

◎ 논문

초음속 난류 유동장내의 발사체 후방 동체형상에 따른 기저유동의 수치적 계산

박 남 은^{*1}, 노 형 운^{*2}, 김 재 수^{*3}

Numerical study of base flow of afterbodies for launch vehicle in supersonic turbulent flow

Nam-Eun Park, Hyung-Hun Roh and Jae-Soo Kim

The projectile afterbodies for zero-lift drag reduction has been analyzed using the Navier-Stokes equations with the $k-\epsilon$ turbulence model. The numerical method of a second order upwind scheme has been used on an unstructured adaptive grid system. Base drag reduction methods that have been found effective on axisymmetric bodies are boattailing, base bleed, base combustion, locked vortex afterbodies and multistep afterbodies. In this paper, turbulence flow and pressure characteristics have been studied for geometries of multistep afterbodies. The important geometrical and flow parameters relevant to the design of such afterbodies have been identified by step number, length and height. The flow over multistep afterbodies or base have many kinds of compressible flow characteristics including expansion waves at the trailing edge, recompression waves, separation and recirculating flow in the base region, shear flow and wake flow. The numerical results have been compared and analyzed with the experimental data. The flow characteristics have been clearly shown.

Key Words: 초음속 박리유동(Supersonic Separated Flow), 풍상차분법(Upwind Scheme), 비정렬 적응격자계(Unstructured Adaptive Grid System), $k-\epsilon$ 난류 모델($k-\epsilon$ Turbulence model), 다단 후방동체(Multistep Afterbody)

1. 서 론

발사체, 미사일, 전투기 등의 외형설계의 가장 중요한 요소 중의 하나는 항력이고, 고속에서 전

체항력 중 후방동체 기저항력은 전체항력의 50% 이상을 차지한다[1]. 동체 기저 부분의 항력 감소를 위해서 정확한 기저압력의 예측이 필요하다[2]. 기저항력에 대한 분석을 위해서는 기저에서 난류 유동 특성을 포함하는 수치해석이 필요하고, 이를 이용하여 기저항력을 감소시킬 수 있는 후방동체 형상을 분석할 수 있다. 발사체에 작용하는 항력은 주로 동체와 핀 등에 작용하나, 항력을 감소시키기 위하여 동체와 핀의 형상을 변경하게 되면 각 구성 성분의 원래 기능 및 비행안정성에 크게

* 2002년 10월 28일 접수

*1 학생회원, 조선대학교 대학원 항공우주공학과

*2 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

*3 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

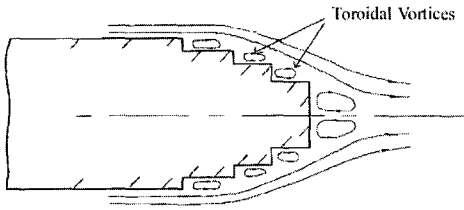


Fig. 1 Flow around a multistep afterbody.

영향을 주게된다. 따라서, 동체형상 변경은 체계요 구조조건을 만족시키고 동체 내부 구조물의 크기나 배치를 변화시키지 않는 범위 내에서 가능하다. 한편, 동체에 작용하는 항력은 압력 항력과 마찰 항력으로 나뉘게 되는 데 마찰 항력의 경우에는 동체의 표면면적과 밀접한 관계가 있어 체계요 구조조건이 바뀌지 않는 한 변경이 불가능하나, 압력 항력은 주로 기두부와 기미부의 형상과 밀접한 관계가 있다. 따라서, 동체의 전체적특성에 영향을 주지않고, 저항을 줄이는 방법은 기두부 및 기미부의 변형에 의한 방법이 사용될수 있다.

