

研究論文

발사체 자세제어 적용을 위한
고추력 과산화수소 단일추진제 추력기 개발

안성용* · 김종학** · 윤호성** · 권세진***†

Development of High Thrust H₂O₂ Monopropellant
Thruster for Reaction Control System of Space Launch
Vehicles

Sungyong An* · Jonghak Kim** · Hoseung Yoon** · Sejin Kwon***†

ABSTRACT

Design and performance evaluation of H₂O₂ monopropellant thrusters to be used at reaction control of space launch vehicles were presented in this paper. Design thrust level was determined as 100, 250 Newton which is nominal thrust level for commercial space launch vehicles. Qualification thruster models including solenoid valves were developed after the reactor design were evaluated at engineering thruster models. Each thruster was evaluated by measurement of characteristic velocity, thrust, specific impulse, and pulse response times at sea level test condition.

초 록

발사체 상단의 자세제어를 목적으로 하는 과산화수소 단일추진제 추력기 설계 및 성능평가를 수행하였다. 상용 발사체급에 요구되는 수준인 100, 250 N 급 추력기를 목표로 하였으며 개발 모델에서 성능 시험을 통해 반응기 설계 형상을 확정한 후, 최종적으로 검증 모델을 밸브와 통합하여 개발하였다. 설계된 추력기는 sea level 조건에서 특성속도, 추력, 비추력 및 펄스 응답성 측정을 통해 성능을 검증하였다.

Key Words: Hydrogen Peroxide(H₂O₂, 과산화수소), Thruster(추력기), Monopropellant(단일추진제), Reaction Control System(RCS, 자세 제어 시스템), Catalyst (촉매)

접수일 2009. 12. 16, 수정완료일 2010. 1. 23, 게재확정일 2010. 2. 11

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

** 정회원, (주)스페이스솔루션

*** 종신회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

1. 서 론

1.1 발사체에서 추력기의 필요성

소형 로켓 엔진을 일컫는 추력기는 발사체 또

는 인공위성의 자세제어 시스템으로 활용도가 높다. 발사체의 경우 페이로드를 높은 정밀도로 궤도에 진입시키기 위해 공력 핀(fin), 추력 벡터 제어 방식(TVC), 추력기 등을 포함하는 방법으로 자세제어를 수행한다. 특히, 추력기는 추력 벡터 제어 방식과 비교할 경우 롤, 요, 피치 3축 모두에 대해 제어가 가능할 뿐 아니라 엔진이 작동하지 않는 무추력 관성구간에서도 또한 자유롭게 사용 가능하다. 또한, 공력이 작용하는 구간에서만 사용 가능한 핀과는 달리 대기권 내/외를 포함하는 전 비행구간에서 사용 가능하다는 장점이 있어[1] 대부분의 발사체에서는 자세 제어에 필요한 임펄스를 발생시키기 위해 Table 1과 같이 다양한 추력기를 자세제어 방식으로 활용하고 있다.

1.2 추력기 방식 비교

발사체에서 요구되는 추력은 임무 요구조건에

따라 차이가 있긴 하지만 발사체의 높은 관성질량으로 인해 일반적으로 수 십 ~ 백 N 급 정도의 고추력을 요구하며 작동 시간은 수 십 ~ 백 초 정도 수준이므로 낮은 추력을 장시간 사용해야 하는 인공위성 자세제어용 추력기와는 운영 조건에서 차이가 존재한다.

이런 고추력을 단시간에 내기 위해서는 기본적으로 화학적 방법의 추력기가 필요하며 일부 엔트리 급 또는 소형 발사체에서 사용하는 냉가스(GN₂) 추력기를 제외하고는 거의 대부분 구조가 간단하고 점화 실패가 없는 단일추진제 액체 추력기 방식을 적용하고 있다.

