

성균관대학교 2025 전국대학교발사체학술대회 보고서

대표자 박지원

작성일 2025.07.06

1. 서론

본 보고서는 성균관대학교 ARES(이하 ARES)의 3번째 발사체인 MAGA-III의 설계 및 테스트 과정을 서술한 문서이다. MAGA-III는 다양한 변수에 대해 테스트를 진행하여 서브 시스템의 품질을 관리하고 향후 진행될 프로젝트의 개발 프로세스와 검증론을 확립하고자 설계된 발사체이다. 또한 노즈콘 내장형 피토관을 적용하여 IMU 기반 속도 측정의 검증과 동시에 비행 데이터의 다각화를 시도하였다.

MAGA-III의 목표 고도와 질량은 각각 500 m와 3.5 kg이다. 추진제는 제작과 성형이 용이하고 단가가 낮은 KNSB 고체 추진제를 사용하며, 동체는 경량화와 강성을 위해 3D 프린팅과 카본 적층 소재를 사용하였다. 예비오닉스는 NURA 조건을 충족하기 위해 이중화 구조를 채택하였으며, 회수 시스템은 크림슨 파우더를 사용한 화약 사출 방식을 채택하였다.

MAGA-III의 설계 요구사항은 지난 발사체인 MAGA-I 태평양대 호와 MAGA-II 이공이 호의 발사 결과 분석과 추진제 제작 중 예상하지 못한 변수로 인해 발생한 모터 폭발 사고를 바탕으로 설정되었다. 각 발사체의 발사 및 분석 결과는 Table 1과 같다.

Table 1. 과거 발사 및 비정상 이벤트 분석 결과

		MAGA-I 태평양대 호		MAGA-II 이공이 호	
발사/회수		2/2 (1회 조기 사출)		1/0	
결과 분석	1차	최고 고도	120 m (추정 값)	최고 고도	431 m
		비정상 이벤트	낙하산 조기 사출	비정상 이벤트	회수 시스템 미작동
		원인	동압으로 인한 측정 오류		
	2차	최고 고도	254.5 m	원인	고속 환경에서 예비오닉스 측정 오류 및 화약 점화 지연
		비정상 이벤트	회수 반경 초과		
		원인	낙하산 불완전 전개 및 적정 스펙 초과		

ARES는 지난 발사에서 확인된 비정상 이벤트에 대해서 지상 실험의 종류를 확장해야 할 필요성을 느끼게 되었다. 동시에 모터 폭발 사고와 같이 통제하지 않은 변수로 인해 발생하는 사고를 방지하고자 제작 과정에서 발생할 수 있는 변수를 최대한 많이 파악하고 변수들에 대한 데이터를 확보하고자 하였다.

설계 요구사항은 발사체가 수행할 기초 미션과 변경된 NURA 규정, 비정상 이벤트 발생 원인으로부터 설정하였으며 이를 아래 Table 2에 정리하였다.

Table 2. 설계 요구사항

	설계 요구사항
추진 시스템	<ul style="list-style-type: none"><li>● 목표 고도에 도달하기 위해 추력을 안정적으로 제공해야 한다.</li><li>● 연소실의 고온, 고압 상태를 견디면서 동시에 모터의 무게를 최소화해야 한다.</li></ul>
공력구조 시스템	<ul style="list-style-type: none"><li>● 비행 중 동체에 가해지는 공력에 의해 파손되지 않아야 하며 비강도가 높아야 한다.</li><li>● 에비오닉스에 의도한 측정값 외에 다른 변수가 들어오지 않도록 적절한 차폐가 되어야 한다.</li></ul>
전자 시스템	<ul style="list-style-type: none"><li>● 센서가 외부 환경을 적절히 측정할 수 있어야 한다.</li><li>● 에비오닉스는 완전히 독립된 시스템 2가지로 구성된 이중화 구조를 가져야 한다.</li></ul>
회수 시스템	<ul style="list-style-type: none"><li>● 사출 신호 인가 후 1초 이내에 격발되어야 한다.</li><li>● 적절한 회수 반경을 가지도록 낙하산이 제작되어야 한다.</li><li>● 회수 시스템은 독립된 시스템 2가지로 구성된 이중화 구조를 가져야 한다.</li></ul>

상세한 설계 제원은 설계 및 제작 과정에서 파악한 변수와 함께 2절 시스템 설계에 서술하였다.

2. 시스템 설계



2.1 추진

2025년 2월 18일, 2024년 NURA 발사대회 당시 탑재한 I-class 모터를 사용한 TMS(Thrust Measurement System) 실험에서 챔버 폭발 사고가 발생하였다.

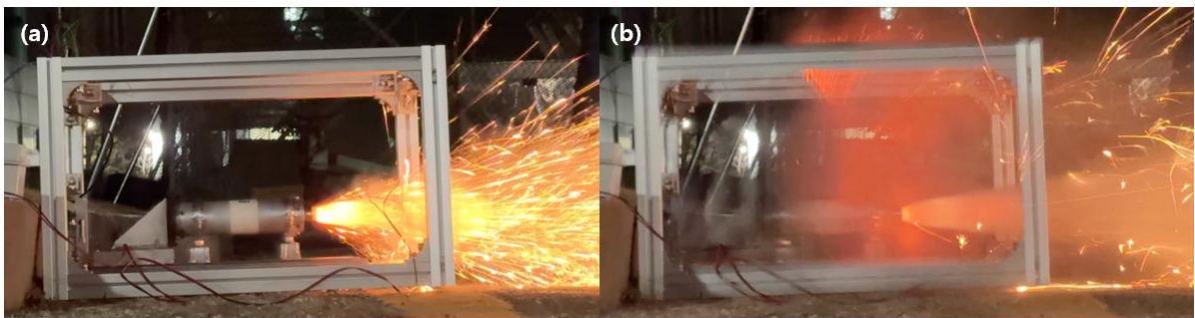


Figure 1 (a) 250218 챔버 폭발 사고, 연료 조각의 파편화, (b) 챔버 폭발 순간

Figure 1 의 (a)에서 확인할 수 있듯이, 챔버 내부의 추진제 조각이 흩뿌리며 분출되었고, 이는 오른쪽 사진과 같은 챔버 폭발의 직접적인 원인으로 작용했을 것으로 판단된다. 추진제 조각이 흩뿌리게 된 원인으로는 추진제 성형 과정 중 코어 분리 시 내부에 발생한 크랙 및 Ball-Milling

방식으로 분쇄한 산화제의 과도한 입자 사이즈 감소로 인한 연소속도의 폭발적 증가를 지목할 수 있으며, 챔버의 안전계수가 부족하여 내부 압력을 견디지 못한 것도 주요 원인 중 하나로 추정된다. 따라서, MAGA-III 추진 시스템의 주요 설계 목표는 추진제의 품질 향상과, 챔버의 안전성 향상으로 설정하였다.

### 2.1.1 추진제 품질 향상

ARES 추진팀은 추진제의 품질을 향상시키기 위해 산화제의 분쇄 과정, 추진제 성형 및 과정에서의 새로운 공정을 도입하였다.

#### 2.1.1.1 Ball-Milling 방식과 Sieve를 통한 산화제 입자 사이즈의 조절

사고 당시, 실험에 사용된 추진제는 Ball-Milling 방식을 이용하여 분쇄한 산화제를 첨가한 KNSB 400 g이었다.

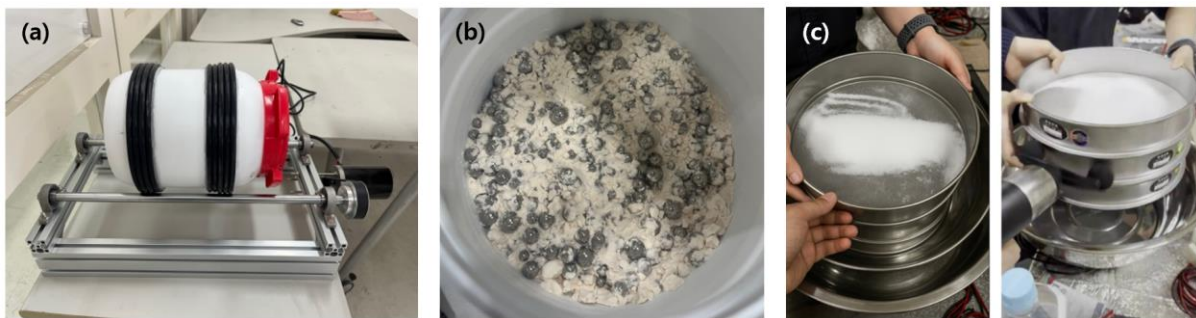


Figure 2 (a) Ball-Milling, (b) 질산칼륨의 분쇄 과정, (c) Sieve를 활용한 입도 분석

Ball-Milling 은 분말을 미세하게 분쇄하거나 균일하게 혼합하기 위해 사용되는 재료 가공 방법으로, Figure 2 (a)에 나타난 바와 같이 밀링 드럼, 밀링 볼, 가공 분말로 구성된다. 본 연구에서는 건식 볼밀 방식(dry Ball-Milling)을 채택하였다. Ball-Milling 의 핵심 원리는 밀링 볼이 낙하하며 분말에 충격을 가하는 메커니즘이며, 이때 드럼의 회전 속도가 임계 속도 이상으로 증가하면 볼이 원심력에 의해 드럼 벽면에 부착되어 충격력이 소실되며 분쇄 효과가 사라지는 현상이 발생한다. 이에 따라 볼의 평균 반지름(여러 크기의 볼을 혼합 사용하여 분쇄 효율 향상)과 밀링 드럼 반지름을 고려하여 임계 속도를 계산하였으며, 이론적 임계 속도인 95.06 RPM 의 약 60% 수준인 57.037 RPM 으로 회전 속도를 설정하여, Figure 2 (b)와 같이 안정적인 분쇄 환경을 구성하였다.

한편, 지난 2 월에 발생한 챔버 폭발의 원인으로 Ball-Milling 을 통해 산화제 입도가 과도하게 미세화 되어 연소 속도가 급격히 증가한 것이 지목되었다. 장명욱 외(2018)의 연구에 따르면, RDX 와 같은 고체 추진제의 입도는 추진제의 점화 특성과 연소 속도에 중대한 영향을 미치며, 입도가 작아질수록 연소율이 증가하고 이는 최대 압력 상승으로 이어질 수 있음이 보고된 바 있다[1].

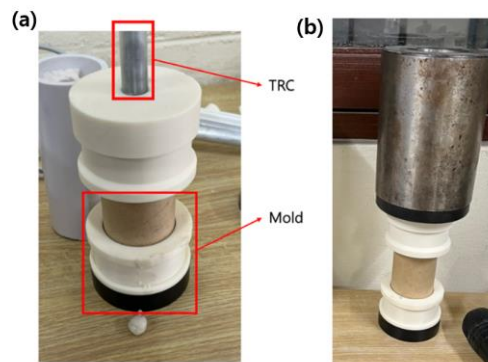
이에 따라 Ball-Milling 후의 질산칼륨( $\text{KNO}_3$ ) 입도 분포를 분석하기 위해 체 분석(Sieve Analysis)을 실시하였으며, Figure 2 (c)에 나타난 바와 같이 100, 200, 300 mesh 체를 사용하여 입도별로 분말을 분리하였다. 총 10 회의 반복 분쇄 및 체 분석을 수행하였으며, 평균 입도 별 분포 비율은 Table 3 에 정리하였다.

**Table 3. 입도 별 비율**

Mesh	비율(%)	입도( $\mu\text{m}$ )
100	8.14%	150
200	73.31%	75
300	18.55%	50

일반적으로 KNSB 추진제에서 산화제인 질산칼륨( $\text{KNO}_3$ )의 입도는 연소 속도 및 점화 안정성에 중대한 영향을 미치는 요소로 알려져 있다. 이에 따라 아마추어 발사체 제작자들과 관련 문헌에서는 질산칼륨을 100 mesh(약  $150 \mu\text{m}$  이하)로 분쇄할 것을 권장하고 있다[2]. MAGA-III 개발 과정에서 수행한 Ball-Milling 결과, 입도  $150 \mu\text{m}$  이하의 분말이 전체의 92.16%를 차지하는 것으로 확인되었으며, 이는 적절한 입도 분포를 갖는 고신뢰도 산화제 분말 제조 방식이 적용되었음을 시사한다. 따라서 Ball-Milling 공정은 챔버 폭발의 직접적인 원인으로 보기 어려우며, 오히려 안정적인 산화제 가공 방식으로 평가될 수 있다.

