

# GO<sub>2</sub>/HTPB Hybrid Rocket의 Regression Rate에 관한 실험적 연구

김 유, 조 석 (충남대학교)

## 1. 서론

Hybrid rocket은 보통 액체산화제를 사용한 고체추진 시스템으로써 연소는 인젝터를 통해 연소실을 형성하고 있는 연료 grain내로 유입되는 산화제와 고체 grain 표면으로부터 기화하는 연료에 의해 발생하게 된다.

Hybrid rocket의 장점은 취급이 용이하며 제작 및 저장이 간편하므로 안전성을 높일 수 있고, 고체로켓에서 발생될 수도 있는 grain의 균열 및 기공등의 결함에 대하여 안정되어 있다. 또한 액체공급장치와 액체추진제 저장장치등을 간단하게 구성할 수 있고, 연료 grain의 제작 및 저장이 용이하기 때문에 시스템을 구성하는데 드는 비용을 절약할 수 있다. 오늘날에는 안전성, 신뢰성, 비용등의 여러가지 요소들에 더 큰 비중을 두고 있으며, 위에서 살펴본 바와 같이 실험적 연구를 통해 hybrid rocket이 이러한 분야에 대해 큰 잠재력을 나타내고 있어 미국등에서는 이 분야에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 그러나 이러한 장점에도 불구하고 현재 국내에서는 연구가 전무한 상태이며 또 그에 대한 상세한 자료의 수집이 사실상 어려운 상태이다.

Hybrid rocket의 추진제 연소율에 관한 이론은 여러 연구자에 의해 제시되었으나 연료 grain의 침투율 자체가 산화제의 유동율, 연소실 압력, grain의 L/d, 추진제의 조합, 연소시간, 그리고 로켓의 크기(scale)에도 관련되어 있어서 아직 까지 일반적으로 확실하게 정립되어 있는 이론은 없다. 다만 제한된 조건에 대하여 여러 실험식이 존재할 뿐이다.

## 2. 침투율(Regression rate)

본 연구에서는 hybrid rocket 설계시 가장 중요한 변수인 연료 grain의 침투율( $\dot{r}$ , regression rate)과 산화제의 유동율의 관계를 알아보기 위하여 연료로는 HTPB(hydroxyl-terminated polybutadiene)를 산화제로는 기체산소(GO<sub>2</sub>)를 사용한 소형 hybrid rocket을 설계 및 제작하였다. 연료 grain의 침투율은 연소실험을 통하여 얻어진 산화제 유동율과 연소 전후의 grain의 무게차이를 이용하여 아래 식 (1)의 실험식으로 표현되고 있다.[1]

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

여기에서 a와 n은 추진제 조합 및 grain의 기하학적 형상등에 따라 실험을 통하여 결정되어야 하는 상수이다. 또한 산화제 질량유동율의 함수로써 식 (2)의 형태로 사용되고 있다.

$$\dot{r} = aG_o^n, \quad (G_o = \frac{\dot{m}_o}{A_p}) \quad (2)$$

HTPB와 기체산소(GO<sub>2</sub>)를 사용한 소형 hybrid rocket에서의 침투율은 위의 식과 같이 표현될 수 있으며 그 결과는 식 (3)과 같이 보고되고 있다.[1]

$$\dot{r} = 0.104G_o^{0.681} \quad (3)$$

### 3. 로켓 설계

연료 grain의 침투율(regression rate)은 hybrid rocket의 설계시 우선적으로 규명되어야 할 중요한 설계변수이다. 이를 위하여 우선 취급이 용이하고 위험성이 상대적으로 적을뿐 아니라 추진제의 구입이 용이한 gas/solid hybrid rocket을 설계하여 여러변수가 침투율에 미치는 영향을 고찰하고자 하였다.

본 실험에서는 산화제 질량유동율(  $\dot{m}_o$ ), 연소실 압력(Pc), 연소시간(t), grain port 길이대 지름비(L/d)등의 여러변수가 침투율에 미치는 영향을 고찰하였다. 표 1은 hybrid rocket의 설계변수를 나타낸다.

Table. 1 The determination of design parameters.

	Symbol	Unit	Value
Chamber pressure	P <sub>c</sub>	psia	250
Thrust	F	lbf	30
Nozzle type			Conical
Nozzle contraction angle	β	degree	30
Nozzle divergent angle	α	degree	15

표 2는 HTPB를 연료로 하고 GO<sub>2</sub>를 산화제로 하는 hybrid rocket의 추진제 물성치들을 나타낸다.

