

# PE/LN<sub>2</sub>O 소형 하이브리드 시험발사 및 비행궤도 분석

이민호\* · 김재욱\* · 신준호\* · 엄용경\* · 오유진\* · 이선재\* ·  
정영규\* · 조재윤\* · 최영록\* · 이정표\*\* · 김진곤\*\*\*

## Launch of PE/LN<sub>2</sub>O Hybrid Rocket Vehicle and Analysis of Flight Path

Minho Lee\* · Kim Jaewook\* · Sin Junho\* · Um Yongkyung\* · Oh Yujin\* · Lee Sunjae\* ·  
Jung Youngkyu\* · Jo Jaeyun\* · Choi Youngrok\* · Jung-pyo Lee\*\* · Jinkon Kim\*\*\*

### ABSTRACT

The purpose of this study is to develop basic technology of hybrid rocket vehicle by constructed and launched. This small hybrid rocket using HDPE/LN<sub>2</sub>O and Aluminium steel for its body (weight : 12.5 kg, diameter : 114 mm, height : 1.8 m) was designed. The fuel grain and injector were designed for 50 kgf thrust and burning time 2.5 sec. This rocket was loaded the data acquisition device for obtaining data of pressure and velocity during its flying and equipped an automatic ejector system using spring/motor and timer to collect the rocket more safely after launching. It was launched successfully, but found some problem that the rocket's weight was heavier than expected and the thrust was not enough to reach the designed altitude and analyzed its flight path way.

### 초 록

본 연구는 소형 하이브리드 로켓의 제작 및 발사를 통해 하이브리드 발사체의 기초 발사기술을 확보하는 것이다. 연료로는 HDPE, 산화제는 LN<sub>2</sub>O를 적용하였으며, 알루미늄 외형재질의 설계 총 무게 12.5 kg, 외경 114 mm, 전장 1.8 m의 소형 하이브리드 로켓을 설계하였다. 로켓의 목표고도는 500 m로 설정하였고, 목표 추력 50 kgf와 연소시간 2.5 초의 연료 그레인 및 인젝터를 설계 및 제작 하였다. 발사 후 실시간 압력 및 속도 등의 데이터를 수집하기 위한 데이터 획득장치와 로켓의 안정적인 회수를 위한 스프링-모터를 이용한 사출장치를 제작·탑재 하였다. 로켓의 발사는 성공적으로 수행되었으나, 로켓 중량의 증가 및 추력의 부족으로 설계 최고 고도에는 로켓이 미치지 못했고, 로켓의 비행 궤도를 분석하였다.

Key Words: Hybrid Rocket Engine(하이브리드 로켓 엔진), Rocket Design(로켓설계), LN<sub>2</sub>O(액체 아산화질소), Hybrid Vehicle(하이브리드 발사체)

## 1. 서 론

본 연구의 목적은 소형 관측위성(CANSAT)을 목표 고도에 올릴 소형 하이브리드 발사체를 제작하고 비행안정성 분석 및 시험발사를 통하여, 하이브리드 추진시스템의 발사체 적용 시 고려해야 할 점을 고찰하는데 있다. 본 연구는 중·대형 하이브리드 발사체의 발사 기초기술을 확보하기 위해 2009년부터 수행되어오는 것으로, 한국항공대학교 HRPL에서는 2009년도에 소형 하이브리드 발사체 1기를 발사한 경험이 있다. [1] 본 연구에서 시험 발사된 발사체는 작년에 수행된 연구를 바탕으로 개발하였으며, 알루미늄 동체, 스프링-모터 사출 방식 등을 개선하였다. 또한 'ROCKSIM' [2] 소프트웨어를 이용하여 발사체의 비행안정성 분석을 수행하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 하이브리드 로켓 개발

본 연구는 HDPE/LN<sub>2</sub>O를 적용하는 소형 하이브리드 로켓 발사체의 설계 및 제작·발사를 수행하는 것으로, 내탄도 해석을 통하여 연료 그레인, 인젝터, 노즐 등의 엔진부를 설계하였고, 외탄도 해석을 통해 로켓 외형을 설계 하였다. 제작된 엔진은 Vertical Test Bed를 이용해 지상 추력실험을 수행하였고, 로켓 회수에 필요한 낙하산, 사출 장치, 발사대, 점화 장치 등 하이브리드 로켓의 발사에 필요한 부분을 직접 설계·제작 하였다. 본 연구에서 개발한 하이브리드 발사체의 설계 조건은 Table. 1과 같고, 로켓 연소실부 설계는 Ref. 1에서와 동일한 기법으로 하였다.