단일추진제 추력기에는 하이드라진(N₂H₄) 추력기가 보편적으로 사용되어 왔으나 하이드라진의 높은 독성과 이에 따른 비교적 높은 개발 비용이 단점으로 대두된다. 또한 고추력의 하이드라진 추력기 개발의 경우, 많은 양의 하이드라진 사용이 불가피하며, 이에 따른 안전 설비 확충이

Table 1. Use of thrusters at various space launch vehicles [1-3]

발사체	1단	2단	3단	4단
Vanguard		32 N (P, Y), 38 N(R)		
Scout		227 kgf (P,Y), 18 kgf (R), H ₂ O ₂	1.3, 24 kgf, H ₂ O ₂	
Pegasus		GN ₂ (R)		45 lbf
Taurus	GN ₂ (R)	GN ₂		
M-V			2.3 kgf, N ₂ H ₄	
LM-2C/SD			N ₂ H ₄	
Delta-II		1.6 kgf, GN ₂		
H-II		1.8, 5 kgf, N ₂ H ₄		
AtlasIIA		N ₂ H ₄		
ArianV		400 N, N ₂ H ₄ (R, P)		
VEGA				200 N, N ₂ H ₄
Soyuz				50 N, N ₂ H ₄
Proton				13.3, 392.2 N
KSR-III	GN ₂ (R)			
KSLV-I		22N(P,Y), 44~88N(R) GN ₂		

필요해 소규모의 연구실 또는 업체에서는 다루기가 쉽지 않다. 하이dra진 외의 대표적인 단일추진제인 과산화수소는 하이dra진에 비해 약 20 ~ 30 % 비추력이 낮기는 하지만 냉가스 추력기 방식에 비해서는 3배 정도 높은 비추력을 지닌다[1, 4-5]. 또한, 추진제 자체 및 생성 물질 모두 친환경적인 특성을 지니므로 취급이 용이하다[4-5]. 추진제 분해 시 생성되는 가스의 단일분해온도를 비교해 보면 과산화수소는 하이dra진에 비해 낮으므로 추력기 재질 선정 및 촉매대 내구성 등에서 보다 자유로운 설계를 가지는 장점 또한 있다. 이런 특성으로 인해 과산화수소를 추진제로 선택할 경우 상대적으로 단기간에 저비용으로 고추력 추력기를 개발하는 것이 가능하다. 추력기의 성능에 수명이 좌우되는 특성을 가져 비추력에 민감한 특성을 보이는 인공위성과는 달리 발사체는 비추력에 덜 민감하므로 과산화수소를 사용하더라도 큰 무리가 없을 것으로 판단된다. 이런 관점에서 볼 때, 하이dra진 추력기의 우수성에도 불구하고 과산화수소 단일추진제 추력기는 냉가스 추력기와 하이dra진 추력기의 절충안으로서 적절한 선택이 될 수 있다. 이런 장점으로 인해, 과산화수소 단일추진제 추력기 관련 연구는 국내에서도 수 년간 활발하게 지속되어온 바 있다[6-17].

1.3 연구 목표

본 논문에서는 상용 발사체에 적용할 수 있는 과산화수소 단일추진제 추력기의 개발을 목표로 하였다. 현재 개발하는 추력기를 적용하고자 하는 발사체가 정해지거나 추력기 요구조건이 결정된 상황이 아니므로 일반적인 상용 발사체에서 사용하는 추력 수준을 고려하여 100, 250 N을 가지는 두 가지 추력기 시제형을 설계 및 성능평가 하는 것을 연구 목표로 하였다.

2. 요구조건 및 개발 과정

2.1 추력기 요구조건 설정

추력기 설계 요구조건은 Table 2와 같이 가상으로 설정하였다. 추진제 농도는 90 %로 하여 100, 250 N을 낼 수 있는 추력기를 설정하였다. 추진제 공급 유량은 특성속도 및 비추력 손실을 10 % 정도 고려하여 결정하였으며, 추진제 공급 압력은 일반적인 상용 하이dra진 추력기의 운용 조건을 고려하여 30 bar로 설정하였다. 추력기가 blow-down 모드로 작동되면 시간에 따라 추력이 감소하게 되므로 blow-down이 아닌 pressure-regulated 모드로 공급압력을 일정하게 유지시켜주는 것으로 하였다. 반응기의 특성속도 효율은 최소 90 % 이상을 목표로 하였다. 밸브, 인젝터, 촉매대에서의 압력 강하를 고려하여 촉매대를 통과한 챔버에서 압력은 18 bar로 설정하였다. 자세제어 시스템에서 사용하는 추력기의 주 작동 모드는 펄스 모드이므로 펄스 응답속도는 기존에 사용되고 있는 상용 하이dra진 추력기의 자료조사를 통해 이에 준하는 현실적인 수준으로 결정하였다. 단일추진제 추력기는 공급된 추진제가 촉매와 만나면서 분해되면서 생성가스를 만들고(Eq. 1) 이 때 생성된 가스가 노즐을 통해 가속되면서 추력을 얻으므로 촉매의 역할이 매우 중요하다. 본 개발에서는 기 수행된 금

