하이브리드로켓 모터 및 고체로켓 모터를 이용한 2단 로켓 설계

Design Of 2-Stage Rocket Using Hybrid Rocket Motor and Solid Rocket Motor

고수한[1]*, 김영진[1], 문성균[1], 변민욱[1], 유지승[1], 김가람[1], 김민철[1], 박종수[1], 문희장[1], 김진곤[1]
한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부[1]

초 록

본 연구에서는 하이브리드로켓 모터와 고체로켓 모터를 이용하여 목표 고도 $1km$인 2단 로켓 설계를 수행하였다. 비행 시나리오는 총 비행시간 51.59초, 1단부 로켓 연소시간은 3초이며 연소 종료 후 3초 뒤 단 분리를 수행하여 2단부 로켓 점화가 이루어져 총 3초간 연소가 진행된다. 1단부 모터는 하이브리드로켓으로써 5port의 HDPE를 연료 그레인으로 사용하였고 LN_2O를 산화제로 사용하였다. 2단부 모터는 고체로켓으로 KNSB(Sorbitol/KNO_3)추진제를 사용하였다. 단 분리는 영전자석을 이용하여 분리하며 2단부 모터의 점화는 광학 센서와 니크롬선 점화방식을 이용하여 점화하도록 설계하였다. 비행하는 동안 AVR를 이용해 압력, 가속도, GPS 등의 자료를 수집할 수 있도록 설계하였다.

1. 서 론

하이브리드로켓은 고체로켓에 비해 비추력이 높고 산화제와 연료가 분리되어 있어 폭발의 위험성이 적으며 추력조절이 용이한 장점을 가지고 있다. 본 연구는 하이브리드로켓의 2단 로켓시스템 적용을 위한 첫 번째 단계로 단 분리 시스템 및 2단 로켓에 요구되는 시스템 설계를 하는데 그 목적이 있다. 이를 위해 목표 고도 $1km$인 2단 소형 로켓 설계를 수행하였으며 1단부는 하이브리드로켓을 이용하고 2단부는 로켓의 전체중량과 디자인의 단순성을 고려하여 제작하기 용이한 고체로켓 모터로 선정하였다.

2. 본 론

2.1 로켓 임무

본 연구의 목적은 하이브리드로켓 모터와 고체로켓 모터를 이용하여 목표 고도 $1km$인 2단 로켓을 설계하는 것을 목표로 하며 2단 로켓시스템 설계 시 소요되는 각 구성품별 주요 변수를 분석하는데 있다.

2.2 2단부 고체로켓 모터 내탄도 해석 및 설계

2단부 고체로켓 모터를 설계하기 위하여 내탄도 해석을 수행하였다. 연료는 Sorbitol, 산화제는 KNO_3를 사용하여 추력 $15kgf$급 엔진을 설계하였다. 설계 세부사항은 Table 1과 같다.

Table 1 Design condition

Motor Type	Solid rocket
Fuel	Sorbitol
Oxidizer	KNO_3
Thrust	15 kgf
Chamber Pressure	20 bar
Atmospheric Pressure	1 bar
Burn Time	3 sec

2.2.1 2단부 노즐 설계

연소기의 노즐은 CEA(Chemical Equilibrium with Applications)[1] 해석을 통하여 얻은 데이터와 식(1)~(3)을 통해 설계하였다. 노즐 수축부의 각은 45°, 확산부의 각은 15°로 설계하였다

$$A_t = \frac{F}{P_0 \times C_f} \quad (1)$$

(A_t = 노즐 목 면적, F = 추력, P_o = 연소실 압력)

$$A_e = \epsilon \times A_t \quad (2)$$

(A_e = 노즐 출구 면적, ϵ = 팽창비($\frac{A_e}{A_t}$))

$$L_n = \frac{D_e - D_t}{2\tan 15^o} \quad (3)$$

(L_n = 노즐 확산부 길이, D_e = 노즐 출구 직경 , D_t = 노즐 목 직경)

