

Dump형 램제트 연소기의 액체연료 연소유동 수치해석

김성돈* · 정인석**

Numerical Study on Liquid Fuel Combustion of a Dump Type Ramjet Combustor

Sung Don Kim and In-Seuck Jeung

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 Integrated Rocket 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 체계의 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 로켓 엔진에 비해 높은 비추력, 순항거리, 속도를 쉽게 확보할 수 있는 근본적인 이유는 램제트 엔

진이 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 극대화시킬 수 있는 장점을 가지고 있다. 따라서 고도와 속도 등의 운항조건 변화 범위가 큰 유도 무기 체계나 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 로켓 추진기관의 가장 큰 차이점이며, 고효율의 액체 램제트 기관을 설계하고자 할 때 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

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

† 연락처, E-mail : scream@plaza.snu.ac.kr

** 서울대학교 기계항공공학부

함께 고려해야만 한다.

본 연구에서는 해석 대상을 연소실 내부로 제한하고 Euler-Lagrangian 방법을 이용한 액적의 해석을 통해 액체 연료와 흡입 공기의 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.

$$\frac{\Gamma}{J} \frac{\partial \mathbf{Q}_v}{\partial x} + \frac{1}{J} \frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \zeta} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \zeta} + \frac{1}{J} \mathbf{S}_\kappa + \frac{1}{J} \mathbf{S}_1$$

\mathbf{S}_κ 는 난류 모델(Menter's SST)의 생성항과 화학반응 생성항을 나타내며 \mathbf{S}_1 은 유동과 액적 사이의 상호작용에 의한 생성항을 나타낸다. \mathbf{Q}_v 와 예조건화 행렬은 다음과 같이 정의 하였다.

$$\mathbf{Q}_v = [\rho' \ u \ v \ w \ T \ k \ \omega \ Y_1 \ \dots \ Y_{n-1}]^T$$

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \gamma/\beta & & & -\rho T & & & -\rho \Omega & & & \dots \\ \gamma u/\beta & \rho & & -\rho u T & & & -\rho u \Omega & & & \dots \\ \gamma v/\beta & & \rho & -\rho v T & & & -\rho v \Omega & & & \dots \\ \gamma w/\beta & & & -\rho w T & & & -\rho w \Omega & & & \dots \\ \gamma H/\beta - 1 & \rho u & \rho v & \rho w & -\rho H T + \rho C_p & & -\rho H \Omega + \rho(h_1 - h_w) & & & \dots \\ \kappa/\beta & & & & -\rho k T & \rho & -\rho k \Omega & & & \dots \\ \gamma \omega/\beta & & & & -\rho \omega T & & -\rho \omega \Omega & & & \dots \\ \gamma Y_1/\beta & & & & -\rho Y_1 T & & -\rho Y_1 \Omega + \rho & & & \dots \\ \vdots & & & & \vdots & & \vdots & & & \dots \\ \gamma Y_{n-1}/\beta & & & & -\rho Y_{n-1} T & & -\rho Y_{n-1} \Omega & & & \dots \end{bmatrix}$$

예조건화 변수 β 는 저속에서 발생하는 수치기법의 경직성을 해결하는 역할을 하며 국부적인 cut-off 방법을 이용하면서 수렴성과 수치해의 불안정성을 동시에 고려하기 위해, 인접한 셀의 예조건화 속도 스케일 중에서 최대값을 이용하는 local maximum preconditioning [17,18]을 적용하였다. 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[5-7]을 사용하였다. 액적의 운동을 표현하는 운동방정식은 일정한 표면장력과 대칭적인 기화를 가정하고 중력을 무시하면 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{dx_p}{dt} = u_p, \quad \frac{du_p}{dt} = \frac{3}{16} \frac{C_D \mu_k Re_p}{\rho_p r_p^2} (u_k - u_p)$$

Re_p 와 C_D 는 액적의 레이놀즈수와 항력계수를 나타낸다.

구형 액적군의 액적의 기화와 열전달량은 다음과 같이 Faeth[8]에 의해 제안된 방법을 이용하였다.

$$\frac{\dot{m}_p d_p}{\rho D_f} = 2 N_s \ln(1+B), \quad \frac{h d_p}{k} = \frac{2 N_f \ln(1+B) Le^{-1}}{[(1+B) Le^{-1} - 1]}$$

h 는 열전달계수를 나타내며 D_f 는 연료의 확산계수, k 는 연료의 열전도 계수를 나타내고 B 는 Spalding수, \dot{m}_p 는 단위면적당 기화된 량을 나타낸다.

