

研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.1.001>우주발사체의 비행자세 3축 정밀제어를 위한
소형 액체로켓엔진의 펄스모드 응답특성

정 훈* · 김종현** · 김정수***† · 배대석****

Pulse-mode Response Characteristics of a Small LRE for
the Precise 3-axes Control of Flight Attitude in SLV

Hun Jung* · Jong Hyun Kim** · Jeong Soo Kim***† · Dae Seok Bae****

ABSTRACT

A liquid-monopropellant hydrazine thruster has several outstanding advantages such as relatively-simple structure, long/stable propellant storability, clean exhaust products, and so on. Therefore hydrazine thruster has such a wide application as orbit and attitude control system (ACS) for space vehicles. A hydrazine thruster with the medium-level thrust to be used in the ACS of space launch vehicles (SLV) has been developed, and its ground firing test result is presented in terms of thrust, impulse bit, temperature, and chamber pressure. It is verified through the performance test that the response and repeatability of thrust are very excellent, and the thrust efficiencies compared to its ideal requirement are larger than 93%.

초 록

단일액체추진제 하이드라진 추력기는 간단한 구조, 우수한 추진제 저장성, 깨끗한 반응생성물 기체 등과 같은 장점으로 수많은 우주비행체의 궤도 및 자세제어시스템으로 적용되고 있다. 우주발사체의 자세제어시스템에 적용하기 위한 중형급 하이드라진 추력기가 설계·제작되었으며, 성능검증을 위해 수행된 개발모델 추력기의 지상연소시험 결과를 추력, 임펄스 비트, 그리고 엔진 구성품별 온도 및 압력 등을 통하여 제시한다. 개발모델 엔진은 매우 우수한 추력 응답성과 재현성을 보였고, 그 추력성능 효율은 이론설계치 대비 93% 이상임을 확인할 수 있었다.

Key Words: Space Launch Vehicle(우주발사체), Orbit/Attitude Control(궤도 및 자세제어), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Ground Firing Test(지상연소시험), Pulse Mode(펄스모드)

접수일 2012. 11. 20, 수정완료일 2013. 1. 14, 게재확정일 2013. 1. 21

* 정희원, 부경대학교 대학원 에너지시스템공학과

** 학생회원, 부경대학교 대학원 에너지시스템공학과

*** 중신회원, 부경대학교 기계공학과

**** 정희원, 부경대학교 기계공학과

† 교신저자, E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

Nomenclature

A : area, m^2

F	: thrust, N (lb _t)
I-Bit	: impulse bit, N·s
I_{sp}	: specific impulse, s
P	: pressure, MPa (psia)
Q	: calorie
SD (σ)	: standard deviation
t	: time, s
T	: temperature, K ($^{\circ}$ C)
\dot{m}_f	: propellant mass flow rate, g/s

Subscript

cd	: chamber, downstream
cu	: chamber, upstream
d	: decay
e	: exit
$effi$: efficiency
exp	: experimental value
r	: rise
s	: supply
t	: nozzle throat
$theo$: theoretical value
v	: vacuum condition

1. 서 론

우주비행체의 자세제어시스템으로 적용가능한 추진시스템은 냉기체(cold gas), 단일추진제 및 이원추진제(mono-, bi-propellant), 그리고 고체로켓모터(solid rocket motor) 시스템 등으로 대별될 수 있다. 각각의 추진시스템은 고유의 장단점을 지니며, trade-off study를 통하여 로켓개발 초기에 추진방법이 결정된다. 추진시스템의 선정에 있어 고려되는 주요 요소로는 성능, 임무수행에 대한 적합성, 경제성, 안전성, 그리고 신뢰성 등이 있다[1]. 로켓의 성공적인 임무수행을 위해서는 주 엔진(main engine)의 안정적인 추력발생능력과 더불어 비행체의 속도 및 자세의 정밀제어가 반드시 요구되며, 이는 소형 엔진(추력기)이 갖는 공칭 추력, 최소 충격량(minimum impulse bit), 추력발생 재현성, 시스템 응답성

등에 직접적으로 관계한다.

