

特輯論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(3), 226-232(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.3.226

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

RAE-A 날개-동체 형상의 압력 분포에 대한 격자 수렴성 연구

김기로*, 박수형**, 사정환***, 조금원***

Grid Convergence on Surface Pressure Distribution
over the RAE-A Wing-Body Configuration

Ki Ro Kim*, Soo Hyung Park**, Jeong Hwan Sa*** and Kum Won Cho***

Department of Aerospace Information Engineering, Konkuk University* , **
Supercomputing Center, Korea Institute of Science and Technology Information***

ABSTRACT

Surface pressure distributions over the RAE-A wing-body configuration were investigated and the grid convergence along the streamwise, spanwise, and circumferential directions was numerically studied. Flow analysis in subsonic and transonic conditions was conducted using the $k-w$ Wilcox-Durbin+ turbulence model. Surface pressure distributions for subsonic flows were well matched, but those for transonic shocked flows showed a little discrepancy with the experimental data. A cubic spline extrapolation method was applied in order to investigate the grid convergence. This method presented that the grid resolution in the circumferential direction is the most important grid parameter. A refined grid system was made based on the grid convergence study and provided more accurate prediction, especially on the symmetric body surface of RAE-A configuration.

초 록

본 연구에서는 RAE "A" 날개-축대칭 동체 형상을 이용하여 유동흐름 방향, Span 방향과 동체 둘레 방향(ϕ 방향)에 따라 격자에 대한 수렴성 및 비행체의 압력 분포 변화를 수치적으로 연구하였다. 아음속 및 천음속 영역 조건에서 $k-w$ Wilcox-Durbin+ 난류 모델을 사용하여 2차 정확도의 수치적 해를 예측하는 유동해석을 수행하였다. 아음속 유동 조건에서는 해석결과가 실험결과와 매우 잘 일치하였으나, 충격파가 존재하는 천음속 유동에서는 약간의 차이가 발생하였다. Cubic spline을 사용하는 외삽 방법으로 격자 수렴성을 검토하였다. 외삽 방법을 통해 회전 방향의 격자 조밀도가 격자 수렴성에 가장 큰 영향을 미침을 알 수 있었다. 격자 수렴성에 대한 검토 결과를 바탕으로 더 조밀한 격자를 생성하였다. 이를 통해 특히 RAE-A 형상의 축대칭 동체 표면에서 더 정확한 해석 결과를 얻을 수 있음을 보였다.

Key Words : RAE-A wing-body(RAE "A" 날개-축대칭 동체 형상), Turbulence model(난류 모델), Convergence(수렴성), Extrapolation method(외삽 기법)

† Received : November 7, 2016

Revised : February 2, 2017

Accepted : February 4, 2017

** Corresponding author, E-mail : pish@konkuk.ac.kr

I. 서 론

3차원 날개-축대칭 동체에 대한 공력 해석은 풍동 실험 및 CFD를 이용하여 많이 연구되어 왔다[1-3]. 대부분의 연구는 천음속 영역에서 발생하는 충격파를 중심으로 수행되어 왔다. 하지만 날개-동체간의 간섭 효과, 날개-동체 접합부에서의 박리 유동, 끝단 와류의 영향성 등에 관한 연구는 비교적 많이 수행되지 못했다. 이에 관해 현재 세계적으로는 Drag Prediction Workshop [4-5]과 국내에서의 EFD-CFD Workshop 등에서 실험 결과와 CFD 해석 결과에 대한 비교 검증 연구가 활발히 진행되고 있다.

과거의 CFD 연구에서는 기술적 한계에 의해 정확한 수치적 해를 예측하는데 어려움이 있었으며, 격자 수렴성 및 동체에 대한 압력 분포 예측 연구도 생각과 달리 부족한 것으로 판단된다 [6-8]. 따라서 3차원 날개-축대칭 동체 형상의 유동해석을 수행하기 위해서는 격자 수렴에 대한 연구가 수반되어야 하며, 적절한 조밀도를 갖는 격자의 크기를 예측할 수 있는 연구가 필요하다.

본 연구에서는 공력해석에 있어 격자 조밀도에 대한 수렴성 연구를 수행하였으며, Cubic spline 외삽(extrapolation)기법을 이용하여 격자 조밀도와 정확성의 관계에 대한 분석을 시도하였다.

