

하이브리드 추진 로켓의 소형발사체 적용 연구

김종찬*** · 윤창진* · 염효원* · 조정태* · 문희장** · 김진곤**

The development of small-scale hybrid rocket

Jong-Chan Kim*** · Chang-Jin Yoon* · Hyo-Won Yeum* · Jung-Tae Cho*
Hee-Jang Moon** · Jin-Kon Kim**

ABSTRACT

This paper describes the fundamental research of hybrid-propellant rocket system focusing the flight. The performance of the hybrid-propellant rocket system (using the background of lab-scale tests) for a small-scale launch vehicle could have been validated by static thrust tests and flight tests. Based on this system, it was found that hybrid rocket propulsion system was available in an application to a launch vehicle system.

초 록

본 보고서는 하이브리드 로켓 추진시스템의 실제 비행 가능성에 대한 기초 연구 내용이다. Lab scale 엔진의 실험을 바탕으로 개발된 추력 50~100kgf 급 하이브리드 로켓 추진 시스템은 추력 시험과 소형로켓의 실제 비행을 통해 그 성능을 확인할 수 있었다. 본 연구를 통해, 하이브리드 로켓 추진 시스템이 실제 발사체 시스템으로서 유용하게 적용될 수 있음을 확인해 볼 수 있었다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), N₂O(아산화질소), Small Scale Rocket(소형로켓)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 액체 산화제와 고체연료를 함께 사용하며 고체로켓과 비교시 기동성과 무게의 관점에서 볼 때 낮은 후퇴율로 인하여 다소 불리하다고 볼 수 있는 기관이다. 그러나 고체로켓이 할 수 없는 연소의 중단/재개 및 추력

의 조절이 가능하며 연료와 산화제의 분리로 인한 운용의 안정성, 장기수명을 갖추고 있다. 또한 액체 로켓에 비해 시스템이 간단하여 제작이 용이하며 비용과 안전도의 장점을 가지고 있다.

현재까지 국내에서 하이브리드 로켓을 발사한 경우가 없는 관계로 액체, 고체의 장단점을 가진 하이브리드 추진시스템을 소형 발사체에 적용함으로써 발사체로서의 적용가능성을 알아보았다. 또한 연구 자료를 확보함으로써 국내 대학생 로켓활동의 증진과 발사체 시장에서의 요구조건을 만족시키는 기초기술을 보유할 수 있다.

* 항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 항공대학교 항공우주 및 기계공학과

*** 항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: srs1201@hanmail.net

하이브리드 엔진개발을 위한 기초 자료는 기존의 항공대학교 추진연구실의 랩 스케일 실험 자료를 사용하였다.

2. 본 론

2.1 엔진설계

(1) 엔진 개념설계

본 연구에 사용한 연료 및 산화제는 PE (Polyethylene)와 아산화질소를 사용하였다. 후퇴율 및 이론적 계산식은 참고자료를 기초로 하였고, 그 값은 아래와 같다[1,2].

$$\dot{r} = 3.461 \times 10^{-5} G_o^{0.48} (m/s) \quad (1)$$

위 후퇴율 자료를 사용한 엔진의 계산결과는 다음과 같다.

Table 1. Engine Parameter

Fuel	PE	Oxidizer	N_2O
Avg thrust	50 kgf	Burn time	3 sec
Mixture ratio	8	Chamber pressure	20.42 bar
Fuel density	950 kg/m^3	Oxidizer pressure	50 bar
Fuel length	40 cm	Oxidizer tank length	50 cm (ID : 44 mm)
Nozzle throat area	1.6936 cm^2	Nozzle exit area	5.847 cm^2
Injector diameter	2.47 mm	Specific Impulse	205.9 sec

엔진의 형태는 간단한 구조를 가지며 국내에서 제작이 가능한 형태를 선정하였다. 따라서 단일 파이프 내 엔진케이스와 산화제 탱크가 있는 방식으로 제작을 하였다.

산화제의 주입은 인젝터에 연결되어 노즐로 빠져나가는 나일론 튜브를 통하여 외부 산화제 탱크로부터 발사 전 주입되게 된다. 튜브를 통해 공급된 산화제의 최종 충전은 엔진 최상부의 Vent hole을 통해 확인된다.

충전이 확인됨과 동시에 인젝터 아래부분에 위

치한 Mg-복합점화기를 사용하여 산화제 충전 튜브를 절단함과 동시에 인젝터를 개방하여 점화를 하도록 되어있다. 엔진의 기본개념도는 Fig.1과 같으며 인젝터는 2개의 오링을 사용하여 산화제 탱크와 연소실사이를 분리하도록 되어 있다.

