

## 논문

## 축대칭 나셀에서 특이점을 이용한 베이스 유동의 전산해석적인 모델

백 두 성<sup>\*1</sup>, 한 영 출<sup>\*2</sup>

## CFD Model of the Base Flow on Axi-symmetric Nacelle Using Singularities

Doo Sung Baik, Young Chool Han

Despite the massive effort which has been given to the analysis of the base flows, one commonly occurring case seems to be overlooked. This is for base (rearward facing surface) which is between a subsonic flow and supersonic flow. Potential flows of the air and gas streams are computed for the flow past a separated wake. Then a viscous jet mixing is superimposed on this inviscid solution. Conservation of mass, momentum and energy is achieved by multiple iterations. Despite the iterations, the wake flow field is computed with modest computer requirements.

**Key Words:** 전산유체(CFD), 아음속(Subsonic), 초음속(Supersonic), 후류(Wake)

## 기호설명

$c_p$	비열	$\dot{r}_i$	계산(제어) 링의 반경
$C_p$	압력 계수	$\dot{r}_j$	singularity 링의 반경
$Cr$	$U/U_{max}$ Crocco 수	$\mathfrak{R}$	가스상수
$D$	베이스부터 상류까지의 거리	$T$	온도
$E$	합류점부터 하류까지의 거리	$U, V$	속도 성분
$E(k)$	2차 타원형 적분	$x, y$	제트 혼합 영역의 좌표 (점성좌표)
$h$	엔탈피	$X, R$	축대칭 좌표
$H$	base의 높이	$X, Y$	비점성 좌표
$K(k)$	1차 타원형 적분	$y_m$	X 축으로부터 x 축까지의 이동
$L$	베이스로부터 후류의 길이	$\alpha$	마하각도 = $\sin^{-1}(M^{-1})$
$P$	압력	$\beta$	$=\sqrt{1-M_\infty^2}$
$Pr$	Prandtl 수	$\gamma$	비열비 혹은 vortex strength
$R$	나셀축으로 부터의 반경	$\delta$	경계층 두께
		$\delta_1$	경계층 변위 두께
		$\delta_2$	경계층의 운동량 두께
		$\eta$	무차원 y 좌표

\* 2000년 8월 10일 접수

<sup>\*1</sup> 국민대학교, 자동차전문대학원

<sup>\*2</sup> 국민대학교, 기계·자동차 공학부

$\theta$	물체 축으로부터 흐름각도
$\mu$	Ring source strength
$\rho$	밀도
$\sigma$	제트혼합 spreading 매개변수
$\Phi$	속도비, $u/Ue$
$\omega$	축으로부터 표면 각도

### 하첨자

$b$	베이스 영역의 값
$B, B'$	역류
$e, e'$	비점성 흐름
$i$	제어점
$J$	제트
$j$	Singularity ring number
$o$	Stagnation condition
$r$	streamline "r"
$R$	반경방향
$s$	Source; streamline "s"
$t$	난류
$v$	볼텍스
$X$	축방향

### 상첨자

$n$	Normal 속도
$t$	Tangential 속도
.	비점성류
'	초음속흐름
-	평균치

### 밑줄

-	Single stream jet mixing
---	--------------------------

## 1. 서 론

수년 동안 항공기의 후방동체에서의 유동을 성격을 규명하기 위하여 지대한 관심이 되어왔다. 이러한 분야에 관한 초기의 연구는 실험적인 방법만이 가능했으나 실험 방법이 복잡하고 상당한 비용이 요구되기 때문에 관심을 갖게 된 분야가 수치 해석 또는 이론적인 방법이었다. Horst[1]은 고체 plume 시뮬레이터를 가진 축대

칭 boattail 형태에서의 음속 유동을 Navier-Stokes 방정식으로 해석했다. Mikhail[2]은 고체의 plume 시뮬레이터를 제거하고 마하수 1로 노즐 출구에서 발산되는 추진 제트를 연구하였다. Perry and Forester[3]는 천이음속의 외부 유동과 물체 면적에 해당되는 출구 면적을 가진 중앙의 제트로 된 다중흐름(multistream) 노즐 유동을 다루었다. 이 밖에 Diewert[4]는 고체 plume 시뮬레이터를 갖춘 축대칭의 boattail 에서의 아음속, 천이음속, 초음속, 3차원 박리 유동을 모사하기 위하여 음해법을 적용하였다. Hansen[5]은 MacCormack 방법을 사용하여 초음속 외부 유동에서의 축대칭의 노즐에 대한 수치해석을 수행하였다. 이 밖에 이 분야의 연구 활동은 Sahu[6], Diewert[7], Fox[8], Gai[9]에서 볼 수 있다. 상기 기술한 연구들은 모두 전산유체를 통하여 이루어졌다.

