

特輯論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(3), 259-267(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.3.259

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

KAIST 비정렬격자 기반 CFD 해석자를 이용한 CFD-EFD 상호 비교 검증

정성문, 한재성, 권오준*

CFD-EFD Mutual Validation Using a CFD Solver Based on Unstructured Meshes Developed at KAIST

Seongmun Jung, Jaeseong Han and Oh Joon Kwon*

Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology

ABSTRACT

Flow fields around a KARI-11-180 airfoil, SDM and transonic body are numerically simulated by using an unstructured meshes based compressible flow solver developed at KAIST. RANS equations are solved to analyse the flow fields and Roe's FDS method is adopted to evaluate convective fluxes. Turbulence effect of the flow fields is modeled by a SA model, SST model and $\gamma-\widetilde{Re}_{\theta t}$ model. It is found that smaller drag coefficients are predicted for the KARI-11-180 airfoil when a transition phenomenon is considered and small deviations exist between CFD and EFD results. For the SDM, flow separation is observed at a leading edge and calculated aerodynamic properties show similar tendencies to experimental results. A shock wave on main wings of the transonic body is successfully captured by the present flow solver at a Mach number 0.9. Estimated pressure profiles by means of the present CFD method also agree well with those of wind tunnel results.

초 록

본 연구에서는 카이스트에서 개발된 비정렬격자 기반의 유동 해석자를 이용하여 KARI-11-180 익형, SDM과 천음속 비행체 주변 유동장에 대한 수치해석을 수행하였다. 유동장을 해석하기 위하여 RANS가 수치적으로 풀이되었으며, Roe가 제안한 FDS 방법을 사용하여 비점성 플럭스를 계산하였다. 난류 모델은 SA 모델, SST 모델, $\gamma-\widetilde{Re}_{\theta t}$ 모델이 사용되었다. KARI-11-180 익형 유동 해석 결과 천이현상을 고려하였을 때 항력 계수가 더 작게 예측되었으며, 계산된 공력 특성은 전반적으로 실험 결과와 잘 일치하였다. SDM의 경우 날개 앞전에서 유동 박리현상이 발생하였으며, 계산된 공력 특성이 EFD 결과와 유사한 경향을 보였다. 천음속 비행체의 경우 자유류 마하수가 0.9일 때 주 날개에서 발생하는 충격파를 성공적으로 포착하였으며, 실험 결과와 해석된 결과 사이의 유사성을 확인하였다.

Key Words : Experimental Fluid Dynamics(EFD), Computational Fluid Dynamics(CFD), Airfoil(익형), Standard Dynamics Model(SDM), Transonic body(천음속 비행체), Unstructured meshes(비정렬격자)

† Received : November 8, 2016

Revised : January 14, 2017

Accepted : January 17, 2017

* Corresponding author, E-mail : ojkwon@kaist.ac.kr

I. 서론

풍력 터빈, 항공기, 발사체와 같이 대기 상에서 작동하는 구조물들의 공력 특성을 올바르게 예측하는 것은 그 설계 및 운용에 있어서 매우 중요하다. 1871년 Frank H. Wenham에 의하여 인류 최초의 풍동이 설계되고 운용된 이래로 풍동은 다양한 구조물들의 공력 특성을 예측하기 위해 성공적으로 사용되어왔다. 일반적으로 풍동을 이용한 실험 유체 역학(Experimental Fluid Dynamics; EFD)은 신뢰성이 높은 방법으로 받아들여지나, 측정 방법에 불확실성이 내재하며, 비용이 비싸고, 풍동 운용 조건의 범위가 넓지 못해 실제 구조물의 운용 조건을 모사하기 힘든 경우가 많다는 한계를 지닌다.

1970년대 이후로 컴퓨터 연산 기술이 급격하게 발달함에 따라 전산 유체 역학(Computational Fluid Dynamics; CFD)이 구조물의 공력 특성을 예측하기 위한 대안으로 주목을 받아왔으며, 많은 분야에 있어서 성공적으로 적용되어왔다. 일반적으로 CFD는 EFD에 비하여 소모되는 비용이 낮으며 확장성이 좋고 해석 조건을 구현하기 용이하다는 장점을 가지지만, 해석적인 해를 구하는 방법이 현재까지 밝혀진 바 없다. 따라서 CFD를 이용하여 유동장을 해석할 경우 해석된 결과물이 타당한 결과물인지를 판단할 수 있는 근거가 제약된다.

이와 같이 EFD와 CFD는 각각 한계점을 명확하게 지니므로 다수의 연구자들은 EFD와 CFD를 상호 보완적으로 사용하여 예측된 공력 특성의 신뢰도를 높이고자 노력해왔다. 일례로 Hwang *et al*[1]은 CFD로 예측한 쿼드콥터 UAV의 추력을 실험치와 비교하여 공력 특성 예측 방법을 검증한 후 연구를 진행하였으며, DalBello *et al*[2]은 축대칭 노즐 유동을 수치적으로 해석하고 이를 풍동 결과와 비교하여 검증을 수행한 바 있다.

본 연구에서는 KAIST 전산공기역학 및 최적 설계 연구실에서 개발한 CFD 해석자 UMAP(Unstructured Mesh Aerodynamic Prediction)을 이용하여 공력 특성을 해석하고, EFD 결과와 비교하여 상호 비교 검증을 수행하고자 하였다. 상호 비교 검증에 사용된 케이스는 KARI-11-180 익형, SDM(Standard Dynamics Model), 천음속 비행체 형상이다.

KARI-11-180은 충류를 최대한 유지시켜 높은 양항비를 얻을 수 있도록 설계된 두께비 18%의 익형이다. CFD를 통하여 해석된 익형의 공력 특

성을 KARI의 저속 풍동 LSWT에서 수행된 결과와 비교하였다.

