

추력 1000 kgf급 하이브리드 로켓(KHyRoc-II)의 개발

문근환* · 오지성* · 이선재* · 최원준* · 김학철* · 이정표* ·
문희장** · 성홍계** · 김진곤**†

Development of Hybrid Rocket(KHyRoc-II) with 1000 kgf Thrust level

Keunhwan Moon* · Jisung Oh* · Sunjae Rhee* · Wonjun Choi* · Hakchul Kim* ·
Jungpyo Lee* · Heejang Moon** · Honggye Sung** · Jinkon Kim**†

ABSTRACT

In this study, the hybrid rocket was developed that has a thrust of 1000 kgf level. The static fire test was shown that the thrust was 700 kgf level and trajectory was predicted by the maximum altitude of 12.5 km. The L/D ratio of KHyRoc-I has 28, but the KHyRoc-II were designed the small L/D ratio(18.3) using the seamless aluminium tube(Diameter : 250 mm). And KHyRoc-II has a thrust of 900 kgf level, that is designed with internal ballistics and trajectory was predicted by the maximum altitude of 7.4 km.

초 록

본 연구에서는 추력 1000 kgf 급 하이브리드 로켓 (KHyRoc-I)의 지상 연소 실험을 수행하였다. 지상 연소 실험 결과 약 700 kgf의 추력을 획득하였으며, 비행 궤적 계산 결과 최대 고도 12.5 km로 계산 되었다. 그리고 KHyRoc-I의 큰 L/D비(28)로 인한 구조 안전성의 문제점을 보완하기 위해, 직경 250 mm의 알루미늄 seamless tube를 사용하여 L/D비가 작은(18.3) KHyRoc-II를 재설계하였다. 내탄도 해석을 통하여 추력 900 kgf 하이브리드 로켓 엔진을 설계하였으며, 비행 궤적 계산 결과 최대 고도는 약 7.4 km로 계산되었다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), LN2O(액체 N2O), Internal ballistics(내탄도), L/D(세장비), Blow-down(블로우 다운)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 경제성과 안정성 면에서 큰 장점을 가지고 있어 활발한 연구가 이루어지고 있다. 본 연구에서는 실제 하이브리드 사운드 로켓을 제작하기 위한 목적으로, 추력 1000kgf 급 하이브리드 로켓 KHyRoc-I 을 설계하여 지

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: jkkm@kau.ac.kr

상 연소시험을 수행 하였다. 또한 외탄도 해석을 통해 하이브리드 로켓의 비행궤적 계산과 비행 안정성을 해석하였으며, KHyRoc-I의 큰 L/D비로 인해 발생할 수 있는 구조 안전성을 보완한 추력 1000 kgf 급 하이브리드 로켓 KHyRoc-II의 재설계 및 성능해석을 수행하였다.

2. 하이브리드 로켓 KHyRoc-I의 설계

본 연구에서 설계된 하이브리드 로켓 KHyRoc-I의 임무 고도는 15km이며 연료와 산화제는 각각 HDPE와 액체 아산화질소(LN_2O)를 사용하였다. 로켓 몸체는 시중에서 쉽게 구할 수 있는 알루미늄 seamless tube(외경 170mm, 두께 5mm)를 선정하였다. 설계된 하이브리드 로켓의 제원은 Table 1 과 같다.

Table 1. Specification of KHyRoc-I

Length (m)	4.7
Body Diameter (m)	0.17
Weight (kg)	103
Thrust (kgf)	1000
Oxidizer Tank Pressure (bar)	55
Altitude (km)	15

3. 지상 연소 실험

3.1 실험 장치 및 방법

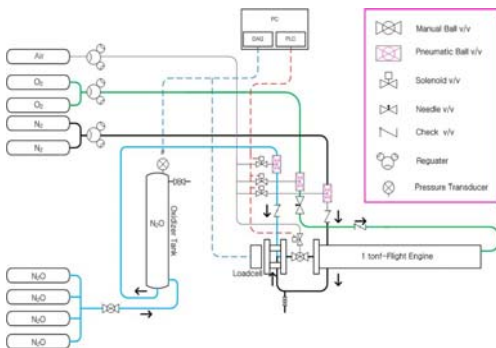


Fig. 1 Schematic of Experimental System

KHyRoc-I의 지상 연소 실험은 본 연구실에서 구축한 지상 연소 시험장에서 수행 되었다. 실험 장치는 산화제 공급 장치, 점화 장치, 데이터 획득 장치로 구성 되어 있으며, Fig. 1과 같이 구성 하였다. 지상 연소 실험은 실제 개발된 발사체를 사용하여 수행 하였으며, 실제 발사시의 산화제 공급 환경을 고려해 Fig. 2와 같이 산화제 탱크는 수직, 로켓 모터는 수평으로 설치하여 실험을 수행 하였다.



