

연소 안정성 기구를 장착한 KSR-III 액체로켓 엔진의 성능 및 연소 해석

문윤완^{*†}

Numerical Analyses of Performance and Combustion in KSR-III Liquid Propellant Rocket Engine with Combustion Stabilization Device

Yoon-Wan Moon^{**}

ABSTRACT

Numerical analysis was carried out to investigate performance and combustion characteristics of KSR-III liquid rocket engine with several types of baffle. To evaluate the change of performance and combustion characteristics with several types of baffle, the first numerical calculations were performed about baffle tab, radial blade baffle, and hub-and-spoke baffle. Then radial blade and hub-and-spoke baffle were determined to design two types of the KSR-III engine with baffles. Also to investigate the effect of injector arrangements and baffle positions, two types of radial blade baffle were calculated then numerical calculations were carried out with changing axial length of radial blade I, II and hub-and-spoke baffle. While axial length of baffle effected to performance very small, injector arrangement effected to performance largely through calculations of radial blade I, II. From the viewpoint of combustion instability, hub-and-spoke baffle controlled combustion instability effectively and there was the performance of hub-and-spoke baffle between radial blade I and II.

Key Words : Liquid Propellant Rocket, Baffle, Injector, Spray Combustion, Combustion Instability, Performance

1. 서 론

액체 추진제 로켓엔진의 개발에 있어, 엔진 설계자가 신중히 고려하여야 할 것은 연소의 안정성 및 성능이다. 과거, 미국이나 러시아 등 우주 기술 선진국에서 초기 개발을 진행할 때 연소의 안정성을 확보하지 못해 개발의 지연 및 개발을 포기하는 것을 종종 볼 수 있었다[1, 2]. 이러한 문제를 해결하기 위해 미국에서는 음향공(acoustic cavity) 및 배플(baffle) 등의 수동제어 기구(passive control device)를 사용하여 연소

안정성을 확보하였으나[3], 현재의 SSME(Space Shuttle Main Engine)에서는 수동제어기구 대신 연료를 바꿈으로(LH2-LOX) 연소 안정성을 확보하고 있으며, 러시아에서는 동축 선회 분사기(Co-axial swirl injector)의 미세한 설계조정을 통한 분사기 배열과 resonator 역할을 하는 분사기 및 배플 역할을 하는 분사기를 통해 연소 안정성을 확보하고 있으며, Molniya, Soyuz 등의 로켓 2단에 사용됐던 러시아 엔진인 RD-0110의 경우, 초기 과도영역(transient period)에서 극심한 연소 불안정이 발생하였으나 점화 후 초기 짧은 시간 영역에서 작동하는 배플을 장착함으로써 연소 안정성을 확보하고 개발에 성공하였음을 알 수 있다[2].

* 한국항공우주연구원, 엔진그룹

† 연락처자,ywmoon@kari.re.kr

이러한 배플을 장착하여 연소 안정성을 확보한 로켓 엔진은 초기 설계시 배플을 고려하지 않았을 경우, 국부적인 고온 영역이 존재하여 배플이나 연소실 벽면에 심각한 열손상을 발생시켜 실험시 매우 위험한 상황을 야기할 수 있으며 시스템 측면으로는 성능의 저하로 이어져 초기 설정한 엔진의 임무에 도달하지 못하는 경우가 발생하게 되어, 로켓 전체 시스템의 변경 및 임무 변경 등을 초래하여 궁극적으로는 개발의 실패로 이어질 수 있다.

본 연구에서 고려대상인 KSR-III(Korea Sounding Rocket Phase III) 엔진은 연소압 13.8bar의 지상추력 13ton급으로서 F-O-O-F 형태의 분사기 요소가 174개 장착되어 있으며 O/F ratio 2.34를 갖는 연료과농의 연소 형태이다. 또한 국부적인 화염에 의한 열적 손상을 방지하기 위해 열점 냉각 방식을 채택하였고 연소실 및 노즐은 내열재 삭마 방식의 냉각방식을 채택하였으며, 노즐목의 보호를 위해 벽면의 막냉각 방식을 채택하였다. 본 연구에서는 계산상의 효율과 물리적 모델링의 어려움 때문에 열점 냉각과 막냉각은 고려하지 않았으며, 연료와 산화제의 충돌에 대해서도 실험적, 수치적 모델의 한계로 인해 고려하지 않았다.

