초음속 노즐의 분리부가 열폐색에 미치는 영향

김상우* · 김영철** · 김장우***†

*한국과학기술정보연구원 · **한국과학기술정보연구원 Reseat Program

***호서대학교 그린에너지반도체공학부

(2012년 4월 20일 접수, 2012년 8월 20일 수정, 2012년 8월 20일 채택)

Influence of a isolator in supersonic nozzle on thermal choking

Sangwoo Kim*, Youngcheol Kim** and Jangwoo Kim***†

Korea Institute of Science and Technology Information*, Korea Institute of Science and Technology Information, Reseat Program** and Department of Digital Display Engineering, Hoseo University***

(Received 20 April 2012, Revised 20 August 2012, Accepted 20 August 2012)

요 약

이 연구에서는 초음속 연소에서 발생하는 열폐색의 다양한 현상을 규명하기 위해 확대 축소 노즐 내부에서 열폐색에 의해 형성되는 2차원의 초음속의 비정상 유동장에 대한 수치해석 결과를 제시한다. 열폐색에 의해 야기되는 이동 충격파를 수치계산하기 위해 TVD 스킴을 이용하며, 노즐의 확대부의 일정영역에 가열을 통하여 열폐색이 발생할 수 있는 조건을 형성하고, 이 때 발생하는 천이현상을 분리부가 있는 경우와 없는 경우에 대해 불시동현상 발생속도, 비추력의 불안정성 등을 통해 비교, 설명한다. 분리부가 있는 경우가 없는 경우에 비해 열폐색에 의해 발생한 경사 충격파가 느린 속도로 상류측으로 이동하여 분리부의 설치가 엔진 불시동의 지연효과가 있음을 제시하였다.

주요어 : 초음속 유동, 역압력 구배, 열폐색, 분리부, 엔진 불시동

Abstract - This study presents numerical solutions of the two-dimensional Navier-Stokes equations for supersonic unsteady flow in a convergent-divergent nozzle with a isolator. The TVD scheme in generalized coordinates is employed in order to calculate the moving shock waves caused by thermal choking. We discuss on transient characteristics, unstart phenomena, fluctuations of specific thrust caused by thermal choking and effects of isolator. The adverse pressure gradient caused by heat addition brings about separation of the wall boundary layers and formation of the oblique shock wave that proceed to upstream. The proceeding speed of the oblique shock wave to upstream direction for the convergent-divergent nozzle with isolator is lower than that for the nozzle without isolator.

Key words : Supersonic flow, Adverse pressure gradient, Thermal choking, Isolator, Engine unstart

1. 서 론

차세대 극초음속 항공기의 추진 시스템으로서 엔

진 내에 흡입된 공기를 초음속의 상태에서 수소와 혼합연소 시키는 스크램제트(Scramjet ; Supersonic Combustion Ram Jet) 엔진에 대해서는 많은 연구가 이루어지고 있다[1].

일반적으로, 극초음속 비행 시, 엔진 내부에서 공기의 흡입유속을 아음속으로 감속하면 전압손실이 막

†To whom corresponding should be addressed.

Department of Digital Display Engineering, Hoseo University,
165, Sechul-ri, Baebang-myun, Asan, Chungnam Korea 336-795
Tel : 041-540-5925 ; E-mail : jwkim@hoseo.edu

대해지고, 감속으로 인해 기류는 금속 구조물의 한계 온도 가까이 상승하므로 역으로 추력을 얻기 위한 연소온도를 제한하여야 한다. 따라서 연소기 내부를 통과하는 기류를 초음속으로 유지하며 연소하는 초음속 연소가 유리하게 된다. 그러나 초음속 연소 역시 연소열에 의한 온도 상승으로 기체가 너무 급격히 팽창하면 엔진 내부에 높은 압력을 형성하여, 이것이 역압력 구배로 작용해 공기 흡입구에 영향이 미쳐, 내부의 유동장이 아음속이 되며 급격히 추력이 감소하는 열폐색(thermal choking)이 발생한다. 즉, 아음속으로의 감속에 의한 극단적인 전압손실보다는 작으나, 초음속 연소의 경우도 연소에 의한 전압손실로 인해 추력을 얻기 위한 연소온도의 상승을 억제해야 한다.

이러한 현상은 가열이 유속을 마하수 1로 접근시키며, 열폐색을 초래함을 보여주는 Rayleigh flow로부터 알 수 있다[2].

