

70 N급 하이드라진 추력기의 촉매대 형상(L/D) 최적화 연구

정 훈^a · 김종현^a · 김정수^{b,*}

An Approach to the Optimization of Catalyst-bed L/D Configuration in 70 N-class Hydrazine Thruster

Hun Jung^a · Jong Hyun Kim^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

A ground hot-firing test was conducted to take out the optimal design configurations for the catalyst bed of liquid-monopropellant hydrazine thruster which could be used for primary engine or attitude control thruster of space vehicles. Performance characteristics with the variation of thrust-chamber length are investigated in terms of thrust, specific impulse, chamber pressure, characteristic velocity, and hydrazine decomposition rate. Additionally, the correlations between propellant-supply pressure and performance parameters are given. As results, increase of catalyst-bed length leads to performance degradation in this test condition, and also decreases propellant consumption efficiency with the supply pressure variation.

초 록

우주비행체의 주 엔진 및 자세제어용 추력기로 적용 가능한 단일액체추진제 하이드라진 추력기의 촉매대 최적설계형상 도출을 위한 지상연소시험을 수행하였다. 추력, 비추력, 연소실 압력, 특성속도, 그리고 하이드라진 분해반응률 등을 추력실 길이변화에 따라 고찰하고, 추진제 공급압력과 성능변수가 갖는 상관관계를 제시한다. 성능평가결과, 시험조건 내에서의 촉매대 길이증가는 추력기의 성능저하를 야기하고, 공급압력 변이에 따른 추진제 소모 효율성 또한 떨어뜨리는 것이 확인되었다.

Key Words: Space Vehicle(우주비행체), Orbit/Attitude Control(궤도 및 자세 제어), Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Catalyst Bed(촉매대), Design Optimization(설계 최적화)

| | |
|-----------|--------------------------------|
| C^* | : characteristic velocity |
| EPW | : electrical pulse width |
| F_v | : vacuum thrust |
| I_{sp} | : specific impulse |
| P_s | : propellant supply pressure |
| Q | : calorie |
| R | : gas constant |
| T_0 | : stagnation temperature |
| X_{NH3} | : ammonia dissociation rate |
| γ | : specific heat ratio |
| \dot{m} | : mass flow rate of propellant |

1. 서 론

우주개발기술은 무중력, 극저온, 진공 등의 극한환경에서 적용되는 첨단기술이자 미래 성장동력산업의 기반기술이므로, 유관기술 자립을 통한 경제적·산업적 국가경쟁력 확보가 반드시 필요하다. 또, 현재 우리나라는 2020년을 전후하여 한국형발사체(KSLV-II) 독자개발을 목표로 하고 있을뿐더러, 두 차례의 나로호 발사실패('09.8, '10.6)로 핵심기술 확보의 필요성이 부각된 바 있다. 한편, 나로호 발사경험을 통해 발사체 체계 기술, 상단 개발기술, 발사장 지상시스템 제작·구축 기술 등이 일부 확보되기는 하였으나, 액체엔진의 경우 선진국과의 기술격차가 여전하므로 그에 대한 설계·제작·시험 등의 원천기술이 구축 되어야만 진정한 우주기술 자립화 실현이 가능할 것이다.

우주발사체가 임무를 완수하기 위해서는 주엔진(main engine)에 의한 대기권 탈출속도 확보뿐만 아니라, 추력기 등을 통한 비행축 안정화가 반드시 병행되어야 한다. 특히, 발사체 최종단은 탑재체의 정확한 궤도투입을 위하여 매우 정확한 3축(roll, pitch, yaw) 자세제어를 필요로 하고, 거개의 경우 단일액체추진제 하이드라진(N_2H_4) 추력기시스템을 채택하고 있다[1,2]. 20세기 말에 이르러서는 추진기관의 개발·운용에 있어 환경문제 및 추진제 취급안전성 등이 대두되면서 우주기술 선진국을 중심으로 친환경 추

