

단일액체추진제 하이드라진 추력기의 펄스모드 추력 거동 연구

김정수* · 박 정* · 최종욱* · 김성초* · 장기원**

A Study on the Pulse-mode Thrust Behavior of Liquid-monopropellant Hydrazine Thruster

Jeong Soo Kim* · Jeong Park* · Jongwook Choi* · Sungcho Kim* · Ki Won Jang**

ABSTRACT

Pulse-mode performance evaluation is made for a set of monopropellant hydrazine thrusters producing 0.95 lbf of nominal steady-state thrust at an inlet pressure of 350 psia. With a brief description on the hot-firing test matrix, a typical data obtained from pulse-mode firing is given directly showing the variational behavior of propellant supply pressure, vacuum condition, and thrust, in addition to the thermal response of the thruster. The performance features are successfully compared to the reference criteria of 1-lbf standard monopropellant rocket engine.

초 록

추진제 주입압력 350 psia 에서 0.95 lbf 의 정상상태 공칭추력을 내는 단일액체추진제 하이드라진 추력기의 펄스모드 성능평가 결과를 제시한다. 연소시험 절차에 대한 간략한 기술과 함께 펄스모드 작동으로부터 얻어지는 추진제 공급압력, 추력기 작동환경 진공도, 그리고 추력 등의 변이거동에 대한 전형적인 결과를 추력기의 열적 반응과 더불어 검토한다. 제시된 성능은 1-lbf급 표준형 단일추진제 로켓엔진의 펄스모드 기준성능과 성공적으로 비교된다.

Key Words: Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Pulse Mode Firing(펄스모드 연소), Propellant Injection Pressure(추진제 주입압력), Impulse Bit(임펄스 비트), Specific Impulse(비추력)

1. 서 론

우주비행체의 자세 및 속도제어에 있어 단일

액체추진제 하이드라진 추력기 시스템은 다른 종류의 소형 로켓엔진에 비해 상대적으로 많은 장점을 제공한다. 이 추력기 시스템은 1970년대에 개발이 시작된 이후로 효율 및 신뢰도 향상을 위한 많은 설계변경과 검증시험을 거쳐 왔다 [1]. 본 연구에서는 NASA의 표준형 단일액체엔

* 순천대학교 기계자동차공학부

** (주)한화, 대전공장
연락처, E-mail: jskim@sunchon.ac.kr

진인 MRE-STD-1 (Monopropellant Rocket Engine - Standard - 1.0 lbf)의 기본설계에 근거하여 국내에서 제작, 조립된 1 lbf급 추력기의 성능평가 시험결과 중, 펄스모드 작동과 관련된 추력거동, 열변이 특성, 성능변수 등을 분석, 기술한다. 제시되는 성능평가 결과는 저궤도 관측 위성의 궤도 조정 및 자세제어를 위한 시스템 비행변수로 직접 사용될 수 있도록 엔진의 성능 요구조건하에서 정량화하고 표준화하였다[2].

2. 시험평가 조건 및 절차

단일액체추진제 추력기는 노즐부, 촉매대 추력실, 인젝터, 열차폐관 등으로 이루어지는 추력실 조립체와 이중시트(dual seat) 슬레노이드로 작동되는 추력기 밸브로 구성된다. 시험을 통하여 획득되는 추력기 성능변수는 적어도 추진제 질량유량, 고고도 환경에서의 정상상태 추력, 펄스모드 임펄스비트, 비추력, 추력기 요소별 온도, 추진제 주입압력, 그리고 진공도 등을 포함하여야 한다. 추력기의 성능 기준은 50~400 psi의 추진제 주입압력에서 규준화(normalized)된다. 추력기 시험의 고고도 진공환경은 2단 직렬식의 대용량 기계식 펌프가 장착된 진공챔버에 의해 구현되며 추력기 작동시 진공환경의 시험규격은 8.3 torr 이하이며 100,000 ft 이상의 고도에 해당하는 압력이다.

