

特輯論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(3), 252-258(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.3.252

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

EFD-CFD 비교워크샵 : CASE 3 천음속영역 유동해석에 대해서

이영빈*, 김남균, 김상호

EFD-CFD workshop : CASE 3 CFD for transonic flow regime

Yeongbin Lee*, Namgyun Kim and Sangho Kim

Agency for Defense Development

ABSTRACT

This paper describes on introduction of CASE 3 for EFD-CFD comparison workshop which is incharged of aerodynamic subcommittee of The Korean Society or Aeronautical and Space Science. In addition, the results of candidate for CASE 3 were compared with experimental result and computational result. Currently, for this case 3, there are eight candidates from company, university and research institute. According to comparison of their results, they are in accordance with experimental data and computational data.

초 록

본 논문에서는 현재 한국항공우주학회 공기역학부문위원회에서 주관하고 있는 EFD-CFD 비교워크샵의 여러 과제 중 CASE 3 천음속영역 유동해석에 대해 소개하고 현재 까지 참여한 기관들의 결과를 서로 비교하였다. 현재까지 이 과제에 대하여 산학연 8개 기관이 참가하였고, 그 결과 풍동실험결과와 비교적 잘 일치하며, 서로의 해석결과 역시 잘 일치함을 알 수 있었다.

Key Words : EFD(Experimental Fluid Dynamics, 실험유체역학), CFD(Computational Fluid Dynamics, 전산유체역학), Transonic flow(천음속 유동)

1. 서 론

현재 한국항공우주학회 공기역학부문위원회에서는 우리나라의 공기역학 분야의 수준을 높이고 균형적인 발전을 위해 실험유체역학 (EFD, Experimental Fluid Dynamics)과 전산유체역학 (CFD, Computational Fluid Dyanmics) 비교워크샵을 매년 개최되는 춘계학술대회와 추계학술대회에서 특별세션으로 진행하고 있다. EFD-CFD 비교워크샵에서는 CASE 1: Airfoil 풍동실험 결

과의 비교, CASE 2: SDM(Standard Dynamic Model) 아음속 풍동실험결과와의 비교, CASE 3: 천음속 영역 유동해석을 위한 RAE Wing A와 축대칭 몸체의 풍동실험결과와의 비교로 총 3개의 과제를 진행하고 있으며 2015년 상반기에 과제를 부여하고 15년 항공우주학회 추계학술대회부터 그 지원자를 받아 그 결과를 비교하고 있다. 현재까지 산,학,연 기관 등 다양한 분야에서 연구중인 연구자들의 많은 참여가 있었다.

본 논문에서는 EFD-CFD 비교워크샵에서 수행

† Received : November 4, 2016 Revised : January 2, 2017 Accepted : January 2, 2017

