

## 난류 유동장에 대한 CFDS 기법의 수치적 연구

문성목\*·김종암\*\*·노오현\*\*·홍승규\*\*\*

### Numerical study of CFDS scheme for turbulent flow

Seong Mok Moon\*, Chongam Kim\*\*, Oh Hyun Rho\*\* and Seung Kyu Hong\*\*\*

**Key Words :** CFDS scheme(CFDS 기법), turbulent flow(난류 유동장), one-equation turbulence model(1-방정식 난류 모델)

An evaluation of one algebraic and two one-equation eddy viscosity-transport turbulence closure models as implemented to the CFDS(Characteristic Flux Difference Splitting) scheme is presented for the efficient computation of the turbulent flow. Comparisons of Baldwin-Lomax model as algebraic turbulence model and Baldwin-Barth and Spalart-Allmaras model as one-equation turbulence model are presented for three test cases for 3-dimensional flow. The numerical result of the CFDS scheme is examined through comparison with the experimental data.

#### 1. 서론

본 연구에서는 지난 10여 년 동안 국방과학연구소에서 개발되어온 전산유체해석 CFDS 코드에 1-방정식 난류모델을 추가하여 여러 난류 유동장에 대해서 검증하였다. Roe의 FDS를 근간으로 한 CFDS 기법은 지배방정식을 보존변수에서 특성변수로 변환함으로써 경계면에서 특성경계조건 적용을 용이하게 하기 위한 방법이다. CFDS 기법에 적용된 난류 모델은 대수적 난류 모델인 Baldwin-Lomax 난류 모델[1]과 1-방정식 난류 모델인 Baldwin-Barth[2], Spalart-Allmaras[3] 난류모델이며, 검증을 위해 다양한 난류 유동장에 적용되었다.

지난 10년 동안 소개된 몇몇 1-방정식 난류 모델은 대단위 벡터 및 병렬 슈퍼컴퓨터의 출현과 CFD(Computational Fluid Dynamics) 수치 해석 알고리즘의 발전과 더불어 복잡한 3차원 형상을 갖는 물체 주위의 유동장을 보다 정확하고 효율적으로 해석할 수 있게 하였다. 이미 선진국은 형상 설계 도구로서 CFD의 효율성을 높여가고 있으며, 이러한 시점에서 넓은 영역의 유동 범위와 고속, 고양각의 유동 조건에서 발생하는 강한 충격파와 넓은 유동박리영역을 안정적이면서 정확하게 예측할 수 있는 난류 모델은 필수 불가결하다고 결론지을 수 있다. 난류 유동장을 해석하기 위한 수단으로써 1개의 전달 방정식만으로 와점성 계수를 구하려는 개념은 1940년대 Kolmogorov[4]에 의해 처음 고안되었으며, 그 후 벽면에서의 난류 계수 교정(near wall calibration)과 와점성 방정식의 효율적인 수치해법을 통하여 Baldwin-Barth는 실용적인 1-방정식 난류 모델을 개발하였다. 그 이후 1-방정식 난류 모델은 Spalart-Allmaras등 수많은 연구자들에 의해 기본적인 골격은 유지되면서 복잡한 문제에 훌륭히 적용되어 왔다.

본 연구에서는 CFDS 기법에 난류 유동장을 적용할 경우 각

난류 모델별로 비교하였으며, 3차원 유동에 대해 마하수 0.84 ONERA M6 날개, 마하수 1.98 Tangent ogive cylinder, 마하수 2.89 경사충격파/경계층 상호작용에 대해서 검증하였다. 또한 실험치와 비교함으로써 각 난류 모델의 정확도와 CFDS 기법의 타당성을 파악하였다.

#### 2. 본론

##### 2.1 수치기법

3차원 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식을 일반화된 곡선 좌표계에 대해 나타내면 다음과 같다.

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

여기서  $\hat{Q}$ 는 보존 변수,  $\hat{F}$ ,  $\hat{G}$ ,  $\hat{H}$ 는 비점성플럭스,  $\hat{F}_v$ ,  $\hat{G}_v$ ,  $\hat{H}_v$ 은 점성플럭스를 나타낸다.