#### 2.1.1.2 TRC(TPU Rod Cover) 및 압축식 성형 방식

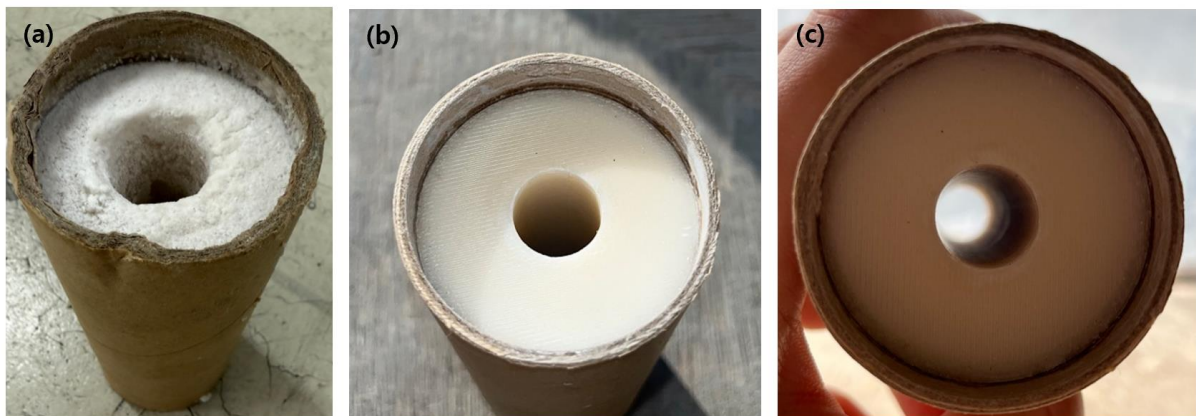


**Figure 3 (a) TRC, Mold를 활용한 추진제 성형, (b) 압축식 성형**

ARES 추진팀은 추진제 성형 과정의 품질 향상을 위해, TRC와 몰드를 활용한 압축식 추진제 성형 방식을 개발하였다. 기존에는 추진제의 중심 코어를 형성하기 위해 금속 로드(metal rod)의 표면에 직접 추진제를 부어 성형하는 방식을 사용하였으나, 로드를 제거하는 과정에서 코어 내부에 크랙이 발생하는 문제가 있었다. 고체 추진제는 연소 중 추진제 표면에서 고온의 가스를 생성하여 챔버 내 압력을 형성하고, 이를 통해 추진력을 발생시킨다. 이때 추진제 내부에 크랙

또는 미세 균열이 존재할 경우, 실제 연소면이 비정상적으로 증가하게 되어, 설계치를 초과하는 과도한 압력이 발생할 수 있다. 실제로 Wu 등의 연구와 NASA 의 실험 보고서에 따르면, 추진제 내부에 크랙이 형성되면 연소가 균일하게 진행되지 않고, 특정 구간에서는 과도한 가스 생성으로 인한 챔버 과압(overpressure) 현상이 유발될 수 있음이 보고되었다[3][4]. 이러한 압력 상승은 구조물 파손 및 파열로 이어질 수 있으며, 연소 안정성 측면에서도 심각한 위험 요소가 된다.

이를 방지하기 위해 코어 로드의 겉면에 기계적 강도, 유연성, 내화학성을 동시에 갖춘 TPU 재질의 TRC 를 Figure 3 (a)와 같이 추가적으로 부착함으로써, 로드 제거 시 크랙 발생 가능성을 최소화하였다. 또한, Figure 3 (b)에 도시된 바와 같이 몰드 상단에 무게추를 올려 압축식 성형 방식으로 추진제를 성형하였다. KNSB 고체 추진제는 일반적으로 몰드에 혼합물을 주입한 후 경화시키는 주조(casting) 방식이 사용되지만, 내부 기공 제거 및 밀도 향상을 위해 기계적 압축 공정(compaction)을 병행하는 것이 권장된다. Richard Nakka 의 실험적 발사체 제작 지침에 따르면, 분말 상태의 질산칼륨과 소르비톨 혼합물을 몰드에 주입한 뒤, 진공 탈기 및 압축을 통해 고밀도로 성형하는 방식이 널리 사용된다고 보고되어 있다[5].



**Figure 4 (a) TRC, 압축식 성형 미적용 시 크랙과 void가 존재하는 추진제,**

**(b), (c) 적용 시 품질이 향상된 추진제의 코어 및 표면의 형상**

앞서 언급한 TRC, 압축식 성형을 적용한 결과, Figure 4 (a)에 비해 코어 부분의 크랙 및 void가 Figure 4 (b), (c)에서는 발견되지 않은 것을 확인할 수 있다. 이로써, Ball-Milling과 Sieve를 통한 입도의 분석을 통해 KNSB의 적정 연소 속도의 입도 조절을 통해 이론에 가까운 연소 성능을 효과적으로 달성하였으며, 추진제 성형 과정에서 TRC, 압축식 성형 방식을 개발하여 추진제의 경화 과정에서의 품질을 효과적으로 유지하였다.

### 2.1.1.3 진공 포장 방식을 활용한 추진제의 관리

2.1.1.1~2.1.1.2 절에 따라 제작된 추진제는 2~3일간의 건조 과정을 거친 후, 아래 Figure 5와 같이 습도에 민감한 추진제의 특성을 고려하여 진공포장 방식을 활용하여 장기간 보관한다.





Figure 5 진공 포장 방식을 활용한 추진제의 관리

## 2.1.2 챔버의 안전성 향상

### 2.1.2.1 AL7075-T651, M5 X 8 챔버 구조를 통한 안전성 향상

앞서 언급한 추진제의 품질 관리에도 불구하고 예상치 못한 크랙이나 void의 발생으로 비정상적인 챔버 내부 압력이 형성될 수 있다. 이러한 상황에도 안전하게 작동 가능한 모터를 설계하기 위해 기존의 AL6061-T6 재질에서 AL7075-T651 재질로 챔버를 변경하였으며, M4 X 6 결합 방식에서 M5 X 8 결합 방식으로 변경하여 챔버의 안정성을 대폭 향상하였다.



Figure 6 250218 챔버 폭발 이후 회수된 챔버

Figure 6의 챔버의 폭발 형상을 분석하여, 총 4가지 챔버 파손 모드인 Bolt shear, Bolt Tear-Out, Casing Tensile Stress, Bearing Stress에서의 안전계수를 계산하였다. 이를 상호 비교한 결과는 Table 4와 같으며, 4가지 파손 모드에서 비약적인 안정성의 향상을 달성하였다.

Table 4. AL6061-T6 M4 X 6 과 AL7075-T651 M5 X 8의 챔버 파손 모드 FS(안전계수) 비교

파손 모드	AL6061-T6 M4 X 6, FS	AL7075-T651 M5 X 8, FS	안정성 증가율
Bolt Shear	2.35	5.40	130%
Bolt Tear-Out	3.16	8.48	168%
Casing Tensile Stress	9.43	17.81	89%
Bearing Stress	1.58	4.90	210%

### 2.1.2.2 AL7075-T651, M5 X 8 챔버 Dimension

앞서 언급한 방식으로 설계한 모터의 최종 형상은 Figure 7과 같다. MAGA-III의 모터는 외부 습기 등의 문제로 인해 원하는 추력 성능이 발생하지 않더라도 안정적으로 500 m 고도에 도달할 수 있게 목표 최대 연소압을 6 MPa로 설정하였으며, 노즐목 지름이 7.59 mm인 MAGA-I과 MAGA-II의 모터에 비해 7.12 mm로 감소하였다.

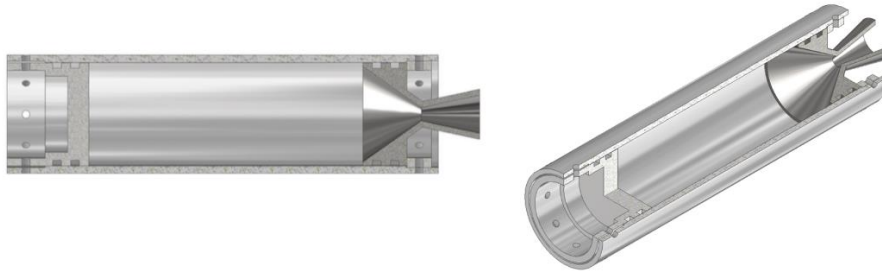


Figure 7 모터 최종 도면

### 2.1.3 TMS 실험 결과

Figure 8의 TMS 실험 결과에서 확인할 수 있듯, 산화제 입도 조절과 압축식 성형 방식, 진공 포장 방식을 도입하여 추진제의 품질을 관리한 TEST 2~5에서의 시간에 따른 추력 곡선이 매우 일관되게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 품질 관리를 도입하기 전의 TMS 실험인 TEST 1과 비교되며, 2.1.1 절에서 언급한 바와 같이 추진제 품질 관리를 도입하여 추진제 내부에서 발생할 수 있는 비정상적인 크랙과 공동을 최소화하였음을 시사한다.

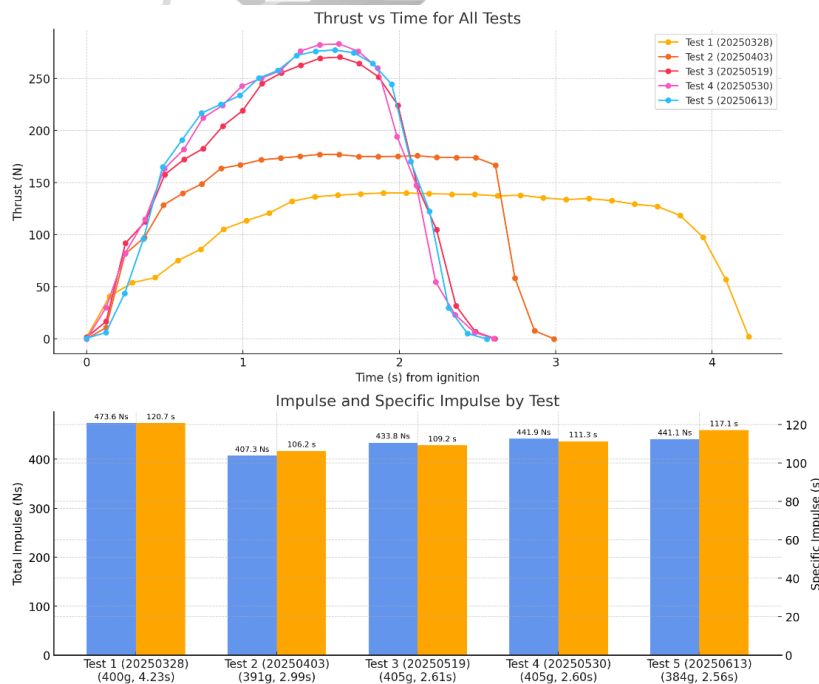


Figure 8 추진제의 품질관리를 통한 모터 성능의 신뢰도 달성

## 2.2 공력구조

### 2.2.1 공력구조 설계 목표

ARES 공력구조팀은 MAGA-I의 CFRP+발사나무 복합소재 fin 제작 경험과 MAGA-II의 CFRP body tube 제작 경험을 바탕으로, MAGA-III의 공력구조 설계에 있어 CFRP 동체의 품질 관리를 최우선 목표로 설정하였다. 아울러, 기존의 정량적이지 않은 안전성 검증 방식에서 벗어나, 신뢰성 있는 공력구조 안전성 검증을 위한 표준화된 테스트 기법을 개발하는 것을 Table 5에 제시된 바와 같이 핵심 목표로 삼았다.

Table 5. 공력구조 팀 목표

공력구조 목표 1	CFRP 동체 품질 관리	<ul style="list-style-type: none"> <li>CFRP body tube의 품질 관리</li> <li>압축 시험으로 물성치 획득</li> <li>MAGA-III의 비행 하중 조건을 고려하여, 높은 비강도를 지닌 CFRP body tube 채택</li> </ul>
공력구조 목표 2	표준화된 공력구조 테스트 기법 개발	<ul style="list-style-type: none"> <li>핀 modal test를 통해 fin flutter 안전성 검증</li> <li>핀 정적 하중 시험을 통해 핀 구조적 안전성 검증</li> <li>모터 마운트 정적 하중 시험을 통해 동체 구조적 안전성 검증</li> </ul>

### 2.2.2 공력구조 설계 및 치수

MAGA-III는 높이 1250 mm 발사체다. 내경 100 mm와 1 mm 두께의 CFRP body tube를 사용한다. 전자부와 사출부를 통합하면서 동시에 커플러 기능을 하는 에비오닉스 모듈의 길이는 300 mm이다. MAGA-III의 형상 및 질량 정보는 Figure 9 및 Table 6과 같다.

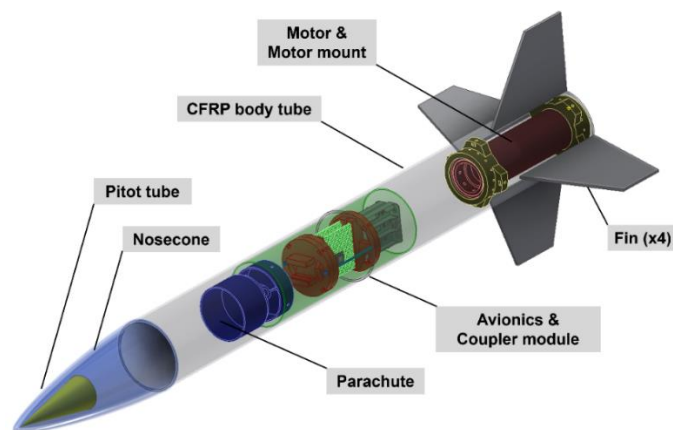


Figure 9 MAGA-III 형상

Table 6. 전체 및 서브 시스템 질량

항목	총 질량	추진	동체	전자	사출
질량	3,500 g	1,500 g	1,190 g	558 g	252g



### 2.2.3 노즈콘 및 핀

MAGA-III의 노즈콘은 후술할 2.5 절과 같이 HAACK 시리즈의 Von Karman 형상 노즈콘에 피토관을 내장한다. L/D ratio는 효율적으로 항력을 줄일 수 있는 것으로 알려진 3을 채택한다.

