

저속 비행체 공력해석을 위한 상용 및 오픈 소스 CFD 코드 비교

박 동 훈*, 김 철 완, 이 용 교

한국항공우주연구원 공력성능연구팀

COMPARISON OF COMMERCIAL AND OPEN SOURCE CFD CODES FOR AERODYNAMIC ANALYSIS OF FLIGHT VEHICLES AT LOW SPEEDS

D.H. Park*, C.W. Kim and Y.G. Lee

Aerodynamics Research Team, Korea Aerospace Research Institute

The comparison of two commercial codes(FLUENT and STAR-CCM+) and an open-source code(OpenFOAM) are carried out for the aerodynamic analysis of flight vehicles at low speeds. Tailless blended-wing-body UCAV, main wing and propeller of HALE UAV(EAV-3) are chosen as geometries for the investigation. Using the same mesh, incompressible flow simulations are carried out and the results from three different codes are compared. In the linear region, the maximum difference of lift and drag coefficients of UCAV are found to be less than 2% and 5 counts, respectively and shows good agreement with wind tunnel test data. In a stall region, however, the reliability of RANS simulation is found to become poor and the uncertainty according to code also increases. The effect of turbulence models and meshes generated from different tools are also examined. The transition model yields better results in terms of drag which are much closer to the test data. The pitching moment is confirmed to be sensitive to the existence and the location of transition. For the case of EAV-3 wing, the difference of results with $k-\omega$ SST model is increased when Reynolds number becomes low. The results for the propeller show good agreement within 1% difference of thrust. The reliability and uncertainty of three codes is found to be reasonable for the purpose of engineering use. However, the physical validity and reliability of results seem to be carefully examined when $k-\omega$ SST model is used for aerodynamic simulation at low speeds or low Reynolds number conditions.

Key Words : 공력해석(Aerodynamic Analysis), 전산유체역학(CFD), FLUENT, STAR-CCM+, OpenFOAM, 무인전투기(UCAV), 고고도 장기체공 무인기(HALE UAV), 프로펠러(Propeller)

1. 서 론

전산장비의 발달로 비행체 개발시의 공력 데이터 획득 및 DB 구축에 전산유체역학(CFD)의 활용과 비중이 지속적으로 증가하고 있다. 또한 개념설계 및 초기설계 이후 고정확도 (high-fidelity) 방법을 이용한 공력 성능 분석에 CFD를 활용하면 파라미터 연구를 비교적 신속하고 저렴하게 수행함으로써 개발 비용 절감과 기간 단축을 기대 할 수 있다. 또한 시험으로 측정이 어려운 각종 유동장 특성을 상세하게 분석하여 설계 및 성능 향상을 위한 물리적 근거 확보에도 유용하게 활

용 가능하다.

상용, 오픈 소스 및 인하우스 코드를 포함하여 항공우주분야에서 공력해석에 활용되는 코드들은 다양하다. 상용 코드는 강건성, 범용성 및 사용자 편의성이 우수하지만 라이선스 비용 부담이 따르며, 오픈 소스 또는 인하우스 코드는 비용 부담은 없으나 진입 장벽이 높고 범용성과 강건성이 낮아 해석 대상 별로 충분한 검증과 세팅이 사전에 요구된다.

최근에는 하나의 코드에만 의존하지 않고 여러 코드들을 함께 운용함으로써 상호 보완적으로 활용하는 사례를 쉽게 찾아 볼 수 있다. 계산규모와 해석 수요 증가에 따라 불가피한 상용 코드의 라이선스 비용 부담을 완화하고자 비교적 간단한 해석에는 오픈 소스 코드를 병행하여 활용하기도 한다. 단일 비행체 개발에 여러 코드들을 활용하기 위해서는 풍동 시험과의 비교를 통한 개별 코드의 정확도 확보 뿐만 아니라 코드에 따른 특성과 차이, 불확실성 등에 대한 검증이 선행되

Received: April 26, 2016, Revised: June 18, 2016,
Accepted: June 20, 2016.