유동해석을 위해 RAE “A” 날개-축대칭 동체 형상을 이용하였으며, 유동흐름 방향, 날개 span 방향 및 동체의 둘레 방향에 따라 각기 다른 격자를 구성하여 표면 압력 분포를 계산하였다.

를 향상시킨다[10]. 원방 경계조건으로는 Riemann 불변치(invariant)를 이용한 경계조건을 사용하였으며, 벽면은 단열 벽면(Adiabatic viscous wall) 조건과 대칭(Symmetric wall) 조건을 사용하여 실험 결과[1]와 수치적 해를 비교 검증하였다.

2.2 격자 생성 및 유동 조건

유동해석에서 사용한 RAE “A” 날개-축대칭 동체 형상 정보는 Fig. 1과 같다.

생성된 격자는 평균 시위선을 기준으로 50배, 동체 길이 기준으로 10배의 원방 거리를 설정하였다. Fig. 2는 본 해석에서 생성한 격자를 보여 주고 있다.

전체적인 격자의 크기는 유동흐름 방향, 날개 span 방향과 동체 둘레 방향의 조합으로 각각 4백만 개, 6백만 개, 15백만 개, 24백만 개로 구성하였다. 기존 경험을 바탕으로 벽면에 수직인 방향으로는 충분히 조밀한 208개로 고정하였으며, 벽면에서 레이놀즈수를 고려하여 y+가 1에 가깝도록 수직방향 첫 번째 셀 간격을 2.5×10^{-5} 로 설정하였다. 흐름 방향과 날개 span 방향의 격자에 대한 자세한 정보는 Table 1에 나타나 있다.

유동해석 조건은 마하수 0.4, 0.8에서 받음각 0°, 2°를 적용하였으며, 마하수 0.9에서는 받음각 0°, 1°를 적용하여 아음속과 천음속 영역에 대해 수행하였다. 단위 코드 길이 당 레이놀즈수는 1.0×10^6 을 적용하였다.

II. 본 론

2.1 수치해석 기법

본 연구에서는 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 적용한 RANS 코드를 이용하여 해석을 수행하였다. 지배방정식을 공간이산화하기 위해 격자중심 유한체적법을 사용하였으며, Roe의 FDS(Flux Difference Splitting) 기법[9]과 DADI(Diagonalized ADI) 기법을 사용하였다 [10]. 제한자로는 3차 다항식 TVD 내삽기법[11]을 사용하였다. 난류 모델은 2-방정식인 $k-w$ Wilcox-Durbin+ 모델[12]을 사용하였다. 이는 Wilcox의 $k-w$ 모델의 선형 난류 점성 모델 대신 약한 비선형 난류점성 모델을 사용하며, 벽거리를 요구하지 않는다. 이 난류 모델의 핵심은 평균 strain 변형률이 커질 때, 난류점성의 크기를 줄여 충격파로 인한 박리유동의 예측 정확도

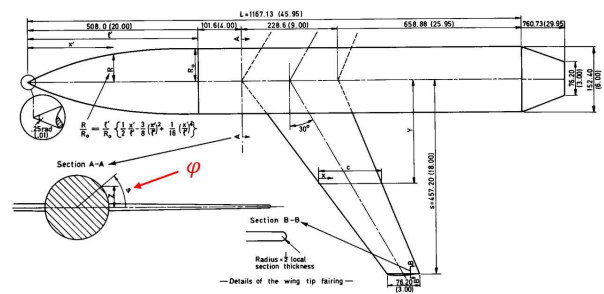


Fig. 1. RAE-A Wing-Body geometry

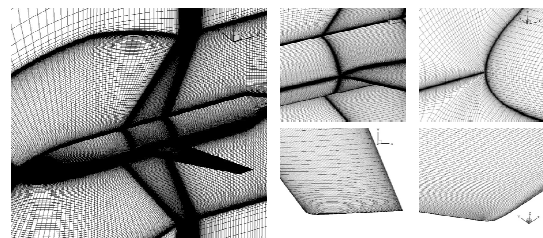


Fig. 2. Surface grid of RAE-A Wing-Body

Table 1. Surface Grid System

case	Number of cells	
	Wing (streamwise × spanwise)	Body (streamwise × ϕ direction)
case1 (4M cells)	272×128	290×88
case2 (6M cells)	272×176	304×96
case3 (15M cells)	272×176	392×208
case4 (24M cells)	272×176	392×304

2.3 해석 결과

2.3.1 날개 표면 압력 분포 해석

날개 span 방향에 따른 단면 위치(x)에 대해 날개 표면 압력 분포 해석을 수행하였다.

