論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(6), 445-451(2018)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.6.445
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

천음속영역의 삼각날개 격자의존성 및 공력해석

정기연*, 정은희**, 강동기**, 이대연**, 김덕현**

Grid Dependency and Aerodynamic Analysis for Transonic Flow of Delta Wing using CFD

Kiyeon Jeong*, Eunhee Jung**, Dong-Gi Kang**, Daeyeon Lee** and Dukhyun Kim**
PGM Tech R&D Lab, LIG nex1 Co., Ltd., Korea*,**

ABSTRACT

This paper describes on introduction of CASE 4(Delta Wing) for EFD-CFD comparison workshop which is in charged of aerodynamic subcommittee of The Korean Society for Aeronautical and Space Science. The wind tunnel test will be performed later, angle of attack is set -5~20deg and mach number is set 0.7, 0.85, 1.2 to solve the transonic flow. The simulation test of grid dependency is conducted to determine the proper grid size of delta wing analysis. The tendency of lift and drag coefficient is determined according to the change of angle of attack based on the selected grid size.

초 록

본 논문에서는 현재 한국항공우주학회 공기역학부문위원회에서 주관하고 있는 EFD-CFD 비교 워크숍의 여러 과제 중 CASE 4 삼각날개(Delta Wing)의 천음속영역의 유동해석 결과를 작성하였다. 풍동실험은 추후에 진행될 예정이며, -5~20도 받음각 영역에서의 CFD 해석을 수행하였다. 해석을 수행한 마하수는 0.7, 0.85, 1.2이다. 삼각날개의 적합한 해석조건을 찾기 위해서 기준격자 크기를 조절하여 격자의존성 해석을 수행하였고, 선택한 격자로 받음각 변화에 따라 양력계수와 항력계수의 경향을 파악하였다.

Key Words : Delta Wing(삼각 날개), CFD(Computational Fluid Dynamics, 전산유체역학), Transonic Flow(천음속 유동), Vortex(와류)

Ⅰ. 서 론

EFD-CFD 비교 워크숍은 공기역학의 주 분야인 풍동실험으로 대표되는 실험적 유체역학(Experimental Fluid Dynamics, EFD)과 전산유체역학 (Computational Fluid Dynamics, CFD)의 비교를 통해 풍동실험과 CFD의 기술적인 수준을 고양하고 두 분야의 협력을 통해 공기역학의 기술 발전에 기여하기 위해 개최된다. 항공우주학회 공기역학 부문위원회의 주도로 Case 1 : Airfoil 풍동실험 결과와 비교, Case 2 : SDM (Standard Dynamic Model) 아음속 풍동실험결과와의 비교, Case 3 : 천음속 영역 유동해석을 위한 RAE Wing A와 축대칭 몸체의 풍동실험결

† Received : January 31, 2018 Revised : April 16, 2018 Accepted : May 25, 2018
* Corresponding author, E-mail : kiyeon.jeong@lignex1.com

과와의 비교로 총 3개의 Case에 대해 CFD해석을 위한 형상, 해석 조건 및 풍동실험 결과를 제공하여 2015년 항공우주학회 추계학술 대회부터 3회의 워크숍을 개최하였다[1].

본 논문에서는 EFD-CFD 비교 워크숍에서 새롭게 제시한 Case 4 : 삼각날개(Delta wing)에 대해 전산유동해석을 수행하였다. 기존의 Case 1~3은 다년간 학회 및 논문을 통해 적절한 해석 기법과 방법 및 정확도에 대한 내용이 서술되었다. 하지만 Case 4는 2017년 말에 회원들에게 형상이 제공되었으며 실험결과가 나오기 전까지 많은 연구가 진행되면 추후 결과비교가 용이할 것 같아서 본 case를 선택하였다. 학회에서 해석 형상을 모델링 파일로 제공하였으며 형상의 자세한 제원은 Fig. 1과 같다.

종횡비가 낮고 높은 후퇴각의 형태로 되어 있는 삼각날개는 미사일이나 전투기와 같은 고속 항공기에서 사용되고 있으며 고 받음각에서 다른 형태의 날개보다 안정성과 기동성의 향상을 제공한다[2].