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

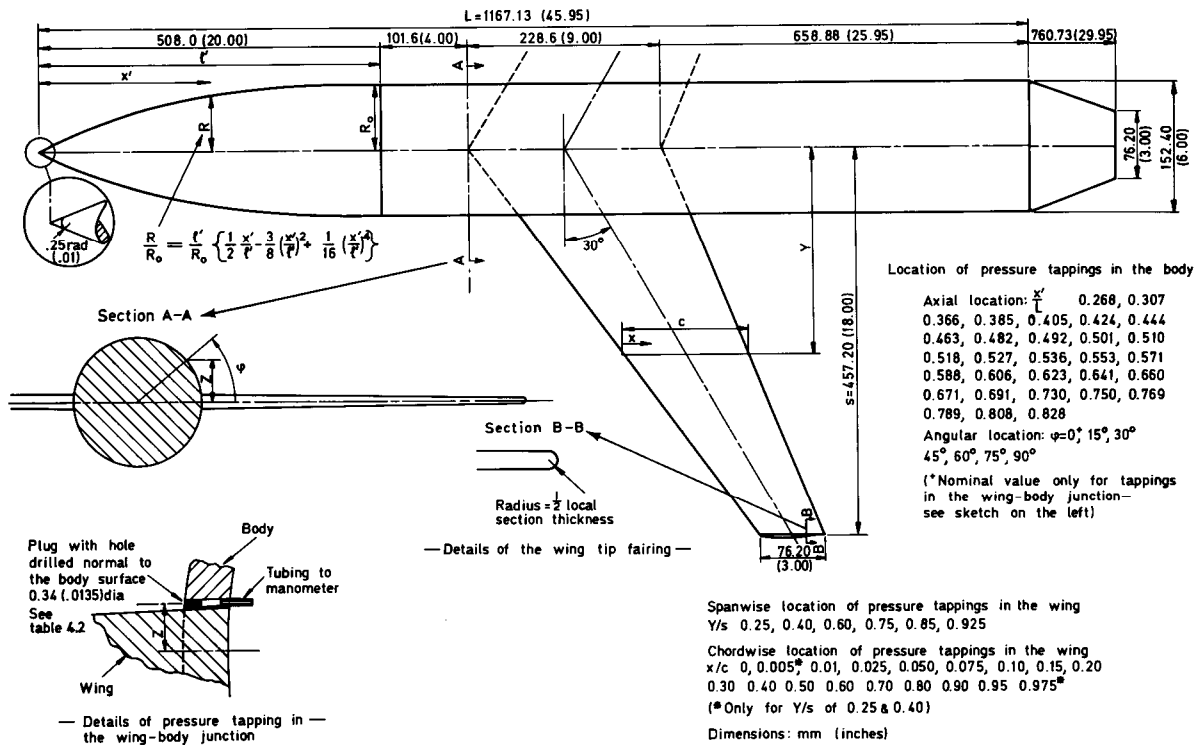


Fig. 1. Sketch of wing A mounted on body B2: Configuration WAB2(0)0

되고 있는 과제 중 CASE 3천음속영역 유동해석에 대해 소개하고 현재까지 이 과제에 지원한 기관들의 결과를 서로 비교하였다[1~8].

II. 본 론

2.1 CASE 3 소개

2.1.1 RAE Wing 'A'와 축대칭 동체

우리나라는 천음속 풍동실험 시설이 많지 않아 풍동실험결과가 공개된 것들이 미흡하다. 그래서 CASE 3: 천음속영역 유동해석의 풍동실험 결과를 선정하는데 많은 어려움이 있었다. CASE 3를 위해 현재 공개되어 있는 AGARD-AR-138에서 제시한 천음속 풍동실험결과를 이용하였다.[1] 이 결과 역시 오래전부터 천음속영역 유동 전산해석의 결과비교와 검증, 그리고 천음속영역 유동의 전산해석 기법의 발전을 위해 사용되어 왔다. 이 풍동실험결과는 AGARD-AR-138의 내용 중 3차원 모델 중 4번째인 "PRESSURE DISTRIBUTION MEASURED IN THE RAE 8ft × 6ft TRANSONIC WIND TUNNEL ON RAE WING 'A' IN COMBINATION WITH AN AXI-SYMMETRIC BODY AT MACH NUMBERS

OF 0.4, 0.8 AND 0.9'의 내용이다.

2.1.2 풍동실험 조건 및 방법

이 풍동실험 결과는 영국 RAE 8ft×6ft 천음속 풍동에서 RAE Wing 'A'와 축대칭 동체의 조합 모델을 이용하여 마하수 0.4에서 받음각 0도, 2도, 마하수 0.8에서받음각 0도, 2도, 마하수 0.9에서 받음각 0도, 1도 조건에서 수행된 결과이다. 시험부의 크기는 2.43m(너비)×1.83m(높이)×2.8m(길이)이며, 3차원 모델에서 발생하는 충격과 반사 및 유질 개선을 위해 네 개의 벽면에 슬롯이 설치되어 있다. 시험부의 유질은 마하수 0.4에서 ±0.13°, 마하수 0.8에서 ±0.13°, 마하수 0.9에서 ±0.19°도이며 마하수 변화량은 각각 ±0.002, ±0.002, ±0.003이다. 레이놀즈수는 마하수 0.4에서 25-0.85×10⁶(Re/m), 마하수 0.8에서 17-1.1×10⁶(Re/m), 마하수 1에서 10-1.3×10⁶(Re/m) 정도이다. 실험온도는 정체온도 320K이다. 레이놀즈수 효과를 위해 날개와 동체에 천이도트를 장착하였다.

풍동실험 모델은 앞에서 언급하였듯이 RAE Wing 'A'와 축대칭 동체의 조합 모델이며, RAE Wing 'A'는 Ref. 1에서 제시된 좌표들로 이루어진 익형이며, 표면 압력 측정을 위해 Ref. 1에서 제공한 것과 같이 날개 상하 면에 압력공이 설치

되었다. 풍동시험 모델에 대한 자세한 정보는 Fig. 1에 나타내었다

2.1.3 풍동실험 결과

AGARD-AR-138에 제공된 풍동실험결과는 다음 Fig. 2~7과 같다. 날개 표면 압력분포는 Fig. 2~4이고, 동체 표면 압력분포는 Fig. 5~7이다.

