

하이브리드 로켓 추진 시스템의 혼합 연소실 적용에 따른 Trade-off 평가

김학철¹ · 문근환¹ · 문희장¹ · 김진곤^{1,†}

¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

Trade-off Evaluation due to Application of Mixing Chamber for Hybrid Rocket-Propulsion System

Hakchul Kim¹, Keunhwan Moon¹, Heejang Moon¹ and Jinkon Kim^{1,†}

¹Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract : The intermediate mixing chamber is one of various methods for improving the regression rate and combustion efficiency of the hybrid rocket. The mixing chamber with its non-combustible material makes the propulsion performance increase, but it leads to a low fuel-loading density in the combustion chamber; therefore, this performance-related trade-off between the mixing chamber and the low fuel-loading density was studied. In this study, the trade-off was conducted by comparing the intermediate-mixing-chamber case with a w/o-mixing-chamber case. The small hybrid-sounding rocket is designed with internal ballistics for comparing the rocket length to the weight. In addition, an external ballistic analysis was conducted for comparing the performances of the w/- and w/o-mixing-chamber cases. As a result, the intermediate-mixing-chamber case shows that the length and the weight were decreased to 12 % and 8 %, respectively; furthermore, when compared with the normal cases, the estimated altitude result of the w/-mixing-chamber case was increased to approximately 75 m.

Key Words : Hybrid Rocket, Mixing Chamber, GOx, High-density PolyEthylene, Regression Rate, Trade-off

1. 서 론

21세기 우주 탐사 시대를 맞이하여 우주 기술 선진국들은 우주 탐사가 가능한 다양한 발사체 기술 개발에 노력을 기울이고 있다. 우주 발사체 개발 기술 확보는 국방 및 국가 위상과도 밀접한 관련이 있기에 기술 선진국에서는 기술 유출을 철저히 차단하고 있어 기술 격차를 줄이기가 쉽지 않다. 이에 우주 기술 후발국들은 선진국과의 기술 격차가 크지 않고 기술 개발 난이도가 높지 않아 단기간에 저비용으로 개발이 가능한 하이브리드 로켓 추진 시스템 연구 개발에 많

은 관심을 가지고 있다[1,2].

하이브리드 로켓은 액체 또는 기체 산화제와 고체 연료를 추진제로 사용하는 로켓으로 액체 로켓보다 구조적으로 단순하고, 일반적으로 고체 연료를 사용하기 때문에 액체 로켓보다 연료의 밀도가 높아 작은 체적을 요하는 시스템에 적용이 가능하다. 또한 고체 로켓보다 높은 이론 비추력, 낮은 폭발 위험성, 산화제 제어만으로 시동, 소화, 재시동이 가능하다는 면에서 장점을 갖는다[3]. 그러나 하이브리드 로켓은 연소가 진행됨에 따라 O/F(oxidizer fuel ratio)가 변하고 전형적인 난류 확산 화염 현상을 갖는 연소 특성 상 연료가 타들어가는 속도인 후퇴율(regression rate)이 낮아 추진 성능이 떨어진다는 단점으로 인해 1930년대에 연구 개발이 시작되었음에도 불구하고 액체나 고체

Received: Aug. 04, 2016 Revised: Sep. 22, 2016 Accepted: Sep. 22, 2016

† Corresponding Author

Tel: +82-2-300-0174, E-mail: jkkim@kau.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

로켓에 비해 주목받지 못하였으며 1980년대에 이르러서는 연구가 급격히 감소하였다[4].

최근의 우주 기술 개발 경향은 친환경적이고 경제적이면서 폭발의 위험성이 낮은 로켓을 개발하는데 초점이 맞춰지고 있다. 이러한 이유로 연료와 산화제의 연소 시 발생하는 연소가스의 독성이 없어 친환경적이고 상용화된 연료와 산화제의 사용이 가능하여 개발 비용이 저렴하며 산화제와 연료가 분리되어 있어 다른 화학 로켓에 비해 상대적으로 폭발의 위험성이 낮은 하이브리드 로켓이 다시 주목 받고 있다[5,6].

하이브리드 로켓 연구의 대부분은 낮은 후퇴율을 개선하는 것으로서 연소실 형상이나 스윙 인젝터(swirl injector)를 사용하여 연소실 내의 공기역학적 현상 변화를 통한 개선과 파라핀 또는 고에너지 금속물질을 첨가하는 등의 연료를 개선하는 연구가 활발히 진행 중이다[7].