삼각날개에서 발생하는 유동의 대표적 특징은 다음과 같다. 날개의 앞전 꼭지부분에서 박리된 유동은 날개 위에 앞전와류를 생성하며 1차 와류라고 불린다. 1차 와류내의 와류 중심 압력은 주변 압력보다 작게 나타나며 흡입 압력을 만들어 양력증가의 원인이 된다. 이러한 양력은 항공기의 속도가 작은 이착륙 구간이나 천음속 기동에서 매우 유용하다. 회전하는 일차와류는 1차 부착선을 따라 표면에 부착하게 된다. 1차 와류 아래에 존재하는 2차 와류는 1차 부착선에서 박리되는 유동이 2차 박리선을 따라 흐르는 유동과 섞임으로 생성되며 1차 와류와 반대방향으로 회전한다. 받음각이 증가하면서 역 압력 구배로 인해 낮은 에너지의 축 중심 유동의 정체로 와류 붕괴가 나타나게 된다. 와류 붕괴가 발생하면 높은 속도 변동에 의해 와류 중심의 급격한 팽창이 나타나며 축 성분과 회전 성분의 빠른 감속이 일어난다. 이로 인해 양력과 피칭 모멘트가 감소하게 되어 큰 불안정성을 띠게 된다. 불안정성은 하부구조를 포함하는 와도 구조에서도 볼 수 있으며 이러한 전단층 불안정성, 와류 붕괴의 불안정성 그리고 후류 불안정성이 비정상유동 현상에 포함된다. 강한 와류유동의 구조는 박리 전단층의 특징으로 볼 수 있다[3-8].

삼각 날개에 대한 전산유동해석은 주로 앞전와류에 의한 공력특성에 대해 해석이 수행되었다. 손미소[9-10]등은 후퇴각 70도 삼각날개에 대한 비정상상태 RANS 해석을 수행하였다. RANS 해석을 통해서도 앞전 와류의 형성을 볼 수 있으며, 표면마찰 컨투어와 유선분포를 통해서 2차 와류 및 박리를 관찰할 수 있었다. 압력과 와도에 대한 계산에서는 수치적 소산으로 인한 오차가 발생하여 추후 DES와 LES로 파악할 계획이다. 난류모델에 따른 비교에서는 SA 모델이 $k-\omega$ SST 모델보다 실험값에 근접한 결과를 나타냈으나, 와류 붕괴 현상을 정확히 예측하지 못했다.

진학수[11] 등은 앞전 형상이 둥근 것과 뾰족한 것에 따른 유동구조의 가시화와 공력특성을 파악하였다. 앞전이 둥근 형상이 와도 분포와 양력 계수에서 더 큰 값을 보였으며, 뾰족한 형상이 양력계수와 받음각이 더 선형성을 보였다.

본 연구에서는 앞전 형상이 둥근 삼각 날개 형상에 대해서 전산유동해석을 수행하여 날개 표면에서의 압력분포와 공력계수 특성을 확인해보았다.

II. 해석모델 및 수치기법

2.1 해석 모델

Figure 1은 해석을 수행할 삼각 날개의 기본 제원과 형상이며 실린더형 몸통이 중심에 있다. 날개의 길이는 0.6m, 스팬방향은 0.475m이고 반각은 25도이다. 스팬방향 에어포일의 길이는 0.09m이며 NACA64A005 모델이다. 실린더형 몸통의 직경은 0.08m이다.

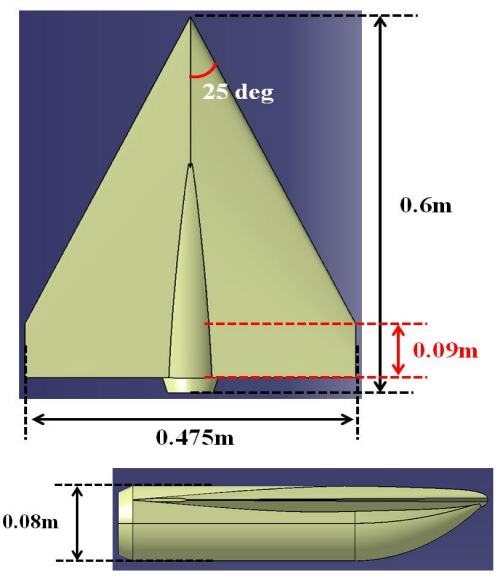

Fig. 1. Schematic of delta wing

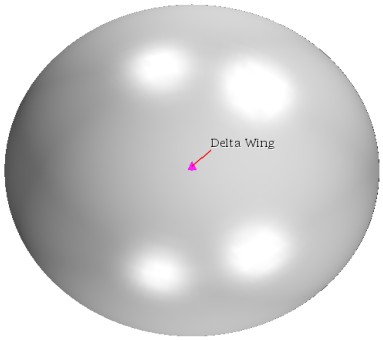

Fig. 2. Ratio of Far-field and Delta wing

2.2 격자구성 및 경계조건

해석 형상의 외부 유동조건을 적용하기 위해 구모양의 외기를 고려하였으며, 천음속 영역에서 날개 앞, 뒤의 유동이 경계조건에 반사되는 효과가 없도록 직경은 20m로 설정하였다. Fig. 2는 외기와 삼각 날개의 비율을 나타내었다.

