

우주발사체 자세제어용 하이드라진 추력기의 정상상태 추력 특성

김종현* · 정 훈** · 김정수***†

Steady-state Thrust Characteristics of Hydrazine Thruster for Attitude Control of Space Launch Vehicles

Jong Hyun Kim* · Hun Jung** · Jeong Soo Kim***†

ABSTRACT

An ambient hot-firing test was carried out for the hydrazine thruster which may be employed in the space launch vehicles. The thruster is designed to produce 67 N (15 lbf) of nominal steady-state thrust at an inlet pressure of 2.41 MPa (350 psia). A scrutiny into the performance characteristics of thruster is made in terms of thrust, propellant supply pressure, mass flow rate, chamber pressure, and temperature at the steady-state firing mode. As a result, it is ensured that the practical performance efficiencies are above 89.1% compared to its ideal requirements.

초 록

우주발사체 자세제어용 하이드라진 추력기의 지상연소시험을 수행하였다. 시험에 사용된 추력기는 추진제 주입압력 2.41 MPa (350 psia) 에서 정상상태 공칭추력 67 N (15 lbf) 을 목표로 설계/제작 되었다. 개발모델 추력기의 성능특성 검토를 위해 정상상태 연소모드에서의 추력, 추진제 공급압력, 질량 유량, 추력실 압력, 그리고 온도 등의 성능변수를 이용한다. 시험결과, 실제의 성능이 이론 요구규격 대비 89.1% 이상의 성능효율을 만족하는 것이 확인되었다.

Key Words: Space Launch Vehicle(우주발사체), Attitude Control System(자세제어시스템), Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Thrust Measurement Rig(추력측정장치), Ambient Hot-firing Test(지상연소시험), Steady-state Firing Mode(정상상태 연소모드)

Nomenclature

접수일 2012. 10. 10, 수정완료일 2012. 11. 15, 게재확정일 2012. 11. 22

* 학생회원, 부경대학교 대학원 에너지시스템공학과

** 정회원, 부경대학교 대학원 에너지시스템공학과

*** 종신회원, 부경대학교 기계공학과

† 교신저자, E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

AFT : ambient hot-firing test

A_e : nozzle exit area

A_t : nozzle throat area

EPW : electric pulse width

FS : full scale

FSIG : firing signal

F_{theo}	: theoretical thrust
F_v	: vacuum thrust
HAN	: hydroxyl ammonium nitrate
HEA	: head-end assembly
I_{sp}	: specific impulse
\dot{m}_f	: propellant mass flow rate
P_{al}	: lower chamber pressure
P_{cu}	: upper chamber pressure
P_e	: nozzle exit pressure
P_{inj}	: propellant injection pressure
PMF	: pulse mode firing
SSF	: steady-state firing mode
T_e	: nozzle exit temperature
TCA	: thrust chamber assembly
TEM	: test and evaluation model
TMR	: thrust measurement rig

1. 서 론

우주비행체의 추진기관은 안정적인 추력발생 능력과 더불어 속도 및 정밀 자세제어능력이 요구되며, 이는 주 엔진 이외에 보조 추진시스템의 필요성을 대두시킨다. 우주비행체의 궤도기동 및 자세제어용으로 널리 사용되는 추력기는 작동 신뢰도, 비추력(specific impulse), 펄스(pulse) 및 연속추력 작동 성능이 담보되어야 하며, 경제성, 안전성 등이 추가적으로 고려되어야 한다. 우주발사체 자세제어용 추력기에 적용할 수 있는 추진제는 그 화학적 양태에 따라 냉기체(cold gas), 단일추진제(monopropellant), 이원추진제

(bipropellant) 등으로 대별될 수 있다[1-3].

Table 1은 화학식 추력기 시스템의 특성을 나타낸다. 냉기체는 다른 시스템에 비하여 비추력이 매우 낮으며 추력조절(throttling)이 불가능하다. 반면, 단일추진제 및 이원추진제 시스템은 비추력성능이 우수하면서도 반복시동, 펄스모드 작동 및 추력조절이 용이하다는 장점이 있다.

