

역분사 유동이 초음속 비행체에 미치는 영향에 대한 수치해석적 연구

A Numerical Analysis of Counter Jet Flow Effect on the Blunt-Body Vehicle

*서덕교¹⁾, 서정일²⁾, 송동주³⁾

Duck Kyo Seo¹⁾, Jeong Il Seo²⁾, Dong Joo Song³⁾

In this study, the counter-jet flows which designed for improvement of aerodynamic performance of the blunt body vehicle have been analyzed. The variations of the drag force and jet penetration depth due to changes in the stagnation properties of counter jet flow such as total pressure, mach number, and total temperature. The counter jet flow, which is injected toward incoming supersonic freestream at stagnation region of blunt cone-cylinder vehicle, have been studied by using upwind flux difference splitting navier-stokes method. The changes in the stagnation pressure and Mach number resulted in large effects on the wall pressure and drag force, on the other hand the total temperature changes did not.

1. 서론

초음속으로 비행하는 비행체의 항력을 줄이기 위한 연구는 비행체의 연료소비 감소와 이에 따른 payload 증가, “보다 높이, 보다 빨리” 비행하는 비행체 개발을 위한 노력과 함께 연구의 중요성이 갈수록 커져왔다. 이러한 연구의 대부분은 초음속 비행체 선두부에 지침(needle)을 장착하거나 혹은 역분사 유동(counter jet flow)을 사용, 비행체 선두부 부근에 유동박리를 야기시켜 선두부 압력분포를 변경하는 방법으로 주로 연구되어왔다[1,2]. 역분사유동을 사용한 항력감소 연구는 주로 분사유동의 마하수, 전압력(total pressure) 및 전온도(total temperature)의 영향에 대해 실험적으로 연구되어져 왔으나 비행체의 다양한 비행조건(자유 유동조건)에 따른 연구를 실험적 방법으로만 시행하는 것은 효율성 및 물리적 이해에 많은 제약이 뒤따랐다. 따라서 본 논문에서는 초음속으로 비행하는 무딘 물체에 대하여 역분사 유동이 유동 구조에 어떠한 영향을 미치는지 연구하고자 한다. 비행체 선두부 분사유동의 전압력, 전온도 및 마하수를 변화시켜 표면 압력의 재분포 및 이에 따른 항력, 역분사

유동의 침투길이 등을 수치해석적 방법으로 비교하여 보았다.

일반적으로 압축성 Navier-Stokes 방정식의 수치 해법으로는 크게 FVS(Flux Vector Splitting) 방법과 Approximate Riemann Solver를 이용한 FDS(Flux Difference Splitting)방법이 있으며 본 연구에서는 FDS 방법중 Lombard 등[3]이 최초로 개발하고 Kwon 등[4]이 사용한 확장된 CSCM upwind flux difference splitting 방법을 이용하여 수치 해석적으로 연구하였다.

2. 수치해석방법

2.1 CSCM formulation

축대칭, 압축성, 완전기체, 점성 유동장 지배방정식은 일반곡면 좌표계에서 다음과 같이 벡터 보존형태로 나타낼 수 있다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial p}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{\xi_x}{J} f + \frac{\xi_y}{J} yg \right) + \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{\eta_x}{J} f + \frac{\eta_y}{J} yg \right) \quad (1)$$

$$= \frac{1}{J} \delta_\tau q + \Delta_\xi F + \Delta_\eta G = \Delta_\xi F_i + \Delta_\eta G_i$$

여기서 q 는 보존변수, f 와 g 는 비점성 플럭스, f_i , g_i 는 점성 플럭스로 다음과 같은 원시변수로 이루어져 있다.

