

하이브리드 로켓 엔진 지상연소시험 설비

김수종* · 김기훈* · 조정태* · 조민경* · 도규성* · 소정수* · 허준영* · 이정표* · 박수향*
· 문희장** · 성홍계** · 김진곤**

Ground Firing Test Facility of Hybrid Rocket Engine

Soojong Kim* · Gihun Kim* · Jungtae Cho* · Minkyoung Cho* · Gyusung Do* · Jungsoo So*
· Junyoung Heo* · Jungpyo Lee* · Suhayng Park* · Heejang Moon** · Honggye Sung** · Jinkon Kim**

ABSTRACT

Ground firing test facility and test field for firing test of hybrid rocket engine were constructed. Ground firing test facility were composed of hybrid rocket engine, thrust stand, oxidizer storage/supply system, control system and data acquisition system. Firing tests of thrust 50 kgf class were conducted. Stable performance data was obtained and operational reliability of ground firing test facility were found.

초 록

하이브리드 로켓 엔진의 연소시험을 수행하기 위해 시험 설비를 제작하고 지상연소시험장을 구축하였다. 연소시험장 설비는 하이브리드 로켓 엔진, 추력 시험대, 산화제 저장 및 공급 장치, 제어 장치, 데이터 획득 장치로 구성되었다. 추력 50 kgf 급의 연소 시험을 수행하여 안정적으로 성능 데이터를 획득할 수 있었으며, 연소시험장 설비의 작동 신뢰성을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Ground Firing Test Facility(지상연소시험설비), N₂O(아산화질소), TMS(Thrust Measurement System), PLC(Program Logic Control)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 경제성과 안전성 면에서 큰 장점을 가져 활발한 연구가 이루어지고 있다. 현재까지 대다수의 연구는 실험실 내의 lab-scale 실험장치를 통한 기초 연소 특성을 파악하는데

집중되어 있으며 실제 비행체를 위한 연구는 미국, 일본 등의 몇몇 나라에서만 이루어지고 있다 [1-3]. 최근 우리나라에서도 하이브리드 로켓 비행체에 관한 연구가 시작되었으며 한국항공대학교 하이브리드 로켓추진연구실에서 국가지정연구실(NRL) 과제로 2007년부터 수행 중에 있다. 본 과제에서는 하이브리드 로켓추진기관의 연소 기술을 획득하고 최대 추력 2 tonf 급의 사운드 로켓을 제작/시험 발사하는 것을 목표로 하여 로켓 엔진의 성능 평가와 내탄도 설계를 위해

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail: jkkim@kau.ac.kr

지상연소시험이 필수적이다. 현재 국내에서 고체, 액체 로켓엔진을 위한 대규모 지상연소시험장은 국방과학연구소와 항공우주연구원 등의 관련 연구기관을 중심으로 구축[4]되어 있으나 하이브리드 로켓엔진을 위한 연소시험장은 (구)스페이스리서치사와 한국항공대학교의 공동연구를 위해 지난 2001년 소규모 시험장이 구축된 바 있다[5]. 본 논문에서 언급하고자 하는 연소시험설비는 기존 시험설비 일부를 성능 개선하여 활용하고 추력 3 tonf 급까지 시험이 가능하도록 신규 제작하였으며 한국항공대학교내 부지에 신축한 연소시험장 내에 지원 설비를 추가하여 설비하였다. 연소시험장 설비는 하이브리드 로켓엔진, 추력 시험대, 산화제 저장 및 공급 장치, 제어 장치, 데이터 획득 장치 등으로 구성되었으며 시험설비의 완공 후 현재까지 연소 시험을 성공적으로 수행하여 시험설비의 안정성을 확인하였다.

2. 연소시험 설비

2.1 하이브리드 로켓엔진

연소시험시 로켓엔진의 연료는 원통형 단공 그레인의 폴리에틸렌(PE)을 사용하였으며, 산화제로는 액체 아산화질소(N_2O)와 기체 산소를 사용할 수 있도록 설계하였다. 점화는 전기 저항 발열체인 니크롬선을 노즐부로 삽입하고 12V, 24V의 전류를 순차적으로 흘리고 가스 산소를 공급해 점화하였다. 로켓엔진은 scale 효과에 관한 연구를 병행 수행하기 위해 추력 50 kgf, 500 kgf

Table 1. Specifications of hybrid rocket engine

Scale	50 kgf	500 kgf	1 tonf
Chamber Pressure(psi)	300	500	500
Solid Fuel L/D _p	17	28	29
Grain Port Configuration	1 cylindrical	4 or 7 cylindrical	4 or 7 cylindrical
Burning Time(sec)	15	10	10
Oxidizer Mass Flow Rate(kg/sec)	0.2	1.5	3.5

