

초음속 유도탄 기저항력 예측의 불확실성

안 효 근*, 홍 승 규*, 이 복 직*, 안 창 수*

Uncertainties In Base Drag Prediction of A Supersonic Missile

H. K. Ahn*, S. K. Hong*, B. J. Lee*, and C. S. Ahn*

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-Lomax(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 파라미터로써, 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 마하수의 함수로서 비행체의 형상에 대한 상사만으로 풍동시험으로부터 비교적 정확한 값을 얻을 수 있으나, 항력은 마하수와 레이놀즈수의 함수이므로 두 상사변수를 모두 만족시켜야 정확한 항력을 측정할 수 있다. 현재의 풍동시험 기술로는 항력에 영향을 주는 레이놀즈수를 시험에 정확히 구현하기가 어려운 것이 현실이다.

압력항력과 표면 마찰항력에 대해서는 여러 가지 경험식과 많은 시험데이터가 있고, 전산유체역학을 통

한 연구 등으로 정확도가 꾸준히 향상되어 왔다. 항력의 성분 중에서 예측 또는 시험을 통한 측정이 가장 어려운 것이 기저항력이다. 기저항력 예측의 부정확성은 난류모델에 기인한 것이고, 풍동시험의 부정확성은 레이놀즈수뿐만 아니라 풍동시험 모형을 지지하는 지지 장치(sting 또는 strut등)에 의한 기저유동의 오염 때문이다. 지난 수십년간 항력을 정확히 측정 또는 예측하기 위한 많은 연구들이 수행되어 왔으며, 자력을 이용해 모델을 지지함으로써 모델지지부의 영향을 없애는 방법, 그리고 난류모델의 성능 개량 등은 그 예이다.

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

* 국방과학연구소, 정희원

2. 지배방정식 및 수치기법

지배방정식은 일반화된 곡선 좌표계로 나타난 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 공간차분은 중심차분법이 적용되었으며, 시간차분은 내재적 시간전진 기법으로서 1차 정확도의 Euler Backward 기법과, 행렬구조의 단순화를 위해 AF-ADI 기법을 채택하였다. 또한 공간에 대한 중심차분법을 사용하므로 수치적 안정성을 위해 Jameson-style¹ 인공 점성항을 사용하였다.

3. 난류모델

난류모델은 Baldwin-Lomax(이후 B-L 모델), $k-\epsilon$, $k-\omega$, 그리고 Spalart-Allmaras(이후 S-A 모델) 모델을 사용하였다. 초음속 유동은 압축성 효과를 고려하여 해석하였다. $k-\epsilon$ 과 $k-\omega$ 모델은 k 방정식에 Sarkar의 압축성 모델²을 고려하였고, S-A 모델에는 Spalart-Secundov의 방법^{3,4}을 적용하였다. B-L 모델은 압축성 보정을 하지 않았다.

4. 난류모델의 비교 : 비압축성 평판유동

비압축성 유동을 기초로 개발된 난류모델의 성능 비교를 위해 실험적 해가 존재하는 평판 상의 비압축성 난류문제^{5,6}를 해석하였다. 유동조건은 마하수 0.2, 압력 14.7 psia, 온도 530°R 이다. 계산 격자, 실험결과 등의 정보는 Ref. 6에서 구할 수 있다. 평판의 길이는 16.7 feet 이며 계산 영역은 Fig. 1과 같다.

계산결과를 Fig. 2에 나타내었다. 계산결과 평판 앞부분을 제외($k-\epsilon$, $k-\omega$ 모델)하고는 고려한 난류모델들의 마찰계수 예측은 실험값과 비슷한 결과를 보임을 알 수 있다. 참고로 마찰계수를 local Re로 간단히 계산할 수 있는 식을 Fig. 2에 함께 제시하였다.

