

대기 중 미세먼지 농도 측정을 위한 하이브리드 로켓 설계 및 제작

Design and Manufacture Hybrid Rocket for Measuring Atmospheric Fine Dust

박영훈^{1*}, 김기문¹, 이동완¹, 문희장¹, 김진곤¹
한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부¹

초 록

본 연구의 목적은 자체 설계 제작한 하이브리드 발사체를 이용하여 대기 중의 미세먼지를 측정하는데 있다. 대기 중의 미세먼지를 측정하기 위한 방법으로는 중량농도법을 이용하였으며, 미세먼지 측정을 위한 포집장치를 자체 제작하였다. 엔진은 5port의 HDPE(High Density Polyethylene)를 연료 그레이인으로 사용하였고 LN_2O (Liquefied Nitrous Oxide)를 산화제로 사용하였다. 압력, 가속도, GPS 등을 수집하며, 하이브리드 발사체의 동체는 FRP(Fiberglass Reinforced Plastics)로 제작한다. 전체 비행 시간은 총 95초로 예상되며, 연소시간은 3초, 고도는 800 m 이다.

1. 서 론

관측로켓은 우주 공간 또는 대기의 과학 관측이나 실험을 수행하기 위하여 장비를 탑재한 준궤도(Sub-orbital) 로켓으로 대기 밀도, 압력, 전리층 전자밀도 등 여러 가지 항목들을 관측할 수 있기 때문에 고층 대기 연구에 있어서 필수적이다. 이런 관계로 최근 국내외 연구기관에서는 관측 로켓에 대한 연구가 활발하게 이루어지고 있다. 기존의 관측로켓은 대부분 발사가 용이하다는 이유로 고체로켓을 사용하고 있다. 하이브리드 로켓의 경우, 액체 산화제와 고체 연료를 사용하는 로켓으로 재시동 및 추력의 조절이 가능하며 산화제와 연료가 분리되어있기 때문에 고체로켓에 비하여 추진제 누출 및 폭발 위험성이 없어 안전하다. 또한 액체로켓 시스템에 비해 디자인이 단순하여 제작이 용이하며 비용과 안전도 면에서 장점을 가지고 있다.

이러한 하이브리드 로켓의 장점으로 인해 한국항공대학교 HRPL(Hybrid Rocket Propulsion Laboratory)에서는 2009년부터 소형 하이브리드 로켓을 직접 설계 및 제작하고 발사를 수행해왔다. 따라서 본 연구는 하이브리드 추진 시스템을 소형 발사체에 적용하여 현재 환경에 심각한 문

제를 일으키고 있는 대기 중 미세먼지를 측정함으로써 하이브리드 발사체의 관측로켓으로서의 적용 가능성을 알아보았다.

2. 본 론

2.1 로켓 임무

본 연구에서는 하이브리드 엔진을 이용하여 대기 중 미세먼지 농도를 측정하는 것을 임무로 한다. 따라서 미세먼지 포집을 위한 목표고도 800m로 설정하였고, 자체 제작한 미세먼지 포집 장치는 로켓의 최고높이에서 사출되어 로켓과 분리된 상태로 낙하하며 미세먼지를 포집한다.

Table 1 Rocket Mission

Altitude	800 m
Measurement Data	Pressure
	Acceleration
	GPS
	Flight video
	Fine Dust

2.2 로켓 내탄도 해석 및 엔진 설계

하이브리드 로켓의 엔진을 설계하기 위하여 내탄도 해석을 수행하였다. 미세먼지 포집을 위한 목표고도 800m로 설정하였고 연료는 HDPE, 산화제는 자발가압 특성이 좋아 별도의 가압장치가 필요 없는 N_2O 를 사용하여 추력 50kgf급 엔진을 설계하였다. 설계 세부사항은 Table 2에 나타나 있다.

Table 2 Design condition

Engine	Hybrid
Stage	Single-stage
Fuel	HDPE
Oxidizer	LN_2O
Grain Port Number	5 port
Thrust	50 kgf
Oxidizer Tank Pressure	55 bar
Chamber Pressure	35 bar
Burn Time	3 sec

2.2.1 후퇴율 관계식

하이브리드 로켓의 후퇴율은 산화제 및 연료의 종류, 연료 그레이인의 형상, 산화제 분사 형태 등 다양한 요인에 의해 변한다.