2. 지배 방정식 및 수치해석 모델

본 연구에서의 수치적 계산은 CFD-ACE[4]를 사용하여 주위 기체장과 분무액적, 화학반응의 상호작용을 모사하였으며 기체장과 분무장을 모사하기 위해 Eulerian-Lagrangian 접근방법을 사용하였다. 또한 기체장과 분무장, 반응유동장은 각각의 생성항(source term)을 통하여 상호작용을 한다.

본 계산은 정상상태의 계산으로 한정하였으며 분무모델에서 액적증발모델(Evaporation Model), 액적확산모델(Dispersion Model), 액적추적기법(Droplet Tracking Method), 벽면에서의 액적충돌모델(Splash Model) 등[1, 5, 6]이며 화학반응 모델에서는 Instantaneous 모델, 부분평형모델(Partial equilibrium model) 등[4]이다.

2.1 유동장 해석방법

유동장은 확장된 Navier-Stokes 식(Extended Navier-Stokes eqn.)을 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)이

고 \bar{F}_c 는 대류속(convective flux)이며 \bar{F}_d 는 확산속(diffusive flux)이다. 또한 S_{evap} 는 액적증발에 의한 생성항이며 S_{comb} 는 연소에 의한 생성항이다. 해석기법으로는 SIMPLOC[9]를 사용하였고 대류항의 처리를 위해 2차 정확도를 가진 중앙차분법을 사용하였다[7]. 또한 난류모델은 Launder와 Spalding[8]이 제안한 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 P는 다음과 같이 정의된다.

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

또한 위의 모델에서 적용한 상수는 다음과 같다.

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

2.2 분무모델

액상의 무화는 미립화(atomization)와 분무(spray)로 나눌 수 있다. 미립화는 액주(intact core)의 상태에서 액적이 분열되는 과정 및 2차 분열과정을 포함하는 것이고 분무는 미립화 과정으로 발생한 미세한 액적을 말한다[5]. 또한 분무장에서의 모델들은 Eulerian 격자에서 액적의 추적을 하기 때문에 독특한 접근방법을 취해야 한다. 분무의 물리적 모델은 Crowe 등[11]이 제안한 PSI-CELL(Particle-Source In Cell)에 기초를 둔다. 액적의 거동에 대한 Lagrangian 방정식은 초기값에서부터 적분하여 얻어진다. 질량, 운동량, 에너지의 주위 유동장과의 상호교환은 확장된 Navier-Stokes 식의 생성항에 포함된다. 액적의 운동량 방정식은 다음과 같다.

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

여기서 C_D 는 액적의 항력계수이고 \bar{v} 는 액적의 속도, \bar{u} 는 기체장의 속도이며 A_d 는 액적의 표면적이고 V_d 는 액적의 체적이다. 식의 우변은 점성항력, 압력구배, 중력 등으로 인하여 액적의

운동량에 변화를 주는 부분이다. 항력계수는 Reynolds수에 의해 변하는데 다음과 같다.

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

난류에 의한 액적의 dispersion을 고려하기 위해 액적 parcel의 순간적인 위치는 stochastic Lagrangian tracking법[9]에 의해 결정한다. k번째의 액적 parcel을 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 액적 parcel에 대한 속도성분을 구할 수 있고 액적 parcel의 위치는 다음 식을 적분하면 얻어진다.

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

여기서 \bar{x}_d 는 액적 parcel의 위치벡터이다.

증발에 의한 액적 질량의 변화는 다음 식에서 얻어진다.

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

위의 식은 Ranz-Marshall[9]의 관계식을 포함하고 있다. 질량전달수(mass transfer number)와 Sherwood 수는 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 대류 열전달이고 L 은 액적의 증발 잠열이다. 대류 열전달은 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

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

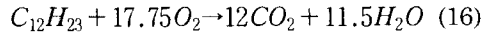
여기서 Nussult 수 N_u 는 다음과 같다.

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

위의 지배방정식들을 사용하여 기체 유동장에 대한 생성항을 계산할 수 있다.

2.3 화학반응모델

연료는 RP-1(또는 JET A-1)으로 여러 순수물질의 혼합체로서, 화학조성을 구하기가 매우 어렵다. 대략적인 화학조성은 약 $CH_{1.923} \sim CH_2$ 로서 본 연구에서는 $C_{12}H_{23}$ [6]으로 모사하였다.



또한 탄화수소(hydrocarbon)를 연료로 하는 액체 로켓은 연료과농(fuel-rich)이므로 완전연소가 되지 않으므로 화학반응에 중요한 영향을 미치는 CO와 H_2 및 H, OH, O 등의 라디칼을 화학평형(chemical equilibrium)으로 고려하여 계산을 수행하였다.

