

Split-triplet 분사기를 장착한 액체 추진제 로켓엔진의 연소특성 해석

문윤완* · 손채훈* · 김영목*

Numerical Analysis of Combustion Characteristics in a Liquid Propellant Rocket Engine with Split-triplet Injector Elements

Yoon-Wan Moon* · Chae-Hoon Sohn* · Young-Mog Kim*

ABSTRACT

Combustion characteristics of a KSR-III liquid rocket engine with split-triplet (F-O-O-F) type injector elements are investigated numerically from the viewpoints of engine performance and combustion flowfield. To evaluate numerical analysis of liquid rocket engine with radial type injector arrangement, 2-D axisymmetric and 3-D calculations are carried out and the prediction of engine performance for design and off-design conditions is in a good agreement with hot-firing tests. According to 2-D axisymmetric and 3-D calculations, the prediction error is 3~5 % from the standpoint of performance. Numerical results of combustion characteristics calculated through 3-D analysis agree well with hot-firing tests qualitatively at injector plate. Decreasing impinging angle and changing radial type injector arrangement to H type injector arrangement reduce effectively local high-temperature region. Also, it is examined that those affect the performance seriously. In conclusion, it is revealed that both injector arrangement and impinging angle are critical parameters to affect the performance and combustion characteristics of the liquid rocket engine.

초 록

Split-triplet(F-O-O-F)형의 분사기 요소를 장착한 KSR-III 액체 로켓엔진의 성능과 연소장을 고찰하기 위해 수치해석을 수행하였다. 방사형 분사기 배열의 액체 로켓엔진의 수치해석 검증을 위해 2차원 축대칭과 3차원 계산을 수행하여 연소시험 결과와 비교하였다. 2차원 축대칭 계산과 3차원 해석을 통하여 성능 측면에서 오차가 약 3~5% 정도의 정확도를 유지하며 예측하는 것을 볼 수 있었다. 3차원 해석에서는 연소장을 해석하여 분사기 면의 온도 분포가 연소 시험결과와 정성적으로 일치하는 것을 볼 수 있었다. 또한 충돌각의 감소와 분사기 배열의 직교-방사형으로 변경이 방사형 분사기 배열의 국부적인 고온 영역을 감소시키며 성능에도 영향을 미치는 것을 볼 수 있었다. 이러한 해석

* 한국항공우주연구원 로켓엔진연구그룹(Korea Aerospace Research Institute)

을 통하여 분사기 배열과 충돌각 선정이 액체 로켓엔진의 성능과 연소장에 영향을 미치는 중요한 요인이 됨을 알 수 있었다.

1. 서 론

액체 추진제를 사용하는 로켓엔진의 설계에 제일 먼저 고려되어야 할 것은 로켓엔진의 성능이며 이러한 액체 로켓엔진의 성능을 결정하는 것은 엔진 노즐의 형상, 분사기의 배열, 추진제의 조합 등 많은 요소로 이루어진다⁽¹⁾.

엔진 노즐의 형상은 일반적으로 원뿔형, 벨형(bell), 환상형(annular) 등으로 나눌 수 있다. 이러한 노즐은 1)노즐 출구에서 축방향의 운동량이 최대가 되어야 하므로, 균일하고 평행한 축방향 속도성분을 가져야 하고, 2)노즐 내부에서 박리 및 난류에 의한 손실이 최소가 되어야 하며, 3)기밀성, 무게, 마찰 손실, 벽면 냉각 등을 고려하여 최소한의 짧은 길이를 가져야 하고, 4)가공이 쉬워야 하는 등의 설계조건을 고려하여야 한다^(1,10). 또한 액체 로켓엔진은 극저온의 액체산소(LOX)와 상온 저장성의 연료를 조합하여 사용하는 경우가 많으며 이와 같은 엔진은 추진제의 효과적인 혼합과 고효율의 연소성능을 내기 위하여 다양한 분사기 배열과 추진제의 충돌각을 변화시켜 사용한다⁽²⁾. 그러나 분사기 배열과 충돌각은 성능에 직접적으로 영향을 미칠 뿐만 아니라 분사기 면(injector plate)에 심각한 열 손상을 가져올 수 있으며 연소 불안정성을 야기시킬 수도 있으므로 분사기 배열 및 충돌각의 선정은 매우 중요하다.

다양한 성능 변수를 가진 액체 로켓엔진의 성능과 연소장을 분석하기 위해서는 시험이 필수적이거나 상당한 노력과 비용을 필요로 하는 반면, 컴퓨터의 발달과 해석기법의 발달로 CFD를 통하여 엔진 노즐의 최적화⁽³⁾ 및 엔진 내부의 연소장 및 유동장을 해석하여 설계에 반영하고 있다⁽⁴⁾. 충돌각에 관한 연구는 like-doublet 분사기의 경우 실험적 연구⁽⁵⁾가 진행중이고 CFD 모델도 개발되고 있으나 KSR-III에서 채택한

split-triplet(F-O-O-F)형의 분사기를 모사할 수 있는 CFD 모델은 연구가 매우 미흡한 상태이다. 그러므로 현재의 분무모델로는 비정상상태(unsteady state)의 연소장 예측에서 중요한 요인으로 작용하는 분무연소장 계산에 한계가 있으므로 액체 로켓엔진의 연소 안정성 고찰에는 다소 미흡하기 때문에, 본 연구에서는 정상상태(steady state)에서의 단순화된 분무모델을 사용하여 정성적인 예측과 연소장의 거시적인 특성에 대하여 연구하였다⁽⁴⁾.

