

추력 50 kgf 급 PE/LN₂O 소형 하이브리드 로켓 제작 및 시험발사

김현우* · 전민호* · 오지성* · 한세희* · 강민석* · 장형규* · 배태현* · 김희용* · 이선재* · 김진곤**

Manufacture & Launch of Small PE/LN₂O Hybrid Rocket with 50 kgf Thrust Level

Hyeonwoo Kim* · Minho Jeon* · Jisung Oh* · Seehee Han* · Minseok Kang*
Hyounggui Jang* · HeeYong Kim* · Taehyun Bae* · Sunjae Lee* · Jinkon Kim**

ABSTRACT

The small size of hybrid rocket using PE-LN₂O was designed, constructed and launched for a development basic technology of Hybrid rocket vehicle. The hybrid engine ignition system was designed with valve system using external actuator and confirmed working without any fault. To design fuel grain an internal ballistics design was carried out, and to estimate rockets flight path an external ballistics analysis was carried out. So the rocket was designed and constructed, and the launch test proves that hybrid rocket's design was suitable. The hybrid rocket(weight : 9kg, diameter : 110 mm, height : 1.7 m) was launched successfully. But parachute was deployed on mid-flight and the mission could not finish its purposed flight. Some of problems were found in this activity but next launch vehicle will be improved

초 록

PE/LN₂O를 적용한 소형 하이브리드 추진 시스템을 설계, 제작 및 발사하여 하이브리드 로켓 발사체 개발에 대한 기반 기술을 확보하였다. 외부 액추에이터를 적용한 밸브 시스템을 하이브리드 엔진에 적용하였고, 밸브 개폐 시스템이 문제없이 작동함을 확인했다. 연료 그레인을 설계하기 위해 내탄도 설계를 수행했고, 로켓의 비행궤도를 예측하기 위한 외탄도 해석을 수행하여 로켓을 설계·제작 하였고, 발사 실험을 통해 하이브리드 로켓 설계의 타당성을 확인 하였다. 제작된 하이브리드 로켓은 무게 9 kg, 외경 110 mm, 전장 1.7 m로 성공적으로 발사하였으나, 추력 비행구간 중에 사출이 되어 최적 비행을 하지 못했다. 또한 설계치에 못 미치는 낮은 추력특성 등의 문제점을 확인하였고, 추후 하이브리드 발사체 개발에 대한 개선사항을 제시하였다.

Key Words: Hybrid Rocket Engine(하이브리드 로켓 엔진), Rocket Design(로켓설계), LN₂O(액체 아산화질소), Hybrid Vehicle(하이브리드 발사체)

* 학생회원, 한국항공대학교 기계공학과

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

본 연구의 목표는 소형 하이브리드 로켓을 개발 및 발사하여 하이브리드 추진시스템의 발사체 적용 시 고려해야 할 사항을 고찰하는 것이다. 하이브리드 로켓은 액체·고체 로켓과 달리 산화제 유속에 따른 후퇴율의 변화가 추력과 밀접한 관련이 있기 때문에, 이를 고려한 설계가 요구된다. 또한 본 연구에서는 소형 하이브리드 발사체에 적합한 산화제 유량 컨트롤 밸브 시스템, 점화 장치, 지상 연소실험 장치, 발사대 및 각종 로켓 발사 관련 부품을 직접 제작하였다.

2. 본 론

2.1 하이브리드 로켓 개발 과정

본 연구에서는 PE/LN₂O를 적용한 소형 하이브리드 추진 발사체의 개발을 목적으로 내탄도 및 외탄도 해석을 통하여 연료 그레이인 및 로켓 외형을 설계하였고, 제작된 모터는 Vertical Test Bed를 사용하여 지상 추력실험을 수행하였다. 또한 로켓 회수 장치, 발사대, 및 점화 장치 등 로켓 발사에 필요한 장치를 직접 제작 및 시험하였으며, 로켓 발사를 수행함으로써 개발된 발사체의 성능을 확인하였고, 이를 통해 하이브리드 발사체 개발에 대한 기초 기술을 확보하였다. 본 연구의 발사체 개발 과정은 Fig. 1과 같다.

2.2 로켓 설계

CEA 코드를 이용하여 PE/LN₂O 추진제의 최적 O/F 비가 8임을 확인했고, 이를 통해 구한 산화제 및 연료의 유량으로 연료 그레이인, 노즐, 인젝터 등을 설계하였다. 연료 그레이인 설계에서 필요한 산화제 유속에 대한 후퇴율 관계식은 본 연구실에서 확보하고 있는 실험식을 적용하였고, 최종적으로 5 port, 포트직경 10 mm, 연료길이 175 mm의 연료 그레이인을 설계·제작 하였다.[1] 노즐은 제작의 편의성을 고려하여 카본 재료를 사용하였고, conical 노즐 형상으로 수축각 45°, 확산각 15°로 제작하였다. 인젝터는 마찰 손실을 줄이기 위해 divergent 형상을 갖도록 하였고, 포트 개수 3, 직경 1.5 mm로 설계 및 제작하였다.