냉기체는 다른 시스템들에 비하여 비추력성능이 매우 낮고 추력조절(throttling)이 불가능하다. 또, 고체로켓모터는 추력성능이 뛰어나기는 하지만 반복시동(restart)과 펄스(pulse) 모드 작동을 할 수 없고, 냉기체와 마찬가지로 추력조절이 용이하지 않다. 단일·이원추진제 시스템은 추력성능이 우수하면서도 반복시동, 펄스모드 작동 및 추력조절이 용이하여 우주발사체를 비롯해 인공위성, 외대기권 요격체(exoatmospheric kill vehicle, EKV), 행성간 탐사선 등의 속도·자세 제어 측면에 있어 많은 장점을 제공한다.

Figure 1은 현재 운용중인 주요 우주발사체의 자세제어 시스템 적용현황을 추력기 시스템에 국한하여 요약한 것이다. 단일·이원 액체추진제 추력기 시스템이 적용될 경우에는 3축 전체의 자세제어를 담당하게 된다. 단일추진제의 경우 하이드라진(N_2H_4)이 주를 이루며, 과산화수소(H_2O_2) 추력기가 발사체에 적용된 사례는 없다. 한편, 냉기체 시스템은 대부분 롤(roll) 제어에만 사용되고 있다[2-5].

본 연구에서는 우주비행체 자세제어용 추진시스템의 체계소요에 대비하여 하이드라진 추력기 및 그 요소 구성품에 대한 성능평가기술을 축적하고, 10~1,000 N 대역의 중·대형급 액체추력기 설계·개발 기술 구축[6-8]의 일환으로 수행된 70 N급 단일액체추진제 추력기 개발모델의 지상연소시험 결과를 제시한다. 개발시험용 추력기에서 발생하는 추력, 엔진 구성품별 온도, 압력 등과 같은 성능특성과 함께 엔진의 펄스모드

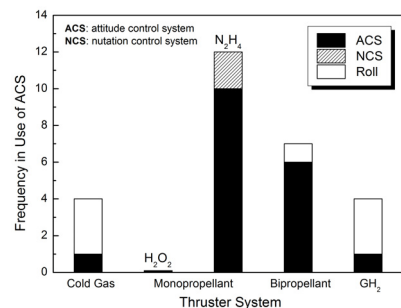


Fig. 1 Application status of thrusters as attitude control system for space launch vehicle[2]

응답성능을 요약한다. 또, 분사압력별 추력수준을 정상상태 연소모드(steady-state firing mode, SSF)와 펄스조건에서 각각 비교하고, 이론설계치 대비 성능효율을 도출한다.

2. 시험 요구조건 및 절차

설계성능이 검증된 70 N급 액체로켓엔진의 정상상태 연소모드에서의 주요 이론성능을 Table 1에 요약한다. 개발모델은 고고도 혹은 우주공간에서의 운용을 위하여 노즐확대비는 50, 액체추진제 질량유량은 분사압력 2.41 MPa (350 psia)에서 29.2 g/s가 되도록 설계·제작되었으며, 목표추력은 정상상태 진공환경 기준 67 N (15 lb_f)이다. 솔레노이드로 작동되는 추력기 밸브(flow control valve, FCV)와 노즐부, 다단 촉매대 추력실, 인젝터, 추진제 주입관, 열차폐관, 각종 스크린 등으로 이루어지는 추력실 조립체(thrust chamber assembly, TCA)로 구성되는 이 로켓엔진은 산화제의 개입 없이 추진제인 하이드라진의 화학적 분해에 의하여 고온·고압의 가스를 발생시켜 노즐을 통해 추력을 얻는 방식이다.

