

〈技術論文〉

화포추진제의 거시적 연소모델에 대한 연구

윤재건* · 현형수**

(1994년 3월 25일 접수)

A Study on the Macroscopic Combustion Models of Gun Propellants

Jae-Kun Yoon and Hyung-Soo Hyun

Key Words : Gun Propellant (화포추진제), Combustion Model (연소모델), Gun Interior Ballistics (강내탄도학)

Abstract

Macroscopic combustion models used in gun interior ballistic codes are discussed and experimental methods to measure propellant burning rate are reviewed. Comparing with gun firing results, the limit of combustion model is shown and modified combustion model is proposed. But combustion model should be selected with respect to total gun system including propellants.

기 호 설 명

A : 연소 속도 상수

A_s : 탄체의 단면적

a : 가속도

b : 분자부피

C : 충전량

C_v : 정적비열

F_D : 끌림마찰력

h_L : 열손실

h_L^i : 총 열손실

M : 분자량

M_E : 유효질량

n : 연소속도 압력지수

P_{th} : 이론적인 최대압력

P_{max} : 실험에 의한 최대압력

P : 압력

ρ : 밀도

R : 기체상수

r : 추진제 연소속도

S_{pj} : 탄체의 운동거리

T : 온도

V : 부피

V_i : 점화기의 완전연소시 용기의 자유체적

V_p : 추진제의 완전연소시 용기의 자유체적

x_1 : 시간 t_1 에서의 연소된 거리

x_2 : 시간 t_2 에서의 연소된 거리

W : 무게

z : 연소된 추진제의 중량분율

하첨자

a : 공기

av : 평균

b : 용기

bs : 탄저면

c : 연소실

i : 점화기

o : 초기조건

p : 추진제

pj : 탄체

그리스문자

α : 열확산계수

*정회원, 국방과학연구소

**국방과학연구소

- β : 열손실 보정계수
- γ : 비열비
- η : 연소가스의 분자부피
- λ : 임피던스
- ψ : 동적 연소속도계수
- ϕ : 압력구배계수

1. 서 론

열기관(heat engine)이란 열에너지를 기계적(mechanical)인 에너지로 변환시키는 장치라고 볼 때, 장약(charge)인 추진제(propellant)를 연소시켜 발생한 열에너지를 탄체(projectile)의 운동(kinetic) 에너지로 변환시키는 화포(gun)의 열기관중 하나이다. 열기관의 효율을 높이고, 단위 무게당 발생 에너지를 크게 하기위하여 많은 노력이 오래 전부터 경주되어 왔다. 화포체계(gun system) 역시 각 구성품들의 개량이나 체계 전체의 개선을 통하여 효율을 높이고 발생에너지를 크게 하는 시도가 이루어지고 있다. 이와 같은 일을 수행하기 위해서는 모사모델(simulation model)의 개발이 필수적이다. 컴퓨터의 발달은 이러한 모사모델의 개발에 획기적인 전환을 이루었고, 사용용도에 따른 많은 화포성능 예측코드의 개발을 가능하게 하고 있다. 모사의 가장 큰 목적은 포신 내의 최고압력과 탄체가 포구를 떠날 때의 속도 즉, 포구속도의 예측에 있다.

모사모델은 추진제의 연소모델, 탄체와 포신의 마찰모델, 탄체와 포신으로의 열손실, 추진제 그레이인의 열방출 패턴(pattern), 탄체와 연소가스의 운동모델 등으로 이루어지는데, 본 논문에서는 이 중에서도 추진제의 거시적인 연소모델에 대하여 고찰하였다. 모델에 필요한 연소속도의 측정방법과 경험적인 상수들이 어떻게 구해지는가를 살펴보았다. 또한 새로이 개발된 추진제의 화포적용 시도를 통하여 화포모사모델의 역할을 살펴보고, 추진제 연소모델의 문제점과 그 개선방안을 제시하였다.

2. 화포추진제

차기 세대의 화포로 연구되고 있는 액체추진제 포(liquid propellant gun)와 전자기력포(electromagnetic force gun) 등을 제외한 기존의 모든 화포는

고체추진제를 사용하고 있다. 고체추진제는 용도에 따라 화포용과 로켓용으로 나누지만, 연소되어 높은 온도와 높은 압력의 가스를 발생시키는 면에서는 동일하다. 일반적으로 화포추진제와 로켓추진제 사이에는 작동압력에서 큰 차이가 있다. 로켓추진제에서는 연소실 압력이 10~300 atm 정도이나, 화포추진제에서는 500~5,000 atm 수준이다.

