

고체 추진제 로켓엔진의 정상 및 비정상 연소특성 해석

김 후 중 · 김 용 모* · 윤 명 원**

Analysis for Steady-State and Transient Combustion Characteristic of Solid Propellant Rocket Engine

Hoojoong Kim · Yongmo Kim* · Myoungwon Yoon**

ABSTRACT

The present study has numerically investigated the combustion processes in the solid propellant rocket engine. The two step global reaction model for condensed phase and five step global reaction mechanism for gas phase are adopted to predict the detailed flame structure near double-base solid propellant surface. The turbulence-chemistry interaction is represented by the PaSR(Partially Stirred Reactor) model. To reduce the uncertainties for convective heat transfer near solid fuel surface having strong blowing effect, the Low Reynolds number $k-\epsilon$ turbulent model is employed. Based on numerical results, the detailed discussion has been made for the turbulent combustion processes and transient behavior of pressure and temperature fields in the solid propellant rocket engine.

초 록

본 연구는 고체 추진제 로켓 엔진의 연소과정을 수치적으로 해석하였다. 고체 추진제로는 double-base propellant를 이용하였으며 고체상에서는 2개의 포괄적인 반응식을 기체상에서는 5개의 포괄적인 반응식을 이용하였고 난류와 화학반응의 상호작용 PaSR(Partially Stirred Reactor)모델을 사용하였다. 고체 연료 벽면에서의 분출 효과로 야기되는 대류열전달의 불확실성을 줄이기 위하여 낮은 레이놀즈 수 $k-\epsilon$ 난류모델을 적용하였다. 계산된 수치결과를 토대로 고체 추진제 로켓 엔진의 난류연소 과정 및 온도장과 압력장의 비정상 특성에 대하여 상세히 기술하였다.

1. 서 론

고체 추진제 로켓의 소화는 과학적이나 기술

적인 기술적인 관점에서 중요하다. 인공위성의 궤도진입 시점에서나 로켓이 원하는 속도에 도달하기 위해 추진 중단의 제어는 때때로 필요하

* 한양대학교 기계공학부 (Hanyang University)

** 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

게 된다. 추력발생의 중단이나 재 추력발생의 역량을 가지는 고체 추진체 로켓은 작동조건의 유연성, 즉 원하는 작동조건으로 용이하게 변화되는 특성을 크게 향상시킨다. 실제로 추력 발생을 중단하기 위해 단순히 연료밸브를 닫는 액체연료 로켓에 비해 고체 추진체 로켓의 작동조건 유연성의 결여는 고체 추진체 로켓의 주된 단점으로 알려져 있다. 추력발생의 중단이나 재 추력발생은 연소과정을 빠르게 종료하고 또한 고체 연료를 재 점화시키는데 용이한 상태로 유지함으로써 얻어질 수 있다. 추진 기관의 갑작스런 압력강하로 인한 소화와 냉각제의 분사를 통한 온도 하강으로 인한 소화는 이러한 목적을 달성하기 위한 주된 방법으로 알려져 있다. 많은 다른 조건하에서 이러한 방법들은 만족스럽게 적용되었지만 이에 대한 물리적 현상의 이해는 부족한 실정이다.

고체 추진체 로켓의 추력 중단시 추진체의 소화특성에 관해 초기에는 모델을 단순화 시키기 위하여 여러 가정을 포함한 열역학적 일차원 이론 모델 및 실험적인 방법을 이용하여 어떤 값보다 큰 경우 소화가 발생하는 임계 압력강하율의 존재, 임계 압력강하율과 초기 연소실 압력과의 상관관계, 고체 추진체의 성분 조성이 임계 압력강하율에 미치는 영향에 대한 연구가 진행되었다. 그러나 일차원 이론 모델은 여러 단순화된 가정을 포함하고 있으므로 정확한 예측을 하기 어려우며 실험적 방법은 여러 인자의 상호작용으로 인해 도출된 결과의 모호성이 존재하는 단점을 지니고 있다. 이러한 이유로 추진체의 소화특성을 정확히 예측하기 위해서는 다차원적인 수치모델의 개발이 필요하며 이에 대한 국내·외 연구개발 실적은 거의 전무한 상태이다.

