Dump형 램제트 연소기의 연소특성에 대한 수치적 연구

김성돈*† · 정인석** · 최정열***

Numerical Study of a Dump Type Ramjet Combustor

Sung Don Kim*†, In-Seuck Jeung**, Jeong-Yol Choi***

ABSTRACT

Due to the high density and heating value, liquid fuel is attractive for ramjet propulsion system. Liquid fuel requires time to evaporation and mix with incoming air before ignition; insufficient evaporation and mixing result in low combustion efficiency and instability. So the numerical studies are conducted to investigate the spray and combustion characteristics of a liquid-fueled dump type Ramjet combustor. The governing equations are solved by means of a finite-volume using time derivative preconditioning method for chemical reacting flow. The liquid phase is treated by solving Lagrangian equations of motion and transport for the life histories of a statistically significant sample of individual droplets.

Key Words : spray combustion, preconditioning method, ramjet combustor

1. 서 론

램제트 엔진의 개념은 매우 오래 전에 개발되었지만, 정지추력을 제공할 수 없는 문제로 인하여 실용화에는 많은 시간을 필요로 하였다. 미사일과 같은 유도무기 체제의 경우, 정지추력의 문제는 booster나 IRR(Integral Ramjet/Rocket)과 같은 방식으로 해결할 수 있기 때문에 항공기 경우보다 실용화의 측면에서 보다 앞서 있다. 램제트 엔진을 이용한 미사일은 그러나 기존의 미사일에 비해 속도가 빠르고, 순항거리가 길며 무게를 가볍게 할 수 있기 때문에 발사체 자신뿐만 아니라 발사 시스템의 생존성이 높아지고 보다 긴 stand-off range를 가질 수 있는 등 우수한 장점을 많이 가지고 있다.

램제트 엔진이 현재 널리 사용되고 있는 로케트 엔진에 비해 높은 비추력, 순항거리, 속도를 쉽게 확보할 수 있는 근본적인 이유는 램제트 엔진이 산화제를 공기 중에서 공급하기 때문이다. 특히 그 중에서도 액체 연료를 이용한 램제트 엔진은 산화제와 연료의 양을 쉽게 조절할 수 있어서 광범위한 고도와 속도 등 운항조건에 대해 효율을 극대화 시킬 수 있는 장점을 가지고 있다. 따라서 고도와 속도 등의 운항조건의 변화 범위가 큰 유도 무기 체제나 고성능, 고효율 유도 무기 체계에 적합한 것으로 평가 받고 있다.

램제트 유도무기는 여러 부분으로 구성되어 있지만, 추진 계통의 핵심이 되는 부분은 공기 흡입구와 연소실이다. 액체 연료와 흡입 공기의 혼합 및 연소 과정이 로케트 추진기관과의 가장 큰 차이점이며, 고효율의 액체 램제트 기관을 설계하고자 할때 가장 많은 연구가 필요한 부분이다.

램제트 엔진은 초음속에서 공기가 충격파를 통해 아음속으로 속도가 낮아지고 압력이 증가하는 램 압축 현상을 이용하되 압축기를 사용하지 않고 아음속 상태에서 연소하는 구조로 되어 있다. 따라서 각 부품의 성능은 독립적이지 않으며 전체적인 성능을 규명하기 위해서는 공기 흡입부와 연소실, 연료 분사체계 등의 상호작용을 고려하여 유동의 특성과 그에 따른 연소현상의 특성을 함께 고려해야만 한다.

본 연구에서는 해석 대상인 연소실 내부의 예혼합 화염 특성과 Euler-Lagrangian 방법을 이용한 액적의 해석을 통해 액체 연료와 흡입 공기

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원
† 연락저자, E-mail : scream@plaza.snu.ac.kr
** 서울대학교 기계항공공학부
*** 부산대학교 항공우주공학과

의 혼합 및 연소 과정을 이해하고자 한다.

