

GO₂/HTPB를 사용하는 Hybrid Rocket의 추진제 침투율에 관한 실험적 연구

김선진* · 한재섭* · 김 유* · 지평삼* · 조 석**

An Experimental Study on the Regression Rate of the Hybrid Rocket with GO₂/HTPB Propellant Combination

S.J. Kim*, J.S. Han*, Y. Kim*, P.S. Ji* and S. Cho**

ABSTRACT

To investigate the effect of the oxidizer mass flow rate on the fuel regression rate of the hybrid rocket, a laboratory size rocket was designed and ground fire test were carried out. Oxidizer was gaseous oxygen and HTPB was used as a fuel.

Following correlation was obtained from the experiment.

$$\dot{r} = 0.183G_o^{0.605}$$

초 록

본 연구에서는 HTPB를 연료로, 그리고 기체산소를 산화제로 사용하는 실험실용 hybrid rocket 을 설계, 제작하여 지상연소실험을 수행함으로써, 산화제 유동율이 연료 grain 침투율에 미치는 영향을 실험적으로 규명하였다.

실험 범위내에서 다음과 같은 결론을 얻었다.

$$\dot{r} = 0.183G_o^{0.605}$$

기호설명

\dot{r} : Regression rate(in/s)

G_o : Oxidizer mass velocity(lb_m/in²-sec)

I_{SP} : Specific impulse(sec)

St : Stanton number($h/(\rho C_p u)$)

\dot{m}_o : Oxidizer mass flow rate(lb_m/s)

- \dot{m}_f : Fuel mass flow rate(lbm/s)
 A_b : Burning surface area of fuel grain(in²)
 C_{fr} : Skin friction coefficient with blowing
 C_{fo} : Skin friction coefficient with blowing
 h_v : Fuel heat of vaporization(Btu/lbm)
 A_p : Combustion port cross section area or fuel grain port area(in²)
 Δh_{en} : Enthalpy difference between the flame zone and the fuel surface(Btu/lbm)

I. 서 론

Hybrid rocket은 고체추진제와 액체추진제를 동시에 사용하는 시스템으로, 일반적으로 그림 1과 같이 액체 상태의 산화제와 고체상태의 연료가 추진제로 사용된다.

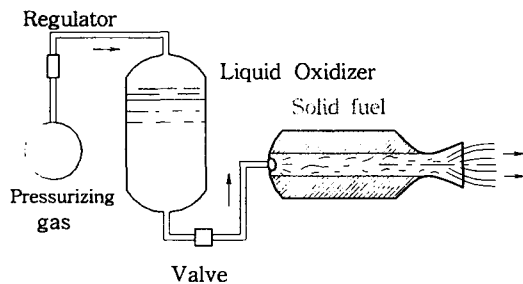


Fig. 1 Schematic of Hybrid Rocket Motor

인젝터를 통해 연소실에 공급된 산화제는 연소실을 형성하고 있는 고체연료 표면으로부터 기화하는 연료와 반응하여 연소가 이루어진다.

Hybrid rocket은 액체로켓이나 고체로켓에 비하여 다음과 같은 장점이 있다.

첫째, Grain은 산화제를 포함하고 있지 않기 때문에 폭발물처럼 다루어야 하는 고체로켓에 비해 취급이 용이하여 제작, 저장 및 운반이 매우 간편하다.

둘째, Hybrid rocket grain은 고무와 동일한 재질로 구성되어 있어 균열, 기공, 및 unbond가 발생할 확률이 적어 이로 인한 사고 염려가 거의 없다.

셋째, 산화제 공급을 중단하거나 이를 재개함으로써 재점화(of/off/on capability)가 간단하다. 넷째 산화제만 액체로 공급됨으로 정상적인 액체로켓에 비해 구조가 간단하다. 다섯째, 연소시 발생하는 생성물은 고체로켓에 비해 인체에 거의 무해한 성분이기 때문에 환경문제 측면에서 잠재력이 큰 추진제이다.

이러한 hybrid rocket의 특성으로 미래의 우주 발사체를 이것으로 대체하려는 연구가 미국을 중심으로 활발히 진행되고 있으며, 현재 추력 100만 파운드 규모의 대형 로켓에 대한 지상연소실험도 성공적으로 수행한 것으로 알려져 있다.

그러나 국내에서는 이에 대한 연구가 전무한 상태이며 또한 상세한 자료의 수집도 어려운 상태이다.