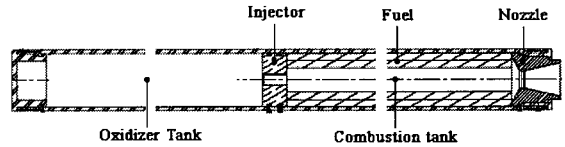


Fig.1 Schematic of Hybrid Engine

(2) 제작 및 성능시험

제작은 국내에서 구입, 가공이 가능한 재료를 사용하였다. 케이스와 탱크로 사용되는 파이프는 Al-6061-T6를 사용하였고, 인젝터는 황동, 노즐은 Graphite를 사용하여 가공하였다. 노즐의 형상은 제작의 여건상 원추형으로 제작하였다.

지상성능시험은 액산산화제를 사용하여야 함으로 수직형 추력측정기를 사용하여 이루어졌다. 추력측정기의 성능은 Table.2 에 나타내었다.

Table 2. Thrust measurement

Max.thrust	100 kgf	분해능	12 bit
Sampling rate (kS/s)	10	Data Channel	8 Ch

추력측정기의 외형과 계측제어시스템 개념도는 Fig.2, Fig.3 과 같다.

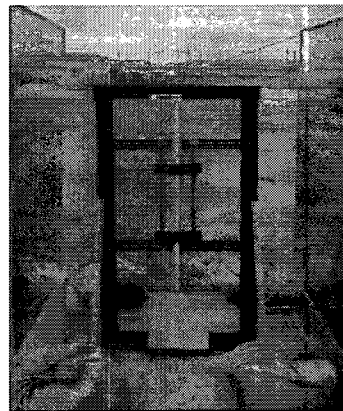


Fig.2 Thrust measurement system

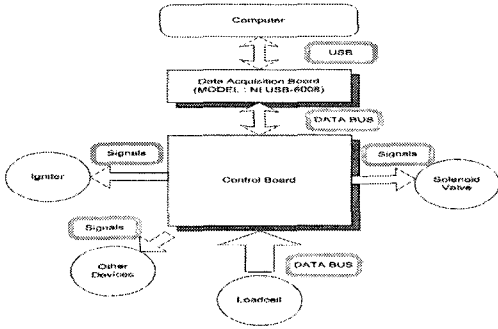


Fig.3 Thrust measurement & control diagram

(3) 실험결과

Figure 4의 그래프는 추력실험의 평균 결과 그래프이다.

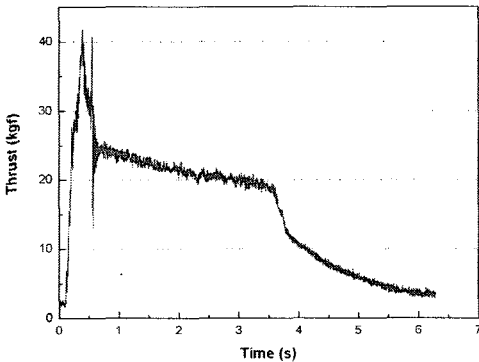


Fig.4 Measured traces of the static thrust

실험결과 값은 Table 3에 나타내었다.

Table 3. Engine performance

Burn time	6.30 sec	Total Impulse (kgf · s)	95.04 kgf · s
Avg.thrust	15.39 kgf	Specific Impulse (sec)	88.71 sec

실험결과 약 3.5초 이후부터 추력의 급속한 감소가 이루어지므로 후반연소는 무시하고 3.5 초까지의 성능을 계산해보면 총추력은 76.065 kgf · s, 평균추력은 21.74 kgf 가 나오게 된다. 이는 초기 설계추력의 반 정도 추력이 발생하는 것이며 실제 발사체용 하이브리드 로켓의 비추력의 1/3 정도의 성능이다. 따라서 비추력 증대

를 위해 개선방안으로 스웰인젝터, 후기연소실 사용 등을 검토해 보아야 할 것이다. 후퇴율의 계산결과 참고논문에서의 데이터와 거의 일치하였으며, 이는 설계 시 참고한 후퇴율 데이터가 타당하였음을 알 수 있다. 또한 추력 데이터를 통해 초기 설계 단계수준의 추력 및 비추력을 얻지는 못했지만, 비행 가능한 수준의 추력이라도 점차 개선해 나아가는 방향으로 과제를 전개 하도록 할 것이다.

2.2 발사체

(1) 기체 설계 및 제작

소형로켓에서 가장 중요하게 고려되어야 할 특성 중에 하나는 바로 정안정성이다. 정안정성은 로켓의 무게 중심과 압력중심과의 상대적 위치로서 판단할 수 있다. 그러나 무게중심의 측정은 로켓의 제작과정에 있어 어려운 과정이다. 따라서 대부분의 무게를 차지하는 엔진을 중심으로 예측한 뒤 핀의 형상을 통하여 압력중심을 결정하였다. 항력계수의 경우 로켓의 반복적 비행시험을 통하여 계산하거나, 풍동실험을 통해 얻어내는 것이 좋으나, 실험여건상 기존의 데이터를 참고로 하였다[3].