2.2.2 2단부 연료 그레인 설계

Richard Nakka's Experimental Rocketry Website[2]에서 발췌한 데이터를 이용하여 후퇴율 식(4)을 도출하였고 이를 이용하여 연료 그레인 설계를 진행하였다.

$$\dot{r} = aP^n = 7.852\,P^{-0.013} \quad (4)$$

후퇴율과 CEA 해석으로부터 도출된 특성 배기속도, 비추력 그리고 설계된 노즐 데이터와 식(5)~(8)을 통해 고체로켓 연료 그레인을 설계하였으며 그 결과는 Table 2와 같다.

$$Web = \dot{r} \times t_b \quad (5)$$

(Web = 웹 두께, $\dot{r}$ = 후퇴율, t_b = 연소시간)

$$\overline{A_b} = \frac{A_o + A_i}{2} \quad (6)$$

($\overline{A_b}$ = 평균 연소면적, A_o = 최종 면적, A_i = 초기면적)

$$L = \frac{2\overline{A_b} - \frac{\pi}{2}(D_o^2 - D_i^2) - 2\pi D_o \times Web}{\pi(D_i + D_o)} \quad (7)$$

(L = 연료 그레인 길이, D_i = 초기 직경, D_o = 최종 직경)

$$m_b = \frac{\pi L \rho}{4}(D_o^2 - D_i^2) \quad (8)$$

(m_b = 추진제 질량)

Table 2 Configuration of Grain

Grain	
Propellant	Sorbitol & KNO_3
Mass	395 g
Outer Diameter	65 mm
Grain Port Diameter	18 mm
Length	80 mm

2.3 지상 연소 실험

설계한 내탄도 해석 결과를 토대로 로켓 모터를 제작하였으며, 수직 방향 테스트를 통해 성능을 확인하였다.

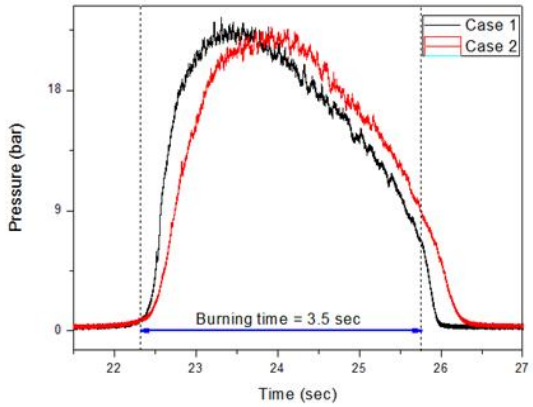

Fig. 1 Pressure Curve

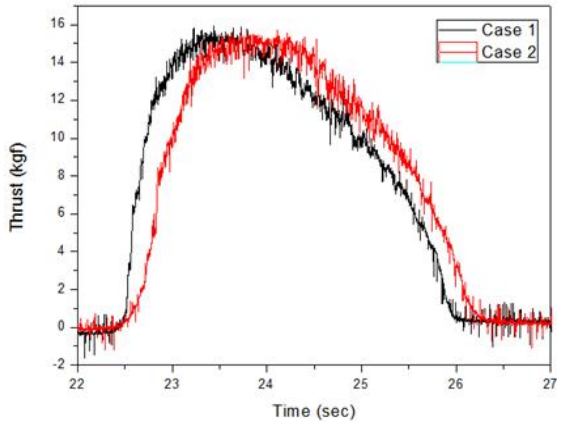

Fig. 2 Thrust Curve

Fig. 1과 Fig. 2는 각각 지상 연소실험으로부터 측정된 압력과 추력의 시간에 따른 변화를 나타낸 그래프이다. 연소시간은 초기 설계치 보다

약 0.5초 증가하였으며 평균추력은 $10.6kgf$로 측정되었다. 충격량(total impulse)은 $37.1kgf \cdot s$로서 설계치 대비 82%에 해당하는 실험결과가 도출되었다.

