

초음속 충돌제트에 대한 수치적 연구와 응용

이광섭^{*}·홍승규^{**}·박승오^{***}·배연숙^{****}

Prediction of Supersonic Jet Impingement on Flat Plate and Its Application

K. S. Lee^{*}, S. K. Hong^{**}, S. O. Park^{***}, Y. S. Bae^{***}

Key Words : Jet Impingement, Plate Shock, Shock Oscillation, steady and unsteady

Abstract

Supersonic jet impingement on a flat plate has been investigated to show the flow physics for different jet heights and to demonstrate the adequacy of the characteristics-based flux-difference Navier-Stokes code. Current study also compares the steady-state solutions obtained with variable CFL number for different grid spacing with the time-accurate unsteady solutions using the inner iterations, displaying a good agreement between the two sets of numerical solutions. The unsteady nature of wall fluctuations due to bouncing of the plate shock is also uncovered for high pressure ratios. The methodology is then applied to a complex vertical launcher system where the jet plume hits the bottom wall, deflects into the plenum and eventually exits through the vertical uptake. Flow structures within vertical launcher system are captured and solutions are partially verified against the flight test data. Present jet impingement study thus shows the usefulness of CFD in designing a complex structure and predicting flow behavior within such a system.

1. 서론

초음속 제트가 평판에 충돌하는 문제는 여러 연구자들에 의해 해석적으로 1960년대부터 연구되어 왔으며, 이러한 충돌제트 현상은 유도탄이 발사될 때 주변구조물과의 상관에 의해서 발생하는 문제이다. 유도탄 발사시 대두되는 공학적인 문제는 고속, 고온, 고압의 제트화염이 발사대 구조물에 미치는 충격으로 인한 구조적인 안정성과 구조물 표면의 삭마로 인한 구조물 보호와 폐쇄된 공간에서의 적절한 경로를 통한 화염의 배출이다. 미국에서는 이미 이러한 형태의 무기체계를 개발하여 운영하고 있는 것으로 알려져 있으며, 발사대 내부 유동에 대한 실험[1]과 수치해석[2,3]이 일부 수행되었다. 본 연구에서는 3차원 Navier-Stokes Solver인 CFDS[4-5] code를 이용하여 평판충돌제트와 발사관 내부유동을 수치해석으로 모사하였다.

실험자료가 있는 평판충돌제트 문제[6]에 대한 수치해석 결과를 검증하였다. 실험자료는 평판 위의 압력 측정과 jet Mach disk에 대한 shadowgraph이며 이들 결과를 해석결과와 비교하여 서로 잘 일치함을 보였다. 실물모터에 대한 평판 충돌제트에 대해서는 steady 및 unsteady 유동해석을 동시에 수행하여서 unsteady 해석의 시간 정확도를 이용하여 steady 유동해석시 시간에 대한 근사적인 모사를 시도하여 발사관 내부유동해석에서 시간정확도를 이해하는데 이용하였다. unsteady 평판충돌제트 유동해석에서 plate shock이 평판 위에서 진동하는 현상을 포착하였다.

2. 수치해석 방법

수치해석 기법은 CSCM(Conservative Supra-Characteristic Method)[7-8]을 개선하여 보다 수학적인 표현이 간결하고 용이한 형태로 전개한 CFDS[9]를 적용하였다. 무차원화된 3차원 N-S 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} J^{-1} \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial \xi} (F + F_v) + \frac{\partial}{\partial \eta} (G + G_v) \\ + \frac{\partial}{\partial \eta} (H + H_v) = 0 \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, F, G, H 는 비점성 플럭스 벡터(inviscid flux vectors), F_v, G_v, H_v 는 점성 플럭스 벡터(viscous flux vectors)이다. 비점성 플럭스 벡터는 다음과 같이 선형화 및 풍상 차분법에 의한 분할을 한다.

$$\triangle_{\xi} F = \bar{A} \triangle Q = (\bar{A}^+ + \bar{A}^-) \triangle Q \quad (2)$$

$$\bar{A}^\pm = \bar{M} \bar{T} \bar{A}^\pm \bar{T}^{-1} \bar{M}^{-1} \quad (3)$$

