

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2014.18.1.042>

70 N급 하이드라진 추력기의 추력실 최적설계와 시험평가 (Part I: 추력실 직경변화에 따른 펄스모드 성능특성)

김종현^a · 정 훈^a · 김정수^{b,*}

Test & Evaluation for the Configuration Optimization of Thrust Chamber in 70 N-class N₂H₄ Thruster (Part I: Pulse-mode Performance According to the Chamber Diameter Variation)

Jong Hyun Kim^a · Hun Jung^a · Jeong Soo Kim^{b,*}^aDepartment of Mechanical Engineering, Graduate School, Pukyong National University, Korea^bDepartment of Mechanical Engineering, Pukyong National University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

ABSTRACT

Performance evaluation was carried out for the 70 N-class hydrazine thruster whose design performance had been already verified. The pulse-mode firing test was conducted for the development model thrusters with various thrust chamber diameters. Evaluation was made by the performance parameters such as specific impulse, impulse bit, and characteristic velocity, etc: specific impulse and characteristic velocity were deteriorated as the thrust chamber diameter deviates from a standard model. Consequently, it is revealed that the performance characteristics of standard model is most superior among the test models.

초 록

설계성능이 검증된 70 N급 하이드라진 추력기에 대한 성능평가 시험이 수행되었다. 각각의 개발모델 추력기는 추력실 직경 변화에 따라 펄스모드로 연소시험이 수행되었으며, 비추력, 임펄스 비트 및 특성 속도 등의 성능변수로 평가되었다. 추력실 직경의 증가와 감소에 따라 비추력과 특성속도가 감소하였으며, 성능평가 결과 표준모델의 성능특성이 가장 우수한 것으로 확인되었다.

Key Words: Space Launch Vehicle(우주발사체), Attitude Control System(자세제어시스템), Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Characteristic Length(특성길이), Pulse-mode(펄스모드)

Received 2 October 2013 / Revised 9 January 2014 / Accepted 13 January 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

1. 서 론

현재, 우주비행체의 자세제어용 엔진으로서 대표적으로 사용되는 하이드라진(N_2H_4) 추력기는 추진제의 우수한 저장성을 비롯한 추진제 분해 안정성, 낮은 화염온도, 적절한 비추력 성능 특성 등을 바탕으로 우주기술선진국에서 오랜 기간의 개발을 통해 그 신뢰도 및 성능특성이 검증되었으며, 30,000기 이상의 하이드라진 추력기가 우주비행체에 탑재되어 활용되었다[1].

위와 같은 하이드라진 추력기의 우수한 성능 특성에 기인하여 한국형우주발사체(KSLV-II) 개발과 같은 국가우주개발진흥계획에 의거 우주비행체의 자세제어용 엔진으로 활용될 수 있는 하이드라진 추력기에 대한 개발 필요성이 대두되었다. 이에 따라, 본 연구팀에서는 선행연구를 통하여 축적된 4.5 N급 하이드라진 추력기(MRE-STD-1) 및 핵심부품의 성능평가 기술을 바탕으로 70 N급 자세제어용 하이드라진 추력기에 대한 연구개발을 진행하고 있으며[2-9], 최근 개발모델 하이드라진 추력기의 성능 시험평가를 위해 지상연소시험(ground firing test)을 수행하였다. 정상상태 연소모드(steady-state firing mode, SSF) 및 펄스모드(pulse-mode firing, PMF)로 수행된 연소시험을 통해 그 설계성능이 검증되었고[10-13], 개발모델 추력기에 대한 추력실 형상최적화를 위해 정상상태 연소모드 조건

에서 연소실 특성길이(characteristic length, L^*) 변화가 추력기 성능특성에 미치는 영향에 대해 고찰한 바 있다[14,15].

본 연구에서는 고정된 추력실 길이에서 내경 변화에 따른 하이드라진 추력기의 펄스 성능특성을 확인하기 위해 펄스모드로 지상연소시험을 수행하였으며 측정된 추력, 추진제 질량유량 및 추력실 압력 등의 성능변수를 이용하여 각각의 추력기에 대한 연소성능을 평가하였다.

