

1-lbf급 단일액체추진제 로켓엔진의 추력 성능

김정수*

Thrust Performance of 1-lbf Class of Liquid-Monopropellant Rocket Engine

Jeong Soo Kim*

ABSTRACT

A comprehensive understanding is given for the hot-firing test results, which were obtained throughout the verification program of mono-propellant hydrazine rocket engines (thrusters) producing 0.95 lbf (4.2 N) of nominal steady-state thrust at an inlet pressure of 350 psia (2.41 Mpa). A scrutiny for the engine performance is made in terms of thrust and temperature behavior of steady state firing mode at the given propellant injection pressures: $P_{inj} = 400, 250, 100, \text{ and } 50 \text{ psi}$. The thrust and specific impulse are compared with a reference performance of 1-lbf standard rocket engines and their normalization procedure is introduced. A practical engineering approach to the data measurement and reduction is addressed, too.

초 록

추진제 주입압력 350 psi (2.41 Mpa) 에서 0.95 lbf (4.2 N) 의 정상상태 공칭추력을 내는 단일액체추진제 하이dra진 로켓엔진(추력기)의 성능검증 프로그램을 통하여 얻어진 연소시험 결과를 분석한다. 성능특성은 정상상태 연소모우드에서 추진제 주입압력 변이(400 ~ 50 psi)에 따른 추력 및 온도거동 등으로 검토되며, 추력 및 비추력 성능은 1 lbf급 표준형 로켓엔진의 기준 추력선도 상에서 비교되고 몇몇 특정 압력에서 규준화된다. 데이터 계측 및 자료변환에 대한 실제적인 공학적 접근법도 소개된다.

Key Words: Monopropellant Rocket Engine(단일추진제 로켓엔진), Thrust Measurement Rig(추력 측정장치), Propellant Injection Pressure(추진제 주입압력), Steady State Firing Mode(정상상태 연소모우드)

1. 서 론

단일액체추진제 하이dra진 로켓엔진 시스템은 우주비행체의 자세 및 속도제어에 있어 다른 종류의 소형 로켓엔진에 비해 상대적으로 많은

† 2004년 5월 6일 접수 ~ 2004년 6월 2일 심사완료

* 정회원, 순천대학교 기계자동차공학부

연락처, E-mail: jskim@sunchon.ac.kr

장점을 제공한다. 이 로켓엔진 시스템은 1970년대에 개발이 시작된 이후로 효율 및 신뢰도 향상을 위한 많은 설계변경과 검증시험을 거쳐 왔다[1]. 본 연구에서는 NASA의 표준형 단일액체엔진인 MRE-STD-1 (Monopropellant Rocket Engine - Standard - 1.0 lbf)의 기본설계에 근거하여 국내에서 제작, 조립된 1 lbf급 추력기의 성능검증시험 결과를 분석하고 기술한다. 제시되는 성능평가 결과는 저궤도 관측위성의 궤도 조정 및 자세제어를 위한 시스템 비행변수로 직접 사용될 수 있도록 엔진의 성능 요구조건하에서 정량화되고 표준화되었다[2].

2. 시험요구조건 및 시험절차

단일액체추진제 소형 로켓엔진(이하 '추력기'라 칭함)은 노즐부, 촉매대 추력실, 인젝터, 열차폐관 등으로 이루어지는 추력실 조립체와 이중시트(dual seat) 솔레노이드로 작동되는 추력기 밸브로 구성된다. Fig. 1은 1 lbf급 추력실 조립체의 형상을 도시하고 있다.

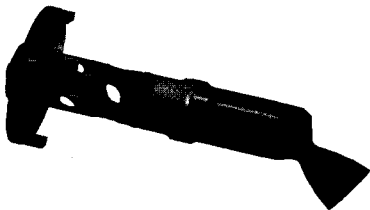


Fig. 1 Configuration of thrust chamber assembly of 1 lbf-monopropellant rocket engine

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~ 400

psi의 추진제 주입압력에서 규준화(normalized)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.

