

Hybrid Rocket 설계

충남대학교 김 유

1. 서 론

Hybrid Rocket은 추진제로 액체, 기체 및 고체를 혼용하여 사용하는 것이나 현재 연구되고 있는 것은 산화제는 액체 산소, 연료는 고체추진제의 성분중 Binder만을 이용하는 것이다. 이러한 시스템은 액체로켓의 복잡한 구조를 반으로 줄임으로서 신뢰도를 증가시킬 수 있고 폭발물처럼 다루어져야 고체로켓에 비하여 저장성이 안전하기 때문에 생산비가 저렴하게 된다. 또한 고체로켓에서 불가능한 재점화 및 추력변화가 가능한 장점을 가지고 있다.

현대사회는 점차 정보산업이 주도하여 나가고 있고, 정보의 전달수단으로 인공위성에 많이 의존하는 경향이 있다. 따라서 위성을 보다 경제적으로 궤도에 운반할 수 있는 로켓의 개발에 많은 연구가 진행되고 있다. 이에 대한 실질적인 대안으로 미국을 비롯한 선진국에서는 hybrid rocket이 미래의 우주 운반수단으로 각광을 받고 있으며 현재 거의 실용 단계에 도달하여 있다. 그러나 우리나라의 경우에는 방위산업과 관련하여 고체로켓에 대한 연구는 상당히 진척이 되어 있으나 액체, 특히 hybrid rocket에 대한 연구는 거의 없는 것으로 알고 있다. 이러한 상황에서 앞으로 있을 Hybrid Rocket에 관한 연구수행에 도움을 주고자 설계 절차 및 관련이론을 간단하게 정리하고자 한다.

2. 이론적 고찰

Hybrid Rocket 설계시 regression rate는 연료 유동을 생성에 필요한 연소면적과 설계시간 동안 연소될 수 있도록 추진제 두께를 결정하는 중요한 변수이며, 이를 해석적인 방법으로 구하고 실험을 통하여 수정을 하고 있다. regression rate에 대한 이론적 해석은 연료표면의 제한체적에서 표면으로 전달되는 열은 가스화된 연료에 의해서 전달되는 열과 같다는 에너지 균형관계인 식(1)로부터 구할 수 있다.

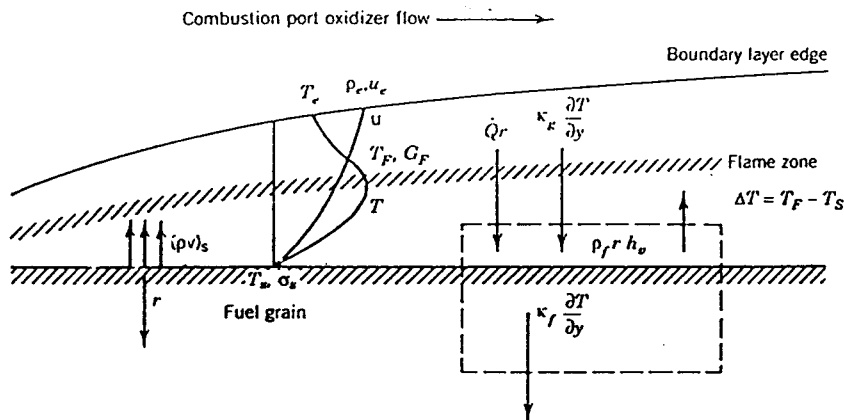


Fig.1 Energy balance at fuel grain surface

$$h\Delta T + \epsilon_F T^4 = k_f \frac{\partial T}{\partial y} + \rho_f r h_v + \sigma_s T_s^4 \quad \text{----- (1)}$$

에너지 균형식(1)에서 복사 열전달과 fuel grain내의 전도를 무시하면 식(2)와 같다.

$$\dot{Q}_s = h\Delta T = \rho_f r h_v \quad \text{----- (2)}$$

Stanton수 $C_h = \frac{h}{\rho_e u_e C_p}$ 인 정의와 식(2)의 좌변의 식에 의해서

$$C_h = \frac{\dot{Q}_s}{\Delta h \rho_e u_e} \quad \text{-----} \quad (3)$$

Reynold analogy에 의해서

$$C_h = \frac{C_f}{2} Pr^{-2/3} \quad \text{-----} \quad (4)$$

\dot{Q}_s 는 식(3)과 식(4)에 의해서 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\dot{Q}_s = \frac{C_f}{2} Pr^{-2/3} \Delta h \rho_e u_e \quad \text{-----} \quad (5)$$

따라서 식(2)의 우변과 식(5)에 의해서

$$\dot{r} = \frac{C_f}{2} \frac{\Delta T}{h_v} \frac{\rho_e u_e}{\rho_f} Pr^{-2/3} \quad \text{-----} \quad (6)$$