2.4 난류연소모델

각각의 연료액적은 공간상에 분포하여 연료증기를 공급하는 공급원으로 가정하여 난류확산화염과같이 모델하였으며 이러한 결과는 실험결과[10]를 바탕으로 하고 있다. 확산화염의 모델링은 화학반응이 충분히 빠르게 일어나서 중간 화학종의 영향을 무시할 수 있는 경우 연료소비율은 Eddy Breakup 연소모델[11]에 의해 결정된다.

$$R_{fu} = A\rho \frac{\epsilon}{k} \min(Y_{Fuel}, Y_{Ox}) \quad (17)$$

여기서 Y_{Fuel} , Y_{Ox} 은 각각 연료, 산화제의 질량분율을 나타낸다. 그리고 ϵ/k 은 화학반응시간척도(chemical reaction time scale)보다 훨씬 큰 난류 eddy의 시간척도(time scale)이다. 본 연구에서 사용한 모델상수 A는 4이다.

3. 성능 및 연소해석 결과

3.1 1차 설계

기존의 엔진에 배플을 장착하게 되면 실제로 연소가 발생하는 공간이 감소하기 때문에 성능의 저하를 가져온다. 일반적으로 엔진에 배플을 장착할 때는 인젝터의 재분포 및 설계변경을 통하여 최적화시켜 성능이 감소하는 것을 최소화하는 것이 원칙이다. 본 KSR-III 엔진에서는 초기에 배플을 장착하였을 경우 성능저하 정도를 알아보기 위해 배플의 반경방향 길이를 다양하게 선택하였으며 중앙에 허브(hub)가 있는 배플을 선택하여 계산하였다. 축방향의 길이는 공간상에서의 연소 시작점이 약 3~7cm 인 것을 고려하여 8~9cm 정도로 선정하였다. 또한 추진제의 유량은 동일한 조건에서 배플 때문에 발생하는 영향을 고찰하기 위하여 설계점(design condition)의 조건으로 계산하였다. 계산조건은 Table 1 및 Table 2와 같다. 연료는 실제 추진제인 Jet A-1

Table 1. Calculation conditions with respect to baffle geometries

	baffle tab	radial blade baffle	hub-spoke baffle
radial length (mm)	50	145	-
axial length (mm)	90	80	80
width (mm)	10	10	10

Table 2. Spray conditions with respect to baffle geometries

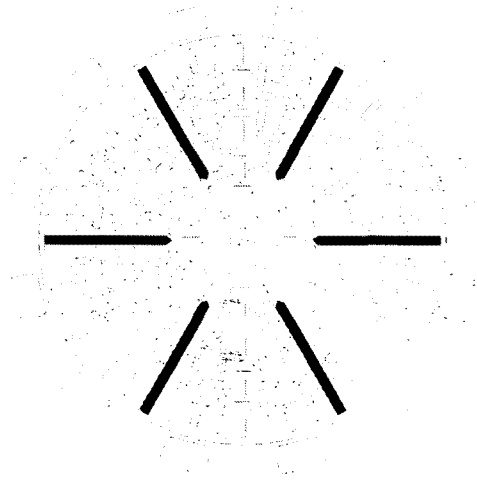
	mass flow rate (kg/s)		Velocity (m/s)		Droplet size (μm)
	Kerosene	LOX	Kerosene	LOX	VMD (Kerosene)
Nominal (no baffle)	18.0	42.0	24.7	21.6	158.1
Baffle tab			26.1	22.8	157.3
Radial blade baffle			27.6	24.1	156.5
Hub and spoke baffle			32.4	28.3	154.3

Table 3. Properties of kerosene and LOX

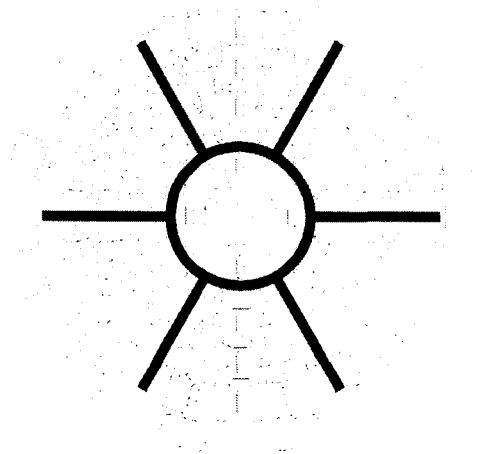
	Kerosene	LOX
chemical formulation	$\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ (liquid)	O_2 (liquid)
density (kg/m^3)	795.0	1122.0
specific heat ($\text{kJ}/\text{kg} \cdot \text{K}$)	1.884	1.7114
latent heat (kJ/kg)	326.1	209.2
temperature (K)	290.0	94.0

이고 산화제는 LOX(Liquid Oxygen)로 계산하였다. 추진제의 물성치는 Table 3에 나타내었다.