SDM은 NRC(National Research Council Canada)에서 동적 시험의 표준 모델로 사용하기 위해 제안된 모델로 제트기를 간략화한 형상을 가지고 있다. 이와 더불어 KARI에서는 국내 1m급 풍동에서도 사용할 수 있도록 SDM을 단순화한 모델을 제안하고 시험을 수행한 바 있다. 본 연구에서는 SDM뿐 아니라 단순화된 모델 주변 유동에 대해서도 수치해석을 수행하고 이를 EFD 결과와 비교하였다.

본 논문에서 다루는 천음속 비행체 형상은 영국의 RAE(Royal Aircraft Establishment)에서 제안되고, 시험이 수행된 형상으로 축대칭 동체와 RAE research wing 'A'로 구성된다. 본 연구에서는 해당 비행체 주변의 유동에 대하여 전산해석을 수행하고, 실험 결과와 비교하였다.

II. 본론

2.1 연구방법

2.1.1 지배 방정식

본 연구에서는 유동장을 해석하기 위하여 점성이 고려된 압축성 나비에-스톡스 방정식(Navier-Stokes equations)을 수치적으로 풀이하였다. 일반적으로 가장 작은 소용돌이(eddy) 크기를 대변하는 콜모고로프 길이 규모(Kolmogorov length scale)는 그 크기가 매우 작으며, 격자의 크기가 그보다 작아야 난류의 영향이 제대로 모사될 수 있다. 그러나 이를 만족하는 격자 요소의 크기는 매우 작기 때문에 이를 만족하는 격자를 이용하여 해석을 수행하는 것은 공학적으로 불가능에 가깝다.

이러한 문제를 해결하기 위하여 보존변수를 레이놀즈 평균된 항과, 요동을 나타내는 항의 선형결합으로 나타내어 나비에-스톡스 방정식에 적용한 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes equations)를 수치적으로 풀이하였다. 난류 모델을 적용하여 RANS를 수치적으로 풀이할 경우 격자의 크기가 상대적으로 큰 경우에도 난류 효과를 고려할 수 있다. RANS를 적분형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_V \bar{Q} dV + \oint_{\partial V} F(\bar{Q}) \cdot \vec{n} dA \\ = \oint_{\partial V} G(\bar{Q}) \cdot \vec{n} dA + \int_V S(\bar{Q}) dV \end{aligned} \quad (1)$$

이때 V 는 제어체적을 나타내며, ∂V 는 제어

표면, \vec{n} 은 제어 표면의 바깥 방향으로의 법선 벡터이다. 또한 \vec{Q} 는 레이놀즈 평균된 보존변수 벡터이며, F 와 G , 그리고 S 는 각각 점성 플럭스 텐서와 비점성 플럭스 텐서, 그리고 소스항 벡터를 나타낸다.

2.1.2 수치기법

본 연구에서는 복잡한 형상에 대하여 쉽게 격자를 만들 수 있는 비정렬격자를 기반으로 RANS의 수치해석을 진행하였다. 또한 공간 및 지배 방정식의 이산화를 위하여 격자점 중심의 유한 체적 기법(FVM; Finite Volume Method)을 사용하였다. 이때 미디언-듀얼(median-dual) 제어 체적 구성법을 사용하여 수치 계산의 강건성을 높이고자 하였다.

제어체적의 경계면에서는 Roe[3]가 제안한 FDS(Flux Difference Splitting) 방법을 사용하여 비점성 플럭스를 산출하였으며, 이때 Harten[4]이 제안한 엔트로피 보정(entropy correction)을 적용하였다. 또한 점성 플럭스를 계산하기 위해 수정된 형태의 중심 차분법을 사용하여 홀짝 분리 현상을 억제하고자 하였다. 이와 같은 계산을 수행함에 있어서 모서리 기반 데이터 구조를 사용하여 계산을 효율적으로 진행하였다. 플럭스 계산에 필요한 유동변수 구배 값은 Green-Gauss 정리와 선형회귀법을 상황에 따라 적절히 이용하였다.

본 연구에서는 정상상태 해를 효율적으로 계산하기 위하여 국부 시간 전진 기법을 사용하였다. 또한 충격파 전후에서의 비 물리적인 진동 현상을 억제하고, 수치적 불안정성을 해소하기 위하여 Venkatakrisnan[5]이 제안한 유속 제한자를 적용하였다.

RANS를 난류 효과를 고려하여 수치적으로 해석하기 위하여 난류 모델을 적용하였다. 적용된 난류 모델은 Spalart와 Allmaras[6]가 제안한 SA 난류 모델과 Menter[7]가 제안한 SST(Shear Stress Transport) 난류 모델, 마지막으로 Langtry *et al.*[8]가 correlation에 기반을 두고 제안한 $\gamma-\widetilde{Re}_{\theta t}$ 모델이다.

2.2 결과 및 고찰

2.2.1 KARI-11-180

레이놀즈수 3×10^6 인 경우에 대하여 KARI-11-180 익형 주변 유동장의 전산 해석을 수행하였다. 유동의 3차원 효과는 무시할 만큼 작을 것으로 예상되므로 2차원 RANS 방정식을 수치적으로 풀이함으로써 유동장을 해석하였다.