열폐색 현상에 대한 기존의 연구는 1차원류에 대해 해석적 방법을 이용한 것[3]과 간단한 실험 장치를 통해 열 방출 패턴, 압력 손실, 열폐색의 한계치 등을 조사한 것[4], 모듈 간의 간섭에 관한 것[5], 단순 축소, 확대 노즐을 대상으로 한 것[6], 등이 있으나, 열폐색 발생 시의 유동장의 거동에 대해서는 더 많은 연구가 필요하다.

본 연구에서는 분리부(isolate, 유로면적이 일정한 부분)를 갖는 노즐을 대상으로 실제의 연소를 대신해 가열에 의한 열폐색의 발생에 의해 엔진 불시동(engine unstart)에 이르는 천이과정을 수치 계산하여, 유동장의 변화를 관찰하고, 이때 형성되는 유동장의 변화를 단순 축소-확대노즐에 대한 결과[6]와 정성, 정량적으로 비교, 분석하는 것을 목적으로 한다.

2. 수치 해석 기법

2-1 지배방정식

2차원의 압축성류를 지배하는 지배방정식은 Navier-Stokes 방정식[7]이며, 에너지 방정식의 우변에 가열항을 부가하여 벡터 보존형으로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial y} + \mathbf{H} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

식 (1)의 좌변은 독립 변수 벡터항과 대류항을, 그리고 우변은 점성항과 가열항을 나타내며, 각 항들은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \mathbf{U} &= [\rho, \rho u, \rho v, e]^T \\ \mathbf{E} &= [\rho u, \rho u^2 + P, \rho uv, (e+P)u]^T \\ \mathbf{F} &= [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + P, (e+P)v]^T \\ \mathbf{E}_v &= [0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + \kappa \frac{\partial T}{\partial x}]^T \\ \mathbf{F}_v &= [0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + \kappa \frac{\partial T}{\partial y}]^T \\ \mathbf{H} &= [0, 0, 0, \rho \dot{q}]^T \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, ρ , u , v , e 와 P 는 각각 공기의 밀도, x 와 y 방향의 속도 성분, 단위체적당 에너지 그리고 압력을 나타내며, τ_{xx} , τ_{xy} , τ_{yy} , κ 와 T 는 각각 점성응력(전단응력), 열전도 그리고 온도를 나타낸다. 또한 윗첨자 T 는 행렬의 전치(transpose)를 나타낸다. 단위질량당 발열량 $\dot{q}$ 는 식 (3)의 가열영역 내의 총발열량 $\dot{Q}$ 를 가열면적으로 나누어 구한다.

단위시간당 가열 영역으로 유입되는 질량이 $\dot{m}_h$ 일 때, 가열영역 내의 단위시간당 총발열량 $\dot{Q}$ 는 다음 식으로 정의된다.

$$\dot{Q} = 0.0275 \dot{m}_h q_{H_2} \psi \quad (3)$$

여기서, 계수 0.0275는 공기 중 산소의 질량 분율(0.22)과 수소의 완전 연소 시 소비되는 산소에 대한 수소의 상대적 질량 분율(0.125)의 곱이며, q_{H_2} 는 수소의 단위 질량당 발열량($1.20915 \times 10^8 \text{ J/kg}$)이다. 그리고 당량비 ψ 는 수소의 연소 시 소비되는 산소의 질량 분율을 나타낸다.

스크램제트 엔진에서는 측벽으로부터 분사된 수소가 하류로 확산되면서 연소하기 때문에 연소영역과 연소영역 내 발열량의 분포를 명확히 재현하는 것이 어려우므로 본 연구에서는 가열 영역내의 가열량의 분포를 일정한 것으로 가정하여 식 (3)에서 구한 총발열량 $\dot{Q}$ 를 가열면적으로 나누어 등분포 시킨다.

2-2 수치해법

본 연구에서는 압축성류에 대한 지배방정식을 불연속면을 포함하는 유동장에 대한 고해상도 차분 해법 중의 하나인 Yee-Harten의 풍상형(upwind) TVD 법[8,9]에 의해 계산한다.

시간 정확도(time accuracy)는 연산자 분할법(fractional step method)[7]을 이용한다. 이 연산자 분할법은 다차원 공간 문제의 안정성을 개량하는 방법의 한 가지로서 국소적으로 1차원으로 분해하는 개념을 이용하는 것이다. 이 방법을 이용하면 비정상 계산이 가능해져 시간에 따른 유동장의 변화를 알 수 있는 시간 2차 정확도를 실현할 수 있다. 이 연산자를 $p\Delta t$ 만큼 진행시킨다는 의미에서 L_x^p 로 나타내면 임의의 변수 Q 에 대해 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$Q^{n+1} = L_x^{\frac{1}{2}} L_y^{\frac{1}{2}} L_y^{\frac{1}{2}} L_x^{\frac{1}{2}} Q^n \quad (4)$$

공기는 열적 완전기체(thermally perfect gas)로 가정하여 비열을 JANAF table[10]에 기초하여 온도의 함수로서 구한다.