위 식(2), (3)를 식(1)에 대입하여 δQ 에 대한 대수방정식을 만들고, δQ 를 구하기 위하여 Diagonally Dominant Alternating Direction Implicit Approximate Factorization (DDADI AF) 기법을 도입하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} (-\bar{A}_{j-1}^+, D, \bar{A}_{-j}^-) D^{-1} * \\ (-\bar{B}_{k-1}^+, D, \bar{B}_{-k}^-) D^{-1} * \\ (-\bar{C}_{l-1}^+, D, \bar{C}_{-l}^-) \delta Q = RHS \end{aligned} \quad (4)$$

여기서,

$$D = \frac{\tilde{J}}{4t} I + \bar{A}_{j-1}^+ - \bar{A}_{-j}^- + \bar{B}_{k-1}^+ - \bar{B}_{-k}^- + \bar{C}_{l-1}^+ - \bar{C}_{-l}^-$$

* ADD 3채-2-1, p136202@add.re.kr

** ADD 3채-2, p143505@add.re.kr

*** KAIST 항공우주공학과, sopark@sop1.kaist.ac.kr

**** ADD 3채-2-6, bys9254@add.re.kr

식(4)으로부터 다음과 같은 3단계의 계산을 통해 δQ 를 계산한다.

$$(-\tilde{A}_{j-1}^+, D, \tilde{A}_j^-) \delta Q^{**} = RHS \quad (5.a)$$

$$(-\tilde{B}_{k-1}^+, D, \tilde{B}_k^-) \delta Q^* = D \cdot \delta Q^{**} \quad (5.b)$$

$$(-\tilde{C}_{l-1}^+, D, \tilde{C}_l^-) \delta Q = D \cdot \delta Q^* \quad (5.c)$$

식(5)의 RHS 항에 점성 항을 추가하여 외재적으로 처리하였다. unsteady 계산을 위하여 임의의 시간 항을 더하여 이중시간 반복계산법[10]을 사용하면 식(4)의 대각 항과 RHS에 새로운 항들이 추가되어 다음과 같다.

$$D = \tilde{J}[(1 + \frac{\phi}{2}) \frac{1}{\Delta t} + \frac{1}{\Delta \tau}] I + \tilde{A}_{j-1}^+ \dots$$

$$RHS = -\tilde{J}[(1 + \frac{\phi}{2}) \frac{Q' - Q^n}{\Delta t} - \frac{\phi}{2} \frac{\Delta Q^{n-1}}{\Delta t}] + RHS'$$

즉, 여기서 $\phi=1$, $\Delta \tau=\text{physical time}$, $\Delta t=\text{sub iteration}$, RHS' =식(5)의 RHS

3. 경계조건

정확한 수치를 얻기 위해서는 경계조건의 적용이 중요하다. 본 연구에서는 경계조건의 불확실성을 가능한 제거한 즉 특성경계조건[9]를 사용한다. 이는 경계의 내부에서 경계로 이동하는 정보는 원래의 지배방정식을 이용하여 해를 구하고 경계의 외부에서 경계로 이동하는 정보는 생략하되 그 효과를 비정상 항인 δQ 를 통하여 모델을 한다.

벽면에서는 no-slip 조건과 단열조건을 특성경계조건의 형태로 부과하였다. 노즐 챔버에서는 챔버조건 P_c, T_c 를 고정하고, 또한 아음속 출구경계조건에 대한 특성변수로 static pressure ($\delta p=0$)를 사용하였다. 난류영향을 고려하기 위하여 Baldwin-Lomax [11] 대수 모델을 사용하였다.

4. 계산결과 및 검토

4.1 평판 충돌제트에 대한 검증문제

그림1에 평판 충돌제트의 계산 영역을 나타냈으며 축대칭 3차원 형상의 대칭면을 나타낸 것이다. 평판 충돌제트 문제에서 가장 중요한 변수는 노즐출구 마하수(Me), 노즐출구 압력과 주변 압력비(Pr), 노즐 출구와 평판사이의 거리(H)이며, 이들 세 가지 변수에 따라서 유동의 양상이 결정된다. 평판충돌제트에 대한 실험은 여러 연구자들에 의해서 수행되어 왔으며 특히 Lamont and Hunt [6]에 의하여 평판 바닥 면의 압력 측정과 충격파에 대한 사진촬영이 이루어 졌다. 이 검증문제에서는 출구 마하수가 2.2, 압력비가 1.2, 노즐 출구와 평판사이의 거리가 0.5D, 3.0D이며 여기서 D는 노즐출구 직경을 의미한다.