1), 2) 영남대학교 대학원

3) 영남대학교 기계공학부 (712-749 경북 경산시 대동 214-1 Tel : 053-810-2449)

$$\begin{aligned}
 q &= (\rho, \rho u, \rho v, \varepsilon)^T \\
 f &= (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, u(\varepsilon + p))^T \\
 g &= (\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, v(\varepsilon + p))^T \quad (2) \\
 f_v &= (0, \sigma_{xx}, \tau_{yx}, u\sigma_{xx} + v\tau_{yx} + kT_x)^T \\
 g_v &= (0, \tau_{xy}, \sigma_{yy}, u\tau_{xy} + v\sigma_{yy} + kT_y)^T
 \end{aligned}$$

여기서 체적 total energy는 다음과 같이 정의한다.

$$\varepsilon = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} \rho(u^2 + v^2)$$

CSCM Upwind 방법에 있어서 비점성 플럭스항 $\Delta_\xi F$ 는 다음과 같이 여러 형태로 쓰일 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \partial_\xi F &= A \partial_\xi q = MTMAT^{-1}M^{-1} \\
 &= MTAT^{-1}M^{-1}\partial_\xi \tilde{q} = MA'\partial_\xi \tilde{q} \quad (3) \\
 &= MTA\partial_\xi \tilde{q}
 \end{aligned}$$

여기서 \tilde{q} 는 원시변수(primitive variable)이고, \tilde{q} 는 특성변수(characteristic variable)이다. 그리고 Λ 는 Jacobian Matrix A 의 eigen value로서 반변속도와 음속을 대각항($W, W, W + \bar{\xi}c, W - \bar{\xi}c$)으로 가지는 대각행렬이다. $\bar{\xi}$ 는 metric 항을 나타내며 c 는 $(\gamma p/\rho)^{1/2}$ 이다.

보존변수 q , 원시변수 \tilde{q} 와 특성변수 \tilde{q} 는 아래와 같은 관계식을 가진다.

$$\partial \tilde{q} = M^{-1} \partial q, \quad \partial \tilde{q} = T^{-1} \partial \tilde{q}$$

M 행렬은 원시변수 \tilde{q} 를 특성변수 \tilde{q} 로 변환시켜주는 행렬이다.

$$\Delta q = \begin{pmatrix} \Delta \rho \\ \Delta \rho u \\ \Delta \rho v \\ \Delta \varepsilon \end{pmatrix} = M \begin{pmatrix} \Delta \rho \\ \rho \Delta u \\ \rho \Delta v \\ \Delta P \end{pmatrix} = M \Delta \tilde{q} \quad (4)$$

특성변수는 아래의 관계를 통해 원시변수의 형태로 얻어진다.

$$T^{-1}(A' \Delta \tilde{q}) = T^{-1}(T \Lambda T^{-1}) \Delta \tilde{q} = \Lambda \Delta \tilde{q} \quad (5)$$

T^{-1} 행렬은 원시변수를 특성변수로 바꿔주는 행렬이며 밀도와 압력 그리고 마하수를 대수(logarithm) 차분형태로 바꾸어 주는 자연 scaling을 사용한다. 비점성 flux ΔF^+ 는 대각진리함수와 식 (3)을 통해서 ΔF^+ 와 ΔF^- 로 나누어진다.

$$\begin{aligned}
 \Delta \hat{F} &= MTIT^{-1}A'\Delta \tilde{q} \\
 &= MT(D^+ + D^-)T^{-1}A'\Delta \tilde{q} \\
 &= \Delta \hat{F}^+ + \Delta \hat{F}^-
 \end{aligned}$$

여기서 대각 진리함수 D 는 다음과 같다.

$$D^\pm = \frac{1}{2} \left[1 \pm \frac{\Lambda}{|\Lambda|} \right]$$

$A' \Delta \tilde{q} = \hat{M}^{-1} \Delta q$ 를 이용하여 위의 식을 다음과 같이 표현한다.

$$\Delta \hat{F}^\pm = MTD^\pm T^{-1} \hat{M}^{-1} \Delta q = A^\pm \Delta q \quad (6)$$

식 (6)은 Roe의 'U'특성을 만족하고 따라서 flux는 보존된다. 비록 계산식이 변환행렬 M, T , 그리고 \hat{M}^{-1} 때문에 복잡해지지만 비교적 손쉽게 T^{-1} 를 변경함으로써 경계 점에서 특성경계조건을 사용할 수 있는 장점이 있다.

위의 방정식을 jacobian 행렬의 특성치의 부호에 따라 내재적으로 유한 차분함으로서 이산화되며 이산화된 방정식은 DDADI 방법[3,4]에 의해 근사 인수분해한 후 ξ -방향, 연속적으로 η -방향의 해를 구한다.