본 연구에서 제시한 특이점을 이용한 방법은 현재 항공기 회사에서 흔히 이용하고 있는 pannel 방법과 유사하게 물체 혹은 제트 표면에서 유동이 계산되기 때문에 Navier-Stokes 방정식에 의한 계산보다 훨씬 빠르다. 이와 관련된 연구를 본다면, Korst와 Tripp[10]은 꼬리(trailing edge)에 접근하는 2개의 흐름 즉 동종 가스, 일정 비열, 일정한 정체온도, 그러나 다른 마하수와 다른 정체 압력 조건에서 초음속 2차원 유동에 대한 무딘 꼬리 뒤에서 생성되는 베이스 압력을 이론적인 방법으로 연구했다. Page와 Korst[11]는 후류로부터 동종의 가스일때 다른 정체 온도의 초음속 대기 조건에서 난류 2차원 후방 계단(back step)의 일정 압력 자유 제트 혼합에 관한 이론을 발전시켰다. 그 후, Korst의 2개 흐름(double stream)의 이론적인 베이스 유동 분석은 Dixon 과 Page[12]에 의하여 단 배기 노즐을 갖춘 축대칭의 후방동체에 대한 베이스 유동해석으로 발전되었다.

본 연구는 Izadi[13]의 연구를 유동 모델을 2차원에서 축대칭으로 확장시켰다. Singularity 방법이 비점성/아음속 공기유동에 축대칭 특성곡선(Method of Characteristics)이 초음속 외부 유동을 분석하는데 각각 적용되었다. 포텐셜 유동에 Chapman-Korst Jet Mixing 이론을 도입하여 점성 경계층과 점성 제트의 상호 관계에서 비롯된 영향도 연구대상이 되었다. 수학적 모델은 후류 주변에서의 외부 비점성 포텐셜유동과 내부 점성

유동 사이에서 비롯되는 해를 찾는데 의미가 있다. 여기서, 외부 유동은 아음속 공기 유동과 초음속의 엔진 가스를 말한다. 외부의 비점성(포텐셜) 유동과 점성 제트가 혼합하여 재순환 유동의 내부를 해석하고, 외부와 내부유동의 상호작용에 의해 질량, 운동량, 그리고 에너지 보존 법칙이 성립한다.

## 2. 이론적 모델

### 2.1 외부 유동의 모델

아음속 포텐셜 유동은 대기 흐름에 링 sources 와 vortices에 의한 교란(perturbation)을 추가함으로써 생성된다. 이러한 2가지 singularities는 비압축성에만 가능하며 축방향의 pannel 방법은 불가능하다. 그래서 유체 유동을 비압축성으로 변형시킨 후 압축성으로 재변환 시킨다. 이에 따른 Goethert의 법칙은 다음과 같다.

$$\dot{X} = X$$

$$\dot{\omega} = \beta\omega$$

$$c_p = \frac{1}{\beta^2} \dot{c}_p$$

$$U_\infty = \dot{U}_\infty$$

여기서,

$$\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2}$$

본 연구에서는 링은 축방향으로 분포되어 있고 링 사이의 중간지점이 제어점(control point)으로 선택하였다. 각각의 속력은 자유 흐름에서 얻어진 속력과 특이점에 의해 얻어진 속력과의 합산으로 이루어진다.

$$\dot{U}_x = \dot{U}_\infty + \dot{U}_{sX} + \dot{U}_{vX}$$

$$\dot{U}_R = \dot{U}_{sR} + \dot{U}_{vR}$$

여기서[14],

$$\dot{U}_{sX} = \sum_{j=1}^{N+1} \left[ r A \frac{2x}{x^2 + (r-1)^2} E(k) \right];$$

$$\dot{U}_{sR} = \sum_{j=1}^{N+1} \left[ A \left[ K(k) - \left\{ 1 - \frac{2r(r-1)}{x^2 + (r-1)^2} \right\} E(k) \right] \right];$$

$$\dot{U}_{vX} = \sum_{j=1}^{N+1} \left[ \frac{A}{r} \left[ K(k) - \left\{ 1 + \frac{2(r-1)}{x^2 + (r-1)^2} \right\} E(k) \right] \right];$$

$$\dot{U}_{vR} = \sum_{j=1}^{N+1} \left[ -Ax \left[ K(k) - \left\{ 1 - \frac{2r}{x^2 + (r-1)^2} \right\} E(k) \right] \right];$$