핀 4개는 CFRP 발사 나무를 코어로 한 샌드위치 복합재로 제작하였다. 핀은 동체에 90° 간격으로 4개가 설치되고, Trapezoidal 형상을 사용한다. 예상되는 발사체의 비행 속력이 마하 0.3 이하의 저속이기에 에어포일 형상 제작 난이도 대비 항력 감소 효과가 미비하다고 판단해, 단순 평판 형상 핀을 채택했으며, 핀의 구체적인 형상은 static margin 1.5을 만족시킨다.

### 2.2.4 비행 시뮬레이션 및 비행 하중

비행 시뮬레이션은 OpenRocket Version 23.09를 이용하여 진행하였다. 이론 추력을 기반으로 진행하였으며, 발사 각도와 발사대 길이는 각각 85°와 1.9 m로 설정하였다. 이에 따른 비행 시뮬레이션 결과는 아래 Table 7과 같다.

Table 7. OpenRocket 비행 시뮬레이션 결과

Velocity off rod	Apogee	Max. velocity	Max. Acceleration	Flight time	Ground hit velocity
12.6 m/s	595 m	121 m/s	87.3 m/s <sup>2</sup>	75.3 s	9.37 m/s

비행 시뮬레이션 결과를 기반으로 비행 중 발생하는 하중을 계산하였다. 최대 비행 하중은 보수적인 조건을 적용하여 모터 cut off 직전에 발생한다고 가정하였다. 이때의 추력은 최대 추력 값인 330 N, 속도는 최대 속력인 121 m/s, 받음각(AOA)은 모델 발사체에서 발생 가능한 최대값인 10°로 설정하였으며, 총 항력계수( $C_d$ )는 보수적으로 상한 값을 적용하였다.

하중 계산 시, axial load는 추력 및 항력에 의한 관성력으로 구성되며, lateral load는 nose lift 및 fin lift만이 작용하는 것으로 가정하였다. 해당 조건 하에서 발생하는 shear force 및 bending moment는 Figure 10과 같으며, 이로부터  $C_g$  하단 부근에서 최대 압축 응력 3.875 MPa이 발생하는 것으로 계산되었다. CFRP 복합재는 일반적으로 인장보다 압축 하중에 취약하므로, body tube 선정 시 해당 압축 응력을 견딜 수 있는 구조 강도를 확보한 재료를 적용해야 할 것이다.

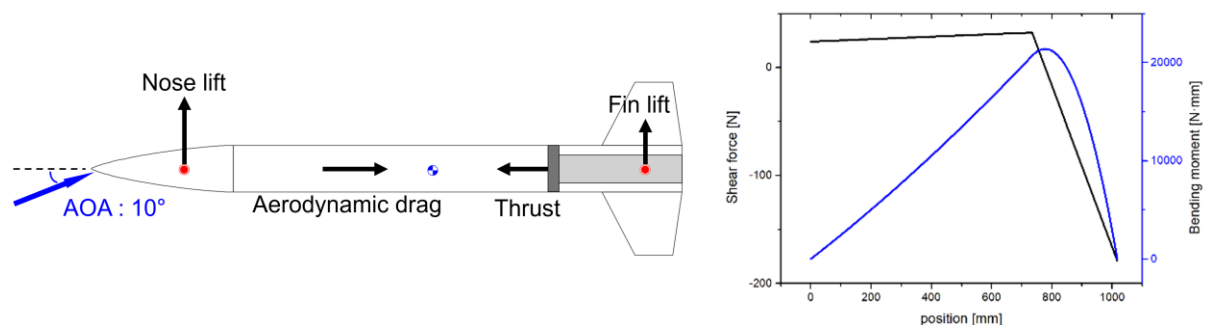


Figure 10 동체에 작용하는 전단력과 굽힘 모멘트 계산

### 2.2.5 CFRP body tube 및 핀의 제작

MAGA-III의 body tube 및 핀은 CFRP 기반의 복합재로 제작된다. 해당 동체의 품질 관리 측면에서, 제작 및 성능 조건으로는 제작자 간 편차 없이 일정한 물성을 유지할 수 있어야 하며, 최대 비행 하중 하에서도 구조적 안전성이 확보되어야 한다. 이를 통해, 반복 제작 시에도 신뢰성 있는 구조 성능을 확보할 수 있도록 설계 및 공정이 표준화되어야 한다.

먼저, 제작 공정의 표준화를 위해 wet lay-up 기반의 진공백(vacuum bagging) 공정을 도입하였다. 이는 제작자의 손기술에 따른 품질 편차를 최소화하고, 일관된 물성을 확보하기 위한 목적이다. 또한 3k 평직 탄소 섬유만을 사용하며, 배열은 동일한 조건으로 제작을 진행하였다. CFRP body tube의 경우, 탄소 섬유를 재단한 후 Figure 11 (a)와 같이 롤러를 이용하여 에폭시 수지를 균일하게 도포한다. 이후 몰드 위에 섬유와 필플라이를 적층하고, 그 위에 브리더와 진공 필름을 순차적으로 부착하여 진공 상태에서 압축 경화를 진행한다.

핀의 경우, Figure 11 (b)와 같이 중심부에 3mm 두께의 목재를 코어(core)로 배치하고, 위아래에 탄소 섬유를 각각 2겹씩 적층한 뒤 동일한 방식으로 진공압축을 통해 제작하였다.

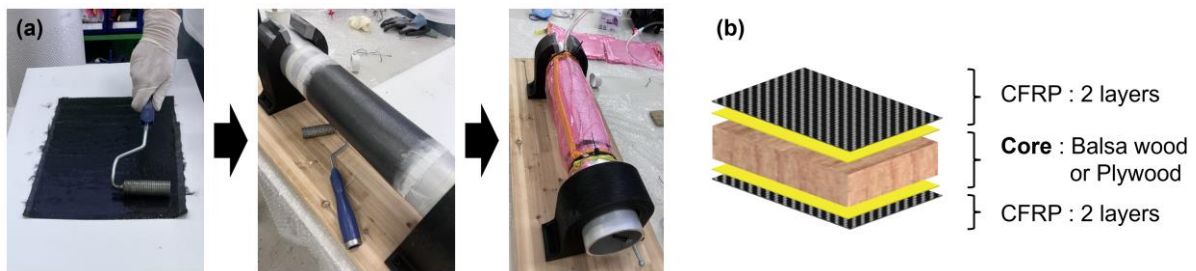


Figure 11 (a) 복합재 공정 과정, (b) 복합재 샌드위치 구조 모식도

둘째로, MAGA-III의 비행 하중을 견디면서도 높은 비강도를 확보할 수 있는 복합재 적층 조건을 도출하기 위해, 다양한 형태의 시편을 제작하고 물성 평가를 수행하였다. Body tube의 경우, 탄소 섬유의 적층 수를 달리하거나, 지관 위에 탄소 섬유를 적층한 복합재 등 여러 조건의 시편을 제작하였으며, 각 시편에 대해 압축 시험을 통해 구조 물성을 측정하였다. 핀의 경우에는 코어 소재를 발사나무와 항공 합판으로 구분하여 제작하였고, 각 시편에 대해 modal test 및 정적 하중 시험을 수행하여 구조적 안전성을 평가하였다.

### 2.2.6 CFRP body tube 압축 시험

Body tube의 압축 특성 평가를 위해 ASTM D695 규격에 따른 압축 시험을 수행하였다. 시험은 탄소 섬유 3겹, 4겹 적층 시편과 지관 위에 탄소 섬유를 1겹 적층한 복합 시편, 그리고 비교군으로서 순수 지관 시편에 대해 각각 2회 반복하여 진행하였다. 자세한 시험 조건 및 시편 형상은 아래의 Figure 12 및 Table 8에 제시하였다.



Figure 12 (a) 복합재 시편, (b) 시편 형상

Table 8. 복합재 시편 조건

Test	Force (max)	Speed	UTM	d [mm]	h [mm]	t [mm]
ASTM D695	100 kN	1.0 mm/min	Salt ST-1002	100	200	0.8-1.2

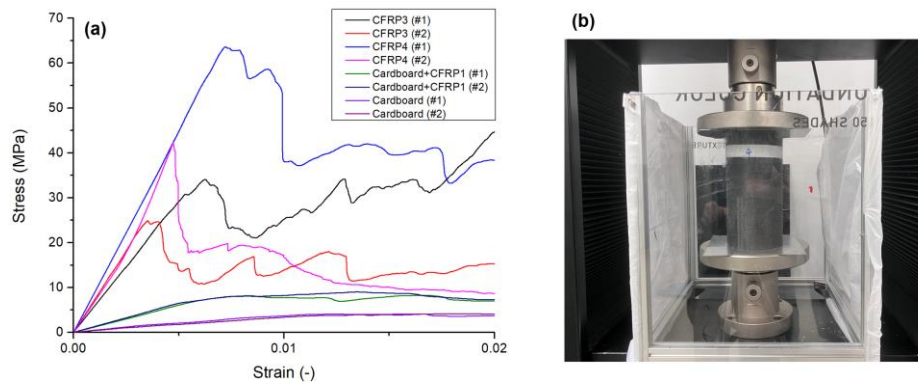


Figure 13 (a) 압축 시험 stress-strain curve, (b) 압축 시험 모습

Table 9. 시편 별 시험 결과

Specimen	Yield Modulus [MPa]	Yield Strength [MPa]	Ultimate Compressive strength [MPa]	Thickness [mm]	Mass [g]
CFRP 3 layer (#1)	5857	29.52	46.03	0.823	53.87
CFRP 3 layer (#2)	7244	16.85	24.89	0.949	58.63
CFRP 4 layer (#1)	8782	57.94	63.59	1.231	89.73
CFRP 4 layer (#2)	6875	32.80	42.20	1.085	75.05
Cardboard +CFRP1 (#1)	1191	5.565	8.204	2.391	110.73
Cardboard +CFRP1 (#2)	1292	6.809	8.992	2.379	111.54
Cardboard (#1)	479	1.779	4.104	2.012	89.56
Cardboard (#2)	408	1.716	4.182	2.068	90.02

Figure 13 (b)와 같이 진행된 압축 시험 결과는 Figure 13 (a) 및 Table 9에 제시하였다. 각 시편의 항복 강도를 MAGA-III의 최대 비행 하중인 3.875 MPa와 비교한 결과, 순수 지관 시편은 파손 위험이 매우 높은 것으로 나타났다. 지관 위에 탄소 섬유를 1겹 적층한 복합재는 CFRP 단독 시편 대비 비강도가 낮아 구조용으로 부적합하였으며, CFRP 3겹과 4겹 시편 중에서는 3겹이 비강도 측면에서 가장 적합한 것으로 판단되었다. 이에 따라 MAGA-III에는 CFRP 3겹을 body tube로 채택하였다.

한편, 진공백 공정을 적용하여 일정한 물성을 확보하고자 하였으나, 지관 및 지관+CFRP 1겹 시편을 제외하고는 시편 간 성능 편차가 크게 나타났다. Figure 14 (a)의 CFRP 4겹 (#2) 시편에서는 좌굴(buckling)이 발생하였고, 해당 부위에는 다수의 주름(wrinkle)이 확인되어 재료의 기계적 성능이 충분히 발휘되지 못했다. Figure 14 (b)의 기타 시편에서도 유사한 주름이 관찰되었으며, 이러한 결함이 물성 저하 및 편차의 주요 원인으로 분석된다. 따라서 향후 CFRP 품질 관리의 목표는 주름 제거 및 물성 균일성 확보로 설정된다.



Figure 14 시편에 발생한 (a) 좌굴, (b) 주름

## 2.2.7 Fin flutter modal test

Fin flutter velocity는 다자유도계 탄성 구조물에 대한 시간 영역 비선형 공력탄성 지배방정식을 행렬 형태로 구성하여 수치적으로 계산할 수 있다. Equation 1은 1차 비틀림 고유진동수와 형상 파라미터들을 변수로 하여, NACA Technical Note 4197에서 제시된 간략화 된 식이다[6].

$$v_f = b\omega_\alpha \sqrt{\frac{r_\alpha^2}{\kappa} \frac{1/2}{\frac{1}{2} + a + x_a}} \quad [\text{Equation 1}]$$

$$\kappa = \frac{\pi \rho b^2}{m} \quad [\text{Equation 2}]$$

이때  $b$ 는 semi chord length로 0.0625m,  $r_\alpha$ 는 0.577,  $\kappa$ 는 0.002,  $a$ 와  $x_a$ 는 에어포일이 없는 직사각형 판재이므로 elastic axis와 질량중심이 시위 중간에 있다고 가정해 0의 값을 가진다.  $r_\alpha$ 는 elastic axis에 대한 radius of gyration을  $b$ 로 나눈 무차원수로  $r_\alpha = \sqrt{I_\alpha / mb^2}$ 이며 이때 회전축이 시위 중앙에 있다고 가정하고 얇은 직사각형 판의 관성 모멘트를 사용하여 계산하였으며 torsional stiffness parameter  $\kappa$ 는 Equation 2로 복합재 핀의 밀도(발사 코어: 426.25 kg/m<sup>3</sup>, Plywood 코어: 700.97 kg/m<sup>3</sup>)를 이용해 계산하였다.

