

논문 2010-47SC-3-4

KSLV-I RCS 추력기 개발 및 수행 평가에 대한 연구

(Research on Development and Performance Evaluation for Thruster of Reaction Control System for KSLV-I)

전 상 운*, 정 슬**

(Sang-woon Jeon and Seul Jung)

요 약

KSLV-I은 100kg급 소형 인공위성을 지구 저궤도에 진입시키는 임무를 수행하여야 하며, 이를 위해 상단의 3축 자세제어를 위한 자세제어 시스템이 요구된다. 추력기 노즐을 통해 질소가스를 방출함으로써 발생하는 작용·반작용 모멘트를 제어모멘트로 사용하는 냉가스 추력기 자세제어 시스템을 KSLV-I 상단의 3축 자세제어 시스템으로 선정하였다. 본 논문에서는 KSLV-I RCS 추력기의 설계 및 기능시험, 성능시험, 환경시험에 대한 내용을 다룬다.

Abstract

KSLV(Korea Space Launch Vehicle)-I is designed as a launch vehicle to enter a 100 kg-class satellite to the LEO(Low-Earth Orbit). Attitude angles of the upper-stage, including roll, pitch and yaw are controlled by cold gas thruster system using nitrogen gas. The thruster for the KSLV-I is the main pneumatic valve in the RCS(Reaction Control System). In this paper, the design, function tests, and environment tests of the thruster for KSLV-I are described. The developed thrusters are experimentally evaluated and successfully passed the required qualification and acceptance tests.

Keywords : KSLV-I, RCS, cold gas, thruster, qualification and acceptance test

I. 서 론

발사체에 대한 연구는 국가적으로 추진하고 있는 연구의 핵심이며, 각 나라에서 주도적으로 추진하고 있는 과제이다. 특히 추력기 시스템과 구동장치와 같은 자세제어 시스템의 경우 선진국으로부터 수입이나 기술 이전의 어려움이 있기 때문에 국산화 개발에 대한 연구가 꼭 필요한 부분이다.

현재 우리나라에서 개발 완료된 KSLV-I에서는 1단으로 액체추진제를 사용하고, 2단은 고체 추진제를 사용하도록 설계되어 있다.^[1] 고체 추진제를 사용하는 상단부는 3축 자세제어를 위해 냉가스 추진시스템을 사용한다. 일반적으로 냉가스 추력기 시스템은 단일추진제 추력기 시스템에 비해 비추력은 낮지만 시스템 구성의 단순성으로 인한 제작성이나 안정성, 비용면에서 유리하다고 판단되어 상단부 자세제어를 위한 시스템으로 채택하였다. 냉가스로는 주로 헬륨이나 질소와 같은 비활성 기체를 많이 사용하고 있다.^[2-3]

KSLV-I에서는 분자량이 큰 질소가스를 냉가스 추진제로 사용한다. 이러한 냉가스 추력기 자세제어 시스템은 크게 추력을 발생시키기 위한 공압 구동부와 추력기의 on/off 제어 및 시스템의 상태 확인을 위한 제어부로

* 정회원, 한국항공우주연구원 제어팀
(Control System Department, Korea Aerospace Research Institute)

** 정회원, 충남대학교 메카트로닉스공학과
(Department of Mechatronics Engineering, Chungnam National University)

접수일자: 2009년11월21일, 수정완료일: 2010년5월6일

나눌 수 있다. 공압 구동부는 고압의 질소 가스를 저장하는 탱크부, 질소 가스의 흐름을 조절하는 밸브부, 일정한 압력의 질소 가스를 분출하여 추력을 발생시키는 추력기부, 시스템 내부를 배관으로 연결해주는 배관부 및 질소 가스인 추진제로 구성된다. 또한 제어부는 추력기 및 밸브를 구동하고 시스템의 상태를 확인하는 TCU(Thrust Control Unit)와 케이블로 구성되어 있다.^[1]

발사체의 경우 비행중에 발생하는 다양한 진동과 가속도의 환경에 노출된다. 추력기는 RCS에서 가장 중요한 공압 부품중 하나로 이러한 환경에서 정상 작동할 수 있는 부품으로 설계/제작/검증을 수행하여야 한다. 그리고 추력기가 원하는 추력을 발생시키기 위해서는 노출 설계 및 진공 추력 측정이 필요하다.

본 논문은 KSLV-I의 RCS 비행용으로 적용된 추력기를 설계하고 제작하였으며, 기능 및 성능에 대한 시험과 환경시험에 관한 내용을 기술하고 있다.

