

액체 램제트 엔진의 3차원 분무 및 연소 반응 해석

오대환* · 임상규* · 손창현** · 이충원**

Analysis of Three Dimensional Liquid Ramjet Engine with Spray and Combustion

D. H. Oh* · S. G. Lim* · C. H. Sohn** · C. W. Lee**

ABSTRACT

Liquid ramjet combustor is closely connected with complex phenomena due to a series of processes such as intake air, spray, mixing, and combustion. The present numerical experiments were performed to investigate these flow characteristics for two and three dimensional liquid ramjet combustor. Grid system was made with three domains: intake region where air is supplied and fuel is injected, combustor and nozzle region, and exit atmosphere region. The numerical results showed that two and three dimensional flow patterns in recirculation region of combustor were significantly different each other and spray model was necessary to predict correctly the chemical reaction flow characteristics. Numerically examined for two different location of fuel injector, one is located on the bottom position of curved intake and the other is located on the top position. We found that bottom position of fuel injector is better than top position because fuel influx to the recirculation region which is need to sustain chemical reaction is more than the latter.

초 록

액체 램제트 연소기는 흡입공기와 분무, 혼합 그리고 이에 따른 연소 등 일련의 과정에 따라 다수의 복잡한 현상들이 상호 밀접하게 관련되어 있으며, 이러한 반응 및 비반응 유동 특성을 파악하기 위해서 2차원 및 3차원 연소기 형상에 대해서 수치적 실험을 수행하였다. 격자구성은 연소기에 공기를 공급하고 연료를 분무하는 공기 유입관 영역과 연소실 영역, 그리고 출구 대기 영역으로 나누어 격자를 생성시켰다. 비반응 유동해석을 통해서 연소실내의 선회영역 유동특성은 2차원과 3차원이 크게 차이가 남을 알 수 있었다. 반응 유동 해석에서는 분무 모델의 적용 유무에 따라 연소 형태가 크게 변화하였다. 연료의 분사위치를 유입관의 위쪽에 준 경우와 아래쪽에 준 두 가지 경우를 비교하였으며, 유입관의 아래쪽에

* 경북대학교 대학원 (Kyungpook National University, Graduate School)

** 경북대학교 기계공학과 (Kyungpook National University, Dept. of Mechanical Engineering)

연료의 분사위치를 준 경우가 연소의 안정화에 필요한 재순환 영역으로의 연료의 유입이 잘 되어 유입관 위쪽에 연료를 분사시키는 것보다 좋은 분사위치를 알 수 있었다.

1. 서 론

최근 유도 미사일에 요구되는 속도 및 비행거리에 대한 성능 향상의 요구에 부응할 수 있는 추진기관으로 액체 및 고체 램제트 추진기관이 집중적 관심 대상이 되고 있다.

액체 램제트 추진기관은 로켓 추진기관과는 달리 Fig. 1에서와 같이 산화제를 대기로부터 흡입(air breathing)하는 방식으로서, 착화 후 램공기(ram air)에 의한 압축공기를 이용하기 전까지는 연소실을 보조 부스터로 이용하고 이후 보조 로켓 추진체의 연소가 완료되면 부스터 노즐은 램제트 흡입구 막이와 함께 미사일 밖으로 축출된다. 공기 흡입구로부터 램공기가 연소실로 들어오면서 압축기 없이 압축된 공기에 액체연료가 분사되어 연소가 이루어지면서 램제트는 추력을 얻게 된다. 이러한 액체 램제트 엔진은 비추력이 고체 로켓보다 3~6배나 더 크며⁽¹⁾, 액체의 연료량을 제어하여 고도에 따른 최대 추력을 발생시킬 수 있어, 넓은 작동 범위에서 긴 항속 거리를 고속으로 안정하게 비행할 수 있기 때문에⁽²⁾ 차세대 유도 무기의 추진체로서 연구 개발이 집중적으로 이루어지고 있다.