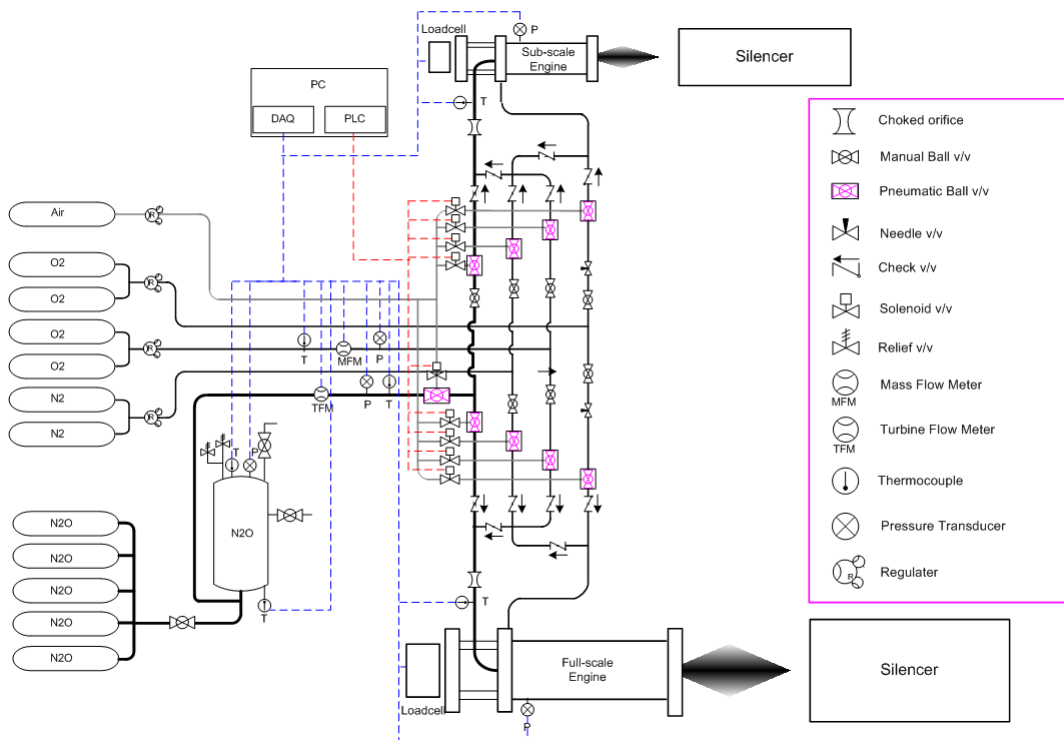


Fig. 1 Schematic of ground firing test facility for hybrid rocket engine

1 tonf 급의 로켓엔진을 설계, 제작하였다. 각 로켓엔진의 실험 조건은 table 1에 나타내었다.

2.2 추력 시험대

추력 시험대는 엔진 스탠드와 추력 지지대로 구성되며 수평형으로 제작하였다. 연소 시험시 엔진부에서 발생하는 진동이 TMS(Thrust Measurement System)로 전달되는 것을 방지하기 위해 엔진 스탠드와 추력 지지대를 분리하여 제작하였고 바닥에는 방진매트를 설치하였으며 추력 지지대는 콘크리트 지면 위에 견고하게 고정되었다. 추력 시험대는 sub-scale, full-scale 시험을 병행할 수 있도록 두 세트를 제작하였으며 sub-scale 시험대에서는 추력 500 kgf, full-scale 시험대에서는 추력 3 tonf 까지 시험이 가능하도록 제작하였다. 각 추력 측정부에는 두 개의 플렉서(flexure)와 한 개의 로드셀이 장착될 예정이며 현재는 로드셀만 장착하여 시험을 수행하였다.

2.3 산화제 저장 및 공급 장치

산화제는 액체 아산화질소나 기체 산소를 사용한다. 끓는점 -88.5°C 를 갖는 아산화질소는 고압용기에 저장시 상온 21°C 에서 증기압 52 bar를 유지하며 액상으로 저장된다. 연소 실험시에는 별도의 가압장치를 사용하지 않고 아산화질소의 자체 증기압을 이용하는 블로우다운(blowdown) 방식으로 산화제를 공급하므로 아산화질소 저장 용기는 압력 용기로 제작하였다. 내용적은 150 l 이고 설계 압력은 150 bar이며 구조 해석 결과를 통해 안전계수 3이상을 확보하도록 압력 용기를 설계하였다. 실제 운용압력은 최대 70 bar 이므로 제작 후 100 bar까지 내압시험을 수행한 뒤 비파괴검사를 시행하여 이상이 없음을 확인하였다. 산화제 충전은 40.7 l 부피에 25 kg의 액체 아산화질소가 담겨있는 상용실린더 5개를 병렬로 연결하고 압력차를 이용하여 동시에 산화제 저장 용기에 충전한다. 이상 과압에 따른 안전성을 확보하기 위해 산화제 저장 용기의 상부에는 70 bar에서 작동하는 감압 밸브를 2중으로 장착하였으며 최종적으로 수동 개폐밸브를 추가로 장착하여 비상시에 대비하였

다. 산화제 공급 배관과 밸브류, 산화제 저장 용기에 대한 누설시험은 70 bar의 시험압력으로 아산화질소를 사용하여 수행하였다. 기체 산소를 산화제로 사용하는 경우는 압축 기체 상태로 저장된 상용실린더 4개를 병렬로 연결하고 압력조정기로 공급 압력을 조절한다. 기체 산소 공급 배관은 50 bar의 압력으로 내압, 기밀 시험을 수행하였으며 이상이 없음을 확인하였다.

