한국추진공학회 2003년도 춘계학술대회 논문집 pp.23~26 KSPE Spring Annual Meeting 2003

추진제트의 Fluidic Thrust Vectoring에 관한 수치해석적 연구

김재형* · 임채민* · 김희동** · 조필재*

Computational Study on the Fluidic Thrust Vectoring of a Propellant Jet

J. H. KIM* · C. M. LIM* · H. D. KIM** · P. J. CHO*

ABSTRACT

Recently, the thrust vector control using a secondary flow injection which is accomplished by injecting a secondary flow into the supersonic exhaust flow through hole in the wall of the propulsion nozzle has been attention in the applications of the rocket propulsion system. In the present study, 3-dimensional compressible, Navier-Stokes equation is applied to understand the SITVC(Secondary Injection Thrust Vector Control) flow field. The computational results are validated with previous experimental data available. The computational results are visualized detailed structure of shock wave induced by secondary flow and deflected supersonic jets.

초 록

2차 유동을 이용한 추력제어법은 추진노즐 벽면에 설치된 injection hole을 통해 2차 유동을 초음속유동장으로 분사하여 추력을 제어하는 방법으로, 최근 추진시스템의 응용에서 많은 주목을 받고 있다. 본 연구에서는 수치해석 방법을 이용하여 SITVC 유동장을 상세히 연구한다. 수치계산에는 3차원, 압축성 Navier-Stokes방정식이 적용되었으며, 그 결과는 이전의 유용한 실험결과와 비교한다. 본 수치해석 결과로부터 2차 유동의 유입에 의해 야기되는 충격파와 추진노즐로부터 방출된 제트구조를 상세하게 가시화한다.

1. 서 론

노즐을 통하는 기체유동의 경우, 노즐의 공급압력과 상세형상이 주어지는 경우에 추진노즐로부터 방출되는 제트유동의 추력을 충분히 예측할 수 있다. 그러나 실제의 비상체에서는 추력의 예측뿐만 아니라 비상체의 방향제어에도 많은 관심을 가지고 있다.

* 안동대학교 기계공학과 대학원
** 안동대학교 기계공학부

추력편향제어(TVC)란 기축선 방향으로 고정되는 엔진추력의 방향을 능동적으로 제어해서 엔진 추력으로 직접 기체를 제어하는 것이다. 이런 TVC법은 엔진추력을 능동적으로 제어함으로써 기동할 때 뿐만아니라, 이착륙이나 순항비행을 할 때로 보다 더 효율적으로 비행할 수 있는 장점이 있다.

종래에는 추력벡터의 제어를 위해 추진노즐 내부에 베인(vane)을 설치하거나[1], 가변노즐(movable nozzle)[2]을 사용하여왔다. 이러한 경우에는 큰 전압손실, 열적부하, 그리고 부가적 동력장치 등의 요구로 인한 비상체의 무게 증가 등의 많은 문제점을 가지고 있다[3].

2차 분사유동에 의한 추력제어의 경우[4,5], 추진 노즐의 벽면에 설치한 분사구를 통하여 2차 유동이 초음속 유동 내부로 분사된다. 이 경우에는 2차유동에 의한 측추력과 분사유동 상류에서 발생하는 경사 충격파 등으로 인한 압력과 주유동의 편향등으로 추력의 제어가 가능하게 된다[6]. 그러나 2차 유동을 노즐 내부로 분사하는 경우에는 추진 노즐 내부에서 발생하는 충격파나 유동의 박리등에 의하여 필연적으로 추력의 손실이 발생하게 되며, 노즐 내부에서 발생하는 두 유동의 복잡한 혼합과정이나 2차 유동 분사시스템의 최적 설계와 관련된 많은 미해결 과제가 남아 있다.

최근까지 2차유동을 이용한 SITVC법에 대해서 많은 연구가 선행되어져왔다. 그러나 아직까지 2차 유동에 의해서 야기되는 충격파의 구조나, 추진노즐 벽면에서 발생하는 유동박리등에 대한 이해가 부족한 실정이다.