Table 1은 추력성능을 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 정상상태 연소반응 모드 및 펄스반응 모드에서 추력기 성능시험이 수행된다[3]. 시험 데이터는 정밀한 추력 보정과정을 거쳐 정미 추력, 비추력, 임펄스비트 등의 추력기 성능변수로 변환된다.

Table 1. Firing test matrix for performance evaluation of 1 lbf thruster

Test Seq. #	P_{inj} (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

3. 시험결과 및 검토

Figure 2는 정상상태 연소모드(Steady State Firing Mode)에서의 추력(F234K) 거동과 함께 추진제 주입압력(PT227), 추력기 밸브 구동신호(FSIG), 추진제 질량유량(FT207), 그리고 추력기 작동환경 진공도(PV226) 등의 변이를 도시하고 있다.

추진제 공급압력은 초기에 400 psi이다. 밸브 구동기(Valve Driver)를 통한 작동신호(Firing Signal)와 함께 추력기 밸브가 열리면 주입압력

은 약 10 psi 강하하여 추력기는 390 psi의 실주입압력(effective injection pressure)에서 추력을 발생시킨다. 이 압력강하는 추진제 공급 유로의 배관형상, 추력기 오염방지를 위한 필터, 수격(Water Hammer)현상 제어를 위한 오리피스, 추진제 공급제어를 위한 밸브 등과 같은 시험장치 설계에 종속하므로 비행운용상태의 추력기 성능변수와 직접적, 정량적 함수관계는 없다. 물론 비행용 추진시스템에서도 압력강하는 존재하며 정적 압력강하뿐만 아니라 동적 압력변이도 최소화할 수 있도록 설계에 반영된다. 정적 압력강하는 추력기 추력성능 저하에 직접 관계하며 동적 압력변이는 추진제 유통계통에서의 수격현상 발생여부와 직관되는 비행용 시스템 설계의 주요 인자이기도 하다[4].

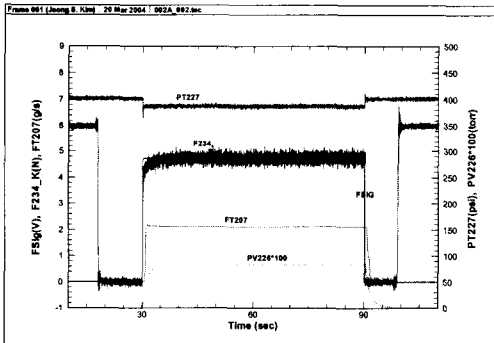


Fig. 2 Thrust behavior at steady state firing mode with 400 psi of propellant supply pressure

정상상태 연소모드에서의 추진제 질량유량은 터어빈 유량계를 사용하여 측정한다. Figure 2에서 관찰되는 질량유량(FT207)은 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. 유량계는 시험이전에 추력기 작동에 소모가 예상되는 최대 및 최소 유량을 예측하여 충분한 범위에서 정밀 보정되며 보정계수는 자료획득시스템의 소프트웨어에 입력되므로 시험에서 측정되는 유량

은 추력기의 비추력 계산에 직접 사용될 수 있다.

초기에 0.001 torr 이하로 유지되고 있던 진공도는 추력기 작동과 함께 0.8 torr까지 상승하여 일정한 값을 유지하고 있음을 Fig.2에서 관찰할 수 있다. 이 진공도의 유지는 추력기 노즐을 통하여 분사되는 추진제 화학반응물의 생성물(액체추진제 2g/s의 연소생성물 기체)과 진공펌프에 의한 배출물이 진공챔버의 정해진 체적내에서 균형을 이루고 있음을 의미한다. 한편 연소과정에서 일정한 진공도의 유지는 정미 추력(Net Thrust)을 산정하기 위한 진공보정 추력항(Vacuum Correction Term, $+P_e \cdot A_{nozzle}$)의 계산에 있어 다소 용이하다. 진공추력 보정항이 고진공에서 미미한 영향을 미치기는 하지만 진공도가 변할 경우 추력기의 평균추력 산정시 진공추력 변이를 적분하여 평균값을 취하여야 하는 번거로움이 발생한다.