국내의 연구로는 김 등이⁽³⁾ 선진국의 램제트 추진기관의 기술 및 발전동향을 보고하고 국내에서의 램제트 엔진 개발의 필요성을 제기하였다. 고체 추진체를 이용한 램제트 엔진 연소실의 화학반응 유동장 해석을 김과 백이⁽⁴⁾ 수행하였고, 정 등은⁽⁵⁾ 2개의 측면 공기 흡입구를 갖는 액체 2차원 램제트 연소기에 대한 수치해석과 실험을 수행하였다.

액체 램제트는 흡입공기와 분무, 혼합 그리고 이에 따른 연소 등 일련의 과정에 따라 다수의 복잡한 현상들이 밀접하게 관련되어 있다. 이와 같은 복잡한 유동현상은 연료 분사위치 및 연소실 등의 형상에 따라 많은 영향을 받으며, 특히 화염의 안정화라고 효율의 연소를 얻기 위해서는 유입공기의 유동이 연소실 안에서 적절한 크기의 재순환 영역을 형성하도록 하여 연료와 흡입공기와의 혼합을 촉진시키는

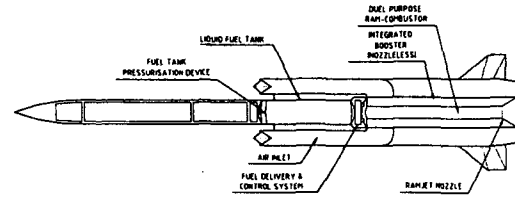


Fig. 1. Liquid fueled ramjet

동시에 균일한 연소를 가져오게 하는 것이 중요하다. 이러한 유동특성을 얻기 위한 최적의 형상과 연료 분사위치 등을 결정하기 위해서는 실험적 연구와 수치적 연구가 필요하다. 특히, 수치적 연구는 실험을 수행하기전 선행 연구를 수행하여 저비용으로 주요 변수들에 의한 영향을 미리 파악할 수 있으므로 비용이 많이 소요되는 실험 횟수를 대폭적으로 줄일 수 있다.

따라서 본 연구에서는 액체 램제트 엔진의 개발에 필요한 실험 횟수를 줄이기 위하여 전산 유동 해석을 통한 연소기 내의 2차원 및 3차원 비반응 유동특성을 파악하고, 분무모델 및 연소모델의 적용에 따른 반응 유동특성과 최적의 연료 분사위치 등을 제시하는데 그 목적이 있다.

2. 지배방정식

3차원 형상의 액체 램제트 엔진의 연료 분무 및 혼합 그리고 연소 현상들을 단시간에 해석하기 위하여 상용 프로그램인 CFD-ACE를 사용하였으며, 비직교 일반 좌표계로 변환한 밀도 평균 Navier-Stokes 방정식을 텐서 표기로 나타내면 식 (1)과 같다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial t} (J\rho\phi) + \frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial \xi_k} [J\rho(V \cdot \epsilon^k)\phi] = \frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial \xi_k} [J\Gamma g^{jk} \frac{\partial \phi}{\partial \xi_j}] + S_\phi \quad (1)$$

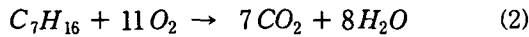
여기서,

$$\phi = (u, v, w, k, \epsilon, H, f, Y_i)$$

$$g^{jk} = \epsilon^j \cdot \epsilon^k$$

본 프로그램은 유한 체적법을 이용하고 압력 보정에는 SIMPLEC 알고리즘을 사용한다. 그리고 난류 모델로는 표준 K- ϵ 모델을 사용하였다.