선행 연구의 경우 연료로 HDPE와 산화제로 LN_2O 를 이용하여 후퇴율에 관한 연구가 수행되었다. 일반적으로 port 수 증가에 따라서 후퇴율이 증가하는 경향을 보였으나 3port 이상(3,4,5,7 port)에서의 후퇴율은 한 그룹을 이루는 것을 살펴볼 수 있었다. Fig. 1 은 포트 수에 따른 평균 산화제 질량유속에 대한 후퇴율 그래프이다.[1]

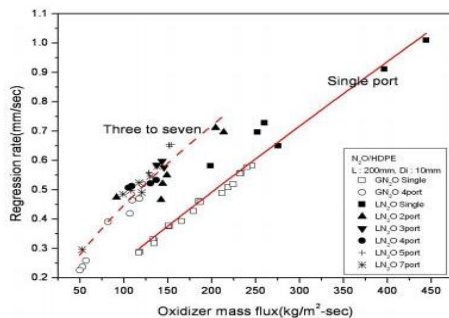


Fig. 1 Comparison of overall regression rate with port number[1]

본 연구에서는 설계목표를 5port로 선정하였기 때문에, 내탄도 설계를 수행하기에 앞서 요구되는 후퇴율은 다음과 같은 식 (1)을 사용하였다.

$$\dot{r} = a G_{ox,avg}^n = 0.01 G_{ox,avg}^{0.83} \quad (1)$$

2.2.2 로켓 엔진 설계

로켓의 엔진은 화학평형 코드 CEA (Chemical Equilibrium with Applications) [2]를 통해 얻은 연소실 압력, 추력, 추력계수 데이터를 이용하여 설계하였다. 로켓 엔진의 노즐, 연료 그레이인, 인젝터 등을 설계 시에 사용된 모든 CEA해석 데이터는 특성속도 C^* 가 가장 높은 1438.86m/s에서의 O/F비 9일 때를 기준으로 하였다.

2.2.2.1 노즐 설계

연소기의 노즐은, 원추형 노즐로 설계하였으며, 노즐 출구는 CEA 해석을 통하여 얻어진 팽창 비를 이용하여 설계하였다. 원추형 노즐의 경우 노즐 확산부의 반각이 통상 $12\sim 18^\circ$ 의 각도를 갖는다.[3] 따라서, 노즐 확산부의 반각을 15° 로 설계하였다.

2.2.2.2 연료 그레이인 설계

위의 식 (1)과 CEA해석에서 특성속도, 연소효율 그리고 앞서 설계한 노즐 목 면적을 이용하여 연료 질량 유량을 계산하였다. 계산된 연료 질량 유량을 이용하여 연소될 연료 부피와 후퇴율 식을 이용하여 계산된 연소 후 포트직경을 예측하여 최종적으로 연료 그레이인의 길이를 설계하였다.

Table 3 Configuration of Grain

Grain	
Material	HDPE
Port Num.	5
Outer Diameter	60 mm
Initial Port Diameter	10 mm
Length	107 mm

2.2.2.3 인젝터 설계

본 연구에서는 Shower Head 방식의 인젝터를 설계하였다. Shower Head 방식은 액체 산화제

의 미립화에 효과적이며, 설계와 가공이 용이하다. 인젝터의 홀 면적은 CEA 해석을 통하여 도출된 산화제 질량 유량 데이터를 기반으로 설계하였고, 홀의 개수는 설계 시 가공의 용이성을 고려하여 각 홀 당 직경이 1.5mm 가 되는 홀의 개수 4개로 설계하였다.

2.2.3 지상연소실험

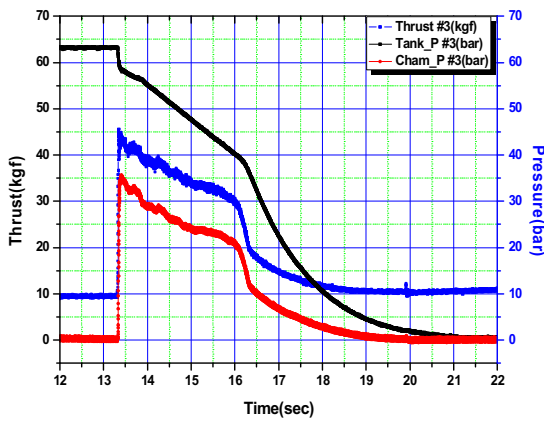


Fig. 2 Thrust and Pressure Curve

설계한 내탄도 해석 결과를 이용하여 로켓 엔진을 제작하였으며, 지상연소실험은 설계된 하이브리드 발사체의 연소기를 조립하여 수직방향 테스트를 통해 엔진의 성능을 확인하였다.