여기서[14],

$$A = \frac{\mu}{2\pi r_j'} \frac{1}{r \sqrt{x^2 + (r+1)^2}}$$

$$k^2 = \frac{4r}{x^2 + (r+1)^2}$$

$$K(k) = \int_0^{\pi/2} \frac{1}{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha}} d\alpha$$

$$E(k) = \int_0^{\pi/2} \sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha} d\alpha$$

$$r = \frac{\dot{R}_j}{\dot{R}_i}$$

$$r_j' = \dot{R}_j$$

$$x = \frac{\dot{X}_j - \dot{X}_i}{\dot{R}_j}$$

Fig. 1 은 외부유동에 적용된 각각의 다른 경계 조건을 나타내준다. 전체적으로 볼 때, 외부 포텐셜 유동은 다음과 같이 생성된다. 먼저 초기 예측값이 베이스 압력, recombination 압력, 그리고 후류의 형태와 합류점(recombination point)에서의 유동의 형태가 주어진다. 그래서 압력들의 관계는 :  $P_{0\infty} > P_{rec} > P_b$ 로 기대된다. 프로그램은 수직 속력을 0에 근접하도록 하면서 서서히 후류의 형태 즉 흐름을 변화시켜 준다.

### 2.2 제트류의 모델

제트류에 관한 기호는 프라임로 나타내준다. 초음속 제트 유동은 축방향의 특성곡선에 의해 계산된다. 여기서 특이점을 이용한 방법은 아음속 외부 유동의 분석 방법과는 달리 초음속의 경우에 적용이 용이하지 않다.

압력 장의 선택은 아음속의 외부 유동에서 주어진다. 그러나 후류의 후단부에서는 압력이서로 같도록 해주어야 한다. 만일 엇갈리면 상부와 하부흐름의 베이스 압력차가 너무 크기 때문에 후류의 외부와 내부의 계산을 반복하게 된다.

### 2.3 내부유동의 모델

후류 내부에서의 점성 유동을 해석한 결과를 내부유동의 해라 한다. 이 이론은 Korst[15]의 난류 제트 혼합과 베이스 유동의 연구에 근거를 두었으며, 본 연구에서는 이 이론에 종류가 다른 유체와 역으로 흐르는 평행 유체의 개념을 포함시

키면서 Korst의 이론을 확장시켰다.

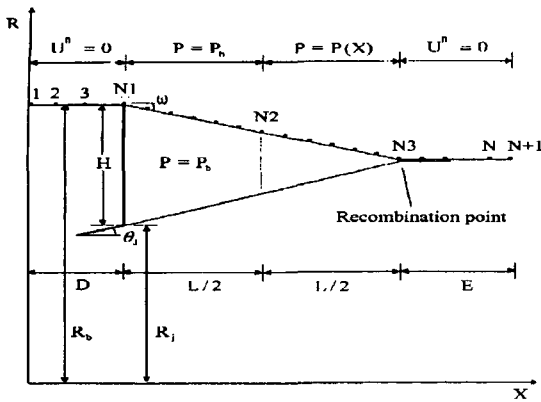


Fig. 1 Boundary Conditions Representation on Body and Wake

Fig. 2는 제트 혼합을 잘 나타내준다. 완전 확립 속도 분포(fully developed velocity profile)는  $U_e$ 와  $U_B$ 는 서로 방향이 반대이면서 속도 분포가 평행인 유동이다. 유동에는 경계층이 형성되며, Hill[16]는 하류의 속도 분포에 경계층의 효과를 나타내기 위한 방법을 고안했다. 그는 실제로 박리되는 면에서의 변위 두께와 운동량 두께를 갖도록 제트 혼합을 위한 가상적인 시작점에 의해 경계층을 변형시켰다.

$$-\frac{\sigma}{X_0} \delta_2 = \frac{\eta_e}{\rho_e} - \frac{\eta_m}{\rho_m} - \int_{-\infty}^e \frac{\rho}{\rho_e} \Phi d\eta$$

$$= \frac{\eta_e}{\rho_e} - \frac{\eta_m}{\rho_m} - (1 - C_r^2) J_{1e}$$

여기서,

$$J_{1e} = \int_{-\infty}^e \frac{\Phi}{1 - C_r^2 \Phi^2} d\eta$$

$$Y_0 = \delta_1 + \delta_2 \quad \text{and} \quad Y_0' = \delta_1' + \delta_2'$$

여기서  $\delta_1$  와  $\delta_1'$ 는 변위 두께 이며  $\delta_2, \delta_2'$ 는 운동량 두께이다. 두 세트의 좌표가 각각 가상 시작점에서 시작된다.