Figure 3은 마하수 0.4, 받음각 0° , 2° 에 대해 평균 시위선 위에서의 압력 분포 결과를 보여주고 있다. 그리고 Fig. 4는 마하수 0.8, 받음각 0° , 2° 에 대한 결과이며, Fig. 5는 마하수 0.9, 받음각 0° , 1° 에 대한 결과이다. 해석 결과, 마하수 0.4와

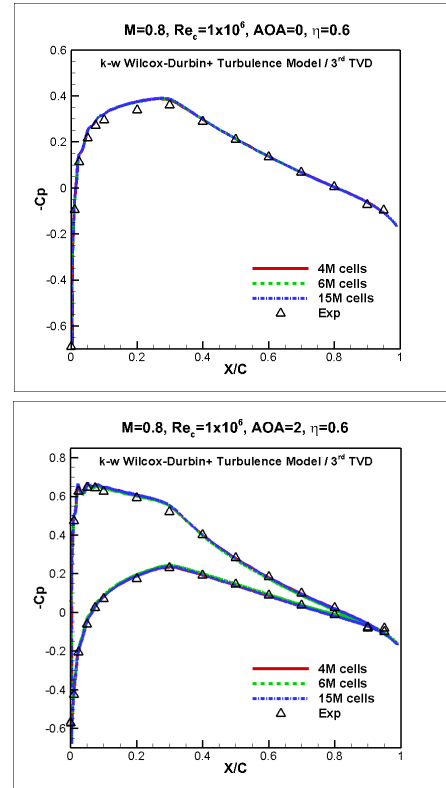


Fig. 4. pressure distribution on the wing surface at $M=0.8$, $\alpha=0^\circ$, 2°

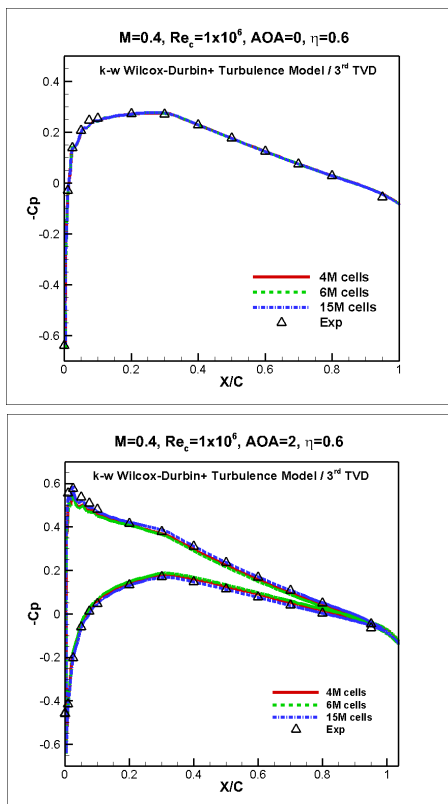


Fig. 3. pressure distribution on the wing surface at $M=0.4$, $\alpha=0^\circ$, 2°

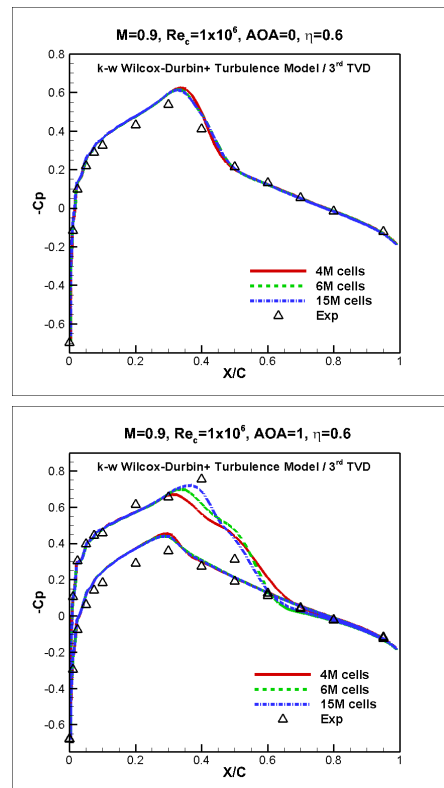


Fig. 5. pressure distribution on the wing surface at $M=0.9$, $\alpha=0^\circ$, 1°

