

오픈소스(OpenFOAM)에 기반한 내재적 방법의 압축성 전산유체해석 프로그램(ISAAC)의 개발

Development of Compressible Implicit CFD S/W based on OpenFOAM

신훈범^{1*}, 정성기¹, 김지홍¹, 길재홍², 김병윤², 김정현³, 김규홍³
한국항공우주산업¹, 넥트스폼², 서울대학교³

초 록

일반 산업체의 CFD 엔지니어들의 경우 복잡한 형상을 짧은 시간 내에 해석을 완료할 수 있는 상용프로그램에 대한 의존도가 높은 현실이다. 상용프로그램의 경우 안정성, 높은 병렬성능 및 사용자 편의성등과 같은 이점도 많지만 신속한 해석을 위해서는 많은 비용증가의 문제가 발생하게 된다. 그리고 범용성 및 폐쇄성을 특징으로 하는 상용 프로그램은 사용자 환경에 맞는 맞춤형 개발에 일부 한계를 가지게 된다. 본 연구는 비용 한계를 극복하고 사용자에게 맞는 CFD 기반 프로그램을 개발하는데 일차적인 목적을 두고 수행하였으며, 짧은 개발기간 내에 최대한의 기능을 확장할 수 있는 오픈소스(OpenFOAM)를 이용하였다. 본 연구에서는 LU-SGS 수치모델을 적용한 내재적 방법의 솔버를 개발하였다. 또한, 사용자 요구도를 반영한 그래픽인터페이스(GUI), 해석업무 소요시간 단축을 위한 맞춤형 격자자동화 기능 개발, 사용자 맞춤형 후처리 기능 등을 추가적으로 개발하여 프로그램의 효율성을 제고하였다. 본 논문에서는 프로그램 개발 여러 내용 중에 수치적 내용 및 검증내용만 주요하게 소개하였다.

ABSTRACT

To satisfy this needs and analyze the complex geometry problem, most of engineerings are using commercial CFD S/W which supports parallel performance, unstructured mesh, robustness and convenience. Even though the commercial CFD S/W has the several benefits, it has some problems like high costs and accessibility to optimize source code for user's environment. So, it was needed to develop the implicit density solver CFD code based on LU-SGS scheme. Additionally, this code was developed with simple graphic user interface and several convenient function of customized automatic mesh generation and post-process interface to increase the convenience. We also validated several cases of 2D, 3D and aircraft geometry. We expect that CFD engineers can easily use the developed CFD S/W(ISAAC) and futhermore develop this program together.

Key Words : CFD(전산유체역학), OpenFOAM(오픈폼), Implicit density Solver(내재적 밀도기반 솔버)

1. 서 론

1.1 개발배경

지난 20여 년간 국내에서는 많은 항공기 개발 과제가 수행되어져 왔다. T-50 개발 이후에도 수리온, KC-100, 중형민항기 탐색개발등과 같은 과제들이 짧은 기간 내에 수행되었으며, 향후 여러 개발 예상과제들이 기대되고 있는 현실이다. 여러 항공기 개발기간 수행되는 공력해석 부분에서도 전산유체역학(CFD)의 활용도가 급증하고

있는 현실이다. 최근, 한국항공우주산업(KAI)내에서도 전산유체해석 분야의 성장이 두드러지고 있다. CFD 활용률 측면에서 서버계산 시간을 분석하면 5여 년 전보다 약 600% 이상 급증하였으며, 1개 문제당 계산시간도 약 200% 증가하여 문제의 대형화도 동시에 진행된 것을 확인 할 수가 있었다. 상용프로그램에 대한 의존도가 높은 산업체 특성상 비용 증가문제에 대한 고민도 커질 수밖에 없는 상황이다.

