

# PE-N<sub>2</sub>O 추진제를 이용한 소형 하이브리드 로켓 모터 개발

조승현\* · 박구정\* · 조정태\* · 김종찬\*\* · 윤창진\*\* · 김진곤\*\*\* · 문희장\*\*\*

## Development of Small-scale Hybrid Rocket Motor using PE-N<sub>2</sub>O Propellants

Seunghyun Jo\* · Koojeong Park\* · Jungtae Cho\* · Jongchan Kim\*\* · Changjin Yoon\*\* · Jinkon Kim\*\*\* · Heejang Moon\*\*\*

### ABSTRACT

In this study, a hybrid rocket motor with separable and detachable oxidizer tank from combustion chamber is developed. Initially, the measured thrust of the motor showed about 30% of the design thrust since the oxidizer supply was not enough. In order to solve this problem, application is made to expand the orifice diameter of oxidizer injector empirically, so that the mass flow rate of oxidizer was improved. The improved performance was about 60% of design thrust, 18kgf, and thrust-to-weight ratio was reasonable, compared with other sounding rockets.

### 초 록

산화제 탱크와 연소실이 결합된 기존의 구조에서 산화제 탱크가 연소실에서 분리 가능한 구조의 하이브리드 모터를 개발하였다. 초기 개발된 모터는 설계 추력의 30% 정도에 불과한 성능을 보였으며, 이는 산화제 유량이 원활히 공급되지 못했기 때문인 것으로 판단되었다. 이러한 판단 하에, 경험적으로 인젝터 오리피스 면적을 증가시켜가며, 산화제 유량이 설계 유량에 근접하도록 개선하였다. 개선된 모터는 설계치의 약 60% 정도인 18kgf까지 성능이 향상되었으며, 이로부터 개발된 모터가 사운드 로켓 모터의 임무 수행에 적절한 추력 대 중량비의 범위 내에 있음을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), PE-N<sub>2</sub>O Propellants(PE-N<sub>2</sub>O 추진제), Ground Motor Firing Test (지상 연소 시험)

### 1. 서 론

본 연구회에서 기존에 개발한 하이브리드 모터는 단일 파이프 내 케이스와 산화제 탱크가 함께 결합되어 있는 방식이었다[1]. 이러한 방식

은 구조가 단순하지만, 발사 직전 산화제를 충전해야 하므로 발사 시 산화제 탱크를 함께 운반해야 하는 번거로움을 갖고 있었다. 따라서 본 연구회에서는 산화제 탱크와 연소실이 분리된 모터 구조를 채택하여, 산화제 탱크가 분리된 상태에서 미리 산화제 주입이 가능토록 하였다. 모터 구조를 결정한 후, 요구 성능을 달성할 수 있는 로켓 모터를 제작하기 위해 기초 설계 및 해석에 대한 연구를 기존에 수행하였으며[2], 이를

\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\* 한국항공대학교 일반대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: hjm@kau.ac.kr

바탕으로 분리형 하이브리드 모터를 개발하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 모터 작동 원리

본 연구회에서 개발한 하이브리드 모터는 산화제 탱크, 인젝터 Assembly, 모터케이스, 고체연료 및 노즐로 Fig. 1과 같이 구성되어 있다. 인젝터 Assembly는 크게 핀 밸브, 인젝터, 흑색화약, 무두나사로 구성된다. 초기 무두나사를 통해 고정된 흑색화약은 인젝터 오리피스를 막아 산화제 공급을 차단하는 역할을 한다. 점화 직후, 흑색 화약은 급격히 반응하여 인젝터 오리피스를 개방하며, 이를 통해 산화제 탱크로부터  $N_2O$ 가 연소실로 공급된다. 점화 시 연소실 전방에서 예열된  $N_2O$ 의 상당량이 산소로 분해 되며, 연소실 내부에서 기화된 연료와 함께 급격히 반응을 일으키게 된다. 이러한 반응은 화염으로부터 고체연료 면으로의 열전달을 촉진시키며, 기화 연료량에 의해 다시 열전달양이 제한되는 피드백 과정을 거치게 된다. 이러한 확산화염의 연소과정으로부터 생성된 다량의 가스는 노즐을 통해 고속으로 배출되어 추력을 발생시킨다.