2. 수치해석적 방법

2.1 기체상의 지배방정식

저 마하수에서 고 마하수까지 다양한 속도분포가 존재하는 램제트 추진기관의 경우 압축성 수치기법에 기반을 둔 예조건화 기법이 널리 사용되고 있다.[1-4] 3차원 유동해석을 위한 지배방정식을 예조건화 행렬을 적용하여 다음과 같이 기술할 수 있다.

$$\frac{\Gamma}{J}\frac{\partial Q_v}{\partial \tau}+\frac{1}{J}\frac{\partial Q}{\partial t}+\frac{\partial E}{\partial \xi}+\frac{\partial F}{\partial \eta}+\frac{\partial G}{\partial \zeta} = \frac{\partial E_v}{\partial \xi}+\frac{\partial F_v}{\partial \eta}+\frac{\partial G_v}{\partial \zeta}+\frac{1}{J}S_g+\frac{1}{J}S_l$$

S_g는 난류 모델(Menter's SST)과 화학반응 생성항을 나타내며 S_l은 유동과 액적 사이의 상호작용에 의한 생성항을 나타낸다. Q_v와 예조건화 행렬은 다음과 같이 정의 하였다.

$$Q_v=[p,\ u,\ v,\ w,\ T,\ k,\ \omega,\ Y_j]^T$$

$$\Gamma=\begin{bmatrix} \rho_p' & 0 & 0 & 0 & \rho_T' & 0 & 0 & \rho_{Y_k}' \\ u\rho_p' & 0 & 0 & 0 & u\rho_T' & 0 & 0 & u\rho_{Y_k}' \\ v\rho_p' & 0 & 0 & 0 & v\rho_T' & 0 & 0 & v\rho_{Y_k}' \\ H_t\rho_p'-1 & \rho u & \rho v & \rho w & H_t\rho_T'+\rho h_p & 0 & 0 & H_t\rho_{Y_k}'+\rho h_{Y_k} \\ k\rho_p' & 0 & 0 & 0 & k\rho_T' & \rho & 0 & k\rho_{Y_k}' \\ \omega\rho_p' & 0 & 0 & 0 & \omega\rho_T' & 0 & \rho & \omega\rho_{Y_k}' \\ Y_j\rho_p' & 0 & 0 & 0 & Y_j\rho_T' & 0 & 0 & Y_j' \end{bmatrix}$$

ρ_p'과 ρ_T'은 고유치를 재조정하는 변수로서 Merkle 등[5]은 다음과 같이 제안하였다.

$$\rho_p'=\frac{1}{V_p^2}-\frac{\rho_T'(1-\rho h_p)}{\rho h_T},\quad \rho_T'=\rho_T$$

국부적인 cut-off 방법을 이용하면서 수렴성과 수치해의 불안정성을 동시에 고려하기 위해, 인접한 셀의 예조건화 속도 스케일 중에서 최대값을 이용하는 local maximum preconditioning [15,16]을 적용하였으며 점성항이 지배적인 영역에서는 CFL수와 함께 von Neumann 수를 함께 고려한 속도스케일 V_{vis}를 도입하여 보다 효과적인 수렴성을 확보할 수 있다.[5]

$$V_p^2=\min\left[\max\left(V_{neighbor},V_{vis}^2\right),c^2\right]$$

또한 저 마하수에서는 운동량 방정식에서의 압력항의 특이성이 발생하므로 기준압력과 게이지 압력항으로 분할하여 나타낸다.

2.2 액적 모델

본 연구에서 수행하는 액적모델링은 3차원 유동을 기반으로 dilute spray를 해석대상으로 하여 무화된 구형의 액적모델[6-8]을 사용하였다. 액적의 운동을 표현하는 운동방정식은 일정한 표면장력과 대칭적인 기화를 가정하고 중력을 무시하면 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{dx_p}{dt}=u_p\ ,\quad \frac{du_p}{dt}=\frac{3}{16}\frac{C_D\mu_g\,\mathrm{Re}_p}{\rho_p r_p^2}\left(u_g-u_p\right)$$

Re_p와 C_D는 액적의 레이놀즈수와 항력계수를 나타낸다.