II. 추력기 자세제어 시스템

1. 시스템 구성

KSLV-I의 추력기 시스템은 2단의 엔진 연소 중에는 롤 자세제어를, 엔진 연소 전/후에는 3축 자세제어를 수행하며, 이를 위해 22N 급 추력기가 롤 축에 대해 +, - 방향 각 4개, 피치 축에 대해 +, - 방향 각 1개, 요 축에 대해 +, - 방향 각 1개씩 총 12개의 추력기로 구성되어 있다. 추력기 배치는 그림 1과 같이 3구 추력기 4개가 90°의 간격으로 되어 있다. 3축 자세제어를 위해서

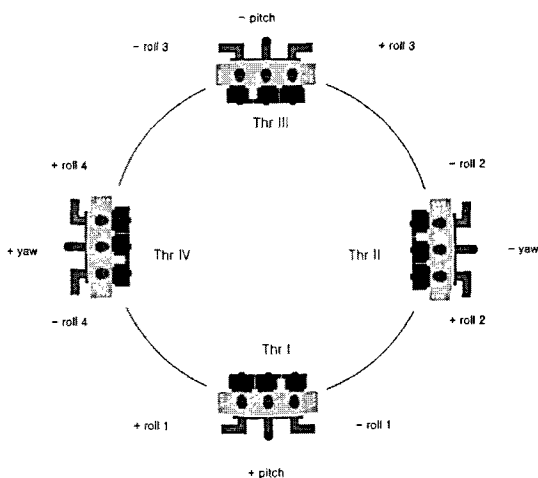


그림 1. 추력기 배치도
Fig. 1. Configuration of the thrusters.

각 추력기는 밸브 개폐를 위한 솔레노이드 밸브를 가지고 있으며, TCU는 INGU(Inertia Navigation and Guidance Unit)로부터 구동 명령을 받아 솔레노이드 밸브를 구동시켜서 밸브를 on/off 한다.

추력기 시스템의 공압 구동부는 추력기, 압력조절기, 고압용기, 래치 밸브, 추진제, PC(Pneumatic Connector), 체크 밸브, mechanical fitting 등으로 구성되어 있다. 그림 2와 같이 구성되는 추력기 시스템의 공압 구동부는 지상 충전부와 연결되어 추진제를 충전하는 PC, 충전된 추진제인 질소가스의 역류를 방지하는 체크밸브, 충전되는 질소 가스 속의 불순물을 걸러주는 충전 필터, 추진제를 고압으로 충전할 수 있는 고압용기, 고압의 추진제 흐름을 제어하는 래치 밸브, 압력조절기에 공급되는 질소 가스 속의 불순물을 걸러주는 압력조절기 필터, 고압 질소가스를 추력기가 작동할 수 있는 저압으로 일정하게 만들어주는 압력조절기, 압력조절기 출력압을 추력기의 구동압력 범위 내에서 유지시켜주는 릴리프 밸브, 압력을 외부로 배출하는 배출 밸브, 질소가스를 대기 또는 진공으로 분사시켜 추력을 발생시키는 추력기, 온도 및 압력을 측정하는 센서, 부품간의 연결에 필요한 배관 및 전체 시스템이 구동할 수 있도록 연결하는 system integration으로 구성되어 있다.

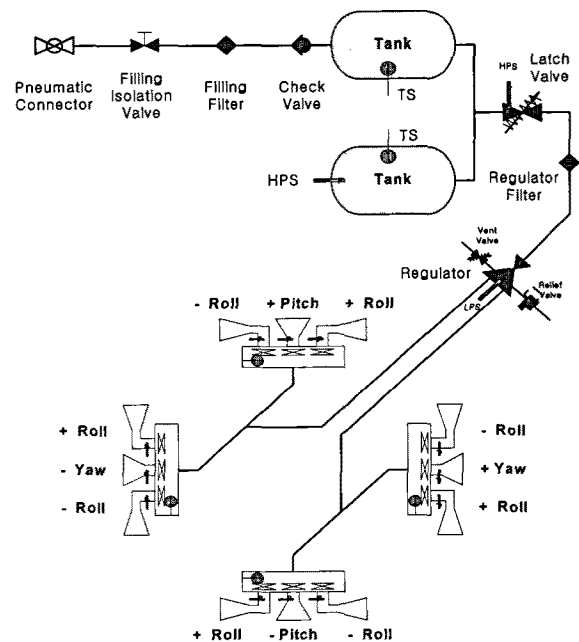


그림 2. 추력기 시스템 공압구동부 구성도
Fig. 2. Schematic of the pneumatic part for RCS.