$(X, Y)$ 좌표는 비점성 외부 유동의 경계(edge)로 생각될 수 있다.  $X$ 좌표는 비점성 유선,  $e$ 에 평행이다.  $(x, y)$  좌표계는 점성 혼합층(mixing layer)에 속해 있다.  $x$ 좌표는 제트 혼합 속도 분포의

중앙에 있으며, 수학적 표현은 다음과 같다.

$$u = \frac{1}{2}(U_e - |U_B|)$$

좌표  $X$ 로부터  $x$ 좌표까지의 변위는 Fig. 2에서의  $y_m$ 으로 나타내진다. Korst의 이론에 의하면, 압력이 같고, 2차원에서의 난류, 그리고 단 혼합 제트 분포(single jet mixing)는 다음과 같이 주어진다.

$$\Phi = \frac{u}{U_e} = \frac{1}{2}(1 + \text{erf}(\eta)); \quad \eta = \sigma \frac{y}{x}$$

$$\text{erf}(\eta) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_{-\infty}^{\eta} e^{-b^2} db$$

여기서  $\sigma$ 는 jet spreading parameter이며 실험에 의해 얻어진 값이다. 대부분의 아음속 가스 유동에서는 12이며 초음속에서는 속도에 따라 다르다. 연구자에 따라 다소의 차이는 있으나 여기서 채택한 값은

$$\sigma \cong 12 \quad \text{for} \quad C_{r,e}^2 \leq 0.255$$

$$\sigma \cong 47.1 C_{r,e}^2 \quad \text{for} \quad C_{r,e}^2 \geq 0.255$$

여기서, Crocco number는

$$C_{r,e}^2 = \frac{M_e^2}{\frac{2}{r-1} + M_e^2} = \frac{U_e^2}{2c_p T_0} = 1 - \frac{T_e}{T_0}$$

그러나, two-stream 이고 방향이 반대인 유동에 대해서는, single-stream jet spreading parameter에 다음 값을 곱해서 얻어지며,

$$\frac{1 - \Phi_B}{1 + \Phi_B}; \quad \Phi_B = \frac{|u_B|}{U_e}$$

속도 분포는 다음과 같다.

$$\Phi = \frac{1 - \Phi_B}{2} + \frac{1 + \Phi_B}{2} \text{erf}(\eta)$$

2개의 평행한 흐름에서 다른 종류의 가스이고 정체 온도도 다르기 때문에 상이한 물리적인 현상을 갖게 된다.

가스 분자의 혼합 이론에 의하여 난류의 성질은 교환 계수(exchange coefficient)의 개념을 도입한다면, 속도와 정체 온도 분포도 비슷한 분포 경향

을 갖기 때문에 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{T_0 - T_{0B}}{T_{0e} - T_{0B}} = \frac{\Phi + \Phi_B}{1 + \Phi_B}$$