CFDS 코드에서는 공간차분 기법으로 풍상차분법(upwind)인 Roe의 플럭스 분할 기법을 기본으로 하고 이의 변형인 Conservative Supra-Characteristic Method(CSCM)을 이론적으로 재정립하고 향상시킨 소위 Characteristic Flux Difference Splitting(CFDS) 방법을 사용한다. CFDS 기법은 지배방정식을 보존변수에서 특성변수 또는 원시변수로 변환함으로써 궁극적으로 경계면에서 특성경계조건 적용을 용이하게 하기 위한 변환기법을 채택한다.

따라서 CFDS 코드에서는 특성방정식을 경계면(boundary plane)에서 플럭스 분할 기법에 연계(coupling)시키는 방법을 사용하여 경계조건을 구한다. 이 코드에서 사용하고 있는 특성방정식의 기본 개념은 N-S 방정식이 내포하고 있는 특성치의 특성을 분석하여, 계산 경계면을 출입하는 특성치의 일부는 사용하고 일부는 모델링하여 가능한 한 원래의 N-S 방정식이 갖고 있는 정보를 최대한 활용하여 경계조건에의 불확실성을 최소화하는 데 목적이 있다[5].

\* 서울대학교 기계항공공학부 대학원, msmsnu@lycos.co.kr  
\*\* 서울대학교 기계항공공학부, chongam@plaza.snu.ac.kr  
\*\*\* 국방과학연구소, skhong99@kornet.net

## 2.2 난류 모델

CFDS 기법에 적용된 난류 모델은 대수적 난류 모델인 Baldwin-Lomax 난류 모델, 1-방정식 난류 모델인 Baldwin-Barth[2], Spalart-Allmaras[3] 난류 모델이다. 그 중 Baldwin-Lomax 난류 모델은 널리 알려진 모델이므로 여기서 자세한 설명은 생략하고자 한다[1].

### Baldwin-Barth 난류 모델[2]

Baldwin-Barth 난류 모델은 최근 문헌에 소개된 1-방정식 난류 모델 중에서 최초로 나온 모델중 하나이며, 2-방정식 표준  $k-\epsilon$  난류 모델에서 유도되었다.

$$\frac{DR}{Dt} = (C_{\epsilon_2} f_2 - C_{\epsilon_1}) \sqrt{RP} + \sqrt{\gamma} \frac{M_\infty}{Re} \left( \nu + \frac{\nu_T}{\sigma_\epsilon} \right) \quad (8)$$

$$\frac{\partial^2 R}{\partial x_j^2} - \sqrt{\gamma} \frac{M_\infty}{Re} \frac{1}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \nu_T \frac{\partial R}{\partial x_j} \right)$$

여기서 우변의 첫 번째 항에서 P가 생성항이며, 두 번째와 세 번째 항은 소산항을 말한다. 그리고 난류 점성계수는 다음과 같이 계산된다.

$$\mu_T = \rho \nu_T = \rho C_\mu R D_1 D_2 \quad (9)$$

여기서 각 항의 상수들과 함수에 관한 설명을 생략한다.

### Spalart-Allmaras 난류 모델[3]

1-방정식 난류모델 중 비교적 최근에 개발된 Spalart-Allmaras 난류 모델은 실험적인 방법과 차원 해석적인 방법에 의해 만들어졌으며, 박리작용을 고려한 trip항이 첨가되어 있는 것이 특징이다. 하지만 trip항은 보통 유동박리점이 잘 알려져 있는 경우에 사용 되는 것으로, 그렇지 못한 대부분의 일반적인 계산에서는 생략하여도 무방하다.

$$\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = c_{bl} \tilde{S} \tilde{\nu} + \sqrt{\gamma} \frac{Re}{M_\infty} \frac{1}{\sigma} [\nabla \cdot ((\nu + (1 + c_{bl}) \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu} - c_{bl} \tilde{\nu} \nabla^2 \tilde{\nu})] - \sqrt{\gamma} \frac{Re}{M_\infty} [c_{wl} f_w] \left[ \frac{\tilde{\nu}}{d} \right]^2 \quad (12)$$

여기서 우변의 첫 번째 항은 생성항이고, 두 번째 항이 소산항이며, 세 번째 항이 소멸항이다. 그리고 난류 점성계수는 다음과 같이 계산된다.

$$\mu_T = \rho \tilde{\nu} f_{vl} \quad (13)$$

위에서 사용된 각 상수들과 함수에 관한 설명은 생략한다.