Table 2에서 보면 각각의 경우에 따라 추진제의 분사속도가 달라지는데 이것은 초기의 배플이 없는 상태에서 기존의 분사기자리에 배플을 장착함으로써 baffle tab은 12개, radial blade는 24



a) Radial blade baffle type



b) Hub and spoke type

Fig. 1 Shapes of baffles in injector plate

개, hub and spoke는 54개가 감소함으로 발생하는 현상이며 각 배플의 형태는 Fig. 1에 나타나 있다. Baffle tab은 radial blade 형태에서 배플의 반경방향 길이만 줄인 것이다.

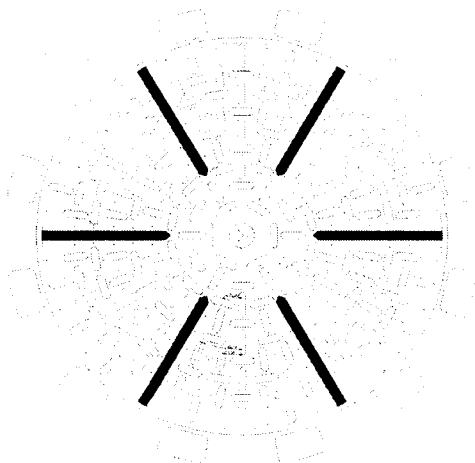
각각의 계산결과는 Table 4에 나타나 있다. 계산결과에서 보면 baffle tab이 다른 두 가지의 종류보다 성능 감소가 작은 것으로 나타났다. 이것은 baffle tab이 배플의 반경방향 길이가 상대적으로 짧으므로 연소의 유효체적이 두 가지의 다른 경우보다 상대적으로 크기때문으로 생각된다.

Table 4. 1st calculation of performance in several kinds of baffles

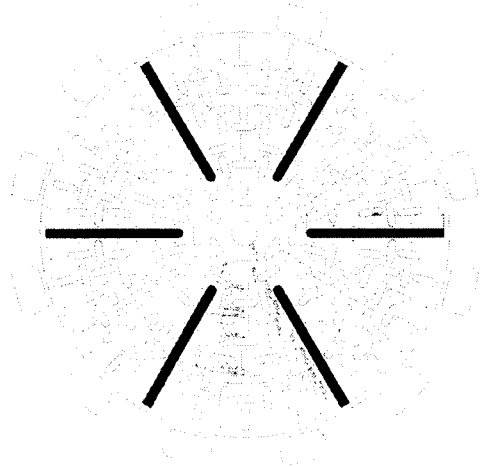
	No baffle	Baffle tab	Radial blade baffle	Hub and spoke baffle
Thrust (ton)	12.9	12.63 (-2.1%)	12.42 (-3.71%)	12.38 (-4.03%)
Isp (sec)	215.0	210.5	207.0	206.3
No. of Injector elements	228	216	204	174

다른 이유는 baffle tab은 분사기 분포에서 최외각열의 분사기 및 그 다음 분사기열에서 12개의 분사기를 축출하여 배플을 장착하였기 때문에 초기 분사기 분포 형태를 거의 유지하는 반면, radial blade와 hub and spoke는 초기 분사기 분포 형태에서 많이 변형이 되었다. 일반적으로 분사기의 중요한 목적은 적절한 질량 및 혼합비의 분포와 충분한 추진제의 분무로써 고성능의 엔진을 유지시키는 것이다. 그러나 기존의 분사기면에 배플을 설치할 경우 이러한 분사기의 기능이 감소되며, 이러한 분사기면에서 분사기를 일부 막아서 배플을 설치하는 것은 성능저하의 주요인이 된다. 원래 초기에 분사기는 고른 혼합비와 질량분포를 염두하고 설계하였는데 이것이 배플을 설치함으로써 혼합비와 질량의 불균일을 초래한다[12].