파라핀의 경우 높은 후퇴율을 갖는 반면 연료 표면에서 용융된 저점성 액막이 고속의 산화제 유동에 의해 액적으로 비산하여 연소실 내에서 완전 연소하지 못하고 상당량의 액적이 불완전연소 상태로 연소실을 빠져 나가에 따라 연소 효율이 낮다는 단점을 가지고 있다. 이러한 단점을 개선하기 위해 최근 다이어프램(diaphragm)과 혼합 연소실(mixing chamber)을 연료 내부에 설치하여 연소실 내부 유동에 변화를 통해 연소 효율을 높이는 연구가 진행되고 있으며[8,9], 본 연구진은 선행 연구를 통해 혼합 연소실을 설치하였을 경우 후퇴율 및 특성 속도(characteristic velocity)가 증가함을 확인하였다[10].

혼합 연소실을 적용한 경우 하이브리드 로켓의 후퇴율 및 연소 효율 등의 추진 성능은 증가하지만 불연소성 소재인 카본(carbon)으로 제작된 혼합 연소실을 사용함에 따라 연료의 충전율(fuel loading density)이 떨어지게 된다. 따라서 실제 발사체에 적용할 경우 혼합 연소실 설치에 따른 성능 향상과 연료 충전율 저하에 따른 trade off 평가가 수행되어야 할 것으로 판단된다.

본 연구에서는 혼합 연소실이 설치된 경우와 혼합 연소실 길이를 연료로 보상한 경우의 연소 특성을 분석하고 분석 결과를 바탕으로 소형 하이브리드 로켓의 내탄도 설계 및 외탄도 해석을 통해 혼합 연소실 적용이 하이브리드 로켓 시스템에 미치는 영향을 평가하였다.

2. 혼합 연소실 설치에 따른 연소 특성 분석

혼합 연소실 설치에 따른 성능 향상과 연료 충전율 저하에 따른 trade off 평가를 위해서는 Lab-scale 하이브리드 로켓을 이용한 연소 실험을 통한 후퇴율 및 특성 속도에 대한 연소 특성 분석이 선행되어야 한다.

2.1 Lab-scale 지상 연소 실험 장치

Figure 1은 본 연구에 사용된 Lab-scale 하이브리드 로켓 연소 실험 장치의 개략도를 나타낸 것이다. 연소 실험 장치는 크게 산화제 공급 시스템, 점화 시스템, 연소기, 데이터 수집 및 제어 시스템 네 부분으로 구성되어 있다.

산화제 공급 시스템은 상용 가스 실린더 4개를 병렬 연결하여 산화제를 공급하였고, 일정한 산화제 유량을 공급하기 위해 산화제 배관 내 초킹 오리피스를 설치하였다. 점화 시스템은 산소와 부탄을 혼합한 후 스파크 플러그로 점화하도록 구성되어 있다. Lab-scale 하이브리드 연소기는 전, 후방 연소실 (pre, post-chamber), 연료 그레인, 혼합 연소실, 수냉식 노즐로 구성되어 있으며 전, 후방 연소실에는 고온용 압력센서가 설치되어 연소 중 연소실 압력을 측정하도록 하였다. Fig. 2는 혼합 연소실 및 연료 그레인을 나타낸 것으로서 혼합 연소실은 전, 후방 연료 사이에 장착된다.

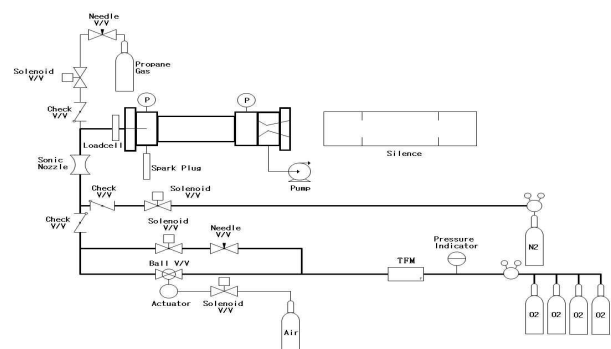


Fig. 1 Schematic of the hybrid experimental system



Fig. 2 Configuration of Fuel Grain

Table 1 Specification of the Combustion Test

Function		W/O Mixing Chamber	W/ Mixing Chamber
Oxidizer		Gas oxygen	
Fuel		HDPE (High Density PolyEthylene)	
Solid Fuel Density (kg/m ³)		950	
Burning Time (sec)		10	
Solid Fuel Configuration	Initial port Diameter (mm)	10	
	Out Diameter (mm)	50	
	Length (mm)	200 230	100 +
Mixing Chamber Configuration	Inner Diameter (mm)	-	40
	Out Diameter (mm)	-	50
	Length (mm)	-	30

실험의 전 과정은 PLC(program logic control)를 통해 제어되며 National Instrument사의 NI-DAQ 보드와 LabVIEW 프로그램을 이용하여 각 센서의 데이터를 획득하였다[11].