후방동체에서 압력항력감소를 위한 방법으로는 보트테일, base bleed, 공동 (ventilated cavity), blunt base, mass injection[3], 다단형상[4]등이 있다. 발사체 기저유동에 관한 실험으로는 Herrin & Dutton[5]의 연구가 있으며, 이 실험치를 근간으로 수치적 연구가 Sahu[2], Chuang & Chieng[6], Kim & Park[3], Kim & Park[7] 등에 의해 수행되어 왔으며, 다단 후방 동체에 관한 실험연구는 P. R. Viswanath[4] 등에 의해 이루어 졌다.

발사체 기저주위 초음속유동의 주요 특성은 기저의 모퉁이에서 팽창파가 형성되고 후류에서는 재압축파가 형성된다. 한편, 벽면에서 발달된 난류 경계층은 기저의 모퉁이에서 박리되어 순환류와 자유전단층이 되고, 이는 다시 대칭축상의 재부착점을 경계로 뒷전후류로 발달한다[1,7]. 이런 단순 기저유동특성이 다단 기미부에서는 Fig.1 에서와 같이 각 단에서 팽창파, toroidal vortices, 재압축파, 자유전단층 등 복잡한 유동특성을 보여준다.

본 연구에서는 발사체 후방동체에서의 기저(base)유동 특성과 다단(multistep) 형상에 따른 난류유동 특성, 압력특성을 연구함으로써, 다단(multistep)의 높이와 길이 등 형상에 따른 유동특성을 분석하여, 형상에 따른 압력항력감소를 비교

연구하였으며, 후방동체에서 경사충격파, 전단층, 후류순환류, 재부착위치 등에서의 유동 특성을 실험치와 비교 분석하였다.

2. 지배방정식 및 수치 기법

2.1 지배방정식

무차원화된 축대칭 Navier-Stokes방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial \eta} + \bar{H} \\ & = \frac{\partial \bar{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}_v}{\partial \eta} + \bar{H}_v + \bar{S} \\ & \dots\dots\dots(1) \end{aligned}$$

무차원 기준값은 후방동체길이, 자유유동속도, 자유유동밀도 등이며, t, ξ 과 η 는 시간과 일반 좌표축이다. \bar{Q} 는 일반 좌표로 변환된 무차원 보존유량함수벡터 $Q/J(= (\rho, \rho u, \rho v, \rho e)^T/J)$ 이다.

$\bar{E}, \bar{F}, \bar{H}, \bar{E}_v, \bar{F}_v, \bar{H}_v$ 는 변환행렬과 축대칭 유량 벡터에 의해 표현된 일반좌표 유량벡터이고, \bar{H}, \bar{H}_v 는 축대칭 유동에 대한 유량성분이고, \bar{S} 는 난류유동식에서만 사용된다[8,9,10].

2.2 난류 모델

$k-\epsilon$ 난류모델 방정식은 Jones-Launder의 모델식에 Sakar의 보정항을 추가하여 사용한다.[10] 난류운동에너지 k 와 난류운동에너지 소멸율 ϵ 은 특성속도와 길이에 의해 무차원화시켜 Navier-Stokes식과 같이 보존형태로 일반좌표에 대해 쓸 수 있다. 이 때 Navier-Stokes식의 각 유량벡터들에 대응하는 난류 모델식의 유량벡터는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} Q &= \begin{bmatrix} \rho k \\ \rho \epsilon \end{bmatrix} & E &= \begin{bmatrix} \rho u k \\ \rho u \epsilon \end{bmatrix} & F &= \begin{bmatrix} \rho v k \\ \rho v \epsilon \end{bmatrix} \\ H &= \frac{1}{y} \begin{bmatrix} \rho u k \\ \rho v k \end{bmatrix} & E_v &= \begin{bmatrix} \mu_k \frac{\partial k}{\partial x} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial x} \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

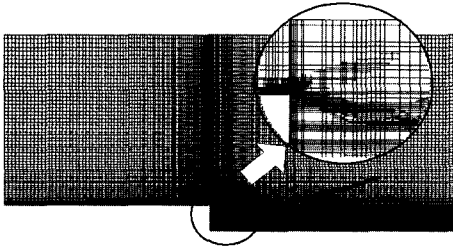


Fig. 3 Adaptive grid for base.