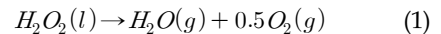


Table 2. Design requirements

항 목	Type 1	Type 2
진공추력	100 N	250 N
추진제	H ₂ O ₂ (90 wt%)	
공급유량*	66 g/s	165 g/s
가압압력	30 bar 이내 (pressure regulated mode)	
특성속도	90 % 이상	
효 율	(이론 C*=936 m/s)	
챔버압력	18 bar 내외	
생성가스 온 도	1000 K 이상 (이론단열분해온도: 1022 K)	
펄스모드	On sig. → 90 % Pc: ~ 100 ms	
응답속도	Off sig. → 10 % Pc: ~ 120 ms	

* 특성속도 및 비추력 손실을 10 % 고려하여 결정

속 및 금속 산화물 촉매의 반응 특성 결과를 참고 하여[6-11, 16] 최적 그레인 크기[12]를 가지는 금속 산화물 촉매를 적용하였다.

2.2 개발과정

추력기의 개발과정은 다음과 같다. 추력기는 크게 인젝터를 포함하는 추진제 공급부와 추진제를 분해시키는 반응기 및 생성가스를 가속시키는 노즐부로 구성되며 추력기의 작동 특성상 반응기 설계가 가장 우선시 된다. 이에 설계 추력을 생성시키기 위해 도출된 추진제 유량을 완전히 분해시키기 위해 요구되는 촉매 반응기의 부피 및 형상(L/D)을 Fig. 1, 2의 접근 방법으로 결정하였다[13]. 반응기의 형상에 따라 추진제가 촉매대를 지나가는 유속이 결정되고 이는 촉매대 압력강하(Fig. 3)를 결정하게 된다[17]. 따라서 추진제 및 생성가스가 촉매대를 통과하는 동안 압력 강하가 예측보다 크게 되면 추진제 공급압력 요구조건에서 설계 유량 보다 적은 추진제가 공급되어 설계 챔버압력을 형성시킬 수 없는 경우가 발생한다. 이런 특성을 고려하여 반응기 최적 형상 결정을 위해 서로 다른 형상의 반응기를 제작하여 시험함으로써 가장 적절한 반응기 크기 및 내부 형상을 결정하였다. 이후, 최적 형상 모델에서 생성가스 온도, 특성속도, 추력 및 비추력 측정을 함으로써 추력기 성능을 검증하였다. 90 % 농도 과산화수소의 단일분해온도는 1022 K, 이론 특성속도는 936 m/s이며 실제 측정된 온도 및 특성속도를 통해 반응기 특성을 살펴보고 이론 값에 도달하는 정도를 살펴봄으로써 반응기 설계의 타당성 여부를 판단하였다.

노즐은 sea level 최적 팽창 조건에서 추력 측정을 수행하여 이론 비추력 대비 실제 비추력을 측정하였고 검증 모델에서는 노즐 면적비 50을 가지는 진공 노즐을 설계하여 진공 추력을 간접적인 방법으로 예측하는 것으로 하였다. 검증 모델의 추력기는 개발 모델에서 반응기 벽 두께를 최소화 하는 등 부피 및 무게를 줄인 모델이며 고온에 노출되는 반응기 설계의 적절성을 변형 및 파열과 같은 구조적인 측면에서 실험을 통해

검증하였다.