삼각 날개는 날개 윗면에서 와류(vortex)가 발생하며 날개 뒤쪽으로 갈수록 와류의 강도와 크기가 강해진다. 따라서 해석의 정확도를 높이기 위해 날개 뒤쪽에 격자의 조밀도를 조절할 수 있는 영역을 설정하였다. 또한 실린더형 몸통의 뒤쪽은 미사일의 뒷면인 Base와 같이 유동의 정체영역이 발생하며 공력특성에 영향을 미치므로 조밀 격자영역으로 격자를 구성하였다. 각각의 격자 조밀 영역은 Fig. 3과 같다.

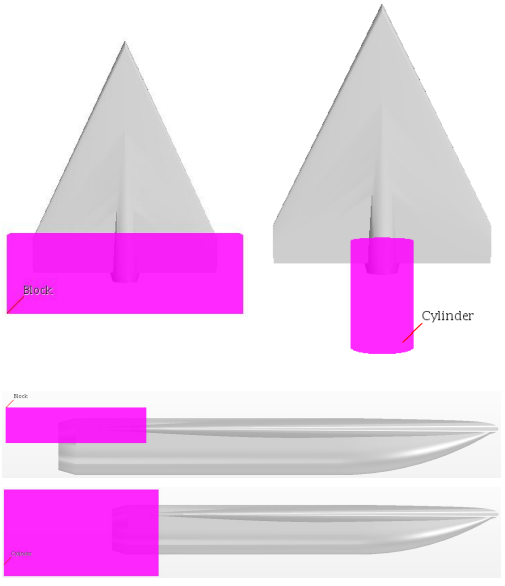

Fig. 3. Volume control region

Table 1. Grid information

No. of Grids	Base	Vol.1	Vol.2
2.0M	10mm	5mm	5mm
3.8M	6mm	3mm	3mm
5.0M	4mm	3mm	3mm
7.7M	4mm	2mm	2mm
13.8M	3mm	1.5mm	1.5mm

Table 1은 해석 조건의 총 격자수와 각 영역의 기준격자 크기를 나타낸 것이다. 총 격자수의 M은 백만개를 의미하며 Base는 삼각 날개 동체의 기준격자 크기, Vol. 1은 날개 뒤쪽, Vol. 2는 실린더 동체 뒤쪽 영역의 기준격자를 나타낸 것이다. 기준격자 조건별 몸통 뒤쪽과 에어포일에서의 격자분포는 Fig. 4와 같다.