$$F_v = \begin{bmatrix} \mu_k \frac{\partial k}{\partial y} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial y} \end{bmatrix}, H_v = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} \mu_k \frac{\partial k}{\partial x} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial x} \end{bmatrix}$$

$$S = \begin{bmatrix} S_k \\ S_\epsilon \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{P} - \rho(1+\Gamma)\epsilon + L_k \\ C_1 \bar{P} \frac{\epsilon}{k} + C_2 \rho \frac{\epsilon^2}{k} + L_\epsilon \end{bmatrix} \quad \text{-----}(2)$$

윗식에서 $\mu_\epsilon, \mu_k, \bar{P}, \sigma_\epsilon, \sigma_k, C_1, C_2$ 은 표준 $k-\epsilon$ 모델의 상수이고, Γ 는 Sakar의 압축성 보정항으로 이며, L_k, L_ϵ 은 벽면의 영향을 고려한 항이다[10].

2.3 수치 기법

격자계는 사각형 비정렬 적응 격자계를 사용하였다. 먼저 모격자계를 초기 격자계로 하여 수렴된 해를 구한 후, 밀도·속도 변화분포 및 벽면을 고려해서 자격자계를 삽입하는 적응격자계를 사용하여 최종해를 구했다. 공간에 대한 이산화는 충격과 등의 불연속면에 높은 해상도 결과를 얻을 수 있는 2차 정밀도의 풍상차분 고해상도 기법인 HLLE 기법[11,12]을 사용하였다. 시간에 대한 이산화는 이차 정밀도를 갖는 2단계 기법으로 참고 문헌[13]의 기법을 사용하였다.

3. 결과 및 검토

3.1 단순 기저 유동

본 연구의 대상문제는 Herrin & Dutton[5]의 축대칭 기저유동으로 기저부의 박리영역으로 접근

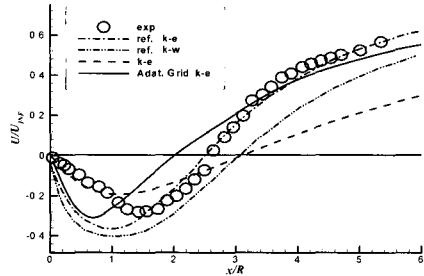


Fig. 4 Mean axial velocity along the centerline of the base.

하는 자유류의 마하수는 2.46이고 기저영역으로 접근하는 경계층의 두께는 3.2mm이다. 후부 동체의 직경은 63.5mm이며 단위 레이놀즈는 $52 \times 10^6/m$ 이다.

무차원화된 수치계산영역은 x/R 이 -7에서 9.5까지이고 r/R 이 0에서 8까지이며 기저유동 해석을 위한 모격자계는 대략 $180 \times 160(1480)$ 에서 시작하여 밀도와 압력, 속도 변화를 고려하여 구성한 최종 2단계에서 적응격자계는 Fig.3 와 같다. 기저에서 적응격자계의 모습을 보여주기 위해서 Fig.3의 오른쪽위에 확대한 모습이 보인다.

Fig.4는 중심선을 따른 축방향 평균 속도의 변화를 보이고 있다. 실험치의 재부착점은 $x/R = 2.65$ 에 위치하고 참고문헌[3]의 $k-\epsilon$ 모형은 2.53, $k-\omega$ 모형은 3.08이며, $k-\epsilon$ 난류 모형을 사용한 결과로는 3.1과 적응격자계를 사용한 $k-\epsilon$ 모형에서는 2.1로 부착점의 위치가 격자계에 따라서 상당히 상이함을 보이며, 재순환 영역에서의 속도는 참고문헌[3]의 계산값들은 크게 예측이 되지만, 적응격자계를 사용한 경우 실험치와 유사함을 볼 수 있다.