연료와 산화제는 각각 HDPE와 기체 산소(Gox)를 사용하였으며 실험 조건은 Table 1과 같다.

2.2 후퇴율 및 연소 효율 관계식

후퇴율은 고체 연료의 연소 표면에 대해 수직 방향으로 타들어가는 속도로 정의되며 연소 전, 후 연료의 무게를 측정하여 Eq. 1~3을 통해 시공간 평균 후퇴

율을 계산하였다.

$$\Delta m = \rho_f \Delta V = \frac{\rho_f \pi (D_f^2 - D_i^2) L_f}{4} \quad (1)$$

$$D_f = \sqrt{\left(\frac{\Delta m 4}{\rho_f \pi L_f}\right) + D_i^2} \quad (2)$$

$$\dot{r} = \frac{D_f - D_i}{2t_b} \quad (3)$$

위 식에서 ρ_f 는 연료의 밀도, D_i 는 연료의 연소 전 포트 직경, D_f 는 연료의 연소 후 포트 직경, L_f 는 연료의 길이 그리고 t_b 는 연소 시간이다.

Equation 4는 연소 효율을 나타낸 식으로서 실험을 통해 도출된 특성 속도와 이론 특성 속도의 비로 계산할 수 있다. 실험 특성 속도(C_{exp}^*)는 Eq. 5를 이용하여 계산하였으며 이론 특성 속도(C_{theo}^*)는 NASA의 화학평형 코드인 CEA(Chemical Equilibrium with Applications)[12]를 이용하여 도출하였다.

$$\eta_c = \frac{C_{exp}^*}{C_{theo}^*} \quad (4)$$

$$C_{exp}^* = \frac{P_{c,avg} A_t}{\dot{m}_f + \dot{m}_{ox}} \quad (5)$$

$P_{c,avg}$ 는 시간에 대한 평균을 취한 연소실 압력, A_t 는 노즐 목 면적, \dot{m}_f 는 연료 질량 유량 그리고 \dot{m}_{ox} 는 산화제 질량 유량이다.

2.3 실험 결과

Figure 3은 길이 100 mm 인 연료 사이에 길이 30 mm의 혼합 연소실을 설치한 경우 ($L_{mc} = 30 \text{ mm}$)와 혼합 연소실 길이만큼 연료를 보상한 길이 230 mm ($L_f = 230 \text{ mm}$) 및 기본 200 mm ($L_f = 200 \text{ mm}$) 연료의 후퇴율을 나타낸 것이다. 혼합 연소실을 설치한 경우 설치하지 않은 경우에 비해 전체 산화제 유속 구간에서 평균적으로 약 35% 높은 후퇴율을 보이고 있다. 혼합 연소실을 설치한 경우

의 후퇴율이 증가한 것은 화염에 노출되는 연료 그레이의 접수 면적(wetted area)의 차이에 따른 End-burning 효과와 연료와 산화제간의 공기역학적인 혼합 증가에 따른 결과로 판단된다. 반면 혼합 연소실 길이만큼 연료를 보상한 230 mm 연료의 경우 200 mm 연료와 후퇴율 차이가 거의 없는 것을 확인할 수 있다.

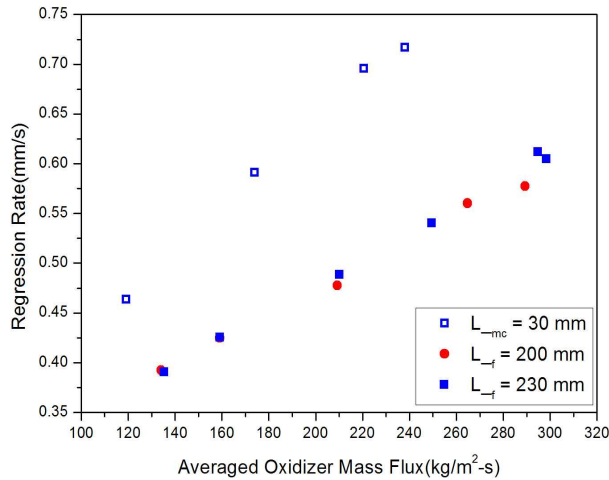


Fig. 3 Averaged Oxidizer Mass Flux vs. Regression Rate

Table 2는 각 실험 조건 별로 two parameter exponential 함수를 사용한 non linear curve fitting 을 통해 후퇴율 식의 상수 a와 지수 n을 나타낸 것이다. Table 2의 하단에는 혼합 연소실 장착 여부와 연료 길이 변화에 따른 각각의 후퇴율 특성을 분석하기 위해 지수 n=0.5로 고정한 뒤에 상수 a를 구한 값을 나타내었다.

