

# GO<sub>x</sub>/PC 하이브리드 로켓의 추력제어 환경에서 후퇴거리 예측

강완규\* · 허환일\*\*

## Estimation of Propellant Consumption during Thrust Control of GO<sub>x</sub>/PC Hybrid Rocket

Wankyu Kang\* · Hwanil Huh\*\*

### ABSTRACT

In this study, we analyze the characteristic of burning classified by a propellant according to a flux of an oxidizer to analyze propellant regression distance in accordance with a thrust control and burning time of hybrid rocket using hybrid combustor of Lab-Scale. To control a flux of an oxidizer, we design flow control system to regulate the mount of opening and shutting of a needle valve by a driving of stepping motor by a combination the needle valve with stepping motor. We derive the relationships between mass flow rate and regression rate according to a propellant through the oxidizer flux change. While doing the thrust control, we estimate regression distance through the oxidizer flux in accordance with thrust and confirm the creditability through the actual thrust control burning experimentation.

### 초 록

본 연구에서는 Lab-Scale의 하이브리드 연소기를 이용하여 하이브리드 로켓의 추력제어 범위와 연소 시간에 따른 추진제의 후퇴거리를 분석하기 위하여 산화제 유량에 따른 추진제별 연소 특성을 파악하였다. 산화제 유량을 제어하기 위해서 니들 밸브와 스텝모터를 결합하여 스텝모터의 구동에 의해 니들밸브의 개폐량을 조절할 수 있도록 배관 시스템을 설계하였다. 산화제 유량 변화를 통해 추진제에 따른 질유량과 후퇴율 관계식을 유도하였다. 추력제어를 하면서 명령 추력 값에 따른 산화제 유량을 통해 후퇴거리를 예측하였으며 실제 추력제어 연소 실험을 통해 신뢰성을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Thrust Control(추력 제어), GO<sub>x</sub>(기체 산소), PE(폴리에틸렌), PC(폴리카보네이트), Regression Rate(후퇴율), Mass Flow Rate(질유량)

\* 충남대학교 대학원 항공우주공학과

\*\* 중신회원, 충남대학교 항공우주공학과  
연락처, E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

하이브리드 로켓 추진의 개념은 70여 년 전에 처음 고안되었다. 하지만 1960년대까지는 고체추진과 액체 추진에 비해서 활발한 연구가 이루어지지 못했다. 최근에 들어서 하이브리드 로켓은 고체 로켓이 갖지 못하는 안전성과 액체 로켓 보다는 구조가 간단하지만 재 점화가 가능하고 추력을 제어 할 수 있는 등 많은 장점들이 부각되어 국내외적으로 많은 연구가 진행되고 있다[1~4].

본 논문에서는 Lab-scale의 하이브리드 로켓을 이용하여 하이브리드 로켓의 추력제어 시간과 추력범위를 예측하기 위한 기초 연구로 산화제 유량에 따른 추진제별 후퇴율을 파악하고 추력 제어 명령에 따른 추진제의 소모량을 예측하여 실제 연소 후의 추진제 소모량과 비교 분석을 하였다.

## 2. 실험장치 및 방법

### 2.1 배관 시스템

본 연구에서 산화제 유량을 제어하기 위한 배관 시스템은 아래 Fig. 1에서 간단히 볼 수 있다. 산화제 유량을 제어 또는 일정하게 유지하기 위해 스텝모터와 니들밸브를 결합하여 사용하였고 터빈 유량계를 통해 산화제 유량을 측정하였다. 본 배관 시스템의 특징은 산화제 유량을 스텝모터와 니들밸브를 이용해서 조절하고 니들밸브의 개폐량에 따른 유량 변화를 확인할 수 있다는 점이다.

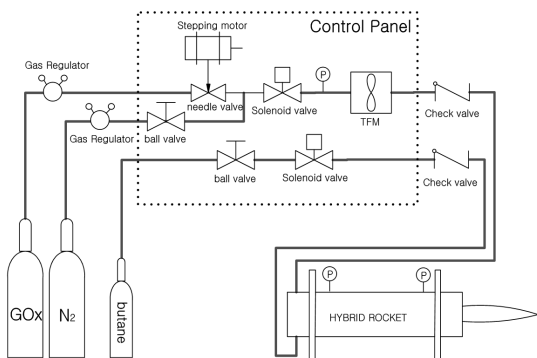


Fig. 1. Schematic of Flow Control System

점화는 니들밸브의 개폐량을 조절하여 산화제 인 기체산소를 유입시키고 프로판가스와 혼합하여 자동차용 점화 플러그를 이용해 점화하였다.