Fig.5에서는 기저 압력과 자유압력의 비 (p_b/p_∞)를 나타내었다. 계산치의 평균 압력비는 0.48로 실험치와 비슷하며 실험결과는 기저의 전부분에서 압력의 변동이 거의 없으나 참고문헌[3]의 B-L모델과 Chow모델의 계산치는 기저의 중앙에서 압력이 높아짐을 볼 수 있고, $k-\epsilon$ 모델을 사용한 본 연구결과도 압력이 조금 높아지나 실험치와 유사함을 볼 수 있다.

Fig.6은 축방향의 평균속도를 실험치와 비교한

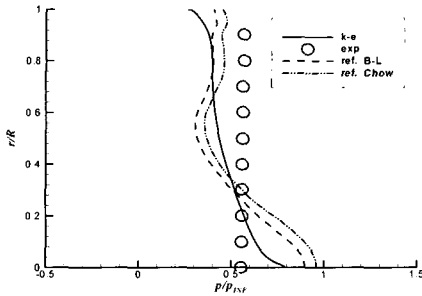


Fig. 5 Base pressure distribution on the base.

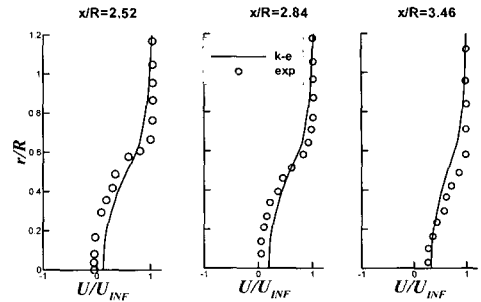


Fig. 6 Comparison of streamwise mean velocity profiles.

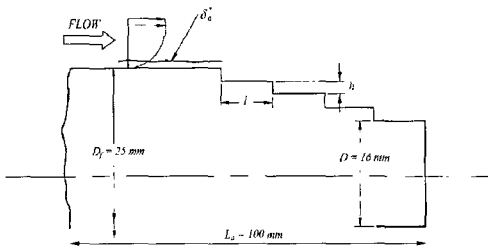


Fig. 7 Schematic of the multistep afterbodies.

Table 1 l/h and l/δ_0^* of multistep afterbodies.

$l(\text{mm})$	2.5	5.0	10.0	15	h/δ_0^*
l/h	2.222	4.444	8.888	13.33	1.05
l/δ_0^*	3.108	4.999	9.999	14.85	

것이다. 재부착점(실험치 $x/R = 2.65$) 근처에서 실험치의 속도분포를 잘 따르고 있지만 재부착 이후의 후류영역에서 실험치의 속도회복을 따르지 못하고 있다. $x/R=3.46$ 인 속도분포를 보면 $r/R=0.6$ 근처에서 실험치의 급격한 속도구배를 계산치가 따라가지 못하는 것을 볼 수 있다.

3.2 다단 후방동체 기저 유동

다단 축대칭 후방동체 형상에서의 초음속 유동 특성을 알아보기 위하여 Fig.7과 같이 스텝의 높이와 길이를 구성의 주요 요소로 하여 다단 축대칭 후방동체를 구성하였다.

수치계산된 다단후방동체는 다단의 개수가 4이고 높이가 1.125mm일 때 각각 길이가 2.5, 5.0, 10, 15(mm)일 때 수치해석을 수행하였으며, 기저압력에 가장 큰 영향을 주는 높이와 길이의 세장비 및 높이와 경계층 변위두께비($\delta^* = \int_0^\infty (1 - u/U) dy$)를 Table 1에 변환하여 표기하였다.

