

## 액체로켓 엔진의 분무연소 및 막냉각에 대한 수치해석

박 태 선 · 류 철 성

### Numerical Prediction of Spray Combustion and Film Cooling in a Liquid Rocket Engine

Tae-Seon Park · Chul-Sung Ryu

#### ABSTRACT

For turbulent spray combustion flows a coupled numerical procedure was developed. This method was discretized by using generalized curvilinear coordinates to handle complex geometries. The preconditioning and eigenvalue rescaling techniques were employed to provide efficient convergences over a wide range of subsonic Mach numbers. The accuracy was validated by simulating the laminar cavity flow. The film cooling effect of a liquid rocket engine (KSR-III) were investigated by a spray combustion analysis. The film cooling showed a negative effect on the combustion efficiency. In the combustion chamber wall, the film cooling effect was revealed to be promoted by the production of fuel rich zone.

#### 초 록

난류분무 연소해석을 위한 수치해석 코드가 개발되었다. 복잡한 형상을 다루기 위하여 일반좌표계에서 이산화되었고 낮은 마하수 유동에 대한 수렴성을 증가시키기 위하여 예조건화기법과 고유치 재규격화기법이 도입되었다. 코드의 정확성은 캐비티 유동과 평면노즐에서 검증되었다. 액체로켓 엔진의 막냉각효과가 분무연소해석에 의하여 분석되었다. 막냉각은 연소효율에 부정적인 영향을 보였다. 연소실 벽면에서 막냉각효과는 연료가 많은 지역형성에 증진됨을 보여주었다.

#### 1. 서 론

분무연소는 액체로켓이나 가스터어빈 등의 기  
기에서 추진기관에 보편적으로 이용하고 있다.  
분무연소과정은 이상 유동장과 화학반응이 연성

된 계로서 이에 대한 상세한 분석은 간단한 방  
정식에 의해서 이루어질 수 없기 때문에 전산유  
체역학을 이용한 방법이 최근에 많이 제안되고  
있다<sup>(1-2)</sup>. 분무연소해석은 설계된 연소기 형상에  
대한 전산해석을 수행함으로써 분사기에 따른

● 2002년 3월 3일 접수 ~ 2002년 6월 11일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 로켓엔진연구그룹(Korea Aerospace Research Institute)  
주연락자 E-mail=[tspark@kari.re.kr](mailto:tspark@kari.re.kr) 대전 유성구 여은동 45번지

연소형태와 유동에 의한 대류열전달 분석 등 다양한 설계변수에 대한 효율성과 성능을 분석하여 최적의 설계조건을 제시하는데 그 목적이 있다.

다양한 분무연소 현상에 대한 전산해석을 위하여 다양한 분무모형이 제안되어 왔다. 이러한 연구들은 국부적인 유동평형모형 (locally homogeneous flow, LHF) 모형과 유동분리(separated flow, SF) 모형으로 나누어진다<sup>(3)</sup>. LHF모형은 다상유동을 해석하기 위한 가장 간단한 모형으로서 유동장의 발달보다 이상간의 열 및 물질전달 수송률이 매우 빠르다는 가정에 기초한다. 결국 액적의 크기가 매우 작은 경우에 적용성이 우수한 방법이다. SF모형은 각각의 상에 대한 방정식의 해를 얻어서 열 및 물질전달의 연성효과를 고려한 경우로서 다양한 적용성을 가지고 있다. SF모형에는 액적의 거동에 난류효과를 고려하는 SSF(stochastic separated flow)모형과 고려하지 않는 DSF(deterministic separated flow)모형이 있는데 본 연구에서는 DSF모형을 이용하였다.

고추력을 얻고자 하는 추진기관에서는 일반적으로 아음속과 초음속이 공존하는데 전산유체역학을 이용할 경우 압축성 및 비압축성 유동을 모두 다룰 수 있는 알고리즘을 선택하여야 한다. 압축성 알고리즘의 경우 저 마하수에서는 고유치의 변화가 심하거나 운동방정식에서 압력항이  $1/M^2$  ( $M$ 은 마하수)차수로 특이점을 가지게 된다. 즉 아음속유동에 대한 압축성 알고리즘의 적용은 정확한 해를 얻기 어렵거나 수렴된 결과를 얻지 못한다. Chen과 Shuen<sup>(1)</sup>은 압력을 상수압력과 수정압력의 합으로 분리하여 방정식을 수정하였고, 고유치에 예조건 시간미분항을 도입함으로써 모든 마하수에 대해서 거의 일관된 수렴성을 얻었다.