현재 hybrid rocket에 대한 연구는 고체 grain의 연소속도인 추진제 침투율(regression rate)에 대한 연구와 이를 바탕으로 한 로켓의 성능해석에 대한 연구의 두 가지 방향으로 추진되고 있다. 본 연구에서는 가스산소와 HTPB를 추진제 조합으로 사용하는 hybrid rocket의 추진제 침투율에 관한 연구를 수행하기 위해 실험실용 로켓을 설계·제작하여 연소실험을 수행하였다. 또한 연소실험에서 계측된 산화제 질량 유동율과 연소 전·후의 연료 grain의 무게 차이, 연소 시간등을 이용하여 변수의 변화가 침투율에 미치는 상관 관계를 비교하여 식(1)과 같이 표현되는 추진제 침투율의 계수 a, n의 값을 도출하였다.

$$\dot{r} = aG_0^n \quad (1)$$

II. 이론적 고찰

2-1 Hybrid rocket의 추진제 침투율

Hybrid Rocket에서 연료는 대류(또는 대류와 복사) 열전달에 의해서 고체표면에서 증발(가스화)되고 부분적으로 분해되어 연소실의 중심을 향하여 확산되어 감과 동시에 가스화된 산화제는 연소실의 중심선으로부터 난류 경계층 내부로 확산되어 연료와 혼합한 후 경계층 두께의 약 10%정

도의 두께 내에서 연소가 이루어진다. 이때 고체 표면의 증발율 즉 고체표면의 침투율 \dot{r} 는 경계층으로부터의 열전달에 지배된다는 사실은 침투율이 국부적인 단위 면적당 산화제 질량유동(G_o)과 밀접한 관계가 있다는 것을 의미한다. 그러므로 Hybrid rocket의 추진제 침투율은 고체추진제에 자주 사용되는 표현인 $\dot{r} = aP_c^n$ 와 같이 연소실 압력의 함수로 표현될 수 없다. Hybrid rocket에서 가장 중요한 설계변수인 침투율은 설계 연료 유동율에 필요한 연소면적과 설계시간에 요구되는 Web두께의 결정에 필수적이며, 일반적으로 고체 추진제의 연소율보다 작은 값을 나타낸다. 이러한 침투율은 아래와 같이 해석적으로 구할 수 있다.

그림 2와 같이 정상상태에서 고체표면으로 전달되는 열은 가스화된 연료에 의해서 전달되는 열과 같고, 식(2)와 같이 표현된다.

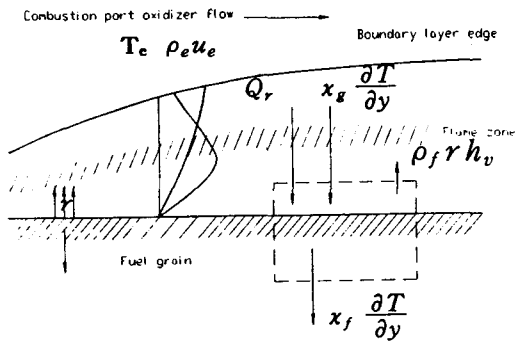


Fig. 2 Energy balance at fuel grain surface

$$\dot{Q}_w = \dot{Q}_c + \dot{Q}_f = \dot{m}_f h_v = \rho_f \dot{r} h_v \quad (2)$$

여기서 h_v 는 고체표면 온도를 주변 온도로부터 표면온도(T_s)까지 고체의 온도를 증가하기 위해 필요한 열로써 5가지 요소로 구성되어 있다. 주변을 융해점까지 높이는 데 필요한 열, 액화열, 액체를 끓는점까지 올리기 위한 열, 증발열, 증기를 표면 온도까지 올리는 데 필요한 열. \dot{Q}_w 은 전체 열전달량으로 대류열전달 (\dot{Q}_c)과 복사열전달 (\dot{Q}_r)을 포함하고 있다. 연료 grain에 금속입자가 포함되지 않은 시스템에서는 대류 열전달이 가스상의 복

사열전달에 비하여 훨씬 크기 때문에 여기에서는 복사열전달을 무시하고 난류 경계층내에서의 대류 열전달만을 고려하여 침투율에 대한 해석을 하겠다.