* Corresponding author, E-mail: kpdh84@kari.re.kr
DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2016.21.2.070>

© KSCFE 2016

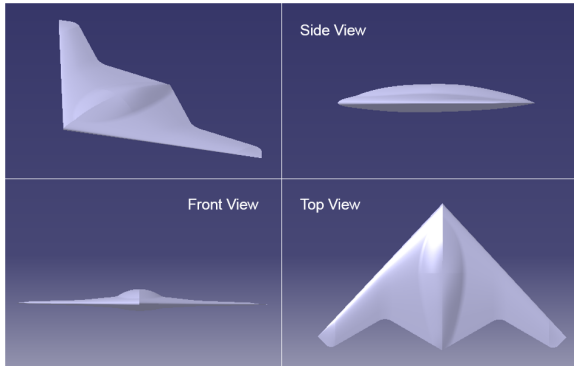


Fig. 1 Geometry of UCAV model

어야 한다.

한국항공우주연구원(KARI) 공력성능연구팀에서는 비행체 개발에서의 공력해석에 다양한 CFD 코드들을 유연하게 활용할 목적으로, 오픈 소스, 인하우스 코드를 포함한 해석 시스템 구축과 벤치마크 문제 해석을 통한 검증 수행하고 있다. 이와 관련, 본 논문에는 두 종류의 상용코드 및 오픈 소스 코드를 저속 비행체 공력해석에 적용하고 비교 검증한 사례를 소개한다. 비교를 위한 코드로는 FLUENT[1], STAR-CCM+[2], OpenFOAM[3]을 선정하였다. 각 코드의 결과 비교를 통해 코드별 특성을 평가하고 결과 차이를 정량적으로 파악하여 실무단계에서의 신뢰성과 불확실성 수준을 확인하고자 한다.

본 논문에서는 비압축성 유동 해석에 대한 SIMPLE(semi implicit method for pressure linked equation) 계열 해석 사례만을 소개하므로 저속 유동 문제들로 범위를 한정하였다. 2장에서는 해석 대상 형상과 유동조건 등에 대해 소개하고, 3장에서는 해석 코드, 격자 생성 및 수치 기법들에 대해 기술한다. 4장에서 해석 결과들을 비교 및 논의하고 5장에서 결론을 제시한다.

2. 형상 및 유동조건

2.1 BWB UCAV 모델

첫 번째로 꼬리날개가 없는 BWB(blended-wing-body) 형태의 무인전투기(unmanned combat aerial vehicle, UCAV) 형상을 해석 대상으로 선정하였다. 이 형상은 UCAV 1303[4]의 삼면도를 역설계한 후 이를 기초로 유사한 형태의 UCAV을 별도로 설계한 것이다. 국방과학연구소 중형 아음속 풍동에서 시험이 수행된바 있으며[5], 상용 코드를 이용한 해석 사례를 찾아 볼 수 있다[6]. 형상 정보 및 시험조건에 대한 세부사항은 Reference[5]를 참조할 수 있으며, Fig. 1은 해석 형상을 보여준다. 전체 날개폭(wing span)은 1000 mm이고, 중심선을 따

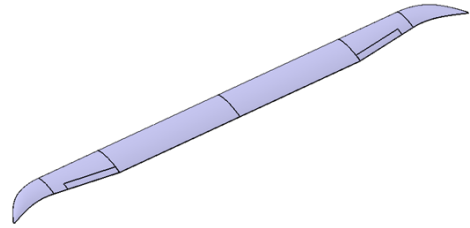


Fig. 2 Geometry of EAV-3 main wing

라 동체 길이는 약 590.6 mm이다.