본 연구에서는 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용한 수치해석적 방법으로 2차분사 유동이 추진노즐 내부유동장과 외부제트구조에 미치는 영향을 상세하게 조사하였다.

2. 수치해석 방법

본 연구에서는 2차 분사유동이 추진노즐 추력편향에 미치는 영향을 수치적으로 모사하기 위하여, k - ε 난류모델을 사용하는 축대칭, 3차원, 압축성 Navier-Stokes방정식에 유한 체적법을 적용하였다.

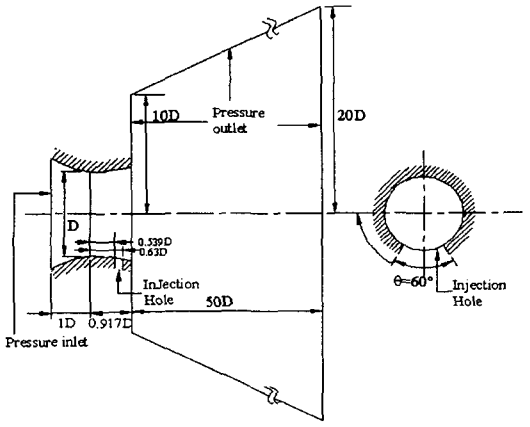


Fig. 1 Schematic of nozzle with injection flow

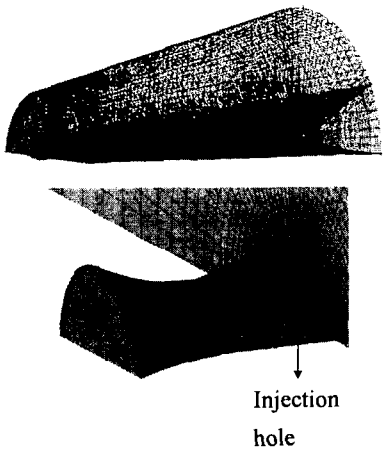


Fig. 2 Typical grid system

그림 1은 본 수치계산에 적용된 계산영역과 경계조건을 나타낸다. 추진노즐의 직경을 D (=55.37mm)로 하였을 경우, 공기유동은 1D의 노즐 축소부를 지나 노즐 목을 통과하며, 0.917D의 길이를 가지는 확대부에서 팽창한다. 추진노즐의 설계마하수는 2.02이며, 2차유동이 유입하는 injection hole의 위치는 노즐목에서부터 0.593D부터 0.63D까지이며, injection hole은 60°로 분포한다. 노즐바깥영역의 경계는 노즐 하류방향으로 50D이다. 노즐 입구에는 pressure inlet, 노즐바깥영역은 pressure outlet조건을 적용하였으며, 노즐의 모든 벽면은 단열 no-slip 벽조건을 적용하였다.

본 연구에서는 노즐 상류의 전압이 노즐 하류 배압의 3배인 경우에 대해서 2차유동이 없는 경우와 2차유동의 전압이 노즐 상류전압의 0.5 인 경우에 대하여 계산을 수행하였다.

그림 2는 본 연구에 사용된 정렬격자계를 나타낸다. 격자점은 대략 35만개 정도가 사용되었다. 유동은 대칭형태이므로, 유로의 우측면에 대해서만 계산을 수행하였다.

3. 결과 및 고찰

그림 3은 노즐의 작동압력비($p_{t,j}$ / p_b)가 3인 경우, 대칭면상에서의 등마하선도를 나타낸다. 여기에서 $p_{t,j}$와 $p_{s,j}$는 각각 노즐 상류와 2차유동의 전압을 의미하며, p_b는 노즐 하류의 배압을 의미한다. 그림 3(a)는 2차 유동이 없는 경우로 유동은 대칭형태로 나타나며, 추진노즐 내부에서 충격파가 발생하여 노즐 출구 바깥부분에서 마하디스크를 형성하고 있다. 또 slip line을 경계로 제트의 초음속 영역과 아음속 영역의 구분이 명확하게 나타난다. 2차유동의 전압비($p_{s,j}$ / $p_{t,j}$)가 0.5인 그림 3(b)의 경우, 2차유동의 영향으로 인하여 injection hole의 전반부에 충격파가 형성되어 제트가 편향되어 있다.