상용프로그램의 대안으로서 In-house 코드의

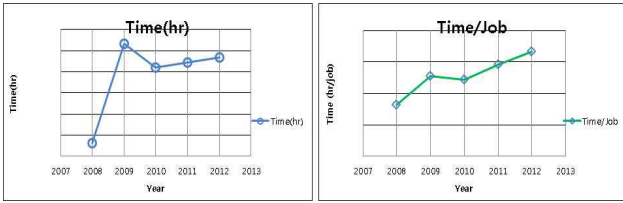


Fig. 1. 연도별 CFD 활용도
(Left ; CFD 총 계산시간, Right: 1job 당 계산시간)

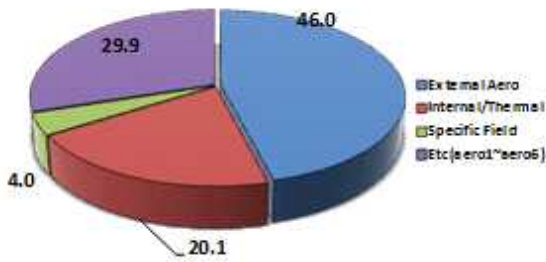


Fig. 2. 분야별 CFD 계산시간 (%)

경우 적용분야에 따라 적절한 수치모델을 적용할 수 있기 때문에 높은 정확도를 가질 수 있으며, 개발자에 의한 수정이 용이한 이점을 가지고 있다. 그러나 산업현장의 CFD 엔지니어가 사용하기에는 In-house 코드의 적응성 및 편리성 부분에서 이점이 떨어지는 것으로 판단된다. 따라서 본 연구에서는 짧은 개발기간 내 일정수준의 계산결과를 보여줄 수 있으며, 소스코드 수정이 가능하여 산업현장에 맞춤형 환경을 제공할 수 있는 오픈소스 코드를 이용한 자체 CFD 코드 개발 가능성을 확인하였다.

1.2 개발 목표 및 범위

항공기 개발과정에서 CFD 활용범위는 다양하며, 그에 관련된 다양한 수치모델도 요구되어진다. 그러나 현재 항공기 개발과정 중 주요 활용분야는 공력예측을 위한 외부유동해석 분야로 분석되었다. 따라서 효율성 측면에서 많은 효과가 기대되는 외부공력해석에 적합한 자체 CFD S/W(ISAAC) 개발이라는 목표를 선정하였다. 또한, 개발된 S/W는 사용자의 항공기 개발환경을 반영할 수 있는 유연성을 가지며 지속적인 개발이 가능하도록 OpenFOAM의 표준구조를 유지하여 확장성을 고려하도록 하였다.

주요 개발범위

○ Solver

- ✓ 지배방정식: Euler/Navier-Stokes Equation
- ✓ 시간적분 방법: Implicit, Explicit
- ✓ 난류모델: SA, K-ε, K-ω SST(With WallFunction)
- ✓ Flux Scheme: Roe, ALE, HLLC
- ✓ 병렬계산: 병렬 라이브러리 및 환경 제공

○ 사용자환경

- ✓ GUI 환경: 입력 및 데이터 후처리 기능이 포함된 사용자 정의 Graphic User Interface(GUI)
- ✓ 전후처리 Interface:
 - 해석업무시간 단축을 위한 격자자동화모듈
 - 후처리 편의를 위한 공력데이터 처리모듈

2. 본론

2.1 개발내용

본 연구에서 참조된 OpenFOAM 솔버는 외재적 시간적분법을 적용한 Oliver Borm의 “Density based turbo” 솔버이며, 항공기 외부공력 해석을 위한 목적에 따라 Riemann 경계조건, 비정렬 격자기반의 내재적 시간적분 모듈(LU-SGS), 난류모델의 벽면경계조건을 위한 Automatic Wall Function 수치코드를 추가적으로 개발하였다.

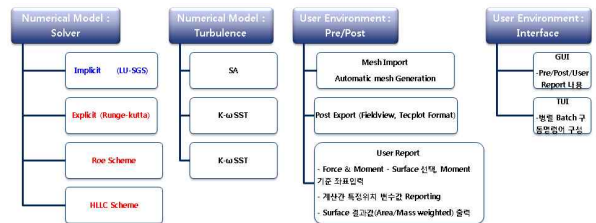


Fig. 3. ISAAC S/W 구성도

3. 결과

3.1 개발결과 및 검증

개발코드의 유효성을 확인하기 위하여 여러 검증 실험을 진행하였으며, 본 논문에서는 대표적인 3차원 결과를 상용 CFD S/W(Fluent), NASA Wind 및 실험값과 비교 검토하였다.

