

KNSB 엔진 제작 및 로켓 자세제어를 위한 데이터 측정 연구

이기택* · 김윤수** · 이승호*

Design KNSB Rocket with Collecting Flight Position Data

Gi-taek Lee* · Yoon-soo Kim** · Seung-ho Lee*

ABSTRACT

This Rocket Design project is the first time for us. So, we focus on the safety of Rocket, including collecting the data which we can use in another projects. According to the NURA rocket launch competition, our plan is to make our rocket reach 400m altitude by using 400g KNSB fuel. Next year, we are planning to mount a camera on it. And it attends Reaction Wheel to make Rocket position stable. So, monitor and collect the roll-rotation of the rocket is the most important mission for us. For this reason, we will use MPU-9250, GPS, barometric pressure sensors. These sensors can be disturbed by a lot of reasons. So, we consider those reasons to get a accurate data. And in parachute part, we chose spring ejection process.

초 록

본 연구는 가천대학교 로켓동아리(G.O.A.T)에서 진행하는 연구로 향후 연구를 위하여 기반 기술 습득하기 위한 연구이다. 전국대학생로켓연합 발사 대회 평가 기준에 맞추어 KNSB 연료 400g을 사용하고 고도 400m까지 발사체를 올리는 것을 목표로 설계하였다. 향후 로켓을 활용한 영상 촬영을 계획하고 있기 때문에 본 연구의 발사 경험은 로켓의 운동 상황에 대한 정확한 모니터링과 데이터 수집을 통해 향후 로켓의 Roll-축 회전을 조절하는 리액션 휠(Reaction wheel)을 장착할 때 활용할 예정이다. 이를 위해 9축 가속센서인 MPU-9250, 기압센서, GPS등을 활용할 예정이며, 해당 센서가 작동할 때 오류를 발생시키는 여러 요인들을 고려하여 정확한 측정을 할 수 있도록 하였다. 낙하산 사출은 용수철을 활용한 기계적 사출 방식을 선택하였다. 사출 조건은 mpu-9250의 각도 데이터, 고도센서의 데이터, 타이머를 사용하여 설정하였다.

Key Words: KNSB(질산칼륨+술비톨), TMS(추력 측정 시스템), nozzle expansion ratio(노즐 팽창 비),

* 가천대학교 기계공학과

** 가천대학교 컴퓨터공학과

† 교신저자, E-mail: ximons22@gachon.ac.kr

1. 서론

본 연구는 로켓 발사 및 회수에서의 안정적인 미션 성공을 목표로 하고 있다. KNSB 고체 연료를 사용하였기 때문에 챔버의 안전성을 보수적으로 설계하였으며 실험 과정에서의 사고예방을 위하여 TMS의 4면에 격벽을 설치하였다. 또한 로켓의 낙하산 사출을 용수철을 이용한 기계적 사출 방식을 채택하였다.

후속 발사에서 계획 중인 리액션 휠 및 자세 제어장치 설계를 위해 실제 로켓과 센서의 자세 데이터를 비교 측정하며 오차를 측정한다. 이를 보완하고 시각화하는 수단으로는 MATLAB을 사용한다. 또한 로켓 분실 등의 변수를 예방하고 유효한 데이터 수집을 위해 통신 센서 탑재를 계획하였다.

2. KNSB 엔진 설계

2.1 KNSB 그레인

KNSB 그레인은 챔버 내경 가공 경제성, 단열재 두께를 고려하여 총 질량이 400g이 넘지 않도록 설정하였다. 설정한 그레인의 세부 수치는 아래와 같고 그레인은 내부 코어가 비어 있는 원통형 모양이다.

Table 1. KNSB Grain Details.

Core Diameter(mm)	Outer Diameter (mm)	Segment Length (mm)	Number of Segment
15	39	225	1

해당 그레인 몰드는 알루미늄 재질의 내경이 40 파이 파이프, 15 파이 환봉을 사용하였고, 종이 재질의 0.5 mm 단열재와 해당 부분을 결속시켜줄 고정장치를 이용하여 제작하였다.



