

단일액체추진제 추력기 성능 시험평가

김정수* · 한조영 · 이균호 · 장기원**

Test and Evaluation of Liquid Mono-propellant Thruster

Jeong-Soo Kim* · Cho-Young Han · Kyun-Ho Lee · Ki-Won Jang**

ABSTRACT

A comprehensive understanding is given for the hot-firing test results, which were obtained throughout the verification program of mono-propellant hydrazine thrusters producing 0.95 lbf (4.2 Newtons) of nominal steady-state thrust at an inlet pressure of 350 psia (2.41 Mpa). The scrutiny is made in terms of thrust and temperature behavior of steady state firing mode at the given propellant injection pressures of 400, 250, 100, and 50 psi. Engineering philosophy of data measurement and reduction is shortly mentioned, too.

초 록

추진제 주입압력 350 psi 에서 0.95 lbf 의 정상상태 공칭추력을 내는 단일액체추진제 하이드라진 추력기의 성능검증 프로그램을 통하여 얻어진 연소시험 결과를 분석한다. 성능특성은 정상상태 연소 상태에서의 추진제 주입압력 변이에 따른 추력 및 온도거동 등으로 검토되고 데이터 계측 및 자료변환에 대한 공학적 접근법도 간략히 소개된다.

1. 서 론

단일액체추진제 하이드라진 추력기 시스템은 우주비행체의 자세 및 속도제어에 있어 다른 소형 로켓엔진에 비해 상대적으로 많은 장점을 제공한다. 이 추력기 시스템은 1970년대에 개발이 시작된 이후로 효율 및 신뢰도 향상을 위한 많은 설계변경과 검증시험을 거쳐 왔다. 본 연구에서는 NASA의 표준형 추력기인 MRE-STD-1

추력기 기본설계에 근거하여 국내에서 제작, 조립된 1 lbf급 추력기의 성능검증시험 결과를 기술한다. 제시되는 성능평가 결과는 저궤도 관측 위성의 궤도 조정 및 자세제어를 위한 시스템 비행변수로 직접 사용되므로 성능요구조건하에서 정량화되고 표준화되었다 (Ref. 1).

2 시험요구조건 및 시험절차

* 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)
** (주)한화 대전공장 (HANWHA Corp., Daejeon Plant)

추력기는 노즐부, 촉매대 추력실, 인젝터, 열 차폐관 등으로 이루어지는 추력실 조립체와 이중시트 슬레노이드로 작동되는 추력기밸브로 구성된다. Figure 1은 1 lbf 급 추력실 조립체의 형상을 도시하고 있다.

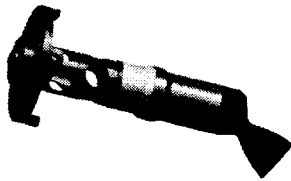


Fig. 1 TCA Configuration

시험을 통하여 획득되는 추력기 성능변수는 적어도 추진제 질량유량, 고고도 환경에서의 정상상태 추력, 비추력, 임펄스비트, 추력기 요소별 온도, 추진제 주입압력, 그리고 진공도 등을 포함하여야 한다. 추력기의 성능 기준은 50~350 psi의 추진제 주입압력에서 규준화(normalization)된다. 추력기 시험의 고고도 진공환경은 2단 직렬식의 대용량 기계식 펌프가 장착된 진공챔버에 의해 구현된다. 추력기 작동시 진공환경의 시험규격은 8.3 torr 이하이며 100,000 ft 이상의 고도에 해당하는 압력이다 (Ref. 2).

Table 1은 추력성능을 검증하기 위한 시험내용을 나타내고 있다. 최초로 시험되는 추력기는 촉매대의 기계적, 화학적 안정화를 위하여 Burn-in 과정을 거친다. 이후 추진제 주입압력의 변화에 따라 정상상태 연소반응 모드 및 펄스반응 모드에서 추력기 성능시험이 수행된다. 시험 데이터는 추력 보정과정을 거쳐 정미 추력, 비추력, 임펄스비트 등의 추력기 성능변수로 변환된다.

3. 시험결과 및 검토

Figure 2는 정상상태 연소모드(Steady State Firing Mode)에서의 추력 거동과 함께 추진제 주입압력, 추력기 밸브 구동신호, 추진제 질량유량, 그리고 추력기 작동환경 진공도 등의 변이를 도시하고 있다.