Figure 2에 시험평가모델(test and evaluation model, TEM) 및 비행모델(flight model, FM) 추력기의 형상을 도시한다. 시험평가모델은 추력기 성능검증의 신뢰도 향상을 위해 각 구성품별로 압력, 온도 및 연소가스 조성 등의 성능변수를 측정할 수 있도록 설계·제작되었다. 또, 펄스모드 연소(pulse-mode firing, PMF)시 추진제 주입관으로의 침열(heat soak back)을 최소화하기 위하여, 일정길이 이상의 유로를 확보할 수 있도록 추진제 주입관을 설계하여 하이드라진의 자발발화를 방지하였다. 연소시험에 앞서 추진제 공급압력에 따른 유량 및 압력강하율을 설계규격과 부합시키기 위하여 추력기 상단조립체(head-end assembly, HEA: 열차폐관, 추진제 주입관, 인젝터)에 대한 수류시험을 수행하였다. 수류시험은 추력실을 모사한 압력강하율 시험장치를 사용하여 추진제 공급유량과 압력손실율의 상관관계를 미세 조정하는 방식으로 진행되며, 설계규격 대

Table 1. Design specifications of 70 N-class liquid-rocket engine (@ $P_s = 2.41$ MPa)

Parameter	Unit	Target Performance
F_v	N	67±5
I_{sp}	s	225±8
A_e/A_t	-	50
P_{cu}, P_{cd}	MPa	1.52, 1.38
\dot{m}_f	g/s	29.2

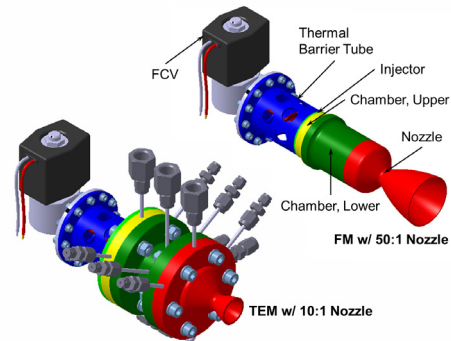


Fig. 2 Configuration of 70 N-class liquid-monopropellant hydrazine thruster

비 최대오차 ±5% 이내의 성능구현이 가능한 HEA를 최종 제작하였다.

성능검증 시험시, 추력기 노즐은 면적비 10의 지상연소시험용 노즐을 별도로 설계·제작하여 사용하였으며, 이는 대기환경조건 구동시 노즐 내부에서 발생될 수 있는 충격파 및 유동박리에 의해 손실되는 추력을 최소화하기 위함이다[9]. 추력실에는 이리듐/알루미나(Ir/Al₂O₃) 촉매가 충전되었으며, MIL-PRF-26536F[10]에 따른 순도 99.09 wt%의 단일추진제급(98.5 wt% min) 하이드라진이 연소시험용 추진제로 사용되었다. 자체 구성한 데이터수집제어장치(data acquisition and control system, DACS)를 이용하여 시험설비를 구동하고, 추력, 추진제 공급유량, 압력, 온도 등의 데이터를 동시에 획득하였다.

추력기 시험에 있어 추력의 측정은 많은 난제를 낳는다. 특히, 연료공급배관은 추진제와 화학반응을 하지 않고 내고압성을 갖는 특별한 금속 계열 튜브이어야 하므로 필연적으로 일정수준의

강성을 가지며 FCV에 접속된다. 이 강성은 정밀 추력측정장치(thrust measurement rig, TMR)에 전달되는 겉보기 추력(apparent thrust)을 감소시킬 뿐만 아니라 로드셀의 선형성까지 해칠 우려가 있다. 따라서 추력기에 접속되는 추진제 공급 배관은 고압에 대한 안전성을 유지하면서 유연성을 갖도록 설계되고, 시험측정 형상이 구성되면 TMR의 모든 부속물들이 포함된 상태에서 교정용 추(calibration weight)를 이용하여 정밀보정을 수행한다[11]. TMR과 시험모델 추력기의 조립형상을 Fig. 3에 도시한다.

추력기 성능평가는 추진제 주입압력의 변화에 따라 정상상태 연소모드 및 펄스모드에 대해 수행되었다. 본 논문에서는 설계기준 추진제 공급압력인 2.41 MPa에서의 펄스모드 시험결과를 기술하기로 하며, 펄스주기는 5.0 s, 밸브구동신호(firing signal, FSIG)의 펄스 폭(electrical pulse width, EPW)은 0.5 s로 설정하였다. 최초로 시험되는 추력기는 촉매대의 구조적·화학적 안정화를 위한 burn-in 과정을 거친 후, 설정된 절차에 기초하여 연소시험을 수행한다.