열전달의 대류성분 (\dot{Q}_c)은 화염구역과 표면사이의 온도차(ΔT)에 의해서 생성되는 것으로 생각할 수 있고, 이러한 가정은 "thin flame" 근사라고 불린다. 그러므로 연료표면에서 대류에 의한 열전달은 전도에 의한 열전달과 같다.

$$\dot{Q}_c = h \Delta T = k_g \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_s \quad (3)$$

Reynolds' analogy에 의해서

$$St = \frac{C_{fr}}{2} Pr^{-2/3} \quad (4)$$

Santon수는 정의에 의하여 다음과 같이 표현된다.

$$St = \frac{h}{\rho u c_p} = \frac{h \Delta T}{\rho u c_p \Delta T} = \frac{\dot{Q}_c}{\rho u \Delta h_{en}} \quad (5)$$

식(5)를 달리 표현하면

$$\dot{Q}_c = St \Delta h_{en} \rho u \quad (6)$$

식(4)와 식(6)의 관계에 의해

$$\dot{Q}_c = \frac{C_{fr}}{2} Pr^{-2/3} \Delta h_{en} \rho u \quad (7)$$

식(7)과 식(2)를 같다고 놓으면 다음의 식을 얻을 수 있다.

$$\frac{C_{fr}}{2} Pr^{-2/3} \Delta h_{en} \rho u = \rho_f \dot{r} h_v \quad (8)$$

식(8)을 다시 쓰면

$$\dot{r} = \frac{C_{fr}}{2} \frac{\Delta h_{en}}{h_v} \frac{\rho u}{\rho_f} Pr^{-2/3} \quad (9)$$

경계층 이론으로부터 표면마찰계수(without bowing, C_{fo})는 국부적 Reynold number와 다음과 같은 관계가 있다.

$$\frac{C_{fo}}{2} = 0.0296 Re_x^{-0.2}, \quad (5 \times 10^5 \leq Re_x \leq 1 \times 10^7) \quad (10)$$

표면마찰계수에 대한 blowing의 효과를 결정하기 위해 수행된 실험으로부터 다음과 같은 결과를 얻었다.

$$\frac{C_{fr}}{C_{f0}} = 1.27B^{-0.77}, (5 \leq B \leq 100) \quad (11)$$

$$B(\text{blowing coefficient}) = \frac{(\rho v)_s}{\rho u (C_{fr}/2)}$$

한편, 난류 경계층에서는 거의 $Pr = 1$ 이므로 식(9)에서

$$\frac{\Delta h_{en}}{h_v} = \frac{\rho_f \dot{r}}{\rho u (C_{fr}/2)} = B \quad (12)$$

식(11)과 식(10)으로부터($Pr=1$)

$$\begin{aligned} C_{fr} &= 1.27C_{f0}B^{-0.77} \\ &= 1.27[2 \times 0.0296Re_x^{-0.2}]B^{-0.77} \end{aligned} \quad (13)$$

식(9), 식(12), 식(13)을 이용하면 다음의 추진제 침투율에 대한 관계식이 얻어진다.

$$\dot{r} = 0.036 \frac{G^{0.8}}{\rho_f} \left(\frac{\mu}{x} \right)^{0.2} B^{0.23} \quad (14)$$

식(14)에서 알 수 있듯이 nonradiative system에 대한 침투율은 혼합추진제의 단위면적당 질량 유동을 G 에 크게 영향을 받고 축방향 위치(x)나 blowing(B)특성에 크게 영향을 받지 않은 것으로 나타난다. 또한 외관상으로는 압력의 영향을 전혀 받지 않는 것 같으나, 실험에 의하면 어떤 연료는 연소실 압력에 전혀 영향을 받지 않고 있으나, 또 다른 연료는 연소실 압력에 대한 강한 영향을 나타내고 있다. 특히, metalized hybrid fuel 에서는 압력에 대한 두드러진 영향을 보이고 있다.

하이브리드 로켓에서는 L/D (combustion port length-to-diameter)비가 증가함에 따라, 연료의 core flow로의 유입의 효과는 중요하게 되고, 제한된 port 면적에서 G 는 연료의 유입으로 인해 x 가 증가함에 따라 증가한다. 실제로, x 값의 증가에 따른 G 의 증가로 인한 효과는 $x^{-0.2}$ 영향을 보상하는 경향이 있으므로, 연소실 포트의 L/D 비가 40보다 작은 경우에는 침투율은 일정함을 유지한다.