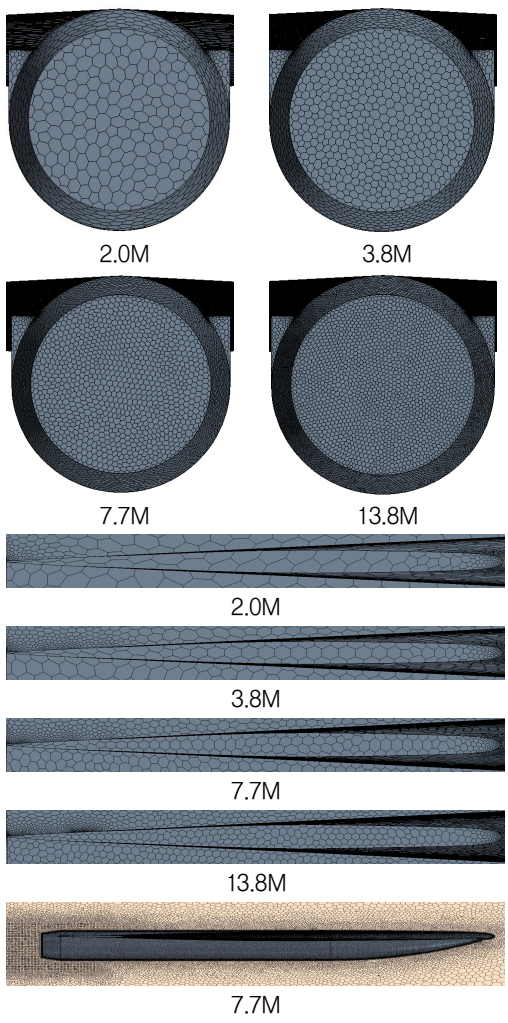

Fig. 4. Grid configuration about case

Table 2. Analysis condition

M_∞	P_∞	T_∞	Re/ft
0.7	18.02 psia	264.43 K	6.87×10^6
0.85	15.59 psia	252.77 K	7.62×10^6
1.2	10.31 psia	223.72 K	8.31×10^6

경계조건은 삼각 날개는 Wall 조건, 외기는 Freestream 조건을 사용하였다. Freestream 조건은 유동의 벡터와 마하수, 압력, 온도, 유동의 난류 조건을 적용할 수 있으며 해석 조건은 Table 2와 같다. 받음각은 -5~20도이다.

2.3 수치 기법

해석 형상에 대해 3차원 압축성 해석을 수행하였으며 지배방정식은 식 (1)과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t}\int W d\tilde{V} + \oint [F-G]\cdot d\tilde{a} = \int H d\tilde{V} \quad (1)$$

여기서 W, F, G는 식 (2), (3)과 같다.

$$W=\begin{bmatrix}\rho\\ \rho v\\ \rho E\end{bmatrix},\ F=\begin{bmatrix}\rho(v-v_g)\\ \rho(v-v_g)\otimes v+pI\\ \rho(v-v_g)H+pv_g\end{bmatrix} \quad (2)$$

$$G=\begin{bmatrix}0\\ T\\ T\cdot v+\dot{q}''\end{bmatrix} \quad (3)$$

식 (2), (3)에서 ρ는 밀도, v는 속도, E는 전에너지, p는 압력, T는 점성 텐서, $\dot{q}''$는 열 플럭스 벡터, v_g는 격자 속도이다. 해석에 사용된 시간기법은 steady를 사용하였다. 공간정확도는 해석 프로그램이 제공하는 MUSCL 3rd를 사용하였으며, 충격파 발생 시 정확한 계산을 수행하기 위해 플럭스에 대해 AUSM+ FVS 기법을 적용하였다. 난류모델은 $k-\omega$ SST 모델을 적용하였다. $k-\omega$ SST 모델은 Menter[12]에 의해 제안되었고 자유흐름과 입구 경계조건에서의 민감도 문제에 집중된 모델이다. 해석은 STAR-CCM+v10.06을 사용하였다.

III. 해석 결과

3.1 격자 의존성 해석

격자 조건에 따라 공력계수의 정확성이 달라지므로 격자 조건에 따른 해석을 수행하여 결과를 비교하였다. 유동조건은 마하수 0.7, 받음각 20도 조건을 선택하였다.

Figures 5, 6은 격자수에 따른 양력계수와 항력계수의 경향을 나타낸 것이다. 총 격자수가 7.7M 이상이 되면 공력계수의 경향이 수렴된다.

격자 조건에 따라 공력계수 뿐만 아니라 삼각 날개 주변에서의 유동 변화도 확인해 보았다. Fig. 7은 격자수에 따른 삼각 날개 표면에서의 압력분포를 나타낸 것이다. 4개의 격자 조건 모두 삼각 날개 윗면에서 와류에 의한 압력 부착선이 발생한다. 격자의 개수가 증가할수록 부착선의 두께는 얇아지며 격자 조건 7.7M 이상에서는 1차 와류가 아닌 2차 와류에 의한 압력 부착선을 볼 수 있다.

Figure 8은 고 받음각에서의 삼각 날개 유동분포를 나타낸 것이다. 날개 앞전부터 와류 중심을 따라서 1차 유동분포가 발생하며 뒷전으로 올수록 와류의 크기는 증가한다. 뒷전으로 갈수록 커진 1차 와류는 삼각 날개 좌, 우 끝에서 2차 와류를 생성하며 1차, 2차 와류 중심을 따라서 압력 부착선이 형성된다. 삼각 날개의 중심부에서는 와류에 상관없이 평판에서의 압력분포를 나타낸다.

