

## 소형 하이브리드 로켓의 시험 발사 및 고도 측정

오지성\* · 신준수\* · 문근환\* · 이정표\* · 문희장\*\* · 성홍계\*\* · 김진곤\*\*

### Launch and Altitude Measurement of Small Hybrid Rocket

Ji-Sung Oh\* · Jun-Su Shin\* · Keun-Hwan Moon\* · Jung-Pyo Lee\* ·  
Hee-Jang Moon\*\* · Hong-Gye Sung\*\* · Jin-Kon Kim\*\*

#### ABSTRACT

In this study, small hybrid rocket was launched and flight altitude was measured. Flight path of rocket was analyzed with exterior ballistics analysis result. The data acquisition equipment was loaded in rocket and two launch test were performed. HDPE was used as fuel and  $N_2O$  as oxidizer for this study.

Key Words : Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Altitude Measurement(고도 측정),  
C.G(무게 중심), C.P(압력 중심)

#### 1. 서 론

본 연구에서는 소형 관측위성(CANSAT)을 목표 고도에 올릴 소형 하이브리드 발사체를 제작 및 시험 발사하여 하이브리드 발사체의 비행궤도를 직접 제작한 데이터 획득장치를 이용하여 수집하고, 로켓의 비행궤도를 외탄도 해석한 결과와 비교·분석하였다. 하이브리드 발사체의 시험 발사는 총 2회 수행하였고 [1], 제작된 비행 안정성 및 비행 고도 분석을 하기 위하여 'ROCKSIM' [2] 소프트웨어를 이용하였다.

#### 2. 본 론

##### 2.1 하이브리드 로켓 개발

HDPE/ $N_2O$ 를 적용한 소형 하이브리드 추진 발사체의 개발을 위해 내탄도 및 외탄도 해석을 통해 설계하였고, 제작된 모터는 Vertical Test Bed를 사용하여 지상 추력실험을 수행하였다. 내탄도 해석을 통하여 연료 그레이인, 노즐, 인젝터 등의 엔진부를 설계하였고, 외탄도 해석을 통해 노즈콘, 핀, 로켓 동체 등의 로켓 외형을 설계 하였다. 본 연구에서 개발한 하이브리드 발사체의 설계 조건은 Table. 1과 같고, 로켓 연소실부 설계는 Ref. 1에서의 기법을 참고 하였다. 로켓의 동체는 산화제 탱크와 엔진부가

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

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

위치하는 1단 동체와 사출장치와 Pay load가 위치하는 2단 동체로 나누어 설계하였다. 설계된 로켓의 구성도는 Fig. 1과 같다. 본 연구에서는 총 2기의 하이브리드 로켓을 제작 및 시험발사하였고, 이에 대한 각 로켓의 제원은 Table. 2와 같다. 이에 대한 자세한 설명은 추후 하겠다.

Table. 1 Design condition

Fuel	HDPE
Oxidizer	N <sub>2</sub> O
Design Thrust	50 kgf
Ox Tank Pressure	50 bar
Chamber Pressure	35 bar
Burn Time	2.5 sec
Expectation Altitude	500 m
Total weight	12.5 kg

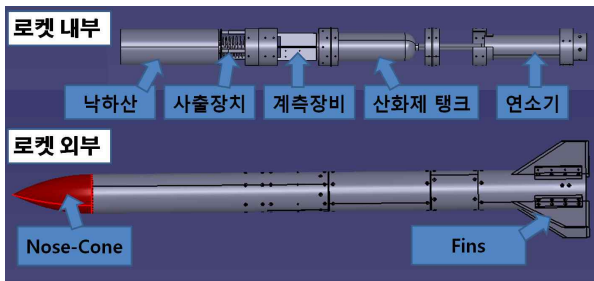


Fig. 1 The components of rocket

Table 2. Manufactured hybrid rocket dimension

Rocket vehicle No.	1	2
Total length (m)	1.8	
External dia (mm)	114	
Total weight (kg)	15.8	13.77
Data acquisition device operation	×	○
Combustion Chamber Design		
Port number	5	
O/F ratio	9	
Fuel outer dia (mm)	60	
Fuel port dia (mm)	10	
Fuel length (mm)	141	190
Orifice	1.5 mm * 3	5 mm
Nozzle throat dia (mm)	10.9	13.5

