

후방 동체 항력에 대한 Jet의 영향

Jet Effect on Afterbody Drag

허기훈, 변우식¹⁾

Ki-Hoon Hur, Woosik Byon

Parametric studies are performed of the factors influencing the afterbody drag. To display the effect of differing afterbody shapes, several ogive boattails with combinations of the base area and the angle of boattail end are computed using axisymmetric Navier-Stokes equations with central differencing and a DADI scheme. And Chien's $k-\epsilon$ model is employed used for computations of turbulent flows around the base region. The effects of base area, boattail angle and jet on/off are illustrated on afterbody drag at transonic speed.

1. 서론

유도탄에 작용하는 항력은 주로 동체와 날개, 흡입관에 작용하나, 항력을 감소시키기 위하여 날개 및 흡입관의 형상을 변경하게 되면 각 구성 성분이 원래 목적인 기능에 따른 성능이 변화하게 된다. 동체의 경우에는 체계 요구 조건을 만족시키고 동체 내부에 내장되어 있는 내부 구조물의 크기나 배치를 크게 변화시키지 않는 범위 내에서 형상 변경이 가능하다. 동체에 작용하는 항력은 압력 항력과 마찰 항력으로 나뉘게 되는 데 마찰 항력의 경우에는 동체의 길이와 밀접한 관계가 있어 체계 요구 조건이 바뀌지 않는 한 변경이 불가능하다. 동체에 작용하는 압력 항력의 경우에는 주로 기두부와 기미부에 작용하게 되는 데 이는 각 부분의 형상과 밀접한 관계가 있다. 본 연구에서는 공력 성능의 관점에서 기미부 형상에 대한 parametric study를 수행하고 이에 따라 각 변수들이 항력에 미치는 영향을 고찰하는 데에 그 목적이 있다.

천음속 영역은 공기 역학적인 특성이 비선형적으로 변하기 때문에 이에 대한 정확한 해석이 매우 어렵다. 이에 대해 공력 해석을 수행하는 방법으로는 반경험적 방법(semi-empirical method)과 전산 유체 역학(CFD) 기법, 풍동 시험 등이 있다. 반경험적 방법(semi-empirical method)은 아음속과 초음속 영역에서는 비교적 잘 정립된 이론과 실험치를 바탕으로 비교적 정확한 공력 예측이 가능하나 천음속 영역에서의 정확한 공력 성능을 예측하기가 어렵고 이 결과는 전산 유체 역학(CFD) 기법이나 풍동 실험 결과에 의해 정확도를 검증하여야 한다. 풍동 시험에 의한 공력 예측은 특정 형상에 대해서는 정확한 결과를 추출하는 데에 별다른 문제가 없으나 공력 설계를 위한 parametric study를 수행하기 위해서는 많은 풍동 모형의 제작 문제, 풍동 수행 시간 등 많은 시간과 노력이 필요하다. 이에 비해 전산 유체 기법은 풍동 실험에 비해 상대적으로 시간과 노력이 작게 소요되고 비교적 정확한 해를 얻을 수 있어 최적화 설계 과정에 유용하게 사용될 수 있다. 본 연구에서는 전산 유체 기법을 이용하여 기미부 형상에 대한 parametric study를 수행하였다.

천음속 영역의 기미부에 대해서는 실험적 연구와 더불어 수치 해석 방법을 이용하여 많은 연구가 이루어졌다. 기미부에 작용하는 압력과 항력 등은 Payne[1]등이 천음속 영역에서 ogive 및 conical boattail에 대해 여러 실험치를 보간(correlation)하여 기미부 항력에 영향을 미치는 주요 변수의 영향을 고찰하였고, jet on인 경우에는 기저면이 없는 형상에 대해 연구를 수행하였다. 그



리고 Sahu[2,3]등이 전산 유체 역학을 이용하여 기저부에 대한 해석을 수행하였으며, 이 때 난류 모델에 따른 정확도를 비교하였다.

본 연구에서는 ogive boattail 형상을 기본으로 하여 기저부 면적 및 boattail 끝부분의 각도를 주 변수로 하여 각 변수에 대한 항력의 변화를 고찰하였다. 그리고 jet on/off인 경우를 비교하여 각 경우에 대한 항력의 변화를 살펴보았다.