Fig. 2 Oxidizer Tank & Hybrid Rocket motor configuration

산화제는 별도의 가압장치가 필요 없는 액체 아산화질소를 사용하여 블로우 다운(Blow-down) 방식으로 공급하였다. 또한 고체 연료의 초기 기화에 필요한 열원을 공급하기 위해 전기 저항 발열체인 니크롬선을 노즐부로 삽입하여 24V의 직류 전류를 공급하고 가스 산소를 분사해 점화 하였다. 실험의 전 과정은 PLC(Program Logic control)를 통해 제어되며 NI-DAQ 보드를 사용하여 측정 데이터를 획득하였다.[1] 연소 실험시 사용한 로켓 연료의 형상 및 실험 조건은 Table 2에 각각 나타내었다.

Table 2. Specification of Firing Test

Oxidizer	Liquid N_2O
Solid Fuel	HDPE
Combustion Time	10 sec
Port Diameter(D_p)	36 mm (7 port)
Outer Diameter(D_o)	160 mm
Grain Length (L)	995 mm

2.2 실험 결과

Figure 3은 본 연구에서의 하이브리드 로켓의 연소 실험을 통해 획득한 추력 및 산화제 공급 압력 데이터를 나타낸 것이다. 산화제 공급이 블로우 다운 방식으로 연소 시간이 지남에 따라 산화제의 공급 유량이 감소하기 때문에 추력이 감소하여 나타남을 볼 수 있다.

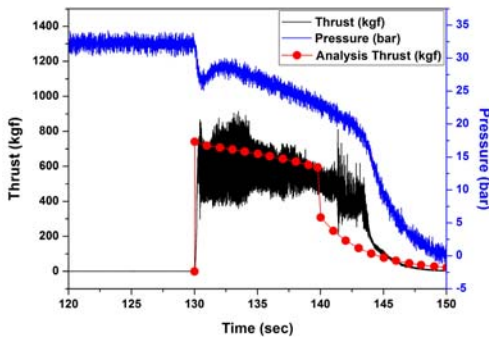


Fig. 3 Thrust and Oxidizer tank pressure on the combustion time

또한 본 연구실에서 개발한 내탄도 해석 코드를 사용하여 내탄도 해석을 한 결과 실제 획득한 추력 데이터와 유사하게 나타남을 확인할 수 있다.[2] Table 3은 지상 연소 실험 결과 얻은 추력과 공급 압력 데이터를 정리하여 나타낸 것이다.

Table 3. Ground test results

Temperature [°C]	8.9
Oxidizer Tank Pressure [bar]	32.5
Average Thrust [kgf]	700
Combustion Time [sec]	13
Oxidizer mass flow rate [kg/s]	2.88
Fuel mass flow rate [kg/s]	0.54
O/F	5.33

실제 획득한 추력 데이터와 성능해석을 통한 추력값에서 나타나는 연소시간의 차이는 실험

당일 충전된 산화제의 양의 차이로 인해 발생한 것으로 판단된다. 또한 실험으로 획득한 평균 추력은 700 kgf로 설계 추력 1000 kgf에 비해 크게 감소함을 확인할 수 있다. 본 연구에서 사용한 산화제 공급 방식은 LN_2O 의 증기압을 이용한 블로우 다운 방식 산화제를 공급하는데 실험 당일 주변 대기의 온도가 8.9°C로 낮았고, 실험시의 충전 탱크압이 설계 산화제 탱크 압력(55 bar)에 비해 낮아(32.5 bar) 추력이 크게 감소한 것으로 판단된다.

3. 외탄도 해석

KHyRoc-I의 외탄도 해석은 지상 연소 실험을 통해 획득한 추력 데이터와 설계된 로켓의 외형을 사용하여 비행 궤적을 계산하였다. 비행 궤적은 상용 프로그램인 Rocksim v9[3]을 사용하여 2자유도로 해석 하였다. 로켓의 비행시간에 따른 고도와 속도는 Fig. 4와 같다.