본 연구에서는 고체 추진체 로켓의 추력 중단시 추진체의 소화특성을 해석할 수 있는 수치 및 물리 모델을 개발하여 실험 결과와 이론 해석 결과와 비교를 통하여 예측능력을 검증하며 이를 이용하여 연소실의 압력강하율과 소화특성과의 상관관계, 연소실의 초기압력과 추진체 소

화특성과의 관계, 그리고 포트 개방시 압력변화 특성을 살펴보고자 한다. 이를 위하여 일차적으로 정상상태로 모델링된 고체 추진 로켓 모터의 연소실 내부의 연소특성을 살펴보고 포트 개방으로 인한 연소실 내부의 압력 천이 특성 및 온도장의 비정상 거동에 대한 해석을 수행하였다.

2. 물리 및 수치모델

2.1 지배방정식

고체 연료 로켓 엔진의 난류 연소유동장을 예측하기 위하여 다음과 같은 수송방정식, 즉 연속방정식, 운동량방정식, 에너지방정식 그리고 화학종방정식을 원통좌표계에서 계산하였다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + S_{ui}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho I) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j I) = - p \frac{\partial u_j}{\partial x_j} - \frac{\partial q_j}{\partial x_j} + \rho \epsilon$$

$$\text{여기서, } \tau_{ij} = - (\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

$$q_j = - k \frac{\partial T}{\partial x_j}$$

$$S_{ui} = - \frac{2}{3} (\mu + \mu_t) \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_j} \right)$$

를 나타내며 I 는 비 내부에너지를 나타낸다.

2.2 Low-Reynolds Number k - ϵ turbulent model¹⁾

대부분의 난류모델은 높은 레이놀즈수 유동 영역에 적용할 수 있으며 벽면 경계조건으로 벽함수법을 이용한다. 그러나, 낮은 레이놀즈수를 갖는 유동, 박리 유동, 열 및 물질전달을 가지는 벽면을 흐르는 유동장에 대해서는 벽함수법이 적절하지 않다. 따라서 분자 점성에 영향을 받는 얇은 점성저층까지 확대 적용할 수 있는 모델이 필요하다. 이러한 상황을 고려하기 위해서 본 연구에서는 난류 운동에너지와 그 소산율에

대하여 다음과 같은 형태의 수송방정식을 가지는 Low-Reynolds number k-ε 난류모델을 적용하였다.

난류운동에너지 방정식 :

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{1}{r} \left[\frac{\partial}{\partial x} (r \rho u k) + \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v k) \right] = G_k - \rho \varepsilon + \frac{1}{r} \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left[r \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial r} \left[r \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial r} \right] \right\}$$

난류운동에너지 소산을 방정식 :

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{1}{r} \left[\frac{\partial}{\partial x} (r \rho u \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v \varepsilon) \right] = \frac{1}{r} \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left[r \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial r} \left[r \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial r} \right] \right\} + (C_1 f_1 G_k - C_2 f_2 \rho \varepsilon) \frac{\varepsilon}{k}$$

여기서,

$$G_k = \mu_t \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{v}{r} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right)^2 \right\}$$

$$f_1 = 1.0$$

$$f_2 = [1.0 - 0.01 \exp(-R_i^2)] [1.0 - \exp(-0.0631 R_k)]$$

$$R_k = \frac{\sqrt{k} y}{\nu} \quad R_i = \frac{k^2}{\nu \varepsilon}$$

난류 운동에너지와 그 소산율을 이용하여 난류 점성계수는 다음과 같은 형태로 주어진다.

$$\mu_t = \rho C_\mu f_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$$

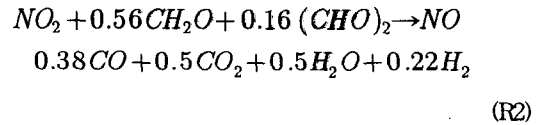
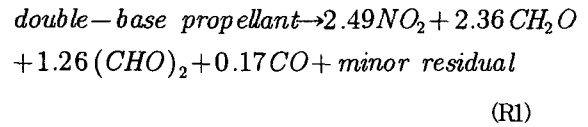
여기서, $f_\mu = [1.0 - \exp(-0.0215 R_k)]^2 \left(1 + \frac{31.66}{R_i^{5/4}} \right)$

모델상수는 다음과 같은 값을 이용하였다.