3.2 3차원 천음속날개 문제(Onera M6 Wing)

3차원 형상 및 격자 형태인 ONERA M6 wing을 사용하여 개발코드의 원방 경계조건, 제한자, 수렴성 및 해의 정확도를 확인하기 위한 계산을 수행하였다. 격자는 자체적으로 재생성 하였으며, 난류모델은 k-ω SST 모델을 사용하였다.

해석조건으로 공격각(AOA)은 3.06도, 마하수는 0.84로 지정하였다. 비교 검증을 위해 실험결과, NASA의 Wind, Fluent의 계산 결과와 비교하였다.

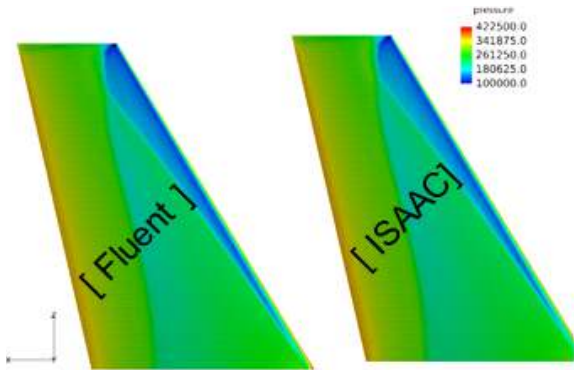


Fig. 4 Pressure Contour on ONERA M6

ONERA M6 날개의 해석결과에서 압력분포를 Fig. 4에 나타내었다. 전체적인 표면 압력 분포는 Fluent의 해석결과와 기 개발된 ISAAC의 해석 결과와 같이 날개 길이방향으로 발생하는 박리 영역을 잘 보여주고 있다. Fig. 5는 날개 길이 방향에서의 압력계수를 나타내었다. Figure 5 d)를 제외하고 현재의 계산결과는 실험과 이

전의 해석결과와 잘 일치하는 경향을 보여주고 있다. 천음속영역에서 날개에 발생하는 충격파로 인해 유동 박리가 발생한다. Fig. 5에서 실험과 유사한 지점에서 박리가 포착됨을 알 수 있다. 그러나 Fig.5 d)의 경우 실험대비 이전 계산결과와 기 개발된 ISAAC의 계산결과 둘 다 박리 예측에 어려움이 있는 것으로 보인다. 이를 통해 기 개발된 ISAAC이 상용프로그램에 버금가는 결과를 보여주었다.

3.3 3차원 항공기형상 문제(DLR-F6)

3차원 항공기형상인 DLR-F6를 사용하여 기 개발된 ISAAC 코드의 원방 경계조건, 제한자, 수렴성 및 해의 정확도를 확인하기 위한 계산을 수행하였다. 격자는 전체적으로 500만개 이고 y^+ 는 1이하로 적용했다. 난류모델은 $k-\omega$ SST 모델을 사용하였다. 해석조건으로 공격각(AOA)은 0.49도, 마하수는 0.75로 지정하였다. 비교 검증을 위해 실험결과, Fluent의 계산 결과와 비교하였다.

Figure 6은 DLR_F6의 압력분포를 Fluent의 계산결과와 기 개발된 ISAAC의 계산결과를 나타내었다. 동체의 압력분포는 해석도구 두 가지

