

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(2), 144-149(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.2.144>

하이드라진 추력기의 추력실 특성길이 변화가 연소성능에 미치는 영향

김중현*, 정 훈*, 김정수**

Effects of Characteristic Length Variation for Thrust Chamber on the Hot-fire Performance of Hydrazine Thruster

Jong Hyun Kim*, Hun Jung* and Jeong Soo Kim**

Department of Mechanical Engineering, Graduate School, Pukyong National University*,

Department of Mechanical Engineering, Pukyong National University**

ABSTRACT

A ground firing test for hot-fire performance evaluation according to the characteristic length(L^*) variation of thrust chamber was carried out for the hydrazine thruster which may be employed in space launch vehicles. A scrutiny into the performance characteristics of each thruster is made in terms of thrust, specific impulse, response characteristics, and characteristic velocity at steady-state firing mode with propellant inlet pressure of 2.41 MPa (350 psia). Through the test results, it has been verified that performance of characteristic velocity and specific impulse degrades as the characteristic length deviates from that of the standard model. Thus, it is confirmed that the thrust chamber configuration of standard model was suitably designed for the requirement specified.

초 록

우주발사체 자세제어용 하이드라진 추력기의 추력실 특성길이(L^*) 변화에 따른 연소성능을 확인하기 위해 개발모델 추력기에 대한 지상연소시험을 수행하였다. 각각의 추력기에 대한 성능특성이 추진제 주입압력 2.41 MPa (350 psia)에서의 정상상태 추력, 비추력, 응답특성 및 특성속도 등과 같은 성능변수로 분석되었다. 시험결과, 표준모델 대비 추력실 특성길이의 증가와 감소에 따라 특성속도 및 비추력성능이 공히 감소하였던 바, 표준모델의 추력실 형상이 요구성능에 대하여 가장 적합하게 설계되었다는 사실이 확인되었다.

Key Words : Space Launch Vehicle(우주발사체), Attitude Control System(자세제어시스템), Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Steady-state Firing Mode(정상상태 연소모드), Characteristic Length(특성길이)

1. 서 론

인공위성, 행성간 탐사선 및 우주발사체를 비롯한 우주비행체의 자세제어용으로 사용되는 단

일액체추진제 하이드라진 추력기(liquid-monopropellant hydrazine thruster)는 다른 종류의 소형 로켓엔진에 비해 상대적으로 많은 장점을 제공한다. 추진제로 사용되는 하이드라진

† Received: October 29, 2013 Accepted: January 31, 2014

** Corresponding author, E-mail : jeongkim@pknu.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

(N₂H₄)은 저장성이 뛰어나며 동시발화능력, 화학적 분해의 안정성, 비교적 깨끗한 생성물 기체, 낮은 화염온도 등의 우수한 성능으로 인해 현재까지 가장 많이 사용되고 있는 단일액체추진제이다. 하이드라진 추력기는 상기와 같은 추진제의 성능특성과 적절한 비추력(specific impulse) 성능을 바탕으로 우주기술 선진국에서 오랜기간의 개발을 통해 추력기에 대한 효율 및 신뢰도 향상을 도모하였으며, 우주비행체에 30,000기 이상의 추력기가 탑재/활용되어 그 임무수행능력과 신뢰도가 검증되었다[1].

Kim[2-6] 등은 국가우주개발진흥계획에 의거 중·대형급 추력기 소요에 대비하여 4.5 N급 하이드라진 추력기(MRE-STD-1) 및 그 핵심부품의 성능평가기술에 대한 연구를 진행해왔으며, 현재 개발중인 우주발사체 자세제어용 70 N급 하이드라진 추력기의 설계성능검증을 위해 개발모델에 대한 지상연소시험(ground firing test)을 성공리에 수행하였다[7,8].

본 논문에서는 우주비행체 자세제어용 하이드라진 추력기 설계/개발기술 구축과정의 일환으로 수행된 추력실 특성길이 변화에 따른 추력기의 지상연소시험 결과를 기술한다. 개발모델 추력기의 시험결과는 표준압력에서 정상상태 연소 모드(steady-state firing mode, SSF)의 추력, 비추력, 응답특성 및 특성속도(characteristic velocity, C*)에 대하여 요약된다.