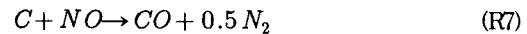
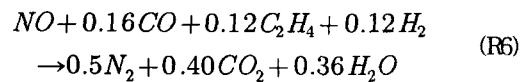
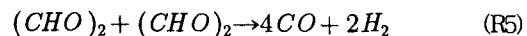
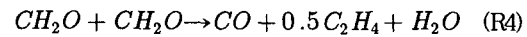
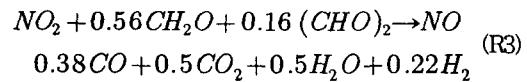
$$C_\mu = 0.09 \quad C_1 = 1.44 \quad C_2 = 1.92 \\ \sigma_k = 1.0 \quad \sigma_\varepsilon = 1.3$$

2.3 화학반응모델²⁾

본 연구에서는 고체 연료 추진로켓의 연소실 내부의 연소 유동장을 해석하기 위한 고체 연료로서 double base 고체 추진제를 이용하였다. 이러한 고체추진제의 상세화학반응모델을 정확히 수립하기도 어려웠던 더 계산상의 한계를 가지고 있기 때문에 고체상이나 기상에서 축소화학반응(reduced chemical kinetics)를 적용하였다. 고체상에서의 화학반응은 O-NO₂의 화학적 결합을 분해하는 반응과 분해된 NO₂와 aldehyde의 반응으로 구성된다. 이러한 두개의 포괄적인 반응식은 기체상에서 화염장을 유지시키는데 필수적인 화학종을 발생시키며 다음과 같다.



Lengellee등과 Bizot와 Beckstead등이 제안한 바에 따르면 기체상에서의 반응은 5개의 포괄적인 반응식으로 표현된다. 이것은 두개의 1계 NO₂와 NO-carbon 화학반응과 aldehyde 와 NO를 포함하는 3개의 2계 화학반응을 포함하며 이는 다음과 같다.



2.4 고체 연료내부의 지배방정식

고체상은 기체상에서의 열 유입으로 인한 예열영역과 고체 추진제의 열분해 반응과 이로 인해 생성된 화학종의 반응이 동시에 이루어지는 표면 분해층으로 구성된다. 만약 화학종의 확산과 축방향 열확산을 무시하고 일

정한 열역학적 상태량을 갖는다고 가정하면 고체상을 지배하는 방정식들은 다음과 같은 1차원 형태로 표현된다.

$$\dot{m} = \rho_c r_b$$

$$\rho_c C_c \frac{\partial T}{\partial t} + \dot{m} C_c \frac{\partial T}{\partial y} = \lambda_c \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \dot{q}_c$$

$$\rho_c \frac{\partial Y_i}{\partial t} + \dot{m} \frac{\partial Y_i}{\partial y} = \dot{w}_i$$

여기서, ρ_c 는 추진제의 밀도이며 r_b 는 regression rate이다. 단위체적당 열발생률, \dot{q}_c 는 추진제의 열분해과정을 나타내는 흡열반응(R1)과 NO2와 aldehyde의 발열반응(R2)으로 열발생률의 합으로 결정된다.

2.5 고체 연료와 가스장의 경계면의 경계조건

고체연료와 가스장에서 발생하는 현상은 이 두 상의 경계면에서의 질량과 에너지 보존을 만족해야한다. 이 경계면에서 일어나는 현상은 고체 추진제의 regression율과 온도에 의해 결정된다. 경계면에서 질량 및 에너지의 보존에 대한 관계식은 다음과 같다.

$$(\rho v)_g = -\rho_c r_b$$

$$-\lambda_g \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_g + \left[\rho \sum_{i=1}^N Y_i h_i (v + v_i) \right]_g = -\lambda_c \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_s - \rho_c r_b \left[C_c (T_s - T_{ref}) + \sum_{i=1}^N Y_i h_{f,i}^0 \right]$$

여기서 하첨자 g와 s는 각각 경계면의 기체상쪽과 고체상쪽을 나타낸다.

2.6 수치모델링

본 연구에서는 Navier-Stokes 방정식과 여러 스칼라 방정식을 풀기 위하여 ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian)^{3),4)} 방법으로 불리는 유한 체적법을 이용하였다. 모든 종속변수의 비정상 해는 주어진 시간간격을 이용하여 전 단계의 해로부터 적분하여 계산된다. ALE 방법에서 각 시간간격은 두개의 단계로 나뉘어지며 이는 각각 Lagrangian 단계와 Rezone 단계이다. Lagrangian 단계에서는 모든 격자점은 유동 속도를 가지고