연소 반응 유동 해석에는 사용 연료인 JP4를 C_7H_{16} 으로 모델화하여 다음의 단일과정 화학반응식을 적용시켰다⁽⁶⁾. 여기서 C_7H_{16} 의 비열은 2.219 kJ/kgK 이며, 잠열(latent heat)은 318.197 kJ 이다.



$$\frac{d[C_7H_{16}]}{dt} = A^{-T_a/T} [C_7]^a [O_2]^b \quad (3)$$

여기서,

$$A = 9.069 \times 10^{13} \left(\frac{kmol}{m^3} \right)^{1-a-b} s^{-1}$$

$$T_a = 15000 \text{ } ^\circ K, a = 0.25, b = 1.50$$

연료의 분무를 해석하기 위한 분무 모델에서는 Eulerian-Lagrangian 기법을 이용하여 연료 액적이 완전히 증발할 때까지 개별적으로 추적하여 액적에 대한 수송방정식을 계산한다. 또한 액적의 기화(evaporation), 분열(breakup), 충돌(collision), 융합(coalescence) 등의 분무특성들이 고려되었으며, 액적군의 질량 분률을 계산하기 위해 (4)식의 Log-normal 분포 함수를 이용하였다.

$$F = \frac{\bar{D}}{D} e^{-\frac{(\ln D - \ln \bar{D})^2}{2\sigma^2}} \quad (4)$$

분무 모델에 필요한 액적 크기에 대한 설정값은 Table 1과 같다.

Table 1. Setting value of droplet size

Volume Mean Dia.	3.5e-5 m
Minimum Dia.	2.0e-5 m
Maximum Dia.	1.0e-4 m
Standard Deviation	1.0e-5 m

3. 격자형성 및 경계조건

Fig. 2에는 수치해석에 사용한 2열 측면 원형 유입구를 갖는 램제트 연소기의 상세도를 나타내고 있다. 연소기의 크기는 직경이 100 mm이고, 유입구의 위치는 연소실 전면으로부터 120 mm인 지점이며, 유입구의 직경은 50 mm, 유입각은 45°로 설계하였다^(7,8,9,10).

Fig. 3은 2차원과 3차원 격자 및 경계조건을 나타내고 있다. 격자 생성은 연소기에 공기를 공급하고 연료를 분무하는 공기 유입관 영역과 연소가 일어나는 연소실 및 노즐 영역, 그리고 출구 대기영역으로 나누어 축대칭 상부 절반영역에 대해서 격자를 생성시켰다. 출구 대기영역을 설정한 이유는 노즐출구에서의 경계조건이 명확하지 않기 때문이며, 출구 대기영역내의 계산결과는 노즐에서 분출되는 제트에 의한 wake와 경계층 등을 포함하고 있다. 또한 출구 조건으로 전압이 대기압과 같은 조건을 사용하였는데 노즐출구에서 경계조건을 주는 것보다 이 경계조건이 정확하고 연소실과 멀리 떨어져 있어서 대기영역 경계조건이 일부 다르다 하여도 연소실 내부의

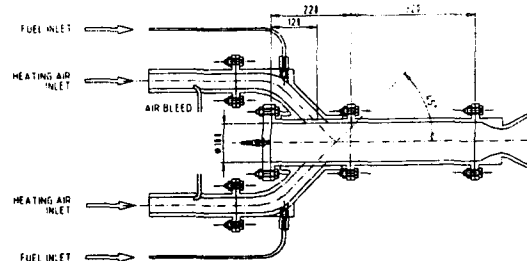
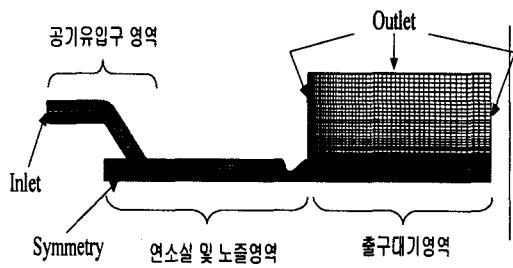
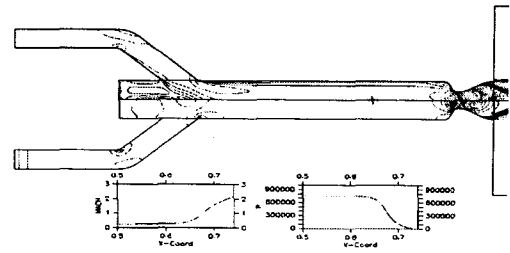


