

AP 복합재 연료를 사용한 로켓 모터의 점화 현상에 관한 연구

조인현 · 백승욱 (한국 과학기술원) 장석태 · 차홍석 (국방과학연구소)

Nomenclature

| | |
|------------------|---|
| A | Arrhenius frequency factor in propellant surface decomposition, m/sec |
| C_p | heat capacity of combustion gas, $J / kg K$ |
| C_s | heat capacity of solid propellant, $J / kg K$ |
| E_{as} | activation energy for pyrolysis, J/kmole |
| k | species, = F, O, P |
| \dot{m}_{in} | inflowing mass flow rate, kg / sec |
| P_{atm} | atmospheric pressure, Pa |
| P_{ig}° | ignitor chamber pressure, Pa |
| Q_s | the net heat release at propellant surface, $J / m^3 sec$ |
| W_k | molecular weight of species k, kg/kmole |
| tau | optical thickness |
| T_{in} | inflowing ignitor gas temperature, K |
| $T_{p,s}$ | reference surface temperature, K |
| V_{in} | inflowing ignitor gas velocity, m/sec |
| Y_{FS} | mass fraction of species F in a propellant |
| Y_{OS} | mass fraction of species O in a propellant |
| Δh_k | heat of formation of species k, J/kg |
| ν_k | number of kmoles of species k, kmole |
| ρ_{in} | inflowing ignitor gas density, kg / m^3 |
| ρ_s | solid propellant density, kg / m^3 |
| ϵ | emissivity of burning solid propellant surface |

| | |
|------------------|---|
| κ | absorption coefficient, m^{-1} |
| $\bar{\omega}_f$ | reaction rate of fuel gas, $kg / m^3 sec$ |

Subscripts

| | |
|-------|---|
| l | laminar |
| t | turbulent |
| eff | apparent property, ≡ laminar property + turbulent property |
| in | inflowing condition |

Superscript

| | |
|---------|---------------------------|
| \circ | ignitor chamber condition |
| r | radiation property |
| ‘ | inflow property |

1. 서론

고체 연료 로켓모터의 점화 과정은 점화기 가스가 챔버내부로 유입되어 연료에 연소 반응을 일으키고 마침내 챔버내부의 압력이 정상상태로 발달하기까지의 짧은 시간 동안에 일어나는 현상을 말한다. 로켓챔버 내부의 압력 및 열 유동장에 대한 충분한 이해가 로켓모터를 효율적이고 안전하게 운용하는 데 필요하다.

이 점화 과정은 챔버내부에서 열 및 유동장이 복잡하게 상호작용하며 나타난다. 초기에 점화기에서 발생

한 뜨거운 고압 가스는 후류로 전파되어 가는 한편, 대류 및 복사 열전달 모드로 고체 연료면을 가열하여 점화될 수 있게 열에너지를 고체 연료로 공급한다. 일단 연료에서 화염이 발생하면 발생한 화염은 유동장을 따라 후류로 전파되고 또한 점화된 연료에서는 많은 열에너지를 챔버내부로 방출한다. 따라서 챔버내로 분사되는 점화기 가스의 온도, 압력에 따라 챔버내부의 시간에 따른 압력 변화는 달라진다. 고체연료 로켓모터의 점화 현상 해석은 점화기 선정과 같은 필요한 설계 데이터와 내부 열유동장, 특히 압력 변화를 예측하기 위해 수행되어 왔다.[1][2][3][10] 점화 과정 중 로켓챔버 내부의 유동은 본질적으로 3차원 현상이므로 일차원적인 모델로는 내부의 복잡한 물리현상을 밝히기 곤란하다. 근래에 축대칭 모델로 점화 현상을 해석하려는 시도가 있어 왔다.[4]

본 연구의 목표는 이와 같은 고체연료 로켓의 점화 과정을 고체연료로는 실질적으로 많이 사용되고 있는 AP복합재 연료 (Ammonium Perchlorate Composite Propellant) 를 사용하여 로켓모터 내부의 비정상 난류 화학 반응 유동을 적절히 해석할 수 있는 수치 코드를 개발하는 데 있다.