그 중, 단일액체추진제 하이드라진 추력기는 우수한 성능 특성으로 인하여 30,000기 이상이 우주비행체의 속도/자세제어용으로 활용되어 그 임무수행능력과 신뢰도가 검증되었다[4]. 이에 따라, 본 연구팀은 중·대형급 하이드라진 추력기의 체계소요에 대비하여, 4.5 N급 추력기(MRE-STD-1) 및 그 핵심부품의 성능평가기술에 대한 연구뿐만 아니라 10~1,000 N 대역의 추력기 군에 대한 설계 기술을 구축 중에 있다[5-17].

본 논문에서는 우주비행체 자세제어용 추력기 시스템을 간략히 소개하고, 70 N급 하이드라진(hydrazine, N_2H_4) 추력기의 지상연소시험(Ambient Hot-Firing Test, AFT) 결과를 기술한다.

2. 자세제어용 추력기 시스템

2.1 냉기체 추력기 시스템

기체질소(GN_2), 기체헬륨(GHe), 그리고 압축공기 등을 추진제로 사용하는 냉기체 추력기 시스템은 간단한 구조로 인하여 개발비가 저렴하고 신뢰도가 높으며 비화학반응 배기에 의한 오염

Table 1. Characteristics of chemical space propulsion system[2]

Classification	Cold gas	Monopropellant	Bipropellant
Specific impulse (s)	50	225	290
Thrust range (N)	0.05 - 0.1	0.5 - 2,000	> 1,500
Impulse range (N·s)	< 10^4	10^4 - 10^6	10^5 - 10^9
Min. impulse bit (N·s)	0.001	0.01	0.1
Complexity	Least	Midrange	Most
Spacecraft contamination	N	N	Y
Restart	Y	Y	Y
Pulsing	Y	Y	Y
Throttling	N	Y	Y

이 적다는 장점을 바탕으로 1950~60년대 로켓 시스템의 보조기동(minor maneuver: flight trajectory adjustment)이나 반작용 제어(reaction control) 시스템으로 활용되었다. 하지만, 매우 낮은 비추력에 기인하는 냉기체 추진제의 과도한 체적과 높은 압력은 추진제 저장탱크의 크기와 내압(proof pressure)에 요구되는 추진제 공급장치의 두께를 극적으로 증가시키는 결과를 낳는다. 이러한 단점과 낮은 성능 등에 기인하여, 우주비행체 추진시스템은 액체추진제 추력기 시스템으로 급속히 대체되었다[1].

2.2 이원추진제 추력기 시스템

일반적으로 이원추진제 로켓엔진은 액체상태의 산화제와 연료를 추진제로 사용하며, 화학식 추진시스템 중에서 가장 높은 비추력 및 추력 성능을 가진다. 주 엔진이 이원추진제 로켓엔진일 경우 추진제 공급계를 공유할 수 있어 구조설계의 최적화가 가능하게 되므로 자세제어 시스템에 이원추진제 추력기를 적용할 수 있다. 다만, 시스템이 갖는 구조적 복잡성 때문에 초기 기술개발이 어렵다는 단점을 갖는다.

2.3 단일추진제 추력기 시스템

단일추진제 추력기 시스템은 이원추진제 시스템에 비해 비추력 성능이 15~35% 가량 낮기는 하나, 그 구조가 상대적으로 간단하여 작동신뢰도가 높고, 기술적·경제적으로 초기 연구개발이 수월하다는 장점이 있다. 대표적인 단일추진제로는 하이드라진, 과산화수소, HAN(hydroxyl ammonium nitrate) 등이 있으며, 주요특성은 다음과 같다.

2.3.1 과산화수소

과산화수소는 제2차 세계대전을 전후하여 기체발생기와 추력기 분야에서 대표적인 단일추진제로 사용되었다. 하지만 외부로부터 과도한 에너지 유입이 없고 저장용기가 화학적 비반응성을 담보로 하는 재질로 이루어져 있을 경우에만 비교적 안전하게 사용될 수 있다. 과산화수소는 낮은 비추력(129~163 s, @ 80~100% H₂O₂) 성능

과 불안한 저장성 등이 결정적 단점으로 작용하여 무독성임에도 불구하고 유독성인 하이드라진으로 급속히 대체되었고, 현재는 우주비행체에의 활용례를 찾아보기 어렵다[1, 3].