O'Rourke은 액적의 진동을 damped, forced harmonic oscillator로 가정하고 기준 상태에서의 변위를 고려하여 액적의 분열을 결정하였다.[7,9] 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.

액적의 충돌과 유착은 O'Rourke[7,11]에 의한 방법을 사용하였다.

2.3 화학반응 모델

화학반응은 Jet-A를 연료로 선택하여 1단계 화학식을 고려하였다.[13]

2.4 수치해석법

공간차분기법으로는 Edwards[14,15]의 LDFSS (Low-Diffusion Flux Vector Splitting) 기법을 사용하였다. 수치플럭스는 다음과 같이 대류항과 압력항으로 구분되며

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

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 이중시간진기법(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 요

구한다. 이러한 문제를 해결하기 위해 MPI를 적용한 병렬화 기법을 적용하였다.

2.5 연소기 형상 및 조건

Fig.1에 dump형 연소기의 개략도를 나타내었다. 수치해석 모델은 고도 5km ($p_{\infty}=0.533\text{atm}, T_{\infty}=255\text{K}$), 비행 마하수 2.5의 램제트 연소기를 모델로 하였다. 연소기 유입조건은 2개의 경사충격파와 하나의 수직 충격파를 가정하여 연소기 유입류는 전압력 회복율 70%, 유입유동의 초기조건은 정압력 5.991atm, 정온도 551.289K, 마하수 0.3을 선택하였다.

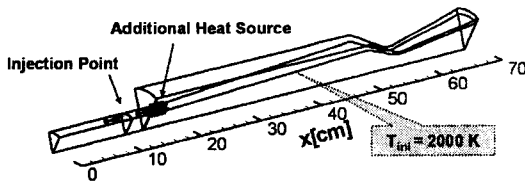


Fig.1 Schematic of a dump combustor

초기 연소기 내부의 조건은 부스터와 연소기의 일체성을 고려하여 2000K로 단순화 하였다. 연료의 분사는 연소기 입구 전방 7.5cm 지점에서 당량비 1.0에 해당하는 연료를 solid cone 형태로 가정하여 초기온도 300K, SMD 50 μm 로 분사하였으며 초기 액적의 크기는 Rosin-Rammler 분포를 이용하여 결정하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 비반응 유동

Fig. 2는 연료분사 5msec 후 액적의 거동과 온도 분포를 나타낸 것으로 연소기 내부의 초기 고온부는 노즐을 통해 배출되고 상대적으로 저온의 유입공기가 연소기 내부로 퍼지게 되며 5msec의 시간 후 연소기 후방의 온도는 1000K 이하로 떨어지게 된다. 연소기 유입 전 저온부에 위치한 액적의 온도는 약 450K 정도까지 상승하고 고온부에 위치한 액적은 500K 이상 상승하게 된다.

분사된 연료 액적은 연소기 입구에서 생성되는 와류를 따라 연소기 내부로 퍼지고 고온부와 인접한 기화된 연료에 의해 점화가 시작될 것으로 예상할 수 있다.

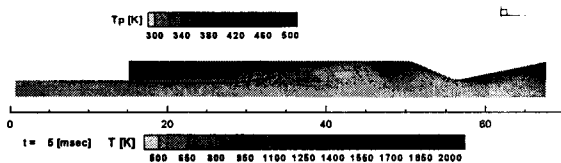


Fig.2 Non-reacting fuel droplet motion at 5 msec.

3.2 반응 유동

Fig. 3과 4에 온도 분포를 통해 화염의 전반적인 형태를 나타내었다. 액적의 거동에서 예상하였던 것과는 달리 Fig.3에 나타난 결과는 고온부와 인접한 좁은 영역에서만 액적의 기화가 이루어지고 있음을 볼 수 있고 시간이 지남에 따라 연소기 내부의 온도는 점진으로 감소하는 경향을 보였다. Fig. 4는 추가적인 열원을 부여하였을 경우 열원이 부여되는 시간 동안은 화염이 안착되는 것을 볼 수 있다.