2. 추력기 개발 요구조건

추력기 시스템은 질소가스를 분사하여 발생하는 추력을 이용하여 자세제어를 수행하며, 추력기는 일정한 압력의 질소가스를 공급받아 솔레노이드 밸브를 on/off 함으로써 질소가스의 분사를 제어하는 추력기 시스템의 주요 구성품이다. 추력기는 추력을 발생시키는 노즐부, 자기력에 의해 유로를 open/close 시키는 솔레노이드 밸브부, 유로 형성 및 체결을 위한 몸체부, 그리고 전기적 인터페이스를 위한 케이블 등으로 구성된다. TCU에서 추력기의 on/off 제어를 위해 공급하는 구동 전원에 의해 솔레노이드 밸브가 open/close 되어 추력을 발생시키며, 이때 밸브를 열고 닫는데 소요되는 시간을 최대한 단축시키도록 밸브를 설계하여야 한다. 솔레노이드 밸브를 열고 닫는데 소요되는 시간은 코일의 자기력, 스프링의 탄성력 및 작동 압력 등에 의해 결정되며, 역학적으로 on 명령과 off 명령에 대해 밸브가 열리고 닫히는데 소요되는 시간이 다르므로 이를 최소화하도록 개발하여야 한다. 개발 규격은 표 1과 같다.

표 1. 추력기 규격
Table 1. Specifications of the thruster.

작동 매체	Nitrogen
작동 압력	0 ~ 600 psia
전 원	24 ± 6 VDC, 2 A
진공 추력	22N급
Proof Pressure	MEOP × 1.5
Burst Pressure	MEOP × 2.5
Response Time	Rising Time : 40 msec 이내 Decaying Time : 40 msec 이내
Specific Impulse	> 50 sec
Weight	< 3 Kg (3구 추력기)
Pull-In Voltage	< 18 VDC
기 타	Normally Closed Type

III. 추력기 설계

1. 압축 유량 해석

추력기 노즐의 설계 및 해석을 위해서 다음의 열역학 가정을 기본으로 하고 있다.

- 노즐을 통과하는 가스는 1차원이다.

- 추진제는 추력기 노즐에서 시종일관 성질이 일정하다.
- 추진제의 비열비가 일정한 이상 기체이다.
- 마찰이 없다.
- 줄의 벽을 타고 전달되는 열은 없다. 그래서 유량의 흐름은 단열적이다.
- 추진제의 흐름은 정적이며, 일정하다.
- 기체의 조건 : 기체가 노즐을 통과하는 부분에서는 온도, 압력, 밀도, 속도가 일정하다.
- 기체의 응축 효과는 무시한다.

노즐의 추력은 챔버와 노즐 표면의 반대방향의 추진제 압력의 운동으로 생긴다. 추력은 질량유량과 비추력에 비례하며, 추력기 챔버에 있는 저압의 가스를 노즐을 통하여 팽창, 고속화시켜 노즐 출구로 분출하여 그 반작용에 의해 힘을 발생시킨다. 일반적으로 추방향의 추력은 챔버와 노즐에 대한 압력 힘과 면적의 적분으로 표현할 수 있다.

$$F = \int PdA \tag{1}$$

여기서 F는 추력, P는 압력, A는 출구 면적이다. 일반적으로 추력기의 추력은 질량이 분출되면서 발생하는 반작용 힘과 노즐 부위의 압력 차이에 의해 발생하는 힘으로 구분된다. 그림 3은 추력기 노즐을 제외한 모든 부위에 작용하는 외부 압력과 노즐에 작용하는 출력 압력의 합으로 발생하는 추력의 개념을 보여주고 있다.

추력기에서 발생하는 추력은 가스 질량 유량 \dot{m} , 노즐 출구에서의 가스속도 u , 가스 노즐 출구에서의 가스 압력 P_e , 노즐 출구의 면적 A_e , 추력기 주위의 외기 압력 P_{atm} 에 의해서 다음과 같이 된다.

$$F = u\dot{m} + (P_e - P_{atm}) A_e \tag{2}$$

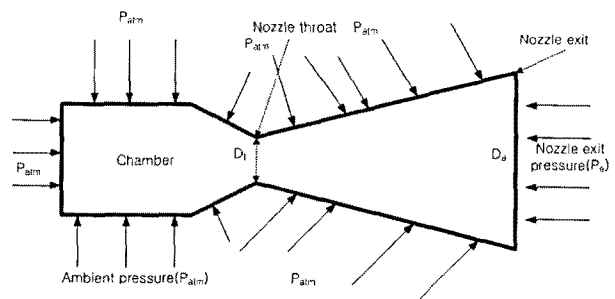


그림 3. 압력 추력 개념도
Fig. 3. Schematic of pressure thrust.

$$\dot{m} = \frac{A_t u_t P_t}{RT_t} \quad (3)$$

여기서 R 은 기체 상수, A 는 단면적, T 는 온도, u 는 속도, P 는 압력을 나타내고, 아래첨자 t 는 노즐 목, e 는 출구, atm 은 대기압을 각각 의미한다.