Fig. 1 Grain Mold

2.2 내탄도 설계

21의 그레인 외경에 맞게 챔버 내경은 40 파이, 높이는 220으로 설정하였다. 챔버의 두께를 결정하기 위해 Meteor 프로그램을 통해 챔버 내부 압력을 고려한 두께를 선정하였다. 해당 프로그램에 Table 1.의 수치를 대입하면 최대 압력은 47.51 Bar, 평균 압력은 28.90 Bar이다. 이를 이용하여 챔버의 두께를 설정하였다. 원통형 챔버의 두께는 Eq. 1를 활용하였다.

$$\sigma \times 2t = P \times D$$

(1)

Eq. 1은 챔버를 위에서 수직하게 바라봤을 때를 기준으로 한다. 챔버 내경인 D에 작용하는 압력과 챔버의 항복강도가 같을 때, 챔버에 작용하는 힘이 평형을 이룬다는 의미이다. 사용하는 챔버의 항복강도 σ 는 110 Bar 이고 최대 압력 P는 49.72 Bar 이므로 챔버 두께 t는 0.9040 이다. 가공 시 경제성을 같이 고려하여 5T 파이프를 선정해 안전 계수를 5 이상으로 설정하였다.

2.3 노즐 설계

2.2에서 사용한 Meteor 프로그램의 챔버 평균 압력을 활용하여 노즐 팽창비를 Eq. 2를 이용하여 계산하였다.

ϵ : 노즐 팽창비

A_e : 노즐 출구 면적

A_t : 노즐 목 면적

k : 비열비

P_e : 노즐 출구 압력

P_c : 챔버 내부 압력

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \left(\frac{k+1}{k} \right)^{\frac{1}{k-1}} \left\{ \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \right\}^{-1} \quad (2)$$

Meteor 시뮬레이터에서 구한 챔버 평균 내부 압력 28.87 Bar와 대기압과 동일한 노즐 출구 압력을 위의 식에 대입하고 KNSB의 비열비 1.136을 대입해주면 노즐 팽창비는 약 6.29임을 알 수 있다. 노즐 수축부와 팽창부의 각도는 각각 30° 12°로 가공의 용의성을 고려하여 설계한 노즐은 아래 Fig. 2 와 같다.

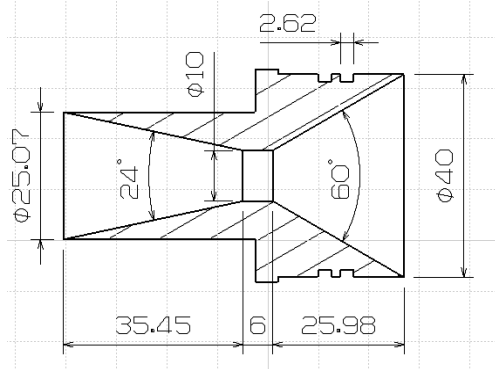


Fig. 2 Nozzle Design

3. TMS 제작

3.1 TMS 설계

TMS 장치는 3030 알루미늄 프로파일로 구성하였으며, 엔진이 지면과 평행하게 위치하도록

제작하였다. 추력에 의해 TMS 장치의 비틀림과 뒤집힘을 방지하기 위해 Fig. 3의 중간 부분과 같이 엔진과 로드셀을 고정하는 프로파일을 보강하였다. TMS 장치 프레임은 Fig. 3 과 같다.

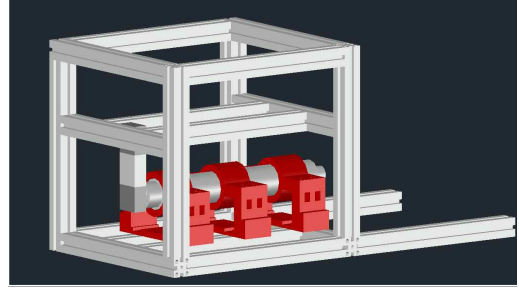


Fig. 3 TMS Frame

또한 가스가 분출되는 면과 하단 면을 제외한 4면에 폴리카보네이트 3T 판을 부착하여 안전사고에 대비하였다.