3. 연소시험 결과 및 분석

추진제 주입압력이 2.41 MPa 조건일 때 상부 및 하부 촉매대의 반경방향 중심에서 측정된 온도 변이를 Fig. 4에 도시한다. 인젝터를 통해 분사된 하이드라진은 상·하부 촉매대에서 발열반응(Eq. 1) 및 흡열반응(Eq. 2)을 순차적으로 동반

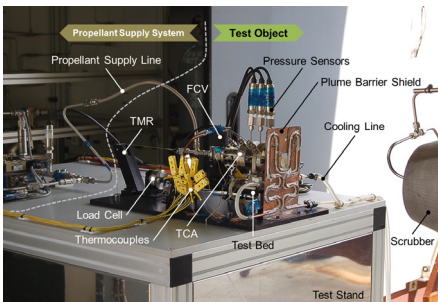


Fig. 3 70 N-class hydrazine thruster installed on TMR and test stand

하고, 고온의 반응생성물 혼합기체(NH_3 , N_2 , H_2)가 노즐챔버(plenum chamber) 및 축소-확대 노즐을 지나 추력을 발생시킨다. 하이드라진이 촉매와의 반응에 의해 발생하는 전화학반응 과정은 다음과 같다[12].

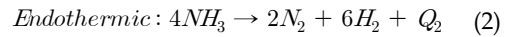
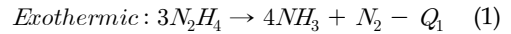
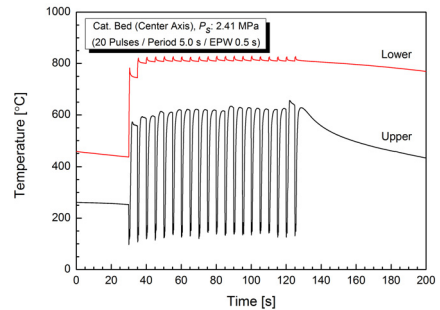
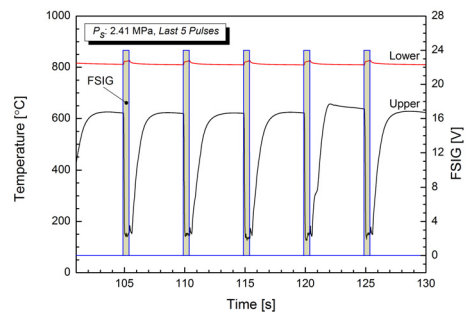


Fig. 4(a)에 도시한 바와 같이, 상·하부 촉매대의 내부 온도는 추력실 안정화 과정을 거친 후 625°C 그리고 825°C 전후의 포화온도가 나타난다. 상부 촉매대의 경우, 추력실 내부로 공급되는 상온(25°C 내외)의 추진제에 의한 냉각 그리고 촉매대에서 분해되는 추진제의 발열반응으로 인한 온도상승 과정이 매 펄스마다 반복되는 것이 Fig. 4(b)를 통해 자세히 관찰된다. 한편, 하부 촉매대는 추력기의 작동과 함께 온도가 상승하



(a) Full range



(b) Last 5 pulses

Fig. 4 Thermal behavior at pulse-mode firing with 2.41 MPa of propellant supply pressure

고 추진제 주입이 중단되면 감소하는 순환과정을 겪는다. 개발모델은 FCV 구동신호로부터 55 ms 그리고 60 ms 이후에 상·하단 챔버의 온도 변화가 시작되고, 밸브의 차폐(closing) 신호 이후 50 ms 이내에 반응이 종료되는 것을 확인하였다. 시험모델은 열구조적 안전성 확보를 위해 챔버 벽면의 두께를 보수적으로 설계함과 동시에 매개변수 연구(parametric study)가 가능하도록 플랜지 형식의 이음부를 추가로 구성하였다. 추력기 외표면의 경우 설계형상에 따른 열방출을 변화가 유발될 수 있으나, 본 연구에서는 추력실 내부 온도를 측정하였으므로 실제 비행모델과의 차이는 크지 않을 것으로 사료된다.

