

ONERA M6 3차원 날개에 대한 천음속 유동해석

Numerical Simulation of Transonic Flow Region about ONERA M6 Wing

이 광섭¹⁾, 홍승규¹⁾

K. S. Lee, S. K. Hong

Three-dimensional transonic flows over the ONERA M6 wing have been computed by many researchers as a benchmark test case. The flow is attractive since it involves λ -shaped shock on the upper wing at certain Mach numbers. Because of this well-known circumstance, present study is also required of us to study the effect of various turbulent models as well as the computational accuracy through a data exchange program with the Arnold Engineering Development Center (AEDC) of the U.S. Air Force. As a first attempt, the transonic flow at $M=0.84$, $\alpha=3.06^\circ$, $Re=11.72E6$ is tackled and the CFDS code demonstrates its compatibility with both experimental data and the results of WIND code available in the open domain.

1. 서 론

천음속 영역에 대한 수치적 유동해석에 대한 많은 연구가 이루어져 왔으며 수렴된 수치해를 얻는데는 수 천번 혹은 수 만번의 반복계산을 필요로 하는 것이 경험적으로 알려져 있다. 천음속 익형 문제에서는 충격파가 발생하는데 이 충격파의 안정성에는 점성항의 영향이 매우 민감하다. 따라서 수치해석에 사용되는 난류모델에 따라 유동해석 결과는 서로 다르다. 특히 충격파의 위치는 난류모델의 영향을 많이 받는 것으로 알려져 있다[1]. ONERA M6 날개에 대한 풍동실험 결과는 여러 전산유체해석 코드들의 검증문제로 사용되어온 아주 고전적인 문제로 날개 윗면에 발생하는 λ 모양의 충격파의 발생으로 유명한 문제이다[2]. 국내에서도 서울대와 한국과학기술원 등 많은 연구기관에서 이 천음속 날개유동해석에 대한 연구를 수행한 것으로 알려져 있다.[3]

산업현장이나 체계설계시 공학적인 유동해석을 위하여 복잡한 3차원 형상에 대한 난류유동장해석을 위하여 강건성과 정확성을 갖추고 수렴성이 좋은 3차원 유동해석 code가 요구되고 있다. 그간 10여년 동안 ADD에서 개발되어온 CFDS 유동해석 코드[4]의 검증문제의 하나로 M6 날개에 대한 천음속 3차원 유동해석을 수행하였다. 유동조건은 마하수 0.84, 받음각 3.06도, 레이놀즈 수 1172000인 경우이다. 또한 AEDC의 추천에 의해 마하수 0.7, 받음각 0.0도 인 경우에 대한 유동해석을 수행하였으나 계산 결과의 검증은 진행중이며, 차후 다른 마하수와 받음각 조건에 대한 유동해석도 수행하고자 한다. 이 연구는 미국 AEDC와 ADD가 공동으로 Data Exchange 프로그램(DEA-7703)의 일환으로 수행하는 것으로서, 3차원 천음속 날개유동에 적합한 난류모델에 대한 연구이다. 따라서 이 연구의 초기 단계로 대수 관계식으로 이루어진 Baldwin-Lomax 모델[5]과 1-방정식 난류 모델인 Baldwin-Barth 모델[6]을 적용한 유동해석 결과를 통하여 CFDS 기법과 난류 모델간의 영향을 알아보고자 한다.

1) 국방과학연구소 (3체계-2-1)

2. 수치기법

수치해석 기법은 Roe의 기법을 응용한 CFDS(Characteristic Flux Difference Splitting)방법을 적용하였다. 무차원화된 3차원 N-S 방정식을 일반곡선 좌표계(ξ, η, ϕ)로 변환하면 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial \phi} = \frac{\sqrt{\gamma} M_\infty}{Re} \left[\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial \phi} \right] \quad (1)$$

여기서, $\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$ 는 비점성 플럭스 벡터(inviscid flux vectors), $\mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v, \mathbf{H}_v$ 는 점성 플럭스 벡터(viscous flux vectors)이다. 보존량 벡터 \mathbf{Q} 와 플럭스 벡터 \mathbf{F} (\mathbf{G}, \mathbf{H} 유사함)는 아래와 같이 정의된다.

$$\mathbf{Q} = \frac{1}{J} \mathbf{Q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + p \xi_x \\ \rho v U + p \xi_y \\ \rho w U + p \xi_z \\ (e + p) U \end{bmatrix} \quad (2)$$

CFDS 기법은 지배방정식을 보존변수에서 특성변수 또는 원시변수로의 변환을 통하여 궁극적으로 경계면에서 특성경계조건 적용을 용이하게 하기 위한 변환기법을 채택한다.