그림2는 축대칭의 단면에 대한 격자의 구성이며 실선의 원은 노즐출구와 동일한 크기이다. 이와 같이 중심부에서의 singular line을 제거한 사각형 격자를 사용하므로 경계조건의 불확실성을 제거하고 수치해의 수렴을 향상시켰다. 또한 그림3은 거리가 0.5D인 경우의 평판 바닥 면에서의 압력분포이며 사각형 격자를 사용하였음에도 압력분포는 정확한 원을 그리고 있음을 알 수 있다. 그림4는 계산된 마하수 분포와 shadowgraph를 서로 비교한 것으로 충격파의 위치가 서로 잘 일치함을 알 수 있다. 실험에 사용된 노즐의 형상은 개략적인 설명을 기준으로 노즐 목에서부터 격자를 형성하여 유동해석을 수행하였다.

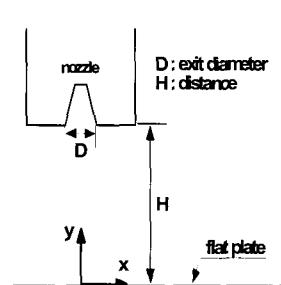


그림1. 충돌제트 계산모델.

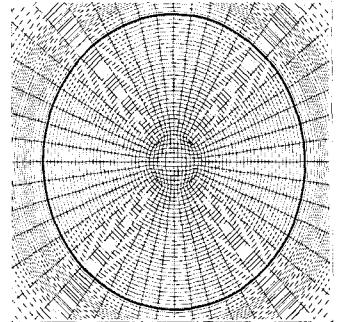


그림2. 바닥면의 격자구조.

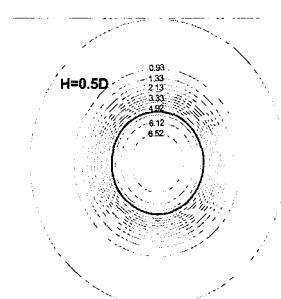


그림3. 바닥면 압력분포.

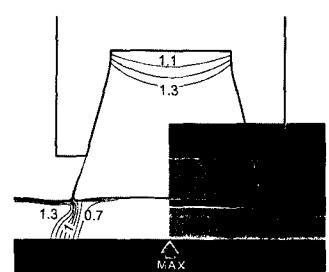


그림4. 마하수 분포(계산)와 실험[6] 결과 비교.

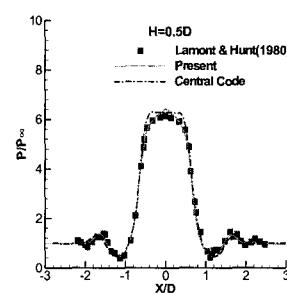


그림5. 거리 0.5D인 경우의 바닥면의 압력분포 비교.

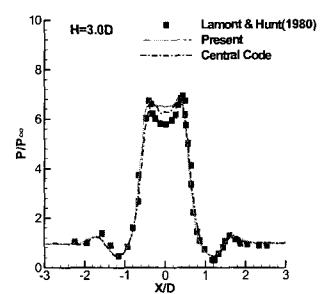


그림6. 거리 3.0D인 경우의 바닥면의 압력분포 비교.

그림5와 그림6은 거리가 0.5D, 3.0D 인 경우에 대한 평판의 압력분포를 계산치와 실험치를 서로 비교한 것이다. 사각형 기호표시가 실험을, 실선이 본 연구결과이고, 점선은 중앙 차분을 사용하는 전산코드의 해석결과이다. 이들 두 그림에서 3.0D의 경우 평판 중심의 압력이 차이를 보이는데 이는 실험에서 separation bubble이 발생하여 압력이 낮아지는 현상을 계산에서 잘 모사하지 못하는 것으로 판단된다.