추력기 작동과정에서 추진제 공급유로를 통해 전파되는 침열량이 클 경우, FCV 혹은 추진제 공급관에서 액체추진제의 증기화 현상이 발생할 수 있다. 이는 고온에서 추진제 증기의 자연발화에 의한 추진제 공급관의 폭발, 인젝터에서의 베이퍼 록(vapor lock) 등으로 인한 연소불안정(combustion instability)으로 연결될 수 있다. 특히, 열차폐관 및 추진제 주입관 상단부는 FCV와 직접 체결되는 부분이므로 촉매대로부터 전달되는 고온의 반응열을 감쇠시킬 수 있는 설계가 반드시 필요하다. 참고로, 하이드라진의 자연발화온도는 270°C, 인화점은 51°C 이므로[13], FCV 및 HEA 상류의 온도는 50°C 이하로 유지될 수 있어야 한다. FCV 및 HEA의 구성품별 온도변이가 Fig. 5에 보여지고 있다. 추력실과 접촉하고 있는 인젝터의 표면온도는 증가 후 감소하며, 최대온도는 276°C 이다. 추진제 주입관 및 열차

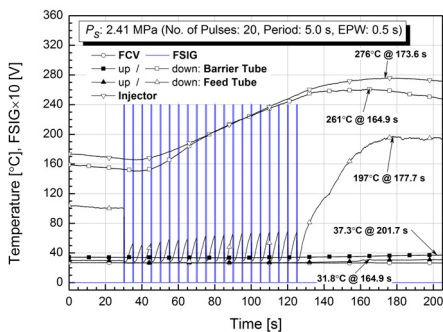


Fig. 5 Temperature variation of HEA

폐관 하류의 최대 온도는 각각 197°C 및 261°C 이지만, 상류의 경우 그 온도상승 정도가 매우 미미한 수준으로 두 구성품 모두 38°C 미만을 유지하고 있다. FCV 또한 25~27°C 사이를 유지하고 있는 것 등으로부터 HEA의 구조적 형상이 침열회피에 적합하게 설계되었음이 검증된다. 다만, 추력실로부터 전도되는 열량은 duty cycle, EPW, 그리고 주변환경 등에 종속하므로[14], 다양한 추력기 작동조건을 모사한 추가시험이 필요할 것으로 판단된다.

Figure 6은 추진제 공급압력 2.41 MPa에서 펄스모드 연소시의 TCA 구성품별 압력 변이를 나타내며, 심벌은 펄스별 평균압력을 의미한다. 고온·고압의 반응생성물은 TCA 상류부에서 하류로 이동하면서 챔버의 길이, 직경, 그리고 촉매의 크기 및 충전양 등의 함수로 표현되는 압력강하 과정을 겪게 된다[5, 15]. 그 결과 상단·하단·노즐 챔버의 압력이 1.60, 1.41, 그리고 1.13 MPa로 각각 형성됨을 확인할 수 있으며, 최초 4~5회의 펄스주기를 지나면 그 경향과 크기가 매우 유사하게 반복되는 것이 그림에서 관찰된다. 이 때, 압력값은 각각의 FSIG 종료시점으로부터 250 ms 전까지의 데이터를 보정·산출한 후(Fig. 7(b) 참조), 촉매대의 안정화가 충분히 진행된 것으로 판단되는 6~20번째의 펄스 데이터를 산술평균한 것이다.