구형 액적군의 액적의 기화는 Raju[9]의 LSPRAY를 적용하였으며 기화량은 액적의 감소율을 이용하여 다음과 같이 얻어진다.

$$\dot{m}_p=-\rho_p 2\pi r_p\frac{d(r_p^2)}{dt}$$

$$\frac{d(r_p^2)}{dt}=\begin{cases} -2\dfrac{\mu_{gp}}{\rho_p}\left[\dfrac{2}{\pi}Re_p\right]^{1/2}f_E(B) & ,\ \text{if}\quad Re_p>20 \\ -\dfrac{\mu_{gp}}{\rho_p}\left[1+(1+Re_p)^{1/3}\right]Re_p^{0.077}\ln(1+B) & ,\ \text{if}\quad 1<Re_p<20 \\ -\dfrac{\mu_{gp}}{\rho_p}\left[1+(1+Re_p)^{1/3}\right]\ln(1+B) & ,\ \text{if}\quad Re_p>1 \end{cases}$$

O'Rouke은 액적의 진동을 damped, forced harmonic oscillator로 가정하고 기준 상태로 부터의 변위를 고려하여 액적의 분열을 결정하였다.[8,10] 본 연구에서는 Tanner에 의한 Enhanced TAB (ETAB) 모델을 사용하였으며 액적분열 기준은 기존의 TAB모델의 방법을 사용하고 분열 후 액적의 크기 결정은 지수법칙에 의한 breakup- cascade에 의해 결정된다.[11]

액적의 충돌과 유착은 O'Rouke[8,11]에 의한 방법을 사용하였다.

2.3 화학반응 모델

화학반응은 Jet-A를 연료로 선택하여 1단계 화학식을 고려하였다.[12]

2.4 수치해석법

공간차분기법으로는 Edwards[13,14]의 LDFSS (Low-Diffusion Flux Vector Splitting) 기법을 사용하였다. 수치플럭스는 다음과 같이 대류항과 압력항으로 구분되며

$$\mathbf{E}_{1/2}=\mathbf{E}_{1/2}^c+\mathbf{E}_{1/2}^p=\frac{|\nabla\xi|}{J}\rho_L C^+\begin{bmatrix}1\\u\\v\\w\\H\\Y_k\end{bmatrix}_L+\frac{|\nabla\xi|}{J}\rho_R C^-\begin{bmatrix}1\\u\\v\\w\\H\\Y_k\end{bmatrix}_R+\frac{|\nabla\xi|}{J}p_{1/2}\begin{bmatrix}0\\\xi_x^*\\\xi_y^*\\\xi_z^*\\0\\0\end{bmatrix}$$

예조건화된 수치음속은 아래와 같이 정의된다.

$$\tilde{c}_{1/2}=\left(\frac{\sqrt{u^2(1-M_{ref}^2)^2+4V_{ref}^2}}{1+M_{ref}^2}\right)_{1/2}$$

지배방정식을 2차 시간 정확도를 가지는 내재적 시간적분을 통하여 해석하기 위해 이중시간전진기법(dual-time stepping)을 적용하였으며 차분된 지배방정식을 계산하기 위해 내재적 차분식은 LU-factorization 기법을 적용하였다.

액적 거동을 포함하는 3차원 화학반응 유동장의 계산의 경우 막대한 계산시간과 메모리를 요구한다. 이러한 문제를 해결하기 위해 MPI를 적용한 병렬화 기법을 적용하였다.

2.5 연소기 형상 및 조건

초음속 공기 흡입구 확산부에서의 종단 충격파 거동에 의한 유입류의 변동의 영향을 고려하기 위해 계산영역을 흡입구 목까지 연장하였다. 연소기 지름은 10cm이며 흡입구 목에서의 조건은 2개의 경사충격파를 가정하여 1.661atm, 364K, 마하수 1.7을 선택하였다. 초기 연소기 내부 조건은 대기 상태로 선택하였다. 예혼합 연소기의 경우 유입류는 당량비 0.7과 1.0의 예혼합기 유동을 고려하였으며 액체 연료를 분사한 경우는 당량비 1.0에 해당하는 연료를 10msec 이후 분사하도록 하였다. 분사 액적의 SMD(Sauter Mean Diameter) 는 100 μm이며 분사속도 100m/sec, 분사온도는 300K으로 선택하였다. Fig.1에 계산영역과 점화 위치의 개략도를 나타내었으며 점화를 위한 열원의 온도는 1700K로 선택하였다.