Fig. 2는 지상연소실험으로부터 측정된 추력, 산화제탱크압력, 연소실압력의 시간에 따른 변화를 각각 나타내고 있다. 연소는 설계연소시간과 같이 약 3초간 진행되었고, 평균추력은 37kgf로 측정되었으며, 이는 목표치 대비 74%에 해당하는 수치이다.

2.3 외탄도 해석 및 외형 설계

2.3.1 로켓 외형 설계

로켓의 제원으로, 길이는 엔진 및 산화제 탱크 0.75m, 페이로드 0.2m, 사출장치 및 낙하산 0.425m, 노즈콘 0.225m를 포함한 로켓 전체 길이 1.6m로 설정하였으며, 무게는 산화제 탱크 및 엔진 무게 3.8kg, 페이로드 0.675kg, 낙하산 및 사출장치 0.9kg, 외부동체 1.325kg으로 전체 무게 6.7kg로 설계하였다. 엔진 및 산화제 탱크 직

경은 0.089m로 외부 동체 두께 2mm를 포함한 동체 직경은 0.093m 로 설계하였다. 따라서, 세장비는 17.2가 되며, 무게중심과 압력중심은 각각 노즈콘 끝으로부터 0.98m 와 1.19m 지점에 위치한다. 정적 마진 값은 1.80으로 설정하여 안정성을 부여하였으며 그에 따른 핀을 제작하였다.

Table 4 Configuration of Flight model

Length	1.6 m
Weight	6.7 kg
Body Tube Diameter	0.093 m
Slenderness Ratio	17.2
C.G (Center of Gravity)	0.98 m (from the nose tip)
C.P (Center of Pressure)	1.19 m (from the nose tip)
Static Margin	1.80

2.3.2 비행 시뮬레이션

로켓의 비행궤도를 예상하고 목표 고도에 도달하기 위해 Rocksim[4] 프로그램을 사용하여 해석하였다. 평균추력 36kgf 의 엔진을 사용하였으며, 발사조건으로 기상청의 데이터를 참고하여 기온 28℃, 발사각은 80° 로 설정하였다.

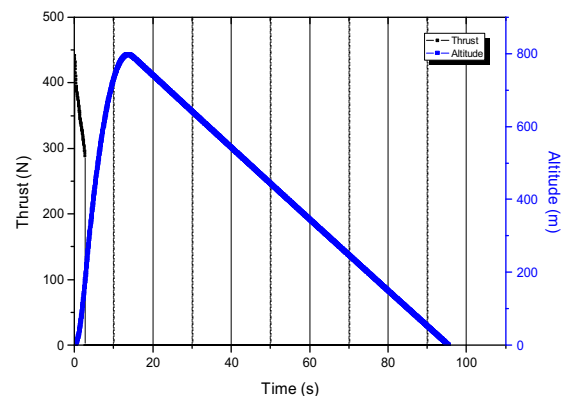


Fig. 3 Rocket Trajectory Analysis

Rocksim 프로그램의 시뮬레이션 결과 로켓이 도달하는 최대 고도는 797.32m 로 측정되었으며, 지면과 평행한 방향으로 333.1m 이동함을 알 수 있었다. 비행 중 도달하는 최고 가속력과 속력은 각각 56.22m/s² 과 122.52m/s 이며,

정점에 도달하는데 소모되는 시간은 13.65 sec로 나타났다. 정점에서 낙하산이 펼쳐지도록 시물레이션 한 결과 로켓의 발사 시점으로부터 지면에 착지할 때 까지 소모되는 시간은 95.45sec임을 알 수 있다.

Table 5 Flight Data

Max Altitude	797.32 m
Range	333.1 m
Max Acceleration (magnitude)	56.22 m/s ²
Max Velocity (magnitude)	122.52 m/s
Flight Time	95.45 sec
Time to apogee	13.65 sec

2.4 낙하산 및 사출장치 설계 및 제작

관측 로켓의 데이터를 획득하기 위해서는 하이브리드 발사체의 안전한 회수가 이뤄져야 한다. 따라서 낙하산이 필수적이고 이를 사출하기 위한 사출장치가 요구된다.