본 연구에서는 한국항공우주연구원에서 개발 중인 KSR-III(Korea Sounding Rocket) 액체 로켓엔진에 대한 연소장과 성능을 연소시험 결과와 비교·분석하여 수치해석의 타당성을 검증하였으며, 이것을 바탕으로 새로운 분사기 배열의 KSR-III 엔진에 대한 성능을 예측하였고 연소장의 해석을 통해 분사기 면의 열손상에 대한 원인을 고찰하였다.

2. 본 론

본 연구에서의 수치적 계산은 CFD-ACE⁽⁶⁾를 사용하여 주위기체장과 분무액적, 화학반응의 상호작용을 모사하였으며 가스장과 분무장을 모사하기 위해 Lagrangian-Eulerian 접근방법을 사용하였다. 그리고 분무에 의한 영향을 고려하기 위하여 연료(kerosene)와 산화제(LOX)를 액상(liquid phase)으로 하였다. 또한 수치적 계산은 정상상태의 계산으로서 분무모델은 액적증발 모델, 액적확산모델, 액적추적모델, 벽면에서의 액적충돌모델 등을 사용하였다.

2.1 유동장 해석방법

유동장은 확장된 Navier-Stokes 식을 적용하였고 그 식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \nabla \cdot \bar{F}_c - \nabla \cdot \bar{F}_d = S_{evap} + S_{comb} \quad (1)$$

여기서 \bar{Q} 는 보존변수(conservation variables)이고 \bar{F}_c 는 대류유속(convective flux)이며 \bar{F}_d 는 확산유속(diffusive flux)이다. S_{evap} 는 액적증발에 의한 생성항이며 S_{comb} 는 연소에 의한 생성항이다. 해석기법으로는 SIMPLEC⁽⁶⁾가 사용되었고 대류항의 처리를 위해 2차 정확도를 가진 중앙차분법을 사용하였으며 난류모델은 벽함수를 갖는 standard k- ϵ 모델을 사용하였고 그 식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j k) &= \rho P - \rho \epsilon \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \epsilon) &= C_{\epsilon_1} \frac{\rho P \epsilon}{k} \\ - C_{\epsilon_2} \frac{\rho \epsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 P 는 다음과 같이 정의된다.

$$P = \nu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_m}{\partial x_m} \delta_{ij} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} k \frac{\partial u_m}{\partial x_m} \quad (4)$$

또한 위의 모델에서 적용한 상수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} C_{\epsilon_1} &= 1.44, & C_{\epsilon_2} &= 1.92 \\ \sigma_k &= 1.0, & \sigma_\epsilon &= 1.3 \end{aligned}$$

화학반응모델은 순간반응모델 (instantaneous reaction model)⁽⁶⁾을 사용하였으며 부분화학적 평형을 고려하여 반응 유동장을 계산하였다.

2.2 분무모델

액상의 무화는 미립화(atomization)와 분무(spray)로 나눌 수 있다. 미립화는 액주(intact core) 상태에서 액적으로 분열되는 과정 및 2차

분열과정을 포함하는 것이고, 분무는 미립화 과정으로 발생된 미세한 액적을 말한다⁽⁷⁾. 또한 분무장에서의 모델들은 Eulerian 격자에서 액적을 추적하기 때문에 독특한 접근방법을 취해야 한다. 분무의 물리적 모델은 Crowe 등⁽⁸⁾이 제안한 PSI-CELL(Particle-Source In Cell)에 기초를 둔다. 액적의 거동에 대한 Lagrangian 방정식은 초기값으로부터 적분하여 얻어진다. 주위 유동장과 질량, 운동량, 에너지의 상호교환은 확장된 Navier-Stokes 식의 생성항에 포함된다. 액적의 운동량 방정식은 다음과 같다.

$$m_d \frac{d\bar{v}}{dt} = C_D \rho_{liq} (\bar{u} - \bar{v}) |\bar{u} - \bar{v}| \frac{A_d}{2} - \nabla p V_d + m_d g \quad (5)$$

여기서 C_D 는 액적의 항력계수이고 \bar{v} 는 액적의 속도, \bar{u} 는 가스장의 속도이며 A_d 는 액적의 표면적이고 V_d 는 액적의 체적이다. 식(5)의 우변은 점성항력, 압력구배, 중력 등으로 액적의 운동량에 변화를 주는 부분이다. 항력계수는 Reynolds 수에 의해 변하는데 다음과 같다.

$$C_D = \begin{cases} \frac{24}{Re} & Re \leq 1 \\ \frac{24}{Re} (1 + 0.15 Re^{0.687}) & 1 < Re \leq 1000 \\ 0.44 & Re > 1000 \end{cases} \quad (6)$$

난류에 의한 액적의 분산(dispersion)을 고려하기 위해 액적의 순간적인 위치는 확률적 액적 추적 모델(stochastic droplet tracking method)⁽⁶⁾에 의해 결정한다. k 번째 액적을 지배하는 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{d\bar{v}^k}{dt} = \frac{(\bar{u} - \bar{v}^k)}{\tau_d} + \bar{g} \quad (7)$$

τ_d 는 parcel relaxation time이고 다음과 같이 표현한다.

$$\tau_d^{-1} = \frac{3\rho C_d}{4\rho_d d_d} |\bar{u} - \bar{v}| \quad (8)$$

여기서 d_d 와 ρ_d 는 각각 액적의 지름과 밀도이다.