가스의 분사속도가 클수록 추력은 크게 되므로 노즐 팽창비가 커지는 만큼 증가하게 된다. 노즐은 $P_{atm} \neq 0$ 인 대기나 $P_{atm} = 0$ 인 진공에서 각각 동작 가능하다. 이상적인 경우는 출구 가스가 노즐 출구 압력이 될 때까지 팽창하여야 한다. 즉 P_e 가 대기 압력과 같다. 이것은 최적 팽창으로 알려져 있다. 이상기체 방정식에 의해 다음의 관계식을 구할 수 있다.

$$v_t = \frac{RT_t}{P_t} \quad (4)$$

식 (4)을 식 (2)에 대입하여 대기에서의 냉가스 추력에 대한 추력 방정식으로 다시 쓰면 다음과 같다.

$$F = \frac{A_t u_t u_e}{v_t} + (P_e - P_{atm})A_e \quad (5)$$

여기서 A_t 는 노즐의 단면적이고, v_t 는 노즐의 체적을 나타낸다. 노즐 목에 대한 압력과 온도를 대치하고 보정 계수를 첨가하면 식 (6)과 같다.^[4]

$$F = \lambda \left(A_t P_c \sqrt{\frac{2\gamma^2}{(\gamma-1)(\gamma+1)} \frac{2}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + (P_e - P_{atm})A_e \right) \quad (6)$$

여기서 γ 는 비열비를 나타내고, P_c 는 챔버의 압력을 나고, λ 는 보정 계수를 나타낸다.

다음 식에서 노즐 출구 압력을 계산할 수 있다.

$$P_e = \frac{P_c}{1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_e^2} \quad (7)$$

여기서 M_e 는 출구 마하수이다. 이것은 로컬 음속과 출구 속도비로 표현되어 질 수 있다.

$$M_e = \frac{u_e}{\sqrt{\gamma RT_e}} \quad (8)$$

여기서 R 은 이고 T_e 는 출구 온도이다.

출구 온도 T_e 는 등엔트로피 확장 관계식에서 구할 수 있다.

$$T_e = T_c \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (9)$$

출구 속도는 [4]에서 다음과 같이 정의 되어 있다.

$$u_e = \sqrt{\frac{2\gamma RT_c}{\gamma-1} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \quad (10)$$

마하수 식에 출구 속도를 대입하면 다음과 같다.

$$M_e = \sqrt{\frac{\frac{2}{\gamma-1} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)}{\left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \quad (11)$$

비추력은 추진체의 무게당 추력의 크기를 나타낸다. 수식적으로 비추력은 다음과 같이 표현된다.

$$I_{sp} = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int_0^t \dot{m} dt} \quad (12)$$

여기서 g_0 는 중력가속도를 나타낸다. 일정한 질량흐름이라 가정하여 식을 간단하게 표현하면 다음과 같다.

$$I_{sp} = \frac{F}{m g_0} \quad (13)$$

총 추력량은 한 개의 추력기에서 공급되는 추력의 총합이므로 추력기 작동 기간 동안 추력 시간을 적분하면 구할 수 있다.

$$I_{tot} = \int_{t_0}^{t_f} F dt \quad (14)$$

2. 추력기 노즐 설계

일정 압력의 가스를 노즐을 통하여 고속화를 실현하기 위하여 노즐 목을 충분히 적은 면적으로 좁혀서 가스가 노즐 목을 통과할 때 가스 속도가 음속이 되도록 한다. 노즐 목을 지나간 가스가 난류가 되지 않게 점진적으로 팽창시키면 가스는 초음속이 되고 팽창비가 크게 됨에 따라 가스속도도 증가하고 또한 노즐 내의 가스 압력은 적게 된다. 이것은 기체가 갖고 있는 성질로 이것에 의해서 노즐은 큰 추력을 발생하게 된다. 따라

서 추력기 개발 요구 조건에 따라 추력기 노즐 규격을 적절하게 결정하여야 한다.

설계 요구 조건에 따라 먼저 노즐 직경을 설정한다. 노즐 직경은 추력 방정식 (5)에서 계산 할 수 있으며, $P_e = P_{atm}$ 인 상태에서 계산한다. 일반적인 형태의 추력 방정식을 다음과 같다.

$$F = A_t P_c C_F \tag{15}$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}$$

여기서 C_F 는 추력 계수이다. 이 식을 다시 정리하여 노즐 직경에 관하여 정리하면 아래식과 같이 표현 가능하다.

$$D_t = 2\sqrt{\frac{A_t}{\pi}} = \sqrt{\frac{4F}{\pi P_c C_F}} \tag{16}$$

여기서 추력 계수와 추력과 챔버 압력만 알고 있으면 노즐 직경을 구할 수 있다. 노즐은 straight conical 노즐 형상으로 설계하였다. 이 형상은 설계 및 제작이 매우 용이하기 때문에 주로 적용하는 형상이다. 노즐의 divergence angle은 노즐의 중심 축 방향으로 평행한 방향의 가스 출력량에 따라 결정되어 진다. 만약 divergence angle이 증가하면 비축 방향의 요소가 증가하여 노즐의 성능이 떨어진다. 비축방향의 가스 속도 성분에 대한 보정식은 아래와 같다.^[5]