형상 파라미터는 모두 구하였으므로, 1차 비틀림 고유진동수 측정을 위해 핀에 대한 modal test를

진행하였다. 실험은 SIMO (Single Input, Multiple Output) 방식으로 진행되었으며, roving hammer 기법을 적용하여 12개 타격 지점과 2개의 가속도계를 사용하였다. 실제 발사체의 구조 및 진동 특성을 모사하기 위해, CFRP 3겹 body tube에 핀을 결합한 구성을 사용하였으며, 결합력 보강을 위해 핀 양면에 에폭시와 필러 기반의 fin fillet을 적용하였다. 또한, 발사체 하부 구조의 재현을 위해 모터 마운트와 모터(알루미늄 프로파일로 대체)를 결합한 후, 발사나무 복합재 시편과 항공 합판 복합재 시편 각각에 대해 시험을 수행하였다.

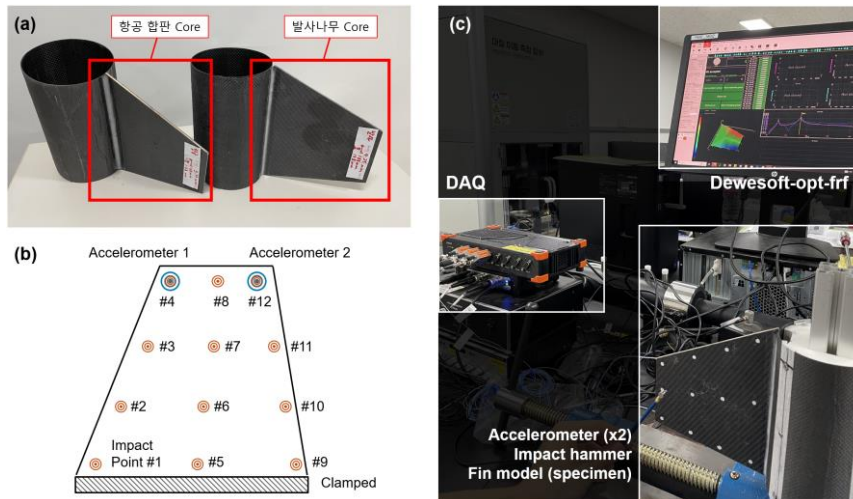


Figure 15 (a) modal test를 위한 시편, (b) 타격 지점, (c) 시험 환경

Modal test 결과, 1차 비틀림 고유주파수는 발사나무 복합재 핀에서 413 Hz, 항공합판 복합재 핀에서 328 Hz로 측정되었다. 비틀림 모드는 FRF(주파수 응답 함수) 상에서 위상 차가 180° 발생하는 주파수를 기준으로 선정하였다. 일반적으로 항공 합판의 전단 탄성계수(G)는 발사나무에 비해 약 2-3배 이상 높다고 알려져 있으나, 발사나무는 밀도( $\rho$ )가 그에 비해 훨씬 낮다.  $f \propto \sqrt{G/\rho}$ 의 관계식에 따라 발사나무 핀의  $\omega_\alpha$ 가 항공 합판 핀보다 높은 것으로 분석된다.

실험을 통해 얻은  $\omega_\alpha$  값을 Equation 1에 대입하여 플러터 속도를 계산한 결과, 발사나무 핀은 325.99 m/s, 항공 합판 핀은 332 m/s로 산출되었다. 이는 MAGA-III의 최대 비행 속도(121 m/s)를 충분히 상회하는 수치로, 양 핀 모두 플러터 안전성이 확보된 것으로 판단된다.

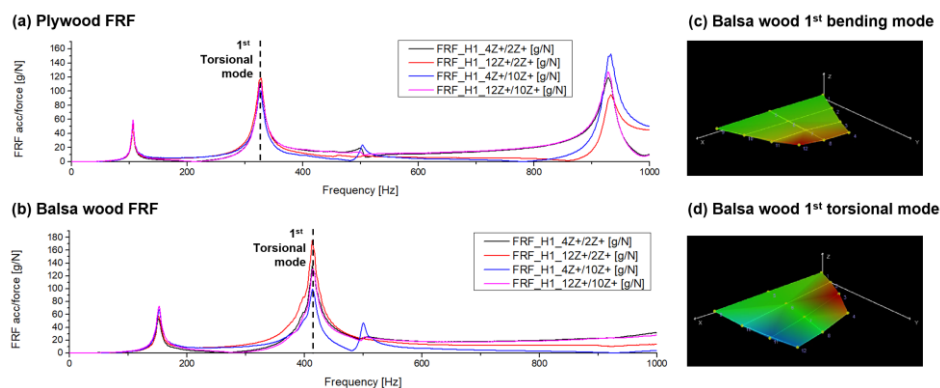


Figure 16 Modal test 결과



### 2.2.8 핀 정적 하중 시험

핀의 정적 하중 시험은 영국 NAR(National Association of Rocketry)의 Competition Build Requirements를 참조하여 구성하였다. 해당 규정에서는 이륙 중량에 해당하는 하중을 핀 끝단에 가했을 때, 핀의 변형이  $10^\circ$ 를 초과하지 않아야 한다고 명시되어 있다[7].

ARES 공력구조 팀은 이를 기반으로 두 가지 시험 조건을 추가로 설정하였다. 첫 번째는 최대 비행 속도에서 받음각  $10^\circ$ 가 발생하는 상황을 가정한 것으로, 이때 핀에 수직으로 작용하는 동압을 고려하여 Cd를 2로 두고 계산한 결과, 약 1 kgf의 하중에 대해 변형이 없어야 한다. 두 번째는 받음각  $90^\circ$ 의 극한 상황을 가정한 조건으로, 실제 비행 중 발생 가능성은 매우 낮지만, 핀의 구조적 한계를 확인하기 위한 목적으로 설정하였다.

실험 구성은 Figure 17 (a)에 나타난 바와 같이 유압 프레스를 이용해 하중을 가하고, 로드셀을 통해 하중을 측정하는 방식으로 이루어졌다. 시험 결과는 Figure 17 (b)와 같으며, 항공 합판 핀은 전반적으로 정적 하중에 대해 경미한 변형을 보였으며, 발사나무 핀도 25 kgf의 극한 조건에서 최대 변형이  $9.6^\circ$ 에 그쳐 파손 없이 견뎌낸 것으로 나타났다. 이를 통해 두 종류의 핀 모두 정적 하중 조건에서 구조적 안정성이 확인되었다.

Modal test 및 정적 하중 시험 결과를 종합한 결과, 두 복합재 핀 모두 비행 조건에서 사용 가능하다고 평가되었으며, 최종적으로 무게가 더 가벼운 발사나무 핀을 MAGA-III의 적용하기로 결정하였다.

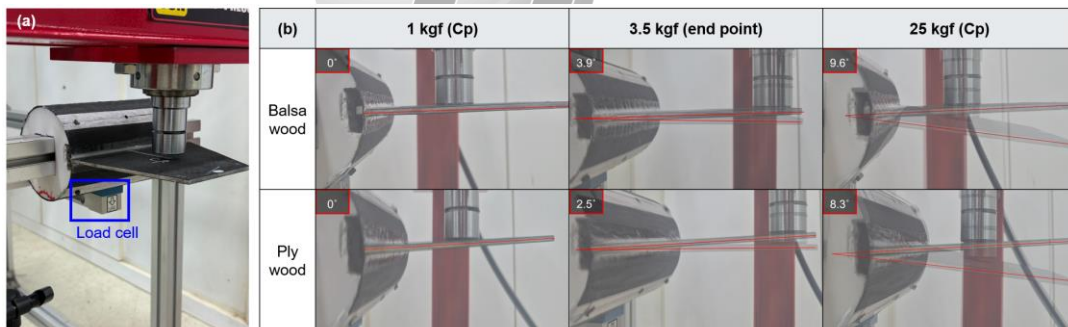


Figure 17 (a) 핀 정적 하중 시험 환경, (b) 시험 결과

### 2.2.9 모터 마운트 정적 하중 시험

과거 발사체에 사용된 모터 마운트는 Figure 18 (a)와 같이 clamping load를 통해 모터와 마운트를 결합하는 방식을 채택하였다. 그러나 수차례 발사 이후, 볼트 탭 주변에 볼트머리를 따라 변형이 발생한 것이 확인되었다. 이에 기존의 나사 결합 방식을 개선하고자, Figure 18 (b)와 같이 모터 마운트에 볼트머리 직경만큼의 counterbore 형상의 마운트를 제작하여 bearing 면적을 확보하는 방식(bolt head bearing connection)으로 설계를 변경하였다. 이는 모터 마운트의 국부 변형을 억제하고 접촉 면적을 증가시켜 bearing stress 감소 효과를 기대할 수 있다. 모터 마운트 재료는 이전 발사에서 열 내구성이 검증된 ASA 필라멘트를 그대로 사용하였다.

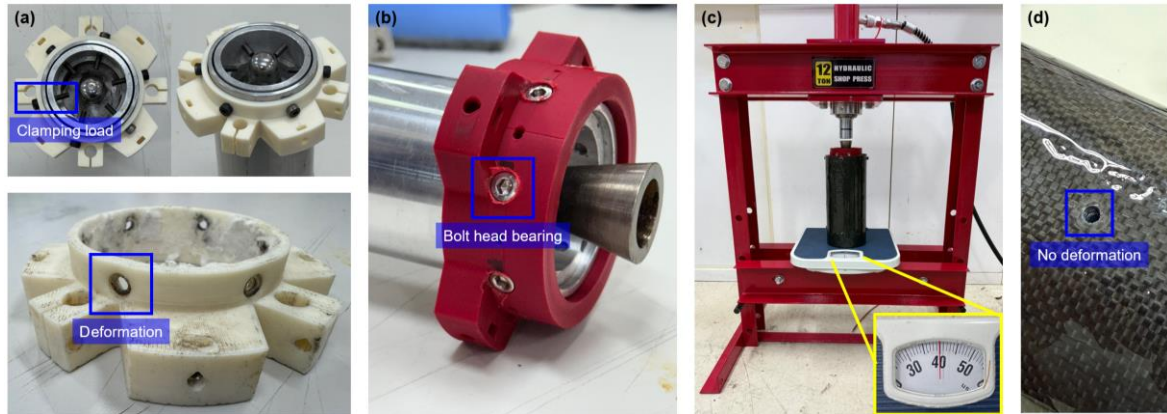


Figure 18 (a) MAGA-I 모터 마운트, (b) MAGA-III 신규 모터 마운트  
(c) 모터 마운트 정적 하중 시험, (d) 시험 후 Body tube 변화 확인 결과

모터 마운트와 CFRP 3겹 body tube의 bearing stress에 의한 변형 및 동체 하부의 구조적 안전성을 검증하기 위해, 유압 프레스를 이용한 정적 하중 시험을 수행하였다. 시험에서는 최대 추력에 대한 안전 여유를 고려하여 Figure 18 (c)와 같이 40 kgf의 하중을 가하였으며, 그 결과 Figure 18 (d)에 보이듯이 동체 하부의 구조적 안정성이 확보됨을 확인하였다.

앞선 시험들의 결과를 종합했을 때, MAGA-III의 최종 동체 구성은 CFRP 3겹 body tube와 발사나무 복합재 핀으로 결정하였다.

## 2.3 전자

MAGA-III의 예비오닉스는 이중화 구조를 구현하기 위해 내부적으로 보드 A와 보드 B로 구분되어 있으며, Table 10과 같은 구성으로 이루어진다. 주요 목표는 상이한 구조의 전자 제어 시스템으로 구현하여 이중화 구조를 적용한 회수 시스템의 작동, 그리고 다른 설계를 가진 두 전자 기록부의 기초 비행 데이터 수집 및 비교이다.

Table 10. 예비오닉스 구성 요소

구성 요소	기능	MCU통신방식	보드 A, B 탑재 여부
Arduino Nano	컨트롤러 유닛	-	B
Arduino Nano 33 BLE Sense rev2	컨트롤러 유닛 및 고도, 기압, 가속도, 각속도 측정	-	A
BNO 055	가속도, 각속도, 지자기 측정	I2C	B
BMP 280	기압, 고도 측정	I2C	B
SD card Module	Micro SD 카드에 측정 데이터 기록	SPI	A, B

NEO-M8N	GPS 기반 발사체 이동 경로 추적	UART	A
RYLR 998	915MHz 영역 사출 신호 수신	UART	A, B

ARES 전자팀의 주된 목표인 이중화 구조를 효과적으로 구현하기 위해 MCU의 기종과 각 보드가 비행 데이터를 수집할 센서의 종류 및 배치를 다르게 하였으며, 소프트웨어적인 사출 작동 시퀀스 역시 차별화를 두었다. 보드 A의 경우 Arm® Mbed™ OS 기반이며 기압고도 센서 LPS22HB와 가속도-자이로 6축 센서 BMI 270이 회로 기판에 인쇄되어 있는 MCU를 사용한 반면, 보드 B는 학회의 기존 예비오닉스 설계를 고수하여 AVR 아키텍처 기반의 MCU를 자체 제작한 PCB와 센서 모듈들을 DIP 방식으로 연결하여 제작하였다.