기준면적은 전체 기준면적의 절반인 0.1295 m^2 , 기준길이는 평균 공력 시위인 352.2 mm, 피칭 모멘트 기준점은 apex로부터 301.125 mm 지점으로 하였다. 시험 데이터와의 비교를 위해 풍속 50 m/s, 받음각 $-4^\circ \sim 24^\circ$ 범위를 해석 조건으로 하였다. 평균 공력시위 기준 레이놀즈수는 약 1.21×10^6 이다. 옆미끄럼각이 없는 조건만을 고려하므로 대칭면을 기준으로 절반만을 해석하였다.

2.2 EAV-3 주날개

EAV-3는 KARI의 태양광 추진 고고도 장기체공(high altitude long endurance, HALE) 무인기로, 연구개발 및 고도 14.2 km 상승 비행 시험을 완료하였다[7]. EAV-3의 설계 및 형상 세부정보는 Reference[8]를 참조할 수 있으며, 문제를 단순화하기 위하여 주 날개만을 해석 대상으로 선정하였다. EAV-3 주 날개 형상 모델링을 Fig. 2에 나타내었다. 단면 익형은 SG6043, 총 날개폭은 19.5 m, 시위 길이는 1.23 m이다.

유동 조건은 지상 고도에서의 설계 순항속도인 6 m/s에서 받음각 $-4^\circ \sim 5^\circ$ 로 하였다. 설계상 주 날개는 4° 의 기본 붙임각(incidence angle)을 갖기 때문에 해석에서의 받음각 0° 조건은 익형을 기준으로 받음각 4° 상태에 해당한다. 마찬가지로 옆미끄럼각이 없는 조건으로 날개 절반만을 해석하며, 기준면적은 전체 주익면적의 절반인 10.901 m^2 , 기준길이는 시위 길이인 1.23 m, 피칭 모멘트 기준점은 뿌리시위 앞전으로부터 약 405.8 mm이다. 시위 기준 레이놀즈수는 약 5.05×10^5 이다.

2.3 EAV-3 프로펠러

회전체 해석에 대한 검증 대상으로 EAV-3 프로펠러를 선정하였으며, 블레이드 설계 및 형상 세부 정보는 Reference[9]를 참조할 수 있다. Fig. 3는 프로펠러 제작 도면을 보여주며, 직경은 1.2 m이다. 프로펠러만의 단독 해석을 고려하며, 도면상 허브의 홀을 제거한 형상을 해석 형상으로 하였다.

높은 추력을 요구하는 지상 고도 상공비행 시의 EAV-3 운용 조건을 해석 조건으로 하였다. 프로펠러의 회전속도는 867RPM으로 고정하고, 설계 비행속도 6 m/s를 고려하여 속도

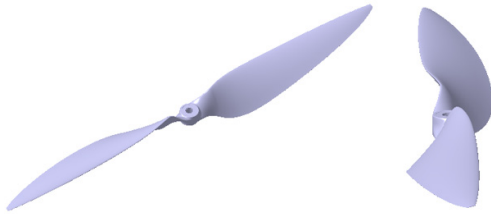


Fig. 3 Geometry of EAV-3 propeller

범위는 약 3.8 ~ 8.8 m/s로 하여 전진비($J = V/nD$) 약 0.219 ~ 0.507로 설정하였다. 5.8 m/s 조건, 75% 스패น 위치에서 블레이드 시위 레이놀즈수는 약 2.13×10^5 이다.

3. 해석방법

3.1 해석코드

SIMPLE 계열의 코드를 활용한 공력해석 시, 코드에 따른 결과 민감도 및 신뢰성을 파악하고자 한다. 비교를 위한 코드로는 대표적인 범용 유동 해석 코드인 FLUENT v14[1], STAR-CCM+ 10.09[2], 그리고 오픈 소스 코드인 OpenFOAM 3.0.0[3]을 선정하였다. OpenFOAM은 대규모 유저 그룹을 보유한 대표적인 오픈 소스 코드로써 비압축성 유동 해석자에 대한 다양한 검증과 활용 사례를 찾아 볼 수 있다[10-12].

