

소형 고체 로켓에 대한 개념 설계

박정한* · 김은주* · 김형준** · 박건태*** · 이창진****

Conceptual Design of Small Scale Rocket

Junghan Kwak* · Eenju Kim* · Hyungjun Kim** · Guntae Park*** · Changjin Lee****

초 록

본 보고서는 소형 로켓 제작에 앞서 행해지는 설계 단계를 기술하였다. 각 요구 조건에 맞춰 사용될 어질 추력, 추진제 특성, mass distribution, 동체 형상 설계, Motor 설계에 대해 다뤘다. 로켓 설계에 있어서 가장 중요한 추진제 선정과 노즐형상 설계를 중점적으로 다루었으며, 차후 본 과정에 의하여 소형로켓을 제작하겠다.

Key Words: Small Scale Rocket(소형로켓), Rocket Design(로켓설계), thrust(추력), Propellant(추진제), Grain Design(그레인설계), Burning Rate(연소율)

1. 서 론

우리는 특수한 목적을 가지고 로켓을 발사한다. 인공위성을 탑재해 우주공간으로 보내기도 하고, 우주왕복선을 우주공간으로 보내기도 한다. 우리가 제작 하고자 하는 소형로켓은 대기의 기상 상태 등을 측정하기 위해 사용할 수 있지만 주로 로켓에 대한 개념이해를 위해 제작되어진다. 각 상황의 요구 조건에 맞게 우리는 로켓을 설계하게 되고 그 성능을 결정하게 된다. 로켓을 디자인 할 때 고려할 점들과 결정되는 값들에 대해 알아보기로 한다. 본문에서는 5kg의 로켓을 고도 3km까지 도달하는 것을 목표로 하겠다.

2. 로켓의 요구 사항

2.1 요구사항

요구사항에는 고도, payload mass, 추진제의 종류 및 특성, 추력 등이 있을 수 있다. 관측로켓의 경우에는 일정한 고도까지 올라가야 하고, 인공위성을 포함한 로켓은 payload mass에 대한 요구조건을 만족 시켜야 한다. 하지만 소형로켓의 경우 일정 고도에 도달함을 목적으로 하며 그 목적달성을 위한 설계과정을 알아보도록 하겠다.

3. 요구 사항에 따른 설계

3.1 적당한 추력을 얻기 위한 설계

추력(thrust)은 로켓의 힘을 나타내며 평균추진제 유속율과 로켓 엔진 배기의 유출 속도의 곱으로 표현한다.

* 건국대학교 기계항공공학부

** 건국대학교 기계공학부

,* 건국대학교 우주항공정보시스템공학과

연락처, E-mail: cjlee@konkuk.ac.kr

$$F = \dot{m}u_e$$

이것은 추진제의 양적인 성능만 측정 가능하므로 추진제의 성능을 비교하기 위해서는 추진제 단위 질량 당 낼 수 있는 추력을 표현하는 비추력(Specific Impulse: I_{sp})을 사용한다.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_e} = \frac{u_{eq}}{g_e}$$

로켓은 노즐을 사용함으로써 추진제의 분출 속도를 높일 수 있다. 노즐의 효과 없이 연소실의 형상과 추진제의 효과만으로 낼 수 있는 분출 속도가

$$C^* = \frac{P_0 \cdot A_t}{\dot{m}} = \sqrt{\frac{1}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \cdot \frac{\bar{R}T_u}{M}$$

실제 노즐의 효과를 더해서 얻어지는 추력은

$$F = C^* \cdot C_F \quad \left(C_F = \frac{F}{P_0 \cdot A_t}\right)$$

이다.

3.2 추진제의 선정

소형로켓에는 고체 추진제가 사용되므로 그에 대한 종류에는 질산칼륨/수크로우스(Potassium Nitrate/Sucrose), 질산칼륨/솔비톨(Potassium Nitrate/Sorbitol), 질산칼륨/우산당(potassium Nitrate/Dextrose), 아연/유황(Zinc/Sulphur), 흑색화약(Black powder), 질산암모늄/우레탄(Ammonium nitrate/Urethane, Ammonium)이 있다.

질산칼륨/솔비톨(Potassium Nitrate/Sorbitol)은 제작이 용이하고, 가격이 저렴하며, 보관의 용이성을 갖추었기에 선정된 후 질산칼륨/솔비톨(Potassium Nitrate/Sorbitol)에 평형 반응을 가정하여 PEP(Propellant Evaluation Program)를 이용하여 추진제를 제작한다.

