

고체추진기관에서 점화현상의 성능해석 연구

김 유, 류계열 (충남대학교)

ABSTRACT

The main purpose of igniter is sure ignition of main propellant at desired ignition delay times. Since ignition mechanism of solid rocket propellant involves so many complicated physical and chemical phenomena, it is almost impossible to predict ignition behavior with pure analytical means. In this study, one dimensional and unsteady ignition transient phenomena in solid rocket was analyzed by finite volume method. In analysis, assumption was made that ignition occurs when propellant surface temperature reaches to it's auto-ignition temperature.

1. 서 론

로켓 시스템에서 외형상 점화기가 차지하는 비중은 지극히 미약하지만 상당수의 추진기관의 실패는 점화기와 관련된 것이 많기 때문에 추진기관이 확정되었을 때 필요한 점화기를 설계하는 것은 매우 중요하다.

지금까지의 점화기 설계는 다분히 경험적인 요소가 주가 되어 이루어져 왔으나 이에 대한 정확한 해석을 하기 위해서는 한두사람의 천재적인 연구보다는 시스템적인 연구가 가장 절실히 요구되는 분야라 할 수 있다.

추진제가 점화되기 위해서는 어떠한 방법을 사용하던 점화기에서 공급된 열량이 추진제에 전달되어 자동점화온도에 도달하여야 가능하며 또한 점화온도에 도달한 추진제는 여러가지 복잡한 화학적 변화를 거치면서 연소하게 된다. K.K.Kuo는 그동안 발표된 150여가지의 점화현상과 관련된 물리적모형을 정리하고 이에 대한 장단점을 설명하는 논문을 발표하기도 하였을 만큼 추진제의 점화에 대한 이론은 많기도 하지만 이는 역으로 점화현상을 정확히 설명 할수있는 모델이 아직까지 정립되지 않고 있음을 나타내는 것이라 할수 있다.

이러한 제반 과정을 모두 고려한 해석을 수행한다는 것은 사실상 불가능 함으로 본 연구에서는 점화초기의 현상을 규명하기 위하여 1차원,

비정상 상태이며 추진제로의 열전달은 전도에 의한 것으로만 간주하고 기타 영향은 적절한 보정계수를 도입하여 해결하고자 한다. 또한 연소실내의 유동은 기체와 고체입자가 공존하는 이상유동으로 해석하였다.

2. 해석방법

2-1. 가정사항

[1] 연소생성물에 포함된 고체 및 기체의 분포비는 추진제의 성분비와 동일하다. [2] 연소가스 중 고체성분은 연속체라고 가정하고, 고체성분의 온도는 가스의 온도와 같다고 한다. [3] 대류 열전달 계수와 마찰계수는 실험식을 적용한다. [4] 추진제 그레인은 동시에 점화되지 않는다고 보고 일정시간에 걸쳐서 전체 그레인이 점화된다는 Wetted perimeter ratio을 적용한다. [5] 추진제 그레인은 일정 온도에 도달하면 점화된다고 생각한다. [6] 이상기체 방정식으로 압력을 구하고 비이상기체일때 압력수정 factor로 수정한다. [7] 노즐목에서의 열전달 손실은 없다.

2-2. 지배방정식

* 연속 방정식(Continuity Equation)

점화기와 추진제의 연소에 의한 질량은 각 격자에서 미분방정식을 체적적분하고 two phase로 나누어서 정리하면 다음과 같이 된다.

$$\frac{\partial Q_1 A}{\partial t} + \frac{\partial Q_1 u_1 A}{\partial x} = (r_{pr1} \rho_{pr} - Q_1) \cdot r \cdot b + \dot{m}_{ig}''' A$$

$$\frac{\partial Q_2 A}{\partial t} + \frac{\partial Q_2 u_2 A}{\partial x} = (r_{pr2} \rho_{pr} - Q_2) \cdot r \cdot b$$

여기서 다음과 같은 정의를 하였다.

$$r_i = \frac{V_i}{V} \quad (\text{volume fraction})$$

$$Q_i = r_i \rho, \quad r_1 + r_2 = 1$$

추진제의 연소 속도는 추진제가 정해지면 결정되는 다음과 같은 실험식을 적용하였다.

$$r = r_o + \alpha_e G^{0.8} D_h^{-0.2} \exp\left(\frac{\beta_e r \rho_{pr}}{G}\right)$$

* 운동량 방정식(Momentum Equation)

마찰계수는 원관의 마찰실험식을 보정하여 사용하고 Two phase flow에서의 Drag force는 일반적인 실험식으로부터 유도되어 나온 실험식을 사용하였다.

