

중앙대학교 MRT-24 설계 보고서

2023 NURA 학술대회

학교	중앙대학교
동아리	MACH
작성자	김성준, 김영호, 김한수, 김수한, 김세훈, 기민재 변율석 외 11명
작성일	2024.06.30



Contents

I. 서론	3
II. 본론	3
1. 설계목표 및 요구사항	3
2. 내탄도	5
3. 연소 시험 결과	9
4. 외탄도	11
5. 비행 궤적 시뮬레이션	19
6. 에비오닉스 및 지상시스템	23
7. 페이로드	27
III. 결론	30

서 론

중앙대학교 항공우주연구회 (MACH)에서 제작한 MRT-24는 단체의 역사상 처음으로 시도하는 2단 로켓으로, 기존의 1단 로켓과 비교하여 향상된 설계와 기능을 갖추고 있다. 해당 보고서에서 MRT-24의 설계 사양, 발사 계획 및 안전 조치에 대해 상세히 다룬다. MRT-24는 각 단계에 450N·s의 임펄스 값을 갖는 고체 모터를 사용하고 있으며, 400g 미만의 KNSB 추진체를 연료로 사용한다.

2단 로켓의 복잡성과 위험성을 감안하여, MRT-24는 향상된 안전 조치와 함께 강화된 외부 동체 구조를 도입하였다. 로켓의 설계는 비행 중 안정성을 확보하고 성공적으로 회수될 수 있도록 각 단계의 통합적인 안정성에 중점을 두고 있다. 또한 몬테 카를로 알고리즘을 사용하여 발사 전에 시뮬레이션을 통해 로켓의 안전성을 점검하고자 하였으며, 스프링을 이용한 단 분리 시스템을 개발하여 더욱 안정적인 분리 메커니즘을 구현하였다. 추가적으로 LTE 모듈을 이용해 로켓과 지상 관제국 간의 통신 시스템을 구축하였다. 해당 통신 시스템을 이용하여 실시간으로 비행 데이터를 받아올 수 있고, 또한 단 분리 및 낙하산 사출의 타이밍을 결정하는 데 중요한 역할을 수행하게 된다.

본 론

1. 설계 목표 및 요구사항

1.1. 2024 평가 로켓의 설계목표와 요구사항

MRT-24는 고체로켓모터를 사용하는 다단로켓으로, 2단 로켓이라는 특수한 미션을 수행한다. 해당 미션을 수행하기 위하여 신뢰성 높은 설계와 제어가 필수적이다. 따라서 Variable Diameter Mechanism을 사용하는 Stage Separation System을 설계하였고, LTE 통신과 Zigbee를 사용하여 지상 관제국에서 로켓의 자세를 실시간으로 모니터링해 혹시 모를 위험에 대비하고자 한다. 또한 불확실성을 포함한 몬테 카를로 시뮬레이션 프로그램을 개발하여, 로켓의 실제 발사에서 발생할 수 있는 여러 상황에 미리 대비할 수 있었고, 여러 비정상적인 비행의 발생 가능성을 파악하였다.

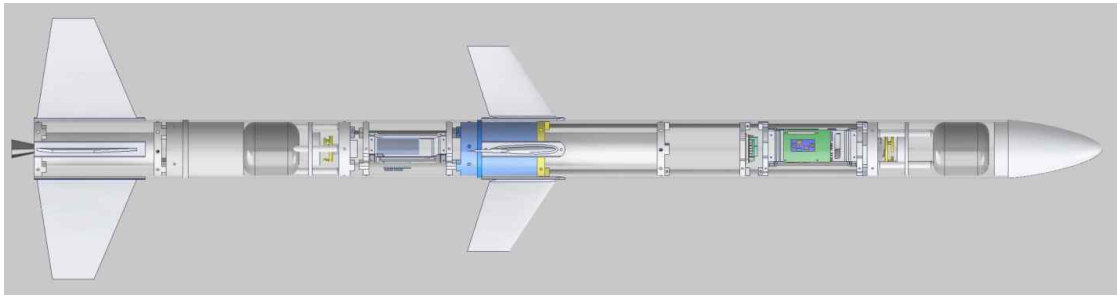


Fig.1 Configuration of MRT-24

MRT-24을 개발하기 위해 추진시스템, 유동 해석, 전자 시스템, 내부 구조 설계, 몬테-카를로 알고리즘 비행 시뮬레이션과 같은 여러 서브 시스템 개발이 필요하며, 각 개발 과정을 통합하는 System Engineering이 필수적이다.

1.2. 목표 고도 및 모터 성능

2024 NURA 발사대회 규정에 따라 MRT-24 평가로켓은 최고 고도 400m를 넘지 않도록 설계가 진행되었다. 각 단의 고체로켓모터의 목표 성능은 아래 Table 1 과 같다.

Table 1 Predicted Performance of Rocket

Impulse (N-sec)	453
Burn Time (sec)	1.19
Average Thrust (N)	380
Max Pressure (Mpa)	4.5

1.3. 연료 및 산화제 선정

고체로켓의 추진제로는 KNSB를 채택하였다. KNSB는 다른 추진제들에 비해 비교적 간단하게 제작할 수 있다는 장점이 있다. 또한 연료의 효율 또한 좋은 편으로 많은 아마추어 로켓티어들이 사용한다. KNSB는 질산칼륨 (KNO_3)과 솔비톨 ($\text{C}_6\text{H}_{14}\text{O}_6$)을 65:35의 비율로 제작되며, 추진제 코어는 원형 형상으로 탈형에 용이하도록 하였다.

1.4. 점화 방식

이그나이터는 Fig.2와 같이 성냥과 KNSB 조합의 이그나이터를 노즐목으로 삽입해 로켓 모터 내부의 추진제를 점화한다.

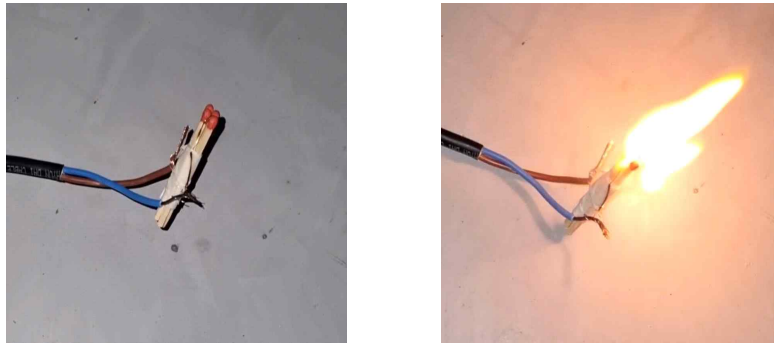


Fig.2 KNSB + Match Igniter

2. 내탄도

2.1. 내탄도 형상 설계 결과

로켓의 모터는 챔버, 노즐, 벌크헤드, 노즐링으로 구성되어 있으며, 노즐과 벌크헤드는 SS400 탄소강을, 챔버와 노즐링은 Al 6061을 사용하여 가공하였다. 24년도 로켓 모터의 모습은 Fig.3과 같다.

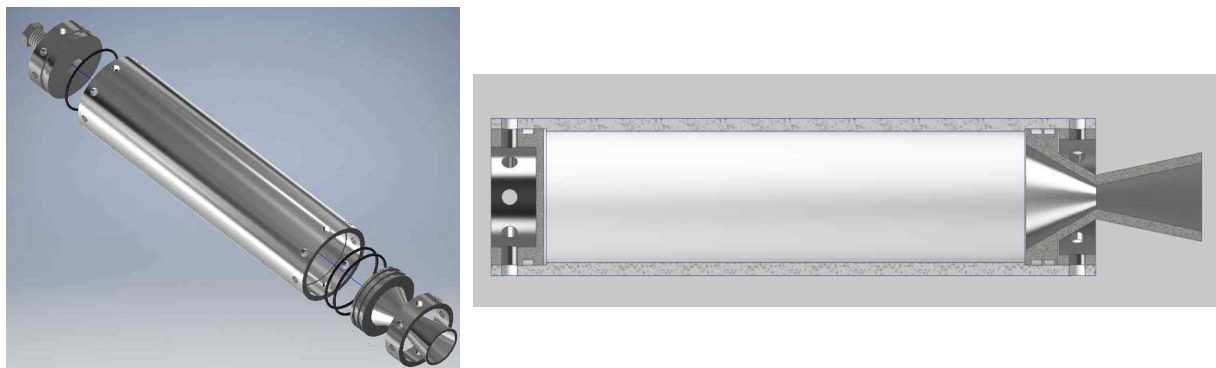


Fig.3 3D Modeling of Solid Rocket Motor

2.2. 연소실 및 노즐 설계 결과

고체 모터의 추진제를 저장하는 연소실 챔버의 경우 높은 온도와 압력을 버텨야 하기 때문에, 안전한 설계가 필수적이다. 챔버의 재질인 Al 6061-T5의 항복강도가 270Mpa이므로 아래 Eq.1에 따라 챔버가 견딜 수 있는 최소 두께는 0.5mm이다. 설계된 모터의 챔버 두께는 5mm이므로 안전계수 10을 갖는 안전한 챔버라고 할 수 있다.

$$t = \frac{PD}{2\sigma} \times F.S \quad (1)$$

챔버에는 벌크헤드와 노즐링을 M6 볼트를 사용하여 체결한다. 볼트의 재료는 STS304이며, 챔버 내부 힘을 볼트의 단면적으로 나누어 볼트와의 항복강도를 비교하는 Eq.2에 따라 필요한 볼트의 개수를 구할 수 있었다. 해당 고체 모터는 3개 이상의 볼트를 체결하면 안전하다고 할 수 있다. 현재 모터는 8개의 볼트를 체결하므로, 안전한 설계 기준을 만족한다.

$$\frac{PA_c}{A_b} \times \frac{1}{N_b} < Y.S \quad (2)$$

노즐의 경우 수축각 30° 확산각 12°의 반각으로 설계하였고, 설정해둔 챔버 압력에 따라 원하는 추력을 내기 위한 노즐목의 면적을 구해 노즐의 설계를 진행해야 한다. 추진제의 경우 KNSB를 사용하기 때문에, 비열비 k에 1.136을 대입한다. 이상적인 노즐의 경우 대기압과 노즐 출구 압력의 같은 경우로 대기압을 Eq.3에 대입하여 계산한다.

$$\frac{A_t}{A_e} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (3)$$

Equation.3 에 따라 8.35의 노즐 면적비를 갖는 것을 알 수 있다. 설계된 고체 모터의 안정성을 평가하기 위하여 응력 해석을 진행하였고, Fig.4에 Static Structural 조건과 시뮬레이션 결과를 나타내었다. Total Deformation과 Safety Factor의 결과를 구하였고, 벌크헤드 부분에서 가장 높은 변형을 보였으나, 안전계수를 확인하였을 때 모두 높은 안정성을 보이는 것을 알 수 있었다.

