

## 特輯論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(3), 233-240(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.3.233

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## CFD를 이용한 천음속 날개-동체 형상 해석

김영화\*, 강은지, 안효근

## Numerical Simulation for Transonic Wing-Body Configuration using CFD

Younghwa Kim\*, Eunji Kang and HYOKEUN AHN

Agency for Defense Development

## ABSTRACT

The flowfield around transonic wing-body configuration was simulated using in-house CFD code and compared with the experimental data to understand the influence of several features of CFD(Computational Fluid Dynamics) ; grid dependency, turbulence models, spatial discretization, and viscosity. The wing-body configuration consists of a simple planform RAE Wing 'A' with an RAE 101 airfoil section and an axisymmetric body. The in-house CFD code is a compressible Euler/Navier-Stokes solver based on unstructured grid. For the turbulence model, the  $k-\omega$  model, the Spalart-Allmaras model, and the  $k-\omega$  SST model were applied. For the spatial discretization method, the central differencing scheme with Jameson's artificial viscosity and Roe's upwind differencing scheme were applied. The results calculated were generally in good agreement with experimental data. However, it was shown that the pressure distribution and shock-wave position were slightly affected by the turbulence models and the spatial discretization methods. It was known that the turbulent viscous effect should be considered in order to predict the accurate shock wave position.

## 초 록

본 연구에서는 전산유체역학의 특징에 대한 이해를 위해 천음속 날개-동체 주위의 유동장을 In-house 전산유체 코드로 해석하여 시험 결과와 비교하였다. 날개는 RAE 101 익형 단면을 가진 RAE Wing 'A'이며 동체는 축대칭 형상이다. In-house 코드는 비정렬 격자 기반의 압축성 Euler/Navier-Stokes 해석 코드이다. 격자에 대한 의존도, 난류 모형, 공간차분 기법, 점성/비점성의 영향을 시험 결과와 비교하여 살펴보았다. 난류 모형은  $k-\omega$  모형, Spalart-Allmaras 모형,  $k-\omega$  SST을 적용하였고, 공간차분 기법은 Jameson의 인공 점성을 도입한 중앙 차분 기법과 Roe의 풍상 차분 기법을 적용하였다. 대체적으로 시험 결과를 잘 예측하였으나, 압력분포 및 충격파의 위치가 난류 모형 및 공간 차분 기법에 따라 조금씩 다르게 예측되었으며, 정확한 충격파 위치를 예측하기 위해서는 난류 점성 효과가 고려되어야 함을 알 수 있다.

**Key Words** : Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Compressible Flow(압축성 유동), Transonic Flow(천음속 유동), Wing-Body configuration(날개-동체 형상)

† Received : November 8, 2016      Revised : January 25, 2017      Accepted : February 4, 2017

\* Corresponding author, E-mail : yhkim0426@add.re.kr

## I. 서론

유동현상을 예측하는 방법들로는 이론적인 해석이나 반경험적인 기법, 전산유체역학을 통한 해석 기법과 풍동시험 등을 통한 실험적 기법이 있다. 이론적인 해석이나 반경험적인 방법들로는 복잡한 유동 현상을 정확하게 해석할 수 없고, 실험적 기법들은 시험 설비 및 모델 제작 등에 따른 비용 부담으로 인해 전산유체해석에 대한 의존도가 증가하고 있다. 최근 컴퓨터 성능의 발달로 전산유체역학의 적용 분야가 확대되고 있으며, 해석 규모가 대형화 되고 있다. 항공기 및 유도무기 개발에서도 전산유체역학의 활용도가 급증하여, 대용량 전산유체 해석을 통한 공력 형상 설계 및 6DOF DB 구성도 수행되고 있다[1,2]. 상용전산해석 프로그램에 대한 의존도가 높은 산업체에서는 전산유체역학의 활용도가 증가하는 만큼 비용에 대한 부담도 커지게 된다. In-house 코드를 도입하고 개발하여, 공학적 문제에 활용도를 높이는 것이 상용프로그램의 비용적인 단점을 보완하는 방법이 될 수 있다.

전산유체역학을 항공기 및 유도무기 개발에 적극 활용하기 위해서는 시험 결과와의 비교, 검증 등을 통한 전산유체역학의 특징에 대한 이해가 필요하다. AIAA에서는 2001년부터 CFD Drag Prediction Workshop을 주최하여 전산유체역학의 다양한 수치적 기법들에 대한 해석 결과를 토론하고 있으며[3], 항공우주학회에서도 2015년부터 EFD-CFD Workshop을 주최하여 시험과 전산유체역학에 대한 이해를 도모하고 있다[4].