로켓의 동체 외경은 110 mm로 3 mm 두께의

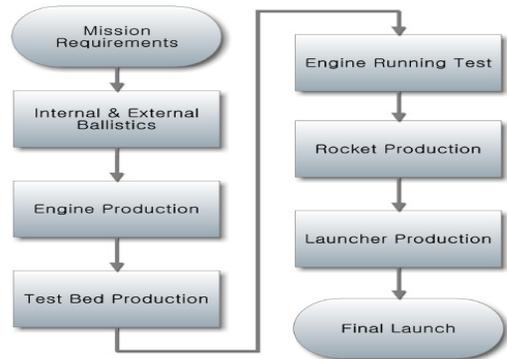


Fig. 1. Design Process of the Hybrid Rocket

지관을 사용하였고, 사출장치와 낙하산이 들어가는 1단 동체와 산화제 탱크와 연소실이 들어가는 2단 동체로 구분하였다. 노즈콘은 ogive 형상으로 설계하였고, 노즈콘의 내부에는 고도 및 가속도를 측정할 수 있는 데이터 수집 장치를 삽입하였다. 핀은 안정성을 고려하여 4 pin, swept 형상으로 설계하였다. 소형 하이브리드 로켓의 설계 조건은 아래 Table 1과 같고, 설계된 로켓의 형상은 Fig. 2와 같다.

하이브리드 로켓의 외탄도 해석은 ‘Spacecad’ 프로그램을 이용하였다. 로켓은 비행 안정성을 위해 압력중심이 항상 무게중심보다 뒤에 있어야 하므로 모터, 산화제 탱크, 낙하산 및 탑재물 등 로켓 구조물의 중량과 위치를 고려하여 무게중심을 계산하였고, 노즈콘, 동체, 핀 등의 로켓 외부 형상으로 압력중심을 구하였다. 해석결과

Table 1. Design Condition

| | |
|----------------------|-------------------|
| Fuel | PE |
| Oxidizer | LN ₂ O |
| Design Thrust | 50 kgf |
| Chamber Pressure | 35 bar |
| O/F Ratio | 8 |
| Burn Time | 2.5 sec |
| Total length | 1.7 m |
| External diameter | 110 mm |
| Total weight | 7.5 kg |
| Payload weight | 1 kg |
| Expectation Altitude | 1 km |



Fig. 2. Design of Hybrid Rocket

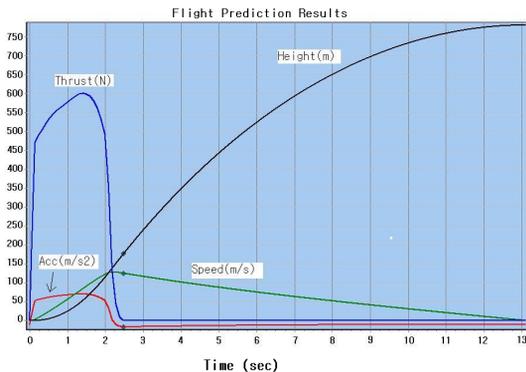


Fig. 3. flight Prediction Results

연소 전 무게중심은 하단을 기준으로 60 cm, 압력중심은 33 cm로 안정성 계수 3이었고, 연소 후 안정성 계수는 3.03으로 비행 중 안정성을 확인하였다. 평균 추력 490 N, 총 중량 7.5 kg, 연소시간 2.5 sec, 항력계수 0.5를 적용하여 외탄도 해석 결과 총 비행시간 28 sec, 최대고도 780 m의 결과를 보였다.

2.3 로켓 엔진 구조 및 점화장치

하이브리드 로켓 엔진은 산화제 탱크, 볼 밸브, 인젝터, 고체연료, 노즐 등으로 구성되어있고, 엔진 금속부품은 발사체 적용을 위해 가볍고

가공이 쉬운 알루미늄을 사용하였다. 산화제 공급배관을 개폐하는 볼 밸브는 로켓 외부의 액추에이터와 연결되어 있고, 전기적 신호로 작동할 수 있도록 하였다. 초기 열원을 제공하기 위한 점화 장치는 고체화약을 사용하여 제작하였고, 정해진 시퀀스에 따라 점화 후 외부 액추에이터가 작동하고 액추에이터와 연결된 볼밸브가 산화제 라인을 개방하게 된다. 산화제가 인젝터를 통해 연소실로 유입되면 연료와 연소반응하여 고온·고압의 연소가스를 발생하고, 이는 노즐을 통해 고속으로 배출되어 추력이 발생한다. 발사된 로켓은 동력비행 및 자유비행을 하고, 외탄도 해석으로 구한 최고 고도 도달시간에서 사출장치가 작동하게 된다.

2.4 계측장비

탑재물은 고도 측정을 위한 압력센서와 속도 측정을 위한 가속도 센서를 장착한 ATMEGA 128 모듈(R-DAS)로 로켓의 노즈콘 내부에 탑재하였다.