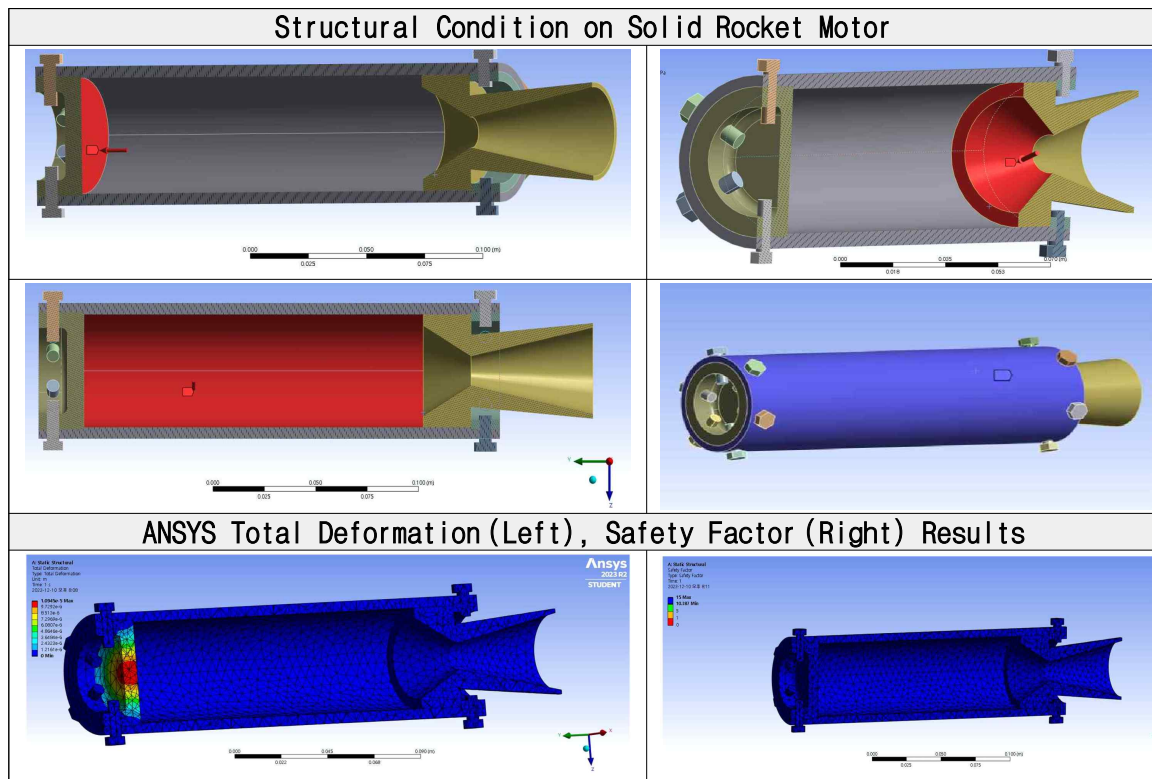


Fig.4 Structural Condition and Simulation Result of Solid Rocket Motor

또한 로켓 노즐의 CFD 시뮬레이션을 진행하였다. ANSYS Fluent Student 버전을 사용함에 따른 메쉬 수 제한으로 인해 3D 시뮬레이션 및 실제 로켓 연료 배기가스의 화학적 조성 및 상변화를 고려한 엄밀한 해석을 진행할 수 없었다. 이러한 제약에도 불구하고 가장 실제와 같은 환경 및 유동 특성을 구현하기 위해 2D Time-Steady 해석을 진행하였다. Table 2는 해석에 사용된 조건이다.

Table 2 2D Nozzle CFD Condition

Material	Air
Density	Ideal Gas
Thermal Conductivity	Constant
Viscous Model	SST k- ϵ realizable
Viscosity	Sutherland
Inlet	Pressure Inlet, 4.5 Mpa
Inlet Temperature	1700K
Outlet	Pressure Outlet, 101325Pa

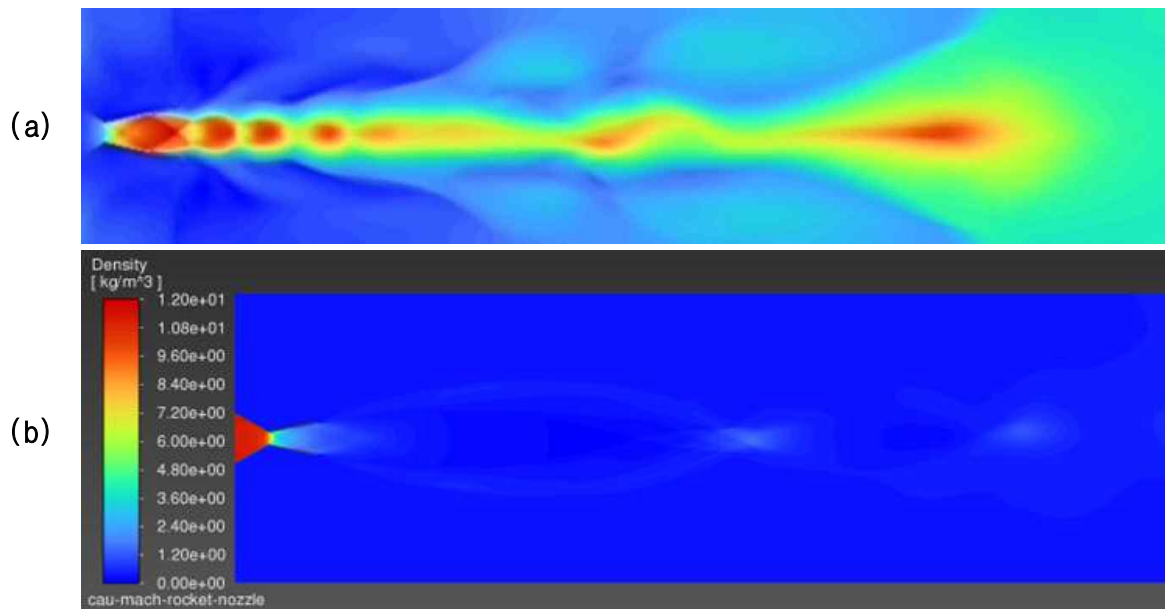


Fig.5 (a) Mach Number Contour, (b) Density Contour

Figure.5 (a)는 노즐 입구 부분에서 마하수를 나타낸 것으로, 노즐 입구 부분에서 0에 근접하게 나타난다. 이는 압력과 온도가 높아 유속이 낮은 것이며, 또한 노즐 목에서 Chocking이 발생함을 확인할 수 있다. 해당 분석을 통해 실제 유동과 비교하여 압축성, 초음속, 노즐 유동에서의 특징을 시각적으로 확인할 수 있다. 밀도 분포는 Fig.5 (b)와 같다. 노즐 입구 부분에서 높은 압력과 온도로 인해 압력이 매우 높게 나타나며, 노즐목 부분을 지나 출구로 갈수록 밀도가 급격히 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이는 기체가 팽창하며 압력이 감소하고, 속도가 증가한다는 결과를 의미한다.

2.3. 설계 비추력

$$I_{sp} = \frac{I_t}{m_p g_0} \quad (4)$$

Equation.4는 비추력을 나타내는 공식으로 Table 1의 값을 대입하여 설계 비추력 값을 구할 수 있다. 고체 로켓 모터의 연소에 사용되는 KNSB 추진제는 376g이고, Impulse는 453N·sec 이므로 설계 비추력 값은 123sec 임을 알 수 있다.

2.4. KNSB 추진제 제작

이전년도의 경우 그레인을 급하게 제작하다가 코어 부분의 중앙을 정확하게 맞추지 못하여 코어가 한쪽으로 치우친 상황도 발생하였다. 이를 해결하기 위하여 연료틀을 제작하여 연료를 제작하였다. 연료틀을 사용하여 추진제의 밀도를 높일 수 있었고, 코어의 위치도 Fig.8과 같이 중앙부분으로 잘 성형된 것을 확인할 수 있었다.



Fig.6 KNSB Grain Mold



Fig.7 2023 Grain



Fig.8 2024 Grain

또한 고체 추진제의 경우 그레인의 Segment를 나눌수록 최대추력이 커지고, 연소시간이 짧아져 추력이 정압형에서 점감형의 경향을 보인다고 알려져 있다. [1] 이를 고려하여 Segment를 2개로 나누었고, 제작된 KNSB의 치수는 Table 3과 같다.

Table 3 Dimension of KNSB Grain

Outside Diameter (mm)	48
Core Diameter (mm)	26
Segment Length (mm)	90
Number of Segments	2

3. 연소 시험 결과

3.1. TMS 테스트 베드 설계 및 구성 소개

설계한 모터가 우리가 목표로 하는 추력을 내는지 확인하기 위하여 TMS 테스트베드를 제작하여 실험을 진행하였다. TMS 테스트베드의 모습은 Fig.9와 같고, 알루미늄 프로파일과 슬라이더, 파이프 클램프를 사용하여 테스트베드를 구성하였다.

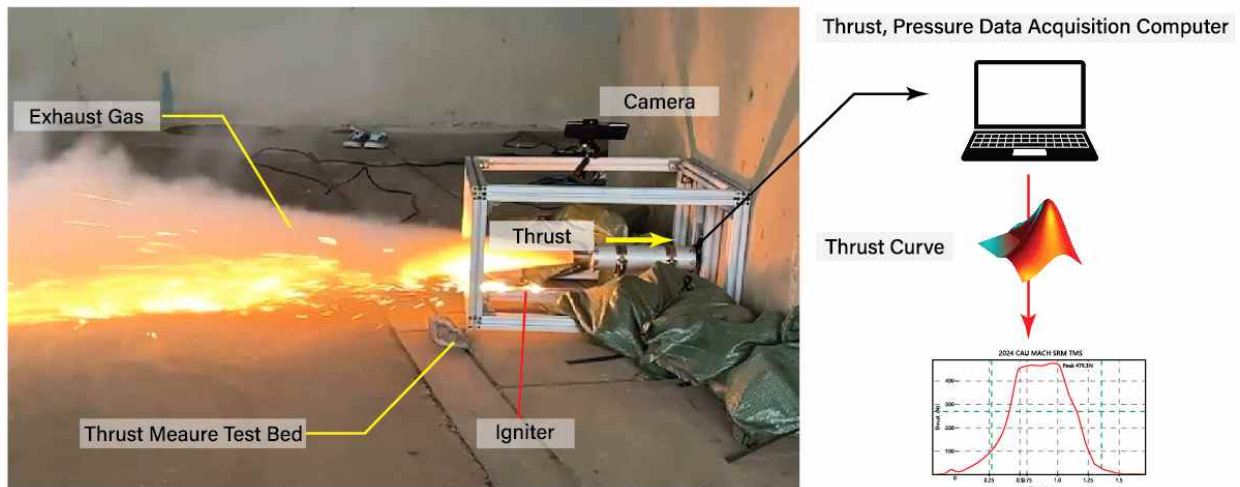


Fig.9 Schematic of Thrust Measurement System Test Bed

3.2. 추력 및 압력 그래프

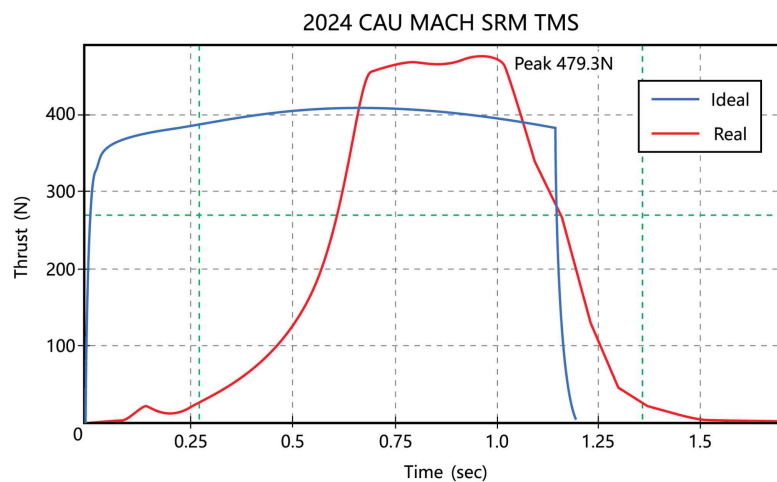


Fig.10 Thrust-Time Graph

Figure.10 은 추력테스트를 진행한 후 이론값과 실험값을 그래프로 나타낸 것이다. 실험값의 연소 시간은 유의미한 추력을 갖는 시간으로 고려하였으며, 최대 추력의 5% 값을 나타내는 두 지점 간의 차이로 정하였다.