## 2.3 결과 및 고찰

### Tangent ogive 실린더 주위의 유동장

3차원 초음속 난류 유동에 대하여 마하수 1.98인 Tangent ogive cylinder 주위 유동에 받음각 5도, 10도에 대해서 해석하였다. 각 난류 모델의 정확도를 검토하기 위하여 흐름방향 벽면 압력계수를 실험치[6]과 비교하였다. 레이놀즈수는 cylinder 직경을 기준으로  $4.5 \times 10^5$ 으로 하였다. Fig. 1는 수치계산을 위하여 사용된 O-O형 격자이며, 격자수는  $41 \times 25 \times 65$ 이다. 또한 난류 경계층을 포착하기 위해 Y+min이 2이내를 유지할 수 있도록 밀집시켰다. 모델의 길이는 10 caliber이며, 선두부는 tangent ogive형으로 3 caliber이다. 여기서 바람 받는 쪽(windward side)을 기준으로  $\theta$ 값이 0도가 되고, 반대쪽(leeward side)은 180도를 나타낸다.

Fig. 2은 받음각 5도일 때  $\theta$ 가 0도일 때와 180도일 때의 벽면압력계수를 나타내었다.  $\theta=0$ 도일 때는 세 모델 모두 일치된 계산결과를 보여주고 있으며,  $\theta=180$ 도일 경우 실험치와 비교적으로 일치하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 3은 받음각이 10도일 때 벽면 압력계수를 나타내고 있으

며, 받음각이 5도일 때와 마찬가지로  $\theta=0$ 일 때에는 세 모델 모두 일치된 결과를 보여주고 있다. 그리고  $\theta=180$ 도일 경우는 유동 박리현상이 지배적인 영역으로 실험치도 다소 불안정한 면을

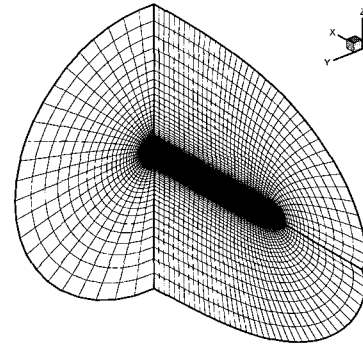
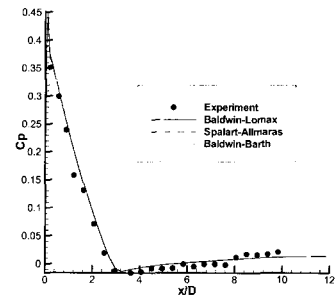
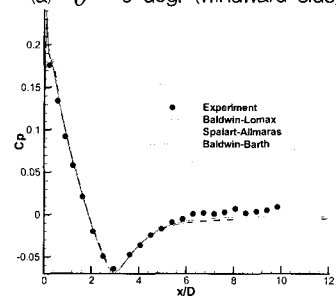


Fig. 1. Tangent ogive cylinder O-O type grid

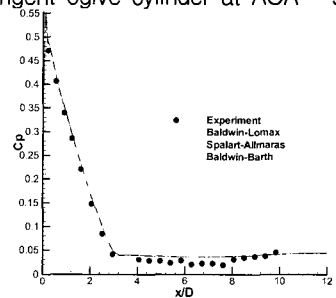


(a)  $\theta = 0$  deg. (windward side)

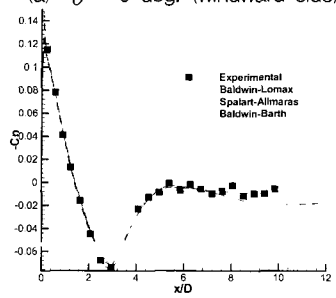


(b)  $\theta = 180$  deg. (leeward side)

Fig. 2. Streamwise surface pressure of tangent ogive cylinder at AOA = 5deg.



(a)  $\theta = 0$  deg. (windward side)



(b)  $\theta = 180$  deg. (leeward side)

Fig. 3. Streamwise surface pressure of tangent ogive cylinder at AOA = 10deg.

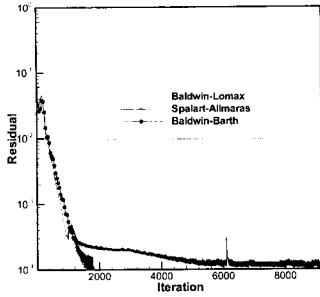


Fig. 4. Convergence history for the tangent ogive cylinder at AOA = 10deg.