보드 A의 경우, Arduino Nano 33 BLE 시리즈에서 제공하는 내장 운영체제인 mbed OS의 커널 기능을 활용할 수 있다. 자체적으로 제공하는 커널 라이브러리를 바탕으로 mbedRTOS 기반 태스크 스케줄링이 가능하여 통상적으로 사용되는 Round-Robin과 차별화된 진행 방식을 채택하였다.

보드 B는 ARES의 이전 개발에서 지속적으로 이용한 Arduino Nano 중심의 시스템을 보수하여 보드 A와 같은 공간에 탑재 가능하도록 설계하였다. 보드 A가 운영체제 기반의 상대적으로 고사양, 고신뢰도의 예비오닉스라면, 보드 B는 베어 메탈 (Bare-metal) 시스템으로서 상반된 특징을 지녀 예비오닉스 이중화 구조의 취지에 부합한다.

예비오닉스 덕의 형상은 아래 Figure 19와 같다.

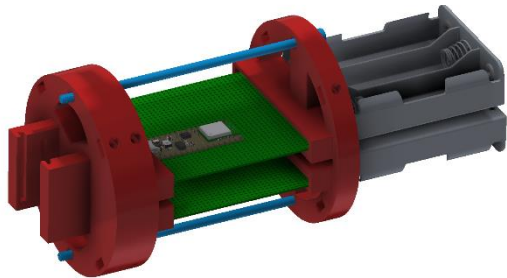


Figure 19 예비오닉스 덕

지상에서의 비행 중 사출 신호 송신을 위한 지상국의 구성은 아래 Table 11과 같다.

Table 11. 지상국 통신 구성

구성 요소	기능	MCU 통신방식
Arduino Nano	컨트롤러 유닛	-
RYLR 998	915MHz 영역 사출 신호 송신	UART

지상국의 역할은 발사체의 사출이 예상한 시점에서 이루어지지 않았을 때를 대비하여 지상국의 MCU에 전원 인가 시 사출 신호를 바로 송신하여 즉각적인 사출이 가능하도록 하는 것이다.

전원 공급 및 작동 제어의 경우 물리적인 방식을 사용하였다. 발사체가 비행 중에도 전원이 공급되어야 하는 에비오닉스 시스템과 낙하산 사출은 각각 18650 리튬 이온 배터리 3개 직렬과 2개 직렬을 사용하였다. 조립부터 발사 이후까지 원하는 시퀀스에 맞춰 사출되지 않을 경우 위험하기에 배터리를 포함한 회로 전체가 평소에는 열려 있을 수 있게 arming 키 스위치로 에비오닉스를, 릴레이 스위치로 사출 전원 공급을 억제할 수 있다.

### 2.3.1 비행 데이터 수집 및 사출 작동 시퀀스

발사 직전 arming으로 보호된 키 스위치로 에비오닉스에 전원을 인가하여 전자 시스템의 작동은 시작한다. 보드 A와 보드 B 공통으로 SD 기록을 진행하여 발사체 회수 단계에서 비행 데이터를 수집할 수 있게 한다. 측정값은 ms 단위의 타임스탬프에 대응되는 고도 데이터 (m), 가속도 데이터 ( $m/s^2$ ), 자이로스코프 데이터 (degree/s), 지자기 데이터 ( $\mu T$ ), 그리고 비행 상태 및 사출 제어와 관련한 상태들을 기록할 수 있게 소프트웨어를 설계하였다.

발사체 발사가 이루어진 후, 에비오닉스는 낙하산이 사출될 상황인지에 대한 판단을 정확히 수행해야 한다. 고도 데이터를 기준으로 하는 Apogee 도달 여부 확인, 발사체의 자세 변화, 그리고 지상국에서의 사출 신호를 주된 판단 기준으로 하여 시퀀스를 작성하였으며, 이전 발사에서의 축적된 경험을 참고하여 알고리즘을 개선하였다.

고도를 바탕으로 판단하는 알고리즘은 다음과 같다:

- ① 에비오닉스 전원 인가 후 설정된 초기 고도를 기준으로 고도 변화량 측정을 시작한다. 초기 고도는 센서 레지스터에서 호출한 8개의 값을 평균 내어 고정하며, 소요 시간은 10 ms 이내이다.
- ② 발사체의 고도 변화량이 안전고도를 통과하였는지 확인한다.
- ③ 안전고도를 통과하였다면, 최고 고도의 미갱신 여부를 확인한다.
- ④ 최고 고도의 미갱신이 4번 연속으로 이루어질 경우 apogee 도달로 판단한다.

기압 기반의 고도계는 동체 내부의 기압 변화, 강한 바람 등의 완전히 분석되지 않은 오류들을 동반하기에 신중한 판단 조건과 안전 장치가 필요하다. 발사체가 이륙 직전, 혹은 발사대에서 일정 수준 이상 이동하지 못하고 낙하산 사출 될 경우 위험하기 때문에, 안전고도를 통과한 이후에 apogee 도달 및 하강 상황임을 감지하고 사출로 연결되는 시퀀스를 작성하였다. 이전 MAGA-II 발사의 실패의 원인으로 추정되는 고도 데이터의 딜레이를 의식하고 최고고도 도달 후 일정 거리 이상 하강하는 것이 아닌, apogee에 도달함을 단순하고 즉각적으로 표현할 수 있게 고도 상승 미갱신 조건을 적용하였다.

동체의 자세를 바탕으로 판단하는 알고리즘은 다음과 같다:

- ① 에비오닉스 전원 인가 후 설정된 초기 head 각도를 기준으로 자세 변화 측정을 시작한다.
- ② head 각도 값이 초기값 대비  $100^\circ$  이상 변화 감지 시 하강 또는 이상 상태로 판단한다.

모듈 내부 미세 질량체에 가해지는 코리올리 힘으로 각속도를 측정하는 MEMS 자이로 센서만으로 각도 변화를 온전히 계산하려면 적분으로 누적되는 오차를 제거하기 어렵다. 이로 인해 신뢰할 값을 raw 자이로 센서 데이터로 바로 사용할 수 없기에, 센서 내부에서 자체적으로 보정하여 제공하는 head/roll/pitch 데이터로 발사체 동체의 자세 각도를 추정한다. head 데이터가 발사 대기 기준으로 일정 각도 이상 틀어질 경우 하강 자세이거나 예상 외의 문제 발생일 가능성이 높기에 낙하산 사출로 이어질 수 있게 하였다.

다만 IMU 내부 필터로 획득한 head/roll/pitch 데이터 또한 완전히 제거하기 어려운 각속도 오차 값이 잔존하기에, 회전 데이터의 신뢰도를 확인하고 노이즈의 양상과 회전 상황 별 요구되는 필터를 분석하기 위해 자체적으로 각속도 보정 테스트 벤치를 제작하는 중에 있다.

보드 B의 경우 Arduino Nano에 내장된 eeprom을 활용하여 비상 하강 감지를 위한 알고리즘을 대비하였다. 현재 에비오닉스에 탑재된 MCU의 특성 상 비행 중 모든 상태 관련 변수들은 SRAM에 저장되므로 예상치 못한 전원 불량이 발생할 경우 휘발된다. 이러한 특징은 부팅 직후 시작되는 초기 고도 및 자세 값 설정과 직결되는 문제이므로 공중에서 전원 문제가 생길 시 정상적인 낙하산 사출이 불가하다. 따라서 다음과 같은 비상 상황 대비 시퀀스를 준비하였다:

- ① 초기 고도 설정 단계에서의 8개의 배열에서 연속적인 하강이 검출될 경우 비상으로 간주하고 사출한다.
- ② 상대 고도가 -5 m 미만의 음수일 경우 eeprom에 카운트를 기록한다. 해당 카운트가 4 이상일 경우 비상으로 간주하고 사출한다.

### 2.3.2 통신 모듈 성능 점검

지상국과 에비오닉스에 공통으로 탑재되는 RYLR 998은 고감도의 초장거리 통신이 가능한 LoRa 통신 모듈이다. MAGA-II 발사 경험을 통해 기존 RF 통신 모듈보다 송수신 속도가 빠른 장거리 무선 통신의 필요성을 느꼈다. 최후의 사출 조건의 역할을 수행해야 하므로 상공에서도 즉각적인 반응이 요구되며, 최적의 구성을 모색하고자 하였기에 발사체 내부의 안테나 방향을 노출콘을 바라볼 때와 그렇지 않을 경우, 혹은 눕히는 경우의 자세 변화에 따른 통신 성능을 확인하여 실제 발사체에 반영하고자 하였다.

해당 모듈은 사용자가 AT 커맨드를 통해 확산 계수 (Spreading Factor), CRFOP (Configure RF Output Power) 등을 설정할 수 있으며, 따라서 통신 세기와 거리를 원하는 정도로 조절할 수 있다. 최적의 사양을 파악하기 위해 발사 이전 성능 테스트를 여러 차례 진행하였으며, 최종적으로 확인된 사양은 장소별-거리별 수신 감도 (dBm)을 기준으로 판단하였다.

두 장소에서 실험을 진행하였으며, 개활지로 반경 100 m 이내에 콘크리트 건물이 없는 성균관대학교 자연과학캠퍼스 정문 앞 일월 공원 인근 도로를, 도심으로 성균관대학교 자연과학캠퍼스 종합연구동 단지를 택하였다. Figure 20의 경로에서 송신용 LoRa 모듈을 이동시키면서 고정된 위치의 LoRa 모듈의 수신을 기록하였다. 동일 모듈의 송신부와 수신부는



실시간으로 통신하며 수신부의 시리얼 모니터를 통해 통신 성공 여부를 타임 스탬프와 수신 감도로 확인할 수 있었다. 수신 감도는 -137 dBm이 최솟값으로 신호 세기가 매우 약함을, 이보다 큰 값일수록 신호 세기가 안정적임을 의미한다.

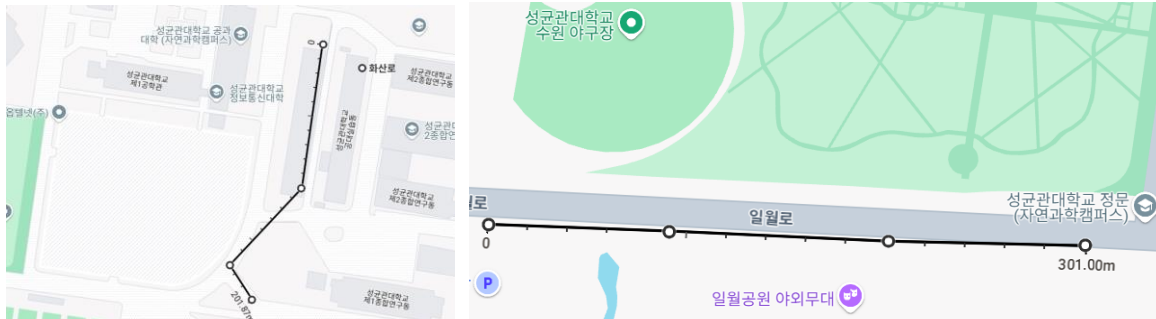


Figure 20 통신 모듈 테스트 이동 경로

Bandwidth는 속도를 우선시하여 500 kHz로 설정하고, 확산 계수는 중거리용으로 10으로 설정하여 중거리 통신 조건으로 테스트를 진행하였다. 추가적으로 필요 시 통신 거리를 연장하면서 속도를 줄여야 할 상황에는 Bandwidth를 125 kHz로 낮추고 확산 계수를 11로 높이는 방안을 고려할 만하다고 판단하였다.

모듈의 헬리컬 안테나는 송신부와 수신부 각각 지면 기준 30°, 90°, 150°로 설정하여 총 9개의 각도 조합으로 수신 감도를 측정하였다. 실험 결과, 수신 감도의 차이는 거의 없었으며, 두 모듈의 헬리컬 안테나는 동일한 편파를 유지한 상태에서 거리가 모듈 성능에 충분한 수준 이상으로 확보되면 각도 변화에 따른 감도 저하가 발생하지 않음을 확인하였다.

Table 12. 통신 모듈 테스트 결과

장소	거리 (m)	수신 감도 (dBm)
도심 (성균관대학교 교내)	50	-80 ~ -60
도심 (성균관대학교 교내)	150	-100 ~ -90
도심 (성균관대학교 교내)	250	-110 ~ -100
개활지 (일월공원 인근)	50	-80 ~ -60
개활지 (일월공원 인근)	150	-100 ~ -80
개활지 (일월공원 인근)	250	-105 ~ -80

Table 12의 테스트 결과는 안테나 배치 자세의 변화가 수신 감도에 미치는 영향이 유의미하게 크지 않다는 점을 시사한다. 더불어, 거리 증가에 따른 수신 감도의 변화는 송수신부가 멀어질수록 통신 안정성이 떨어짐을 확인하였지만, 실제 발사 환경과 동일한 지상-상공에서의 수신 감도 변화는 측정하지 못했기에 400 m 이상의 경로에서의 통신과 발사체의 회전 운동을 반영한 통신 모듈 테스트가 추가적으로 필요하다.