2. 해석 모델.

점화기 외부 면적과 같은 단면적을 가지는 입구에서 축 방향으로 점화기 가스가 유입한다고 가정한다. 추진 기관 연소기 내부의 형상은 실제 추진 기관 초기 표면적과 같은 원으로 정하고 노즐 부위 형상은 실제 형상 치수를 사용한다. 고체 연료는 설계 치수 두께를 가지는 이차원 축 대칭 형상으로 모델링하며 아래면은 대칭면이다. 연소기 챔버의 윗부분은 열에너지를 받

아 가열되면 가연성 기체를 열분해 해서 발산할 수 있는 AP 복합재 고체 연료(Ammonium Perchlorate Composite Propellant)이며 점화기 가스가 유입되지 않는 좌측과 노즐 부위는 단열이다.

2-1. 기체장 및 고체연료 지배 방정식.

압축성 난류 유동인 기체장의 지배 방정식을 Favre(1965)에 의해 제안된 density-weighted averaging 과정을 취해 사용한다. [9] 여기에서 하첨자 l 은 층류, t 는 난류, eff 는 apparent 값을 의미한다.

Mass :

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0 \quad (1)$$

Momentum :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j - \mu_{eff} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \tilde{\tau}_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

Energy :

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{h}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{h}) &= \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} \\ &- \nabla \cdot q - \nabla \cdot q^r - \sum_{k=1}^N h_k^{\circ} \omega_k + \Phi \end{aligned} \quad (3)$$

Laminar and turbulent heat flux is as follows :

$$q = - \left(\frac{\mu_l}{Pr_l} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial \tilde{h}}{\partial x_j} \quad (4)$$

Enthalpy :

$$h = \sum_k Y_k h_k = \sum_k Y_k \left(h_k^{\circ} + \int_{T^{\circ}}^T C_{p,k}(T) dT \right) \quad (5)$$

State :

$$\bar{p} = \bar{\rho} R_u \tilde{T} \sum_{i=1}^N \frac{Y_i}{W_i} \quad (6)$$

기체상수는 다음과 같이 구한다.

$$\bar{R}_u = R_u \sum_k \frac{Y_k}{W_k} \quad (7)$$

Species :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\tilde{Y}_k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{Y}_k) = \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho D_{\mathcal{G}} \frac{\partial \tilde{Y}_k}{\partial x_i}\right) + \bar{\omega}_k \quad (8)$$

고체 연료 2-D heat conduction equation 은 다음과 같다.

$$\rho_p C_p \frac{\partial T_p}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\lambda_p \frac{\partial T_p}{\partial x_j}\right) \quad (9)$$

여기에서 하첨자 p 는 고체연료의 특성을 나타낸다.

2-2. 난류장 지배방정식.

점화기 가스의 유입 속도가 상당히 빠르기 때문에 유동장은 난류 특성을 지닌다. 난류 점성계 수를 구하기 위해 표준 k-ε모델과 벽면 함수를 도입한다. K-ε 방정식은 다음과 같다.

Turbulent Kinetic Energy :

$$\begin{aligned} & \bar{\rho} \frac{\partial k}{\partial t} + \bar{\rho}\tilde{u}_i \frac{\partial k}{\partial x_i} \\ & = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + P_t - \bar{\rho}\epsilon \end{aligned} \quad (10)$$

Dissipation :

$$\begin{aligned} & \bar{\rho} \frac{\partial \epsilon}{\partial t} + \bar{\rho}\tilde{u}_i \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \\ & = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu_l + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right] - C_1 \frac{\epsilon}{k} P_t - C_2 \bar{\rho} \frac{\epsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (11)$$

이상에서 구한 난류 운동 에너지 및 소산률로부터 eddy viscosity 는 다음과 같이 구한다.

$$\mu_t = \bar{\rho} c_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (12)$$

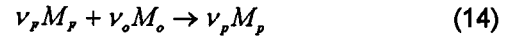
난류 계산에 사용된 계수들은 다음과 같다.

$$\sigma_k = 1.0, \sigma_\epsilon = 1.3, C_1 = 1.44, C_2 = 1.92, C_\mu = 0.09 \quad (13)$$

한편 벽면함수를 도입하여 비교적 성긴 격자계의 사용이 가능하도록 한다.

