

## 소형 하이브리드 로켓 모터 기초 설계 및 해석

김선경\* · 조민경\* · 윤창진\*\* · 김진곤\* · 성홍계\* · 문희장\*

### Preliminary Design and Analysis of the Small-scale Hybrid Rocket Motor

Sunkyong Kim\* · Minkyung Cho\* · Changjin Yoon\*\* · Jinkon Kim\* · Honggye Sung\* · Heejang Moon\*

#### 초 록

하이브리드 추진제는 연소 중 연료의 후퇴율 및 연소 면적의 변화로 인해 O/F비가 변화하므로 이로 인해 설계 및 해석에 어려움을 가지게 된다. 본 연구에서는 요구임무를 만족하는 하이브리드 로켓 모터에 대한 설계를 수행하였다. 하이브리드 모터의 기초 설계를 실시하고 그 결과를 이용하여, 일정한 산화제 유량이 공급된다는 가정 하에, 연소 시 연소면적변화에 따른 O/F비 변화를 고려한 하이브리드 모터의 내탄도 해석을 실시하였으며, 그 결과를 이용하여 로켓의 외탄도 해석을 실시하였다.

**Key Words:** Hybrid Rocket, Hybrid Rocket Motor, HRM, Hybrid Rocket Engine, HRE, Preliminary Design, Interior Ballistics, Exterior Ballistics, Performance Prediction, 하이브리드 로켓, 기초설계, 내탄도 해석, 외탄도 해석, 성능 예측

#### 1. 서 론

1957년 소련에서 쏘아올린 인류 최초의 인공 위성 '스푸트니크 1호'에서부터 1969년 아폴로11호의 달착륙에 이르기까지 60, 70년대의 우주산업은 강대국의 전유물로만 여겨졌었다. 하지만 현대 정보통신산업의 발달과 함께 발사체 기술의 파급효과가 군사 및 민간산업으로 확장되고, 미래의 자원으로 우주개발에 관심을 기울이게 되면서 전 세계 각국이 우주산업에 박차를 가하고 있다. 무엇보다도 상용 인공위성 사업의 성장과 함께 위성을 쏘아 올리기 위한 우주발사체 산업에 대한 관심도 높아졌다. 이는 우주발사체

산업의 가격경쟁을 가져왔으며, 이로 인해 고가 이면서도 위험도가 큰 액체로켓을 대체할 저렴한 안전한 우주발사체에 대한 관심이 증대되게 되었다.

이와 같은 맥락에서 주목을 받게 된 하이브리드 로켓은 액체 산화제와 고체 연료를 사용하는 로켓으로 액체로켓에 비해 그 구조가 간단하고 저렴하며, 추력조절 및 중단이 가능한 장점을 갖고 있다. 또 산화제와 연료가 분리되어 있어 안전하고 보관이 용이하며 친환경적인 장점을 가지고 있다. 이러한 장점들로 인해 하이브리드 로켓에 대한 관심은 점점 커질 것으로 기대되며, 많은 국가에서 하이브리드 로켓에 대한 연구와 투자를 하고 있다. 또한, 2004년에는 하이브리드 로켓 엔진을 장착한 민간우주선 SpaceShipOne이 최초의 민간우주비행에 성공하면서 우주발사체로서의 하이브리드 로켓의 가능성을 증명한 바 있다[1].

\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\* 한국항공대학교 일반대학원 항공우주 및 기계공학과  
연락처, E-mail: hjm@hau.ac.kr

하이브리드 모터는 추진제의 연소가 진행됨에 따라 후퇴율 및 연소면적의 변화로 인해 O/F 비가 변화하며, 이에 따라 로켓 모터의 성능변수 또한 변화하는 연소특성을 갖고 있다[2,3].

본 연구에서는 요구 임무에 따른 소형 하이브리드 로켓을 설계하고, 추진제 연소 시 연료 포트 직경의 변화에 따른 O/F비의 변화와 각 성능변수의 변화 및 연소실 내 압력변화를 고려한 로켓 모터의 내탄도 해석과 로켓의 운동방정식을 해석, 즉 소형 하이브리드 로켓의 외탄도 해석을 수행하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 소형 하이브리드 로켓 모터의 기초설계

하이브리드 로켓 모터를 설계하기 위해서는 로켓의 임무해석이 선결되어야 한다. 로켓의 임무해석을 위해 필요한 변수로 목표고도, 발사체의 총중량, 속도 증분, 요구추력 등이 있다. 본 연구에서는 목표고도 1.3km, 5kg의 중량으로 추력 30kgf급의 소형 하이브리드 로켓 설계를 목표로 한다.