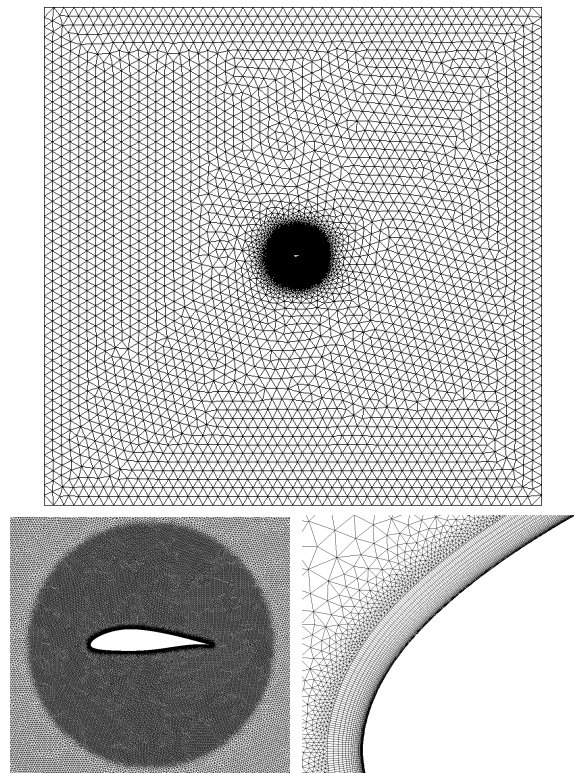


Fig. 1. KARI-11-180 meshes

격자계의 원방 경계는 시위 길이를 기준으로 가로 50배, 세로 50배의 크기를 가지도록 설정되었다. 이때 익형은 격자계의 중간에 위치한다. 계산에 사용된 비정렬격자는 23만 개 수준의 격자 점과 32만 개 수준의 격자 요소로 구성되며, 이때 물체 표면에서 큰 구배를 가지는 속도장을 효율적으로 포착하기 위해 큰 세장비를 가지는 사각형 요소가 사용되었다. 첫 번째 사각형 요소의 두께는 y^+ 가 1의 값을 가지도록 설정되었다. 계산에 사용된 격자의 전체적인 모습과 국부적인 모습을 Fig. 1에 나타내었다.

익형 표면에서의 경계조건은 점착 벽(non-slip wall) 조건이며, 원방 경계에서는 아음속 특성 경계 조건(subsonic characteristic B.C.)을 경계조건으로 부여하였다. KARI에서 수행된 해당 익형 풍동 실험의 자유류 속도는 75m/s이므로, 상온 15°C에서의 마하수는 약 0.22가 되어 아음속 특성 경계조건을 부여하는 것이 타당함을 알 수 있다. 익형은 그 특성상 역 압력 구배에 의한 효과를 잘 포착하는 것이 중요하므로, SST 난류 모델을 사용하였다. SST 난류 모델은 천이 현상을 고려하지 않으므로 SST 난류 모델이 적용된 결과물을 천이 현상이 고려된 $\gamma-\widetilde{Re}_{\theta t}$ 난류 모델이 사용된 결과와 비교하여 층류-난류 천이에 의한 영향을 살펴보았다.

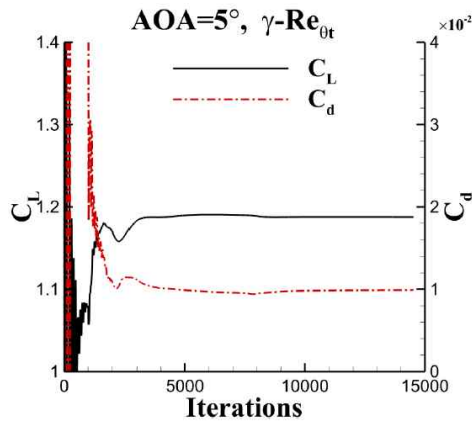


Fig. 2. C_L and C_d histories (AOA=5°)

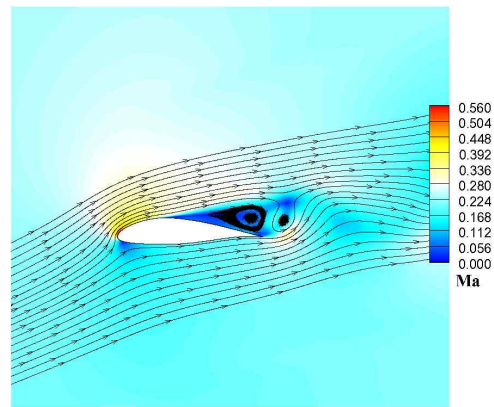


Fig. 5. Streamlines around the airfoil (AOA = 18.581°)