2.2 경계 조건 및 격자계

경계면에서 완전 결합된 내재적 근사 방법은 특성경계방정식에 의하여 구할 수가 있으며[3] 보조 경계방정식을 보존변수나 원시변수로서 나타낼 수 있다.

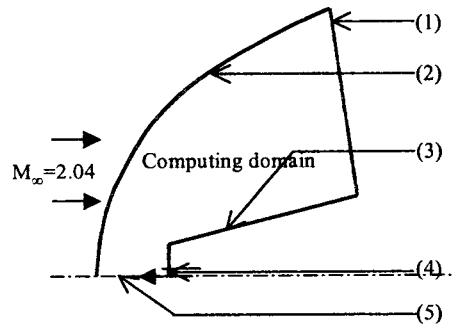


Fig. 1 Schematic view of computing domain and boundaries

본 연구에 사용된 비행체는 10° cone half angle을 가지며 경계조건은 다음과 같다.

- (1) supersonic outflow condition
(2nd order extrapolation)
- (2),(4) supersonic inflow condition
(flow direction, total properties are fixed)
- (3) wall condition
(no slip, adiabatic wall)
- (5) symmetry boundary condition

Fig. 2는 본 연구에 사용된 격자계를 나타내는 그림으로서 역분사면(d)과 선두부 끝에 격자를 밀집시킨 105×128 H형 격자계를 기본으로 하여 역분사 유동의 침투깊이(penetration depth) 변화에 따라 105×227까지 증가시켜 사용하였다.

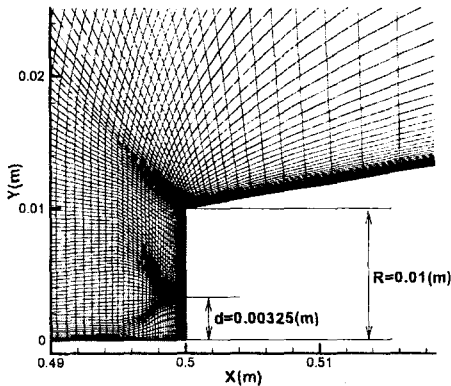


Fig. 2 Grid system near the forebody

3. 결과 및 토의

Table 1은 자유유동 조건을 나타내며 아래첨자 *o*는 정체 값을 *f*는 자유유동을 나타낸다.

Table 1. The total conditions of freestream

p_{of}	T_{of}	M_f
1(atm)	300(K)	2.04

Fig. 3은 역분사 유동이 없는 blunt body의 벽면 압력과 유동장의 압력 contour를 나타낸 그림이다. 비행체 선두부에서 강한 Bow shock이 진동없이 잘 포착되고 있으며 벽면압력에 의한 항력계수(C_d)는 1차 정확도의 경우 0.676, 2차 정확도의 경우 0.685로 1.6%정도의 미세한 차이

를 보인다.

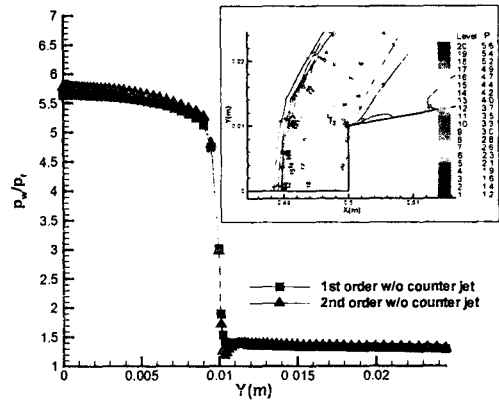


Fig. 3 Wall pressure distribution and pressure contour plot w/o counter jet

본 연구에 사용된 역분사 유동의 마하수 및 전압력, 전온도 변화조건을 자유유동에 대해 무차원화시켜 Table 2에 나타내었으며 아래첨자 *j*는 분사유동을 나타낸다.