보이고 있다. 이 경우 Baldwin-Barth 난류 모델이 가장 좋은 결과를 보여 주고 있으며, Spalart-Allmaras 모델과 Baldwin-Lomax 모델은 서로 비슷한 경향을 보이고 있다. 이로써 CFD 기법이 강한 충격파가 존재하는 초음속 난류 유동장에서도 훌륭히 적용될 수 있음을 확인할 수 있다. Fig. 4는 받음각이 10도인 경우 CFD 기법에 대해 세 난류 모델별로 수렴곡선을 비교하였다. 1-방정식 난류 모델은 초기 오차값의  $10^{-4}$ 까지 약 1700번 이내의 반복계산을 필요로 했지만, Baldwin-Lomax 난류 모델은 약 9200번의 반복계산이 필요하였다. 이로써 유동박리현상이 지배적인 유동에서는 1-방정식 난류 모델이 Baldwin-Lomax 난류 모델보다 더 나은 수렴성을 보여 주고 있다.

#### ONERA M6 날개 주위의 유동장

3차원 초음속 유동장에 대해서 CFD 기법의 정확도를 파악하면서 각 난류 모델별로 비교하기 위해 ONERA M6 날개 주위의 유동을 해석하였다. 날개의 제원은 앞전 후퇴각이 30도, 종횡비(aspect ratio)가 3.8, 테이퍼비가 0.56이며, 자유류 조건으로 마하수는 0.84, 날개뿌리 시위에 기준한 레이놀즈수가  $1.47 \times 10^7$ , 받음각 3.06도이다. 이 조건에서의 유동형태는 날개 윗면에  $\lambda$ 형의 충격파가 형성되는 데, 이러한 성질과 잘 알려진 실험치[7]로 인해 수치해석 코드의 검증용 문제로 많이 해석되고 있다. 사용된 격자는 Fig. 5와 같이 4개의 블록으로 구성되어 있으며, 각각의 격자수는  $25 \times 49 \times 33$ ,  $73 \times 49 \times 33$ ,  $73 \times 49 \times 33$ ,  $25 \times 49 \times 33$  이고, 날개의 벽면 첫 번째 격자는  $5 \times 10^{-5}$ 이다. Fig. 6은 날개의 스펠 방향으로 각 단면에서의 압력계수 분포 곡선을 나타낸 것이다. Fig.6-(a)은 익근에서 익단방향으로 20%에 위치하고 있는 단면의 압력계수 분포이다. Baldwin-Lomax 난류 모델은 날개 앞전에서의 압력을 제대로 예측하지 못하는 데 반해, 다른 두 1-방정식 난류 모델은 실험치와 일치된 결과를 보이고 있다. 44% 위치에서 충격파를 포착하는데 있어서 1-방정식 난류 모델이 Baldwin-Lomax 난류 모델보다 더 나은 결과를 보이고 있다. 그리고 65% 위치에서 날개 아래면 압력 분포를 보면 Baldwin-Lomax 난류 모델이 실험치보다 약간 낮게 예측되었으며, 44%에서와 마찬가지로 충격파를 포착하는데 있어서 1-방정식 난류 모델이 더 나은 결과를 보이고 있다.

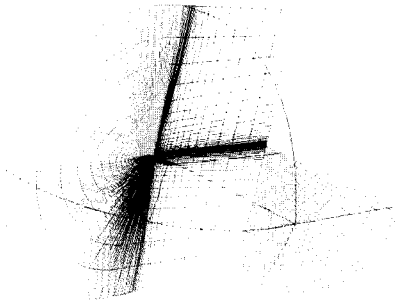
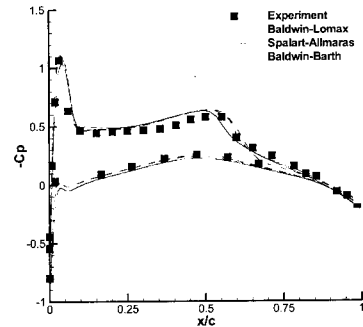
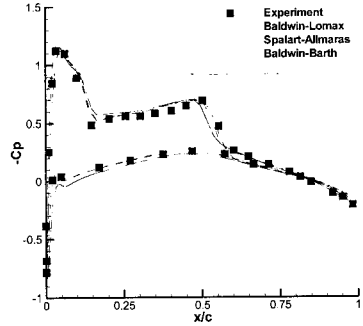