수치계산은 $M=2.0$ 이고 단위 레이놀즈가 $1 \times 10^6/\text{m}$ 일 때 Table 1에서와 같은 형상에 대하여 계산하였다. 격자는 다단후방동체의 스텝의 개수와 길이에 따라 10,000~13,000개로 기본격자를 스텝에서 유동 특성을 고려하여 벽면에 격자가 밀집되도록 지수함수를 이용한 대수적 방법에 의해 구성하여 사용하고, 적용 격자를 2단계까지 사용하였다. 최종 사용된 총 격자의 수는 30,000개 내외이다.

수치계산의 수렴특성을 보기 위해 잔여치의 변화를 Fig.8에 나타냈다. 그림으로부터 일반 격자계에 $k-\epsilon$ 모델을 사용한 경우보다 적용격자를 사용함에 따라 수렴의 정도가 좋아지는 것을 볼 수 있다. 적용격자계를 사용시 peak는 자식격자(child grid)가 충격파를 찾아서 이동함으로 인해서 발생하는 일시적인 현상이다.

Fig.9에서는 스텝의 길이가 10mm이고, 스텝의 개수가 4개일 때, 등밀도 선도(상단)와 쉘리렌사진(하단)[4]과 비교 하였다. 스텝에서의 팽창파, 경사충격파등이 실험과 거의 일치함을 볼 수 있다.

Fig.10-a~c는 $l=2.5, 5, 10$ 일때의 등압력선도결과이다. Fig.10-a($l=2.5$)에서는 첫 번째 스텝에서는 팽창파가 강하게 발생하는 것을 볼 수 있다.

Fig.10-b($l=5$)는 첫 번째 스텝에서 팽창파가 발

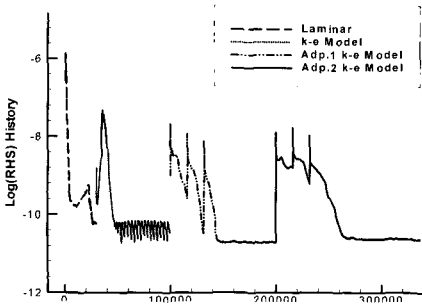


Fig. 8 Convergence History.

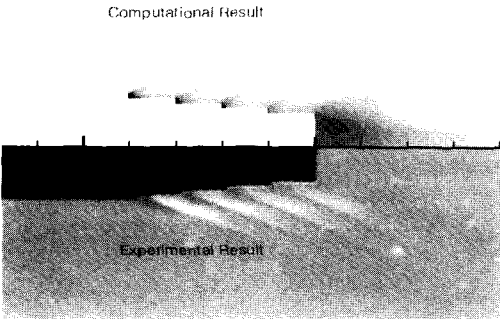


Fig. 9 Density distribution and Schiliren photo[4].

생되는데, 두 번째 세 번째 네 번째 스텝을 거쳐서 기저까지 팽창파가 넓게 퍼지는 현상을 볼 수 있고, Fig.10-c($l=10$)에서는 각 스텝사이의 거리 ($l=10$)가 멀어서 스텝마다 약한 팽창파가 각각 발생하고, 기저에서 강한 팽창파가 스텝과 무관하게 발생하는 현상을 볼 수 있다.

Fig.10-a~c에서의 현상을 정량적으로 분석하기 위하여 Fig.11에서 $r/R=1$ 일때의 축대칭 방향 압력 분포를 나타냈다. $l=5$ 을 기준으로 하여 $l=5$ 보다 길이가 길 때(Fig.11 왼쪽)와 l 먼저 Fig.11 위쪽을 보면, $x=0$ 인 지점의 압력값이 $l=5$ 가 가장 낮은 압력 값을 갖지만, $l=5$ 의 압력은 첫 번째 스텝으로부터 점점 압력 높아지면서, 실제 $x=0$ 인 지점의 팽창파의 결과를 나타내는 $x=0.015$ 지점에서는 가장 높은 압력값을 나타내고 있다. 스텝의 길이가 15인 경우의 압력값을 보면 압력이 점점 증가하는데, 그 경사가 낮으면, $x=0.015$ 지점에서 가장 낮은 압력값을 나타낸다. Fig.11의 아랫쪽에서는 $l=2.5$