Table 2. Test conditions of the counter jet flow

	p_{oj}/p_{of}	T_{oj}/T_{of}	M_j
p_{oj}	3~10(+1), 15	1	3.5
T_{oj}	3	1~10(+1), 15, 20, 30	3.5
M_j	3	1	1~3.5(+0.5)

3.1 Mach 수에 따른 항력 변화

역분사 유동의 전압력을 자유유동의 3배로 고정 후 역분사 유동의 마하수를 1에서 3.5까지 0.5씩 증가시키며 계산을 수행하였다.

Fig. 4는 역분사 유동의 다양한 마하수에 대한 jet 분사면 및 벽면 압력분포와 이에 따른 항력 계수비(C_{dj}/C_{db} : jet이 없는 경우에 대한 항력 계수비)의 변화를 jet에 의한 추력, jet부분의 압력 불균형(pressure unbalance), 그리고 분사면을 제

의한 벽면압력에 의한 항력을 항력계수비 형태로 나타낸 그림이다.

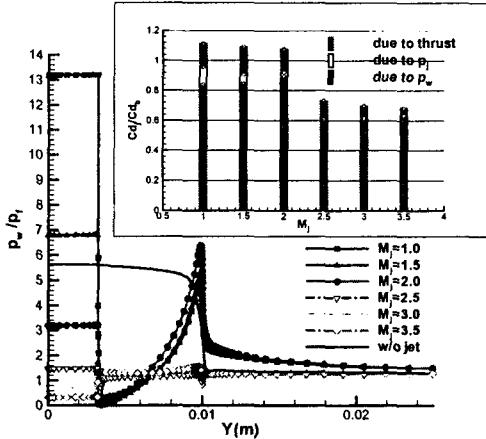


Fig. 4 Drag coefficient ratio and pressure distribution along the blunt body among different counter jet mach numbers

먼저 2.0이하의 경우 분사면의 압력불균형에 의한 항력이 나타나며 jet이 과소팽창(under expansion) 됨으로 인하여 비행체 선두부 윗부분의 압력상승을 가져와 항력계수비가 1이상을 나타낸다. 또한 질량유량의 증가로 역분사 유동의 추력에 의한 항력 증가요인도 마하수 2.5이상 에 비해 비교적 뚜렷하게 나타난다. 반면 2.5이 상의 경우 압력 불균형에 의한 항력 증가는 거의 보이지 않으며 마하수가 커질수록 추력에 의 한 항력은 줄어드는데 이것은 전압이 고정 되어 있는 조건에서 마하수가 증가했기 때문이다.

Fig. 5는 마하수의 변화에 대한 정체선을 따 른 압력변화와 제트 침투깊이를 나타낸 그림이 다. 제트 침투깊이의 경우 마하수 1, 1.5, 2.0 에서는 jet 유동이 과소 팽창되어 침투깊이가 작은 반면 마하수 2.5일 때 최고값을 나타내는데 이것 은 압력분포에서 나타나듯 jet이 비행체 선두부 에서 과소 팽창되지 않으면서 동시에 마하수 3.0, 3.5의 경우처럼 충격파를 지나지 않고 분사 되기 때문이다. 마하수 3.0, 3.5에서는 분사면 이 후 강한 충격파를 지나 전압력 손실이 크게 생 겨 침투깊이가 작게 나타났다.

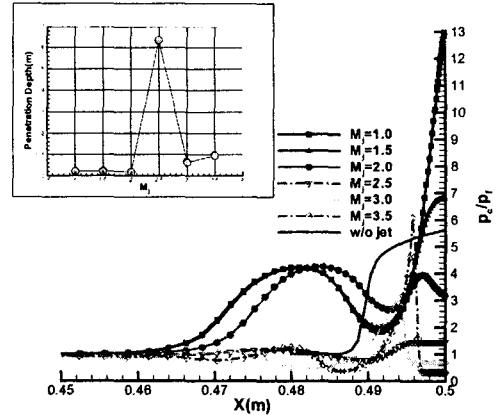


Fig. 5 Penetration depth and pressure distribution along the stagnation streamline among different counter jet mach numbers