진제 및 추력기에 대한 연구수요가 증가하고 있는 추세이다[3]. 한편, 상기와 같은 차세대 우주추진기관 개발을 위해서는 종래의 엔진에 대한 개발기술 기반이 구축되어야 함은 부인할 수 없는 사실이다. 그에 따라, 본 연구팀은 인공위성, 탐사선, 우주발사체 등과 같은 우주비행체의 주(primary) 엔진 및 자세제어용 추력기로 적용가능한 단일액체추진제 하이드라진 추력기를 국내 독자기술로 설계·제작·시험한 바 있다. 관련 연구에서는 지상연소시험을 통해 이론성능 대비 90% 이상의 효율을 보이며, 추력기 요소부품들에 대한 설계타당성이 검증되었다[4-6]. 뿐만 아니라, 추력 4.5-1,000 N 대역의 소·중·대형급 추력기에 대한 추력실 조립체(thrust chamber assembly, TCA) 설계 요소기술이 확보되었으며, 체계적인 개발시험을 통해 향후 국내소요 추진시스템 개발을 위한 설계 DB로 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

하이드라진 추력기의 촉매대(catalyst bed) 규격(길이, 내경, 촉매 제원 등)은 연소실의 유동체류시간(flow residence time)을 결정하는 매우 중요한 성능변수이므로[7,8], 그와 같은 설계변수에 따른 성능시험은 고성능의 추력기 개발을 위해 필수적이다. 본 연구에서는 추력실 형상최적화의 일환으로 수행한 지상연소시험의 결과로서, 추력실 길이변화에 따른 성능특성을 추력, 비추력, 연소실 압력 및 온도, 그리고 특성속도 등으로 고찰하고, 추력기 응답성능 및 하이드라진 분해반응결과 등을 비교한다. 또, 추진제 질량유량, 추력, 그리고 비추력 등이 추진제 공급압력과 갖는 상관관계를 도출하기로 한다.

2. 개발모델 추력기 설계규격 및 시험절차

우주비행체의 궤도 및 자세 제어시스템으로 적용 가능한 70 N급 액체로켓엔진의 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·제

작되었으며, 목표추력은 정상상태 진공환경 기준 67 N(15 lbf)이다. 유량제어밸브(flow control valve, FCV) 및 추력실 조립체(열차폐관, 추진제 주입관, 인젝터, 촉매대, 노즐 등)로 구성되는 이 로켓엔진은 산화제의 개입없이 하이드라진의 자발분해에 의하여 고온·고압의 기체를 발생시켜 노즐을 통해 추력을 얻는 방식으로, 단계별 분해 반응식은 Eq. 1,2와 같다[7].

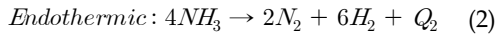
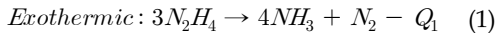


Fig. 1에 예비 비행모델(flight model, FM) 및 시험평가모델(test & evaluation model, TEM) 추력기의 형상을 도시한다. TEM은 개발모델의 성능검증을 위해 각 구성품별로 압력, 온도, 배기 조성 등의 성능변수를 측정할 수 있도록 제작되었다. 또, 추력기 작동시 추진제 주입관으로의 침열(heat soak back)을 최소화하기 위하여, 일정

Table 1. Design specifications of 70 N-class liquid-rocket engine with 50:1 nozzle (@ $P_s = 2.41$ MPa: design criterion).

| Parameter | Unit | Target Performance |
|-----------|------|--------------------|
| F_v | N | 67±5 |
| \dot{m} | g/s | 29.2 |
| I_{sp} | s | 225±8 |
| A_e/A_t | - | 50 |
| $X_{N/B}$ | % | 66±8 |

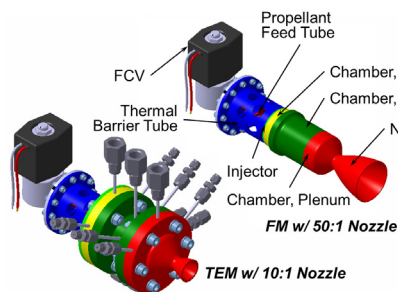


Fig. 1 Configuration of 70 N-class liquid-monomopropellant hydrazine thruster.