마하수 0.4의 경우 일반적인 날개의 압력분포를 나타내고 있으며, 받음각에 따라 압력분포가 바뀌는 것을 알 수 있다. 마하수 0.8과 0.9의 경우 천음속 영역의 유동특성인 날개 윗면에서 간헐적으로 충격파가 발생되었음을 알 수 있다. 동체는 단면이 원형실린더의 형상을 가지고 있으며, 동체와 날개의 접합으로 인하여 Junction 영

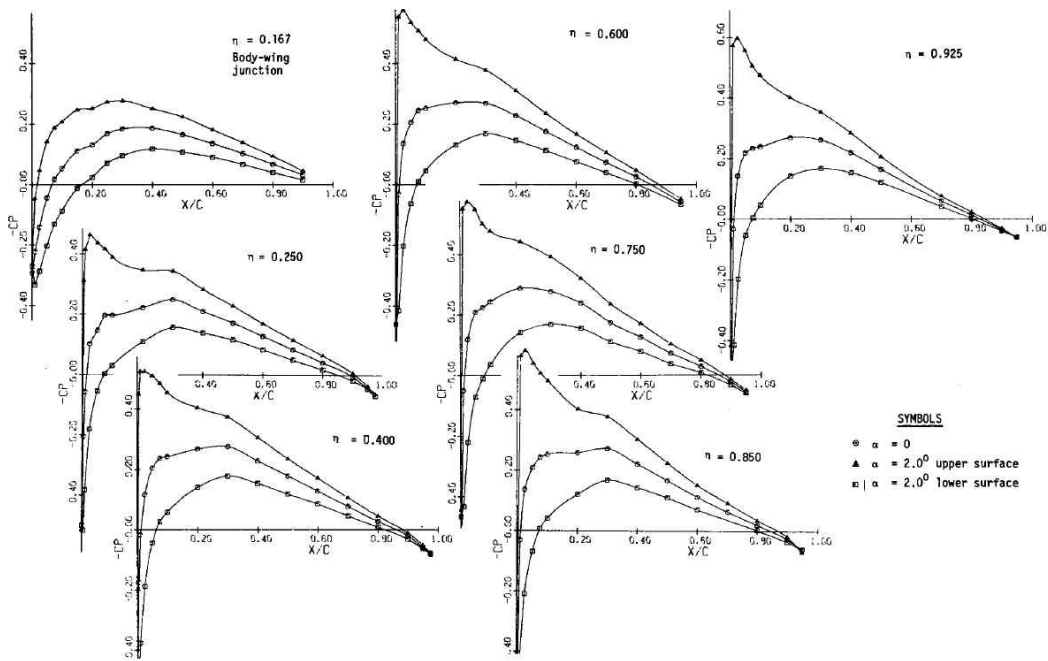


Fig. 2. Pressure distribution on the wing for M=0.4

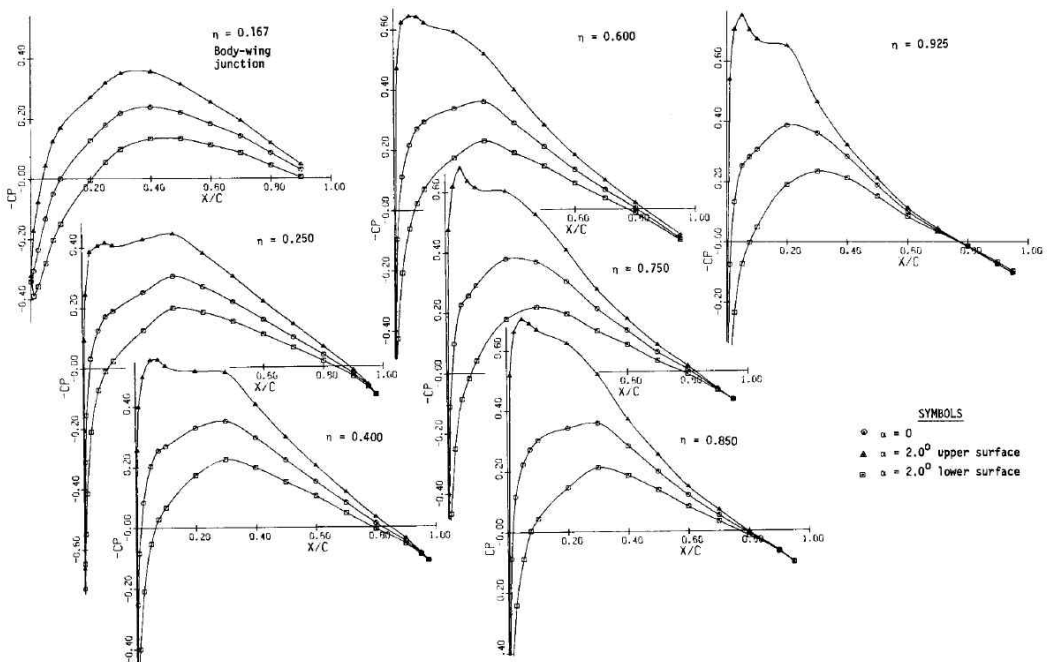


Fig. 3. Pressure distribution on the wing for M=0.8

