

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.11.1081

혼합형 고체추진제의 RAP(Rocket Assisted Projectile) 적용연구

김경무*, 조준현*, 정덕진*

Study on Composite Solid Propellants for Rocket Assisted Projectile

Kyung-Moo Kim*, Joon-Hyun Cho* and Deok-Jin Jeong*

ABSTRACT

The technical procedure of an enhancement of a 120 mm rocket assisted projectile has here addressed by analyzing the ballistic performance with several the solid rocket propellants and shell designs. The performance was evaluated by aero-ballistic analyses and static ground tests of the rocket motor. Consequently, firing tests showed that one of tested models gave about 70% of extended range compared with conventional projectiles.

초 록

120 mm 박격포탄 중 RAP탄에 사용된 혼합형 고체로켓추진제의 조성 및 탄 형상을 설계하여 탄에 적용된 추진기관의 성능을 분석하고, 해당 성능에 관련하여 외탄도 성능을 비교함으로써 일련의 탄 성능 개량의 절차와 과정을 수행하였다. 혼합형 추진제의 기본적인 특성을 위해, 성능해석과 더불어 추진기관의 지상연소시험을 수행하여 분석하고, 탄의 발사시험으로 기존 탄에 비해 70% 사거리 연장에 대한 성능을 얻을 수 있었다.

Key Words : 120mm Mortar(120 mm 박격포), Composite Solid Propellants(혼합형 고체 추진제), Rocket Assisted Projectile(RAP, 로켓 적용탄)

1. 서 론

박격포는 구조가 간단하고 초탄 발사속도가 빠르며, 고지 후방이나 참호를 효과적으로 공격할 수 있고, 살상효과도 우수하다. 이러한 박격포의 장점으로 인해 한국군에서는 1950년을 전후하여 60 mm, 81 mm, 4.2" 박격포를 도입, 현재까지 효과적으로 운용하고 있다. 그러나 연구개발을 통해 성능이 향상된 81 mm 박격포에 비해 4.2" 박격포는 성능 향상이 이루어지지 않아 대대운용 화기인 81 mm 박격포보다 연대운용 화기인 4.2" 박격포가 사거리가 더 짧고, 노후화 되어 정확성,

기동성에서도 떨어지는 단점이 나타났다. 이러한 단점을 극복하고 최대사거리를 연장시키기 위해 노후화된 4.2" 박격포를 대체할 새로운 120 mm 자주 박격포의 개발 필요성이 제기되었다.

본격적인 선두 개발은 프랑스의 Tomson CSF와 독일의 Daimlerchrysler Aerospace의 합작회사인 TDA사에서는 Table 1과 Fig. 1처럼 성능을 향상시킨 여러 가지 형태의 탄을 개발 중에 있거나 전력화되어 운용 중에 있다[1].

기능적인 면에서 로켓을 적용하여 8 km의 사거리를 13 km부터 32 km까지 증대시키고, 램제트를 적용하여 35 km까지 사거리를 확장시키는 성능을 갖춘 탄을 개발 중에 있다.

RAP용 추진제는 일반적으로 복기추진제(DB : double base)를 사용하고 있는데, 복기 추진제는 저온($T_g \leq -30^\circ\text{C}$)에서 구조적 취약성이 존재하며, 특히 탄이 회전 가속도를 가지고 있어 구조응력

† 2010년 9월 13일 접수 ~ 2010년 10월 25일 심사완료

* 정회원, (주)풍산 기술연구소

교신저자, E-mail : kkm5250@hanafos.com

경북 경주시 안강읍 산대리 2222-2

Table 1. TDA사에서 제시된 RAP 탄 특성

PROJECTILE	RAP	RAP-VLR	Isostatic RAP	Ramjet
CALIBER	120 mm	120 mm	120 & 155mm	155mm
RANGE	13km	17km	13km (120mm) 32km (155mm)	35km
MORTAR & GUN TYPE	Rifled	Smooth & Rifled	Rifled	Rifled
"g" LEVEL	9000 g	6000 g	9000 g (120mm) 11000 g (155mm)	11000 g
BURNING TIME	3.5 s	3.0 s	8.0 s (120mm)	12.0 s
STATUS	Serial Production	Feasibility	Feasibility	Feasibility