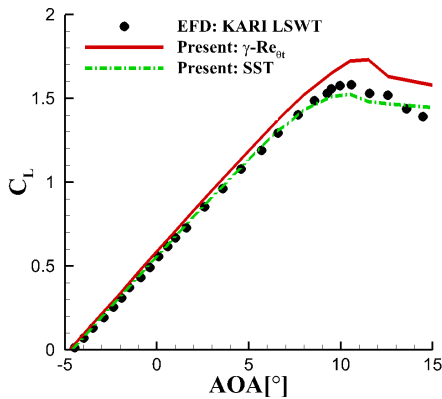


Fig. 3. Lift coefficient curves

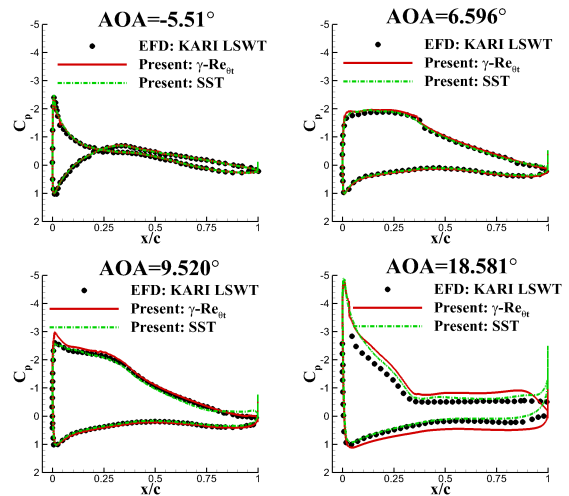


Fig. 6. Pressure coefficient distributions

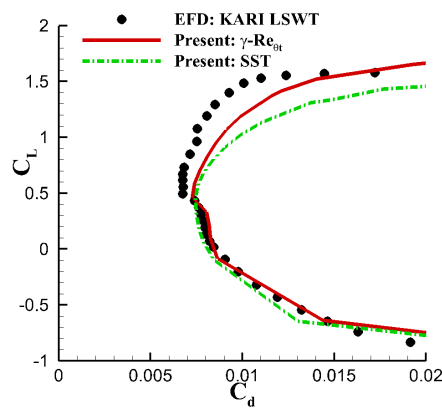


Fig. 4. Lift/drag coefficient curves

익형의 양력 계수와 항력 계수를 실험치와 직접적으로 비교하였다. 따라서 Fig. 2에 특정 받음각에서의 양력 계수 및 항력 계수의 수렴 양상을 대표적으로 나타내었으며, 이를 통하여 결과물이 충분히 수렴되었음을 확인하였다. Fig. 3과 Fig. 4에 받음각에 따른 양력 계수 그래프와 양력 계수에 대한 항력 계수 그래프를 나타내었다. 실속

이전까지 양력 계수는 SST 난류 모델과 $\gamma-\widetilde{Re}_{\theta t}$ 난류 모델에 따라 큰 차이를 보이지 않았지만, 실속이 일어나는 받음각 근처에서 예측된 양력 계수 사이에 차이가 나타났다.

Marcin Huptas *et al.*[9]은 비정상적인 특성을 보이는 유동장에 대하여 정상해석을 수행하여 산출된 결과물과, 비정상해석을 수행하여 통해 산출된 결과물을 비교한 바 있으며, 비정상해석을 수행하였을 경우 실험값에 근접한 결과가 산출됨을 보였다. 따라서 천이를 고려하였을 경우 실속이 더 높은 받음각에서 예측되는 현상은 고 받음각에서의 유동장은 비정상적인 특성을 가짐에도 불구하고 정상상태로 가정하여 해석을 수행하였기 때문에 발생했을 수 있다. 천이를 고려하였을 때 항력이 더 작게 예측되어 실험치에 근접하며, 이는 물리적으로 타당한 경향이라고 볼 수 있다.

Figure 5에 고 받음각에서 유선을 나타내었으며, 와류 방출(vortex shedding) 현상이 포착되었

다. 따라서 고 받음각에서 유동장이 비정상적 성질을 가지는 것은 자명하다. Fig. 6에는 특정 받음각에 대한 압력 계수 분포를 나타내었는데, 고 받음각이 아닌 범위 내에서는 난류 모델의 종류와 관계없이 실험값과 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 받음각이 클 경우 압력 계수의 크기가 실험치보다 더 크게 예측되는 것을 볼 수 있는데, 전술한 바와 같이 유동장의 비정상적인 특성을 고려하여 해석을 수행했을 때 결과물의 개선이 이루어질 수 있을 것으로 판단된다.

2.2.2 SDM

레이놀즈수가 약 8×10^5 인 경우에 대하여 SDM 및 KARI에서 제안된 단순화된 SDM(이하 BW 모델) 주변 유동에 대하여 정적인(static) 전산 해석을 수행하였다. 본 연구에서 해석한 케이스는 요 각(yaw angle)이 0인 경우이므로 유동장은 대칭적이다.

BW 모델과 SDM의 격자계의 원방 경계 크기는 모두 평균 공력 시위를 기준으로 가로 170배, 세로 170배, 높이 80배의 크기를 가지도록 설정되었다. 계산에 사용된 비정렬격자계는 BW 모델의 경우 276만 개 수준의 격자점과 871만 개 수준의 격자 요소로 구성되며, SDM의 경우 격자점 271만 개, 1,020만 개 수준의 격자 요소로 구성된다. 비행체 표면에서는 굉장히 큰 속도 구배가

발생하므로 이를 효율적으로 포착하기 위해 비행체 표면에 세장비가 큰 프리즘 모양의 격자 요소를 사용하였다. 이때 첫 번째 프리즘 요소의 두께는 y^+ 가 1이 되도록 설정하였다. 전반적인 격자계의 모습 및 국부적인 모습을 Fig. 7에 나타내었다. 이때 유동장이 대칭이므로, 물리 공간을 절반만 이산화하여 격자계를 구성하였다.

비행체 표면은 점착 벽 조건이며, 원방 경계 조건은 아음속 특성 경계조건을, 대칭면에는 대칭 경계조건을 부여하였다. 이때 풍속은 50m/s 이므로, 아음속 특성 경계조건을 부여하는 것은 타당하다. SDM 및 BW 모델의 날개는 곡률이 존재하지 않는 평판이므로, 평판 경계층 실험 결과를 기반으로 보정이 수행된 SA 난류 모델을 적용하여 난류 효과를 효율적으로 모사하고자 하였다.