선행 연구에 따르면 산화제 유량의 변화가 없고 후퇴율 지수 n=0.5인 경우 O/F가 연료 포트의 직경과 연소시간에 무관하여 일정하게 유지되는 것으로 알려져 있다[13]. 또한 n=0.5로 고정할 경우 후퇴율에 지배적인 영향을 주는 산화제 유속(G_o)에 대한 영향을 고정시킬 수 있으므로 후퇴율 상수 a에 포함되어 있는 연소실 내부 유동 및 열, 화학적 특성과 연료 길이 변화 등이 후퇴율에 미치는 영향을 분석할 수 있다. 본 연구의 경우 non linear curve fitting을 통해 구한 지수 n의 값이 0.5~0.6 정도이고 지수 n을 0.5로 고정시킨 경우 non linear curve fitting 식의 적합도 평가 결과 R2=0.955로 높은 적합도를 가지고 있어 n=0.5로 고정하여 각각의 후퇴율 비교를 수행하였다.

Table 2에서 n=0.5일 때의 후퇴율 지수 a 값을 비교해 보면 혼합 연소실을 적용한 경우가 적용하지 않은 경우에 비해 높은 a 값을 보이고 있어 혼합 연소실이 후퇴율 증가의 주된 요인인 것을 확인할 수 있다. 반면 연료 길이가 230 mm 인 경우와 200 mm 인 경우의 a 값은 큰 차이를 보이고 있지 않다.

Table 2 Values of a and n to be Used When \dot{r}

Regression rate equation	$\dot{r} = aG_{o,avg}^n$		
variable = a, n			
Fuel type	a	n	R ²
L _f = 200 mm	0.03059	0.51866	0.98953
L _f = 230 mm	0.02331	0.5718	0.99332
100 mm + 100 mm w/ L _{m.c.} = 30 mm	0.0219	0.63896	0.9965
variable = a, n = 0.5(constant)			
Fuel type	a	n	R ²
L _f = 200 mm	0.03383	0.5	0.99093
L _f = 230 mm	0.03449		0.98032
100 mm + 100 mm w/ L _{m.c.} = 30 mm	0.04557		0.95548

연료 길이 변화가 후퇴율에 미치는 영향을 보다 명확하게 파악하기 위해 n=0.5 일 때의 후퇴율 식을 이용하여 Fig. 4와 같이 산화제 유속 별 후퇴율을 비교하였다.

Figure 4에서 연료 길이가 230 mm 인 경우가 200 mm 연료인 경우에 비해 전체 산화제 유속 구간에서 후퇴율이 약 2% 증가함을 확인하였다. 그러나 이러한 후퇴율 증가는 연료 무게 측정 장비 등 실험 장비의 오차를 포함하고 있기 때문에 본 연구에서는 연료 길이에 따른 후퇴율의 영향은 매우 미비한 것으로 판단된다.

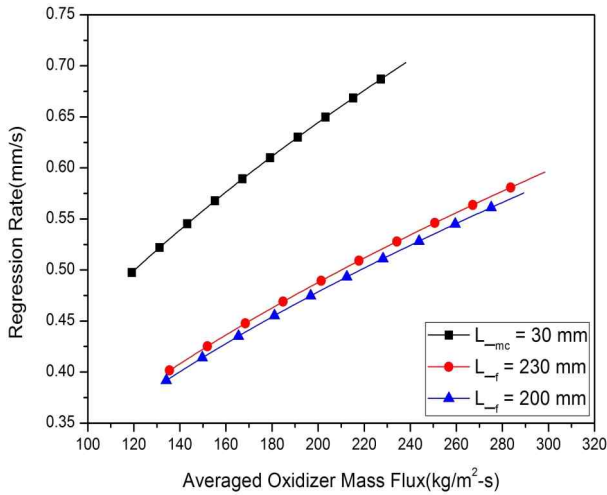


Fig. 4 Regression-rate curve by non-linear curve fitting: a is variable, n is constant (0.5)