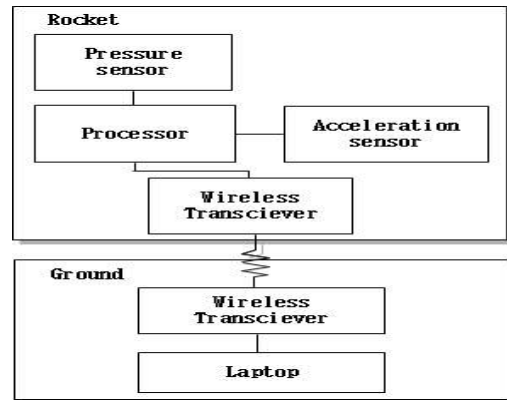


Fig. 2 Schematic diagram of data acquisition device

### 2.2 데이터 획득장치

계측 탑재물은 시간에 따른 로켓의 고도 및 가속도를 측정하기 위한 것으로, Data 수집 장치는 Atmel의 atmega 128 프로세서를 기반으로 한 Freescale의 가속도 센서 MMA7260Q와 Motorola의 압력 고도 센서인 MPXH6115를 사용하였다. 통신을 위해 2.4 Ghz 송수신기를 사용하였으며, 10 hz의 Data를 송신하도록 설계되었다. 압력 고도는 미국 표준대기표의 1 km 까지의 측정값을 100 m 씩 Piecewise-Linear로 보간법을 이용하여 나타내었다. 압력 고도 센서는 -40~125 °C에서 온도 보상을 하며 정확도는 ±1.5 % 이다.

### 2.3 1차 지상 추력실험 결과 및 최종발사

Figure 3은 1차 지상 추력실험 결과로(2010년 9월2일) 시간에 대한 산화제 탱크 압력과 추력의 변화를 보여주고 있다. 실험결과 추력이 약 31 kgf로 설계추력(50 kgf) 보다 낮게 나타남을 볼 수 있다. 이는 설계 시 이론 Isp와 실험 Isp의 차이를 고려하지 못한 것으로, 해석 결과 Isp 효율이 약 0.7로 나타났다. 이처럼 낮은 효율의 주요인은 연소실 내에서 액체 N2O의 불완전한 기화로 인한 것으로 판단된다.

완성된 1호 하이브리드 로켓의 제원은 Table 2와 같다. 제작된 탑재부의 길이 증가 및 각 부품의 무게 증가로 인해 발사체의 전장과 총 무게가 설계 하중보다 증가하였음을 볼 수 있다.

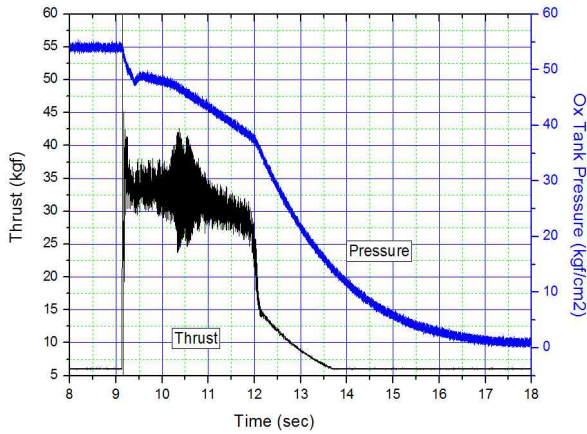


Fig. 3 Thrust and Ox Tank pressure curve (No. 1)