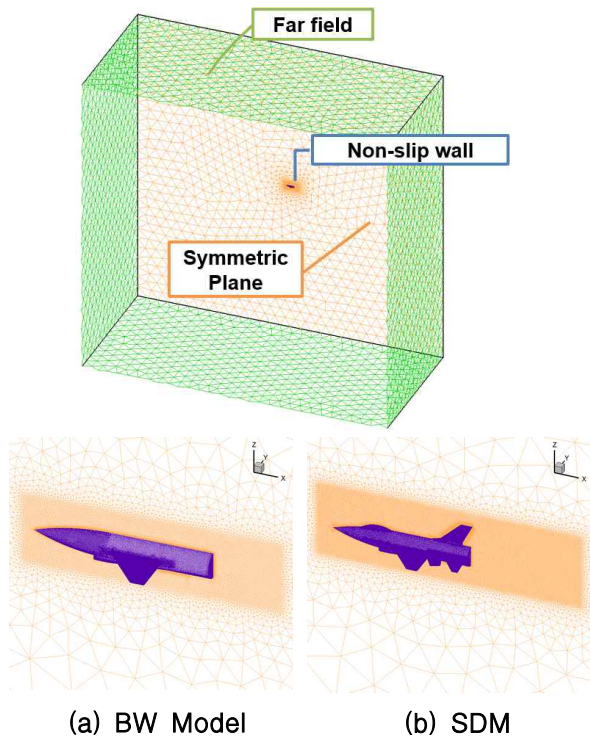


Fig. 7. BW model/SDM meshes

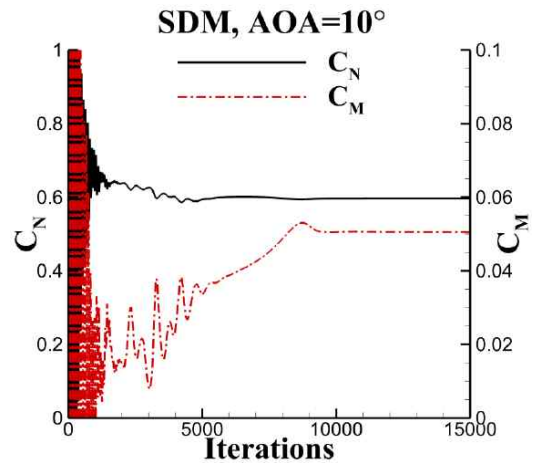


Fig. 8. C_N and C_M histories (AOA=10°)

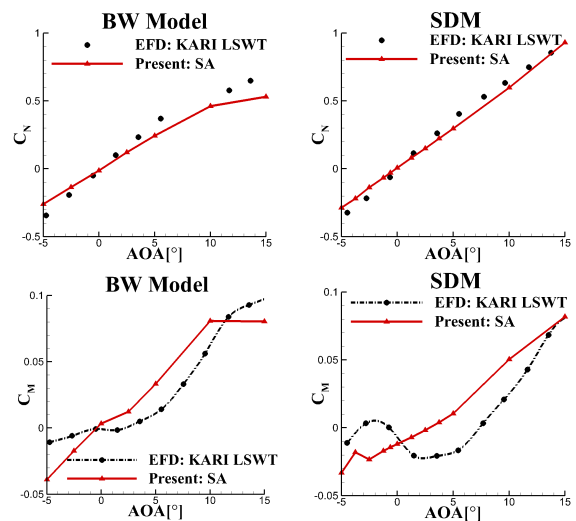


Fig. 9. Normal force/moment coefficient with respect to angle of attack

SDM과 BW 모델의 수직력 계수와 모멘트 계수가 실험값과 직접적으로 비교되었다. 따라서 Fig. 8에 특정 받음각에서 SDM의 수직력 계수와 모멘트 계수의 수렴 양상을 나타내었으며 CFD 해석 결과물이 충분히 수렴되었음을 확인하였다.

Figure 9에 해석된 결과를 풍동 실험 결과와 함께 도시하였다. CFD를 통해 예측된 BW 모델의 수직력 계수와 모멘트 계수는 EFD 결과와 유사한 경향성을 보인다. SDM의 경우 전산 해석을 통하여 예측된 수직력 계수와 풍동 실험을 통해 얻어진 수직력 계수는 그 경향뿐 아니라 값도 매우 잘 일치한다. 그러나 스트레이크(strake), 캐노피(canopy), 수평 미익 등으로 인하여 생기는 것으로 추산되는 모멘트 계수 그래프의 S 커브는 포착되지 않았다. 또한 실험과 달리 전산해석 결과 받음각에 따른 모멘트 계수는 단조 증가 함수와 유사한 거동을 보였다.

BW 모델과 SDM의 동체 후방은 유선형이 아니므로 박리현상이 수반된다. 또한 두 모델 모두 날개가 평판 날개이며, 앞전이 날카롭기 때문에 날개 앞전에서 유동이 박리된다. 이와 같은 요인들은 유동장에 비정상적 특성을 유발한다. 모멘트 계수는 동체 표면에 작용하는 수직력의 분포 양상과 직결되는 공력 특성이다. 따라서 비정상 유동해석을 수행할 경우 날개 앞전과 동체 후방에서의 박리된 유동을 보다 정확하게 예측하여 향상된 모멘트 계수를 얻을 수 있을 것으로 보인다.

Figure 10과 Fig. 11에 받음각이 10° 일 때 BW 모델과 SDM의 동체 표면 압력 계수 분포와 주 날개 근처 유선을 나타내었다. 두 모델 모두 주 날개 앞전에서 박리가 일어나며, SDM의 경우