식(14)는 공학적인 예비설계를 목적으로 x , B , ρ_f , μ 등을 하나의 변수(a)로 치환하여 다음과 같이 단순화시킬 수 있다.

$$\dot{r} = aG^n \quad (15)$$

a , n 은 추진제 조합 및 grain의 기하학적 형상 등에 따라 실험을 통하여 결정되어야 하는 상수이다. 또한 식(15)는 산화제 질량유동율의 함수로써 다음과 같이 표현되어 사용되고 있다.

$$\dot{r} = aG_o^n, \left(G_o = \frac{\dot{m}_o}{A_p} \right) \quad (16)$$

식(16)은 다른 변수의 영향을 고려하기 위해 여러 가지 다음과 같은 여러 형태로 변형되어 사용되기도 한다.

$$\dot{r} = aG_o^n P_c^m, \quad (m; 0 \sim 0.25)$$

$$\dot{r} = aG_o^n L_c^m (1 - e^{-P_c/P_{cr}}) \quad (17)$$

$$\dot{r} = aG_o^n L_c^m (1 - e^{-D/D_{cr}})(1 - e^{-P_c/P_{cr}})$$

2-2 Hybrid rocket의 동적 특성

로켓이 정상상태로 작동하게 되면 산화제 유입량과 연료의 증발된 량의 합과 노즐을 통하여 나가는 추진제 량은 일정하게 유지되며 질량보존의 법칙에 의해 제어체적을 로켓의 노즐로 하였을 때 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{W}_{in} = \dot{W}_{out} \quad (18)$$

이때 \dot{W}_{in} 은 산화제의 유입량과 연료 grain표면으로의 열전달 결과 증발된 연료량의 합으로써 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{W}_{in} = \dot{W}_o + \dot{W}_f \quad (19)$$

또한 \dot{W}_{out} 은 특성속도를 사용하여 나타낼 수 있다.

$$\dot{W}_{out} = \frac{P_c A_t g}{C^*} \quad (20)$$

식(19)와 식(20)을 식(18)에 대입하여 정리하고, 비추력의 정의를 사용하면 다음의 관계식을 얻는다.

$$F = \dot{W}I_{sp} = (\dot{W}_o + \dot{W}_f)I_{sp} \quad (21)$$

$$= (\dot{m}_o + \dot{m}_f) g I_{sp} \quad (22)$$

식(21), (22)에서 알 수 있듯이 추력의 변화는 추진체의 유동율의 변화에 비례함을 알 수 있다. 하지만 산화제의 유동율 \dot{W}_o 에는 반드시 선형적이지는 않다. 반경 R의 원형 단공 port(one-circular port geometries)에 대하여 식(15)를 적용하면 추진체의 침투율에 관한 다음의 식을 얻을 수 있다.

$$\dot{r} = aG_o^n = a\left(\frac{\dot{m}_o}{\pi R^2}\right)^n \quad (23)$$

따라서 연료의 질량 유동율은 식(23)으로 표현된다.

$$\dot{m}_f = \rho_f A_b \dot{r} = 2\pi\rho_f R L \dot{r} \quad (24)$$

여기서 A_b 는 연소실 표면적, L은 연소실 길이이다. 식(23), 식(24)으로부터 연료의 질량생성율에 대한 다음의 관계식을 얻는다.

$$\dot{m}_f = 2\pi^{1-n}\rho_f L a \dot{m}_o^n R^{1-2n} \quad (25)$$

식(25)에서 $n=0.5$ 인 경우를 살펴보면, 연료의 질량 유동율은 port의 반경에 무관하고 산화제 질량 유동율의 제곱근의 함수로서 변화하게 된다. 이러한 상황에서 산화제 유동율을 설계값의 1/2로 줄이면 연료의 유동율은 설계값의 0.707배로 줄어 전체 질량유동율 ($\dot{m}_o + \dot{m}_f$)에 의해 지배를 받는 모터의 추력은 산화제 유동의 변화에 선형적으로 변화하지 않을 것이다.

일반적으로 산화제 유동을 줄여서 추력을 감소시킬 때, 혼합비(O/F)는 줄어, 점차적으로 연료과잉상태가 된다. 어떤 경우에는 일정한 혼합비를 유지하기 위해 연료grain 후류 부분에 설치된 후연소실(Post-combustion chamber)속으로 산화제의 일부가 주입되기도 한다. 또한 원형 다공 grain에 대하여 식(23)은 다음과 같이 변형된다.

$$\dot{r} = \frac{dr}{dt} = aG_o^n = a\left(\frac{\dot{m}_o}{N\pi R^2}\right)^n \quad (26)$$

또는,

$$R^{2n} dr = a\left(\frac{\dot{m}_o}{N\pi}\right)^n dt \quad (27)$$

식(27)의 양변을 적분하면

$$\begin{aligned} \int_{R_i}^R R^{2n} dr &= a\left(\frac{\dot{m}_o}{N\pi}\right)^n \int_0^t dt \\ &= a\left(\frac{\dot{m}_o}{N\pi}\right)^n t \end{aligned} \quad (28)$$