편의상 1차원 지배방정식을 이산공간(discrete space)에 대해서 나타내면 다음과 같다.

$$J^{-1} \delta \mathbf{Q} + \Delta \mathbf{F} = 0 \quad (3)$$

여기서 $\Delta \mathbf{F} = \overline{\mathbf{M}} \overline{\mathbf{T}} \overline{\Lambda} \overline{\mathbf{M}}^{-1} \overline{\mathbf{T}}^{-1} \Delta \mathbf{Q}$ 이고 $\overline{\Lambda}$ 의 부호에 따라서 $\overline{\Lambda} = \overline{\Lambda}^+ + \overline{\Lambda}^-$ 로 분리되며, 보존변수 $\Delta \mathbf{Q}$ 에 대해서 원시변수 $\Delta \tilde{\mathbf{Q}}$ 와 특성변수 $\Delta \hat{\mathbf{Q}}$ 는 각각 $\Delta \tilde{\mathbf{Q}} = \overline{\mathbf{M}}^{-1} \Delta \mathbf{Q}$ 와 $\Delta \hat{\mathbf{Q}} = \overline{\mathbf{M}}^{-1} \overline{\mathbf{T}}^{-1} \Delta \mathbf{Q}$ 의 관계가 있다. $\overline{\mathbf{T}}^{-1}$ 와 $\overline{\mathbf{T}}$ 는 grid 관련된 metric 함수로써 참고논문 [4]에 발표되었다. 이산화된 N-S 방정식은 시간에 대해 후방차분을 취하고 $\Delta \mathbf{F}$ 의 정의를 N-S 방정식에 적용하여 3차원으로 확장하면 다음과 같은 차분식을 얻을 수 있다.

$$J \frac{\delta \mathbf{Q}}{\Delta t} + \tilde{\mathbf{A}}^+ \nabla_\xi \mathbf{Q} + \tilde{\mathbf{A}}^- \Delta_\xi \mathbf{Q} + \tilde{\mathbf{B}}^+ \nabla_\eta \mathbf{Q} + \tilde{\mathbf{B}}^- \Delta_\eta \mathbf{Q} + \tilde{\mathbf{C}}^+ \nabla_\phi \mathbf{Q} + \tilde{\mathbf{C}}^- \Delta_\phi \mathbf{Q} = 0 \quad (4)$$

$$\mathbf{Q}^{(n+1)} = \mathbf{Q}^{(n)} + \delta \mathbf{Q} \quad (5)$$

여기서 $\tilde{\mathbf{A}} = \overline{\mathbf{M}} \overline{\mathbf{T}} \overline{\Lambda} \overline{\mathbf{M}}^{-1} \overline{\mathbf{T}}^{-1}$ 이다.

이는 또한 delta form으로 나타내면

$$\left(\frac{J}{\Delta t} I + \tilde{\mathbf{A}}^+ \nabla_\xi + \tilde{\mathbf{A}}^- \Delta_\xi + \tilde{\mathbf{B}}^+ \nabla_\eta + \tilde{\mathbf{B}}^- \Delta_\eta + \tilde{\mathbf{C}}^+ \nabla_\phi + \tilde{\mathbf{C}}^- \Delta_\phi \right) \delta \mathbf{Q} = RHS \quad (6)$$

$$RHS = -(\tilde{\mathbf{A}}^+ \nabla_\xi \mathbf{Q} + \tilde{\mathbf{A}}^- \Delta_\xi \mathbf{Q} + \tilde{\mathbf{B}}^+ \nabla_\eta \mathbf{Q} + \tilde{\mathbf{B}}^- \Delta_\eta \mathbf{Q} + \tilde{\mathbf{C}}^+ \nabla_\phi \mathbf{Q} + \tilde{\mathbf{C}}^- \Delta_\phi \mathbf{Q})$$