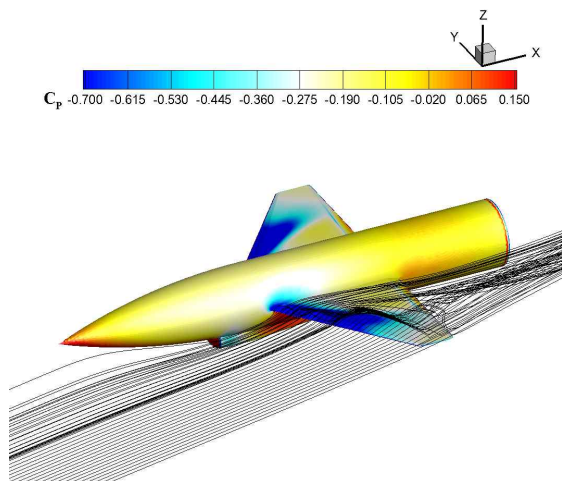


Fig. 10. Pressure coefficient contours and streamlines of the BW model

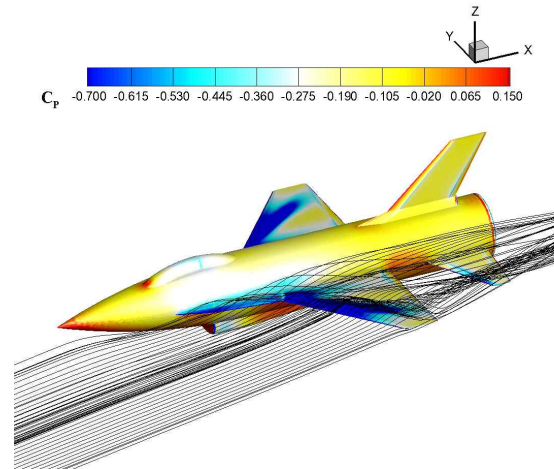


Fig. 11. Pressure coefficient contours and streamlines of the SDM

스트레이크의 영향으로 동체와 가까운 쪽의 주 날개 상에서 유동 박리가 더 빨리 발생하여 주 날개의 박리 영역이 더 커지는 현상이 발생하였다. 또한 도시된 압력 계수 분포와 유선 양상은 주 날개 상에서의 3차원 유동 효과를 무시할 수 없다는 것을 시사한다. 두 모델 모두 유동 박리에 수반되는 와류가 3차원적 특성을 가지지만, 비교적 형상이 단순한 BW 모델에 비하여 SDM에서 발생하는 와류의 3차원적 특성이 더 강한 것으로 나타난다. 따라서 유동 재부착 등의 현상을 보다 정확하게 해석하기 위하여 천이 현상을 고려할 경우 SDM은 크로스 플로우(cross flow)의 영향을 포착할 수 있는 난류 모델 적용이 필요할 것으로 보인다.

2.2.3 천음속 비행체

축대칭 동체와, RAE research wing 'A'로 구성된 천음속 비행체 형상 주변 유동장에 대하여 마하수 0.8, 0.9일 때 저받음각 범위에서 전산 해석을 수행하고 그 결과를 풍동 시험 결과와 비교하였다.

계산에 사용된 격자계의 원방 경계는 그 크기가 동체 길이를 기준으로 가로 20배, 세로 20배, 높이 10배를 가지도록 설정되었다. 계산에 사용된 비정렬격자계는 229만 개 수준의 격자점과 607만 개 수준의 격자 요소로 구성되었다. 해당 비행체의 표면에서 발생하는 경계층을 포착하기 위하여 비행체 표면에 세장비가 큰 프리즘 요소를 배치하였으며, 첫 번째 프리즘 요소의 두께는 y^+ 가 1이 되도록 부여되었다. 비행체의 전체적인 형상은 대칭적이며, 요 각이 0이므로 유동장 또한 대칭적이다. 따라서 계산 비용을 줄이기 위하여 물리적 공간의 절반만 이산화를 수행하여 격

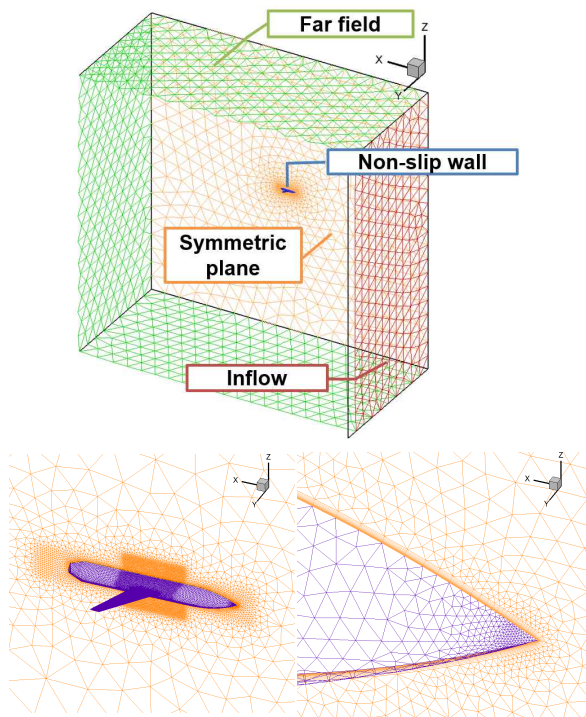


Fig. 12. The transonic body meshes

자계를 구성하였다. 해석에 사용된 격자계의 전반적인 모습과 국부적인 모습을 Fig. 12에 나타내었다.

비행체의 표면에는 점착 벽 경계조건을 부여하였다. 또한 자유류의 마하수가 0.8과 0.9이므로 자유류가 입사되는 경계면에는 특성 경계조건이 아닌 자유류 유입 경계조건을 부여하였다. 자유류 경계조건은 유동변수를 고정하여 부여하므로, 유동장에 오차를 야기할 수 있지만 원방경계와 비행체의 거리가 충분히 멀 경우 자유류 경계조건에 의하여 발생하는 오차는 무시할 수 있다. 자체적인 테스트 결과 본 연구에서 사용된 격자계는 자유류 경계조건에 의한 오차를 거의 발생시키지 않는 것으로 확인되었다. 대칭면에는 대칭 경계조건을 부여하고, 나머지 경계면은 특성 경계조건을 부여하였다. 해당 비행체의 날개는 평판 형상이 아니므로, 역 압력 구배를 잘 포착하는 것이 중요하다. 따라서 비록 계산 비용은 SA 모델보다 더 크지만 역 압력 구배 하에서의 유동을 잘 모사하는 것으로 알려진 Menter의 SST 모델을 적용하여 난류 효과를 고려하였다.