2. 추력기 목표성능 및 시험방법

70 N급 하이드라진 추력기의 특성길이 변화에 따른 펄스모드 성능특성을 확인하기 위해 지상연소시험을 수행하였으며, 연소시험에 사용된 시험평가모델(test and evaluation model) 추력기 및 비행모델(flight model) 추력기의 렌더링 이미지를 Fig. 1에 나타낸다. 하이드라진 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. 개발모델 추력기의 연소성능평가를 위해 기존 구성품의 직경을 변화시켜 설계하였으며, 각 구성품의 압력, 온도 및 연소가스 등의 성능변수 역시 측정이 가능하도록 제



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

Table 1. Design specification of 70 N-class liquid-monopropellant hydrazine thruster.

Parameter	Requirements
Vacuum thrust, F_v	67±5 N
Propellant flow rate, \dot{m}	29.2 g/s
Specific impulse, I_{sp}	225±8 s
Nozzle expansion ratio, A_c/A_t	10 (at sea level)
	50 (at vacuum)
Pressure (upper chamber), P_{cu}	1.55 MPa
Pressure (lower chamber), P_{cl}	1.38 MPa

작되었다.

시험에 사용된 단일액체추진제 하이dra진 추력기의 제원을 Table 1에 나타내며, 진공환경 연소시 50:1의 노즐 팽창비로 추진제 공급압력 2.41 MPa (350 psia)에서 진공추력 67 N (15 lbf)을 목표로 하고 있다.

추력기의 성능시험평가를 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 측정하였으며, 추력측정의 신뢰도를 높이기 위해 연소시험시스템의 모든 부속물들이 장착된 상태에서 교정용 추(calibration weight)를 사용하여 정밀 추력보정을 수행하였다.

추력기에는 이리듐·알루미나 촉매가 충전되었으며, MIL-PRF-26536F[16]에 따른 순도 99.09%의 단일추진제(98.5% min.) 하이dra진이 연소시험시의 추진제로 사용되었다. 각각의 추력기는 추진제 공급 기준압력 2.41 MPa에서 펄스모드로 성능평가를 진행하였으며, 펄스 주기는 0.5 s on, 4.5 s off로 설정하여 연소시험을 수행하였다.

3. 시험결과 및 검토

우주비행체의 자세제어시스템에 탑재되는 단일액체추진제 추력기의 경우 주 작동방식이 펄스모드로 운용되므로, 추력기의 성능평가지 작동신뢰도 및 재현성이 매우 주요한 성능평가 변수로 작용한다. 따라서, 펄스작동모드에서의 압력변이를 확인하기 위해 대표적으로 추진제 주입압력 2.41 MPa에서 표준모델 추력기($L^* = 2.95$ m)의 노즐챔버(plenum chamber, P_{cp}) 압력선도를 Fig. 2에 도시하며, 총 50번의 펄스 중 1, 5, 그리고 50번째 펄스를 중첩하여 나타낸다. 추진제인 하이dra진은 촉매와의 접촉을 통해 분해반응이 시작되며, 이때 생성된 반응열은 촉매의 안정화를 촉진시켜 추진제의 분해율을 증가시킨

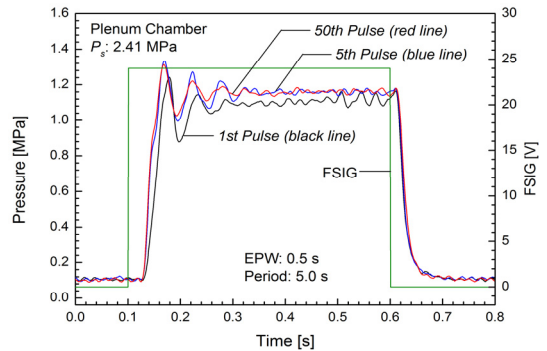


Fig. 2 Pressure-pulse traces in plenum chamber of standard model thruster ($L^* = 2.95$ m).

