



알루미늄(Al) 금속연료 조성의 추진제를 이용한 무노즐 부스터 개발

길태옥^{a,*} · 정은희^a · 이기연^a · 류태하^a · 이형진^b

Development of Nozzleless Booster casted to Solid Propellant with Al as a Metal Fuel

Taeock Khil^{a,*} · Eunhee Jung^a · Kiyeeon Lee^a · Taeha Ryu^a · Hyoungjin Lee^b

^aPGM Tech R&D Lab, LIG Nex1 Co., Ltd., Korea

^bDepartment of Aerospace Engineering, Inha University, Korea

*Corresponding author. E-mail: taeock.khil@lignex1.com

ABSTRACT

The study for the performance characteristics of the nozzleless booster used in ramjet booster was carried out. Performances related to pressure and thrust for nozzleless booster are lower than classical motor those because of absence of convergent and divergent sections of nozzle. To solve this problem, it developed a high-performance propellant with maximum impulse density included Al as metal fuel. Using the nozzleless booster casted the propellant, ground test of it was carried out by varying the length-to-diameter ratio (L/D ratio) of the propellant. Specific impulse of nozzleless booster was limited to about 75 percents of its value compared with that of classical motor adapted nozzle in the same propellant and propellant length and will be estimated approximately 85 percents of its value compared with that of classical motor at same average pressure in terms of the curve fitting by our test results.

초 록

램제트 부스터로 사용되는 무노즐 부스터의 특성을 알아보기 위한 연구를 수행하였다. 무노즐 부스터는 수축-팽창되는 고정된 노즐목이 없어 일반적인 모터보다 압력 및 추력에 관련된 성능이 감소한다. 이를 보완하기 위해 금속연료로 알루미늄을 사용하여 밀도비추력이 최대인 고성능 추진제를 개발하였고, 지상연소시험을 통해 세장비(L/D)에 따른 성능 특성을 알아보았다. 동등한 추진제와 동일한 세장비에서 고정된 노즐목을 사용한 일반적인 모터와 비교시 비추력은 75%까지 나타났으나, 동일 평균압력 내에서는 85%까지 나타날 것으로 예측된다.

Key Words: Nozzleless Booster(무노즐 부스터), Cylindrical Motor(실린더형 모터), Maximum Impulse Density(최대 밀도비추력), High-performance Propellant(고성능 추진제), Length-to-diameter Ratio(세장비)

액체 램제트의 문제점을 극복하기 위해 개발된 IRR (Integral-rocket-ramjet)은 고체추진제를 1차로 연소시키고, 공기를 흡입하여 가스 발생기에 의해 공급되는 연료를 연소시켜 추력을 발생시키는 덕티드 로켓 엔진이다[1,2]. 1970년대 이전에는 고체 추진기관 연소시 로켓 노즐을 사용하고 연소 종료시 로켓 노즐을 분리시킨 후 램제트 노즐을 사용하는 방식이었으나, 분리 전 두 노즐 간에 크랙이 발생되거나 분리노즐의 분리 실패, 분리된 노즐과 비행체 간의 충돌 위험 등의 문제가 발생되어 이를 해결하기 위해 기존의 노즐 대신 추진제 그레인이 노즐의 역할을 하는 무노즐 부스터의 개발이 1970년대부터 연구되어 왔다. 추진제 그레인이 노즐 형상으로 기존 노즐을 대체하기 때문에 구조가 단순, 경량화되고, 노즐 분리 실패 등의 문제가 없어 신뢰성을 확보할 수 있으며, 로켓 노즐을 사용하지 않기 때문에 제작비용도 감소시킬 수 있다[3]. 그러나, 고정 노즐의 부재로 인해 연소실의 압력이 유지되지 못해 10~20%의 성능 하락이 단점으로 나타났다. 그럼에도 불구하고, 앞서 기술된 장점으로 인하여 현재까지도 무노즐 부스터의 개발이 진행되고 있다.

Procinsky[4] 등은 저연추진제와 금속이 함유된 유연추진제(Al/Zr) 조성에 대해 해석 및 비교를 수행하여 IRR 부스터에는 일반 부스터보다 무노즐 부스터가 적합하다고 주장하였다. Farinaccio[5,6] 등은 고연소속도 추진제를 개발하여 무노즐 부스터에 적용하였다. 세장비(L/D)에 따라 성능 시험 수행 후 1D 모델을 이용한 예측 결과와 비교하였다. Gany[7] 등은 quasi-steady-state 1D analysis를 적용하여 시험 결과와 일치성을 확인하였다. P_{ave}/P_{max} 는 추진제 길이와 연소특성에 영향을 받고, 추진제 길이와 연소속도 비례상수는 비추력을 향상시키며, 압력지수의 감소는 평균압력을 증가시킨다고 보고하였다. Nahon[8] 등은 CTPB (Carboxyl-terminated polybutadiene)/Al 조성의 압력지수 0.23과 0.37의 추진제를 이용하여 시험을 수행하였고, 압력지수와 추력에 대한 상관관계를 규명하였으며, conical과 contour 노즐형상에 대한 성능을 확인

하였다. Javobus[9] 등은 압력지수를 낮추기 위해 연소촉매제를 사용하고 성능을 향상시키기 위해 Al_2O_3 와 Boron을 사용하여 시험하였다. 그 결과, 낮은 압력지수는 온도민감도를 낮게 하여 압력과 추력의 변화를 감소시킨다고 보고하였다.