전산유체해석에서 결과에 영향을 줄 수 있는 요인은 격자, 난류 모형, 공간 차분 기법 등이 있다. 본 연구에서는 보유하고 있는 In-house 전산유체해석 코드가 이러한 요인들에 대하여 어떠한 결과가 나타나는 지 살펴보기 위해 천음속 날개-동체 형상[5]을 해석하여 시험결과와 비교하였으며, 공학적 문제를 해석하는데 적합한 In-house 코드의 조건들을 도출하고자 하였다.

## II. 수치해석기법

### 2.1 지배방정식

본 연구에서는 In-house 전산유체 해석 코드를 사용하여 해석을 수행하였다. In-house 코드는 격자점 중심의 유한 체적 방법을 사용하는 비정렬 격자 기반의 압축성 유체 해석 코드이다. 점성/비점성 및 정상/비정상 해석이 가능하며, 다

중 격자를 사용한 수렴 가속이 가능하다. 3차원 정상상태 압축성 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)방정식을 지배 방정식으로 사용하였고 식 (1)과 같다.

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathbf{F}_I - \mathbf{F}_V) = 0 \quad (1)$$

U는 보존형 유동변수벡터(conservative variable vector)이며,  $F_I$ 는 비점성 유속 행렬(inviscid flux matrices),  $F_V$ 는 점성 유속 행렬(viscous flux matrices)이다.

### 2.2 난류 모형

RANS 해석에서 난류모형에 따라 결과의 차이가 발생한다는 사실은 널리 알려져 있으며, 해석 조건에 따라 적합한 난류 모형의 선택이 중요하다. 공학적 문제에 많이 적용되고 있는 난류 모형은 Boussinesq 가설에 기반한 와점성(Eddy viscosity) 모형들이다. 난류 수송 방정식에 따라 k- $\omega$  2방정식 모형, Spalart-Allmaras 1방정식 모형, k- $\omega$  SST 모형 등과 같은 난류 모형들이 정의된다. Willcox가 제안한 k- $\omega$  2방정식 모형[6]은 난류 운동에너지(turbulent kinetic energy), k와 난류 소산율(turbulent dissipation rate),  $\omega$ 의 수송방정식을 풀어 난류 점성을 계산하게 된다. 역압력 구배가 있는 유동장 해석에 적절하지만, 비물리적인 자유류 의존성이 있는 것으로 알려져 있다. Spalart-Allmaras 난류 모형[7]은 하나의 난류 전달 방정식을 통해 난류 점성을 계산하게 되며, 역압력 구배가 발생하는 경계층 유동에 많이 적용되고 있다. Menter가 제안한 k- $\omega$  SST 모형[8]은 경계층 내부에서 우수한 성능을 가지는 k- $\omega$  모형과 자유 전단층과 외부 영역에서 해석결과가 우수한 k- $\epsilon$  모형을 혼합한 모형이다. 또한 k- $\omega$  모형에서 난류가 지나치게 형성되는 것을 억제하기 위해 난류 운동 에너지 생성항에 제한자를 적용하였다. 벽면 근처의 박리 유동과 같은 역압력 구배 유동을 잘 모사하는 것으로 알려져 있다.

### 2.3 공간 차분 기법

압축성 유동에서 충격과 등과 같은 불연속면을 해석하는 경우 고차 차분의 수치해에서 진동이 발생하는 문제를 겪게 된다. 이를 해결하기 위하여 중앙 차분(central differencing)의 진동을 소산시키는 인공 점성(artificial viscosity)을 추가하는 방법과 쌍곡선형(hyperbolic) 방정식의 파 전달 특성을 이용한 풍상 차분(upwind differencing)

법이 많이 사용되고 있다. 대표적인 방법이 Jameson의 인공 점성을 도입한 중앙 차분 기법과 Roe의 풍상 차분기법[9]이다. Jameson의 중앙 차분 방법은 2차와 4차의 인공 점성을 도입하여 충격파와 같이 변화가 급격한 구간에서 수치해가 진동하는 것을 막아준다. 형태가 간단하여 해석 시간을 절약할 수 있으나 인공 점성 계산에 필요한 계수는 사용자의 경험에 의존하여 정해진다. Roe의 풍상 차분 방법은 물리적인 특징으로부터 결정되는 수치 점성항을 내재하고 있어 급격한 유동 변화가 있는 영역에서 강건한 계산이 가능하지만, 엔트로피 조건을 만족시키지 못하므로 팽창 충격파와 및 carbuncle 현상 등의 문제점이 있다. 따라서 엔트로피 수정 등을 통하여 이러한 문제를 회피하고 있다. 유동 내부에서 불연속면 주변의 비물리적인 수치 진동을 제거하기 위해 min-mod, van Leer, superbee 등의 제한자가 사용된다.