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, TMR)에 전달되는 겉보기 추력(apparent thrust)을 감소시킬뿐만 아니라 로드셀로 전달되는 추력의 선형성을 해치기도 한다. 따라서 추력기에 접속되는 추진제 공급배관은 고압에 대한 시험의 안전성을 유지하면서 유연성을 갖도록 설계되고, 일단 시험측정 형상이 구성되면 추력측정장치의 모든 부속물들을 포함하는 시험장치 시스템의 정밀 보정

을 수행한다. 시험이전에 수행하는 이상과 같은 정밀한 추력보정에도 불구하고 실제 시험 중에 발생하는 추력측정장치의 고온플룸에의 노출 및 시험압력 등의 변화는 히스테레시스(hysteresis) 적인 추력측정장치의 변화를 야기한다. 이와 같은 변화를 보정하기 위하여 추력기 작동 전후에 TMR 보정장치를 구동하여 추력보정선도를 구하며 획득한 추력의 최종 보정 과정에 반영한다. Figure 2에서 보이는 추력곡선 전후의 구형(square) 선도가 그와 같은 결과로서 원격구동되는 정밀 보정질량(calibrated mass)을 이용하여 추력기가 장착되어 있는 TMR의 시험전후 변화를 측정하여 TMR 계측특성의 변이가 선행적이라는 가정하에 추력보정을 수행한다[5].

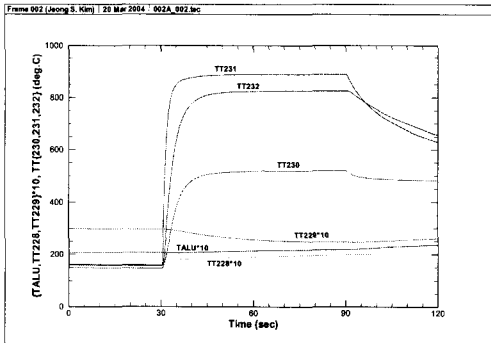


Fig. 3 Temperature behavior at steady state firing mode with 400 psi propellant pressure

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

TMR 어댑터에 장착되어 있는 추력기가 발생시키는 추력은 판스프링의 변이를 통하여 로드셀로 전달된다. 판스프링의 온도변화는 탄성계수의 변화를 유발하고 추력변이에 직접적인 영향을 미친다. Fig. 3에서 'TALU'는 추력기 장착 접속부위(adapter)의 온도로서 추력기 작동

시의 고온이 어댑터를 통하여 판스프링으로 전달되는 열전달량을 정성적으로 감시한다. 사실, 추력변이는 스프링의 온도변화뿐만 아니라 시험을 전후한 TMR 측정계의 히스테레시스에도 종속하므로 추력변이에 영향을 미치는 인자들을 독립적으로 규명해 내기는 용이하지 않다. 따라서, 정밀하게 질량이 보정된 추를 이용하여 시험전후에 TMR 측정계의 추력감지 특성을 파악하고 측정추력을 보정하는 방법으로 추력기가 발생시키는 정미추력을 산출해 낸다.

초기에 20℃정도이던 어댑터의 온도가 추력기 반응열의 영향으로 서서히 증가하다가 반응중지와 함께 그 구배가 커지고 시험종료 30초 후에는 약 24℃에 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 접속되어 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℃이던 밸브 온도는 추력기 작동과 함께 25℃까지 온도가 감소한 후 밸브의 단힘과 함께 온도가 증가하게 된다. 반응종료시의 추력실 조립체 온도에 따라 다르기는 하나 추력기 밸브로의 침열 온도는 최고 40℃(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 증기화현상이 발생할 수 있다. 추진제 증기는 고온에서 자연발화되어 추진제 공급관의 폭발로 전이될 수 있으며, 인젝터에서의 배이퍼 록(vapor lock)에 의한 연소불안정(instability)를 유발하기도 한다. 침열로 인한 추력기 밸브의 안전 허용온도는 121℃이다[2].

Figure 3에서의 초기 밸브 온도 30℃는 추력기 성능평가의 이전 시퀀스인 Burn-in의 침열로

인한 온도가 30℃이하로 냉각된 후 본 시퀀스를 시작하고 있음을 시사하고 있다.