본 연구에서는 압축성 방정식에 예조건화 방법과 4차 Compact차분법<sup>(4)</sup>을 이용하여 차분화하였고 2차원 캐비티유동과 평면노즐에 대한 검증해석을 수행하였다. 또한 개발된 코드를 이용하여 항공우주연구원에서 개발중인 KSR-III 액

체로켓엔진에 대한 연소해석 및 막냉각 해석을 수행하였고 냉각성능을 검토하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 기체 지배방정식

추진기관의 내부는 일반적으로 아음속에서 초음속이 공존하기 때문에 지배방정식은 기본적으로 all speed를 다룰 수 있어야 한다. 3차원, 압축성, Navier-Stokes 방정식과 화학반응을 위한 Species 수송 방정식은 비직교 일반좌표계에서 정리하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \bar{Q} + \frac{\partial}{\partial \xi} (\bar{E} - \bar{E}_v) + \frac{\partial}{\partial \eta} (\bar{F} - \bar{F}_v) + \frac{\partial}{\partial \zeta} (\bar{G} - \bar{G}_v) = \bar{H}_c + \bar{H}_l \quad (1)$$

여기서  $\tau, \xi, \eta$  그리고  $\zeta$ 는 시간과 일반좌표계를 나타낸다. 위에서 사용된 벡터의 정의는 다음과 같다.  $\bar{H}_c$ 와  $\bar{H}_l$ 은 분무와 연소에 의한 생성항이다. 위와 같은 압축성 방정식은 차원해석을 수행하면 마하수가 작을 경우 압력항이 대류항에 비해서  $1/M^2$ 의 크기로 증가하기 때문에 비압축성 유동과 같은 저마하수 유동에 대해서 비효율적이다. 따라서 모든 마하수의 변화가 심한 기체에 대한 유동해석은 수치해석 방법의 특별한 수정이 불가피하다<sup>(1)</sup>.

저 마하수에 대한 적용성은 지배방정식에 압력분리기법, 예조건화기법과 인공적인 시간항을 도입하여 수렴성을 개선하였다.

$$\begin{bmatrix} 1/\beta & 0 & 0 & 0 & 0 & . \\ u/\beta & \rho & 0 & 0 & 0 & . \\ v/\beta & 0 & \rho & 0 & 0 & . \\ w/\beta & 0 & 0 & \rho & 0 & . \\ H/\beta - 1 & \rho u & \rho v & \rho w & \rho & . \\ . & . & . & . & . & . \end{bmatrix} \quad (2)$$

인공적인 시간항에 식(2)와 같은 예조건화 행렬과 1차정확도의 후향차분법을 적용한다. 본 연구의 주된 해석은 정상상태의 2차원 축대칭 해석이므로 실제시간항이 제거된 이산화방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \left[ F^{(m)} - \Delta \tau^* \left( \frac{\partial}{\partial \xi} A^{(m)} - \frac{\partial}{\partial \xi} R_{\xi\xi}^{(m)} \frac{\partial}{\partial \xi} \right) \right. \\ & \left. + \left( \frac{\partial}{\partial \eta} B^{(m)} - \frac{\partial}{\partial \eta} R_{\eta\eta}^{(m)} \frac{\partial}{\partial \eta} \right) \right] \Delta Q^{(m)} \\ & = - \Delta \tau^* (R^{(m)})^p \end{aligned} \quad (3)$$

여기서

$$(R^{(m)})^p = \frac{\partial(\widehat{E} - \widehat{E}_v)^{(m)}}{\partial \xi} + \frac{\partial(\widehat{F} - \widehat{F}_v)^{(m)}}{\partial \eta}$$

$-H_c^{(m)} - H_f^{(m)} - D_4^{(m)}$ 으로 표현된다.  $p$ 는 이전 계산값을 나타낸다. 위 방정식은 4차 Compact차분법<sup>(4)</sup>을 이용하여 이산화할 수 행하면 해에 진동이 발생할 수 있다. 이러한 진동은 4차미분을 이용한 인공감쇄항  $D_4$ 를 이용하여 안정화하였다. 차분화에 사용된 고유치는 저 마하수에서도 효율적인 다음과 같은 형태를 이용하였다. 예조건화 행렬에 사용된  $\beta$ 는  $\beta = \min(c^2, \max(u^2 + v^2 + w^2, U_{ref}^2))$ 을 사용하였다.  $U_{ref}$ 는 0보다 큰 아주 작은수이고  $c$ 는 음속을 나타낸다. 식(3)은 2차정확도를 가지는  $(L+D)D^{-1}(U+D)\Delta Q = b$ 를 통하여 해를 얻게 된다.

