

추력 650 kgf 급 하이브리드 로켓 모터의 연소시험

이정표* · 김수종* · 김기훈* · 조정태* · 김학철* · 우경진* · 도규성* · 소정수* ·
오정수* · 조민경* · 문희장** · 성홍계** · 김진곤**

Firing Test for Hybrid Rocket Motor with 650 kgf Thrust Level

Jungpyo Lee* · Soojong Kim* · Gihun Kim* · Jungtae Cho* · Hakchul Kim* · Kyongjin Woo*
Gyu-Sung Do* · Jungsoo So* · Jung-soo OH* · Mingyung Cho*
Heejang Moon** · Honggye Sung** · Jinkon Kim**

ABSTRACT

In this study, we presented the results of static firing tests on the PE/LN₂O hybrid rocket motor, which has a thrust of 650 kgf level. Through the early tests, we found that the combustion chamber pressure and the thrust were lower than design values because an actual oxidizer flow rate was less than that expected. In order to complement this result, the methods of decrease of nozzle throat and the increase of oxidizer mass flow rate were conducted in the next experiment, and we studied the combustion phenomena with the experimental results. Also we compared and analyzed a difference of combustion characteristics on scale effect. It show that a sub-scale motor regression rate was a little less than that of a lab-scale motor with the same oxidizer mass flux. Results of this study might be used as a basic data for development of hybrid sounding rocket.

초 록

본 연구에서는 추력 650 kgf 급의 PE/N₂O 하이브리드 로켓 모터의 지상 연소시험을 수행하였다. 초기 실험에서 산화제 유량이 작게 유입됨으로 인해 연소실 압력 및 추력이 설계치 만큼 확보되지 못함을 확인 하였다. 이를 보완하기 위해 노즐목 감소 및 산화제 유량을 증대하여 실험을 수행하였고, 실험에서 발생하는 연소현상을 분석하였다. 또한 sub-scale과 lab-scale의 실험결과를 통해 scale에 따른 연소특성 변화를 비교· 분석 하였고, 동일 산화제 유속에서 sub-scale의 후퇴율이 lab-scale의 후퇴율보다 차이는 작지만 낮게 나타남을 확인했다. 본 연구의 결과를 통해 실제 하이브리드 사운드 로켓 개발을 위해 고려되어야 할 사항을 파악할 수 있었다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Regression Rate(후퇴율), LN₂O(액체 N₂O)

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: E-mail: jkkim@kau.ac.kr

하이브리드 로켓은 경제성과 안전성 면에서 큰 장점을 가지고 있어 활발한 연구가 이루어지고 있다. 본 연구에서는 실제 하이브리드 사운드링 로켓을 제작하기 위한 목적으로, 추력 650 kgf 급 sub-scale 하이브리드 로켓추진기관의 지상연소시험을 수행하여 결과를 분석하였고, lab-scale의 실험결과와 산화제 유속에 대한 후퇴율의 관계를 비교함으로써 scale에 따른 연소특성 변화를 알아보았다.