Table 1. Firing Test Matrix for Pulse-mode Performance Evaluation of 1 lbf Thruster

| Test Seq. # | P _{inj} (psia) | EPW (msec) | Period (msec) | Duty Cycle(%) | No. of Pulses |
|-------------|-------------------------|------------|---------------|---------------|---------------|
| Burn-in | 400 | 100 | 1,000 | 10 | 1,000 |
| 1 | 50 | 50 | 5,000 | 1 | 100 |
| 2 | 100 | 50 | 5,000 | 1 | 100 |
| 3 | 250 | 50 | 5,000 | 1 | 100 |
| 4 | 400 | 50 | 5,000 | 1 | 100 |

Table 1은 추력기의 펄스모드 성능을 검증하기 위한 시험조건 조합 및 순서를 나타내고 있다. 최초로 시험되는 추력기는 촉매대의 기계적, 화학적 안정화를 위하여 Burn-in 과정을 거친다. 이후 추진제 주입압력의 변화에 따라 펄스 작동 모드에서 추력기 성능시험이 수행된다[3]. 시험 데이터는 정밀한 추력 보정과정을 거쳐 임펄스 비트, 비추력 등의 펄스모드 성능변수로 변환된다.

3. 시험결과 및 검토

Figure 1은 펄스 작동모드 (pulse firing mode), 추진제 공급압력 400 psi에서의 추력변이(F234k)와 함께 추진제 주입압력(PT227), 추력기 밸브 구동신호(FSig), 추진제 탱크질량(WT221), 그리고 추력기 작동환경 진공도(PV226) 등을 도시하고 있다.

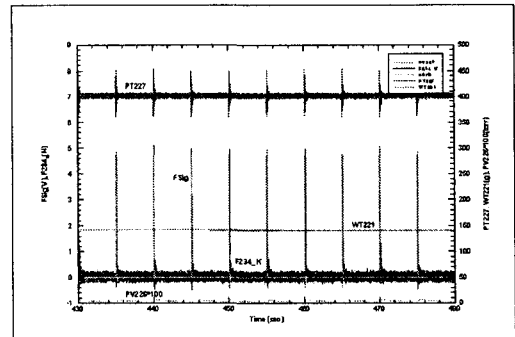


Fig. 1 Thrust Pulses and Primary Operation Parameters at Pulse Firing Mode with 400 psi of Propellant Supply Pressure

밸브 구동기(Valve Driver)를 통한 작동신호(firing signal)와 함께 추력기 밸브는 50 msec동안 추진제를 공급하며 5 sec 주기로 총 100회의 펄스를 발생시킨다. 밸브개폐로 인한 추진제 주입압력의 동적 변화는 ±45 psi 이내로 관찰된다.

펄스 작동모드에서의 추진제 질량유량은 미세 유량을 측정시스템을 사용한다. Figure 1에서 관

찰되는 추진제 탱크질량(WT221)은 펄스횟수에 선형적으로 비례하지는 않으므로 시험전에 미리 정밀한 질량보정과정을 거쳐 보정선도를 구한 후 최종적인 질량유량을 계산에 반영한다.

초기에 0.001 torr 이하로 유지되고 있던 진공도는 추력기 펄스 작동으로 최대 0.1 torr까지 상승함을 Fig.1에서 관찰할 수 있다. 이 진공도의 저하는 추력기 노즐을 통하여 분사되는 추진제 화학반응물의 확산에 기인한다. 한편 이 진공도의 변이는 정미 추력(Net Thrust)을 산정하기 위한 진공보정 추력항(vacuum correction term, $+P_e \cdot A_{nozzle}$)의 계산에 사용된다. 진공추력 보정항이 고진공에서 정미추력에 일반적으로 미미한 영향을 미치기는 하지만 정밀한 순간추력 산정시 반드시 확인하여야 한다. 추진제 주입압력 350 psi에서 4.2 N의 연속작동모드 공칭추력을 갖는 본 추력기는 400 psi에서 최대 5N의 펄스 추력을 발생시키며 수십 ms의 점화지연에 비하여 밸브의 차폐(closing)에 따른 tail-off는 매우 짧은 특성을 갖는다.