1차 소형 하이브리드 로켓 발사는 2010년 9월 4일 시화방조제에서 실시하였다. 발사 당일의 기온은 약 28 °C, 상대습도는 약 70 % 였다. 발사결과 초기점화 및 산화제 유출이 성공적으로 진행되어 로켓의 발사에는 문제가 없었으나, 사출장치의 오작동으로 데이터 획득장치가 파손되어 하이브리드 로켓의 고도 측정이 되지 않았다. 정확하지는 않지만 발사 당시 육안 및 비행 촬영 동영상으로 로켓 비행궤도를 분석한 결과, 발사고도는 약 100 m 미만으로 목표고도에 못 미치는 결과가 나타났고, 로켓이 발사대를 떠난 후 발사궤도가 발사각을 유지하지 못하고 지면 방향으로 기울은 후 날아가는 현상이 나타남을 확인 할 수 있었다.

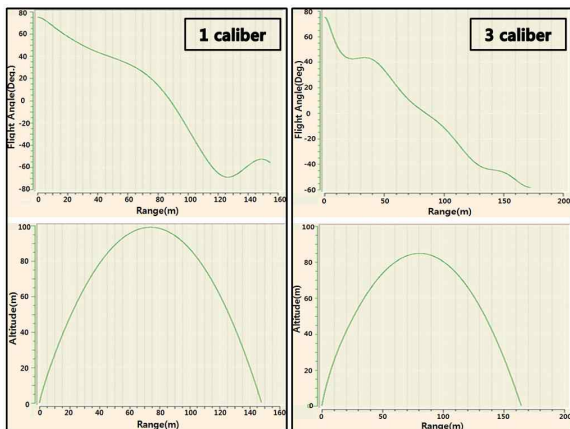


Fig. 4 Rocket trajectory analysis on the caliber

이에 대한 첫 번째 원인으로는 설계추력이 50 kgf 이지만 지상추력 실험 결과 평균추력이 약 35 kgf 로 나타났기 때문에, 발사체가 목표 고도에 도달하지 못한 것으로 해석된다. 로켓 총 중량은 증가한 반면 추력은 감소해 로켓 하중대 추력 비가 작아 성능이 낮아진 것으로 보인다.

두 번째 원인으로는 제작된 로켓이 비행정안정성에서 ‘Over stable’ 하기 때문에 로켓이 발사대를 떠난 후 발사각을 유지하지 못하고 꺾이는 현상이 나타나는 것으로 판단된다. 일반적으로 무게중심(C.G)과 압력중심(C.P) 사이의 거리가 로켓 외형 동체의 1~2 배 사이일 때 정적으로 안정하다고 알려져 있다. (One Caliber Stability) [3] 발사체 제작 후 비행 정안정성 해석 결과, 발사체 각 부품의 무게 변화로 인해 C.G와 C.P 사이의 거리가 3 caliber로 ‘over stable’ 상태로 나타났다. 발사체의 비행정안정성 측면에서 ‘over stable’ 은 발사체 주위의 바람 등의 외력에 대해 너무 빠른 복원력을 초래하게 된다.[3] Fig. 4는 C.G와 C.P 사이의 거리가 1 caliber인 경우와 3 caliber인 경우에 비행궤도를 ‘ROCKSIM’을 이용하여 해석한 것이다. 추력 및 연소시간은 각각 35 kgf, 2.5 초로 설정하였다. C.G, C.P 간의 거리가 1 caliber의 경우가 3 caliber 보다 최고 고도가 높은 반면

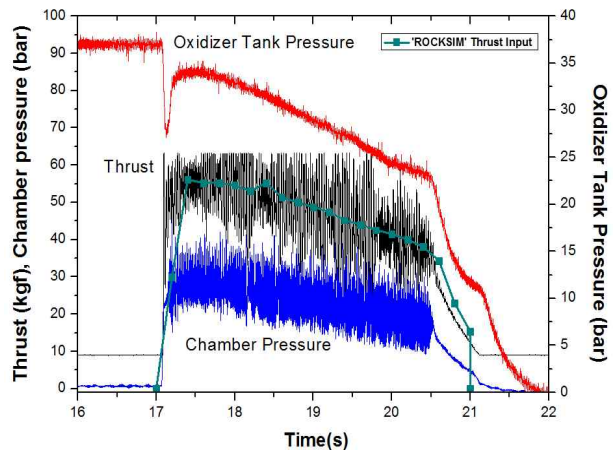


Fig. 5 Thrust and pressure curve (No. 2)