이동하고 셀 경계를 가로지르는 대류의 영향은 없다. Rezone 단계에서는 유동장은 고정되고 격자점은 새롭게 정의되는 격자점으로 이동하며 이에 따라 유동장은 새롭게 정의되는 격자계로 재 배치된다. 이러한 재 배치 과정은 계산 셀의 경계를 가로지르는 대류요소에 의해 수행된다. Lagrangian 단계에서 모든 방정식의 확산항과 압력과의 전파와 관계된 항들은 음함수적 방법으로 차분화되며 방정식들은 SIMPLE과 비슷한 알고리즘으로 계산된다. Rezone 단계에서는 대류항이 양함수적 방법으로 계산된다. 대류 계산에서는 Courant 안정조건을 만족하는 시간간격을 사용하며 전체 시간간격동안 반복계산을 통해 대류계산이 이루어진다. 따라서 전체 시간간격은 Courant 안정조건에 구속되지 않는다. 대류항은 수치적 확산을 줄이기 위하여 QSOU(Quasi Second Order Upwind) 방법을 적용하였다.

3. 해석결과 및 고찰

본 연구에서는 우선 고체상과 기체상의 1차원 지배방정식의 해석을 통해 고체 추진제 근처에서의 연소특성을 살펴보았다. 연소실 내부의 압력을 20atm으로 가정한 경우 온도분포와 각 화학종의 농도분포를 Fig.1에 나타내었다. 화염구조는 기체상에서의 열 유입으로 인한 예열효과와 열분해 과정으로 인한 고체상에서의 온도상승을 보이는 primary zone, 그리고 고체추진제 표면 근처에서 급격하게 온도상승(대략 1800K)을 보이는 dark zone, 그리고 기체상에서의 화학반응에 의해 최종온도까지 도달하는 secondary zone의 세 개의 구분되는 영역을 보여주고 있다.

Primary zone에서는 추진제의 열분해와 NO2와 aldehyde의 발열반응으로 인하여 온도가 상승한다. 열분해 과정에서 발생한 NO2와 aldehyde는 추진제의 표면 근처에서 급격히 감소하고 NO, CO, CO2 그리고 H2O를 생성하게 된다. NO는 dark zone에서 서서히 감소하다가 secondary zone으로 가면서 급격히 감소함을 알수있으며

기체상에서의 열발생률에 NO가 관여하는 화학 반응이 대부분 기여함을 살펴볼 수 있다.

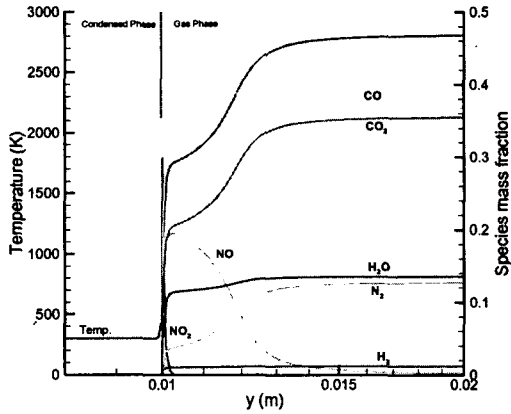


Fig. 1 Distributions of temperature and species concentration in condensed and gas phase at 20atm.

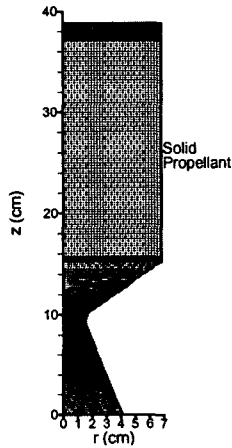


Fig. 2 Computational grid system.

적용된 물리 및 수치모델을 이용하여 500lbf의 추력을 가지는 로켓엔진⁵⁾에 대하여 계산을 수행하였다. 이때 연소실 내부 직경은 고체연료가 50% 연소된 경우에 해당하는 값으로 채택하였다. Fig.2는 본 연구에 적용된 형상에 대한 계산 격자계를 보여준다. 축방향으로는 190개, 반경방향으로는 65개의 격자점을 이용하였다. 본 연구에서는 Low Reynolds number k-ε 난류모델

을 이용하였으므로 고체추진체 근방에 매우 밀집된 격자를 이용하였다. 본 연구에서 적용한 고체연료는 앞에서 언급한 바와 같이 double base propellant를 사용하였으며 가스장에서 화학 반응은 5개의 포괄적인 반응식을 이용하였다. 화학반응과 난류의 상호작용을 고려하기 위하여 본 연구에서는 PaSR (Partially Stirred Reactor)⁶⁾ 난류연소모델을 적용하였다.