2. 지배방정식 및 수치 해석 기법

2.1 지배방정식

Reynolds 평균된 완전 기체(perfect gas)에 대한 축대칭 압축성 Navier-Stokes 방정식을 직교 좌표(x, y, z)에 대한 보존형(conservative form)으로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + a\hat{H} = \frac{1}{Re_c} \left[\frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + a \hat{H}_v \right] \quad (1)$$

여기에서, $a=0$ 이면 2차원 방정식이 되고, $a=1$ 이면 축대칭 방정식이 된다.

위의 지배방정식에서 ρ 는 ρ_∞ 로, 속도 및 온도 그리고 압력은 각각 c_∞ , T_∞ , $\rho_\infty c_\infty$ 으로, μ 는 μ_∞ 로 무차원화하고 위의 점성항에 Stokes의 가정 $\lambda = -2/3 \mu$ 를 적용하였다. 그리고 기체 상태 방정식을 적용하면 압력은 다음과 같은 식으로 표현될 수 있다.

$$p = (\gamma - 1) \left[e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \right] \quad (2)$$

2.2 수치 해법

본 연구에서는 유한 차분법을 적용하여 공간 차분화를 수행하였다. 그리고 수치 플럭스는 중심 차분법을 이용하여 계산하였다. 중심 차분법은 계산 시간이 적게 드는 장점을 가지고 있으나 홀짝 분리 현상(even-odd decoupling)과 같은 불안정성을 보여주고 있으며 충격파와 같은 불연속 영역에서 수치 진동을 유발하므로 Jameson이 제안한 인공 점성항을 도입하였고, 좌변항과 우변항에 모두 적용하여 계산을 수행하였다.[4,5] 시간 차분화를 위해서는 Euler 후방 시간 적분법을 사용하였으며, 좌변항은 DADI 기법을 적용하여 근사 요소를 분할하였다. DADI기법은 ADI기법에 플럭스 Jacobian 행렬의 변환식을 적용하여 대각화함으로써 각 근사 요소를 tri-diagonal 행렬 혹은 penta-diagonal 행렬로 구성하여 해를 구하게 된다. DADI 기법의 장점은 정상 상태의 해를 구할 때 ADI기법에 비해 적은 계산 용량 및 시간을 필요로 한다는 것이다. 그리고 ADI 기법에 비해 많은 근사 요소를 가지고 있음에도 불구하고 DADI 기법의 안정성은 ADI기법과 동일하며 시간 간격도 같게 줄 수 있다고 알려져 있다.[6]

2.3 초기조건 및 경계조건

초기조건으로 외부 전 유동장에 대해 자유류 조건을 적용하였다. 그리고 경계 조건으로 아음속 유입류에 대해서는 국부적으로 1차원 Riemann 변수를 이용하여 경계조건을 적용하였고, 아음속 유출류에 대해서는 수치해의 안정성 및 격자수의 절감을 위하여 0차 외삽을 이용하였다. 벽면 경계 조건으로는 solid surface에 적합한 조건을 적용하였다. 그리고 노즐 출구 부분의 경기 조건으로는 전압력(total pressure)과 전온도(total temperature)를 일정하다고 하였고 평균 마하수를 1.0으로 하였다.

3. 난류 모델링

기저 영역이나 유동의 박리가 크게 발생하는 부분에서는 대수적 난류 모델링이 유동의 history 효과를 고려해주지 못하기 때문에 본 연구에서는 2 방정식 모델 중 많이 사용되고 있는 Chien의

k- ϵ 모델을 사용하였다.[7,8] 그리고, 압축성 효과를 고려해 주기 위하여 Nichols[9] 등이 제시한 방법을 사용하였다. k- ϵ 방정식을 해석하기 위하여 평균 유동 방정식(mean flow equation)에서와 유사한 수치 기법을 사용하고, 본 연구에서는 평균유동 방정식과 분리하여 난류 모델의 수치해를 구하였다. 초기 조건으로는 대수적 모델링을 이용하여 난류 생성항과 소산항의 크기가 같다는 평형 상태의 난류 점성 계수 값을 구하고 이를 난류 방정식의 초기 조건으로 사용하였다. 벽면 경계 조건으로는 난류 운동 에너지 k와 난류 점성 계수를 0으로 고정한다. 자유류 조건 및 대칭 조건, 유입류, 유출류 조건의 경우에는 0차 혹은 1차 외삽을 통하여 경계면에서의 값을 계산한다.