### 2.2 실험 방법

실험은 각각의 추진제에 산화제 유량을 변화시키면서 연소 전과 연소 후의 포트직경을 측정하여 후퇴율을 계산하고 산화제 유량 변화에 따른 후퇴율 식을 얻었다. 그리고 추력 값에 따른 산화제 유량을 파악하여 추력제어 실험에서 추력 변화에 따라 공급되는 산화제 유량을 예측하였다. 예측된 산화제 유량을 통해 추력제어 환경에서 추력 변화 구간마다 시간과 후퇴율과의 계산을 통해 추력제어 실험 전체에서 추진제의 후퇴거리를 미리 예측하고 연소 후 추진제와 비교 하였다. 본 실험에서 산화제는 기체산소(GOx)를 사용하였고, 추진제는 폴리에틸렌(Polyethylene, PE)과 폴리카보네이트(Polycarbonate, PC)를 사용하였다. 추진제의 밀도, 포트직경과 그레인 길이는 Table 1에 간단히 정리하였다.

Table 1. Propellants and Oxidizer

Oxidizer	종류	Gas Oxygen	
	종류	PE	PC
Fuel	밀도 ( $kg/m^3$ )	951	1250
	Grain length	180 mm	
Port diameter		25 mm	

산화제는  $18\sim 21\text{ kgf/cm}^2$  사이에서 가압하였으며 스텝모터의 스텝 수를 100~300 step 사이에서 변화를 통해 유량을 조절하였다. 산화제 유량 변화에 따른 PC와 PE의 후퇴율 측정으로 얻은 후퇴율 식을 통해 추력제어 환경에서 유량 변화에 따른 후퇴거리를 예측하고 연소 후 후퇴거리와 비교 분석하였다.

### 2.3 데이터 획득

실험은 두 대의 컴퓨터를 이용하여 유량을 제어하기 위한 제어부와 데이터를 획득하는 측정부로 나누어 수행하였다. 실험을 통해 얻고자 하

는 데이터는 추력(thrust)과 산화제 유량( $\dot{m}_{ox}$ ), 가압압력, 그리고 연소실 내 전단과 후단의 압력이다. 추력범위는 10 N에서 최대 50 N 범위에서 실험하였고, 산화제 유량은 최대 1700 liter/min 을 측정 할 수 있는 터빈유량계를 사용하였다. 압력은 50 kgf/cm<sup>2</sup>범위의 압력센서를 이용해 측정하였다. 추력 데이터를 통해 산화제의 유량이 결정되기 때문에 추력 데이터는 제어부 컴퓨터에서 획득하고 유량과 압력 데이터는 측정부 컴퓨터를 이용하여 획득하였다. 데이터 획득은 Labview 프로그램을 이용하였다.

### 3. 실험 결과

#### 3.1 후퇴율(Regression rate)

Table 2는 Single-Port로 가공된 PC와 PE 중 PC의 산화제 유량 변화에 따른 후퇴율을 계산한 결과이다. 스텝모터의 스텝 수 증가에 따라 니들밸브의 개폐량이 증가되었고 개폐량 증가에 따라 산화제 유량이 증가되어 후퇴율이 증가하였다. PE도 PC와 동일한 방법을 이용하여 후퇴율을 구하였다.

Table 2. Regression Rate of PC

Test Seq. #	Step No.	Burning Time(s)	O/F ratio	$\dot{m}_{ox}$ (g/s)	$\bar{r}$ (mm/s)
1	100	19.9	2.14	16.3	0.34
2	150	20.7	2.30	20.6	0.38
3	200	17.7	2.53	23.7	0.41
4	300	19.2	2.45	26.8	0.46

추력제어 실험을 하기 전에 예측 할 수 있는 것이 산화제 질유량이기 때문에 산화제 질유량에 따른 후퇴율 계산식이 필요했다. 후퇴율 계산식은 산화제 질유량을 변수로 하여 얻었다. PC와 PE에서 각각 4회의 실험을 통해 후퇴율 공식 (1), (2)를 얻을 수 있었다[5,6].

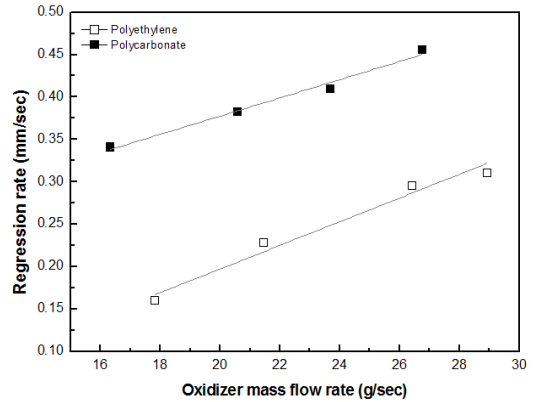


Fig. 2. Regression Rate of PC and PE

$$\text{Polycarbonate : } \bar{r} = 0.0661 \cdot \dot{m}_{ox}^{0.58266} \quad (1)$$

$$\text{Polyethylene : } \bar{r} = 0.0163 \cdot \dot{m}_{ox}^{0.89353} \quad (2)$$

#### 3.2 후퇴거리 예측

사전에 입력된 프로그램[30-15-30-50-0 N]으로 추력을 제어하여 총 35초간 정해진 추력 명령을 통해 추진체가 연소 될 수 있도록 실험한 결과 Fig. 3과 같이 연소 초기에서 17초 정도까지 심하게 요동쳤지만 점차 안정화 되었고 정해진 추력명령을 오차범위 1 N에서 수행하였다.