## 2.2 난류모형

지금까지 개발된 난류모형은 많은 연구가 이루어져 왔지만 아직까지 일반성과 정확성에서 상대적인 약점이 있다. 그러므로 목적하는 유동장의 형태에 따라서 선택된 모형의 예측성을 검토한 후 사용해야 한다. 액체로켓엔진의 경우 유동장의 형태가 연료와 산화제의 분사면 근처를 제외하고는 간단하기 때문에 수치해석에서 난류모형의 영향은 상대적으로 작게 나타난다. 따라서 복잡한 전단변형률이 존재하는 경우보다는 그 선택의 폭이 넓다. 그렇지만 연료와 산화제가 충돌하는 지역에서 난류모형의 예측성이 떨어지는 자유전단류가 복잡하게 혼합되어 난류 시간척도에 상당한 오차를 함유하고 있다<sup>(6)</sup>. 이러한 난류시간척도의 오차는 충돌형 분사기의 경우 연료/산화제의 증발과 연소반응이 심하게 변하는 분사면에서 대부분 나타나게 되는데 연

소실 내부의 최대온도 예측에 커다란 영향을 미친다. 또한 노즐목 이후 영역은 형상의 변화로 인하여 압력구배에 의한 난류 및 평균유동의 변화를 어느정도 예측하는가가 난류모형 선정에 있어서 매우 중요한 인자이다. 최근에 개발된 Park과 Sung<sup>(6)</sup>의  $k-\epsilon-f_\mu$ 모형은 이러한 오차요인들을 상당부분 해소한 모형으로 본 수치해석에 사용하였다.

## 2.3 분무액적 운동방정식

액적에대한 수치해석은 노즐출구에서 위치, 속도, 온도 와 직경의 정보를 가지고 N개의 그룹으로 나누어서 해석을 수행한다. 액적들의 충돌에 의한 분열과 합체 효과는 무시하는 즉 액적 상호간의 영향이 작다는 가정을 기초로 Lagrangian 방정식에 지배되는 것으로 가정한다. 액적의 속도는  $dx_p/dt = u_p$ ,  $dy_p/dt = v_p$ ,  $dz_p/dt = w_p$ 이고 운동방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{du_p}{dt} &= \frac{3}{16} \frac{C_D \mu_g Re_p}{\rho_p r_p^2} (u_g - u_p) \\ \frac{dv_p}{dt} &= \frac{3}{16} \frac{C_D \mu_g Re_p}{\rho_p r_p^2} (v_g - v_p) \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{dw_p}{dt} &= \frac{3}{16} \frac{C_D \mu_g Re_p}{\rho_p r_p^2} (w_g - w_p) \\ \left( C_D = \frac{24}{Re_p} \left( 1 + \frac{Re_p^{2/3}}{6} \right) \right. & \left. \begin{array}{l} \text{for } Re_p < 1000 \\ 0.44 \quad \text{for } Re_p \geq 1000 \end{array} \right) \end{aligned} \quad (5)$$

여기서  $Re_p = \frac{2r_p \rho_g \sqrt{\widehat{u}^2 + \widehat{v}^2 + \widehat{w}^2}}{\mu_g}$ 이고 기체와

액적의 상대속도  $\widehat{u} = u_g - u_p$ ,  $\widehat{v} = v_g - v_p$ ,

$\widehat{w} = w_g - w_p$ 들이 정의된다. 액적내부와 표면에서의 열전이 현상을 설명하는 모형은 액적의 내부 온도가 균일하다고 가정하는 무한전도도모형(infinite conductivity model)과 열전이를 예측할 수 있는 유한전도도모형(conduction limit model)이 있다. 그리고 액적의 크기가 크거나 액적과 유동의 상대속도가 큰 경우 액적내부의 hill's vortex 유동이 중요해지기 때문에 제안된

와류모형(vortex model)이 있다<sup>(7)</sup>. 본 연구에서는 가장 간단한 무한전도모형을 이용하여 계산을 수행하였다.

2.4 액적의 벽면 충돌모형

분사면 근처에서 분무액적의 연소실 벽면충돌을 수치모사하기 위하여 Wang and Watkins<sup>(8)</sup>의 모형을 이용하였다. 이 모형은 액적의 표면장력에 근거한  $We_b = \rho d_p v_p^2 / \sigma$ 를 이용하여 다음의 현상을 모사한다. 첫째, 벽면에 부착되어 액체 막을 형성한다. 둘째, 충돌 액적의 에너지 수준이 높아서 충돌전의 액적보다 작은 크기의 액적들로 미립화 한다. 셋째, 액적이 약간의 운동량 손실과 함께 다시 반사된다 (Fig. 1).