본체 낙하산을 설계할 때 가장 먼저 고려해야 되는 수치인 낙하속도는 로켓이 지면에 착지할 때 파손되지 않게 하기 위하여 8m/s로 설정하였으며 이를 결정함에 따라 낙하산의 면적을 다음의 식 (3)을 이용하여 계산해 낼 수 있다.[5]

$$S = \left(\frac{2 \times g_0 \times m_r}{\rho_{air} \times C_D \times V^2} \right) \quad (3)$$

여기서 공기의 밀도(ρ_{air})는 1225g/m³를 사용하였고, V 는 낙하속도이다. 낙하산의 형상은 정육각형으로 설계했으며 직경은 약 1.7m로 계산해 낼 수 있다.

사출장치는 본체 낙하산을 사출하는 것 이외에도 미세먼지 포집장치를 사출시켜야 한다. 비행방향과 나란하게 사출할 경우에 길이가 20cm에 달하는 미세먼지 포집장치를 본체 낙하산과 함께 축 방향으로 사출해야 하는데 이 경우 로켓 내부에서 이동하는 거리가 매우 길어지며 신뢰도 또한 상대적으로 낮아질 것으로 판단되었다. 따라서 비행방향과 수직하게 사출하는 방식으로 채택하였다.

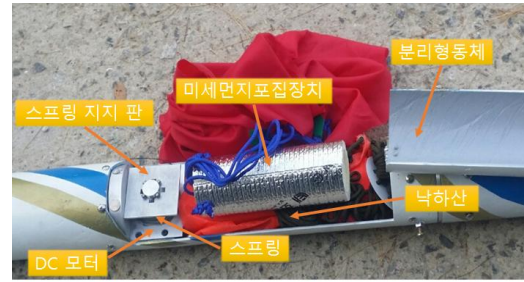


Fig. 4 Parachute and Components of Ejector

Fig. 4는 제작이 완료된 낙하산 및 사출장치로써 다음과 같이 동체 연결부, DC모터, 스프링, 스프링 지지 판으로 구성된다. 스프링이 압축된 상태에서 DC모터가 작동하면 스프링의 탄성력으로 스프링지지 판을 밀어내면서 사출이 진행된다.

2.5 로켓 Payload 설계 및 제작

본 연구에서는 로켓 비행 데이터 측정 및 수집과 로켓의 회수를 위한 전자 장치를 직접 설계, 제작하였다. 로켓의 가속도와 자세를 측정하기 위한 3축 가속도 센서, 위치 측정을 위한 GPS모듈 그리고 고도 측정을 위한 압력센서가 사용되었다. 신뢰성 있는 데이터 저장을 위해 페이로드에 RF모듈과 SD-card writer를 장착하여 유선과 무선으로 동시에 데이터를 저장하도록 하였다.

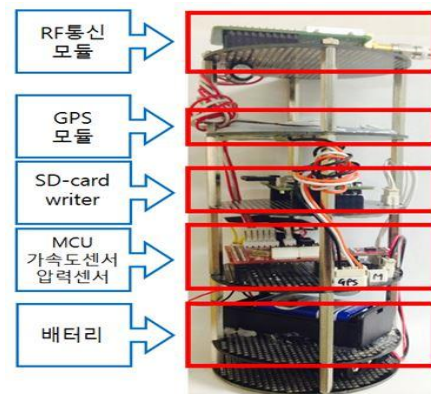


Fig. 6 Components of Payload

MCU는 Atmega128모듈을 사용하였다. GPS모듈을 통해 위성으로부터 받은 NMEA방식의 데이터를 MCU로 전송한다. 전송된 데이터 중 위도,

경도 데이터만 파싱(Parsing)하여 RF모듈과 SD-card에 전송, 저장된다. 3축 가속도 센서와 압력 센서는 아날로그 신호로 들어오기 때문에 MCU에 내장된 A/D convertor를 사용하여 디지털 신호로 바꾸어 RF모듈과 SD-card에 전송, 저장된다.

MCU등 모든 장치들은 안정적인 5V를 필요로 하여 적합한 전원을 공급하기 위하여 전원모듈을 사용하였다. Fig. 6은 제작이 완료된 Payload의 모습이다.

Fig. 7은 Payload를 통하여 지상에서 데이터를 받은 결과로서 압력과 가속도는 각각 지상에서의 압력과 z축이 지면과 수직인 결과를 얻었고 GPS 데이터는 항공대를 위치(37° 36' 04.8" N, 126° 51' 54.4" E)로 하여 측정한 값으로써 실제 항공대 GPS와 측정된 GPS값(Lat=3735.90173 LON=12651.1)을 비교한 결과 거의 일치함을 확인하였다.