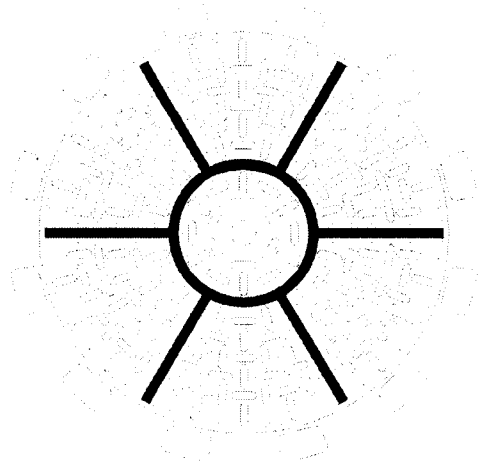
또한 기존의 설계된 분사기면에 배플을 설치하는 경우 배플의 면에 추진제가 충돌하여 splash 현상이 발생함으로써 심각한 성능저하를 가져오



a) Radial blade I (R=135mm)



b) Radial blade II (R=145mm)



c) Hub and spoke type

Fig. 2 Shapes of baffles in injector plate

기도 한다. 이것은 막냉각에 의한 효과로도 기대할 수 있겠으나 의도적인 막냉각과는 달리 제어할 수 없는 추진제 splash 현상이 발생하여 배플의 끝단에 국부적으로 상당히 커다란 액적이 생성되어 매우 좋지 않은 분무화와 증발로 성능의 감소를 가져온다[12].

3.2 2차 설계

위에서 언급한 바와 같이, baffle tab은 연소 초기의 연소 불안정을 제어하기 위해 고안된 것이다. 그러므로 현재의 KSR-III 엔진의 상황에는 적합하지 않으므로 고려대상에서 제외하기로 하였다. 또한 기존의 분사기 배열에 배플을 장착하

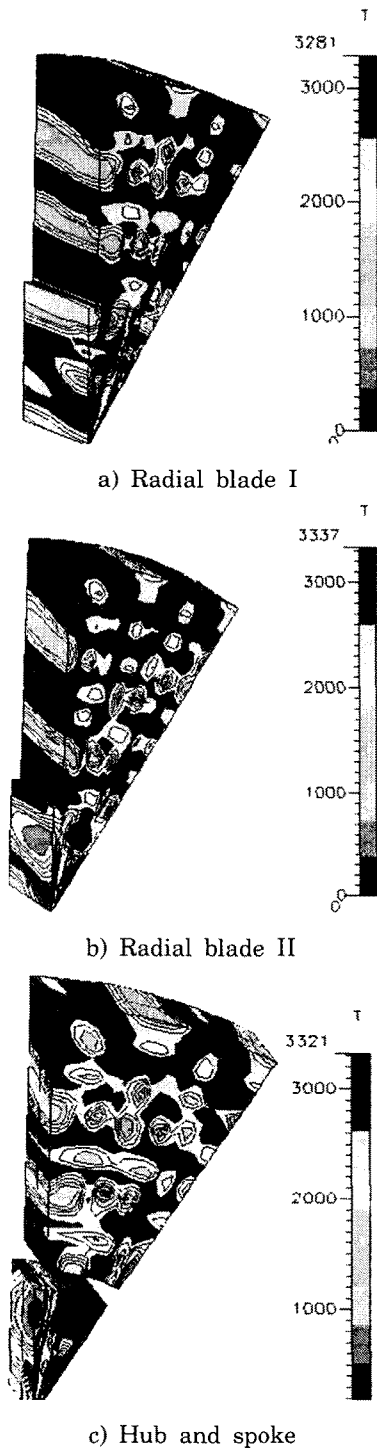


Fig. 3 Temperature field in several types of baffles

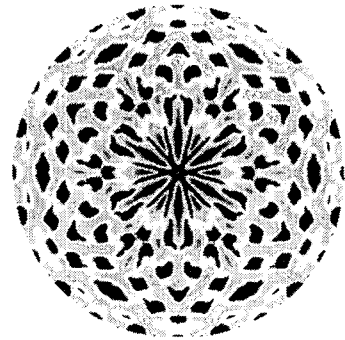
는 경우 상당한 추력의 손실이 예상되므로 radial blade와 hub and spoke에 대하여 분사기의 제배