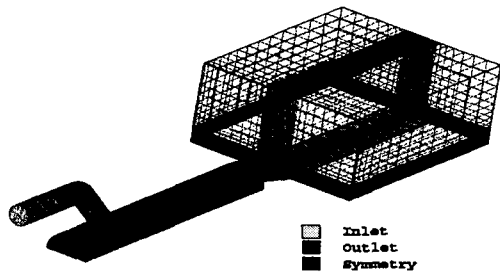
Fig. 2. Schematic diagram of ramjet



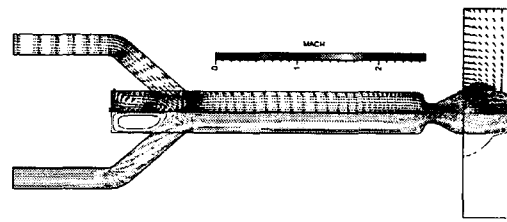
(a) 2D Grid and Boundary condition



(a) Isomach line and pressure contour



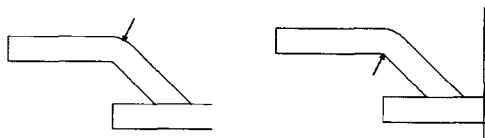
(b) 3D Grid and Boundary condition



(b) Velocity vector and streamline

Fig. 3. Grid and Boundary condition

Fig. 5. Flow characteristics of 2D ramjet



(a) Case 1 (b) Case 2

Fig. 4. Fuel injector positions

유동에 미치는 영향은 미약하다고 판단된다. 공기 유입구에서의 입구 조건으로는 마하수 2.0의 속도가 공기 유입구에서 마하수 0.3으로 감속된 조건으로 전압 790 kPa, 온도 518 K로 설정하였다⁽¹¹⁾.

연소반응에 있어서 연료와 공기의 혼합은 연료 분사 위치에 많은 영향을 받는다. 따라서 연료 분사 위치를 Fig. 4에 나타난 바와 같이 공기 유입구 꼭 관부의 위쪽인 Case 1과 아래쪽의 Case 2의 두 경우에 대해서 계산 결과를 비교하였다. 연료 분사량은 공기와 연료의 혼합비인 당량비 0.5로 설정하였다.

4. 결과 및 고찰

4.1. 2차원 비반응 유동 특성

2차원 비반응 유동에 대해서 계산한 결과가 Fig. 5에 나타나 있다. Fig. 5 (a)에는 중심축에 대해 위쪽은 마하선(isomach line)을 아래쪽은 압력분포를 나타내었고, 하단의 그래프는 중심축의 0.5m 위치(+ 표시)에서 노즐 출구까지의 축방향에 따른 마하수와 압력값을 나타내었다. 연소실로 유입된 공기의 속도값은 마하수 0.27 정도로 일정하게 유지되다가 노즐을 통과하면서 초음속으로 증가하여 노즐 출구에서 마하수 2.18로 나타났다. Fig. 5 (b)에는 속도벡터와 유선을 나타내었다. 연소기내에 하나의 커다란 재순환 영역이 생성되는 것을 볼 수 있으며, 이 재순환 영역에서 보임이 되면 연소가 안정될 것이라 판단된다.