2-3. 기체장 연소 모델

화학반응은 연료와 산화제가 단단계 비가역 전반응을 하는 것으로 가정하여 다음과 같이 나타낸다.



Chemical Kinetics가 지배적인 경우 열전도나 radical species 의 전파 같은 분자적인 과정에 의해 화학반응이 지배되지만 난류 화염의 경우에는 난류 혼합에 의한 연소 반응증가가 주요하게 나타난다. 이 난류 연소장에서의 화학 반응률에 관해서는 Eddy-Break Up 모델이 가장 많이 사용되고 있다. 이 모델에서는 난류 확산이 지배하는 반응에 있어서 연료 소비율은 연료로 포함하고 있는 와(Eddy)의 감소율에 비례한다고 가정한다. 벽면 근처에서 난류 생성과 소산이 같다고 가정해서 M.K.Razdan 과 K.K.Kuo는 고체 연료면 근처의 난류 경계층에서 화학반응이 거의 다 일어나는 경우에 대해 다음과 같은 식을 유도해 사용하였다.

$$\omega_r = -C_w \bar{\rho} \sqrt{k} \left| \frac{\partial \bar{Y}_r}{\partial y} \right| \quad (15)$$

본 연구에서는 이와 같은 EBU 모델을 사용하여 기체

장 난류 화학반응을 모델링한다. K.K.Kuo등은 이 식이 실제 로켓모타의 연소장과 같이 내부 압력이 매우 높은 상태에서 기체장에 화학반응이 일어나며 고체 연료면 상에서 난류 연소장이 존재하는 경우 적합하다고 밝혔다.[6]

2-4. 고체연료 연소율

고체 연료 로켓모타의 연소에 있어서는 연료의 연소율 예측이 주요한 설계 인자이다. 감쇄 연소 현상에서는 화염 구조와 유동장의 상호 작용하는 문제를 같이 해결하는 공기 열역학적으로 접근하는 것이 보다 실제적이다. 고체연료의 감쇄율(Burning Rate)는 고체연료 표면 온도의 함수이며 표면 열 분해에 대한 Arrhenius법칙으로 표현 할 수 있다.

$$\rho_s v_p = A \exp\left(-\frac{E_{a,p}}{R_s T_s}\right) \quad (16)$$

점화과정은 극히 짧은 시간 (본 연구의 경우 : 0.03 - 0.04 초)에 일어나며 따라서 연료의 열분해는 고체연료의 표면에서만 발생한다고 가정한다. 이때 온도 변화가 크기 때문에 기체장의 전달특성(μ, λ)은 온도에 따라 변화시킨다. 화학종간 열확산 (Soret and Dufour Effect)와 압력 확산을 무시하였으며 층류 및 난류 Le 수는 1로 하였다. 난류 Prandtl 수 σ , 는 0.9 를 사용한다. 또한 화학종간 확산계수는 같다고 가정하여 Fick's Law를 도입한다.