다. 따라서, 실제 우주비행체의 추진시스템에 장착되는 하이dra진 추력기에서는 작동성능 및 신뢰도 향상을 위해 추력실에 히터(heater)를 설치하여 촉매대의 고온 환경을 유지시켜 줌으로써 그 작동효율을 증대시킨다. Fig. 2에서 관찰되듯이 5번째 펄스와 50번째 펄스의 변이가 매우 유사한 것을 확인할 수 있으며, 그림에서 보이는 첫 번째 펄스의 압력은 추력실의 낮은 초기온도에 기인하여 더딘 압력상승을 보이는 것으로 판단된다. 초기에 수차례의 펄스 작동으로 인한 추력실의 온도상승으로 촉매의 고온 안정화가 진행되어, 5번째 펄스 이후 그 압력의 변이는 매우 유사하게 반복되는 바, 이후에 기술되는 성능수치는 6~50번째 펄스의 평균치를 제시하고자 한다. 각 펄스의 평균값은 밸브구동 종료시점으로부터 250 ms 전까지의 데이터를 보정하여 산출하였으며, 표준모델 추력기의 상단 추력실(upper chamber, P_{cu}), 하단 추력실(lower chamber, P_{cl}) 및 노즐챔버의 평균압력은 1.62, 1.43, 그리고 1.16 MPa로 측정, 확인되었다.

Fig. 3에 특성길이 2.95 m를 가지는 표준모델 하이dra진 추력기의 펄스모드 추력선도를 나타낸다. 안정화된 추력의 변이를 관찰할 수 있도록 총 50번의 펄스 중 49, 50번째 펄스를 제시하였으며, 추력기 밸브개구신호(FSIG)와 더불어 추진제 공급압력의 변이 또한 함께 나타낸다. 그림에서 식별 가능하듯이 상기에 제시된 추력실 압력선도에 근거하여 그 추력의 크기 및 거동 역시

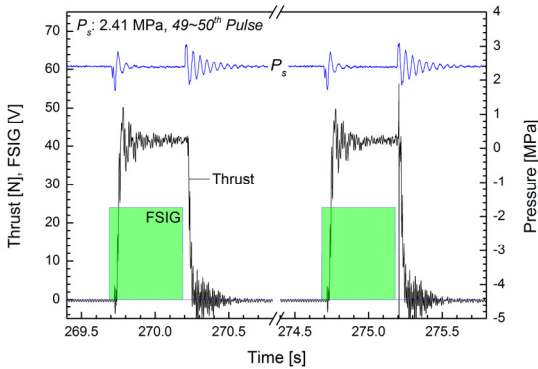


Fig. 3 Thrust behavior at pulse-mode firing with 2.41 MPa of propellant supply pressure ($L^*=2.95$ m).

매우 유사하게 반복되는 것을 확인할 수 있다. 이때, 표준모델 추력기의 평균 임펄스 비트는 20.2 N·s이며, 비추력은 153.9 s로 확인된다 (Table. 2).

특성길이 변화에 따른 성능특성을 Table 2에 요약/비교하며, 그 추력변이를 Fig. 4에 나타낸다. 특성길이 증가의 경우 임펄스 비트를 비롯한 추력성능이 증가하는 것으로 확인되지만, 추력수준의 상승은 추력실로 공급된 추진제 공급유량의 증가로 인한 결과이며, 추진제 공급유량은 밸브로부터 추진제가 공급되는 상단 추력실의 압력에 종속한다. 특성길이 증가할 경우 추진제의 반응면적이 넓어짐에 따라 상단 추력실의 압력이 감소하게 되며, 추력기 밸브와 추력실 간의 차압 상승으로 인해 추진제의 공급유량이 증가

Table 2. Performances of the thruster with various characteristic lengths.