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

추진제 공급압력 400 psi, 250 psi, 100 psi, 60 psi에서의 추력선도를 Fig. 4에서 비교할 수 있다. 이때 추력기 작동 종료전 15초간에서 측정, 보정 (TMR 및 진공추력의 보정)된 평균 추력은 각각 1.07 lbf(4.75 N), 0.74 lbf(3.29 N), 0.33 lbf(1.47 N), 0.21 lbf(0.93 N)이다.

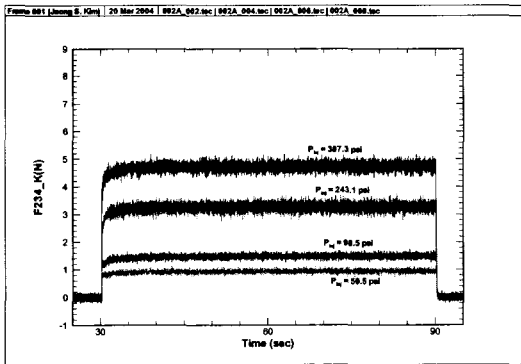


Fig. 4 Thrust levels with 400, 250, 100, and 60 psi of propellant supply pressures at steady state firing mode

전형적인 1lbf 단일액체추진제 추력기 4기의 추력성능을 Fig. 5에서 보이고 있다. 1lbf급 로켓엔진 추력의 상한과 하한 사이에서 공칭추력 선도를 상회하는 추력성능이 관찰된다.

Figure 6은 전술한 4기의 추력기에 대한 비추력 성능을 도시한다. 단위시간당 추진제 소모량이 상대적으로 적은 소형 로켓엔진의 경우 정밀한 추진제 유량률의 측정은 정확한 비추력의 계

산과 직결된다. 본 성능시험에서는 정밀 유량 보정법을 개발하여 추력기 연소시험과 동일한 추진계 공급계통에서 터어빈 유량계를 보정하여 사용하였다[6].

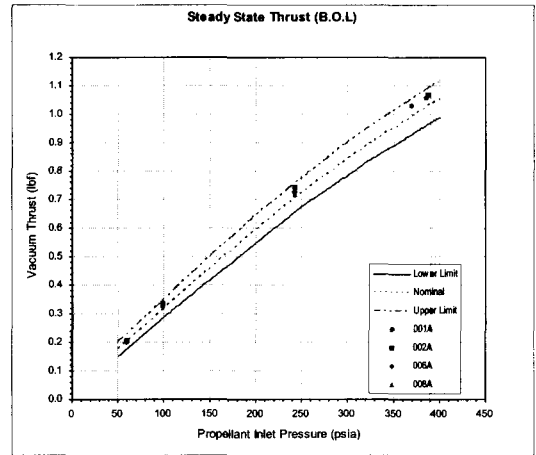


Fig. 5 Steady state thrust performance of 1 lbf monopropellant rocket engines

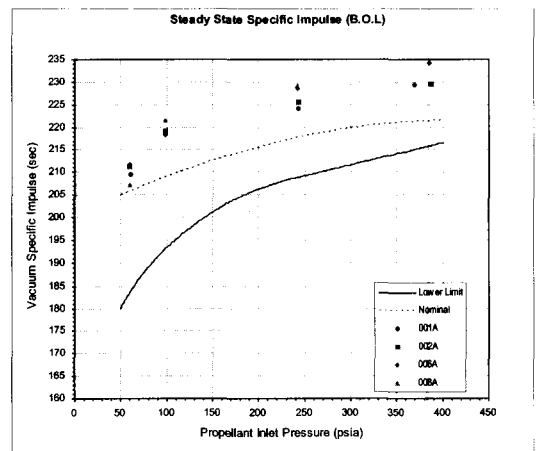


Fig. 6 Steady state specific impulse of 1 lbf monopropellant rocket engines

Table 2에서는 4기의 추력기에 대하여 정규 압력 값 (400, 250, 100, 50 psi)으로 표준화된 추력 및 비추력을 보이고 있다. 표준화에는 다음과 같은 2차 다항식,

$$F(or I_{sp}) = ap^2 + bp + c$$

과 Table 3의 계수가 사용되었다.