식(7)을 적분하면 액적에 대한 속도성분을 구할 수 있고 액적의 위치는 다음식을 적분하여 얻는다.

$$\frac{d\bar{x}_d}{dt} = \bar{v} \quad (9)$$

여기서 \bar{x}_d 는 액적의 위치벡터이다.

증발에 의한 액적 질량의 변화는 다음식으로 부터 얻는다.

$$\frac{dm_d}{dt} = -2\pi d_d \rho_{ia} D \ln(1+B_y) Sh \quad (10)$$

위의 식은 Ranz-Marshall⁽⁶⁾의 관계식을 포함하고 있다. 질량전달수(mass transfer number) B_y 와 Sherwood 수 Sh 는 다음과 같이 정의된다.

$$B_y = \frac{Y_s - Y_\infty}{1 - Y_s} \quad (11)$$

$$Sh = 1 + 0.3Re^{1/2} Sc^{1/3} \quad (12)$$

D 는 확산계수(diffusion coefficient)이고 Y 는 질량분율이다. 액적과 주위유동장 간의 에너지 상호교환에 대한 식은 다음과 같다.

$$m_d C_{p,d} \frac{dT_d}{dt} = \dot{q} + L \frac{dm_d}{dt} \quad (13)$$

여기서 \dot{q} 는 대류열전달이고 L 은 액적의 증발잠열이다. 대류열전달은 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{q} = 4\pi r_d Nu k (T_g - T_d) \frac{\ln(1+B_y)}{B_y} \quad (14)$$

여기서 Nusselt 수 Nu 는 다음과 같다.

$$Nu = (1 + 0.3Re^{1/2} Pr^{1/3}) \quad (15)$$

위의 지배방정식들을 사용하여 기체유동장에 대한 생성 항을 계산할 수 있다.

2.3 계산조건

KSR-III의 주엔진은 Fig. 1에 나타난 것과 같

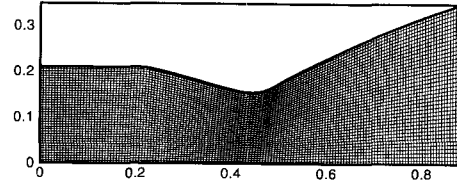


Fig. 1 Computational grid and geometry of a chamber

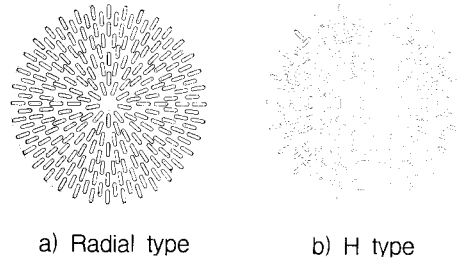


Fig. 2 Injector arrangements

Table 1. Dimensions of KSR-III liquid rocket engine

Combustion zone dia.	420 mm
Length	887 mm
Nozzle throat dia.	310 mm
Expansion ratio	5.04

Table 2. Properties of Kerosene and LOX

	Kerosene	LOX
Chemical Formula	C ₁₂ H ₂₃	O ₂
ρ (kg/m ³)	819.0	1122.0
C_p (J/kg·K)	1884.0	1711.4
H_l (kJ/kg)	326.1	209.215
T (K)	290.0	94.0

으며 제원은 Table 1에 정리하였다. 또한 분사기는 기본적인 배열은 F-O-O-F의 충돌형 분사기이나 이 분사기 요소의 배열에 따라 방사형 배열(Radial type)과 직교-방사형 배열(H type)로 나눌 수 있으며 Fig. 2에 나타나 있으며 방사형 배열의 경우 분사기 요소는 216개이고 직교-방사형 배열의 경우 228개이다. 그러나 3차

Table 3. Hot-firing test conditions and boundary conditions for spray calculation

Test No.	\dot{m} (kg/s)		V_{inj} (m/s)		d_D (μm) SMD (Fuel)
	Fuel	LOX	Fuel	LOX	
Nominal	17.50	40.90	24.5	22.14	151.9
1	19.42	44.32	29.2	24.0	149.6
2	18.48	44.65	25.9	24.2	151.2
3	17.29	32.12	24.5	17.4	151.9
4	19.62	48.92	27.5	26.5	150.4
5	14.35	36.02	20.1	19.5	154.7

원 계산시에는 모든 분사기 요소를 모사하여 계산한다는 것은 매우 비효율적인 방법이므로 방사형 배열은 40° , 직교-방사형 배열은 60° 의 주기 경계조건(periodic boundary condition)을 사용하여 계산하였으며 노즐 출구조건은 외삽법(extrapolation)을 적용하였다.