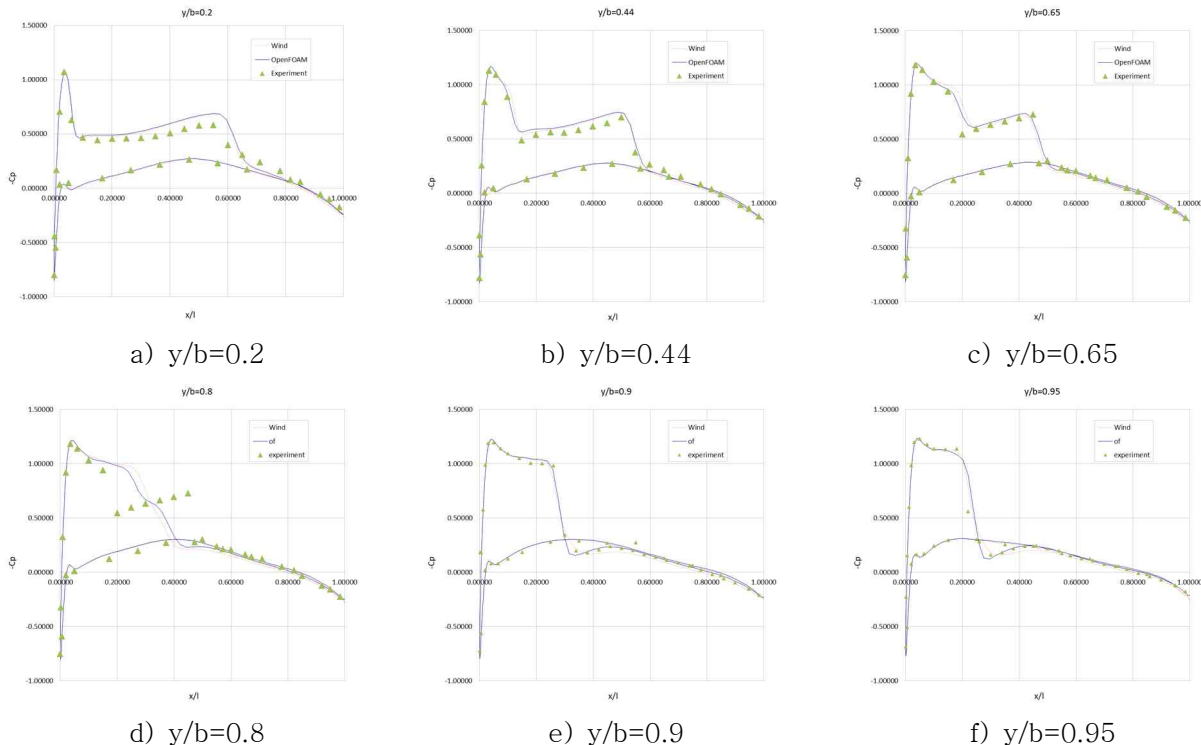


Fig. 5 Pressure Coefficient along span-wise location, ONERA M6

모두 유사한 압력 분포를 보여준다.

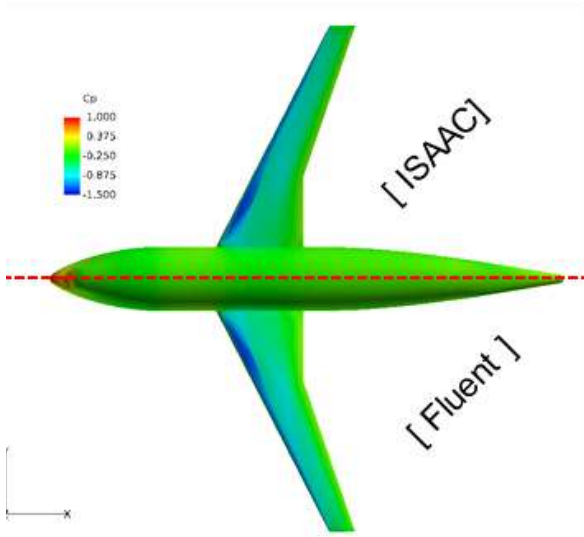


Fig. 6 Pressure Contour on DLR-F6

또한 날개표면의 전체적인 압력분포도 유사한 결과를 보여준다. 동체의 영향이 있는 날개 유동해석결의 압력계수를 Fig. 7에 나타내었다. 날개 길이방향에 따른 지점의 압력계수는 실험과 유사한 경향을 잘 보여주고 있으며, Fluent의 해석결과와 기 개발된 ISAAC의 결과가 일치

함을 잘 보여준다. 박리가 유발된 부분에서는 Fluent 및 ISAAC 둘 다 예측이 실험과 일치하지 않지만 상용프로그램인 Fluent와 동등한 성능을 IASSC이 잘 보여 주고 있다.