한편, 경계층 이론으로 부터 표면마찰계수는 Re 가 $5 \times 10^5 \sim 1 \times 10^7$ 범위에서

$$\frac{C_f}{C_{f0}} = 1.27 B^{-0.77} \quad \text{-----} \quad (7)$$

여기서 $C_{f0} = 0.0296 Re_x^{-0.2}$ $B = \frac{(\rho v)_s}{\rho_e u_e (C_f/2)}$ 이고, $G = \rho_e u_e$ 라하면 침투율에 관

한 이론적인 식을 결국 식(6)과 식(7)에 의해서 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\dot{r} = 0.036 \frac{G^{0.8}}{\rho_f} \left(\frac{\mu}{x}\right)^{0.2} B^{0.23} \quad \text{-----} \quad (8)$$

식(8)은 x , B , ρ_f , μ 를 실험상수 a 로 표현하면 식(9)로 나타낼수 있으며 상수 a, n 은 실험을 통하여 결정되어진다.

$$\dot{r} = a G^n \quad \text{-----} \quad (9)$$

또한 식(9)은 복사열전달, 압력, Grain 길이의 영향을 고려할 수 있는 다음과 같은 모델로

수정되어 사용된다.

$$\begin{aligned}
 \dot{r} &= aG_0^n \\
 \dot{r} &= aG_0^n P^m \\
 \dot{r} &= aG_0^n L^m (1 - e^{-P/P_{cr}}) \\
 \dot{r} &= aG_0^n L^m (1 - e^{-D/D_{cr}})(1 - e^{-P/P_{cr}})
 \end{aligned} \tag{10}$$

Academic
 이공학부 3:523292 이
 Open Access Repository 이
 연구

3. 엔진 설계

로켓의 설계는 사용목적에 따라 먼저 설계 사양이 언급되고, 이러한 목적을 수행할 수 있는 로켓은 아래와 같은 절차를 통하여 설계가 진행된다.

3.1 설계절차

설계 사양

설계사양은 사용목적에 따라 아래와 같은 조건등이 언급되어야한다.

- a. 추력-시간 계획
- b. 연소실압력
- c. 추진제선정
- d. 추진기관이 부착될 비행체의 크기

특성속도(C^*) 대 혼합비(r)선도 결정

실험을 통하여 구하거나 일반적으로 널리 사용되고 있는 연소 code를 이용하여 혼합비에 따른 추진제의 특성속도 변화곡선을 구하고 이를 이용하여 최대의 특성속도를 나타내는 혼합비를 선정하고 이때의 특성속도와 비추력(I_{sp})을 구한다.

질량유동을 계산

총 질량유동은 설계추력과 최적의 혼합비 조건에서 구한 I_{sp} 를 이용하여 구하고, 산화제 질량유동 및 연료질량유동은 혼합비와 총질량유동으로부터 다음과 같이 계산된다.

$$\dot{m} = \frac{\text{Thrust}}{I_{sp}}, \quad \dot{m}_f = \frac{1}{1+r} \dot{m}, \quad \dot{m}_o = \frac{r}{1+r} \dot{m} \tag{11}$$

(\dot{m} : 총 질량유동, \dot{m}_f : 연료 질량유동, \dot{m}_o : 산화제 질량유동)

인젝터 설계

산화제유량을 공급하기위한 오리피스의 총면적및 단일 오리피스의 직경은 다음과 같이 구할 수 있다. 압력강하량은 일반적으로 연소실압력의 15-20%정도로 사용되고 있고, 유량계수는 사용 압력강하 범위에서 실험을 통하여 구한다.

$$A_o = \frac{\dot{m}_o}{C_{do}\sqrt{2\rho_o\Delta P_o}} \quad , \quad d_o = \frac{D_o}{\sqrt{N}} \quad \text{-----} \quad (12)$$

연료 Grain 설계

a. Regression rate 결정

사용추진제 및 Grain형상등을 고려하여 적합한 수학적 모델을 선정하고 실험을 통하여 결정한다. 다음 사항은 실험결과이며 모델선정시 고려해야할 사항이다.

- * nonmetalized 연료인 경우는 복사의 영향이 거의 나타나지 않는다.
- * 추진제의 길이/직경비가 40이하에서는 축방향 길이에 따른 영향이 거의 나타나지 않는다.
- * 연소실압력 약 150psi이상에서는 압력의 영향을 거의 받지 않는 것으로 보고되었다.

b. Grain 치수 결정

regression rate를 사용하여 시간 변화에 따른 Grain형상의 치수변화를 지배하는 관계식을 구하고, 연소시간(t_b)과 추진제의 외부반경(R_f)사용하여 Grain 단면의 초기 내부 치수와 Web 두께(D_b)를 결정한다.