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \alpha) \tag{17}$$

여기서 λ 는 이론적인 보정 계수이고, α 는 노즐의

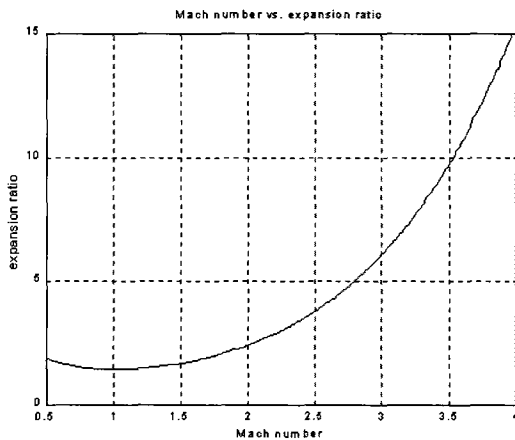


그림 4. 마하수와 팽창비 관계
Fig. 4. Mach number vs. expansion ratio.

divergence half angle이다. 식 (17)의 보정식을 출력 속도에 곱하면 보정된 출력 속도가 된다.

마하수와 팽창비 관계에서 적절한 마하수를 선택한다면 팽창비가 정해진다. 그림 4는 마하수와 팽창비의 관계이다.

만약 마하수를 3.495를 선택하면 팽창비는 약 9.7876이다. 식 (18)의 팽창비를 이용해서 출구의 직경을 구할 수 있다.^[4]

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} \tag{18}$$

여기서 ϵ 는 팽창비를 나타낸다. 만약 노즐의 직경을 알고 있으면 직경과 단면적 사이의 관계식을 이용하면 출구 직경이 정해진다.

$$A_t = \pi * \left(\frac{D_t}{2}\right)^2, A_e = \pi * \left(\frac{D_e}{2}\right)^2 \tag{19}$$

여기서 D는 직경을 의미한다.

그림 5는 이와 같은 방식으로 노즐을 설계한 추력기의 노즐이며, 그림 6은 추력기의 형상이다.

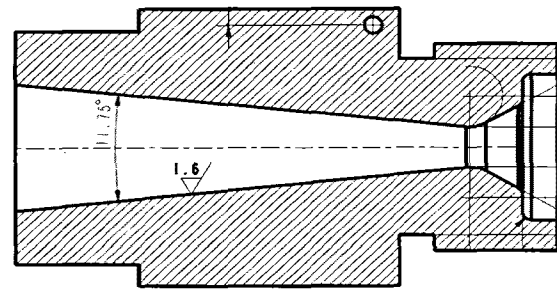


그림 5. 노즐 단면 형상
Fig. 5. Cross-sectional view of nozzle for thruster.

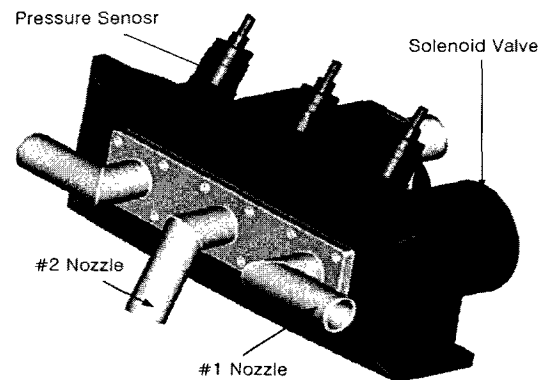


그림 6. KSLV-I 추력기 형상
Fig. 6. Configuration of thruster for KSLV-I.

IV. 개발 시험

1. 기능·성능 시험

추력기의 기능·성능 시험 항목으로는 육안 검사, 압력 검증 시험, 솔레노이드 밸브 전압/전류/저항 측정 시험, 누설/작동 시험, 최대/최저 입력 압력 시험, 진공추력/응답시간 시험 및 pull-in/drop-out 측정 시험으로 되어 있다.^[8] 압력 검증 시험은 외부 누설시험의 경우 MEOP(Maximum Expected Operating Pressure)의 1.5 배인 900 psia 이상에서 5 분간 유지 후 누설발생 여부를 확인하고, 그림 7과 같은 내부 누설시험은 300 psia 과 MEOP인 600 psia에서 내부 누설량을 측정하고, 각각 3회씩 작동시험을 수행한다.