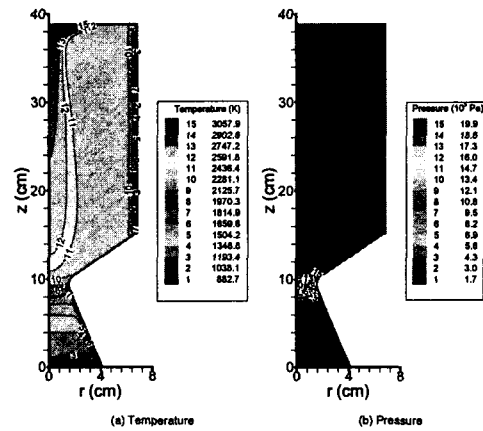


Fig. 3 Contour plots of (a) temperature and (b) pressure field.

Fig.3은 고체추진체 로켓모터의 연소실 내부에서의 정상상태 온도장과 압력장을 나타낸 것이다. 연소실에서의 높은 압력과 온도가 수축 확대 노즐을 통과하면서 지속적으로 팽창하고 있음을 알 수 있다. 연소실 내부에서의 압력은 전체적으로 균일하게 분포하는 반면 온도는 고체추진체 근처에서 매우 큰 구배를 가지고 있음을 알 수 있다. 이 영역에서 대부분의 열 발생을 가지며 이 영역이외의 연소실 내부의 온도는 비교적 균일한 분포를 가진다. 위쪽 끝의 중심축 근처에서 가장 높은 연소실 온도를 가지며 이는 열 팽창에 의해 증가된 속도를 가지는 유동장이 노즐쪽으로 진행하고 이로 인해 이 영역에서의 유체의 체류시간이 길어지게 되어 상대적으로 다른 영역보다 적은 열 손실로 인한 것으로 사료된다.

일차적으로 계산된 고체 추진체 로켓모터의

연소실 내부 특성을 가지고 포트개방이 연소실 내부의 압력장의 천이 특성과 화염구조에 미치는 영향에 대하여 살펴보기 위하여 로켓엔진 연소실의 위쪽 끝 벽(top end)을 모두 개방한 상태에서 비정상 거동을 살펴보았으며 이에 해당하는 압력장과 온도장을 Fig.4와 Fig.5에 나타내었다. 연소실 윗벽 전체를 열고난 후 시간에 따라 압력 팽창파가 연소실 내부로 진행함에 따라 연소실 내부 압력이 점점 감소함을 알 수 있다. 초기(대략 0.4msec까지)에 위쪽 끝 벽 근처에서 압력이 급격히 하강함에 따라 연소실 내부의 압력구배가 큼을 알 수 있고 압력 팽창파가 노즐 영역까지 진행함으로써 연소실 내부의 압력이 상당히 낮은 값을 가짐을 살펴볼 수 있다. 압력이 떨어짐에 따라 온도 또한 떨어지고 최종적으로 고체추진제 근방에서의 온도구배를 제외하고는 연소실 내부에서의 온도장의 변화는 그리 크지 않음을 알 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 double-base propellant를 고체 추진제로 사용하였으며 기체상에 대해서는 두개의 포괄적인 화학반응식과 기체상에서는 5개의 포괄적인 화학반응식을 이용하였다. 난류와 화학반응의 상호작용을 다루기 위하여 PaSR 모델을 사용하였으며 고체 연료벽면에서 벽함수법의 불확실성을 줄이기 위하여 Low Reynolds number $k-\epsilon$ 난류모델을 사용하였다. 이러한 모델들을 이용하여 고체 추진제 로켓 엔진의 연소 특성을 살펴보았다.

- (1) 본 연구에서 사용된 화학반응모델을 이용하여 1차원 해석한 결과 고체 추진제 근처에서 세 개의 대표되는 반응영역을 살펴볼 수 있었다.
- (2) 적용된 고체 추진제 로켓모터의 연소실 내부에서 압력장은 균일한 분포를 가진 반면 온도장은 고체 추진제 근처에서 매우 큰 구배를 가짐을 알 수 있었고 이 영역에서 대부분의 열 발생이 이루어짐을 알 수 있었다.
- (3) 위쪽 끝 벽을 개방한 후 압력 팽창파가 연소실 내부로 진행함으로써 연소실 내부의 압력

이 상당히 낮은 값을 가지며 압력 감소로 인한 온도 감소를 살펴볼 수 있었다.