2.3.2 하이드라진

하이드라진은 과산화수소에 비하여 충격에 덜 민감하고 저장성이 뛰어나다. 또, 동시발화능력, 화학적 분해의 안정성 및 적절한 비추력 성능, 비교적 깨끗한 생성물 기체, 그리고 낮은 화염온도 등으로 인해 현재까지 가장 많이 사용되고 있는 단일추진제이다. 하이드라진 추력기는 이원추진제 추력기에 비하여 비추력 이외의 성능특성이 양호하고 오랜 기간의 개발 이력을 바탕으로 높은 신뢰도를 자랑한다. 인공위성이나 행성간 탐사선의 추진시스템 뿐만 아니라, 탐사체의 정확한 궤도투입을 위하여 정밀한 3축 자세제어가 요구되는 우주발사체 최종 단(final stage)은 대부분 하이드라진 추력기 시스템을 장착한다[4].

2.3.3 HAN

최근에는 하이드라진 보다 빙점이 낮고 배기 생성물이 무독성인 HAN에 대한 연구가 진행 중이다. HAN은 비추력 성능(현재 200 s 미만)이 충분히 개선되고 화학적 안정성이 확보될 경우에 하이드라진을 대체할 잠재적 가능성도 가지고 있다.

3. 추력기 목표성능 및 시험절차

설계성능이 검증된 중형급 단일액체추진제 추력기의 목표성능을 Table 2에 나타낸다. 하이드라진을 추진제로 사용하는 이 추력기는 화학적 발열반응에 의하여 고온/고압의 가스를 발생시켜 초음속 노즐을 통해 추력을 얻는 방식의 것으로, 개발모델 추력기의 목표성능은 2.41 MPa (350 psia)의 추진제 주입압력에서 정상상태 진공추력 67 N (15 lbf) 이다. 추력기는 노즐부, 촉매대 추력실, 인젝터, 열차폐관(thermal barrier tube) 등으로 이루어지는 추력실 조립체(thrust

Table 2. Design specification of 70 N-class liquid-monopropellant hydrazine thruster

Parameter	Unit	Spec.
F_v	N	67±5
I_{sp}	s	225±8
A_c/A_t	-	50
P_{cu}	MPa (psia)	1.55 (225)
P_{cd}	MPa (psia)	1.38 (200)
\dot{m}_f	g/s	29.2

chamber assembly, TCA)와 솔레노이드로 작동되는 추력기 밸브로 구성된다. Fig. 1에 시험에 사용된 추력기의 시험평가 모델(Test and Evaluation Model, TEM) 형상을 도시한다. 시험평가 모델은 추력기 성능평가의 신뢰도 향상을 위해 각 구성품별로 압력, 온도 및 연소가스 등의 성능변수를 측정할 수 있도록 설계/제작되었다. 초음속 노즐은 고고도 혹은 우주공간에서의 작동을 목표로 팽창비 50:1로 설계되었으나, 성능검증 단계인 지상연소시험시 노즐 내부에 충격파 및 유동박리의 발생을 최소화 할 수 있도록 면적비 10:1을 갖는 별도의 노즐을 설계/제작하여 본 시험에 적용하였다[18]. 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)에 대한 수류시험을 수행하였다. 수류시험은 추력실을 모사한 압력강하율 시험장치를 사용하여 추진제 공급유량과 압력손실율의 상관관계를 미세 조정하는 방식으로 수행되었다. 추력기에는 이리듐·알루미늄 촉매가 충전되었으며, MIL-PRF-26536F[19]에 따른 순도 99.09%의 단일추진제급(98.5% min) 하이드라진이 연소시험시의 추진제로 사용되었다.

추력기에서 발생하는 추력 측정을 위하여 1분력 시스템이 적용된 추력측정장치(Thrust

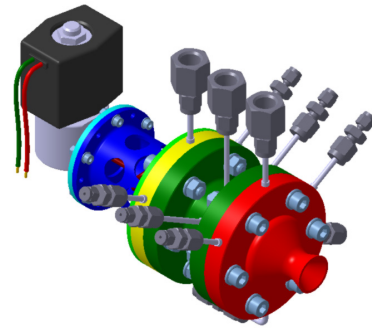


Fig. 1 Configuration of 70 N-class liquid-monopropellant hydrazine thruster (TEM)

