

N₂O 액체산화제를 사용한 고도 15km급 하이브리드 로켓 설계

허준영* · 조민경* · 김종찬* · 김수종* · 김진곤** · 문희장** · 성홍계**

Design of Hybrid Rocket (Altitude 15km) Using Liquid Oxidizer N₂O

Junyoung Heo* · Mingyung Cho* · Jongchan Kim* · Soojong Kim*
Jinkon Kim** · Heejang Moon** · Hong-Gye Sung**

ABSTRACT

A hybrid sounding rocket carrying about 10kg payload reaching up to 15km altitude has been designed. The commercial seamless aluminium tube and liquid N₂O without pressurization devices were chosen as rocket motor case and oxidizer supply system respectively. A hybrid rocket engine performing required propulsion impulse is designed with time dependent internal ballistic scheme. Engine performance, aerodynamic characteristics, and trajectory were predicted by a integral technique of internal ballistics and external ballistics. The design results were evaluated by comparison with previous experimental data, technical reports, and literatures.

초 록

시중에서 쉽게 구할 수 있는 알루미늄 seamless tube를 사용하여 고도 15km 하이브리드 사운드 로켓을 설계하였다. 별도의 가압장치 없이 N₂O 액체산화제를 사용한 하이브리드 로켓설계를 위하여 내탄도, 외탄도 해석을 통합적으로 수행하였다. 내탄도 해석으로 요구조건을 만족하는 하이브리드 추진시스템을 설계하였고, 탑재중량을 고려하여 설계된 하이브리드 로켓에 대해 공력해석과 궤적계산을 수행하였다. 로켓의 내탄도와 외탄도 해석을 통합적으로 수행함으로써 하이브리드 로켓의 설계를 위한 기반 기술을 마련하였고, 기초시험 및 기술 자료의 데이터를 이용하여 하이브리드 모터의 성능과 로켓의 공력 및 비행궤적을 검증하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Rocket Design(로켓설계), Internal ballistics(내탄도), Aerodynamic Analysis(공력해석), Ballistics(탄도)

1. 서 론

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

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

본 연구는 내탄도 및 외탄도 설계를 통해 임무조건 및 설계제한조건을 만족하는 하이브리드

로켓 설계를 위한 연구이다. 하이브리드 로켓의 연소특성은 산화제의 공급유량과 밀접한 관련이 있으므로 산화제의 특성에 따른 공급유량을 정확히 예측할 필요가 있다. 공급유량 예측과 연료의 후퇴율을 통해 연소실의 압력이 결정되면 요구성능을 만족하는 엔진을 설계한다. 내탄도 해석으로 설계된 로켓엔진과 payload 및 기타 부품의 형상을 결정하여 초기로켓형상을 결정하고 로켓의 비행안정성을 고려하여 최종형상을 결정한다. 로켓의 최종형상이 결정되면 임무조건과 설계제한 조건 등을 재검토하여 임무조건을 만족하면 설계를 완료한다.

2. 하이브리드 로켓 설계

2.1 하이브리드 로켓 설계 과정

본 연구의 임무고도는 15km이며 연료와 산화제는 PE와 N₂O를 사용하는 하이브리드 로켓 설계가 목적이다. 로켓몸체는 시중에서 쉽게 구할 수 있는 최대직경의 알루미늄 seamless tube(외경 170mm, 두께 5mm)를 선정하였다. 본 연구의 하이브리드 로켓설계과정은 Fig.1과 같다.

Table 1. Mission Requirements and Constraints

Fuel	PE
Oxidizer	Liquid N ₂ O
Altitude Performance	15 km
Payload	10 kg
Burn Time	10 sec
Chamber Pressure	35 bar
Fuel Diameter	160 mm

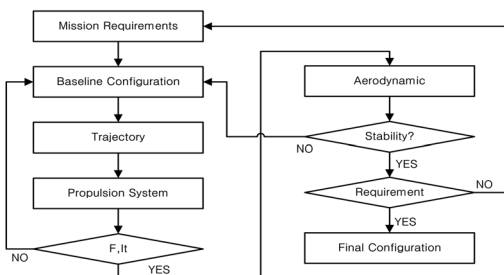


Fig. 1 Design Process of the Rocket

목표고도와 로켓의 발사중량으로 외탄도 계산을 수행함으로써 로켓모터의 추력 및 총역적 등

의 요구성능을 결정할 수 있으며, 연소실 압력과 추진제의 연소 특성을 이용하여 로켓엔진을 설계할 수 있다.

2.2 발사체 외탄도 설계

하이브리드 로켓의 임무조건 및 제한조건을 고려해서 외탄도해석을 수행하였고 연소시간 10초일 때 약 7000N의 평균추력이 요구되었다. 가압장치 없이 산화제를 공급할 경우 연소시간에 따라 산화제압력이 감소하므로 초기추력은 약 1ton이 되어야한다. 이를 만족하는 내탄도 설계를 통해 결정된 엔진형상과 회수장치 및 전자장비 탑재 등을 고려하여 초기로켓형상을 결정하였다. 이에 대해 비행계적계산과 공력해석을 수행하였고 해석결과에 따른 비행안정성판단과 외형설계를 반복수행하여 로켓형상을 결정하였다.