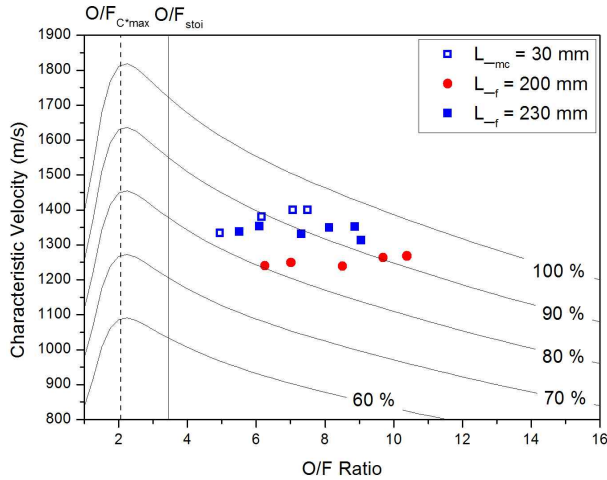


Fig. 5 Characteristic velocity vs. O/F ratio

Figure 5는 혼합 연소실 설치 유무에 따른 O/F에 대한 특성속도와 특성속도 효율을 비교한 것으로 CEA를 이용하여 각 O/F에서의 이론 특성 속도를 구하였다. 혼합 연소실을 설치한 경우 설치하지 않은 경우에 비해 동일 O/F에서 특성 속도가 증가하며 이론 O/F에 근접해 가는 것을 확인할 수 있다.

혼합 연소실 설치 유무와 상관없이 대부분의 경우 80%이상의 특성속도 효율을 보이나 혼합 연소실을 설치하지 않은 케이스의 경우 O/F의 분포가 상대적으로 넓고 연료 희박 O/F에서 연소가 이루어져 특성 속도가 낮음을 확인할 수 있다. 또한 연료 길이가 230 mm 인 경우 200 mm 인 경우에 비해 동일 O/F에서 높은 특성 속도를 보이고 있다. 이것은 산화제 공급

유량이 일정할 때 후퇴율의 큰 차이가 없어 단위 길이 당 고체 연료의 연소량이 일정하고 연료의 길이가 길수록 전체 연료의 연소량이 증가하기 때문에 O/F가 낮아져 특성 속도가 증가한 것이다.

3. 내탄도 설계 및 외탄도 해석

3.1 내탄도 설계

앞서 수행한 혼합 연소실 설치에 따른 연소 특성 분석 결과를 바탕으로 각각의 케이스별 내탄도 설계를 수행하였다. 내탄도 설계에서의 핵심 변수는 연료의 후퇴율로서 후퇴율을 이용하여 요구되는 연료 길이를 산출해 낼 수 있다.

내탄도 설계에 사용된 각 케이스별 후퇴율 식은 Eq. 6~8과 같다.

$$\text{Case 1 } (L_{m.c} = 30 \text{ mm}) : \dot{r} = 0.04557 G_{o,avg}^{0.5} \quad (6)$$

$$\text{Case 2 } (L_f = 200 \text{ mm}) : \dot{r} = 0.03383 G_{o,avg}^{0.5} \quad (7)$$

$$\text{Case 3 } (L_f = 230 \text{ mm}) : \dot{r} = 0.03449 G_{o,avg}^{0.5} \quad (8)$$

Table 3은 내탄도 설계를 위한 초기 조건과 CEA를 통해 도출된 로켓 성능 파라미터를 나타낸 것이다. 본 연구에서는 시스템 측면의 trade-off 평가를 위해 목표 추력 50 kgf, 연소 시간 3 sec로 동일한 성능을 갖도록 설계하였다. 또한 혼합 연소실을 적용한 하이브리드 로켓 엔진 설계 시 Scale-effect에 대한 연구가 요구되지만 혼합 연소실의 설치유무에 따른 기초적인 설계에 주는 영향을 파악하기 위한 기초연구로 Lab-scale 연소 실험에서 사용된 것과 동일한 형태의 혼합 연소실을 사용하여 내탄도 설계를 진행하였다.

Table 3 Specification of Internal Ballistic

Common design condition	
Chamber pressure (bar)	30
Oxidizer tank pressure (bar)	50
Injector discharge coefficient (C_d)	0.5
O/F _{stoich}	3.4
Fuel density (kg/m ³)	950
Thrust (kgf)	50
Burning time (sec)	3
Initial port diameter (D_i) (mm)	10
CEA results	
Nozzle expansion ratio (A_e/A_t)	5.6108
Thrust coefficient (C_f)	1.514
Specific impulse (I_{sp}) (sec)	266.5
Theoretical characteristic velocity (C_{theo}^*) (m/sec)	1726.9
Specification of Mixing chamber (Case 1)	
Inner Diameter (mm)	40
Out Diameter (mm)	50
Length (mm)	30