### III. 결 과

#### 3.1 해석 조건

In-house 코드의 전산유체해석 결과를 검증하기 위하여 천음속 날개-동체 형상[5]에 대하여 3차원 정상 상태 압축성 해석을 수행하였다. 날개는 RAE 101 익형 단면을 가진 RAE Wing 'A'이며, 동체는 축대칭 형상이다. 해석 형상과 형상에 관한 기호는 Fig. 1과 같다. 해석 조건은 마하수 0.9, 받음각 1도이다. 전산유체 해석에서 격자 구성, 난류 모형, 공간차분 기법, 점성/비점성의 영향을 살펴보고 표면 압력 분포를 시험결과와 비교하였다. 몇몇 해석 결과에 대해서는 항력계수와 양력계수를 추가로 비교하였다. 항력계수는 기저부를 제외한 형상에 대하여 압력 항력과 마찰 항력으로 나누어 살펴보았고, 압력 항력계수와 마찰 항력계수는 식(2), (3)과 같이 계산할 수 있다.  $q_{\infty}$ 는 동압,  $A_{ref}$ 는 기준 면적,  $p$ 와  $p_{\infty}$ 는

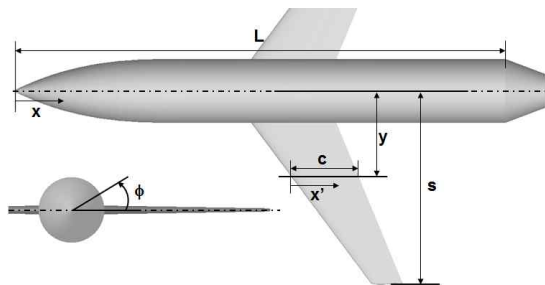


Fig. 1. Wing-body configuration

표면 압력과 자유류 압력,  $\tau_w$ 은 벽면 전단 응력,  $\hat{n}$ 과  $\hat{t}$ 는 표면에 수직/수평한 방향의 벡터,  $\hat{i}$ 는 x방향의 단위 벡터이다.

$$C_{D,pressure} = \frac{1}{q_{\infty}A_{ref}} \int_S (p-p_{\infty})dA(\hat{n} \cdot \hat{i}) \quad (2)$$

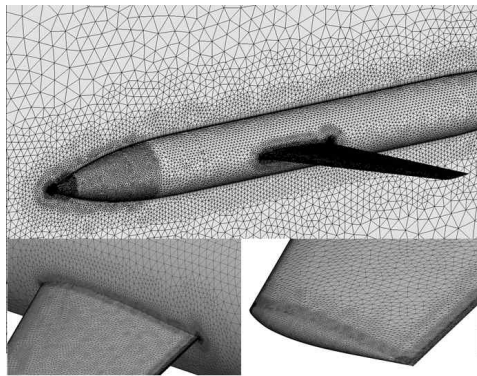
$$C_{D,skin\ friction} = \frac{1}{q_{\infty}A_{ref}} \int_S \tau_w dA(\hat{t} \cdot \hat{i}) \quad (3)$$

#### 3.2 격자의 영향

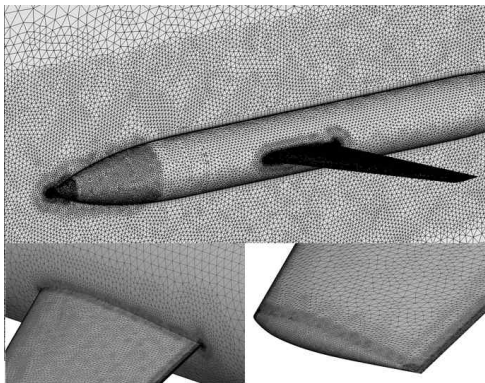
본 연구에서는 비정렬 격자를 사용하였으며, 경계층 해석을 위한 프리즘 격자층과 외부 유동 해석을 위한 사면체 격자로 구성된다. 격자의 영향을 살펴보기 위한 해석은 k- $\omega$  SST 난류 모형과 Jameson의 인공 점성을 도입한 중앙 차분 기법을 사용하였다. 각 격자의 결과에 대하여 항력계수, 양력계수, 표면 압력분포를 비교하였다

우선, 20, 30, 40개의 프리즘 격자층을 구성하여 그 영향을 살펴보았다. 벽면으로부터의 첫 번째 격자는  $y^+ < 1$ 을 만족하도록 하였고, 프리즘 격자층 외부의 격자는 Fig. 2의 Grid 2와 같다. Table 1은 프리즘 격자층에 대한 항력계수 및 양력계수이다. 프리즘 격자층, 즉 벽면에 수직인 방향으로의 격자 조밀도는 경계층 해석과 관계되어 압력 항력계수 보다는 마찰 항력계수의 차이가 더 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. 양력계수는 프리즘 격자층 증가에 따라 1%미만의 차이를 보였다. 프리즘 격자층 30개와 40개의 항력계수는 1%미만의 차이를 보이므로 30개가 해석에 적합한 프리즘 격자층 구성이라고 판단된다.