2.2.1 비행계적계산

로켓계적계산에 앞서 프로그램의 검증을 위해 KSR-420의 비행계적과 비교하여 유사한 결과를 얻었다[1]. 정확한 계산을 위해서는 6자유도 계적계산이 필요하지만 본 연구에서는 예비설계 단계이므로 2자유도로 계산하였다. 설계된 로켓의 비행시간에 따른 고도와 속도는 Fig. 2와 같다. 계산된 비행시간은 총 116초이고 최대고도는 약 15km이다.

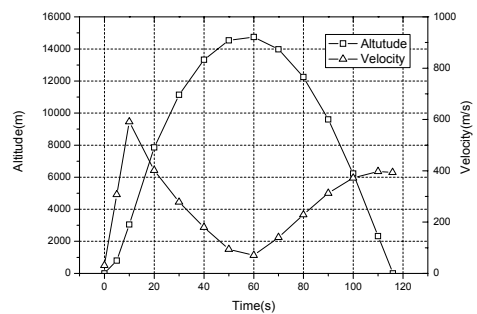


Fig. 2 Altitude and Velocity of Rocket as Flight Time

2.2.2 공력해석

로켓의 정확한 공력해석을 위하여 KSR-420과 KSR-II의 풍동실험결과와 비교하였고 유사한 결과를 얻었다[1, 2]. 또한 받음각 15도와 45도에 대

해 수치해석으로 압력분포를 구하였고 양력계수와 항력계수를 공력해석결과와 비교 검증하였다.

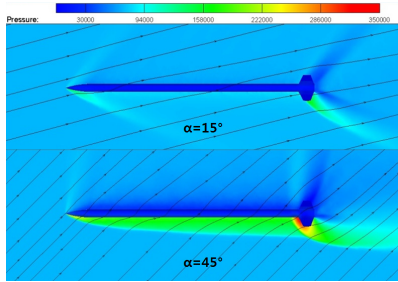


Fig. 3 Rocket Surface Pressure Distribution at AOA=15° and AOA=45°

본 연구에서 설계한 로켓의 공력 및 궤적해석을 통해 비행시간 및 최고 도달고도, 비행속도, 로켓에 가해지는 모멘트 등을 계산하였으며, 이를 바탕으로 로켓의 안정성을 검토하였고 비행시간마다 받음각에 따른 SM(static margin)과 Cm(pitching moment)을 통해 정안정성을 판단하였다.

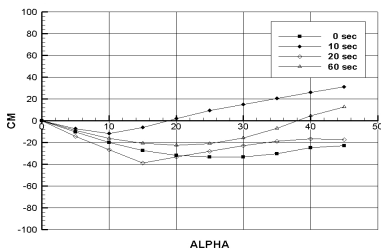


Fig. 4 Static Margin as AOA at the Flight Time

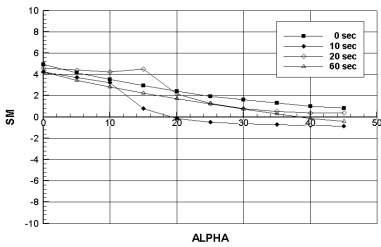


Fig. 5 Static Margin as AOA at the Flight Time

$$SM = \frac{X_{cp} - X_{cg}}{\text{Body Diameter}} > 0 \text{ (statically stable)} \quad (1)$$

$$\frac{dCm}{d\alpha} < 0 \text{ (statically stable)} \quad (2)$$

비행시간 60초일 때 비행체는 최대고도까지 상승하고 상승구간동안 비행안정성을 유지해야 한다. 공력해석결과 받음각 0~20도까지는 로켓

이 비행하는 동안 전체적으로 안정된 것으로 계산되었으나, 10초일 때 가장 작은 받음각(약 15도)에서 비행불안정성이 나타났다. 비행시간 10초는 연소가 종료되는 시점으로써 비행속도가 가장 빠르고 공기소모량이 커서 무게중심이 뒤로 많이 이동하기 때문에 불안정성이 나타난 것으로 보인다.

2.3 하이브리드 로켓 내탄도 해석

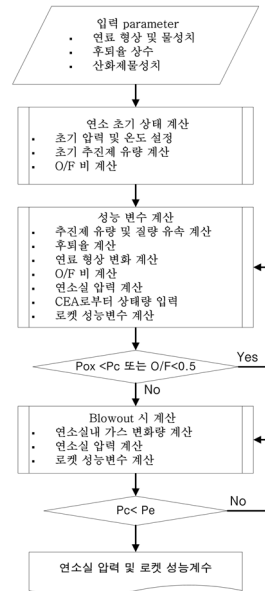


Fig 6. Performance Prediction Method Algorithm of Hybrid Rocket

하이브리드 로켓의 내탄도 해석을 위해서는 연소과정 중 산화제의 공급유량, 연소실의 압력 변화와 연료의 형상변화를 알아야 한다. 하이브리드 고체연료의 후퇴율 방정식은 산화제 공급유량에 관한 함수이고, 산화제 공급유량은 산화제 탱크와 연소실 압력에 관한 함수이다. 연소실 압력은 산화제와 연료의 공급유량에 대한 함수이므로 각 변수들은 서로에게 영향을 준다. 그렇기 때문에 하이브리드 로켓의 내탄도 성능해석을 위해서는 연소 진행 과정에서 이뤄지는 각 변수들의 변화값을 계산해 주어야 한다. 하이브리드 로켓모터의 내탄도 해석 과정은 Fig. 6과 같다. 성능변수를 구하기 위해 연소실 압력 변화는 연속방정식을 사용하였고, 연료의 직경변화