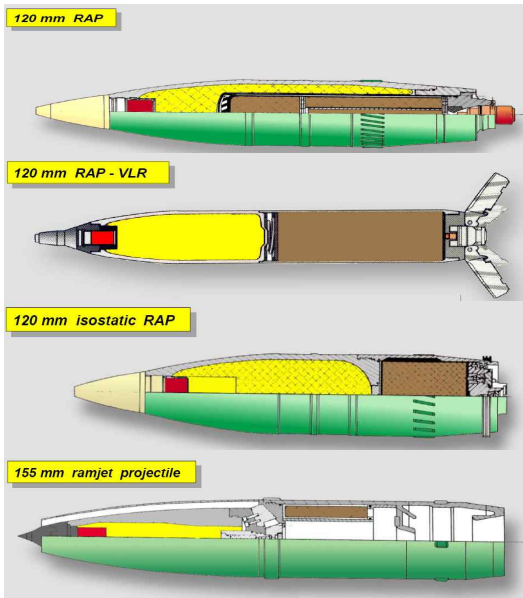


Fig. 1. TDA사의 RAP탄 형상

을 심하게 받으며, 발사시 포강내에서 setback force 및 고온/고압을 받아 추진제 충전체가 균열을 동반하여 파열될 가능성이 내포되어 있는 단점이 있다.

(주)풍산은 120 mm 박격포용 고퍽탄(HE), 사거리 연장탄(RAP), 이중 목적 성형작약 고퍽탄(DPICM) 3가지 탄 중에 대해 자체개발을 진행하여 개발 완료하였고, 시연을 통해 그 성능을 입증하였다[2]. 본 연구에서는 120 mm 박격포탄 중 RAP탄에 저온 조건에서도 구조적 견고성을 유지할 수 있는 HTPB/AP계 혼합형 고체로켓추진제를 적용하였으며, 해당 조성 및 형상을 설계하고 시제품을 제조하였다. 연소속도, 기계적 물성 등 추진제의 기본적인 특성을 파악한 후 지상 연소시험, 발사시험을 통해 그 성능을 확인하였

다. 이러한 일련의 과정을 거쳐 HTPB/AP계 혼합형 고체 로켓 추진제의 RAP탄 적용 가능성을 제시하였다.

II. 본 론

2.1 추진제 조성

혼합형(HTPB/AP) 추진제는 우주발사체와 군사용 로켓, 유도탄에 가장 널리 활용되고 있다 [1]. 본 연구에서는 HTPB/AP계열 추진제인 BASE 조성을 기본으로 하여 비추력을 향상시키기 위해서, 총 고체함량은 일정하게 유지하면서 AP중 일부를 AI의 함량추가로 치환시킨 3가지 조성으로 설계하여 총 4종의 추진제를 제조하였다. 설계된 조성은 CEA (Chemical Equilibrium and Applications) 코드로 특성을 분석하였다[3]. 각 조성별 특성을 Table 2에 나타내었다.

비추력 계산 결과, 설계된 조성 모두 알루미늄(AI)금속 연료가 없는 Base 조성보다 비추력이 높을 것으로 분석되었다.

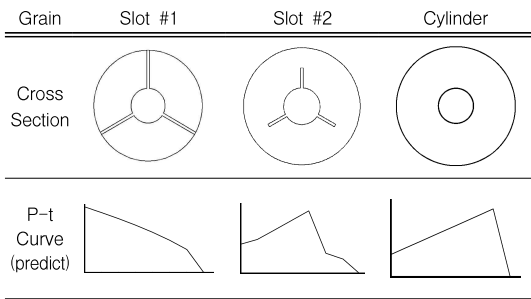
Table 2. 추진제 조성별 특성분석

	Base	PS-1	PS-2	PS-3
분자량 (g/mol)	25.89	26.10	26.29	26.59
비추력(sec)	248.3	257.1	262.4	264.5
비열비	1.19	1.18	1.16	1.06
화염온도 (K)	2993.60	3220.74	3415.66	3528.01
정압비열 (cal/g,K)	0.71	0.76	0.84	1.003
특성배기속도(ft/s)	5010.7	5115.6	5179.8	5192.1
밀도 (g/cc)	1.71	1.73	1.76	1.79