2.4 제어 장치

제어 장치는 연소 시험장과 격리되어 설치되었으며 연소과정 동안 시험 전 과정을 통제한다. 시험의 모든 시퀀스는 PLC(program logic control)를 통해 자동 제어되며 비상 상황시에는 작동자가 비상 스위치를 작동하여 1차 메인 산화제 밸브 차단, 2차 비상 메인 산화제 밸브 차단, 3차 비상 메인 산화제 차단 및 산화제 탱크 감압의 과정을 통해 안전하게 연소를 중단하게 된다. PLC는 점화시 점화산소 공급/차단, 점화를 위한 전력 공급/차단, 메인 산화제 공급/차단, 퍼지 가스 공급/차단으로 구성된다. 각 공급/차단은 밸브의 개폐를 통해 이루어지며 각 밸브는 공압으로 작동하는 액츄에이터로 구동된다.

2.5 데이터 획득 장치

연소 시험 중에는 총 9채널의 센서로부터 데이터를 실시간으로 획득하게 되며 온도, 압력, 유량, 추력을 측정한다.

Table 2에 각 센서의 장착 위치와 측정 데이

Table 2. Sensor specification

Sensor Type	Oxidizer Type	
	N ₂ O(Liquid)	O ₂ (Gas)
Thermocouple	N ₂ O(L) temp.(tank)	-
	N ₂ O(g) temp.(tank)	-
	N ₂ O temp.(pipe)	O ₂ (g) temp.(pipe)
Pressure Transducer	chamber pressure	chamber pressure
	tank pressure	-
	pipe pressure	pipe pressure
Mass Flow Meter	N ₂ O flow rate	O ₂ flow rate
Loadcell	thrust	thrust
	N ₂ O weight	-

터를 나타내었다. 계측된 센서로부터의 신호는 DAQ 보드를 통해 PC에 실시간 저장된다.

2.6 지원 설비

시험시 발생하는 소음을 최소화하기 위해 로켓 엔진 노즐 후방에 원형관의 이동식 소음기를 부착하였으며 소음기의 좌우에는 2.5 m 높이의 방음벽을 가설하였다. 화염이 분출되는 소음기 출구 후방에는 화염과 고온의 연소 가스를 상부로 확산시키기 위한 경사 편향관을 설치하였다.

2.7 안전 절차 및 설비

시험 시작 전 경광등을 작동하고, 안내 방송을 실시하여 연소시험장 주변의 접근 인원을 통제한다. 시험 중의 화재에 대비하여 대용량의 CO₂ 소화기를 비치하였으며 별도의 물탱크에 방화수를 저장하고 비상 상황시 펌프를 작동하여 방화수를 고압 분사하여 화재를 진압하도록 설비하였다.

3. 연소시험 결과



Fig. 2 Firing test of 50 kgf class

Figure 2는 추력 50 kgf 급의 하이브리드 로켓 엔진의 연소 시험 장면으로 연료는 폴리에틸렌 산화제는 액체 N₂O를 사용하였다. 연소시 화염 형상은 매우 안정한 모습을 보였으며 안정적인 데이터 획득이 가능하였다.

4. 결 론

하이브리드 로켓엔진의 지상연소시험 설비를 제작하고 연소시험장을 구축하였으며 추력 50 kgf 급의 연소시험을 수행하여 안정적인 운영 기술을 획득하였다. 본 설비와 운영 경험을 바탕으로 향후 추력 2 tonf 급의 하이브리드 로켓엔진에 대한 연소 특성, 추진 성능, 연소불안정 해석 등의 연구를 지속적으로 수행할 것이다.

후 기

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

참 고 문 헌

1. Tsohas, J., Droppers, L., Glenn, E., Dambach, E., and Heister, S. "Progress in Technology Demonstration for a Small Hybrid Launch Vehicle," AIAA-RS5-2007-5004.
2. H. Nagata, et al., "Development of CAMUI hybrid rocket to create a market for small rocket experiments," Acta Astronautica, Vol. 59, Issue 3, 2006, pp. 253-258
3. Dyer, J., Doran, E., Dunn, Z., Lohner, K., Bayart, C., Sathwani, A., Zilliac, G., Karabeyoglu, A., and Cantwell, B., "Design and Development of a 100 km Nitrous Oxide/Paraffin Hybrid Rocket Vehicle," Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 2007.
4. 강동혁, 임병직, 문일윤, 서성현, 한영민, 최환석, "액체로켓 연소기 지상연소시험설비 운영 및 관리 기술," 한국추진공학회지, 제 11권, 제3호, 2007, pp.43-49
5. K. H. Kim., J. K. Kim., "Korea First Development of Hybrid Rocket SRH-II," Asri 11th Annual Conference, Sydney, Australia, December 2001.