Parameter	AAA	BAA	CAA
L^* [m]	2.95	3.58	2.35
Impulse Bit [N·s]	20.2	21.2	18.4
\dot{m} [g/s]	26.8	28.3	25.3
$I_{sp, measure}$ [s]	153.9	152.8	148.8
P_{cu} [MPa]	1.62	1.60	1.72
P_{cl} [MPa]	1.43	1.41	1.43
P_{cp} [MPa]	1.16	1.19	1.04

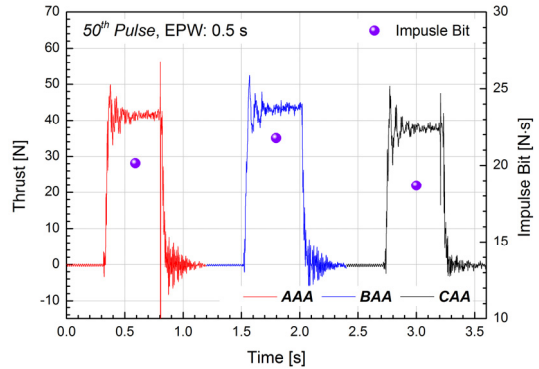


Fig. 4 Thrust levels with 2.95, 3.58, and 2.35 m of characteristic length.

되는 것으로 확인된다. 또한, 상단 추력실의 압력과는 반대로 특성길이가 증가함에 따라 추력실간 압력손실의 감소로 인하여 노즐챔버의 압력이 상대적으로 증가하는 사실이 관찰된다. 추력기의 성능특성은 추력실 압력 이외에 추력실 내부 온도에 크게 영향을 받으며, 촉매대 온도는 추력실로 공급되는 추진제 질량유량과 추력실 형상 및 충전되는 촉매의 제원에 따라 결정된다. 추진제로 사용되는 하이드라진의 분해반응은 암모니아와 질소로 분해되는 발열반응과 분해된 암모니아가 질소와 수소로 해리되는 흡열반응으로 나뉘어진다. 이때, 추력실의 온도는 추진제 분해과정 중 흡열해리반응에 종속하며, 추진제의 유동체류시간(flow residence time)에 의해 추력실 내부 온도가 결정되게 된다. 추진제의 유동체류시간 상승으로 인한 암모니아 해리율의 증가는 추력기의 총 엔탈피 감소를 유발하며, 결과적으로 추력기의 성능저하를 발생시킨다. 따라서, 본 시험결과를 바탕으로 최적유동체류시간 도출을 위한 추가적인 촉매형상의 최적화 설계와 확인시험이 요구된다.

특성길이에 따른 임펄스 비트의 변화를 Fig. 5에 나타낸다. 표준모델인 Case AAA의 경우 5번째 펄스 이후 비교적 안정적인 임펄스 발생을 확인할 수 있으나, 특성길이가 증가할 경우 불안정한 경향을 나타내는 것으로 식별된다. 그럼에서는 지속적으로 펄스가 발생됨에도 불구하고 추력의 안정화가 이루어지지 않고 불규칙한 임

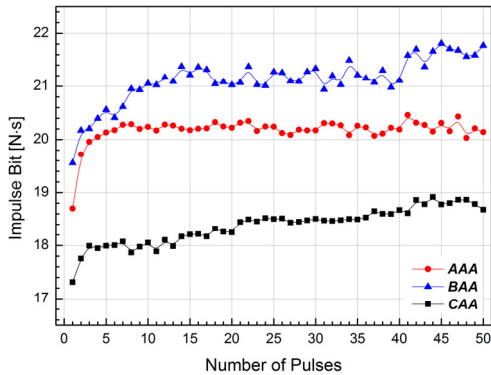


Fig. 5 Impulse bits according to the characteristic length variation.