Table 1. Hot-firing Test Matrix for Performance Evaluation of 1 lbf Thruster

| Test Seq. # | Pinj (psia) | EPW (sec) | Period (sec) | Duty Cycle(%) | # of Pulses |
|-------------|-------------|-----------|--------------|---------------|-------------|
| Burn-in | 400 | 0.1 | 1.0 | 10 | 1000 |
| 1 | 400 | 60 | S/S | 100 | 1 |
| 2 | 250 | 60 | S/S | 100 | 1 |
| 3 | 100 | 60 | S/S | 100 | 1 |
| 4 | 50 | 60 | S/S | 100 | 1 |
| 5 | 50 | 0.050 | 5.0 | 1 | 100 |
| 6 | 100 | 0.050 | 5.0 | 1 | 100 |
| 7 | 250 | 0.050 | 5.0 | 1 | 100 |
| 8 | 400 | 0.050 | 5.0 | 1 | 100 |

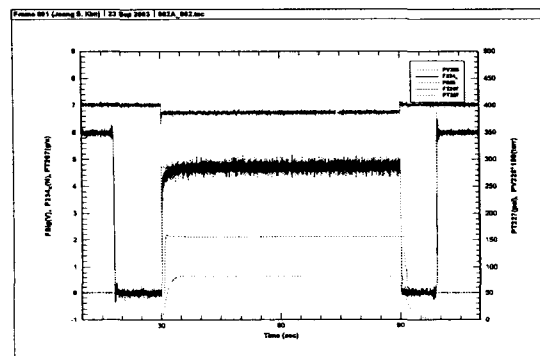


Fig. 2 Thrust Behavior at Steady State Firing Mode with 400 psi Propellant Pressure

추진제 주입압력은 초기에 400 psi이다. 밸브 구동기(Valve Driver)를 통한 작동신호(Firing Signal)와 함께 추력기 밸브가 열리면 주입압력은 약 10 psi 강하하여 390 psi의 실주입압력(effective injection pressure)에서 추력기는 추력을 발생시킨다. 이 압력강하는 추진제 공급 유로의 배관형상, 추력기 오염방지를 위한 필터, 수격(Water Hammer)현상 제어를 위한 오리피스, 추진제 공급 제어를 위한 밸브 등과 같은 시험장치 설계에 종속하므로 비행운용상태의 추력기 성능변수와 정량적 함수관계는 없다. 물론 비행용 추진시스템에서도 압력강하는 존재하며 정적 압력강하뿐만 아니라 동적 압력변이도 최소화할 수 있도록 설계에 반영한다. 정적 압력강하는 추력기 추력성능 저하에 직접 관계하며 동적 압력변이는 추진제 유로계통에

서의 수격현상 발생여부와 직관되는 비행용 시스템 설계의 주요 인자이기도 하다 (Ref. 3).

정상상태 연소모드에서의 추진제 질량유량은 터어빈 유량계를 사용하여 측정한다. Figure 2에서 관찰되는 질량유량은 추진제 유동 초기의 터어빈 가속과정을 거쳐 2.0 g/s의 일정한 값으로 수렴하고 있으며 이는 추진제 주입압력 390 psi에서 작동하는 1 lbf 단일액체추진제 추력기의 전형적인 유량이기도 하다.

초기에 0.001 torr 이하로 유지되고 있던 진공도는 추력기 작동과 함께 0.8 torr까지 상승하여 일정한 값을 유지하고 있음을 Fig.2에서 알 수 있다. 이 진공도의 유지는 추력기 노즐을 통하여 분사되는 추진제 화학반응물의 생성물(액체추진제 2g/s의 연소생성물 기체)과 진공펌프에 의한 배출물이 진공 챔버의 정해진 체적내에서 균형을 이루고 있음을 의미한다.

추진제 주입압력 350 psi에서 4.2 N의 공칭 추력을 갖는 본 추력기는 390 psi에서 4.7N의 추력을 발생시킴을 Fig.2에서 보이고 있다. 추력기는 밸브의 개구(opening)와 함께 140 ms 내외의 반응시간(Response Time)을 거쳐 즉시 정상추력 작동상태를 유지하게 된다. 또한 밸브의 차폐(closing)에 따른 tail-off time은 매우 작다는 사실도 관찰된다.