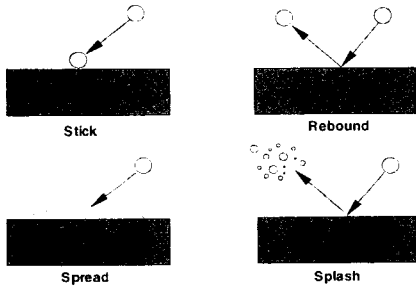


Fig. 1 Wall impingement of liquid spray

우선 a는 충돌후를 b는 벽면 충돌전을 표시한다. 벽면에 평행속도 성분을  $U$ 로 수직성분을  $V$ 로 표시한 다음 수치모형을 정리하면 다음과 같다.

$$\left( \begin{array}{l} U_a = \omega U_b, V_a = -\omega V_b \\ d_b = d_a, n_a = n_b \quad \text{if } We \leq 80 \\ U_a = U_b, V_a = 0, \\ d_b = d_a/4, n_a = 64n_b \quad \text{if } We > 80 \end{array} \right) \quad (6)$$

여기서  $d$ 는 액적의 직경이고  $n$ 은 액적의 갯수를 나타낸다.  $\omega = \sqrt{1 - 0.95 \cos^2 \phi_b}$ 로 정의되고  $\phi$ 는 벽면의 수직방향에 대한 액적 속도벡터의 각도를 의미한다. 모형에 대한 설명은 Wang and Watkins<sup>(8)</sup>의 연구에 자세히 나타나 있다.

3. 결과 및 고찰

3.1 코드 검증해석

본 해석을 수행하기에 앞서 개발된 코드를 검증하기 위하여 lid-driven cavity를 해석하였다.

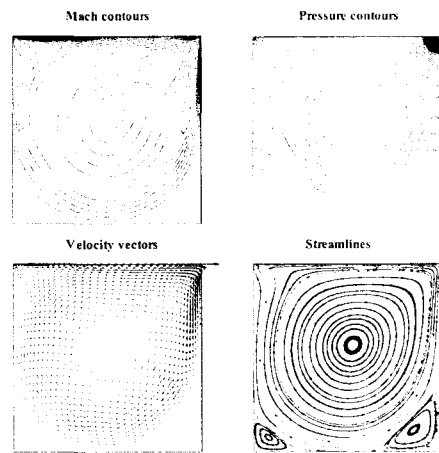


Fig. 2 Predicted Mach contours, pressure contours, velocity vectors and streamlines

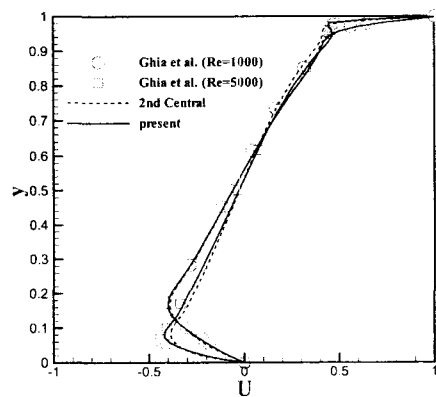


Fig. 3 Centerline U-velocity profiles

레이놀즈수 1000일 때 Fig. 2에 마하수, 압력, 속도벡터 그리고 유선의 분포를 나타내었다. 격

자수는 41×41로 선택되었다. 예측된 분포를 보면 최대마하수가 0.0016임에도 현재코드는 구석와류의 구조를 잘 예측하고 있다. 차분화의 정확성을 검토하기 위하여 레이놀즈수 1000과 5000에 대한 Ghia등<sup>(10)</sup>의 129×129해와 Fig. 3에 비교하였다. 현재방법의 성능을 확인하기 위하여 같은 격자계에서 2차 중심차분법을 계산하였다. 두 결과는 Ghia등<sup>(10)</sup>의 해와 잘 일치하고 있지만  $0 \leq y \leq 0.2$ 와  $0.8 \leq y \leq 1$ 의 부분에서 2차 중심차분법에 비하여 현재방법이 좋은 결과를 보여주고 있다.

비압축성유동에 추가적인 압축성유동의 검토를 위하여 2차원 평면노즐에 대한 수치해석이 수행되었다. 격자수는 61×41고 선택하였고 노즐형상 및 예측된 마하수를 Fig. 4에 나타내었다

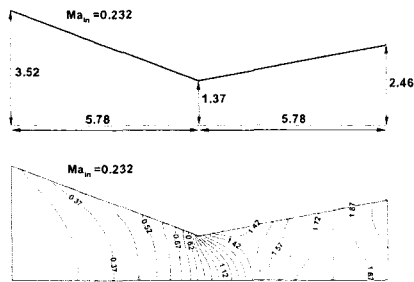


Fig. 4 Geometry of the planar converging-diverging nozzle and isomach lines

입구 마하수는 0.232이고 예측된 출구 마하수는 2.05이다. 그림에서 보면 아음속에서 초음속으로의 천이 현상이 잘 보여주고 있다. 이러한 결과는 아음속에서 초음속이 공존하는 유동에 대한 현재코드의 타당성을 보여주는 것이다. 정확한 비교를 위해서 압력분포에 대한 예측을 Mason 등<sup>(11)</sup>의 실험과 Fig. 5에 비교하였다. 예측된 결과는 노즐벽과 축중심에서 압력분포를 잘 예측하고 있다.