2.4 1단부 하이브리드로켓 모터 내탄도 해석 및 설계

하이브리드로켓 모터를 설계하기 위하여 내탄도 해석을 수행하였다. 총 목표 고도를 $1km$로 설정하였고, 연료는 HDPE, 산화제는 별도의 가압장치가 필요 없는 LN_2O를 사용하는 추력 $50kgf$급 하이브리드 모터를 설계하였다. 설계 세부사항은 Table 3과 같다.

Table 3 Design condition

Motor Type	Hybrid rocket
Fuel	HDPE
Oxidizer	LN_2O
Grain Port Number	5 port
Thrust	50 kgf
Oxidizer Tank Pressure	50 bar
Chamber Pressure	35 bar
Atmospheric Pressure	1 bar
Burn Time	3 sec

2.4.1 후퇴율 관계식

하이브리드로켓의 후퇴율은 다음과 같은 식에 의해 결정된다.

$$\dot{r} = aG_{ox,avg}^{n} \tag{9}$$

일반적으로 port 수 증가에 따라서 후퇴율이 증가하는 경향을 보이나 3port 이상에서의 후퇴율은 큰 차이를 보이지 않는다는 선행연구결과 [3]를 이용하여 후퇴율 관계식을 도출하였다. Fig. 3은 port 수에 따른 평균 산화제 질량 유속에 대한 후퇴율 그래프이다.

본 연구에서는 5port로 선정하였기 때문에, 요구되는 후퇴율은 다음과 같은 식을 사용하였다.

$$\dot{r} = a\,G_{ox,avg}^{n} = 0.01\,G_{ox,avg}^{0.83} \tag{10}$$

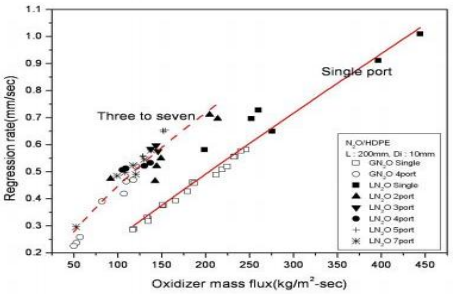

Fig. 3 Comparison of overall regression rate with port number [3]

2.4.2 1단부 노즐 설계

1단부 노즐은 2단부 모터와 같이 노즐의 수축부의 각은 45° , 확산 부의 각은 15° 로 설계하였다. 노즐 목 직경, 출구 면적 그리고 노즐 길이를 식(1)~(3)를 이용하여 설계하였다.

2.4.3 1단부 연료 그레인 설계

1단부 하이브리드로켓 연료 그레인 설계는 고체로켓 모터의 연료 그레인 설계와 유사한 방법으로 설계하였고 식(5)~(8)을 이용하여 하이브리드로켓 연료 그레인을 설계하였으며 그 결과는 Table 4와 같다.

Table 4 Configuration of Grain

Grain	
Fuel	HDPE
Port Number	5
Outer Diameter	61 mm
Initial Port Diameter	10 mm
Final Port Diameter	17.11 mm
Length	110 mm

2.4.4 인젝터 설계

본 연구에서는 액체 산화제 미립화에 효과적이고 제작이 용이한 Shower Head 방식의 인젝터를 선정하여 설계를 진행하였다. CEA 해석을 통하여 선정된 O/F비, O/F=9를 기반으로 산화제 유량을 구하고 이를 기반으로 인젝터를 설계하였다. 그리고 인젝터 홀 면적은 압력 차이에 따른 질량 유량을 통해 도출하였다. 홀의 개수는 설계 시 가공의 용이성을 고려하여 홀 당 직경이 $1.8mm$가 되는 홀의 개수 4개로 설계하였다.

2.5 외탄도 설계

로켓의 전체 길이는 노즈 콘 $0.2m$를 비롯하여 3개의 동체를 포함하여 총 길이를 $2.070m$로 설정하였고, 무게는 1단부 모터 $5.245kg$, 2단부 모터 $2.387kg$, 낙하산 및 사출장치 $1.2kg$, 그리고 영전자석 및 기타 부품 $5.727kg$으로 총 $14.559kg$로 설계하였다. 단 분리 전 무게 중심은 노즈 콘으로부터 $1.281m$에 위치하고 압력 중심은 $1.469m$에 위치하여 정적 마진 값은 1.650로 안정성을 확보하였다. 단 분리된 후 무게 중심은 $0.671m$, 압력 중심은 $0.808m$로 정적 마진 값은 1.200으로 단 분리 후에도 안정성을 확보할 수 있도록 설계하였다.