솔레노이드 밸브 전압/전류/저항 측정 시험은 추력기 솔레노이드 밸브 각단의 구동 전압 인가 시 흐르는 전류를 측정하고, 양단의 저항을 측정하는 시험이다. 이 시험은 솔레노이드의 전기적인 특성을 확인하는 시험이다. 누설/작동 시험은 100 psia, 300 psia 및 600 psia에서 추력기의 내부 및 외부 누설을 측정하고, 300 psia과 600 psia에서 작동시험을 하는 시험이다. 모든 환경시험 후 수행하여 환경시험으로 추력기의 기능 이상 여부를 확인하는 시험이다. 이때 추력 장비를 이용하여 추력을 측정함으로써 추력기 성능 및 작동 상태를 동시에 확인할 수 있다.

응답특성은 시스템 제어기 설계에 주요한 설계 요소이기 때문에 모든 추력기에 대해 시험을 수행하였다. 그림 8은 개발된 추력기의 지상 추력 측정된 결과이다. 그림 8은 steady mode 작동 시험을 수행한 결과이고, 그림 9는 주파수 20 Hz, duty 비 40%의 pulse mode 작동 시험을 수행한 결과이다.

Steady mode 작동 시험은 추력 측정, 응답특성 측정,

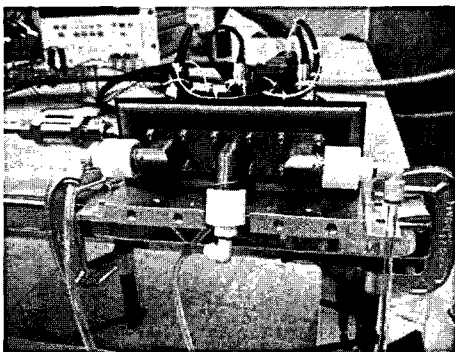


그림 7. 내부 누설시험
Fig. 7. Internal leakage test.

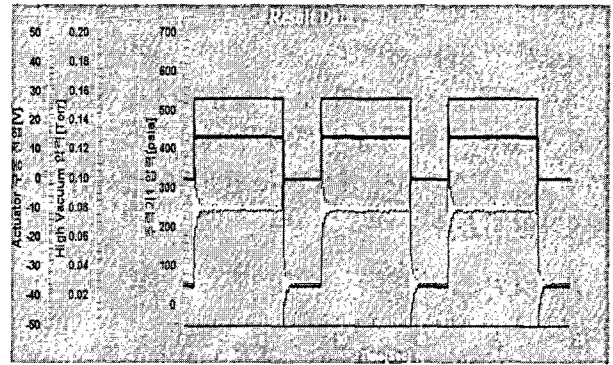


그림 8. 지상 추력 측정 결과
Fig. 8. Result data of the ground thrust measurement.

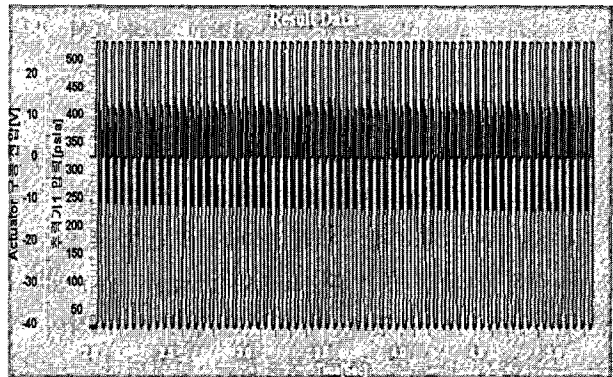


그림 9. 펄스 모드 시험
Fig. 9. Pulse mode test.

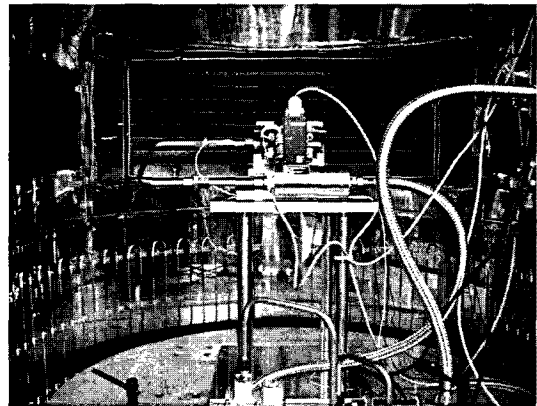


그림 10. 진공 추력 측정
Fig. 10. Vacuum thrust measurement.

단순 작동 상태 확인을 위해서 수행되며, pulse mode 작동 시험은 빠른 작동 명령에 따른 추력기의 동작 여부를 확인하는 시험이다. 추력기는 추력기의 응답특성보다 큰 작동 명령에 따라 동작하여야 한다. 추력기 작동 여부는 추력기의 챔버 압력의 변화로 확인할 수 있다. 모든 추력기에 대해 pulse mode 및 steady mode 작동시험을 수행하였으며, 정상 작동하였다.