3.2 분무연소 예비해석

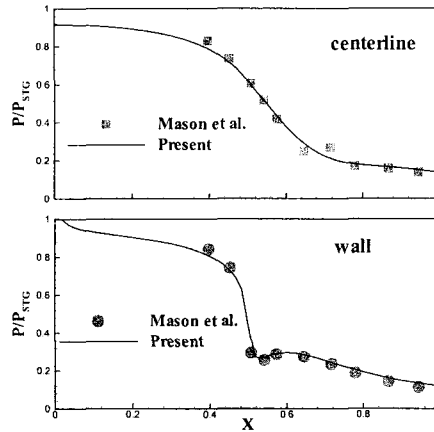


Fig. 5 Predicted pressure distributions

본 해석을 수행하기에 앞서 원통형 연소기내에서 분무연소해석을 수행하였다. 높은압력 환경에서의 분무연소해석 알고리즘을 검증하기 위하여 균일직경의 연소기에서 해석을 수행하였다. 연료는 RP-1인데  $C_{12}H_{23}$ 으로 묘사된 물성치를 사용하였다. 입구속도는 30 m/sec이고 입구압력은 외삼조건 온도는 1000 K를 부여하였고 액적직경을  $50 \mu m$ ,  $100 \mu m$ 으로 변화시키면서 액적의 증발거동 및 온도분포를 예측하였다. 입구면에서는 연료와 산화제의 혼합비(O/F 비)를 10으로 설정하였다. Fig. 6-7에서 보면 연소실내의 최대온도는 혼합비에 의해서 결정되어지

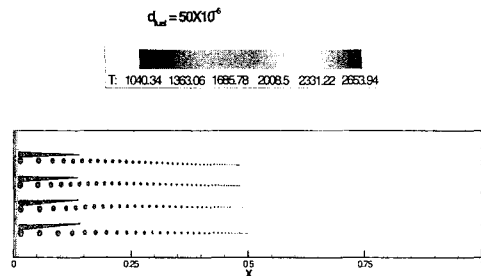


Fig. 6 Trajectories of liquid fuel droplets and isotherms ( $d_{fuel} = 50 \mu m$ )

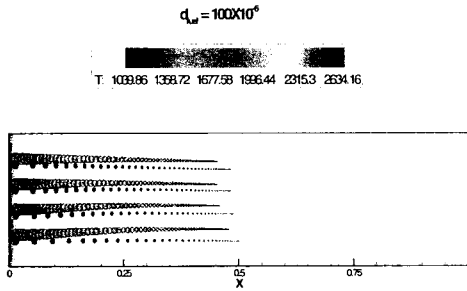


Fig. 7 Trajectories of liquid fuel droplets and isotherms ( $d_{fuel} = 100 \mu m$ )

고 최대온도에 대해서 액적크기는 거의 영향이 없음을 알 수 있다. 액적직경의 변화는 증발이전의 국부적인 온도분포를 변화시키고 있지만 다른 물리량의 변화에 비해서 상대적으로 작게 나타나고 있다. 또한  $50 \mu m$ 일 경우  $0.7R$  ( $R$ 은 연소실 반경)정도의 증발길이가 필요하고  $100 \mu m$ 일 경우는  $2R$  정도의 증발길이가 필요함을 보인다. 이러한 결과는 해석에 사용된 조건과 비슷한 엔진을 설계할 경우 연소실 길이가  $2R$  정도 되어야 함을 제시한다. 일반적으로 균일직경의 관로유동에서는 평균유동의 전단변형률은 축방향 구배보다는 반경방향 구배가 크게 나타난다. 이러한 현상은 Fig. 6-7에서 유추해석되어진다.

3.3 KSR-III엔진의 연소해석 및 막냉각해석

수치해석에 사용된 조건은 2차원 축대칭 해석을 위하여 분사면에서 실제유량보다 적게 유입되는 조건을 사용하였고, Table 1에 연료와 산화제의 질량유속 ( $\dot{m}$ ), 액적의 평균직경 ( $d_{SMD}$ ), 액적의 최대직경 ( $d_{MAX}$ ), 액적의 최소직경 ( $d_{MIN}$ ), 분사기 개수 ( $n_{injector}$ ), 액적의 온도 ( $T_{inlet}$ ) 등을 나타내었다. 분사면은 계산의 안정성을 위하여 기상의 연료와 산화제가 아주 적은 양이 존재하고 일정압력을 유지하는 조건을 사용하였다. 분사속도는 막냉각의 질량유속에 의

Table 1. Computational conditions

	Fuel	LOX
$\dot{m}$ (kg/sec)	0.74	1.86
$d_{SMD}$ ( $\mu m$ )	100	70
$d_{MIN}$ ( $\mu m$ )	1	1
$d_{MAX}$ ( $\mu m$ )	150	120
$n_{injector}$	12	12
$T_{inlet}$	360	85

해서 결정되어지는데  $20-25 m/sec$ 에서 결정되었다. 막냉각은  $0.95R$  위치에서 연료가 분사되도록 하였고 일정한 직경의 액적이 분사되는 것으로 가정하였다. 분무조건의 영향을 알아보기 위하여 막냉각유량은 연료유량의 1%, 3%, 5%, 7%, 15%로 변화시켰고 직경은  $50 \mu m$ ,  $100 \mu m$ ,  $150 \mu m$ 으로 선택하여 그 영향을 알아보았다.