이외에 격자에 대한 민감도와 경계층에서의 와점성계수를 산출하여 난류모델의 성능을 비교하였다. 격자 민감도는 첫 번째 격자의 y^+ 를 1, 5, 10, 30의 네 종류의 격자에 대해 해석하였다. 해석결과 고려된 난류모델들은 비슷한 정확도의 표면마찰계수를 예측하였다. 단, $k-\omega$ 모델은 격자 간격에 매우 민감한 특성을 보였다.

난류유동을 특징짓는 와점성계수 계산의 경우 B-L 모델을 제외한 세가지 난류모델은 최대값의 차

이는 있지만 경계층 내에서 비슷한 난류 점성계수 값을 계산함을 보였으나, B-L 모델은 벽면에 가까운 영역에서는 다른 모델들과 비슷한 분포를 보인 반면 바깥 영역에서는 신뢰하기 어려운 결과를 보였다. 분석 결과 $k-\epsilon$ 모델과 S-A 모델이 난류 경계층에 가장 신뢰할 만한 결과를 보였으며, 계산시간과 강건성 및 수렴성을 고려하면 S-A 모델이 engineering 설계업무에는 더 적합한 것으로 생각된다.

5. Slender Body의 기저항력 예측

5.1 받음각이 0인 경우

NSWC(Naval Surface Warfare Center)의 풍동시험 모형에 대한 기저항력을 산출하였다. 풍동모형은 길이가 10, 26 inch인 tangent ogive와 실린더 형상이며, 직경이 5inch이다. 격자는 Fig. 3과 같이 O-type의 1-block 격자계와 H-type의 2-block 격자계를 준비하였다.

Fig. 3의 두 격자계와 B-L, S-A, 그리고 $k-\epsilon$ 의 세가지 난류모델을 이용하여 마하수 2, 3, 4, 받음각은 0°이며, Re는 모두 $2 \times 10^6/\text{ft}$ 인 조건에서 축대칭 유동장을 해석하였다.

Fig. 4에 격자에 따른 기저유동의 변화를 나타내었다. Fig. 4 a)는 마하수 2, $k-\epsilon$ 모델을 사용한 경우이고, b)는 마하수 3, B-L 난류모델을 사용한 경우이다. 1-block과 2-block 격자에 대해 기저유동의 등 마하수 분포가 다를 수 있음을 확인할 수 있다.

기저항력 산출결과를 NSWC의 실험결과와 Lamb의 correlation⁸ 및 AP98⁹의 결과와 비교하여 Fig. 5에 나타내었다. Fig. 5 a), b)는 각각 1-block, 2-block 격자에 대한 결과이다. 기저유동 패턴에서 예측되었듯이 B-L과 $k-\epsilon$ 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 만족스럽지는 않지만 실험값에 가장 근접한 결과를 보이며, 마하수가 증가할수록 실험값에 더 근접하는 것을 알 수 있다.

AP98은 반 경험적 방법으로 실험값을 기본으로 하므로 실험결과에 가장 근접한 값을 산출한다. Lamb의 Correlation은 원추체+실린더 형상에 대한 실험값을 조합하여 만든 관계식으로 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 (C-C) S-A 난류모델을 이용하여 받음각에 따른 기저항력을 예측하였다. 1-bolck 격자계를 사용하였으며, 마하수 2, 4에서 받음각 5, 10°를 해석하였다. 받음각 0°의 경우는 앞에서 구한 축대칭 결과를 이용하였다.

조종날개가 없는 오자이브+실린더 형상에 대한 NSWC의 풍동시험 결과와 CFD 해석결과를 Fig. 6에 나타내었다. 마하수 2, 받음각 0°의 경우는 다른 조건에 비해 상대적으로 큰 오차를 보인다. 조종날개가 없고, 받음각이 있는 경우 실린더 형상에 대해 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 된다. 조종날개의 부착위치는 많은 경우에 동체의 뒷부분에 위치하기 때문에 기저면의 유동은 조종날개의 영향을 받는다. 받음각과 조종날개 변위각이 모두 0°인 경우 기저유동은 조종날개의 영향을 크게 받지 않을 것으로 생각되지만, 그 외의 경우는 조종날개에 의해 기저유동은 변화되고, 따라서 기저항력도 변화된다.