0.8에서는 상대적으로 성긴 격자에서도 실험 결과와 잘 일치하는 결과를 얻을 수 있었다. 반면 강한 충격파가 생성되는 고속 유동 조건인 마하수 0.9, 받음각 1°에서는 충격파 발생으로 인해 성긴 격자로는 충격파를 해석하기 어려움을 볼 수 있다. 더욱 조밀한 격자인 case3(1,500만개 격자)의 해석 결과만이 충격파의 강도를 적절히 예측할 수 있음을 보여준다.

2.3.2 동체 표면 압력 분포 해석 및 격자 수렴성 테스트

본 연구에서는 동체에 대해 둘레 방향 $\phi = 0^\circ, 45^\circ, 90^\circ$ 의 지점에서 동체 전체 길이 L로 무차원화된 길이에 따른 압력 분포 해석을 수행하였다.

동체 회전 방향 각도는 날개면의 방향을 0° 로

하여, 날개와 수직한 방향을 90° 도 정의하였다. Fig. 6은 마하수와 받음각에 따른 $\phi = 0^\circ$ 에서 압력 분포 결과를 나타내고 있으며, Fig. 7과 Fig. 8은 각각 마하수와 받음각에 따른 $\phi = 45^\circ, \phi = 90^\circ$ 에서의 결과를 보여주고 있다.

$\phi = 0^\circ, 45^\circ$ 에서는 실험 결과와 해석 결과가 상당히 유사한 결과를 보여주고 있다. 반면 $\phi = 90^\circ$ 에서의 결과를 살펴보면, 동체 윗부분에서의 해석 결과가 실험 결과와 차이가 있음을 알 수 있다. 하지만 case3(1,500만개 격자)의 결과가 다른 것에 비해 실험값에 근접하고 있음을 확인할 수 있다. 이로 인해 동체 표면을 구성하는 격자의 크기가 커질수록 더욱 정확한 수치적 해를 구할 수 있을 것으로 판단하였다. 따라서 Fig. 8

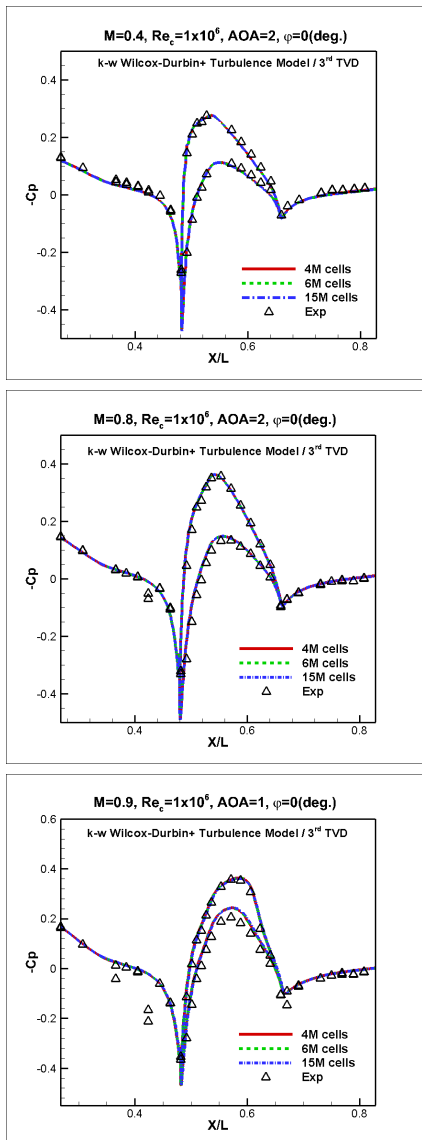


Fig. 6. pressure distribution on the body surface at $\alpha=1^\circ, \phi=0^\circ$