3.3. 추력테스트 결과에 따른 비추력 및 추력 효율

Table 4는 TMS를 통해 얻은 실험값과 SRM 프로그램을 사용하여 얻은 이론값을 비교한 것이다. 최대추력의 경우 실험값이 이론값에 비해 117% 높은 값을 보인 반면, 평균 추력, 충격량에서는 각각 이론값의 70%, 64% 성능을 보이는 것을 알 수 있었다. 또

한 유의미한 추력을 내는 연소시간이 실험값이 이론값에 비해 작게 나타났다. 이는 고체로켓모터의 점화를 원활하게 진행하고자 KNSB 그레인 벽면에 흑색화약을 코팅한 것이 원인으로, 흑색화약에 의해 초기 KNSB의 Burning Rate가 매우 높아 챔버 내부 압력을 빠르게 향상시키는 Hard Start가 진행되었을 것이라 판단된다.

Table 4 Comparison Between Measured Value of TMS and Predicted Performance

	Predicted Performance	Measured Value
Total Impulse (N·s)	453.7	292.8
Specific Impulse (s)	123	93
Max Thrust (N)	409	479
Average Thrust (s)	380	268.9
Max Pressure (Mpa)	4.5	-
Average Pressure (Mpa)	4.5	-
Burn Time (s)	1.194	1.089

4. 외탄도

4.1. 전체 로켓 설계 스펙 설명

Full Assembly

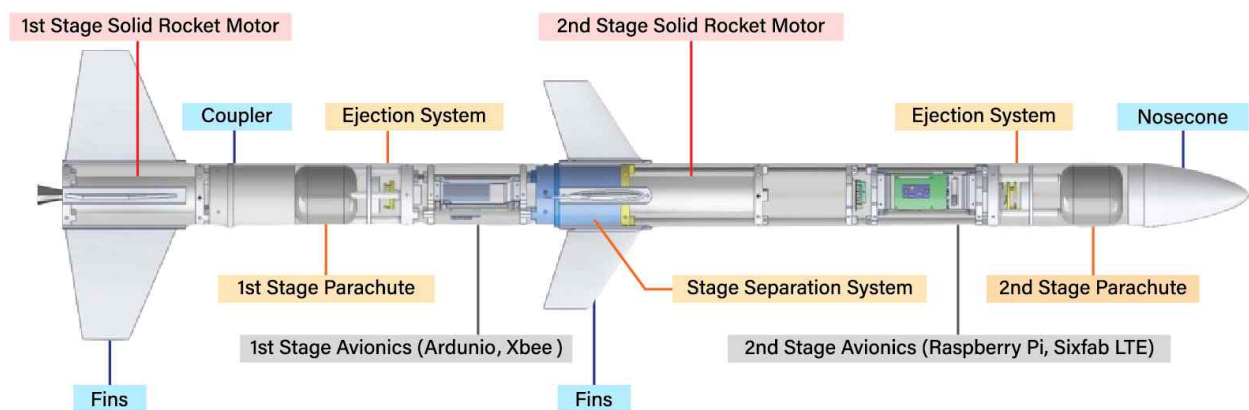


Fig.11 Schematic Diagram of MRT-24

Figure.11은 MRT-24의 전체 설계를 나타낸 것으로 1단, 2단으로 이루어져 있으며, 두 부분은 Stage Separation 장치로 연결되어 있다. 각 단계는 회수를 위한 에비오닉스와 회수 장치가 탑재되어 있으며, M4 나사로 고정된다.

4.1. 노즈콘 설계

노즈콘의 경우 LD-Haack (Von Karman) 형상을 사용하기로 결정하였다. 해당 노즈콘의 형상은 항력 감소를 위해 C를 0으로 설정한 Eq.5와 Eq.6에 따라 정해지고, 노즈콘의 3D 모델링 형상은 Fig.12와 같다.

$$\theta = \arccos\left(1 - \frac{2x}{L}\right) \quad (5)$$

$$y = \frac{R}{\sqrt{\pi}} \times \sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2}} \quad (6)$$



Fig.12 3D Modeling of LD-Haack Nosecone

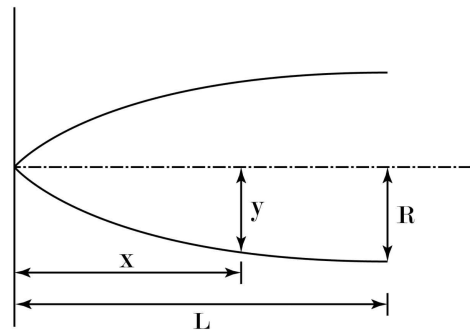


Fig.13 Parameter used for Nosecone

4.3. 간섭 항력을 고려한 핀 설계

이전 핀의 설계는 항력을 무시하고 직사각형의 단순한 형상으로 설계되었으나, 올해 핀의 설계는 항력을 최소화하고자 했다. ANSYS Fluent Student를 활용하여 학부에서 가능한 수준의 CFD 해석을 진행하였고, 실제 실험, 계산이 어려운 항력의 계산에 대하여 집중적으로 분석하였다. 새롭게 설계한 Fillet, Symmetric Airfoil이 적용된 핀의 공력 특성을 분석하여 비교하였다. 해당 핀들의 설계는 아래 Fig.14에서 확인할 수 있고, CFD 조건은 Table 5와 같다.

Table 5 3D Fin CFD Condition

Material	Air	실제 대기 조성 물질
Viscous Model	SST k-ε realizable	벽면 근처 유동 정밀 해석
Inlet	Velocity Inlet	로켓의 속도
Outlet	Pressure Outlet, 101325Pa	일반 대기압

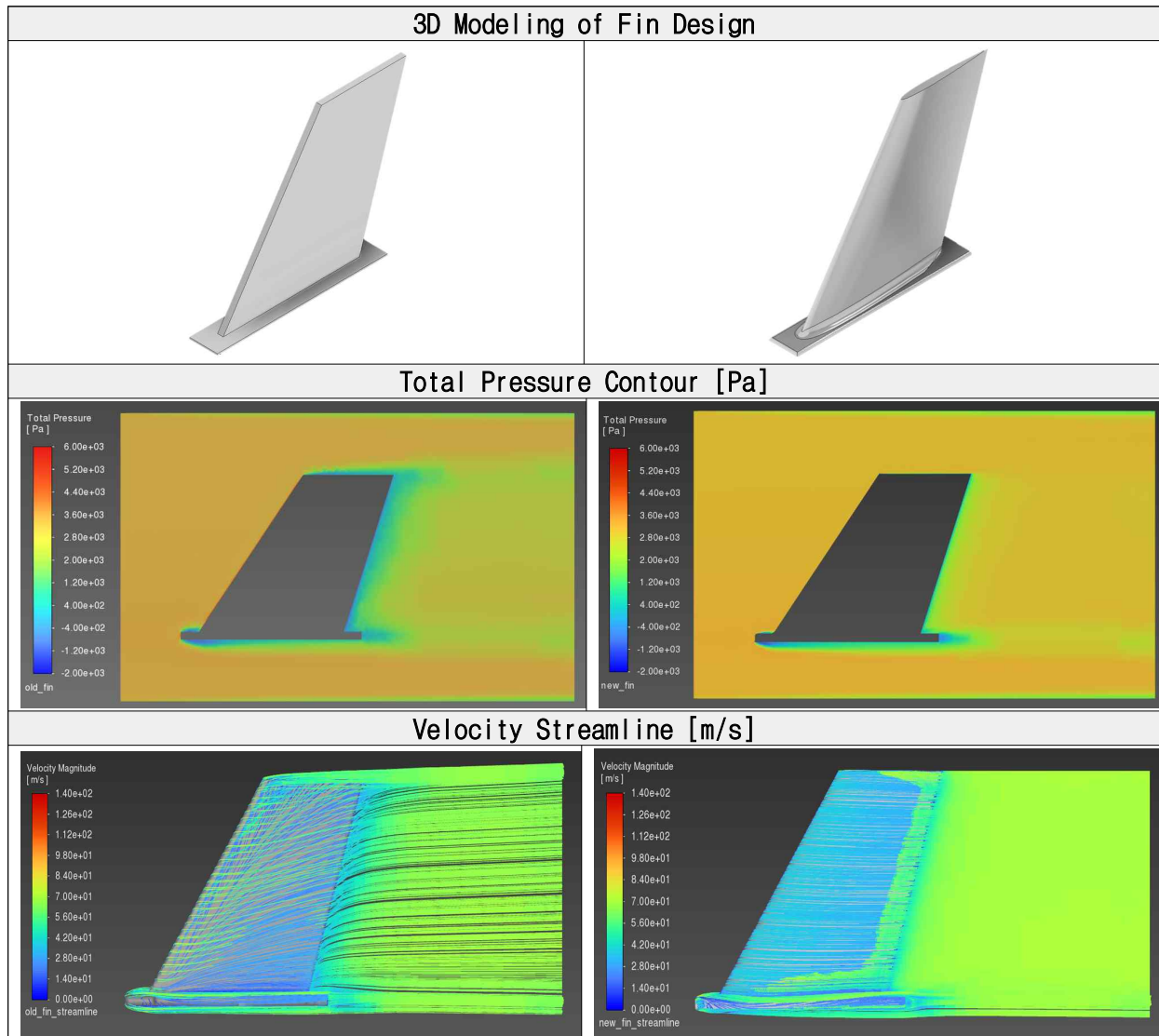


Fig.14 Fin Design and Total Pressure Contour and Velocity Streamline CFD Result of 2023 Fin (Left), 2024 Fin (Right)

Figure.14는 핀에서의 Pressure Contour와 Velocity Streamline을 나타낸 것이다. 기존 핀의 경우 후류에서 큰 압력 차이가 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 후류 영역에서 와류가 발생하는 것으로, 유동을 효율적으로 처리하지 못한 것을 의미한다. 이러한 후방 압력 감소 및 유동 와류로 인해 핀 주변에서 유도되는 항력인 유도항력이 발생할 가능성이 높다. 반면, 개선된 핀에서는 Airfoil을 따라 흐르는 유동으로 인해 후류 영역에서 압력 차이가 감소하였고, 유동 흐름을 더욱 효율적으로 처리하여 유도항력의 감소를 기대할 수 있다. 또한 Fin Tip 부분에서의 압력 구배도 비교적 낮게 나타나, 와류로 인한 진동 또한 감소될 것이다. 실제로 핀 근처 유선 패턴에서 기존 핀의 설계는 Root, Tip 부분에서 유동이 분리되는 것을 확인할 수 있고, 유선이 일관되게 흐르지 않아, 와류가 발생하는 것을 확인할 수 있다. 반면, 개선된 핀은 속도 분포가 고

르고, 불규칙한 유동이 거의 발생하지 않았다. 또한 항력을 계산해 보았을때, 개선된 핀이 1.0160 N, 기존 핀이 3.2204 N으로 개선된 핀이 더 적은 항력을 받는다.