II. 본 론

2.1 개발모델 추력기 및 시험절차

본 시험에 앞서 개발모델 단일액체추진제 하이드라진 추력기의 설계검증을 위한 지상연소시험을 수행하였으며, 연소시험에 사용된 추력기(TEM)의 형상을 Fig. 1에 도시하며, 그 하이드라진 추력기의 전형적인 내부구조는 Fig. 2와 같다. 시험에 사용된 추력기는 열차폐관(thermal barrier tube), 추진제 공급관(feed tube), 인젝터, 다단 촉매대 추력실, 노즐로 구성되는 추력실 조립체(thrust chamber assembly, TCA)와 솔레노이드로 작동되는 추력기 밸브로 구성된다. 추력실 특성길이 변화에 따른 성능평가를 위해 고정된 추력실 길이에서 직경을 변화시켜(표준모델 대비 ±10%) 설계하였다. 설계/제작된 추력기의 총 길이는 213 mm이며, 표준모델의 추력실 직경은 43 mm이다. 또한, 추력기 각 구성품의 반경방향 중심에서 압력, 온도 및 연소가스 등의 성

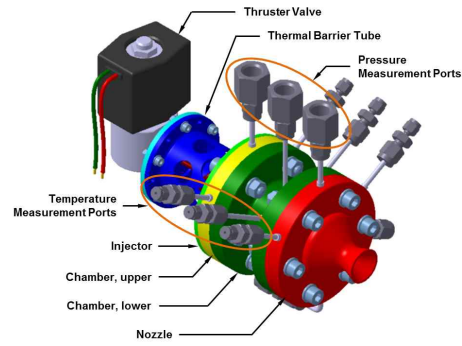


Fig. 1. Configuration of 70 N-class liquid-rocket engine (TEM)

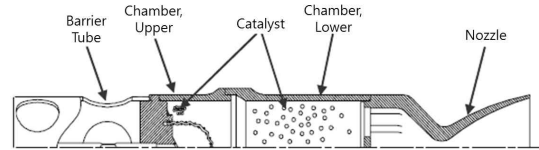


Fig. 2. TCA schematic of hydrazine thruster

Table 1. Design specification of 70 N-class liquid-rocket engine

| Parameter | Unit | Spec. |
|----------------------|------------|------------|
| F_v | N | 67±5 |
| I_{sp} | s | 225±8 |
| \dot{m}_f | g/s | 29.2 |
| A_e/A_t | - | 50 |
| $P_{chamber, upper}$ | MPa (psia) | 1.55 (225) |
| $P_{chamber, lower}$ | MPa (psia) | 1.38 (200) |
| $X_{ammonia}$ | % | 66±8 |

$X_{ammonia}$: Ammonia dissociation rate

능변수가 측정이 가능하도록 설계/제작 되었다. 시험에 사용된 추력기의 목표성능을 Table 1에 나타낸다.

현재, 개발 중인 단일액체추진제 하이드라진 추력기는 노즐 팽창비 50:1을 가지며, 추진제 공급압력 2.41 MPa (350 psia)에서 공칭 진공추력 67 N (15 lb_f)을 목표로 하고 있다. 개발모델 추력기의 지상연소 성능평가를 위해 노즐의 면적비를 50:1에서 10:1로 수정 설계하여 본 시험에 적용하였다. 앞서 수행된, 개발모델 추력기 지상연소 설계검증시험에서 이론추력대비 92.2%의 추력성능 효율을 보임으로써, 지상시험 시 노즐 내부에서 발생될 수 있는 충격파 및 유동박리에 의한 추력손실을 최소화하였다고 판단된다[7-9].