난류모델로는 비평형 대수모델로서 레이놀즈 전단 응력의 변화에 대한 상미분방정식을 통해 난류의 대류와 확산 등과 같은 변천효과(history effect)를 고려할 수 있는 Johnson-King 비평형 난류모델을 채용하였다[11,12].

2-3 경계조건

본 연구의 수치계산 대상은 Fig. 1과 같다. 유입부와 유출부의 폭은 0.2m이고, 폭이 가장 작은 분리부는 0.115m이며, 분리부의 길이는 0.2m이다. 계산 결과의 비교 대상이 되는 단순 축소-확대 노즐은 Fig. 1에서 분리부가 제거된 노즐로서 분리부를 제거하면 크기 및 형상이 정확히 일치한다.

비정상 계산의 초기조건으로 이용되는 정상해를 얻기 위해, 유로의 유입 경계면에 대해서는 지표로부터 20,000m의 대기 조건인 정온도(static temperature) $T_1=221.5[K]$, 정압력(static pressure) $P_1=2607.7[Pa]$ 로 하고, 마하수 $M_1=4$ 의 균일류를 가정한다. 그리고 출구 경계에서는 유동장의 상태량과 속도 성분을 내부 격자점으로부터 0차 외삽에 의해

Fig. 1. Two-dimensional grid for computational model with isolator

(a)

(b)

Fig. 2. Mach number contours(=0.0) for (a) simple convergent-divergent nozzle[6] and (b) convergent-divergent nozzle with isolator

구하며, 상측 경계는 경계면에 수직인 유동장의 상태량과 속도 성분의 미분값을 0으로 하는 대칭조건을 적용시킨다. 또, 고체 벽면에는 no-slip 조건을 이용하고, 단열면으로 가정한다. 계산격자는 경계면에 수직이 되도록 생성하여 수치오차를 최소화 했으며, 사용된 총 격자의 수는 97×44 개이다.

3. 결과 및 고찰

3-1 정상상태

Fig. 2는 가열량이 0 즉, $\psi=0.0$ 인 정상상태에 대한 마하수 분포를 비교한 것으로, 두 결과 모두 유로의 변화에 의해 초음속 노즐 내부에 경사 충격파가 형성되어 노즐 단면적의 감소와 경사 충격파의 영향으로 유속이 저하되며, 이 운동 에너지의 감소는 압력 및 열에너지로 전환되는 것을 알 수 있다.

그러나 가열영역 내의 평균 마하수는 단순 확대-축소 노즐의 경우가 약 3.58이며, 분리부를 갖는 노즐의 경우가 약 3.36으로 나타났다. 이것은 가열영역에

서의 면적의 확장비는 동일하나 분리부 설치에 의한 영향으로 경계층이 발달되어, 경계층 내부의 저속유동 영역 확대에 기인한 것으로 판단된다.

이러한 차이가 열폐실에 미치는 영향을 알아보기 위해 일차원 한계 당량비에 관한 식으로부터 마하수 분포에 기초한, 이론 국소 한계 당량비 식을 유도하여 이론 국소 한계 당량비를 구한다[6].

$$\psi_{\lim} = \frac{(1/\eta_{T_0} - 1)T_0}{Q_{H_2}} \quad (5)$$

여기서, T_0 는 전온도(total temperature)를 나타내고, Q_{H_2} 는 가열영역 내 수소의 발열량을 나타낸다. 그리고 전온도비(total temperature ratio) η_{T_0} 는 다음과 같이 정의된다.

$$\eta_{T_0} = \frac{(\gamma + 1)M^2[2 + (\gamma - 1)M^2]}{(1 + \gamma M^2)^2} \quad (6)$$

Fig. 2의 유동장의 국소 마하수 M 을 토대로 식 (5)를 이용해 계산한 결과, 가열영역 내에서의 이론 국소 한계 당량비 $\psi_{\lim}$ 는 단순 노즐의 경우가 약 0.152이며[6], 분리부를 갖는 노즐의 경우가 약 0.131로 나타났다. 이는 본 연구의 대상인 분리부를 갖는 노즐이 단순 축소-확대 노즐에 비해 추력을 얻기 위해 연소열을 발생시킬 수 있는 양이 상대적으로 적음을 의미한다.