4.2. 3차원 비반응 유동 특성

3차원에 대해서도 공기유동만을 고려한 비반응 유

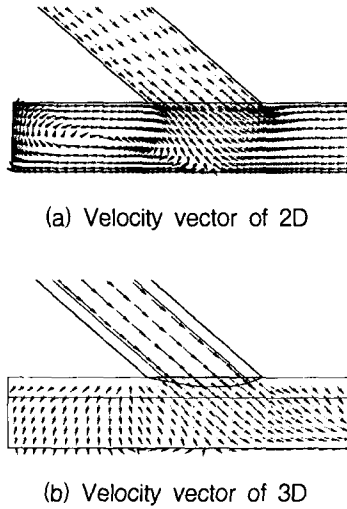


Fig. 6. Comparison of velocity vector at center plane

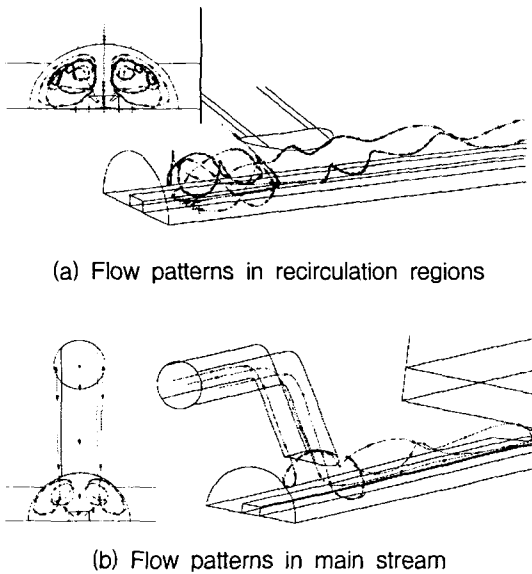


Fig. 7. Flow patterns of 3D combustor

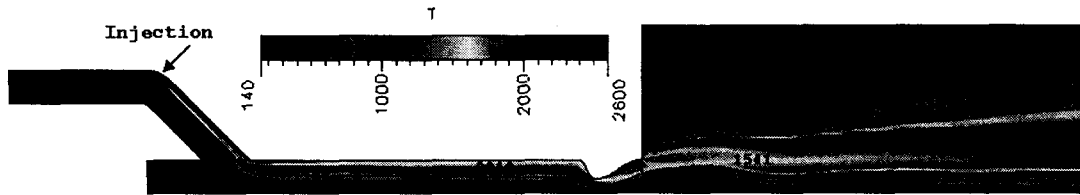
동에 대한 계산을 수행하여 2차원 비반응 유동과 비교하였다. 유량조건은 2차원 유동과 3차원 유동이 다르기 때문에 연소실내의 마하수를 직접 비교하기는 곤란하나 연소실내에서의 선회유동 형태의 파악에는 무리가 없다고 판단된다. Fig. 6에는 2차원 단면과 3차원 중앙 대칭 단면에서의 연소실의 속도 벡터를 비교한 것으로 2차원에서는 연소실에 재순환

영역이 뚜렷이 나타난 반면, 3차원에서의 유동특성은 매우 상이함을 알 수 있다. Fig. 7은 3차원에서의 유동 형태를 알아보기 위해 유체 입자의 궤적을 나타낸 것으로, Fig. 7 (a)의 경우에는 유입구에서 연소실내로 유입된 유동이 한쌍의 와류 형태로 재순환 영역을 형성한 후 노즐 쪽으로 빠져나가는 것을 볼 수 있다. Fig. 7 (b)의 경우는 재순환 영역으로 들어가지 않고 노즐로 빠져나가면서 중심단면에 대칭으로 선회를 하는 형태이다. 따라서 공기 유입관을 통과한 유동은 상하 충돌로 인해 중심축을 중심으로 4개의 와류를 형성하면서 노즐로 빠져나가는 것을 알 수 있다. 특히 연소실 내부에서의 유동 특성은 2차원과 다른 복잡한 형상의 재순환 영역을 형성함을 알 수 있으며, 따라서 2차원 해석이나 실험은 실제의 3차원 연소실 유동 특성을 적절히 반영하지 못 할 것으로 판단된다.

