

열 하중에 의한 AP 추진제의 발화특성 연구

김기홍* · 이경철* · 광민철* · 김용현* · 도영대** · 김창기** · 유지창** · 여재익*

Time to ignition analysis of AP composite propellant induced by thermal loading

Kihong Kim* · Kyung-Cheol Lee* · Min-Cheol Gwak* · Yong-Hyeon Kim* · Young-Dae Doh** · Chang-Kee Kim** · Ji-Chang Yoo** · Jai-Ick Yoh*

ABSTRACT

The AP/HTPB composite propellant is a common choice for solid rocket propulsion. The externally heated rocket via fires, for instance, can cause the energetic substance to ignite, and this may lead to a thermal runaway event marked by a severe explosion. In order to develop preventive measures to reduce the possibility of such accidents in propulsion systems, we investigate the ignition and initiation properties of AP/HTPB propellant..

초 록

고체 로켓 추진제로 널리 사용되는 물질은 AP/HTPB 복합추진제이다. 고체 로켓 주위에 열 하중이 가해진다면(화재 등) 추진제가 발화할 수 있고, 사고의 원인이 된다. 본 연구에서는 AP/HTPB 복합추진제의 주위에 열 하중을 가함으로써 AP/HTPB의 발화특성을 확인해 보았다

Key Words: Ammonium Perchlorate(AP), Hydroxyl-terminated Polybutadiene(HTPB), ODTX, Composite Propellant(복합 추진제)

1. 서 론

AP 복합물 연소현상을 해석하는 모델 중 많은 이들이 Beckstead, Derr, Price의 BDP 모델[1]을 사용한다. BDP모델은 연소가 일어날 때 발생하는 화염을 크게 3가지로 나누어 설명한다(Fig.

1). 3가지 화염은 예혼합화염(Premixed Flame), 초기확산화염(Primary Diffusion Flame), 최종확산화염(Final Diffusion Flame)이다. BDP 모델에서는 각각의 화염이 전체 화학반응식의 각 단계를 구성한다고 간주한다. 많은 이들이 BDP모델을 가지고 고에너지 물질(주로 로켓추진제)의 연소현상을 해석하였다. 그러나 Hegab et al.[2]에서는 BDP모델의 3가지 화염을 모두 고려하지 않고, 초기 확산 화염의 영향은 미미하다고 가정하여 나머지 2가지의 화염만으로 화염구조를 해

* 서울대학교 기계항공공학부

** 국방과학연구소

연락처, E-mail: jjyoh@snu.ac.kr

석하였다. 그러나 Massa et al.[3]는 [2]의 결과를 조금 더 발전시키기 위해서는 BDP의 3가지 화염을 모두 해석해야 한다고 판단하여 3가지 화염을 모두 고려하여 화염구조를 해석하였다.

본 연구에서는 [2]의 연구를 기반으로 하여 초기온도에 따른 발화시간(One -Dimensional Time-to Explosion : ODTX)를 구하고, 실제 AP/HTPB와 AP/HTPE에 대한 cookoff 실험을 2단계 화학방정식을 이용한 수치해석과 비교하였다.

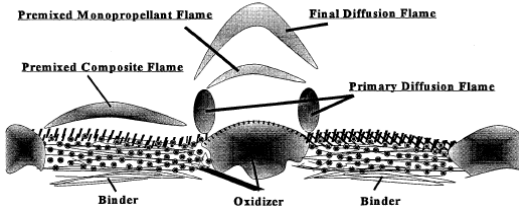
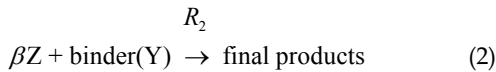
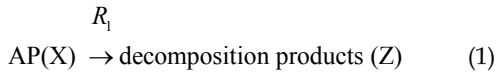


Fig. 1. Conceptual Picture of Flame Structure, adapted from the BDP Model [4]

2. 본 론

2.1 Two-step 모델링

Hegab et al.[2] 모델의 화염 구조 해석을 위한 화학반응식은



이고, 화학 반응률은

$$R_1 = B_1 P_o^{1.744} X \exp\{-E_1 / R_u T\} \quad (3)$$

$$R_2 = B_2 P_o^{1.75} Z Y \exp\{-E_2 / R_u T\} \quad (4)$$

이다. 여기에서 반응률 R_1 , R_2 는 Zhou et al.의 모델[5]을 사용하였다. 화학반응식의 첫 번째 단계가 AP 분해화염(Decomposition Flame)이고, 두 번째 단계가 최종화산화염이다.