식(6)을 풀기 위해서 3개의 항의 곱으로 표시하면 다음과 같다.

$$(-\tilde{\mathbf{A}}^+_{j-1}, D, \tilde{\mathbf{A}}^-_j) D^{-1} (-\tilde{\mathbf{B}}^+_{k-1}, D, \tilde{\mathbf{B}}^-_k) D^{-1} (-\tilde{\mathbf{C}}^+_{l-1}, D, \tilde{\mathbf{C}}^-_l) \delta \mathbf{Q} = RHS \quad (7)$$

지배방정식에 대한 시간적분은 DDADI AF 기법을 사용하여 다음과 같은 세 단계의 계산을 통하여 δQ 를 계산한다.

$$\begin{aligned} (-\bar{A}_{j-1}^+, D, \bar{A}_j^-) \delta Q^{**} &= RHS \\ (-\bar{B}_{k-1}^+, D, \bar{B}_k^-) \delta Q^* &= D \delta Q^{**} \\ (-\bar{C}_{l-1}^+, D, \bar{C}_l^-) \delta Q &= D \delta Q^* \end{aligned} \quad (8)$$

여기서, $D = \frac{I}{\Delta t} + \bar{A}_{j-1}^+ - \bar{A}_j^- + \bar{B}_{k-1}^+ - \bar{B}_k^- + \bar{C}_{l-1}^+ - \bar{C}_l^-$.

식(8)의 RHS 항에 점성항을 추가하여 외재적으로 처리하였다.

3. 수치해석 결과 및 검토

M6 날개에 대한 계산 격자는 internet에서 복사한 그림1[2]과 같으며 4개의 block으로 구성되어 있다. 그림에서 뒷전 밑 부분이 block 1, 날개 밑면 부분이 block 2, 날개 윗면 부분이 block 3 그리고 뒷전 위 부분이 block 4이다. 각 block의 격자는 $25 \times 49 \times 33$, $73 \times 49 \times 33$, $73 \times 49 \times 33$, $25 \times 49 \times 33$ 이나 CFDS code의 특성상 격자를 overlap 시키기 위하여 2번과 3번 block의 격자를 $75 \times 49 \times 33$, $74 \times 49 \times 33$ 으로 변경하였다. 벽면에서 첫 번째 격자 점은 y^+ 가 약 30정도인 것으로 알려져 있으므로[2] 벽면에 격자를 좀 더 밀집하는 것이 필요하나 참고문헌의 결과와 비교하기 위해서 원래의 격자를 사용하였다.

wing tip 부분(lmx)은 singular line으로 이 경계는 block 2와 block 3의 lmx-1 점들의 평균값을 사용하였다. 또한 날개 뒷전 후류에서도 평균하여 경계를 처리하였다. 벽면의 경계조건은 no-slip 과 단열조건을 적용하였고 출구 쪽 경계조건은 특성경계조건을 적용하여 static pressure 를 특성변수로 사용하였다. 또한 원방 경계(far-field)는 입출구 조건을 판별하여 특성경계조건을 부과하였다. 난류계산은 벽면위에서만 수행하였으며 wake model은 사용하지 않았다.