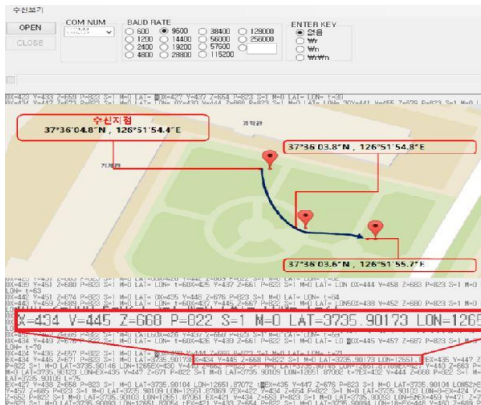


Fig. 7 Received Test Data from Payload

2.6 미세먼지 포집장치

본 연구에서는 입자의 크기가 5 μm 이하인 미세먼지(PM5)를 측정하는 데에 목적이 있다. 따라서 Fig. 8과 같은 기존의 미세먼지 중량농도법을 하이브리드 로켓에 의해 목표고도에서 사출되어 낙하하는 동안 미세먼지를 포집할 수 있도록 Fig. 9와 같이 단순화 시키고 설계하여 제작하였다. 별도의 흡입펌프 없이 미세먼지 포집장치가 낙하하면서 공기가 여과지를 통과하게 되어 여과지에 공기 중의 미세먼지가 포집된다.

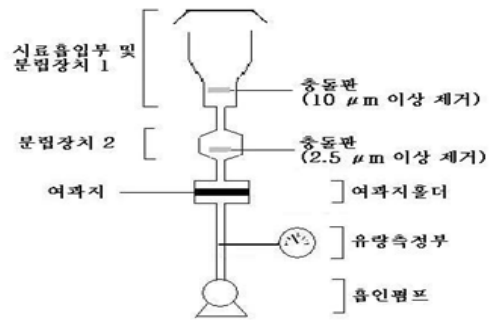


Fig. 8 Components of Atmospheric-Gravimetric Measurement System

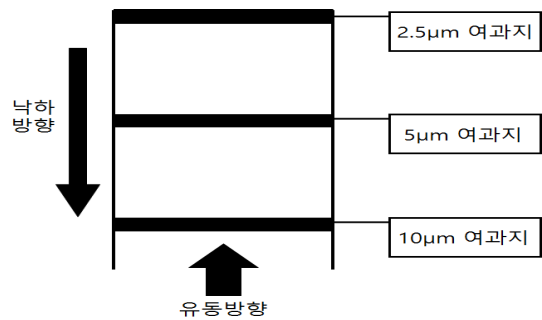


Fig. 9 Components of Simplified Atmospheric-Gravimetric Measurement System

2.6.1 미세먼지 농도 계산

입자의 크기가 5 μm 이하인 미세먼지(PM5)의 농도는 $\mu\text{g}/\text{m}^3$ 으로 표시하고 미세먼지 포집 전후 2.5 μm 여과지의 무게를 측정하여 식 (4)와 같이 계산한다.[6]

$$PM5 = \frac{W_f - W_i}{V_a} \quad (4)$$

- PM5 : PM5의 질량농도 ($\mu\text{g}/\text{m}^3$)
- W_f : 포집 후 여과지 무게 (μg)
- W_i : 포집 전 여과지 무게 (μg)
- V_a : 여과지를 통과한 공기의 부피 (m^3)

2.6.2 미세먼지 측정 장치 제작

하이브리드 로켓의 추력과 낙하의 안전성을 고려하여 무게를 줄이기 위해 가벼운 소재인 스티로폼과 PVC를 재료로 제작하였다.



Fig. 10 The Location of Go-heung Aviation Center

Fig. 10와 같이 로켓을 발사하는 장소인 고흥항공센터의 주변이 논이라는 점에서 물에 가라앉지 않고 포집 전후의 무게를 측정해야 하는 2.5 μm 여과지가 물에 젖지 않도록 설계 및 제작하였다.

미세먼지 측정 장치 단면의 모습은 Fig. 11과 같이 물에 뜨기 위해 38mm PVC 안과 밖을 스티로폼으로 채우고 여과지는 무게 측정을 위한 분리를 쉽게 하기 위해 1cm \times 1cm 정사각형으로 제작하였다.