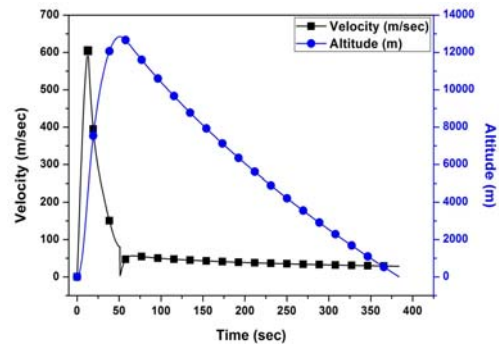


Fig. 4 Altitude and Velocity of Rocket as Flight Time

Rocksim을 통해 해석된 총 비행시간은 약 360 sec 이고, 최대 고도는 약 12.5 km로 계산 되었다. 이것은 설계 목표 고도 15 km 보다 낮은 것으로 비행 궤적 계산을 수행할 때 실제 지상 연소 실험을 통해 획득한 추력을 가지고 계산을 수행하였기 때문에, 해석 고도가 설계 고도보다 낮았다.

4. KHyRoc-II의 설계

KHyRoc-I은 제작의 용이성과 비용을 고려하여 동체 직경을 170 mm로 제한하였다. 그러나 로켓의 회수부가 고려되어 로켓 전장이 길어져 L/D비가 크게 설계되었고, 이로 인해 구조 안전성의 문제가 발생 할 수 있는 것으로 해석되었다.[4] 따라서 L/D비를 줄여 구조 안전성을 확보하기 위하여, 직경 250 mm의 알루미늄 seamless tube를 사용하여 KHyRoc-II를 재설계하였고, 비행 궤적 계산을 수행하였다.

4.1 내탄도 해석

KHyRoc-I의 내탄도 성능 해석을 통한 추력을 보면(Fig. 3) 평균추력이 약 700kgf로 목표추력보다 낮게 나오는 것을 알 수 있다. 따라서 연소기를 재설계 하였고, 내탄도 해석을 통해 구해진 평균 추력은 약 850kgf이며, 초기 발사 추력은 약 900kgf로 나왔으며, Fig. 5와 같다. Table 4는 새로 설계한 하이브리드 로켓 모터의 제원을 나타낸 것이다.

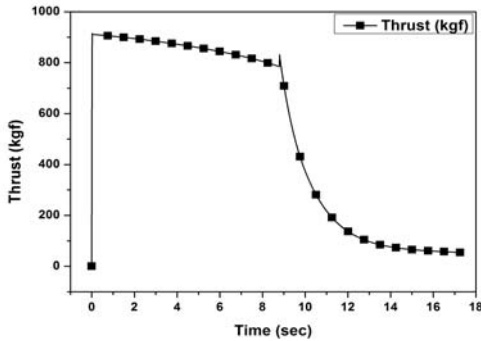


Fig. 5 Prediction thrust vs combustion time

Table 4. Specification of Hybrid Rocket motor

Oxidizer mass flow rate(kg/sec)	3.79
Fuel mass flow rate (kg/sec)	0.6058
O/F	6.25
Port diameter (mm)	58 (7port)
Grain Length (mm)	1000

4.2 로켓 외형 설계 및 비행 궤적

KHyRoc-II의 외형은 KHyRoc-I의 외형과 동일한 형태로 되어 있으며 내부 부품들의 구성도 KHyRoc-I과 같다. Fig. 6은 설계한 KHyRoc-II를 나타낸 것이며, Table 5는 KHyRoc-I과 KHyRoc-II를 비교한 것이다.