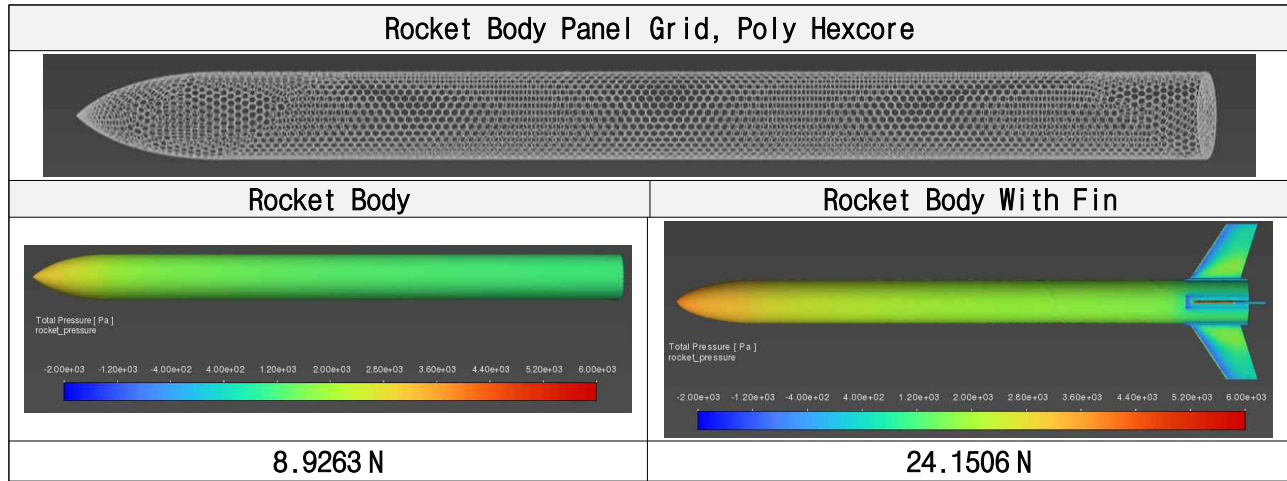


Fig.15 Rocket Body Pressure Contour [Pa], Drag Force [N]

로켓의 공기역학적 성능에 있어 항력은 매우 중요한 요소이다. 항력의 종류에서 유해항력 중 하나인 간섭항력은 두 개 이상의 서로 다른 형상이 서로 가까이 있을 때 유체 흐름이 서로 간섭되어 발생하는 항력으로, 로켓에서는 일반적으로 로켓의 동체와 핀 사이의 접합부에서 발생한다. Fin Fillet과 같은 간섭항력을 줄일 수 있는 요소를 활용하기 위하여 CFD를 활용해 기존 핀을 사용하였을 때 발생하는 간섭항력을 계산해보았고, 해당 시뮬레이션 진행 조건과 결과는 Fig.15와 같다. 해석 결과 핀 없이 Body가 받는 항력은 8.9263N, 핀을 포함한 형상이 받는 항력의 경우 **24.1506 N**으로 계산되었다. 단순 계산으로 앞서 계산된 2023년 핀 4개의 항력을 추가하면 **21.8079 N**으로 계산된다. 따라서 서로 다른 두 형상 간의 유동 간섭으로 인해 발생하는 간섭항력을 **2.3427 N** 이라고 할 수 있다. 이는 핀의 항력을 고려하면 작지 않은 수치로 전체 항력에 중요한 영향을 미친다고 할 수 있다. 따라서 해당 CFD 시뮬레이션을 통해 에어포일과 필렛 형상이 적용된 2024년 핀 설계가 로켓의 공기역학적 성능을 향상시킬 것으로 기대된다. 추가적으로 MRT-24 핀의 구체적인 설계 조건의 경우 Table 6과 같다.

Table 6 Specification of Fin

	1st Stage	2nd Stage
Root Chord (mm)	180	120
Tip Chord (mm)	75	75
Height (mm)	150	120
Sweep Angle (°)	23	32
Number of Fin	4	4

4.4. PLA + CFRP 하이브리드 동체 개발

지금까지 제작한 로켓들은 주로 접근성이 좋고 상대적으로 가벼운 무게를 갖는 종이 지관을 동체 재료로 사용해왔다. 그러나 Fig.16을 보면 알 수 있듯이 종이 지관은 내부 구조와 체결을 위해 뚫은 볼트 구멍 주변에서 발생하는 전단력에 취약하다는 단점이 있어, 발사 후 회수된 로켓 동체를 보면 변형이 발생한 것을 확인할 수 있었다.



Fig.16 Deformation of Paper Tube

이러한 문제를 해결하기 위해서 3D 프린팅 기술을 이용해 로켓 동체의 설계와 제작 과정에서의 정밀도를 향상 시키려 했다. 하지만 3D 프린팅된 동체의 경우 축 방향의 Axial Force에 대한 강도는 높지만, 횡 방향의 Radial Force에는 약하다는 단점이 있다. 따라서 약한 강도를 보강하기 위해서 Fig.17과 같이 PLA 동체 위에 CFRP를 Layup하는 방식을 통해 동체의 강도를 높이하고자 하였다.

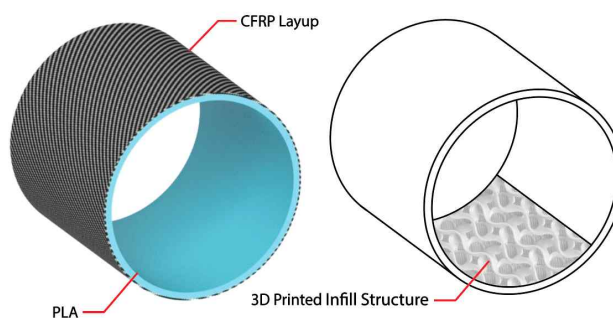


Fig.17 Configuration of PLA+CFRP Monocoque Body

또한 Ultimaker CURA에서 제공하는 Infill 형상 중 Fig.18에 따라 수직 방향 힘과 횡 방향 힘 모두 균일하게 강도가 높은 형상을 선택하고자 하였다. 그 결과 Cubic과 Gyroid 형상 중 좀 더 적은 양의 필라멘트를 사용하는 Gyroid 형상을 Infill 형상으로 설정하였다.

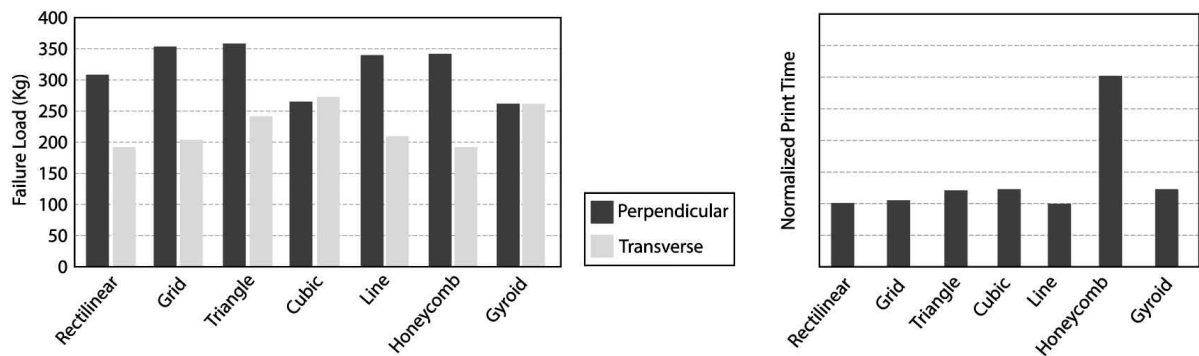


Fig.18 Strength and Print Speed Difference of the Various Infill Structures

ANSYS를 활용하여 MRT-24가 비행 중 겪는 다양한 하중 조건 하에서의 응력을 분석하고자 하였다. 분석에 포함된 주요 하중 조건은 Fig.19와 같이 나타낼 수 있다.

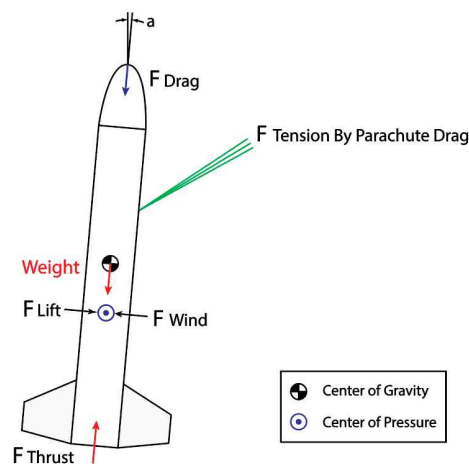


Fig.19 Various Load Conditions During MRT-24 Flight

PLA 동체 Geometry의 경우 Autodesk Fusion360 프로그램을 사용하여 Infill 형상으로 Gyroid 형상을 넣었고, 시뮬레이션 결과는 Fig.20과 같다. 분석 결과 압축력에는 종이, PLA+CFRP, PLA 순으로 좋았으며, 인장력 또한 동일한 결과를 보임을 알 수 있었다. 가장 강도가 높을 것이라 예상하였던 PLA+CFRP의 경우 PLA 와 CFRP의 접합이 약해서 나타난 결과로, 이는 Layup 방식의 한계라고 볼 수 있다.

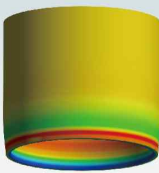
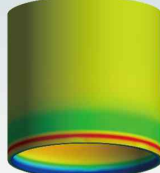
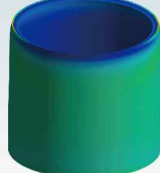
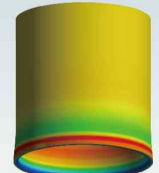
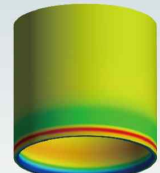

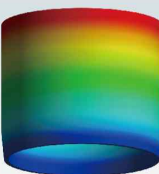

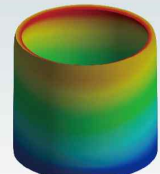


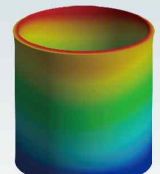
	Load Condition	Material of Body Tube		
		Paper Tube	PLA	PLA+CFRP
Von-Mises Stress	Compression Due to Thrust			
	Tensile Force Due to Parachute Drag			
Total Deformation	Compression Due to Thrust			
	Tensile Force Due to Parachute Drag			

Fig.20 Structure Analysis Depending on the Various Materials of Body Tube

시뮬레이션을 마친 후 동체를 실제로 제작해 보았고, 제작과정은 Fig.21과 같다.



Fig.21 Manufacturing Process of PLA + CFRP Monocoque Body

프린팅된 PLA 동체의 표면은 사포를 사용해서 매끄럽게 처리해준다. 이후 West System의 105 Epoxy Resin과 206 Hardner를 사용하여 PLA 동체에 도포 해주었고, 12K 4in 카본 슬리브를 동체에 적층하는 작업을 진행하였다.