하이드라진 추력기의 성능평가를 위한 지상연

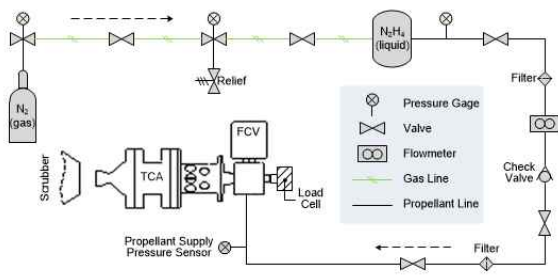


Fig. 3. Schematic diagram of ground hot-firing test system

소시험장치의 개략도를 Fig. 3에 도시한다. 추력기의 성능평가를 위해 자체 설계/제작한 1분력 시스템 추력측정장치(thrust measurement rig, TMR) 및 데이터수집제어장치(data acquisition and control system, DACS)를 이용하여 추력을 비롯한 추진제 공급유량, 압력, 온도 등의 성능변수를 획득하였으며 추력측정장치의 모든 부속물들이 포함된 상태에서 교정용 추(calibration weight)를 이용하여 정밀 추력보정을 수행하였다.

추력기의 다단 추력실에는 18~30 mesh의 이리듐·알루미늄 촉매가 수작업을 통하여 충전되었으며, 질량측정을 수행하여 충전율의 재현성을 유지하였다. 또한, MIL-PRF-26536F[10]에 따른 순도 99.09%의 단일추진제급(98.5% min.) 하이드라진이 연소시험시의 추진제로 사용되었다. 각각의 추력기는 추진제 공급압력 2.41 MPa의 정상상태 연소모드(steady-state firing mode, SSF)에서 획득된 시험데이터를 바탕으로, 정밀 보정과정을 거쳐 변환된 정미 추력, 비추력 등의 성능변수로 평가된다.

2.2 시험결과 및 검토

2.2.1 추력 및 압력변이

추진제 공급압력 2.41 MPa에서 특성길이 2.95, 3.58, 2.35 m의 개발모델 추력기를 정상상태 연소모드로 지상연소시험을 수행하였다. Fig. 4에 표준모델인 특성길이 2.95 m 모델의 정상상태 추력, 추진제 질량유량, 추력기 밸브개구신호(FSIG) 및 추진제 공급압력의 변이를 대표적으로 도시한다. 표준모델 추력기(Case A)는 24 V의 밸브 구동신호와 함께 약 27.25 g/s의 추진제 공급으로부터 40.71 N의 추력을 발생시키는 것이 확인된다.

특성길이 변화에 따른 추력변이를 Fig. 5에서 관찰할 수 있으며, Table 2에 추력 및 비추력 성능을 요약/비교한다. 표준 모델인 Case A는 성

능재현성의 판별을 위해 대표적으로 2회의 연소 시험 데이터 나타내며, B와 C는 각각 1회의 시험결과를 제시한다. 추진제 공급압력 2.41 MPa에서 추력기 작동 종료전 5초간 계측, 보정된 평균추력은 각각 40.71 N, 40.95 N ($L^*= 2.95$ m), 42.06 N ($L^*= 3.58$ m), 37.44 N ($L^*= 2.35$ m)으로 나타난다.

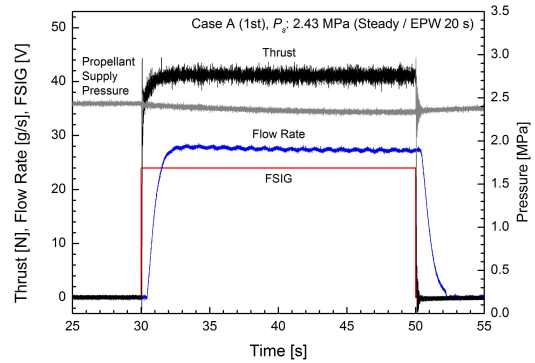


Fig. 4. Thrust behavior at steady-state firing mode with 2.43 MPa of propellant supply pressure ($L^*= 2.95$ m)

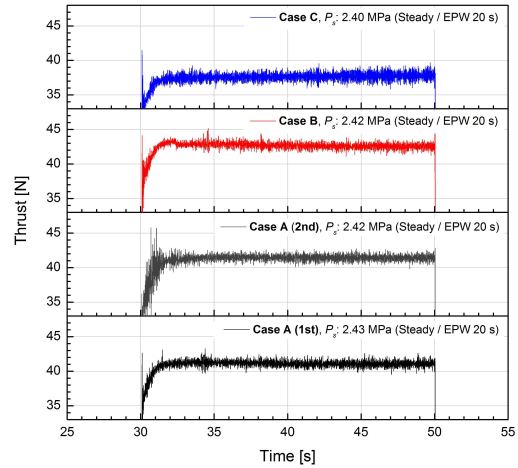
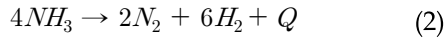
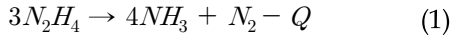