우주비행체의 자세제어 시스템으로 사용되는 추력기의 경우 펄스모드에서의 응답특성과 재현성이 매우 중요하므로 개발엔진의 펄스 응답성

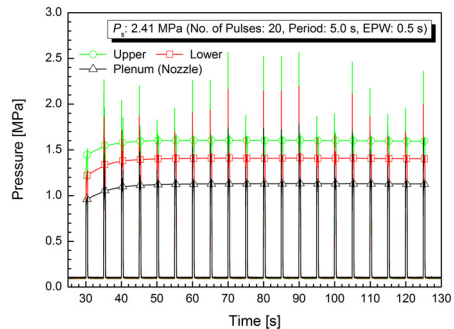
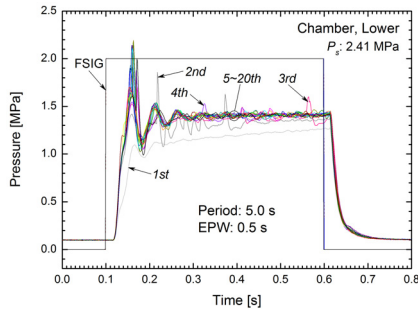
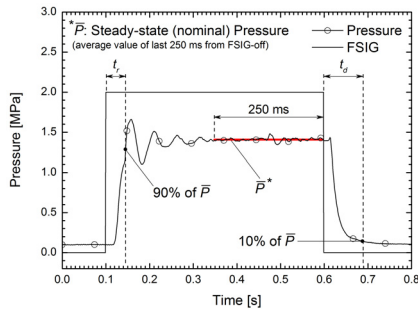


Fig. 6 Overall variation of chamber pressures and pulse-averaged pressures (symbols)



(a) Stabilization of lower chamber pressure accompanied by the sequential pulses



(b) Definition of steady-state pressure and response time

Fig. 7 Response diagram of the pulsed-pressures and their repeatability

Table 2. Summary of pulse response characteristics

Classification	Time	SD (σ)
Rise Time, t_r [ms]	46.6	2.0
Decay Time, t_d [ms]	90.7	4.7

을 확인하였다. 하부 추력실 압력을 기준으로 정리된 결과가 Fig. 7(a) 및 Table 2에 보여지고 있으며, 추력실 압력상승시간(rise time, t_r)과 FSIG 종료 후 감쇠시간(decay time, t_d)에 대한 정의는 Fig. 7(b)에 나타낸다. 시험에 사용된 추력기의 펄스선도가 최초 5회 이후에는 매우 유사한 경향과 크기를 보이는 것이 Fig. 7(a)에서 관찰될 뿐만 아니라, 펄스모드 재현성 판별을 위해 통상적으로 5번째 이후의 데이터가 사용되므로[14] 본 연구에서도 동일한 기준을 적용하였다. 엔진의 평균 응답시간은 46.6 ms 이며 그 재현성 또한 매우 우수함($\sigma = 2.0$ ms) 것을 확인할 수 있

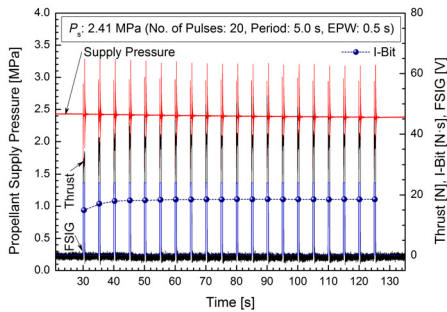
Table 3. Response characteristics of commercial N_2H_4 thrusters

Thruster	F [N]	t_r [ms]	
Aerojet ⁽¹⁾	MR-103	1.12	150
	MR-111	4.41	150
	MR-50	22.0	150
	MR-106	27.0	200
	MR-107	257	200
	MR-104	441	50
RAFAEL ⁽²⁾	LT-1N SP	1.1	30
	LT-5N SP	6	50
	ACT-45	45	60
	ST-200N	180	100

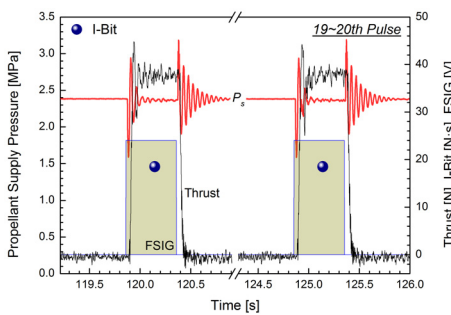
(1) www.astronautix.com, (2) www.rafael.co.il

다. 주목할 만한 점으로, 개발모델의 반응특성이 Table 3에 제시한 상용 하이드라진 추력기들의 성능을 상회하는 것으로 식별되기는 하지만 반복시험에 의한 신뢰도 향상과 함께 정밀성능검증 과정이 추가적으로 요구된다.