Table 5. Spray conditions with respect to baffle shapes

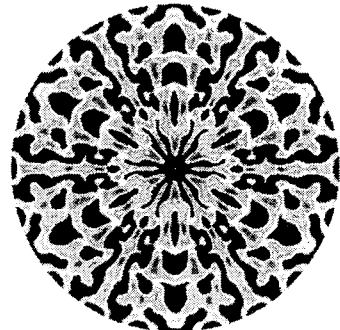
	mass flow rate (kg/s)		Velocity (m/s)		Droplet size (μm)
	Kerosene	LOX	Kerosene	LOX	VMD (Kerosene)
Original	18.0	42.0	24.7	21.6	158.1
Radial blade I			27.6	24.1	156.5
Radial blade II			26.1	22.8	157.3
Hub and spoke			32.4	28.3	154.3

열과 반경방향의 길이를 결정하기 위하여 2차로 배플의 성능 계산을 수행하였다.

Radial blade 배플의 경우 다음 두 가지로 나눌 수 있다. 반경방향 길이가 135mm와 145mm인 경우로 생각할 수 있으며 이 두 경우는 분사기의 초기 배열을 최소한의 범위에서 수정할 수 있는 두 가지를 선택하였다. 135mm의 경우는 분사기요소가 192개로서 36개가 감소하였고



a) Original



b) Radial blade I

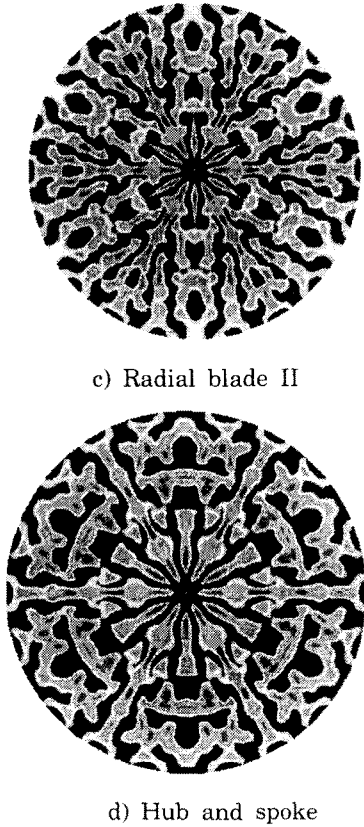


Fig. 4 Equivalence ratio distribution in several types of baffles

Table 6. Geometries of several types of baffles

	Radial blade I	Radial blade II	Hub and spoke
Axial length (mm)	90	90	90
Radial length (mm)	135	145	-
Width (mm)	10	10	10

145mm의 경우는 30개가 감소한 198개이다. 계산 조건은 Table 5에 나타나 있고 배플의 치수는 Table 6에 있으며 Fig. 2는 배플의 장착형태이다.

계산 결과는 Table 7에 나타나 있다. 표에 나타

Table 7. Comparison of performance in several types of baffles

	No baffle	Radial I	Radial II	Hub and spoke
Thrust (ton)	12.9	12.4 (-4.0%)	12.63 (-2.1%)	12.5 (-3.1%)
Isp (sec.)	215	206.4	210.5	208.3

난 것과 같이 radial blade II가 radial blade I 보다 성능 감소가 작으며 hub and spoke는 그 중간인 것을 볼 수 있다. Fig. 3에서는 배플 형태에 따른 온도 분포를 나타내었는데 radial blade I(R-I)과 radial blade II(R-II)의 온도 분포가 크게 다르지 않음을 나타내나, R-II가 R-I보다 약간 더 고온 고온 영역의 온도 분포를 보여주고 있다. 이것은 R-II가 R-I보다 분사기의 분포가 고온대에서 기인한 것으로 생각된다.

또한 Fig. 4에서는 분사기 면 근처에서 당량비(equivalence ratio)를 보여주고 있는데 R-I은 추진제의 불균일성을 보여주고 있으나 R-II는 비교적 고른 분포를 보여주고 있음을 알 수 있다.

3.3 3차 설계

위의 2차 설계를 바탕으로 축방향 길이의 변화에 따른 3차 설계를 수행하였다. Radial blade I, II에서 축방향 길이가 각각 80mm와 90mm일 때를 계산하였고 성능을 비교하였으며 hub and spoke는 hub 부분의 배경 140mm, 외경 160mm로 결정하여 계산을 수행하였다. 계산조건은 Table 8에 나타나 있다.