펄스가 발생되고 있으며, 그 임펄스 수준 역시 상승하는 것으로 관찰된다. 이러한 불안정한 임펄스 발생은 Fig. 7에서 관찰되는 노즐챔버(Case BAA)의 불규칙적인 압력발생에 기인하는 것으로 판단된다. 또한, 특성길이가 감소할 경우에도 임펄스 비트의 수준이 점차적으로 상승하고 있음을 관찰할 수 있는데, 그 수준의 상승은 시험에 사용된 추력기 밸브의 저조한 차폐(closing) 성능에 원인이 있는 것으로 판단된다. 즉, 추력기 밸브가 펄스모드 작동시 요구되는 응답 재현성을 충족시키지 못하고 있으며, 추진제 공급의 차폐 지연으로 인해 추력기의 임펄스 생성 유효시간이 지속적으로 증가되는데 그 원인이 있다.

임펄스 비트 및 추진제 질량유량을 바탕으로 산출된 특성길이별 비추력 성능을 Fig. 6에 나타낸다. Fig. 5의 임펄스 비트 거동과 유사하게 Case AAA를 제외한 나머지 모델들의 비추력 성능은 펄스 수의 증가와 함께 지속적으로 상승하고 있는 것을 확인할 수 있다. Case CAA의 경우, 일정하게 증가하는 임펄스 비트의 경향과는 달리 불안정한 비추력 성능을 나타내고 있는 것이 식별된다. 이는, 추력기 밸브로부터 추진제가 불규칙적으로 공급되고 있다는 것을 의미하며, 이러한 불규칙적 추진제 공급 현상의 원인은 추진제 공급시스템에 장착되어있는 레귤레이터의 동적 압력공급성능 및 추진제 배관에서의 압력서지(pressure surge) 등에 근거하는 것으로 사료된다. 따라서, 추력기 연소시험의 신뢰도 향

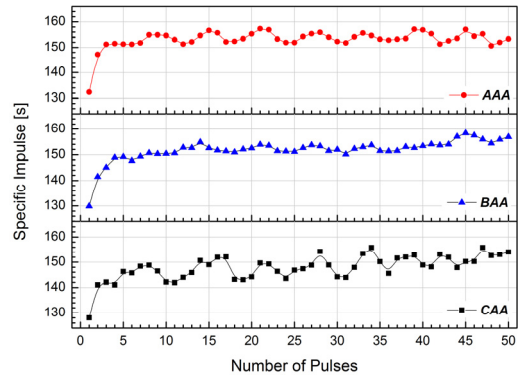
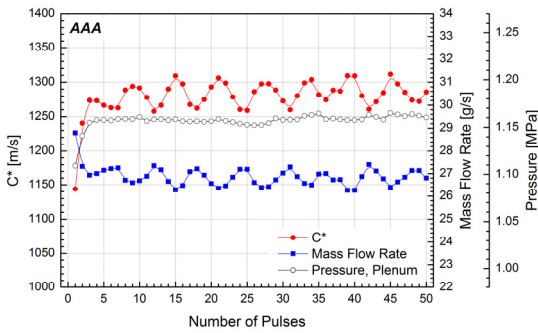


Fig. 6 Variational behavior of specific impulse with various characteristic lengths.

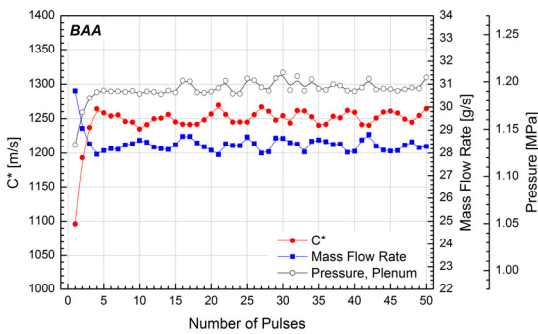
상 및 안정화된 연료의 공급을 위해 추진제 공급시스템의 개선이 필요하다고 보여진다.