낮은 추력 수준을 요하는 인공위성 액체추진제 추력기 시험에 있어 추력의 측정은 많은 난제를 낳는다. 특히, 연료 공급배관은 추진제와 화학반응을 하지 않고 내고압성을 갖는 특별한 금속계열 튜브(예: SS304, 6Al4V Ti 등) 이어야 하므로 필연적으로 일정수준의 강성을 가지며 추력기에 접속된다. 이 강성은 추력측정장치(Thrust Measurement Rig)에 전달되는 정미 추력을 감소시킬뿐만 아니라 로드셀로 전달되는 추력의 선형성을 해치기도 한다. 따라서 시험의 안전성을 유지하면서 추진제 공급배관은 유연성을 갖도록 설계되고 일단 시험형상이 구성되면 추력측정장치의 모든 부속물들을 포함하는 시험장치 시스템의 정밀 보정을 수행한다. Figure 2에서 보이는 추력곡선 전후의 구형(square) 선도가 그와 같은 결과로서 원격구동되는 정밀보정질량을 이용하여 추력기가 장착되어 있는

TMR의 시험전후 변화를 측정하여 TMR의 계측특성의 변이가 선형적이라는 가정하에 추력보정을 수행한다.

Figure 3는 연소과정에서의 추력기 부위별 온도를 도시하고 있다. 추력기에 공급되는 추진제 온도('TT228')는 추력성능에 직접적인 영향을 미친다. 공급되는 추진제는 그와 같은 온도 종속성을 제거하기 위하여 수냉식 열교환기를 이용하여 시험기간동안 18~22 °C로 유지한다.

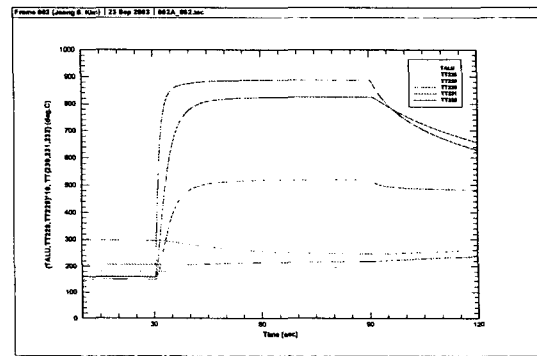


Fig. 3 Temperature Behavior at Steady State Firing Mode with 400 psi Propellant Pressure

TMR 어댑터에 장착되어 있는 추력기가 발생시키는 추력은 판스프링의 변이를 통하여 로드셀로 전달된다. 판스프링의 온도변화는 탄성계수의 변화를 유발하고 추력변이에 직접적인 영향을 미친다. Figure 3에서 'TALU'는 추력기 어댑터 부위의 온도로서 추력기 작동시의 고온이 어댑터를 통하여 판스프링으로 전달되는 열전달량을 정성적으로 감시한다. 초기에 20 °C정도이던 어댑터의 온도가 추력기 반응열의 영향으로 서서히 증가하다가 반응중지와 함께 그 구배가 커지고 시험종료 30초 후에는 약 24°C에 이르게 됨을 Fig. 3에서 관찰할 수 있다. 시험종료에 따른 온도상승은 추진제 공급중지에 의한 대류냉각(Convective Cooling) 효과의 소멸로 추력실 조립체의 고온이 추력기 밸브로 열전도되는 침열(Heat Soak-back)이 밸브바닥면에 접촉되어 있는 어댑터에 전달되기 때문이다. 이와 같은 침열현상은 추력실 조립체의 열차폐관(Thermal Barrier Tube)에 접속되어 있는 추력기