Table 1에 전형적인 화포추진제의 종류 및 특성을 보이고 있다. 단기(single base)추진제란 주요 구성성분이 니트로셀룰로오즈 하나인 경우를 말하며, 복기(double base)추진제의 경우는 니트로셀룰로오즈와 니트로글리세린이 주 성분으로 되어 있다. 105 mm 전차포용 추진제의 경우 포의 수명을 연장시키기 위하여, 니트로셀룰로오즈와 니트로글리세린외에 추진제의 총 에너지손실을 줄이면서 화염온도를 낮출 수 있는 성분인 니트로구아니딘을 투입하고 있는데 이와 같이 세성분이 주요 구성성분인 경우를 삼기(triple base)추진제라 부르고 있다. 최근에는 추진제의 안전성을 고려하여 니트로글리세린의 일부 또는 전부를 비교적 안전한 가스제인 DEGDN(diethyleneglycol dinitrate) 등으로 교체하여 사용하고 있다.

추진제는 조성에 따라서 무수히 많은 종류가 있고, 화포체계마다 조건에 따라 가장 적합한 조성이 선택된다. 일반적으로 선택조건은 가격, 성능 요구 조건의 만족도, 추진제와 화포의 적합성(interface) 여부 그리고 포구효과(muzzle effect)에 따른 제한 조건 등이다. 전반적인 화포추진제의 개발방향은 연기(smoke), 섬광(flash), 취약성(vulnerability), 침식도(erosivity) 등이 적고, 낮은 화염온도와 고 에너지밀도를 갖는 추진제의 조성을 찾아내는 것이다. 화포추진제의 특성중에서 화포의 성능과 직접적인 관계가 있는 것은 Impetus[Joule/g]와 연소속도 r 이다. Impetus는 단위 무게당의 에너지이므로 화포추진제의 힘(power)을 나타내고, 연소속도는 추진제 표면이 타들어가는 속도(regression rate)이므로 추진제가 얼마나 빨리 연소가스로 전환되느냐를 의미한다. 이 두 값은 화포체계의 작동시간, 작동압력 및 포구속도에 결정적 역할을 한다.

추진제의 연소속도를 측정할 수 있는 대표적인 장치로는 STRAND BURNER와 CLOSED BOMB이 있는데, STRAND BURNER TEST(SBT)는 로켓추진제와 같이 비교적 34.5 MPa (5,000 psi)

Table 1 Gun propellants

Type	Single base	Double base	Triple base	Others
Propellant	M1, M6, M10	M2, M5, M7, M8, M26, N5	M30, M30A1	JA2, DIGLRP LOVA
Composition	·NC ·Plasticizer ·Stabilizer	·NC, NG ·Plasticizer ·Stabilizer ·Catalyst	·NC, NG, NQ ·Plasticizer ·Stabilizer ·Catalyst	·NC, NG ·DEGDN, TEGDN ·RDX, HMX ·Bonding agent
Thermodyn. data* Impetus(J/g)	920	1174	1077	1000
Max pressure(MPa)	236	290	272	270
Flame temp.(K)	2450	3870	3010	2400
Average M.W.	22.1	27.4	23.2	19.5
Density(g/cc)	1.57	1.60	1.66	-
Heat of com.(J/g)	3300	5360	4100	-
Manufacturing method	Solvent	Solvent, Non-solvent	Solvent, Non-solvent	Non-solvent
Safety	Medium	Medium	Medium	Medium, Good

NC : Nitrocellulose, NG : Nitroglycerine, NQ : Nitroqua nidine, RDX : Cyclotrimethylene Trinitramine, HMX : Cyclotetramethylene Tetranitramine, DEGDN : Diethylene Glycol Dinitrate,

TEGDN : Triethylene Glycol Dinitrate ; Impetus = $\frac{R}{M_w} \cdot T_v$, * : Loading density = 0.2 g/cc.

미만의 영역에서 운용되는 경우의 시험방법이며 CLOSED BOMB TEST (CBT)는 화포와 같이 일정 체적 및 34.5 MPa (5,000 psi) 이상의 고압이 요구되는 경우 측정하는 방법이다.

SBT는 정압, 정온하에서 가늘고 긴 추진제를 한쪽 끝에서부터 점화시켜서 일정한 길이가 타는데 소요되는 시간을 측정하여 연소속도를 구하는 방법이다. 정상상태 (steady state) 하에서의 연소속도를 직접 측정하므로, 새로운 추진제의 연소 특성을 결정하거나 생산중인 추진제의 연소특성을 조절하는데 유용하게 사용된다. CBT의 경우는 일정 체적의 용기내에 특정 형상의 추진제 시료를 연소시켜서 시간에 따른 압력거동을 측정하는 것으로 추진제의 성능검사 및 화포의 내탄도 거동을 예측하는데 사용되고 있다. CBT의 경우 압력-시간 데이터를 추진제의 조성, 열역학 데이터 및 형상함수를 이용하여 간접적으로 연소속도를 구해야 하므로