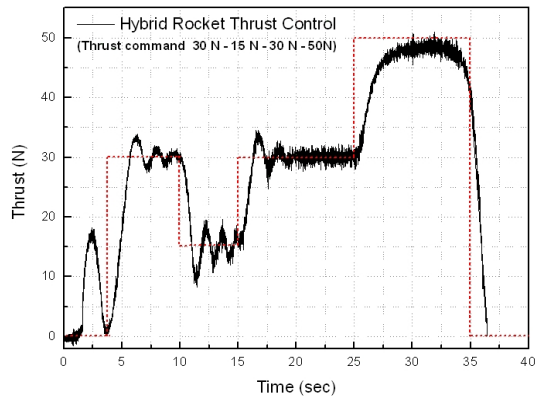


Fig. 3. Measurement of Thrust (PC)

산화제 유량에 따른 후퇴율 계산식을 이용하여 PE와 PC의 연소 시간과 추력제어 범위를 정하였다. 추력제어 범위와 시간에 따른 산화제 유량을 미리 계산하고, 추력 제어 구간마다 산화제 유량에 따른 후퇴율을 이용해 최종 후퇴거리를 구할 수 있었다. PC에 대한 후퇴거리 예측 결과를 Table 3에서 볼 수 있다.

Table 3. Prediction of Regression Distance (PC)

Time (sec)	$\dot{m}_{ox}$ (g/sec)	$\bar{r}$ (mm/sec)	$r$ (mm)
0~4	9.17	0.240	0.96
4~10	11.60	0.276	1.65
10~15	7.18	0.208	1.04
15~25	9.77	0.249	2.50
25~35	10.40	0.259	2.84
		<b>Total</b>	<b>8.99</b>

Figure 4는 연소전과 후의 PC의 형상으로 연소 전 포트 직경이 25 mm에서 연소 후 평균 포트 직경이 43.1 mm로 증가 하였다. 결과적으로 후퇴거리는 9.05 mm로 측정되었고, 위에서 예측한 후퇴거리인 8.99 mm와 0.06 mm차이의 아주 근소한 차이를 보였다.

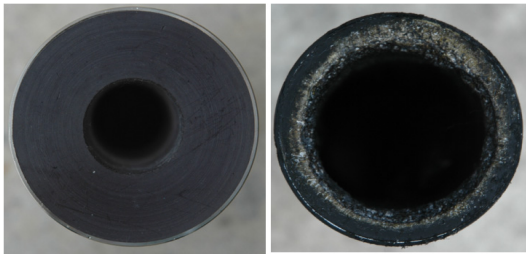


Fig. 4. Propellant Photos before and after Combustion

#### 4. 결 론

본 연구에서는 하이브리드 로켓의 추진제로 PE(polyethylene)와 PC(polycarbonate)를 사용하여 각각에 산화제 유량 변화에 따른 후퇴율을 실험을 통해 알아보았다. 유량에 따른 추력범위

와 추력 제어 실험에서 연속적인 산화제 유량 변화에 따른 포트직경 변화를 계산하여 연소 후와 비교하였다.

본 연구를 통해 하이브리드 로켓의 추력을 제어함에 있어서 추력 제어 범위와 연소 시간에 따른 최종 후퇴거리를 미리 예측할 수 있었다.

#### 후 기

“이 논문은 2009년 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(2009-0067305).”

#### 참 고 문 헌

1. 권민찬, 허환일, “하이브리드 로켓의 개념 소개 및 연구개발 동향 분석 I - 대형프로젝트 및 기업,” 한국항공우주학회지, 제30권 3호, 2002, pp.146-154
2. 권민찬, 허환일, “하이브리드 로켓의 개념 소개 및 연구개발 동향 분석 II - 대학 및 아마추어,” 한국항공우주학회지, 제30권 3호, 2002, pp.155-163
3. 오화영, 문성환, 허환일, “HTPB/GO<sub>2</sub> 하이브리드 로켓의 산화제 유량제어,” 제 23회 한국추진공학회 학술대회, 2004
4. 윤동익, 강완규, 이용우, 이종률, 허환일, “하이브리드 로켓의 추력제어 기법에 대한 기초 연구”, 제 31회 한국추진공학회 학술대회, 2008
5. Hui Tian, Junhai Li, Junfeng Wu, Guobiao Cai, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, "Computation and Experiment of Fuel Regression Rate in GO<sub>x</sub>/HTPB Hybrid Rocket Motors", 60th IAC2009, IAC-09-C4.2.9
6. George P. Sutton, Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements" A Wiley-Interscience Publication, JOHN WILEY & SONS, INC. 7th ed, 2001, pp.579-607