식(28)의 좌변을 적분하여 다시 쓰면

$$\left[\frac{1}{2n+1} R^{2n+1}\right]_{R_i}^R = a\left(\frac{\dot{m}_o}{N\pi}\right)^n t \quad (29)$$

또는

$$\frac{1}{2n+1} (R^{2n+1} - R_i^{2n+1}) = a\left(\frac{\dot{m}_o}{N\pi}\right)^n t \quad (30)$$

식(30)을 R에 대해 다시 정리하면 다음과 같은 시간과 산화제 유량의 함수로써 grain port 반경을 구할 수 있다.

$$R(t) = \left[a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_o}{N\pi}\right)^n t + R_i^{2n+1} \right]^{\frac{1}{2n+1}} \quad (31)$$

식(31)을 초기 grain반경에 대해 다시 정리하면 다음과 같다.

$$R_i = \left[R(t)^{2n+1} - a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_o}{N\pi}\right)^n t \right]^{\frac{1}{2n+1}} \quad (32)$$

III. 실험장치 및 방법

3-1 로켓 모터

로켓모터는 산화제로 기체산소(GO₂), 연료로 HTPB(Hydroxyl-Terminated Polybutadiene)을 추진제로 사용하는 추력 30lbf, 연소실 압력 250psia인 Hybrid Rocket 모터를 설계 및 제작하였다. 표 1은 추진체의 물성치이고, 표 2는 연료 Grain의 설계결과로서 침투율은 $\dot{r} = aG^n$ 에서 $a = 0.104$, $n = 0.681$ 라고 가정하고 연소후의 grain 반경은 1.0 in, 연소시간을 25sec로 하였고, 식(30)을 사용하여 원형 단공(One-circular port)형태의 연료 grain을 설계하였다.

연료 grain은 연소실험후 무게 측정시의 오차를 줄이고 실험에 필요한 충분한 수의 grain을 다수 성형하기 용이하도록 KS-D-3577(SUS 304) 규

Table. 1 Physical properties of the propellants

Propellant	Molecular weight (lb/lbmol)	Density (lb _m /in ³)
Gaseous oxygen	31.999	0.4×10^{-4}
HTPB	999.097	0.033

Table. 2 Design values of fuel grain

Inner dia.	0.98 in (25.0mm)
Outer dia.	2.41 in (61.1mm)
Port area	0.75 in^2 (486.6mm ²)
Grain length	10.6 in (270mm)

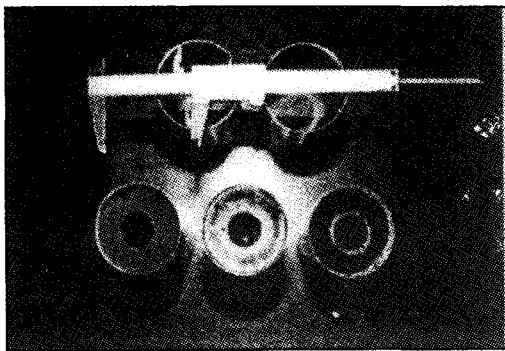


Photo. 1 Photograph of the fuel grain configuration before burning

격의 원관안에 성형한 후 motor case안에 넣어 실험하였다. Photo. 1은 성형된 연료 grain의 연소전 모습이다.

인젝터는 기체 상태의 산화제를 연소실을 이루고 있는 고체 grain내로 주입하기 위하여 원형 오리피스형태로 설계하였고, 손실을 줄이기 위하여 오리피스 입구부분을 반각을 30°로 하여 모따기를 하였다.

이상과 같이 설계된 전체 시스템의 개략도는 Fig. 3과 같다.

제작된 Gas-Solid hybrid system은 인젝터 헤드부, 인젝터, 연소실, 노즐, 예연소실 및 후 연소실로 구성되어 있으며, 노즐을 제외한 모든 부품은 Ni, Cr, Mo 합금강인 SCM-440 (JIS)을 사

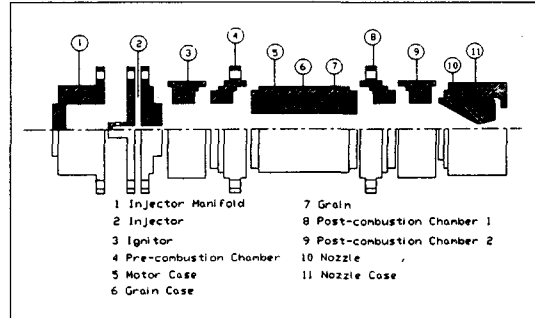


Fig. 3 Drawing of the hybrid rocket

용하여 가공하였고, 이를 열처리한 후에 사용함으로써 연소시 발생하는 고온에 견딜 수 있도록 하여 반복되는 실험에 계속 사용할 수 있게 하였고, 노즐의 재질은 흑연(Graphite)을 사용하여 고온가스에 노출됨으로써 발생하는 열응력 변형 및 삭마를 최소화 하고자 하였다.