$$\frac{\partial(Q_1 u_1 A)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \left\{ A (Q_1 u_1 u_1 - r_1 (2\mu_1 + \lambda_1) \frac{\partial u_1}{\partial x}) \right\} = -r_1 A \frac{\partial p}{\partial x} - \tau_w P_w - Q_1 u_1 r b + A f_{21} (u_2 - u_1)$$

$$\frac{\partial(Q_2 u_2 A)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \left\{ A (Q_2 u_2 u_2 - r_2 (2\mu_2 + \lambda_2) \frac{\partial u_2}{\partial x}) \right\} = -r_2 A \frac{\partial p}{\partial x} - Q_2 u_2 r b + A f_{21} (u_2 - u_1)$$

여기서 압력은 이상기체로 계산한 다음 농축 가스에서의 압력에 대한 압력의 보정치 함수로 수정한다.

$$P = \rho_1 R T_1 f(\rho_1)$$

연소가스와 고체입자사이의 모멘텀 차이의 원인이 되는 Drag force는 Spalding에 의해 발표

된 다음식을 사용했다.

$$F_{21} = \frac{18 r_2}{D_h^2} \mu (1 + 0.15 Re_{v_2}^{0.687}) (u_2 - u_1)$$

마찰계수는 원관의 난류유동 실험식과 상관관계되는 다음식을 사용하였다.

$$Y_1 = \frac{\epsilon_s / D_h}{3.7}$$

$$Y_2 = \frac{1.28 R W^{0.5} T_{af}^{1.65} (D_h / X)^{0.05}}{10^6 P u_1 D_h f^{0.5}}$$

$$f = \frac{0.449 (D_h / X)^{0.1}}{(\ln(Y_1 + Y_2))^2}$$

* 에너지 방정식(Energy Equation)

$$\frac{\partial}{\partial t} (A Q_1 e_1) + \frac{\partial}{\partial x} \left\{ A (Q_1 u_1 e_1 - r_1 \frac{x_1}{C_{u1}} \frac{\partial T}{\partial x}) \right\} = -r_1 P \frac{\partial u_1 A}{\partial x} + u_1 \tau_{w1} P_w - q_1 P_w + r_{pr1} \rho_{pr} b r h_{1\Lambda} + \Phi_1 - Q_1 b r h + \frac{1}{2} r_{pr1} \rho_{pr} u_1^2 r b - \frac{3}{2} u_1^2 r_{w1} \dot{m}_{ig}''' A + A F_{21} u_2 + \dot{m}_{ig}''' A h_{ig}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (A Q_2 e_2) + \frac{\partial}{\partial x} \left\{ A (Q_2 u_2 e_2 - r_2 \frac{x_2}{C_{u2}} \frac{\partial T}{\partial x}) \right\} = -r_2 P \frac{\partial u_2 A}{\partial x} + \Phi_2 - q_2 P_w + r_{pr2} \rho_{pr} b r h_{2\Lambda} - Q_2 b r h + \frac{1}{2} r_{pr2} \rho_{pr} u_2^2 r b + A F_{21} u_1$$

대류열전달 계수는 다음의 실험식을 적용하였다.

$$Y_3 = T_{af}^{0.6} (X_{seg} D_h)^{-0.01}$$

$$h_c = 1.56 \times 10^{-3} P_r^{-0.6} C_p \left(\frac{P u}{R} \right) W^{0.1} Y_3$$

2-3. 초기조건과 경계조건

* 초기조건(Initial Conditions)

$$\rho_i(x, t=0) = \rho_i^0$$

$$u_i(x, t=0) = 0$$

$$T_i(x, t=0) = T_i^0$$

* 경계조건(Boundary Condition)

- 고체추진제의 왼쪽 경계조건(X=0)

$$\frac{\partial(\rho_i, u_i, T_i)}{\partial x} = 0$$

- 로켓의 노즐출구 경계조건(X=L)

• Subsonic Flow

$$P = P_{atm}$$

$$\rho = \rho_{atm}$$

$$T = T_{atm}$$

• Supersonic Flow

$$\frac{\partial^2 P}{\partial x^2} = 0, \frac{\partial^2 \rho_i}{\partial x^2} = 0$$

2-4. Simple Logic에 의한 차분식

* 연속방정식(Continuity Equation)

$$\frac{\partial \phi A}{\partial t} + \frac{\partial \phi u A}{\partial x} = r_{pr} \phi_{pr} r b + r_{ig} \dot{m}_{ig} A - \phi r b$$

$$(\phi_P - \phi_P^0) A_P \frac{\Delta x}{\Delta t} + (A u_e)(\phi_P - \phi_E) + (A u_w)(\phi_P - \phi_W) S_C \Delta x + S_P \phi_P \Delta x$$