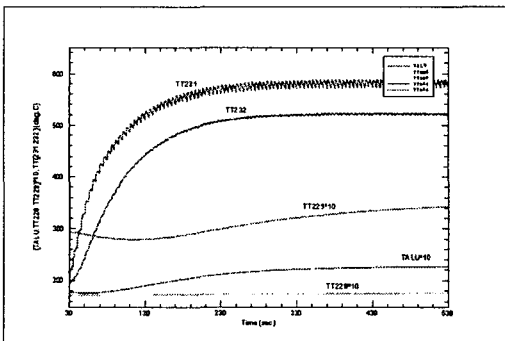


Fig. 2 Thermal Behaviors at Pulse Firing Mode with 400 psi of Propellant Supply Pressure

펄스모드 작동에 따른 추력실(TT231), 노즐부(TT232), 추력기밸브(TT229), 추력측정장치(TALU), 추진제(TT228) 온도변이 등을 Fig. 2에 도시하고 있다. 공급되는 추진제 온도는 추력기 성능의 재현성(repeatability) 비교를 위하여 19.5°C의 일정한 값으로 냉각, 유지된다. 펄스횟수의 증가와 함께 추력실 온도는 최대 540°C까지

상승하고 추력기밸브는 최대 34°C에 이른다. 밸브 온도의 상승은 추력기의 thermal barrier tube와 인젝터 튜브를 거슬러서 귀환되는 열전달에 기인하며 허용온도 49°C를 넘지 않도록 설계된다. 이 최대허용온도는 추진제의 열분해로 발생할 수 있는 vapor lock과 thermal chocking을 방지하기 위함이며 안정된 추력기 성능을 얻기 위한 필수 설계인자이다.

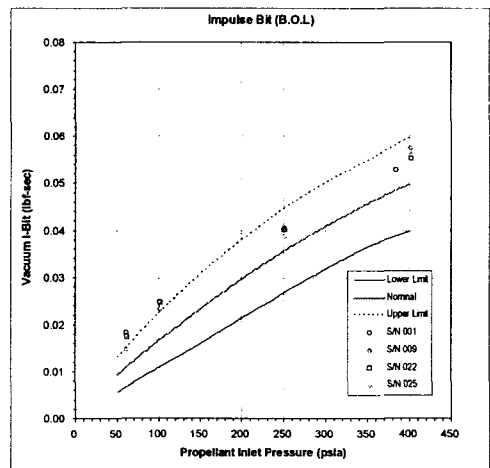


Fig. 3 Pulse-Mode Impulse Bit of Four 1-lbf Thrusters

전형적인 1-lbf 단일액체추진제 추력기 4기의 펄스모드 임펄스 비트를 Fig. 3에서 보이고 있다. 전반적으로 1-lbf급 추력기 임펄스 성능의 상한과 하한 사이에서 공칭(nominal)선도를 상회하는 성능이 관찰되지만 약 100 psi 이하의 낮은 추진제 공급압력에서는 성능 상한선도보다도 다소 높은 결과를 그림에서 보이고 있다. 이는 그림에서의 성능한도(상한, 공칭, 하한)가 Shell-405 촉매를 사용하는 NASA의 MRE-STD-1 추력기에 근거하고 있는데 반하여, 본 시험에 사용된 추력기는 국산화 과정에서 유럽산 KC12GA (Solvay사)로 추력기 촉매를 변경한 사실에 그 원인이 있다. 후자는 전자보다 저압에서의 하이드라진 반응성(단위 추진제 질량당 기체 발생률)이 높고 짧은 점화지연 특성을 갖는 것으로 알려져 있으며 이와 같이 변경된 촉매 특성이 저압 펄스모

드에서 발현된 것으로 판단된다[4].

