

연소 불안정 수동제어 기구(배플)를 장착한 KSR-III 액체 로켓엔진의 성능 및 연소특성 해석

문운완* · 류철성* · 설우석* · 김영목** · 이수용***

Analysis of Performance and Combustion Characteristics in KSR-III Liquid Rocket Engine with Combustion Instability Passive Control Device(Baffle)

Yoon Wan Moon* · Chul-Sung Ryu* · Woo-Seok Seol* · Young-Mog Kim** · Soo-Yong Lee***

ABSTRACT

The combustion characteristics of the KSR-III engine were investigated numerically from the viewpoint of performance and combustion field. For numerical analysis of KSR-III engine with hub-and-spoke baffle, 3-D calculation was performed about 30° section and the prediction of performance was in a good agreement with hot-firing test result. As a result of baffle installed, the performance of KSR-III engine was reduced in comparison with no baffle case and local high temperature region appeared on injector plate, combustion wall and baffle wall. This calculation was used practically as basic data for designing injector plate with film cooling holes and predicting the performance of KSR-III final flight test.

초 록

배플이 장착된 KSR-III 엔진의 연소장 및 성능을 예측하기 위하여 수치해석을 수행하였다. 수치해석의 검증을 위해 3차원 계산을 수행하여 연소시험과 비교하였으며, 정성적으로 잘 일치하는 것을 볼 수 있었다. 배플이 장착됨에 따라 연소실 전압이 감소하여 특성속도가 감소하는 것을 볼 수 있었고, 이것은 엔진의 성능 감소로 이어지는 것을 알 수 있었다. 또한 분사기 면과 연소실 벽면 및 배플 벽면에 국부적인 고온 영역이 발생하는 것을 볼 수 있었으며, 이것은 분사기 면에 막냉각을 설계하여 장착할 수 있는 기본 자료로 활용되었고 실제 엔진에 적용되었다.

Key Words: Combustion(연소), Performance(성능), Liquid Rocket Engine(액체 로켓 엔진)

1. 서 론

액체 로켓엔진을 개발할 때 엔진에서 빈번하게 발생하여 임무 성공을 방해하는 주된 요인은 여러 가지가 있을 수 있으나, 그 중 대표적인 것은 연소 불안정 현상이다. 액체 로켓에서의

†2003년 8월 21일 접수 ~ 2003년 11월 7일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 엔진그룹

** 종신회원, 한국항공우주연구원 추진제어그룹

*** 종신회원, 한국항공우주연구원 우주추진기관실
연락처, E-mail: ywmoon@kari.re.kr

연소 불안정 현상은 아직까지도 발생기구가 명확하게 밝혀지지 않고 있으며, 비선형성이 지배적이라는 정도의 차원에서 이해되고 있다. 이러한 연소 불안정성을 제어하기 위해 다양한 방법들이 제시되고 있는데, 그 중 수동적 제어 방법은 널리 사용되고 있으며 음향공이나 배플 등은 대표적인 방법이라 하겠다. 음향공은 연소 불안정이 유해 모드의 주파수를 Kelvin-Helmholtz 공명기를 사용하여 주파수 대역을 천이시키는 방법으로서 음향공 체적의 매우 세심한 조정이 필요하나 엔진의 전체적인 성능은 감소시키지 않는 반면, 배플의 경우는 유해모드의 주파수를 막을 세워 차단함으로써 연소 안정성을 추구하는 방법으로 가장 확실한 해결책으로 널리 사용되고 있으나 배플을 장착함에 따라 엔진 성능이 감소되므로 분사기의 배열 및 분사기의 재설계 등이 수반되어야 한다. 미국 발사체의 경우 연소 안정성을 확보하기 위해 배플을 장착했을 때 분사기의 배열 등을 재조정하여 성능의 감소를 최소화하거나 일부 증가한 경우도 있다.