4.2 실물모터의 평판 충돌제트

실물모터의 특성은 챔버압력이 1500psia, 챔버온도가 2970 K, 모터의 출구 직경은 18.2 cm 이다. 모터가 점화되고 화염이 바닥에 충돌하는 과정과 이후 유도탄의 상승운동은 비정상상태이나 격자수가 많은 3차원 유동의 비정상상태 수치해를 얻기 위해서는 많은 계산 노력과 비용이 요구된다. 그러므로 본 연구에서는 격자수가 80만 정도인 평판충돌제트 유동에 대하여 정상상태와 비정상상태 유동해를 계산하여 정상상태 유동해석에서의 시간해석을 근사적으로 유추하였다. 그림7과 그림8은 각각 비정상상태와 정상상태 해석결과이며, 압력레벨(기압단위)을 0과 3.0 사이를 0.03 간격으로 나타낸 것이다. 이들 두 해석결과가 서로 동일함을 알 수 있으며 unsteady 해석에서는 sub iteration 횟수를 20회로 하였다. 그림 9와 그림10에 평판 중심의 압력을

반복계산 수에 대하여 나타내었다. 그림9에서 시간 간격은 1회의 반복 계산 당 약 1.2×10^{-5} 초이며 이와 상응하는 steady해석은 unsteady계산에 비하여 약 5배의 반복계산이 소요됨을 알 수 있다. 그러나 실제적으로 unsteady 해석에서는 구간반복계산을 수행하므로 steady 해석보다 더 많은 cpu 시간을 필요로 한다. 그림11은 그림9의 비정상상태 해석결과 중 2000회 이상 반복계산에서 나타나는 주기적인 특성(2.8 kHz)을 확대한 것이며 이는 평판 위의 충격파가 진동하고 있음을 의미한다.

그림12는 노즐 출구면과 평판 바닥사이의 거리변화에 따른 충격파의 위치를 나타낸다. 그림에서 사각형 기호의 test motor는 평판 충돌제트 해석을 위하여 소형 모터를 제작하여 시험한 형상이며 모터의 특성은 챔버압력이 1200 psia, 챔버온도는 2952 K이며 노즐 출구의 직경이 3.3 cm이다. 삼각형 기호는 real motor에 대한 해석결과를 의미한다. 그림에서 L1, L2, L3는 각각 첫 번째 shock shell, 두 번째 shock shell, 세 번째 shock shell의 위치를 의미한다. 그림 12를 통해서 유동해석결과 충격파가 형성되는 모양은 거리에 대한 함수임을 알 수 있으며 거리가 변하여도 바닥면과 충격파의 거리는 일정함을 알 수 있다.

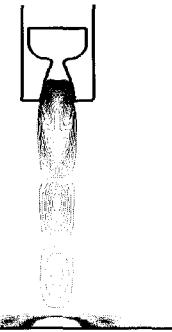


그림7. unsteady 해석 결과

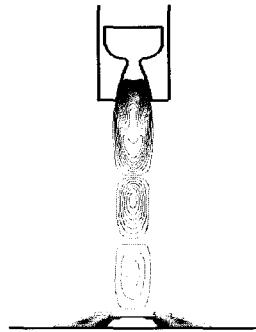


그림8. steady 해석 결과

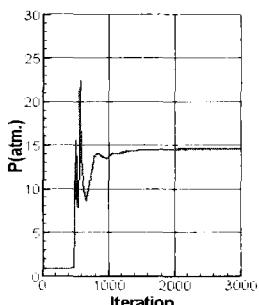


그림9. unsteady 해석

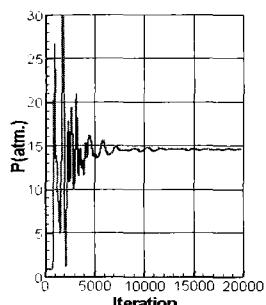


그림10. steady 해석

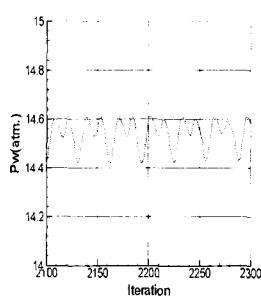


그림11. unsteady 해석.

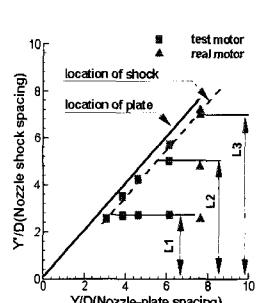


그림12. 충격파 위치.