3.1.1 TMS-엔진 고정장치

초기 설계에서는 TMS와 엔진 사이에 레일을 부착하려 했지만, 레일의 고정장치와 프로파일과의 규격상 고정이 어렵다는 점을 고려해 고정장치를 Fig. 4처럼 3D프린터 출력물로 대체하였다. 3D 프린터 출력 중 PLA 필라멘트의 수축을 고려하여 챔버 외경보다 2 mm 크게 설계하였고 동시에 레일을 대신하도록 제작했다. TMS와 엔진을 안정적으로 결합하기 위해 채우기 밀도 80%로 설정해 열에 약한 PLA 필라멘트의 단점을 최소화했다. 결합 장치는 M6볼트와 T볼트를 사용해 체결력을 높였다.

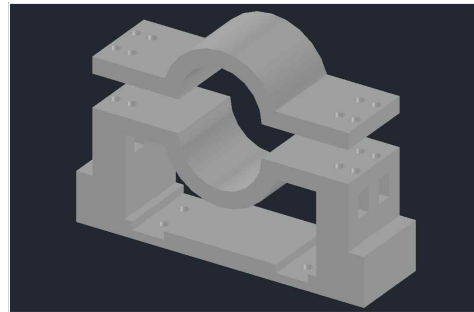


Fig. 4 TMS-Engine Fixture Design

3.1.2 이그나이터

이그나이터는 11.2V 리튬 폴리머 배터리와 0.3 mm 니크롬선을 이용하여 제작하였다. 또한 이그나이터 점화자의 안전을 고려하여 25 m 전선을 사용했다. 사전 실험을 통해 실험 상황에서 니크롬선이 KNSB 연료의 점화 온도에 도달하기 위해서는 5초 이상의 전원 연결이 필요하다는 사실을 알아냈다. 이그나이터의 형상은 Fig 5와 같다.

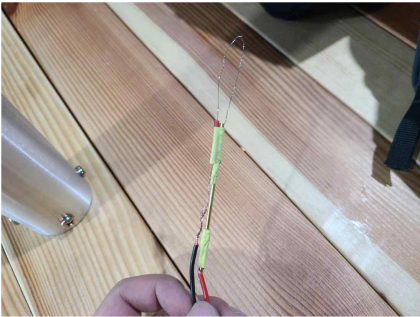


Fig. 5 TMS 이그나이터

3.1.3 로드셀 캘리브레이션

로드셀은 고유 캘리브레이션 값을 찾아 보정을 통해서 영점을 조정해야 한다. 로드셀 측정값이 실제 무게와 근접하도록 캘리브레이션 계수 값을 조정했다. 0.53 kg 기준으로 실험한 조정 전후 캘리브레이션 계수 값은 아래와 Table 2. 와 같다.

Table 2. Calibration factor input data.

Before calibrating calibration factor	After calibrating Calibration factor
-7050.0	-1575.0

캘리브레이션은 80 Hz 즉, 010125 초 보다 0.0005초 긴 0.013초를 주기로 측정했다.

3.2 TMS 측정 결과

TMS 측정 결과는 아래와 같다. 최대 추력은 546 N, 총 충격량은 344.37 N·s, 비추력은 89.78 s 가 나왔다. 실험 당시 기온은 20°C, 습도는

90%였다.