온도 T와 화학종 X, Y, Z에 관한 식은

$$\rho \frac{DT}{Dt} = \bar{v} \cdot \left(\frac{\lambda_g}{c_p} \bar{\nabla} T \right) + Q_{g1} R_1 / c_p + Q_{g2} R_2 / c_p + (dP_o / dt) / c_p \quad (5)$$

$$\rho \frac{DX}{Dt} = -R_1 \quad (6)$$

$$\rho \frac{DY}{Dt} = -R_2 \quad (7)$$

$$\rho \frac{DZ}{Dt} = R_1 - \beta R_2 \quad (8)$$

이며, β 는 질량 기반의 AP/HTPB 화학량적 비율이다. 열전달 계수 λ_g 는 $\lambda_g = 0.389$ W/m-K 으로 정하고, 압력 상태 방정식은

$$P_o(t) = \frac{\rho R_u T}{MW} \quad (9)$$

이다.

Table 1. Parameter Values for 2 Step

C_p	0.3 kcal/kg-K	Heat Capacity
E_1	29.79 kcal/mol	Activation Energy
E_2	35.75 kcal/mol	Activation Energy
Q_{g1}	-430 kcal/kg	Heat of Reaction
Q_{g2}	2296 kcal/kg	Heat of Reaction
B_1	1186.6	Reaction Rate Constant
B_2	12904	Reaction Rate Constant
R_u	1.9859 cal/mol-K	Gas constant
β	7.51	Mass Fraction
λ	0.389 W/m-K	Heat Conduction Coefficient
ρ	1826.4 kg/m ³	Density
MW	26	Molecular Weight

(E , B is modeled)

2.2 ODTX

ODTX는 초기에 주어진 온도에 따라 에너지물질이 언제 폭발하는 가를 측정하는 실험으로, 본 연구에서는 AP/HTPB에 관한 실험자료를 이용하여 2단계 화학방정식을 검증하였다. ODTX의

실험결과는 기본적으로 Arrhenius 형태인 $r = A \exp(-E/RT)$ 에 따라 선형으로 증가하는 형태를 가진다. 본 연구의 결과 역시 Fig. 2에서 확인할 수 있듯이 온도의 역수에 따라 거의 선형적으로 폭발 시간이 증가하는 것을 관찰할 수 있다. 또한 주어진 온도에 따른 폭발 시간이 2단계 화학방정식에 의한 결과와 실험을 통한 결과가 매우 유사한 것을 알 수 있다.

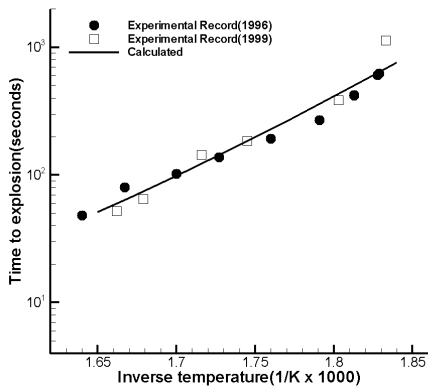


Fig. 2. ODTX Fitting Result for 2 Step Kinetics

3. 결 과

3.1 AP/HTPB cookoff 해석

AP/HTPB는 고체 로켓의 추진제로 광범위하게 사용되고 있다. 하지만 아직 정량적인 열분해 현상은 정확하게 알려져 있지 않다. 본 연구에서는 2단계 화학방정식을 이용하여 AP/HTPB의 열분해를 모델링하였다. Caro[6]의 AP계열 추진제에 대한 cookoff 실험 중 AP/HTPB의 결과를 이용하여 화학방정식을 검증하였다. 실험에 사용된 외부에서의 가열온도는 상온에서 188℃까지 가열한 이후, 1시간 동안의 등온과정을 거친 후 시간당 6℃씩 가열하는 것이다. 실험 결과와 본 연구에서 사용한 화학방정식을 사용한 결과는 각각 Fig. 3과 4에 나타나 있다. 결과 비교를 통하여 실험과 수치해석의 폭발시간이 비슷한 시기에 이루어 진다는 것을 확인할 수 있다.