SBT에 의한 방법보다는 정확성이 떨어지게 되지만 두 방법의 연소속도 결과는 비교적 잘 일치한다고 알려져 있다.⁽¹⁾

본 연구에서는 CBT를 사용하여 화포용 추진제의 연소속도를 구하였는데, CBT는 일정 부피를 가진 BOMB, 온도조절장치, 압력변환기, 증폭기, 디지털오실로스코프 및 데이터계산장치 등으로 구성되어 있다. BOMB 내부의 개략도는 Fig. 1에 있다. CBT시험 결과인 시간-압력 선도로부터 연소속도-압력 선도를 구하려면 주어진 압력으로부터 상태방정식을 이용하여 연소된 추진제 질량을 구하고 다시 추진제 그레이인의 기하학적인 함수 (form function)를 적용하여 타들어간 거리를 계산하여 얻게 되는데 그 과정을 요약하면 다음과 같다.⁽²⁾

추진제가 연소하기 전의 Closed bomb 내부의 공기량은

$$W_a = PVM_a / R_a T_0 \quad (1)$$

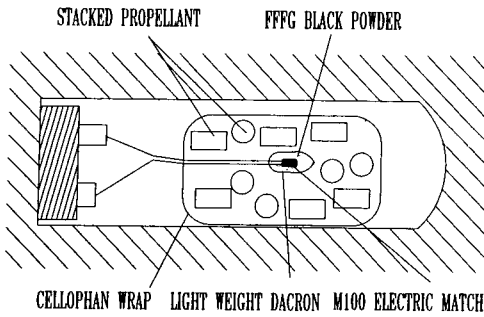


Fig. 1 A schematic diagram of closed bomb interior

여기서, 공기는 이상기체라 가정하였고 용기내의 빈 공간은 전체 부피에서 추진제와 igniter의 부피를 뺀 값으로 표시된다.

$$V = V_b - W_i/\rho_i - W_p/\rho_p$$

연소시 열손실량은

$$h_L^i = C_v V_p / R_{av} (P_{th} - P_{max}) \quad (2)$$

P_{th} 는 이론으로 구할 수 있는 완전연소시의 압력이고 C_v 는 기체의 각 정적비열의 질량 평균치이다. 점화기의 연소 후 압력:

$$P_i = R_{av} T / V_i \quad (3)$$

추진제의 연소질량:

bomb 내부에 대한 에너지 수지식은

$$T(W_{pc}C_{vp} + W_iC_{vi} + W_aC_{va}) = W_{pc}T_pC_{vp} + W_iT_iC_{vi} + W_aT_0C_{va} - h_L \quad (4)$$

식(4)를 위식(1)~(3)과 임의의 온도 T 를 상태방정식을 이용하여 압력 P 의 함수로만 표시하면 연소한 추진제 질량 W_{pc} 의 2차 식으로 나타낼 수 있다.

$$\{PC_{vp}(1-1/\rho_p) - R_pT_pC_{vp}\}W_{pc}^2 + \{PC_{vp}V - P(1/\rho_p - b_p)Q - R_pM - T_pC_{vp}N\}W_{pc} + PVQ - MN = 0 \quad (5)$$

여기서,

$$Q = W_iC_{vi} + W_aC_{va}$$

$$N = R_iW_i + R_aW_a$$

$$M = C_{va}T_0W_a + C_{vi}T_iW_i - h_L$$

위의 식(5)로부터 임의의 압력 P 까지 연소된 추진제의 질량을 알수 있는데, Newton-Raphson방법을 이용하여 form function으로 부터 임의의 시간 $t_1 - t_2$ 사이의 타들어간 거리 $x_1 - x_2$ 를 구하여 연소속

도를 계산한다.

$$\frac{dx}{dt} = \frac{(x_1 - x_2)}{(t_1 - t_2)} \quad (6)$$

CBT의 용량은 내부의 총 부피로 표시하는데 실험에 사용된 것은 200 cc, 670 cc, 2400 cc이었다. 추진제는 60 mm, 81 mm 박격포용으로 사용되는 M9(NG/NC계 추진제)과 120 mm 전차포용인 GP(NG/DEGDN/NC계) 추진제를 사용하였는데 그 특성은 Table 2와 같다. M9 추진제는 용제형(solvent type) 공정을 이용하여 제작한 것으로 약 40%의 NG가 함유 되어 있어서 높은 추력과 높은 화염온도를 보여 주고 있다. 반면 GP추진제는 무용제형(solventless type)으로 제작하였으며 추진제의 안전성을 고려하여 DEGDN가소제를 사용하였다. 무용제형의 장점은 추진제 그레인의 치수(dimen-

Table 2 Properties of M9 and GP

	M9	GP
Impetus(J/g)	1160.9	1139.0
Flame T(K)	3872	3375
m.w.(gas)	27.408	24.633
Covolume(cc/g)	1.2064	1.036
Usage	60 and 81 mm mortars	120 mm tank gun

(Loading density for thermal data=0.1 g/cc)