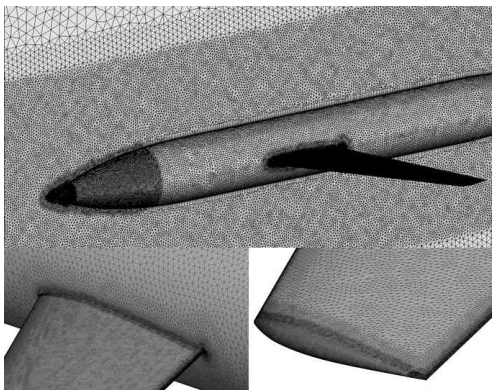
프리즘 격자층 외부의 격자 구성에 대한 영향을 살펴보기 위해 Fig. 2과 같이 Grid 1, Grid 2, Grid 3을 해석에 적용하였다. 격자 정보는 Table 2와 같다. Grid 1과 Grid 2는 표면격자 수는 같으나 주변의 조밀한 영역이 차이가 나며, Grid 3은 표면 격자 및 주변 격자가 모두 조밀한 격자이다. Table 3은 세 가지 격자에 대한 항력계수 및 양력계수이다. 프리즘 격자층 구성은 동일하므로 세 격자의 마찰항력 계수는 유사한 것을 확인할 수 있으며, 압력 항력이 격자가 조밀 할수록 감소하였다. 양력계수는 외부 격자에 따라 1%미만의 차이를 보였다. 격자 증가에 따른 압력계수가 수렴했다고 볼 순 없지만, 격자수와 항력계수의 차이로 볼 때 Grid 2가 해석에 효율적이라고 판단되어 Grid 2를 사용하여 다음 해석을 수행하였다. Fig. 3과 4은 날개와 동체 표면 압력 분포이며,  $y$ ,  $s$ ,  $c$ ,  $\phi$ ,  $L$  등의 정의는 Fig. 1와 같다. Grid1, Grid2, Grid3의 충격파 위치와



(a) Grid 1



(b) Grid 2



(c) Grid 3

Fig. 2. Grid system for grid dependency test

Table 1. Drag and lift coefficient (prism layer test)

	Prism layer 20	Prism layer 30	Prism layer 40
$C_D$ Pressure	7.038E-03	7.143E-03	7.184E-03
$C_D$ SkinFriction	2.096E-02	2.032E-02	2.010E-02
$C_D$ Total	2.800E-02	2.746E-02	2.728E-02
$C_L$	0.123	0.122	0.122

Table 2. Information of the computational grids

	Grid1	Grid2	Grid3
Surface grid	$18.2 \times 10^4$	$18.2 \times 10^4$	$32.2 \times 10^4$
Volume grid	$6.8 \times 10^6$	$7.7 \times 10^6$	$13.9 \times 10^6$
prism layer	30	30	30

Table 3. Drag and lift coefficient (grid dependency test)

	Grid1	Grid2	Grid3
$C_D$ Pressure	7.283E-03	7.143E-03	6.978E-03
$C_D$ SkinFriction	2.032E-02	2.032E-02	2.032E-02
$C_D$ Total	2.760E-02	2.746E-02	2.729E-02
$C_L$	0.121	0.122	0.122

Table 4. Drag and lift coefficient (turbulence models)

	k- $\omega$	SA	k- $\omega$ SST
$C_D$ Pressure	7.490E-03	6.941E-03	7.143E-03
$C_D$ SkinFriction	2.284E-02	2.054E-02	2.032E-02
$C_D$ Total	3.033E-02	2.748E-02	2.746E-02
$C_L$	0.127	0.125	0.122

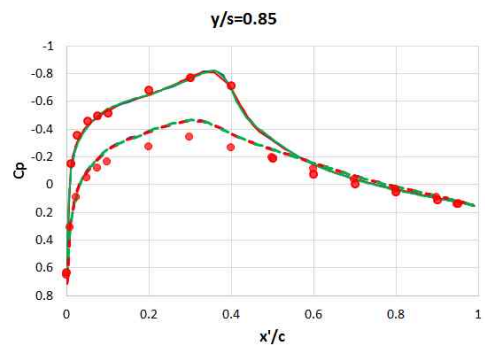
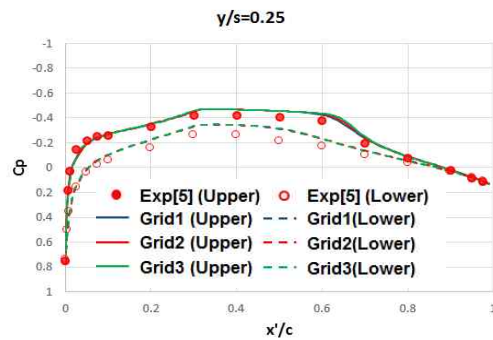