Table 9를 보면 Radial blade I과 Radial blade II에서 각각 blade 축방향 길이를 바꿨을 때 성능의 차이가 거의 없음을 보여 준다. 이것은 배플이 장착된 엔진에서는 축방향의 길이보다는 반경방향 길이가 지배적이라는 것을 알 수 있다. 또한 Radial blade I과 II에서는 배플의 장착위치에 따른 분사기의 배열이 매우 중요하다는 것을 알 수 있다. Radial blade I 및 radial blade II에서 각각 분사기를 재배열하였으나 전면적인 수정이 아닌 약간의 배열수정으로 분사기의 혼합밀도나 수밀도 등을 개선시키지 못하므로 약간의 성능 변화를 볼 수 있었다.

Fig. 5에서 보면 radial blade I과 radial blade II 및 hub and spoke는 배플이 없는 엔진에 비해 분사기 면에 부분적인 고온 영역이 존재하는 것을 볼 수 있다. 이와 같은 현상은 연소실 부분의 약 1/2정도가 배플로 막혀 유효한 연소체적이 줄어들어서 발생하는 결과로 생각되며 특히 hub and spoke에서 hub 내부는 매우 높은 고온영역

Table 8. Geometries of several types of baffles

	Radial blade I		Radial blade II		Hub and spoke	
	axial length (mm)	80	90	80	90	90
radial length (mm)	130	130	145	145	inner dia. (mm)	140
					outer dia. (mm)	160
width (mm)	10					

Table 9. The calculation results in radial blade I, II, and hub and spoke baffle

	Original	Radial blade I		Radial blade II		Hub and spoke
		l = 80 mm	l = 90 mm	l = 80 mm	l = 90 mm	
Thrust (ton)	12.90	12.53	12.53	12.68	12.69	12.57
Isp (sec)	215.0	208.8	208.8	211.3	211.56	209.5
Performance reduction (%)	-	-2.9	-2.86	-1.71	-1.64	-2.53

을 보여주고 있다. 이와 같은 고온 영역을 감소시키기 위해서는 분사기의 재배열 및 재조정과 막냉각(film cooling) 및 열점냉각(hot spot cooling) 등이 이뤄져야 할 것이다.

4. 결론

Radial blade I, radial blade II 및 hub and spoke 배플의 계산을 통하여 다음의 결론을 얻었다.

- 1) 기존의 배플이 장착되지 않은 로켓엔진에 배플을 장착하면 성능의 감소를 가져옴으로 분사기의 재분포 및 유량의 조절 등이 필요하다.
- 2) Radial blade I과 radial blade II의 성능을 비교해 본 결과 비교적 분사기의 분포가 고른 radial blade II가 고른 연소와 혼합으로 인해 성능이 좋은 것으로 나타났다.
- 3) Hub and spoke 배플을 장착한 경우는 연소 불안정의 1T 모드 및 1R 모드를 효과적으로 제어할 수 있으나 성능의 감소가 다소 크게 나타난다.
- 4) 배플을 장착한 모든 경우는 공통적으로 국부적인 고온영역을 보이고 있으며 이러한 현상은 분사기의 재배열과 막냉각(film cooling) 및 열점냉각(hot spot cooling) 등의 방법을 통해 고온영역을 감소시킴으로서 분사기 면의 열상문제를 해

결해야 할 것으로 생각된다.

5. 향후 과제

- 1) 해석기법으로 pressure-based algorithm을 사용하여 계산하면, 아음속 구간인 연소장에서는 약간 과대예측을 하고 음속조건이 형성되는 노즐 목에서부터는 다소 과소예측하는 것을 볼 수 있었는데 추후 새로운 해석기법을 도입하여 심도있는 연구가 진행되어야 할 것으로 사료된다.
- 2) 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 특정연구개발사업인 "3단형 과학로켓 개발사업(KSR-III)"의 연구 결과 중 일부임을 밝히며, 엔진 개발에 참여하신 모든 분들께 감사의 말씀을 드립니다.