점화는 기체산소와 기체수소를 추진제로 사용하는 소형로켓(Micro rocket)형태로 제작된 점화기를 추진기관의 예 연소실 상부에 위치하도록 하였고 점화원리는 일반 자동차의 점화장치를 이용하였다. 또한 기체산소와 기체수소를 연료 Grain의 예열원으로 사용하였다.

엔진의 구성품들은 두 개의 플랜지를 이용하여 분해·조립·교환이 가능하도록 제작되었고 각 구성품들 사이에는 고온용 O-ring을 사용하여 sealing을 함으로써 추진제 및 연소가스의 누설을 방지하였다. Photo. 2는 결합된 로켓 모터의 사진이다.

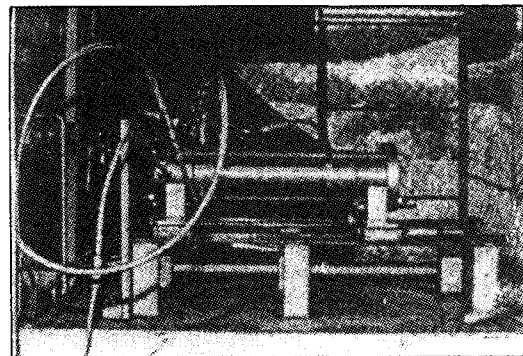


Photo. 2 Photograph of the assembled engine

3-2 연소실험 및 측정

연소실험을 보다 효과적이고 안전하게 진행하기 위하여 아래와 같이 연소실험용 순서를 작성하고, 이에 따라 실험을 수행하였고, 또한 그림 4의 순서에 의해서 시스템이 자동으로 작동되도록 하였다.

1. 압력, 추력보정
2. 솔레노이드 밸브 작동용 질소의 공급
3. 각 탱크내의 가스용량 확인 및 배관의 누수 (Leakage) 확인
4. 시스템 자동조절장치 작동
5. 공급 압력 설정
6. 각종 밸브의 이상유무 확인
7. Motor안에 grain을 넣고 연소시험대위에 고정
8. 점화기 및 배터리 연결
9. 연소실험
10. sealing의 손상여부를 확인
11. 단계 5로 돌아가서 반복 시험한다.

연소실험을 수행하면서 추력, 압력 및 유량을 측정하였고, 연소실험 전후의 연료 Grain의 무게를 측정하였다. 침투율은 연소 전·후의 grain의 무게를 측정하는 방법과 내경을 직접 측정하는 방법 등의 두 가지 방법을 병용하여 신뢰성 있는 자료를 얻도록 최대한 노력하였다. 측정된 연소 전·후의 grain의 무게 차이를 이용하여 다음과 같은 과정으로 추진체의 침투율을 계산하였다.

$$\Delta \bar{V} = \frac{\Delta m_f}{\rho_f} \tag{33}$$

이고, 체적 \bar{V} 는

$$\Delta \bar{V} = \pi(R_F^2 - R^2)L \tag{34}$$

위 식을 R_F 에 대하여 정리하고 처음 식을 대입하면 다음의 관계식을 얻을 수 있다..

$$R_F = \sqrt{\frac{\Delta m_f}{\pi L \rho_f} + R^2} \tag{35}$$

이상과 같은 방법으로 얻어진 연소후 port의 직경을 실제로 측정된 직경을 통해 확인하였으며 연소후 port 직경과 초기 직경을 이용하여 연료 grain의 침투율을 다음과 같이 구하였다.