밸브의 온도변화 ('TT229')에서 보다 분명히 관찰될 수 있다. 초기에 약 30 °C이던 밸브 온도는 추력기 작동과 함께 25 °C까지 온도가 감소한 후 밸브의 닫힘과 함께 온도가 증가하게 된다. 반응종료시의 추력실 조립체 온도에 따라 다르기는 하나 추력기 밸브로의 침열 온도는 최고 40 °C(400 psi, SSF Mode)까지 도달한 후 다시 감소하기 시작한다. 추력기 작동과정에서 열차폐관을 거슬러 추진제 공급유로로 전파되는 침열량이 심할 경우 추력기 밸브, 혹은 추진제 공급관에서 액체추진제의 증기화 현상이 발생할 수 있다. 추진제 증기는 고온에서 자연발화되어 추진제 공급관의 폭발로 전이될 수 있으며, 인젝터에서의 배이퍼 록(Vapor Lock)에 의한 연소불안정(instability)을 유발하기도 한다. Figure 3에서의 초기 밸브 온도 30 °C는 추력기 성능평가의 이전 시퀀스인 Burn-in의 침열로 인한 온도가 30 °C이하로 냉각된 후 본 시퀀스를 시작하고 있음을 시사하고 있다.

Figure 3에서 'TT230,' 'TT231,' 'TT232'는 추력실 조립체의 상부 촉매대, 하부 촉매대, 그리고 노즐 챔버에서의 온도를 각각 도시한다. 추력실로 분무된 연료는 상부 및 하부 촉매대에서 발열반응하고 고온의 반응 생성물 혼합기체(N₂, H₂, NH₃)는 노즐 챔버 및 노즐을 거쳐 분사된다. 추력실 조립체 하부 촉매대의 외부온도는 390 psi 추진제 주입압력에서 900°C의 포화온도를 유지함을 관찰할 수 있다.

추진제 주입압력 250 psi, 100 psi, 60 psi에서의 추력선도를 Fig. 4에서 각각 보이고 있다. 이때 추력기 작동종료 15초간에서 계측, 보정 (TMR 및 진공 추력의 보정)된 평균 추력은 각각 3.30 N, 1.49 N, 0.92 N로서 전형적인 1 lbf 단일액체추진제 추력기의 추력성능을 보임을 Fig. 5에서 보인다.

4. 결론

단일액체추진제 추력기의 성능시험 결과가 추진제 주입압력에 따른 추력선도와 추력기 부위별 온도 등, 추력성능에 영향을 미치는 시험변수들을 통하여 제시되었다. 최종적으로 보정, 변환된 추력은 전형적인 1 lbf급 추력기의 성능

요구조건을 양호하게 만족시킨다.

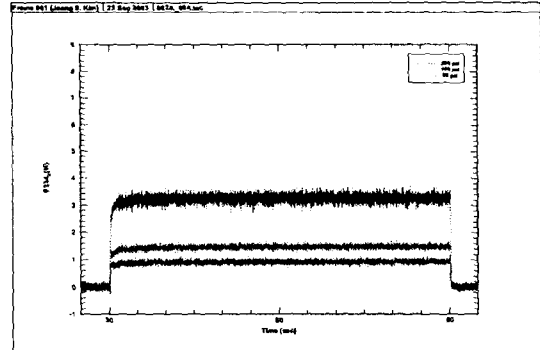


Fig. 4 Thrust Levels with Propellant Pressure of 250, 100, and 60 psi at Steady State Firing Mode

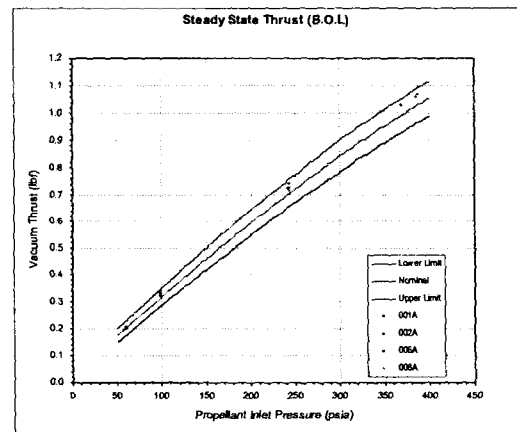


Fig. 5 Typical Thrust Performance of 1 lbf Thruster

참고 문헌

1. Jeong-Soo Kim, "Propulsion Subsystem Specification, KOMPSAT-2," K2-SP-460-001, KOMPSAT-2 Program Document, 2002
2. Jeong-Soo Kim, "Verification Test Plan of Thrust Chamber Assembly (TCA)," K2-D0-460-009, KOMPSAT-2 Program Document, 2002
3. 최진철, 김정수, "인공위성 연료배관의 유압 특성 연구," 한국우주과학회지, 제19권 3호, 2002, pp.207-214