펄스모드연소 상태에서의 추력거동을 FSIG, 추진제 공급압력, 그리고 임펄스 비트(impulse bit) 등의 변이와 함께 Fig. 8에 나타낸다. 매 펄스의 폭이 비교적 좁은 관계로 각 성능변수가 갖는 추이의 식별·분석이 용이하도록 19~20번째 반응시의 결과를 Fig. 8(b)에 보인다. 20회의 구동을 반복하는 동안 추진제 주입압력은 약 0.05 MPa의 압력강하가 발생되며, 밸브개폐로 인한 추진제 주입압력의 동적변화는 ± 0.85 MPa 이내로 관찰된다. 이 압력강하는 추진제 공급유로의 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 압력강하 뿐만 아니라 동적 압력변이도 최소화 할 수 있도록 설계에 반영하여야 한다. 추진제 주입압력 2.41 MPa에서 67 ± 5 N의 연속 작동모드 진공추력을 갖도록 설계한 본 추력기는 면적비 10의 노즐을 장착한 지상연소시험결과, 2.41 MPa에서 38.1 N의 평균 펄스추력을 발생시키는 것이 그림에서 확인되며 정상상태 추



(a) Overall variation



(b) 19 and 20th pulses

Fig. 8 Variational behavior of thrust, impulse bit, and propellant injection pressure with 2.41 MPa of propellant supply pressure

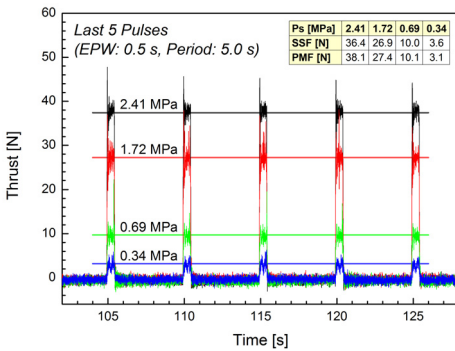


Fig. 9 Thrust levels with 2.41, 1.72, 0.69, and 0.34 MPa of propellant supply pressure

력의 90%까지 도달하는데 소요되는 시간은 65 ms 이하이다. 추력과 임펄스 비트의 경향 역시 추력실 안정화 과정을 마친 이후에는 그 크기와 경향이 매우 유사한 것을 그림에서 관찰할 수 있다.

추진제 공급압력 2.41, 1.72, 0.69, 그리고 0.34

Table 4. Comparison of the thruster performance with theoretical criteria at the propellant supply pressure of 2.41 MPa [16, 17]

A_c/A_t	1*	10*	50**
P_e [kPa]	751	13.1	1.42
T_e [K]	986	385	229
Mach No.	1	3.6	5.1
F_{theo} (F_{exp}) [N]	48	39 (36)	67
$I_{sp,theo}$ ($I_{sp,exp}$) [s]	169	137 (122)	225
F_{effi} , $I_{sp,effi}$ [%]	-	93, 90	-

*ambient condition, **vacuum condition

MPa에서의 추력선도를 Fig. 9에서 비교하고, 개발모델의 이론설계치 대비 성능효율 확인을 위해 정상상태연소모드에서의 지상추력 평균값(수평선)을 그림에 함께 보인다. 계속·보정된 펄스 추력은 지상연소 조건에서 각각 38.1, 27.4, 10.1, 그리고 3.1 N이며, 연속모드의 경우 분사압력별로 36.4, 26.9, 10.0, 3.6 N의 추력이 형성된다. Table 4에 노즐 확대비가 1, 10, 그리고 50일 때의 이론 성능과 연속모드 시험결과를 비교한다. 연속모드 시험결과로부터 추력은 93%, 비추력은 90% 이상으로 추력기의 지상연소 이론성능을 만족시키는 것을 확인할 수 있다.