OpenFOAM은 각 변수에 대한 방정식을 순차적으로 계산하는 segregated 방식의 코드이며, SIMPLE 계열의 알고리즘도 이에 해당한다. 일반적으로 지배방정식이 완전히 결합(coupled) 되지 않는 비압축성 유동은 segregated 방식, 결합된 지배 방정식으로 구성되는 압축성 유동에는 coupled 방식을 사용하여 해석한다. 두 상용코드들은 segregated 및 coupled 방식 해석 기능을 모두 포함하며, FLUENT는 segregated와 coupled 방식을 각각 pressure-based와 density-based로, STAR-CCM+는 segregated flow와 coupled flow로 구분하여 사용자가 선택할 수 있도록 한다. 하지만 최근에는 segregated와 coupled 방식의 적용 기준이 다소 불분명해지고 있는 추세인데, FLUENT의 경우 초음속 영역까지 해석 가능하도록 pressure-based 해석자의 기능을 개선하여 제공하고 있으며, OpenFOAM 역시 사용에 앞서 충분한 검증은 필요하나, segregated 방식을 이용한 압축성 유동을 해석자를 제공하고 있다.

3.2 해석격자

Fig. 4는 UCAV 해석 영역의 크기와 경계조건 정의를 개념적으로 보여준다. 원점인 apex로부터 상류방향과 하류방향으로 평균 공력시위의 각각 약 14배, 28배로 해석 영역의 길이

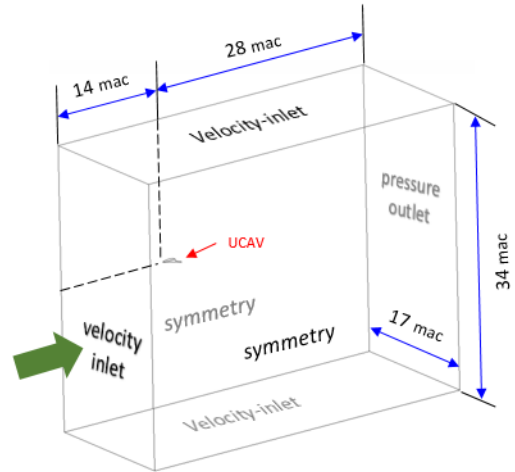


Fig. 4 Computational domain and boundary conditions for UCAV analysis

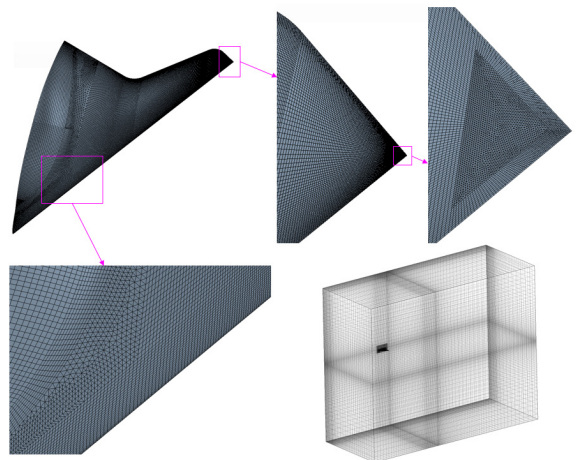


Fig. 5 Schematic of surface and volume mesh for UCAV

를 설정하였다. 높이와 폭은 각각 평균공력시위의 34배와 17배로 하였다. 입구 유동은 velocity-inlet, 출구 유동은 pressure-outlet, 대칭면과 측면은 symmetry 경계조건, UCAV의 표면은 no-slip 조건으로 하였다.