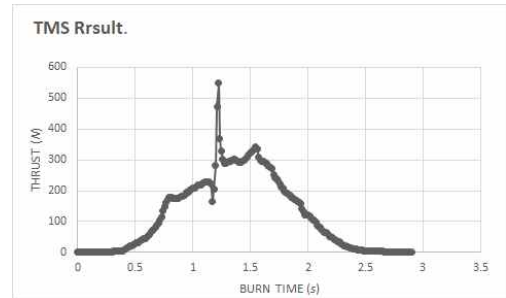


Fig. 5 TMS Result Graph

3.3 TMS 상대 오차

아래는 Meteor Simulator 프로그램에서 구한 이론값과 실험에서 얻은 값과의 상대 오차이다.

Table 3. Meteor simulator - TMS result Relative error

	Meteor simulator	TMS result	relative error
MT* (N)	533.09	548.56	3.0%
T.I** (Ns)	474.45	334.37	30.0%
S.I*** (sec)	123.54	89.78	27.0%

* Max Thrust ** Total Impulse ***Specific Impulse

3.3.1 TMS 결과 분석

TMS 결과 추력 데이터가 일반적인 KNSB 연료 엔진과는 다르게 나왔다. 전체적인 추이는 비슷하나, Fig 5 와 같이 측정 시작 1.2 초 부근에서 데이터가 갑자기 감소하는 현상이 발생했다. 이는 TMS 장치가 들리는 현상으로 인해 발생한 것으로 보인다.

추가적으로 3.3에서 총 충격량과 측정 충격량의 상대오차가 각각 30%와 27%으로 이론값보다 작게 나왔다. TMS 측정 이후 로드셀 센서를 확인한 결과, 캘리브레이션을 실시한 무게 외에서 정확한 값을 출력하지 못하는 사실을 확인하였다. 이는 전체적인 추이는 나타났으나 정확한 추력을 측정하지 못했을 가능성이 있다.

정확한 추력 결과를 도출하기 위해 추후 TMS에서는 해당 부분을 고려하여 TMS 장치 설계를 할 예정이다.

4. 전자 제어 모듈

4.1 수집 데이터와 목적

센서를 로켓 내부에 탑재해 첫 번째로 로켓 자세 데이터를 측정할 것이다. 이는 최대 고도 지점 도달 여부를 파악하여 낙하산 사출의 조건에 사용될 수 있다. 이번 발사에 구현하지 않았지만 후속으로 있을 자세제어를 위한 데이터이다.

두 번째는 로켓 고도의 측정이다. 고도를 실시간으로 측정해 특정 지점을 파악하여 낙하산 사출 시점에 쓰일 조건이 된다.

세 번째는 현 위치 데이터이다. 발사 도중 또는 낙하 후의 위치 파악에 쓰여 로켓 회수의 데이터가 된다.

마지막으로 통신 데이터이다. 현 발사에는 분실 상황에 대비한 SD카드 외의 저장 수단이 된다. 변환되는 데이터를 실시간 모니터링할 수 있는 제공자 역할을 한다.

4.2 로켓의 자세 데이터 추정

본 연구에서는 로켓의 자세 데이터를 수집하기 위해 MPU-9250 9축 IMU 센서를 이용하였다. MPU-9250은 MPU-6050에 비해 추가로 자력계까지 포함한다. 따라서 두 번의 계산을 통해 적절한 값을 도출하는데 하나는 가속도계와 자력계를 사용한 추정, 다른 하나는 자이로를 사용한 추정이다.

4.2.1 가속도계와 지자계 추정

지자계는 값을 구해내는데 이는 일반적으로 우리가 아는 나침반, 즉 2D 상의 북쪽 값을 구해내지 않는다. 위치에 따라 다른 자기장 각도 영향에 의해 북각과 같이 3D 형태로 구해낸다. 따라서 이는 위 또는 아래로 치우쳐져 있으므로 가속도계에서 얻은 Down 값과의 계산을 통해 올바른 북쪽 방향을 얻어 낼 수 있다. 간략하게 과정은 아래와 같다.

- ① 가속도계의 반대 방향으로 Down 벡터를 구한다.
- ② Down 벡터와 mag field 값을 외적 한다. 이는

East 벡터를 도출한다.