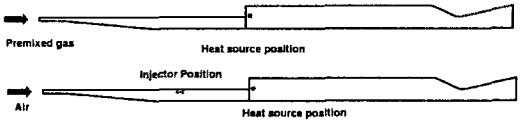


Fig.1 Schematic of a dump combustor

3. 결과 및 고찰

3.1 당량비 0.7의 예혼합 유동

그림 4-35는 당량비 0.7인 예혼합 연소기 내의 온도 변화를 나타낸 것으로 흡입구 목 영역에 초음속 유동이 유입된 약 5msec 이후 연소기 step의 점화원으로 부터 연소기 내부로 화염이 전파되고 7.5msec 이후 연소기 후방 수축부에서 연소기 상하에서 발달되어 온 화염이 연소기 중앙부에서 만나게 된다. 이후 연소기 전체로 화염이 전파되며 약 15msec 전까지 초기 유입류에 의해 발달된 와류의 영향에 의해 화염면의 진동이 유지된다. 15msec 이후 상하 화염면의 분리가 일어나고 연소기 유입부의 속도는 290m/sec 정도에 이른다. 20mse 이후 상하 화염면의 각도는 수평을 이루고 연소기 step부를 경계로 한 수평면에서의 연소만 이루어진다. 당량비 0.7의 혼합기로는 연소기 전체에 걸친 연소를 이루어낼 수 없는 것으로 판단되며 보다 많은 연료량이 필요한 것으로 보인다. 초기 연소과정 동안 상승되던 내부압에 의해 흡입구 목 직후까지 전진하였던 종단 충격파는 15msec 이후 후류로 밀려나며 20msec에서는 확산부 1/3 지점까지 다다른다.

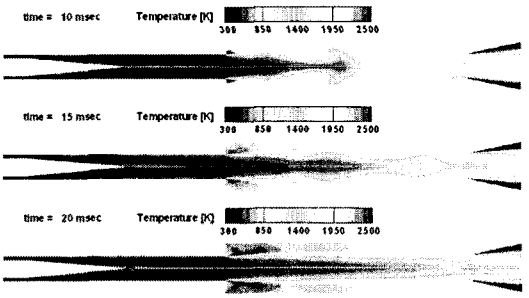
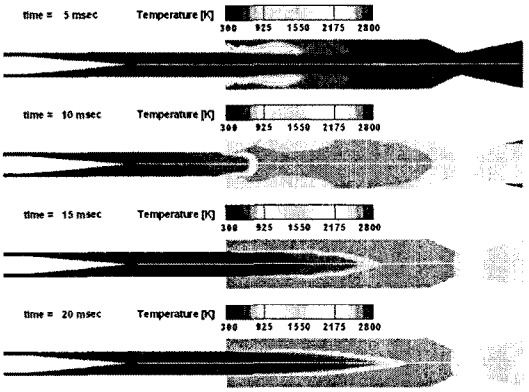


Fig.2 Premixed ramjet combustor (Φ=0.7)

3.2 당량비 1.0의 예혼합 유동

당량비 0.7에서의 결과를 바탕으로 예혼합기량을 당량비 1.0으로 상승한 경우의 연소기 내부 온도 추이를 Fig.3에 나타내었다. 약 5msec 정도에서 연소기 내부로 화염이 전파하기 시작하는 것은 이전 결과와 유사하나 7.5msec 정도에서 step부 후방의 연소과정이 보다 활발하고 10msec 에서는 연소기 전방에서의 화염면의 접촉이 이루어지는 것으로 볼 수 있다. 화염의 발달과 함께 상승하는 내부 압으로 인해 종단 충격파는 흡입구 목영역으로 전진하며 종단충격파의 전진에 의한 유입류의 전압력 상승에 의한 입구 유동의 가속으로 상하 화염의 접촉면은 노즐 수축부 부근까지 후퇴하게 되나 17.5msec 이후 다시 상류로 전진하게 된다. 30msec 이후에는 상하 화염면이 연소기 3/4지점 이후에 위치하며 50msec 이후까지 유지된다. Fig.4는 연소기 중앙부의 압력 변화를 나타낸 것으로 연소기 압력이 약 4.4기압까지 상승하는 20msec에서 화염 접촉면의 이동이 미미해지며 40msec 이후에는 거의 변화가 없는 것을 볼 수 있다. 이때 종단 충격파는 흡입구 목 끝단에 위치한다. 연소기 유입부 속도는 그림 Fig.5에 나타난 바와 같이 약 130msec 정도이며 마하수는 0.32이다.