그림2.(a)는 날개 윗면의 압력분포이며 λ 모양의 충격파가 형성 되어있음을 알 수 있다. 날개 root에서 발달한 두 개의 충격파가 만나는 지점이 실험결과보다 root 쪽에 더 가깝게 계산되었으며 이것은 비교대상인 WIND code의 결과와도 유사하다. 그림2.(b)는 날개 아래표면의 압력분포이며 이 압력은 실험치와 매우 잘 일치하는 결과로서 C_p 그림에서 확인되었다. 그림3은 block 1과 block 2의 밀도에 대한 수렴정도를 나타내었다. 계산에 사용한 CFL 수는 1.0이며 대략 5000 번 정도 계산하면 C_p 는 더 이상 변하지 않음을 확인하였다. 그림4는 20% span 지점 날개표면의 C_p 분포이다. 본 연구의 계산 결과는 실험결과와 잘 일치하고 WIND code의 결과와는 약간의 차이를 보이는데, WIND code가 충격파의 강도를 강하게 포착하는 것으로 보인다. 그림5와 그림6은 각각 44%와 65% span 지점의 C_p 로써 그림4의 결과와 유사한 경향을 보여준다. 그림7에서 실험결과에서는 두 개의 충격파가 있으나 CFDS 결과 및 WIND code의 결과는 하나로 합쳐진 충격파를 나타낸다. 이것은 수치계산에서는 날개 root에서부터 형성되어온 충격파가 실험에서 보다 더 빨리 합쳐지는 것으로 이해되며 그 원인으로는 흐름방향의 격자수가 부족하고 또한 벽면에서 첫 번째 격자간격이 너무 큰 점을 들 수 있으며 추후 이에 대한 확인이 필요하다. 그림8 및 그림9는 90% 와 95% span 지점의 C_p 로 실험치와 계산치가 서로 잘 일치한다. 그림10은 99%

span 지점의 C_p 인데 실험치와 계산치가 뒷전으로 가면서 차이를 보여준다. 이것은 wing tip을 감싸는 격자수가 부족한 원인으로 판단된다.

그림10은 마하수 0.7이고 받음각이 0.0도인 경우의 날개 위 표면의 압력분포이다. 또한 그림12는 span 길이에 따라서 C_p 를 도시하였는데 날개 상하면의 압력이 동일하였다. 또한 그림13은 root chord지점에서의 마하수 그림이며 상하 대칭임이 확인되었다. AEDC의 권유에 의하면 이 흐름조건에서 점성력이 지배적이므로 난류모델의 비교가 효과적일 것으로 판단되며 향후 여러 마하수에서의 계산을 더 수행하여 AEDC의 계산 및 data base와 비교가 진행될 예정이다.

4. 결 론

ONERA M6 날개에 대한 천음속 유동해석을 수행한 결론은 다음과 같다.

1. Baldwin-Lomax모델을 사용한 CFDS code의 계산 결과는 실험치와 잘 일치하나 80% span 지점에서는 실험치와 차이를 보였다.
2. Baldwin-Barth 1-Eq. 난류모델의 계산결과는 검토중에 있으며 추후 몇가지 난류모델의 적용결과를 비교하고자 한다.
3. 본 문제에서는 공간에 대하여 2차의 정확도로 계산하였으며, 1차의 정확도를 계산한 결과는 λ 충결과를 포착하는데 실패하였다.

참고문헌

- [1] Terry L. Holst, "Viscous Transonic Airfoil Workshop Compendium of results," AIAA-87-1460. AIAA 19th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, June 8-10, 1989/Honolulu, Hawaii.
- [2] <http://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/m6wing/m6wing.html>
- [3] 임예훈, "Navier-Stokes 방정식을 이용한 지면효과 날개의 해석," 박사학위 논문, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공, 2000.
- [4] 홍승규, 이광섭, "CFDS 기법에 연계된 특성경계조건의 응용성에 대한 소개", 한국전산유체공학회지, 제5권 제1호. 2000. 5.
- [5] Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic model for Separated Turbulent Flows," AIAA-78-257, Jan. 1978.
- [6] B. S. Baldwin and T. J. Barth, "A One-Equation Turbulence Model for High Reynolds Number Wall-Bounded Flows," AIAA-91-0610, 29th Aerospace Science Meeting, 1991
- [7] Lombard, C. K., "CSCM for Splitting the Hyperbolic Systems of Gasdynamics for Real and Perfect Gases," NASA-CR-166307, 1982.
- [8] Lombard, C. K. and Bardina, J., "Multi-Dimensional Formulation of CSCM - An Upwind Flux Difference Eigenvector Split Method for the Compressible Navier-Stokes Equations", AIAA-83-1895, AIAA 6th CFD Conference, July 1983.
- [9] Bardina, J. and Lombard, C. K., "Three Dimensional Hypersonic Flow Simulations with the CSCM Implicit Upwind N-S Method," AIAA-87-1114-CP, June 1987.