후퇴율 식과 위의 조건을 통해 도출된 하이브리드 로켓의 내탄도 설계 결과는 Table 4와 같으며 Table 5는 내탄도 설계 결과를 바탕으로 산화제 탱크를 포함한 하이브리드 로켓 엔진 전체의 설계 결과를 나타낸 것이다. 내탄도 설계 결과 목표 추력과 O/F가 동일하기 때문에 요구되는 산화제 및 연료량, 노즐 형상은 동일하다. 반면 각 케이스별로 후퇴율이 다르기 때문에 연료 길이에서 차이를 보이고 있으며 이로 인해 엔진 전체의 무게와 길이가 차이가 발생하게 된다. 혼합 연소실을 적용한 Case 1은 30 mm, 87g의 혼합 연소실을 포함하였음에도 Case 2에 비해 길이 13%, 총 질량은 9% 가까이 줄어들었다. 반면 충전율을 높이려고 혼합 연소실 길이만큼을 연료로 보상해준 Case 3는 Case 2 비해 길이 1%, 총 질량 0.8%가 감소하여 큰 차이가 없음을 확인할 수 있다.

Table 4 Results of Internal Ballistics

	Case 1	Case 2	Case 3
Oxidizer mass flow rate (kg/sec)	0.145		
Fuel mass flow rate (kg/sec)	0.043		
Fuel length (mm)	730	977	954
Nozzle throat diameter (mm)	11.6		
Nozzle exit diameter (mm)	27.5		

Table 5 Specification of Hybrid Rocket Engine

	Case 1	Case 2	Case 3
Total mass (kg)	9.162	10.104	10.021
Consumption propellant mass (kg)	0.5628		
Diameter of Engine (mm)	60		
length of oxidizer tank and engine (mm)	1402.86	1619.51	1601.33

3.2 외탄도 해석

외탄도 해석은 미국 Apogee component사에서 개발된 외탄도 해석 프로그램인 RockSim 9[14]을 이용하여 해석을 수행하였다. 외탄도 해석은 설계된 하이브리드 로켓 엔진의 제원과 기존 선행 연구[15,16]를 통해 제작된 소형 하이브리드 사운드 로켓의 외부 제원을 이용하여 해석하였으며 각 Case 별 비행 고도를 비교하였다. 또한 시스템 측면만을 고려한 비교를 위해 풍속을 1 m/sec로 최소화 하여 풍속에 의한 외부 교란을 최소화한 상태로 해석을 수행하였다.

Figure 6은 해석에 사용된 하이브리드 사운드 로켓의 대략적인 형상을 나타낸 것이다.

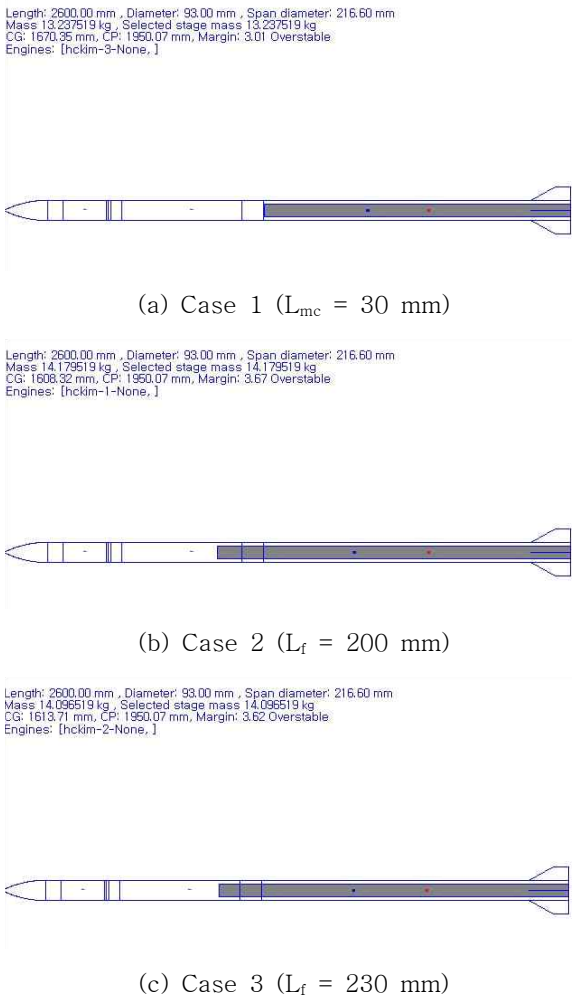


Fig. 6 Configuration of small-scale hybrid-sounding rocket with varied engine length

