

CFD를 이용한 초음속 유도탄 기저항력 예측

이복직^{*1}

BASE DRAG PREDICTION OF A SUPERSONIC MISSILE USING CFD

Bok Jik Lee^{*1}

Accurate prediction of a supersonic missile base drag continues to defy even well-rounded CFD codes. In an effort to address the accuracy and predictability of the base drags, the influence of grid system and competitive turbulence models on the base drag is analyzed. Characteristics of some turbulence models is reviewed through incompressible turbulent flow over a flat plate, and performance for the base drag prediction of several turbulence models such as Baldwin-Loman(B-L), Spalart-Allmaras(S-A), $k-\epsilon$, $k-\omega$ model is assessed. When compressibility correction is injected into the S-A model, prediction accuracy of the base drag is enhanced. The NSWC wind tunnel test data are utilized for comparison of CFD and semi-empirical codes on the accuracy of base drag predictability: they are about equal, but CFD tends to perform better. It is also found that, as angle of attack of a missile with control fins increases, even the best CFD analysis tool we have lacks the accuracy needed for the base drag prediction.

Key Words: 전산유체역학(CFD), 기저항력(Base Drag), 난류모델(Turbulence Model)

1. 서 론

유도탄의 항력은 유도탄의 성능 및 정확도에 직결되는 공력 파라미터로서, 크게 압력항력(또는 조파저항, wave drag), 표면 마찰항력(skin friction), 그리고 기저항력(base drag)으로 구성된다. 그러나 항력은 다른 공력 파라미터와는 달리 정확히 예측 또는 측정하기가 쉽지 않다. 항력을 제외한 공력계수는 고양각 등의 예외적인 조건을 제외하고는 마하수의 함수로서 비행체의 형상에 대한 상사만으로 풍동시험으로부터 비교적 정확한 값을 얻을 수 있으나, 항력은 마하수와 레이놀즈수의 함수이므로 두 상사변수를 모두 만족시켜야 정확하게 측정할 수 있다. 현재의 풍동시험 기술로는 항력에 영향을 주는 레이놀즈수를 시험에서 정확히 구현하기가 어려운 것이 현실이다.

압력항력과 표면 마찰항력에 대해서는 여러 가지 경험식과 많은 시험데이터가 있고, 전산유체역학(CFD)을 통한 연구 등으로 예측 정확도가 꾸준히 향상되어 왔다. 항력의 성분 중에

서 예측 또는 시험을 통한 측정이 가장 어려운 것이 기저항력이다. CFD를 통한 기저항력 예측의 부정확성은 난류모델에 기인한 것이고, 풍동시험의 부정확성은 레이놀즈수 차이뿐 아니라 풍동시험 모형의 지지장치(sting 또는 strut 등)에 의한 기저유동의 오염 때문이다. 지난 수십 년간 항력을 정확히 측정 또는 예측하기 위한 많은 연구들이 수행되어 왔으며, 자력을 이용해 모델을 지지함으로써 모델지지부의 영향을 없애는 방법, 그리고 난류 모델의 성능 개량 등은 그 예이다.

최근에는 CFD를 이용하여 기저항력을 정확하게 예측하기 위한 노력이 경주되고 있으며, 이러한 연구의 방향은 크게 DNS(Direct Numerical Simulation), LES(Large Eddy Simulation), DES(Detached Eddy Simulation) 등 비교적 계산 비용이 큰 기법들을 이용하는 것과, RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식에 기초하여 난류 모델의 적절한 선택 및 개량을 통하여 예측 정확도를 높이고자 하는 방향으로 나누어 볼 수 있다.

본 논문은 RANS 방정식에 기초한 CFD 기법을 이용한 초음속 기저항력 예측에 관한 연구이며, 몇 가지 난류모델에 대해 단순 난류경계층 문제를 통한 기본적인 신뢰성 검증과 초음속 기저항력 예측에 영향을 주는 요인들에 대해 언급하고자 한다.

접수일: 2006년 8월 31일, 심사완료일: 2006년 9월 13일.