2-5 복사 열전달

고체 연료 연소 메카니즘을 파악하는 것은 로켓모타 추진체의 연소 속도를 정확하게 예측할 수 있게 도와준다. 기존의 연구들에 의해 확산화염의 메카니즘은 상당히 알려져 왔으나 아직 복사열전달에 의해 챔버 내 난류연소장에 미치는 영향은 잘 알려져 있지 않다. 실제로 화염과 연료면 사이에는 고온의 생성물, 매연(Soot), 증기화 된 연료등 고체 연료가 방출하는 복사 간섭 매질로 인하여 복사 열전달이 필연적으로 개제된다. 그러나 적분-미분식으로 표현되는 복사전달 방정식을 처리하는 데 수치적인 난점이 있어왔고 또한 노즐이 있는 로켓 챔버 내부와 같이 복잡한 형상을 처리하는 데 있어서 복사 열전달을 고려하기가 매우 어려웠다. 로켓 챔버 내부의 연소장을 복사열전달과 결합 시키기 위해서는 일반화된 좌표계에서 복사장을 해석할 수 있어야 하며 또한 연소장과 같은 격자계를 사용해야 효율적인 계산을 수행할 수 있다. 따라서 이와같은 요구를 만족할 수 있도록 구분종좌법을 더욱 발전시킨 유한 체적법을 사용하여 연소장과 연계시켜서 계산한다.[7][8]

복사 열전달 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{dI(\vec{s}, \vec{\Omega})}{ds} = -\beta(\vec{s})I(\vec{s}, \vec{\Omega}) + S(\vec{s}, \vec{\Omega}) \quad (17)$$

이 식은 경로 ds 를 지나는데 따른 복사강도 I 의 변화를 나타낸다. 우변 첫째 항은 attenuation을, 둘째 항은 augmentation을 나타낸다.

$$\beta(\vec{s}) = \kappa(\vec{s}) + \sigma(\vec{s}) \quad (18)$$

여기에서 $\beta(\vec{s})$, $\kappa(\vec{s})$, $\sigma(\vec{s})$ 는 각각 extinction coefficient, 복사 에너지 흡수 계수, 복사 에너지의 outscattering을 나타낸다.

$$S(\vec{s}, \vec{\Omega}) = \kappa(\vec{s})I_b(\vec{s}) + \sigma_r I'(\vec{s}, \vec{\Omega}) \quad (19)$$

이 식의 우변 첫째항은 기체의 방사를, 둘째항은 inscattering을 나타낸다. 이상에서 \vec{s} 은 공간 좌표계, $\vec{\Omega}$ 은 angular direction을 나타낸다.

본 연구에서는 산란효과를 무시하고 챔버 내부 매질의 흡수계수를 40으로 가정하여 해석한다. 복사 열유속은 다음과 같다.

$$q_z(\vec{s}) = \int I(\vec{s}, \vec{\Omega})(\vec{\Omega} \cdot \vec{n}_z) d\omega \quad (20)$$

$$q_r(\vec{s}) = \int I(\vec{s}, \vec{\Omega})(\vec{\Omega} \cdot \vec{n}_r) d\omega \quad (21)$$

여기에서 \vec{n}_z, \vec{n}_r 은 z, r 좌표계의 단위 수직 벡터를 나타낸다. Incident radiation G는 다음과 같이 정의된다.

$$G(\vec{r}) = \int_{4\pi} I(\vec{s}, \vec{\Omega}) d\omega \quad (22)$$

열유속의 divergence은 다음과 같이 정의된다.

$$\nabla \cdot q = \kappa[4\pi I_b(\vec{r}) - G(\vec{r})] \quad (23)$$

이식을 통해서 복사에너지는 에너지 방정식과 결합된다.

2-6 초기조건 및 경계조건

초기에 유동장은 정지 상태에 있으며 고체 연료를 포함해서 온도는 상온이다. 챔버 및 노즐 내부에는 상온의 공기만 존재한다고 가정한다. 점화과정은 로켓선 단 부분에서 점화기 가스가 축방향으로 실험치로 주

어진 질량유입률(m_{ig})이 유입되는 것에 의해 시작된다. 실험에 의해 다음과 같은 점화기챔버 조건이 주어진다.

$$P_{ig}^* = 1499 \text{ psi}, \quad T_{ig}^* = 2520 \text{ K}, \quad R_{ig} = R_g(\text{air}) \quad (24)$$

이 조건으로 부터 점화기 가스 유입조건은 다음과 같다.

$$\rho_{ig} = \frac{P_{ig}^*}{R_{ig} T_{ig}^*} \quad (25)$$

$$u_{ig} = \frac{m_{ig}}{A_{ig} \rho_{ig}} \quad (26)$$

$$T_{ig} = T_{ig}^* - \frac{1}{2} \frac{u_{ig}^2}{C_{pg}} \quad (27)$$

여기에서 A_{ig} 는 점화기 가스 유입부위 단면적이다.