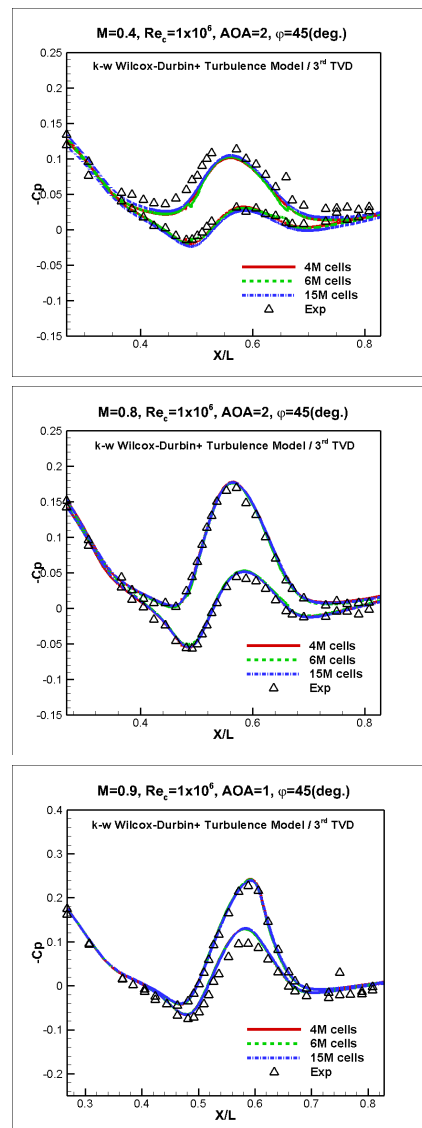


Fig. 7. pressure distribution on the body surface at $\alpha=2^\circ, \phi=45^\circ$

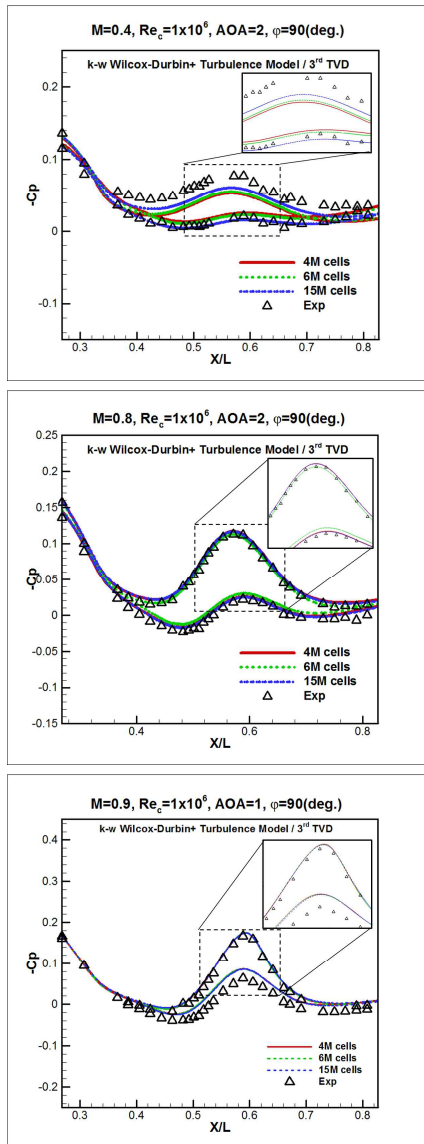


Fig. 8. pressure distribution on the body surface at $\alpha=1^\circ$, $\phi=90^\circ$

에서 마하수 0.4, $\phi = 90^\circ$ 의 결과에 대해, cubic spline 외삽 기법을 적용하여 격자 수렴성 연구를 수행하였다. 격자 조밀도에 따른 해석 결과를 cubic spline 방법으로 외삽하여 격자 조밀도가 매우 클 경우의 예측값을 추정해 보았다. cubic spline 외삽 기법에 대한 격자 수렴성을 검증하기 위해 case3에 비해 동체 둘레 방향으로 표면 격자수를 50% 늘린 case4(2,400만개)를 새로이 생성하여 유동해석을 수행하였다.