길이 이상의 유로를 확보할 수 있도록 추진제 주입관을 설계하여 하이드라진의 자발분해를 방지하였다. 연소시험에 앞서 추진제 공급압력에 따른 유량 및 압력강하율을 설계규격과 부합시키기 위하여($\leq \pm 5\%$) 추력기 상단조립체(head-end assembly, HEA: 열차폐관, 추진제 주입관, 인젝터)에 대한 수류시험이 선행되었다[9].

성능검증 시험시, 추력기 노즐은 면적비 10의 지상연소시험용 노즐을 별도로 제작하여 사용하였으며, 이는 대기환경조건 구동시 노즐 내부에서 발생될 수 있는 충격파 및 유동박리 등에 의해 손실되는 추력을 최소화하기 위함이다[10]. 추력실에는 이리듐/알루미나(Ir/Al₂O₃) 촉매가 충전되었으며, MIL-PRF-26536F[11]에 따른 순도 99.09 wt%의 단일추진제급(98.5 wt% min) 하이드라진이 연소시험용 추진제로 사용되었다. 추력기의 성공적인 개발을 위해서는 정확한 추력 측정이 반드시 요구되므로, 이를 위한 정밀추력측정장치(thrust measurement rig, TMR)가 필요하다. 중형급(추력 500 N 이하) 추력기 연소시험에 활용가능 하도록 설계·제작한 TMR은 추력기 접속부, 로드셀, 추력 교정시스템 등으로 구성되며, 추력기와의 조립형상을 Fig. 2에 도시한다. 그림과 같이 전체 시험측정 형상이 구성되면 추력 교정용 추를 이용하여 정밀보정을 수행하며, 시험설비 구동 및 추력기 성능변수 획득은 자체 구성한 데이터수집제어장치를 이용하였다.

추력기 성능평가는 추진제 주입압력 및 하부 촉매대의 길이 변화에 따라 수행되었으며, 주요 시험변수를 Table 2에 요약한다. 최초로 시험되

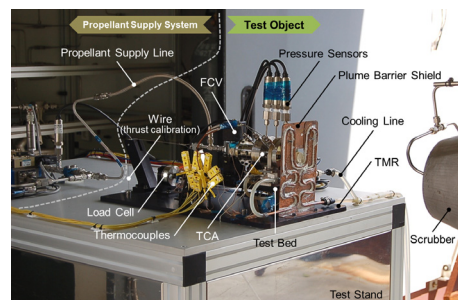


Fig. 2 70 N-class hydrazine thruster installed on thrust measurement rig (TMR).

Table 2. Test parameter variation for the performance evaluation of development models.

| | |
|-----------|--|
| P_s | 0.34, 0.69, 1.72, 2.41 MPa ($<\pm 5\%$) |
| EPW | 20 s (No. of pulse: 1) |
| Test case | A: Standard model B: 12% longer length than Case A C: 10% shorter length than Case A |

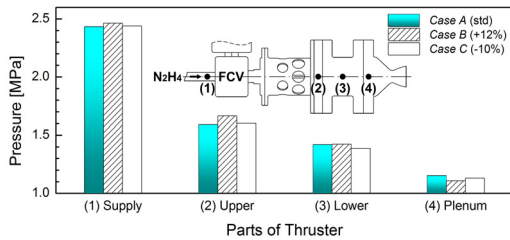


Fig. 3 Propellant supply pressure and internal pressure of each thruster component.

는 추력기는 촉매대의 구조적·화학적 안정화를 위해 2.76 MPa의 추진제 공급압력으로 burn-in 과정을 거친 후, 설정된 절차에 기초하여 연소시험을 수행한다.