세 코드 공통으로 해석할 기본격자는 GAMBIT과 TGrid v5.0.6을 사용하여 생성하였다. Fig. 5와 같이 표면의 대부분을 사각형의 정렬 격자 형태로 구성 하였으며, 날개 끝단 근방 등 일부 영역은 편의성을 고려하여 삼각형의 비정렬 격자로 구성하였다. 총 표면격자 수는 약 10만 7천개이다. 점성 경계층 모사를 위한 프리즘 격자는 첫 번째 높이 1×10^{-5} m, 성장률 1.15로 총 34층을 생성하였다. 공간격자는 UCAV를 둘러싸는 직육면체 영역을 별도로 나누어 이 영역 내부는 성장률

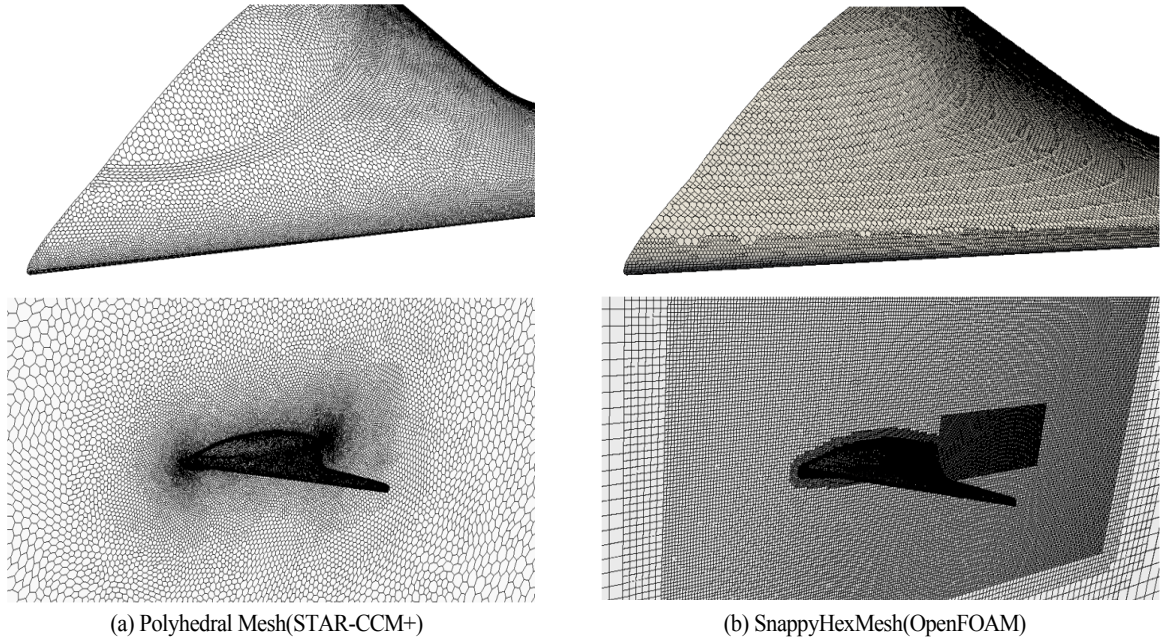


Fig. 6 Schematic of mesh

1.2의 사면체 비정렬 격자, 나머지 외부 공간 전체는 직육면체 정렬격자로 생성하였으며, 총 공간격자 수는 약 870만개이다(Fig. 5).

STAR-CCM+는 자체적으로 격자생성기를 포함하고 있으며, OpenFOAM 또한 snappyHexMesh라는 격자 생성기를 제공한다. 비교를 위해 각 코드의 생성기를 사용한 격자들을 추가로 생성하였다. 해석영역의 크기와 경계조건의 개념은 기본 격자와 동일하게 하였다. STAR-CCM+ 격자는 다면체 격자(polyhedral mesh) 기능을 사용하여 생성하였다. 기본 격자와 크기가 유사하도록 custom surface control 및 edge control들을 추가하여 파라미터를 설정하였다. 생성된 표면격자 수는 약 66,500개이다. 프리즘 격자의 성장률과 층수는 기본 격자와 동일하게 하였고, 첫 번째 높이는 1.3×10^{-5} m로 하였다. 공간격자는 성장률 1.05로 하고 뒷전 edge control에 후류 개선(wake refinement)을 추가하여 후류에 조밀한 격자가 분포 되도록 하였다. 생성된 총 공간 격자수는 약 480만개이다.