Fig. 3. Wing surface pressure distributions (Grid dependency test)

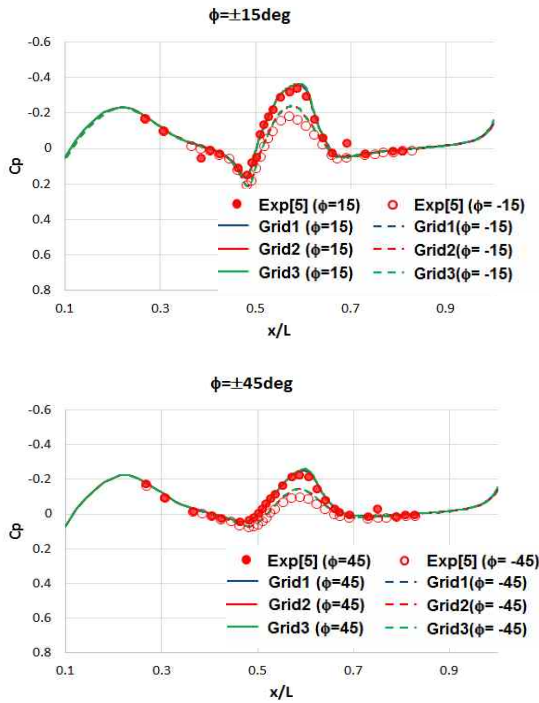


Fig. 4. Body surface pressure distributions (Grid dependency test)

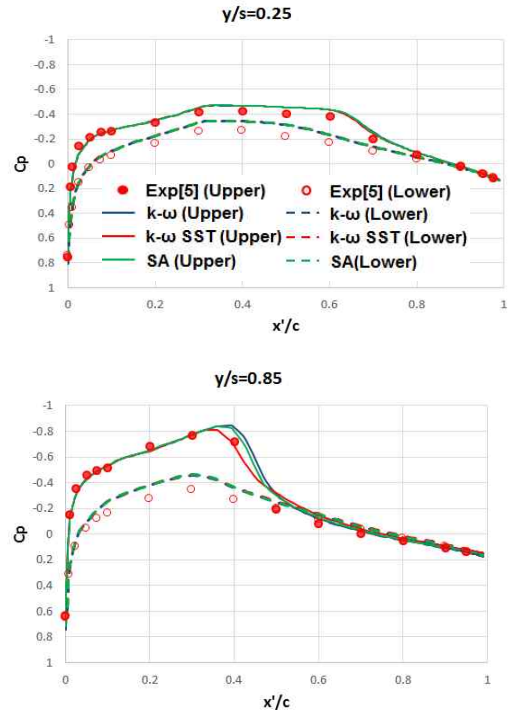


Fig. 5. Wing surface pressure distributions (Turbulence models)

압력 분포는 크게 차이가 나지 않음을 확인할 수 있다.

### 3.3 난류 모형의 영향

난류 모형의 영향을 살펴보기 위한 해석은 Jameson의 인공 점성을 도입한 중앙 차분 기법과 Grid2를 사용하였다. 난류 모형은 표준 k- $\omega$  2 방정식 모형, Menter의 k- $\omega$  SST 모형, Spalart-Allmaras 1방정식 모형을 사용하였다. Fig. 5는 날개 표면에서의 압력 분포이다. 날개 root에서 익단으로 갈수록 압력 분포가 달라지는 것은 동체와의 간섭 및 후퇴익의 3차원 유동 효과로, 익단으로 갈수록 스펠방향의 유동으로 인하여 유효 받음각이 증가하고 경계층이 두꺼워지기 때문이다. 세 가지 난류 모형들은 난류 점성을 계산하기 위한 난류 전달 방정식이 달라 경계층 발달도 다르다. 따라서 날개 root쪽의 압력 분포는 세 난류 모형 모두 유사하게 예측하였으나, 끝단으로 가면서 충격파가 발생하는 위치를 모두 다르게 예측하였다. k- $\omega$  모형은 강한 난류 생성으로 다른 난류 모형들에 비해 벽면에서의 난류 점성을 크게 예측하여 충격파를 가장 뒤에 예측하였고, k- $\omega$  SST은 제한자를 사용하여 난류 생성을 억제하였기 때문에 벽면에서 상대적으로 낮은 난류 점성을 예측하여 충격파를 가장 앞에