본 연구에서는 연소 안정성을 확보하기 위해 KSR-III 엔진[11]에 배플을 장착하였을 경우 성능의 변화를 예측하였으며, 연소장을 해석하여 국부적인 고온 영역을 예측함으로써 분사기면에 막냉각의 설계 및 분사기 재배열 등에 대한 기초자료를 제공하였고 설계 방법으로 CFD가 활용될 수 있음을 보여주었다.

2. 본 론

본 연구에서의 수치적 계산은 CFD-ACE[4]를 사용하여 주위기체장과 분무액적, 화학반응의 상호작용을 모사하였으며 가스장과 분무장을 모사하기 위해 Lagrangian-Eulerian 접근방법[5]을 사용하였다. 그리고 분무에 의한 영향을 고려하기 위하여 연료(kerosene)와 산화제(LOX)를 액상(liquid phase)으로 하였다. 또한 수치적 계산은 정상상태의 계산으로서 분무모델은 액적증발모델, 액적확산모델, 액적추적모델, 벽면에서의 액

적충돌모델 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[4]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.

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

또한 위의 모델에서 적용한 상수는 다음과 같다.

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

화학반응모델은 순간반응모델 (instantaneous reaction model)[4]을 사용하였으며 부분화학평형을 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 발생한 미세한 액적을 말한다. 또한 분무장에서의 모델들은 Eulerian 격자에서 액적을 추적하기 때문에 독특한 접근방법을 취해야 한다. 분무의 물리적 모델은 Crowe 등이 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)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 time 이고 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 다음식으로부터 얻는다.

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

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

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

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

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.

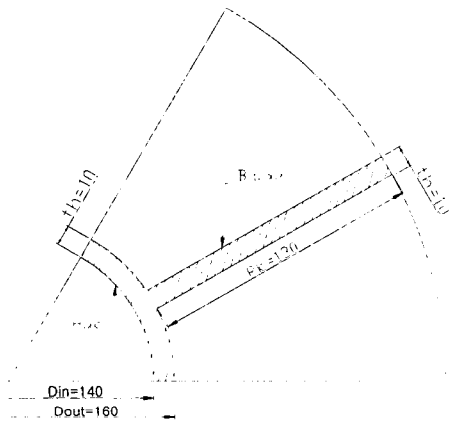
$$\dot{q} = 4\pi r_d N_u k (T_g - T_d) \frac{\ln(1 + B_y)}{B_y} \quad (14)$$

여기서 Nussult 수 N_u 는 다음과 같다.

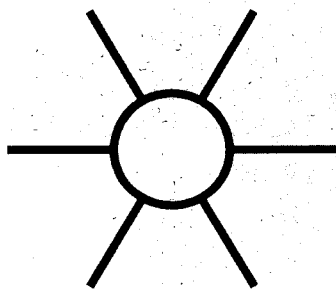
$$N_u = (1 + 0.3 Re^{1/2} Pr^{1/3}) \quad (15)$$

Table 1. Dimension of hub-and-spoke baffle

Axial length, l_b (mm)		90
Blade radial length, R_b (mm)		130
Hub	inner dia., D_{in} (mm)	140
	outer dia., D_{out} (mm)	160
Thickness, th (mm)		10



a) Hub-and-spoke baffle



b) Baffle and injector distribution

Fig. 1. Schematic diagram of hub-and-spoke baffle and injector distribution

위의 지배방정식을 사용하여 기체 유동장에 대

한 생성항을 계산할 수 있다.

3. 결과 및 고찰

3.1 Baffle의 형상 및 재원

일반적으로 배플의 블레이드와 허브는 분사기 면에서 압력장의 변동에 의한 횡방향의 파동을 제어한다. 그 중 블레이드는 접선방향 모드(tangential mode)를, 허브는 반경방향 모드(radial mode)를 제어하는데 사용된다. 이와 같은 블레이드와 허브는 각각의 개수와 구성에 있어 다양한 방법이 쓰이고 있으며 블레이드는 접선방향 모드(1T, 2T, ...)에 따라 $2n+1$ 개, 허브는 반경방향 모드(1R, 2R, ...)에 따라 n 개를 배열하는 방법이 일반적으로 쓰이고 있으나[1], 본 연구에서는 배플이 장착됨에 따른 분사기의 재배열을 최소화 하기 위해 6개의 블레이드를 선택하였으며 반경 방향 모드를 제어하기 위해 허브를 설계하여 장착하였다. 블레이드와 허브의 제원은 Table 1과 Fig. 1에 있다.