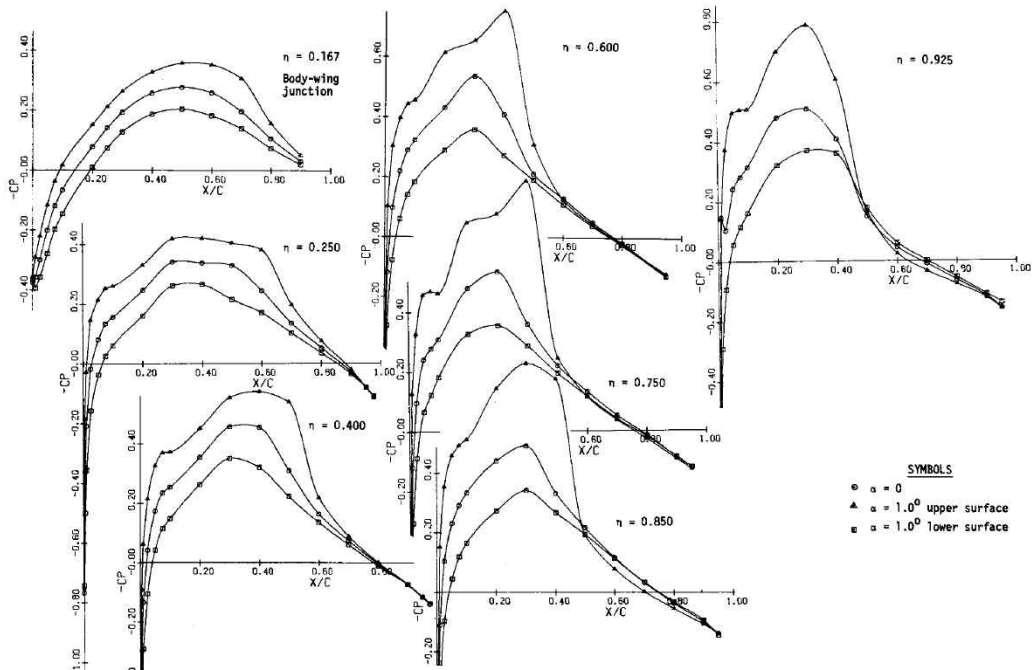


Fig. 4. Pressure distribution on the wing for M=0.9

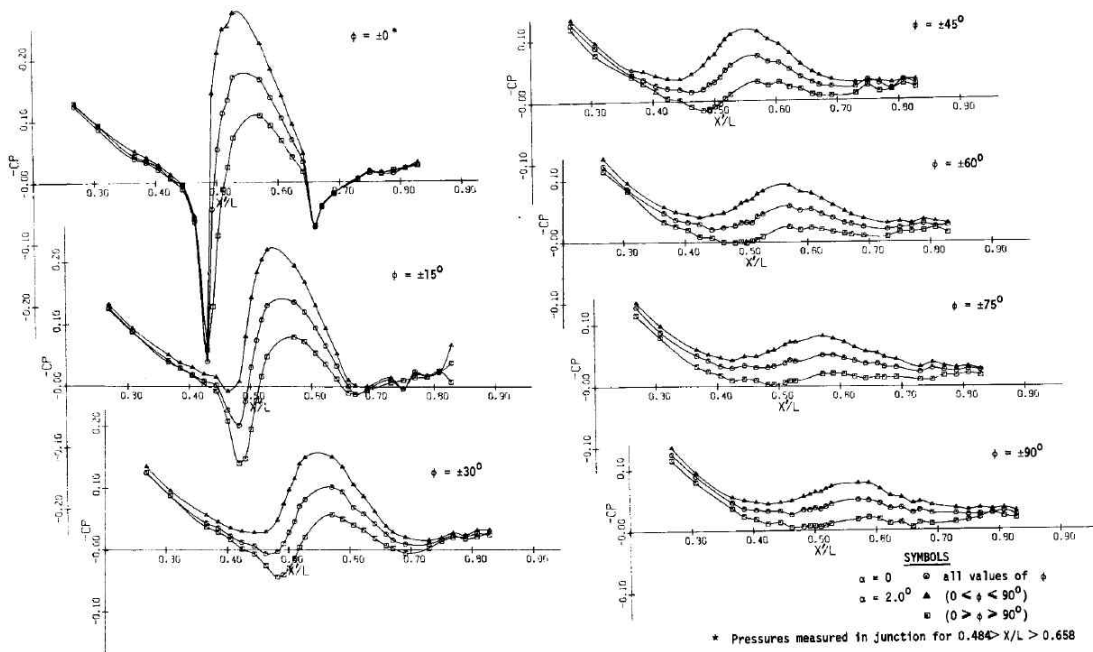


Fig. 5. Pressure distribution along the body for M=0.4

향 등이 나타난다. 이러한 특이사항을 정확히 예측하는 것이 본 과제 목표이다. 하지만 여기서 수행된 풍동실험은 실제 레이놀즈수에 비해 상대적으로 낮고, 압력분포만 측정하였기 때문에 이를 실제 조건으로 확장하기에는 실험 레이놀즈수를 증가시켜야 할 것이며, 압력분포 뿐만 아니라 공기역학적 힘과 모멘트도 추후 측정

해야 한다.