4.3 발사대 내부유동해석

발사대는 추진모타의 화염을 공유하기 위한 하부의 연실과 밖으로 배출하기 위한 중앙의 연통으로 구성되며, 수치계산 격자수는 약 200백만 점이다. 화염의 배출 관점에서 여러 가지 연통의 형상과 그 면적에 대해서 해석하였다. 그림13은 연통 중심부의 마하수 분포를 나타냈으며 점화초기의 마하수 0.9에서 점차 속도가 감소하는 시간대의 유동해석 결과이다. 그림14와 동일한 시간대의 연실 바닥면의 압력분포와 xy-plane의 마하수 분포를 그림14와 그림15에 각각 나타냈으며, 그림14에서 높은 압력부분이 유도탄이 위치한 부분이다. 연실 내부에서의 전체 유동은 그림14를 기준으로 대각선 방향으로 흐름이 형성되므로 노즐의 대각선 방향의 연통 마하수가 더 높음을 그림13에서도 알 수 있다. 노즐 끝과 연실사이 내부유동은 연실 내부의 벽면의 영향을 받아서 화염이 심하게 요동을 치는 현상을 보이므로 그림14의 화염이 충돌하는 면의 압력은 3과 20기압 사이에서 진동함이 계산에서 관찰되었다.

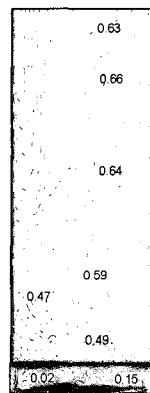


그림13. 마하수분포. 그림14. Plenum 바닥면 압력분포(단위 기압)

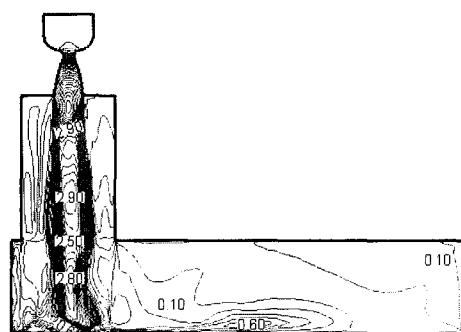
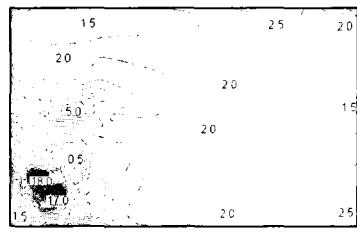


그림15. xy-plane의 마하수 분포.

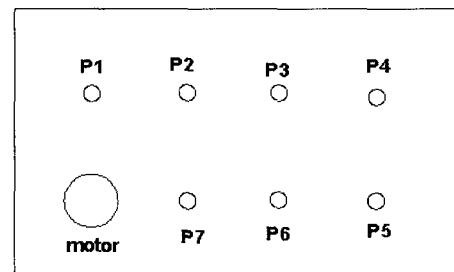


그림16. 압력 계측지점(plenum top).

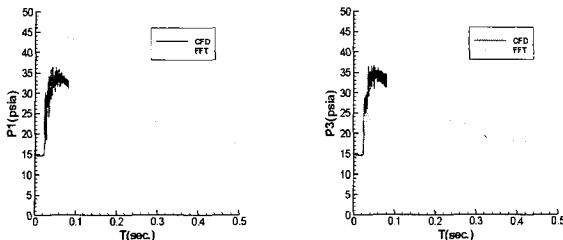


그림17.a 압력 P1 비교. 그림 17.b 압력 P3 비교.

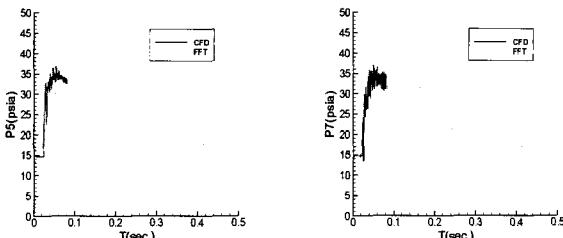


그림17.c 압력 P5 비교. 그림 17.d 압력 P7 비교.