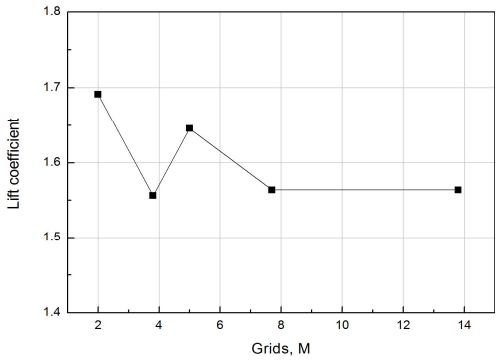

Fig. 5. Lift coefficient vs number of grids

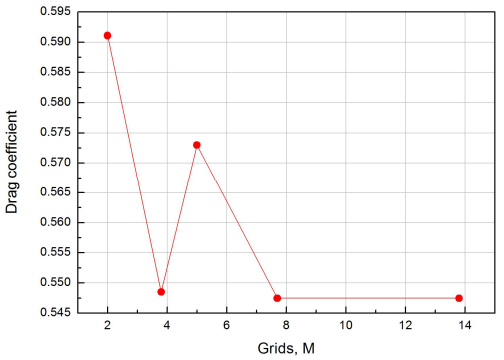

Fig. 6. Drag coefficient vs number of grids

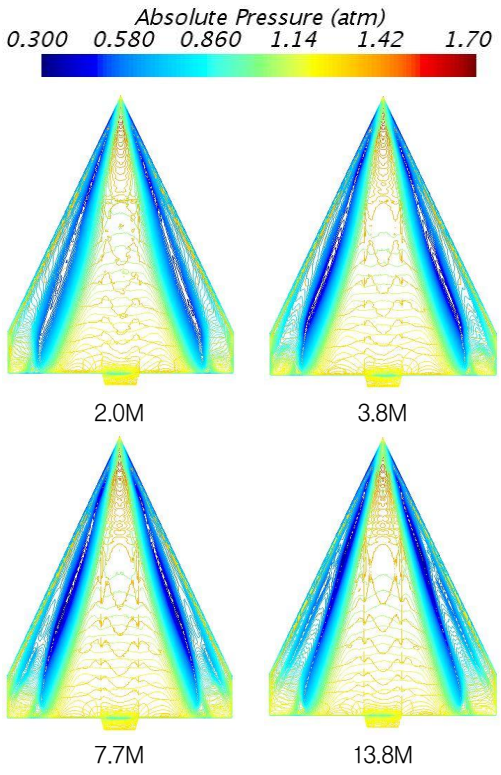

Fig. 7. Pressure distribution about number of grids

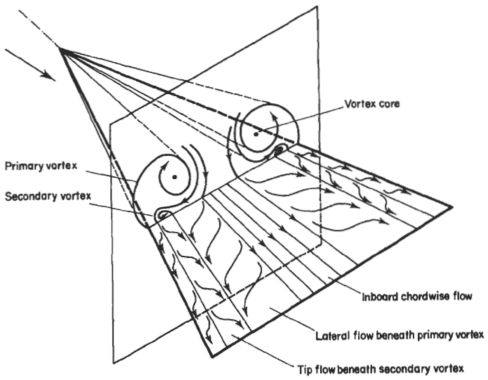

Fig. 8. Schematic of delta wing tip vortices

Figure 9는 격자 조건 7.7M, 13.8M 조건에서의 CFD 결과이며 삼각 날개 표면에서의 압력과 날개 위쪽에서의 압력을 나타내었다. Fig. 6에서 확인했듯이 날개 표면에서는 1차, 2차 와류에 의한 압력부착선이 형성되며, 1차 와류 중심이 존재한다. 7.7M과 13.8M의 차이는 2차 와류에 의한 유동차이와 1차 와류 중심의 분포이다. 격자의 조밀성이 증가하면서 13.8M 조건에서는 1차