Fig. 5. Thrust levels with 2.95, 3.58, and 2.35 m of characteristic length

Table 2. Comparison of the liquid-rocket engine performance with various characteristic lengths

| Parameter | A(1st) | A(2nd) | B | C |
|-----------------------|--------|--------|-------|-------|
| L^* [m] | | 2.95 | 3.58 | 2.35 |
| $F_{measure}$ [N] | 40.71 | 40.95 | 42.06 | 37.44 |
| \dot{m}_f [g/s] | 27.25 | 27.53 | 28.30 | 25.47 |
| $I_{sp, measure}$ [s] | 152.3 | 151.7 | 151.6 | 149.9 |

추진제인 하이dra진은 추력실에 충전된 촉매와의 화학반응을 통해 발열반응과 흡열반응을 동반하고, 이때 생성된 고온/고압의 가스가 초음속 노즐을 지나며 추력을 발생시키게 된다. 이때, 하이dra진과 촉매와의 화학반응에 관한 반응식은 다음과 같다.



하이dra진의 화학적 분해반응은 추력실의 직경, 길이 그리고 추력실에 충전되는 촉매의 규격에 종속하며, 위 요소는 추력기 성능을 결정짓는 가장 주요한 설계변수이다. Table 2와 Fig. 5에서 식별되듯이 추력실 특성길이의 증가는 추력수준의 상승인자로, 감소할 경우 추력수준의 저하를 야기하는 것으로 보이지만 추력은 추진제 질량유량에 절대적인 영향을 받는다. 따라서, 측정된 유량을 바탕으로 비추력을 산출한 결과, 비추력 성능은 추력 성능과는 상반된 경향을 보이는 것으로 확인되었다. Case A에서 공급된 실제 추진제 질량유량과 설계제원의 차이는 추진제 주입관의 유로조정 미세오차, 촉매 충전시 발생하는 인적 과오(human error)에 의한 영향이라 판단되며, 상기의 이유와 더불어 추진제 질량유량의 변이는 추력실 특성길이 변화로부터 발생하는 체적밀도(bulk density)와 공극(pore space)의 변화에 근거한 추력실의 압력변화가 주 요인으로 작용되었다고 사료된다.

Figure 6에 특성길이에 따른 추력기 각 구성품별 압력 및 온도를 나타내고, 추력실 내부 온도 및 선형식으로부터 산출된 암모니아 해리율 및 비열비를 Table 3에 비교한다. 표준모델인 Case

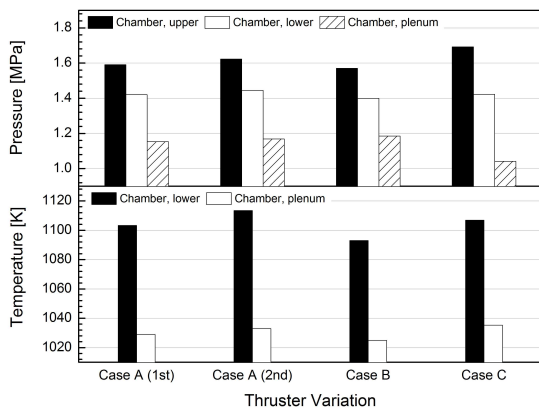


Fig. 6. Mean values of pressure and temperature with 2.95, 3.58, and 2.35 m of characteristic length

Table. 3. Ammonia dissociation rate with various characteristic lengths

| Parameter | A(1st) | A(2nd) | B | C |
|--------------------------|--------|--------|-------|-------|
| $T_{chamber,plenum}$ [K] | 1,028 | 1,032 | 1,024 | 1,035 |
| $X_{ammonia}$ [%] | 79.3 | 78.8 | 79.8 | 78.5 |
| Specific heat ratio | 1.322 | 1.321 | 1.324 | 1.321 |