압축성 보정된 S-A 난류모델을 이용하여 조종날개가 부착된 형상에 대한 기저유동을 해석하였다. Fig. 7은 대칭면에서 나타낸 등 마하수 분포로, 해석 조건은 마하수 2, 뱅크각 0°, 받음각 5°, 변위각 5°이다. 받음각과 날개 변위각의 영향으로 위와 아래에서 두개의 와류가 비대칭적으로 형성되어 있음을 볼 수 있다.

Fig. 8에 뱅크각, 받음각, 날개 변위각을 변화시켜 계산된 기저항력을 실험결과에 근거한 AP98의 결과와 비교하여 나타내었다. 조종날개가 없는 경우와는 달리 조종날개의 변위로 인해 변화된 유동장을 CFD는 잘 포착하지 못하는 것으로 보여진다. CFD로 예측된 기저항력은 실험값에 기반한 AP98의 결과와 큰 차이를 보이고 있음을 알 수 있다. 이러한 결과는 받음각과 날개 변위에 의해 형성되는 복잡한 초음속 유도

탄 기저부 유동을 CFD로 정확히 예측하기가 어렵다는 것을 보여준다.

6. 결 론

본 논문에서는 초음속 유도탄 기저항력 예측에 관한 연구를 수행하였다. 비압축성 유동에서 여러 가지 난류모델의 특성을 파악하였고, 초음속 기저유동 해석 및 기저항력 예측에 영향을 주는 요인으로 각 난류모델별 성능, 난류모델의 압축성 효과보정, 그리고 격자 구성에 따른 예측결과를 살펴보았다. 고려한 대부분의 난류모델이 격자 구성에 따라 다른 결과를 예측했으며, 압축성 효과 보정이 기저항력 예측에 큰 영향을 주는 것을 확인하였다. 조종날개가 없는 유도탄 형상의 기저항력은 압축성 보정된 S-A 난류모델이 가장 실험값에 근사한 결과를 보였다. 그러나 조종날개의 변위 및 받음각에 의해 교란된 기저부의 유동장 해석은 아직 개선의 여지를 보이고 있다.

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-00-2306.
- [5] Wieghardt, K. and Tillman, W., "On the Turbulent Friction Layer for Rising Pressure", NACA TM-1314, 1951.
- [6] www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/fpturb/fpturb.html.
- [7] White, F. M., *Viscous Fluid Flow*, 1st Edition, 1974, McGraw-Hill, pp498.
- [8] Lamb, J. P. and Oberkampf, W.L., "Review and

Development of Base Pressure and Base Heating Correlations in Supersonic Flow," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.32, No.1, 1995.

[9] Moore, F. G., McInville, R. M., and Hymer, T., "The 1998 Version of the SWCDD Aeroprediction Code: Part II- Program User's Guide and Source Code Listing," NSWCDD/TR-98/73, 1998

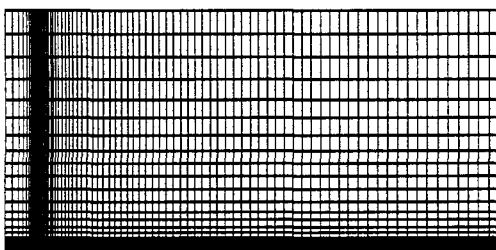
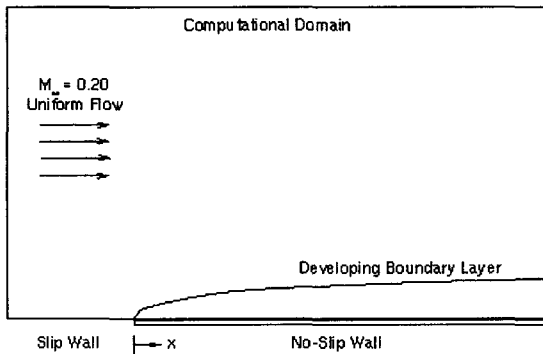