Table 7 Comparison according to Body Tube Material with 100mm height

	Paper	PLA	PLA + CFRP
Cost (₩)	625	0	3675
Mass (g)	75	55	90
Quality	Mid	High	High
Production Difficulty	Low	Low	High

Table 7은 종이 지관, PLA, PLA + CFRP 동체의 제작 비용, 무게, 강도, 품질, 제작 난이도를 비교한 것이다. Drop Test와 Table 7에 따라 각 재질에 따른 동체들을 비교해 보았을 때, 가장 우수한 강도를 나타낼 것으로 생각하였던 PLA+CFRP 동체가 종이에 비해 더 좋은 강도를 보이지는 못하였다. 이는 섬유 적층 경험의 부족으로 PLA와 탄소 섬유와 접합이 종이에 비해 잘 이루어지지 않음과 적층 제조의 한계 때문이라고 할 수 있다. 결론적으로 **동일두께**에서 PLA+CFRP 동체는 종이에 비해 가성비가 떨어지며, 상대적으로 무겁다는 단점이 있다. 다만 종이에 비해 높은 퀄리티의 동체를 제작할 수 있다는 장점이 있어, 탄소섬유와 PLA의 접합성을 높이고, 두께를 줄이고, 내부 적층 밀도를 높이는 등 추후 연구를 지속할 가치가 있다. 따라서 비평가용 로켓에 PLA + CFRP 동체를 사용하여 실제 발사 및 회수에 따른 검증을 진행할 것이다.

4.5. 로켓의 Static Margin

Figure.22는 Open Rocket Simulation을 통해 MRT-24의 전체적인 형상을 나타낸 것이다. 로켓은 애비오닉스, 회수장치, 노즈콘, 핀, 커플러로 이루어지며 M4, M6 나사로 고정된다. 로켓의 Static Margin 및 Specification은 Table 8과 같이 나타내었다.

Table 8 Specification of MRT-24

	Fully Assembled	2nd Stage
Length (mm)	1930	1140
Mass (g)	8409	3821
Outer Diameter (mm)	105	105
Center of Gravity (mm)	1180	661
Center of Presssure (mm)	1410	885
Stability (cal)	2.21	2.13

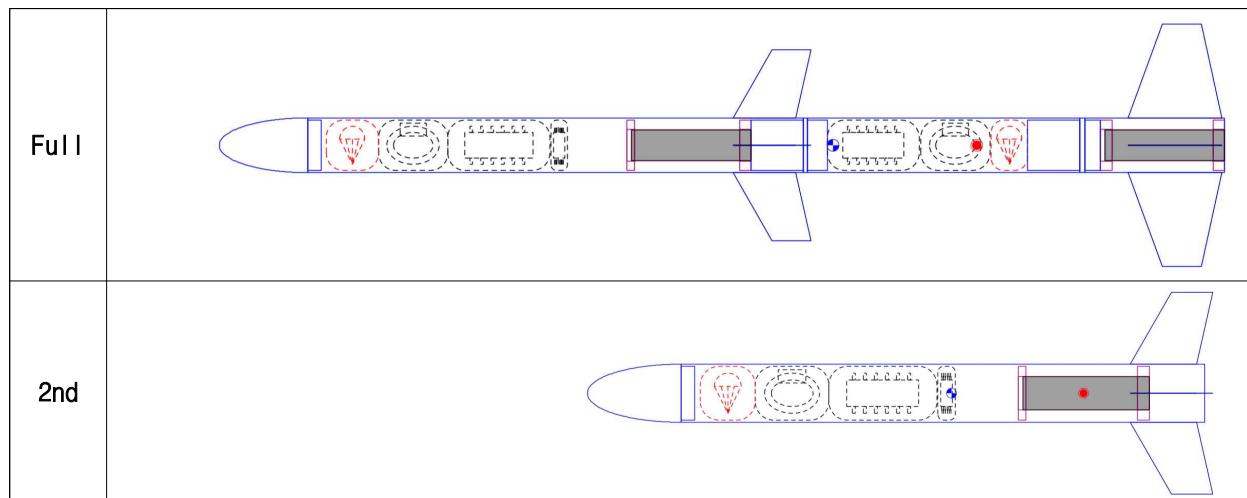


Fig.22 CP & CG location Calculated By Open Rocket Simulation

5. 비행 궤적 시뮬레이션

5.1. 2단 로켓의 비행 과정 설명

2024 CAU MRT - 2024 Conops

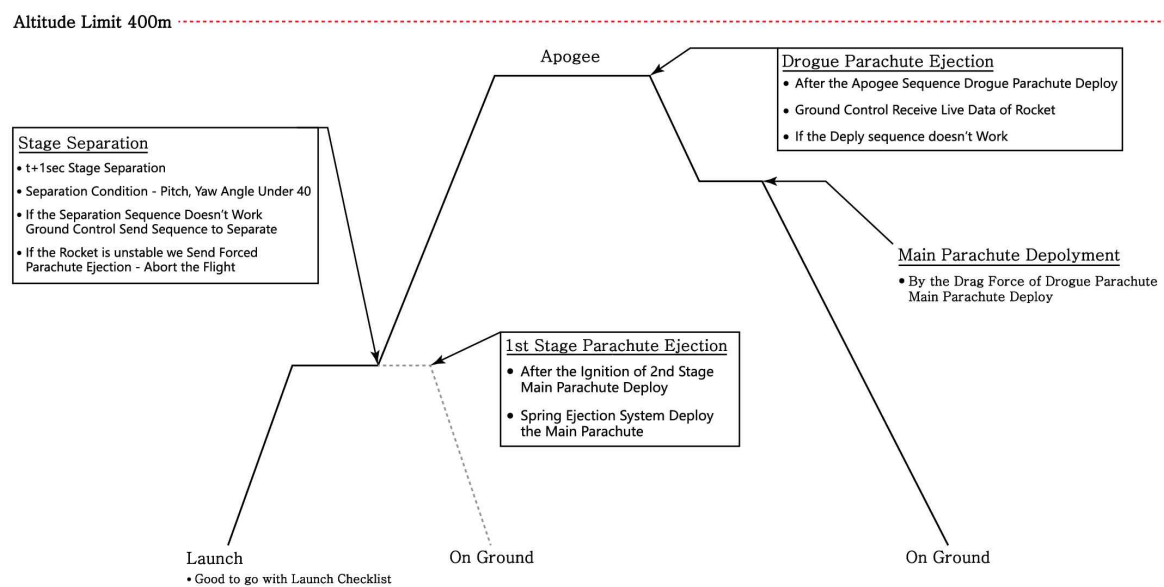


Fig.23 MRT-24 Concept of Operations

MRT-24는 2단 로켓의 미션을 수행하게 되므로, 단분리 시점이 매우 중요하다. 다만 로켓 미션의 경우 매우 위험성이 높아, 안전성을 높이하고자 LTE 통신을 사용하여 지상 관제국에서 관리하여 안전하게 진행하고자 한다. 시퀀스와 구체적인 통신 과정은 6. 에 바이오닉스 및 지상시스템에서 좀 더 자세하게 다루도록 하겠다.

5.2. Open Rocket을 이용한 비행 시뮬레이션 결과

비행 시뮬레이션은 4th Order Runge Kutta Method를 기반으로 하는 상용 소프트웨어인 Open Rocket을 사용하였고, 시뮬레이션에 따른 비행 궤적은 Fig.24와 같다. 해당 결과를 보면 최대 고도는 300m 정도로 400m 고도 제한을 만족한다.

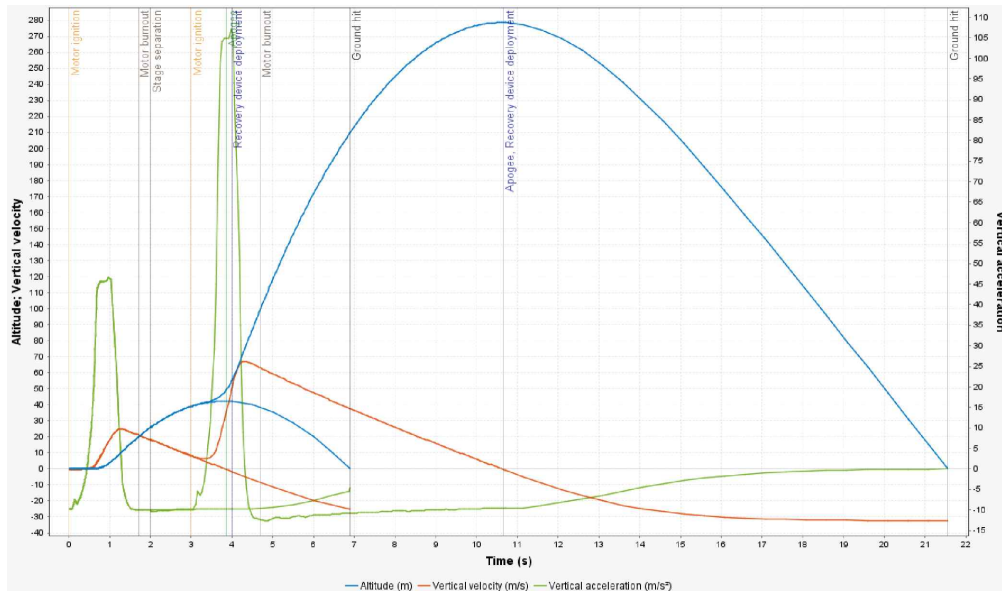


Fig.24 Flight Simulation Using Open Rocket Software

5.3. Monte-Carlo 알고리즘을 사용한 2단 로켓 Safety Simulation과 단분리 알고리즘

2단 로켓의 안정성 및 안전성을 평가하기 위해서 6자유도 모델의 Simulation을 통하여 알고리즘에서 사용하는 안전 조건들을 설정하였다. Fig.25는 2단 로켓 발사를 위한 알고리즘으로, 비정상적인 비행 과정을 방지하고자 하였다. [2]

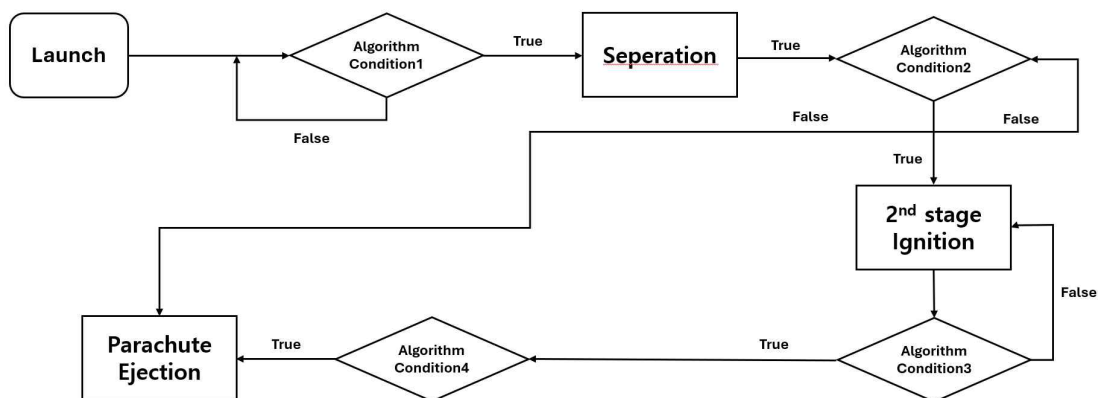


Fig.25 Two stage Rocket Algorithm

안전성을 판별을 위해 20ms마다 로켓의 상태를 피드백해주는 IMU센서를 사용한다. LTE 통신으로 지상관제국 (GCS) 에서 로켓의 상태가 비정상적인 비행을 한다고 판단되면, 2단부 점화를 하지 못하도록 비상버튼을 구축하였다. 또한 Matlab Simulink에서 6DOF Simulation을 구축하여 로켓의 비정상적인 비행 과정을 미리 확인하고자 한다.