3. 지상연소시험 결과

Fig. 3은 개발모델의 설계기준 압력인 2.41 MPa 조건에서의 추진제 공급압력과 추력기 구성품별 내부압력을 촉매대 길이변화에 따라 도시하고 있다. 추력기 작동시 고온·고압의 반응 생성물은 추력기 상류부에서 하류로 이동하면서, 챔버의 내경, 길이, 압력, 그리고 촉매의 크기 및 충전량 등의 함수로 표현되는 압력강하 과정을 겪게 된다. 그 결과 상단, 하단, 노즐 챔버(plenum chamber)의 압력이 1.62, 1.41, 그리고 1.13 MPa 전후로 형성되며, 하단 촉매대의 길이가 가장 긴 Case B에서의 압력강하량이 최대이기는 하지만 Case A와 C의 상호관계가 다소 명확하지 않은 것 또한 식별된다. 이는 촉매충전, 추력실 가공, 공급압력 등과 관련한 미세 시험오차에 의한 결과로 사료되나, 본 연구에서 선정된 시험범위가 갖는 특성일 가능성 또한 배제할 수

Table 3. Product gas composition derived from the temperature of each plenum chamber.

| Parameter | Case A | Case B | Case C | Average |
|----------------|--------|--------|--------|---------|
| T_0 [K] | 1,029 | 1,025 | 1,032 | 1,029 |
| X_{NH_3} [%] | 79.3 | 79.8 | 78.8 | 79.3 |
| γ | 1.322 | 1.324 | 1.321 | 1.322 |
| NH_3 [%] | 10.14 | 9.86 | 10.38 | 10.13 |
| N_2 [%] | 31.64 | 31.69 | 31.60 | 31.65 |
| H_2 [%] | 58.22 | 58.45 | 58.02 | 58.23 |

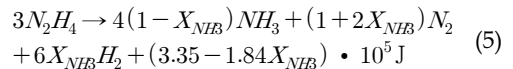
는 없다. 참고로, 그림에 제시된 압력값은 밸브 구동신호(firing signal, FSIG) 종료시점으로부터 5 s 전까지의 데이터를 각각 보정·계산 후 평균한 것이며(Fig. 6b 참조), 추후 기술되는 성능 변수들도 동일한 산출 로직을 갖는다.

하이드라진 추력기의 성능에 직접적으로 관계하는 암모니아 해리율(dissociation rate)은[7] Eq. 3과 같이 추력실 내부의 정체온도에 종속되는 것이 실험을 통해 확인된 바 있으므로[12], 개발모델의 해리율 산출을 위해 노즐챔버 내부온도를 측정하였다.

$$X_{NH_3} = (1649 - T_0)/782 \quad (3)$$

정체실의 온도, 암모니아 해리율, 그리고 Eq. 4, 5[12]를 이용해 도출한 반응생성물의 평균 비열비 및 구성비가 Table 3에 나열된다.

$$\gamma = 1.14 + 0.23X_{NH_3} \quad (X_{NH_3} > 0.3) \quad (4)$$



모든 시험모델의 해리율이 목표 설계치인 66%를 상회하고 그 차이가 비록 크지는 않지만 추력실 길이에 비례하는 경향 또한 관찰되므로, 하단부 촉매대에 대한 길이 축소의 필요성이 제기된다.

추력기 작동과정에서 추진제 공급유로 등을 통해 전파되는 침열량이 클 경우, 하이드라진의 자연발화로 인한 폭발사고가 발생할 수 있으

로 연소실로부터 전달되는 고온의 반응열을 감쇠시킬 수 있는 설계가 반드시 필요하다. 선행연구 결과에 의하면 하이dra진의 자연발화온도는 270°C, 인화점은 51°C 내외이므로[13], 추진제 주입관 상단부 및 FCV의 온도는 50°C 이하로 유지되는 것이 바람직하다. 지상연소시험시의 추진제 주입관 및 FCV의 열적거동이 Fig. 4에 도시되고 있다. 고온의 연소실과 접촉하고 있는 추진제 주입관 하류의 온도는 추력기 작동 65 s 이후 최대 310°C 이상으로 증가하고 있다. 하지만 주입관 상류 및 FCV의 경우에는 모든 시험모델에서 40°C 미만을 유지하고 있으므로 HEA의 구조적 형상이 칩열회피에 적합하게 설계되었음이 검증되며, 선행연구[4]를 통해 펄스작동 모드에서의 칩열회피 성능 또한 확인된 바 있다.