요구되는 연료의 질량을 생성하기위해 필요한 grain의 길이는 Grain의 초기 내부 치수 및 초기 regression rate를 이용하여 다음과 같이 구해진다.

$$\dot{m}_f = \rho_f \dot{r}_i A_b \quad , \quad A_b = A_p L$$

$$L = \frac{\dot{m}_f}{\rho_f \dot{r}_i A_p} \quad \text{-----} \quad (13)$$

여기서 A_p : Port 단면적

ρ_f : 연료 밀도

\dot{r}_i : 초기 regression rate

3.2 설계예

1-port 원통형 Grain을 사용하는 하이브리드 로켓의 설계를 하고자하며, 위에서 언급한 일반적인 설계절차에 따라 설계를 수행하였다.

설계 사양

- * 추력(F) : 100(lbr)
- * 연소시간(t_b) : 50(sec)
- * 연소실압력(P_c) : 300(psia)
- * 추진제 : 산화제 = 액체산소
연료 = HTPB
- * 추진제의 외부반경(R_r) : 2.0(in)

특성속도(C^*) 대 혼합비(r)선도 결정

그림.1은 일반적으로 널리 사용되고 있는 연소 code인 CEC를 이용하여 혼합비에 따른 추진제의 특성속도 변화곡선을 나타내고 있으며, 이를 이용하여 최대의 특성속도를 나타내는 혼합비, 비추력, 혼합가스의 물성치를 구하였고 그 결과는 표.1과 같다.

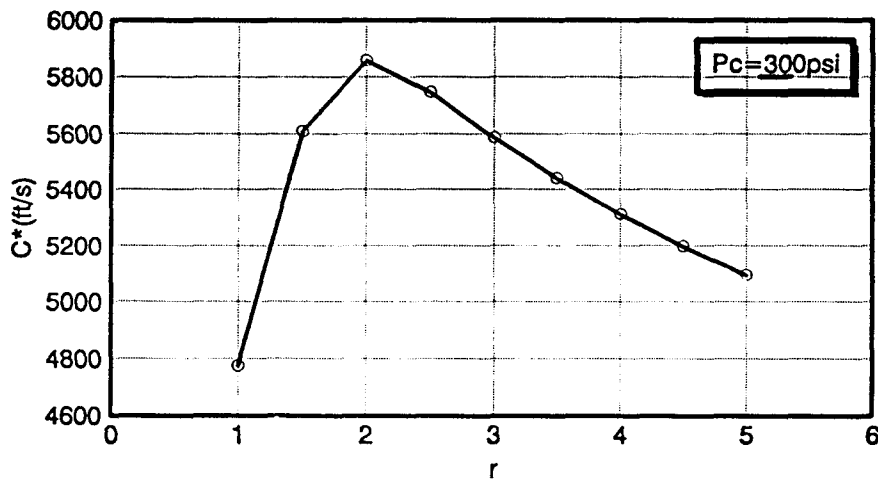


Fig.2 The curve of characteristic velocity to mixture ratio(r)

Table.1 The values obtained from CEC code for LOX/HTPB

Specific heat ratio(γ)	1.196
Characteristic velocity(C^*)	5858(ft/s)
Specific impulse(Isp)	259(sec)

질량유동을 계산

Isp와 혼합비를 이용하여 추력에 필요한 총질량유동을 및 산화제, 연료 질량유동을 계산한다.

$$\dot{m} = \frac{100}{259} = 0.386 \text{ (lb/s)}$$

$$\dot{m}_f = \frac{1}{1+2} 0.386 = 0.129 \text{ (lb/s)}$$

$$\dot{m}_o = \frac{2}{1+2} 0.386 = 0.257 \text{ (lb/s)}$$

인젝터 설계

총면적 및 단일 오리피스의 직경을 구하기 위해 필요한 유량계수 및 압력강하는 액체로켓에서 일반적으로 사용되고 있는 값들 중에서 선정하였다.

$$A_o = \frac{0.257}{0.65\sqrt{2} * 0.041 * 60 * 32.2 * 12} = 0.0091 \text{ (in}^2\text{)}$$

$$d_o = 0.107 \text{ (in)}$$

노즐 설계

CEC code로 부터 얻어진 혼합가스의 물성치를 이용하여 아래의 이론식으로 부터 계산한다.

a. 추력계수

노즐의 성능을 나타내는 추력계수는 노즐의 최적조건인 $P_c = P_a$ 인 관계를 이용하여 계산한다.