## 2.4 회수

### 2.4.1 회수 시스템 기초 설계

회수 시스템의 주요 목적은 발사 후 발사체 동체의 구조적 건전성 유지 및 예비오닉스에 저장된 비행 데이터의 안전한 확보이다. 하지만 MAGA-I의 2차 발사 당시, 4 m/s라는 낮은 목표 종단속도에 의해 회수 반경이 넓어지고 데이터를 당일에 회수하지 못하는 사건이 발생하였다. 이러한 사건을 예방하면서도 동체의 구조적 손상을 최소화하기 위한 설계 요구조건으로 목표 종단속도 10 m/s가 설정되었다.

발사체의 회수는 단일 낙하산 시스템을 통해 수행되며, 작동 메커니즘은 다음과 같이 구성된다. 예비오닉스에 탑재된 센서 데이터를 기반으로 사출 조건이 판정되면, 화약 사출 메커니즘이 작동하여 동체 상부 커플러가 분리되고 노즈콘이 동체로부터 이탈된다. 이와 동시에 낙하산 격납통이 사출되며, 1초 이내에 낙하산의 완전 전개가 이루어지도록 설계하였다.

낙하산은 제작의 용이성을 위해서 MAGA-I과 같은 십자형 낙하산을 채택하였으며, 예상 건조중량 3.4 kg과 목표 종단속도로부터 Figure 21와 같이 낙하산을 설계하였다. 이때 낙하산 팔 부분의 직사각형 종횡비를 1에서 1.5로 변경하였으며, 이를 통해 MAGA-I 2차 발사 당시 발생하였던 낙하산 불완전 전개 및 낙하 시 동체 회전 문제를 방지하고 낙하산 전개 안정성을 확보하고자 하였다.

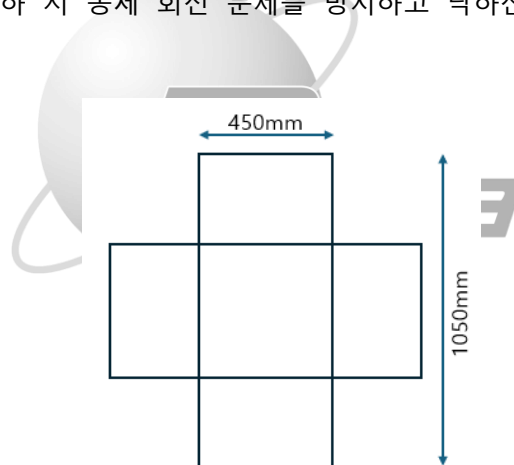


Figure 21 십자형 낙하산 설계도

Figure 22 (a)와 같이 화약 카트리지는 플라스틱 빨대의 일측에 전기 신호선과 연결된 니크롬선을 배치한 후 열가소성 접착제를 이용하여 밀봉하고, 타측을 통해 0.8g의 크림슨 파우더를 충전하여 제작된다. 2개의 화약 카트리지는 Figure 22 (b)와 같이 각각의 피스톤에 장착되며, 사출부 하단에 위치한 예비오닉스와 전기적으로 연결된다. 본 설계에서 2개의 화약 카트리지를 채용한 것은 시스템 이중화 (redundancy)를 통한 신뢰성 향상을 위함이며, 이에 대한 상세한 내용은 2.4.2 절에서 논의된다.

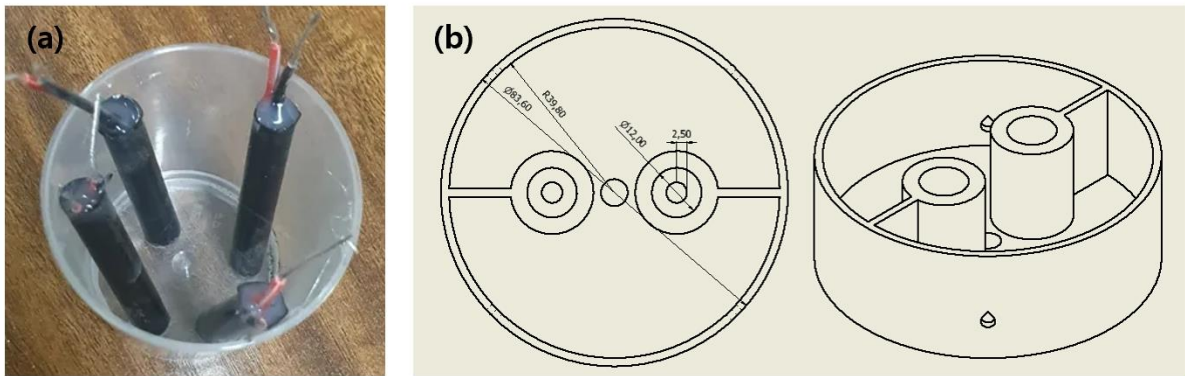


Figure 22 (a) 화약 카트리지, (b) 사출부 Piston-Stave System

추가적으로 피스톤과 예비오닉스 상부를 일체형 구조로 설계함으로써 발사체 내부 공간 활용도가 크게 향상되었으며, 확보된 공간은 향후 특수 임무 수행을 위해 활용될 예정이다.

#### 2.4.2 Apogee 도달 후 작동 시퀀스

시스템 신뢰성 향상을 위해 본 회수 시스템에는 이중화 설계가 적용되었다. MAGA-III에 적용된 회수 시스템 이중화 설계는 Figure 23과 같다.

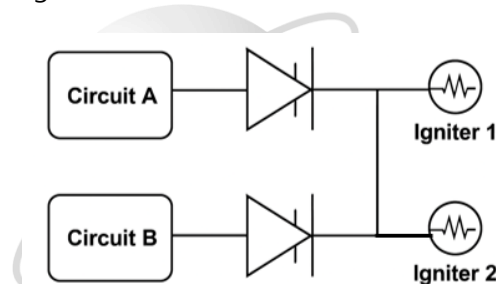


Figure 23 회수 시스템 이중화 설계 모식도

구현된 이중화 시스템은 2개의 독립 회로와 2개의 화약 카트리지로 구성되지만, 중간 연결부를 통한 상호 연계가 가능하도록 설계하였다. 이러한 설계 접근을 통해 하나의 화약 카트리지가 작동하거나 하나의 알고리즘만 정상적으로 수행되더라도 낙하산 전개가 가능하도록 하여, 시스템의 신뢰성과 생존성을 향상시켰다.

#### 2.4.3 낙하산 설계의 수치적 검증

낙하산 설계의 적합성을 판단하기 위해 Table 13과 같이 OpenRocket 시뮬레이션을 사용하였다. 해당 시뮬레이션에는 문헌에서 제시된 십자형 낙하산의 참조 항력계수를 적용하였으며, 십자형 낙하산의 등가 직경이 변수로 입력하였다. 시뮬레이션 결과, 사출 시점의 발사체 하강 속도는 19.0 m/s, 종단 속도는 9.4 m/s이다. 목표 종단속도가 10 m/s이므로 MAGA-III의 낙하산 설계는 회수 시스템 설계 목표에 부합함을 알 수 있다. 또한 최고 고도 도달 후 사출 신호가 1초 이내에 인가되어 격발될 경우, 발사체의 속도가 30 m/s 미만으로 유지되어 안전한 낙하산 전개가 보장됨을 확인할 수 있다. 해당 안정성은 2.4.4 절에서 제시될 테스트 벤치를 통해 실험적으로

검증될 예정이다.

**Table 13. OpenRocket 시뮬레이션의 입력과 결과**

시뮬레이션 입력 값		시뮬레이션 결과 값	
밀도	76 g/m <sup>2</sup>	사출 시점 발사체 하강 속도	19.0 m/s
낙하산 지름	110 cm		
항력 계수	0.6		
파라코드 개수	8 개	종단속도	9.4 m/s
파라코드 길이	120 cm		
사출 조건	최고 고도 도달 후 1초 뒤 사출		

#### 2.4.4 지상사출실험 분석 및 실험 일정

2025년 4월 MAGA-II 발사 당시, 낙하산 미전개로 인한 동체 파손이 발생하였다. 이는 MAGA-I 태평성대 호의 낙하산 불완전 전개 및 MAGA-II 이공이 호의 회수 시스템 전면 미작동과 유사한 양상을 보인다. 명확한 원인은 규명되지 않았으나, 비정상 자세에서의 사출 신뢰성 부족, 화약 충전량 표준화 부재, 구조체 내구성 문제 등이 잠재적 요인으로 추정된다. 이에 따라 회수 시스템의 전반적인 안전성 검증 필요성이 대두되었으며, 실제 비행 조건을 모사한 포괄적인 지상 실험 절차가 다음과 같이 재구성되었다.

**Table 14. 지상 사출 실험 조건 및 측정 항목**

실험 변수	시험 조건	조건	측정 항목
동체 자세각	0°, 30°, 60°, 90°, 120°, 150°	6 개	사출 성공률, 이탈 거리
화약 충전량	0.5 g, ~ 0.8 g (1개 카트리지, 0.1 간격) 1.0 g ~ 1.6 g (2개 카트리지, 0.2 간격)	8 개	점화 지연 시간, 속도
피스톤 재질	PVC, ABS, PLA	2 개	구조 변형 및 손상률
총 실험 횟수	144회		화약 소요량: 140.4 g

본 실험은 Table 14에 제시된 바와 같이 과거 실패 사례 분석을 통해 도출된 주요 변수들을 체계적으로 검증하도록 설계되었다. 동체 자세 각 변화 실험은 MAGA-I에서 관찰된 불완전 전개 현상과의 연관성을 검증하고, 크림슨 파우더 충전량 최적화는 MAGA-II에서 추정되는 사출력 불균일 문제를 해결하기 위함이다. 구조체 재질 평가는 화약 폭발 압에 대한 장기적 신뢰성을 확보하기 위해 수행된다.

모든 실험 데이터는 240fps의 카메라를 활용하여 정량적으로 측정되며, 이를 통해 MAGA-III 회수 시스템의 안정적인 작동 영역을 규명하고 과거 발사체에서 발생했던 문제들의 재발 가능성을 최소화할 예정이다. 해당 실험은 2025년 7월 2주차에 수행될 예정이다.

## 2.5 피토관

MAGA-III의 특징은 서브 시스템의 신뢰성 테스트 다양화할 뿐만 아니라 비행 데이터 다각화를 통한 데이터 측정값 신뢰성 분석도 함께 이루어진다는 것이다. 모델 발사체에서 통상적으로 사용하는 IMU 기반의 속도 측정 방식은 시간에 따른 누적 오차가 커지는 특성을 가진다. 이는 ARES가 2027년의 개발 목표로 설정한 재착륙 기술 개발의 큰 걸림돌일 뿐만 아니라, 상공에서의 발사체 거동 분석 및 비정상 이벤트 원인 분석을 어렵게 만드는 또다른 원인이 된다. 이에 ARES는 독자적인 속도 측정 방식을 개발하였으며, 그것이 노즈콘 내장형 피토관이다.

### 2.5.1 피토관 설계

피토관은 베르누이 방정식을 기반으로 정체압(stagnation pressure,  $P_t$ )과 정압(static pressure,  $P_s$ )의 차이를 통해 동압(dynamic pressure)을 계산하고, 이를 이용해 유속을 산출하는 방식이다. 일반적으로 항공기에서는 Figure 24의 기존 피토관과 같이 동체의 압력계수( $C_p$ )가 0인 지점에 정압 포트(static port)를 배치하여 정압을 측정하며, 노즈나 날개에 L자형 튜브를 외부에 부착하는 형태를 사용한다. 그러나 이러한 외장형 L자형 피토관은 모델 발사체에 적용할 경우 기체 외부 비대칭성 증가하고 비행 안정성 저하라는 구조적 단점을 유발한다. 따라서, ARES는 발사체의 비행에 영향을 미치지 않도록 노즈콘의 내부에 정체 포트(stagnation port)와 정압 포트를 구현하였다.



Figure 24 기존 항공기의 피토관 설치 위치와 노즈콘 내장형 피토관의 포트 설치 위치

ARES는 Von Karman 노즈콘 형상에 적합한 내장형 피토관을 설계하고자 하였다. 이를 위해 CFD 해석을 통해 이론적 근거를 확보하고, 정체 포트와 정압 포트의 위치를 각각 노즈콘 정점과  $C_p$ 가 0인 곡면 상의 위치로 설정하였다. 또한, 피토관 설계의 타당성을 검증하기 위해 풍동 실험을 수행하고, 측정 오차를 보정하기 위한 보정 모델을 개발하였다. 상세한 설계 및 검증 과정은 Figure 25에 제시되어 있다.