1 정회원, 국방과학연구소 3체계 2부 1팀

* Corresponding Author E-mail: deggilla@gmail.com

2. 지배방정식 및 수치기법

지배방정식은 일반화된 곡선 좌표계로 나타낸 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 공간차분은 중심차분법이 적용되었으며, 시간차분은 내재적 시간전진 기법으로서 1차 정확도의 Euler Backward 기법과, 행렬구조의 단순화를 위해 Beam-Warming 알고리즘에 따른 근사분할과 대각화 형태를 얻는 AF-ADI 기법을 채택하였다. 또한 공간에 대한 중심차분법을 사용하므로 안정성을 위해 인공 점성항이 사용되었다. 인공 점성은 Jameson[1] 이 제안한 방식을 적용하여 다음과 같은 형태를 갖는다.

$$A V_{\xi} = \nabla_{\xi} [C_{\xi} (\epsilon^{(2)} \Delta_{\xi} - \epsilon^{(4)} \Delta_{\xi} \nabla_{\xi} \Delta_{\xi})] (J \hat{Q}) \quad (1)$$

$$\Delta_{\xi} Q = Q(\xi + 1, \eta, \zeta) - Q(\xi, \eta, \zeta)$$

$$\nabla_{\xi} Q = Q(\xi, \eta, \zeta) - Q(\xi - 1, \eta, \zeta)$$

$$C = \frac{1}{J} [(|U + a \sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2}|) + (|U + a \sqrt{\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2}|) + (|U + a \sqrt{\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2}|)]$$

여기에서 2차 및 4차 인공점성 계수는 다음과 같이 정의된다.

$$\epsilon^{(2)} = K_2 \Delta t f f = \max [f_{\xi}, f_{\eta}, f_{\zeta}] \quad (2)$$

$$f_{\xi} = \frac{P(\xi + 1, \eta, \zeta) - 2P(\xi, \eta, \zeta) + P(\xi - 1, \eta, \zeta)}{P(\xi + 1, \eta, \zeta) + 2P(\xi, \eta, \zeta) + P(\xi - 1, \eta, \zeta)}$$

3. 난류모델

난류 모델은 Baldwin-Lomax(이후 B-L 모델), k-ε, k-ω, 그리고 Spalart-Allmaras(이후 S-A 모델) 모델을 사용하였다. 초음속 유동은 압축성 효과를 고려하여 해석하였다. k-ε과 k-ω 모델은 k 방정식에 Sarkar의 압축성 모델[2]을 고려하였고, S-A 모델에는 Spalart-Secundov의 방법[3,4]을 적용하였다. B-L 모델은 압축성 보정을 하지 않았다.

4. 난류 모델의 비교 : 비압축성 평판유동

비압축성 유동을 기초로 개발된 난류모델의 검증을 위해 실험적 해가 존재하는 평판 상의 비압축성 난류문제[5,6]를 해석하였다. 유동조건은 마하수 0.2, 압력 14.7 psia, 온도 530°R 이다. 평판의 길이는 16.7 feet 이며 계산 영역 및 격자는 Fig. 1과 같다.

평판 난류유동의 해석결과로부터 산출한 표면 마찰항력을 Fig. 2에 제시하였다. 계산 결과 평판 앞부분을 제외(k-ε, k-ω

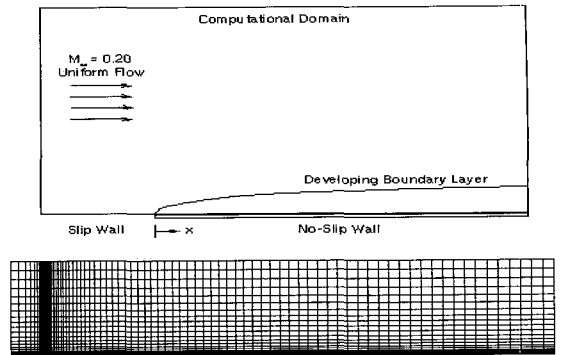


Fig. 1 Computational domain and mesh(111×81)

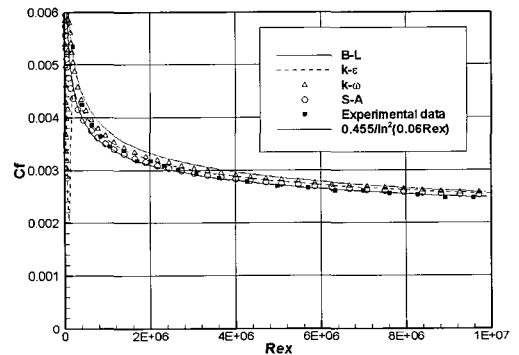


Fig. 2 Skin friction coefficients

모델)하고는 고려한 난류모델들의 마찰계수 예측은 실험값과 비슷한 결과를 보임을 알 수 있다. 참고로 마찰계수를 국소 레이놀즈수(Rex, local Re)로 간단히 산출할 수 있는 식[7]을 Fig. 2에 함께 제시하였다.