2. 실험장치 및 방법

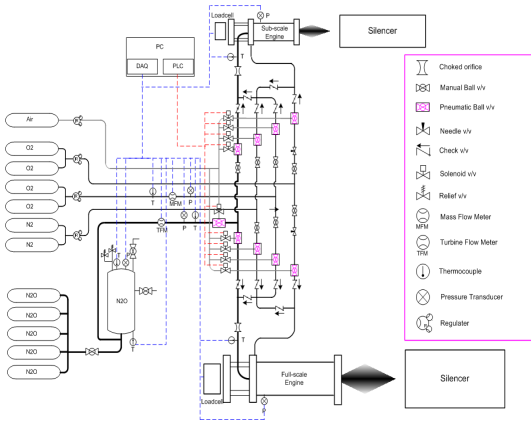


Fig. 1. Schematic of Static Firing Test Facility for Hybrid Rocket Motor

본 연구실에서는 하이브리드 로켓추진기관의 연소기술을 획득하기 위한 지상연소 시험장을 구축하였으며, 최대 추력 2 ton 급의 로켓엔진 연소시험이 가능하다[1]. Fig. 1은 본 연구실에 구성되어 있는 full-scale, sub-scale의 지상연소 시험장치의 구성도이고, 본 연구에서는 sub-scale 하이브리드 엔진을 이용하여 연소시험을 수행하였다. 산화제로 사용한 액체 아산화질소는 상온에서 높은 증기압을 유지하며 액상으로 저장되기 때문에 연소 시험 시에는 별도의 가압장치가 필요하지 않아 아산화질소의 자체 증기압을 이용하는 블로우다운(blowdown) 방식으로 산화제를 공급했다. 고체연료의 초기 기화에 필요한 열원을 공급하기 위한 점화장치는 전기 저항 발열체인 니크롬선을 노즐부로 삽입하여 24 V의 직

류 전류를 공급하고 가스 산소를 분사해 점화하였다. 실험의 전 과정은 PLC(Program Logic Control)를 통해 제어되며 NI-DAQ 보드를 이용하여 각 센서로부터의 측정 데이터를 획득하였다[1]. 연소시험 시 사용한 로켓엔진 연료의 형상 및 시험조건은 Table. 1에 각각 나타내었다.

Table 1. Specification of the Firing Test

	Sub (650 kgf)
Oxidizer	Liquid N ₂ O
Solid Fuel	HDPE
ρ_s	951 kg/m ³
Burning Time	2.5 - 10 sec
Oxidizer Mass Flow Rate	0.65 - 2.6 kg/sec
D_p	18 mm (7 port)
D_o	126 mm
L	660 mm
Nozzle Diameter	37.6, 20 mm
Design Thrust	650 kgf
Design P_c	35 bar

3. 실험 결과

본 연구의 연소실험 결과는 Table 2에 요약하였다. Exp. 1, 2, 3, 4에서는 산화제 유량이 설계치 보다 적게 연소기로 유입되어 설계 추력보다 낮은 추력이 나타났다. Exp. 1, 2에서는 노즐을 통해 배출되는 추진제량은 적은 반면 노즐목은 커 연소실 압력이 설계치 보다 작게 나타남을 확인할 수 있다. 설계 연소실 압력에서의 연소특성을 실험을 통해 알아보기 위해 Exp. 1, 2와 동일한 산화제 공급 시스템에서 노즐목만 감소하여 Exp. 3, 4를 수행하였다. 실험결과 연소실 압력은 설계값에 근접하게 나타났으나, 연소 중 화염에서 심한 soot 및 진동이 발생하며 비정상적으로 연소가 진행되었다. 이런 현상은 연소기로 유입된 액체 N₂O가 완전히 기화되지 않은 상태로 연소 되었기 때문으로 판단된다. Table 2에서와 같이 Exp. 3, 4에서 산화제 유량이 Exp. 1, 2의 산화제 유량과 큰 차이 없이 연소기로 주입되었음에도 불구하고, 액체 N₂O가 상대적으로

Table 2. Hybrid Motor Firing Tests Table

No.	P _{tank} (bar)	D _{Nozzle} (mm)	Burning time (sec)	\dot{m}_{ox} (kg/s)	G _{ox,avg} (kg/m ² -s)	F (kgf)	P _c (bar)	\dot{r} (mm/sec)	O/F	c* (m/s) (η_{c^*})	I _{sp} (s)	soot 발생
1	49	37.6	10	0.78	253.4	175	11	0.566	4.22	1265.7 (0.85)	181.4	×
2	58	37.6	10	0.65	216.6	150	10	0.536	3.76	1349.2 (0.93)	182.3	×
3	44.5	20	5	0.8	322.5	130	32	0.648	4.21	1015.5 (0.68)	131.3	○
4	49.5	20	2.5	0.8	358.2	160	32	0.863	3.33	966.6 (0.69)	153.9	○
5	52	37.6	5	2.6	648.2	640	42	1.802	3.87	1425.3 (0.95)	195.6	×