본 연구는 추진제 그레인이 노즐의 형상을 갖는 무노즐 부스터를 제작하여 무노즐 부스터의 특성을 분석하고, 기존의 통상적인 모터와의 성능 비교를 통해 성능차를 이해하여 최적의 성능 조건을 확보하는데 목적이 있다. 이에 무노즐 부스터의 성능을 향상시키기 위해 추진제 조성을 개발하였으며, 개발된 추진제 조성으로 무노즐 부스터를 제작하여 특성을 파악하고, 세장비(L/D)에 따른 특성을 분석하였고, Basic Motor, Cylindrical Motor 및 일반적인 모터와 성능 비교를 하였다.

2. 본 론

2.1 알루미늄(Al) 조성의 고성능 추진제 개발

무노즐 부스터에 적용되는 추진제로 Procinsky[2] 등은 금속연료로 Al과 Zr이 포함된 HTPB(Hydroxyl-terminated polybutadiene) 추진제, Farinaccio[3] 등은 flake Al이 포함된 HTPB

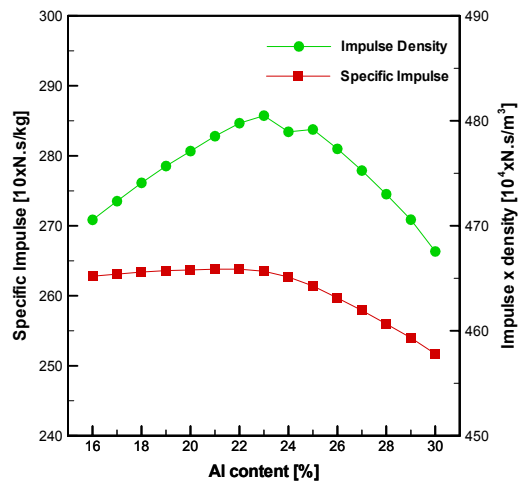


Fig. 1 Calculation of Performance for Al containing HTPB/AP Propellant.

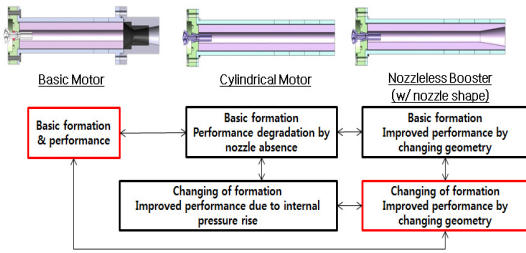


Fig. 2 Development of nozzleless booster.

추진제를, Nahon[6] 등은 Al을 포함한 CTPB 추진제를 사용하였다.

본 연구에 사용된 추진제는 HTPB/AP/Al계로써, Fig. 1에 표현한 것처럼 CEA (Chemical Equilibrium Applications) Program을 통해 고체 함유량 87%에서 최대 밀도비추력을 만족시키는 조성의 추진제를 개발하였다[10]. 금속연료로 Al 23%, 산화제로 AP (Ammonium Perchlorate) 54%를 적용하였으며, 경화제로 IPDI (Isophorone Diisocyanate)를 사용하였다. 또한, 연소속도를 높이기 위해 연소촉매로써 Butacene 5%를 적용하였다. 그 결과 연소속도는 20℃, 1000 psia에서 24.77 mm/sec, 압력지수는 0.3953, 밀도는 1.826 g/cc이며, 혼합이 끝난 후 점도는 6 kp 수준이었다.

2.2 형상에 따른 성능시험

Fig. 2에 표현된 것처럼 알루미늄 조성의 추진제로 Basic Motor, Cylindrical Motor 및 무노즐 부스터의 3가지 형태의 모터를 제작하여 성능을 비교하였고, 형상은 Fig. 3과 같다. Basic Motor는 추진제 그레인이 실린더 형상이고 노즐이 부착된 일반적인 형태의 모터이고, Cylindrical Motor는 추진제 그레인이 실린더 형상이며 Basic Motor의 전체 길이와 일치하고 일반적인 노즐이 없이 연소관 끝까지 추진제가 충전된 모터다. 무노즐 부스터(with nozzle shape, 이후 괄호안 생략)는 Basic Motor와 전체길이는 동일하고, 노즐 형상과 길이를 반영하여 추진제 그레인으로 노즐형상을 제작한 모터이다. 이 3가지 형상에 대한 성능 비교 후 세장비(L/D) 변화에 따른 무노즐 부스터의 성능을 비교하였다. 마지막

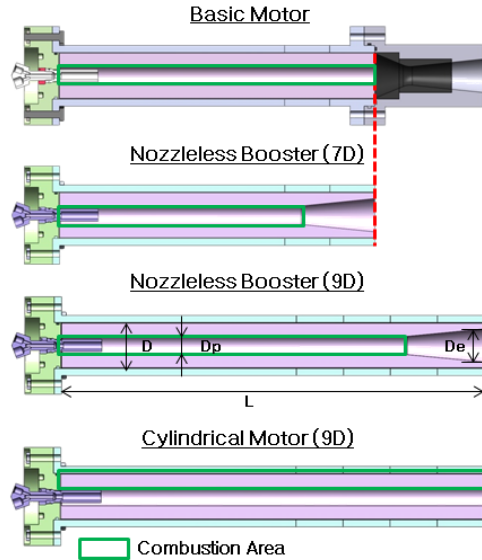


Fig. 3 Schematics of Basic Motor, Cylindrical Motor, and Nozzleless Booster (L/D=7 & 9).

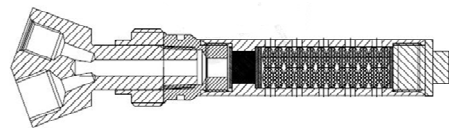


Fig. 4 Igniter.

Table 1. Booster Dimensions.

Conditions	5D	6D	7D	9D
Propellant length, L (mm)	321.0	385.2	449.4	577.8
Conditions	11D	13D	9DC	7DC
Propellant length, L (mm)	706.2	834.6	577.8	449.4

으로 70 mm급 추진기관인 Classical Motor와의 성능을 비교 분석하였다.