2.2 CASE 3 결과비교

2.2.1 CASE 3 과제 참가기관

2015년 한국항공우주학회 추계학술대회에서부터 CASE 3과제에 대한 많은 관심과 지원자들의 발표가 있었다. 산업체 및 연구기관에서는

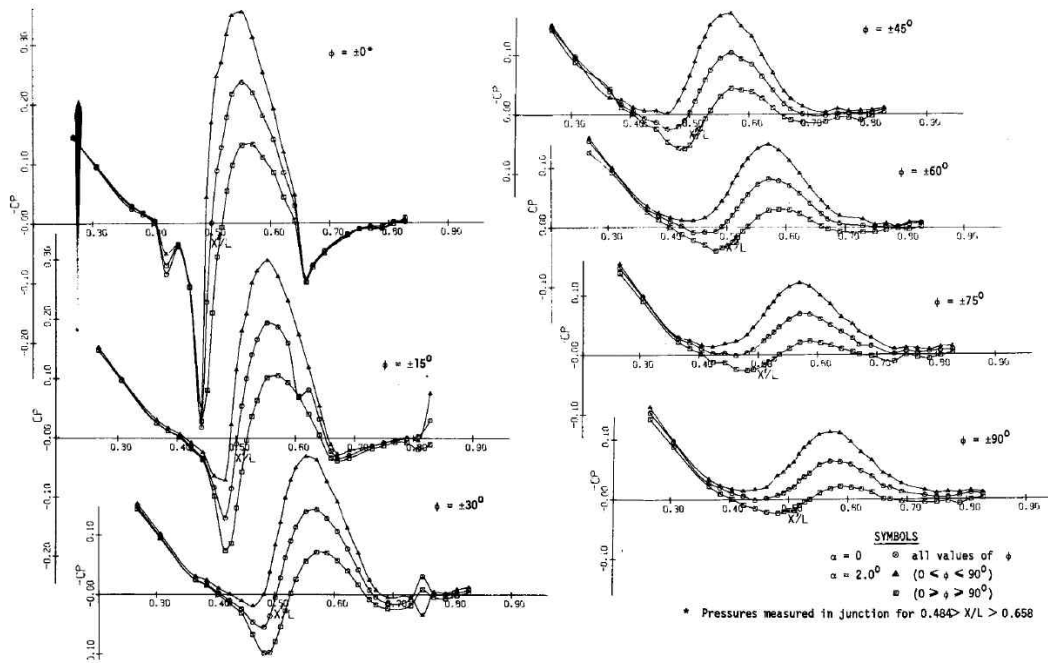


Fig. 6. Pressure distribution along the body for M=0.8

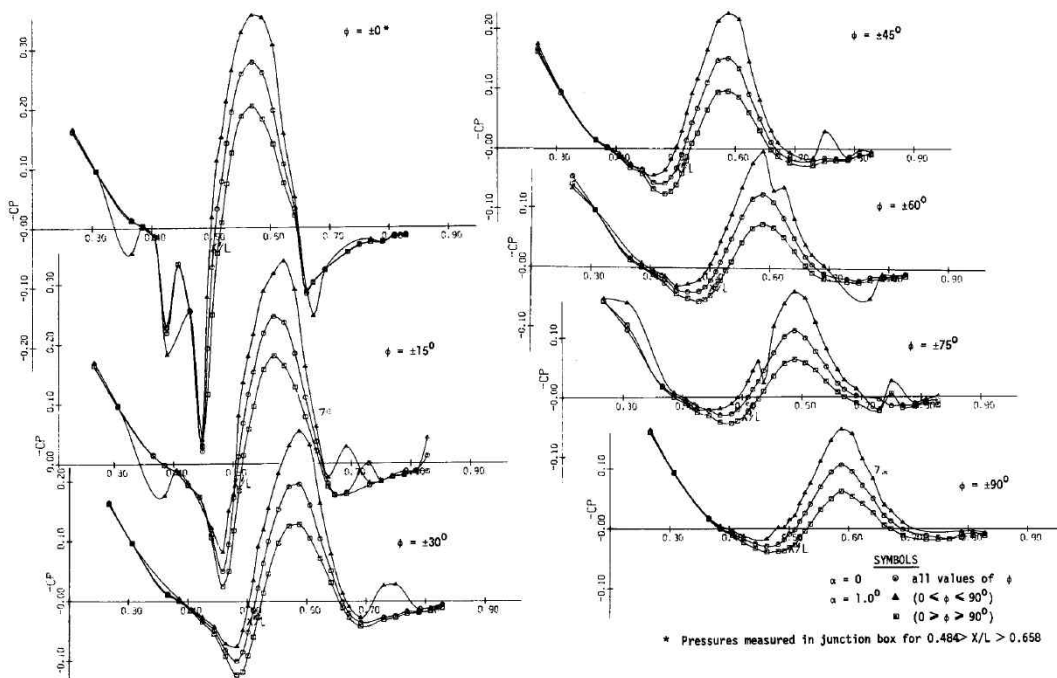


Fig. 7. Pressure distribution along the body for M=0.9

CD-adapco, Exa-Korea, 한화, 국방과학연구소, 교육기관에서는 건국대학교, 서울대학교, 인하대학교, KAIST에서 참가하였다. 교육기관에서는 실험실내에서 개발된 In house code를 대부분 이용하였으며 산업체의 경우 대부분 상용소프트웨어를 이용하였다. 다음은 참가기관의 논문 제목을 나타내었다(가나다 및 알파벳 순).

- 국방과학연구소: CFD를 이용한 천음속 날개-동체 형상해석[2]
- 한화: Fluent를 이용한 RAE A 날개를 가진 축대칭 동체의 전산유체역학 해석[3]