4. 수치 해석 결과 및 검토

자유류의 마하수는 0.85, 받음각은 0도로 고정하고 기미부의 형상 및 jet의 유무에 따른 항력의 변화를 고찰하였다. 기미부의 형상으로는 ogive 형태로, 기저부의 지름 및 boattail 끝 부분의 각도를 변화시키며 각 변수의 영향을 살펴보았다.

유동장을 수치 해석하기 위하여 O-type으로 격자를 형성하였으며, 약 10,100 (111*91)개의 격자점이 사용되었다 (그림 1). 기저부의 난류 유동을 모사하기 위하여 본 연구에서는 Chien's k- ϵ 모델을 사용하였으며, 벽면으로 충분히 격자를 밀집시켜 주었다. 수렴된 결과를 얻기 위하여 약 60,000 회의 반복 계산을 수행하였으며, 약 3-4 order 정도로 떨어졌을 때 수렴하였다고 판정하였다. Jet-on 경우의 기저부 경계 조건으로는 배기 노즐면에 전압력 (total pressure)과 전온도 (total temperature)를 일정하다고 가정하였고, 이 때 노즐 출구면에서의 전압력과 전온도는 각각 표준일 (standard day)의 해수면 대기압과 대기 온도의 약 2.4배와 3.5배이고, 평균 마하수는 1.0이다.

그림 2는 boattail의 끝부분의 각도를 일정하게 약 16도로 고정하고 기저부 지름을 변화시켰을 때의 boattail 표면 압력 분포를 그린 그림이다. Jet on과 jet off인 경우 모두 S_{base}/S_{nozzle} 이 감소할수록 boattail의 후반부에서의 표면 압력이 상승하는 경향을 보이고 있다. 특히 $S_{base}/S_{nozzle}=1.04$, 0.65에서는 $S_{base}/S_{nozzle}=1.45$ 인 경우와 달리 jet on일 때의 표면 압력이 jet off일 때보다 높게 나타나고 있으며 압력 차이도 점차로 커지고 있음을 볼 수 있다. 그리고 jet on일 경우에 boattail의 후반부에서 표면 압력 계수가 양의 값을 보이는 영역이 더욱 넓어져 boattail 항력을 감소시키는 역할을 한다. Jet off시 boattail 항력을 보면, $S_{base}/S_{nozzle}=0.65$ 인 경우에는 boattail 항력이 0.0648로 $S_{base}/S_{nozzle}=1.45$ 인 경우보다 약 23%정도 증가하여 jet off일 때에는 S_{base}/S_{nozzle} 이 감소할수록 boattail 항력이 증가함을 알 수 있다. 그러나 jet on일 때에는 $S_{base}/S_{nozzle}=0.53$ 인 경우의 boattail 항력이 0.0454로써 $S_{base}/S_{nozzle}=1.45$ 인 경우의 boattail 항력에 비해 약 17% 감소하고 있어 jet on일 때와 jet on일 때의 경향이 서로 역전되는 것을 알 수 있다. 같은 S_{base}/S_{nozzle} 인 경우에 jet off와 on의 boattail 항력 차이를 비교해보면, jet off일 때 $S_{base}/S_{nozzle}=0.65$, 1.04에서는 boattail 항력이 각각 0.0647, 0.0648이나 jet on에서는 boattail 항력은 각각 0.0535와 0.0454로, jet on일 때에 jet off일 때보다 각각 17%, 30%정도 boattail에 작용하는 항력이 감소하였다.

그림 3은 jet on/off 경우의 기저 압력을 나타내는 그림으로 jet on의 경우에 노즐과의 접합부에서 유동이 팽창하므로 압력이 다소 낮아졌다가 다시 증가하는 경향을 보여주고 있으나, jet on과 jet off 경우 모두 기저면에서 거의 일정한 기저 압력을 보여주고 있다. $S_{base}/S_{nozzle}=1.45$ 의 경우와 달리 $S_{base}/S_{nozzle}=1.04$, 0.65에서는 Jet on과 off인 경우 모두 기저 압력이 양의 값을 보여 기저 항력이 추력 방향으로 작용하고 있음을 알 수 있다. 그리고 앞에서의 boattail 표면 압력과 마찬가지로 S_{base}/S_{nozzle} 이 감소할수록 기저 압력이 증가하는 경향을 보여주고 있다. 이로 인해 기저 항력은 jet off시 $S_{base}/S_{nozzle}=1.45$ 의 경우에는 0.0013이나, $S_{base}/S_{nozzle}=0.65$ 의 경우는 -0.0144이다. 또한 jet on과 jet off일 때의 기저 압력 차이도 S_{base}/S_{nozzle} 이 감소할수록 점점 커지고 있어 $S_{base}/S_{nozzle}=1.45$ 의 경우에 jet on/off에 의한 기저 항력의 차이가 0.0062인 반면, $S_{base}/S_{nozzle}=0.65$ 의

경우에는 0.0072이다.