임무해석이 끝나면 로켓의 성능 및 기타 제반 사항을 고려하여 적합한 산화제와 연료를 선정

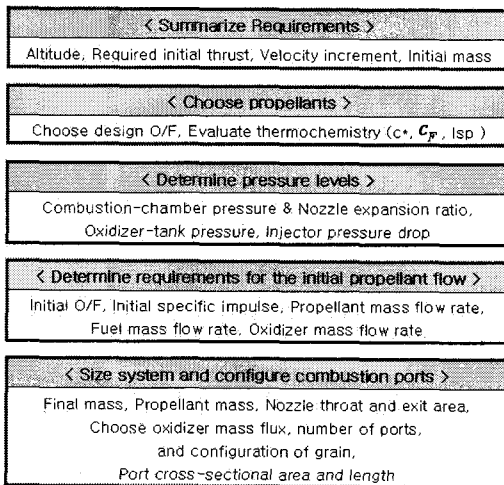


Fig. 1 Preliminary Design Process for the Small-scale Hybrid Rocket Motor

| Basic Decisions                          |                     |
|--|---------------------|
| Fuel/Oxidizer                            | PE/N <sub>2</sub> O |
| Total Mass (kg)                          | 5.0                 |
| Altitude (km)                            | 1.3                 |
| Velocity Increment (m/s)                 | 200.0               |
| Required Initial Thrust(kgf)             | 30.0                |
| Burning Time (sec)                       | 3.0                 |
| Fuel Grain Outer Diameter(mm)            | 45.0                |
| Port Configuration /Number               | Circular / 1        |
| Initial Mixture Ratio                    | 8.0                 |
| Initial Chamber Pressure (psia)          | 300.0               |
| Density of the Fuel (kg/m <sup>3</sup> ) | 950.0               |
| Oxidizer Tank Pressure (bar)             | 50.0                |

| Preliminary Design Results       |        |
|----------------------------------|--------|
| Propellant Mass Flow Rate (kg/s) | 0.1356 |
| Fuel Mass Flow Rate (kg/s)       | 0.0151 |
| Oxidizer Mass Flow Rate (kg/s)   | 0.1205 |
| Final Mass of the Vehicle (kg)   | 4.5598 |
| Propellant Mass (kg)             | 0.4402 |
| Nozzle expansion ratio           | 3.4    |
| Port Diameter (mm)               | 25.3   |
| Grain length (mm)                | 404.3  |

Table 1. Summary of the Preliminary Design for Small-scale Hybrid Rocket Motor

토록 한다. 또한, 연소실 압력, 노즐 팽창비, 산화제 탱크 압력 등의 각 압력 레벨과 초기 O/F 비를 설정함으로써 추진제 유량 및 추진제 중량을 계산하며, 연료 그레인 포트의 형상과 포트 수 및 초기 산화제 질량 유동율을 결정함으로써, 포트 면적과 연료의 길이를 계산한다.

본 연구에서는 형상이 단순한 단일 포트 원형 그레인을 선택하였으며 추진제는 PE/N<sub>2</sub>O의 조합을 사용하여 300psi의 연소실 압력을 갖는 하이브리드 모터를 Fig. 1의 절차를 통해 Table 1과 같이 설계하였다.

### 2.2 소형 하이브리드 로켓의 내탄도 해석

본 연구에서 설계된 PE/N<sub>2</sub>O 하이브리드 로켓 모터에서 후퇴율은 식 (1)을 사용하였으며[4], 후퇴율은 그 정의에 의하여 식 (2)와 같은 형태의 미분방정식으로 표현된다.

$$\dot{r} = a G_0^n = 3.461 \times 10^{-5} \times C_0^{0.48} \quad (1)$$

$$\dot{r} = \frac{1}{2} \frac{dD_p}{dt} = a \left( \frac{4\dot{m}_{ox}}{\pi} \right)^n D_p^{-2n} \quad (2)$$

Runge-Kutta 4차법을 이용하여 식 (2)를 풀면 연소 시간에 따른 포트 직경 변화 및 후퇴율 (Fig. 2), O/F 비(Fig. 3) 등을 구할 수 있다[2,3]. Figure 2를 통해 연소 시간이 진행됨에 따라 후퇴율은 감소하고, 포트 직경은 증가함을 확인할 수 있었다. 후퇴율의 감소는 연료 유량의 감소를 가져오고, 연소 면적의 증가는 연료 유량의 증가를 가져오게 하는 요인이 된다. 즉, 후퇴율의 감소와 연소 면적의 증가는 서로 가감되어 연료 유량의 증가를 가져와 일정 산화제 유량에서 Fig. 3과 같이 O/F 비는 점점 감소하게 된다[2].