격자 민감도를 알아보기 위하여 벽면으로부터 첫 번째 격자의 y+를 1, 5, 10, 30으로 하는 네 종류의 격자에 대해 계산을 수행하였으며, 각각의 표면 마찰항력 산출 결과를 Fig. 3에 비교하였다. k-ε 모델과 S-A 모델은 y+ 10 이하에서는 격자간격에 무관한 결과를 얻을 수 있는 반면, B-L 모델과 k-ω 모델은 격자 간격에 민감한 특성을 보인다. S-A 모델의 경우 성긴 격자에서의 오차가 가장 작은 장점을 보인다.

또한 각 난류모델을 이용한 평판 해석 결과로부터 경계층 내에서의 와점성계수 분포를 Fig. 4에 제시하였다.

이상의 검증 및 비교 분석을 통하여 난류 경계층 해석에 있어서 k-ε 모델과 S-A 모델이 가장 신뢰할 만한 결과를 보였으며, 계산 비용과 해의 강건성 및 수렴성을 고려하면 S-A 모델이 engineering 설계 업무에는 더 적합한 것으로 판단된다.

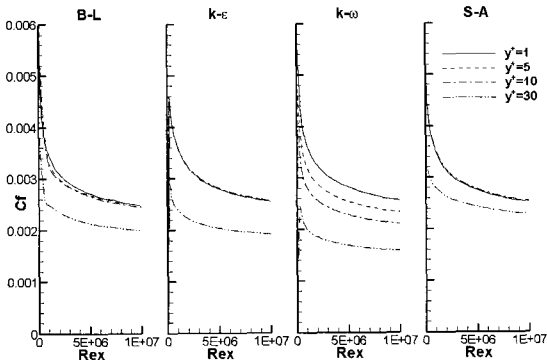


Fig. 3 Sensitivity test of each turbulence models for y^+

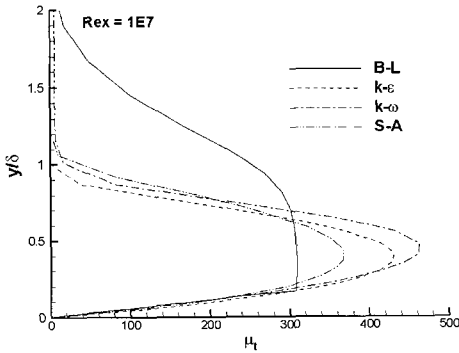


Fig. 4 Turbulent viscosity profile

5. 초음속 기저항력 예측

5.1 받음각이 0인 경우

NSWC(Naval Surface Warfare Center)의 풍동시험 모형에 대한 기저항력을 산출하였다. 풍동 모형은 길이 10 inch의 tangent ogive와 26 inch의 실린더 형상이며, 직경은 5 inch이다. 격자는 Fig. 5와 같이 O-type의 1-block 격자계와 H-type의 2-block 격자계를 준비하였다.

두 격자계와 B-L, S-A, 그리고 k-ε의 세 가지 난류모델을 이용하여 마하수 2, 3, 4, 받음각 0°, 레이놀즈수 $2 \times 10^6/\text{ft}$ 인 조건에서 축대칭 해석을 수행하였다.

Fig. 6에 격자에 따른 기저유동의 차이를 나타내었다. Fig. 6 (a)는 마하수 2, k-ε 모델을 사용한 경우이고, (b)는 마하수 3, B-L 난류 모델을 사용한 경우이다. 1-block과 2-block 격자에 대해 기저 유동의 등 마하수 분포가 다를 수 있음을 확인할 수 있다.