또한 KSR-III의 추진제는 Kerosene과 LOX (Liquid O₂)이나 Kerosene의 경우 혼합물이므로 물성치를 구하기가 용이하지 않으므로 KIVA-II⁽¹²⁾에서 C₁₂H₂₃으로 모사되어진 물성치를 사용하였으며 각각의 물성치는 Table 2에 정리하였다.

본 연구에서의 계산조건은 Table 3에 있는 5회의 연소시험 조건과 동일하게 적용시켰으며 연료의 평균직경은 unlike-doublet 분사기의 경우 관계식 및 실험 자료가 충분하지 못하여 like-doublet 분사기의 SMD를 구하는 다음의 관계식⁽¹¹⁾을 사용하였다.

$$D_{32} = 295.0 \times V^{-0.09} \times (2\theta)^{-0.1} \times d^{0.072} \quad (16)$$

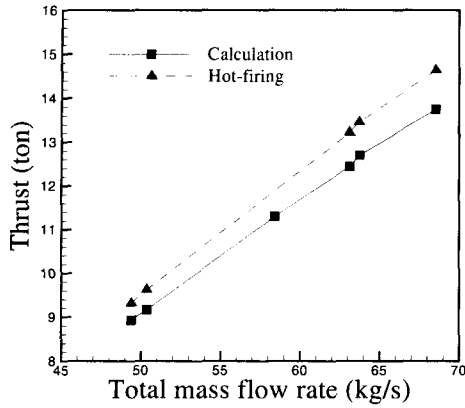
여기서 D_{32} 의 단위는 μm , θ 는 총돌각의 반각(degree)이며 d 는 분사기의 지름(mm)이다. 계산조건과 시험조건은 5회의 연소시험과 동일하나 계산에서는 초기 설계점(nominal condition)을 포함하여 6회의 계산을 수행하였고 Table 3에 정리하였다.

3. 결과 및 고찰

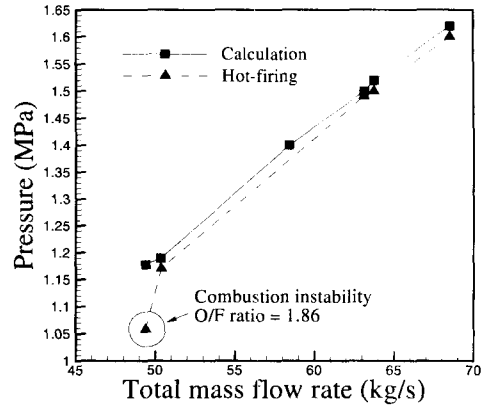
3.1 2차원 축대칭계산

Fig. 3은 2차원 축대칭계산의 추력과 추력계수에 대한 시험결과와의 비교이다. 그림에서 보면 추력은 약 5%정도, 추력계수는 약 7%정도 과소예측하는 것을 볼 수 있다. 이러한 과소예측의 원인은 다음의 두 가지로 생각할 수 있는데 첫째, 압축성 유동장을 예측하는데 있어서 pressure-based algorithm인 SIMPLEC⁽⁶⁾를 사용했기 때문으로 생각된다. 일반적으로 pressure-based algorithm은 density-based algorithm보다 압축성 유동을 예측하는데 있어 오차가 상대적으로 큰 것으로 알려져 있으며⁽⁹⁾ 이러한 이유 때문에 음속조건이 형성되는 노즐목에서와 출구에서의 압력과 속도를 정확하게 예측할 수 없다. 둘째, 해석하는데 있어 2차원 축대칭 및 정상상태의 가정과 연료와 LOX의 충돌젯(impinging jet)에 의한 액주의 1차 분열(primary breakup) 및 액적의 2차분열(secondary breakup) 등의 물리적 현상을 모사하지 못하여 연료와 LOX의 액적크기를 분포시켜 계산한 결과라고 생각된다.

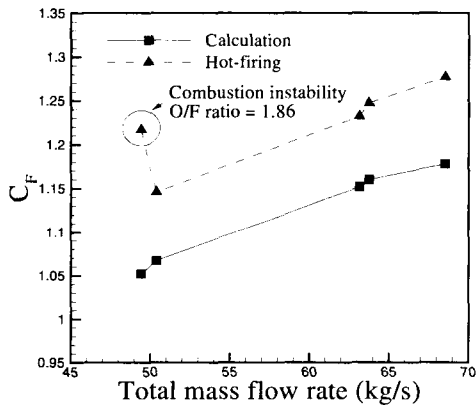
Fig. 4는 연소실의 압력과 특성속도(characteristic velocity)를 시험결과와 비교하여 나타낸 것이다. 연소실의 압력은 약 1.25%정도, 특성속도는 약 1.5%정도 시험결과보다 과대예측하는 것을 알 수 있다. 이것은 위에서 언급하였던 바와 같이 아음속 구간의 연소장에서는 비교적 정확성이 높은 SIMPLEC를 사용하였기 때문으로 생각되며 O/F 비(O/F ratio) 2.42에서는 다른 경우보다 압력장을 비교적 정확하게 예측하였기 때문에 정성적인 경향에서 약간 벗어난 것을 보여주고 있다. 또한 O/F 비(O/F ratio) 1.86에서는 시험시에 연소 불안정이 발생한 경우로서 본 연구에서 가정한 정상상태(steady state) 및 분무모델로는 모사할 수 없는 부분이므로 이 연구에서는 다루지 않았다. Fig. 3과 Fig. 4의 결과는 Table 4에 정리하였다.