### 2.2 로켓 외형 설계

로켓의 동체는 외경 114 mm, 두께 3 mm의 알루미늄 파이프를 적용하였고, 산화제 탱크와

Table 1 Design condition

Fuel	HDPE
Oxidizer	LN <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
Combustion Chamber Design	
O/F Ratio	9
Fuel Outer Dia	60 mm
Fuel Port Dia	10 mm
Fuel Length	140 mm
Port Number	5
Nozzle Throat Dia	10.9 mm

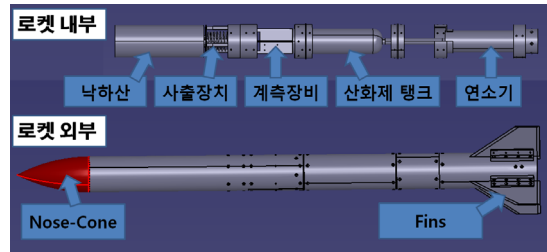


Fig. 1 The components of rocket

엔진부가 위치하는 1단 동체와 사출장치와 Payload가 위치하는 2단 동체로 나누어 설계하였다. 로켓의 설계 전장은 1.5 m, 총 무게는 12.5 kg이고, 노즐은 제작이 용이한 스티로폼을 이용하여 Ogive 형상으로 설계하였다. 설계된 로켓의 구성은 Fig. 1과 같다.

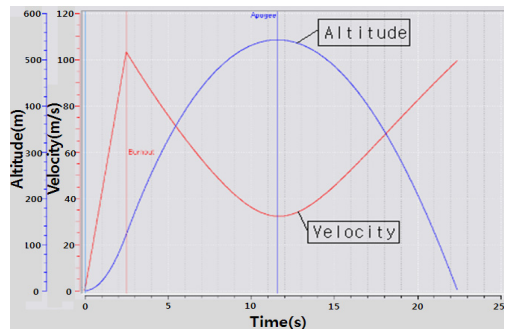


Fig. 2 Flight simulation results

\* 학생회원, 한국항공대학교 기계공학과

\*\* 학생회원, 한국항공대학교 대학원

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

로켓의 외탄도 해석은 'ROCKSIM' [2] 프로그램을 이용하였고, 본 발사체를 적용하여 발사각 75°에 추력 50 kgf로 2.5 초간 연소를 가정해 해석한 결과 로켓은 발사 후 11.5 초에 최고 고도 540 m에 도달하는 것으로 나타났다. Fig. 2는 'ROCKSIM' 프로그램을 이용한 소형 하이브리드 로켓의 외탄도 해석 결과이다.

### 2.3 사출 장치

본 연구실에서 2009년에 개발한 로켓 사출장치는 화약을 사용하는 방식으로 신뢰도가 높고 경량으로 만들기 쉬운 장점이 있으나, 날씨 등 주변 환경의 영향을 많이 받아 사출 작동시간을 제어하지 못하는 문제점이 있고, 특히 화약을 이용한 사출은 높은 발생열로 인해 payload와 낙하산에 영향을 줄 수 있다는 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 전기장치(스프링-모터)를 이용한 보다 신뢰성 있는 사출 장치를 설계, 제작하였다.

본 연구에서 설계된 사출장치는 모터, 스프링, 스프링 지지대, 타이머 등으로 구성된다. 압축된 상태의 스프링이 지지된 상태에서, 요구되는 시간에 타이머가 작동하면 모터는 작동하게 되고, 모터가 회전하면 압축된 스프링은 탄성력으로 탑재부와 낙하산을 발사체 동체 밖으로 밀어내게 된다. 스프링-모터 사출장치는 수차례 지상시험을 성공적으로 수행하였고, 장치의 사출 신뢰성을 확보하였다.