2.2 추진제 그레인(Grain) 형상

일반적으로 조성이 동일한 추진제는 목적에 적합토록 그레인(Grain) 형상을 변경하여 연소특성을 조절한다. Table 3은 당사에서 제작한 추진제 단면과 예상 압력-시간 곡선이다. Slot #1형은 일반적으로 널리 사용되는 형상으로 점감(regressive) 연소특성을 나타내지만, 고속으로 회전하는 발사체에서는 각 가속도에 의해 추진제의 연소속도가 점증(progressive) 특성을 가지므로 상호보완적으로 모터의 연소특성이 중립(neutral) 경향을 취할 것으로 예상하였다[4]. 따라서 slot #1형이 적합할 것으로 예상되었으나, Slot #2와 cylinder형도 함께 제작하여 특성을 비교하였다.

Table 3. 추진제 그레인 형상과 예측 압력-시간 곡선



2.3. 추진제 연소속도

Base추진제의 연소속도는 스트랜드(Strand) 버너로부터 Fig. 2와 같이 압력구간별 연소속도를 측정하였다.

측정된 시험 데이터로부터 다음 (1)식과 같이 연소속도를 설정하였다[5]. 각 조성별 연소속도와 온도상수, 압력지수를 Table 4에 나타내었다.

$$r_b = aP_c^n \quad (1)$$

r_b : 추진제 연소속도 (mm/sec)

P_c : 연소실 압력 (psi)

a : 연소속도 상수

n : 연소 속도의 압력 지수

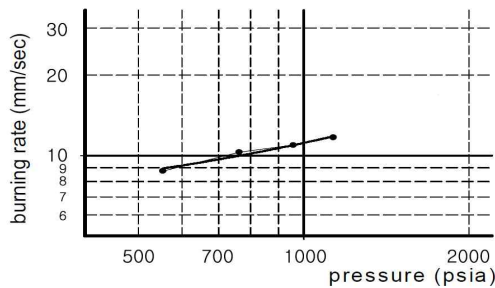


Fig. 2. Base 추진제의 압력 구간별 연소속도

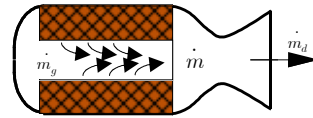
Table 4. 조성별 온도상수, 압력지수, 연소 속도

Formulation	α	n	Burning rate (mm/sec @1,000psia)
BASE	0.72	0.40	11.20
PS-1	0.71	0.39	10.73
PS-2	0.64	0.40	10.22
PS-3	0.62	0.41	9.50

각 조성에 따른 연소속도 값은 비추력 값과는 상반된 경향을 보이는데, 이는 첨가된 AI함량 증가에 따른 것으로 추정된다. 동일한 HTPB/AP 계열의 추진제이기 때문에 압력지수는 유사함을 알 수 있었다.

2.4 지상연소 시험 및 성능 분석

실제 비행시험에 앞서 Fig. 3처럼 지상연소시험으로 연소현상, 추력 및 연소관 압력을 확인하였다. 지상 연소시험 결과로부터 로켓의 성능은



$$\dot{m} = \dot{m}_g + \dot{m}_d \quad (2)$$

여기서,

$$\dot{m} = \frac{d}{dt}(\rho_c V_c)$$

$$\dot{m}_g = \rho_p A_b r_b \quad (3)$$

$$\dot{m}_d = C_d P_c A_t$$

\dot{m} : mass flow rate V_c : chamber volume

ρ_p : propellant density C_d : discharge coefficient

r_b : burning area P_c : chamber pressure

A_b : burning rate A_t : nozzle throat area

이다. 식(3)을 식(2)에 대입하여 정리하면, (4)의 식을 얻어, 압력을 시간에 따라 계산 할 수 있다.