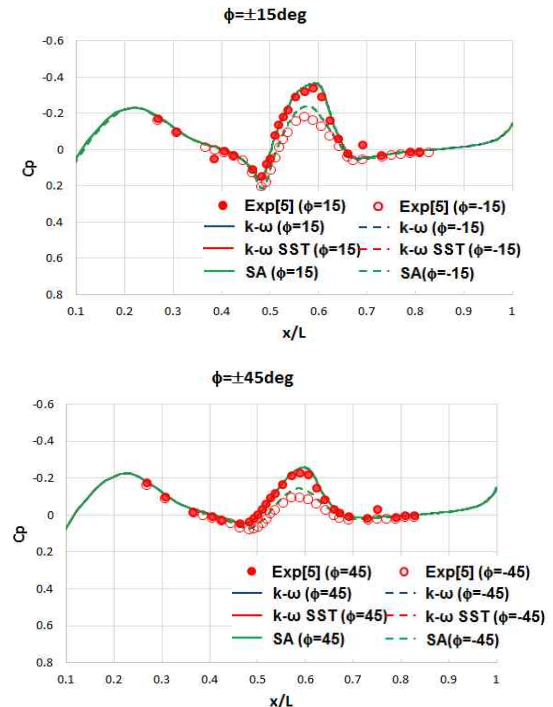


Fig. 6. Body surface pressure distributions (Turbulence models)

서 예측한 것으로 판단된다. 동체의 압력분포는 세 모형 모두 유사하였고, 시험 결과를 잘 예측

하였다(Fig. 6).

Table 4는 각 난류 모형들의 항력 및 양력 계수이다. k- $\omega$  SST 모형이 충격파를 가장 앞에서 예측하였기 때문에 양력 계수를 가장 낮게 예측하는 결과를 보여주었고, k- $\omega$  모형과 가장 큰 차이인 3.7%의 오차를 보인다. 항력 계수는 k- $\omega$  모형이 다른 두 모형보다 크게 예측하였고, 특히 마찰 항력계수의 차이가 컸다. k- $\omega$  모형이 강한 난류 생성으로 벽면에서의 속도 구배를 다른 모델에 비해 크게 예측하기 때문인 것으로 판단된다.

### 3.4 공간 차분 기법의 영향

공간 차분 기법의 영향을 살펴보기 위한 해석은 k- $\omega$  SST 모형과 Grid2를 사용하였다. 공간 차분 기법은 Jameson의 인공 점성을 도입한 중앙 차분 기법과 min-mod 제한자를 적용한 Roe의 풍상 차분 기법을 사용하였다. 두 기법의 날개 압력 분포가 약간 다르며, 특히 충격파가 발생하는 위치가 다를 수 있다(Fig. 7). 이 두 기법은 수치 플럭스를 계산할 때 나타나는 소산항의 계산 방법이 다르다. 중앙 차분은 인공 점성항을 이용하여 모델하였으며, 풍상차분은 수치 점성을 계산하여 구성하게 된다. 이러한 소산

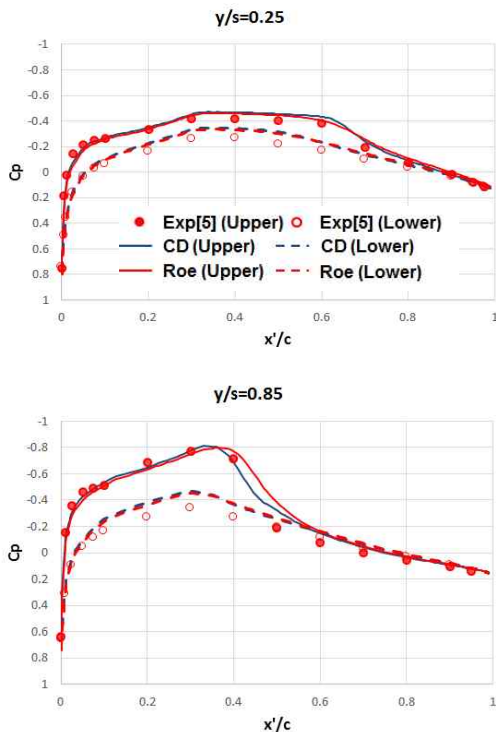


Fig. 7. Wing surface pressure distributions (Spatial discretization methods)