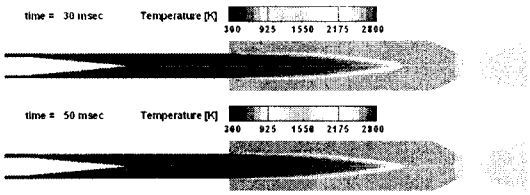


Fig.3 Premixed ramjet combustor (Φ=1.0)

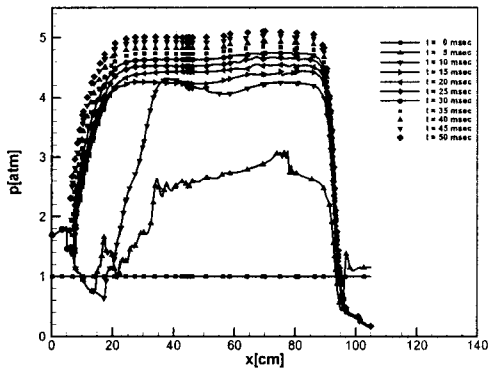


Fig.4 Pressure variation along the center line (Φ=1.0)

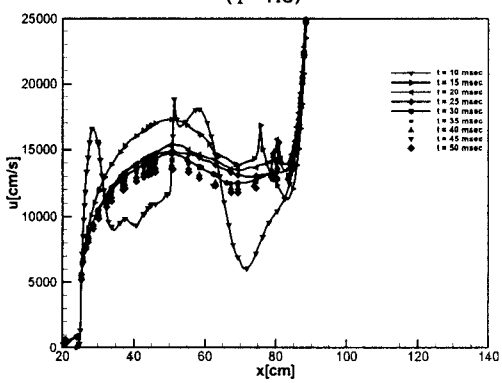


Fig.5 Velocity variation along the center line (Φ=1.0)

3.3 액적 거동

연료 분사 직전 연소기 내부 압력은 3.5 기압까지 상승하고 종단충격파는 확산부가 끝나는 지점에 위치하고 있다. 이때 연소기 유입부 마하수는 약 0.6 정도이다.

Fig.6은 액적 분사 후 반응 유동장을 나타내고 있다. 분사된 액적의 초기 거동은 내부 유동을 따라 이동하며 노즐 수축부 벽면에 부딪히는 양상을 보이고 있다. 초기 점화를 위해 부여한 step부의 열원은 분사된 액적을 기화하기에는 부족한 것으로 판단되며 점화원으로 부여한 열원에 의한 기화보다는 노즐 수축부에 부딪히는 액적에 의한 연소기 후방의 연료 분율의 상승만이 발생하고 있다. Fig.7에서 연소기 후방에 집중된 연료 분율을 확인할 수 있다.