열분해된 기체는 발산하는 고체 벽면을 제외하고는 점착조건(No Slip)을 만족하며 아랫면은 대칭 조건을 준다. 노즐 출구는 아음속인 경우 대기압 조건이며 초음속인 경우 모든 유동 변수에 대해 선형내삽 하였다. 일정한 두께를 가진 고체연료의 바깥쪽에서는 단열이며 챔버와 접하는 안쪽면에서는 interface 조건으로 표면온도가 결정된다. 연료면 interface condition은 다음과 같다. 온도장에 대해서 에너지 평형은 다음과 같다. [Fig 1]

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial r} \Big|_p - q_r' - \rho_s v_r Q_s \Big|_p = -\lambda_p \frac{\partial T_p}{\partial r} \Big|_p \quad (28)$$

화학종에 대해서는 다음과 같다.

$$-\rho_s v_r \Big|_p = -\rho_p Y_r \Big|_p - \rho D \frac{\partial Y_r}{\partial r} \Big|_p \quad (29)$$

$$-\rho_s v_r|_p = -\rho v Y_o|_p - \rho D \frac{\partial X_o}{\partial r} \Big|_p \quad (30)$$

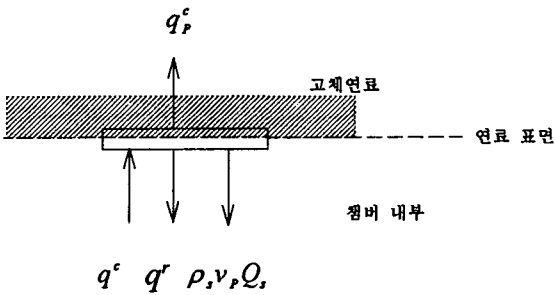


Fig. 1 Thermal Interface Boundary Condition

3. 수치해석

본 연구에서는 온도차에 의해 밀도변화가 크게 나타나는 비정상 압축성 유동이며 마하수가 매우 작은 값에서 초음속에 도달하는 변화가 심한 과정을 해석해야 한다. 이러한 유동해석을 위해 본 연구에서는 압축성 유동장에 적용할 수 있도록 밀도 보정을 고려한 압축성 SIMPLER 방법을 채택하였다.[11] 시간에 대해서는 수치 적분상의 안정성을 고려하여 완전 내재적 방법으로 차분화하였으며 대류항에 대해서는 Power law Scheme을 취하였다.

주어진 지배방정식을 수치적분하기 위하여 시간항의 차분화는 안정적 수렴성을 지니는 완전 내재적(Fully Implicit) 기법을 적용하였고 대류항의 차분화는 Power-Law 기법을 사용하였다.

지배방정식은 다음과 같이 일반적인 형태로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\rho u_i \phi - \Gamma_s \frac{\partial \phi}{\partial x_i} \right] = S_s \quad (31)$$

이 식에서 ϕ 는 대표종속변수이며 Γ_s 는 그 종속변수에 대한 확산계수이며 S_s 는 생성항이다. 이 식을 각 제어체적[Fig. 2]에 대해 적분하면 다음과 같은 유한차분 근사식을 얻는다.