- CD-adapco: STAR-CCM+를 이용한 공력해석
- Exa-Korea: 격자 불츠만 방법을 이용한 천음속 비행체 공력해석[4]

-**건국대학교:** RAE A 날개 동체 형상의 마하수에 따른 표면 압력 분포에 대한 수치적 연구[5]

-**서울대학교:** 수치플럭스 제한자 및 격자 밀도가 3차원 비행체 공력해석에 미치는 영향[6]

-**인하대학교:** 아음속, 천음속 영역에서 항공기 유동 해석에 미치는 난류모델과 격자밀도의 영향비교[7]

-**한국과학기술원:** KAIST 개발 비정렬 격자기반 CFD 해석자를 이용한 CFD-EFD 상호 비교 검증[8]

2.2.2 참가기관의 전산해석방법

산업 및 연구기관의 경우, 국방과학연구소는 천음속 날개와 동체 주위의 유동장을 비정렬 격자 기반의 압축성 Euler/Navier-Stokes in house 해석코드로 해석하였다. 또한 격자에 대한 의존도, 난류 모델 공간차분기법, 점성/비점성 해석에 대한 결과를 비교하였다.

한화에서는 정렬격자를 기반으로 Fluent 소프트웨어를 이용하여 해석을 수행하였으며, 다양한 난류모델을 이용하여 마하수 0.4, 0.8, 0.9에서 받음각 0, 1, 2도에 대해 해석을 수행하였다.