Phase 1 : 가 스

$$S_c = r_{pr1} \rho_{pr} r b + r_{ig1} \dot{m}_{ig} A$$

$$S_p = -r b$$

Phase 2 : 고체입자

$$S_c = r_{pr2} \rho_{pr} r b$$

$$S_p = -r b$$

정리하면 다음과 같다.

$$a_E = u_{i+1} A_{i+1}$$

$$a_W = u_i A_i$$

$$a_P = a_E + a_W + a_P^0 - s_P \Delta x$$

$$b = S_C \Delta x + a_P^0 \phi_i^0$$

$$a_P^0 = \frac{A_P \Delta x}{\Delta t}$$

$$\therefore a_P \phi_P = a_E \phi_E + a_W \phi_W + b$$

* 운동량 방정식(Momentum Equation)

$$\frac{\partial \rho A \phi}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \left[A \left\{ \rho u \phi - (2\mu + \lambda) \frac{\partial \phi}{\partial x} \right\} \right] = S$$

$$\begin{aligned} & (\phi_P - \phi_P^0) \frac{\rho^0 A^0 \Delta x}{\Delta t} \\ & + A_e (\rho u)_e - \frac{A_e (2\mu + \lambda)}{\Delta x} (\phi_P - \phi_E) \\ & + A_w (\rho u)_w - \frac{A_w (2\mu + \lambda)}{\Delta x} (\phi_P - \phi_W) \\ & = S_C \Delta x + S_P \phi_P \Delta x \end{aligned}$$

Phase 1 :

$$S_c = -\tau_w P_w + A f_{21} u_2 + r_1 \varphi_1$$

$$S_p = -A f_{21} - Q_1 r b$$

Phase 2 :

$$S_c = A f_{21} u_1 + r_2 \varphi_2$$

$$S_p = -A f_{21} - Q_2 r b$$

* 에너지 방정식(Energy Equation)

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho A \phi_1) + \frac{\partial}{\partial x} \left\{ A \left(\rho_1 u_1 \phi_1 - \frac{\kappa_1}{C_{v1}} \frac{\partial \phi_1}{\partial x} \right) \right\} = S$$

$$\begin{aligned} & (\phi_P - \phi_P^0) \frac{\rho_P^0 A_P^0 \Delta x}{\Delta t} \\ & + A_e (\rho u)_e (\phi_P - \phi_E) - A_e \frac{\kappa}{C_{v1}} \frac{\phi_P - \phi_E}{\Delta x} \\ & + A_w (\rho u)_w (\phi_P - \phi_W) - A_w \frac{\kappa}{C_{v1}} \frac{\phi_P - \phi_W}{\Delta x} \end{aligned}$$

$$= S_c \Delta x + s_p \phi_p \Delta x$$

3. 결과 및 검토

3-1. 물리적 수치적 물성치

표 1. Properties of combustion gas.

변수	Name	Value
R	Gas constant	290.85 m ² /s ² -k ^o
W	Moelcular weight	28.21
μ	Viscosity	1.82 kg/m-s
k	Conductivity	0.026 J/s-m-k ^o
γ	Specific heat ratio	1.136
C _v	Specific heat of gas	2138.6 m ² /s ² -k ^o
C _p	Specific heat of gas	2429.45 m ² /s ² -k ^o

표 2. Properties of solid proplleant.

변수	Name	Value
ρ _{pr}	Density of solid	1758 kg/m ³
k _{pr}	Conductivity of solid	0.026 J/s-m-k ^o
C _{pr}	Specific heat of solid	0.3 cal/g-k ^o
T _f	Flame temperature	3533 k ^o
T _s	자동 점화 온도	540 k ^o

3-2. 해석 결과

그림 1은 실제 실험한 Rocket motor의 형상이며 주 추진제가 차지하고 있는 구간은 0.0~2.3(m)이며 Nozzle closure는 X=2.7(m)에 위치하며, 수치해석에서 사용한 점화기의 위치는 X 방향으로 전방점화는 X=0.0(m)이고, 후방점화는 X=2.7(m)이고, 중간점화는 X=1.3(m)이다.

그림 2에서 보이는 바와 같이 전방점화의 경우 약간의 차이는 있지만 해석결과와 실험치가 잘 맞는 것을 알수 있다. 그러나 후방점화의 경우 해석결과와 실험치가 잘 맞지 않고 정상 연소압에 도달하지 못하였다. 그 원인은 점화기에

서 나온 점화가스인 대류가 추진제 전방부분까지 침투되지 못하여 연소가 되지 않은 것이다.