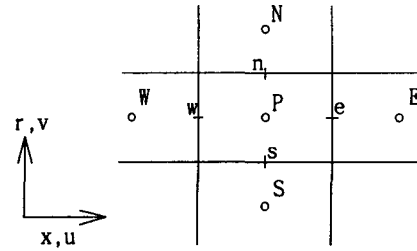


Fig. 2. Typical Control Volume

$$a_p \phi_p = a_w \phi_w + a_s \phi_s + a_n \phi_n + a_e \phi_e \quad (32)$$

$$a_p^* = \frac{\rho_p}{\Delta t} \Delta V, \quad b = a_p^* \phi_p^* + S_s \Delta V \quad (33)$$

$$a_p = a_w + a_s + a_n + a_e + F_w - F_w + F_n - F_n - F_s \quad (34)$$

이상의 차분 방정식에 따라 정리되는 지배방정식을 압축성 SIMPLER 알고리즘에 따라 순차적으로 계산한다.

3. Results and Discussion

계산에 사용된 AP 복합재 고체 연료(Ammonium Perchlorate Composite Propellant)의 특성 및 기타 사용된 변수값들은 Table.1 과 같다.

Fig 3에 본 연구에서 사용한 격자계와 형상을 나타낸다. 70x20 격자계를 내부 연소챔버와 노즐부위 유동장을 위해 사용하였으며 50x10 격자계를 고체연료 열전도 방정식을 위해 사용하였다. 격자는 연료면과 노

즐목에 밀집 시킨다.

본 모델에서는 pyrotechnic type의 점화기를 사용하며 점화기 내로 유입되는 점화기 가스의 질량 유입률은 Fig. 4에 나타나는 바와 같이 초기에 최대값을 가지고 선형적으로 감소하는 분포를 나타내는 것으로 모델링한다.

전방 점화기를 사용하는 본 연구의 경우 유입된 점화 가스는 선단 부위의 고체연료를 가열하여 열분해 시킨다. 이에 따라 발생된 연료와 산화제 증기는 화학 반응을 일으키며 발생된 화염은 후류로 급격히 전파된다. [Fig. 5] 온도 분포는 기체장의 화학 반응률이 큰 부분과 최대 온도를 가지는 부위가 대체로 일치한다.

점화가 시작되는 초기에는 강한 압력파가 챔버 후류로 진행되며 노즐 앞 부분 부딪혀서 증가된 압력을 가진 압력파가 챔버 내로 반사된다. 노즐 꼭 부위를 제외한 연소기 내부의 압력 분포는 연소의 진행과 함께 점차 발달하고 균일하게 된다. Fig. 7, Fig. 8에 이상의 압력 거동이 나타나 있으며 Fig. 9에 선단 압력 분포를 시험치와 비교 하였다. 압력은 정상상태에 도달하기 까지 계속 진동을 하며 발달한다. 약 15 msec 에서 선단 압력은 급격히 증가하고 약 35 msec에서 약 1.2 Mpa 정도의 값을 가진다. 이는 시험치와 비교적 근사하게 일치하는 경향을 나타낸다.

Acknowledgments

본 연구는 국방과학연구소의 지원에 의해 수행 되었으며 이에 감사드립니다.

Table 1. Properties used in calculation

| | | | |
|--------------|-----------|--------------|----------|
| A | 3.619e4 | W_f | 24.16 |
| W_o | 24.16 | W_p | 24.16 |
| Q_s | - 1.05e6 | Y_{fs} | 0.1 |
| Y_{os} | 0.9 | E_{as} | 14.09e7 |
| C_s | 860 | $T_{p,s}$ | 900 |
| ρ_s | 1728 | Δh_f | 6.17e5 |
| Δh_o | - 3.956e6 | Δh_p | - 4.57e6 |
| ν_f | 1 | ν_o | 9 |
| ν_p | 11 | ϵ | 0.5 |

References

[1] A.Peretz, L.H.Caveny, K.K.Kuo and M.Summerfield,"The Starting Transient Solid Propellant Rocket Motors with High Internal Gas Velocities", NASA CR-136274 1973

[2] L.H.Caveny and K.K.Kuo,"Ignition Transient of Large Segmented Solid Rocket Boosters", NASA CR-150162 1977

[3] L.H.Caveny and K.K.Kuo,"Thrust and Ignition Transients of the Space Shuttle Solid Rocket Motor", J. of Spacecraft Vol. 17 489-494 1980