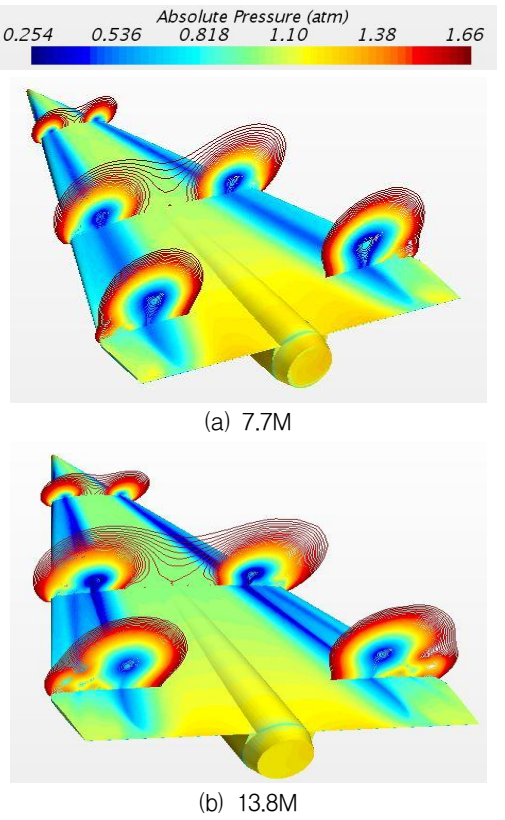

Fig. 9. Pressure distribution between 7.7M and 13.8M grid conditions

와류의 중심 분포가 명확해졌으며 2차 와류에 의한 삼각 날개 좌, 우 끝에서의 분포가 선명해졌다. 격자를 더욱 조밀히 할수록 계산의 정확성이 증가하지만, 7.7M과 13.8M 조건의 유동차이가 적으며 공력계수도 2% 미만의 차이여서 7.7M 조건을 해석에 사용하였다.

3.2 양력/항력 분포

3.2.1 양력 분포

Figure 10은 마하수와 받음각 조건에 따른 양력계수를 나타낸 것이다. 양력계수는 받음각 변화에 따라 선형적으로 증가한다. 받음각 18도에서 20도로 증가될 때, M=0.7에서는 양력계수가 소폭 하락하며 M=0.85, 1.2 조건에서는 증가한다.

3.2.2 항력 분포

Figure 11은 마하수와 받음각 조건에 따른 항력계수를 나타낸 것이다. 항력계수는 받음각 0도에서 가장 작은 값을 나타내며 양력계수와 마찬가지로 받음각 18도에서 20도로 증가될 때, M=0.7에서는 상승경향이 소폭 감소된다.

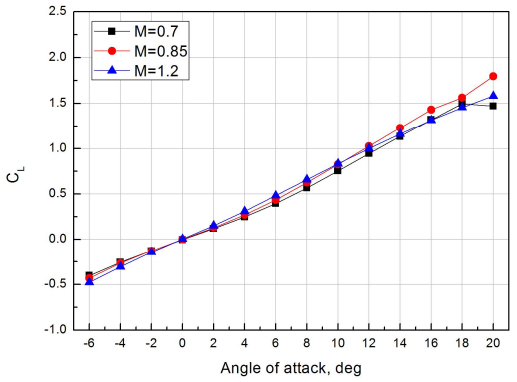

Fig. 10. Lift coefficient vs Angle of Attack

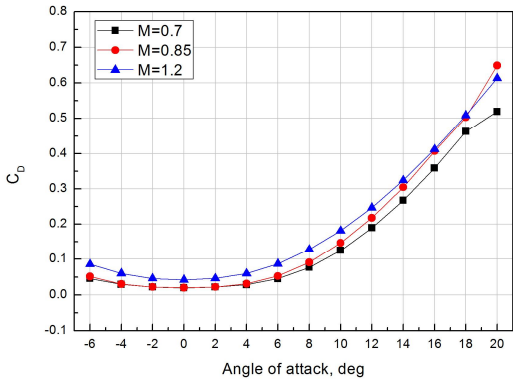

Fig. 11. Drag coefficient vs Angle of Attack

항력 중에서 충격파에 의해 생기는 항력을 조파항력이라고 한다. 항공기의 형상에 따라 다르지만 대게 M=0.7~0.8 사이에 존재한다.

Figure 11을 보면 M=0.85의 항력이 M=0.7의 항력보다 높게 나타난다. 따라서 M=0.85이상에서는 유동에 의한 항력뿐만 아니라 동체 앞 충격파에 의한 항력이 추가된다.

Figure 10과 11의 전체 공력계수 경향을 보았을 때, 천음속 영역대인 마하수 M=0.7, 0.85, 1.2 조건에서 양력계수와 항력계수는 마하수의 변화에 큰 변화 없이 유사한 경향이 나타났다.

Ⅳ. 결 론

본 연구에서는 한국항공우주학회 공기역학부문위원회에서 주관하고 있는 EFD-CFD 비교 워크숍의 여러 과제 중 CASE 4 삼각 날개(Delta Wing)의 천음속영역의 공력특성 연구를 수행하였다.