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

$$= 1.413$$

b. 노즐목 면적

추력의 손실은 없다고 가정하여 보정 계수는 1로 하였다.

$$A_t = \frac{F}{P_c A_t} = \frac{100}{1.413 * 300} = 0.236 \text{ (in}^2\text{)}$$

$$R_t = 0.274 \text{ (in)}$$

c. 노즐팽창비

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_c}{P_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}}}{\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_c}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}} \\ &= 3.698 \end{aligned}$$

d. 노즐확산길이

노즐확산반각은 일반적으로 사용되는 15도로 하였고, 노즐목부분은 곡면처리를 하지 않은 상태에 대하여 계산하였다.

$$L_n = \frac{0.274(\sqrt{3.698}-1)}{\tan(15)} = 0.944(\text{in})$$

연료 Grain 설계

a. Regression rate 결정

본 설계에서는 문헌을 참고하여 가스산소와 HTPB를 추진제로 사용할 경우의 실험식을 인용하고자 한다.

$$\dot{r} = 0.104G_o^{0.681}, \quad (a=0.104, n=0.681)$$

b. Grain 치수 결정

시간따른 추진제 반경은 regression rate를 시간에 관하여 적분하여 다음과 같이 표현할 수 있고

$$R(t) = \left[a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi} \right)^n t + R_i^{(2n+1)} \right]^{\frac{1}{2n+1}}$$

설계조건으로 부터 주어지는 추진제의 외부반경($R_f=2.13\text{in}$)과 연소시간($t_b=50\text{s}$)을 이용하여 위의 관계식으로 부터 추진제의 초기 반경은 아래와 같이 표현되고, 이를 사용하여 계산한다.

$$\begin{aligned} R_i &= \left[R_f^{(2n+1)} - a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi} \right)^n t_b \right]^{\frac{1}{2n+1}} \\ &= 1.572(\text{in}) \end{aligned}$$

또한 Web두께(D_b)는 외부반경(R_f)과 초기반경(R_i)을 이용하여 다음과 같이 계산한다.

$$\begin{aligned} D_b &= R_f - R_i \\ &= 0.428(\text{in}) \end{aligned}$$

요구되는 연료의 질량을 생성하기 위해 필요한 grain의 길이는 초기 반경 및 초기 regression rate를 이용하여 다음과 같이 구해진다.

$$\begin{aligned} \dot{m}_f &= \rho_f \dot{r}_i A_b, \quad A_b = 2\pi R_i L \\ L &= \frac{0.135}{0.033 * 0.01 * 2 * \pi * 1.572} \\ &= 41.43(\text{in}) \end{aligned}$$

설계된 엔진의 부품도 및 조립도는 다음과 같다.

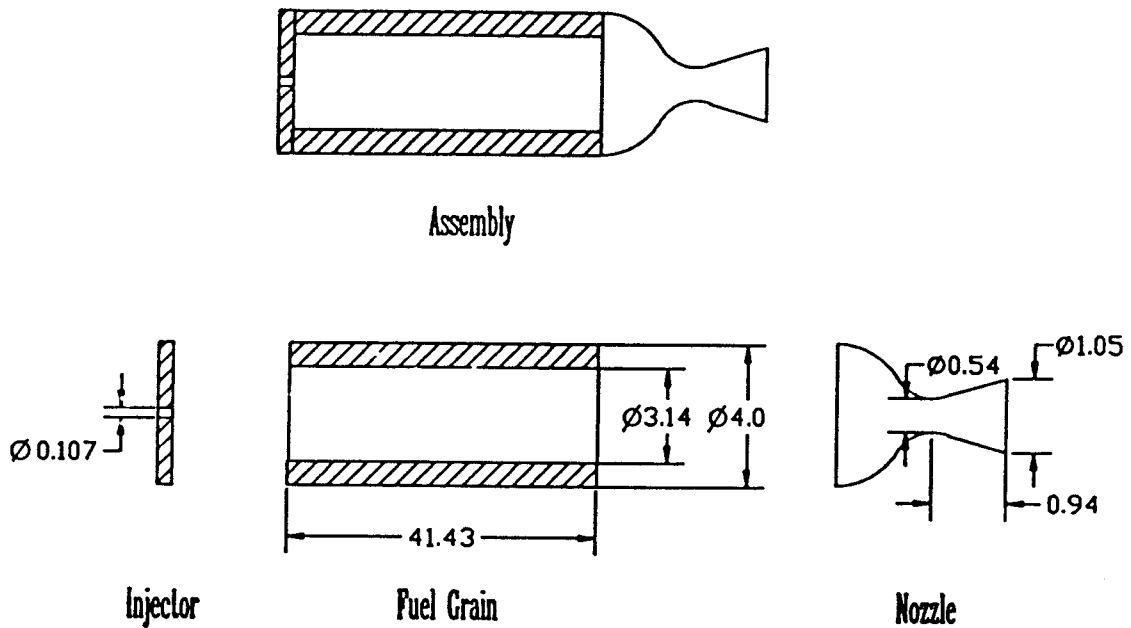


Fig.3 The designed configuration of engine