Figure 9는 압력 분포 결과 대비 격자 크기에 대한 외삽 결과를 보여준다. 여기서 N은 전체 격자점 개수를 의미한다. 격자 수렴성 테스트를 위해 날개-동체 접합 부분에서 날개 단면 기준으로 앞전 위치($X/L=0.46$)에서 계산된 압력계수 값

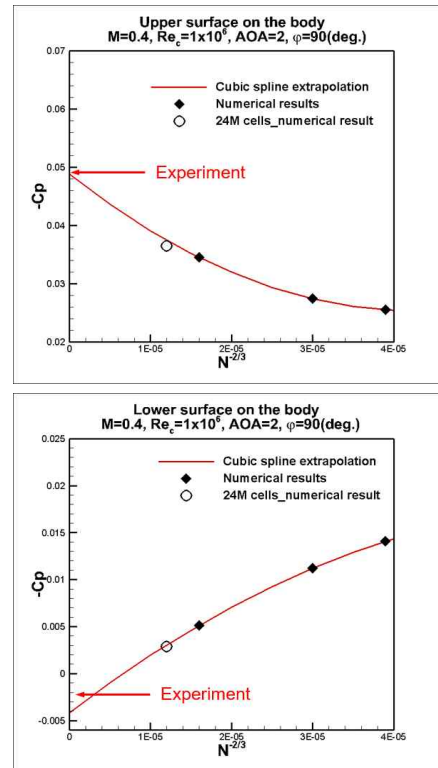


Fig. 9. Cubic spline extrapolation result at $M=0.4$, $\alpha=2^\circ$, $\phi=90^\circ$ on the leading edge point

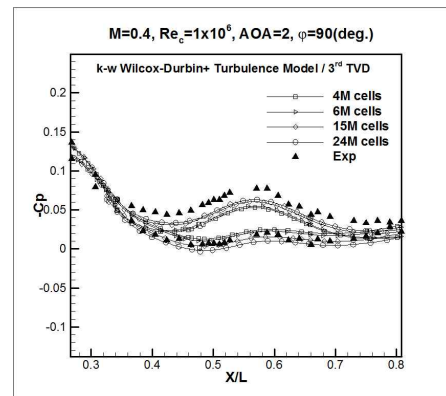


Fig. 10. pressure distribution on the body surface of all cases at $\alpha=2^\circ$, $\phi=90^\circ$

을 사용하였다. y-축에 접근하는 값은 실험 값을 향하고 있음을 볼 수 있다. 격자 수렴성 테스트 결과, 동체의 둘레 방향에 대한 표면격자 조밀도가 해의 정확성에 큰 영향을 미침을 알 수 있었고, 실험 결과에 근사한 수치를 얻을 수 있음을 확인하였다. 즉, 동체 둘레방향으로 표면 격자의 조밀도가 중요한 요소 중에 하나임을 확인할 수 있었으며, 표면 격자 조밀도를 더욱 높게 한다면, 실험 결과와 더욱 유사한 압력 분포 결과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

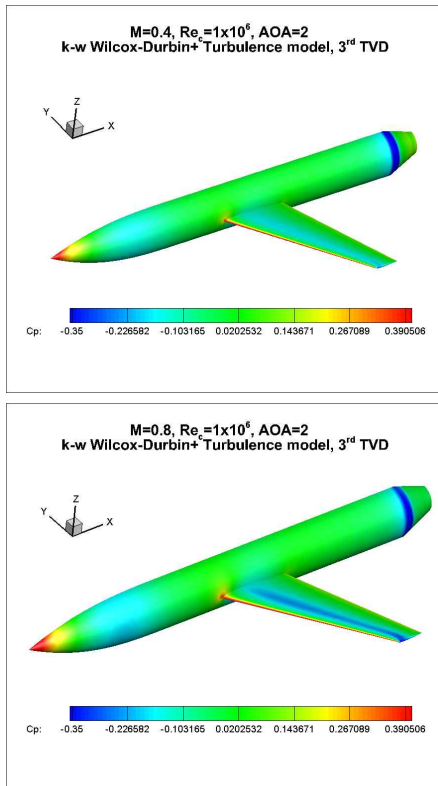


Fig. 11. C_p contour on the surface

외삽 방법을 통한 격자 수렴성 해석 결과에 따라 동체 둘레 방향으로 50% 늘린 격자계를 사용한 결과 또한 외삽선에 위치하며, 이는 격자를 더 조밀하게 구성할 경우 실험치에 상당히 근접한 결과를 얻을 수 있음을 시사한다.