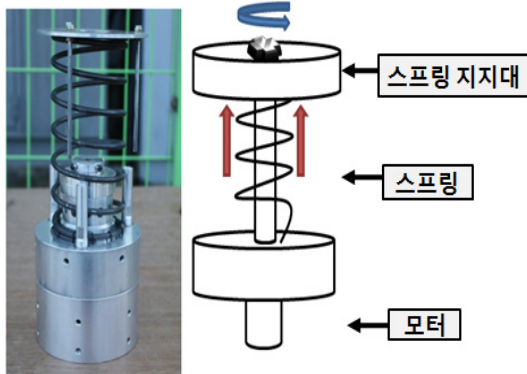


Fig. 3 The Ejector using motor and timer

### 2.4 Payload

계측 탑재물은 시간에 따른 로켓의 고도와 가속도 측정을 위한 것으로 압력 센서와 가속도 센서를 장비한 ATMEGA 128 모듈(R-DAS)을 2단 동체에 탑재 하였다.

### 2.5 지상 추력실험 결과

Figure 4는 2010년 9월 2일에 지상 추력 실험한 결과로 시간에 대한 산화제 탱크 압력과 추력의 변화를 보여주고 있다. 실험결과 추력이 약 35 kgf로 설계추력(50 kgf) 보다 낮게 나타남을 볼 수 있다. 이는 설계 시 이론  $I_{sp}$ 와 실험  $I_{sp}$ 의 차이를 고려하지 못한 것으로, 해석 결과  $I_{sp}$  효율이 약 0.7로 나타났다. 이처럼 낮은 효율의 주요인은 연소실 내에서 LN2O의 불완전한 기화로 인한 것으로 판단된다.

또한 설계 탱크압이 50 bar 인 반면 실험 탱크압은 약 55 bar 인 것을 확인 할 수 있다. 산화제 N2O는 자발가압, 경제적, 및 안전성 등의 많은 장점이 있지만 온도에 따른 증기압의 변화가 크다. N2O의 증기압은 20 °C 상온에서 약 50 bar 이지만, 실험 시의 대기온도는 약 28 °C로 증기압이 약 55 bar로 상승했음을 볼 수 있다. 산화제 저장탱크의 압력에 따라 산화제 유량이 달라지므로, N2O를 산화제로 적용할 경우 대기 조건에 따른 탱크내의 상태변화를 고려해야 하였다.

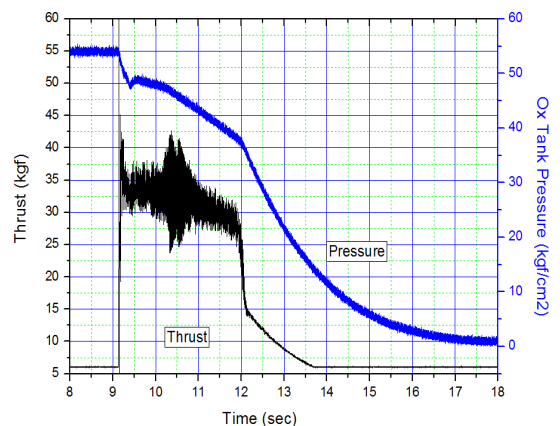


Fig. 4 Thrust and Ox Tank pressure curve

## 2.6 최종 발사 및 비행궤도 해석

완성된 하이브리드 로켓의 제원은 Table 2와 같다. 제작된 탑재부의 길이 증가 및 각 부품의 무게 증가로 인해 발사체의 전장과 총 무게가 증가하였음을 볼 수 있다. 발사체 제작 후 비행 정안정성 해석 결과, 발사체 각 부품의 무게 변화로 인해 무게중심(C.G)와 압력중심(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]

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, 발사고도가 100 m 미만으로 목표고도에 못 미치는 결과가 나타났고, 로켓이 발사대를 떠난 후 발사궤도가 발사각을 유지하지 못하고 지면방향으로 꺾인 후 날아가는 현상이 나타났다.