설계된 KSR-III 엔진은 기존의 여러엔진에 비해서 상대적으로 연소실 길이가 짧는데 이러한 영향은 해석결과에서도 나타나고 있다. 연소실 압력 200 psi에 대해서 출구 압력 0.5 atm을 보이고 있고 출구 마하수는 2.6를 나타내고 있다

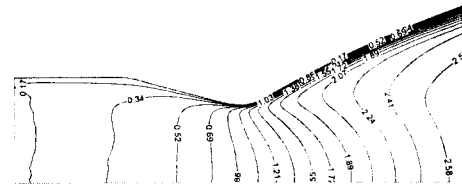


Fig. 8 Predicted Mach number

(Fig. 8). 내부온도는  $0.5R$  ( $R$ 은 연소실 반경) 근처에서 최대온도를 보이고 있지만 고온의 영역이 노즐목까지 계속되어짐을 보이고 있다. 이러한 결과는 앞절의 Fig. 7에서 보듯이  $100 \mu m$ 의 액적크기에 대해서  $2R$  정도의 증발길이가

필요한 결과와 일치한다. 또한 분사면으로부터  $x=0.5R$ 인 영역부터 연소반응이 활발히 일어나고 이러한 반응은 노즐목 근처까지 연소에 의한 에너지 생성이 지배적임을 알 수 있다.

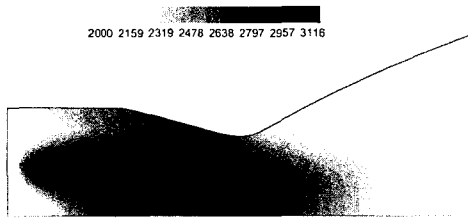


Fig. 9 Isotherms of KSR-III engine without film cooling

Fig. 9에서 보는 바와 같이 연소실내에서 최대온도는 대략 3100 K로 나타났고 막냉각 존재 시 최대온도는 거의 변하기 않았지만 고온부분이 벽면에서 축 중심으로 약간 밀려나고 있다. 또한 연소실 길이가 상대적으로 짧기 때문에 노즐목까지 연소가 활발히 일어나고 있다. Fig. 10-11에서 보면 분무액적의 거동을 볼 수 있는데, 열 및 물질전달현상은 액적의 증발이 어느 정도 이루어진 분사면으로부터  $X=0.1-0.5$  m의 영역에서 커다란 변화를 보이고 노즐목 이후에는 전형적인 노즐유동을 보여주고 있다. 또한 액적의 궤적에서 보면 대부분의 액적은 노즐목 이전에 증발이 이루어지지만 미량이 출구로 유출되고 있다. 이는 플룸가스에서 재연소반응의 가능성을 시사한다. 막냉각에 기여하는 액적들은 벽면에 충돌하기 전에는 상당히 후류까지 벽면에 영향을 미치고 있고 충돌후에는 작은 액적들로 깨져나가서 증발 소멸되고 있다. 로켓엔진의 경우  $We_b$ 수가 크기 때문에 나타나는 현상으로 이러한 액적충돌의 거동은 매우 중요하게 고려되어야 한다.

Fig. 10-11에서 볼 수 있듯이 일정량의 반응하지 못한 연료가 출구로 빠져 나가는데 이러한 거동이 실제 현상인지는 확인이 어렵다. 따라서 모형의 변화를 다양하게 변화시켜가면서 확인하

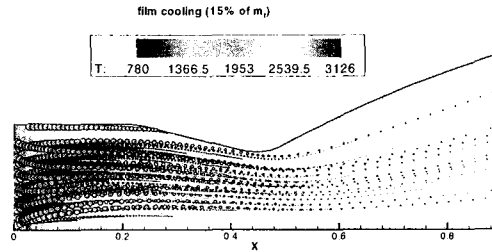


Fig. 10 Trajectories of liquid fuel droplets and isotherms ( $d_{film}=100\mu m$ )