- ③ Down 벡터와 East 벡터를 외적 한다. 이는 North 벡터를 도출한다.

이를 통해 구해진 벡터 NED는 방향 코사인 행렬을 통해 실시간 변화하는 값을 구현해낸다. 시각적 확인을 위해 이 과정을 MATLAB으로 구현해냈다.

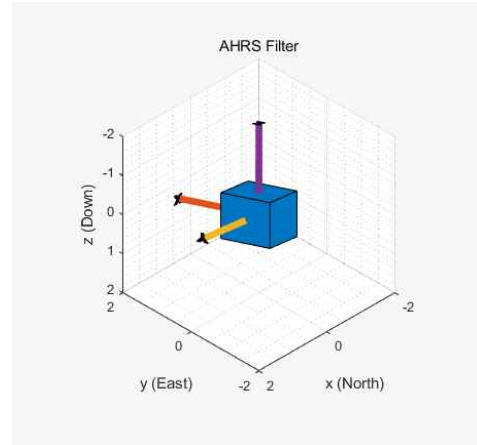


Fig. 6 Viewer of MPU-9250's NED vector with AHRS Filter.

4.2.2 측정의 오류

자력계를 가진 위 센서는 자성을 띤 물체에 영향을 받는다. 따라서 센서가 주변 환경에 간섭을 받는다. 오차를 최소화하기 위한 방법을 MATLAB에서 고안해 보았다.

4.2.3 오류 해결 방안

자력계에 영향을 미치는 환경, 즉 센서가 위치하게 될 동체 내부에 MPU를 놓고 여러 방향으로 돌리면서 측정값을 수집한다.

정상적인 작동이라면 자력계 데이터는 원점을 중심으로 상하좌우 대칭의 구 모양의 데이터를 가져야 한다. 하지만 자성의 영향을 받게 되면 데이터가 불규칙적으로 흩어져 원점이 틀어지고 (Hard iron) 자기력 선이 왜곡되어 구가 찌그러지게(Soft iron) 된다. 이를 보정해 주는 데 쓰일 A(Soft iron) 값과 b(Hard iron) 값을 받는다. 이는 MATLAB에서 제공하는 magcal() 함수를 이

용한다. 동시에 양 요소의 편향 정도를 시각화는 코드를 작성하였다.

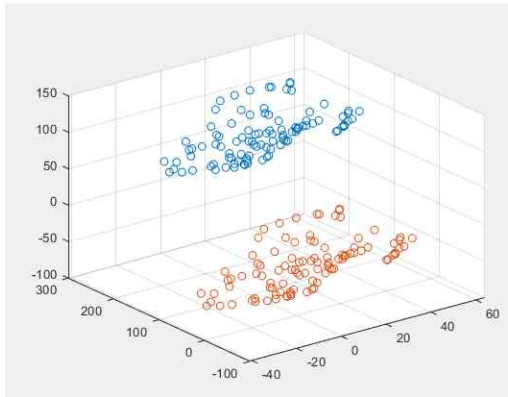


Fig 7 Distribution graph of calibrated(orange) sources and uncalibrated(blue) sources.

$A =$

1.0760	-0.0169	0.0395
-0.0169	1.0019	0.0740
0.0395	0.0740	0.9349

$b =$

13.7175	170.6922	119.8752
---------	----------	----------

Fig 8 Values A and b for correction.

A와 b 값을 받아 Fig 7에 사용했던 코드에 보정된 값을 적용하면 완료된다.

4.2.4 한계

이 방법에는 두 가지 한계가 존재한다. 하나는 MATLAB을 사용할 시 발사 동안 들어오는 데이터를 감당할 MATLAB 내부 buffer의 용량이 제한되어야 한다. 이는 불가능한 영역으로 판단된다. 다른 하나는 MATLAB의 내부 톨로 구현한 함수를 Arduino IDE 코드로 작성하는 것이다. 이는 첫 번째에 비해 상대적으로 실현 가능성이 훨씬 높다. 하지만 연구가 필요한 분야이므로 추후 발사에 연구 대상으로 삼을 계획이다.