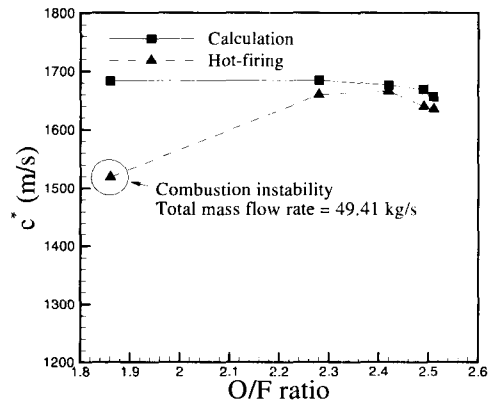
a) Thrust curve along total mass flow rate



a) Pressure curve along total mass flow rate



b) C_F curve along total mass flow rate



b) C^* curve along O/F ratio

Fig. 3 Numerical results of thrust and thrust coefficient compared to hot-firing tests (2-D axisymmetric condition)

Fig. 4 Numerical results of pressure and characteristics velocity compared to hot-firing tests (2-D axisymmetric condition)

3.2 3차원 계산

3차원 계산은 계산시간의 효율성을 위해 방사형 분사기 배열의 경우 40°로 주기 경계조건 (periodic boundary condition)을 사용하였으며 설계조건(nominal)과 시험조건 2와 4에 대하여 계산을 수행하였다.

Fig. 5는 3차원 계산에 대한 추력과 압력을 2차원 축대칭 계산과 시험결과를 비교한 곡선이다. 그림에서 보면 3차원 계산에서 추력의 경우 약 3.8%정도 과소예측을 하고 압력에서 약

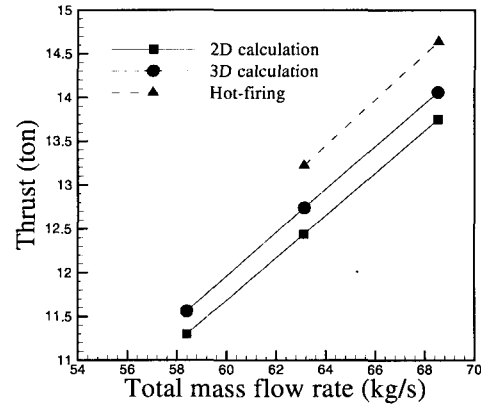
0.26%정도 과대예측하는 것을 볼 수 있다. 이것은 2차원 축대칭 계산보다 추력에서 1.2%, 압력에서 1%정도 오차가 감소한 것으로서 2차원 축대칭 계산의 경우 분사기의 분포를 반경방향으로만 고려하여야하고 접선방향으로 불연속적인 분사기의 분포를 고려하지 못한 반면 3차원 계산에서는 3차원적으로 분포된 분사기의 영향을 충분히 고려하였기 때문으로 생각된다. 또한 압력에 있어서는 시험결과와 거의 일치하는 경향

Table 4. 2D calculation results compared to tests

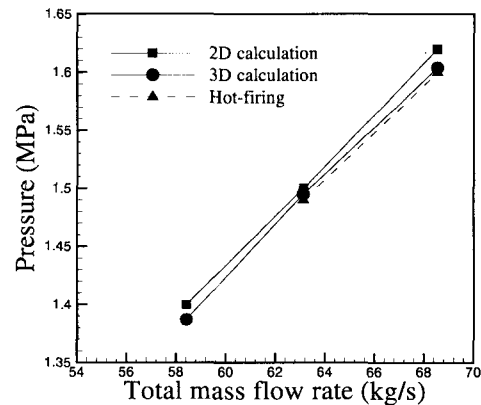
Test No.	Numerical simulation			Hot-firing		
	Thrust (ton)	P (MPa)	I _{sp} (sec)	Thrust (ton)	P (MPa)	I _{sp} (sec)
Nominal	11.30	1.40	193.5	-	-	-
1	12.70	1.52	199.3	13.46	1.50	211.2
2	12.44	1.50	197.1	13.22	1.49	209.4
3	8.93	1.18	180.7	9.32	1.06	188.6
4	13.75	1.62	200.6	14.64	1.60	213.6
5	9.16	1.19	181.9	9.62	1.17	191.0

을 보이나 추력의 경우 정성적으로는 일치하나 정량적으로는 약간의 오차를 보여주고 있는데 이것은 해석기법으로 SIMPLEC를 사용하였기 때문에 노즐목(nozzle throat)이하의 초음속 구간에서의 속도와 압력을 과소예측하여 발생하는 오차라고 생각되며 결과는 Table 5에 정리하였다.