SnappyHexMesh는 직육면체 격자를 기본 단위로 하여 원하는 영역을 여러 단계(level)로 분할해 나가는 개념(castellated)을 기초로 하며, STAR-CCM+의 trimmed mesh 기능과 유사하다. 한 번의 길이가 약 0.43m인 0단계(level) 셀을 원방 경계에 설정하고, UCAV 표면에서 최대 8단계 셀까지 분할 되도록 하였다. UCAV 근방의 직육면체 공간을 refinement box로 설정하여 이 영역 내에는 6단계 셀이 기본 생성되도록 하였고 각 레벨간의 완충(buffer) 셀은 6개로 설정하였다. 경계층 격자

의 첫 번째 격자 높이를 viscous sublayer 내에 위치하도록 설정하면 격자 생성 중 오류가 발생하거나 생성된 격자의 질이 떨어져 해석이 발산하는 경우가 쉽게 발생하였다. 이에 따라 snappyHexMesh 격자 생성에서는 첫 번째 높이를 log layer 수준인 3.0×10^{-4} m로 총 5층을 생성하여 벽함수 사용 수준으로 결정하였다. SnappyHexMesh 격자 해석 케이스는 자체 생성기와 벽함수(wall function)를 사용하는 경우의 비교 결과를 제공한다. 생성된 총 표면 격자수는 약 41,300개, 총 공간 격자수는 약 212만개 이다.

Fig. 6는 두 생성기에 의해 만들어진 격자 형태를 보여준다. 표면 격자의 기본 구성 요소로는 STAR-CCM+가 육각형, OpenFOAM 격자는 육면체가 잘려진 단면들로 이루어져 있음을 확인할 수 있다. 대칭면의 격자는 STAR-CCM+은 마찬가지로 육각형, OpenFOAM의 경우에는 여러 크기 레벨의 사각형 격자들로 구성되어 있는 것을 확인할 수 있다.

EAV-3 주날개와 프로펠러 해석용 격자는 UCAV 기본 격자와 동일하게 GAMBIT과 TGrid를 사용하였다. Fig. 7은 각 케이스의 해석 영역과 경계조건 정의를 보여준다.

주날개 및 블레이드의 대부분 영역을 사각형 정렬 격자 형태로 구성하였고 끝단, 허브 등 일부 영역은 삼각형의 비정렬 격자 형태로 하였다. 생성된 표면격자수는 주날개와 프로펠러가 각각 9만 4천개와 30만개이다. 날개의 경우 첫 번째 높이 1×10^{-4} m, 성장률 1.15, 총 26층, 프로펠러의 경우 첫 번째 높이 4×10^{-5} m, 성장률 1.16, 총 18층의 프리즘 격자를 생성