덜 기화 되어 불안정한 연소로 c* 효율이 70 % 이하로 떨어졌을 것으로 판단된다. 동일 산화제 배관시스템에서 Exp. 3, 4가 Exp. 1, 2 보다 산화제의 기화가 덜 된 원인은 크게 두 가지로 생각할 수 있다. 첫 번째는 산화제 탱크와 연소실에서의 압력강하 차이에 따른 인젝션의 특성 변화이고, 두 번째는 연소실에서의 압력 증가로 인해 배관 내에서의 압력이 증가되고 액체 산화제 N₂O의 기화점이 높아졌기 때문으로 사료된다.

하이브리드 모터의 설계 추력 및 압력을 충족하기 위해 산화제 공급배관 시스템을 변경하여 산화제 유량을 증가시켜 Exp. 5를 수행하였다. 산화제 유량이 설계치에 맞게 유입된 Exp. 5는 설계 추력값에 근접하게 추력이 나타났고, c* 효율도 약 95 % 로 높게 나타났다.

각 실험의 연소 중 추력 및 연소실 압력은 각각 Fig. 3, 4와 같다. sub-scale 산화제 저유량 구간 실험(Exp. 1 ,2 ,3, 4)에서의 연소시간은 10

sec로 설정하였으나 Exp. 3, 4는 불안정 연소가 나타나 각각 5, 2.5 sec에서 긴급종료 하였고, 산화제 고 유량 구간에서의 실험 Exp. 5는 고체 연료의 그레인을 고려하여 연소시간을 5 sec로 설정 하였다. 불안정하게 연소하여 긴급종료 된 Exp 3, 4를 제외한 실험에서 연소시간이 지남에 따라 압력 및 추력이 감소하게 나타난다. 이는 블로우다운(blowdown) 방식의 산화제 가압 시스템의 특성으로 시간이 지남에 따라 산화제 탱크에서 유출되는 N₂O 산화제의 유량이 점차 감소하기 때문이다.

Figure. 4는 lab-scale, sub-scale의 PE/LN₂O 하이브리드 모터 실험에서 각각 산화제 유속에 대한 후퇴율의 관계를 나타낸 것이다. lab-scale 에서 사용된 연료는 single-port 그레인으로 길이는 200 mm, 연료 외경은 70 mm, 포트 직경은 10, 15, 20 mm를 사용하였다.[2] 동일 산화제 유속에서 sub-scale의 후퇴율이 lab-scale의 후퇴율