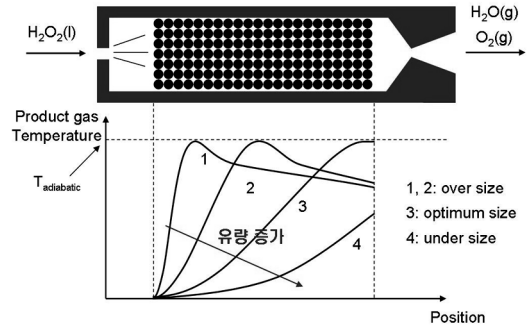


Fig. 1 Condition of optimal reactor size

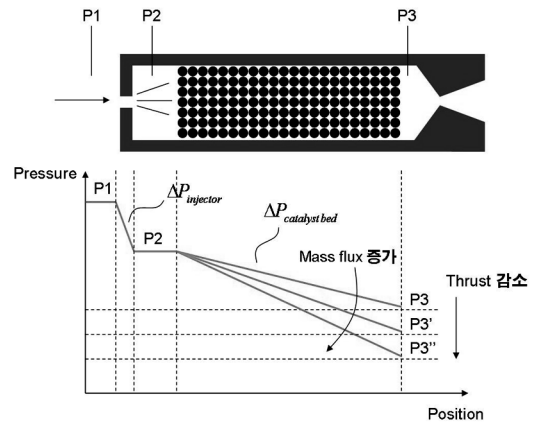


Fig. 2 Pressure tendency in the thruster

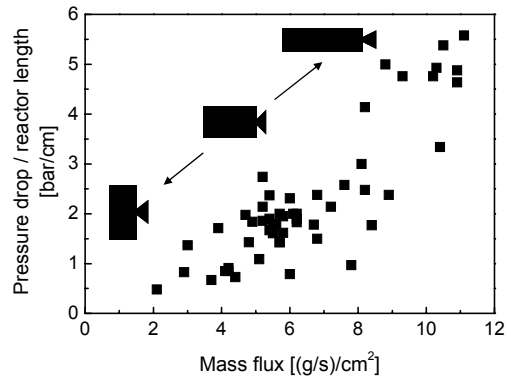


Fig. 3 Pressure drop with mass flux (reactor L/D) at a fixed catalyst grain size

최종적으로 검증 모델에 밸브를 통합하여 밸브의 특성이 포함된 펄스 응답성을 측정함으로써 실제 추력기의 펄스 특성을 검증함으로써 추력기의 기본적인 특성을 일차적으로 검증하였다.

하이dra진 추력기의 경우 밸브를 닫은 후, 반응기의 열이 상류로 전파되면 매니폴더 및 추진제관에 잔류하고 있는 추진제의 온도가 상승하게 되고 하이dra진 추진제의 특성상 폭발할 가능성이 있다. 이 경우 밸브가 파손되고 추력기의 작동이 불가능해지므로 이를 방지하기 위한 열차단관의 설계가 중요하다. 반면, 과산화수소의 경우는 촉매제 역할을 하는 유기물과 혼합되어 있지 않고 추진제 자체만 존재하는 조건에서는 온도가 상승하더라도 폭발 위험이 없으므로 밸브를 닫은 후 반응기의 열이 상류로 전파되더라도 밸브와 인젝터 사이에 잔류하고 있는 추진제가 기화되어 노즐을 통해 빠져나가게 되므로 폭발 위험이 전혀 없다. 또한, 추진제의 기화온도가 밸브 시트의 파손을 야기하지 않는 150 °C 미만이므로 열차단관이 없이도 실제 반응시험에서는 문제되지 않았다. 이런 특성으로 인해 과산화수소 단일추진제 추력기에서는 열차단관의 중요성이 상대적으로 낮은 것으로 판단하여 밸브와 추력기 사이의 적정 간격을 실험을 통해 결정하였으며 별도의 해석적인 접근 방법 없이 열차단관을 설치하였다.

하는 공급압력을 가하여 공급관의 강성을 실제 시험과 동일하게 만들어 준 상태에서 추력기 전/후방에 위치한 로드셀에서 측정되는 추력 값 차이를 측정함으로써 추진제 공급관, 각종 케이블, LM 가이드에서 작용하는 저항(약 2%)을 추력 측정값에 보정해 주는 방법을 사용하였다 [17]. 추후, 높은 정밀도의 추력 측정을 위해서는 LM 가이드를 이용한 레일 식의 추력 측정 방법이 아닌 flexure를 적용한 추력 스탠드를 적용하는 것이 유리할 것으로 판단된다.

비추력의 측정은 측정된 유량의 정확도에 크게 좌우된다. 정밀하지 못한 유량 측정은 비추력 측정 오차를 유발하게 되므로 본 실험에서는 정밀도 $\pm 0.5\%$ 를 지나는 코리올리 유량계(AW company, ACM600)를 사용하여 유량을 측정하였다.