수평거리는 작게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이는 'Over stable' 한 경우 비행각도가 급격이 변하기 때문으로 해석된다. 계측 장비의 작동이 정상적으로 작동하지 않아 로켓의 정확한 비행 궤도를 확인 할 수는 없지만, 로켓의 최고고도 및 수평거리는 외탄도 해석 결과와 차이가 크게 나타나지 않는 것으로 예상된다.

마지막 원인으로 발사대가 구조적으로 약하기 때문에, 발사대 가이드가 로켓의 하중을 견디지 못하고 중력방향으로 쳐져 로켓의 발사각이 변경된 것으로 판단된다. 발사 후 발사 동영상 확인 결과 로켓 발사 시, 발사대 가이드가 많이 떨림을 확인했다.

**2 4 2차 지상 추력실험 결과 및 최종발사**

1차 실험의 문제점을 보완하고 하이브리드 로켓의 고도 측정 데이터를 획득하기 위하여 2차 실험을 수행하였다. 우선 로켓의 무게를 약 2 kg 줄였고, C.G-C.P 간의 거리를 2 caliber로 하기 위하여 핀을 재설계하였다. 또한 발사대를 재설계하여 구조적 강도를 증가시켰다.

Figure 5는 2차 지상 추력실험 결과로(2010년 11월 18일) 시간에 대한 산화제 탱크 압력과 추력의 변화를 보여주고 있다. N2O 산화제 탱크의 압력이 약 37 bar로 설계보다 낮게 나타남을 볼 수 있다. N2O 산화제는 자발가압, 경제성 및 안전성 등의 많은 장점이 있지만 온도에 따른 증기압의 변화가 큰 특성이 있다. (293 K : 50 bar, 280 K : 37 bar) 따라서 N2O를 산화제로 적용할 경우 대기조건에 따른 탱크내의 상태변화를 고려해야 하겠다.

지상추력실험 결과, 설계보다 낮은 산화제 탱크압력으로 인해 추력이 낮게 발생하였고, 이를 해결하기 위해 Table. 2에서와 같이 노즐목 직경 및 산화제 인젝터 직경을 증가시켰다. 지상 추력실험 결과 평균추력은 약 45 kgf로 1차 실험에 비해 증가하였지만 설계추력에는 여전히 미치지 못한 결과가 나타났다. 따라서 본 연구진은 설계 목표고도를 맞추기 위한 방안으로, 연소시간을 약 4 sec로 늘려 총 추력량(Total

Impulse)을 증가 시켰다.

소형 하이브리드 로켓발사는 2010년 11월 20일에 1차 발사와 동일한 장소에서 실시하였다. 발사 당일의 기온은 약 10.2 °C, 상대습도는 약 54 % 였다. 2차 발사시험에서는 로켓이 성공적으로 비행하였을 뿐만 아니라, 데이터 획득장치