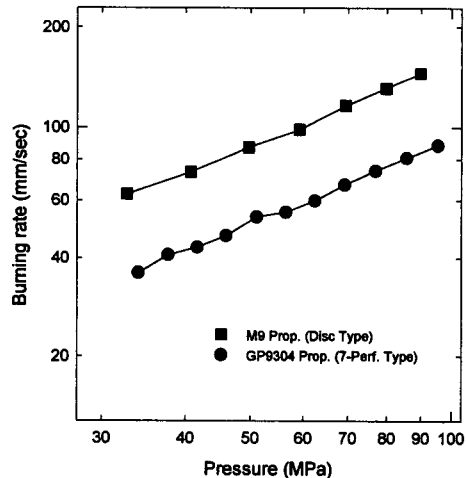


Fig. 2 Results of CBT for typical propellants (closed bomb volume=200 cc)

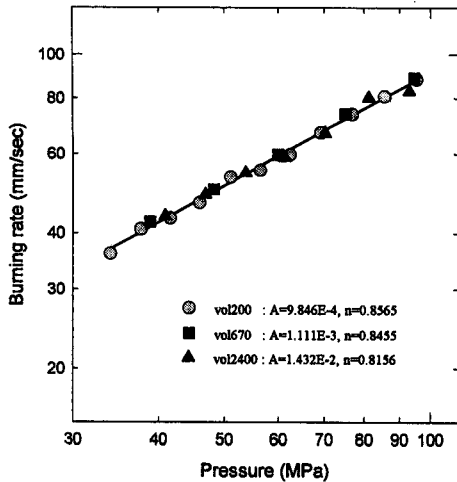


Fig. 3 Results of CBT for GP propellant (closed bomb volume=200 cc, 670 cc, 2400 cc)

sional stability)를 균일하게 할수 있고 제조기간 및 원가를 줄일 수 있는 잇점이 있다. 각 추진제에 대한 CBT를 하여 그 결과를 알아 보았다.

Fig. 2는 CBT의 용기용량이 200 cc인 경우 각 추진제에 대하여 연소시험한 결과이다. 사용된 CBT의 구조상 최대허용 압력이 207 MPa (30,000 psi)이므로 추진제 (M9, GP)의 충전밀도를 0.1g/cc로 하였다. M9추진제가 GP추진제 보다 빠른 연소속도를 나타내고 있는데 이는 니트로셀룰로오즈의 NO₂함량이 높고 산화제 KNO₃를 포함하고 있기 때문이라 생각된다. 연소속도는 대수좌표계에서 일차식으로 보인다. Curve-fitting($r=AP^n$)한 결과 20.7~103.4 MPa (3,000~15,000 psi) 범위에서 M9추진제는 $A=1.468 \times 10^{-3}$, $n=0.872$ 이고, GP추진제는 $A=9.846 \times 10^{-4}$, $n=0.857$ 이었다. Fig. 3은 Closed bomb의 용량을 달리하여 GP추진제의

연소속도를 시험한 결과이다. CBT방법의 표준화가 용이하지 않기 때문에 같은 추진제라도 특히 점화방법과 Closed bomb의 선택에 따라서 연소속도 데이터가 다르게 얻어질 수 있으나, 시험결과 용량과는 무관하게 일정한 연소속도 데이터가 얻어졌다.

3. 화포모사모델

Fig. 4는 전형적인 화포모사모델(gun simulation model)의 흐름도를 보이고 있다. 추진제의 조성분석 결과가 열역학 모델인 BLAKE CODE⁽³⁾의 입력자료가 되어 추진제의 열역학 특성치가 주어진다. 밀폐시험기(closed bomb tester)에서 추진제 시료를 연소시켜서 추진제의 연소속도를 구한다. 추진제 그레인(propellant grain)의 형상치수 및 물리적 특성치를 측정한다. 추진제의 연소속도, 열역학 특성치, 물리적 특성치, 화포와 탄체에 대한 자료들이 화포모사모델에 입력되어 화포의 예상성능(포구속도와 압력 선도)이 계산된다. 이 예상성능 결과를 추진제 수락기준(acceptance criteria)과 비교하여 약량결정 및 추진제 제조공정의 제어가 수행된다.

화포모사모델은 지배방정식에 따라서 다음과 같이 크게 4부류로 나눌 수 있다.

- (1) Lumped sum parameter model
- (2) 1차원 단상모델
- (3) 1차원 이상모델
- (4) 2차원 이상모델

Lumped sum parameter model이란 유동장 내부의 분포를 인정하지 않고, 전 영역에서 변수값이 동일하다고 가정하여 단순화한 것이고, 단상모델은 고체추진제가 차지하는 고체상(solid phase)의 특