CFD를 통하여 산출된 비행체 표면에서의 국부적인 압력 계수가 EFD 결과와 비교되었다. 특정 지점의 압력 계수보다는 RMS 잔류항이 유동장의 수렴 정도를 판단하기 용이하므로 유동장의 수렴여부를 RMS 잔류항으로 판단하여 충분히 수렴된 결과물을 사용하였다. Fig. 13에 마하수

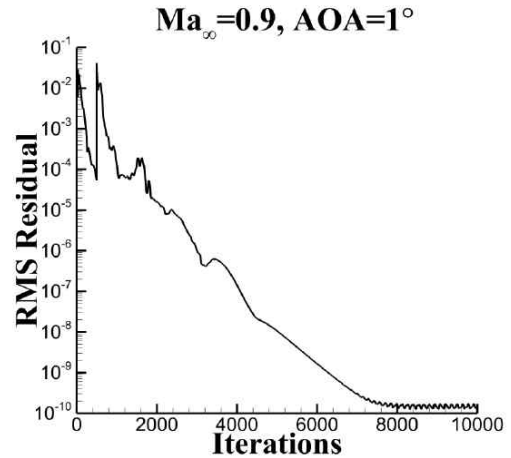


Fig. 13. A RMS residual history

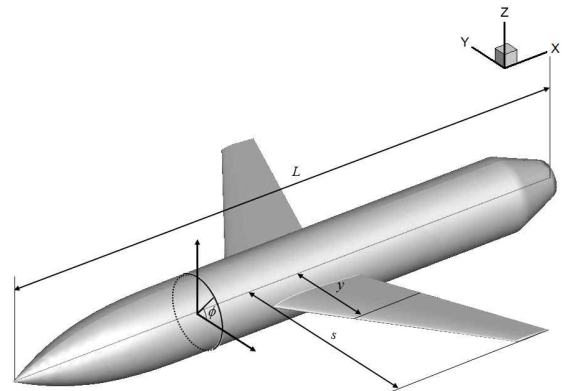


Fig. 14. Configuration of the transonic body

0.9, 받음각 1°인 경우의 RMS 잔류항의 거동을 나타내었다.

자유류 마하수가 0.8인 경우 받음각 0°과 2°, 마하수가 0.9인 경우 받음각 0°과 1°에 대하여 비행체 주변 유동의 전산 해석을 수행하였다. 이때 L 은 동체의 전체 길이이며, s 는 동체 중심으로부터 주 날개 끝단까지의 거리, c 는 에어포일의 시위 길이이고, ϕ 는 동체의 특정 지점을 나타내기 위해 사용된 각도로 이를 Fig. 14에 나타내었다.

Figure 15~18에 CFD와 EFD를 통하여 산출된 압력 계수 분포를 비교하였다. 자유류 마하수가 0.8인 경우 수치적 방법을 통하여 예측된 동체와 주 날개의 압력 계수는 실험적 방법을 통해 산출된 결과물과 전반적으로 잘 일치하는 것을 확인하였다. 그러나 동체와 주 날개가 연결되는 부분에서는 CFD 결과물과 EFD 결과물에 다소 차이가 발생하며, 이에 대한 원인 규명이 필요할 것으로 보인다. 자유류의 마하수가 0.9인 경우에도 주 날개의 압력 계수 분포 양상은 실험적 결과와

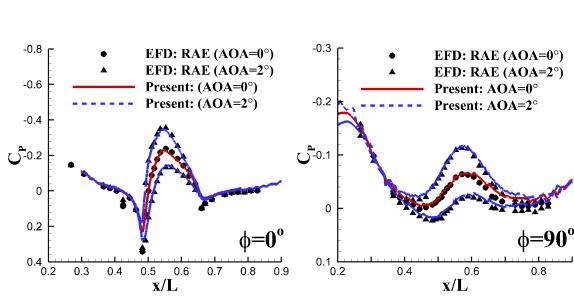


Fig. 15. Pressure coefficient distributions on the fuselage: $M_\infty = 0.8$

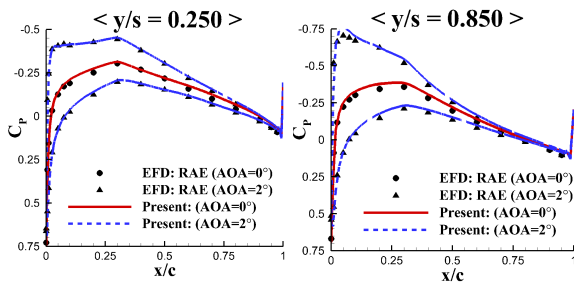


Fig. 16. Pressure coefficient distributions on the main wing: $M_\infty = 0.8$

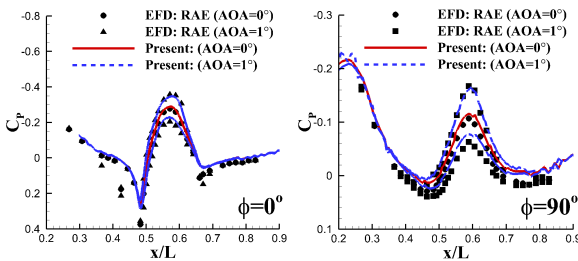


Fig. 17. Pressure coefficient distributions on the fuselage: $M_\infty = 0.9$

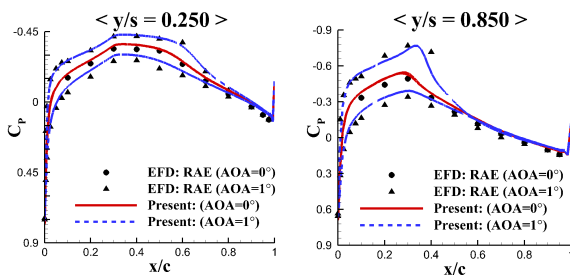


Fig. 18. Pressure coefficient distributions on the main wing: $M_\infty = 0.9$

전산 해석 결과에 큰 차이가 나타나지 않지만, 동체와 날개가 인접한 부분에서 다소 차이가 발생하며, 주 날개에 비하여 동체에서 차이가 더 크게 발생하였다. 천이 현상이 고려될 경우 동체와 주 날개의 복잡한 접합부 형상이 유동장에 미치는 영향을 보다 정확하게 예측할 수 있을 것으로 보인다.