Figure 7은 연속연소 모우드에서 발열하고 있는 진공챔버 내의 추력기 형상을 보이는 사진으로 연소실 부위에서의 작열현상이 관찰된다.

Table 2. Steady-state thrust and ISP normalized at the specified propellant injection pressures

TCA S/N	F (lbf), I _{sp} (s)	P _{inj} (psia)			
		400	250	100	50
001	F	1.09	0.75	0.33	0.18
	I _{sp}	228.9	225.8	215.6	210.6
002	F	1.09	0.76	0.34	0.18
	I _{sp}	229.1	226.9	216.9	211.9
006	F	1.09	0.75	0.33	0.17
	I _{sp}	234.3	229.5	217.2	211.3
008	F	1.09	0.74	0.33	0.18
	I _{sp}	236.2	231.9	216.7	209.3

Table 3. Polynomial coefficients employed for normalization of thrust and specific impulse

TCA S/N	F (lbf), I _{sp} (s)	Coefficient		
		a	b	c
001	F	-1.5104 e-06	+3.2968 e-03	+1.5342 e-02
	I _{sp}	+1.5653 e-04	+0.12279	+2.0486 e+02
002	F	-1.9578 e-06	+3.5005 e-03	+0.6443 e-02
	I _{sp}	+1.7168 e-04	+0.12642	+2.050 e+02
006	F	-1.7080 e-06	+3.3960 e-03	+0.3872 e-02
	I _{sp}	+1.7020 e-04	+0.14212	+2.0465 e+02
008	F	-1.2584 e-06	+3.1824 e-03	+2.0049 e-02
	I _{sp}	+2.3997 e-04	+0.18470	+2.0068 e+02

4. 결 론

단일액체추진제 로켓엔진의 성능시험 결과가 추진제 주입압력에 따른 추력선도와 엔진 부위

별 온도 등, 추력성능에 영향을 미치는 시험변수들을 통하여 제시되었다. 최종적으로 보정, 변환된 추력은 전형적인 1 lbf급 로켓엔진의 성능 요구조건을 양호하게 만족시킨다는 사실이 관찰된다.

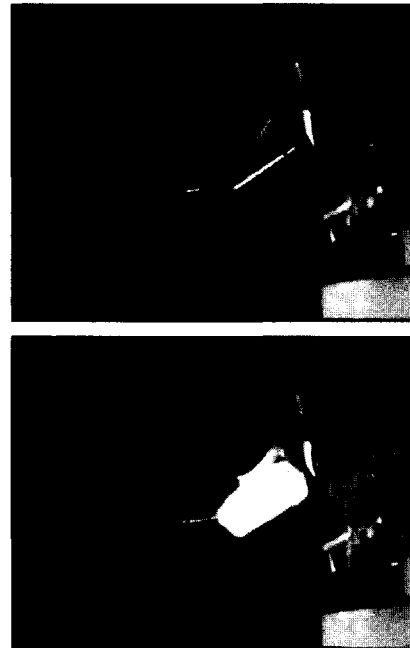


Fig. 7 MRE's prior to ignition and glowing feature during steady state firing

후 기

본 연구는 (주)한화 및 한국항공우주연구원에서 개발을 완료한 다목적실용위성2호 추진시스템의 추력기 시험평가 과정의 일부임. 이 논문은 2004년도 두뇌한국21 사업에 의하여 지원되었음.

참 고 문 헌

1. Carlson, R. A., Elmendorf, H. M., and Sackheim, R. L., "NASA/TRW Standard 5

- Newton Thruster," AIAA Paper 77-962
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. 최진철, 김정수, "인공위성 연료배관의 유압 특성 연구," 한국우주과학회지, 제19권 3호, 2002, pp.207-214
 5. 김정수, 한조영, 이균호, 장기원, "단일액체추진제 추력기 성능 시험평가," 제21회 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2003, pp.61-64
 6. 김정수, 이균호, 이승우, "정밀보정탱크를 이용한 미세 유량률 측정용 임펄스 출력식 유량계의 정밀 보정장치 및 그 방법," 특허 출원번호 2002-0073517, 2002