그림 4는 2차유동의 전압비가 0.5인 경우, 추진노즐내부 각 단면에서의 등마하선도를 나타낸다. 추진노즐 내부에서 발생하는 충격파의 구조가 상세하게 나타나있으며, 노즐 출구단면의 등마하선도에서는 벽면근처에 박리영역이 크게 나타나고 있다.

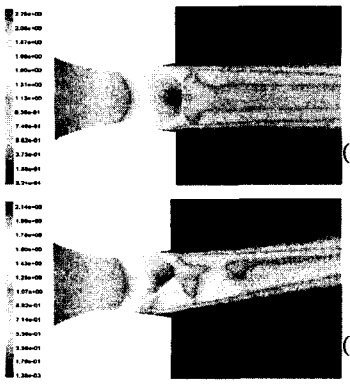


Fig. 3 Mach number contour on the symmetric surface

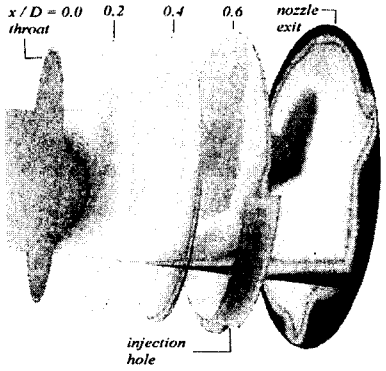
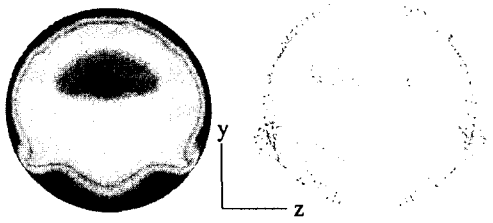


Fig. 4 Mach number contour ($p_{t,s}$ / $p_{t,j}$ = 0.5)



(a) Mach contour (b) velocity vector on y-z plane

Fig. 5 Mach contour and velocity vector at nozzle exit

그림 5는 추진노즐 출구단면의 등마하선도와 속도벡터를 나타낸다. 그림 5(a)의 경우, 2차유동이 유입된 영역에는 박리영역이 크게 발생하며, 충격파에 의해 발생한 유동의 박리는 재부착된다. 그림 5(b)는 출구단면에서의 속도벡터로 여기에서 속도벡터는 기축방향의 성분을 제외한 나머지 축방향의 성분으로만 나타내었다. 속도성분은 추진노즐내부에서 발생한 경사충격파를 지난 후 y축 방향으로 편향되고 있다.

그림 6는 2차유동이 없는 경우, 노즐 벽면을 따르는 국소정압의 분포를 나타낸다. 그림의 횡축은 노즐목을 원점으로 하는 중심축을 따르는 거리 x를 노즐목의 직경D로 무차원한 거리로, x / D=0.0은 노즐목을 의미한다. 노즐목을 지난 유동은 급격하게 팽창하며, x / D=약 0.64의 위치에서 충격파에 의해 압축하게 된다. 실험결과와 수치계산 결과는 비교적 잘 일치하고 있다.

그림 7은 2차유동의 전압비가 0.5인 경우, 노즐 벽면을 따르는 국소정압의 분포를 나타낸다. θ =0, 30° 인 경우, 2차유동에 의해 충격파는 x/D=0.2의 위치에서 발생하지만, 충격파의 강도는 0° 의 경우가 다소 크게 나타나고 있다. θ가 증가할수록, 충격파의 발생은 노즐 하류로 이동해 가며, θ가 120° 이상이 되면 그림 6의 2차유동이 없는 경우의 정압분포와 동일하게 나타난다.