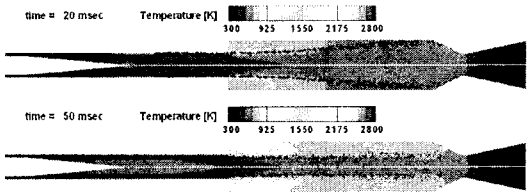


Fig.6 Droplet motion

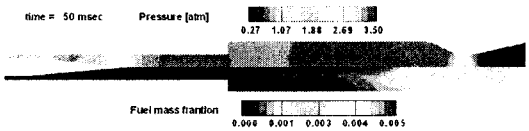


Fig.7 Pressure and mass fraction of fuel (50msec)

4. 결 론

연소기 내의 잔열이 존재하지 않는 해석 대상의 계산 결과 초기 연소기 내의 화염 안착을 위한 별도의 점화기구가 필요할 것으로 판단된다. 연소기 유입부 부근의 1700K 정도의 초기 점화를 위한 열원의 부여로 예혼합기의 연소 시에는 효과적인 점화 및 연소과정을 얻을 수 있었으나 액체연료의 적용 시에는 부적합한 것으로 판단된다. 이 경우 연료 의 초기 크기는 일반적인 액적 분사 모델링에 사용되는 100μm 정도의 SMD를 선택하였으나 국부적인 열원의 부여로 충분한 기화과정을 얻지 못하였다.

본 연구에서 수행된 축대칭 덤프 형태의 연소기에서는 화염안정기의 사용이 필요할 것으로 보이고 연료 분사 조건에 대한 부가적인 연구를 수행 중이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 기초연구사업(과제번호 ADD-00-4-3)과 과학기술부 NRL 2005 (M10500000072-05J000007210)의 재정적 지원으로 진행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

[1] Venkateswaran, S., Despande, M. Merkle, C. L., "The Application of Preconditioning to Reacting Flow Computations",AIAA95-1673

[2] Shuen, J.-S., Chen, K.-H. and Choi, Y.-H. ,"A Coupled Implicit Methods for Chemical

Non-equilibrium Flows at All Speeds," J. of Computational Physics, Vol. 106, 1993

[3] Edwards, J. R., Roy, C. J., "Preconditioned Multigrid Methods for Two-Dimensional Combustion Calculation at All Speeds", AIAA J., Vol. 36, No. 2, 1998, pp. 185-192.

[4] Buelow,P.E.G., Schwer, D.A., Feng, J., Merkle, C.L. and Choi, D., "A Preconditioned Dual-Time, Diagonalized ADI Scheme for Unsteady Computations", AIAA-97-2101,1997

[5] S. Venkateswaran, and C.L. Merkle, "Anaysis of Preconditioning Methods for the Euler and Navier-Stokes Equations", Von Karman Institute Lecture Series, 1999

[6] Chen, K.-H. and Shuen, J.-S., "Three-Dimensional Coupled Implicit Methods for Spray Combustion Flows at All Speeds", AIAA94-3047, 1994

[7] Chen, K.-H., Fricker, D., Lee, J.and Moder J., "Allspd-3D User Guide version 2.0a", NASA Lewis Research Center, 1998

[8] Amsden, A.A., O'Rourke,P.J., and Burtler, T.D., "KIVA-II: A Computer Program for Chemically Reactive Flows with Sprays", Los Alamos Laboratory, 1989

[9] M.S.Raju, "LSPRAY II : A Lagrangian Spray Module",NASA CR-2004-212958

[10] O'Rourke,P.J and Amsden, A.A. "The Tab Method for Numerical Calculation of Spray Droplet Breakup", SAE Technical Paper 872089, 1987

[11] Tanner, F.X., "Liquid Jet Atomization and Droplet Breakup Modeling of Non-Evaporating Diesel Fuel Sprays", SAE Technical Paper 970050, 1997

[12] Amsden, A.A., "KIVA-3: A KIVA Program with Block-Structured Mesh for Complex Geometries", Los Alamos Lab. 1993

[13] Edwards, J.R., "Towards Unified CFD Simulation of Real Fluid Flows", AIAA 2001-2524, 2001

[14] Edwards, J. R., "A Low-Diffusion Flux-Splitting Scheme for Navier-Stokes Calculations", Computers and Fluids, Vol.26, No.6, pp635-659, 1997

[15] S. Venkateswaran, D. Li, and C.L. Merkle, "Influence of Stagnation Regions on Preconditioned Solutions at Low Speeds", AIAA2003-435, 2003

[16] H.Ko, S.-C. Jung, W.-S. Yoon, "Evolution of Combusting Flows in Rocket-Ramjet Transition Regime", Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2005