Fig. 5에 추진제 주입압력 2.41 MPa에서의 이론 및 실험 특성속도(characteristic velocity, C^*)와 더불어 그 효율을 나타내며, 특성속도에 대한 정의는 Eq. 6,7[14]과 같다.

$$C_{ideal}^* = \frac{\sqrt{\gamma RT}}{\gamma \sqrt{[2/(\gamma+1)]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}} \quad (6)$$

$$C_{exp}^* = (P_{chamber} \cdot A_t) / \dot{m} \quad (7)$$

비열비, 기체상수, 그리고 촉매대 온도 등의 함수인 이론 특성속도에 추력실 길이 변화가 미치는 영향은 매우 작다. 반면, 추진제 질량유량, 정체실 압력 등과 같은 실제 시험결과가 적용된

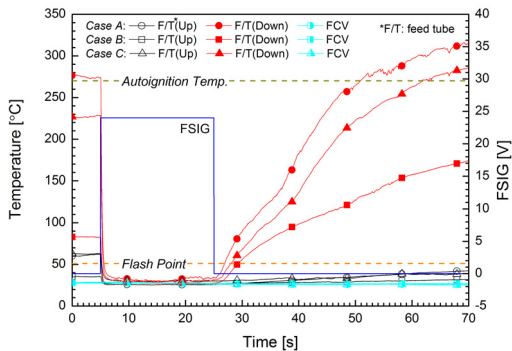


Fig. 4 Thermal behavior on the feed tube and FCV.

실험치는 형상별 성능수준이 상이하여 특성속도 효율의 차이가 유발되는 것이 확인된다. 선행결과에 따르면 92% 이상의 특성속도 효율을 갖는 것이 일반적이며[14,15], 본 시험모델은 그 성능이 가장 저조한 Case B의 경우도 97.9%의 우수한 효율을 확보한 것이 확인된다.

우주비행체의 자세제어시스템으로 사용되는 추력기의 성능평가항목 가운데 하나인 응답성을 설계규준 압력에서 확인하였다. 노즐챔버 압력을 기준으로 정리된 결과가 Fig. 6a에 보여지고 있으며, 점화지연시간, 추력실 압력상승시간, 그리고 FSIG 종료 후 추력 감쇠시간에 대한 정의는 Fig. 6b에 나타낸다. 시험에 사용된 추력기들의 점화지연 및 감쇠 시간은 평균 26 ms 그리고 54 ms이며, 그 편차는 매우 작다. 한편, 압력상승시간은 시험변수에 따른 차이가 다소 큰 것이 식별되어, Fig. 6c와 같이 시험조건별 압력거동을 분석하였다. 정상상태(steady-state) 압력의 90% 수준까지 증가하는데 소요되는 시간이 Case A의 3배 이상인 Case B의 경우, 추력기 전체 작동과정에 걸쳐 심한 압력섭동이 발생하는 사실이 그림에서 관찰된다. Case C 또한 그 진폭은 크지 않으나 진동현상이 존재하고 있으며, 그 결과 Case A에 비해 1.5배 느린 압력상승속도를 보이고 있다. 상기의 진동은 연소실에서 자주 발생하는 연소불안정과 관련한 현상일 것으로 판단되는 하나 FCV의 성능특성에 의한 가능성도 무