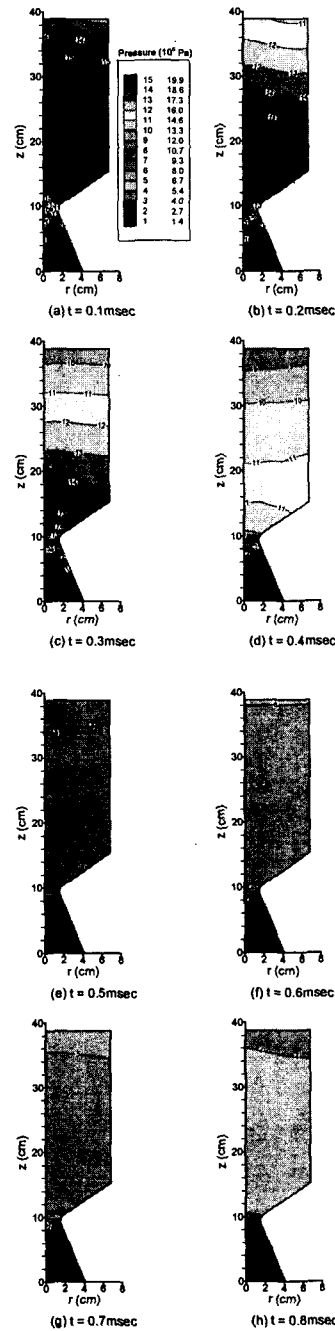


Fig. 4 Transient distributions of pressure fields

참고 문헌

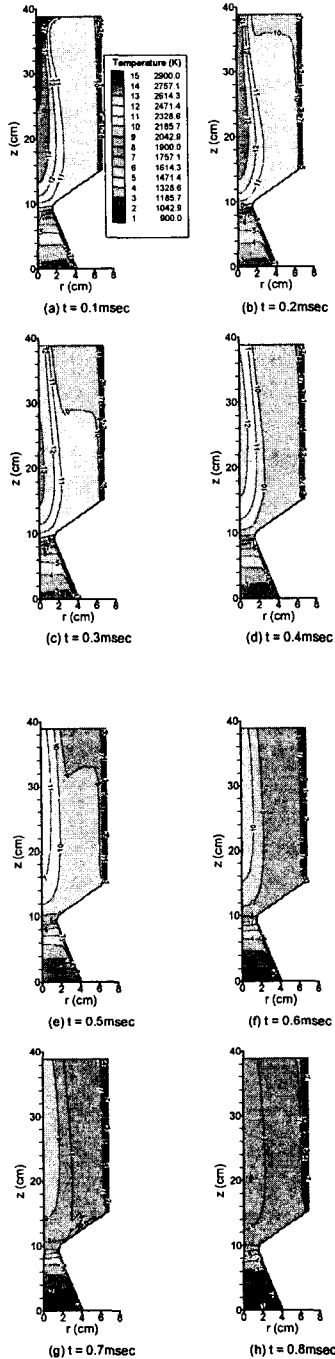


Fig. 5 Transient distributions of temperature fields

1. Chang, K. C., Hsieh, W. D. and Chen, C. S., 1995, "A Modified Low-Reynolds-Number Turbulence Model Applicable to Recirculating Flow in Pipe Expansion," *Journal of Fluid Engineering*, vol. 117, pp.417-423.
2. Roh, T. S., Tseng, I., Yang, V., "Effect of Acoustic Oscillations on Flame Dynamics of Homogeneous Propellants in Rocket Motor," *Journal of Propulsion and Power*, vol.11, No.4, 1995, pp.640-650.
3. Hirt, C. W., Amsden, A. A., and Cook, J. L., *Journal of Computational Physics*, vol.14, 1974, p.227
4. Pracht, W. E., *Journal of Computational Physics*, vol.17, 1975, p.132
5. Knuth, W. J., Gramer, D. J., Chiverini, M. J., Sauer, J. A., Whitesands, R. H., and Dill, R. A., 1998, "Preliminary CFD Analysis of the Vortex Hybrid Rocket Chamber and Nozzle Flow Field," AIAA98-35193, Cleveland.
6. Vulis, L. A., *Thermal Regimes of Combustion*, McGraw-Hill Book Company, Inc, N-Y, 1961