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{R_o T_c}{M V_c} (\rho_p A_b a P_c - C_d P_c A_t) \quad (4)$$

R_o : universal gas constant \bar{M} : gas molecular weight

T_c : flame temperature

연소실의 압력을 얻은 후, (5)의 식으로 추력을 계산하여 추진기관의 성능해석을 수행하였다.

$$F = C_F P_c A_t \quad (5)$$

F : thrust, C_F : thrust coefficient



Fig. 3. 지상연소 시험

Table 5. Grain 형상별 연소시험 해석 결과 (Base조성)

항목	Slot #1	Slot #2	Cylinder
연소시간 (sec)	5.34	5.78	6.39
평균압력 (psia)	510	480	260
최대압력 (psia)	980	590	570
평균추력 (lbf)	190	180	95
최대추력 (lbf)	390	220	240
총역적 (lbf-sec)	580	580	590
비추력 (sec)	205.37	203.01	205.86

Table 6. 조성별 지상연소시험 해석결과 (Slot #1형)

항목	BASE	PS-1	PS-2	PS-3
연소시간 (sec)	5.34	6.65	6.96	7.40
평균압력 (psia)	510	470	417.1	365.5
최대압력 (psia)	980	1040	910	760
평균추력 (lbf)	190	170	150	130
최대추력 (lbf)	390	410	340	290
총역적 (lbf-sec)	580	620	600	600
비추력 (sec)	205.37	208.49	205.15	208.76

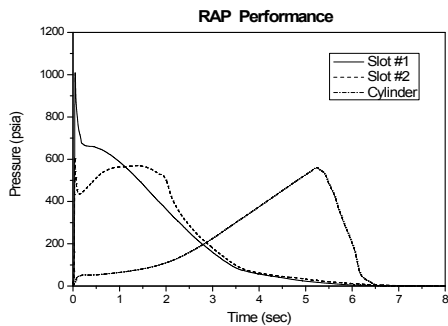


Fig. 4. Grain 형상별 P-t 곡선 (Base조성)

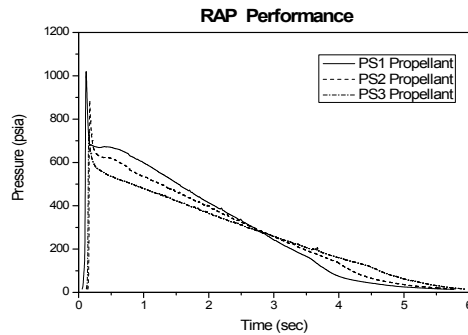


Fig. 6. 조성별 P-t 곡선 (Slot #1형)

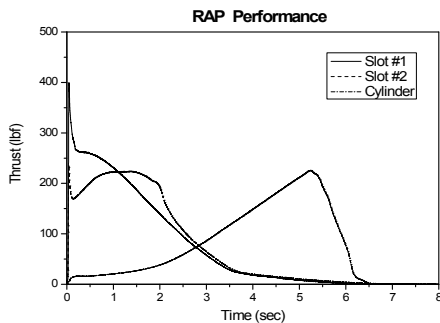


Fig. 5. Grain 형상별 F-t 곡선 (Base조성)

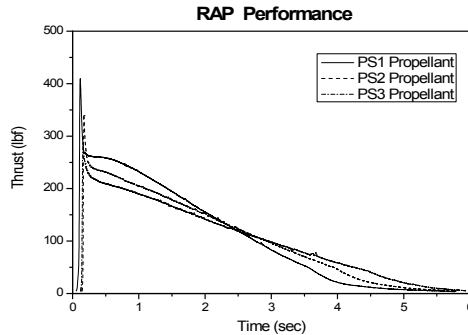


Fig. 7. 조성별 F-t 곡선 (Slot #1형)

추진제 base조성으로 제작한 형상에 따른 그레인의 성능해석 결과를 Table 5와 Fig. 4, 5에 나타내었다.

그레인 형상은 slot #2가 중립형 연소특성을 나타내고 있으나, 실제 탄이 비행 중에 큰 회전 원심력($\geq 9,000 \text{ g}$)으로 인해 연소특성이 달라질 것으로 예상된다. 이러한 이유로 원심력의 영향을 고려해서 점감형 연소특성을 갖는 slot #1 형상을 본 RAP 로켓에 적용하였다.

CEA 코드로 계산한 것과 본 설계되고 시험되어진 점감형 그레인 RAP모터와의 성능관계를 검토하고자 하였다.