2.2.1 시험모터의 형상 및 제원

본 연구에 사용된 시험모터의 형상 및 제원을 Fig. 3 및 Table 1에 나타내었다. 앞서 표현한 3가지 형태의 모터 성능을 비교하기 위해 추진제

길이를 모두 일치시켜 Basic Motor의 전체 길이는 9D, 추진제 길이는 7D로 제작되었다. 무노즐 부스터 경우 추진제 노즐형상의 길이 및 확대비는 일정히 유지하고, 세장비(L/D)의 변화를 주어 추진제 길이 변화에 따른 성능을 시험하였다. 적용된 L/D는 5, 6, 7, 9, 11, 13이며, 추진제 직경(D)은 64.2 mm이고, 추진제 포트 직경(D_p)는 26.5 mm, 추진제 출구 직경(D_e)는 47.7 mm로 모든 형상에서 일정하다. 또한, 노즐형상이 없는 Cylindrical Motor의 L/D는 9이며, 추진제 포트 직경은 무노즐 부스터와 같다. Table 1에서 9DC와 7DC는 각각 Cylindrical Motor와 Basic Motor의 추진제 길이를 의미한다.

점화기 조립체는 나선형으로 연소기 헤드에 결합되며, Y형 어댑터를 이용하여 착화기 체결 및 연소압력을 측정하였다. 점화 펠렛으로는 BKNO₃ II-B 6 g을 충전하여 사용하였다(Fig. 4).

연소시 추진제 그레인 내부에 흐르는 연소가스의 속도가 한계치를 넘으면 흐름속도가 더욱 빨라지면서 연소속도가 증가하는 침식연소가 발생되는데 L/D가 7 이상, A_p/A_t가 2~3 이하, A_b/A_p가 70 이상이면 조건을 만족한다. 따라서, 본 시험에서 침식연소 발생을 만족시키는 시험조건은 L/D=9부터 해당된다. 여기서 A_p는 추진제 포트 면적, A_t는 노즐목 면적, A_b는 연소면적이다.

2.2.2 무노즐 부스터의 압력 및 추력 선도

Fig. 5와 6은 본 시험에서 무노즐 부스터의 세장비별로 7, 9, 11, 13에 대해 측정된 P-t(압력-시간)와 T-t(추력-시간) 선도이다. 무노즐 부스터의 경우, Basic Motor와 달리 연소가 진행되면서 급격한 압력 감소가 발생되었는데, 추진제 그레인으로 형성된 노즐목이 연소에 의해 확장되어 발생된 것으로 판단된다. 또한, L/D=9에서는 연소 후반 tail-off 구간에서 일정시간을 두고 점차적으로 감소하는 현상이 추가적으로 발생되었다. 이러한 현상은 침식연소에 의해 나타나는 현상으로, 침식연소가 발생되면 연소가스 유동속도의 증가가 추진제 그레인의 연소속도를 증가시켜 연소초기 정상적 예상압력보다 급격한 압력상승

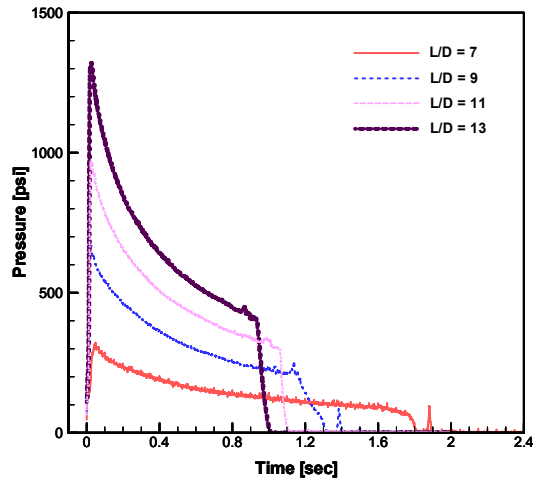


Fig. 5 Pressure history for nozzleless booster at all conditions.

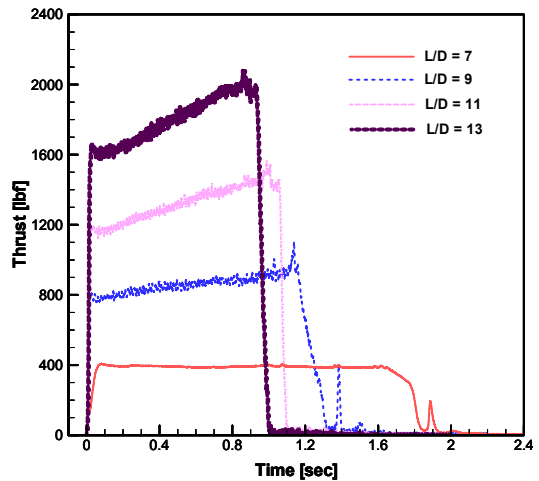


Fig. 6 Thrust history for nozzleless booster at all conditions.

을 유발한다. 이로 인해 추진제 후방으로 갈수록 연소속도가 빨라져 추진제 전방보다 후방이 먼저 연소되고, 남은 전방의 추진제가 연소하면서 점차적으로 압력이 감소되는 현상이 발생하는 것이다. 그러나, 세장비(L/D)가 커짐에 따라 이 현상이 점차 감소되는 것을 볼 수 있는데, 이는 높아진 평균압력에 의해 연소속도가 빨라져 침식연소가 발생하는 조건을 벗어나기 때문인 것으로 판단된다[8].