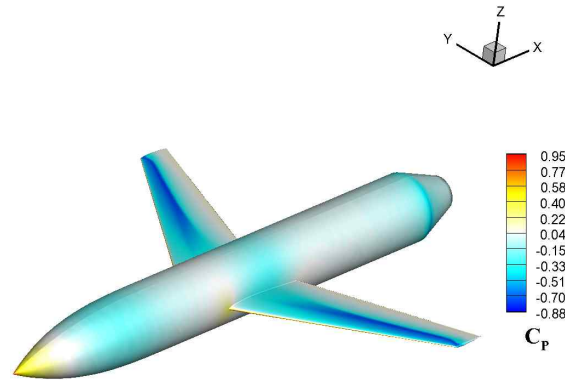


Fig. 19. Pressure coefficient contours

Figure 19에 자유류 마하수 0.9, 받음각이 1° 인 경우 비행체 표면에 형성된 압력 계수 분포 양상을 나타내었다. 이때 주 날개의 윗면에서 충격파가 발생하는 것이 포착되었으며, 동체에서 멀수록 충격파가 강하게 발생되었다. 주 날개 표면에서 발생하는 충격파는 대체적으로는 선형적인 위치에서 발생하는 모습을 보이나, 날개 끝단 쪽에서는 끝단 와류에 의하여 충격파 발생 위치가 시위 앞전 방향으로 이동하는 현상이 포착되었다.

III. 결 론

본 연구에서는 KARI-11-180 익형, SDM 모델 및 BW 모델, 천음속 비행체에 대하여 주변 유동장을 수치적으로 해석하고 그 결과를 실험적 방법을 통한 결과와 비교하여 상호 검증을 수행하였다. CFD를 기반으로 예측된 KARI-11-180 익형의 공력 특성은 EFD를 통하여 예측된 공력 특성과 비교하여 경향이 잘 일치하였다. 천이 현상을 고려하였을 때에 유동 박리가 실험치보다 더 늦게 발생할 것으로 예측되나, 항력은 실험치에 더 가깝도록 예측되었다. 유동 박리현상은 비정상적 특성이 강하므로 비정상 유동해석이 수행될 경우 CFD를 통해 예측된 공력 특성 결과의 향상이 기대된다. SDM 및 BW 모델의 전산해석 결과 CFD와 EFD 모두 유사한 수직력 계수가 산출되었으나, 산출된 모멘트 계수는 다소 차이를 보였다. 두 모델 모두 날카로운 날개 앞전에서 박리가 일어나고, 유동장이 3차원적 특성을 지님을 고려할 때, 3차원적인 천이 현상을 고려한 유동해석과 비정상 유동해석이 필요할 것으로 보인다. 천음속 비행체 유동장 해석 결과 주 날개의 압력 계수 분포가 풍동 실험 결과와 잘 일치하는 것을 확인하였으며, 자유류의 마하수가 0.9일 때

날개에서 발생하는 충격파를 성공적으로 포착하였다. 동체의 압력 계수 분포 경향을 살펴보았을 때 경향은 잘 일치하나, 동체와 주 날개가 인접한 부근에서 압력 계수의 값에 다소 차이가 발생하는 것이 확인되었다. 이러한 현상을 고려하였을 때 천이 현상을 고려하여 CFD 해석이 수행될 필요가 있을 것으로 사료된다. 또한 동체와 날개 접합부의 복잡한 형상이 유동장 측정 방법의 신뢰성에 영향이 미칠 가능성이 있는지에 대한 연구가 필요할 것으로 보인다.

본 연구를 통하여 CFD에 의하여 예측된 양력 계수, 수직력 계수 및 압력 계수가 EFD 결과물과 잘 일치하는 것이 확인되었다. 이를 통해 EFD와 CFD의 상호 검증이 수행된 것으로 볼 수 있으며, 다소 차이가 발생한 항력 계수 및 모멘트 계수에 대해서는 후속 연구가 필요할 것으로 보인다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부(MOTIE)와 한국에너지기술평가원(KETEP)의 지원을 받아 수행된 연구 과제입니다.(No. 20168520021200) 또한 이 연구는 2016년도 산업기술평가관리원(KEIT) 연구비 지원에 의한 연구입니다.(‘10053157, 소형무장헬기 연계 민수헬기 국외업체 이전 기피 핵심기술 개발 과제) 이에 감사드립니다.

References

1) Hwang, J. Y., Jung, M. K, and Kwon, O. J., "Numerical Study of Aerodynamic Performance of a Multicopter Unmanned-Aerial-Vehicle Configuration," *Journal of Aircraft*, Vol.

52, No. 3, 2015, pp. 839-846.

2) DalBello, T., Georgiadis, N. J., Yoder, D. A., Keith, T. G., "Computational study of axisymmetric off-design nozzle flows," *AIAA paper* 2004-0530, 2004.

3) P. L. Roe, "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, 1981, pp. 357~372.

4) Harten, Amiram, Peter D. Lax, and Bram Van Leer.n "On upstream differencing and Godunov-type schemes for hyperbolic conservation laws," *SIAM Review*, Vol. 25, No. 1, 1997, pp. 53~79.

5) V. Venkatakrisnan, "Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters," *Journal of Computational Physics*, Vol. 118, 1995, pp. 120~130.

6) P. R. Spalart and S. R. Allmaras, "A one-Equation Turbulent Model for Aerodynamic Flows," *AIAA paper* 92-0439, 1992.

7) Menter, Florian R., "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA journal*, Vol. 32, No.8, 1994, pp. 1598~1605.

8) Langtry, Robin B., and Florian R. Menter., "Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes," *AIAA journal*, Vol. 47, No. 12, 2009, pp. 2894~2906.

9) Huptas, M., & Elsner, W., "Steady and Unsteady Simulation of Flow Structure of Two Surface-mounted Square Obstacles," *Task quarterly*, Vol. 12, No.3, 2008, pp. 197-207.