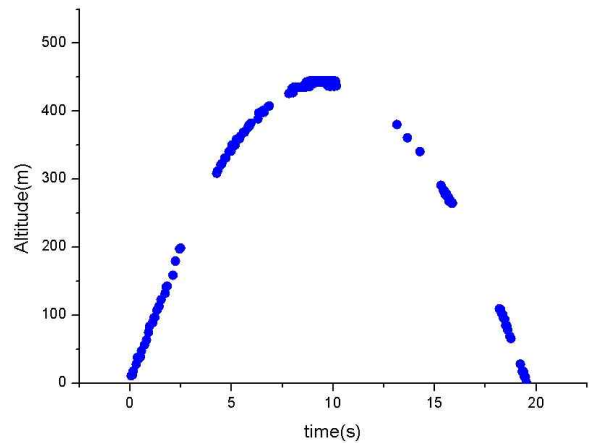


Fig. 6 Hybrid rocket vehicle trajectory

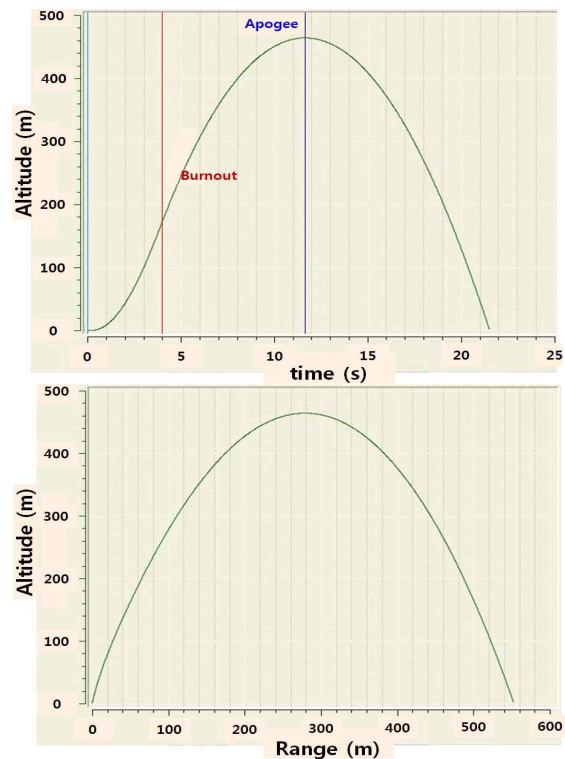


Fig. 7 Rocket trajectory analysis

가 정상적으로 작동 하였다. 수집된 고도 데이터는 Fig. 6과 같이 성공적으로 획득했음을 볼 수 있지만, 가속도 데이터는 비행중 로켓의 극심한 진동으로 발생하는 노이즈로 인해 신뢰하기 어려웠다.

'ROCKSIM' 프로그램을 이용한 하이브리드 로켓 2호의 외탄도 해석은 Fig. 7과 같다. 본 발사체의 제원을 적용하여 해석하였고, 발사각 80° 에 4 sec 연소를 설정하였다. 'ROCKSIM' 프로그램에 입력되는 시간에 따른 추력값은 실제 지상추력시험 데이터를 바탕으로 하였고, 입력 추력값은 Fig. 5에 나타나 있다. 해석 결과 로켓은 발사 후 약 11.5 초에 최고 고도 약 460 m에 도달하는 것으로 나타났고, 실제 발사한 로켓의 비행궤도(Fig. 6)와 큰 차이 없이 잘 일치함을 볼 수 있다.

### 3. 결 론

본 연구를 통해 총 2회의 소형 하이브리드 로켓의 시험발사를 수행하였고, 하이브리드 로켓 발사의 기초 기술을 확보할 수 있었다. 또한 외

탄도 해석을 통해 발사된 로켓의 비행궤도를 분석하였고, 직접 제작한 데이터 획득 장치로 로켓의 고도측정을 성공적으로 수행하였다. 본 연구진이 제작한 데이터 획득장치로 수집한 비행궤도와 'ROCKSIM'을 이용한 외탄도 해석 결과가 큰 차이가 없음을 확인하였다.

### 후 기

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

### 참 고 문 헌

- [1] 이민호 외, "PE/LN20 소형 하이브리드 시험발사 및 비행궤도 분석", 한국추진공학회, 2010년, 추계학술대회
- [2] Apogee components, "ROCKSIM v9.0"
- [3] G. Harry Stine, "Hand Book of Model Rocketry", 6th Edition, Wiley