Fig. 4 EM thruster on thrust stand

3. 성능 검증 및 검증 모델 추력기

3.1 개발 모델(Engineering Model) 시험

최적 반응기 형상으로 결정된 250 N 급 추력기 개발 모델의 스탠드 장착 형상 및 압력/추력 그래프를 Fig. 4 및 5에서 제시하였다. 추진제 설계유량에서 정상상태 특성을 검증하기 위해 연속작동 모드에서 추력, 압력, 비추력을 측정하였다. 추력 측정은 LM 가이드 상에 추력기를 장착하여 추력이 작용하는 방향으로 자유도를 준 후, 로드셀을 이용하여 측정하였다. 추력 보정은 추진제 공급관에 실 매질을 채우고 시험하고자

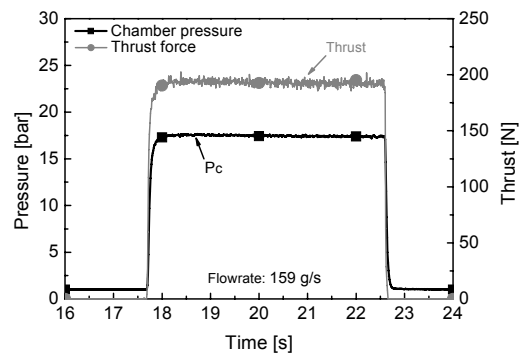


Fig. 5 Pressure and thrust time history of 250 N level thruster (sea level, continuous mode)

실험 결과 추진제가 흐르는 조건에서 추진제 공급압력(밸브 상류) 27 bar일 때 추진제가 159 g/s로 공급되었으며 96 %의 특성속도 효율 및 192 N의 추력이 측정되어 비추력은 sea level에서 이론 비추력인 131 s의 94 %인 123 s로 측정되었다. 설계 조건으로 주었던 반응기 특성속도 효율이 90 %를 상회함으로써 우선적으로 촉매 반응기의 설계가 적절히 이루어졌음을 확인하였다.

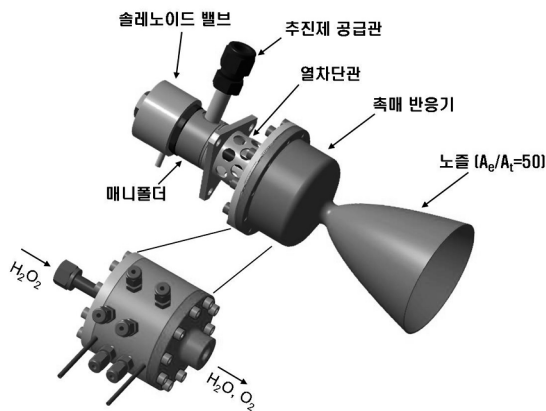


Fig. 6 FM thruster design concept with EM model



Fig. 7 FM model thrusters (100, 250 N class)

3.2 검증 모델(Qualification Model) 설계 및 시험

최적 형상의 개발 모델에서 설계의 적절성을 검증한 후 개발 모델과 동일한 반응기 내부 형상을 가지면서 반응기 크기 및 무게를 최소화한 검증 모델을 설계 및 제작하였다(Fig. 6, 7). 추력

기는 추진제 공급 밸브와 통합하였으며 검증 모델은 인젝터 수류 시험을 통해 개발 모델과 동일한 결과를 보이는지 일차적으로 확인한 후 (Fig. 8), 반응기 벽 두께 설계를 포함하는 구조적인 설계의 적절성을 검증하기 위해 반응 시험을 추가적으로 수행하여 검증하는 절차를 거쳤다(Fig. 9).



Fig. 8 Injector water flow test at FM model



Fig. 9 Reaction test apparatus with FM thruster

검증 모델에서는 진공용 노즐을 설계하였으므로 실제 추력 측정은 진공 챔버를 통해 수행해야 하지만 현재 단계에서는 고유량을 소화할 수 있는 진공 챔버를 이용한 설비이용 등에 현실적인 제약이 있어 sea level 조건에서 측정된 개발 모델의 실험 데이터를 이용하여 진공 추력을 간단히 예측하는 것으로 하였다. 노즐 면적비에 따라 노즐 단면적에서 압력, 온도, 마하수, 추력계수, 비추력 등을 CEA 계산을 통한 결과는 Table