기저항력 산출결과를 NSWC의 실험결과와 Lamb의 correlation[8] 및 AP98[9]의 결과와 비교하여 Fig. 7에 나타내

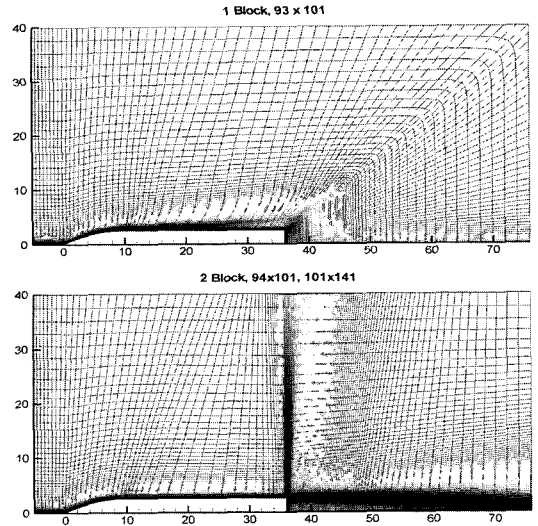
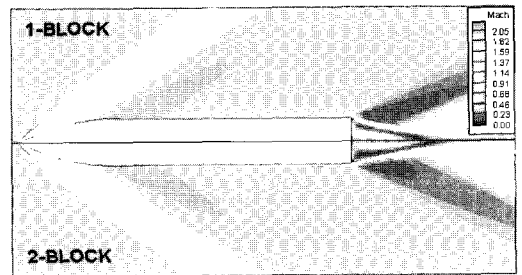
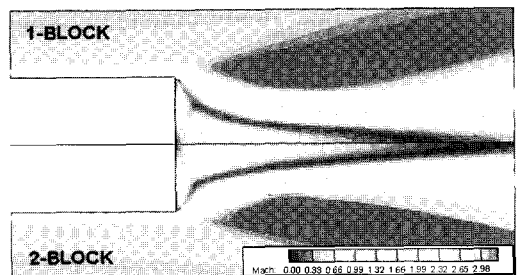


Fig. 5. Computational Meshes for ogive+cylinder



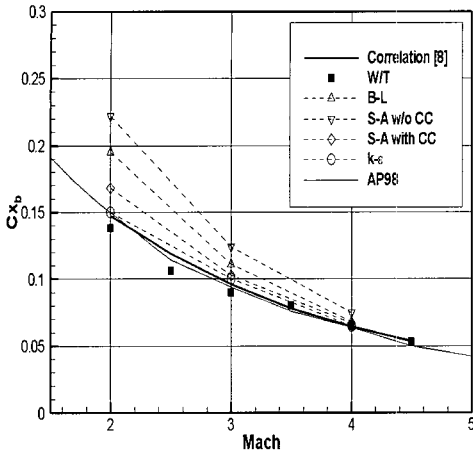
(a) Mach 2, k-ε model



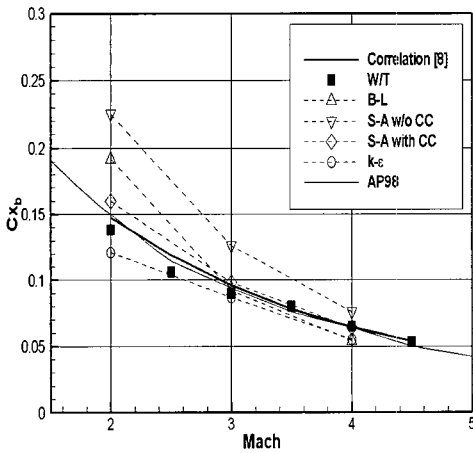
(b) Mach 3, B-L model

Fig. 6 Base flow difference between grid systems

었다. Fig. 7 (a), (b)는 각각 1-block, 2-block 격자에 대한 결과이다. 기저유동 패턴에서 예측되었듯이 B-L과 k-ε 난류모델은 격자계에 따라 기저항력 예측결과가 다른 것을 알 수 있다. 반면에 S-A 모델은 격자의 영향을 크게 받지 않으나, 압축성 보정 유무에 따라 결과는 크게 달라진다. 압축성 보정된 S-A 모델을 사용한 CFD 결과는 실험값에 가장 근접한 결



(a) 1-block results



(b) 2-block results

Fig. 7 Base drag of ogive+cylinder: angle of attack 0°

과를 보이며, 마하수가 증가할수록 실험값에 더 근접하는 것을 알 수 있다.