Figure 4는 네(4)기의 추력기에 대한 펄스모드 비추력 성능을 도시한다. 추진제 소모량이 상대적으로 적은 소형 로켓엔진의 경우 펄스모드에서의 정밀한 추진제 유량률의 측정은 특별한 측정계를 필요로 하며 그 측정결과는 정확한 비추력의 계산과 직결된다. 본 성능시험에서는 펄스모드 정밀유량 측정계를 개발하여 추력기 연소 시험과 동일한 추진제 공급계통에서 보정하고 자료변환과정에 도입하였다.

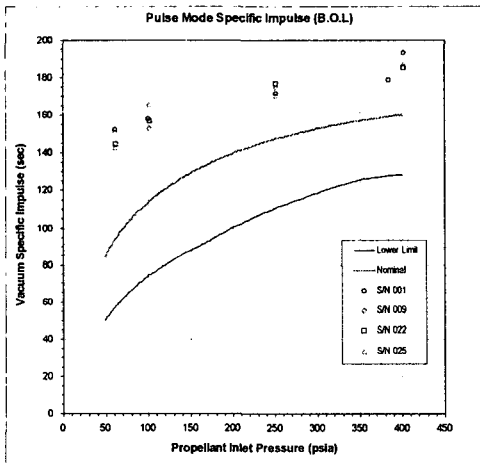


Fig. 4 Pulse-Mode Specific Impulse

Table 2에서는 전형적인 4기의 추력기에 대하여 기준압력(400, 250, 100, 50 psi)에서 정규화된 임펄스 비트 및 비추력을 보이고 있다.

4. 결 론

단일액체추진제 하이브리드 추력기의 펄스모드 성능시험 결과가 펄스추력과 그에 수반되는 열적 거동, 그리고 추진제 주입압력에 따른 임펄스 비트 및 비추력 등을 통하여 제시되었다. 최종적으로 보정, 변환된 추력은 전형적인 1-lbf급 로켓엔진의 성능 요구조건을 양호하게 만족시킨다는 사실이 관찰된다.

Table 2. Impulse Bit and Isp Normalized at the Specified Propellant Injection Pressures

| TCA | I-bit (lbf-s), I _{sp} (s) | P _{inj} (psia) | | | |
|-----|--|-------------------------|-------|-------|-------|
| | | 400 | 250 | 100 | 50 |
| A | I-bit | 0.054 | 0.041 | 0.024 | 0.018 |
| | I _{sp} | 179.5 | 171.5 | 157.3 | 151.2 |
| B | I-bit | 0.055 | 0.035 | 0.018 | 0.014 |
| | I _{sp} | 185.3 | 160.1 | 136.7 | 129.3 |
| C | I-bit | 0.054 | 0.039 | 0.020 | 0.013 |
| | I _{sp} | 185.7 | 170.1 | 150.3 | 142.7 |
| D | I-bit | 0.056 | 0.041 | 0.023 | 0.017 |
| | I _{sp} | 192.3 | 177.7 | 160.5 | 154.2 |

후 기

본 연구는 (주)한화 및 한국항공우주연구원에서 개발을 완료한 다목적실용위성2호 추진시스템의 추력기 시험평가 결과의 일부임. 이 논문은 2004년도 교육인적자원부의 지방대학 혁신역량 강화사업(NURI)에 의하여 지원되었음.

참 고 문 헌

1. 김정수, 허환일, 김인태, "우주비행체 추진시스템 화학식 추력기의 개발 현황," 한국추진공학회지, 제7권 제4호, 2003, pp.80-89
2. Kim, J. S., "Propulsion Subsystem Specification, KOMPSAT-2," K2-SP-460-001, KOMPSAT-2 Program Document, 2002
3. Kim, J. S., "Verification Test Plan of Thrust Chamber Assembly (TCA)," K2-D0-460-009, KOMPSAT-2 Program Document, 2002
4. Kim, J. S., et. al., "Hot-firing Performances of Small Liquid-monopropellant Thruster for Spacecraft Reaction Control," Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2005, Jan. 27-29, Kitakyushu, Japan