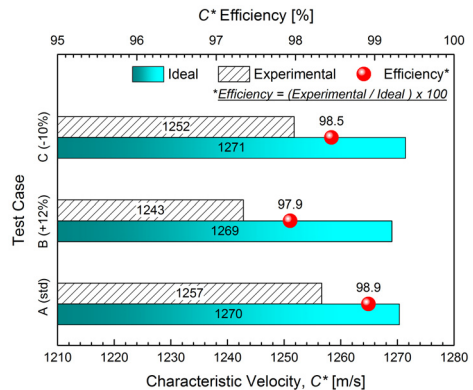
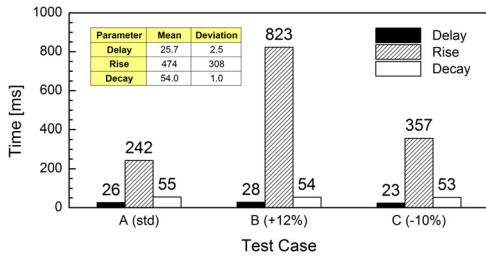
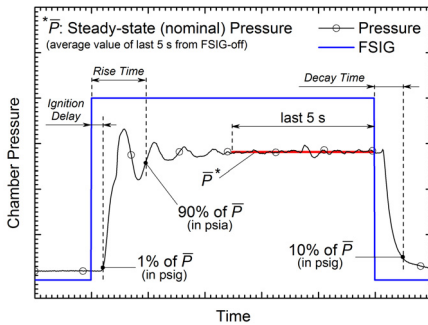


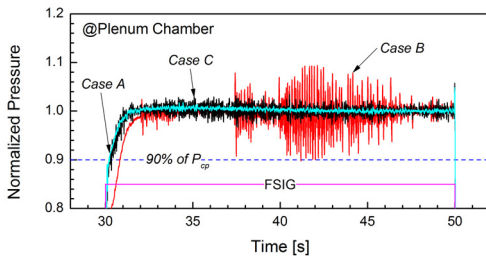
Fig. 5 Comparison of characteristic velocity (C^*) and C^* efficiency with various chamber lengths.



(a) Response time: ignition delay, rise, decay.



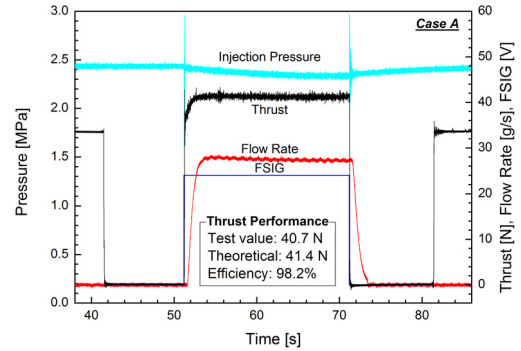
(b) Definition of steady-state pressure and response time.



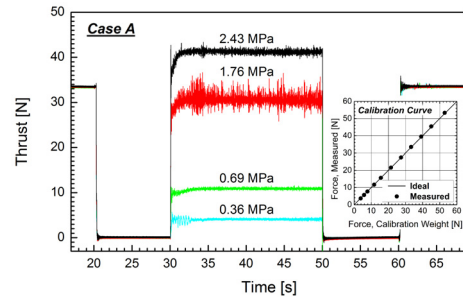
(c) Pressure behavior at the plenum chambers with 2.41 MPa of supply pressure.

Fig. 6 Response characteristics of each development model and their pressure diagrams.

시할 수 없으므로, 추력실 내부의 연소주파수 분석과 더불어 시험시 사용된 FCV에 대한 모사수류실험을 통해 유량계수, 개폐특성, 정격전력(watt rating) 등의 규명이 필요할 것으로 사료된다. 한편, 실제 비행체계에 적용되고 있는 하이드라진 추력기들의 압력상승시간이 통상적으로 200 ms 이하인 점에 비추어[4], 개발모델의 응답 성능이 다소 저조한 것처럼 보여지기는 하나 이 또한 FCV의 개폐특성(opening: ~100 ms, closing: ~50 ms)에서 비롯된 결과일 가능성이



(a) Variational behavior of thrust, propellant injection pressure, and mass flow rate with 2.43 MPa of supply pressure.



(b) Thrust levels with 2.43, 1.76, 0.69, and 0.36 MPa of propellant supply pressures.

Fig. 7 Thrust diagrams and calibration curve of Case A

크다. 참고로, 우주비행체급 추력기 밸브는 최대 20 ms의 개구시간과 10 ms 이내의 차폐시간 성능을 보유하는 것이 일반적이다.