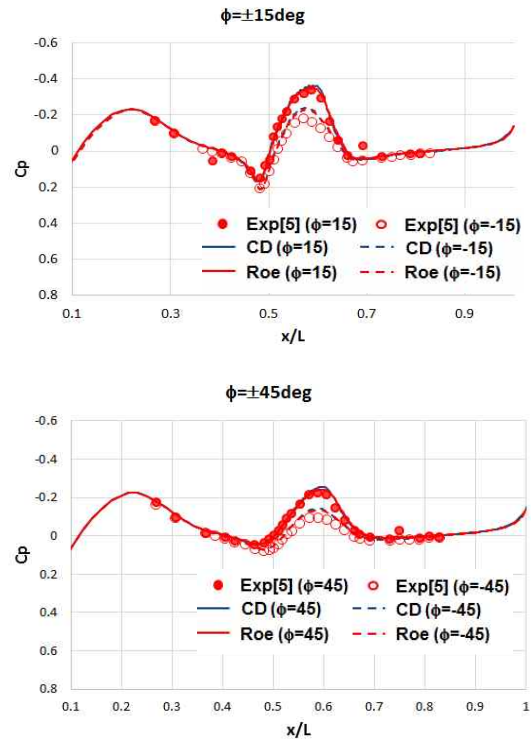


Fig. 8. Body surface pressure distributions (Spatial discretization methods)

항 해석 방법의 차이로 수치 플럭스의 크기가 달라지게 되고 충격파 부근의 결과가 차이가 난다고 판단된다. 중앙 차분 기법이 min-mod 제한자를 적용한 Roe의 풍상 차분보다 정확도가 크게 떨어지지 않는 것을 확인할 수 있다. 동체 표면에서의 압력 분포는 두 기법 모두 유사하였다(Fig. 8).

### 3.5 점성/비점성 영향

천음속 날개-동체 해석에 점성과 비점성의 영향을 살펴보았다. 공간 차분 기법은 Jameson의 인공 점성을 도입한 중앙 차분 기법을 사용하였다. 점성 해석의 격자는 Grid2이고 k- $\omega$  SST 난류 모형을 사용한 해석과 난류를 모델링 하지 않은 해석을 수행하였다. 비점성 해석은 프리즘 격자층을 생성하지 않은 Grid2 형태의 격자를 사용하였다. 비점성 해석의 경우 충격파의 위치 및 충격파 뒤의 압력 분포가 점성 해석 및 시험 결과와 차이가 났다(Fig. 9). 점성 유동 해석에서는 점성 경계층이 형성되면서 익형이 더 두꺼운 형상을 가지고 있는 효과를 가진다. 따라서 충격파가 비점성 해석보다 앞쪽에 생성된다. 난류를 모델링 하지 않을 경우, 경계층을 층류로 해석하게 되어 관성력이 난류 유동보다 낮기 때문에 층

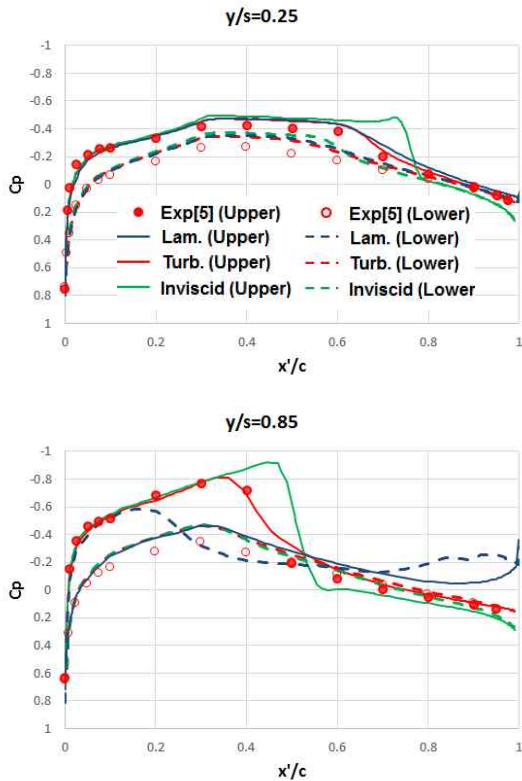


Fig. 9. Wing surface pressure distributions (Inviscid/viscous effect)

격파로 인한 큰 박리가 발생하고 충격파가 난류 유동보다 앞쪽에 형성된다. 실제 천음속 유동에서는 대부분 유동장이 난류 유동이므로 난류 모형을 적용한 해석이 시험 결과를 가장 잘 예측하였다. 따라서 정확한 충격파 위치를 예측하기 위해서는 난류 점성의 효과가 고려되어야 함을 알 수 있다.

### 3.6 계산 시간

해석에 사용한 컴퓨팅 노드는 16CPUs, 2.6GHz, 64GM 메모리를 가지고 있으며, 노드 9 개(144 CPUs)를 사용하여 병렬 해석을 수행하였다. 계산 횟수 당 시간은 Table 5와 같고, 다중 격자의 마지막 단계의 수렴도는 Fig. 10과 같다. 본 해석에서는 Residual이  $10^{-5}$ 이하일 때 수렴하였다고 판단하였고, 이때 공력계수의 변화도 모두 0.1% 이하로 수렴하였다. 더 복잡한 공학적 문제에서는 유동이  $10^{-5}$ 이하까지 수렴하지 않는 경우도 많다. 이런 경우에는 Residual은  $10^{-3} \sim 10^{-5}$ 로 수렴시키고 공력계수의 변화로 수렴을 판단하게 된다.