Table 5 Configuration of Flight model

Length	2.070 m
Weight	14.6 kg
Body Tube Diameter	0.144 m
Slenderness Ratio	14.375
Before Stage Separation C.G (Center of Gravity)	1.281 m (from the nose tip)
Before Stage Seperation C.P (Center of Pressure)	1.470 m (from the nose tip)
1st Static Margin	1.650
After Stage Separation C.G (Center of Gravity)	0.671 (from the nose tip)
After Stage Separation C.P (Center of Pressure)	0.808 (from the nose tip)
2nd Static Margin	1.200

2.6 비행 시뮬레이션

로켓의 예상 비행궤도와 목표 고도에 도달하였는지 확인하기 위해 Rocksim[4] 프로그램을 사용하여 외탄도 해석을 수행하였다. 1단 로켓의 추력은 설계 값인 평균추력 $50kgf$를 사용하였고, 2단 로켓의 추력은 지상 연소실험에서 얻은 데이터를 사용하였다. 발사조건으로는 기상청 연평균 데이터를 바탕으로 기온 28℃, 평균 풍속 $1.5m/s$, 발사각은 95° 로 설정하였다.

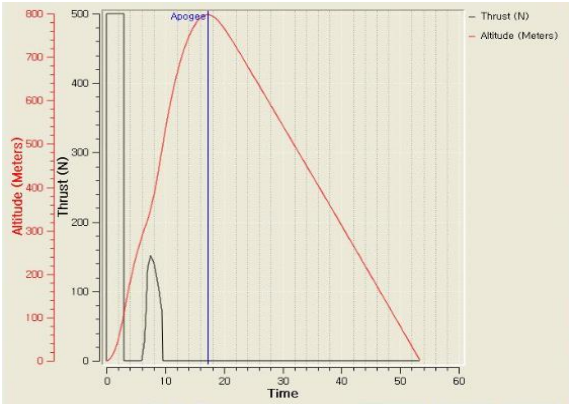

Fig. 4 Rocket Trajectory Analysis

Fig. 4는 시뮬레이션 결과를 나타내며 로켓의 최대 고도는 $797.77m$이고, 최대 고도 도달 시간은 $17.24s$로 도출되었다. 1단과 2단이 분리되는 시간은 1단의 연소가 종료된 후 3초 뒤로 설정하였고 고도는 $285.397m$로 예측되었다. 로켓의 수평도달거리는 $216.22m$이며 총 비행시간은 52.50초로 해석되었다.

Table 6 Flight Data

Max Altitude	797.77 m
Range	216.22 m
Max Acceleration	24.99 m/s²
Max Velocity	84.23 m/s
Flight Time	52.20 sec
Time to apogee	17.24 sec

2.7 단 분리 시스템

1단과 2단의 단 분리는 영전자석을 사용해 분리되도록 설계하였다. 영전자석에 전원이 공급되었을 때 자성을 잃는 원리를 이용하여 로켓이 최고 고도에 도달했을 때 relay module을 통해 전원을 공급하여 단 분리가 이루어지도록 설계하였다. 발사 후 점퍼 케이블이 분리되면서 AVR에 하강 엣지 트리거 신호가 입력되고 그 후 6초 후 AVR로부터 릴레이 모듈에 $5V$가 출력이 된다. 그 후, 영전자석에 전원이 입력되면서 단 분리가 이루어진다. 전체적인 시스템은 Fig. 5와 같다.