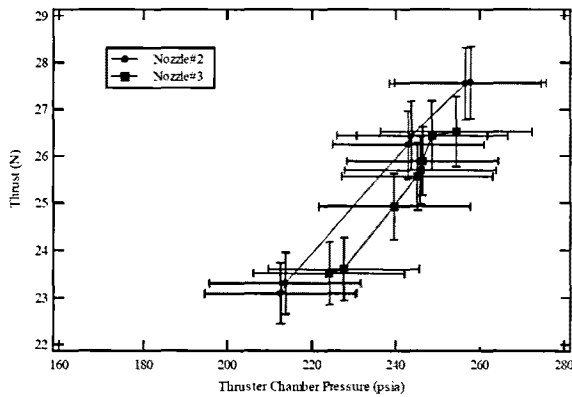


그림 11. 진공 추력 측정 결과
 Fig. 11. Thrust measurement results at ambient vacuum pressure.

표 2. Pull-in/drop-out 전압 측정
 Table 2. Measurements of pull-in and drop-out voltage.

항목		Pull-in Voltage		Drop-out Voltage	
노즐 No.	압력 [psig]	Sol. 전압 [V]	공급 압력 [psia]	Sol. 전압 [V]	공급 압력 [psia]
#1	0	6.737	-	1.615	-
	450	11.782	433.0	1.860	419.0
#2	0	7.826	-	1.616	-
	450	10.757	435.5	1.874	426.0
#3	0	7.821	-	1.615	-
	450	10.927	443.0	1.858	428.5

그림 10과 같은 진공 추력 시험은 추력을 진공상태에서 수행하여 추력 설계치와 일치하는지 여부를 확인하는 시험이고, 동시에 추력기의 응답시간을 측정하여 추력기 설계 기준치 초과 여부를 확인하는 시험이다. 진공 추력 측정 장비에 추력기를 설치 후 진공 상태에서 추력을 측정하였으며, 그림 11과 같이 설계치의 추력이 나옴을 확인하였다.^[8]

Pull-in/drop-out 시험은 추력기가 작동 압력과 구동 전압 사이의 관계 측정 시험으로 표 2와 같은 결과를 볼 수 있었다. 일반적인 솔레노이드 밸브에서는 최소 정상 작동 전압의 85% 이하의 pull-in 전압을 요구하고 있다. 개발된 추력기의 작동 전압은 pull-in 전압의 1.2 배 이상의 전압을 정상 작동 전압으로 설정하여 운용하고 있다. 그리고 Drop-out 전압은 0V로 운용하고 있다.

제작된 추력기는 모든 항목의 기능·성능 시험을 수행하였으며, 통과한 추력기만 환경시험을 수행하였다.

2. 환경시험

추력기의 단품 환경시험 항목으로는 QT(Qualification Test)와 AT(Acceptance Test)항목으로 분류된다.^[3, 7] QT 항목은 표 3과 같이 진공, 정현 진동, 랜덤 진동, 파이로 충격, 반정현파 충격, 고온/저온 시험이 있고, AT 항목은 표 3과 같이 랜덤 진동시험과 고온/저온 시험이 있다. AT 환경시험은 QT 환경시험 규격보다 시험 레벨이 낮다. QM 추력기는 모든 QT 환경시험을 수행하였으며, 그 외 모든 추력기에 대해서 그림 12와 13에서와 같이 AT 환경시험을 수행하였다. 자세한 환경시험 규격은 표 3과 같다.

모든 환경시험 후에는 누설/작동 시험을 수행하여 정상여부를 확인하였으며, 정상 작동한 단품 추력기는 다른 RCS 공압 부품들과 함께 AIT(Assembly, Integration and Test) 과정을 거쳐 시스템으로 조립되었으며, 시스템 레벨의 환경시험을 수행하여 정상 동작함을 확인하였다.^[1]

표 3. 환경시험 규격
 Table 3. Specifications of the environment tests.

시험 항목	level	상세 시험 규격
진동	랜덤	QT 20 grms, 20 ~ 2,000 Hz, 4분 (3축)
	AT	12 grms, 20 ~ 2,000 Hz, 2분 (3축)
충격	정현파	QT 12 g, 22 ~ 2,000 Hz (3축)
	반정현파	QT 50 g, Half Sine, 11 msec (3축)
파이로	QT	최대 3,000 g, 2,000 ~ 10,000 Hz (3축)
	온도	QT -25 ~ +70°C, 5시간 이상 유지
(고온/저온)	AT -15 ~ +60°C, 5시간 이상 유지	
진공	QT	1×10 ⁻⁴ torr 이하, 30분 이상 유지