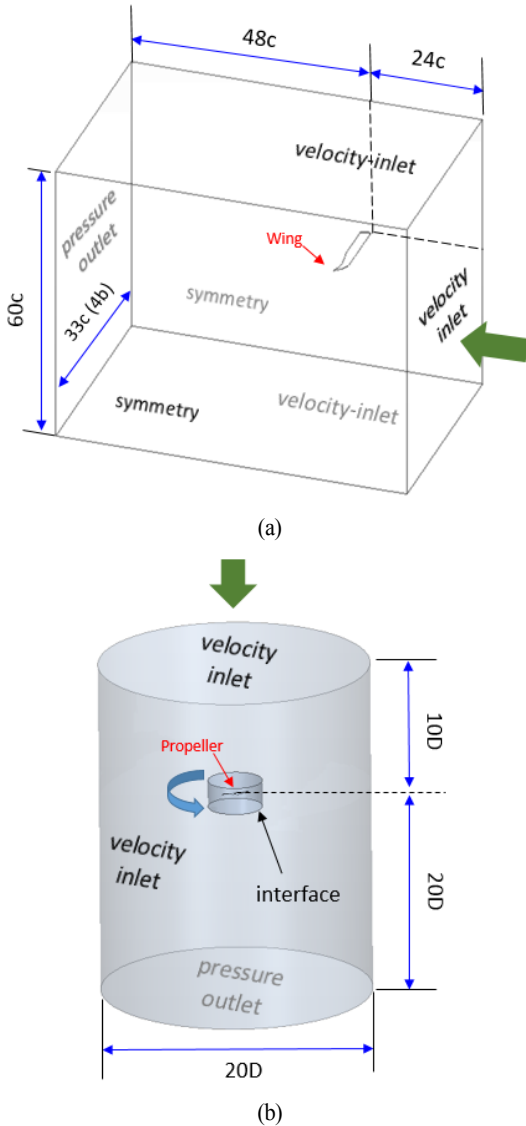


Fig. 7 Computational domain and boundary conditions for EAV-3 wing and propeller

하였다. 프로펠러의 경우 Fig. 7(b)와 같이 프로펠러 주위를 실린더 형태의 영역으로 나누고 경계면을 인터페이스면으로 설정하였다. 이를 통해 프로펠러의 회전을 모사하는데 소스항을 추가하는 MRF(multiple reference frame) 방법과 격자를 회전시키는 sliding mesh 방법을 모두 사용할 수 있도록 하였다. 날개와 프로펠러 근방은 성장률 1.2로 사면체의 비정렬 격자를 생성하였고, 외부 영역은 여러 블록들로 나누어 정렬 격자 형태로 구성하였다. 총 공간 격자수는 주날개가 613만개, 프로펠러는 1418만개이다.

3.3 해석방법

FLUENT 해석에는 배정확도(double-precision)의 pressure-based 해석자를 사용하였고 SIMPLE scheme을 선택하였다. 이산화 기법으로 압력에 대해 표준(standard), 각 속도 성분과 난류 관련 변수들에 대해서는 2차의 풍상 차분법을 선택하였다.

난류 모델로는 2방정식 모델인 $k-\omega$ SST를 선택하였고, 일부 계산에서는 4방정식 모델인 transition SST 모델도 사용하였다. 자유류 경계조건으로 난류 강도와 길이 스케일 방법을 선택하였고, 난류강도는 0.1%로 하였다. 난류 수송 방정식의 기본 구조상 자유류에서는 속도 구배가 없어 난류 운동에너지의 생성은 거의 없고 설정한 길이 스케일에 따라 소산만 일어난다. 자유류에서부터 비행체 도달까지 난류 강도 감쇠를 줄이고자 길이 스케일을 1 m로 크게 설정하여 소산율을 작게 하였다.

STAR-CCM+ 해석에는 segregated 해석자를 사용하였다. 난류 모델이나 이산화 기법, 자유류 난류 설정은 FLUENT해석과 동일하게 하였다. OpenFOAM 해석에서는 simpleFoam 해석자를 사용하였으며, 사용한 주요 수치기법은 Table 1에 간단히 정리하였다.

공기 밀도는 모든 해석에서 표준 대기 조건을 고려하여 1.225 kg/m^3 , 운용압력은 101325 Pa , 점성계수는 $1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg/m-s}$ 로 하였다. Relaxation factor는 세 코드 모두 압력에 대해서는 0.2 ~ 0.24로 보수적으로 설정하였고, 속도 및 난류 변수들에 대해서는 각각 0.7과 0.8을 사용하였다. 별도의 언급이 없는 한 정상상태(steady) 해석을 수행하였다.