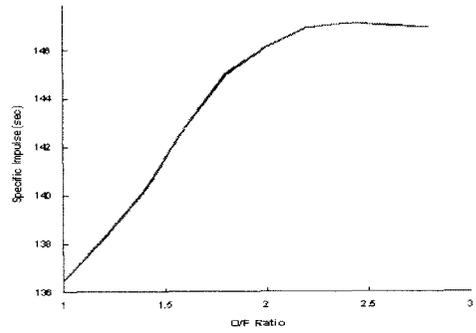


Fig 2. O/F ratio

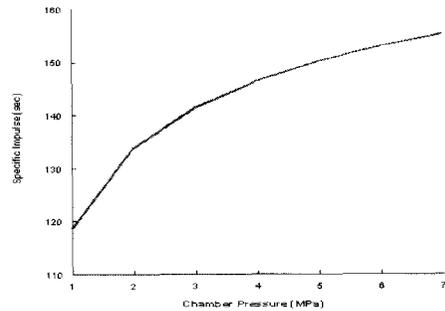


Fig 3. chamber press

Table 1. 추진제의 연소율

KN-Sorbitol		
Pressure range	a	n
Mpa	mm/sec, (Mpa)	
0.103 ~ 0.807	10.71	0.625
0.807 ~ 1.50	8.763	-0.314
1.50 ~ 3.79	7.852	-0.013
3.79 ~ 7.03	3.907	0.535
7.03 ~ 10.67	9.653	0.064

일정한 추력을 얻기 위해서는 노즐의 출구속도에 대해 정의 할 필요가 있겠다. 이는 추진제의 연소율과 노즐의 입구 면적에 의해 결정된다.

노즐의 출구 속도는

$$M_e \equiv \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \cdot \left(\frac{P_0}{P_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}$$

이다. 그리고 추진제의 연소율은

$$\dot{r} = a \cdot P_0^n$$

이고 평균 추진제 유속율은

$$\dot{m} = \frac{M_p}{t_b}$$

이며, 노즐 입구면적은

$$A_t = \frac{m \sqrt{RT_0}}{P_0} \cdot \sqrt{\frac{1}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

이다.

Dp(Port diameter)를 2×D*설정(nozzle throat diameter)

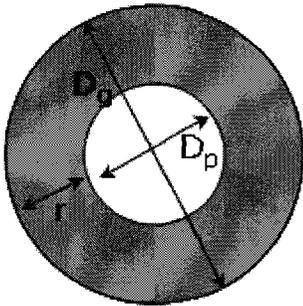


Fig 1. Grain shape

로 설정한다면

$$D_g = D_p + 2 \times r$$

r(노즐벽 두께) = burn rate(추진제 연소율) × burn time(연소 시간)

이 된다. 따라서 Thrust Chamber Length는

$$L_p = \frac{M_p}{\pi \cdot \rho \left(\frac{D_g^2 - D_p^2}{4} \right)}$$

이다.

3.3 Mass

초기 발사 전 로켓의 무게는 탑재중량과 추진제, 구조물의 합이 된다.

Initial Rocket mass = Payload mass (M_L)
+ Propellant mass (M_P)
+ Structure mass (M_S)

Propellant mass (M_P)

$$M_P = \frac{M_L \cdot (e^k - 1) \cdot (1 - \epsilon)}{1 - \epsilon \cdot e^k} \quad \left(k = \frac{\Delta V}{I_{SP} \cdot g_e} \right)$$

Structure mass (M_S)

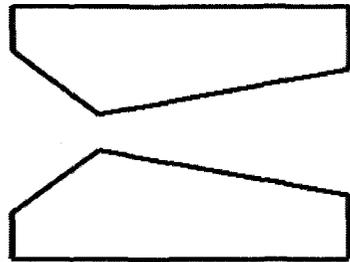
$$M_S = \frac{\epsilon}{1 - \epsilon}$$

$$\left(\epsilon = \frac{M_S}{M_P + M_S} = \frac{M_b - M_L}{M_0 - M_L} \right)$$

4. 동체 형상 설계

추진제 grain의 직경에 맞춰 적당히 동체 직경을 선정하여 로켓 세장비는 15~20:1 비율로 동체 길이를 정한다. 저항을 최소화하기 위해 노즐의 형상을 정하며, Vcp를 사용하여 CG와 CP를 맞춘다.

5. Motor 설계



Nozzle throat area

$$A^* = \frac{\dot{m} \sqrt{RT_0}}{P_0} \cdot \sqrt{\frac{1}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

$$C^* = \frac{P_0 \cdot A^*}{\dot{m}} \quad \left(A^* = \frac{C^* \cdot \dot{m}}{P_0} \right)$$

Nozzle Expansion ratio

$$\frac{A_e}{A_*} = \frac{1}{M_e} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

6. 결 론

위와 같은 일련의 과정을 통하여 소형로켓을 설계할 수 있다. 하지만 위의 과정은 이론적 고찰일 뿐 실험적 고찰이 배제 되었으며 추력 테스트나 추진제의 성능 실험을 통하여 위 과정을 좀 더 실제모델에 적합하게 설계 할 수 있겠다.

앞으로의 과정은 그러한 실험 데이터를 통하여 요구조건을 만족시키는 로켓을 직접 제작하는 것이다.

참 고 문 헌

1. Ronald. R. Humble, "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw Hill. Inc, pp.111~113,715~726, 1995.
2. Phip. G. Hill, "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion", Addison Wisley, pp470~479, 515~513.