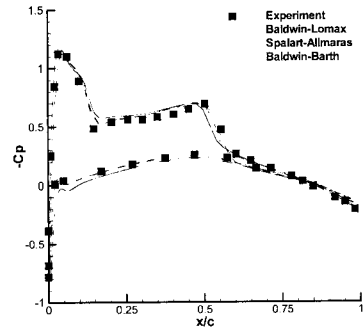
Fig. 5. ONERA M6 wing C-O type grid



(a) 20% semispan location



(b) 44% semispan location



(c) 65% semispan location

Fig. 6. Comparison of surface pressure coefficient over ONERA M6 wing

#### 3차원 충격파/경계층 상호작용

지금까지와는 달리 3차원 충격파/경계층 상호작용은 복잡한 난류 현상을 포함하고 있으며, 강한 압축성, 충격파-유동박리로 대표되는 문제이다. 기본적인 형상은 경사각 20도의 콘(cone)형상과 cylinder형상이 복합된 형태로서 중심선이 서로 1.27cm 어긋나 있다. Cylinder의 위쪽은  $\theta=0$ 도이고 아래쪽은  $\theta=180$ 도를 나타낸다. 자유류 조건으로 마하수는 2.89이고 레이놀즈수는 최대 직경을 기준으로  $1.92 \times 10^6$ , 받음각은 0도이다. Fig. 7은 3차원 충격파/경계층 상호작용에 관한 격자이며, 격자수는  $160 \times 50 \times 70$ 이다. 난류 경계층을 포착하기 위해 벽면 첫 번째 격자는  $Y_{\min}$ 이 1이내가 되도록 밀집시켰다.

Fig. 8은 세 난류 모델에 대한 흐름방향 표면 압력 분포를 나타낸 것으로 수치계산 결과는 Wideman 등[8]의 실험결과와 비교하였다.  $\theta=0$ 도일 때 Baldwin-Lomax 난류 모델은 충격파 위치를 포착하는 면에서 실험치와 일치하였으나, 그 다음 유동박리 영역에서 실험치보다 높게 예측되는 것으로 나타났으며, 1-방정식 난류 모델은 대체로 실험치와 비슷한 경향을 보이는 것으로 나타났다.  $\theta=90$ 도는 형상의 측면을 가리키며, 형상의 비대칭으로 인한 이차류는 강한 3차원 효과를 야기한다. Baldwin-Lomax 난류 모델인 경우 충격파를 제대로 포착하지 못하고 있으며, 또한

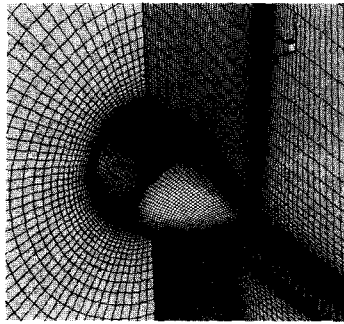


Fig. 7. 3D Shock wave/boundary layer interaction grid

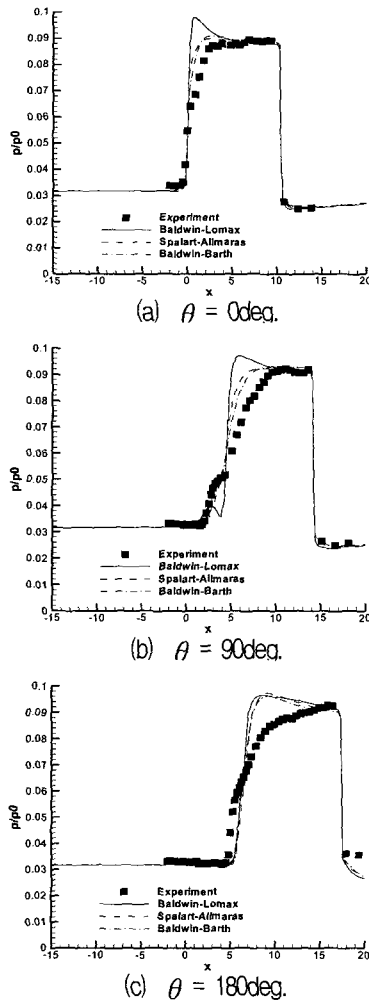


Fig. 8. Streamwise surface pressure over 3D shock wave/boundary layer interaction