는 실험식을 사용 하였다[3].

$$\dot{r} = a \left[G_{ox} \left(1 + \frac{1}{O/F} \right) \right]^n L^m \quad (3)$$

$$\frac{d(m_{ox} + m_f - m_{ex} - m_g)}{dt} = \frac{dm_{tot}}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{PV}{RT} \right) \quad (4)$$

$$\therefore \frac{dp}{dt} = \frac{RT}{V} (m_{ox} + m_f - m_{ex} - m_g) \quad (5)$$

위 식에서 온도는 연소과정 중 화학 평형식을 통해 구할 수 있다. 화학평형식 계산은 CEA 코드를 이용하였다. 분사기를 통해 공급되는 산화제의 질량 유속은 압력과 오리피스 형상에 대한 함수이며, 토출계수를 도입함으로써 압력차와 오리피스 형상에 대한 값으로 계산 할 수 있다. N₂O의 경우 상온에서 쉽게 기화되는 경향이 있으므로 다른 액체 산화제에 비해 낮은 토출계수 값인 0.45를 갖는다. 그리고 산화제가 공급됨에 따라 산화제 탱크 내 압력은 일정하게 떨어진다 고 가정하여 연소실 압력변화에 따른 산화제 유량의 변화를 구할 수 있다. 연소실의 압력과 CEA코드를 이용해서 화학평형식을 계산하고 연소가스의 물성치를 얻을 수 있다. 연소가스와 연소실의 압력은 로켓의 내탄도 성능변수와 추력을 구하는데 사용된다. 이 코드의 검증을 위해 실제 하이브리드 연소 실험과 코드의 해석 결과를 비교 하였으며 비교 결과 유사한 결과를 얻을 수 있었다[4,5].

3. 설계 결과



Fig. 7 Final Configuration of the Hybrid Rocket

Table 2. Specification of the Hybrid Rocket

Total Length	5.315 m
Body Diameter	0.17 m
Average Impulse	70000 N-s
Launch Mass	115.4 kg
Propellant Mass	33.1 kg
Burn Time	10 sec
Altitude	15 km

본 연구를 통해 설계된 하이브리드 로켓은 평균추력 7000N이고 최대추력은 약 1ton급의 엔진성능을 가진다. 로켓형상과 제원은 Fig. 7과

Table 3에 나타났다. 제작용이성 및 비용을 고려하였기 때문에 동체직경이 제한되었고 로켓 전체회수가 목표였기 때문에 회수부의 길이가 길어져서 설계된 로켓의 L/D비가 커졌다.

4. 결 론

탑재중량 약 10kg을 탑재하고 고도 15km까지 도달할 수 있는 하이브리드 로켓을 설계하였다. 설계된 하이브리드 로켓은 액체 N₂O산화제를 사용하므로 정확한 내탄도 설계를 위해 액체 N₂O산화제의 유량공급특성을 고려하였으며, 비행안정성과 비행체적을 계산을 위하여 내탄도 및 외탄도 통합설계 기법을 적용하였다. 제작성과 비용을 고려하여 시중에서 쉽게 구할 수 있는 외경 170mm 알루미늄 튜브를 사용하였다. 직경이 제한되어있기 때문에 비행체의 L/D비가 비교적 크게 설계되었다. 외부직경을 170mm로 제한하고 고도 15km보다 높은 고도에 도달하기 위해서는 부품과 회수장치 등의 발사중량감소와 로켓의 추력을 높이는 것이 요구된다.

5. 후 기

본 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007)).

참 고 문 헌

- 류장수 외, "과학로켓 설계 및 개발연구", 교육과학기술부, 항공우주연구소, 1993. 10.
- 문신행 외, "중형과학로켓 연구개발사업 IV", 교육과학기술부, 항공우주연구소, 1997. 11.
- Humble, R. W., "Spece Propulsion Analysis and Design", McGrawHill, 1995
- 윤창진, 송나영, 유우준, 문희장, 김진곤, 성홍계, "PE-GOX 하이브리드 모터의 연소특성 및 성능 예측 기법 Part II:내탄도 성능", 한국추진공학회 2006년도 추계학술대회논문집
- 조민경, 허준영, 조승현, 성유진, 김진곤, 문희장, 성홍계, "탱크 내 N₂O액체산화제의 유량공급 특성에 관한 연구, 한국추진공학회 2007년도 추계학술대회논문집, pp. 389-392