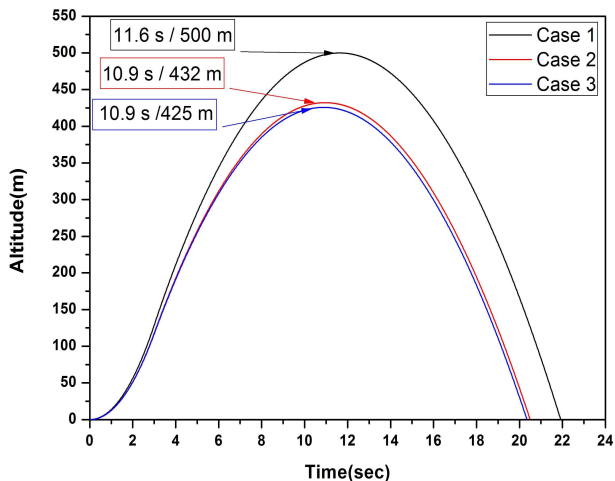


Fig. 7 Predictable altitude using RockSim

Figure 7은 각 케이스의 비행 고도를 나타낸 그래프로서 혼합 연소실을 장착한 Case 1은 Case 2, 3에 비해 약 75 m 이상 높은 고도를 비행하였다. 또한 Case 2와 Case 3의 경우는 고도 차이가 크지 않은 것을 확인할 수 있다. 이러한 결과는 내탄도 설계에서도 출된 하이브리드 로켓 엔진의 무게 차이에 의한 것으로서 혼합 연소실의 설치로 인한 성능(후퇴율) 증가는 하이브리드 로켓 시스템 설계 시 무게 감소를 가져올 수 있어 연료 충전율이 낮다는 단점을 극복할 수 있을 것으로 판단된다.

4. 결 론

하이브리드 로켓의 주요 단점인 낮은 후퇴율을 개선하기 위한 혼합 연소실 설치의 후퇴율과 특성 속도 등 추진 성능 증가를 가져오지만 비연소성 재질로 인해 연료 충전율을 낮다는 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 연료 충전율은 상대적으로 낮지만 혼합 연소실을 설치하여 후퇴율 및 특성속도를 증가시키는 경우와 혼합 연소실 길이만큼의 연료를 보충하여 상대적으로 높은 연료 충전율을 갖는 경우의 연소 실험을 통한 성능을 비교 분석하였다. 연소 실험 결과를 바탕으로 내탄도 설계 및 외탄도 해석을 수행하여 성능 향상과 충전율 저하에 따른 trade-off 평가를 수행하였으며 도출된 결과는 다음과 같다.

1) 혼합 연소실을 설치하지 않은 200 mm 경우와 30 mm 길이의 혼합 연소실을 설치한 경우를 비교하였을 때 혼합 연소실을 설치하였을 때 후퇴율이 약 25% 증가하였고, 연료 충전율을 높이기 위해 혼합 연소실 길이만큼의 연료를 보충한 230 mm 경우의 후퇴율은 연료 길이 200 mm에 비해 약 2% 증가함을 확인할 수 있었다. 특성속도 및 특성속도 효율 또한 연료와 산화제의 혼합 증대로 인해 혼합 연소실이 설치되지 않은 경우에 비해 연소 효율이 개선됨을 확인하였다.

2) 연소 실험을 통해 도출된 후퇴율 식을 이용하여 각 Case 별 내탄도 설계를 수행하였다. 설계 결과 혼합 연소실을 장착한 Case 1은 기본 Case 2에 비해 연료 길이가 약 247 mm 감소하여 하이브리드 엔진 전체 길이 13%, 무게 9% 감소하였다. 반면 혼합 연소

실 길이만큼 연료로 보상한 Case 3의 경우 기본 Case 2에 비해 무게 0.8% 및 길이 1% 감소로 큰 차이는 없었다. 설계된 하이브리드 엔진을 이용하여 외탄도 해석을 수행한 결과 혼합 연소실이 장착된 Case 1이 Case 2, 3에 비해 시스템 전체 무게가 작아 약 75 m 이상 고도가 상승하는 것을 확인할 수 있었다.

이러한 결과를 통해 혼합 연소실이 설치된 경우 연료 후퇴율 증가로 인해 하이브리드 로켓 시스템 설계시 무게 및 길이 감소를 가져오며 연료 충전율이 낮다는 단점을 극복할 수 있어 하이브리드 로켓 설계에 있어 효과적인 장치가 될 것으로 사료된다.

본 연구는 Lab-scale 연소 실험과 소형 하이브리드 사운드 로켓을 이용한 해석을 수행한 결과로서 실제 대형 시스템에 적용하기에는 한계가 있다. 따라서 대형 시스템에 적용하기 위해 Scale-effect에 대한 연구가 추가적으로 수행되어야 할 것으로 판단되며, 이러한 연구 결과는 향후 하이브리드 로켓을 이용한 추진 시스템 설계의 기초 자료로 활용될 것으로 기대된다.