4. 결 론

진공추력 70 N급 하이dra진 추력기의 성능평가를 위한 지상연소시험이 수행되었다. 개발모델에 대한 펄스모드 시험평가가 결과가 설계기준 압력인 2.41 MPa (350 psia)에서 발생하는 추력 및 임펄스 비트 그리고 엔진 구성품별 온도, 압력 등과 같은 추력기 성능 매개변수들을 통하여 제시되었다. 또, 정상상태 연소모드 및 펄스모드에서의 추진제 공급압력별 추력성능이 비교되고, 이론계산 결과와의 비교를 통해 추력기의 성능을 검증하였다.

시험에 사용된 엔진이 47 ms 전후의 우수한 응답성능을 확보한 것이 확인되었고, 추력기 상단조립체의 형상설계 또한 적절히 이루어졌음이 검증되었다. 연속모드 비추력의 경우 이론성능

대비 90%의 효율을 만족시키고, 93%에 이르는 추력효율 또한 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부 우주핵심기술개발사업의 지원을 받아 수행되었음(No. 20110020890).

참 고 문 헌

- Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 8th ed., John Wiley & Sons Inc., 2010
- 김정수, 정훈, 감호동, 서항석, 서혁, "우주비행체 궤도기동/자세제어용 추력기의 개발과 발사체에의 활용현황," 한국추진공학회지, 제14권, 제6호, 2010, pp.103-120
- Sackheim, R. L., "Overview of United States Space Propulsion Technology and Associated Space Transportation Systems," Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 6, 2006, pp.1310-1333
- Sutton, G. P., History of Liquid Propellant Rocket Engines, 1st Ed., AIAA, 2006
- Makled, A. E. and Belal, H., "Modeling of Hydrazine Decomposition for Monopropellant Thrusters," 13th International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology, ASAT-13-PP-22, 2009
- Kim, J. S., Kim, J. S., Jung, H., Park, J., Kim, S., and Jang, K. W., "A Study on the Spray Characteristics of a Liquid-Propellant Thruster Injector by PIV/PDA Optical Measurements," 5th Joint ASME/JSME Fluid Eng. Conf., FEDSM2007-37105, 2007
- Kim, J. S. and Kim, J. S., "A Characterization of the Spray Evolution by Dual-mode Phase Doppler Anemometry in an Injector of Liquid-propellant Thruster," JMST, Vol. 23, No. 6, 2009, pp.1637-1649
- 정훈, 김중현, 김정수, "분사압력 및 분사각에 따른 비충돌형 인젝터의 분무특성," 한국추진공학회지, 제16권, 제3호, 2012, pp.1-8
- 감호동, 김정수, 배대석, "지상연소시험평가용 추력기 노즐의 성능해석과 형상설계," 한국추진공학회지, 제16권, 제2호, 2012, pp.10-16
- DOD(USA), "Performance Specification (Propellant, Hydrazine)," MIL-PRF-26536F, 2011
- 김정수, "단일액체추진제 소형 추력기의 진공환경 연소시험 및 성능특성 평가," 한국추진공학회지, 제8권, 제4호, 2004, pp.84-90
- Parker, J. M., Thunnissen, D. P., Blandino, J. J., and Ganapathi, G. B., "The Preliminary Design and Status of a Hydrazine MilliNewton Thruster Development," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, AIAA-99-2596, 1999
- Fire, Explosion, Compatibility, and Safety Hazards of Hypergols-Hydrazine, AIAA-SP-084, 1999
- Price, T. W. and Evans, D. D., "The Status of Monopropellant Hydrazine Technology," NASA Technical Report 32-1227, 1968
- Rocket Research Corporation, "Development of Design and Scaling Criteria for Monopropellant Hydrazine Reactors Employing Shell 405 Spontaneous Catalyst," RRC-66-R-76, Vol. II, 1967
- Hill, P. G. and Peterson, C. R., Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, 2nd Ed., Pearson, 1991
- 김중현, 정훈, 김정수, "우주발사체 자세제어용 하이드라진 추력기의 정상상태 추력 특성," 한국추진공학회지, 제16권, 제6호, 2012, pp.48-55