그림 4에서 볼 수 있는 바와 같이 각 경우에 대한 항력을 살펴보면, jet off인 경우에는 S_{base}/S_{nozzle} 이 감소할수록 boattail 항력이 증가하나 기저 항력이 다소 감소하는 경향을 보여주고 있다. Jet on일 때에는 boattail 항력이 S_{base}/S_{nozzle} 이 약 1.0 이하에서는 boattail 항력이 감소하는 것을 볼 수 있다. 그리고 S_{base}/S_{nozzle} 이 감소할수록 jet on과 off인 경우의 boattail 항력 차이와 기저 항력의 차이가 앞에서 설명한 바와 같이 점점 증가함을 볼 수 있다. 그리고 전체 기미부 항력 계수는 약 $S_{base}/S_{nozzle}=1.2$ 에서 1.3사이에서 jet on 과 jet off일 때의 항력이 역전되고 있음을 볼 수 있다. 즉, S_{base}/S_{nozzle} 가 임계값보다 작으면 jet on 일 때의 항력이 jet off일 때의 항력보다 작게 되고 반대인 경우에는 jet on 일 때의 항력이 jet off일 때의 항력보다 크게 된다. 기미부의 전체 항력을 보면 위의 $S_{base}/S_{nozzle}=1.45$ 인 경우에는 jet on 시의 항력이 jet off인 경우보다 약 15% 정도 크게 나타났으나, S_{base}/S_{nozzle} 가 이보다 작은 경우인 $S_{base}/S_{nozzle}=1.04$ 와 0.65의 경우에는 jet off시의 항력 계수가 0.0508, 0.0504이고, jet on시에는 각각 0.366과 0.238로 각 경우가 약 28%와 53% 정도 감소하였다.

다음은 S_{base}/S_{nozzle} 가 일정하고 boattail 끝부분의 각도 β 를 변화시켜 그 차이를 살펴보았다. 그림 5는 $S_{base}/S_{nozzle}=1.04$ 로 고정하고 boattail 끝부분의 각도 변화에 따른 boattail 표면의 압력 분포를 그린 그림이다. Boattail 끝부분의 각도 β 가 16도 이상인 경우에 boattail 표면에서 유속이 초음속을 넘어 가속되고 다시 점점 압축되어 압력이 상승하고 있음을 볼 수 있으며, β 값이 커질수록 boattail 후반부에서의 역압력 구배가 커지고 있음을 볼 수 있다. 이 때 boattail 끝부분에서의 표면 압력이 β 값이 커질수록 다소 크게 나오고 있으나 거의 비슷한 값을 보이고 있으며 그림 2의 S_{base}/S_{nozzle} 의 변화 시에 boattail 끝부분에서의 표면 압력이 크게 바뀌고 있는 양상과는 다르기 때문에 boattail의 표면 압력이 β 값보다는 S_{base}/S_{nozzle} 의 변화에 민감하다는 것을 알 수 있다. 그리고 jet on인 경우에 jet off인 경우보다 boattail 표면 압력이 다소 높아짐을 보여준다. Jet off시 boattail에 작용하는 항력을 보면, $\beta=16$ 도일 때에 약 0.0647인데 $\beta=24$ 도일 때에는 0.0750으로 β 가 증가할수록 boattail 항력이 증가하고 있다. 이는 jet on의 경우에도 마찬가지로 $\beta=16$ 도일 때에 약 0.0535인 반면 $\beta=24$ 도일 때에는 0.0633이다. Jet on/off시 boattail 항력의 차이를 보면 $\beta=16$ 도일 때에 약 0.0112이고, $\beta=24$ 도일 때에는 0.0117로 β 가 클수록 jet on/off에 대한 boattail 항력의 차이가 다소 증가하는 것을 알 수 있다. 그림 6의 기저 압력을 보면, β 값이 커지면 기저 압력도 다소 상승하고 있음을 볼 수 있으며 각각의 β 값에 대해서 항상 jet on인 경우가 jet off인 경우보다 기저 압력이 높게 나오고 있음을 알 수 있다. Jet off인 경우에 $\beta=24$ 도와 $\beta=16$ 도의 기저 항력 차이는 약 0.0073이고, jet on인 경우에는 0.0113으로 jet on인 경우에 β 의 효과가 크게 나타난다. 그리고 $\beta=24$ 도인 경우에 jet on/off에 대한 기저 항력의 차이는 0.007로 $\beta=16$ 도에서의 0.003보다 크게 나타난다. 그림 32의 β 값 변화에 따른 전체 항력을 보면, jet on과 off 경우 모두 β 값 변화에 따라 다소의 항력 변화는 있지만 차이가 크지 않다는 것을 알 수 있다. 자세히 보면 jet off인 경우에는 $\beta = 16$ 도일 때 0.0508, $\beta = 21$ 도일 때 0.0528, $\beta = 24$ 도일 때 0.0538로써 β 값이 커질수록 항력이 다소 증가하고 있으나, jet on인 경우에는 $\beta = 16$ 도에서 0.0366, $\beta = 21$ 도일 때 0.0344, $\beta = 24$ 도일 때 0.0351로, $\beta = 21$ 도 부근에서 가장 작은 항력을 보여주고 있다.