표준 설계모델인 Case A 추력기에서 발견되는 추력거동을 FSIG, 추진제 공급압력 및 질량유량 등의 변이와 함께 Fig. 7a에 나타낸다. 추력기 밸브의 구동신호가 들어오는 동시에 추진제 분사압력이 강해하기 시작하여 밸브가 닫히는 순간까지 약 0.1 MPa의 압력강하가 발생한 후 점차 회복되는 양상을 보이고 있으며, 밸브개폐로 인한 주입압력의 동적변화는 ±0.8 MPa 이내로 관찰된다. 주입압력 2.41 MPa에서 67±5 N의 진공추력을 갖도록 설계한 본 추력기는 면적비 10의 노즐을 장착한 지상연소시험결과, 추진제 공급압력 2.43 MPa, 질량유량 27.3 g/s의 조건에서 40.7 N(이론성능 대비 98%)의 추력을 발생시키는 것이 확인된다. 그림에서 보이는 FSIG 전후

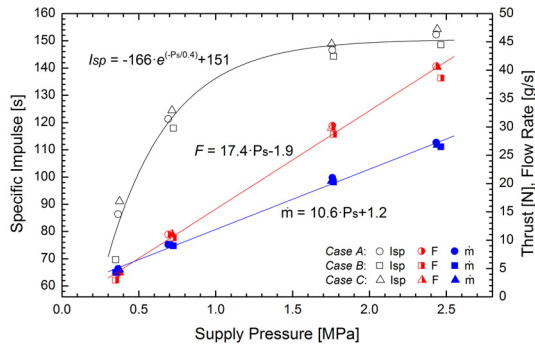


Fig. 8 Performance variation according to the propellant supply pressure and catalyst bed length.

의 추력선도는 정밀 추력보정 수행시 이용된다. Fig. 7b는 Case A 추력기의 작동압력에 따른 추력수준을 비교하고 있다. 추진제 공급압력이 2.43, 1.76, 0.69, 그리고 0.36 MPa 일 때, 그림에 제시된 보정곡선을 이용해 산출된 평균 추력은 각각 40.7, 30.2, 11.0, 그리고 4.2 N 이다. 한편, Case B, C의 2.41 MPa에서 발견된 섭동현상(Fig. 6c 참조)이 Case A의 1.76 MPa과 0.36 MPa에서도 유사하게 발생되고 0.36 MPa의 경우 추력기 작동초기 시점에만 해당 현상이 존재한다. 이는 연소불안정에 대한 검증시험이 추력실 형상은 물론 작동 압력, 시간 등 다양한 변수의 조합으로 수행될 필요가 있음을 시사한다.

Fig. 8에 추진제 질량유량, 추력, 그리고 비추력이 추진제 공급압력과 갖는 상관관계를 도시하고, 그 결과식(선형 혹은 지수 함수식)을 요약한다. 질량유량과 추력의 경우 공급압력에 선형적으로 종속되며, 추력실 길이에 따른 경향은 명확하지 않다. 비추력은 압력 변화와 지수적 관계를 가지며, 본 시험조건에서는 촉매대 길이증가가 암모니아 해리율을 불필요하게 증대시켜 추력실 내부의 엔탈피(온도) 감소를 초래하기 때문에(Table 3 참조) 추력실 길이가 증가하면 그 성능이 감소하는 것으로 확인된다. 작동압력 변화가 비추력 효율변이에 미치는 영향을 정량적으로 평가하기 위하여, 설계압력인 2.41 MPa에서의 성능을 기준으로 도출한 결과를 Table 4에 나타낸다. 연소실 길이가 증가할수록 압력 가감

Table 4. Efficiency variance of specific impulse according to the change in operating pressure.

| P_s [MPa] | Case A | Case B | Case C |
|-------------|---------|---------|---------|
| 2.41* | 152.3 s | 148.6 s | 154.2 s |
| 1.72 | -3.7% | -2.9% | -3.5% |
| 0.69 | -20.4% | -20.6% | -19.3% |
| 0.34 | -43.3% | -53.1% | -41.0% |