Fig.1 평판유동 계산영역 및 격자($y^+=1$)

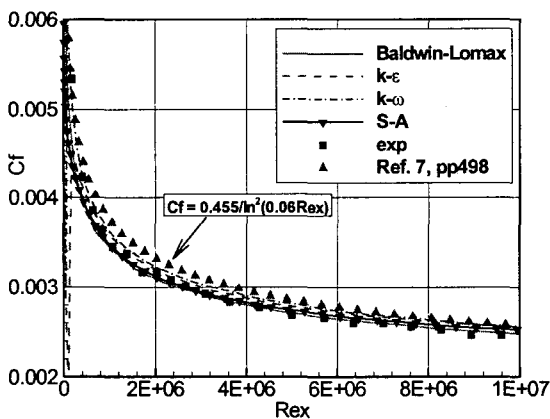


Fig. 2 평판유동 계산결과 : 표면마찰계수

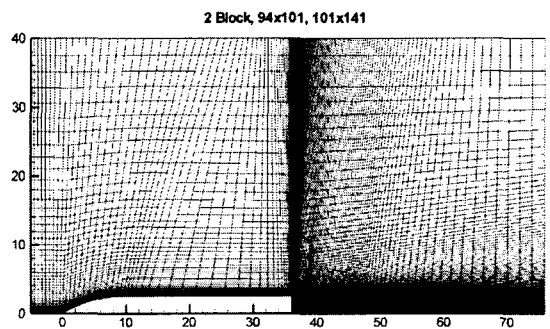
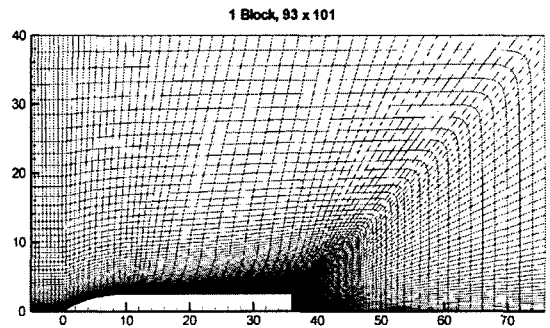
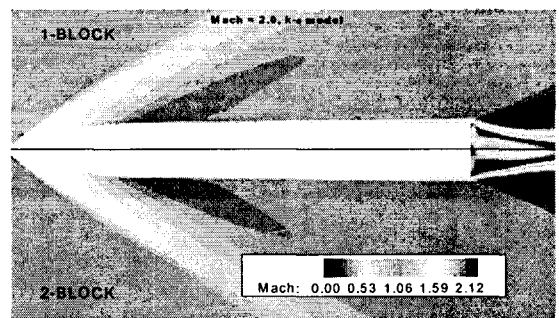
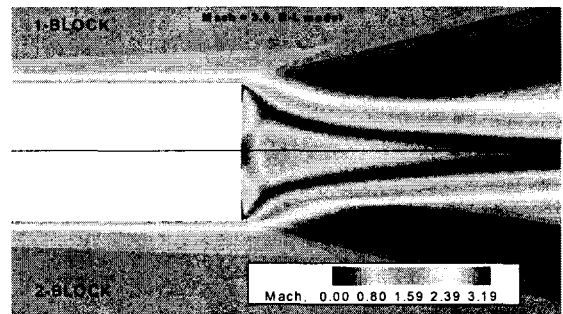