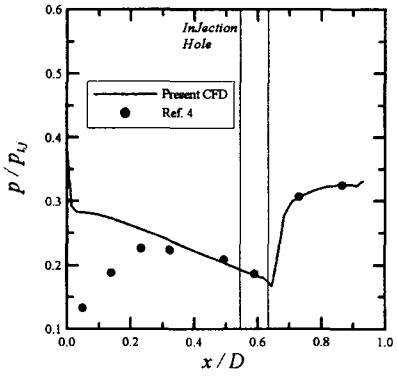


Fig. 6 Static pressure distributions along the nozzle wall ($p_{t,s}$ / $p_{t,j}$=0.0)

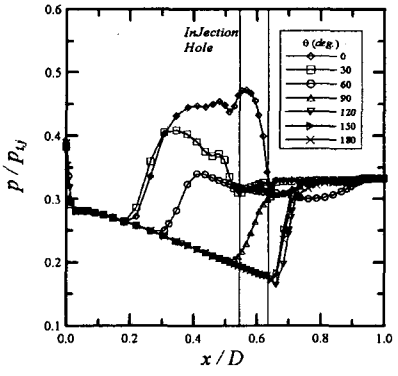


Fig. 7 Static pressure distributions along the nozzle wall ($p_{t,s}$ / $p_{t,j}$=0.5)

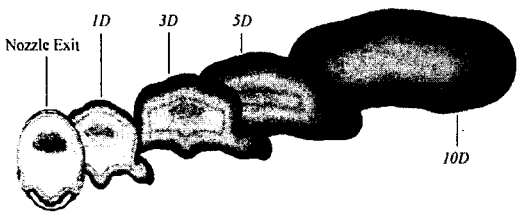


Fig. 8 Mach contours of jet

그림 8은 추진노즐에서 방출된 제트의 등마하 선도를 나타낸다. 노즐 출구에서부터 하류방향으로 1D떨어진 위치에서의 제트 단면은 노즐 출구의 등마하선도와 유사한 형태로 나타나고 있다. 제트단면의 위치가 노즐출구로부터 멀어질수록 주위 대기유체와의 혼입(entrainment)으로 인해 제트경계는 불확실해지며, 10D의 위치에서는 제트가 거의 소멸되는 것을 확인할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 3차원, 압축성 Navier-Stokes방정식을 적용한 수치해석 방법을 이용하여, 2차유동이 추진노즐 내부유동장과 외부 제트구조를 조사하였다. 2차유동의 전압비가 0.5인 경우, θ가 증가할수록 충격파의 발생은 노즐 하류로 이동해가며, θ가 120° 이상이 되면 2차유동이 없는 경우의 정압분포와 동일하게 나타났다. 또 추진노즐 출구로부터 방출되는 제트의 구조를 가시화 하였다.

참 고 문 헌

1. Rahaim, C.P., Cavalleri, R. J., McCarthy, J. G. and Kassab, A. J., "Jet Vane Thrust Vector Control: A Design Effort," AIAA, 1996, 96~2904
2. Bursey, R. and Dickinson, R., "Flight Test Results of the F-15 SMTD Thrust Vectoring/Thrust Reversing Exhaust Nozzle," 1990, AIAA-90-1906.
3. Zukoski, E. E and Spaid, F. W., "Secondary Injection of Gasses into a Supersonic Flow," AIA J., Vol. 2, No. 10, 1964, pp.1689~1696.
4. Wing, D. J. and Giuliano, V. J., "Fluidic Thrust Vectoring of an Axisymmetric Exhaust Nozzle at Static Conditons,"1997, Proceeding of ASME FEDSM 97-3228.
5. Werle, M. J., Driftmeyer, R. T. and Shaffer, D. G., "Jet-Interaction-Induced Separation: The Two-Dimensional Problem," AIAA J., Vol.10, No. 2, 1972, pp. 183~193.
6. Scheta, J. A. and Billig, F. S., "Penetration of Gaseous Jets Injected into a Supersonic Stram," J. Spacecraft and Rockets, Vol. 3, No. 11, 1966, pp. 1658~1665.