추진제는 기본조성에서 Al 함량을 증가시킨 PS-1 (Al:7.0%), PS-2 (Al:14.0%) 및 PS-3 (Al:21.0%) 조성을 점감형 그레인 형상의 실기형 RAP모터에 충전하여 지상연소시험을 수행하였다. Fig. 6, 7에 압력-시간, 추력-시간 성능곡선과 Table 6에 성능해석 결과를 나타내었다.

Al 함량 증가에 따라 약간의 비추력 증가는 있지만, Table 2의 CEA 코드 결과 예측된 성능 증대 효과는 볼 수 없었다.

이는 설계 제작한 실기형 RAP모터에서 연소 초기에 높은 압력(~1000 psia)으로부터 시간에

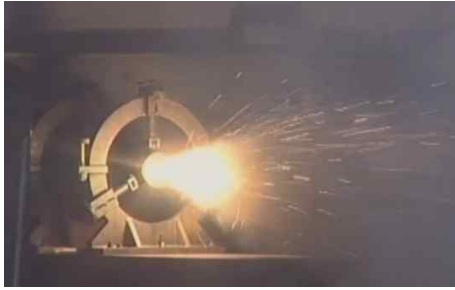


Fig. 8. PS-3 추진제 적용 연소시험장면

따라 빨리 감소되는 압력 저하(~400 psia)로 인하여 AI의 불완전 연소, 연소시간의 길어짐에 따른 열손실과 이상(2-phase) 성능 손실(Fig. 8)이 주요원인으로 추정된다.

또한 PS-1을 적용한 모터는 탄의 비행작동에 영향을 미칠 초기에 최대추력의 크기가 다른 경우보다 커서, 탄의 가속 및 사거리 연장에 이득이 될 것으로 예측된다.

2.5 비행(사격) 시험

RAP탄의 사거리는 탄의 후방에 장착된 로켓 연소관의 성능(추력)을 알게 되면 (6)의 식으로부터 예측할 수 있다[6].

$$\frac{d\vec{u}}{dt} = \frac{1}{m} (\text{Drag} + \text{Lift} - \text{Magnus} + \text{Thrust}) + \text{Gravity} + \text{Coriolis} \quad (6)$$

위 수식은 각 항을 단순화 한 것으로 사거리 예측에 사용되며, 이는 당사가 보유한 PRODAS 해석프로그램으로 수행하였다[7]. 개발 적용된 120 mm 박격포 RAP탄의 형상은 Fig. 10과 같다.

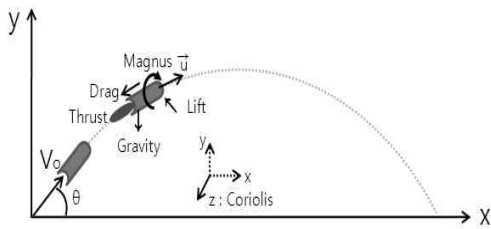


Fig. 9. PRODAS 해석 항목

Table 7. PRODAS에서 계산된 mass properties

Mass (kg)	Transverse Inertia (kg-m ²)	Axial Inertia (kg-m ²)	CG from Nose (mm)	Diameter (mm)
16.40	0.33	0.32E-01	326.43	119.50

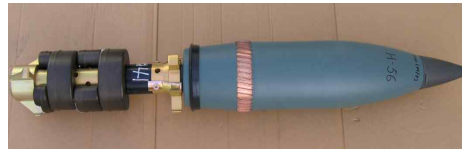
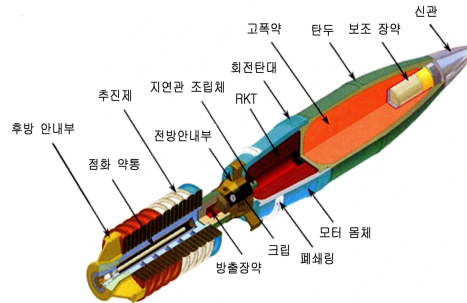


Fig. 10. 개발된 120mm 박격포 RAP탄 형상 및 실물

본 RAP탄 형상을 PRODAS에 입력시켜 공력계수를 구하는데, 형상으로부터 질량특성은 Table 7과 같이 계산되어 사용되었다.