A(1st)의 압력은 상단 추력실(chamber, upper) 1.59 MPa, 하단 추력실(chamber, lower) 1.42 MPa 그리고 노즐챔버(nozzle, plenum) 1.15 MPa로 형성되며, 설계기준 압력에 대비하여 다소 높은 것이 확인된다. Case B의 경우 특성길이의 증가로 인하여 압력 및 온도의 수준이 Case A에 비하여 상대적으로 다소 낮음이 확인되며, Case C의 경우는 그 반대의 경향을 보인다. 촉매대의 온도는 하이dra진이 분해되는 전화학반응 중 흡열반응에 종속하는데, 이 반응은 하이dra진으로부터 분해된 암모니아가 질소와 수소로 재분해하는 흡열 해리반응이므로 추력실의 온도는 암모니아 해리율의 함수로 나타내어질 수 있다. 특성길이가 증가함에 따라 추진제와 촉매간의 반응면적이 넓어지고, 유동체류시간(flow residence time) 또한 상승하게 되어 암모니아 해리율의 증가를 가져오게 된다. 이로 인한, 암모니아 해리율의 증가는 총 엔탈피의 감소를 유발하여 추력기의 성능 저하를 발생시키므로, 성능 최적화를 위해 추진제의 최적 유동체류시간에 따른 추력실 형상 도출이 필요하다. 따라서, 본 시험결과를 바탕으로 특성길이 변화에 따른 추가적인 연소시험이 요구된다.

2.2.2 정상상태 응답특성

특성길이에 따른 추력기의 응답특성을 확인하기 위해 정상상태 연소모드의 점화지연시간(ignition delay, 1% of P_c), 추력실 압력상승시간(rise time, 90% of P_c) 그리고 밸브 구동신호 종료 후 감쇠시간(decay time, 10% of P_c)을 확인하였다. Table 4에 각 추력기의 정상상태 연소모

Table. 4. Summary of steady-state response characteristics with various characteristic lengths (unit: ms)

| Parameter | A(1st) | A(2nd) | B | C |
|----------------|--------|--------|-----|-----|
| Ignition Delay | 26 | 15 | 29 | 29 |
| Rise Time | 242 | 482 | 195 | 274 |
| Decay Time | 55 | 53 | 55 | 62 |

Table 5. Response characteristics of commercial N_2H_4 thrusters [8]

| Thruster | | F [N] | Rise Time [ms] |
|------------------------|---------|---------|----------------|
| Aerojet ⁽¹⁾ | MR-50 | 22.0 | 150 |
| | MR-106 | 27.0 | 200 |
| | MR-107 | 257 | 200 |
| | MR-104 | 441 | 50 |
| RAFAEL ⁽²⁾ | ACT-45 | 45 | 60 |
| | ST-200N | 180 | 100 |

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

드 응답특성을, Table 5에 상용 하이드라진 추력기의 응답특성을 나타낸다.

응답특성 확인 결과, 각 특성길이별 평균 점화 지연시간은 25 ms로 나타나며, 감쇠시간은 약 56 ms로 형성된다. 이에 따라, 밸브의 개구(opening) 및 차폐(closing)에 따른 시간은 매우 작다는 사실이 관찰되지만, 압력상승시간의 경우 각각의 추력기마다 상이한 것이 식별된다. Case A(2nd) 시험의 경우 다른 모델에 비하여 압력상승시간이 현격히 증가하였으며, 이는 Fig. 5에서 나타낸 추력선도로부터 밸브개구신호 이후 불안정한 압력섭동이 발생했음을 알 수 있다. 이러한 압력섭동은 수격현상(water hammer) 등에 의한 수력학적 불안정(hydraulic instability) 또는 인젝터에서의 베이퍼 록(vapor lock) 및 연소 과정과 가스동특성의 커플링에 의한 연소불안정(combustion instability)에 기인한다[2]. 또한, 개발모델 추력기의 응답특성이 상용 하이드라진 추력기들에 비하여 저조한 것은 우주비행체급 밸브가 아닌 상용밸브(opening: 30~100 ms, closing: 20~50 ms)를 본 시험에 적용한 결과로 판단된다. 또한, 개발모델의 성능검증단계인 본 시험에서는 안전이 최우선시되며, 타 추진제에 비해 독성이 강한 하이드라진을 사용하기 때문에 다소 미세한 크기의 촉매를 추력실에 충전하여 추진제의 완전 분해를 유도하였다.