Table. 2 Physical properties of the propellants

Propellant	Molecular weight (lb/lbmol)	Density (lb/in <sup>3</sup> )
GO <sub>2</sub>	31.999	$0.4 \times 10^{-4}$
HTPB	999.097	0.033

로켓의 설계에 필요한 연소온도, 기체상수, 비열비등의 조합된 추진제의 물성치들은 연소특성을 분석하고 계산하기 위하여 개발된 대표적인 연소프로그램인 CEC(Chemical Equilibrium Calculations) code를 이용하여 선정된 연료와 산화제의 물성치를 사용하여 연소실 압력이 250 psia이고, O/F 비가 4에 대하여 구하였다. CEC code에서 얻어진 혼합 추진제의 물성치들은 표 3과 같고, 표 4는 연료 grain의 설계치를 나타낸다.

Table. 3 Physical properties of the combined propellant

	Symbol	Unit	Value
Molecular weight	M	lb/lbmol	27.19
Gas constant	R <sub>g</sub>	ft lb <sub>f</sub> /lb °R	56.79
Specific heat ratio	γ		1.171
Chamber temperature	T <sub>c</sub>	°R	6306
Propellant density	ρ	lb/in <sup>3</sup>	$0.581 \times 10^{-4}$
Characteristic velocity	C*	ft/sec	5280
Thrust coefficient	C <sub>F</sub>		1.385

Table. 4 Design values of fuelgrain

Inner diameter	0.98 in (25.0mm)
Outer diameter	2.41 in (61.1mm)
Port area	0.75 in <sup>2</sup> (486.6mm <sup>2</sup> )
Grain length	10.6 in (270mm)

반복계산에 의한 추진제의 질량유량율과 연료 grain의 침투율은 다음과 같다.

$$\dot{r} = 0.104 \left( \frac{\dot{m}_o}{A_p} \right)^{0.681} = 0.0296 \text{ in/sec} \quad (4)$$

$$\dot{m}_f = 2\pi\rho_f R L \dot{r} = 0.03 \text{ lb/sec} \quad (5)$$

이때, 산화제의 질량유동율  $\dot{m}_o$ 은 0.12 lb/sec로 하였다.

노즐의 재질은 흑연(graphite)으로 가공하여 고온가스에 노출되어 발생하는 열응력 변형 및 삭마를 방지하고자 하였다.

표 5는 노즐에 대한 설계값을 나타낸다.

Table. 5 Design values of the rocket nozzle

	Symbol	Unit	Value
Throat diameter	$D_t$	inch (mm)	0.354 (8.994)
Exit diameter	$D_e$	"	0.649 (16.476)
Expansion ratio	$\varepsilon$	.	3.355
Throat rounded-radius	$R_n$	"	0.177 (4.496)
Divergent length	$L_n$	"	0.573 (14.547)

## 4. 연소실험

### 4.1 실험장치

본 연구를 위하여 제작된 hybrid rocket engine은 인젝터 헤드부, 인젝터, 연소실, 노즐, 점화기, 예연소실 및 후연소실로 구성되어 있으며, 노즐을 제외한 모든 부품은 Ni, Cr, Mo 합금강인 SCM-440 (JIS)을 사용하여 가공하였다. 점화는 언제든지 확실한 연소가 이루어 지도록 기체산소와 기체수소를 추진제로 사용하는 소형로켓 형태로 제작하여 예연소실 상부에 위치하도록 하였다. 부품들은 두개의 플랜지(Flange)를 이용하여 일체가 되도록 하여 분해·조립·교환이 가능하도록 제작되었고, 각 부품들의 사이에는 고온용 O-ring을 사용하여 완벽하게 밀폐(sealing)하였다.

연소실험대는 추진제탱크, 추력실, 배관, 점화장치등을 지지할 수 있고, 연소실험시의 안전성을 고려하여 고정식으로 설계 및 제작된 것을 사용하였다.

배관은 1/4 inch stainless tube를 사용하였으며, 로켓과 직접 연결되는 부분은 flexible tube를 사용하였다. 화염의 역류를 방지하기 위해 적절한 곳에

check valve를 설치하였고, 배관을 이루는 주요 구성품들로는 자동개폐를 위한 solenoid valve, air actuated solenoid valve, 유량계측센서등이 있으며 1/4 inch connector를 이용하여 체결하였으며 가능한 한 배관의 길이를 짧게 하여 압력 손실을 줄일 수 있도록 하였다. 또한 연소후 엔진내부에 남아있는 연소가스를 제거할 수 있도록 기체질소를 사용한 퍼지(purge)라인을 첨가하였다. 시스템 자동조절장치를 이용하여 전기신호에 의하여 자동적으로 조절하도록 하였으며, 연소실 압력과 산화제 유량을 측정하였다.

#### 4.2 실험방법

본 실험에서는 산화제 유량, 연소실 압력, 연소시간, 예연소실 및 후연소실 체적등이 추진제의 침투율에 미치는 영향을 고찰하기 위하여 이들 변수들을 서로 조합하여 연소실험을 수행하였다.