Fig. 6은 3차원 계산시 분사기 면의 온도분포를 각 계산조건에 따라 도시한 것이다. 그림에서 보듯이 분사기 배열중에서 중심으로부터 6열 이후에 고온의 영역이 나타나는 것을 볼 수 있으며 이것은 5열전까지의 단위부피당 추진제의 분사량은 0.35 g/s/mm³인 반면 6열 이후의 단위부피당 추진제의 분사량은 0.494 g/s/mm³로서 약 41.1%가 증가하여 6열 이후에는 추진제가 과다하게 분사되어 당량비 1에 가까워져 고온의 영역이 나타나는 것을 알 수 있다. 이것을 정밀히 분석하기 위하여 5열 전에서 열손상이 심각하게 나타나는 위치($r=81.8mm$)와 6열 이후의 위치($r=144.03mm$)에서 접선방향으로 온도와 당량비(equivalence ratio)를 Fig. 7과 같이 나타내었다. 일반적으로 unlike doublet 분사기는 연료와 산화제의 액주 중심이 이론적인 충돌점에서 거의 만나지 않기 때문에 spray fan의 왜곡을 일으켜 혼합이 좋지 않은 것으로 알려져 있으며, 이러한 상태에서 연소과정이 진행되면 Kerosene/LOX의 추진제 조합은 점화지연이 매우 짧기 때문에 기계적인 충돌이 일어나기 전에



a) Thrust curve along total mass flow rate

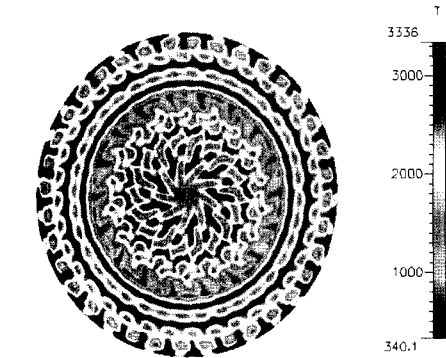


b) Pressure curve along total mass flow rate

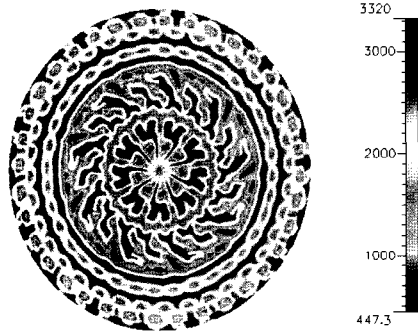
Fig. 5 Numerical results of thrust and pressure compared to hot-firing tests (3-D periodic condition)

Table 5. 3D calculation results compared to tests

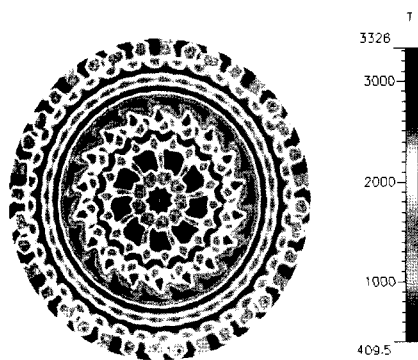
Test No.	Numerical simulation			Hot-firing		
	Thrust (ton)	P (MPa)	I _{sp} (sec)	Thrust (ton)	P (MPa)	I _{sp} (sec)
Nominal	11.56	1.387	198.6	-	-	-
2	12.74	1.495	202.3	13.22	1.49	209.4
4	14.06	1.604	205.7	14.64	1.60	213.6



a) Nominal condition



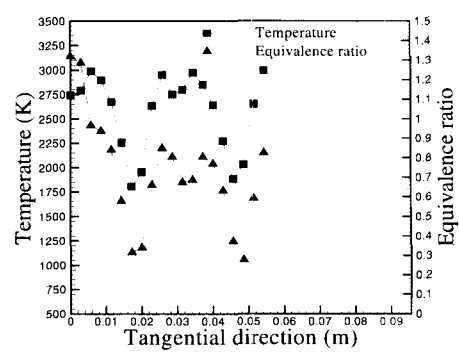
b) Calculation condition number 2



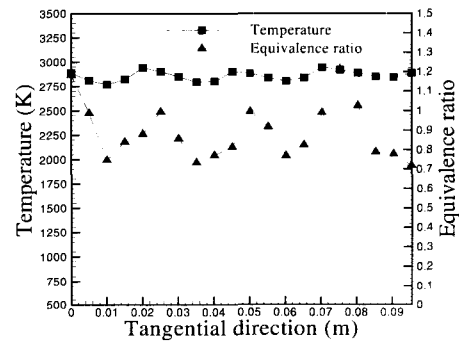
c) Calculation condition number 4

Fig. 6 Temperature contours of injector plate with several calculation conditions

기체로 상변화가 일어나 추진제의 반응성 흐름



a) $r = 81.8 \text{ mm}$



b) $r = 144.03 \text{ mm}$

Fig. 7 Temperature and equivalence ratio profiles along tangential direction at specified radial location, r