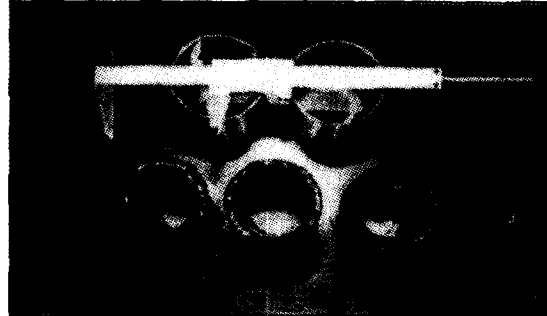


Photo. 3 Photograph of the fuel grain configuration after burning

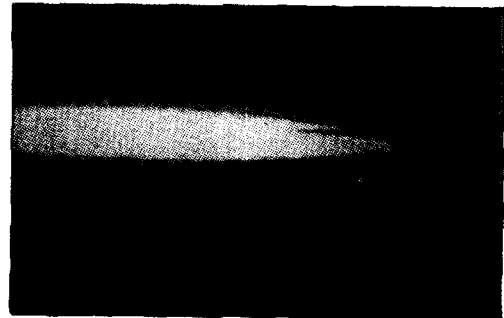


Photo. 4 Photograph of the hot firing test

ON	TIME	OFF
Operation switch	0.0	
Spark plug Igniter	0.1	
Data acquisition		
	0.2	
Preheater	0.3	Spark plug Igniter
	0.8	
Main oxygen	0.9	Preheater
	5.8	Main oxygen
Purge	9.0	Purge
	11.0	Data acquisition

Fig. 4 Operational sequence of operating valve, spark plug & time

$$\dot{r} = \frac{(R_F - R)}{t} = \frac{(D_F - D)}{2t} \quad (36)$$

Photo. 3은 연소 후 연료 grain의 모습이고, Photo. 4는 본 시스템의 대표적인 연소실험 사진이다.

IV. 결과 및 고찰

연소실험은 실험실 보유장비로서 공급 가능한 유량범위(0.1~0.2 lb_m/s)내에서 산화제 질유량을 변화하면서 수행되었고, 연소시 연소실 압력은 150~250 psia로 측정되었다. 본 연구에서는 이러한 연소실 압력의 변화는 추진제 침투율에 영향을 주지 않는다고 가정하였다.

Fig. 5는 산화제 질량유동율의 변화에 대한 연료의 연소율을 나타낸 것으로 연료 연소량은 산화제의 질량유동율에 비례하여 증가하는 경향을 나타내고 있으나, 산화제 질량유동율이 증가함에 따라 산화제 질량 유동율에 대한 연료 연소량의 변화율은 감소하는 경향을 나타내었다. 이러한 결과는 식(25)에서 연료의 질량유동율은 \dot{m}_o^n 에 비례하는 관계에서 n의 값이 1보다 작은 값을 가짐을 알 수 있었다.

그림 6은 산화제 질량 유동율의 변화에 따른 연소되는 추진제의 혼합비 변화이며, 혼합비는 5~7 정도의 변화를 보였다. 또한 산화제 질량 유동율

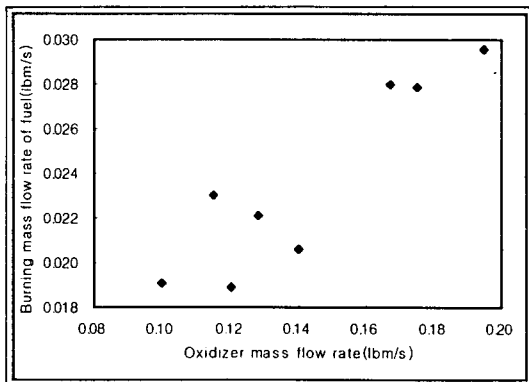


Fig. 5 Variation of burning weight of fuel grain with oxidizer flow rate.

이 증가함에 따라 혼합비의 증가율은 감소하여, 결국 혼합비는 6~7 범위 내에 존재하였다.

또한 이러한 현상으로부터 공급되는 산화제 질량 유동율에 따라서 연료가 증발되어 산화제와 혼합된 후 연소가 이루어지기 위한 최적의 길이/직경 비, 즉 연소실 특성길이가 존재해야 할 것으로 사료된다. 따라서 연소실 특성길이가 최적으로 설계되지 않으면 엔진의 추력변화로 인해 연소성능이 저하될 것으로 예측된다.