2.2.3 특성길이에 따른 특성효율

특성길이가 각기 다른 개발모델 추력기의 특성속도, 이론 특성속도 및 그 효율(C^* efficiency)을 Fig. 7에 도시한다.

특성속도는 노즐의 특성에 영향을 받지 않으며, 추진제와 추력실의 성능을 표현하는 성능변수로 사용된다. 일반적인 비행급 단일액체추진제 하이드라진 추력기의 특성속도는 약 1300 m/s 내외이며[11], 특성속도 효율은 92% 이상으로 알려져 있다[12]. 본 시험에 사용된 개발모델 추

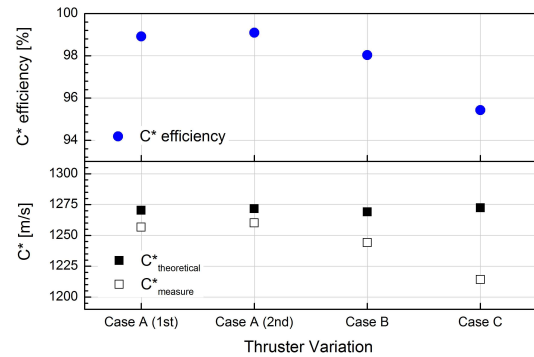


Fig. 7. Comparison of C^* and C^* efficiency with various characteristic length

력기의 이론 특성속도는 1,270 m/s 이며, 측정된 표준모델의 특성속도는 1,256 m/s 이다. 이때, 특성속도 효율은 98.9%를 나타낸다. 이론 특성속도의 경우 암모니아 해리율과 온도에 관계하는 비열비(specific heat ratio)에 의해 정의되며, Fig. 6 및 Table 3에서 식별되듯이 특성길이의 변화에도 불구하고 각 추력기간 온도 차이가 크지 않아 유사한 비열비를 나타내기 때문에 이론 특성속도는 각각 대등한 값을 나타내고 있다. 반면, Case B와 Case C의 경우 측정된 특성속도는 각각 1,244 m/s, 1,214 m/s로 상대적으로 낮은 특성효율을 나타내고 있다. 특성속도는 추력기로 공급되는 추진제 질량유량과 챔버의 압력에 의해 산출되며, 추력실로 공급되는 추진제 유량은 추진제 공급압력과 상단 추력실 압력에 의해 결정된다.

추력실 특성길이가 증가함으로 인해 상단 추력실의 압력이 감소하게 되며, 추력기 밸브와의 차압상승으로 인해 추진제 공급유량이 증가하게 된다. 특성길이 감소의 경우에는 상단 추력실의 압력 상승으로 인해 유량이 감소하는 상반된 상관관계를 보인다. 따라서, 설계요구규격에 근거하여 표준모델인 Case A의 추력실 제원이 가장 적합하게 설계되었음이 확인되며, 설계 유량에 근접한 추진제 공급과 특성속도 효율의 극대화 및 높은 응답성 확보를 위해 추력실에 충전되는 촉매 규격의 최적화가 요구된다.

III. 결 론

추력실 특성길이 변화에 따른 단일액체추진제 하이드라진 추력기의 성능평가를 수행하였다. 개발모델 추력기의 성능평가를 위해 추력 및 각 구성품별 압력, 온도 등의 데이터를 이용하여 비추력, 정상상태 응답특성 및 특성속도와 같은 성능

변수를 도출하였으며, 특성길이에 따른 추진기의 성능을 평가하였다. 표준모델인 Case A($L^* = 2.95$ m, 10:1 축소노즐)의 경우 지상추력 40.71 N을 나타내었으며, 비추력은 152.3 s로 확인되었다. 추력실의 특성길이 증가에 따라 추력성능은 증가하였지만, 추진제 공급유량의 증가로 인한 추력 성능 향상으로 판단되며 비추력성능은 표준모델에 비해 성능이 저하되는 것으로 나타났다. 또한, 특성길이 감소의 경우에도 추력 및 비추력 성능 등에서 저조한 결과를 보였다.

