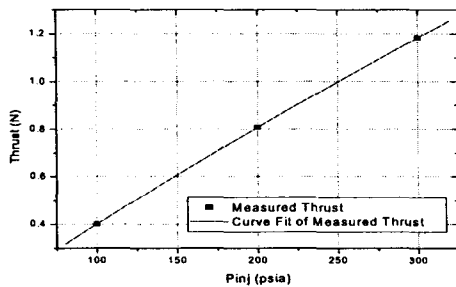


Fig. 8. Thrust Performance Curve

비를 통해 개발 모델에 대한 성능 시험을 수행한 과정을 기술하였다. 연소 시험을 통한 성능 평가를 위해 시험에 필요한 test matrix를 구성하여 정상모드 및 펄스모드에서 각각 엔진 주입압력을 변화시켜가면서 연소 시험을 실시하였으며 추력기의 설계요구조건에 맞추어 추력 및 주입압력, 엔진 연소실의 온도 등의 성공적인 측정을 통해 엔진의 성능을 입증하였다. 이러한 우주산업에 관련된 핵심부품기술의 개발 및 시험평가기술은 향후 국내의 위성 및 발사체 개발 사업에 큰 기여를 할 수 있으리라 판단된다.

후 기

본 연구는 산업자원부의 산업기술기반과제사업의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

참고 문헌

- 1) George P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, 7th Edition, Wiley-Interface, 2001.
- 2) Charles, D. Brown, Spacecraft Propulsion, AIAA Education Series, 1995.
- 3) Special Project, "Fire, Explosion, Compatibility, and Safety Hazards of Hypergols - Hydrazine", AIAA SP-084-1999.
- 4) J. S. Kang, Low Thrust Vacuum Acceptance Test Procedure, 0-5 lbf Mono-Propellant Engines, HANWHA Documents, HWD-HFT-001A.