그림 3과 4에서 모타전방 부분이 밀도가 아주 높고 속도가 없어 충분한 대류가 일어나지 못하는 것으로 나타나 있어 추진제로의 열전달이 대류와 전도만 고려했을때는 추진제 전방부분이 점화되지 않는 것으로 보인다. 그러나 실제에서는 압력곡선을 근거로 했을때 모타전방부분이 점화되었다고 생각된다.

그림 5, 6, 7과 8에서 보면 모타 길이를 실제 길이 비율로 그리지 않고 그리드 수로 나타내었기 때문에 추진제길이와 축소부 그리고 확산부의 길이가 같아 보인다.

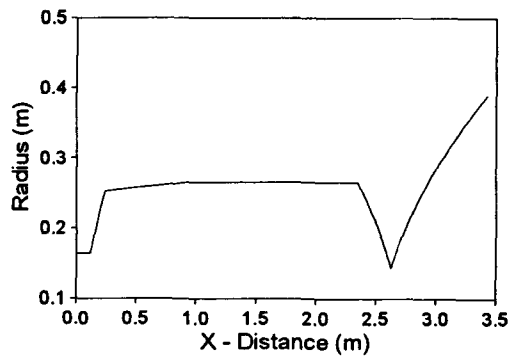


그림 1. Motor 전체의 형상과 크기

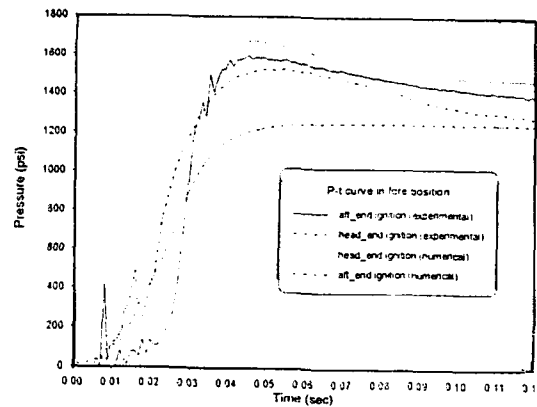


그림 2. 점화기 위치에 따른 압력곡선

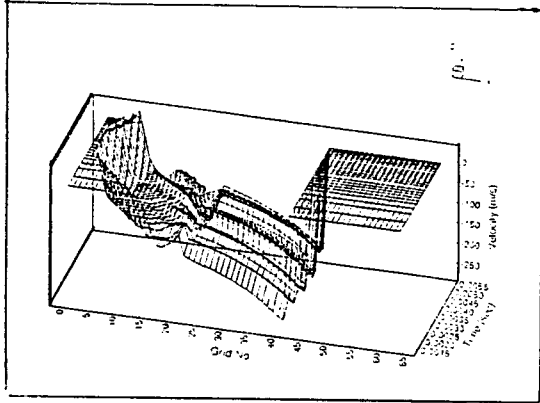


그림 3. 점화초기의 시간에 따른 속도분포

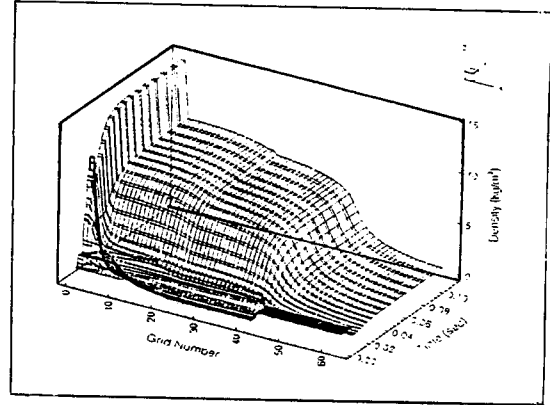


그림 6. 해석시간동안의 연소가스 밀도분포

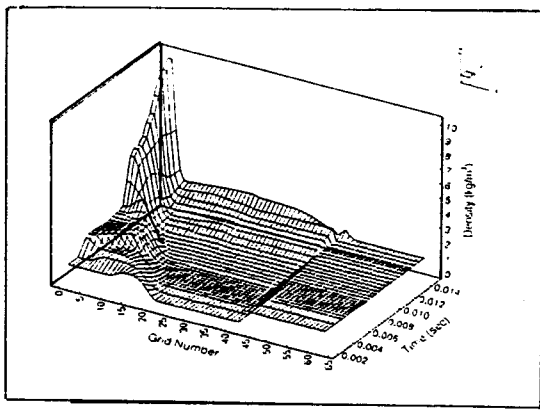


그림 4. 점화초기의 시간에 따른 밀도분포

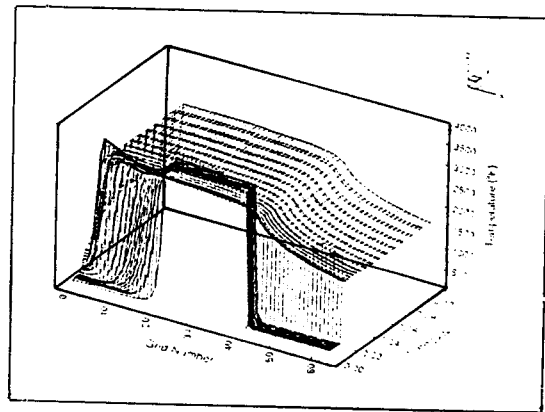


그림 7. 해석시간동안의 연소가스 온도분포

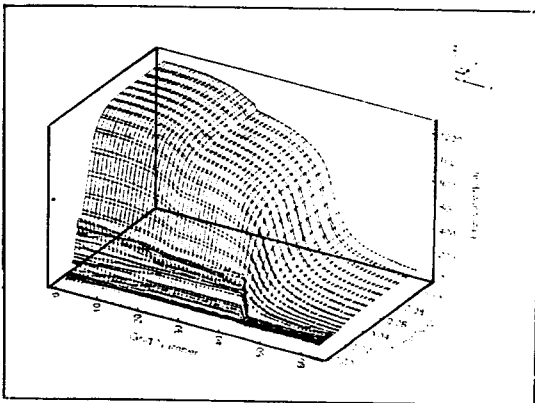


그림 5. 해석시간동안의 압력분포

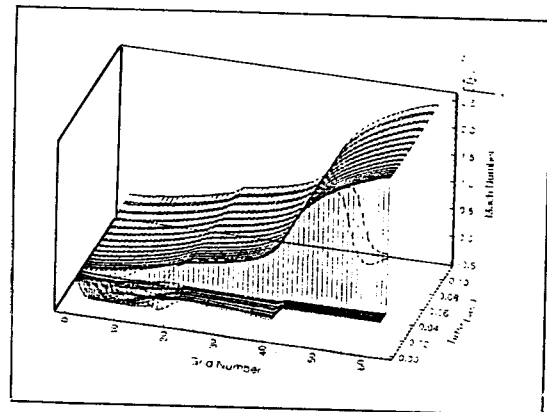


그림 8. 해석시간동안의 Mach No. 분포

4. 결 론

1 차원 비정상 상태에서 단순화된 연소모델을 이용하여 고체 추진제 로켓의 점화초기 특성을 수치해석 하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 전방점화의 경우 해석치와 실험치가 잘 일치하였으며 점화초기 현상을 정성적으로 예측하는데 이용할 수 있을 것이다.
2. 후방점화의 경우 추진제 전방부분에 약간의 미연소 구간이 복사와 자연대류효과를 고려한다면 실제와 비슷한 경향을 보일 것으로 예상된다.