4.3 로켓의 고도 측정

고도 측정을 위해 BMP280 기압 센서를 이용하였다. 고도에 따라 기압이 달라지는 원리를 이용한다. 센서를 통해 얻게 되는 고도는 정확한 낙하산 사출을 위한 조건 중 하나로 이용된다.

4.4 현 위치 데이터

로켓의 위치 파악을 위해 NEO-6M 모델의 GPS를 사용하였다. 센서를 통해 위도, 경도, 고도, 방위 등을 얻고 이는 지상 통신 모듈을 통해 전송된다. 동시에 내부 SD카드에도 저장된다.

4.5 통신 데이터

통신을 위한 센서로 nRF24L01P를 사용하였다. 무선 주파수이며 2.4 GHz를 사용한다. 다른 무선 통신 센서에 비해 값이 싸지만 주변 환경에 따라 무선통신 거리 변동 차이가 크다. 특히 2.4 GHz의 특성상 실내에서는 통신 길이가 대폭 줄어든다. 야외에서 진행되는 발사 진행이기에 단점을 감수하고 채택하였다.

5. 낙하산 사출

5.1 낙하산 사출 방식

낙하산 사출 방식은 용수철을 활용한 기계적 사출 방식을 사용하였다. 기본적인 원리는 압축된 용수철이 설정한 조건이 만족될 때 용수철의 압축이 풀리면서 노즈콘 부근을 밀어내고, 낙하산이 사출되는 방식이다. 걸쇠가 걸려있는 부분을 서보모터를 이용해 걸쇠를 제거하여 용수철의 압축을 해제시키는 방법을 사용할 예정이다.

용수철이 사출되는 조건은 사출이 한 번에 안 될 가능성을 염두에 두어 총 3가지로 설정하였다.

① MPU 9250 센서를 통해 동체의 기울기가 특정 각도 이상 일시 사출.

② 고도 센서를 이용해 예상 고도와 동일할 시 사출.

③ 타이머를 통한 낙하산 사출.

위 방법은 낙하산 사출 시스템 설계 이후 더 자

세히 보완하여 안전하게 회수할 수 있도록 할 예정이다.

6. 후기

TMS 과정에서 이론값과 실험값의 오차가 예상보다 크게 나왔으며 그 이유는 TMS 장치의 들림, 로드셀 센서 캘리브레이션 오차, 온습도로 인한 KNSB 그레이의 변형 등 여러 가지 변수가 작용했을 것으로 예상된다. 여러 번 실험을 통해 비교적 정확한 값을 도출하려 계획했지만, 시간상의 문제로 한 번의 실험으로 결과를 도출하였다. 본 실험 결과를 바탕으로 비교적 이론값과 허용 오차 이내의 실험값이 나올 수 있도록 추가 실험을 진행할 것이다. 또한 추후 제작할 로켓은 후속 발사를 위한 기초 자료를 수집하는데 목적을 두고 있다. 이번 발사 및 실험 결과를 바탕으로 차기 연구 목표인 액션캠, 리액션 휠, 추력 제어 장치 등 추가적 장치 설치를 위한 발판이 되었으면 한다.

이번 논문은 21년 7월 21일 동아리 창설 이후 첫 논문이므로 직접 연구한 분야가 비교적 적었다. 따라서 본 논문은 로켓의 모든 요소를 제작하기 전 사전 완료한 부분을 중점적으로 기술했다. 차기 작성될 논문은 본 논문보다 세부적이고 전문적인 주제 선정과 함께 철저한 준비 과정을 거쳐 논문을 작성할 계획이다.

7. References

1. MATLAB, Understanding sensor fusion and tracking | 2. Estimating the direction of fusion of magnetometers, accelerometers, and gyroscopes, 2019.10.22, <<https://www.youtube.com/watch?v=0rlvvYgmTvI&t=493s>>, 2021.10.10.