일반적으로 충돌형 분사기를 사용하는 엔진에서의 배플은 내부냉각(internal cooling)을 사용하나, KSR-III 엔진은 연소시간이 비교적 짧고(약 60초) 연소압이 낮으므로(13.8bar), 내열재의 삭마(ablation) 특성을 이용한 흡열냉각(ablative cooling)과 배플 주위에 막냉각(film cooling) 분사공을 뚫어 외부냉각(external cooling)을 동시에 사용하였고 재질은 연소실 재료와 동일한 Silica/Phenolic을 사용하였다. 이 때 막냉각으로 사용된 연료의 유량은 전체 연료 유량의 약 3.5%를 사용하였다. 본 계산에서는 막냉각의 유량을 결정하기 위한 전 단계로서 국부적인 온도의 상승부분을 찾아내고, 배플이 장착됨에 따른 성능의 변화를 고찰하기 위한 것이므로 막냉각은 고려하지 않았으며, 삭마에 의한 냉각도 삭마 특성에 대한 수치모델링의 어려움으로 인해 고려하지 않았다.

KSR-III 엔진은 배플이 장착되기 전의 모델은 228개의 분사기 요소가 장착되어 있었으나, 배플의 블레이드와 허브가 장착되어 분사기 요소

Table 2. Spray conditions with respect to no baffle and hub-and-spoke baffle

	Mass flow rate (kg/s)		Velocity (m/s)		Droplet size (μm)	Impin. angle($^\circ$)
	Fuel	LOX	Fuel	LOX	SMD (Fuel)	θ
Nominal (No baffle)			24.7	21.6	158.1	20
hub-and-spoke baffle	18.0	42.0	32.4	28.3	154.3	

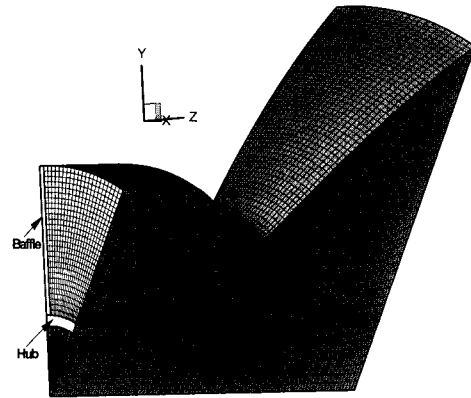


Table 3. Properties of kerosene and LOX

	Kerosene	LOX
Chemical formulation	$\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ (liquid)	O_2 (liquid)
Density (kg/m^3)	795.0	1122.0
Specific heat ($\text{kJ}/\text{kg} \cdot \text{K}$)	1.884	1.711
Latent heat (kJ/kg)	326.1	209.2
Temperature (K)	290.0	94.0