Fig. 3 오자이브+실린더 계산격자

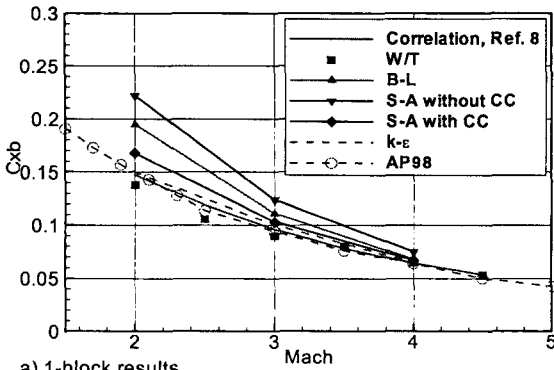


a) 마하수 2, $k-\epsilon$ 난류모델

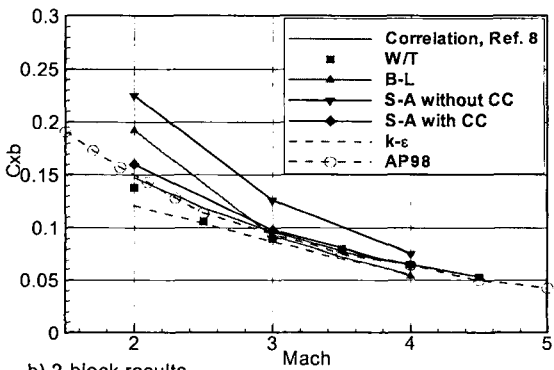


b) 마하수 3, Baldwin-Lomax 난류모델

Fig. 4 격자에 따른 기저유동 변화



a) 1-block results



b) 2-block results

Fig. 5 오자이브+실린더의 기저항력: 받음각 0°

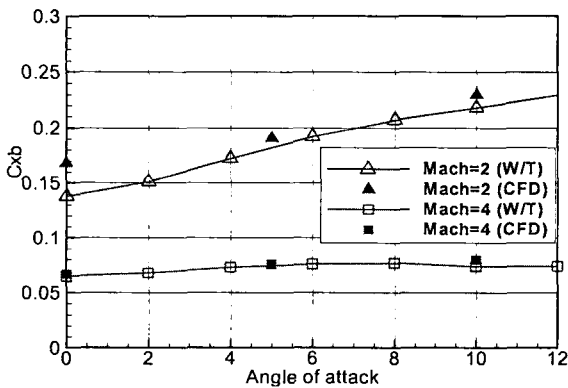


Fig. 6 오자이브+실린더의 받음각에 따른 기저항력

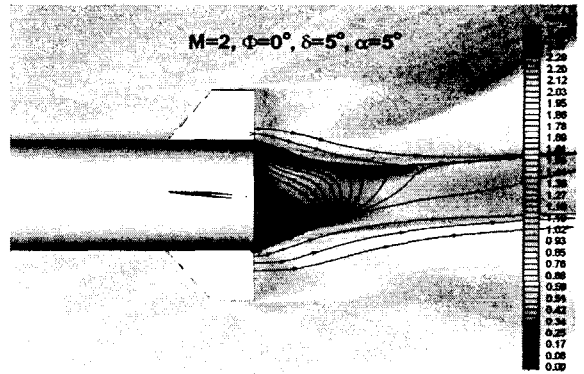


Fig. 7 받음각 및 조종날개에 의한 기저부 유동변화: 마하수 2, 뱅크각 0°, 받음각 5°, 변위각 5°

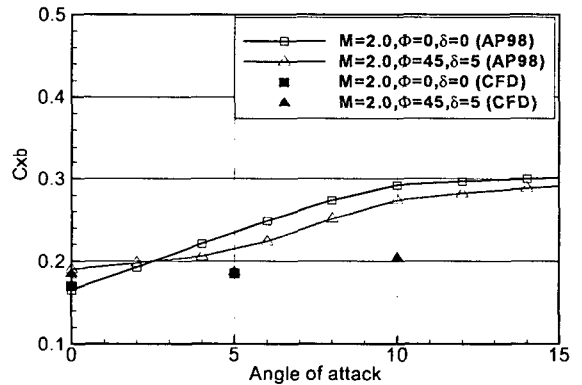


Fig. 8 받음각 및 조종날개 변위각이 포함된 기저항력 예측: AP98과 CFD의 비교