[4] S.D.Bai, S.S.Han and B.A.Pardue,"2D Axisymmetric Analysis of SRM Ignition Transient", AIAA 93-2311

[5] ADD Report MSDC-421-940099

[6] M.K.Razdan and K.K.Kuo,"Erosive Burning Study of Composite Solid Propellants by Turbulent Boundary Layer Approach", AIAA Vol.17, pp1225-1233, 1979

[7] J.C.Chai, G.Parthasarathy, H.S.Lee and V. Patankar, "Finite Volume Radiative Heat Transfer Procedure for Irregular Geometry's", J.F.M vol 9, No.3, pp410-415,1995

[8] E.H.Chui, G.D.Raithby and P.M.J. Hughes, "Prediction of Radiative Transfer in Cylindrical Enclosures with the Finite Volume Method" J. of Thermo and Heat Transfer vol 6, pp605-611, 1992

[9] D.L.Cherng, V.Yang and K.K.Kuo,"Numerical Study of Turbulent Reacting Flows in Solid Propellant Ducted Rocket Combustors", J. of Propulsion Vol. 5 687-685 1989

[10] B.A.Pardue and S.S.Han,"Ignition Transient Analysis of a Solid Rocket Motor Using a One Dimensional Two Fluid Model", AIAA 92-3277

[11] K.C.Karki and S.V.Patankar,"Pressure Based Calculation Procedure for Viscous Flows at All Speeds in Arbitrary Configurations" AIAA Vol.27 1167 - 1175 1989