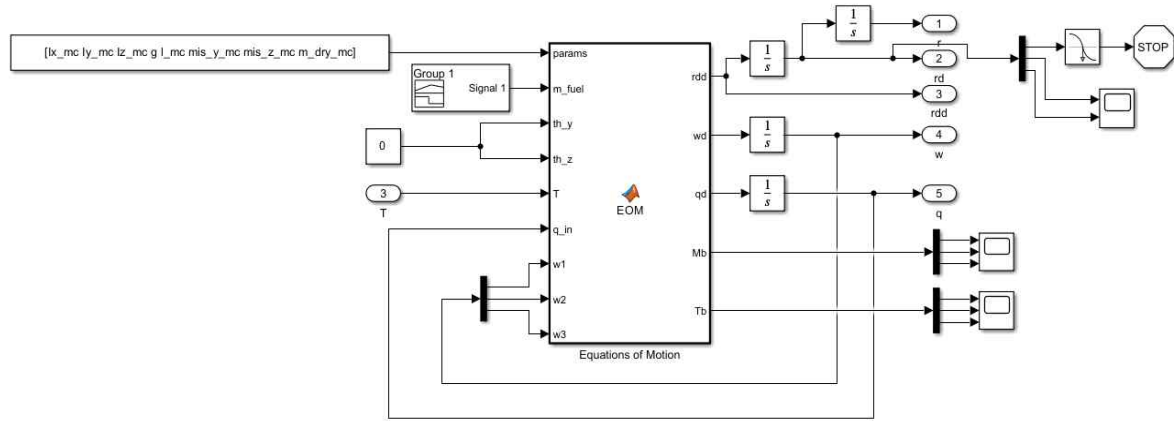


Fig.26 6DOF-Model-Rocket Simulink Simulation

Figure.26은 6DOF - Model 로켓 시뮬레이션을 나타낸 사진으로, 여러 불확실성들을 외란으로 넣어 알고리즘을 강화시키고자 하였다. [3] 주된 불확실성으로는 1) IMU 센서와 단분리 시스템 사이 딜레이, 2) 제작 중 발생하는 고체모터 위치 오차, 3) 관성모멘트 계산 오차, 4) 로켓 질량 오차, 5) 2단 점화 이그나이터의 딜레이, 6) 통신 딜레이 등 여러 불확실성이 존재하며, 해당 환경변수들을 시뮬레이션에 넣어 확인하였다. 시뮬레이션에 적용한 불확실성의 정보는 Table 9와 같다.

Table 9 Rocket Uncertainty range

Rocket Parameter	Uncertainty range	Rocket Parameter	Uncertainty range
I_x	± 0.001	mass	$\pm 100g$
I_y	± 0.001	2nd mass	$\pm 100g$
I_z	± 0.001	CG and T length	$\pm 100mm$
2nd I_x	± 0.001	2nd CG and T length	$\pm 100mm$
2nd I_y	± 0.001	2nd Ignition delay	$\pm 0.1s$
2nd I_z	± 0.001	2nd Servo delay	$\pm 0.01s$
Engine position x	$\pm 10mm$	Engine position y	$\pm 10mm$

6DOF - Model에 대해서 Monte-Carlo Simulation을 사용하여 로켓이 만들 수 있는 여러 궤적을 확인하였고, 이때 Fig.27 (a)는 안전성을 벗어나는 궤적을 보여준다.

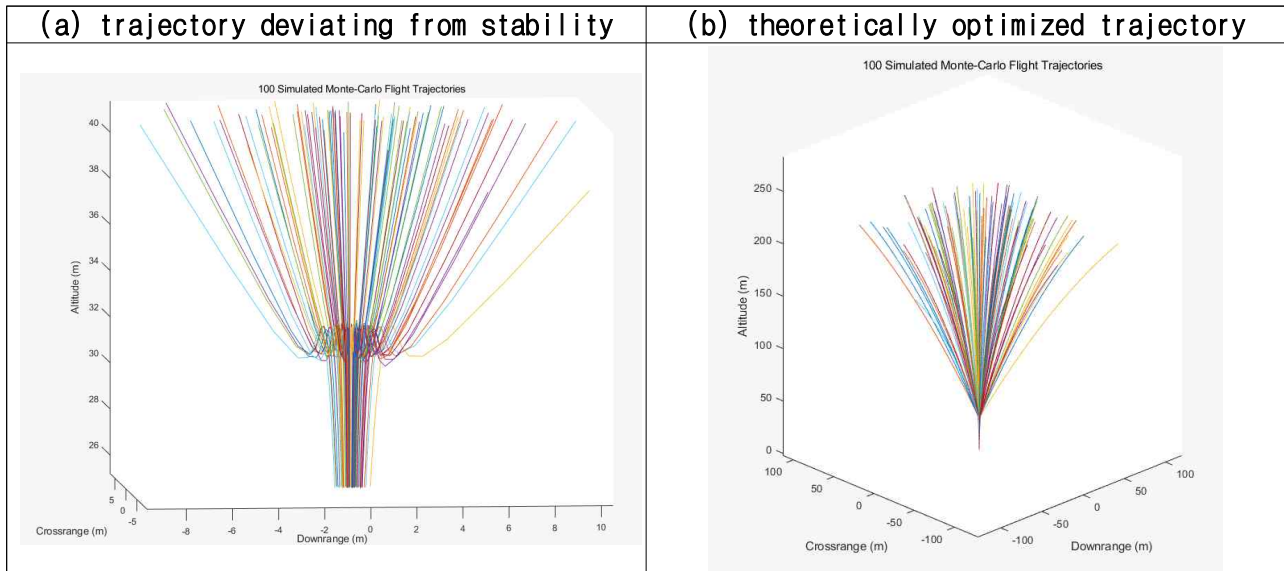


Fig.27 Rocket Trajectory with Monte-Carlo simulation

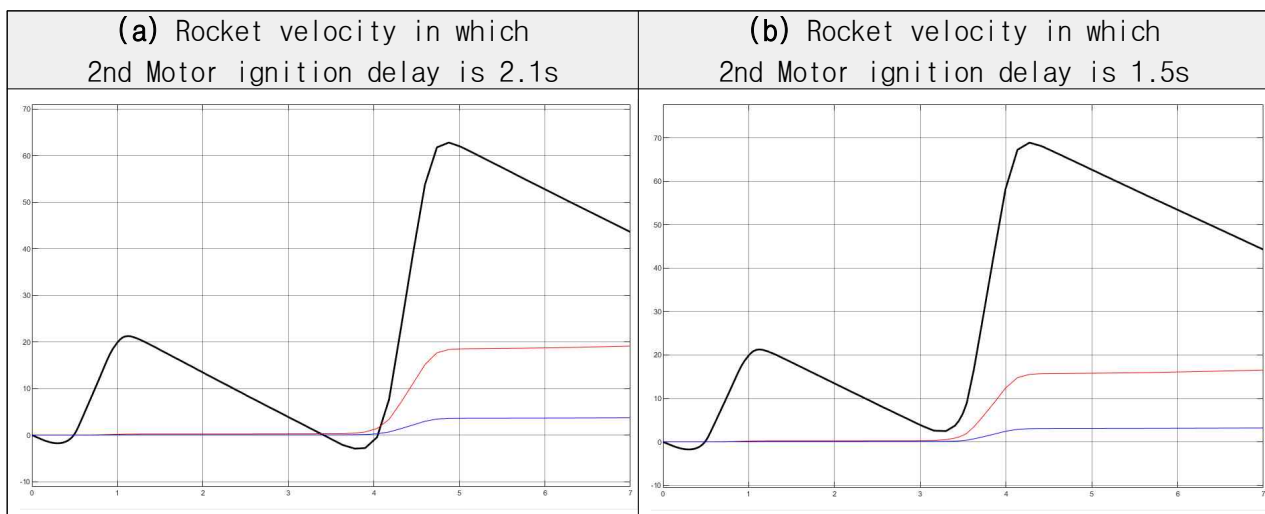


Fig.28 Examining velocity changes of rocket based on 2nd Motor ignition delay time

(blue = X, red = Y, black = Z)

Figure.28은 단분리 딜레이를 1.5초 정도로 보수적으로 설정하고, 이그나이터 딜레이에 따른 로켓의 속도 변화를 나타낸 것이다. Fig.28 (a)는 단분리 후, 2단부 고체모터 이그나이터의 딜레이를 2.1초로 설정하였을 때 시뮬레이션 궤적에 문제가 생기는 것으로, 1단부 엔진의 모든 점화가 끝나고, 단분리가 일어난 후, 2.1초가 지났을 때 Z축 속도는 음수가 되게 된다. 시뮬레이션에서는 측풍과 같은 환경변수 대한 내용이 없기 때문에 수직으로 떨어져 Fig.28 (a)와 같은 궤적이 나왔다. 하지만 실제 발사에서는 외풍의 영향으로 로켓의 각도가 더 기울어질 것으로 예상되기 때문에 로켓의 속도가 양수일 때, 2단부 점화가 이루어져야 한다.

Figure.28 (b)는 단분리 후, 이그나이터의 딜레이를 1.5초로 설정하였을 때의 속도 그래프로, Fig.28 (a)에 비해 안전한 궤적이 나타나게 된다. 이런 안전성을 해치는 궤적을 미리 확인하여 예비오닉스에 대응 알고리즘을 장착을 할 것이고, GCS와 통신을 통해 경고문을 띄우는 비상 버튼 또한 구축하였다.

<p>Algorithm 1 Check 1st ignition end complete</p> <p>Require: $threshold$, $velocity(t)$, $accel_z(t)$, $g \leftarrow 9.81 \text{ m/s}^2$, $time_limit \leftarrow 2.0$ seconds</p> <p>Ensure: True if $velocity(t) < threshold$ and $accel(t) \approx -g$ within 2 seconds, False otherwise</p> <pre> 1: start_time ← current_time() 2: while current_time() - start_time < time_limit do 3: if $velocity(t) < threshold$ and $accel_z(t) + g < \epsilon$ then 4: return True 5: end if 6: end while 7: return False </pre>	<p>Algorithm 2 Check 2nd ignition start safety</p> <p>Require: $threshold$, $\omega_x(t)$, $\omega_y(t)$, $check_time \leftarrow 2.0$ seconds, $check_period \leftarrow 1.0$ second</p> <p>Ensure: True if future angular displacement θ_x and θ_y are below threshold within 2 seconds, otherwise False. Only check for 1 second.</p> <pre> 1: separation_time ← current_time() 2: while current_time() - separation_time < check_period do 3: current_time ← current_time() 4: $\theta_x \leftarrow check_time * \omega_x(t)$ 5: $\theta_y \leftarrow check_time * \omega_y(t)$ 6: if $\theta_x < threshold$ and $\theta_y < threshold$ then 7: return True 8: else 9: return False 10: end if 11: end while 12: return False </pre>	<p>Algorithm 3 Check 2nd ignition start complete</p> <p>Require: $threshold$, $accel_z(t)$, $time_limit \leftarrow 2.0$ seconds</p> <p>Ensure: True if $accel_z(t)$ deviates from $-g$ 2 seconds, False otherwise</p> <pre> 1: ignition_time ← current_time() 2: while current_time() - ignition_time < time_limit do 3: if $accel_z(t) + g > threshold$ then 4: return True 5: end if 6: end while 7: return False </pre>
---	--	--

Fig.29 Flight Simulation Using Open Rocket Software

Figure.29는 시뮬레이션을 통하여 얻은 안전을 위해서 지켜야 할 제작과정 파라미터이다. 안전성을 판별하기 위해 해당 파라미터를 사용하여 앞서 설명한 Fig.25 알고리즘의 조건문에 해당하는 부분을 설정하였다. **Algorithm Condition1**은 1단부 엔진의 점화가 마무리되었는지 확인하는 조건문으로, IMU센서에서 얻은 Global coordinate의 a_z 값을 통해 확인한다. **Algorithm condition2**는 2단부 점화를 위한 안전성을 판별하는 조건문이다. 속도, 각도, 각속도 3가지의 값을 통하여 값을 선정하였으며, 앞서 설명한 Monte - Carlo 시뮬레이션 값을 이용해 설계된 파라미터이다. **Algorithm condition3**는 2단부 점화가 이루어졌는지 확인하는 조건문이다. 앞서 예시를 들어 설명하였듯이 2단부 점화가 신호를 주고, 2.1초 이내로 이루어지지 않았다면 안전성을 해치는 방향으로 발사가 이루어질 수 있기 때문에, 해당 조건을 추가하였다.