3과 같다. 250 N 모델에서의 시험 결과를 Table 4에서 정리하였다. 비추력 손실을 그대로 적용하는 등 이상적인 조건을 고려하여 진공 비추력을 162 s(이론 비추력: 172 s)로 가정한다면 같은 실험 조건에서 진공 추력(노즐 면적비 50)은 Eq. 2를 이용하여 약 252 N로 간단히 예상된다.

$$F = \dot{m} I_{sp} g_0 \quad (2)$$

Table 3. Properties at nozzle sections (90% H₂O₂)

항 목	1	2	3	4
A _e /A _t	-	1	2.98	50
P, bar	18	9.89	1.00	0.02
T, K	1022	899	531	287
Mach no.	0	1.00	2.50	4.89
C _F	-	0.702	1.369	1.741
I _{sp} , s	-	67	131	172

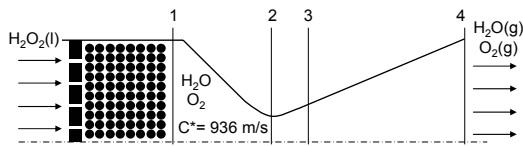


Table 4. Test results of 250 N thruster at sea level and performance estimation at vacuum condition

시험환경	Sea level*	Vacuum**
A _e /A _t	2.98	50
특성속도(C*) 효율	96 %	96 %
측정 비추력, I _{sp,exp}	123 s	162 s
이론 비추력, I _{sp,theo}	131 s	172 s
I _{sp} 효율 (I _{sp,exp} /I _{sp,theo})	0.94	0.94
추 력	192 N	252 N

* 측정값 (sea level test)

** 예상값 (vacuum condition)

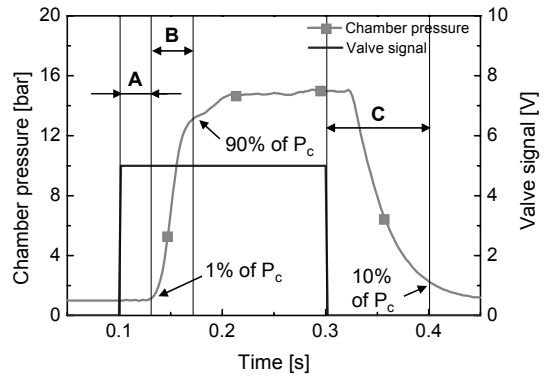


Fig. 10 Definition of each pulse response time

Table 5. Response characteristics of commercial hydrazine thrusters [18, 19] (unit : ms)

Company	Thruster	Thrust [N]	A+B	C
RAFAEL	ACT-45	45	100	200
	MR-103	0.19 - 1.12	150	-
Aerojet	MR-104	205 - 572	50	-
	MR-106	8.9 - 26.7	200	-
	MR-107	51.2 - 257.9	200	-
	MR-50	9.79 - 38.7	150	-
	MR-111	0.44 - 5.34	150	-

A: ignition delay, valve on signal ~ 1 % of P_c

B: rising time, 1 % ~ 90 % of P_c

C: decay time, valve off signal ~ 10 % of P_c

자세제어를 목적으로 하는 추력기의 특성상 연속작동 모드 보다는 대부분 펄스 작동 모드로 작동되는데 이 경우 펄스 응답 특성이 추력기의 중요한 성능이 되며 현재 개발 중인 추력기의 주요 관심사 중 하나이다. 일반적으로 단일추진제 액체 추력기의 응답 특성은 ignition delay (A), rise time (B), decay time (C)로 나누어서 정의 하며 Fig. 10에서 각 항목의 구간을 도시하였다. 현재 사용되고 있는 대다수의 상용 하이브리드 추진기의 응답성을 Table 5에서 정리하였

는데, 대부분의 경우 밸브 개방 신호에서 챔버 압력이 정상상태의 90 %까지 도달하는데 걸리는 시간(ignition delay(A) + rise time(B))이 약 100 ms 내외의 수준을 가진다[18, 19].