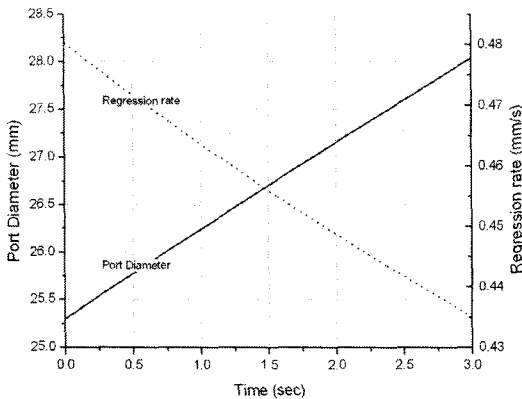


Fig. 2 The Change of Port Diameter and Regression Rate over Time

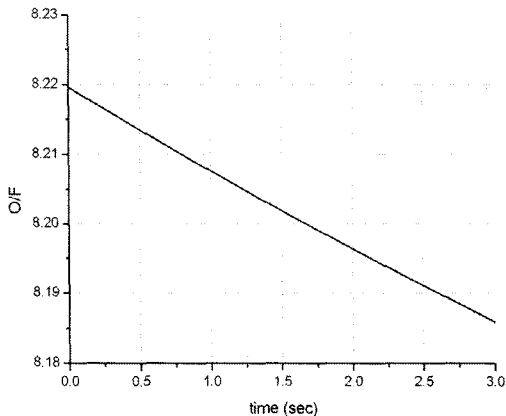


Fig. 3 The Change of O/F Ratio over Time

화학평형을 가정하여 CEA(Chemical Equilibrium with Applications) 코드[5]를 통해 연소실 온도, 비열비 등의 열역학적 물성치를 계산하였으며, 이를 이용하여 로켓 성능 변수인 특성 배기 속도, 추력계수, 비추력을 계산하였다.

$$c^* = \left\{ \frac{\gamma}{RT_c} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right\}^{-\frac{1}{2}} \quad (3)$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[ 1 - \left( \frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{(P_e - P_a) A_e}{P_c A^*} \quad (4)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{c^* C_F}{g} \quad (5)$$

모터 내부를 정상상태로 가정하면 연소실 내 압력은 연속방정식으로부터 식 (6)과 같은 형태로 표현되며[3], 이는 식 (7)을 통해 추력을 계산할 수 있다.

$$P_c = \frac{c^*}{A_t} (\dot{m}_{ox} + \rho_f \dot{r} A_b) \quad (6)$$

$$F = \lambda C_F P_c A_t \quad (7)$$

앞서 소개된 절차를 통해 계산된 모터의 성능 검증을 실시하도록 한다. Figure 4는 연소 시간에 따른 모터 추력 변화를 예측한 결과이며, 초기 요구 추력인 30kgf의 결과임을 확인할 수 있었다.

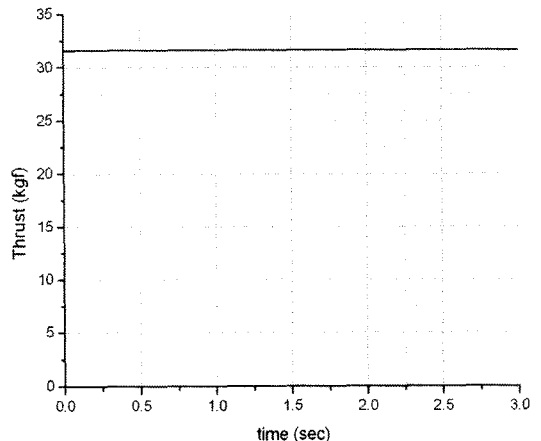


Fig. 4 A Typical Thrust-time curve

### 2.3 소형 하이브리드 로켓의 외탄도 해석

로켓이 비행 중에 작용받는 힘을 모터로부터 발생하는 추력( $\vec{F}_{thrust}$ )과 비행체의 중량( $\vec{W}$ ), 공기저항에 의한 항력( $\vec{D}$ )으로 단순화하여 뉴턴 제 2법칙을 이용하여 로켓의 비행 해석을 수행하였다. 로켓의 비행은 추력이 발생하는 동력 비행 구간과 연소 종료 후 관성 비행 구간으로 구분되며, 각 구간별 로켓에 작용하는 힘을 고려한 운동방정식은 식 (8), (9)와 같이 표현된다.