CD-adapco는 RANS(Reynolds Averaged Navier Stokes)기반 STAR-CCM+를 이용하여 비정렬격자를 기반으로 Spalart-Allmaras 난류 모델을 이용하여 마하수 0.4, 0.8, 0.9에서 받음각 0, 1, 2도에 대해 해석을 수행하였다.

Exa-Korea는 Lattice-Boltzmann code 기반인 Power flow를 이용하여 비정렬격자를 기반으로 해석을 수행하였으며 마하수 0.4, 0.8, 0.9에서 받음각 0, 1, 2도에 대해 해석을 수행하였다.

교육기관의 경우 건국대학교는 유동속도의 변화에 따른 비행체의 압력 분포의 변화에 대한 수치해석을 수행하였다. 마하수 0.4, 0.8, 0.9이고 받음각은 0도와 2도에 대해 해석을 수행하였다. 해석기법으로 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였고, 공간이산화에 위해 격자중심 유한체적법을 사용하였다. 또한 Roe의 FDS기법과 3차 정확도 MUSCL 기법을 사용하여 격자 경계면에서의 비점성유속을 계산하였으며 점성유속의 경우에는 중심차분을 사용하였다. SA 난류 모델과 k-w SST 난류모델을 사용하여 난류 모델간의 수치적해를 비교하였다.

서울대학교는 충격파가 존재하는 유동을 정확하게 해석할 수 있는 수치기법을 적용하고, 사용된 수치기법의 정확도를 향상시키기 위한 다차원 공간 제한 기법(MLP) 등을 적용하여 정밀한 계산을 수행하고자 하였다. 그래서 다양한 기법들을 적용하여 해석한 결과 및 격자 밀도에 따른 해석 결과들을 비교해 보았으며 각 기법들과 격

자 밀도가 해석결과에 미치는 영향을 알아보았다.

인하대학교는 3차원 RANS 방정식을 기반으로 한 in house solver를 사용하여 천음속 유동을 해석하였다. 다른 격자밀도를 갖는 여러 개의 정렬격자를 구성하여 해석결과에 격자밀도가 미치는 영향을 비교하였다. 또한 SA 모델과 k-w SST 모델을 사용하여 난류모델에 대한 영향을 함께 비교하였다.

한국과학기술원은 비정렬 격자기반 CFD 해석자를 이용하여 3차원 RANS 방정식을 기반으로 한 in house code를 사용하여 해석하였고 그 결과를 비교하였다.

2.2.3 참가기관의 해석결과 비교

다음 결과는 참여기관들의 결과 중 동일한 조건에 대해 풍동실험결과와 전산해석 결과, 그리고 각 참여기관들의 결과를 비교한 것 중 일부이다. 비교워크샵이 시행 초이라 그 결과가 많지 않아 아직은 그 결과들을 체계적으로 비교하기에는 무리가 있지만, 본 논문에서는 풍동실험결과와 전산해석결과의 일치도 및 충격파 예상 위치 파악 등에 대한 결과가 어떠한지 비교하였다.

Figure 8~Fig. 9와 같이 대부분의 참여기관들의 결과는 풍동실험결과와 비교적 잘 일치하며, 각 기관들의 결과비교 또한 비교적 잘 일치함을 알 수 있다.