정상상태의 추력 및 비추력 특성은 밸브의 특성에 영향을 받지 않으나 펄스 응답특성은 밸브의 특성에 따라 차이를 보이게 되므로 정확한 응답성 측정을 위해 응답속도는 검증 모델에서 실제 추진제 밸브를 통합한 상태에서 측정하였으며 수차례 펄스를 통해 추진제 관 내부를 추진제로 완전히 채운 후, 추력기가 예열된 상태의 조건을 적용하였으며 펄스 시간은 1.0 s on/off로 주었다. 연속되는 밸브의 펄스 신호에 따른 챔버 압력의 측정 그래프 및 항목별 응답성 수치는 Fig. 11 및 Table 6에서 제시하였다. 응답성 측정 결과 설계한 두 가지 추력기는 항목별로 61, 77 ms (A+B 항목) 및 97, 113 ms (C 항목)로서 설계 요구조건을 만족하고 있으며 상용 하이드라진 추력기의 특성 범주 이내의 값을 보이고 있음을 확인할 수 있다. 현재 사용하는 밸브는 신호에서부터 밸브의 완전한 개폐에 걸리는 시간이 20 ms 이내로서 밸브 특성 향상을 통해 응답 속도의 향상을 추가적으로 기대할 수 있는 수준이다. 응답 특성 재연성을 살펴보면 반복되는 펄스에서 응답성 항목별 표준 편차가 1 ms 정도로 펄스 재연성이 높은 특성을 보였다. 100 N 급에 비해 250 N 급 추력기의 응답성이 조금 느린 것은 상대적으로 큰 추진제 관 직경, 밸브와 인젝터 사이의 매니폴더 부피 증가 등으로 추력기의 크기가 증가하면서 동반되는 현상으로 파악된다.

마지막으로 제작된 검증 모델 추력기의 크기, 무게 등을 같은 급의 상용 하이드라진 추력기와 비교한 결과(Table 7) 매우 유사한 제원으로 설계되었는데 이는 촉매 반응기를 포함하는 추력기 설계 과정이 적절하였음을 간접적으로 뒷받침하는 것으로 판단할 수 있다. 특히, 현재 모델에서 추력기 및 밸브를 추가적으로 소형화한다면 같은 추력 급의 하이드라진 상용 추력기에 비해 비추력은 떨어지지만 크기와 무게 면에서

는 이점으로 작용할 수 있을 것으로 기대되며 이는 비추력에 덜 민감한 분야인 발사체에서는 긍정적인 요소가 될 수 있다.

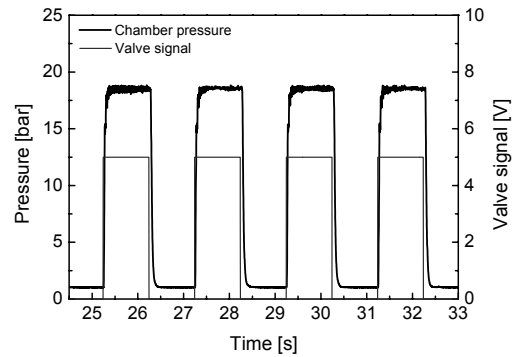


Fig. 11 Chamber pressure at pulse mode

Table 6. Pulse response characteristics [unit: ms]

모 델	A	B	C
Type 1 (100 N)	13 (1)	48 (1)	97 (1)
Type 2 (250 N)	22 (0)	55 (1)	113 (1)

A: ignition delay, B: rise time, C: decay time
(): Standard deviation

Table 7. Comparison with commercial N_2H_4 thrusters

모델명	추력 [N]	크기 [cm] 직경 길이	P_c [bar]	무게 [g]	
Type 1	100	4.1*, 4.7**	16.4	18	425***
MR-120	90	4.2	15	12.4	410
Type 2	250	5.9*, 7.4**	21.3	18	750***
MR-107	257	6.6	21.8	21	885

* 반응기 기준, ** 노즐 출구 기준

*** 밸브 및 촉매대 무게 포함

4. 결 론

발사체 적용을 고려한 100, 250 N 급 고추력

과산화수소 단일추진제 추력기의 설계 및 성능 평가를 수행하였다. 개발 모델을 제작하여 반응기 내부 설계 형상 확정하고 연속 작동 모드에서의 성능을 검증한 후, 검증 모델을 제작하여 펄스 모드 성능 검증을 수행하였다. 현재 모델에서는 반응기 특성속도 효율 95%, 비추력은 sea level 조건에서 123 s로 측정되어, 진공조건에서 162 s로 예측된다. 추가적으로 사용하는 추진제 농도를 현재 농도인 90wt%보다 증가시키면 더 높은 비추력을 얻을 수 있다.