4. 결론

항공기 공력해석에 적합한 OpenFOAM 기반의 CFD Code인 ISAAC를 개발하였다. 개발된 Code는 비정렬격자, 압축성유동, 내재적 시간적분법, K- ω SST 난류모델 처리할 수 있으며, SnappyHexMesh를 이용한 항공기 형상 자동 격자생성 툴을 포함하고 있다. 개발 코드는 항공기 설계해석 과정에 활용 시 문제가 없도록 다양한 조건에서 해의 정확도가 검증되었으며, 항공기 유형별 공력해석업무 프로세스에 적합한 전후처리 기능을 포함해 상용코드 활용시보다 해석업무의 효율 향상을 가능하게 하였다.

후 기

본 연구는 한국항공우주산업(주)의 기술개발사업의 일환으로 한국항공우주산업(주), (주)넥스트폼, 서울대학교가 공동으로 참여하였다.

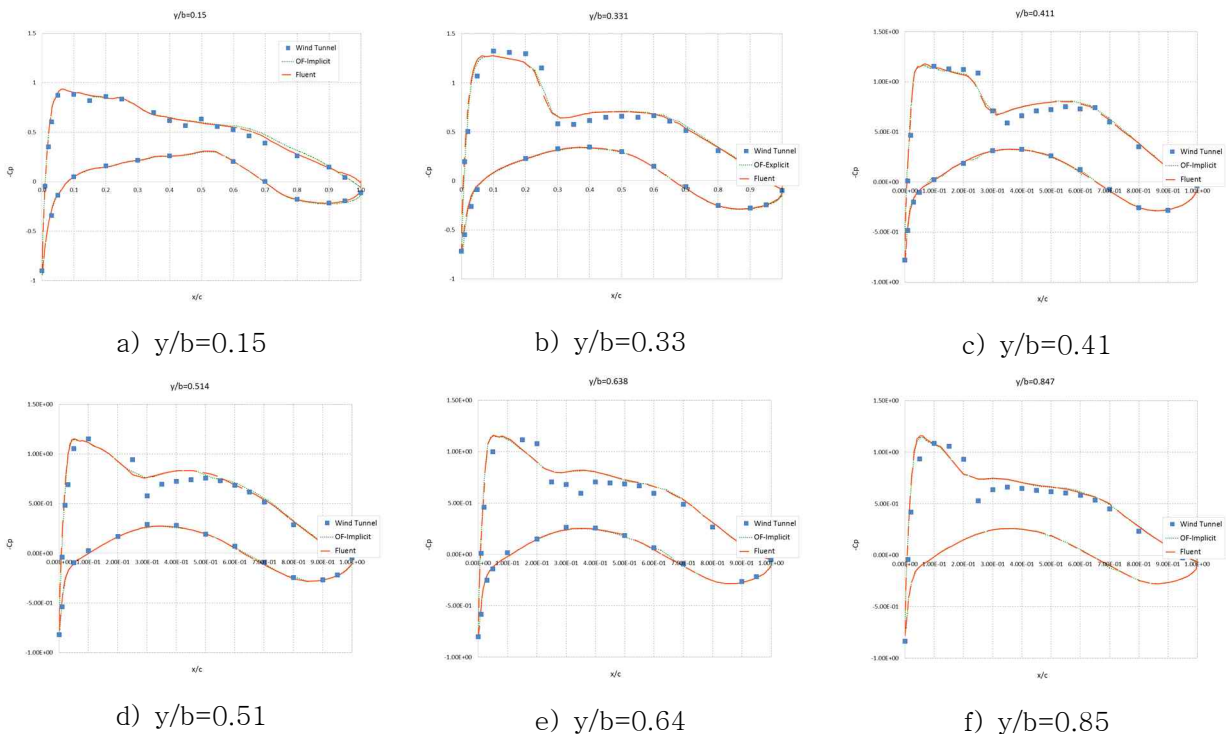


Fig. 7 Pressure Coefficient along span-wise location, DLR-F6