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

두 번째 원인으로서는 제작된 로켓이 비행정안정성에서 'Over stable' 하기 때문에 로켓이 발사대를 떠난 후 발사각을 유지하지 못하고 꺾이는 현상이 나타나는 것으로 판단된다. 일반적으로 C.G와 C.P 사이의 거리가 로켓 외형 동체의 1~2 배 사이일 때 정적으로 안정하다고 알려져 있다. (One Caliber Stability) [3] Fig. 5는 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 수평거리는 작게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이는 'Over stable' 한 경우 비행각도가 급격히 변하기 때문으로 해석된다. 계측 장비의

Table 2 Manufactured hybrid rocket dimension

Total length	1.8 m
External diameter	114 mm
Payload weight (Including mount)	2.5 kg
Total weight	15.8 kg

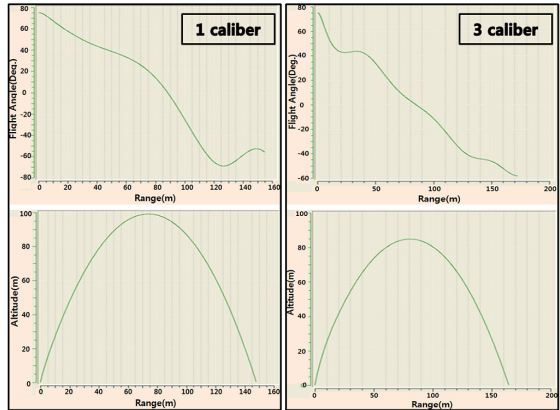


Fig. 5 Rocket trajectory analysis on the caliber

작동이 정상적으로 작동하지 않아 로켓의 정확한 비행궤도를 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 처져 로켓의 발사각이 변경된 것으로 판단된다. 발사 후 발사 동영상 확인 결과 로켓 발사 시, 발사대 가이드가 많이 떨림을 확인했다.

본 연구는 2009년 1차 발사 이후 지속적으로 수행되는 것으로, 본 연구에서 나타난 문제점들을 보완해 2010년 11월에 소형 하이브리드 로켓을 추가 발사할 계획이다.

## 3. 결 론

본 연구는 소형 하이브리드 로켓을 설계, 제작 및 발사하여 하이브리드 발사 기초기술을 확보하는 것으로, 2009년부터 지속적으로 수행되고

있다. 소형 하이브리드를 기발사한 경험을 바탕으로 로켓을 제작하였으며, 알루미늄 동체의 적용과 스프링-모터 사출 시스템 등의 발사 시스템을 보완하였다.

지상 추력시험 결과, LN<sub>2</sub>O의 불완전한 기화로 인해  $I_{sp}$  효율이 떨어져 실제 발사 시 추력이 설계치에 못 미치는 결과가 나타났다.

로켓 발사는 성공적으로 수행되었으나, 완성된 로켓의 추력은 감소한 반면 중량이 증가하여 하이브리드 로켓이 목표 고도에 도달하는데 실패했다. 계측 기기의 데이터를 얻지 못해 정확하게 외탄도 해석을 수행하기는 어렵지만 하이브리드 로켓의 비행 궤도를 분석한 결과, 로켓이 발사대를 벗어난 후 발사각을 유지하지 못하고 지면방향으로 꺾인 후 날아가는 현상을 볼 수 있었다. 이는 추력의 감소와 로켓 총 중량의 증가, 'Over stable'한 로켓의 비행안정성, 그리고 발사대가 구조적으로 안정하지 못한데 그 원인이 있는 것으로 판단된다.

본 연구실에서는 발사체의 추력 감소 및 무게 증가, 발사대의 구조적 안정성 등의 문제점을 보완하여 추가 발사를 수행할 계획이다.

## 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. 김현우 외, "추력 50 kgf 급 PE/LN<sub>2</sub>O 소형 하이브리드 로켓 제작 및 시험발사", 한국추진공학회, 2009년, 추계 학술대회
2. Apogee components, "ROCKSIM v9.0"
3. G. Harry Stine, "Hand Book of Model Rocketry", 6th Edition, Wiley