(reactive stream) 이 분리되고 이러한 기체들은 다시 액주에 강하게 작용하여 반응물의 표면을 분리시키는 경향이 생긴다⁽¹⁾. 또한 분사기 먼 근처에서 난류와 고온 가스의 교차흐름(crossflow) 때문에 발생하는 반경방향의 강한 유동이 형성되어 분무를 변형시키고 분사되는 추진제의 분무화를 촉진시켜 원하는 혼합과 질량분포를 얻을 수 없게 된다⁽¹⁾. 이를 극복하기 위해 unlike triplet 분사기를 사용하여 비대칭인 추진제 흐름(propellant stream)을 O-F-O나 F-O-F로 조정함으로써 대칭을 이뤄 위에서 언급한 문제들을 감소시키는 것으로 알려져 있다⁽¹⁾. 이 연구에서 채택한 F-O-O-F 분사기 요소는 F-O-F의 split unlike triplet으로 1차 충돌점과 2차 충돌점으로

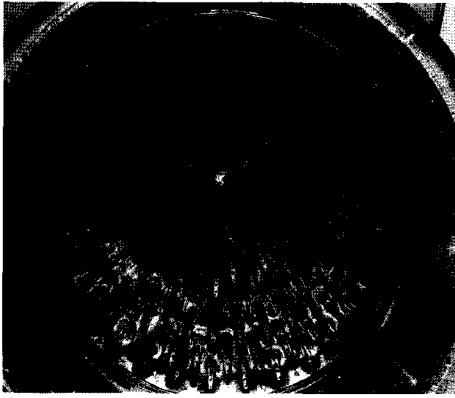
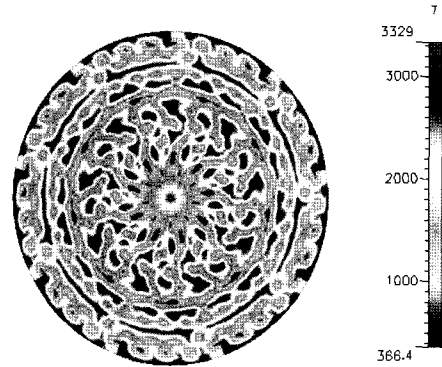


Fig. 8 Photo of injector plate after hot-firing test

구성되며 전체로 보면 대칭의 추진제 흐름이 형성되나 2차 충돌점 전에는 unlike doublet과 같은 효과를 나타낸다. 이러한 관점에서 볼 때 Fig. 7의 a)와 같이 분사기 면 근처에서 부분적으로 추진제 혼합이 균일하지 못하여 당량비 1에 근접한 곳에서는 고온의 영역이 발생하는 것을 볼 수 있는 반면 b)에서는 분사기 요소의 수밀도가 높기 때문에 전체적으로 당량비 1에 가까운 분포가 되어 전반적으로 고온의 영역이 존재하는 것을 알 수 있으며 이것은 Fig. 8을 통해서도 확인할 수 있다.

3.3 충돌각의 변화에 따른 영향

Fig. 9는 충돌반각 20° 일때의 분사기 면의 온도분포이다. Fig. 6과 비교하여 보면 충돌반각 30° 일때 6열 이후의 고온 영역이 강하게 나타나는 것을 20° 로 줄임으로서 추진제의 축방향 속도를 증가시켜 spray fan이 과도하게 형성되는 것을 막아 spray fan의 각도를 줄여 충돌점을 하류에서 형성되게 하여 상대적으로 분사기 면의 온도를 감소시키는 것을 볼 수 있다. 또한 충돌각이 변화하였을 경우 설계점에서의 추력 및 압력은 11.51 ton과 1.37 MPa로서 각각 0.43%와 1.0%정도 감소가 있음을 알 수 있었다. 이것은 충돌점을 하류로 밀어냄으로서 연소가 발생하는 지점을 하류로 밀어냈기 때문이다. 그

Fig. 9 Temperature contour of injector plate when half impinging angle is 20°

러므로 저속유동의 공간에서 충분한 연소시간을 갖지 못하고 고속유동으로 전이되기 때문에 추력과 연소실 압력이 감소한다고 생각된다.

3.4 직교-방사형 배열의 계산 결과

위의 결과를 바탕으로 분사기 배열을 직교-방사형으로 설계변경을 한 경우를 계산해 보았다.

Fig. 10에서 보면 방사형 배열보다 고온 영역이 감소한 것을 볼 수 있다. 이것은 직교-방사형 배열의 경우 방사형 배열의 분사기 요소에 직교형의 배열을 첨가함으로써 spray fan의 분

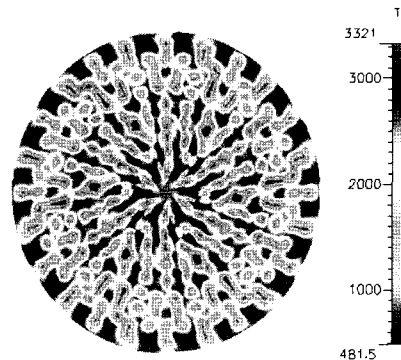


Fig. 10 Temperature contour of injector plate when injector arrangement is H type

4. 결 론

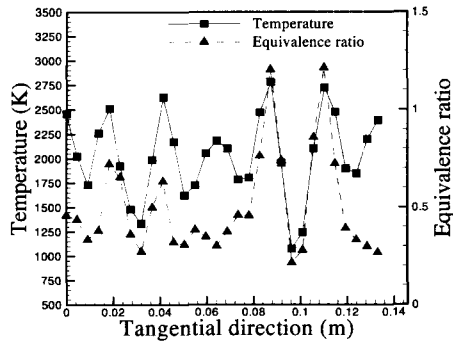


Fig. 11 Temperature and equivalence ratio profiles along tangential direction at specified radial location, $r = 131.6\text{mm}$