*reference pressure, underline: worst case

에 따른 비추력 변화폭이 커지는 것이 확인된다. 또한, Case B는 대부분의 압력에서 가장 비효율적인 경향을 보일 뿐만 아니라 최저 공급압인 0.34 MPa에서는 Case A, C와 비교하여 약 10% 이상의 비추력성능 감소가 유발되고 있다. 이러한 저압 조건에서의 성능저하는 우주비행체의 임무말기 추진제 소모효율과 직접적으로 관계하므로, 시스템 설계시 부피 및 질량을 증가시킬 수 있는 불리한 요소로 작용될 수 있다.

4. 결 론

우주비행체의 궤도 및 자세 제어시스템으로 적용 가능한 공칭추력 70 N급 하이dra진 추력기의 촉매대 최적설계변수 도출을 위한 지상연소시험이 수행되었다. 추력실 길이 및 추진제 분사압력을 시험변수로 설정하였으며, 개발모델에 대한 평가결과가 추력, 비추력, 챔버 압력 및 온도, 응답특성, 암모니아 해리율, 그리고 특성속도 등을 통해 비교되고, 추진제 공급압력과 성능변수 간의 상관관계가 제시되었다.

시험조건 내에서의 촉매대 길이 증가는 암모니아 해리율을 불필요하게 증대시킴으로써, 연소실 내부의 엔탈피가 감소하여 추력기 성능확보에 부정적인 영향을 초래하는 것이 확인되었다. 또한, 촉매대가 길어질수록 추력기 작동압력 변이에 따른 추진제 소모 효율성 또한 떨어지는 것이 관찰되므로, 하단부 추력실의 길이 축소에 대한 필요성이 제기된다. 이와 함께, 연소불안정에 의한 결과로 의심되는 압력섭동 현상이 일부 시험조건에서 관찰됨에 따라 상기 현상 규명을

위한 추가적인 연구가 요구된다.

후 기

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

References

1. Sutton, G.P., *History of Liquid Propellant Rocket Engines*, AIAA, 2006.
2. 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.
3. Sackheim, R.L. and Masse, R.K., "Green Propulsion Advancement-Challenging the Maturity of Monopropellant Hydrazine," *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, San Jose, C.A., USA, AIAA 2013-3988, July 2013.
4. Jung, H., Kim, J.H., Kim, J.S., and Bae, D.S., "Pulse-mode Response Characteristics of a Small LRE for the Precise 3-axes Control of Flight Attitude in SLV," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 1, pp. 1-8, 2013.
5. 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*, San Jose, C.A., USA, AIAA 2013-3987, July 2013.
6. 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. 48-55, 2012.
7. Price, T.W. and Evans, D.D., "The Status of Monopropellant Hydrazine Technology," NASA Technical Report 32-1227, 1968.
8. 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 Conference and Exhibit*, Los Angeles, C.A., USA, AIAA 99-2596, June 1999.
9. Jung, H., Kim, J.H., and Kim, J.S., "Spray Characteristics under Various Injection Conditions for a Nonimpinging-type Injector Utilized in 70 N-class Hydrazine Thruster," *Asian Joint Conference on Propulsion and Power*, Xi'an, China, AJCPP2012-141, March 2012.
10. 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," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 2, pp. 10-16, 2012.
11. DOD(USA), "Performance Specification (Propellant, Hydrazine)," MIL-PRF-26536F, 2011.
12. Legge, H. and Dettleff, G., "Pitot Pressure and Heat-Transfer Measurements in Hydrazine Thruster Plumes," *Journal of Spacecraft*, Vol. 23, No. 4, pp. 357-362, 1986.
13. Fire, Explosion, Compatibility, and Safety Hazards of Hypergols-Hydrazine, AIAA-SP-084, 1999.
14. Sutton, G.P. and Blblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 7th Ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., USA, 2001.
15. Brown, C.D., *Spacecraft Propulsion*, AIAA, 1996.