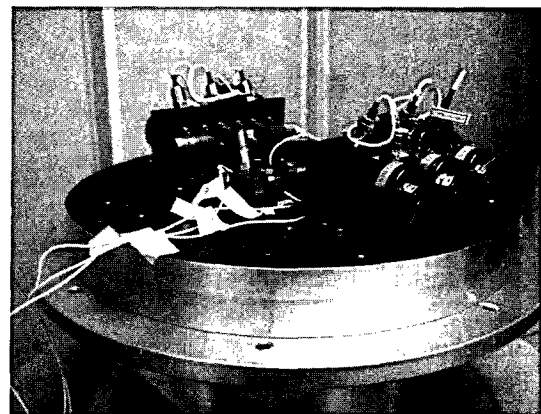


그림 12. 랜덤 진동시험
 Fig. 12. Random vibration test.

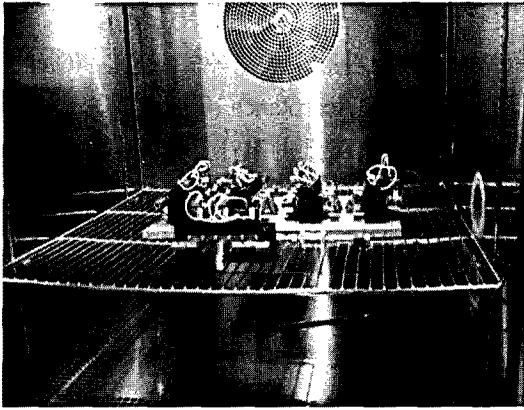


그림 13. 고온/저온 시험

Fig. 13. Hot and cold test.

“Space Propulsion Analysis and Design”, McGraw-Hill, 1995.

- [5] George P. Sutton, Oscar Biblarz, “Rocket Propulsion Elements”, John Wiley & Sons, 2001.
- [6] 전상운, 김지훈, 정호락, 최형돈, “추력 측정 장치 및 방법”, 특허 출원, 10-2008-0123838, 2008.
- [7] Military Standard-1540B, “Test Requirements for Space Vehicles,” USAF, 1982.
- [8] 전상운, 정호락, 김지훈, “KSLV-I 추력기 FM #2에 대한 시험 결과 보고서”, 한국항공우주연구원, Technical Memo, 2008.

V. 결 론

본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 개발 중인 소형위성 발사체 상단 냉가스 추력기 자세제어 시스템의 핵심 구성품인 추력기 개발에 대해서 소개하였다.

추력기가 요구되는 추력을 발생시키지 못할 경우, 발사체의 제어가 어려울 수 있다. 이는 시스템 자세제어의 제어성 및 안정성에 영향을 준다. 그리고 비행환경 중에 받게 되는 외부 영향에 추력기가 오동작을 하게 되면 시스템이 제어 불능상태가 될 수 있다. 위의 사항을 만족하도록 추력기 규격을 정하였으며, 이를 만족하도록 설계 및 제작을 수행하였다. 추력기에 대한 기능·성능 시험을 수행하여 규격을 만족하는 것을 확인하였다. 또한 환경시험을 수행하여 외부 영향에 대한 추력기 작동 상태를 확인할 수 있었다. 또한 추력기는 RCS에 조립되어 시스템 레벨의 인증시험을 통과하여 비행용 RCS에 적용되어 있다.

참 고 문 헌

- [1] 조광래 외, “소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업(VI)”, 교육과학기술부, 연구보고서, 2008.
- [2] William C. Stone, “Fast Variable-amplitude cold gas thruster,” Journal of spacecraft and rockets, vol. 32, No. 2, 1995, pp. 335 - 343, 1995.
- [3] Shimshon Adler, Abraham Warshavsky, and Are Peretz, “Low-cost cold-gas reaction control system for slohsat FLEVO small satellite”, Journal of Spacecraft and Rocket, vol. 42, no. 2, pp. 345-351, 2005.
- [4] R. W. Humble, G. N. Henry, W. J. Larson,

저 자 소 개



전 상 운(정회원)

1993년 경북대학교 전자공학과
학사 졸업.

1996년 경북대학교 전자공학과
석사 졸업.

2010년 충남대학교 메카트로닉스
공학과 박사 졸업

1996년~현재 한국항공우주연구원 발사체연구
본부 선임연구원

<주관심분야 : 발사체 제어 및 응용, 지능제어, 추
력기 자세제어 시스템>



정 슬(정회원)

1988년 미국 웨인 주립대 전기 및
컴퓨터 공학과 졸업

1991년 미국 캘리포니아대 데이비
스 전기 및 컴퓨터 공학
과 석사 및 박사 졸업.

1997년~현재 충남대학교 메카트
로닉스공학과 교수.

<주관심분야 : 지능제어 시스템 및 지능 로봇 시
스템, 인간 중심의 로봇, 무인 로봇의 위치 추정
및 원격제어>