3-2 열폐색 과정

Fig. 3은 본 연구의 결과와 비교하기 위해 인용한 단순 축소-확대 노즐의 열폐색 과정에 대한 결과[6]이며, Fig. 4는 본 연구의 대상인 분리부를 갖는 노즐에 대한 결과이다. 가열 개시로부터 0.18ms 경과 후의 결과(Fig. 3과 4의 (a))를 보면, 두 경우 모두에서 가열영역 내에 유입된 공기 중의 산소가 모두 수소와 반응하여 열량을 방출한다는 가정($\psi=1.0$)에 상응하는 가열에 의해 가열 영역 내에서 압력이 급격히 증가해 역압력 구배가 형성되고, 이로 인한 강한 충격파의 영향으로 충격파 후방에서 가열 영역의 말단까지 아음속의 영역이 되며, 가열 영역의 끝 부분을 통과하며 음속 1로 된 유체는 노즐의 유로 확장의 영향으로 가속되어 초음속으로 회복된다.

또, (b)의 경우에서 보듯이 가열영역에서 발생한 역압력 구배는 주류에 비해 상대적으로 유동 저항이 적은 박리된 경계층의 내부를 통해 상류 쪽으로 빠르

Fig. 3. Time-dependent change of Mach number contours caused by heat addition(=1.0) for simple convergent-divergent nozzle[6]

게 전파된다. 이 역압력 구배가 상류로 이동하여 유로의 폭이 가장 작은 목 또는 분리부에 도달하는 속도는 약 0.65ms로 거의 동일하다.

그러나 (c)에서처럼 박리된 경계층에 의해 경사 박리 충격파(separation shock wave)가 형성되면, 유동장 전체의 구조에 영향을 미치며, 이로 인해 열폐실이 상류 쪽으로 전파되는 속도는 감소되지만, 분리부로 인해 상대적으로 경계층의 발달된 Fig. 4의 경우는 경계층을 통한 역압력 구배의 해소가 상대적으로 용이하여 전파속도의 감소폭이 상대적으로 작다.

이러한 경향은 (d)와 (e)에서처럼 가열영역에서 발생한 압축파가 입사 경사충격파와 경계층이 간섭한 후 아음속이 된 rear 충격파 뒤에 유입되어 rear 충격

파를 강화시켜 수직충격파로 발전되면 역전되어, 분리부를 갖는 노즐의 전파속도 감소폭이 상대적으로 커진다.

평균적인 열폐색의 전파속도를 보면 단순 축소-확대 노즐의 경우, 충격파가 형성되어 노즐의 입구까지 도달하는 시간이 약 13.06ms이고, 입구 상태량을 기준으로 한 평균 마하수로는 약 0.45이나, 분리부를 갖는 노즐의 경우(Fig. 4의 (f))는 이보다 약 4ms 느린 17.28ms이며 마하수도 약 0.38이다. 이것은 분리부의 길이(0.2m) 이상의 열폐색의 지연 효과가 있음을 의미하나, 분리부로 인해 가열영역에 형성되는 유동장의 상태량에 차이가 있으므로 단순 비교는 불가능하다. 이러한 점을 고려하면 두 노즐이 동일 성능 즉, 동일한 추력을 발생시키는 조건에서의 계산이 필요할 것으로 사료된다.

Fig. 5는 Fig. 3과 4에 나타난 각각의 시간대에서 비추력을 나타낸 것이다. 비추력은 운동량과 압력의 변화에 기인한 추력성분과 검사체적 내에서 운동량의 비정상적 변화에 의한 추력성분의 합인 정미추력을 유로의 입구로 유입되는 공기의 질량으로 나눈 단위 질량당 추력을 의미한다. 단순 축소-확대노즐의 경우, 역압력 구배에 의한 충격파가 유로의 입구에 근접하여(Fig. 3의 (e)) 비추력이 작아지는 것을 볼 수 있으나, 분리부를 갖는 노즐의 경우, 동일 시간대에 충격파가 입구에 도달하지 못해 비추력이 상대적으로 큰 값을 보인다. 그러나 이러한 경향은 역압력 구배에 의한 충격파의 위치뿐만 아니고 가열영역을 포함한 유동장 전체의 비정상적 물리량에 영향을 받으므로 좀 더 의미 있는 물리적 상관관계를 밝히기 위해서는 시간 간격을 매우 작게 하여 지배방정식의 과도방정식적 성질에 대한 면밀한 검토가 필요하다.