Fig. 10은 가장 조밀한 격자를 사용한 case4를 추가하여 격자 조밀도에 따른 압력계수 분포도를 보여주고 있으며, Fig. 11은 아음속 및 천음속 영역에서의 압력계수 분포도를 보여주는 그림이다. 천음속 구간에서는 약한 충격파가 발생한 것을 확인할 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 RAE "A" 날개-축대칭 동체 형상을 이용하여 아음속 및 천음속 영역의 유동조건에서 압력 분포를 수치적으로 해석하였으며, cubic spline 외삽 기법을 이용하여 격자 조밀도에 따른 수렴성 연구를 수행하였다.

날개 표면에서는 유동흐름 방향뿐만 아니라, 날개 span 방향에서의 격자 조밀도가 정확한 압력 분포를 예측하는데 중요한 요소임을 확인하였으며, 동체에 대해서는 동체 둘레 방향으로 격자를 조밀하게 구성하였을 때 비교적 정확한 압력

분포를 예측할 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 한국과학기술정보연구원에서 수행하는 (초고성능컴퓨팅 계산공학 연구 및 선도기술 개발)사업의 위탁연구의 일부로 수행되었습니다.

References

- 1) Barche, R., "Experimental Database for Computer Program Assessment," *AGARD-Report AGARD-AR*, Vol. 138, 1979, 2002-0843.
- 2) Redeker, G. "DLR-F4 Wing-Body Configuration. A Selection of Experimental Test Cases for the Validation of CFD Codes," *AGARD-AR*, Vol. 303, 1994.
- 3) Vassberg, J. C., and DeHaan, M. A., "Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies," *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA*, 2008.
- 4) Mavriplis, D. J., Vassberg, J. C., Tinoco, E. N., Mani, M., Brodersen, O. P., Eisfeld, B., Wahls, R. A., Morrison J. H., Zickuhr, T., Levy, D. W., and Murayama, M., "Grid Quality and Resolution Issues from the Drag Prediction Workshop Series," *Journal of Aircraft*, Vol. 3, No. 46, 2009, pp.935~950.
- 5) Levy, D. W., Laflin, K. R., Tinoco, E. N., Vassberg, J. C., Mani, M., Rider, B., Rumsey, C. L., Wahls, R. A., Morrison, J. H., Brodersen, O. P., Crippa, S., Mavriplis, D. J., and Murayama, M., "Summary of Data from the Fifth Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop," *Journal of Aircraft*, Vol. 4, No. 51, 2014, pp.1194~1213.
- 6) Tinoco, E. N., "Validation and Minimizing CFD Uncertainty for Commercial Aircraft Applications," *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA paper 6902*, 2008.
- 7) Im, Y. H., Chang, K. S., Jeong, H. K., Kwon, J. H., and Park, M. W., "Computational Study on Turbulent Viscous Flow around RAE "A" Wing Axi-Symmetric Body Configuration," *Korean Society of Computational Fluids Engineering Conference*, 1997, pp.81~85.
- 8) Kim, Y. S., Park, S. H., and Kwon, J. H.,

"Turbulent Flow Simulations about the Aircraft Configuration," *Journal of computational fluids engineering*, Vol. 4, No. 10, 2005, pp.39~50.

9) Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes," *Journal of computational physics*, Vol. 2, No. 43, 1981, pp.357~372.

10) Park, S. H., and Kwon. J. H., "Implementation of k-w Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method," *AIAA journal*, Vol. 7, No. 42, 2004, pp.1348~1357.

11) Kim, K. H., and Kim, C., "Accurate, Efficient and Monotonic Numerical methods for Multi-dimensional Compressible Flows Part II: Multi-dimensional Limiting Process," *Journal of Computational Physics*, Vol. 208, 2005, pp.570-615.

12) Thivet, F., Knight, D. D., Zheltovodov, A. A., and Maksimov, A. I., "Insights in Turbulence Modeling for Crossing-Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions," *AIAA journal*, Vol. 39, No. 6, 2001, pp.985~995.