침투율을 결정하기 위해서 연소 전후에 grain의 무게를 측정하는 방법과 내경을 직접 측정하는 방법등의 두가지 방법을 병행하여 신뢰성 있는 자료를 얻도록 하였다. 측정된 연소 전후의 grain의 무게차이를 이용하여 추진제의 침투율을 계산하였다.

### 5. 결과 및 고찰

본 연구에서는 GO<sub>2</sub>/HTPB를 추진제로 하는 연소실 압력 250 psia의 hybrid rocket을 가지고 산화제 유량이 연료 grain의 침투율에 미치는 영향을 연소실험을 통하여 규명하고자 하였다. 본 시스템에서 공급가능한 유량범위인 0.1~0.2 lb/s 내에서 연료 grain의 침투율을 연소실험을 통하여 측정하였다.

연소실 압력은 150~200 psia로 측정되었다. 그림 1은 연소실험시 측정한 대표적인 연소실 압력선도이다.

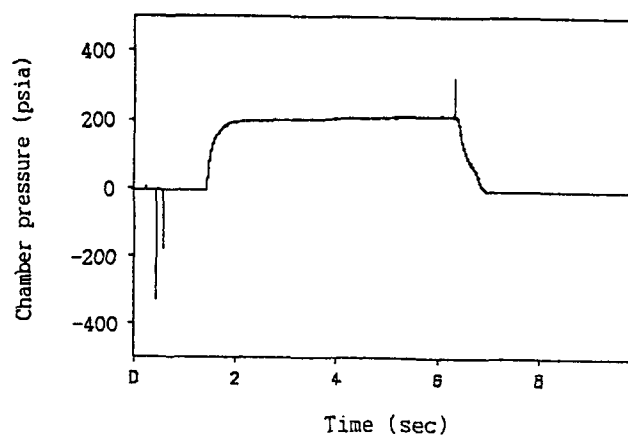


Fig. 1 Variation of chamber pressure with time

그림 2에서 보면, 산화제의 질량유동율이 증가할수록 연료 grain의 침투율은 증가하는 경향을 보였으며 Thiokol[1]의 실험식과의 편차가 4%에서 12%까지 나타났다. 이론적 연료 grain의 침투율은 연소중 발생하는 grain의 반경방향 변화를 고려하여 별도로 만들어진 FORTRAN 프로그램을 통하여 계산하였다.

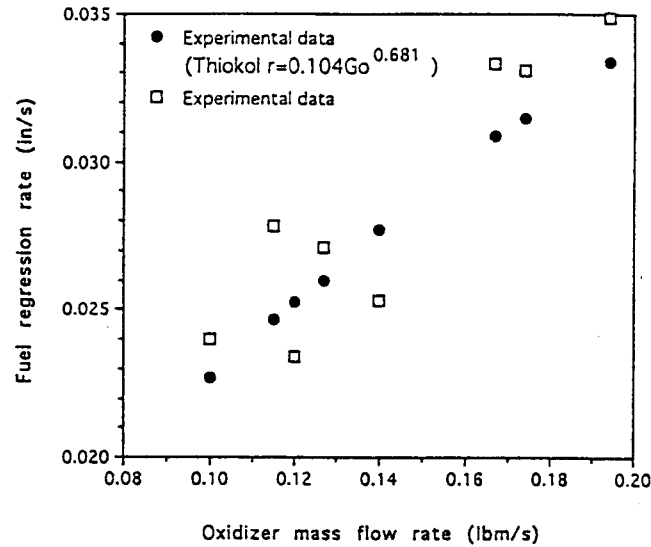


Fig. 2 Variation of fuel regression rate with oxidizer mass flow rate

## 6. 결론

본 실험조건에서 연소실험을 통하여 얻어진 결과는 다음과 같다.

1. 산화제 유동율의 변화(0.11~0.2 lb/s)에 따라서 O/F 비의 변화(5~7)가 관찰되었다.
2. 산화제 유동율이 증가에 따라서 연료 grain의 침투율과 grain의 연소율이 증가하는 경향을 보였다.
3. 연료 grain 침투율과 산화제 mass flux를 다음과 같은 상관식으로 나타낼 수 있다.

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

## 참고문헌

1. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements" 6th ed. John Wiley Inc., 1992.
2. A. M. Helmy, "Investigation of Hybrid Rocket Fuel Ingredients", and "Chronicle Review of the Hybrid Rocket Combustion", 30th AIAA Joint Propulsion Conference, 1994.
3. C. E. Wooldridge, R. J. Muzzy, "Internal Ballistic Considerations in Hybrid Rocket Design", J. Spacecraft Vol. 4, 1967.