Table 6. 3D calculation results of radial and H type

	Numerical simulation		
	Thrust (ton)	P (MPa)	Isp (sec)
Radial Type	11.56	1.387	198.60
H type	11.30	1.353	194.14

사기 요소간 간섭의 증가, 직교형의 분사기 배열보다 비교적 고른 분포 및 충돌반각을 20° 로 줄임으로서 충돌점을 하류로 이동시켜 분사기 면의 고온 영역이 감소한 것으로 생각된다. 그러나 Table 6에서 보면 추력과 압력이 약 2.25% 정도 감소한 것을 볼 수 있는데 이것은 분사기 요소의 배열과 충돌각을 동시에 줄임으로서 나타난 현상이라고 생각된다. Fig. 11에서보면 분사기 요소의 고른 분포 때문에 직교형 배열에서 6열 이후에 나타나는 환형의 고온 영역은 감소하였으나 F-O-O-F의 분사기 특성인 부분적으로 혼합율이 감소하여 열점(hot spot)이 발생하는 것을 볼 수 있다. 이것은 열점냉각(hot spot cooling)으로 온도를 감소시킬 수 있을 것으로 생각된다.

위의 2차원 축대칭 및 3차원 계산을 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 2차원 축대칭계산의 경우 추력은 약 5% 정도의 과소예측을 보인 반면 압력은 약 1.5% 정도의 과대예측을 하였으나 정성적으로 시험결과와 일치하는 것을 볼 수 있었다.
- 2) 3차원 계산의 경우 계산시간의 효율성 때문에 주기경계조건(periodic boundary condition)을 사용하여 계산하였으며 추력과 압력에서 분사기 배열의 3차원적인 분포로 인해 2차원 축대칭 계산보다 오차가 감소하는 것을 볼 수 있었다.
- 3) 3차원 계산에서 분사기 면의 온도분포는 시험결과와 정성적으로 거의 일치하는 경향을 보였고 이것은 분사기의 분포 및 충돌각이 매우 중요한 인자라는 것을 알 수 있었다.
- 4) 직교-방사형 배열의 경우 추력과 압력에서 방사형 배열보다 약 2%정도의 감소가 있었으나 분사기 면에서의 방사형 배열에서 나타나는 환형의 고온 영역은 감소할 것이라고 생각된다.
- 5) 해석기법으로 pressure-based algorithm을 사용하였기 때문에 아음속 구간인 연소장에서는 약간 과대예측을 하고 음속조건이 형성되는 노즐목에서부터는 다소 과소예측하는 것을 볼 수 있었는데 추후 새로운 해석기법을 도입하여 심도있는 연구가 진행되어야 할 것으로 사료된다.
- 6) 본 연구에서는 정상상태의 가정을 사용하였고 1차 액주분열 및 액막충돌분열에 대해 모사하지 못 하여 시간변화에 따른 변화와 세밀한 연소장의 해석 등을 고찰할 수 없었으므로 추후에 실제 엔진의 분사기의 물리적 모델에 적용할 수치적 모델을 개발하여 심도있는 연구가 진행되어야 할 것이다.

후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개

발사업인 “3단형 과학로켓 개발사업(KSR-III)”의 연구 결과 중 일부임을 밝힙니다.

참 고 문 헌

1. D. K. Huzel and D. H. Huang, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 147, AIAA, 1992
2. Anon., *Liquid Rocket Engine Injectors*, NASA SP 8089, Mar., 1976
3. M. M. Hussaini and J. J. Korte, “Investigation of Low-Reynolds-Number Rocket Nozzle Design Using PNS-Based Optimization Procedure,” NASA Technical Memorandum 110295, Nov., 1996
4. R. Farmer and G. Cheng, “A Design Tool for Liquid Rocket Engine Injectors,” 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2000-3499 July, 2000
5. K. K. Kuo, *Recent Advances in Spray Combustion : Spray Atomization and Drop Burning Phenomena Volume I*, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 166, AIAA, 1996
6. *CFD-ACE Theory Manual*, ver. 5.0, CFDRC, 1998
7. A. H. Lefebvre, *Atomization and Sprays*, Hemisphere Publishing Co., 1989
8. C. T. Crowe, M. P. Sharma and D. E. Stock, “The Particle-Source-in-Cell (PSI-CELL) Model for Gas-Droplet Flows,” *J. of Fluids Eng.*, vol. 99, pp. 325~332, 1977
9. K. A. Hoffmann and S. T. Chiang, *Computational Fluid Dynamics for Engineers, vol. II*, Engineering Education System, 1993
10. 홍용식, 우주추진공학, 제1판, 청문사, 1998
11. 김선진, “충돌형 Doublet 인젝터의 분무특성 및 연소성능에 관한 실험적 연구,” 박사학위 논문, 충남대학교 대학원, 1997년 8월
12. A. A. Amsden, P. J. O'Rourke and T. D. Butler, “KIVA-II: A Computer Program for Chemically Reactive Flows with Sprays,” Los Alamos National Laboratory, LA-11560-MS, May, 1989