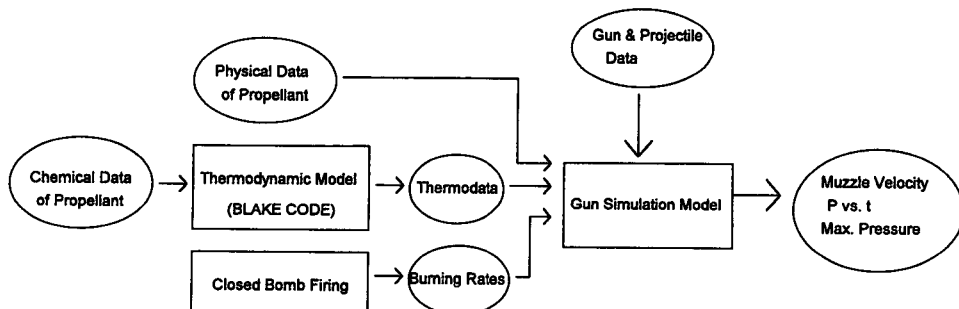


Fig. 4 A flow chart of gun simulation model

성치들은 기체상(gas phase)에 비해서 무시할 수 있다고 가정한 것이고, 2차원 모델은 변수들의 분포가 길이방향뿐 아니라 반경방향으로도 존재한다고 가정한 것이다.

본 연구에서는 해석의 단순화를 위하여 유동장을 Lumped sum system으로 가정한 LSP model을 이용하였다. 모델의 특성상 압력이나 내부의 속도장 분포를 예측할 수 없지만, 화포의 예상성능은 입력 자료의 신뢰도에 따라서 수 퍼센트 미만의 오차로 정확히 예측할 수 있다. 또한 LSP model에서는 주요변수 간의 상관관계를 명확히 알 수 있으므로 주요변수 간의 물리적 관계에 대한 접근이 용이하다. LSP model을 사용한 UIBC(university of illinois ballistic code)⁽⁴⁾의 해석방식을 따르고, 다양한 추진제의 형상함수(form function)를 첨부하여 작성한 KIBC(KAIST interior ballistic code)⁽⁵⁾를 주 프로그램(main program)으로 사용하였다.

LSP model에 사용된 가정은 다음과 같다.

- (1) 연소가스는 Noble-Abel의 상태방정식을 따른다.
- (2) 추진제 그래인의 연소는 정상상태 연소법칙이 적용된다.
- (3) 추진제 그래인은 시간 $t=0$ 에 모든 표면에서 동시에 점화된다.
- (4) 추진제 그래인은 연소 종료시까지 일관된 형상을 유지한다. 즉 모든 표면에서의 연소거리는 동일하다.
- (5) 추진제 연소에 의한 에너지방출은 일정하다.
- (6) 포신내의 경계충발달은 무시한다.
- (7) 열손실 효과는 추진제 연소에 의한 에너지방출량을 적절히 감소시키는 방법으로 고려한다.
- (8) 연소가스의 외부유출은 없다.

해석에 사용된 지배방정식은 다음과 같으며 상세한 설명과 유도과정은 KIBC의 개발보고서⁽⁶⁾에 나와있다.

추진제의 연소모델 :

$$r = \frac{dx}{dt} = AP_{av}^n \quad (7)$$

r 는 추진제의 연소속도, x 는 표면으로부터 타들어간 거리, P_{av} 는 평균압력, A 와 n 은 상수이다. 연소모델 중에서 가장 기본적인 이 경험식은 모든 고체추진제의 정상상태에 적용될 수 있다.

탄체가속도 :

$$a = \frac{P_{bs}A_s - F_D}{W_{pj}} \quad (8)$$

W_{pj} 는 탄체의 질량, P_{bs} 는 탄체 밀면의 압력, A_s 는 탄체의 단면적, F_D 는 마찰력과 같은 저항력이다.

탄체이동 :

$$V_{pj} = \int_0^t a dt, \quad S_{pj} = \int_0^t V_{pj} dt \quad (9)$$

V_{pj} 는 탄체의 속도, S_{pj} 는 탄체의 이동거리를 뜻한다.

평균압력 :

$$P_{av} = \frac{\lambda Cz - \frac{(\gamma-1)(1+\beta)}{2} M_E V_{pj}^2}{V_c - C \left[\frac{1}{\rho_p} + z \left(\eta - \frac{1}{\rho_p} \right) \right]} \quad (10)$$

λ 는 추진제가 갖고있는 에너지, C 는 추진제양, z 는 연소된 추진제 분율, γ 는 비열비, β 는 열손실 보정계수, M_E 은 유효질량, V_c 는 연소실 체적, ρ_p 는 추진제 밀도, η 는 가스의 covolume 이다.

탄저부압력 :

$$P_{bs} = P_{av} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2\Phi} \frac{V_{pj}^2}{\gamma RT} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (11)$$

Φ 는 압력구배계수 (pressure gradient coefficient) 이다.

초기조건 :

$$V_{pj} = 0, \quad S_{pj} = 0, \quad X = X_0, \quad V_T = V_{c0} - \frac{C}{\rho_p} \quad (12)$$

위의 지배방정식들은 2개의 미분방정식(추진제 연소모델, 탄체가속도)과 특정시간에서의 상태방정식으로 이루어져 있다. KIBC에서는 지배방정식을 4차 Runge-Kutta해법을 사용하여 풀었다.