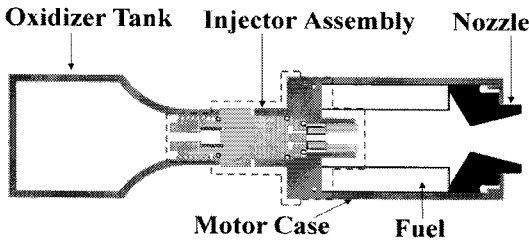


Fig. 1. Schematic diagram of newly developed hybrid rocket motor

### 2.2 모터 설계 절차

연구회 내 사운드링 로켓 개발 프로젝트를 위한 예비단계로서 임무고도를 300m, 발사체 중량 4kgf로 비행임무를 설정하였으며, 모터의 요구조건을 Table 1과 같이 요약하였다.

#### 산화제 및 고체연료선정

시중에서 비교적 용이하게 구할 수 있는 Polyethylene(PE)를 고체연료로, 상온에서 액체 상태로 저장 가능한  $N_2O$ 를 산화제로 선정하였다.

Table 1. Requirements of rocket motor.

Fuel/Oxidizer	PE/ $N_2O$
Required Thrust	30 kgf
Initial Chamber Pressure	300 psi
Oxidizer Tank Pressure	50 bar
Initial Mixture Ratio	9
Density of Fuel Grain	950 kg/m <sup>3</sup>
Number of Grain Port	1
Number of Injector Orifice	4
Discharge Coefficient	0.7
Burn Time	1.5 sec
Limited Envelope Diameter	44 mm

### 노즐 설계

노즐 형상 설계에 필요한 추진제의 열역학적 물성치(비열비  $k$ ) 및 성능 변수(특성배기속도  $c^*$ , 추력계수  $C_F$ )를 계산하기 위해 Table 1의 조건에서 PEP를 이용하여 화학평형 해석을 수행하였다[3]. 요구추력( $F$ ), 연소실 압력( $P_1$ ) 및 추력계수( $C_F$ )를 통해 노즐 목 면적( $A_t$ )을 계산할 수 있다(식 (1)). 노즐 내부 유동을 단열 가역 과정을 가정하면, 식 (2)와 같이 출구면에서의 마하수( $M_e$ ) 계산이 가능하며, 출구면의 마하수로부터 노즐의 팽창비를 식(3)과 같이 계산할 수 있다.

$$A_t = \frac{F}{P_1 C_F} \quad (1)$$

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( \frac{P_1}{P_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (2)$$

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[ \frac{2}{k+1} \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (3)$$

### 그레인 설계

PEP로부터 계산된 특성배기속도와 앞서 결정된 노즐 형상을 이용하여 추진제 유량을 식 (4)와 같이 계산할 수 있다.

$$\dot{m} = \frac{P_1 A_t}{c^*} \quad (4)$$

계산된 추진제 유량은 초기 O/F 비를 통해 각각 산화제 및 연료 유량을 결정하는데 사용된다.

요구되는 연료유량을 발생시키는 그레인 형상 설계를 위해 사용된 PE/ $N_2O$  추진제의 후퇴율은 경험식인 식 (5)와 같다[4].

$$\dot{r} = 3.461 \times 10^{-5} G_o^{0.48} \quad (5)$$

연소 종료 후 확대될 포트 직경 크기를 감안하여 포트 초기 직경  $R_i$ 를 결정하였으며, 식 (6)으로부터 연료 그레인 길이( $L$ )를 계산하였다.

$$L = \frac{\dot{m}_f}{2\pi R_i \rho_f \dot{r}} \quad (6)$$

여기서  $\dot{m}_f$ ,  $\rho_f$ 는 각각 연료의 유량 및 밀도를 의미한다.