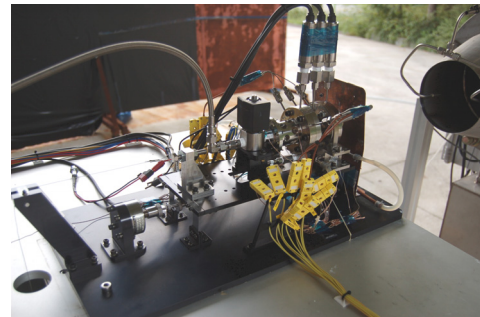


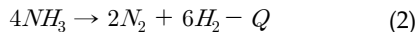
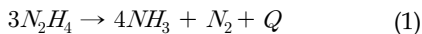
Fig. 2 Configuration of TMR and thruster (TEM)

Measurement Rig, TMR)를 설계, 제작하였으며, Fig. 2에 개발모델 추력기가 추력측정장치에 장착된 형상을 도시한다. 추력기 시험에 있어 정밀 추력측정은 많은 난제를 낳는다. 추력측정장치와 접속되는 연료공급배관 및 각종 부속물들로부터의 강성으로 인하여 추력측정장치로 전달되는 겉보기 추력(apparent thrust)을 감소시키고, 로드셀의 선형성까지 해칠 우려가 있다. 추력기로부터 추력이 발생되면 추력기가 장착된 시험대(test bed)와 판 스프링(plate spring)간의 추가적인 모멘트를 발생시키며, 시험시 생성되는 고온의 열이 판 스프링으로 전달되어 히스테레시스(hysteresis)적인 추력측정장치의 성능 변화를 야기하기도 한다. 따라서 이와 같은 오류를 발생시킬수 있는 인자들을 포함하여 로드셀을 보정하기 위해 추력측정장치의 모든 부속물들이 포함된 상태에서 교정용 추(calibration weight)를 이용하여 정밀보정을 수행한다.

연소시험은 정상상태 연소모드(Steady-State Firing Mode, SSF) 및 펄스모드를 추진제 주입 압력의 변화에 따라 수행하였으며, 본 논문에서는 설계기준 추진제 주입압력인 2.41 MPa 에서의 정상상태 연소모드 결과를 기술한다. 최초로 시험되는 추력기는 촉매대의 구조적, 화학적 안정화를 위한 작동검증과정(burn-in)을 거친 후, 설정된 시험절차에 기초하여 연소시험을 수행한다. 시험으로부터 획득한 추력 데이터를 바탕으로 비추력을 산출하기 위해서는 정확한 추진제 공급유량을 측정하는 것이 중요하므로, 정밀도 FS $\pm 0.1\%$ 의 코리올리 유량계를 사용하여 유량을 측정하였다.

4. 시험결과 및 검토

인젝터로부터 추력실로 분사된 하이드라진은 촉매에 의해 반응이 촉진되고, 발열반응과 함께 암모니아와 질소로 분해된다. 또, 기존에 분해된 암모니아가 흡열반응을 동반하며 질소와 수소로 분해되는 과정을 거쳐 노즐챔버 및 축소확대노즐(converging-diverging nozzle)을 통과하면서 추력을 발생시킨다. 이때 하이드라진에 대한 반응식은 다음과 같다.



추력실의 길이, 직경, 촉매의 크기 등은 추력기 성능 담보와 직접적으로 관계하는 유동체류시간(flow residence time)을 결정하는데 매우 중요한 성능 변수이다. 따라서, 그와 같은 설계변수 변화에 따른 성능평가 시험은 추력실 최적설계를 위한 필수과정이기도 하다.

Figure 3은 추진제 주입압력 2.41 MPa에서 정상상태 연소모드의 추력, 추진제 질량유량, 추력기 밸브 구동신호(FSIG) 및 추진제 공급압력의 변이를 나타내고 있다. 추력기 밸브의 구동신호가 들어오는 동시에 추진제 주입압력이 강하하