AP98은 반 경험적 방법으로 실험값을 기본으로 하므로 실험 결과에 가장 근접한 값을 산출한다. Lamb의 correlation은 원추체+실린더 형상에 대한 여러 실험값을 조합하여 만든 관계식으로서 간단한 형상에 대해서는 신뢰할 만한 결과를 제공한다.

5.2 받음각이 있는 경우

5.2.1 조종날개(Control fin)가 없는 경우

격자의 영향을 크게 받지 않는, 압축성 보정된 S-A 모델을 이용하여 받음각에 따른 기저항력을 예측하였다. 1-block 격자

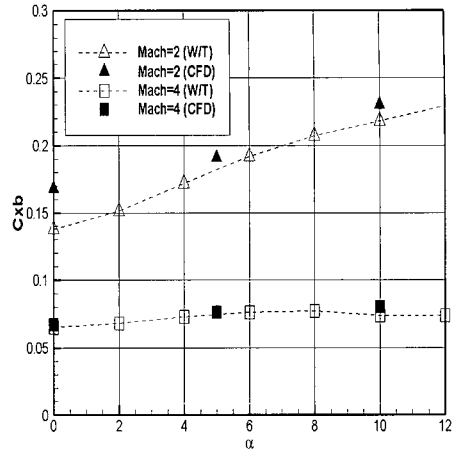


Fig. 8 Base drag of ogive+cylinder vs. angle of attack

계를 사용하였으며, 마하수 2, 4에서 받음각 5, 10°를 해석하였다. 받음각 0°의 경우는 위에서 구한 축대칭 결과를 이용하였다.

조종날개가 없는 ogive+cylinder 형상에 대한 NSWC의 풍동 시험 결과와 CFD 해석결과를 Fig. 8에 나타내었다. 마하수 2, 받음각 0°의 경우는 다른 조건에 비해 상대적으로 큰 오차를 보인다. 조종날개가 없고, 받음각이 있는 경우 압축성 보정된 S-A 난류모델을 이용한 CFD의 초음속 기저항력 예측결과는 실험값에 매우 근접하고 있음을 볼 수 있다.

5.2.2 조종날개가 있는 경우

앞 절에서 본 것과 같이 조종날개가 없는 경우 CFD는 기저유동의 물리적 현상을 잘 포착할 수 있는 것으로 보여진다. 그러나 대부분의 유도탄은 유도탄의 조종을 위해 동체 후미에 조종날개를 부착하게 되며, 기저면의 유동은 이의 영향을 받게 된다. 받음각과 조종날개 변위각이 모두 0°인 경우 기저유동은 조종날개의 영향을 크게 받지 않을 것으로 예상되지만, 그 외의 경우는 조종날개에 의해 기저유동이 변화되고, 따라서 기저항력도 변화된다.

압축성 보정된 S-A 난류모델을 이용하여 조종날개가 부착된 형상에 대한 기저유동을 해석하였다. Fig. 9는 대칭면에서 나타낸 등 마하수 분포로, 해석 조건은 마하수 2, 뱅크각 0°, 받음각 5°, 변위각 5°이다. 받음각과 날개 변위각의 영향으로 위와 아래에서 두 개의 와류가 비대칭적으로 형성되어 있음을 볼 수 있다.

Fig. 10에 뱅크각, 받음각, 날개 변위각을 변화시켜 계산된 기저항력을 실험 데이터에 근거한 AP98 산출 결과와 비교하여 나타내었다. 조종날개가 없는 경우와는 달리 조종날개의

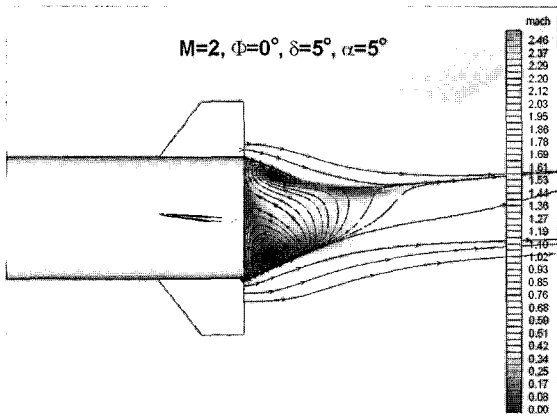


Fig. 9 Base flow with angle of attack and deflection of control fins (Mach 2, Bank angle 0°)