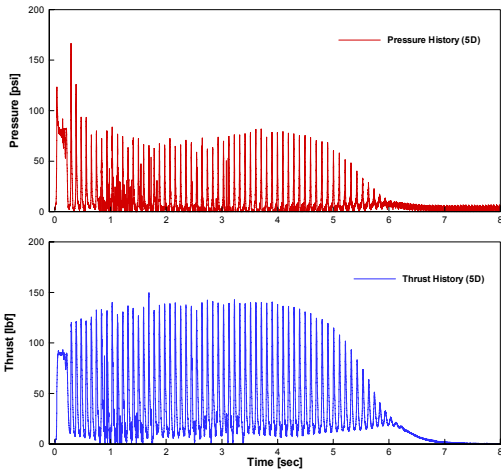


Fig. 7 Pressure/Thrust history for nozzleless booster at L/D=5.

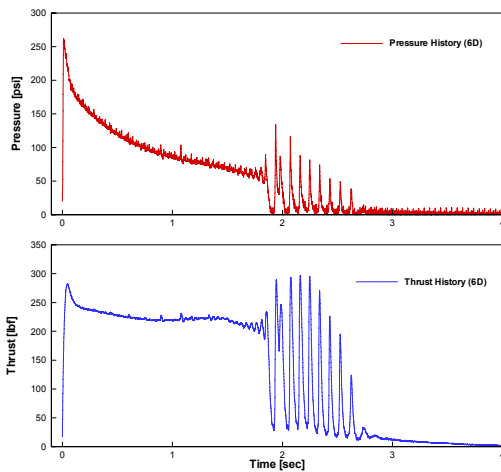


Fig. 8 Pressure/Thrust history for nozzleless booster at L/D=6.

추진제 길이에 대한 효과로는 세장비(L/D)가 7인 경우를 제외하고, 세장비(L/D)가 증가함에 따라 추진제 그래인의 연소면적이 증가하면서 평균압력이 증가하게 되고, 이로 인해 연소시간은 점점 감소하였으며, 증가되는 연소면적과 노즐 형상에 의해 추력은 연소후반까지 계속적으로 증가하였다[5,6]. 또한, P_{max} 로부터 연소가 종료된 tail-off 시점까지의 시간에 따른 압력변화를 분석해본 결과, L/D=7, 9, 11, 13에 대해 각각 감소하는 압력기울기가 147, 421, 634, 1010

psi/sec로 나타났다. 이로부터, L/D=7인 경우는 다른 조건과 달리 평균압력보다 낮은 압력감소가 발생되었고, 추력 또한 연소시간 동안 일정하게 유지되었다.

Fig. 4와 5에 L/D=5, 6에 대한 결과는 제외되어 있는데, 연소시 연소불안정이 발생되어 같은 그래프 상에 도시할 수 없었다. Fig. 6은 L/D=5, Fig. 7은 L/D=6에 대한 압력과 추력선도를 보여 주는데, L/D가 5인 경우는 연소 전 영역에서 10 Hz의 진동이, L/D가 6인 경우는 연소 후반에 연소불안정이 발생되었다. 이와 같은 현상은 Gany, Nahon, Farinassio[5-8] 등 여러 문헌에서도 보고되었는데 챔버 크기가 작거나 챔버 압력이 낮은 경우 발생하는 L^* instability로 판단된다 [11-13]. L^* (특성길이)는 추진제 포트 부피와 노즐목 면적과의 관계로써 결국 챔버 길이로 표현된다.

$$L^* = V_d / A_t \quad (1)$$

본 연구에서는 L/D가 7인 경우 연소불안정이 발생되지 않는 결과로 보아 알루미늄 조성에서는 챔버길이 400 mm 이하에서 발생된다고 볼 수 있다. 여기서 V_c 는 챔버의 부피이다.

2.2.3 성능 분석

시험을 통해 확보된 데이터를 토대로 물리변수와 성능변수에 따라 성능을 분석하였다. 물리변수로는 추진제 무게 및 연소관 길이(L/D), 성능변수로는 최대/평균 압력, 최대/평균 추력, 총역적, 비추력 등으로 Table 2에 정리하였다.

D_p 는 보어 직경(추진제 포트 직경), WF는 Web Fraction, m은 추진제 무게, t는 연소시간, P_{max} 는 최대 압력, P_{ave} 는 평균 압력, T_{max} 는 최대 추력, T_{ave} 는 평균 추력, I_t 는 총역적, I_{sp} 는 비추력을 의미한다. Classical Motor는 HTPB/Reduced-smoke, 나머지는 HTPB/Al 추진제이고, 모든 모터의 노즐형상은 일치한다. 앞서 언급한 바와 같이 무노즐 부스터의 L/D=5, 6의 경우 연소불안정으로 인해 데이터 분석에서 제외시켰다.

Table 2. Test motor performance.

Motor	Propellant	L/D	D_p (in)	WF	m (lb)	t (sec)	P_{max} (psi)	T_{max} (lbf)	P_{ave} (psi)	T_{ave} (lbf)	I_t (lbf-sec)	I_{sp} (sec)
Classical Motor	HTPB/Reduce d-smoke	7	1.04	0.6	4.18	4.35	271	291	168	175	714	171
		14			8.30	2.05	1056	1331	809	1011	1939	234
Basic Motor	HTPB/AI	7			4.22	0.85	1738	2319	998	1316	1089	258
Nozzleless Booster	HTPB/AI	7			4.04	1.73	435	497	183	420	706	174
		9			5.36	1.32	685	1105	336	853	1063	198
		11			7.01	1.11	971	1563	490	1305	1407	201
		13			8.13	1.01	1323	2082	679	1759	1718	211
Cylindrical Motor	HTPB/AI	9			5.69	1.16	886	1162	431	959	1103	194

2.2.3.1 Basic Motor(7DC) vs. 무노즐 부스터(7D, 9D) & Cylindrical Motor(9DC)

앞서 Fig. 1에 언급된 성능을 확인하기 위해 L/D=7과 9의 무노즐 부스터와 Cylindrical Motor의 성능을 Basic Motor의 성능으로 일반화시켰다(Fig. 9).