Fig. 5에서 불안정한 임펄스 비트가 식별되는 Case BAA의 경우 비추력 성능 곡선에서는 안정화된 경향을 나타내며, 반대로 안정화된 임펄스 비트를 보여주는 Case AAA의 비추력 성능에서는 일정한 주기를 가지는 불안정한 파형이 관찰되므로 모든 추력기에서 불규칙한 추진제 공급이 발생되었다고 짐작할 수 있다.

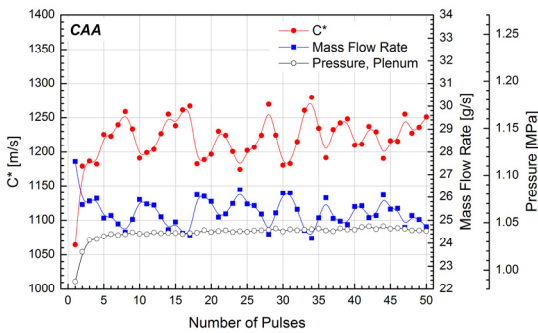
Fig. 7에 각 펄스별 추진제 질량유량 변이를 도시하며, 특성속도(characteristic velocity, C^*)와 노즐챔버의 압력변이 또한 함께 나타낸다. 연소시험이 수행된 모든 추력기에서 추진제 질량유량이 불규칙적으로 공급된 것이 확인되며, 특성속도 역시 비추력 선도와 유사한 파형을 그리는데 것이 식별된다. 특성속도는 추력실의 압력과 추진제 질량유량으로부터 산출되며, 노즐의 특성에 영향을 받지 않고 추력실의 성능을 나타내는 성능변수로 이용된다. 그림에서 모든 시험모델의 노즐챔버 압력이 초기 4차례의 펄스 이후에는 안정적인 것으로부터, 불규칙적인 특성속도는 추진제 공급유량에 기초하는 것으로 판단할 수 있다. 이러한 불안정한 추진제 공급의 원인은 전술된 추진제 공급시스템의 성능 이외에 우주비행체급 밸브가 아닌 상용 솔레노이드 밸브를 본 시험에 적용한 결과로 지각되며, 추후 동일한 시험조건에서 비행모델급 밸브를 적용한 추력기의 연소시험을 통해 불규칙적인 유량공급현상에 대



(a) Case AAA, $L^* = 2.95$ m



(b) Case BAA, $L^* = 3.58$ m



(c) Case CAA, $L^* = 2.35$ m

Fig. 7 Variational behavior of C^* , mass flow rate, and plenum chamber pressure with various characteristic lengths.

한 원인규명이 요구된다.

일반적인 비행급 단일액체추진제 하이드라진 추력기의 특성속도는 약 1,300 m/s 내외로 알려져 있으며[17], 연소시험이 수행된 표준모델의 펄스모드 평균 특성속도는 1,283 m/s로 나타난다. Case BAA의 경우, 추력실 특성길이 증가로

인한 추력실 차압의 감소로부터 노즐챔버 압력 수준이 표준모델에 비하여 높게 형성되었으나, 높은 추진제 공급유량으로 특성속도가 감소한 것으로 판단된다. 또한, 특성길이 감소의 경우에도 마찬가지로 특성속도가 감소되었으며, 그 성능특성 관계는 특성길이 증가와 반대의 상관관계를 가진다. 따라서, 연소시험에 사용된 추력기의 비추력 성능 및 특성속도 비교결과 표준모델 (Case AAA)이 가장 우수한 성능특성을 나타내는 것으로 평가되어지며, 추력기 밸브의 교체를 통해 그 성능 재현성 또한 개선이 가능할 것으로 사료된다.

4. 결 론

단일액체추진제 하이드라진 추력기의 특성길이 변화에 따른 펄스모드 성능특성이 임펄스 비트, 비추력 및 특성속도 등과 같은 성능변수로 평가되었다.