압력중심은 모델 로켓에서 널리 사용되고 있는 Barrowman equation[4]을 적용하였다. 여기서 이론적 계산된 압력중심은 노즈팁에서부터 1093.71mm이고 산화제 주입전 무게중심은 1000 mm 이다.

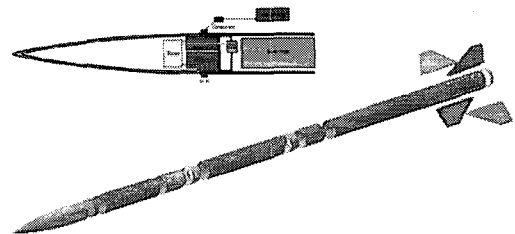


Fig.5 Drawing of flight model

동체는 전부 FRP를 사용하였으며, 내부 엔진 고정부분은 AI-2024를 사용하였다. 또한 내부에 전자식 타이머를 설치하여 낙하산을 사출시켜 회수하는 방식을 사용하였다.

(2) 탄도 해석

외부탄도 해석은 엔진 개발 후, 발사체의 운동 방정식을 풀음으로서 개략적인 궤적 혹은 속도, 가속도, 고도를 얻으려는 것을 목적으로 한다. 본 보고서에서의 외탄도 해석은 비행체의 자세와 관련 없이 위치, 즉 고도에만 주안점을 두고 있으므로 비행체를 질점으로 가정하여 뉴턴 제2법칙을 사용, 해석하였다.

시간에 따른 고도 해석결과는 Fig.6 과 같다.

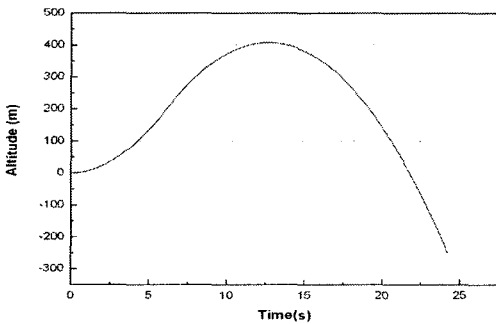


Fig 6. Calculation of the trajectory

최고 고도가 400m 부근으로써 가지거리 이내에 있어 본 연구와 목적에 적합한 고도임을 확인할 수 있었다.

2.3 발사

2005년 8월 19일 1차 발사를 하였고, 9월 11일 2차 발사를 실시하였다.

1차 발사결과는 초반 추력발생시 로켓러그가 발사대에 걸림으로 인하여 주 추력발생 시간동안 발사대를 떠나지 못하였다. 결국 러그가 파괴되고 발사대를 떠나면서 추력의 약화로 인해 로켓이 비행방향으로 기울어지기 시작하며 약 4초 후 지상에 추락하고 말았다. 회수된 로켓을 분석한 결과 러그이외에 점화시 점화기의 조립불량으로 인하여 점화가 연소실 중간부터 이루어진 것도 확인이 되었다.

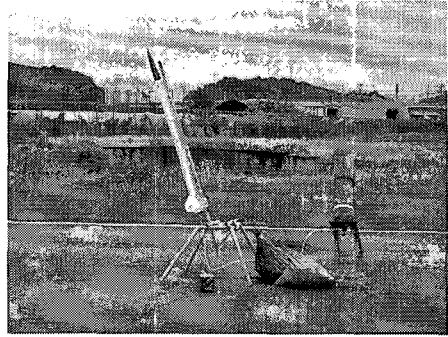


Fig.7 View of the flight test

2차 실험은 1차 실험의 문제점을 보완하여 엔진 및 비행체의 성능을 재확인하기 위해 이루어졌다. 실험비디오 분석결과 총 비행시간 약 20초로 예상되었으며, 비행성능은 발사체로서의 충분한 가능성이 있음을 보여주었다. 하지만 실제적인 비행성능을 측정할 장비를 넣지 못했기 때문에 정확한 비행성능은 알 수 없었다.

3. 결 론

이번 실험, 연구를 통하여 소형 발사체용 하이브리드 엔진기술을 습득하였으며 발사체 용으로 사용이 충분함을 알 수 있었다. 추후에는 이번에 개발한 엔진을 기본으로 하여 인젝터의 변화와 여러 연료를 사용함으로써 더욱 좋은 성능을 이끌어내는 연구와 함께 로켓의 비행성능을 측정할 수 있는 측정장비를 개발, 설치할 것이다.

참 고 문 헌

1. 길성만 "하이브리드 로켓에서의 연료의 후퇴율에 관한 실험적 연구" 석사학위논문, 항공대
2. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed. John Wiley & Sons Inc., 1992
3. Sighard F. Hoerner., Fluid-Dynamic Drag : Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance., 1965.
4. James, S. Barrowman, Judith A. Barrowman, The theoretical prediction of the center of pressure, R&D Project NARAM-8, National Association of Rocketry., 1966