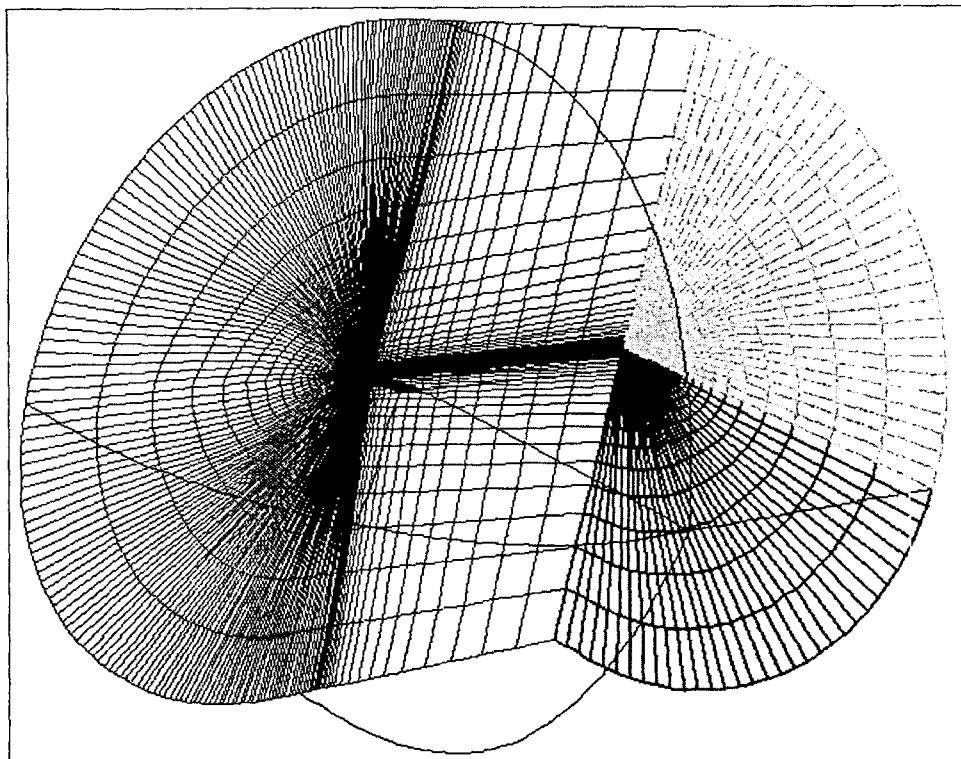


Figure 1. Zones and grid for the ONERA M6 wing.

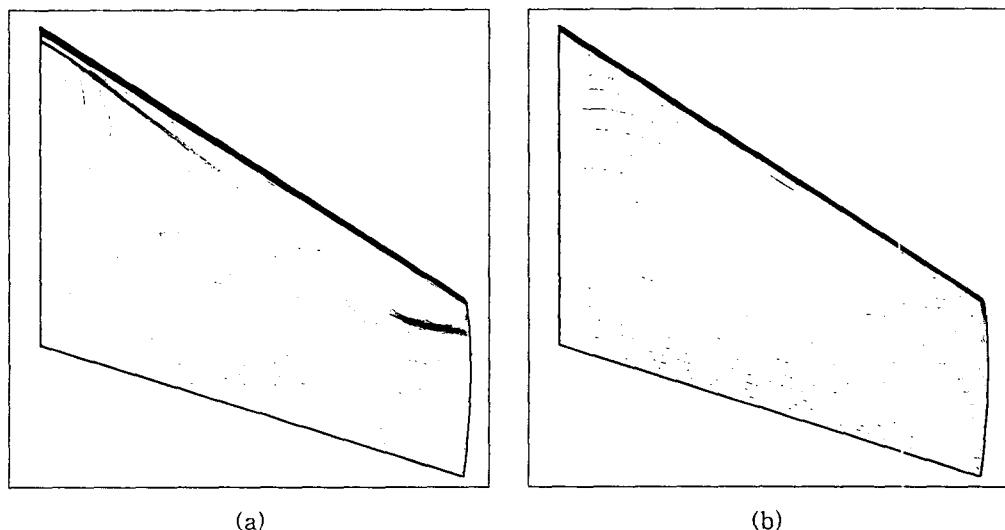


Figure 2. Pressure contours on the surface of the ONERA M6 wing: (a) upper surface, (b) lower surface