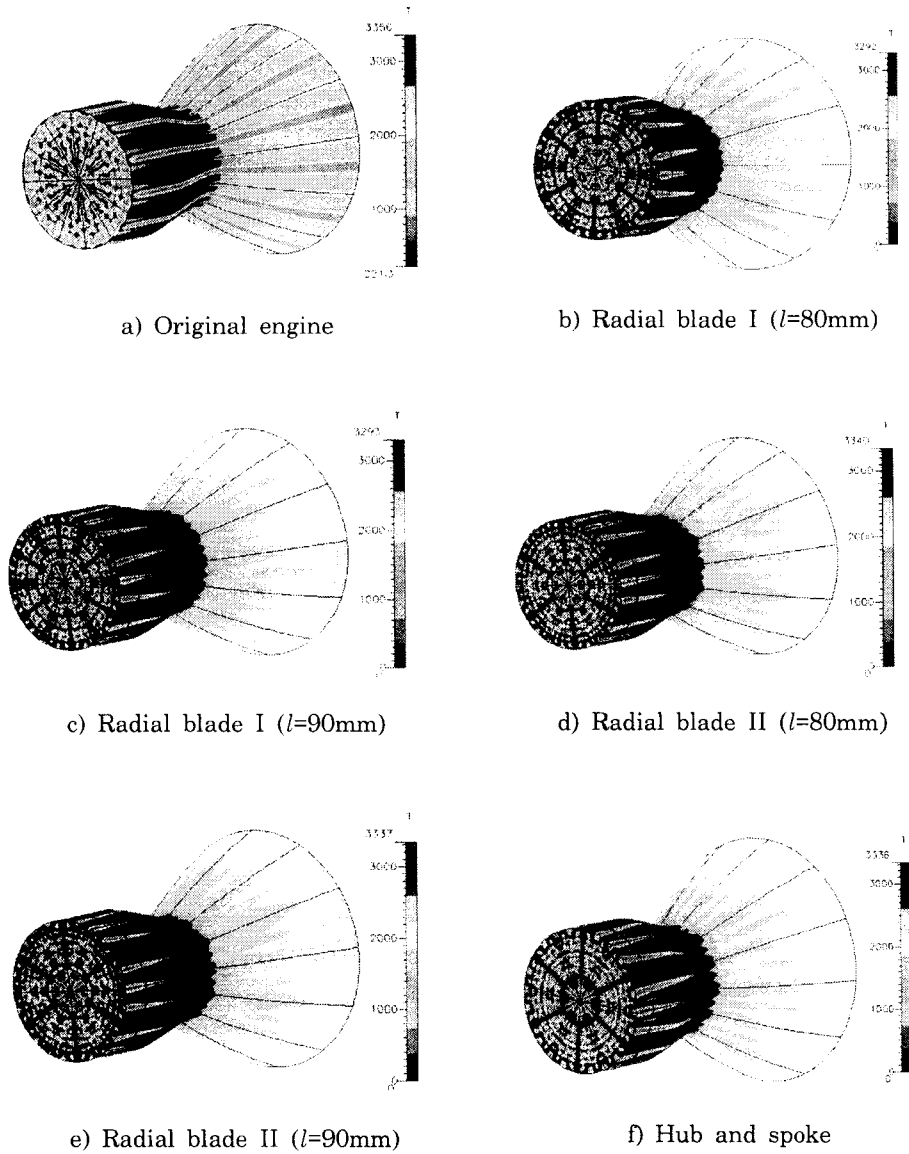


Fig. 5 Comparison of temperature distribution in radial blade I, II and hub and spoke baffle respectively

참고문헌

[1] Ryan, R. S., A History of Aerospace Problems, Their Solutions, Their Lessons, NASA Technical Paper 3653, September, 1996.
 [2] Rubinsky, V. R., "Combustion Instability in the RD-0110 Engines," in Liquid Rocket Engine Combustion Instability (V. Yang and

W. E. Anderson Eds.), Volume 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, 1995, pp. 89-112.
 [3] Harrje, D. J. and Reardon, F. H. (Eds.), Liquid Propellant Rocket Instability, NASA SP-194, 1972.
 [4] CFD-ACE Theory Manual, ver. 5.0, CFDRC, 1998.
 [5] Lefebvre, A. H., Atomization and Sprays,

Hemisphere Publishing Co., 1989.

[6] 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.

[7] Patankar, S. V., Numerical Heat Transfer an Fluid Flow, Hemisphere Publishing Co., 1980.

[8] Wilcox, D. C., Turbulence Modeling for CFD, DCW Industries, Inc., 1993.

[9] Feath, G. M., "Mixing, Transport and Combustion in Spray," Prog. Energy Comb. Sci., vol. 13, pp.293-345, 1987.

[10] Tuttle, J. H., Shisler, R. A., and Mellor, A. M., "Investigation of Liquid Fueled Turbulent Diffusion Flames," Combustion Sci. and Tech., vol. 14, pp.229-241, 1976.

[11] Magnussen, B. F., and Hjertager, B. H., "On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion," 16th Symposium on Combustion, pp.719-729, 1976.

[12] NASA, Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices, NASA SP 8113, pp 44-45, Nov. 1974.