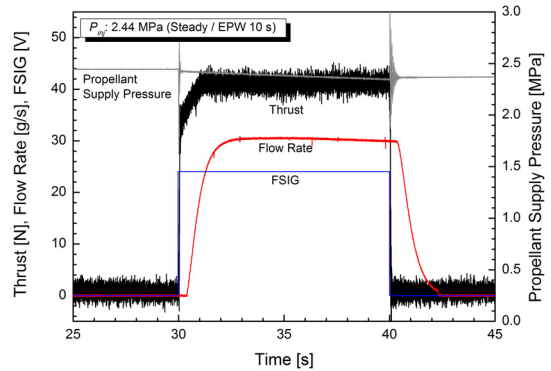
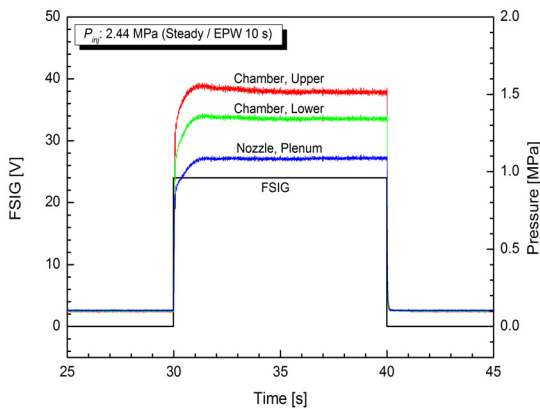


Fig. 3 Thrust behavior at steady-state firing mode with 2.41 MPa of propellant supply pressure

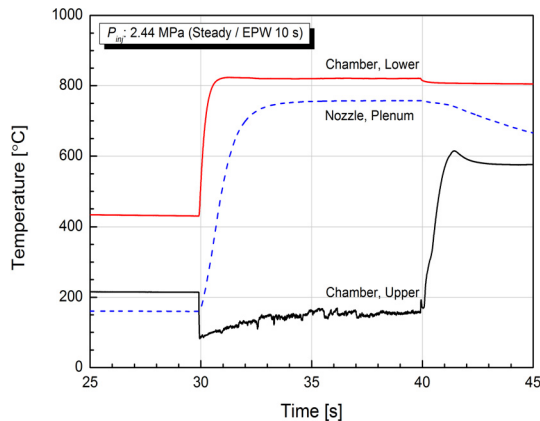
기 시작하여 밸브가 닫히는 순간까지 약 0.1 MPa의 압력강하가 발생한 후 점차 회복되는 양상을 보이고 있으며, 질량유량 또한 추진제의 공급압력 강하에 따라서 다소 감소하는 것이 확인된다. 추진제 공급유량의 설계치는 29.2 g/s 이나 추력실에서의 압력변이와 추진제 주입관의 유로조정 미세오차 등으로 인하여 약 1 g/s (3.4%)의 추진제가 추가적으로 공급되었다.

시험에 사용된 추력기는 밸브의 개구(opening)와 동시에 200 ms 전후의 압력상승시간을 거쳐 36.4 N의 안정된 추력을 발생시키는 것이 확인되며, 추력은 시험종료 5초전의 데이터를 보정/산출한 평균치를 제시한 것이다. 추력 및 추진제 유량의 초기 응답성이 다소 저조해 보이는 것은 본 시험에 적용된 상용밸브(opening: 30~100 ms, closing: 20~50 ms)의 성능에서 기인된 결과이다. 참고로, 통상적으로 사용되는 우주비행체급 추력기 밸브는 20 ms의 개구시간과 10 ms의 차폐시간 성능 요구규격을 만족시킨다.

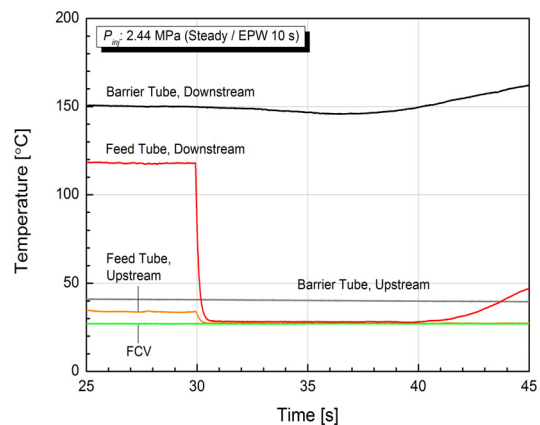
Figure 4에 추력기 구성품별 압력과 온도를 보인다. Fig. 4(a)에서 24 V의 밸브 구동신호가 들어옴과 함께 상단 추력실(chamber, upper)의 압력은 1.51 MPa, 하단 추력실(chamber, lower)은 1.34 MPa, 그리고 노즐(nozzle, plenum)은 1.09 MPa로 상승한 것이 관찰되며, 이는 설계기준 압력과 거의 동일한 수준이다(Table 2 참조). Fig. 4(b)는 추력실의 온도를 도시하고 있다. 추력기 작동시 하단 추력실 및 노즐챔버의 온도는