동력 비행 구간 :

$$\sum \vec{F} = \vec{F}_{thrust} + \vec{D} + \vec{W} = \frac{d}{dt}(m\vec{V}) \quad (8)$$

관성 비행 구간 :

$$\sum \vec{F} = \vec{D} + \vec{W} = m_{inert} \frac{d\vec{V}}{dt} \quad (9)$$

운동방정식 (8)과 (9)는 Runge-Kutta 4차법을 이용하여 해석 후, 2.1절을 통해 기초 설계한 모터를 장착한 로켓의 2차원 운동을 예측할 수 있었다. 항력계수를 0.29, 공기 밀도를  $1.23 \text{ kg/m}^3$ , 발사각을  $10^\circ$ 로 가정하였으며, 주위로부터 바람이 불지 않는 상태로 가정되었다. 비행해석결과, 항력을 고려하지 않을 경우 로켓이 도달할 수 있는 최고고도는 약 1500m이며 항력을 고려할 경우 약 1300m까지 도달할 수 있으며 이는 초기에 설정한 목표고도와 일치함을 확인할 수 있다. 또한, 자유 낙하 시 발사지점으로부터 반경 1km 이내에 로켓이 낙하함을 예측할 수 있었으며, 이는 로켓의 회수에 있어서 유용한 정보를 제공할

것으로 기대된다.

### 3. 결 론

본 연구에서는 PE/N<sub>2</sub>O 하이브리드 로켓 모터의 기초 설계 후, 모터 성능 해석코드를 개발하고 설계 모터가 장착된 로켓의 비행해석을 통해 요구 임무 달성이 가능한지를 판단하였다. 기존 대다수의 로켓 동호인들은 로켓 제작 시 목표고도를 설정하여 그에 맞는 모터를 설계하고자 하므로, 이와 같은 설계기법은 이러한 목적에 맞는 로켓 모터를 설계하는데 있어서 보다 유용할 것으로 판단된다. 추후 실제 PE/N<sub>2</sub>O 로켓 모터의 성능 시험을 통해 설계 결과를 검증하고, 요구 임무 달성을 위한 성능 시험 및 성능 개선에 대해 연구할 계획이다.

### 참 고 문 헌

1. Annual Highlights in Hybrid Rocket Technical Committee, AIAA, 2004, [http://www.aiaa.org/pdf/inside/04\\_TC\\_Highlights/aiaa-hr.pdf](http://www.aiaa.org/pdf/inside/04_TC_Highlights/aiaa-hr.pdf),
2. 윤창진, 송나영, 유우준, 문희장, 김진곤, 성홍계, "PE-GOX 하이브리드 모터의 연소특성 및 성능예측 기법: Part 1, 연소특성", 한국추진공학회 추계학술대회, 2006
3. 윤창진, 송나영, 유우준, 문희장, 김진곤, 성홍계, "PE-GOX 하이브리드 모터의 연소특성 및 성능예측 기법: Part 2, 성능예측", 한국추진공학회 추계학술대회, 2006
4. 길성만 "하이브리드 로켓에서의 연료의 후퇴율에 관한 실험적 연구" 석사학위논문, 항공대
5. Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications." NASA Reference Publication 1311, 1994.
6. Humble, R. W., "Spece Propulsion Analysis and Design", McGrawHill, 1995

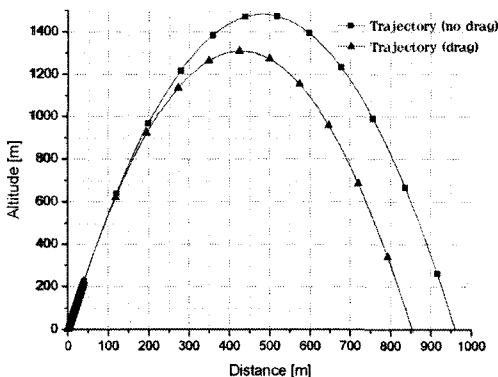


Fig. 5 Calculation of the Trajectories of the Small-scale Hybrid Motor