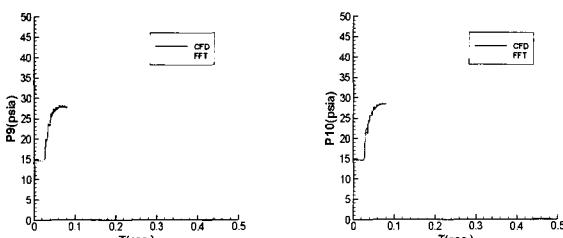


그림17.e 압력 P9 비교. 그림 17.f 압력 P10 비교.

유도탄 발사 시험시 연실 윗면에서의 압력계측지점(P1, P2,...)을 그림16에 표시하였으며 측정된 압력과 계산된 압력을 비교한 결과를 그림17.a-f에 제시하였다. 유동해석은 steady 계산을 수행하였으나 4.2절의 평판 충돌제트 문제에서 unsteady와 steady의 상관 관계를 이용하여 대략적인 시간에 대한 해석을 하여 그림17에 반영한 결과이다. 그림17.a-d는 그림16에서 그 위치가 확인되며 측정된 압력과 계산된 압력이 비교적 서로 유사한 경향을 보임을 알 수 있다. 또한 그림17.e와 그림17.f(P9, P10)는 연통 중간부분의 동일한 높이 위치를 나타내며, 계산에서는 두 개의 압력이 동일하나 측정된 자료는 상당한 차이를 보이고 있다. 유동해석은 로켓모터가 충분히 점화된 상태에서부터 계산을 수행하여 모터에서는 동일한 모멘텀을 분출하는 것으로 가정하였으나 실제 측정된 자료는 모터가 점화되고 나서 유도탄이 발사대를 이탈하므로 실제 상황과 차이가 있을 수 있다.

5. 결 론

평판 충돌제트 유동에 대한 유동해석을 수행하여 발표된 자료와 비교하여 유동해석의 정확도를 검증하였다. 또한 시험 및 실물모터를 이용하여 노즐출구와 평판사이의 거리를 변화시키면서 평판위에서의 충격파의 형성과 shock shell 의 형성 및 그 경향을 해석하였다.

평판 충돌제트문제에서 steady와 unsteady의 유동해석을 통하여 격자수가 많은 발사대 내부 유동에 대한 근사적인 시간진행을 해석하였다. 발사대 내부 유동해석을 수행하여 연실과 연통의 온도 및 압력을 해석하여 표면 삭마 및 발사대 구조물 안

정성 설계에 필요한 자료를 산출하였다. 발사대 유동은 연통을 통하여 화염배출이 잘 이루어짐을 확인하였다.

참고문헌

- [1] Jon Y. Yagla, "Internal Ballistics of Weapon Launching Systems," Naval Engineering Journal, May 1983.
- [2] B.J. York, N. Sinha, and S.M. Dash, "Navier-Stokes Simulation of Plume/Vertical Launching System Interaction Flowfields," AIAA Paper 92-0839.
- [3] J.J. Bertin, R.S. Bertin, and A. Yung, "The Launch-Tube Flow-Field for a Vertical Launching System," AIAA Paper 88-0332
- [4] 홍승규, 이광섭, "Application of Characteristic Boundary Conditions in the Flux-Difference Splitting Framework," 대한기계학회 '99년도 유체공학부문 춘계학술강연회 강연집 pp.141-158, 한양대학교, 1999. 5. 14.
- [5] K. S. Lee, S. K. Hong and S. O. Park, "Improvement in Flux-Difference Splitting Algorithm for Accurate and Robust Flow Simulation," Computational Fluid Dynamics Journal, Vol. 10, No. 2, July 2001.
- [6] Lamont, P.J. and Hunt, B.L., "The impingement of Underexpanded Axisymmetric Jets on Perpendicular and Inclined Flat Plates," Journal of Fluid Mechanics, 100., 1980, pp.471-511.
- [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. et al., "CSCM for Splitting the Hyperbolic Systems of Gasdynamics with Computed Boundaries for Real and Perfect Gases," June 1982.
- [9] 홍승규, 이광섭, "CFDS기법에 연계된 특성경계조건의 응용성에 대한 소개," 한국전산유체공학회지, 제5권 제1호. 2000. 5.
- [10] K. Matsuno, "A Time-Accurate Iterative Scheme for Solving the Unsteady Compressible Flow Equations," AIAA-89-1992-CCCP
- [11] Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic model for Separated Turbulent Flows," AIAA-78-257, Jan. 1978.