유동박리영역에서도 전혀 다른 물리적인 해를 보여주고 있다.  $\theta = 180$ 도에서는  $\theta = 0$ 도로부터 유입된 이차류로 인하여 경계층 두께가  $\theta = 0$ 도보다 두꺼우며, 유동박리가 지배적인 영역으로 세 모델 모두 비슷한 경향을 보여 주고 있다. 3차원 충격파/경계층 상호작용은 복잡한 난류 현상을 포함한 유동장으로써 난류 모델에 따라 많은 차이를 보이고 있지만, 위에서 본 바와 같이 CFDS 기법이 복잡한 3차원 형상을 갖는 물체 주위의 유동 해석에 훌륭히 적용될 수 있음을 보여주고 있다.

### 3. 결론

본 연구에서는 지난 10여 년 동안 국방과학연구소에서 개발되어온 CFDS코드에 1-방정식 난류 모델을 추가하였으며,

Baldwin-Lomax 난류 모델과의 비교를 통하여 여러 난류 유동장에 대해서 CFDS 기법의 타당성을 검증하였다. 3차원 유동장에 관해 Tangent ogive cylinder와 ONERA M6 날개, 3차원 충격파/경계층 상호작용에 관하여 해석하였다. Tangent ogive cylinder의 경우 받음각이 10도인 유동박리가 지배적인 영역에서는 1-방정식 난류 모델이 Baldwin-Lomax 난류 모델보다 더 나은 수렴성을 보여 주었으며, ONERA M6날개에서는 충격파를 포착하는 면에서 1-방정식 난류 모델이 더 나은 결과를 보이고 있다. 그리고 3차원 충격파/경계층 상호작용과 같이 복잡한 난류 현상을 포함한 경우에도 충격파를 포착하는 면이나 유동박리를 예측하는 측면에서도 1-방정식 난류 모델이 Baldwin-Lomax 난류 모델보다 훨씬 나은 성능을 보이고 있다. 이로써 위의 3가지 검증문제를 통해서 살펴본 바에 의하면 여러 난류 모델과의 비교를 통해서 CFDS 기법이 난류 유동장에서도 훌륭히 적용될 수 있음을 확인할 수 있었다. 이로써 CFDS 기법이 복잡한 3차원 형상을 갖는 물체 주위의 난류 유동장을 보다 정확하고 효율적으로 예측함으로써 형상 설계 및 해석에 매우 유용하게 사용될 수 있을 것이다.

### 후 기

본 연구는 국방과학연구소의 기초연구 과제 지원 “CFD 유동 해석의 응용성 증대”(과제번호 ADD-00-3-2)에 의한 연구결과 의 일부이며, 이에 깊은 감사를 드립니다.

### 참고문헌

- [1] Baldwin, B. S., and Lomax, H., "Thin Layer Approximate and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow," AIAA-78-257, Jan. 1978.
- [2] Baldwin, B. S., and Barth, T. J., "A One-Equation Turbulence Transport Model for High Reynolds Number Wall-Bounded Flows," AIAA-91-0610, Jan. 1991.
- [3] Spalart, P. R., and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA-92-0439, Jan. 1992.
- [4] Kolmogorov, A. N., "The Equations of Turbulent Motion in an Incompressible Fluid," *Isv. Acad. Sci. USSR, Phys.* 6 1942, pp. 56-58.
- [5] 홍승규, 이광섭, "Application of Characteristic Boundary Conditions in the Flux-Difference Splitting Framework," 대한기계학회 '99년도 유체공학부문 춘계학술강연회 강연집, pp. 141-156, 한양대학교, 1999. 5.
- [6] Perkins, E. W., and Jorgensen, L. H., "Comparison of Experimental and Theoretical Normal-Force Distributions (Including Reynolds Number Effects) on an Ogive-Cylinder Body at Mach Number 1.98," NACA TN-3716, May, 1956.
- [7] Schmitt, V., and Charpin, "Pressure Distributions on the ONERA M6 Wing at Transonic Mach Numbers," Experimental Data Base for Computer Program Assessment. Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04, AGARD AR 138, May 1979.
- [8] Wideman, J. K., Brown, J. L., Miles, J. B., and Ozcan, O., "Surface Documentation of a 3-D Supersonic, Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction," NASA TM-108824, June 1994.