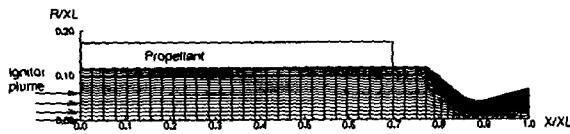


Fig 3. Grid system

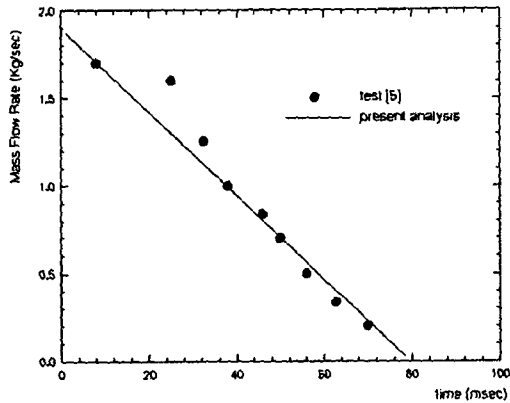


Fig 4. Entering Ignitor Gas Mass Flow Rate

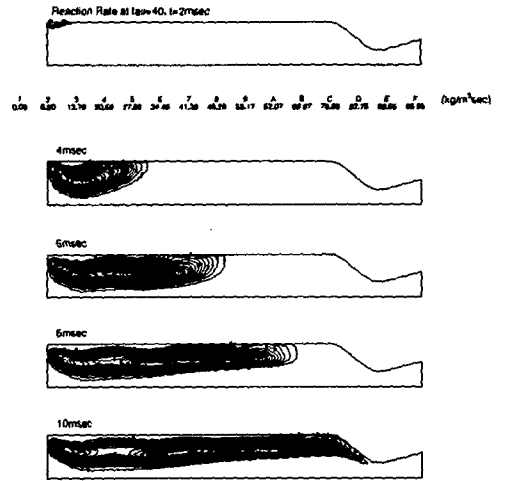


Fig 5. Gas Phase Transient Reaction Rate

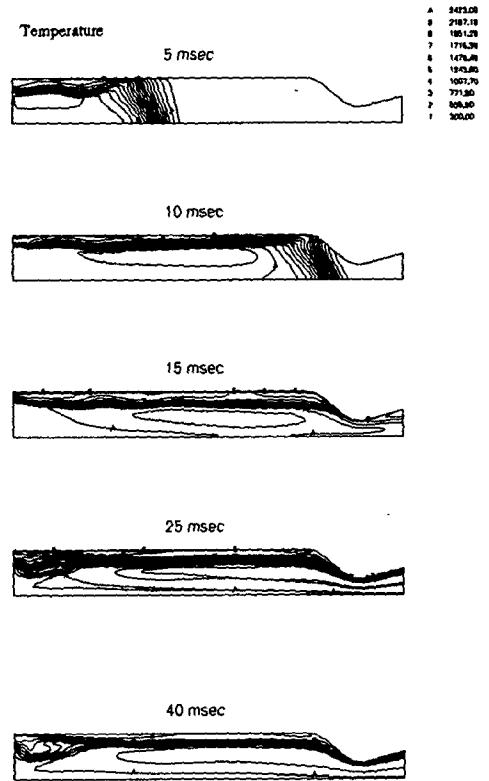


Fig 6. Transient Temperature Field

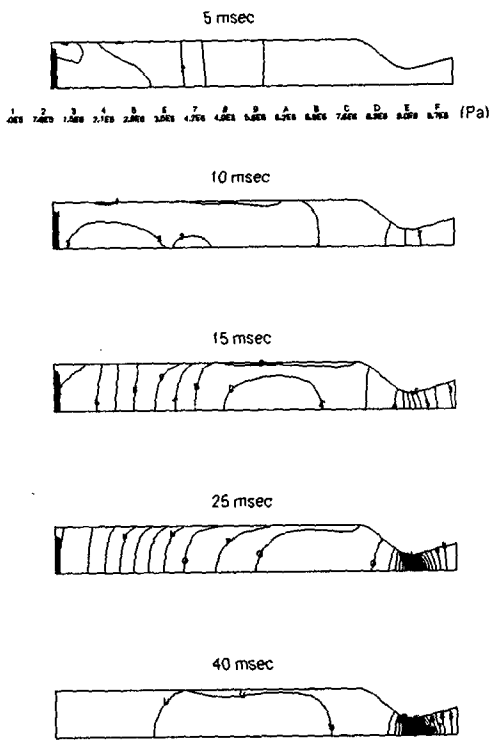


Fig 7. Transient Pressure Field

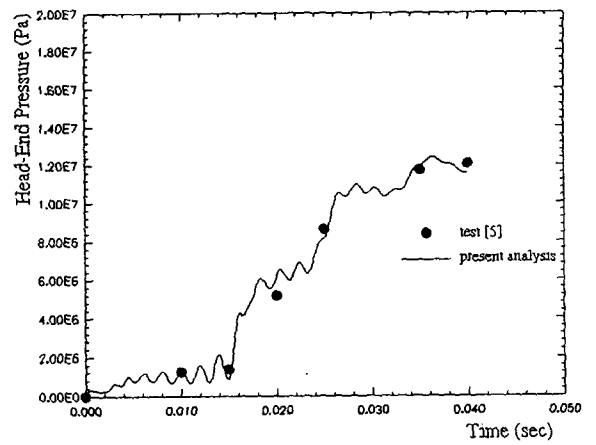


Fig 9. Transient Head-End Pressure

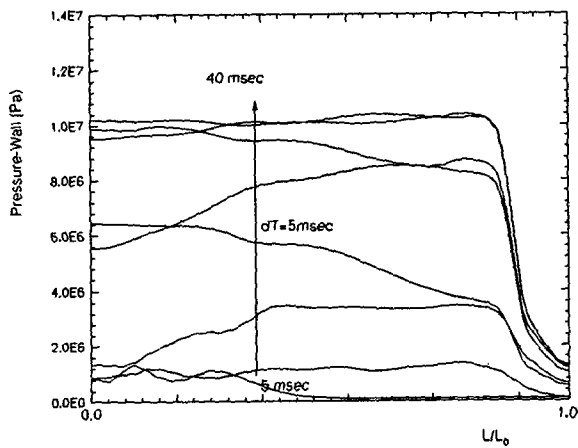


Fig 8. Transient Pressure Variation along Wall