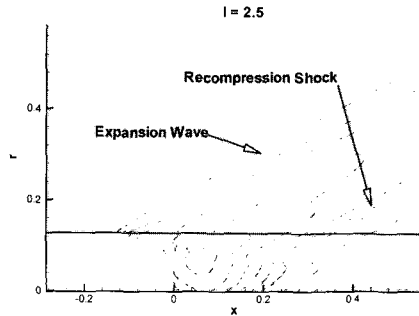


Fig. 10-a Pressure contour.($l=2.5$)

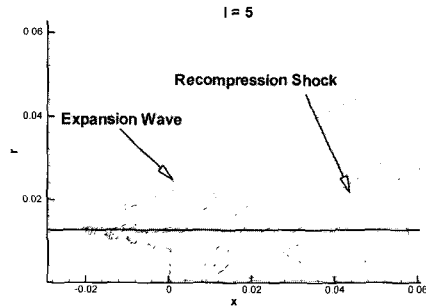


Fig. 10-b Pressure contour. ($l=5$)

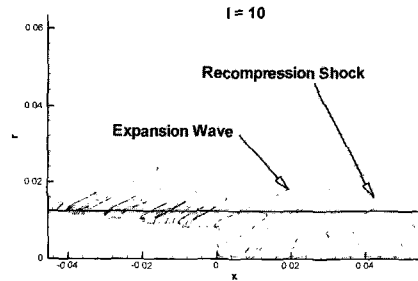


Fig. 10-c Pressure contour. ($l=10$)

일때는 스텝들로 인한 팽창파의 발생이 기저 부분에 영향을 적게 줌으로 인하여, 기저 부분에서 압력이 낮게 나오는 것을 볼 수 있고, 스텝을 갖지 않는 기저형상에서의 압력 분포를 보면 강한 팽창파로 인하여 압력이 가장 낮게 나오는 것을 볼 수 있다.

Fig.12에서 다단 후방동체는 사각형 후방동체 기저 부분에서의 압력계수를 실험치[4]와 비교하여

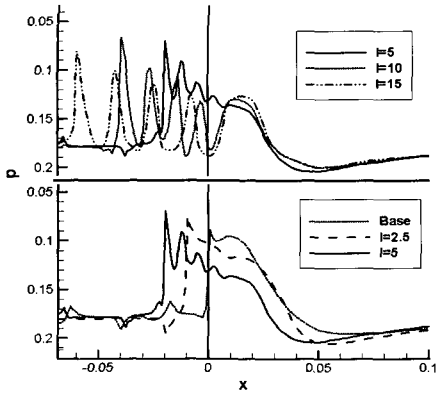


Fig. 11 Pressure distribution.

나타내었다. 본 연구의 수치해석 결과가 실험치와 상당히 유사함을 볼 수 있고, C_{pb} 가 가장 높을 때($l=5$, $l/h=4.444$)와 사각형 후방동체와의 압력계수를 비교를 통해서 46%의 압력 증가를 가져 올 수 있고, 같은 수의 다단 후방동체에서도 스텝의 거리에 따라 $l=2.5$ 일 때 보다 $l=5$ 일 때 32%의 압력 증가가 나타남을 볼 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 발사체 후방 동체에서의 유동 특성을 수치 계산하여 후방동체에서의 압력항력 감소를 위한 다단 후방동체에서의 길이와 높이에 대하여 실험치[4]와 비교 연구하였다. 기저유동에 관한 수치해석 결과는 대체적으로 실험치와 유사한 결과를 보였으며, 기저압력분포에서는 참고문헌[3]의 B-L모델과 Chow모델보다 실험치에 더 근접한 결과를 보였고, 속도 분포에서는 재부착점을 지나서 수치계산치가 $x/R=3.46$ 지점에서 $r/R=0.6$ 부근에서 실험치의 급격한 속도구배를 따라가지 못하는 모습을 보였으나, 전체적인 속도분포에서는 실험치[3]와 유사한 결과를 나타내었다.