Fig. 2 Grid for numerical analysis

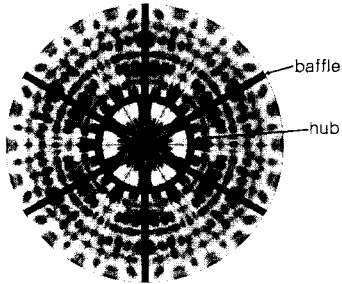
54개가 감소된 174개의 분사기 요소를 장착하게 되었다. 각 분사기 요소는 F-O-O-F의 4개의 분사공이 존재하고 전체의 분사공은 174×4개가 되므로 엔진 전체를 3차원으로 계산한다는 것은 계산효율의 저하를 가져오고 효율적으로 설계 및 설계수정에 반영할 수 없기 때문에 배플로 나누어지는 6개의 부분을 다시 2부분으로 나누어 계산하였다. 즉, 전체 영역에서 30° 부분을 계산영역으로 정하고 수치 해석을 수행하였다. 계산격자는 Fig. 2와 같으며 5개의 block으로 나누어 격자를 생성하였고 그 중 블레이드와 허브는 block 처리를 하여 계산하지 않았으며, 전체 격자의 수는 약 92000개이다. 각각의 경계조건에서 분사기 면과 연소실 벽면은 벽조건을 사용하였고 출구는 외삽법(extrapolation)을 사용하였으며, 다소 무리는 있으나, 양쪽 측면은 symmetry 조건을 사용

하였는데 이것은 위에서 언급한대로 계산의 효율을 증가시키기 위한 것이다.

KSR-III 엔진의 추진제 질유량은 60.0 kg/sec, O/F ratio 2.34이므로 단일 분사기의 질유량은 추진제 전체의 질유량을 단일 분사기의 개수로 나눈 값이 된다. 연료는 78.94g/sec, LOX는 184.21g/sec의 값으로 단일 분사기를 통해 연소실로 분사가 되며, 이러한 조건은 위의 계산에서도 동일하게 적용되었다. 일반적으로 분사기의 목적은 미립화와 그에 따른 연소 효율의 증가에 있다고 할 수 있다. 특히 발사체의 엔진에 사용되는 분사기는 많은 유량을 분사하여야 하고 연소 성능을 향상시켜야 하므로 연료와 산화제의 충돌, 전단력, 또는 선회(swirl)에 의해 미립화 및 혼합을 증대시킨다. 이러한 분사기의 중요한 인자(parameter)는 분사기의 성능을 결정짓고 연소기의 성능을 향상시키는 것에 직접적으로 영향을 주는 SMD(Sauter Mean Diameter)를 들 수 있다. LOL(Like-on-Like)형의 분사기는 연료-연료, 산화제-산화제가 충돌하므로 알려진 SMD의 관계식이 있으나, 연료-산화제 등이 충돌하는 충돌형 분사기는 측정의 어려움 때문에 SMD의 관계식이 알려져 있지 않다. KSR-III 엔진의 경우



a) Photograph of injector plate after hot-firing test



b) Temperature contour at injector plate after numerical simulation

Fig. 3 Comparison of temperature bet-ween hot-firing test and numerical simulation (at injector plate)

F-O-O-F 충돌형 분사기를 사용하였으나 SMD를 측정할 수 없었으므로, LOL의 SMD를 구하는 김선진이 제안한 다음의 관계식(식16)을 사용하여 연료측을 모사하여 문운완 등이 이미 검증한 바와 같이 적절한 결과를 얻을 수 있었고, 산화제측은 여러 번의 수치적 실험을 통해 분무의 특성을 잃지 않으면서 연소가 활발히 일어날 수 있으며 축소형 실험에서 검증된 시험결과와 일치하도록 SMD를 80.0 μm 로 가정하였다.

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

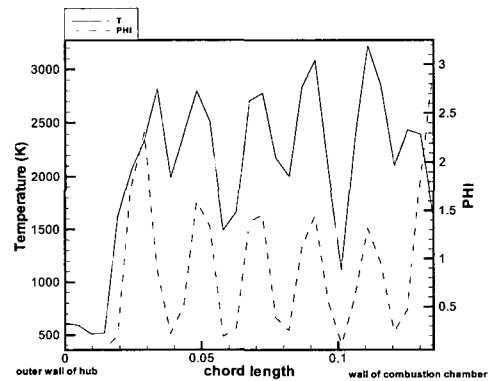
여기서 D_{32} 의 단위는 μm , θ 는 충돌각의 반각 (degree), d 는 분사기의 지름(mm)을 나타내며 V_{inj} 는 분사속도(m/s)를 나타낸다.