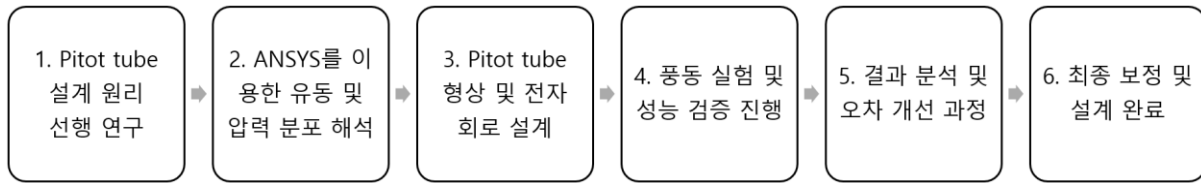


Figure 25 노즈콘 내장 피토관의 개발 과정

### 2.5.1.1 CFD 해석을 통한 이론적 근거 확보 및 정압 포트 위치 최적화

피토관의 정확한 정압 측정을 위하여, 노즈콘 곡면 상에서  $C_p = 0$  인 지점을 CFD 해석을 통해 도출하고자 하였다. 기존 L자형 외장 피토관과 달리, 노즈콘 내장형 피토관은 Von Karman 계열의 곡면 노즈콘에 정압 포트를 매립하므로, 단순한 공력적 기준이 아닌 정량적 시뮬레이션을 통한 위치 최적화가 필요하였다. 따라서, ANSYS Fluent 를 활용하여 2D 및 3D 유동 해석을 수행하였고, 이를 통해 다양한 유입 속도 조건 하에서  $C_p$  분포를 분석하고, 정압 포트의 이상적 위치 범위를 도출하였다.

CFD 해석 결과, 지난 발사 결과의 속도 범위(0~82 m/s)에서 노즈콘 곡면 상의  $C_p = 0$  인 위치는 약 46.2 ~ 50.4 mm 로 나타났다. 이때 평균 비행 속력인 32 m/s 에서  $C_p = 0$  이 되는 위치는 48.0 mm 로 확인되었으며, 해당 위치를 정압 포트에 설정했을 때 계산된 발사체의 최고 고도(420.31 m)가 프로젝트 당시 개발 중이던 MAGA-II 의 예측 고도(420.22 m)와 가장 유사하다는 점을 통해 정압 포트의 기준 위치로 결정되었다. Figure 26 과 27 은 각각 Fluent 를 활용한  $C_p$  해석과 계산된  $C_p$  위치를 적용한 노즈콘 내장형 피토관 형상이다.

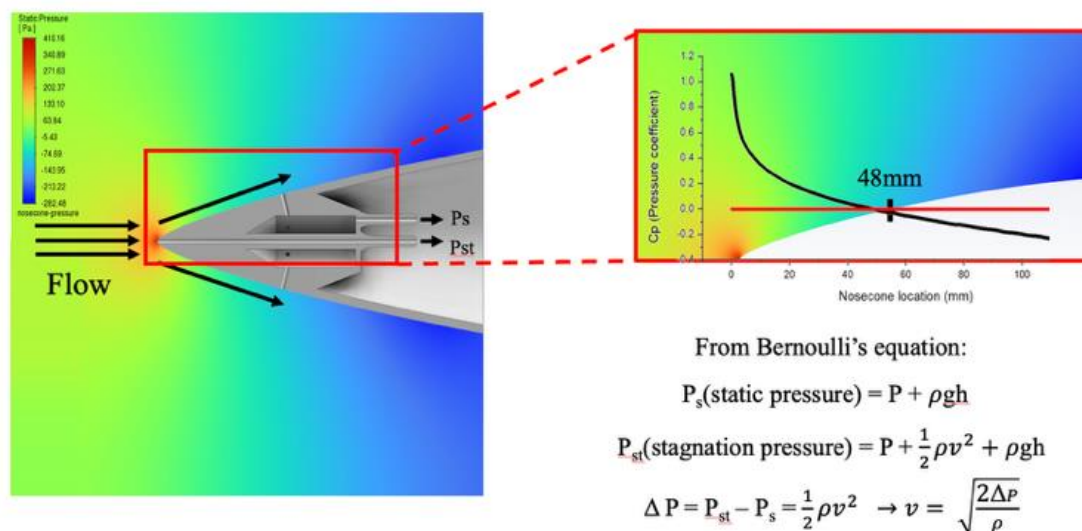


Figure 26 ANSYS Fluent 를 통해 분석한 노즈콘 외부의 압력 분포

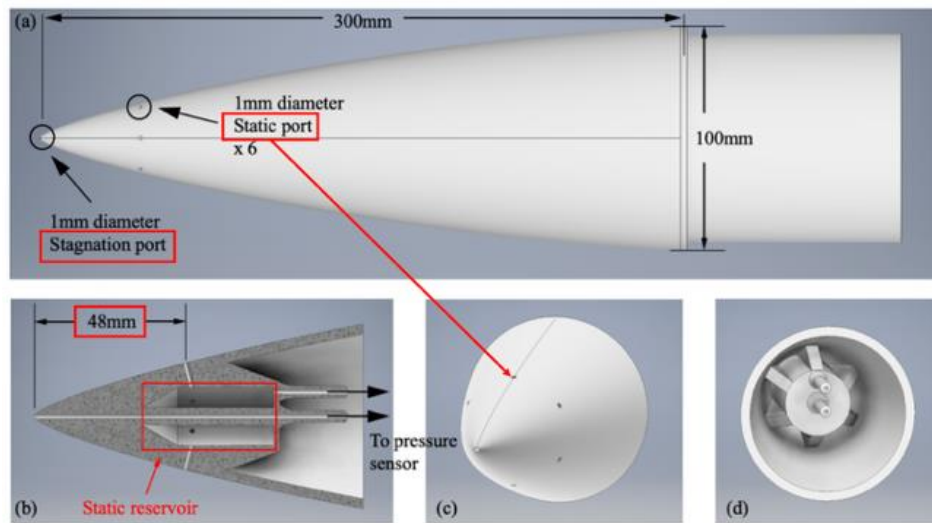


Figure 27  $C_p = 0$  인 지점의 특징을 통해 개발한 노즈콘 내장 피토관의 형상

### 2.5.1.2 피토관 기능 구현을 위한 전자 회로 설계

ARES 에서 개발한 노즈콘 내장형 피토관 시스템은 모델 발사체 내부에 탑재되어 비행 중 실시간 유속 데이터를 측정한다. 피토관은 정체압과 정압의 차이로부터 유속을 계산하기 때문에 MS4525DO 차압 센서를 사용하였으며 노즈콘에 내장될 회로는 경량성과 신뢰성을 확보하는 것을 최우선 목표로 하였다. 데이터는 에비오닉스로 전달되어 에비오닉스의 MCU 가 Micro SD 카드에 저장하게 된다.

### 2.5.2 풍동 실험을 통한 피토관 성능의 검증

앞서 CFD 를 통해 특정된 정압 포트 위치에 따라 개발된 피토관을 기존 상용 피토관과 비교하기 위해 교내 풍동을 활용하여 다양한 포트 위치, 재질, 제작 방식에 따른 성능 차이를 실험적으로 평가하였다.

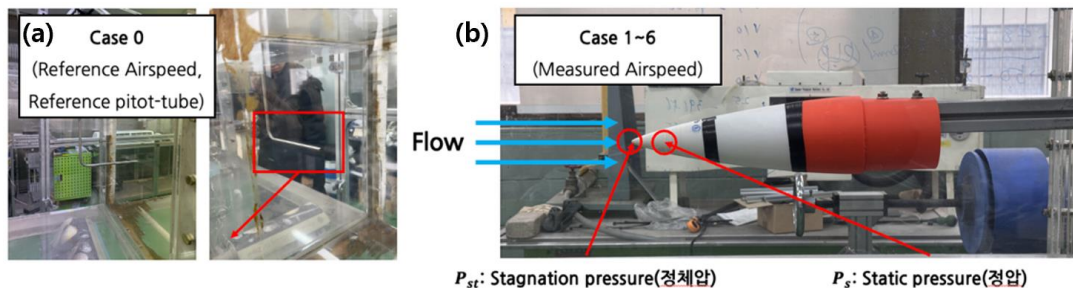


Figure 28 (a) 풍동 test section 내 Case 0(L-type), (b) Case 1~6(노즈콘 내장 피토관)의 배치

풍동 실험은 폐회로형 송풍기를 기반으로 한 아음속 풍동 시스템을 활용하여 수행되었으며, 풍동의 최대 속도 및 테스트 조건은 모델 발사체의 실제 비행 속도 범위를 고려하여 설정되었다.

실험은 총 5 m/s 부터 40 m/s 까지 5 m/s 간격으로 8 개의 속도 구간에 대해 진행되었으며, 각 구간에서 30 초 동안의 평균값을 측정하여 분석에 활용하였다. 측정 대상은 Figure 28 (a), (b)와 같이 총 7 개의 피토관 case 이며, 이 중 하나는 상용 Dwyer Series 400 피토관(Case 0)이고, 나머지 6 개는 노즈콘에 내장 가능한 형상으로 ARES 에서 자체 제작한 시제품이다. 시제품 피토관은 정압 포트의 위치, 내부 정체압 관의 재질, 프린팅 방식 등을 변수로 하여 다양한 조합으로 구성하였다. 각 case 의 세부 구성은 아래 Figure 29 (a)와 같다.

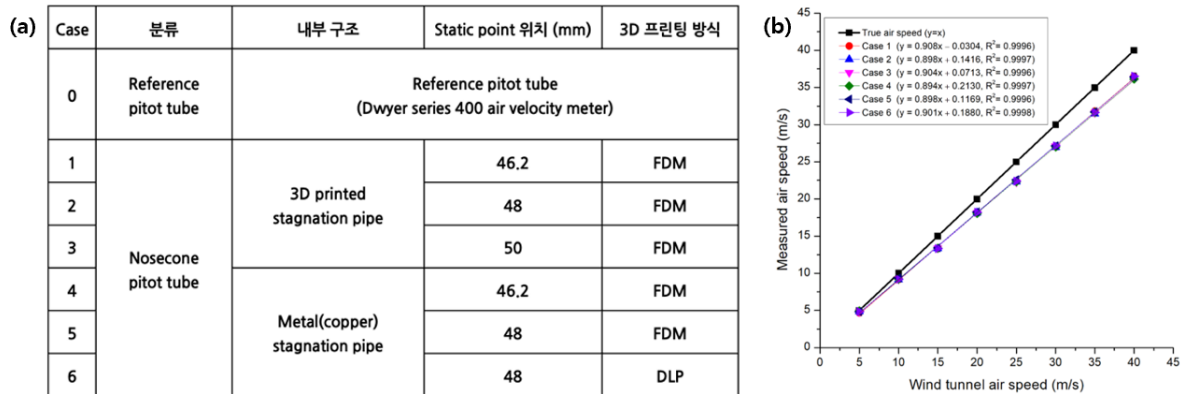


Figure 29 (a) Case 0~6 의 세부 구성, (b) Case 1~6 의 풍동 실험 결과

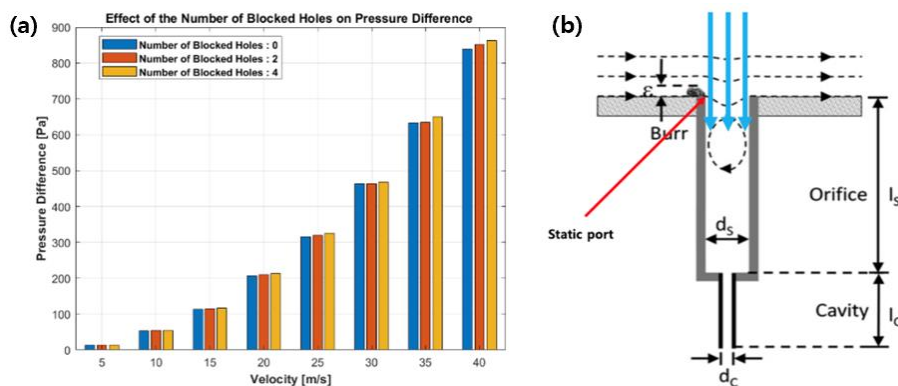
실험 결과, Figure 29 (b)와 같이 시제품 피토관(Case 1~6)의 경우 풍속 전 구간에서 평균적으로 약 -9% 내외의 오차가 지속적으로 발생하였다. 이러한 결과는 정압 포트의 위치 변화에 따른 측정 정확도 향상이 크지 않음을 시사하며, 오히려 공통적으로 정압 포트를 곡면 위에 설치한 구조적 특성 자체가 오차의 주요 원인일 가능성을 암시한다. 실제로, 48.0 mm 위치는 CFD 해석을 통해  $C_p = 0$  이 되는 지점으로 예측되었고, 그에 해당하는 Case 2 와 Case 5 에서도 -9.7% 수준의 오차가 관찰되었다. 또한, 내부관 재질을 금속(동관)으로 변경한 Case 4 와 Case 5 는 플라스틱 관을 사용한 Case 1 및 Case 2 와 비교했을 때 유의미한 오차율 감소를 보이지 않았다. 이로 인해 관 재질의 차이는 유속 측정 정확도에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 분석할 수 있다. 한편, 고해상도 DLP 방식으로 제작된 Case 6 은 동일한 구조의 FDM 방식인 Case 5 에 비해 평균 오차율이 0.71%p 낮게 나타났으며, 이는 표면 거칠기(roughness)의 차이가 유의미한 오차 요인이 될 수 있음을 시사한다. 3D 프린팅 특성상 정압 포트 주변에 발생하는 계단 형태의 step 은 경계층 내에서 난류를 유도하며, 정압 포트 내부로 동압이 유입되는 원인이 될 수 있다.