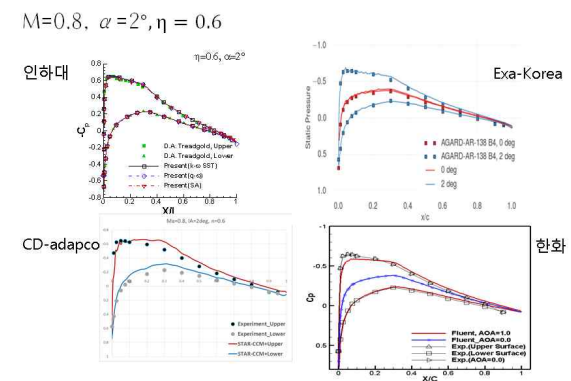


Fig. 8. Comparisons of pressure distribution 1

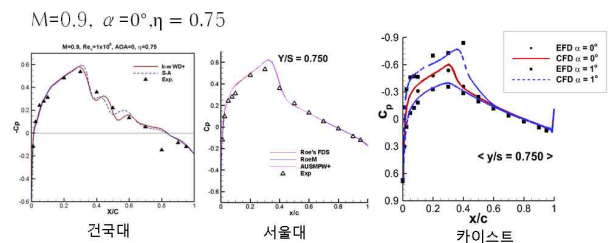


Fig. 9. Comparisons of pressure distribution 2

이것은 참여기관 대부분 전산해석 코드가 3차원 압축성 RANS 기반으로 되어 있으며, 난류모델은 k-w SST를 이용하였기 때문으로 보여진다. 전산해석 기법의 다변화와 정확도 향상 등의 수준을 높이기 위해서는 앞으로 수치기법이나 난류모델 등에 대한 다양하고 새로운 접근이 필요할 것이며, 추후 제공될 공기역학적 힘과 모멘트에 대한 계산이 반드시 필요할 것으로 생각된다.

2.3 CASE 3의 나아가야 할 방향

2.2.3 절에서 각 기관들의 결과비교를 통해 우리나라의 공기역학 분야에서 활동하고 있는 전산유체역학의 수준은 매우 높다고 볼 수 있다. 하지만 본 과제에서 제시한 천음속 풍동실험결과는 압력측정 결과만 제시되어 있고, 실제 비행 레이놀즈수와 비교하여 풍동시험의 실험 레이놀즈수가 상대적으로 낮기 때문에 풍동실험 결과 역시 어느 정도 오차가 있다. 그러므로 천음속풍동실험결과가 부족한 상황에서 AGARD-AR-138 결과에 대해서만 해석을 수행하였지만, 앞으로 압력분포 뿐만 아니라 공기역학적 힘과 모멘트 측정 풍동시험, 유동가시화 시험 등이 필요할 것이며, 실험 레이놀즈수 역시 증가시켜야 할 것이다.

이러한 미비점들을 보완하기 위해 EFD-CFD 비교워크샵에서는 국내에서 만들어진 천음속 풍동실험 결과를 제공할 예정이며, 천음속영역 유동해석에서 많은 물리적 현상을 파악할 수 있는 새로운 실험모델 선정을 고려하고 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 한국항공우주학회 공기역학부 문위원회에서 주관하고 있는 EFD(실험유체역학)-CFD(전산유체역학) 비교워크샵의 여러 과제 중 CASE 3의 천음속영역 유동해석에 대해 소개하고 참여한 참여기관들의 결과를 서로 비교하였다. 비교 결과 참여기관들의 전산해석결과는 풍동실험결과와 지원자들의 결과비교에서 비교적 잘 일치함을 보였고 이를 통해 우리나라의 전산유체역학분야의 수준이 높음을 확인할 수 있었으

며 다양한 수치기법에 대한 연구를 통해 앞으로 더 높은 수준을 확보해야 할 것이다.

References

- 1) AGARD-AR-138, 1979, "Experimental data base for computer program assessment"
- 2) Y.H., Kim, H.G., Ahn, "Numerical simulation of transonic wing-body configuration using CFD", Proceedings of KSAS 2015 Fall conference, Nov., 2015., pp.19.
- 3) J.R., Kim, "CFD Analysis of RAE A Wing with Axis-symmetric body using Fluent", Proceedings of KSAS 2015 Fall conference, Nov., 2015., pp.20-21.
- 4) B. Koenig, E. Fares, S.J. Byun, "Transonic lattice-Boltzmann Simulations of the RAE Wing A", Proceedings of KSAS 2015 Fall conference, Nov., 2015., pp. 18.
- 5) K.R., Kim, J.H. Sah, S.H., Park, K.W., Jo, "A numerical study on surface pressure distribution over the RAE-A wing-body configuration with Mach number", Proceedings of KSAS 2015 Fall conference, Nov., 2015., pp. 16.
- 6) Y.H., Choi, E.S., Kim, C., Kim, "Effects of numerical flux, limiter and grid density on the aerodynamic analysis of 3-dimensional transonic flight vehicle", Proceedings of KSAS 2015 Fall conference, Nov., 2015., pp. 15.
- 7) S.K., Choi, Y.J., Jang, S.S., Lee, "Influence of turbulence models and grid density on flow analysis of aircraft at subsonic and transonic speeds", Proceedings of KSAS 2015 Fall conference, Nov., 2015., pp.14.
- 8) J.S., Han, S.M., Jung, O.J., Kwon, "EFD-CFD Mutual validation using CFD solver based on unstructured mesh developed at KAIST", Proceedings of KSAS 2015 Fall conference, Nov., 2015., pp.17.