무노즐 부스터는 후방 추진제 그래인이 노즐 형상을 갖기 때문에 L/D=7의 경우 같은 길이의 추진제가 충전되어 있더라도 Basic Motor와 비교하여 적은 양이 충전되고, 내부 연소면적이 작으며, 추진제 연소에 의한 노즐목의 변화로 연소 압력 변화가 적어 모든 성능이 낮게 나타났다. L/D=9의 무노즐 부스터는 노즐 구성품 대신 추진제가 충전되어 무게가 약 30% 증가하였으나, 노즐목의 부재로 평균압력이 Basic Motor와 비교하여 30%로 낮아 성능이 낮게 나타났다. 총역적은 95% 수준으로 거의 근접했지만 추진제 무게로 인하여 비추력은 75%로 나타났다. 이로부터 같은 조성의 추진제를 사용할 경우, 노즐의 부재로 인하여 그 길이만큼 추진제로 채운다 하더라도 Basic Motor 대비 무노즐 부스터의 비추력은 약 25% 정도 감소됨을 알 수 있었다.

L/D=9인 Cylindrical Motor는 연소관 후방 추진제 그래인이 노즐 형상이 아닌 실린더 형태이기 때문에 그 차이만큼 추진제의 충전량이 증가하여 L/D=9인 무노즐 부스터보다 추진제의 무게가 증가했고 연소면적이 추진제 끝단까지 확

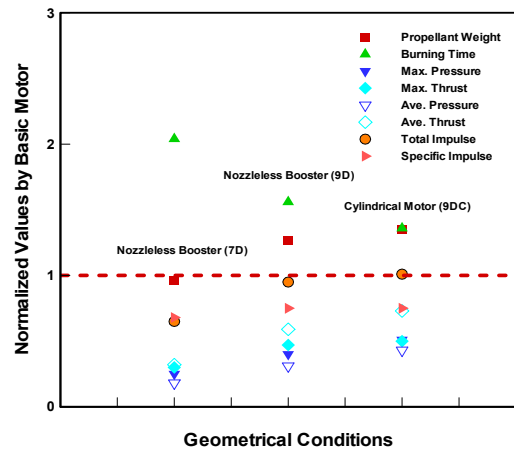


Fig. 9 Nozzleless booster (L/D=7 & 9) and cylindrical motor (L/D=9) performances normalized by basic motor those.

장되어 무노즐 부스터보다 증가했다. 그러나, Basic Motor와 비교하여 노즐목의 부재로 평균 압력이 43%로 낮아 성능이 낮게 나타났고 총역적은 대등하나 추진제 무게로 인하여 비추력은 약 25% 정도 감소되어 L/D=9인 무노즐 부스터와 동등하게 나타났다.

2.2.3.2 무노즐 부스터(9D, 11D) & Cylindrical Motor (9DC)

Cylindrical Motor(9D)와 무노즐 부스터(9D)는 같은 추진제 길이를 갖지만 전자는 추진제 그래

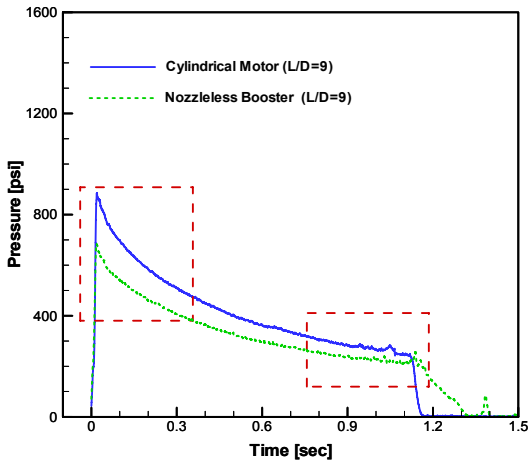


Fig. 10 Pressure history comparison of cylindrical motor to nozzleless booster at L/D=9.

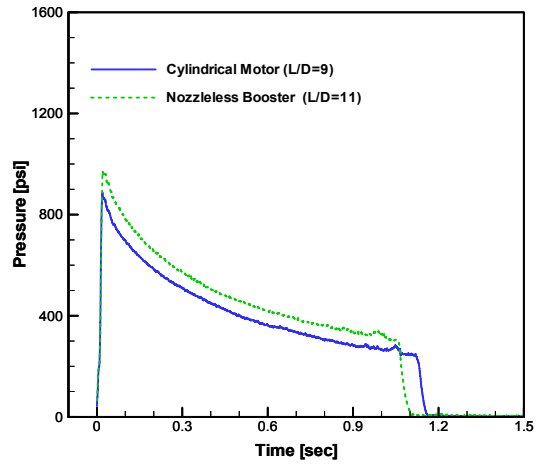


Fig. 12 Pressure history comparison of cylindrical motor at L/D=9 to nozzleless booster at L/D=11.

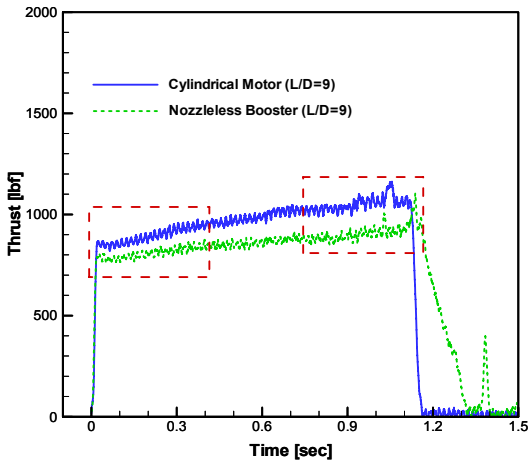


Fig. 11 Thrust history comparison of cylindrical motor to nozzleless booster at L/D=9.