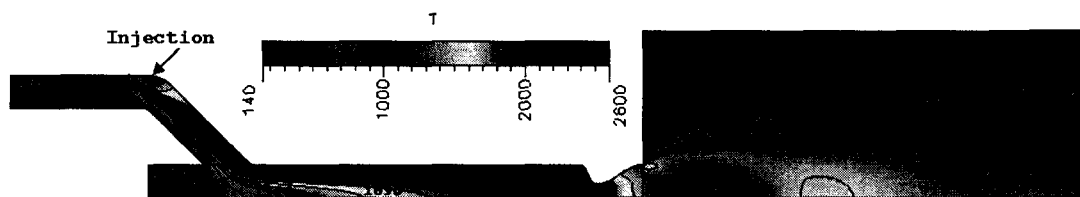
4.3. 반응 유동 특성

먼저 분무 모델의 사용 여부에 따른 반응 유동 특성을 보기 위해 2차원 격자에서 Case 1의 연료 분사위치에 대해 계산을 한 결과 Fig. 8과 같은 온도 분포를 얻을 수 있었다. Fig. 8 (a)의 경우는 분무 모델을 사용하지 않았을 때로서 연료가 혼합되지 않고 유선을 따라 흘러가면서 연소가 일어나는 것을 볼 수 있다. 그러나 Fig. 8 (b)의 경우, 분무 모델의 사용에 의해 공기와 연료의 혼합이 잘 이루어져 연소실 전체에 걸쳐 연소가 일어나는 것을 볼 수 있다. 따라서 보다 정확한 반응 유동 계산을 위해서는 분무 모델이 반드시 필요하다.

3차원 격자에 대해 Fig. 4에 나타난 Case 1과 Case 2의 연료 분사위치에 분무 모델을 사용했을 때의 결과를 비교해 보았다. Fig. 9 (a)의 Case 1에서는 재순환 영역으로의 연료 유입이 거의 없으며 연소가 제대로 일어나지 않고 있다. 그와 달리 Fig. 9 (b)의 Case 2에서는 재순환 영역으로 연료가 유입되고 이로 인해 연소실 전체에 걸쳐 균일한 연소가 일어나고 있는 것을 볼 수 있다. 이와 같이 공기 유입구 곡관부의 하부에 연료를 분사할 경우 연료의 확산이 용이한 이유는 곡관부의 하부로 따라 흐르는 유동이 곡관부에서 일종의 확대관(diffuser) 역할로 곡관부의 위쪽에 비해 경계층이 두꺼워지고 그에 따

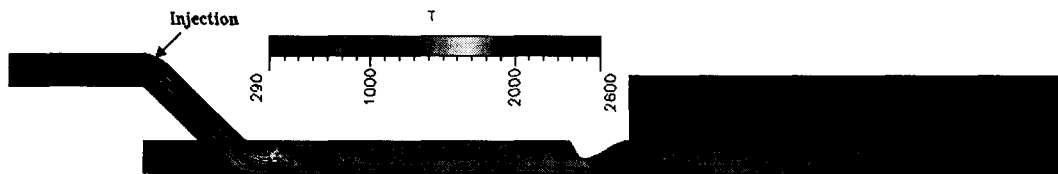


(a) Reaction without spray model

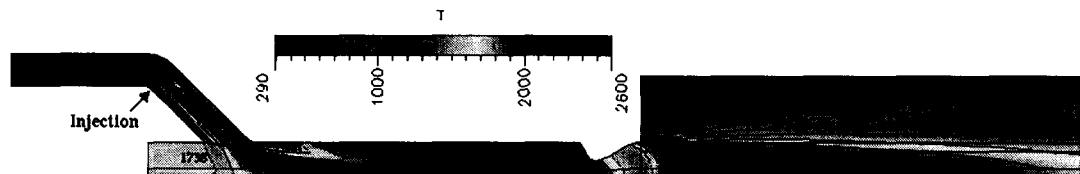


(b) Reaction with spray model

Fig. 8. Temperature distribution of 2D ramjet



(a) Case 1 with spray model



(b) Case 2 with spray model

Fig. 9. Temperature distribution of 3D ramjet

라 혼합이 잘 되는 것으로 판단된다. 재순환 영역에서의 연소는 보염과 연소의 안정화에 꼭 필요하므로 연료 분사 위치는 Case 1에 비해 Case 2가 더 좋은 위치라고 볼 수 있다.