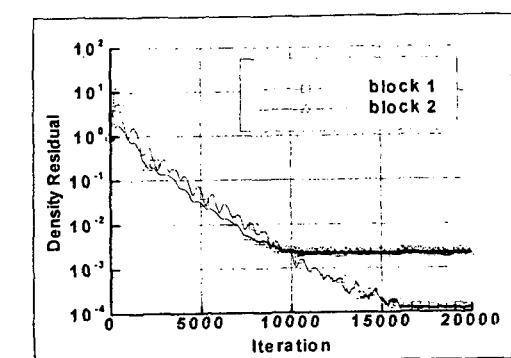


Figure 3. Convergence history of density of block #1 and block # 2.

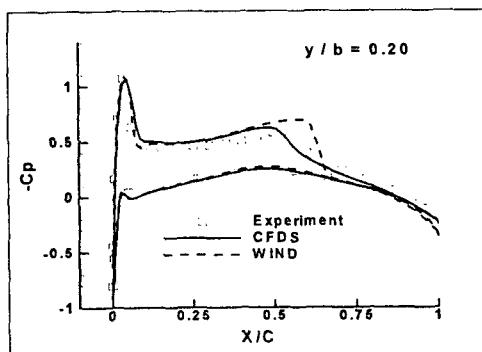


Figure 4. Plot of the C_p on the wing surface ($y/b=0.20$)

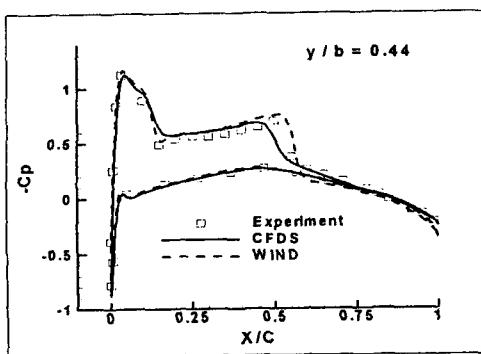


Figure 5. Plot of the C_p on the wing surface ($y/b=0.44$)

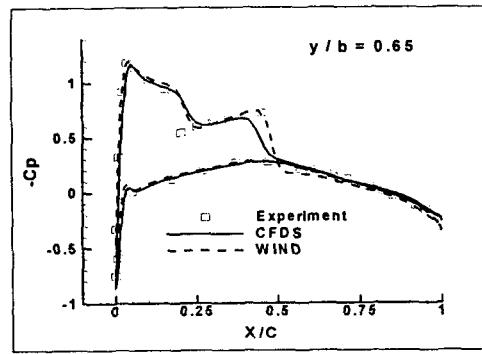


Figure 6. Plot of the C_p on the wing surface ($y/b=0.65$)

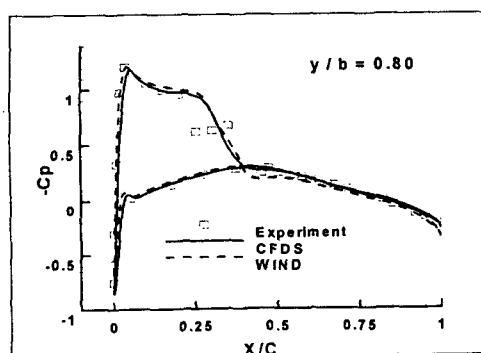


Figure 7. Plot of the C_p on the wing surface ($y/b=0.80$)

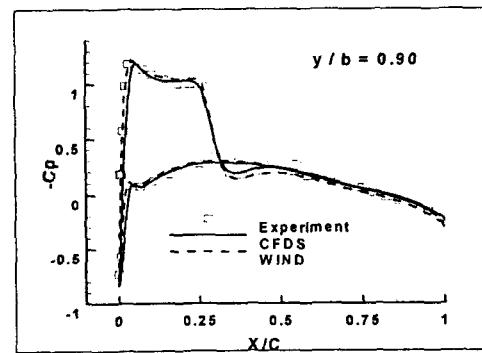


Figure 8. Plot of the C_p on the wing surface ($y/b=0.90$)