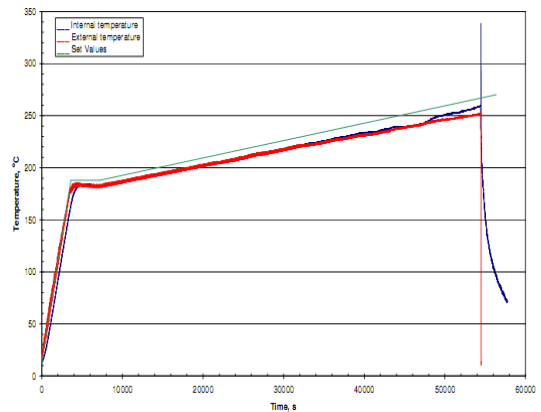


Fig. 3. Experimental cookoff result of AP/HTPB

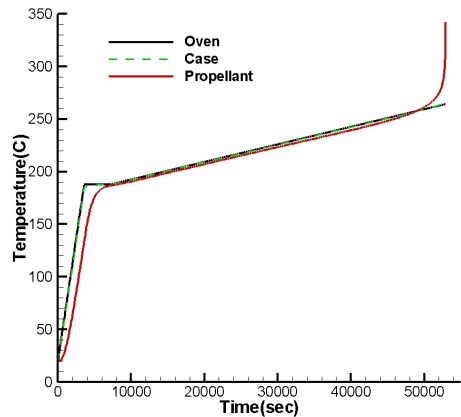


Fig. 4. Numerical cookoff result of AP/HTPB

3.2 AP/HTPE cookoff 해석

AP/HTPE는 기존에 주로 사용되던 고체 추진제인 AP/HTPB 추진제에 둔감성을 향상시킨 추진제이다. AP/HTPB와 다르게 개발, 사용된 시기가 많지 않아 열분해에 관한 자료가 거의 전무한 실정이다. 본 연구에서는 AP/HTPE의 열분해 과정을 해석하기 위하여 기존에 사용하였던 AP/HTPB의 화학방정식을 수정하여 사용하였다. 국방과학연구소에서 실험한 AP/HTPE의 실험데이터, Fig. 5,를 이용하여 본 연구에서 사용한 화학방정식, Fig. 6,을 검증하였다.

후 기

본 연구는 2008년도 2단계 두뇌한국 21 사업과 국방과학연구소 기초연구사업 (에너지물질 08-08-01), 핵심기술(응용연구)과 고에너지물질특화센터 (HM-20)의 지원에 의해 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. Beckstead M., Derr R. and Price C., "A Model of Composite Solid-propellant Combustion Based on Multiple Flames" AIAA Journal Vol.8, No.12, 1970
2. Hegab A., Jackson T. L., Buckmaster J. and Stewart D. S., "Nonsteady Burning of Periodic Sandwich Propellants with Complete Coupling between the Solid and Gas Phases" Combustion and Flame 125: 1055-1070, 2001
3. Massa L., Jackson T. L. and Buckmaster J., "New Kinetics for A Model of Heterogeneous Propellant Combustion" Journal of Propulsion and Power Vol. 21, No.5, 2005
4. Jeppson M., Beckstead M. and Jing Q., "A kinetic Model for the Premixed Combustion of A Fine AP/HTPB Composite Propellant" AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 36 th, Reno, NV, 1998
5. Zhou X., Jackson T. L. and Buckmaster J., "Oscillations in Propellant Flames with Edges" Combustion and Flame 133, 2003
6. Caro C., "Hydroxy-Terminated Polyether Binders for Composite Rocket Propellants" PhD Thesis, 2006

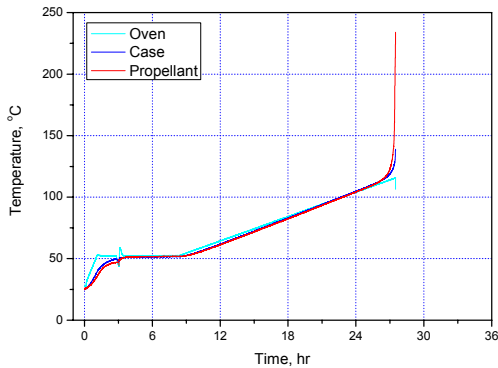


Fig. 5. Experimental cookoff result of AP/HTPE

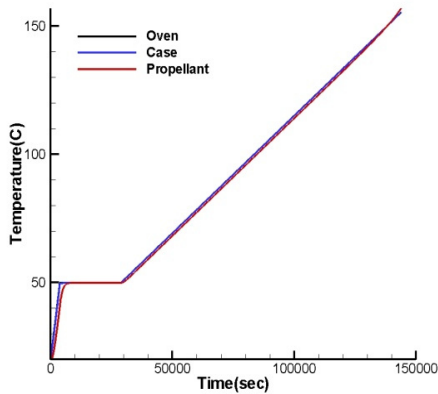


Fig. 6. Numerical cookoff result of AP/HTPE

4. 결 론

본 연구에서는 고체로켓의 추진제로 많이 사용되고 있는 AP/HTPB와 AP/HTPE의 화재와 같은 열하중이 가해졌을 때의 현상을 해석하였다. 이를 위하여 많이 알려져 있는 AP/HTPB의 ODTX 데이터를 이용하여 열분해 과정에서의 화학방정식을 검증하였다. 그리고 실제 영국과 한국에서 이루어진 AP 계열 추진제에 대한 cookoff 실험데이터를 이용하여 사용한 화학방정식을 검증하였다.