현재 시제형 추력기가 개발 되었으나 sea level 조건에서만 검증이 이루어진 상태로서 연구 개발의 여지가 많이 남아 있다. 그럼에도 불구하고 본 연구는 촉매대, 밸브를 포함하는 추력기 설계, 제작, 성능평가 등 전 과정에서 국내에서 축적된 기술을 활용하여 고추력 단일추진제 추력기 개발 연구가 수행되었다는데 의의가 있다.

추가적인 연구로서 진공조건에서의 성능 검증 및 우주 인증 시험이 진행되어 개발이 완료될 경우 고추력 추력기의 국내외 활용 가능성은 높을 것으로 기대되며 향후 다양한 응용분야에서 비행 이력을 가질 수 있도록 다각적인 연구를 수행할 계획이다.

후 기

본 연구는 추력기 개발 과정에서 (주) 스페이스 솔루션의 지원을 통해 이루어졌으며 지원에 감사 드립니다.

참 고 문 헌

- 저궤도 소형위성 발사체 시스템 설계 연구, 한국항공우주연구원 공공기술연구회, 2001
- 김인태, 이재원, 서혁, "해외 상용발사체의 RCS 개발 동향," 한국추진공학회 2008년도 추계학술대회 논문집, 2008, pp.72-77
- 선병찬, 박용규, 노용래, 박정주, "발사체 질소가스추력기 자세제어기 설계 및 특성 분석," 제10회 우주발사체기술 심포지움, 2009, pp.60-66
- 임하영, 안성용, 권세진, "친환경추진제 "과산화수소"의 특성과 응용," 한국추진공학회 춘계학술대회, 2006, pp.283-287
- 하성업, 권민찬, 서견수, 한상엽, "발사체 추진제로서 과산화수소의 과거와 미래전망," 한국항공우주학회지, 제37권, 제7호, 2009, pp.717-728
- 안성용, 이종광, 량성민, 권세진, "마이크로 추력기 응용을 위한 과산화수소 촉매 분해반응," 한국추진공학회지, 제9권, 제4호, 2005, pp.1-8
- 량성민, 안성용, 권혁모, 권세진, "이원 촉매를 이용한 과산화수소 가스발생기," 항공우주공학회지, 제34권, 제3호, 2006, pp.87-92
- 안성용, 진정근, 권세진, "모노리스를 이용한 과산화수소 단일추진제 추력기 개발," 한국추진공학회지, 제11권, 제1호, 2007, pp.18-26
- 이수림, 이충원, "은을 촉매로 사용하는 과산화수소 추력기 개발," 한국추진공학회지, 제11권, 제4호, 2007, pp.67-73
- 안성용, 권세진, "활성물질에 따른 과산화수소 추력기의 응답 특성," 한국추진공학회지, 제12권, 제5호, 2008, pp.26-34
- 안성용, 박대중, 양계병, 권세진, "무독성 추진제 촉매 분해를 이용한 항공기 비상동력장치 구동용 가스 발생기 개발," 제6회 KAI 항공우주 논문상 수상논문집, 2008, pp.107-146
- 안성용, 박대중, 정승미, 권세진, "인젝터 방식 및 촉매 알갱이 크기에 따른 과산화수소 단일추진제 추력기의 응답 특성," 한국추진공학회지, 제13권, 제1호, 2009, pp.19-26
- 안성용, 권세진, "액체추력기 촉매베드 크기 결정을 위한 실험적 방법," 한국추진공학회지, 제12권, 제3호, 2008, pp.24-33
- 정승미, 안성용, 권세진, "저장 온도와 안정제 양에 따른 고농도 과산화수소의 자연 분

- 해 특성," 한국추진공학회지, 제13권, 제4호, 2009, pp.15-20
15. 박대중, 안성용, 권세진, "과산화수소 가스발생기 설계와 터보차저를 이용한 동력 측정 방법 검토," 제31회 한국추진공학회 추계학술대회, 한국과학기술원, 2008, pp.41-44
16. 이정섭, 초소형 과산화수소 추력기용 촉매의 성능 평가, 석사학위논문, 한국과학기술원, 2009
17. 안성용, 응답 특성을 고려한 자세제어용 과산화수소 단일추진제 추력기 설계, 박사학위논문, 한국과학기술원, 2010
18. <http://www.astronautix.com>
19. <http://www.rafael.co.il>