(a) Pressure, Chamber



(b) Temperature, Chamber



(c) Temperature, HEA (except for injector)

Fig. 4 Pressure and temperature behavior at steady-state firing mode with 2.41 MPa of propellant supply pressure

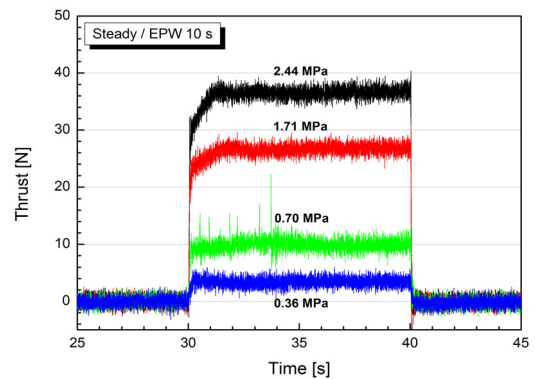


Fig. 5 Thrust levels with 2.41, 1.72, 0.69 and 0.34 MPa of propellant supply pressure at steady-state firing mode

820°C 그리고 760°C로 유지되며, 작동 종료와 함께 온도가 감소하는 것이 관찰된다. 상단 추력실의 경우, 인젝터로부터 분사된 25°C 상온의 추진제가 지속적으로 공급되어 촉매대(catalyst bed)의 온도상승을 지연시키고 있다. 한편, 밸브의 차폐 이후에는 하단 추력실로부터의 열전도와 촉매대로 분사된 추진제의 반응에 기인하여 상단추력실의 온도가 급격히 상승하는 사실을 알 수 있다. Fig. 4(c)는 연소과정에서의 추력기 상단조립체 온도변화를 나타내고 있다. 추진제가 공급되면서 추진제 주입관 하류의 온도는 대류냉각(convective cooling)의 효과로 인하여 급격하게 감소되고, 추진제 공급이 중지되면 온도가 증가한다.

추력기 작동과정에서 추진제 공급유로로 전파되는 침열량이 클 경우 추력기 밸브, 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)을 유발할 수 있으므로 침열량을 최소화 할 수 있는 추진제 공급관의 설계가 반드시 필요하다[20]. 시험결과에서 열차폐관 상류의 온도는 약 40°C이며, 추진제 주입관의 온도 역시 35°C 내외로 유지되고 있으며, 추력기 밸브의 온도 또한 초기 온도를 유지하고 있으므로 상단조립체의 형상이 침열회피에 적합

Table 3. Comparison of theoretical thruster performance characteristics with the experiment[21, 22]

A_e/A_t	1*	10*	50**
P_e [MPa]	0.76	0.01	0.001
T_e [K]	1115	624	491
<i>Mach No.</i>	1	3.52	4.94
F_{theo} [N]	48.3	39.5	67
$I_{sp, theo}$ [s]	169	138	225
$I_{sp, exp}$ [s]	-	123	-
$I_{sp, efficiency}$ [%]	-	89.1	-

*Ambient condition, **Vacuum condition

하게 설계되었음이 검증된다.

추진제 공급압력 2.41, 1.72, 0.69, 0.34 MPa에서의 추력선도가 Fig. 5에서 비교되며, 추력기 작동 종료전 5초간에서 측정, 보정된 평균 추력은 36.4, 26.9, 10.0 그리고 3.6 N 으로 나타난다.

Table 3에 노즐 확대비가 각각 1, 10, 그리고 50일 때의 이론 성능과 시험결과를 함께 요약/비교하며, 계산에 사용된 수식은 다음과 같다.

$$\frac{F_{theo}}{A_t p_0} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \left(\frac{p_e - p_a}{p_0} \right) \frac{A_e}{A_t} \quad (3)$$

지상연소시험에 사용된 추력기의 비추력은 123 s 로서, 이론 비추력 대비 약 89.1%의 성능을 보이고 있다.