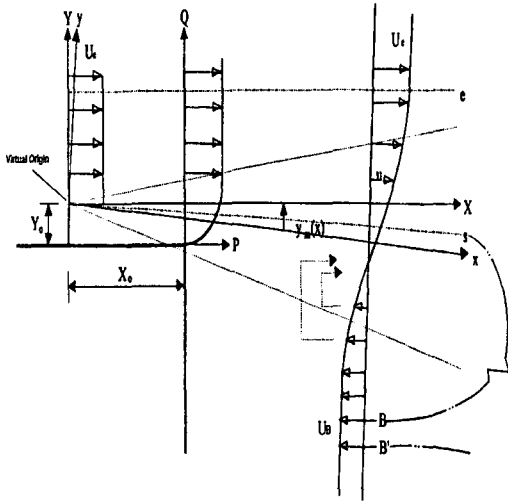


Fig. 2 Basic Flow Model of the Two Stream Jet Mixing

### 3. 벨런스

#### 3.1 질량 벨런스

Fig. 3 는 질량보존을 나타낸다. 유선  $r$  과  $r'$  는 후류의 끝 부분에 위치한 saddle point에서 만난다. 유선  $s$ 와  $r$ 은 base영역까지 재순환 되도록 공기로 형성된 통로가 형성한다.  $r', s'$ , 유선은 base로부터 하류의 대기까지 이와 같은 질량을 유지한다. 일반적으로 2개의 자유 제트 흐름이 서로 만날 경우, 정체압력이 높을 경우는 배출기(ejector)가 되며 그 반대일 경우 흡입기(feeder)의 역할을 한다. 통로  $r-s$ 와 trapped vortex  $S-B$  그리고 유로  $B-B'$ 안의 가스는 공기로 가정한다. B로부터 제트 배기 흐름까지의 가스는 공기와 엔진 배기가스의 혼합물이다. 공기 영역에 있어서  $T$ 와  $P_0$ 는 속도  $\Phi$ 의 함수로서 유선에 따라 변한다. 혼합된 가스의 영역에서는  $T_0$ ,  $\gamma$  와  $R$ 은 또한  $\Phi$ 에 따라 변화한다. 공기유동의 영역에서의 밀도 비율은

$$\frac{\rho}{\rho_e} = \frac{1 - C_{r_e}^2}{1 - C_{r_e}^2 \Phi^2}$$

그리고, 성립되는 질량보존은

$$\begin{aligned} 2\pi \overline{R}_{r-s} \int_s^r \rho U dy &= 2\pi \overline{R}_{s'-r'} \int_{r'}^{s'} \rho' U dy' \\ &= 2\pi \overline{R}_{B-B'} \int_B^{B'} \rho U_B dy \end{aligned}$$

여기서  $r$ 와  $r'$  유선은 정체점에서 만나며 정체압력은  $P_b$  과 같아진다.

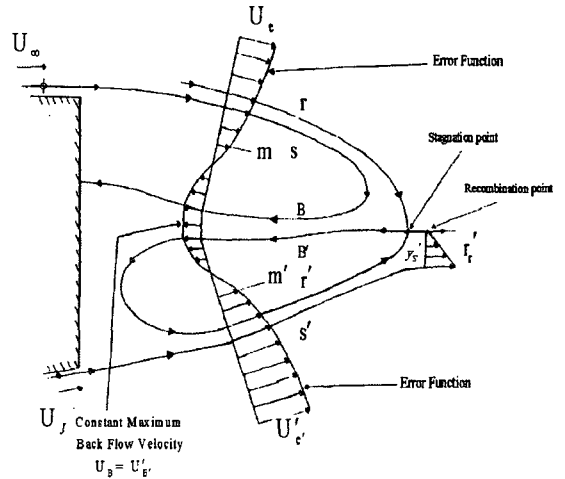


Fig. 3 Closed Wake Model

#### 3.2 운동량 벨런스

운동량 방정식은 만족하기 위한 제어체적은 Fig. 4 에서 나타냈다. 운동량 방정식은 다음의 형태로 나타낸다.

$$\sum F_{Ax} = \sum \dot{m}_{out} U_{Ax} - \sum \dot{m}_{in} U_{Ax}$$

여기서 아래첨자  $AX$ 는 축방향을 의미한다.  $\theta$  는 유선과 나셀 축 사이의 각도이다. bubble에 미치는 힘은 정압에 의한다. 유선  $r$  과  $s'$ 는 비점성 후류 표면에 접해 있기 때문에 정압은 유선과 유선 사이에서는 변하지 않는다는 가정이 주어야 한다. 또한 비점성 분석에서 압력은 와류 영역에서는  $x$  방향만의 함수라 가정했다. 그래서 표면력은 bubble의 축방향에만 작용하기 때문에 포텐셜 유동 계산은 bubble 표면의 기하학적 외형에 미치는 표면력을 함함으로써 계산된다.