### 인젝터 설계

인젝터 오리피스를 통과하는  $N_2O$ 가 액체 상태라 가정하면, 공급되는 산화제 유량은 식 (7)과 같이 표현된다.

$$\dot{m}_o = \rho_{N_2O} A_{inj} C_d \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho_{N_2O}}} \quad (7)$$

여기서  $A_{inj}$ 는 인젝터 오리피스의 면적,  $C_d$ 는 토출계수,  $\Delta P$ 는 산화제 공급압력과 연소실의 압력차를 의미한다. 앞서 결정된 산화제 유량을 식 (7)에 적용하여 인젝터 오리피스 면적을 계산하였다.

Table 2. Results from the preliminary design process

Nozzle Throat Diameter	11.35 mm
Inside Port Diameter	26.56 mm
Grain Length	385 mm
Injector Orifice Diameter	0.96 mm

### 2.3 지상연소시험 장치 구성

지상연소시험은 최대한 실제 로켓 모터의 비행 상태와 유사한 조건에서 진행토록 하기 위해, Fig. 2와 같은 수직형 추력측정기를 이용하였다. 추력 측정 장치는 모터 설계치의 1.5배 이상의 범위를 가지는 50kgf 급 로드셀을 사용하였으며, 측정된 데이터들은 NI-DAQ 및 Labview를 통해 컴퓨터로 전송되어 저장된다(Fig. 3(a)).

실험에 앞서 Fig. 3(b)의 산화제 충전 시스템을 구성하여  $N_2O$ 를 미리 충전하였다. 산화제 탱크로 충전되는  $N_2O$ 의 양은 전자저울을 통해 확인할 수 있었으며, 적정량이 충전되면 솔레노이드 밸브를 이용해  $N_2O$  공급을 차단하였다.



Fig. 2. Vertical thrust measurement stand

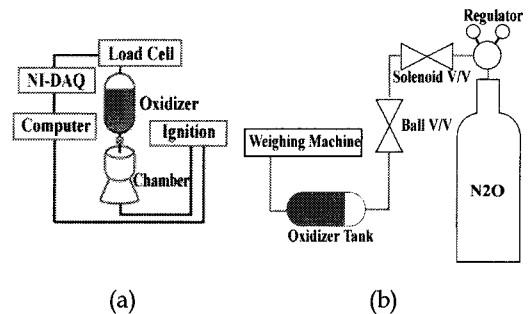


Fig. 3 Layouts for motor firing tests; (a) Thrust Measurement System, (b) Oxidizer Filling System

### 2.4 실험 결과

앞선 설계 과정을 통해 도출된 치수를 바탕으로 부품을 가공하여 지상 연소 시험을 수행하였다. 초기 2회의 실험에서 평균 추력은 설계치의 30% 정도에 불과한 것으로 확인되었다(Table 3, No. 1, 2). 공급 산화제 중량을 연소 시간으로 나누어 구한 평균 산화제 유량은 설계값의 약 80%에 불과하였으며, 이러한 부족한 산화제 유입량이 요구 추력에 도달하지 못한 원인으로 사료된다.

따라서 모터의 구조를 유지하면서 설계 치에 근접한 산화제 유량을 얻기 위해 오리피스 면적을 약 80% 증가시켰다. 증가된 오리피스로부터 수행된 시험(Table 3, No. 3, 4)에서 추력은 설계치의 약 60% 정도였고, 1, 2번 실험에 비해 2배까지 향상된 성능을 보였다. Fig. 5의 추력 곡선이 하강함을 고려할 때, 오리피스 면적 증가를 통해 평균 산화제 유량은 10% 증가하였으나, 점화 초기 산화제 유량은 보다 크게 증가하였음을 예상할 수 있었다.

Table 3. Summary of motor performances

No.	$D_o$ (mm)	$\Delta m_o$ (g)	$t_b$ (sec)	$\dot{m}_o$ (g/s)	$F_{max}$ (kgf)	$F_{avg}$ (kgf)
1	0.90	101	0.94	107	11.56	9.22
2	0.90	100	0.92	109	11.44	8.94
3	1.20	202	1.74	116	22.08	18.23
4	1.20	204	1.67	122	22.52	18.43