후 기

“이 논문은 2016년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (NRF-2013M1A3A3A02042277)”

참 고 문 헌

- [1] David Altman, Allen Holzman, “Overview and History of Hybrid Rocket Propulsion,” Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, Progress in Astronautics and Aeronautics, 2007.
- [2] David Altman, “Hybrid Rocket Development History,” AIAA paper. No. 91-2515, 1991.
- [3] Wiley J. Larson, “Hybrid Rocket Propulsion Systems,” Space Propulsion Analysis and Design, McGraw-Hill Primis Custom Publishing, 1995.
- [4] Mustafa A. Karabeyoglu, “Transient Combustion in Hybrid Rockets,” Ph.D. Dissertation, The Stanford University, August 1998.
- [5] Benjamin Waxman, Rosalind Beckwith, Frank Tybor, Jonah Zimmerman, Alex Stoll, “Paraffin and Nitrous Oxide Hybrid Rocket as a Mars Ascent Vehicle Demonstrator,” AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition, September 2010.
- [6] Adrien J. Boiron, Brian Cantwell, “Hybrid Rocket Propulsion and In-Situ Propellant Production for Future Mars Missions,” 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 2013.
- [7] Karabeyoglu, M.A, Cantwel, B.J and Altman D., “Development and Testing of Paraffin-Based hybrid rocket fuels,” 37th AIAA/ASEM/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 2001.
- [8] Matthias Grosse, “Developpe of a Hybrid Rocket Motor Using a Diaphragm for a Small Test Rocket,” 44th AIAA/ASME/SAE /ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 2008.
- [9] Jaewoo Kim, Jungsoo So, Soojong Kim, Jinkon Kim, Heejang Moon, “Effect of a Midst Mixing Chamber on Fuel Regression of a Laboratory Scale Hybrid Rocket Motor,” 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, August 2011.
- [10] Hakchul Kim, Keunhwan Moon, Seongjoo Han, Heejang Moon, Jinkon Kim, “A study of Combustion Characteristics in Hybrid Rocket According to Change of Midst Mixing Chamber Length,” 2013 KSPE Fall Conference, pp.10.
- [11] Soojong Kim, Jungpyo Lee, Gihun Kim, Jungtae Cho, Hakchul Kim, Kyoungjin Woo, Heejang Moon, Hong-Gye Sung, Jin-Kon Kim, “A Study on the Local Regression Rate of Solid Fuel in Hybrid Rocket,” Journal of Aerospace System Engineering, Vol.2, No.4, pp.1-6, December, 2008.
- [12] Gordon, S., McBride, B.J., “Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shocks, and Chapman-Jouguet detonations”, NASA SP-273, Interim Revision, March 1976.
- [13] Ronald W, Humble., Gary N, Henry., Wiley J, Larson., Space Propulsion Analysis and Design,

McGraw-Hill, Inc., 1995, Ch. 7.

- [14] Apogee component, Inc., World Wide Web location
http://www.apogeerockets.com
- [15] Younghoon Park, Gimun Kim, Dongwan Lee, Heejang Moon, Jinkon Kim, "Design and Manufacture Hybrid Rocket for Measuring Atmospheric Fine Dust," 2015 KSAA spring Conference
- [16] Ji-Sung Oh, Jun-Su Shin, Keun-Hwan Moon, Jung-Pyo Lee, Hee-Jang Moon, Hong-Gye Sung, Jin-Kon Kim, "Launch and Altitude Measurement of Small Hybrid Rocket," Journal of Aerospace System Engineering, Vol.4, No.3, pp.29-33, September, 2010.



김진권

1976년 고려대 기계공학과 졸업. 1979년 인하대학교 기계공학과 대학원 석사. 1984년 Universite de Poitiers 박사. 1991년~현재 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 교수. 관심분야는 연소공학 및 로켓추진.

저자 소개



김학철

2009년 한국항공대 항공우주 및 기계공학부 졸업. 2011년 동 대학원 석사. 2011년~현재 동 대학원 박사과정. 관심분야는 하이브리드 로켓 추진 실험 및 연소 불안정 해석.



문근환

2010년 한서대 항공기계학과 졸업. 2012년 한국항공대 항공우주 및 기계공학과 대학원 석사. 2012년~현재 동 대학원 박사과정. 관심분야는 하이브리드 로켓 추진 실험 및 신뢰성 분석.



문희장

1987년 인하대 항공공학과 졸업. 1988년 Universite de Rouen 대학원 석사. 1991년 동 대학 박사. 2000년~현재 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 교수. 관심분야는 미래추진 시스템 실험 및 연소 불안정 예측.