앞서 해석된 추진기관 특성과 초기속도 발사 고각 등의 조건에 따른 해석 결과와 실제 발사시험결과를 Table 8에 나타내었다.

PRODAS는 Semi-Empirical Code 이며, 예비 설계용으로 사용하므로 발사시험을 통한 검증이 필요하다. 특히 RAP 탄은 회전 속도와 주위 압력에 따라 연소 속도가 다르기 때문에 이러한 효과를 모두 반영해야 하나 PRODAS에서는 가능하지 않다.

일반적으로 HE 탄은 고각 45° 부근에서, RAP 탄은 55° 부근에서 최대사거리를 나타낸다. 54° 사격 시험과 PRODAS 결과는 비슷하나, 45° 사격 시험과 PRODAS 결과는 약 1 km 차이가

Table 8. PRODAS 해석 및 발사시험 결과

No.	추진제	Grain	V ₀ (mps)	Elevation (degree)	Range (km)	
					발사시험	PRODAS
	HE*		383	45	8.4	8.5
1	BASE	slot#1	378	45	12.4	13.6
2	BASE	slot#2	372	45	12.5	13.6
3	BASE	cylinder	372	45	12.5	13.5
4	BASE	slot#1	379	54	14.3	14.2
5	PS-1	slot#1	380	54	14.5	14.3
6	PS-2	slot#1	382	54	14.3	14.2
7	PS-3	slot#1	398	54	14.5	13.9

* HE : High Explosive Projectile (without Rocket Motor)

났다. 이것은 탄이 통과하는 고도의 영향(발사 고각)을 반영하지 못한 결과로 생각된다. 즉, RAP 탄은 탄이 통과하는 고도에 따라 주위 온도/기압/밀도가 달라지며 결과적으로 RAP 탄의 추력이 달라진다. 보통 최대사거리 사격(이 경우에는 고각 54°)에서 Doppler Radar 추적 자료를 활용하여 RAP 추력계수 및 항력감소 계수를 추출한 후 PRODAS 입력 자료로 사용하기 때문에 실제 측정된 사거리와 다소 차이를 보이고 있다. 또한, 형상에 따른 결과는 큰 차이가 없는 것으로 나타났다. 발사 시 풍속, 풍향 및 기타 조건을 감안하면 무시할만한 수준의 차이를 보였다. 조성은 지상연소시험과 동일하게 회전가속도의 영향을 고려한 점감형 PS-1이 가장 좋은 결과를 보였다. PS-3의 사거리가 PS-1과 동일하나 초속(V0)이 높았기 때문에 RAP탄에 적용된 로켓추진체의 성능은 PS-1의 조성이 보다 우수한 것으로 판단되었다.

III. 결 론

본 연구에서 Base 조성 및 당사에서 설계한 조성으로 목표 성능을 만족시키는 120 mm 사거리 연장탄용 로켓 추진체를 개발할 수 있었다. 또한, 특성시험으로 확인된 로켓추진체를 자체 개발한 120 mm 박격포 RAP탄에 적용시켜 사거리가 8.4 km인 HE탄에 비해 최대 14.5 km의 사거리를 달성, 70%이상 사거리를 증대시켰다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 1기술연구본부 6부의 "HTPB계 혼합형추진체 제조기술" 기술이전을 바탕으로 한 자체연구 결과입니다. 이에 감사의 뜻을 전합니다.

참고문헌

- 1) "Rocket Assisted Amunition Technologies for 120mm Mortars", Munitions Technology Symposium, 2000.
- 2) 조준현, 외 3명, "120 미리 박격포용 고체 추진체 연구", 한국추진공학회 제33회 추계학술대회 논문집, 2009, pp. 173-176.
- 3) Stanford Gordon & Bonnie J. McBride, "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium composition and application", NASA-RP-1311, 1994.
- 4) George P. Sutton; Donald M. Ross; "Rocket Propulsion Elements", 8th ed, John Wiley & Sons, Inc., 2010.
- 5) "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction", NASP-8039, 1971.
- 6) "The modified point mass trajectory model", STAGNAG-4355, 2nd ed, 1997, pp. 3-pp. 6.
- 7) PRODAS v3, <http://www.prodass.com>