4. 추진제의 연소모델

일반적인 추진제의 연소과정을 보면 처음에 표면에서 Nitrate ester반응(foam reaction)이 일어나고 차례로 fizz영역, dark영역, luminous영역 등이 형성된다. 낮은 압력하에서는 반응속도가 주로 추진제 표면에서 좌우되지만 압력이 높을 경우에는 luminous 영역에서의 반응이 연소속도에 중요한 역할을 하게 된다. 고체추진제의 경우 연소속도는 압력 및 추진제 연소표면으로의 열전달률에 크게 영향을 받는데 경험적으로 연소속도는 추진제 표면

에 작용하는 압력만의 함수로 표시할 수 있다.

$$r = AP^n \quad (13)$$

r 은 연소속도, P 는 압력, A 와 n 은 추진제의 고유상수로서 실험적으로 구한 값을 사용한다. 비교적 낮은 압력(34.5 MPa미만)에서 사용되는 로케트용추진제의 경우, 압력지수 n 은 보통 0.5이하이다. 34.5 MPa이상에서는 압력지수인 n 이 1에 가까워지는 추진제가 많은데, 그런 경우에는

$$r = A + BP \quad (A, B \text{는 상수}) \quad (14)$$

로 표시할 수 있다. 식(13)과 (14)는 고체추진제의 정상상태(steady state)하에서의 연소현상을 모델화한 식으로 비정상상태(unsteady state)에의 적용시에는 약간의 수정이 이루어져야 한다. 비정상상태의 좋은 예는 동적연소(dynamic burning)와 침식연소(erosive burning)가 발생하는 경우이다. 동적연소는 점화초기의 천이상태(transition state)나 화포 추진제의 연소와 같이 급격한 압력구배(pressure gradient)가 추진제의 연소현상에 영향을 주는 것이다. 이 경우에는 Krier⁽⁶⁾가 제안한 다음과 같은 모델식이 사용될 수 있다.

$$r = AP^n \left\{ 1 + \psi \frac{\alpha \cdot n}{A^2 P^{2n+1}} \frac{dP}{dt} \right\} \quad (15)$$

여기서, ψ 는 압력과 화염구조에 따른 함수이며 추진제의 연소가 진행되어감에 따라서 변하는 값이므로 실제 모사모델에서 사용하는데 한계가 있다.

침식연소란 추진제 표면 위를 연소가스가 빨리 지나갈때, 추진제의 연소속도가 빨라지는 현상을 말한다. 이러한 현상은 고체추진제의 경우 그레인 길이에 비해서 내부 공동의 크기가 작은 경우 즉, 점화초기에 잘 발생하고, 화포추진제의 경우에도 그레인 내의 구멍의 크기가 작은 경우 발생이 가능하다. 이 경우에는 Lenoir & Robillard⁽⁷⁾에 의해서 제안된 다음의 식이 로케트추진제의 경우 널리 쓰이고 있다.

$$r = AP^n + \alpha G^{0.8} \frac{\exp(-\beta r_b \rho_s / G)}{L^{0.2}} \quad (16)$$

여기서, G 는 연소가스의 질량속도, L 은 그레인 내부의 공동의 길이, α , β 는 추진제 고유의 상수이다. 추진제 고유의 상수 α , β 는 특별히 고안된 추진제 연소장치에서 실험적으로 측정하거나, 실제 모터 연소시험의 결과로부터 구해야 한다.

화포추진제의 경우 사용압력의 범위가 넓고, 연소시에 급격한 압력상승으로 인한 압력구배가 발생한다. 따라서, 정상상태(steady state)에서 측정된 값으로 천이상태(transient state)에의 적용시 큰 오차가 발생한다. 그러므로 연소 모델식에 실험적으로 구하는 상수이외에 경험적인 상수를 도입하여야 한다. 경험적인 상수의 도입형태에 따라 많이 사용되는 연소 모델식을 정리하면 다음과 같다.⁽⁸⁾

$$r = AP^n + K_v V_{p_j} \quad (17)$$

$$r = AP^n (1 + K_v V_{p_j}) \quad (18)$$

$$r = (A \times \eta_a) P^n \quad (19)$$

여기서, η_a , K_v 등이 경험적인 상수들이다. V_{p_j} 는 탄체의 속도이다. 식(17)과 (18)은 탄체의 속도가 커짐에 따라서 연소속도가 증가하는 것을 보정해 줄수 있다. A 와 n 은 CBT에서 구한 값을 사용하고, K_v 는 실제 포시험 결과와 화포모사모델의 결과를 비교해서 구한다. 식(19)은 로케트모터의 성능예측시의 추진제의 연소모델로 많이 사용되며 그 이유는 압력레벨이 높지않고 압력의 변화도 작기 때문이라고 생각한다. η_a 는 실제 모터의 연소시험 결과로부터 구해진다.