개발모델 추진기의 응답특성을 확인하기 위해 압력상승시간을 비롯하여 점화지연시간, 감쇠시간을 측정하였다. 각각의 시험모델의 점화지연시간 및 감쇠시간은 상호 유사함과 동시에 밸브 폐에 따른 영향은 크지 않다는 것을 확인하였으며, 압력상승시간의 경우에는 상용 하이브리드 추진기에 비해 다소 지연되는 경향을 보였다. 이는 밸브의 성능향상과 축매 규격 최적화를 통해 성능개선 가능성이 충분하다고 판단된다.

또한, 추력실의 성능을 판단하기 위해 특성속도를 산출하였으며, 표준모델의 특성효율 계산결과 98.9%의 우수한 성능을 확인하였다. 비추력 특성과 마찬가지로 추력실 특성길이의 증가는 상단 추력실의 압력의 감소를 가져와 추진제 공급유량을 증가시키며, 특성길이 감소는 이와 반대의 경향을 나타낸다. 따라서, 전체적인 성능평가 결과 표준모델의 성능이 이론 설계성능에 가장 근접하고, 우수한 성능특성을 나타내는 것이 검증되었다.

본 시험을 통해 특성길이 변화에 따른 하이브리드 추진기의 성능특성을 확인할 수 있었다. 설계규격에 근사한 표준모델의 우수한 성능을 확인하였지만, 추력실 내부온도에 근거한 암모니아 해리율이 상대적으로 높다고 사료된다. 따라서, 충 엔탈피의 증가를 위해 추력실 형상의 최적화가 필요하다고 판단되며, 특성길이 변화에 따른 추가적인 성능평가 시험이 요구된다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부 우주핵심기술개발사업의 지원을 받아 수행되었음(NRF-2011-0020890).

Reference

1) Kim, J. S., Jung, H., Kam, H. D., Seo, H. S., and Su, H., "A Development of the

Thrusters for Space-Vehicle Maneuver/ACS and Their Application to Launch Vehicles," *J. of KSPE*, Vol. 14, No. 6, 2010, pp. 103~120.

2) Kim, J. S., "Thrust Performance of 1-lbf Class of Liquid-Monopropellant Rocket Engine," *J. of KSPE*, Vol. 8, No. 2, 2004, pp. 32~38.

3) 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, AIAA-2006-4388.

4) Kim, J. S. and Kim. J. S., "A Characterization of the Spray Evolution by Dual-mode Phase Anemometry in an Injector of Liquid-propellant Thruster," *JMST*, Vol. 23, No. 6, 2009, pp. 1637~1649.

5) 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.*, 2007, FEDSM2007-37105.

6) Jung, H., Kim, J. H., and Kim, J. S., "Spray Characteristics of Nonimpinging-type Injector According to the Injection Pressure Variation and Angular Direction of Orifices," *J. of KSPE*, Vol. 16, No. 3, 2012, pp. 1-8.

7) Kim, J. H., Jung, H., and Kim, J. S., "Steady-state Thrust Characteristics of Hydrazine Thruster for Attitude Control of Space Launch Vehicles," *J. of KSPE*, Vol. 16, No. 6, 2012, pp. 48-55.

8) Jung, H., Kim, J. H., Kim, J. S., and Bae, D. S., "Pulse-mode Response Characteristics of Small LRE for the Precise 3-axes Control of Flight Attitude in SLV," *J. of KSPE*, Vol. 17, No. 1, 2013, pp. 1-8.

9) Kam, H. D., Kim, J. S., and Bae, D. S., "Performance Analysis and Configuration Design of the Thruster Nozzle for Ground-firing Test and Evaluation," *J. of KSPE*, Vol. 16, No. 2, 2012, pp. 10~16.

10) DOD(USA), "Performance Specification (Propellant, Hydrazine)," MIL-PRF-26536F, 2011

11) Brown, C. D., *Spacecraft Propulsion*, AIAA, 1995

12) Sutton, G. P., *Rocket Propulsion Elements*, 8th ed., John Wiley & Sons Inc., 2010