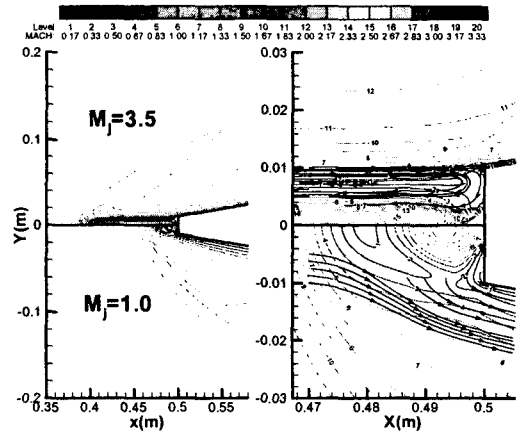


Fig. 6 Mach number contour and streamline plots between counter jet flow mach numbers of 1.0 and 3.5

Fig. 6은 역분사 유동의 마하수 3.5 와 1.0에 대한 마하수 분포와 선두부에서의 유선을 나타 낸 그림이다. 앞의 설명과 같이 침투깊이의 차이 와 선두부에서의 충격파 및 과소 팽창과정을 명 확하게 볼 수 있으며 마하수 1의 경우 유동의 재 순환 영역이 나타나지 않음을 알 수 있다.

3.2 Total pressure에 따른 항력변화

Fig. 7은 역분사 유동의 마하수를 3.5로 고정 한 후 jet의 전압력변화에 따른 벽면 압력 분포 및 항력계수비 변화를 나타낸 그림이다. 분사면 및 선두부의 압력차이에 도 불구하고 분사면 압력 불균형에 의한 항력변화는 거의 나타나지 않으며 벽면 압력 변화에 의한 항력은 전압력비 9에서 가장 작았으나 전체적으로는 유사하였다. 반면 전압력비가 커질수록 추력에 의한 항력이 증가하는 경향을 나타내었다.

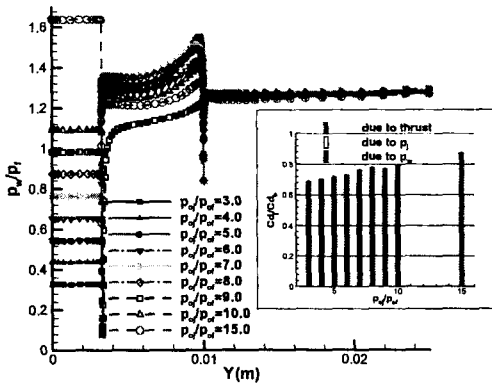


Fig. 7 Drag coefficient ratio and pressure distribution along the blunt body among different counter jet total pressures

Fig. 8은 전압력비에 따른 제트 침투깊이 및 정체선을 따른 압력변화를 나타낸 그림이다. 압력비가 3에서 8까지 역분사 유동은 선두부 앞에서 충격파를 지난 후 압력비 3~6의 경우 $x \approx 0.35$ 에서 7, 8의 경우는 $x \approx 0$ 부근에서 충격파를 만나 재 압축되는 과정을 거치는 동안 침투 깊이가 작아졌다. 반면, 압력비가 9이상에서 jet는 과소 팽창되어 선두부 앞에서 충격파를 지나지 않은 채 침투하게되나, 압력비 10, 15는 $x \approx 0.35$ 에서 충격파에 의한 압축 과정을 거치면서 침투 깊이가 작게 나타났다.

Fig. 9는 Fig. 8의 수치해석 조건 중 압력비 3과 9에 대한 마하수 분포를 비행체 선두부에서 비교한 그림이다. 압력비 3의 경우 경사충격파가 형성됨을 확인 할 수 있으며 9의 경우 선두부에서 jet가 가속됨을 확인 할 수 있다. 또한 유동

재순환 영역이 압력비 9의 경우가 3의 경우에 비해 보다 광범위하게 발생하고 있음을 확인할 수 있다.