### 2.5.2.1 동압 유입의 검증을 위한 추가 CFD 시뮬레이션의 진행

풍동 실험 결과, 노즈콘 내장형 피토관은 전체 풍속 구간에서 약 -9%의 일관된 하향 편향(bias)을 보였다. 이에 따라 차압 센서의 신뢰성, 압력 누설, 그리고 정압 포트 설계에 따른 유동 문제 등 여러 가설을 설정하였다. 차압 센서와 압력 누설 가능성에 대해서는 별도의 검증을 통해 문제가 없음을 확인하였으며, 그 결과 피토관의 구조적 특성, 특히 정압 포트를 통해 유입되는 동압이

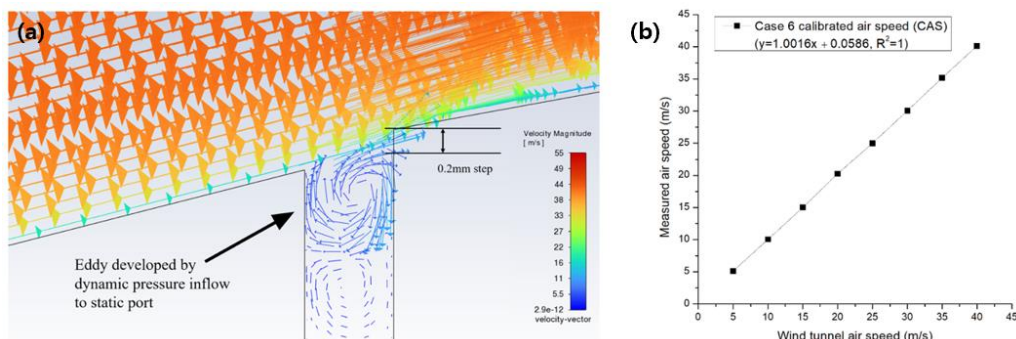
정압 측정값을 인위적으로 높여 차압을 줄이는 주요 원인으로 지목되었다. 1960 년 Shaw 의 논문에서 제시된 “정압 오차는 국부 동압의 일정 비율로 유입되며, orifice 개수 및 구조에 따라 영향을 받는다[8]”라는 이론에 근거하여, 정압 포트의 개수를 변경하며 동압의 유입이 차압의 측정 오류의 원인인지에 대한 검증 실험을 진행하였다. 실험 결과, 정압 포트의 개수가 감소함에 따라 내부로의 동압 유입이 감소함을 Figure 30 (a)와 함께 확인할 수 있었다. 이는 기존 대비 감소된 정압을 측정하며, 결과적으로 차압의 증가의 원인이 됨을 확인하였다.

Shaw 의 논문에서 제시된 Figure 30 (b)와 같은 metal burr (비균일 표면)에 의해 추가적인 동압의 유입 여부를 확인하기 위해 추가적인 CFD 실험을 진행하였다. Metal burr 를 3D 프린팅의 해상도 오차(0.2 mm)로 대체하여 시뮬레이션을 진행하였다.



**Figure 30 (a) 정압 포트 개수의 변화를 통한 차압의 증가, (b) Shaw(1960)에서 제시된 metal burr 로 인한 정압 포트로의 동압 유입 및 내부 eddy 의 형성**

해석 결과, Figure 31 (a)와 같이 후면의 step(0.2 mm)으로 인해 발생한 정압 포트로의 동압 유입과 내부 cavity 에서의 eddy 발생을 확인할 수 있었다. 따라서, Shaw 가 제시한 정압 포트 내부 eddy 로 인한 정압 증가 현상과 ARES 가 수행한 CFD 에서 관찰된 정압 증가 현상은 동일한 현상으로 해석될 수 있다.



**Figure 31 (a) 3D 프린팅 해상도 오차의 구현을 통한 내부 eddy 의 재현, (b) 일정한 오차율을 개선한 최종 피토관의 성능 검증**

따라서, 일정한 오차율의 원인을 식별하였으며, 단순한 보정을 통해 신뢰도 높은 피토관을 개발할 수 있다고 판단하였고, Figure 31 (b)와 같이 보정된 Case 6 피토관을 통해 공기 유속을 측정할 결과 풍동 유속과 상대 오차 0.6%를 기록하여 신뢰성 높은 피토관의 검증을 완료하였다. 최종 노즈콘 내장형 피토관의 형상은 다음과 같다[9].

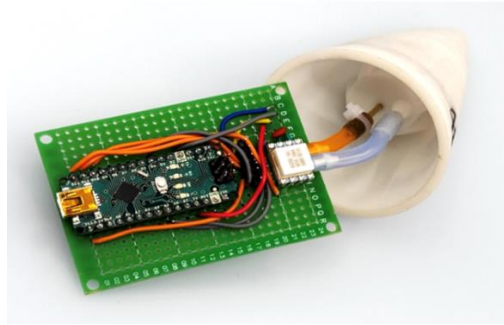


Figure 32 최종 노즈콘 내장 피토관의 형상

### 3. 미션

MAGA-III의 미션은 기초 발사체의 미션과 동일하며 “발사 및 비행 후 데이터 회수”가 목적이다. 이때 세부 미션으로 비행 데이터 다각화를 선정하였으며, 2.5 절에 서술한 노즈콘 내장형 피토관을 활용하여 발사체의 상승 비행 속도를 측정할 예정이다. 발사체의 Concept of Operations(CONOPS)는 Figure 33과 같으며 각 사건은 Table 15에 정리하였다.

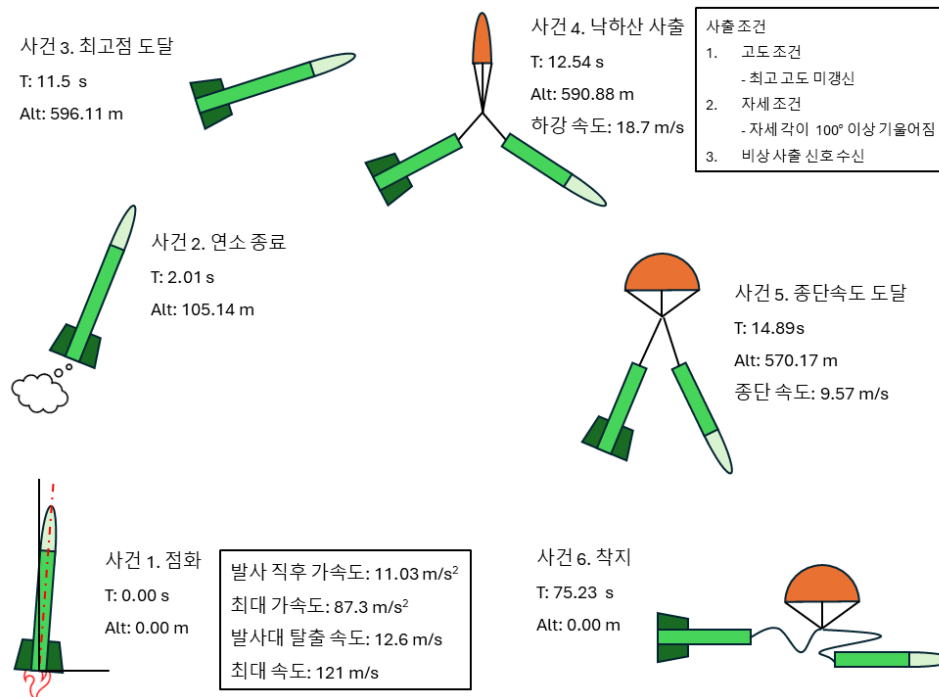


Figure 33 Concept of Operations (CONOPS)



Table 15. Events of CONOPS

번호	사건	정의
1	점화	점화 신호가 인가되어 추진제 연소가 시작됨. 챔버 내부의 압력 상승 및 추력 발생.
2	연소 종료	추진제가 모두 연소하여 추력 발생이 종료되고 관성 비행 상태가 됨.
3	최고점 도달	무게 중심을 기준으로 최고 고도 도달. 에비오닉스 요소 중 피토관을 이용한 속도 측정 종료.
4	낙하산 사출	사출 조건 중 하나 이상 만족할 경우, 사출부에 전기 신호를 인가하여 노즈콘과 낙하산을 동체 외부로 밀어냄.
5	종단속도 도달	낙하산이 완전히 전개되고 공기 저항에 의한 종단 속도에 도달함.
6	착지	동체와 낙하산이 모두 접지하여 연직 방향 속도가 0 m/s이 됨.

각 사건은 기초 미션의 정의와 동일하나, 세부 미션의 특이 사항으로 에비오닉스 요소 중 피토관을 이용한 속도 측정이 3번 사건인 '최고점 도달'에서 종료된다는 것이다. 이는 노즈콘 내장형 피토관 특성상 연직 상승 구간에서는 정확한 측정이 가능하나, 자세가 크게 변화하고 낙하산 사출과 같은 이벤트가 발생하는 3번 사건 이후에 대해서는 유동이 불규칙적으로 변화하여 정확한 측정이 어렵기 때문이다. 하강 구간에 대해서 발사체 속도를 계산하는 방법에 대해서는 향후 프로젝트로 진행하고자 한다.

#### 4. 결론

ARES는 MAGA-III 개발 활동을 통해서 팀별로 발사체 개발 과정 및 성능에 영향을 끼치는 변수를 사전에 파악한 뒤 변수를 통제 및 조절하여 서브 시스템의 신뢰성을 향상하고 ARES 자체 개발 프로세스의 검증 방식을 표준화하였다. 특히 추진 시스템에서 추진제 성능의 변수를 통제하여 일정한 추력 성능을 확보할 수 있었으며, 공력구조 시스템에서 복합재 물성에 대한 기초 데이터를 확보하고 외력에 대한 구조적 변화를 측정하는 실험을 진행하여 발사체에 실제로 적용될 공력을 계산 및 대비할 수 있었다. 또한 전자 시스템에서는 과거 발사 사례를 기반으로 알고리즘을 수정하여 반응성을 높였으며, 회수 시스템에서는 낙하산 크기 감소를 통해 회수 반경을 감소시키고 사출 화약의 반응성을 증가시키는 것에 집중하였다. 마지막으로 IMU 기반에 적분 방식 속도 측정이 아닌 실제 유동으로부터 속도를 계산하는 피토관 시스템을 적용하여 비행 데이터 다각화 및 제어 시스템 개발의 기반을 마련할 수 있었다. ARES는 MAGA-III를 통해 축적한 경험과 검증된 설계 기반 위에, 향후 개발될 발사체들이 보다 정밀하고 신뢰성 있는 임무 수행 능력을 갖춘 고도화된 시스템으로 도약할 수 있을 것이라 확신한다.

아울러 보고서 작성에 큰 도움을 주신 성균관대학교 권오채 교수님, 김성민 교수님, 서종환 교수님께 감사의 말씀을 드립니다.

## 5. 참고문헌

- [1] M. Jang, T. Kim, H. Han, J. Yun, and H. Son, "RDX 입도에 따른 NEPE계 추진제 특성 연구," 한국추진공학회지, vol. 22, no. 3, pp. 40–45, 2018. doi:10.6108/KSPE.2018.22.3.040.
- [2] B. Djordjević, Z. Nađ, and B. Budić, "Laser ignition of solid rocket propellants," \*EJEETR\*, vol. 4, no. 8, pp. 8–12, Aug. 2019. [Online]. Available: <https://ej-eng.org/index.php/ejeng/article/download/2347/1039/9225>
- [3] C. Wu, Z. Nađ, and H. Li, "Research progress on crack propagation behavior of solid propellant," \*Advances in Engineering Technology Research\*, ISCTA, vol. 4, no. 2, pp. 45–50, 2022.
- [4] NASA, "Crack propagation and pressure rise in solid rocket motors," NASA Technical Report NTRS-19670030335, 1967. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19670030335/downloads/19670030335.pdf>
- [5] R. Nakka, "Potassium Nitrate-Sorbitol (KNSB) Propellant Preparation," Richard Nakka's Experimental Rocketry, 2025. [Online]. Available: [nakka-rocketry.net/sorb.html](https://www.nakka-rocketry.net/sorb.html) [oai\_citation:0\*nakka-rocketry.net]([https://www.nakka-rocketry.net/sorb.html?utm\\_source=chatgpt.com](https://www.nakka-rocketry.net/sorb.html?utm_source=chatgpt.com))
- [6] D. J. Martin, *Summary of Flutter Experiences as a Guide to the Preliminary Design of Lifting Surfaces on Missiles*, NACA Technical Note 4197, National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, DC, USA, Feb. 1958.
- [7] T. Snelling, *UKSEDS National Rocketry Championship 2024-25: NRC-TSN-001 Technical Specification*, UK Students for the Exploration and Development of Space (UKSEDS), Oct. 5, 2024. Verified by D. Reid, approved by J. Finn.
- [8] Shaw, R. "The Influence of Orifice Location and Geometry on Static Pressure Measurements." *Journal of the Royal Aeronautical Society*, Vol. 64, 1960, pp. 689–694.
- [9] 서준, 강은구, 김도해, 김진영, 전상호, 현기웅, "모델 발사체용 노즈콘 내장 피토관의 개발 및 검증," 한국추진공학회 2025년도 제64회 춘계학술대회 논문집, 한국추진공학회, pp. 178–190, 2025.