5. 결론

본 연구에서는 유도탄의 기미부에 작용하는 항력을 예측하기 위하여 전산 유체 기법을 이용하여 기미부에 대한 수치 해석을 수행하였다. 기저부 면적 및 boattail의 각도 β 를 변수로 하고 jet on과 jet off인 경우에 대하여 수치해를 구하였다.

1) 기미부에 대한 수치 해석을 수행한 결과, jet off시에는 같은 β 에 대해 S_{base}/S_{nozzle} 가 감소할수록 boattail 항력은 증가하는 반면에 기저 항력이 감소하여 전체 기미부 항력도 감소하였다. 같은 S_{base}/S_{nozzle} 인 경우에는 β 가 클수록 기미부 항력이 증가함을 확인 할 수 있었다.

2) Jet on 시에는 S_{base}/S_{nozzle} 의 감소에 따른 전체 항력 감소폭이 jet off인 경우보다 훨씬 크게 나타남을 알 수 있었다. 이는 jet의 효과로 인하여 boattail 항력뿐만 아니라 기저 항력도 감소하였기 때문이다. 같은 S_{base}/S_{nozzle} 이고 β 를 변화시켰을 경우에는 jet off의 경향과는 달리 항력을 최소화하는 boattail 각도 β 가 존재함을 확인할 수 있었다.

3) Jet on인 경우와 jet off인 경우의 항력을 살펴보면, $S_{base}/S_{nozzle}=1.45$ 인 경우에는 jet on일 때의 항력이 jet off인 경우보다 크지만, $S_{base}/S_{nozzle}=1.04$ 및 $0.65, 0.29$ 인 경우에는 jet on인 경우의 항력이 jet off일 때보다 매우 작게 나타났다. 이는 기미부의 항력이 S_{base}/S_{nozzle} 의 변화에 매우 민감함을 보여준다.

참고 문헌

- [1] Payne, P. R., Hartley, R. M., and Taylor, R., M., " Afterbody Drag," DTNSRDC /ASED-80/10, June, 1980
- [2] J. Sahu, "Navier-Stokes Computations of Transonic Flows with a Two-Equation Turbulence Model," AIAA J., Vol. 24, No. 11, Nov., 1986
- [3] J. Sahu, "Numerical Computations of Transonic Critical Aerodynamic Behavior," AIAA J., Vol. 28, No. 5, May, 1990
- [4] C. Hirsch, "Numerical Computation of Internal and External Flows," John Wiley & Sons, 1988
- [5] G. K. Cooper and J. R. Sirbough, "PARC Code : Theory and usage," AEDC-TR-89-15, 1989
- [6] T. H. Pulliam and D. S. Chausee, "A Diagonal Form of an Implicit Approximate-Factorization Algorithm," J. of Computational Physics, Vol. 39, 1981, pp. 347-363
- [7] D. C. Wilcox, "Turbulence Modeling for CFD," DCW Industries, Inc. 1993
- [8] U. C. Patel, W. Rodi and G. Scheuerer, "Turbulence Models of Near Wall and Low-Reynolds Number Flows : A Review," AIAA J., Vol. 23, No. 9, 1985, pp. 1308-1319
- [9] R. H. Nichols, " A Two-Equation Model for Compressible Flows," AIAA-90-0494, 1990
- [10] K. A. Hoffmann, "Computational Fluid Dynamics for Engineers," EEC, 1989