분무 연소장을 계산하기 위한 조건은 Table 2에 정리하였으며, 연료의 물성치는 Table 3에 정리하였다.

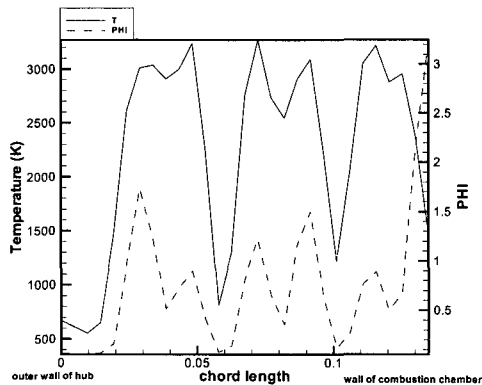
3.2 수치해석 및 시험결과 비교

본 수치해석은 KSR-III 엔진의 연소 안정성 향상을 위해 배플을 장착하였을 경우, 발생할 수 있는 성능의 손실과 국부적인 화염온도의 상승으로 인한 분사기 면 및 배플의 허브, 블레이드의 열상(thermal damage) 등의 고찰을 위해 수행되었다.

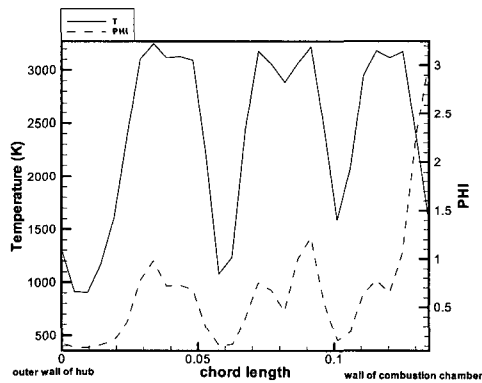
Fig. 3은 시험후의 분사기 면과 수치해석후의 분사기 면의 온도 분포를 비교한 것이다. 시험에서는 연소실의 온도가 약 3000K를 넘기 때문에 가시화하기가 힘들므로 시험후의 열상 흔적을 보고 전체적인 온도 분포를 예상하여야 한다. 그림에서 짙은 부분이 저온 영역이고 밝은 부분으로 갈수록 고온 영역을 나타내는데, 이것은 저온 영역에서 추진제 혼합의 불균일로 온도가 국부적으로 낮아져 soot가 발생하여 분사기 면에 침착되어 발생하는 것으로 생각된다. 수치



a) x=0.0 (at injector plate)



b) x=45mm from injector plate



c) x=90mm from injector plate (at baffle tip)

Fig. 4 Temperature and phi(equivalence ratio) distribution along middle line of compartment at x=0.0, x=45mm, and x=90mm

해석에서는 상대적으로 저온 영역이 나타나는 것을 관찰할 수 있었으므로 저온 영역에 soot가 생성이 될 것이라고 예상할 수 있었다. 또한 그림에서 시험후 사진의 경우 벽면에서 저온 영역이 형성되어 soot가 분사기 면에 많이 침착되는 것을 보여 주고 있는데, 이것은 벽면이 과도한 열환경에 노출되는 것을 방지하기 위해 벽면을 따라 분사기 면에서 막냉각 분사공(film cooling