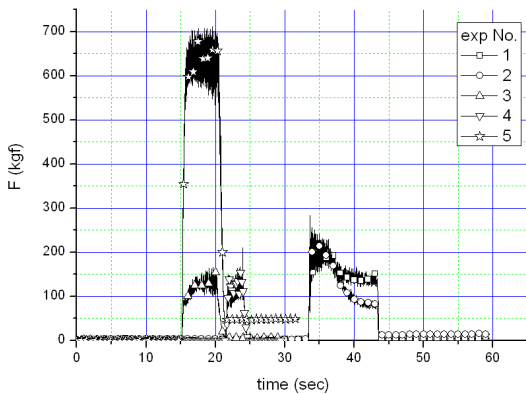


Fig. 2. Thrust Level over Burning Time

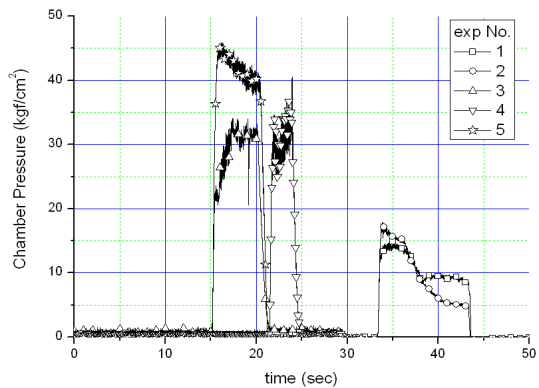


Fig. 3. Chamber Pressure over Burning Time

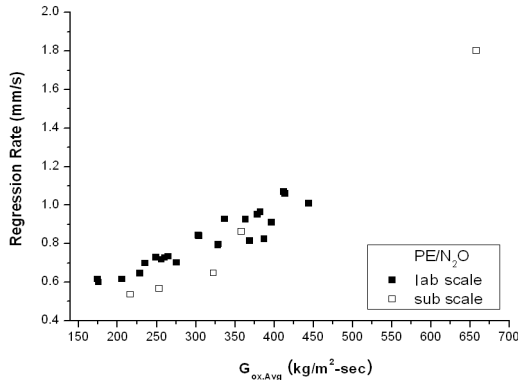


Fig. 4. Regression Rate Behavior on the Oxidizer Mass Flux

보다 차이는 작지만 더 낮게 나타남을 확인 할 수 있다.

Scale에 따른 후퇴율 변화의 요인으로는 우선 연료 양 끝 단면에서의 추가적인 연소반응으로 인한 것으로 판단된다. 실험에 사용한 연료는 형상이 서로 다르며, 이러한 경우 화염에 노출되는 연료의 양 끝 단면적의 차이가 발생하게 되고 연소 면적의 차이에 따라 후퇴율의 경향이 다르게 나타난다. sub-scale의 경우 초기에 화염에 노출되는 총 면적에 대한 연료 양 끝단면의 면적이 7.5 %를 차지하고 있는 반면, lab-scale의 경우 36~54.5 %를 차지하고 있다. 따라서 lab-scale 모터의 연소에서는 sub-scale 보다 연료 양 끝 단면에서 상대적으로 큰 연료 연소량이 발생한 것으로 사료된다. 또한 scale-effect, multi-port effect, 인젝터에 따른 산화제 기화특성 영향 등으로 인해 후퇴율에 차이가 났을 것으로 사료된다.

4. 결 론

Sub-scale 하이브리드 로켓모터의 지상연소시험 장치를 구축하여, 추력 650 kgf 급의 연소시

험을 수행하였다. 초기 실험의 경우 설계치 보다 작은 산화제 유량이 연소실로 공급되어 연소실 압력 및 추력이 설계치 보다 낮게 나타났다. 동일한 산화제 공급배관 시스템에서 노즐목을 감소하여 실험한 결과 연소실 압력은 확보되었지만 산화제 LN₂O의 불완전한 기화에 따라 심한 soot 및 진동이 발생하며 비정상적으로 연소가 진행되었다. 산화제 유량이 설계치로 유입된 Exp. 5에서는 설계 추력 및 연소실 압력값에 근접하게 추력이 나타남을 확인했다.

또한 sub-scale과 lab-scale의 실험결과를 통해 scale에 따른 연소특성 변화를 비교·분석 하였고, 동일 산화제 유속에서 sub-scale의 후퇴율이 lab-scale의 후퇴율보다 차이는 작지만 낮게 나타남을 확인했다. 이는 연료 끝 단면에서의 추가적인 연소 반응, scale-effect, multi-port effect, 인젝터에 따른 산화제 기화 영향 등으로 인해 후퇴율에 차이가 났을 것으로 사료된다.

본 연구를 통해 실제 하이브리드 사운드링 로켓 개발을 위해 고려되어야 할 사항을 파악할 수 있었다.

후 기

"이 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007))."

참 고 문 헌

1. 김수중 외, "하이브리드로켓엔진 지상연소시험 설비," 한국추진공학회, 2008년, 추계학술대회
2. 김기훈 외, "PE/LN₂O 하이브리드 로켓 모터의 연소특성에 관한 연구," 한국추진공학회, 2009년, 춘계학술대회