해석을 수행한 형상은 삼각 날개와 실린더형 몸통이 중심에 있다. 삼각 날개의 길이는 0.6m, 스팬방향은 0.475m이고 반각은 25도이다. 스팬방향 에어포일의 길이는 0.09m이며 NACA64A005 모델이다. 실린더형 몸통의 직경은 0.08m이다. 해석을 수행한 마하수는 0.7, 0.85, 1.2이며 받음각은 -5~20도이다.

삼각 날개의 적합한 해석조건을 찾기 위해 격자의존성 해석을 수행하였다. 해석조건은 마하수 0.7, 받음각 20도 조건을 선택하였다. 기준격자의 크기를 3~10mm 범위에서 5가지 격자조건을 선택하였을 때, 기준격자 크기가 4mm인 7.7백만개의 격자 조건과 기준격자 크기가 3mm인 1380만개의 격자 조건이 공력계수와 유동분포가 유사하여 7.7백만개 조건으로 선택하였다.

받음각이 -5~20도로 증가함에 따라 천음속 영역에서 양력계수는 선형적으로 증가하였다. 받음각 18도에서 20도로 증가할 때 M=0.7 조건에서 소폭 하락하는 경향이 나타났으며 M=0.85, 1.2 조건은 선형적으로 증가하였다. 항력계수는 받음각 0도에서 가장 작은 값이 나타났으며, 양력계수와 유사하게 M=0.7, 받음각 20도 조건에서 하락현상이 나타났다.

추후 공기역학부문위원회에서 실험값을 제공하여 결과를 비교해보면 삼각 날개의 공력특성을 면밀히 파악할 수 있을 것이다.

References

1) Kim, C. W., “The Objectives of EFD-CFD Comparison Workshop and Future Plan,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 45, No. 3, 2017, pp. 191~193.

2) Furman, A., and Breitsamter, C., “Turbulent and Unsteady Flow Characteristics of Delta Wing Vortex Systems,” *Journal of The Aerospace Science and Technology, ELSEVIER,* Vol. 24, No. 1, 2012, pp. 32~44.

3) Mitchell, A., Molton, P., Barberis, D., and DClery, J., “Characterization of Vortex Breakdown by Flow Field and Surface Measurements,” *Proceeding of The 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 10-13 January, Reno, NV, U.S.A., 2000.

4) Rom, J., “High Angle of Attack Aerodynamics: Subsonic, Transonic, and Supersonic Flows,” *Springer-Verlag*, New York, USA., 1992.

5) Gordnier, R. E., and Visbal, M. R., "Unsteady Vortex Structure over a Delta Wing," *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 1, 1994, pp. 243~248.

6) Mitchell, A., Molton, P., Barberis, D., and Délery, J., "Vortical substructures in the shear layers forming leading-edge vortices," *Proceeding of The 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Anaheim, CA, U.S.A., AIAA-01-2424, 2001.

7) Mitchell, A. M., "Experimental data base selected for RTO/AVT numerical and analytical validation and verification: ONERA 70-DEGREE DELTA WING," *Proceeding of The 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference,* Orlando, Florida, U.S.A., AIAA 2003-3941, 2003.

8) Nelson, R. C., "Unsteady Aerodynamics of Slender Wings," *Aircraft Dynamics at High Angle of Attack: Experiments and Modeling*, AGARD R-776, 1991, pp. 1-1-1-26.

9) Son, M. S., Sa, J. H., Park, S. H., Gu, G. B., Kim, M. A., and Jung, K. J., "Analysis on Unsteady RANS Computations of Vortical Flowfields over a 70-degree Delta Wing," *Proceeding of The Korean Society of Computational Fluids Engineering Conference*, Jeju, Korea, 2013, pp. 181~186.

10) Son, M. S., and Park, S. H., "Turbulence Model Effects on Flow Prediction around a 70-degree Delta Wing," *Proceeding of The Korean Society of Computational Fluids Engineering Conference,* Jeju, Korea, 2014, pp. 271~274.

11) Jin, H. S., Kim, S. C., Kim, J. S., and Choi, J. W., "Aerodynamic characteristics of Delta Wing According to Leading Edge Geometries," *Journal of The Korean Society of Visualization*, Vol. 5, No. 2, 2007, pp. 56~63.

12) Menter, F. R., "Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Modeling for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598~1605.