hole)이 존재하여 연료 과농(fuel rich)의 조건을 형성하였기 때문으로 생각된다. 수치해석에서는 시험 전 주 분사기에 대한 열적환경을 고찰하고 연소특성을 파악하기 위한 것이었으므로 막냉각을 고려하지 않았고, 수치해석결과로부터 막냉각의 위치와 유량 등을 결정하여 실제 엔진에 적용하였으므로 실제 시험과는 연소기 벽면과 배플 벽면에서 온도 분포가 다름을 보여주고 있다. 허브 내부의 온도 영역을 보면 시험에서는 중앙부가 고온 영역인 것을 알 수 있으나, 수치해석에서는 상대적인 저온 영역인 것을 볼 수 있었다. 이것은 실제의 엔진에서는 점화기로 사용되는 일종의 unlike quadlet 형식의 분사기가 장착되어 있으며 점화초기에 TEAL(Triethylaluminum)이라는 접촉발화성 물질을 분사하여 점화시킨 후 중앙의 분사공에서 LOX, 주위 3개의 분사공에서 연료를 분사한다. 이러한 분사기는 엔진 개발 초기 점화시험에서 화염의 강도가 큰 것을 알 수 있었으나 수치해석에서는, 점화기를 포함시키면 계산영역을 120°로 하여야 하고 그에 따라 계산하여야할 분사기의 개수가 58 element × 4개 = 232개 분사공으로 증가하여 계산 효율의 심각한 저하를 가져오기 때문에 설계에 반영될 수 없으므로 점화기 부분을 생략하여 계산하였으므로 상대적인 저온부가 발생한 것으로 생각된다.

Fig. 4는 허브와 블레이드로 나뉘어진 1개 영역의 중심선을 따라, 축방향으로 분사기면, 분사

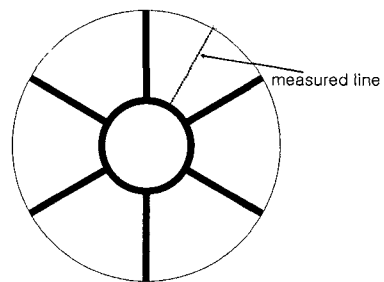
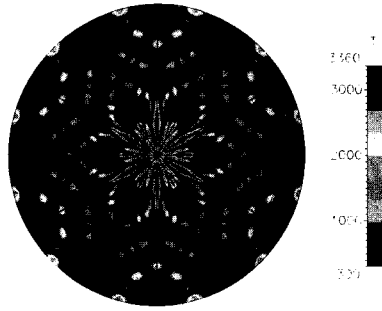
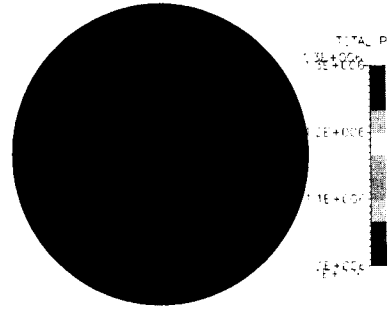


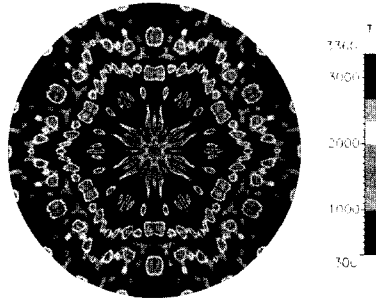
Fig. 5 Numerical measured line for temperature and phi at Fig. 4



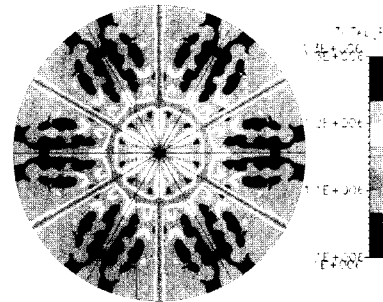
a) Temperature distribution of no baffle case



a) Total pressure field of no baffle case



b) Temperature distribution of hub-and-spoke baffle case



b) Total pressure field of baffle installed case

Fig. 6 Comparison of temperature field between no baffle and baffle installed case at x=90mm from injector plate

Fig. 7 Comparison of total pressure between no baffle and baffle installed at x=90mm