$$\sum F_{AX} = Mom_1 + Mom_2 + Mom_3 + Mom_4$$

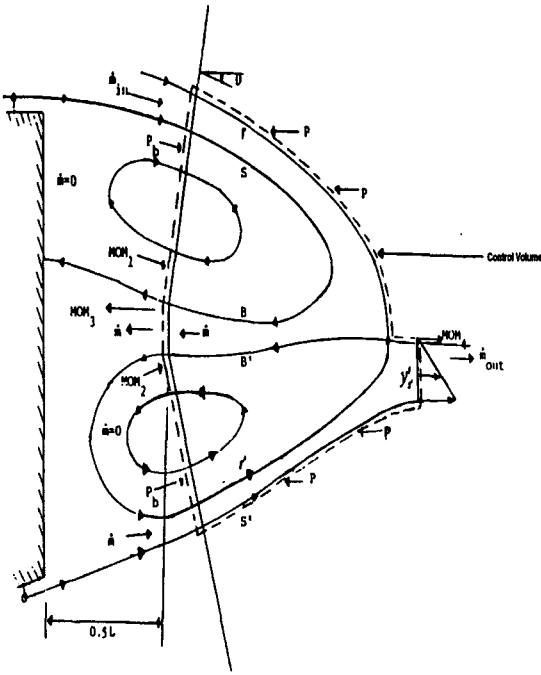


Fig. 4 Control Volume for Momentum and Mass Conservation

3.3 에너지 밸런스

Fig. 4 에서 제어체적은 에너지 보존을 위해 사용되었다. 같은 유선 상에서 온도 구배가 적기 때문에 단지 대류로 에너지 이동이 된다고 가정하여 수식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{E} &= \int h_o dm \\ &= \int \frac{\gamma R}{\gamma - 1} T_o \rho U dy \text{ (energy/sec)} \end{aligned}$$

4. 결과 및 분석

연구소와 엔진회사를 통한 여러 가지 문헌조사에도 불구하고 본 연구에서 추구하는 조건 즉 아음속과 초음속 그리고 고온의 엔진 배기가스를 측정할 자료를 구하지 못했다.

Fig. 5은 변화하는 배기가스의 온도에 따른 베이스 압력을 나타낸다. 여기서 베이스 압력( $P_b/P_\infty$ )은 밀도가 감소하기 때문에 제트의 정체 온도는 따라서 약간 증가한다. 그래서  $\rho_e u_e$  와

$\rho_e u_e$  의 값이 주요한 기준이 된다. 간단한 분석을 통해, 공기를 가스 대신 사용할 때 공기의 수반이 더 많다는 것은 알 수 있다. 결과적으로 질량 유속(mass flux)이 높을수록 base 압력은 감소한다.

$M_\infty = 0.6, M_j = 1.4, \theta_j = 10^\circ, \delta / R_b = 0.08$

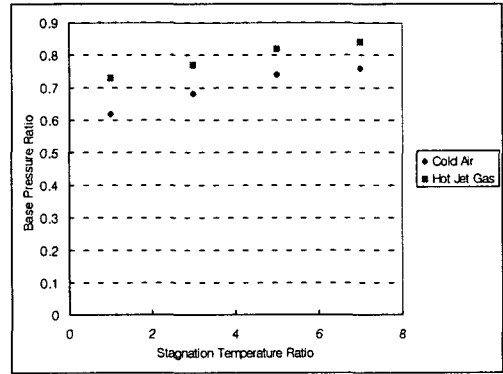


Fig. 5 Stagnation Temperature Effect

$T_{oj} / T_\infty = 3.0, \theta_j = 10^\circ, \delta / R_b = 0.08$

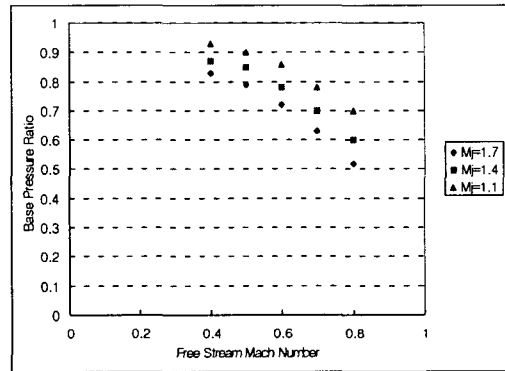


Fig. 6 Flight Mach Number Effect

Fig. 6은 마하수에 따른 base 압력은 계산한 그림이다. 여기서 base 압력은 마하수가 증가함에 따라 감소함을 보여준다. 이것은 자유 흐름의 마하수 ( $M_\infty$ )의 증가는 일정한 대기 압력과 대기 온도하에서 속력이 증가한다는 것을 의미한다. 그래서 많은 공기가 base 영역으로부터 자유 흐름으로 유입되어, 결국엔 base에서의 질량 유속이 높수록 base 압력을 낮춘다.