Grid1과 Grid2는 계산 시간이 5% 정도 차이가 났으나, Grid3은 계산시간이 60% 이상 증가

Table 5. Comparison of computational time

Case	No. of CPUs	Time/lter (sec)
Grid test		
Grid1	144	1.30
Grid2	144	1.36
Grid3	144	2.19
Turbulence model		
k- $\omega$	144	1.36
SA	144	1.24
k- $\omega$ SST	144	1.36
Spatial discretization		
CD	144	1.36
ROE	144	1.43

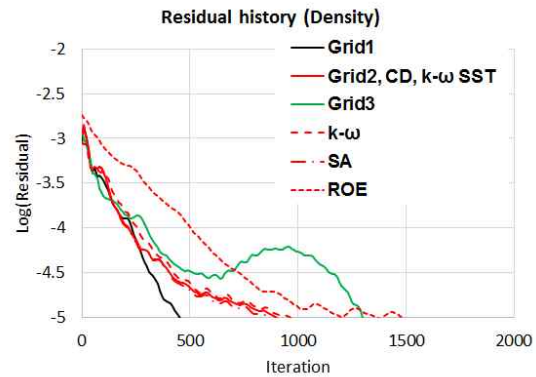


Fig. 10. Residual history

하였다. 격자가 클수록 복잡한 유동을 풀지 못하고 오차가 더 빨리 감소되기 때문에 수렴이 더 빨리 되는 것을 볼 수 있다. 2방정식 모형인 k- $\omega$ 와 k- $\omega$  SST 모형은 계산 시간이 같았고, SA 모형이 난류 방정식을 1개만 풀기 때문에 계산 시간이 감소하였다. 수렴성은 세 모형 모두 유사하였다. 중앙 차분 기법은 점성항을 인공 점성을 사용하여 스칼라 연산을 하는 반면, Roe의 풍상 차분은 행렬 연산을 통한 수치 점성항을 계산하기 때문에 5%정도 계산 시간이 더 많이 소요되었으며, 수렴이 더 늦게 되었다.

### III. 결 론

본 연구에서는 In-house 코드가 격자, 난류 모형, 공간 차분 기법, 점성(난류, 층류)/비점성 해석에 대하여 어떠한 영향이 있는지 살펴보기 위해 천음속 날개-동체 형상을 해석하여 시험결과

와 비교하였다. 격자 의존도 테스트를 통하여 해석에 적합한 격자 구성을 선택하였다. 압력분포 및 충격파의 위치가 난류 모형에 따라 조금씩 다르게 예측되었다.  $k-\omega$  모형이 강한 난류 생성으로 충격파를 가장 뒷전으로 예측하였고, 마찰 항력을 10% 이상 크게 예측하였다. 공간 차분 기법에 따라서도 소산항 계산의 차이로 인해 충격파의 위치가 다르게 예측되었으나, 중앙 차분 기법이 min-mod 제한자를 적용한 Roe의 풍상 차분 기법 보다 정확도가 크게 떨어지지 않았다. 점성/비점성 해석을 통해서도 정확한 충격파 위치를 예측하기 위해서는 난류 점성 효과가 고려되어야 함을 알 수 있다.

## References

- 1) Jeremy, L. H., "Assessment of Computational-Fluid-Dynamics-Based Response Surface Database for Ares I Supersonic Ascent Aerodynamics," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 49, No. 4, 2012, pp. 632~643.
- 2) Kang, K. T., and Lee, E., "Numerical Investigation of Jet Interaction for Missile with Continuous Type Side Jet Thruster," *International Journal of Aeronautical and Space Science*, Vol. 16, No. 2, 2015, pp. 148~156.
- 3) AIAA CFD Drag Prediction Workshop, <http://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/>
- 4) EFD-CFD Comparison Workshop, KSAS 2015 fall conference
- 5) Treadgold, D. A., Jones, A. F., and Wilson, K. H., "Pressure Distribution Measured in the RAE 8'x6' Transonic Wind Tunnel on RAE Wing 'A' in Combination with an Axisymmetric Body at Mach Numbers of 0.4, 0.8, and 0.9. In: Experimental data base for computer program assessment," AGARD-AR-138, 1979.
- 6) Wilcox, D. C., "Reassessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models," *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 11, 1988, pp. 1299-1310.
- 7) Spalart, P. R., and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA 92-0439, AIAA 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1992.
- 8) Menter, F. R., "Improved Two-Equation Turbulence Models for Aerodynamic Flows," NASA TM-103975, 1992.
- 9) Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, No. 2, 1981, pp. 357~372.