기면으로부터 45mm, 90mm에서의 온도와 당량비의 분포이다(Fig. 5참조). 그림에서 보면 허브벽면 및 연소실 벽면에서의 온도는 매우 낮은 것을 알 수 있다. 허브 벽면에서는 분사기가 벽면과 평행하게 장착되어 F-O-O-F 으로 분포되어 있으며, 연소실 벽면에서는 벽면과 수직으로 분포되어 있으므로 허브 벽면에서는 산화제 과농, 연소실 벽면에서는 연료 과농의 조건이 형성되어 상대적으로 낮은 온도장이 형성되는 것을 볼 수 있었고, 이것은 또한 분사기의 위치뿐만이 아니라 허브 벽면과 연소실 벽면이 분사기에 가까이 존재하므로 액체로 분사되는 추진제의 증

발과 혼합에 방해가 되는 것으로 생각된다. 그림에서 보면 축방향으로 분사기 면에서는 분무초기의 혼합이 고르지 못한 것을 볼 수 있었으나, 배플의 끝부분에서는 초기보다는 고온의 영역이 상대적으로 넓게 존재하므로 혼합이 많이 진행되어 비교적 고온 온도 분포와 당량비 분포를 보여주고 있음을 알 수 있었다. 문윤완 등이 고찰한 바에 의하면 F-O-O-F 형식의 unlike split-triplet 분사기는 부분적으로 혼합효율이 감소할 수 있음을 알 수 있었으므로 그림에서 연소영역 중앙부에서 나타나는 국부적인 저온 영역은 혼합효율의 감소로 인해 발생하는 것으로

생각된다.

Table. 4 Performance of no baffle and baffle installed case

	Thrust (ton)	Isp (sec.)	c* (m/s)	C _F	(Pc) _{ms} at throat (bar)
no baffle	12.90	215.0	1631.1	1.29308	12.97
baffle installed	12.57	209.5	1580.2	1.30059	12.56
increased or decreased (%)	-2.56	-2.56	-3.12	+0.79	-3.16

초기 KSR-III 엔진의 설계는 배플을 고려하지 않고 분사기 및 분사기의 배열을 최적화하였으나, 실제 연소시험에서는 연소 불안정이 심각한 문제로 대두되어 배플을 고려하게 되었다. 그로 인해 초기 분사기 배열이 흐트러져 성능의 감소가 예상되었다. 이러한 성능의 감소는 발사체의 임무에도 영향을 미칠 뿐만 아니라 심각한 경우, 발사자체를 수행하지 못할 경우도 생기므로 성능 및 성능의 증감을 예측하는 것은 매우 중요하다 하겠다.

Fig. 6에서는 배플이 없는 경우와 배플이 장착된 재설계된 엔진의 배플 끝 부분에서의 온도 분포이다. 그림에서 보듯이 배플이 장착됨에 따라 배플이 없는 초기 설계안보다 온도의 분포가 불균일해지는 것을 알 수 있다. 이것은 배플이 장착됨에 따라 분사기의 배열이 초기 최적화에서 벗어남으로서 발생하는 것으로 생각되며, 이것은 직접적으로 Fig. 7에서 보듯이 연소실에서 상대적으로 낮은 전압(total pressure)을 발생시켜, 연소효율의 감소를 초래한다. Table. 4에서 보듯 각각의 경우에 대해 추력(Thrust), 비추력(Isp), 특성속도(c*), 추력계수(C_F) 및 목에서의 전압((Pc)_{ms})에 대해 비교를 하였다. 표에서 보면 배플이 장착됨에 따라 추력과 비추력에서 약 2.56% 정도 감소하는 것을 알 수 있다. 또한 연소효율을 나타내는 특성속도는 약 3.12%감소하여 연소

효율이 매우 떨어지는 것을 볼 수 있었으나, 추력계수에서는 약 0.79%정도 증가하는 것을 볼 수 있었다. 이는 연소실이 설계점보다 약간 낮은 연소압에 최적화되었다는 것을 나타내며, 현재의 압력에서 최적의 노즐효율과 연소효율을 내기 위해서는 노즐의 목부분을 재설계할 필요가 있다고 생각된다. 표에서 보면 추력과 비추력은 약 2.56%감소하는 것으로 나타났는데, 이것은 다음의 추력 또는 비추력 효율식으로 검증된다.