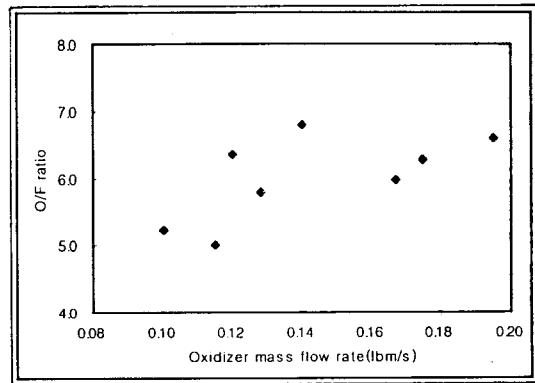


Fig. 6 Variation of O/F ratio with oxidizer flow rate

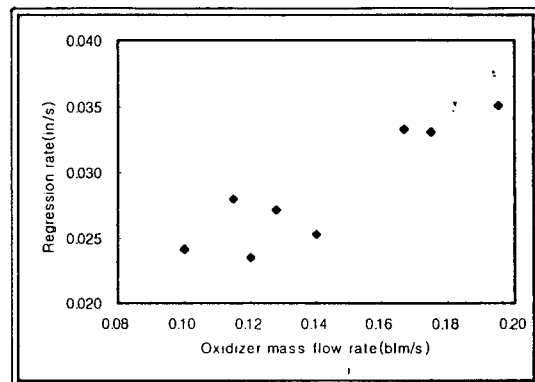


Fig. 7 Variation of fuel regression rate with oxidizer mass flow rate

그림 7은 산화제 질량 유동율의 변화에 대한 연료 Grain의 침투율의 변화로서 산화제의 질량유동율이 증가할수록 연료 grain의 침투율은 증가하는 경향을 보였다.

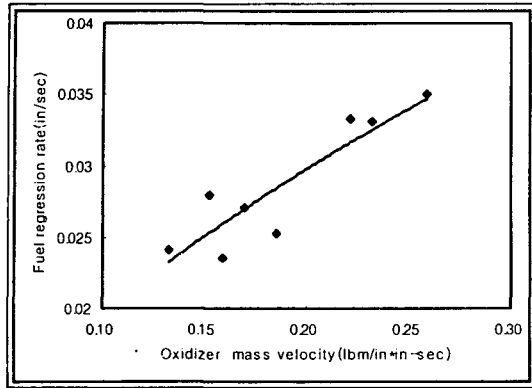


Fig. 8 Variation of fuel regression rate with oxidizer mass velocity

그림 8은 산화제 질량 속도의 변화에 대한 연료 Grain의 침투율의 변화이다. 연료 Grain의 침투율은 산화제 질량 속도의 함수로 표현하면

$\dot{r} = 0.183G_o^{0.605}$ 와 같고 이러한 결과는 Thiokol의 실험결과인 $\dot{r} = 0.104G_o^{0.681}$ 로부터 계산된 결과와 정량적으로 약간의 차이를 보이고 있으나, 정성적으로는 같은 경향을 보이고 있다. 이러한 정량적인 차이는 본 연구에서 고려되지 않은 길이 대 직경비등의 영향 때문으로 사료된다.

V. 결 론

본 연구는 연료를 HTPB, 산화제를 가스산소로 한 추력 30lbf, 연소실압력 250psia인 실험실용 Hybrid rocket을 설계 및 제작하여 산화제 질량 유동율이 연료 grain의 침투율에 미치는 영향을 실험적으로 규명하였고, 실험 범위내에서 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 산화제 질량 유동율이 증가함에 따라 연료 Grain의 침투율은 증가하였다.

2. 산화제 질량 유동율을 0.12lbm/s 이상으로 증가하면, 혼합비는 일정한 값에 수렴하였다.
3. 연료 grain의 침투율은 산화제 질량 유동율의 함수로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{r} = 0.183G_o^{0.605}$$

후 기

본 연구는 학술진흥재단이 지원하는 '96년도 기계공학 학술연구조성과제(과제번호: ME96-06)로 수행되었으며, 이에 감사드립니다. 또한 연진의 가공 및 Grain 성형을 도와주신 (주)한화의 창원공장과 대전공장 관계자 여러분 들게 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. A. M. Helmy, "Investigation of Hybrid Rocket Fuel Ingredients", and "Chronicle Review of the Hybrid Rocket Combustion", 30th AIAA Joint Propulsion Conference, June 27-29 1994.
2. B. Greiner, R. A. Frederick, Jr. "Experimental Investigation of Labscale Hybrid Instability", 30th AIAA Joint Propulsion Conference, June 27-29 1994
3. C. E. Wooldridge, R. J. Muzzy, "Internal Ballistic Considerations in Hybrid Rocket Design", J. Spacecraft Vol.4, No.2, February 1967.
4. David Altman, "Hybrid Rocket Development History", AIAA 27th Joint Propulsion Conference, June 24-26, 1991.