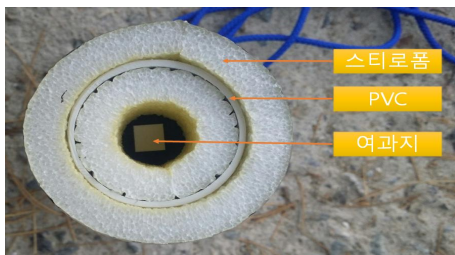


Fig. 11 The Cross-section of Simplified Atmospheric-Gravimetric Measurement System

미세먼지 측정 장치의 낙하산은 로켓의 사출 이후 지면까지 충분한 포집과 지면과의 충격량을 고려하여 3m/s의 낙하속도를 설계기준으로 삼고 항력계수 0.75인 낙하산의 면적(S)을 식 (3)과 같이 계산한다.

그 결과 미세먼지 측정 장치의 낙하산 면적은 0.187m²이다. 미세먼지 측정 장치의 최종 설계 제원은 Table 6 과 같고, Fig. 12은 제작이 완성된 미세먼지 측정 장치의 모습이다.

Table 6 Configuration of Simplified Capturing dust System

Weight	96 g
Length	200 mm
Drop Velocity	3 m/s
Area of Parachute	0.187 m ²



Fig. 12 Components of Simplified Atmospheric-Gravimetric Measurement System

2.7 최종 로켓 형상

Figure. 13 은 최종적으로 완성 된 하이브리드 로켓 형상이다. 각 부분의 설계 및 제작이 완료되었으며, 현재 발사 예정에 있다.

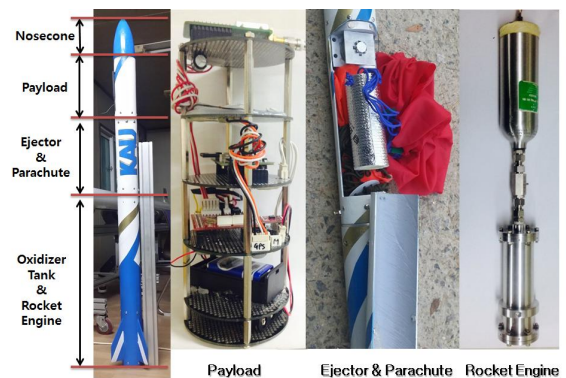


Fig. 13 Assembly of Hybrid Rocket

Fig. 14 Configuration of Hybrid Rocket

	Length (m)	Weight (kg)
Total	1.6	6.8
Payload	0.2	0.675
Ejector & Parachute	0.425	0.9
Oxidizer Tank & Engine	0.75	3.8
Nose cone	0.225	0.5
Capturing dust System	0.2	0.096
Body Tube Diameter	0.093 m	
Slenderness Ratio	17.2	

3. 결론

본 연구의 목적은 자체 제작한 하이브리드 발사체를 이용하여 고도 800m로부터 대기 중의 미세먼지를 측정하는데 있다.

지상연소실험으로부터 측정된 추력은 목표추력에 미치지 못하였으나 그 외의 변수들은 이론적인 값들에 근접하게 도출되었으며, Rocksim 프로그램을 이용하여 지상연소실험을 통해 얻어진 추력 36kgf로 해석한 결과 목표 고도인 797m에 도달하는 것을 확인하였다.

발사체에 적용할 미세먼지 측정을 위한 포집 장치는 자체 제작 완료하였으며 사출장치 구동 테스트 및 미세먼지포집장치 낙하 테스트를 완료하였다.

발사 후에는 Payload를 통한 비행 데이터를 획득하여 본 연구에서 분석한 외탄도 해석의 결과와 비교 분석이 필요할 것이며, 미세먼지 포집과정 후 회수한 포집장치의 내부에 있는 여과지의 무게 변화량을 통해 대기 중 미세먼지의 농도(PM5 이하)를 측정할 예정이다.

후 기

“이 논문은 2014년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (NRF-2013M1A3A3A02042277).”

참고문헌

- [1] Gi-hun Kim, 2010 “A Study on Combustion Characteristic of the Cylindrical Multi-port Grain for Hybrid Rocket motor using PE/ N_2O ”
- [2] National Aeronautics and Space Administration “Chemical Equilibrium with Applications”
- [3] George P.Sutton, Oscar Biblarz. 2001, “Rocket Propulsion Elements”, 7th edition, John Wiley & Sons, Inc.
- [4] Apogee Components, “ROCKSIM v9.0”
- [5] Van Milligan, Timothy S, 2008, "Model Rocket Design and Construction," 3rd edition, Apogee Component, 3355 Fillmore ridge Heights, colorado Springs
- [6] Ministry of Environment , Fine Particulate Matter (PM-2.5) in the Atmosphere -Gravimetric Measurement Method