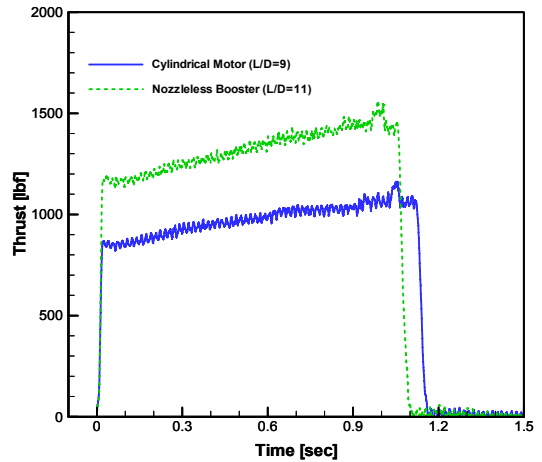


Fig. 13 Thrust history comparison of cylindrical motor at L/D=9 to nozzleless booster at L/D=11.

인이 실린더형으로 연소관 끝단까지, 후자는 연소관 후방이 노즐 형상인 차이를 갖는다. 무노즐 부스터는 비록 연소가 진행됨에 따라 추진제로 이루어진 노즐목 직경이 변하지만 노즐 확대부를 갖고 있기에 압력차가 발생되어 운동에너지로 변환되기 때문에, 노즐목이 없는 Cylindrical Motor보다 압력, 추력 등 성능에서 높을 것으로 예측되었다. 그러나, Fig. 9에 도시된 결과처럼 Cylindrical Motor가 약간 높은 성능을 갖는 것으로 나타났고, 이를 분석해보기 위해 Fig. 10,

11처럼 두 모터에 대한 압력 및 추력 선도를 비교해보았다.

Fig. 10은 압력선도로 연소초기 Cylindrical Motor가 무노즐 부스터에 비해 연소면적이 커서 최대 및 평균 압력이 크게 나타났지만, 연소 후반으로 갈수록 그 간격이 점차 줄어들었고, 무노즐 부스터의 경우 Sliver로 인한 연소 종료 후 남은 추진제가 연소하는 현상이 계측되었다. 추력의 경우, 연소초기 발생된 압력차보다 적은 추력차가 발생되었고, 연소후방으로 갈수록 점점

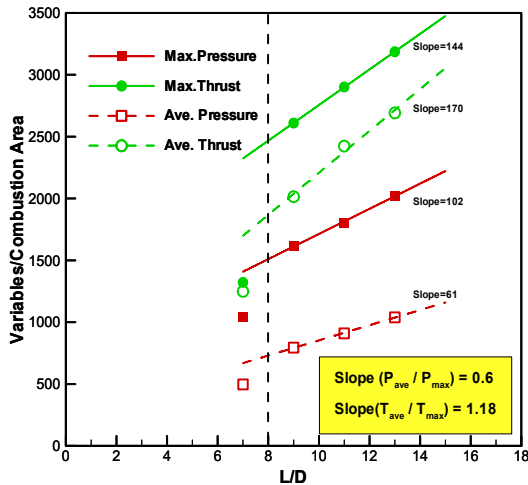


Fig. 14 Performance variations of nozzleless booster normalized by its combustion area as a function of booster length increase.

더 차이가 벌어지게 나타났다. 추력은 압력에 비례하기 때문에 두 모터의 압력차가 클수록 추력 차도 크게 나타나야 하지만 압력선도와 반대의 현상이 발생되었다. 앞서 예측한대로, 무노즐 부스터에 추진제로 형성된 노즐 확대부의 압력차에 의해 열에너지가 운동에너지로 변환되어 초기 연소시에는 추력차가 적었지만, 연소 후반으로 진행될수록 연소에 의해 추진제로 형성된 무노즐 부스터의 노즐형상이 연소에 의해 사라져 추력차가 점점 증가된 것으로 판단된다. 이로부터 압력차에 의한 추력차 보상은 노즐 확대비에 지배적일 것으로 판단되어, 이 후 추가 시험을 통해 노즐 확대비에 의한 효과를 확인할 예정이다.

Cylindrical Motor의 총역적이 무노즐 부스터보다 약 3.7% 정도 높게 나타났지만, 충전된 추진제 양이 약 6.2% 더 충전되어 결과적으로 비추력은 무노즐 부스터가 약 2% 높게 나타나 무노즐 부스터의 성능이 향상된 것으로 나타났다.

Fig. 12와 13은 L/D=9인 Cylindrical Motor와 L/D=11의 무노즐 부스터에 대한 압력 및 추력 선도를 보여준다. 무노즐 부스터의 노즐목을 제외한 연소면적은 Cylindrical Motor와 일치하여 앞서 비교한 결과와 다르게 두 모터의 압력차는 일정하게 나타났고, 추진제 충전량의 차

이로 총역적은 크게 차이났으나, 추력 형상은 같은 경향성을 보여주었다. L/D=11의 무노즐 부스터의 추진제 충전량은 23%, 총역적은 27% 크게 나타났고, 비추력은 약 3%의 차이가 나타났다.

2.2.3.3 Length Effect

무노즐 부스터의 길이 변화에 대한 특성을 알아보기 위해 최대/평균 압력과 최대/평균 추력을 일반화시켜 비교해 보았다. Fig. 14는 길이가 증가함에 따라 증가된 연소면적만큼 성능이 증가하는지를 알아보기 위해 각 길이별 연소면적으로 일반화시킨 결과를 보여준다.