5. 결 론

램제트 연소기의 반응 및 비반응 유동해석을 위해 2차원 및 3차원 격자에 대해 수치계산한 결과 다음

과 같은 결론을 얻을 수 있었다. 비반응 유동해석 결과 2차원과 3차원 연소실에서의 선화 유동 특성은 크게 차이가 남을 알 수 있었다. 3차원 해석 결과 공기 유입관으로 유입된 유동의 상하 대칭 충돌로 인해 그 중심단면에 대칭으로 4개의 와류가 존재하며, 연소실 재순환 영역에서도 이들 와류로 형성됨을 알 수 있다. 따라서 램제트 엔진의 실제 실험은 3차원으로 수행해야만 정확한 결과를 얻을 수 있다고 판단된다. 분무 모델을 적용하지 않은 연소반응 유동해석 결과는 연료와 공기의 혼합이 원만하게 이루어지지 않았으며 적절한 분무모델의 사용이 반드시 필요하다. 연료 분사 위치에 따라 연소의 안정화에 필요한 재순환 영역으로의 연료 유입량이 크게 달라졌는데 공기 유입구의 곡관부의 위쪽에 연료 분사 위치를 두는 것보다 아래쪽에 설치하는 것이 훨씬 더 재순환 영역으로의 연료 유입이 많았으며 균일한 연소실 온도 분포를 얻을 수 있었다.

6. 기호설명

u, v, w : cartesian component of velocity
in x, y, z direction
 k : turbulent kinetic energy
 ϵ : rate of turbulence dissipation
 H : stagnation or total enthalpy
 f : mixture fraction
 Y_i : mass fraction of i^{th} species
 ϵ^j, ϵ^k : contravariant base vectors
 J : jacobian
 Γ : diffusion coefficient
 ρ : density
 A : pre-exponential constant
 T_a : activation temperature
 F : mass fraction of droplet cloud
 \bar{D} : volume mean diameter of droplet cloud
 σ : standard deviation

7. 참고문헌

1. Roger Maguet, Charles E Cary, Phillip Cazin "Studies and Test of Rocket Ramjet for Missile Propulsion" AIAA 79-7037. P297, 1979.
2. Zarlino F. C., "Atomization and combustion of a gelled, Metalized Slurry Fuel," Thesis, Naval Postgraduate School, Monterrey, CA, 1992.
3. 김윤곤, 김성무, "램제트 추진기관 기술 및 발전 동향", 항공우주학회지, 제23권 제5호, pp.171~182, 1995.
4. 김상수, 백승욱, "고체 추진 램제트 엔진 연소실 내의 화학반응 유동장 수치해석", 한국항공우주공학회지, 제25권 제4호, pp.30~38, 1997.
5. 정인석, 윤영빈, 최정렬, "램제트 추진기관의 내부 유동해석", 제 8차 유도무기 학술대회, pp. 61~67, 1998.
6. E. J. Fuller, C. E. Smith, "Integrated CFD Modeling of Gas Turbine Combustors", AIAA 93-2196.
7. Jones, W.R. and Ranslem, G.R., "Firebird Ramjet Propulsion System Development", 18th JANNAF Combustion Meeting, VolIII, 1981.
8. Saylor, R.F. "Flow Visualization and Experimental Optimization of three inlet side dump Liquid-Fuel Ramjet Combustors". Thesis, Naval Postgraduate School, Monterrey, CA, 1933.
9. Zetterstrom, K-A., Sjoblom, B., "An Experimental Study of Side Dump Ramjet Combustors", ISABE paper no. 85-7024, 1985.
10. Deppe, M. W., "Combustion Efficiency in a dual-inlet side dump Ramjet combustor". M. S. Thesis Naval Postgraduate school.
11. 久保田浪之介, "ラムジェット工学", 1996.