$$\eta_{thrust\ or\ Isp} = \frac{C^*_{baffle}}{C^*_{no\ baffle}} \times \frac{C_{F\ baffle}}{C_{F\ no\ baffle}}$$

$$= \frac{1580.2}{1631.1} \times \frac{1.30059}{1.29308} = 0.9744$$

위의 값으로부터 배플이 장착됨에 따라 배플이 없을 때 보다 약 97.44%의 효율만 낼 수 있는 것을 나타내며 이것은 2.56%의 성능감소와도 일치하는 결과를 보여줌을 알 수 있었다.

4. 결 론

위의 계산으로부터 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 수치해석결과와 시험결과를 비교하였을 때 분사기 면에서의 온도 분포는 정성적으로 거의 일치하는 것을 볼 수 있었다.
- 2) 배플이 장착된 경우 배플로 나뉘어진 부분에서 분사기 면에 가까울수록 분사기 면과 배플 벽면에 국부적으로 온도가 매우 높은 것을 볼 수 있었는데, 이것은 최적화된 초기 설계의 분사기 배열이 흐트러져 발생한 결과로 생각되며, 그로 인해 분사기 면에 심각한 열상문제가 발생할 것으로 예측됨에 따라 막냉각이 필요함을 알 수 있었고, 시험시 막냉각을 적용하여 국부적으로 나타나는 고온영역을 완화시킬 수 있었다.
- 3) 배플이 장착됨에 따라 초기 엔진의 설계압력보다 약 3.16% 감소하여 연소효율을 나타내는 특성속도가 3.12% 감소함을 알 수 있었으며, 그로 인해 추력 및 비추력에서 약 2.56% 감소하는 것을 예측할 수 있었으므로, 현재 KSR-III 엔진에서 분사기 분포의 최적화가 필요함을 알 수

있었다.

후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발사업인 "3단형 과학로켓 개발사업(KSR-III)"의 연구 결과 중 일부임을 밝힙니다.

참 고 문 헌

1. Harrje, D. J. and Reardon, F. H. (Eds.), *Liquid Propellant Rocket Instability*, NASA SP-194, 1972
2. Yang, V. and Anderson, W. E. (Eds.), *Liquid Rocket Engine combustion Instability*, volume 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington DC, 1995
3. Huzel, D. K. and Huang, D. H., *MODERN ENGINEERING FOR DESIGN OF LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES*, volume 147, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington DC, 1992
4. CFD-ACE Theory Manual, ver. 5.0, CFDRC, 1998
5. Amsden, A. A., O'Rourke, P. J., and Butler, T. D., *KIVA-II : A Computer Program for Chemically Reactive Flows with Sprays*, Los Alamos National Laboratory, LA-11560-MS, May, 1989
6. Lefebvre, A. H., *Atomization and Sprays*, Hemisphere Publishing Co., 1989
7. Crowe, C. T., Sharma, M. P. and Stock, D. E., "The Particle-Source-in-Cell(PSI-CELL) Model for Gas-Droplet Flows," *J. of Fluids Eng.*, vol. 99, 1977, pp. 325~332
8. 김선진, 충돌형 Doublet 인젝터의 분무특성 및 연소성능에 관한 실험적 연구, 박사학위논문, 충남대학교 대학원, 1997년 8월
9. 문운완, 손채훈, 김영목, "Split-triplet 분사기를 장착한 액체 추진제 로켓엔진의 연소특성 해석," *한국추진공학회지*, 제5권, 제3호, 2001년 9월, pp. 41~51
10. 문운완, 김성구, 김영목, 손채훈, 위성발사체 로켓엔진의 연소불안정 억제/방지 기술, 한국항공우주연구원 연구보고서, 해외 첨단기술정보조사, 과학기술부, 2003
11. 조광래 등, 3단형 과학로켓 개발사업, 한국항공우주연구원 연구보고서, M1-9702-00- 0001, 과학기술부, 2002