Fig. 7은 제트 마하수에 따른 base 압력을 계산

한 결과이다. 주목 할만한 점은 base 압력은 제트 마하수가 증가함에 따라 감소한다.

$$T_{oj} / T_{\infty} = 3.0, \theta_j = 10^\circ, \delta / R_b = 0.08$$

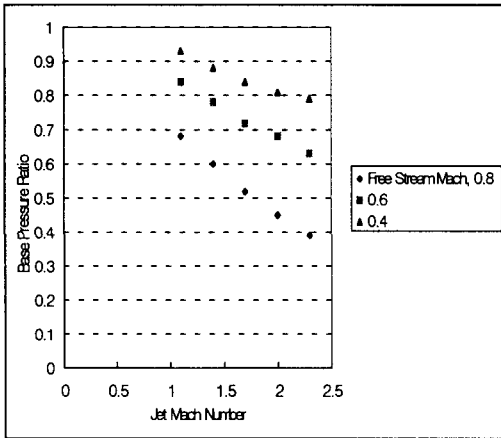


Fig. 7 Nozzle Jet Mach Number

$$M_{\infty} = 0.6, T_{oj} / T_{\infty} = 3.0, \delta / R_b = 0.08$$

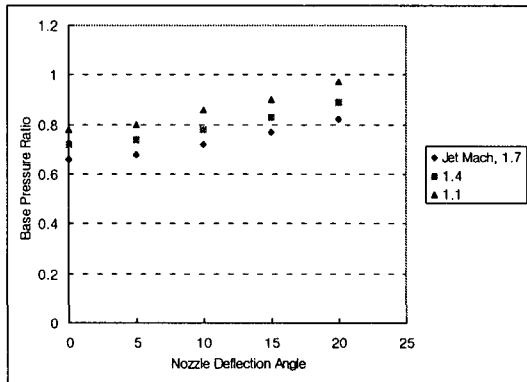


Fig. 8 Nozzle Deflection Angle Effect

Fig. 8은 제트 노즐 꺾임각에 따른 base 압력을 나타내고 있다. 이러한 경향은 물리적인 이유에서 확인할 수 있으며 노즐 꺾임각이 증가함에 따라 base압력이 증가할 것이다.

Fig. 9은 경계층 두께의 효과를 보여준다. 기대한 것처럼 base 압력은 경계층 두께가 증가함에 따라 증가한다. 경계층의 두께가 두꺼울수록 유입 유량은 적어진다. 주어진 후류내에서의 유입량은 적기 때문에 base압력은 더 이상 낮추어질 수 없다. 결국 경계층의 두께가 증가할수록 base압력은

$$T_{oj} / T_{\infty} = 3.0, \theta_j = 10^\circ, M_j = 1.4$$

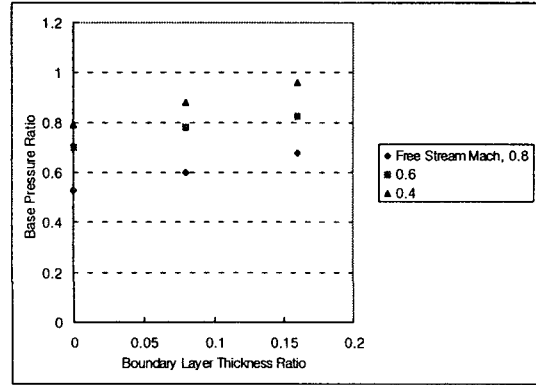


Fig. 9 Boundary Layer Thickness Effect

$$M_{\infty} = 0.8, M_j = 1.41, T_{oj} / T_{\infty} = 1.0$$

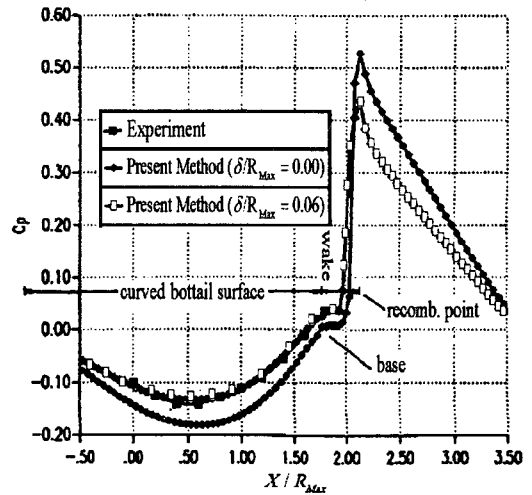


Fig. 10 Comparison Study on Boattail Wake

Fig.10은 circular arc boattail 형상에 동일한 정체 온도와 고온의 배기가스 대신에 내부와 외부 유동을 동일한 공기의 조건하에서 풍동실험을 한 결과[17]와 본 연구의 방법으로 얻어진 결과를 비교 하였다. 경계층 두께를 고려한다면 base압력은 실험치와 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