3. 본 연구는 제한된 상태의 연소와 점화기 실험 데이터를 수치해석에 적용했는데 보다 현실적인 검증을 위해서 해석이 요구하는 방향의 다양한 실험 데이터가 있으면 좋을 것이다.

5. 참고문헌

1. Patankar, S.V., Numerical Heat Transfer and Fluid Flow, Hemisphere publ. Co., 1980.
2. Spalding, D.B. "One-dimension two-phase flow, with unequal velocities," Imperial college, Lodon, Dept Mechanical Engineering. Report No HTS/79/10, 1979.
3. Pardue, B.A., and S. Han, "Ignition Transient Analysis of a Solid Rocket Motor Using a One dimensional Two Fluid Model," AIAA Paper 92-3277, 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Nashville, TN, July6-8, 1992.
4. Han, S., "Ignition Transient Analysis of Advance Solid Rocket Motor," NASA/MSFC CR-No. NAG8-123(27), 1992.
5. Chang, S.T., H.S. Cha, and J.S. Chung, "Ignition Transient Analysis of the HynMoo Solid Racker Booster Using a 1-D, 2-Phase Model," Proc. of ISP 19th Seminar, Breckenridge, Colorado, July, 1992.
6. Canvey, L.H., and K.K.Kuo, "Ignition Transients of Large Segmented Solid Rocket Boosters," NASA/MAFC CR-150162, 1976.
7. 홍 용식, "우주추진공학", 청문각