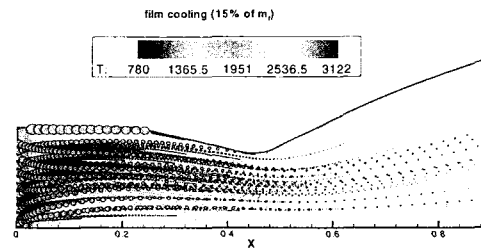


Fig. 11 Trajectories of liquid fuel droplets and isotherms ( $d_{film}=150\mu m$ )

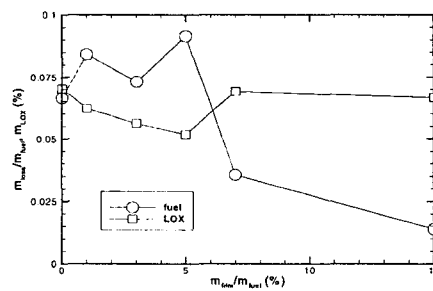


Fig. 12 Loss of liquid fuel and LOX

는 방법밖에는 없다. 이러한 손실량을 정확히 알아보기 위하여 Fig. 12에 유입된 연료 ( $\dot{m}_{fuel}$ ) 및 산화제양 ( $\dot{m}_{LOX}$ )에 대한 손실유량 ( $\dot{m}_{loss}$ )의 비를 나타내었다. 막냉각양 ( $\dot{m}_{film}$ )

의 변화에 따라서 큰변화를 보이지는 않지만 전체적으로 액체연료와 액체산소 모두 유입된 유량에 비해서 약 0.075% 손실을 보였다. 이런 손실은 아주 작기 때문에 대부분의 연료와 산화제는 연소에 참여하고 생성물로 유출됨을 알 수 있다.

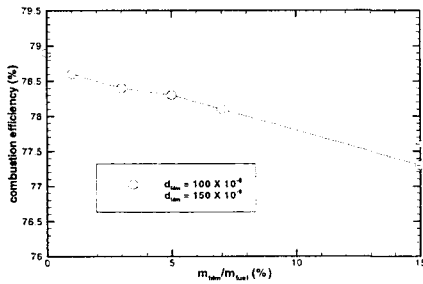


Fig. 13 Combustion efficiency

Fig. 13은 막냉각 양의 변화에 따른 연소효율을 보여주고 있다. 실제조건과 현재의 계산은 다르기 때문에 절대값은 의미가 없지만 상대적인 경향성을 보여준다. 예측된 결과는 막냉각 양의 증가에 따라서 거의 선형적으로 감소하고 있다. 감소량은 10% 막냉각에 대해서 1% 정도이다. 이는 설계시 성능감소의 한 요인으로 고려하여야 한다.

Fig. 14은 막냉각이 있을 때 로켓엔진의 내벽 온도를 보여주고 있다. 수치해석에 사용된 벽면 조건이 실제와는 다르지만 정성적인 의미가 있기 때문에 설계에 중요한 의미를 가지게 된다. 막냉각 유량은 연료유량에 대해서 1, 3, 4, 7, 10, 15%로 변화시키면서 분무 연소해석을 수행하였다. 모든 경우에 대해서 노즐목에 미치는 막냉각효과는 전혀 없었고, 연소실벽에서 최대 막냉각효과는 냉각유량 15%일 때  $x=0.3$  m에서 300 K를 감소시키는 것으로 나타났다. 이 위치는 액적이 클 경우 연소실벽면에 액적이 충돌하는 위치로 벽면온도가 가장 크게 감소하고 있다. 막냉각에 이용된 분무액적의 직경이 작을 때 막냉각의 효과가 증가하는데, 이것은 액적의 크기가 작을 경우 큰 경우보다 증발된 연료양이 많