5. 결 론

70 N급 하이드라진 추력기의 지상연소시험 결과와 더불어 우주비행체에 적용되는 자세제어용 화학식 추력기의 주요특성이 간략히 소개되었다.

개발모델 추력기의 성능평가를 위해 추력뿐만 아니라 구성품별 압력, 온도 등의 성능변수 데이터를 획득하였으며, 이론계산 결과와의 비교를 통해 추력기의 성능을 검증하였다. 성능시험 결

과로부터 추력은 92.2%, 비추력은 89.1% 이상으로 추력기의 지상연소 성능요구조건을 만족시키는 것이 확인되었다.

후 기

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

참 고 문 헌

1. Sutton, G. P., History of Liquid Propellant Rocket Engines, 1st Ed., AIAA, 2006
2. 한국추진공학회, 항공우주 추진기관 개론, 한티미디어, 2008
3. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 8th ed., John Wiley & Sons Inc., 2010
4. 김정수, 정 훈, 감호동, 서향석, 서 혁, "우주비행체 궤도기동/자세제어용 추력기의 개발과 발사체에의 활용현황," 한국추진공학회지, 제14권, 제6호, 2010, pp.103-120
5. Kim, J. S., Park, J., Kim, S., Choi, J., and Jang, K. W., "Test and Performance Evaluation of Small Liquid-monopropellant Rocket Engines," AIAA-2006-4388, 2006
6. 정 훈, 김정수, 김성초, 박 정, "소형 액체로켓엔진 인젝터의 분무 분열특성에 대한 연료 분사압력의 영향," 한국추진공학회지, 제11권, 제3호, 2007, pp.50-57
7. 김진석, 김정수, 김성초, 박 정, "액체추진제 추력기의 인젝터 분무 거동에 대한 실험적 연구," 한국항공우주학회지, 제35권, 제9호, 2007, pp.799-804
8. 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 Engineering Conference, FEDSM2007-37105, 2007
9. Kim, J. S., Jung, H., Kim, J. S., Park, J., Su, H., and Jang, K. W., "Quasi-3D Visualization of the Dynamic Behavior of Injector-Generated Spray Droplets by Dual-Mode Phase Doppler Anemometry," 7th JSME-KSME Thermal and Fluid Engineering Conference, 2008
 10. 정 훈, 김정수, "소형 액체로켓엔진 인젝터 분무의 연료분사압력 변이에 따른 액적의 공간분포 특성," 한국추진공학회지, 제12권, 제5호, 2008, pp.1-8
 11. 김진석, 김정수, "준 3차원적 공간분포 계측에 의한 액체추력기 인젝터 연료분무의 분열 및 확산 거동에 관한 연구," 한국추진공학회지, 제12권, 제5호, 2008, pp.9-17
 12. Kim, J. S., 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
 13. 정 훈, 김정수, 배대석, 권오봉, "이중모드 위상도플러 속도계측기법에 의한 소형 액체로켓엔진 인젝터 분무의 가시화," 한국가시화정보학회지, 제8권, 제4호, 2010, pp.60-65
 14. 정 훈, 김정수, 박 정, "비충돌형 인젝터로부터 발생하는 액체추진제 분무의 준3차원 구조," 한국추진공학회지, 제14권, 제6호, 2010, pp.17-24
 15. Jung, H., Kim, J. H., Kim, J. S., "Spray Characteristics under Various Injection Conditions for Nonimpinging-type Injector Utilized in 70 N-class Hydrazine Thruster," AJCPP2012-141, 2012
 16. Kam, H. D., Kim, J. S., Lee, J. W., and Kim, I. T., "Performance Analysis for the Design Optimization of a Thruster Nozzle Used for Ground Firing Test," AJCPP2012-143, 2012
 17. 정 훈, 김종현, 김정수, "분사압력 및 분사각에 따른 비충돌형 인젝터의 분무특성," 한국추진공학회지, 제16권, 제3호, 2012, pp.1-8
 18. 감호동, 김정수, 배대석, "지상연소시험평가용 추력기 노즐의 성능해석과 형상설계," 한국추진공학회지, 제16권, 제2호, 2012, pp.10-16
 19. DOD(USA), "Performance Specification (Propellant, Hydrazine)," MIL-PRF-26536F, 2011
 20. 김정수, "1-lbf급 단일액체추진제 로켓엔진의 추력 성능," 한국추진공학회지, 제8권, 제2호, 2004, pp.32-38
 21. Hill, P., Peterson, C., Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, 2nd Ed., Pearson, 2010
 22. John, J., Keith, T., Gas Dynamics, 3rd Ed., Pearson, 2006