2.5 실험결과

Figure 4, 5는 각각 지상 Test 1, 2의 시간에 대한 산화제 탱크 압력과 추력의 변화를 보여주고 있다. 먼저 추력데이터를 보면 초기값이 '0' 값이 아님을 볼 수 있는데, 이는 Vertical Test Bed에 연소실 및 측정 장비가 지지되어 있어 장비의 중량을 추력에 고려해줬기 때문이다. 산화제 가압방식은 블로우다운 방식으로, 산화제 탱크압력은 연소시간에 따라 감소하고, 이에 따라 산화제 유량이 감소하여 추력이 감소함을 확인할 수 있다.

실험 결과 추력은 각각 설계추력의 48%(Test 1), 43%(Test 2)로 낮았다. 원인은 크게 두가지 요인을 들 수 있는데, 첫 번째는 설계 O/F Ratio보다 실험 O/F Ratio가 낮았고(Test 1 : 5.6, Test 2 : 4.9), 두 번째는 I_{sp} 효율이 낮게 나타났다.(Test 1 : 46%, Test 2 : 41%) 첫 번째 요인은 초기 인젝터 설계에 있어 수치적인 오류가 있었던 것으로 확인 되었으며, 두 번째 요인은 LN_2O 의 불완전한 기화로 인해 전반적으로 연소효율이 낮은 것으로 판단된다.

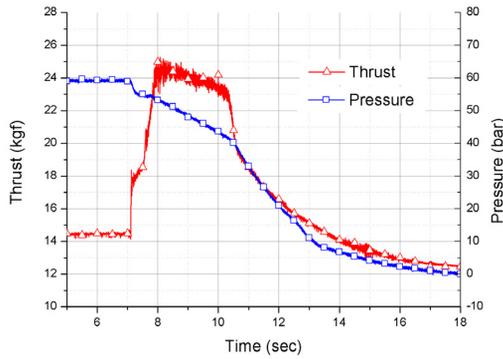


Fig. 4. Thrust and Pressure curves for Test 1

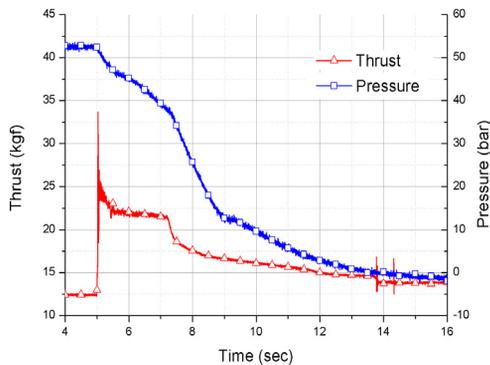


Fig. 5. Thrust and Pressure curves for Test 2

2.6 최종발사

최종발사는 2009년 9월 19일 우금도 간척지에서 실시하였다. 하이브리드 로켓의 전장 및 외경은 설계와 같게 제작되었으나, 사출장치 전원 및 낙하산 결합 부분 등의 부품이 추가적으로 포함되었고 산화제 충전 시 고온에서의 산화제 충전 탱크 가압으로 인해 산화제 주입량이 기존보다 증가하여 주입되어 로켓의 총 무게는 9 kg로 증가하였다. 완성된 하이브리드 로켓의 제원은 Table 2와 같다. 점화 및 산화제 유출이 성공적으로 진행되어 로켓이 지상에서 상공으로 발사하는 데는 문제가 없었으나, 추가된 산화제 주입량으로 인해 최적 사출시간에 오차가 생겨 추력 비행구간에서 사출이 되었다. 이로 인해 회수된 계측장비(R-DAS)의 데이터를 신뢰하기는 어려웠다.

본 연구실은 지속적으로 소형 하이브리드 로켓을 개발하려는 계획이 있으며, 추후에는 본 연구에서 나타난 문제점을 보완해 나갈 것이다.

Table 2. Manufactured Hybrid Rocket Dimension

| | |
|-------------------|-------------------|
| Fuel | PE |
| Oxidizer | LN ₂ O |
| Total length | 1.7 m |
| External diameter | 110 mm |
| Total weight | 9 kg |
| Payload weight | 1.5 kg |

3. 결 론

본 연구를 통해 PE/LN₂O를 사용한 소형 하이브리드 로켓 및 발사 시스템을 개발하였고, 발사 실험을 통해 하이브리드 로켓 발사체 개발에 대한 기반 기술을 확보하였다. 지상 연소실험 결과 인젝터 설계 수치적 오류 및 LN₂O의 불완전 기화로 인해 설계 추력 대 실험 추력이 낮게 나타났다. 최종 발사 실험에서는 계측 탑재물의 데이터를 신뢰할 수 없어 외탄도 해석의 적합성을 확인하기는 어려웠지만, 본 연구를 통해 외부 액추에이터를 적용한 하이브리드 로켓 발사 시스템의 적용 가능성을 확인 할 수 있었다. 본 연구는 하이브리드 발사체 개발에 대한 문제점을 파악하고 연구 방향을 설정하는 선행연구로, 본 연구에서 나타난 문제점을 보완하여 지속적으로 하이브리드 발사체 개발을 진행해 나아갈 수 있도록 하겠다.

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. 김기훈 외, "PE/LN₂O 하이브리드 로켓 모터의 연소특성에 관한 연구," 한국추진공학회, 2009년, 춘계학술대회