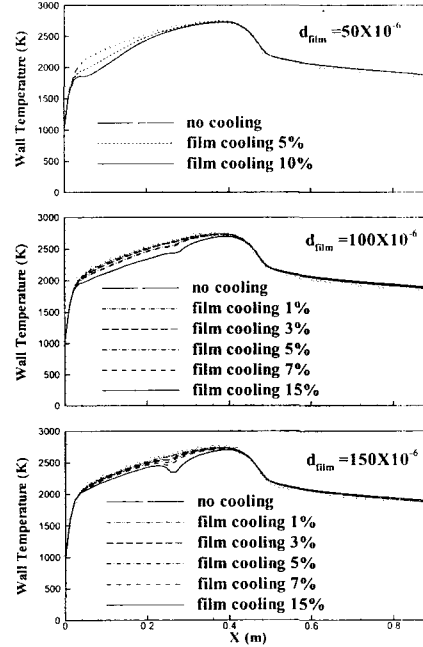


Fig. 14 Wall temperature with film cooling

아져서 연소반응률을 감소시키기 때문이다. Fig. 14에서 보면 액적의 크기가  $50 \mu\text{m}$ 일 때 막냉각의 영향이 분사면쪽에서 크게 나타나고,  $150 \mu\text{m}$ 일 때는 액적이 충돌하는 연소실벽면 근처에서만 막냉각효과가 나타나고 있다. 그렇지만 액적의 크기가  $100 \mu\text{m}$ 일 경우 분사면으로부터  $x=0.3$  m까지 막냉각의 효과가 나타나고 있다. 이는 설계된 엔진의 조건에서 막냉각을 위한 액적의 크기는  $100 \mu\text{m}$ 가 최적임을 보여주는 것이다. 액적의 직경은 막냉각을 위한 분사구멍의 크기와 밀접한 관계가 있으므로 설계시 중요한 인자로 고려하여야 한다. 결과적으로 분무액적의 크기가 벽면 충돌후에도 일정크기 이상인 경우 액적의 영향은 노즐목까지 나타나지만, 작은 액적의 경우 노즐목에 이전에 증발되어 주유동과 혼합된 상태에서 노즐목을 지나가기 때문에 그 영향이 나타나지 않는다. 이런 결과는 주분사기 근처의 벽면에서는 막냉각 유체의 열전도 효과가 주로 나타나고,  $x=0.05$  m이후는 혼합비 변화에 의한 반응열 차이에 의해서 막냉각효과



가 나타남을 보여주는 것이다.

#### 4. 결론

모든 마하수에 적용이 가능한 압축성 알고리즘을 이용하여 로켓엔진에 대한 분무연소해석을 수행하였다. 난류모형은 비평형효과가 반영된 저레이놀즈수  $k-\epsilon-f_\mu$ 모형을 이용하였다. KSR-III 엔진의 막냉각을 해석하기 위하여 다양한 조건에 대한 막냉각효과를 분석하였다. 막냉각효과는 증발된 연료에 의해 국부적으로 연료가 많은 (fuel rich) 영역을 형성하여 나타났다. 설계된 조건에서 15% 미만의 냉각유량이 주어질 경우 노즐목 벽면에서 막냉각효과는 거의 나타나지 않았다. 막냉각 최대효과는 액적직경이  $100 \mu\text{m}$ 보다 작을 때 10% 냉각유량이 주어지면 벽면온도를 300 K 감소시켰다. 이러한 결과는 분무액적에 대한 난류효과의 수정과 3차원 분무해석에 의한 검증을 통하여 재검토되어야 하지만, 분사면으로부터 분사되는 막냉각은 노즐목의 벽면을 보호하기에는 냉각능력이 작지만 연소실 벽면에는 상당한 효과가 있는 것을 알 수 있었다.

#### 후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발사업인 "KSR-III 과학로켓 개발사업"의 연구결과 중 일부를 밝힙니다.

#### 참 고 문 헌

1. K. H. Chen and J. S. Shuen, "Three-Dimensional Coupled Implicit Methods for Spray Combustion Flows at All Speeds," AIAA 94-3047, 1994.
2. 고현, 윤용섭, "예조건화 알고리즘에 의한 저마하수 유동장 해석기법," 전산유체공학회 춘계학술대회 논문집, 1998, pp. 35-42.
3. K. K. Kuo, *Principles of Combustion*, Wiley and Sons, 1976.
4. S. K. Lele, "Compact Finite Difference Schemes with Spectral-like Resolution," *J. Computational Phys.*, Vol. 103, 1992, pp.16-42.
5. E. Turkel, "Preconditioned Methods for Solving the Incompressible and Low Speed Compressible Equation," *Journal of Computational Phys.*, Vol. 72, 1987, pp. 277-298.
6. T. S. Park and H. J. Sung, "A New Low-Reynolds-Number  $k-\epsilon-f_\mu$  Model for Predictions Involving Multiple Surfaces," *Fluid Dynamics Research*, Vol. 20, 1997, pp.97-113.
7. G. M. Faeth, "Evaporation and Combustion Sprays," *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 9, 1983, pp.1-76.
8. D. M. Wang and A. P. Watkins, "Numerical Modeling of Diesel Spray Wall Impaction Phenomena," *Int. J. Heat Fluid Flow*, Vol. 14, 1993, pp.301-312.
9. J. H. Whitelaw and Y. E. Banhaway, "Calculation of the Flow Properties of a Confined Kerosene-Spray Flame," *AIAA J.*, Vol. 18(12), 1980, pp.1503-1510.
10. U. Ghia, K. N. Ghia and C. T. Shin, "High-Re Solutions for Incompressible Flow Using the Navier-Stokes Equations and a Multigrid Method," *J. Computational Phys.*, Vol.48, 1982, pp.387-411.
11. M. L. Mason, L. E. Putnam and R. J. Re, "The Effect of Throat Contouring on Two-Dimensional Converging-Diverging Nozzles at Static Conditions," *NASA TP 1704*, 1980.