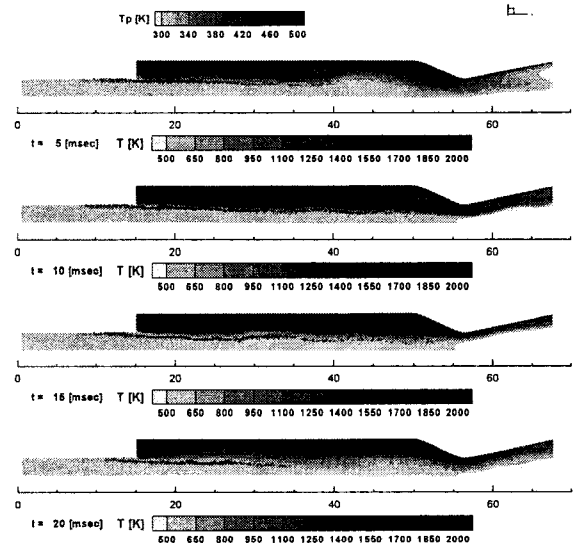


Fig.3 Reacting fuel droplet motion and temperature contour.

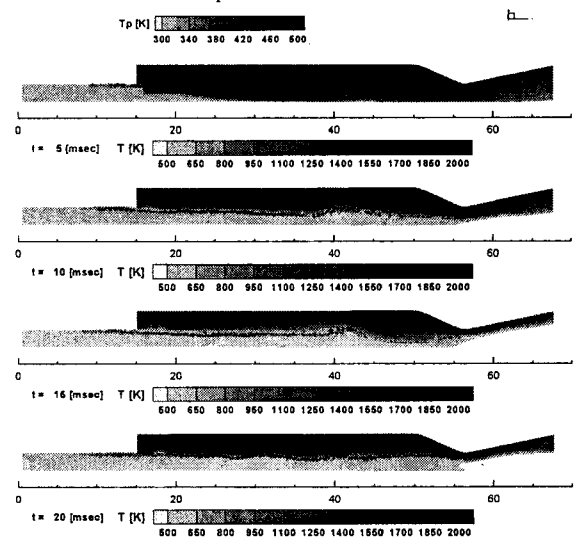


Fig.4 Reacting fuel droplet motion and temperature contour with additional heat source

4. 요약

액적의 해석을 통한 램제트 연소기의 액체 연료와 흡입 공기의 혼합 및 연소 과정을 이해하기 위해 본 연구를 수행하였다. 램제트 연소기와 부스터의 일체성을 고려하여 부스터 잔열을 이용한 점화를 예상하였으나 초기 연료 액적의 충분한 기화가 이루어지지 않아 안정적인 연소가 이루어지지 않았다. 점화 시 부가적인 연료 분사와 추가 점화원의 부여가 필요할 것으로 판단된다.

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., Deshpande, 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] Chen, K.-H. and Shuen, J.-S., "Three-Dimensional Coupled Implicit Methods for Spray Combustion Flows at All Speeds", AIAA94-3047, 1994
- [6] Chen, K.-H., Fricker, D., Lee, J. and Moder J., "Allspd-3D User Guide version 2.0a", NASA Lewis Research Center, 1998
- [7] 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
- [8] Faeth, G.M. "Evaporation and Combustion of Sprays", Prog. In Energy and Combustion Science, 1983
- [9] O'Rourke, P.J and Amsden, A.A. "The Tab Method for Numerical Calculation of Spray Droplet Breakup", SAE Technical Paper 872089, 1987
- [10] Tanner, F.X., "Liquid Jet Atomization and Droplet Breakup Modeling of Non-Evaporating Diesel Fuel Sprays", SAE Technical Paper 970050, 1997
- [11] Fluent manual on the Web
- [12] Tong, A.Y., Sirignano, W.A. "Analytical Solution for Diffusion and Circulation in a Vaporizing Droplet", 19th Sym.(International) on Combustion, Combustion Institute, 1982
- [13] Amsden, A.A., "KIVA-3: A KIVA Program with Block-Structured Mesh for Complex Geometries", Los Alamos Lab. 1993
- [14] Edwards, J.R., "Towards Unified CFD Simulation of Real Fluid Flows", AIAA 2001-2524, 2001
- [15] Edwards, J. R., "A Low-Diffusion Flux-Splitting Scheme for Navier-Stokes Calculations", Computers and Fluids, Vol.26, No.6, pp635-659, 1997
- [16] Sung, H.G., Hsieh, S.H. and Yang, V, "A Unified Analysis of Ramjet Operation in an Integrated Rocket Ramjet Engine Part I. Transition from Rocket Booster to Ramjet Sustainer", AIAA2001-3460, 2001
- [17] S. Venkateswaran, D. Li, and C.L. Merkle, "Influence of Stagnation Regions on Preconditioned Solutions at Low Speeds", AIAA2003-435, 2003
- [18] 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