5. 적용결과 및 고찰

개발된 GP계열 추진제의 성능을 확인하기 위하여 실제 사용하고 있는 105 mm 전차포에 적용하여 시험하였다. 포신내의 최고압력은 추진제 충전시에 함께 충전한 동구(copper ball)계지를 사용하였고, 탄체의 포구속도는 솔레노이드 탄속계로 측정하였다. 이와 같은 측정방법은 추진제 수락시험절차와 같다. 초기의 예상성능 예측시에는 식(13)과 같은 연소모델을 사용할 수 밖에 없다. A 와 n 은 CBT에 의하여 측정된 값이다. Fig. 5와 6은 4번의 포시험 결과를 보이고 있다. Fig. 5는 추진제 양에 대한 최대압력의 경우이고, Fig. 6은 포구속도의 변화이다. 추진제 양이 4.7 kg인 경우에는 예측과 실제가 잘 일치한다. 최고압력은 220.6 MPa (32,000 psi) 수준이고 포구속도는 1170 m/s 정도이다. 그러나 추진제 양이 증가하여 압력이 높아지는 경우에는 예측과 실제 시험결과에 차이가 있다. 이것은 CBT의 운용압력이 추진제 연소압력과 큰 차이가 나서 A , n 의 신뢰도가 떨어지기 때문으로 사료된다.

Fig. 7은 JA2란 추진제를 CBT하여 얻은 연소속도 curve이다. 실제 측정 data는 압력 170 MPa까지 뿐이다. 일반적으로 이것은 식(13)과 같은 일차식으로 curve fitting 할 경우, $A=8.88 \times 10^{-4}$, $n=0.877$ 이다. 이 값을 이용하여 압력 400 MPa로 외삽할 경우 추진제의 연소속도는 Fig. 7의 A point로서 약 300 mm/s이다. 그러나 측정데이터를 이차식으로 curve fitting하면 400 MPa에서 B point로 외삽되어 연소속도가 430 mm/s가 된다. 이러한 부정확성을 치유하는 가장 좋은 방법은 추진제 연

소압력을 충분히 포함하는 압력범위 (550 MPa)까지 CBT를 수행하고, 대수좌표계에서 일차식으로 표현되는 연소모델을 2차나 3차식으로 근사시켜 사용하는 것이라고 생각한다. 그러나 이 방법은 초고압 장비(CBT)의 설계/제작/운용의 어려움으로 아직 활발하게 시도되지 못하고 있다. 이러한 상황에서 고려해 볼만한 방법은 경험적인 상수를 포함하는 식(17)~(19)와 같은 연소모델식을 사용하는 것이다. 식(17)과 (18)은 탄체의 속도가 빨라짐에 따라서 추진제의 연소속도도 빨라지는 것을 나타내고 있으나, 그것은 결국 높은 압력에서의 효과를 나타내는 것과 동일하다. 그러나 Fig. 5와 6의 결과로 보면, GP추진제에 이들 모델을 적용한 경우에는 K_b 가 오히려 부의 값을 갖게 되는데, 이것은 높은 압력에서 역으로 연소속도가 줄어드는 현상이다.

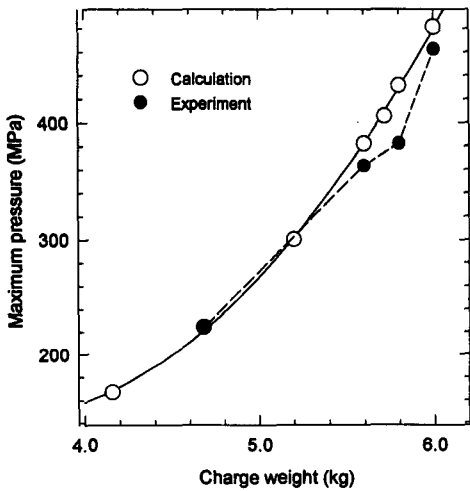


Fig. 5 Test firing results (maximum pressure vs. charge weight)

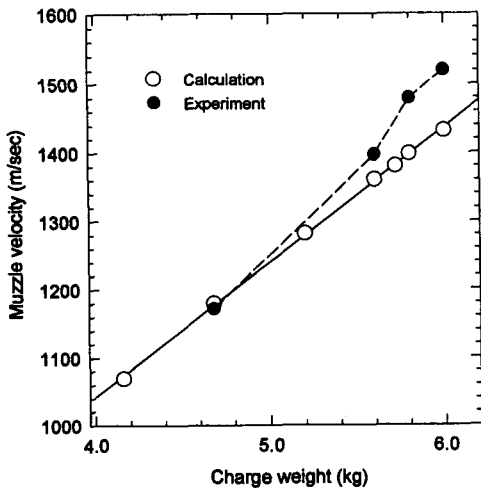


Fig. 6 Test firing results (muzzle velocity vs. charge weight)