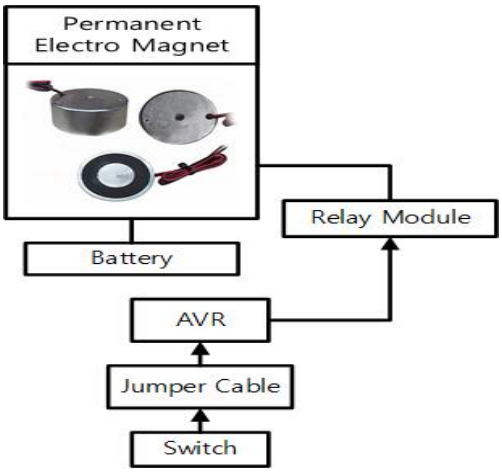

Fig. 5 Stage Separation System

2.8 점화 시스템

1단부 모터는 지상에서 KNSB 추진제를 이용하여 점화를 하는 방식을 채택하였으나 2단부는 로켓 비행 중에 점화가 이루어져야 하므로 별도의 점화 시스템을 필요로 한다. 본 연구에서 사용된 2단 공중 점화시스템의 개략도는 Fig. 6과 같다.

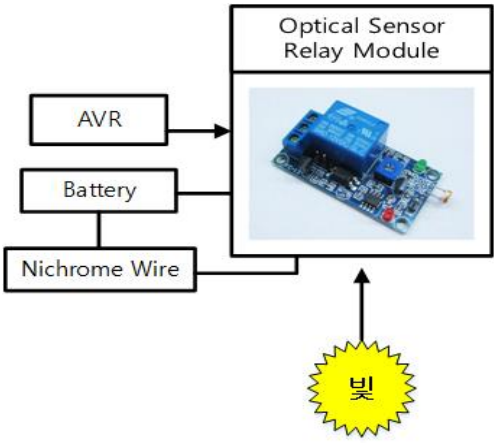

Fig. 6 2-Stage Ignition System

단 분리가 수행되면 2단부 로켓 하단에 있는 광학 릴레이 모듈의 광학 센서가 빛을 감지한다. 빛을 감지한 광학 센서로 인해 광학 릴레이 모듈이 작동되어 니크롬선 저항이 가열되고 점화가 이루어지는 시스템을 이용하여 2단부 모터 점화를 수행하는 시스템으로 구성하였다.

3. 결 론

본 연구에서는 하이브리드로켓 모터와 고체로켓 모터를 이용하여 목표 고도 1km인 2단 로켓 설계를 수행하였다.

2단 고체로켓 모터의 지상 연소실험으로부터 측정된 추력과 총 충격량을 이용하여 1단 하이브리드 로켓 모터의 설정한 평균추력 값을 이용해 Rocksim 프로그램으로 외탄도 해석을 수행하였다. 해석 결과 목표 고도에 도달하지 못함을 확인하였으며 추후 1단의 설계를 수정함으로써 목표 고도인 $1km$에 도달하도록 할 계획이다.

1단과 2단의 분리는 영전자석을 이용하여 설계하였으며 2단의 점화는 광학 센서를 이용하여 단 분리가 수행된 후 점화가 되도록 시스템을 구성하였다. 추후 1단부 로켓의 지상연소시험과 단 분리 시스템 및 점화 시스템 점검이 끝난 후 2단 로켓의 비행시험을 수행함으로써 2단 로켓시스템을 구성하는 각 모듈별 세밀한 분석이 뒤 따를 예정이다.

후 기

“이 논문은 정부(미래창조과학부)의 제원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (NRF-2013M1A3A3A02042277)”

참고문헌

[1] National Aeronautics and Space Administration “Chemical Equilibrium with Applications”

[2] Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site "KN-Dextrose & KN-Sorbitol Propellants Burn rate Exprimentation

[3] Gi-hun Kim, 2010 “A Study on Combustion Characteristic of the Cylindrical Multi-port Grain for Hybrid Rocket motor using PE/N_2O ”

[4] Apogee Components, “ROCKSIM v9.0”

[5] Chol Hui Park, Keun Ju Moon, 1974, "On the Stage-Optimization of the Multi-Stage Rocket", The Korean Society of Mechanical Engineers

[6] George P.Sutton, Oscar Biblarz. 2001, “Rocket Propulsion Elements” , 7th edition, John Wiley & Sons, Inc.