## 5. 결 론

컴퓨터 프로그램이 서로 상이한 가스의 아음속

과 초음속 사이의 환형 base을 위한 base 유동을 예상하기 위해 IBM ES 9121, Wichita State University를 통해서 개발되었다. open 문헌에서 실험적인 결과가 없으므로 결과에 대한 적당한 검증할 수 없었으나 계산 결과는 정성적으로 맞으며 물리적인 현상들 즉 후류의 형상, 주 유선 (major streamline)의 속도, base 압력 값들은 예상대로 얻어졌다.

가능한 문헌상에서의 실험적인 결과와 시뮬레이션 결과를 비교했을때 결과는 우수했으며. 차후의 본 연구의 대상은 여기서 고려한 흐름 사이에 제 3의 공기를 부가함으로써 3종류의 혼합 유동에 관한 분석이 될 것이다.

### 참고문헌

- [1] Hblst, T., "Numerical Simulation of Axisymmetric Boattail Fields with Plume Simulators", AIAA 77-224, Jan. 1977.
- [2] Mikhail, A. G., "Computation of a Supersonic Flow Field Past an Axisymmetric Nozzle Boattail with Jet Exhaust", AIAA 78-993, July 1978.
- [3] Perry, K. M., and Forester, C. K., "Numerical Simulation of Multistream Nozzle Flows", AIAA 79-1549, July 1979.
- [4] Diewert, G. S., "Numerical Simulation of Three-Dimensional Boattail Afterbody Flow Field," AIAA 80-1347, July 1980.
- [5] Hasen, G. A., "Navier-Stokes Solutions for an Axisymmetric Nozzle", J. of AIAA Vol. 20, Sept. 1982, pp. 1219-1227.
- [6] Sahu, J. et al., "Numerical Computation of the Base Flow for a Projectile at Transonic Speeds", AIAA 82-1358, Jan. 1982.
- [7] Diewert, G. S., "A Computational Investigation of Supersonic Axisymmetric Flow over Boattails Containing a Central Propulsive Jet", J. of AIAA Vol. 22, Oct. 1984, pp. 1358-1365.
- [8] Fox, J. H., "Predicting Plume-Induced Separation on Bluff-Base Bodies", AIAA 84-0315, Jan. 1984.
- [9] Gai, S. L. et al., "Jet Effect on Near Wake of an Axisymmetric Bluff Body", J. of Spacecraft, Vol. 18, No. 6, July 1978.
- [10] Korst, H. H. et al., "The Pressure on a Blunt Trailing Edge Separating Two Supersonic Two-Dimensional Air Streams of Different Mach Numbers and Stagnation Pressure, but Identical Stagnation Temperatures", Proceedings of the Fifth Midwestern Conference on Fluid Mechanics, Univ. of Michigan, 1957, pp. 187-199.
- [11] Page, R. H., et al., "Nonisoenergetic Turbulent Compressible Jet Mixing with Consideration of its Influence on the Base Pressure Problem", Proceedings of Fourth Midwestern Conference on Fluid Mechanics, Purdue Univ., Sept. 1955, pp. 45-68.
- [12] Dixon, R. J. et al., "Turbulent Base Flow on an Axisymmetric Body with a Single Exhaust Jet", J. of Aircraft, Vol. 7, No. 7, July 1970.
- [13] Izadi, M. J., "Computational Fluid Dynamics of the Base Flow on a Plane Body between a Subsonic Flow on One Side and a Supersonic Flow on the Other", Ph.D. Dissertation, Wichita State University. 1991.
- [14] Kuchemann, D., "Aerodynamics of Propulsion," McGraw-hill Book Company, Inc, 1953, pp. 305-316.
- [15] Korst, H. H., "A Theory for Base Pressures in Transonic and Supersonic Flow", J. of Applied Mechanics, Vol. 23, No. 4, 1956.
- [16] Hill, W. G. Jr. et al., "Initial Development of Turbulent, Compressible Free Shear Layer", J. of Basic Engineering (ASME), Vol. 91, Series D, No. 1, 1969.
- [17] Peace, A. J., "Turbulent Flow Predictions for Afterbody/Nozzle Geometries Including Base Effects", J. of Propulsion, Vol. 7, No. 3, 1990.