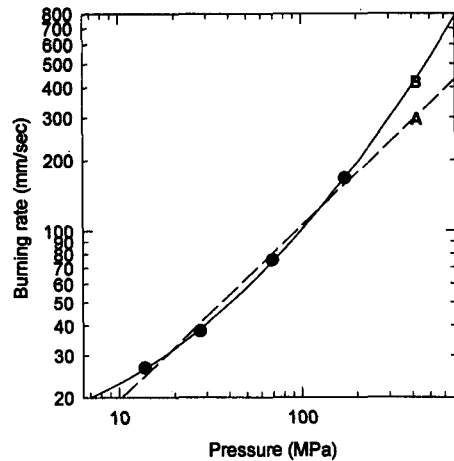


Fig. 7 Burning rate for JA2 propellant

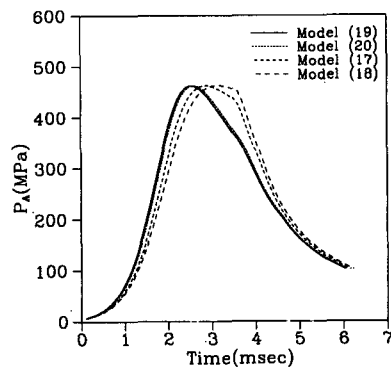


Fig. 8 Pressure-time curves with various combustion models

로켓추진제에서 많이 쓰이는 식(19)과 유사하게 화포추진제에서는 다음과 같은 식을 제안하고자 한다.

$$r = AP^{(n \times 7^n)} \quad (20)$$

이 식은 압력지수를 직접 보정해줌으로써 해서 급격한 압력변동현상을 가장 잘 대응하리라고 사료된다. Fig. 8은 최고압력을 동일하게 조정함(경험적 상수로) 화포의 압력선도를 여러가지 연소모델에 대하여 그려본 것이다. 식(17)과 (18)에 비해서 식(19)와 (20)을 사용한 경우에 초기의 압력상승이 빠르것을 알 수 있다. 이러한 연소모델들은 어느모델이 더 우수하다고 말할 수 없고, 실제 포시험에서 측정된 압력선도와 모델의 결과를 비교 분석함으로써 해서 사용된 추진제와 화포체계에 가장 부합하는 것을 선정해야 된다.

6. 결 론

화포체계의 성능예측을 위한 화포모사모델에서 추진제의 거시적인 연소모델이 어떻게 사용되는지를 살펴보았다. 그리고 연소모델에서 사용되는 상수들이 어떻게 측정되고 얻어지는지를 고찰하였다. 실제 포시험의 결과와 비교함으로써 해서 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 연소모델의 실험적인 상수들을 얻기 위해서는 CBT의 운용압력이 추진제의 사용압력보다 커야한다. 고압에서는 추진제의 연소 속도가 압력에 대해 대수 좌표계에서 일차식으로 나타나지 않기 때문이다.
- (2) 화포추진제의 경우 넓은 압력 범위에서 연소가 이루어지므로 식(20)과 같이 압력지수 n 을 경험적인 상수로 직접 보정해 주는 모델이 유용하리라 생각된다.
- (3) 추진제의 거시적인 연소모델은 추진제만의 특성에 의해 선택되기 보다는 추진제를 포함하는

화포체계의 관점에서 선택되어 사용해야 한다.

참고문헌

- (1) Boggs, T. L. and Robbins, F. W., 1981, "Round Robin Results of Closed Bomb and Strand Burner," *Prepared by JANNAF Combustion Subcommittee*, CPIA Pub. No. 361.
- (2) DOD, 1980, "Quickness and Forces Measurement of Propellant (Closed Bomb Method) Method T-801.1.2," MIL-STD-286B.
- (3) Freedman, E., 1981, "BLAKE-A Thermodynamics Code Based on Tiger-Users' Guide and Manual," ADA121259.
- (4) Krier, H. and Adams, J., 1979, "Introduction to Gun Interior Ballistics," *Interior Ballistics of Guns*, Edited by Krier, H. and Summerfeld, M., Vol. 66, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, New York, pp. 1~36.
- (5) 신현동, 오세기, 조한창, 이용일, 1992, "추진제 형상설계 소프트웨어 개발보고서," 프로그램 용역보고서, 국방과학연구소.
- (6) Krier, H., 1972, "Solid Propellant Burning Rate During a Pressure Transient," *Combustion Science and Technology*, Vol. 5, pp. 69~73.
- (7) Lenoir, J. M. and Robillard, G., 1957, "A Mathematical Method to Predict the Effects of Erosive Burning in Solid-Propellant Rocket," *Sixth Symposium (International) on Combustion*, Reinhold, New York, pp. 663~667.
- (8) Bear, P. G., 1979, "Practical Interior Ballistic Analysis of Guns," *Interior Ballistics of Guns*, Edited by Krier, H. and Summerfeld, M., Vol. 66, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, New York, pp. 37~66.