6. 예비오닉스 및 지상시스템

6.1. 예비오닉스 구조 설계 및 기능

Figure.30, 31은 MRT-24의 예비오닉스를 나타낸 것으로, 중추적인 예비오닉스는 2단 로켓에 탑재된다. 1단부 예비오닉스는 단분리 후 1단 로켓의 낙하산 사출을 담당하며, 연산 기능을 크게 요하지 않기 때문에 비교적 기능이 단순한 Arduino UNO에 Zigbee 모듈을 탑재하여 GCS와 Bluetooth 통신을 통해 사출 명령을 받는다.



Fig.30 1st Stage Avionics



Fig.31 2nd Stage Avionics

2단 로켓에 들어가는 Avionics는 이번에 새롭게 도입한 LTE Module을 이용하며, 신뢰도 높은 통신을 안정적으로 처리하기 위해 MCU를 Raspberry Pi 4로 선정하였다. IMU 센서와의 UART 통신을 통해 1000Hz로 로켓 자세 데이터를 받아오고, LTE를 사용하여 GCS에 전송한다. 또한 Wiring을 편의성을 위해 Raspberry Pi 쉴드 PCB를 Fig.32와 같이 별도 제작하였다. Relay Module에 3S 배터리가 연결되어 12V로 구동되고 이를 Transformer를 활용해 전압 강하를 거쳐 회로로 전원을 공급하게 된다.

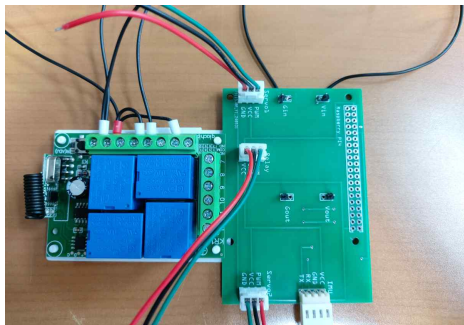


Fig.32 Raspberry Pi 4 Shield



Fig.33 Raspberry Pi4 With LTE Module

6.2. 통신 시스템

Table 11 Avionics Communication Modules

Protocol	Module Name	Usage
Radio	QIACHIP 4CH Realy Module	Avionics Power On/Off
Zigbee	Xbee Shield V03	1단 로켓 송수신부
4G LTE	Sixfab LTE Module	2단 로켓 송수신부

RF Module은 3S 배터리와 Raspberry Pi가 연결되어 스위칭 기능을 수행한다. 2단 로켓의 MCU 전원을 별도의 전선 조작 없이 전용 리모컨을 활용해 켜고 끄는 기능을 가능케 한다. 433Mhz의 Radio 전자기파를 통하여 통신을 하게 되며 신호가 들어왔음을 확인하는 Binary Signal로 스위칭 동작을 한다. Zigbee 모듈인 XBee Shield는 Arduino에 Shield 형태로 장착되며 별도의 XBee 소프트웨어인 X-CTU로 설정할 수 있다. 2단 로켓의 XBee와 GCS에 연결된 XBee간의 Bluetooth 통신으로 사출을 위한 간단한 AT명령을 Arduino에게 보낼 수 있다. LTE는 Sixfab사의 Raspberry Pi 4,5용 3G,4G HAT Module을 활용한다. USIM 카드를 발급받아 모듈에 장착하여 통신사에서 구매한 요금제를 모듈을 통해 사용한다. Module은 Raspberry Pi USB 포트와 UART를 통해 통신한다. 통신 프로토콜은 Sixfab에서 제공하는 PPP 방식을 채택하였다.

```
vtol@raspberrypi:~$ ifconfig
eth0: flags=4099<UP,BROADCAST,MULTICAST> mtu 1500
    ether e4:5f:01:4b:70:68 txqueuelen 1000 (Ethernet)
    RX packets 0 bytes 0 (0.0 B)
    RX errors 0 dropped 0 overruns 0 frame 0
    TX packets 0 bytes 0 (0.0 B)
    TX errors 0 dropped 0 overruns 0 carrier 0 collisions 0

lo: flags=73<UP,LOOPBACK,RUNNING> mtu 65536
    inet 127.0.0.1 netmask 255.0.0.0
    inet6 ::1 prefixlen 128 scopeid 0x10<host>
    loop txqueuelen 1000 (Local Loopback)
    RX packets 221 bytes 22646 (22.1 KiB)
    RX errors 0 dropped 0 overruns 0 frame 0
    TX packets 221 bytes 22646 (22.1 KiB)
    TX errors 0 dropped 0 overruns 0 carrier 0 collisions 0

ppp0: flags=4305<UP,POINTOPOINT,RUNNING,NOARP,MULTICAST> mtu 1500
    inet 10.84.154.29 netmask 255.255.255.255 destination 10.64.64.64
    ppp txqueuelen 3 (Point-to-Point Protocol)
    RX packets 8 bytes 393 (393.0 B)
    RX errors 0 dropped 0 overruns 0 frame 0
    TX packets 12 bytes 492 (492.0 B)
    TX errors 0 dropped 0 overruns 0 carrier 0 collisions 0

wwan0: flags=4163<UP,BROADCAST,RUNNING,MULTICAST> mtu 1500
    inet 169.254.13.159 netmask 255.255.255.0 broadcast 169.254.13.255
    inet6 fe80::5d2e:601b:fb7f:fd95 prefixlen 64 scopeid 0x20<link>
    ether 22:ed:3c:68:61:be txqueuelen 1000 (Ethernet)
    RX packets 19 bytes 1400 (1.3 KiB)
    RX errors 0 dropped 0 overruns 0 frame 0
    TX packets 109 bytes 7486 (7.3 KiB)
    TX errors 0 dropped 0 overruns 0 carrier 0 collisions 0
```

Fig.34 Raspberry Pi Terminal ifConfig

```
local IP address 10.173.237.21
remote IP address 10.64.64.64
primary DNS address 172.27.16.171
secondary DNS address 113.217.240.31
update is set. Now detaching.
vtol@raspberrypi:~$ ping 8.8.8.8
PING 8.8.8.8 (8.8.8.8) 56(84) bytes of data:
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=1 ttl=109 time=86.6 ms
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=2 ttl=109 time=90.3 ms
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=3 ttl=109 time=96.6 ms
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=4 ttl=109 time=66.2 ms
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=5 ttl=109 time=71.1 ms
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=6 ttl=109 time=67.5 ms
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=7 ttl=109 time=66.2 ms
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=8 ttl=109 time=63.1 ms
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=9 ttl=109 time=64.7 ms
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=10 ttl=51 time=77.8 ms
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=11 ttl=51 time=70.9 ms
64 bytes from 8.8.8.8: icmp_seq=12 ttl=51 time=71.6 ms
^C
--- 8.8.8.8 ping statistics ---
12 packets transmitted, 12 received, 0% packet loss, time 1101ms
rtt min/avg/max/mdev = 63.072/74.388/96.607/10.570 ms
vtol@raspberrypi:~$
```

Fig.35 DNS 8.8.8.8 Ping

Figure. 34, 35와 같이 ppp 프로토콜이 활성화됨과 동시에 wwan으로 IPv4 주소를 할당받았음을 볼 수 있고, 구글 DNS 주소를 ping으로 확인하여 잘 연결됨을 확인했다. 이를 통해 GCS와 인터넷 상으로 IP주소를 주고받아 LTE 4G 속도의 통신이 가능하다.

6.3. 발사대 구성 및 설계

24년도 이후의 발사대회 규정에 따르면 앞으로 발사대의 각도 조절은 필수적이다. 따라서 이에 대응하고자 기존에 사용하던 지지 발사대에서 레일 발사대로 발사대의 설계를 변경하였다. 또한 새롭게 도입된 규정에 따라 (발사대 레일 길이 / 동체 길이) 의 값이 2를 넘는 값을 가져야 하므로 그에 맞도록 설계하였고, 해당 CAD 파일은 Fig.36과 같다. 40X40mm의 알루미늄 프로파일과 프로파일 각도 조절 모듈을 사용하여 제작되었다.

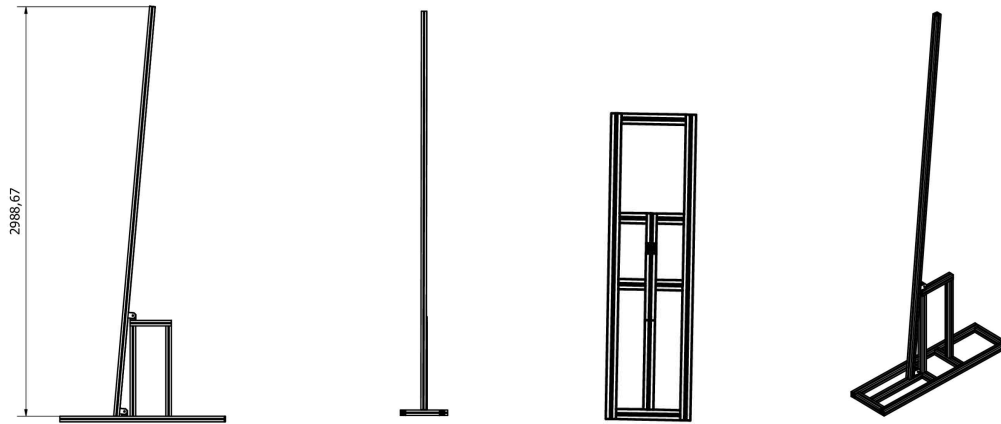


Fig.36 MRT-24 Launch Pad

6.4. 발사 시스템 구성 및 모터 점화 시퀀스

Figure.37 의 순서대로 로켓의 발사가 이루어지게 되며, 체크리스트는 Fig.38과 같다. [4] 올해 제작하는 MRT-24의 경우 2단 로켓이라는 특수한 미션을 가지고 있기 때문에, 체크리스트에 따른 철저한 준비가 필요하다.