또한, 각 데이터들의 linear fit 결과, 압력보다 추력에서 높은 기울기를 보였고 성능 인자인 P_{ave}/P_{max} 에 대한 기울기 비가 0.6으로 나타났다. 따라서, 기울기 비가 1보다 작기 때문에 L/D가 증가함에 따라 P_{ave}/P_{max} 의 차이는 더욱 커질 것이다. 그러나, T_{ave}/T_{max} 는 1.18로 1보다 크게 나타났다기 때문에 L/D가 증가함에 따라 간격은 더욱 줄어들 것이다.

2.2.3.4 Performance Comparison

본 시험에서 획득한 모든 데이터를 통해 같은 추진제 조성의 Basic Motor와 노즐을 장착한 Classical Motor에 대해 동등 이상의 성능을 갖기 위한 무노즐 부스터의 조건을 예측해보았다. Fig. 15는 같은 추진제 조성으로 모든 형상이 같지만 노즐을 장착한 Basic Motor, Fig. 16은 HTPB/Reduced smoke 조성으로 Basic Motor의 형상과 일치하고 노즐을 장착한 Classical Motor, Fig. 17은 HTPB/Reduced smoke 조성으로 추진제 그래인이 스타형이며 노즐을 장착한 Classical Motor를 나타내며 무노즐 부스터의 성능을 각 모터의 성능으로 일반화하여 도시하였다.

무노즐 부스터와 같은 조성으로 노즐이 장착된 Basic Motor와의 비교 결과, 비추력을 제외한 모든 성능을 만족시키기 위해서는 L/D=15 이상이 되어야 하지만 비추력은 만족시키지 못한다. 최대/평균 압력 및 연소시간은 일치하고, 평균 추력이 약 2.1배 증가하여 총 역적이 향상되지만, 추진제 충전량이 약 2.3배 이상 필요하므로 전체

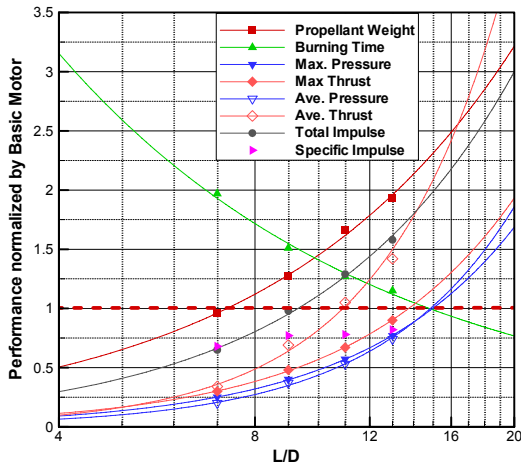


Fig. 15 Performance comparison of nozzleless booster with basic motor (L/D=7).

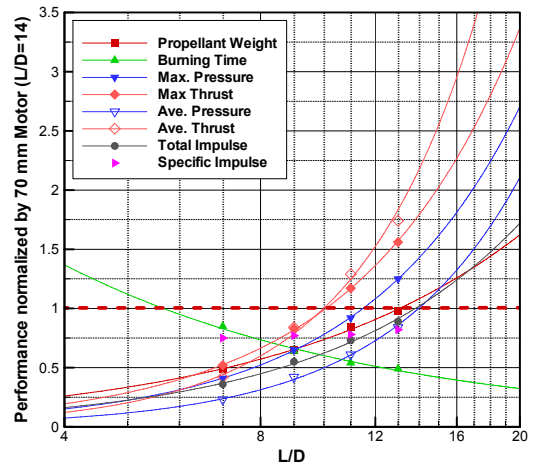


Fig. 17 Performance comparison of nozzleless booster with classical motor(L/D=14, HTPB/Reduced smoke, star shape).

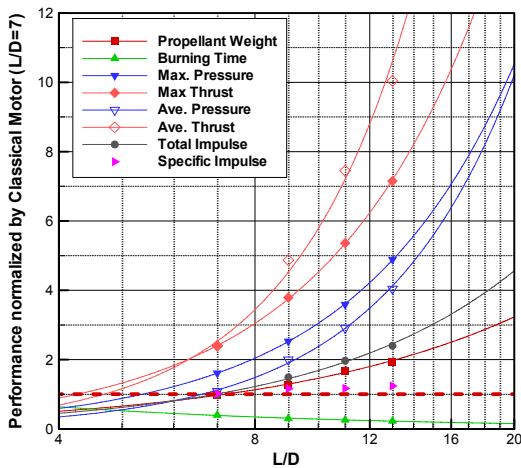


Fig. 16 Performance comparison of nozzleless booster with classical motor(L/D=7, HTPB/Reduced smoke, cylinder shape).

추진기관 무게의 증가가 발생할 것이다. 또한, Gany[7] 등은 무노즐 부스터의 비추력은 같은 평균압력내에서 일반 부스터와 비교시 약 86%의 비추력을 갖는다고 제시하였는데, L/D=14의 결과를 보면, 비추력이 대략 85%로 같은 결과가 나올 수 있다.

HTPB/Reduced smoke 조성으로 노즐이 장착된 Classical Motor와 비교 결과, 같은 L/D=7인 조건에서 성능이 만족함을 알 수 있다. 추진제에

금속연료가 함유되지 않아 발생한 결과로 판단된다(Fig. 16).

일반적으로 널리 사용되는 70 mm급 HTPB/Reduced smoke 조성의 Classical Motor와의 비교 결과 L/D=14 이상에서 비추력을 제외한 모든 성능이 동일 이상으로 나타났다. 추진제 충전량과 평균압력은 비슷하지만, 최대 압력이 2배가 넘기 때문에, 연소관의 구조적인 보강이 필요할 것이다(Fig. 17).