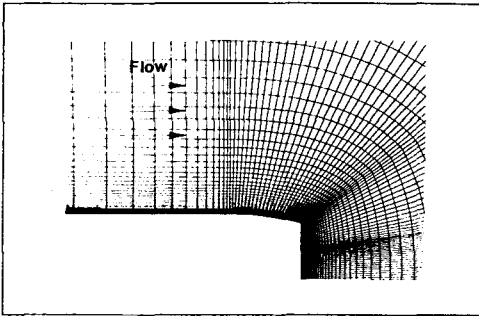


Fig. 1 Grid system of the afterbody (111 x 91)

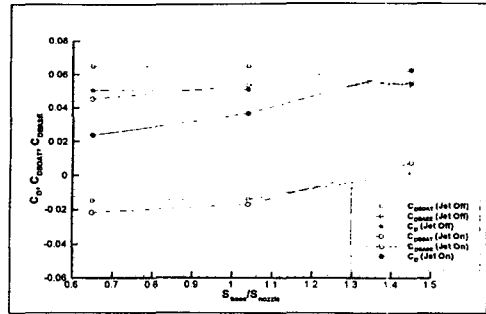


Fig. 4 Afterbody drag for S_{base}/S_{nozzle} ratios ($\beta=16$ deg., $M=0.85$)

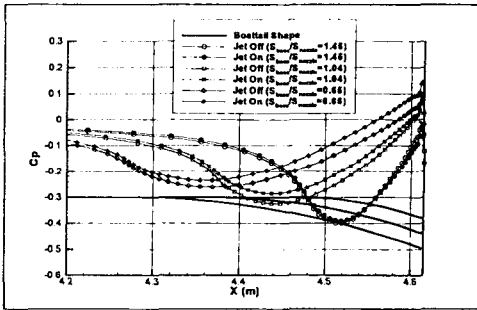


Fig. 2 Surface pressure distributions on the boattail ($\beta=16$ deg., $M=0.85$)

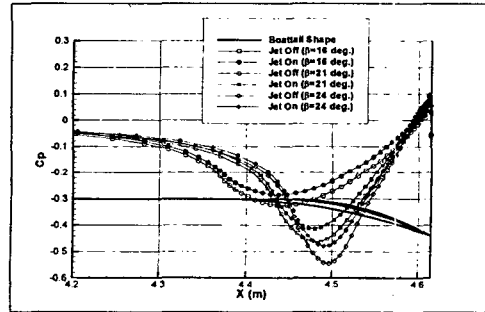


Fig. 5 Surface pressure distributions on the boattail ($S_{base}/S_{nozzle}=1.04$, $M=0.85$)

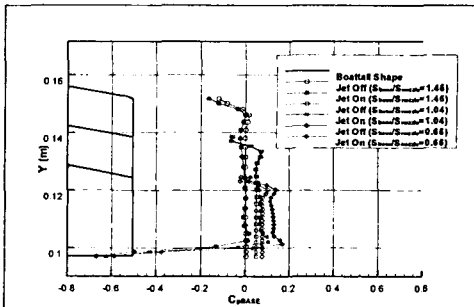


Fig. 3 Base pressure distributions ($\beta=16$ deg., $M=0.85$)

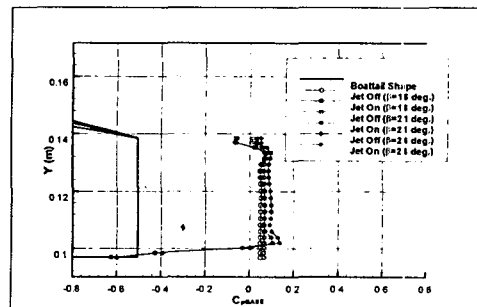


Fig. 6 Base pressure distributions ($S_{base}/S_{nozzle}=1.04$, $M=0.85$)