연소시험 결과, 표준모델 추력기(Case AAA: $L^* = 2.95$ m)는 2.41 MPa의 추진제 공급압력에서 20.2 N·s의 임펄스 비트와 153.9 s의 비추력 성능을 나타내는 것이 확인되었다. 추력실 특성길이의 증가 및 감소에 따라 비추력과 특성속도의 성능수준이 표준모델보다 저하되는 것이 관찰되었으며, 표준모델의 성능이 가장 우수한 것으로 평가되었다. 이와 더불어, 펄스모드 시험시 모든 추력기에서 추진제 공급에 대한 불안정성이 확인되었으며, 시험에 사용된 상용 솔레노이드 밸브의 조악한 개폐성능에 연유한 임펄스 생성 지연현상 또한 관찰되었다. 따라서, 본 시험에서 발생된 불규칙적 추진제 공급현상으로부터 연소시험의 신뢰도 향상을 위해 추진제 공급계통에 대한 성능개선이 필수적이라고 보여지며, 밸브의 교체를 통한 추력기의 성능재현성 향상 또한 요구된다.

후 기

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

References

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," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 6, pp. 103-120, 2010.
2. Kim, J.S., Park, J., Kim, S., Choi, J., and Jang, K.W., "Test and Performance Evaluation of Small Liquid-monopropellant Rocket Engine," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Sacramento, CA, USA, AIAA-2006-4388, 2006.
3. Jung, H., Kim, J.S., Kim, S., and Park, J., "Effects of Fuel-Injection Pressure on the Spray Breakup Characteristics in Small LRE Injector," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 11, No. 3, pp. 50-57, 2007.
4. 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*, San Diego, CA, USA, FEDSM2007-37105, 2007.
5. 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*, Sapporo, Japan, 2008.
6. Jung, H. and Kim, J.S., "Spatial Distribution Characteristics of Small LRE-injector's Spray-droplet According to the Variation of Fuel-injection Pressure," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 12, No. 6, pp. 1-8, 2008.
7. 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," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 23, No. 6, pp. 1637-1649, 2009.
8. Jung, H., Kim, J.H., and Kim, J.S., "Spray Characteristics under Various Injection Conditions for Nonimpinging-type Injector Utilized in 70 N-class Hydrazine Thruster," *Asian Joint Conference on Propulsion and Power*, Xi'an, China, AJCPP2012-141, 2012.
9. 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," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No 3, pp. 1-8, 2012.
10. Kim, J.H., Jung, H., and Kim, J.S., "Steady-state Thrust Characteristics of Hydrazine Thruster for Attitude Control of Space Launch Vehicles," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No 6, pp. 57-64, 2012.
11. Jung, H., Kim, J.H., Kim, J.S., and Bae, D.S., "Pulse-mode Response Characteristics of a Small LRE for Precise 3-axes Control of Flight Attitude Control in SLV," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 11, No 1, pp. 1-8, 2013.
12. Kim, J.H., Jung, H., and Kim, J.S., "Pulse-mode Performance Characteristics of a Small Liquid-monopropellant Rocket Engine," *5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Munich,

- Germany, A376, 2013.
13. Jung, H., Kim, J.H., and Kim, J.S., "Test and Evaluation of a 70 N-class Hydrazine Thruster for Application to the Precise Attitude Control of Space Vehicles," *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, San Jose, CA, USA, AIAA 2013-3987, 2013.
 14. Kim, J.H., Jung, H., and Kim, J.S., "Effects of Characteristic Length Variation for Thrust Chamber on the Hot-fire Performance of Hydrazine Thruster," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, To be published, 2014.
 15. Jung, H., Kim, J.H., and Kim, J.S., "An Approach to the Optimization of Catalyst-bed L/D Configuration in 70 N-class Hydrazine Thruster," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No 6, pp. 30-37, 2013.
 16. DOD(USA), "Performance Specification (Propellant, Hydrazine)," MIL-PRF-26536F, 2011.
 17. Brown, C.D., *Spacecraft Propulsion*, Washington DC, WA, USA, AIAA, 1995.