Fig. 6 KHyRoc-II configuration

Table 5. Specification of KHyRoc- I & II

	KHyRoc- I	KHyRoc-II
Total Weight (kg)	102.721	177.646
Total Length (mm)	4711.2	4578
Body Diameter (mm)	170	250
CG(mm) (From the nose tip)	2838.79	2888
CP(mm) (From the nose tip)	4035.51	3317.38
Static margin	7.04	1.69
L/D	28	18.3

설계된 KhyRoc-II는 로켓 전체의 길이를 줄이고 동체의 직경을 늘려 L/D비를 18.3으로 설계하였다. 이에 따라 KHyRoc-I에서 큰 L/D비로 인해 발생할 수 있는 구조 안전성의 문제를 해결할 수 있을 것으로 판단된다. 또한 KHyRoc-I은 Static margin이 7.04로 Over-stable로 해석되었다. Over-stable의 경우 급격한 비행각의 변화로 인해 고도감소 등의 문제를 발생시킬 수 있다.[5] 따라서 KHyRoc-II는 Fin의 재설계를 통해 압력 중심을 이동시켜 Static margin을 1.69가 되도록 설계하여 정안정성을 높였다.

KHyRoc-II의 비행 궤적 계산은 내탄도 해석을 통해 획득한 추력값과 설계한 로켓 외형을 이용하고, Rocksim v9을 사용하여 2 자유도로 계산하였다. 계산 결과 총 비행시간은 약 190sec 이

고, 최대 고도는 약 7.4km로 Fig. 7과 같다. KHyRoc- I 과 비교 하였을 때, 추력이 증가하였지만 고도가 급격이 감소한 것은 로켓의 동체가 커지게 되어 로켓 내부 구성품들의 무게증가로 로켓 전체의 무게가 크게 증가하였기 때문이다.

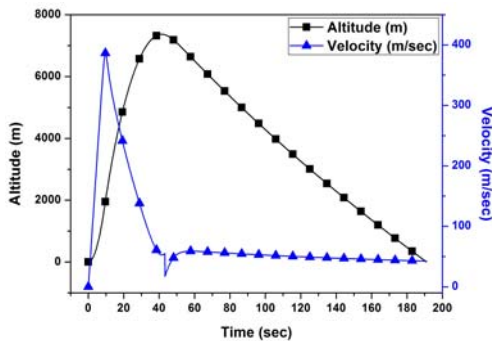


Fig. 7 Altitude and Velocity of Rocket as Flight Time

5. 결론

본 연구에서는 실제 하이브리드 사운드 로켓을 제작하기 위한 목적으로, 추력 1000kgf 급 하이브리드 로켓 KHyRoc- I 을 설계하여 지상 연소 실험을 수행 하였고, 획득한 추력을 사용하여 비행 궤적을 계산하였다. 또한 KHyRoc- I 의 큰 L/D비로 인한 구조 안정성 문제를 해결하기 위해 직경 250mm Aluminium pipe를 사용하여 L/D비를 크게 줄인 KHyRoc- II 를 재설계하고, 내·외탄도 성능해석을 수행하였다. 그러나 동체 직경의 증가로 인해 로켓 전체의 무게가 증가하여 로켓의 최대고도가 목표 고도에 비해 크게 낮을 것으로 예측된다. 현재 본 연구진은 로켓의 고도를 증가시킬 수 있는 방안을 연구 중이며, 비행 안정성 및 공력특성에 대한 연구도 수행

되고 있다. 또한 설계한 KHyRoc- II 의 지상 연소 실험을 수행할 예정이다.

후 기

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

참고 문헌

1. 이정표 외, “추력 650kgf 급 하이브리드 로켓 모터의 연소 시험”, 한국추진공학회 2009년도 추계학술대회 논문집, pp. 503-506
2. 이선재 외, “자발가압 성질을 가진 아산화질소의 2상유체 모델링을 통한 하이브리드 로켓 내탄도 해석 II”, 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회 논문집, pp.50-54
3. Apogee components, “Rocksim v9.0”
4. 도규성 외, “하이브리드 로켓 (KHyRoc- I) 예비모델의 구조 안정성 연구”, 한국항공우항학회 2008년도 춘계학술대회 논문집
5. 이민호 외, “PE/LN2O 소형 하이브리드 로켓 시험 발사 및 비행 궤도 분석”, 한국추진공학회 2010년도 추계학술대회 논문집, pp. 820-824
6. 허준영 외, “N2O 액체 산화제를 사용한 고도 15km급 하이브리드 로켓 설계”, 한국추진공학회 2008년도 춘계학술대회 논문집, pp. 97-102
7. 백승욱, 조환기, 이순태, 김광수, “과학로켓 비행안정 및 공력특성 연구”, 공군사관학교 항공우주 연구소 최종 보고서, 2008