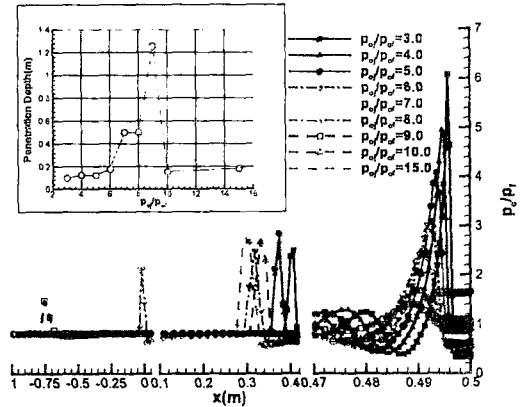


Fig. 8 Penetration depth and pressure distribution along the stagnation stream line among different counter jet total pressures

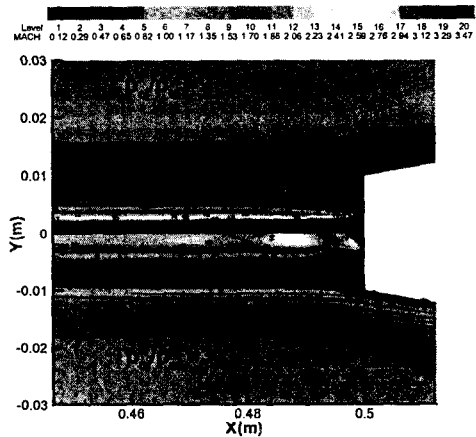


Fig. 9 Mach number contour and streamline comparison plots between $p_{0j}/p_{0a}=3.0$ and 9.0

3.3 Total temperature에 따른 항력 변화

Fig. 10은 역분사 유동의 마하수를 3.5로 고정 한 후 jet의 전온도 변화에 대해 벽면 압력 분포 및 항력계수비 변화를 나타낸 그림이다. 전온도

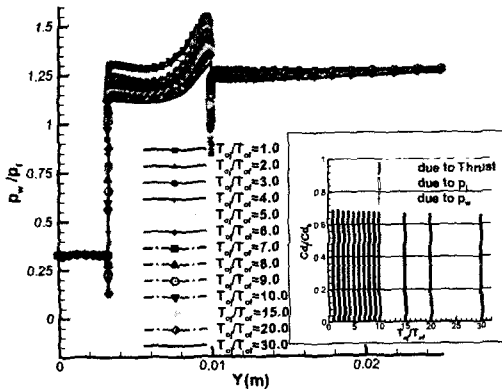


Fig. 10 Drag coefficient ratio and pressure distribution along the blunt body among different counter jet total temperatures

가 증가할수록 벽면 압력은 약간 감소하는 경향을 보이나 항력계수 변화에 미치는 영향은 거의 없었으며 침투길어도 거의 유사하였다.

4. 결론

축대칭 CSCM Upwind Navier-Stokes 방법을 이용하여 초음속 비행체 선두부에 발생하는 압력에 의한 항력을 역분사 유동의 마하수, 전압력, 전온도의 변화를 고려하여 연구하였다. 역분사 마하수 변화에 따른 영향을 살펴본 결과 분사 jet 유동이 과소 팽창되는 조건에서는 유동 재순환 영역이 생기지 않아 항력이 증가하였다. 압력비에 따른 영향의 경우 압력비가 커질수록 thrust에 의한 항력이 증가하였으나 벽면 압력변화에 의한 항력변화는 크지 않았다. 전온도의 영향은 항력변화에 크게 작용하지 않았다.

참고문헌

- [1] Ganiev, Y. C., Gordeev, V. P., Krasilnikov, A. V., et al., "Aerodynamic Drag Reduction by Plasma and Hot-Gas Injection," J. Thermophysics. Heat Trans., Vol. 14, No. 1 (2000), p.10-17.
- [2] Malmuth, N. D., Fomin, V. M., Maslov, A. A., et al., "Influence of a Counter Flow Plasma Jet on a Supersonic Blunt-body Pressures," AIAA Paper No. 4883 (1999).
- [3] Lombard, C. K., Bardina, J., Venkatapathy, E., Olinger, E., "Multi-Dimensional Formulation of CSCM - An Upwind Flux Difference Eigenvector Split Method for the Compressible Navier-Stokes Equations," AIAA-83-1895, (1983).
- [4] Kwon, C. O., Seo, J. I. and Song, D. J., "A Computational Study of Two-Dimensional /Axisymmetric Nonequilibrium Chemistry Reaction Flows Using Upwind Navier-Stokes Method," CFD J., Vol. 10, No. 1 (2001), p.14-21