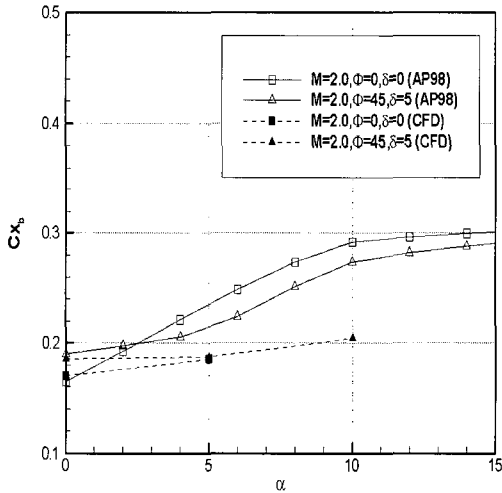


Fig. 10 Base drag prediction with angle of attack and deflection of control fins: AP98 vs. CFD

변위로 인해 변화된 유동장에서 CFD로 예측된 기저항력은 실험값에 근거한 AP98의 결과와 큰 차이를 보이고 있다. 이러한 결과는 받음각과 날개 변위에 의해 형성되는 복잡한 초음속 유도탄 기저부 유동을 CFD로 정확히 예측하기가 어렵다는 것을 보여준다.

6. 결 론

본 논문에서는 CFD를 이용하여 초음속 유도탄 기저항력 예측에 관한 연구를 수행하였다. 비압축성 평판 유동을 이용하여 CFD에 적용된 B-L, k-ε, k-ω, S-A 등의 난류모델에 대한 검증은 하였으며, B-L, k-ω 모델은 벽면 격자 간격에 민감하

고 S-A 모델은 상대적으로 둔감한 특성을 보였다. 초음속 기저유동 해석 및 기저항력 예측에 영향을 주는 요인으로 각 난류 모델별 성능, 난류모델의 압축성효과 보정, 그리고 격자 구성에 따른 예측결과를 살펴보았다. 고려한 대부분의 난류모델이 격자 구성에 따라 차이를 보였으나 압축성 보정된 S-A 모델이 상대적으로 격자에 둔감하였다. S-A 모델을 통하여 압축성효과 보정이 초음속 기저항력 예측 성능 개선에 매우 중요함을 확인하였다. 조종날개가 없는 유도탄 형상의 기저항력에 대해서는 압축성 보정된 S-A 모델이 가장 실험값에 근사한 결과를 보였다. 그러나 조종날개의 변위 및 받음각이 있는 경우에는 CFD를 이용한 기저항력 예측이 풍동시험 결과에 기초한 AP98의 데이터와 차이가 있어 정확한 실험 자료 확보 및 복합적인 기저부 유동에서의 기저항력 예측성능 향상에 대한 연구가 요구된다.

참고문헌

- [1] Jameson, A., Schmidt, W. and Turkel, E., "Numerical Simulation of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time Stepping Schemes," *AIAA* 1981-1259.
- [2] Sarkar, S., Erlebacher, G., Hussaini, M.Y. and Kreiss, H. O., "The Analysis and Modeling of Dilatational Terms in Compressible Turbulence," *NASA Contract No. NAS1-18605*.
- [3] Forsythe, J.R., Hoffmann, K.A. and Squires, K.D., "DES with Compressibility Corrections Applied to a Supersonic Axisymmetric Base Flow," *AIAA-02-0586*.
- [4] Spalart, P.R., "Trends in Turbulence Treatments," *AIAA-2000-2306*.
- [5] Wiegardt, K. and Tillman, W., 1951, "On the Turbulent Friction Layer for Rising Pressure," *NACA TM-1314*.
- [6] <http://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/fpturb/fpt-urb.html>.
- [7] White, F.M., 1974, *Viscous Fluid Flow*, 1st Edition, *McGraw-Hill*, p.498.
- [8] Lamb, J.P. and Oberkampf, W.L., 1995, "Review and Development of Base Pressure and Base Heating Correlations in Supersonic Flow," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.32, No.1.
- [9] Moore, F.G., McInville, R.M. and Hymer, T., 1998, "The 1998 Version of the SWCDD Aeroprediction Code: Part II-Program User's Guide and Source Code Listing," *NSWCDD/TR-98/73*.