발사체 기저에서의 압력항력을 감소시키기 위한 방법중의 하나인 다단 후방동체에 관한 수치해석 결과에서는 다단 후방동체에서의 팽창과 재압축과가 발생하는 현상을 보였고, 정량적으로 스텝의 길이에 따른 압력의 차를 확인할 수 있었다.

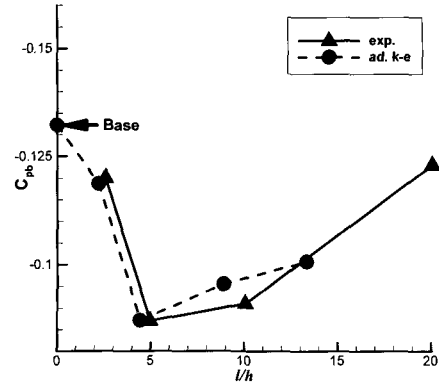


Fig. 12 Base pressure coefficient.

기저압력계수를 실험치[4]와 비교하여 $l/h=4.444$ 에서 압력항력이 가장 적음을 발견할 수 있었으며, 이를 통하여서 사각후방동체에 비교하여 약50%의 압력항력 감소를 얻을 수 있음을 확인하였다.

참고문헌

- [1] Sahu, J., Nietubicz, C.J., and Steger, J.L., "Navier-Stokes Computations of Projectile Base Flow With and Without Base Injection", AIAA Journal, Vol. 23, No. 9, (1985), pp.1348.
- [2] Sahu, J., "Numerical Computations of Supersonic Base Flow with Special Emphasis on Turbulence Modeling", AIAA J. Vol. 32, No. 7, (1994).
- [3] 김민환, 박승오, "2-방정식 및 레이놀즈 응력 모형을 이용한 초음속 난류 기저유동의 수치적 계산", 한국전산유체공학회지 제2권 제2호, (1997), pp.9.
- [4] Viswanath, P.R., "Drag Reduction of Afterbodies by Controlled Separated Flows", AIAA, J. Vol 39, No. 1, (2001), pp.73.
- [5] Herrin, J.L. and Dutton, J.C., "An Experimental Investigation of the Supersonic Axisymmetric Base Flow Behind a

- Cylindrical Afterbody, Univ. of Illinois at Urbana-Champaign, UIIU 91-4004, Urbana, IL, (1991).
- [6] Chuang, C. and Chieng, C., "Supersonic Base Flow Computation Using Higher Order Closure Turbulence Models," AIAA Paper96-0566, (1996).
- [7] 김재수, 박남은, "비정렬적응격자를 이용한 유한체기 및 원추 주위의 초음속 난류유동에 관한 수치적 연구", 한국항공우주학회, 제29권 제4호, (2001), p.36.
- [8] Hoffmann, K.C. and Chiang S.T., "Computational Fluid Dynamics for Engineers", Engineering Education System USA, (1993).
- [9] 김재수., "초음속 불완전 팽창 난류 제트 유동에 관한 수치적 연구", 한국전산유체공학회지 제4권 제2호(통권 제7호), (1999), p.57.
- [10] Jones, W.P. and Launder, B.E., " The Prediction of Laminarization with a Two Equation Model of Turbulence," Int. Journal of Heat and Mass Transfer, vol. 15, no.2 , (1972), p.301.
- [11] Einfeldt, B., "On Godunov-Type Methods for Gas Dynamics", SIAM J. Anal. Vol. 25, No. 2, (1988), p.294.
- [12] 고성모, "비정렬적응사변형격자의 고해상도 기법을 사용한 비정상 충격파 연구", 박사학위 논문, 한국과학기술원, (1997).
- [13] Hirsch, C., "Numerical Computation of Internal and External Flows", John Wiley & Sons, (1989), p.501.