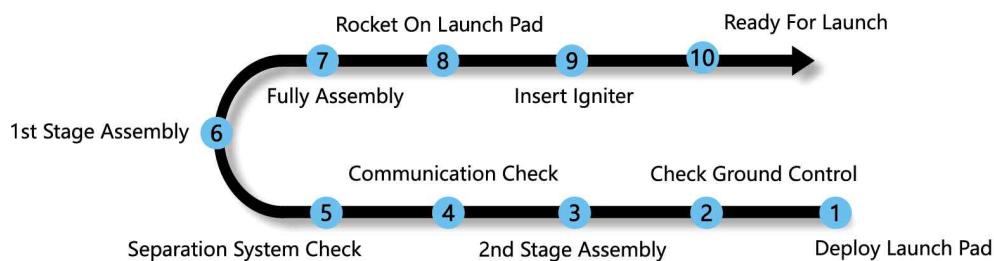


Fig.37 MRT-24 Launch Sequence

Igniter	Launch Pad	Wiring	Stage Separation	Motor	Body	Ejection System	Avionics	Motor	Full Body
				Fuel Check		Parachute Check	Wiring Check	Fuel Check	
Wiring Check	Pad Assembly	100m Check	Separation System Lock	Assembly		Ejection System Loading	LTE Check	Assembly	
Connection	Rocket On Pad	Wiring Check	Ready For Separation	Casing Check	Check	Assembly Check	Data Receive	Casing Check	Check
Ground Control Go			Stage 1 Go			Stage 1&2	Stage 2 Go		Good to Go

Fig.38 MRT-24 Launch Checklist

7. 페이로드

7.1. Rotational Grip Mechanism을 사용한 기계적 회수 장치 설계

MRT-24에 탑재되는 회수장치의 경우 경량화와 소형화 작업을 통한 동체 내부 공간의 확보를 목표로 하고 있다. 사출 장치에 사용되는 헬리컬 스프링의 스프링 상수는 Eq.7을 통해 구할 수 있다. 전단탄성계수는 Strainless Steel 17-7PH의 값을 사용하였고, 유효감김수는 Closed Spring Ends임을 고려하여 28로 계산하였다. 회수 장치에는 4개의 스프링이 병렬로 연결되므로, 총 스프링 상수는 $k_{eq} = 2.030\text{N/mm}$ 이다.

$$k \simeq \frac{d^4 G}{8D^3 N} \quad (7)$$

(G : 전단탄성계수, d:와이어 지름, D:코일의 평균 지름, N:유효감김수)

회수 장치의 설계는 Fig.39와 같다. 스프링의 탄성 퍼텐셜 에너지를 사용하여 노즈콘과 낙하산을 안정적으로 사출할 수 있도록 하였다. 회수 장치의 스프링은 발사 전 압축하여 3개의 ㄱ자 모양의 걸쇠에 의하여 고정된다.



Fig.39 Spring Ejection System Module

7.2. Variable Diameter Pulley Mechanism을 사용한 단분리 장치 설계

단분리 방식의 경우 스프링의 탄성 퍼텐셜 에너지를 이용한 기계적 단분리 방식을 사용하기로 결정하였다. 단분리 메커니즘의 경우 Variable Diameter Pulley Mechanism을 기반으로 설계하였고, 해당 메커니즘은 아래 Fig.40, 41과 같다. 서보 모터를 이용해 회전판을 회전시켜 고정핀의 반경을 줄여 사출하는 방식이다.

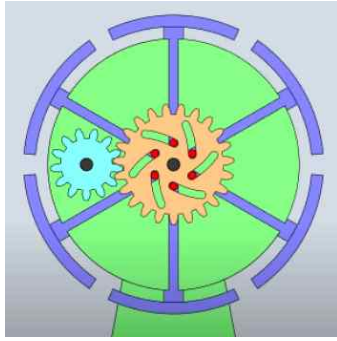


Fig.40 Schematic of Variable Diameter Pulley System

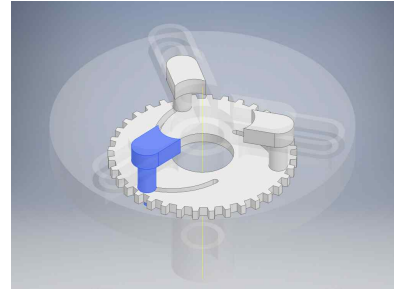


Fig.41 Stage Separation Mechanism CAD Modeling

위에서 진행된 메커니즘 설계를 바탕으로 로켓의 1단과 2단을 연결하는 Stage Separation System을 담당하는 커플러와 고정장치를 제작하였고 해당 설계는 Fig.42와 같다. 고정핀의 내구성, 스프링 설치 공간, 2단부 로켓모터 공간의 확보를 중점으로 설계하였다.

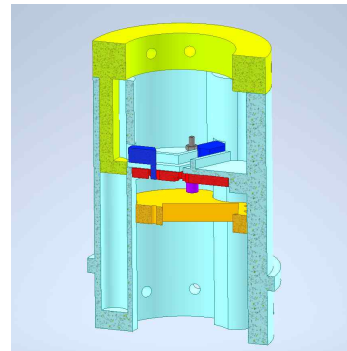
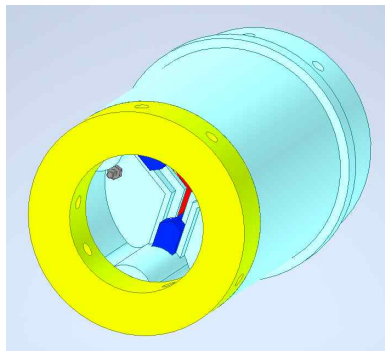


Fig.42 3D Modeling of Stage Separation System

주황색 부품은 서보 지지판으로 해당 모듈에 서보 모터가 들어가 회전판을 회전시켜 보라색의 스페이서의 지지부를 동작시키는 역할을 한다. 노란색 사출판의 경우 2단부와 결합되어 있어, 발사 전에 단분리 장치와 결합이 진행되어 스프링을 압축하여 탄성 에너지를 저장하게 된다. 이후 보라색 스페이서의 지지가 풀리면 사출이 진행된다.

단분리 장치의 구조적 안정성을 확인하기 위하여 Inventor에서 구조해석을 진행하였다. 스프링 힘을 고려하여 사출판의 다리 부분에 가해지는 힘을 계산하면 13.71N이고, 해석을 진행한 결과는 Fig.43과 같다. 시뮬레이션 결과 안전계수는 최소 12.35로 안정성이 높다고 평가할 수 있다.

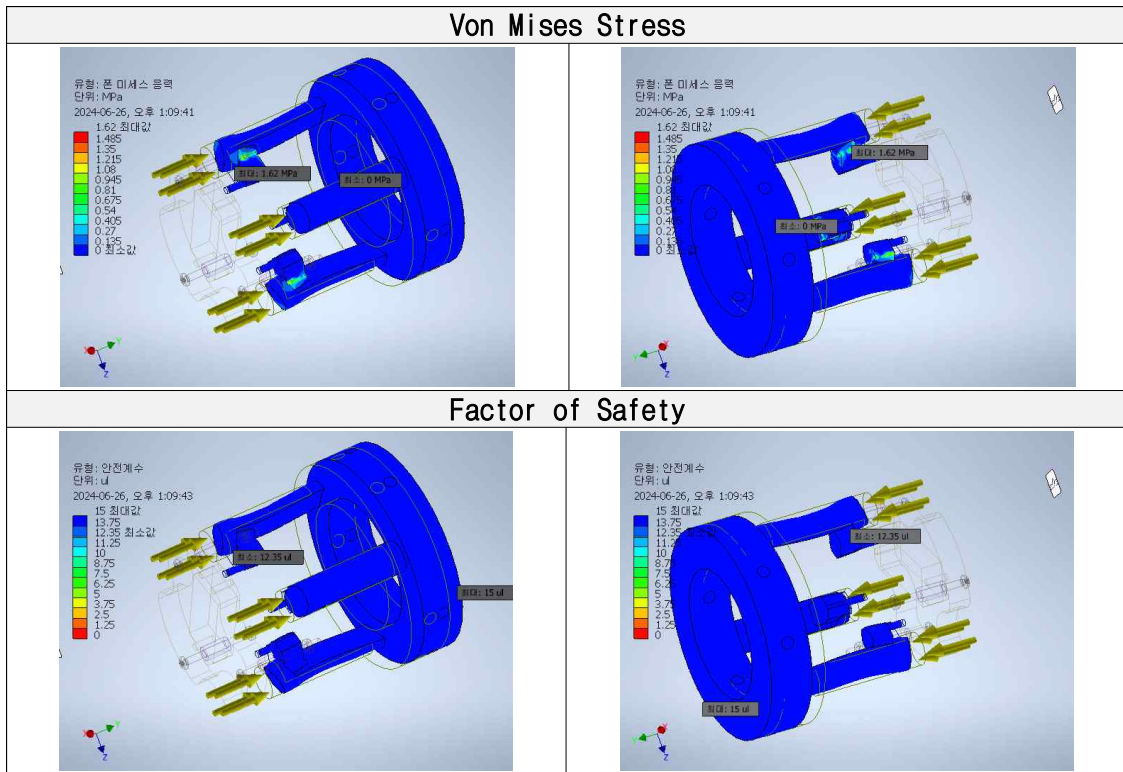


Fig.43 Stage Separation System Structural Analysis Using Inventor

7.3. 낙하산 설계 및 제작

낙하산의 경우 Fig.44와 같이 노즈콘과 페이로드에 아이볼트를 결합 후 D형고리를 이용해 연결해주었다. 십자형 낙하산의 Arm Ratio는 3/10, Reefing 조건을 33%로 하여 최적화된 효율을 갖도록 하였다. [5] 종단 속도 12m/s, 항력계수 0.6~0.85를 Eq.8에 적용하여 낙하산의 면적을 구하였다.

$$D = C_d \times \frac{1}{2} \times \rho v^2 \times A = W \quad (8)$$



Fig.44 Recovery System Using D-Shaped Ring and Eyebolt, and Parachute

결 론

MRT-24는 중앙대학교 항공우주연구회 로켓팀에서 제작한 첫 다단 로켓이다. NURA 발사대회 안전규정에 맞추어 설계하고자 노력하였으며, 이를 만족하는 고체모터추진시스템, 하이브리드 동체 제작, 내부 구조 설계, 예비오닉스, 통신 시스템, 다단로켓 안전성 점검 몬테 카를로 알고리즘을 사용한 비행 궤적 시뮬레이션을 제작하였다. 성공적인 2단 로켓 제작 및 발사를 위해 System Engineering 과정을 거쳐 전반적인 로켓의 설계 제작이 이루어졌으며, 추후 여러번 통합 제작을 진행하여 부족한 설계, 제작을 보완하여 MRT-24를 발전시킬 것이다. 또한 이번에 처음 도입한 몬테-카를로 비행 궤적 시뮬레이션을 적극 활용하여 발생 가능한 모든 비정상적인 비행 과정을 방지하고자 환경변수를 통제하도록 노력할 것이다. 마지막으로 MRT-24의 설계와 제작, 제어에 도움을 주신 MACH 로켓팀 부원들에게 감사 말씀을 드립니다.

참 고 문 헌

- [1] Da Un CHOI, Jung Ho PARK, Jung Goo HONG. "A Experimental Study on Thrust Changing Characteristics of Multi Segments KNSB Propellant" Proceedings of the 2012 KSPE Fall Conference,(),616–621, September 2012
- [2] Aanif Hussain, K. Devaki, and Prof. Saquib Reza, "Six Degree of Freedom Simulation of Control Systems and Launch of a Two-Stage Rocket," Conference Paper, August 2021.
- [3] Brandon Hernaez, Yuan Zhang, "Two-Stage Rocket Fail-Safe System," University of California, Irvine, Advisors: Prof. Kenneth Mease, Dave McCue, October 12, 2015.
- [4] Taehoon Kim. "Korea National University of Transportation Report", pp.16–17, 2023 NURA Conference.
- [5] Chang-Gu Lee, Beom-Soo Kim.(2008). "An experimental study of reefing effect on aerodynamics characteristics of cruciform parachute." Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences,36(7),628–633.