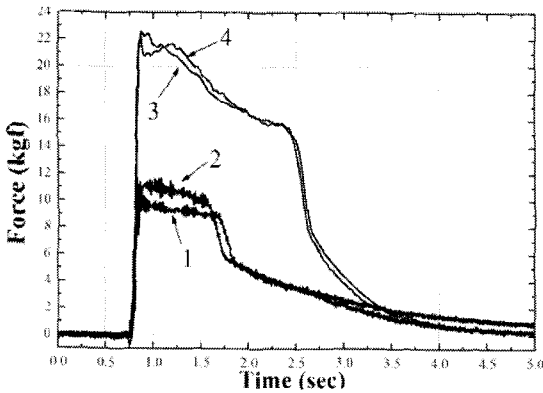


Fig. 4 Thrust curves for each case

초기 인젝터의 토출 계수를 가정하여 계산된 오리피스의 사이즈는 요구 성능을 달성하기 위해 필요한 사이즈에 비해 작게 설계되었다. 이와 같이 작은 사이즈로 설계된 오리피스는 연소실로 공급되는 산화제 유량을 감소시켜 운동량 추력을 감소시키며, 후퇴울에 영향을 주어 설계 O/F 비와 다른 범위에서 연소 조건이 형성되도록 하여, 모터 전반적으로 성능 감소의 원인이 되었으리라 판단된다.

### 2.5 발사체 실현 가능성

본 연구를 통해 개발된 모터 성능은 18kgf로, 설계치의 약 60% 정도에 미치는 성능을 보였다. 본 연구회에서 사용하는 발사체의 총 중량이 4kgf임을 감안할 때, 추력 대 중량 비(F/W)는 약 4.5:1이 될 것으로 판단되며, 이는 Purdue Univ.에서 개발한 사운드링 로켓에서 F/W가 3:1[5], Hokkaido Univ.의 CAMUI[6]에서 F/W가 6:1임을 감안할 때, 사운드링 로켓의 모터로 활용 가능한 범위에 포함됨을 확인할 수 있었다.

## 결 론

본 연구에서는 사운드링 로켓 개발을 위한 예비 단계로써 소형 하이브리드 모터를 설계, 개발하였다. 요구 성능 수행을 위해 필요한 산화제 공급이 원활히 되지 못하여 예상 추력보다 적은 추력이 발생되었다. 따라서 산화제 공급량을 향상시키기 위해 오리피스 면적을 확대하여 모터 성능을 개선하였다. 개선된 모터는 설계치의 약 60%정도인 18kgf의 추력을 가지며, 소형 로켓의 모터로 사용하기에 적합한 추력 대 중량 비를 가짐을 확인하였다.

추후 이러한 단점을 극복하기 위해 일정 산화제 유량을 연소실로 공급하는 시스템을 갖추거나, 인젝터를 통과하는 유동 특성에 대한 연구가 진행되어야 할 것으로 판단된다.

## 참 고 문 헌

1. 김종찬, 윤창진, 염효원, 조정태, 문희장, 김진곤, "하이브리드 추진 로켓의 소형발사체 적용 연구", 한국추진공학회 추계학술대회, 2005
2. 김선경, 조민경, 윤창진, 김진공, 성홍계, 문희장, "소형 하이브리드 로켓 모터 기출 설계 및 해석", 한국추진공학회 추계학술대회, 2006
3. D. R. Cruise, "Theoretical Computation of Equilibrium Composition, Thermodynamic Properties, and Performance Characteristics of Propellant Systems (PEP Code)", 1979, Naval Weapons Center, China Lake, CA, USA
4. 길성만, "하이브리드 로켓에서의 연료의 후퇴울에 관한 실험적 연구" 석사학위논문, 항공대
5. J. Tsohas, L. J. Droppers, S. D. Heister, "Sounding Rocket Technology Demonstration for Small Satellite Launch Vehicle Project", AIAA 4th Responsive Space Conference, Los Angeles, 2006
6. H. NAGATA, M. ITO, T. MAEDA, M. WATANABE, T. UEMATSU, T. TOTANI and I. KUDO, "Development of CAMUI Hybrid Rocket to Create a Market for Small Rocket Experiments", Acta Astronautica, Vol. 59, No. 1-5, pp. 253-258