3. 결 론

일반적으로 로켓 모터에서 사용되는 노즐을 대체하여 노즐 형상의 추진제 그레인으로 노즐의 효과를 얻기 위한 무노즐 부스터를 개발하였다. 이를 위해, 첫째로, 알루미늄 금속연료를 이용하여 최대 밀도비추력을 가지며, 충전이 가능한 점도를 갖는 추진제 조성을 개발하여 무노즐 부스터에 적용하였다. 둘째로, 노즐이 장착된 Basic Motor 및 실린더형 추진제 그레인의 Cylindrical Motor와 성능 비교를 하였다. 셋째로, 세장비(L/D)에 따른 성능변화를 확인하였으며, 마지막으로, HTPB/Reduced-smoke 추진제

조성을 갖는 Classical Motor의 성능을 확보하기 위한 조건을 분석하여 아래와 같이 6개의 결론을 도출할 수 있었다.

1. 무노즐 부스터의 성능시험 결과, 연소 초기 발생된 최대 압력은 연소가 진행됨에 따라 급격한 압력 감소가 발생되었다. 또한, L/D=9의 조건에서는 침식연소가 발생되어 점차적으로 압력이 감소한 구간이 발생되었다.
2. L/D=5, 6의 조건에서는 추진제 포트 크기가 작거나 챔버 압력이 낮은 경우 발생하는 L* instability가 발생되었다.
3. 같은 추진제 조성의 노즐이 장착된 Basic Motor와 비교하여, 전체 모터 길이와 같은 추진제 길이를 갖으며 추진제 그레이인이 노즐의 형상을 갖는 L/D=9의 무노즐 부스터와 추진제 그레이인이 노즐의 형상이 아닌 L/D=9의 Cylindrical Motor 모두 전체 성능이 낮게 나타났다으며, 비추력은 75%로 감소되었다.
4. L/D=9의 무노즐 부스터와 Cylindrical Motor의 비교 결과 Cylindrical Motor의 압력 및 성능이 높게 나타났으며, 연소초기 발생된 압력차는 연소가 진행됨에 따라 점점 감소하였다. 그러나, 추력은 무노즐 부스터의 노즐 형상에 의한 압력차로 인해 발생된 열에너지가 운동에너지로 보상되어 초기 추력차는 적었지만, 연소 후방으로 갈수록 노즐 형상이 연소에 의해 사라짐에 따라 추력차가 점점 증가하게 나타났다.
5. L/D > 7 인 경우, 추진제 충전량과 연소면적이 증가함에 따라 최대/평균 압력 및 추력이 일정하게 증가하는 경향성을 보였고, P_{ave}/P_{max} 와 T_{ave}/T_{max} 의 기울기는 동일하게 나타났다.
6. 동등 이상의 성능을 확보하기 위한 무노즐 부스터의 조건은 아래와 같다.
 - 1) 같은 추진제 조성의 노즐이 장착된 L/D=7의 Basic Motor에서는 $L/D \geq 14$
 - 2) HTPB/Reduced-smoke 추진제 조성의 노즐이 장착된 Classical Motor에서는 동일한 세장비(L/D) 조건으로 나타났다.

References

1. Webster, F.F., "Liquid Fueled Integral Rocket Ramjet Technology Review," 14th AIAA/SAE Joint Propulsion Conference, Las Vegas, N.V., U.S.A., AIAA 1978-1108, Jul. 1978.
2. Webster, F.F., "Integral Rocket/Ramjet Propulsion-Flight Data Correlation and Analysis Techniques," *Journal of Spacecraft*, Vol. 19, No. 4, pp. 326-336, 1981.
3. Albert, L., "Nozzleless Booster Hardware Demonstration Progress to Date," 24th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Boston, M.A., U.S.A., AIAA-88-3366, Jul. 1988.
4. Procinsky, I.M. and McHale, C.A., "Nozzleless Boosters for Integral-Rocket-Ramjet Missile Systems," *Journal of Spacecraft*, Vol. 18, No. 3, pp. 193-199, 1981.
5. Farinaccio, R. and Lessard, R., "Nozzleless Booster Performance Study," Technical Report, DREV TR 2001-285, 2011.
6. Farinaccio, R. and Lessard, R., "Experimental Investigation of High Burn Rate Propellant for use in Nozzleless Boosters," 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Huntsville, A.L., U.S.A., AIAA 2000-3320, Jul. 2010.
7. Gany, A. and Aharon, I., "Internal Ballistics Considerations of Nozzleless Rocket Motors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 15, No. 6, pp. 866-873, 1999.
8. Nahon, S., "Nozzleless Solid Propellant Rocket Motors Experimental and Theoretical Investigations," 20th Joint Propulsion Conference, Cincinnati, O.H., U.S.A., Jun. 1984.
9. Jacobus van Zyl, G. and Keyser, R., "Development of a Composite Propellant with a Low Pressure Exponent Suitable for

- Nozzleless Booster Motors," *27th international Annual Conference of ICT*, Karlsruhe, FRG, Germany, Jun. 1996.
10. McBride, B.C. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, II: User Manual and Program Description," *NASA RP-1311*, 1996.
 11. Blomshield, F.S., "Lessons Learned in Solid Rocket Combustion Instability," *AIAA, Missile Sciences Conference*, Monterey, C.A., U.S.A, AIAA 2007-5803, Nov. 2006.
 12. Kumar, R.N. and McNAMARA, R.P., "Some Experiments related to L-STAR Instability in Rocket Motors," *9th AIAA/SAE Propulsion Conference*, Las Vegas, N.V., U.S.A., AIAA 73-1300, Nov. 1973.
 13. Kumar, R.N., "Some Experimental Results on the L-STAR Instability of Metalized Composite Propellants," *13th Aerospace Sciences Meeting*, Pasadena, C.A., U.S.A., AIAA 75-226, Jan. 1975.