일반적으로 동일한 가열량에 대해 가열영역의 확장비를 크게 하여 압축된 유체를 충분히 팽창시키면 압력의 변화에 기인한 추력의 성분이 증가하고 열폐

Fig. 4. Time-dependent change of Mach number contours caused by heat addition(=1.0) for convergent-divergent nozzle with isolator

Fig. 5. Change of specific thrust

색도 지연시킬 수 있으나, 열폐색이 발생하면 가열영역으로 유입되는 유량이 급격히 감소되어 수십 ms의 짧은 시간에 음(-)의 추력이 생성되고 이것이 항력으로 작용해 엔진 전체를 불시동(unstart)의 상태에 도달시킨다.

4. 결 론

분리부(isolate, 유로면적이 일정한 부분)를 갖는 노즐을 대상으로 열폐색의 천이과정을 수치 계산하여, 유동장의 변화를 관찰하고, 단순 축소-확대 노즐에 대한 결과와 비교, 분석하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 가열영역에서 발생한 역압력 구배는 박리된 경계층의 내부를 통해 상류 쪽으로 빠르게 전파되며, 경계층의 발달 정도가 전파속도에 영향을 미친다.
- (2) 역압력 구배의 영향이 상류 쪽으로 전파되는 속도는 경사충격파가 형성에 의해 주류의 유동에 영향을 미치면 감소한다.
- (3) 분리부를 갖는 노즐과 단순 축소-확대 노즐 모두에서 역 압력 구배의 이동속도는 불규칙하며, 이 때 발생되는 추력 또한 불규칙하게 감소한다.
- (4) 분리부를 갖는 노즐이 단순 축소-확대 노즐에 비해 역압력 구배의 평균 전파속도가 작아 열폐색의 지연 효과가 다소 있는 것으로 판단되나, 추력 등을 기준으로 한 유동장의 동일성 확보를 통해 검증해야 한다.

감사의 글

본 연구는 교과부 과학기술진흥기금에 의한 KISTI ReSEAT 프로그램으로 수행되었음.

참고문헌

1. White, M.E., Drummond J.P. and Kumar A.: "Evolution and Application of CFD Techniques for Scramjet Engine Analysis", Journal of Propulsion and Power, vol. 3-5, 423-439, 1987
2. Heiser, W.H. and Pratt, D.T.: Hypersonic Airbreathing Propulsion, AIAA Education Series, Washington, D.C., 76-86, 1994
3. Heiser, W.H., McClure, W.B. and Wood, C.W.: "Simulating Heat Addition via Mass Addition in Constant Area Compressible Flows", AIAA Journal, vol. 33-1, 167-171, 1994
4. Yoon, Y., Donbar, J.M., Huh, H. and Driscoll, J.F.: "Measured Supersonic Flame Properties: Heat-Release Patterns, Pressure losses, Thermal Choking Limits", Journal of Propulsion and Power, vol. 12-4, 718-723, 1996
5. Onodera, T. and Kaji, S.: "2-Dimensional Numerical Analysis of the Interacting Between Scramjet Engine Modules", Journal of The Japan Society for Aeronautical and Space Science, vol. 42-480, 53-59, 1994
6. 김장우, 정진도, "초음속 노즐 내부 유동장의 가열에 의한 천이특성에 대한 연구", 대한기계학회논문집 (B), 제29권, 제1호, 80-86, 2005
7. Anderson, D.A., Tannehill, J.C. and Pletcher, R.H.: Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer, Hemisphere Publishing Corporation, New York, 479-489, 1984
8. Roe, P.L.: "Approximate Riemann Solvers, Parameter vector and Schemes", Journal of Computational Physics, vol. 43-1, 357-372, 1981
9. Yee, H.C. and Harten, A.: "Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinate", AIAA Journal, vol. 25-2, 266-274, 1987
10. Stull, D.R. and Prophet, H.: JANAF Thermochemical Tables, U.S. Department of Commerce, Washington, D. C, 1964
11. Johnson, D.A. and King, L.S.: "A Mathematically Simple Turbulence Closure Model for Attached and Separated Turbulent Boundary Layers", AIAA Journal, vol. 23-11, 1684-1692, 1985
12. Noguchi, Y. and Shiratori, T.: "Behavior of the Johnson-King Turbulence Model in Axisymmetric Supersonic Flows", AIAA Journal, vol. 32-7, 1394-1398, 1994