각 유동 조건에서 기본 2000회의 iteration을 수행하였다. 연속방정식 및 속도 residual이 각각 10^{-4} 과 10^{-5} 이하로 감소하고, 공력계수들이 일정한 값을 유지하는 경우 수렴으로 판단하였다. 높은 받음각 조건에 정상상태 해석을 단순 적용하기에는 타당성이 떨어지나, engineering 관점에서 결과를 평가하고자 높은 받음각 해석도 동일하게 수행하였다. 이 경우 공력계수가 일정해 질 때까지 5000회 또는 10000회 iteration을 수행하였고 일정하게 유지되지 못하고 진동하는 경우 마지막 500회 iteration값의 평균을 취하였다.

Intel Xeon CPU E5-2670(2.6GHz) 12코어를 사용한 병렬 계산 시 UCAV 기본 격자에 대한 2000 iteration 해석시간은

Table 1 Numerical Schemes and Solution Methods in OpenFOAM Calculations

| | | |
|---------------|----------------------------|--------------|
| grad | cellLimited Gauss linear | |
| div | bounded Gauss linearUpwind | |
| laplacian | Gauss linear corrected | |
| interpolation | linear | |
| solver | pressure | GAMG |
| | other Eqns. | smoothSolver |
| smoother | GaussSeidel | |

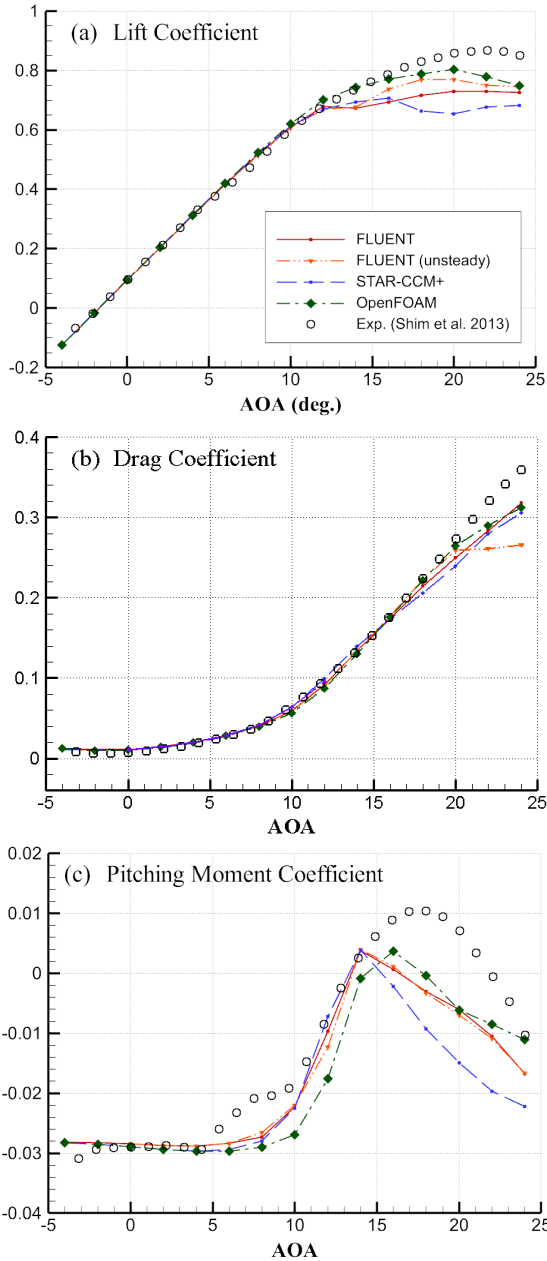


Fig. 8 Comparison of aerodynamic coefficients of UCAV

FLUENT가 약 119분, STAR-CCM+는 약 154분, OpenFOAM은 약 148분이 소요됨을 테스트를 통해 확인하였다. Segregated 방식의 STAR-CCM+와 OpenFOAM은 유사하고, FLUENT는 약 20% 적은 소요 시간을 나타내었다. 하지만 노드 분할 및 노드 통신에 따라 소요시간이 최대 50% 수준까지 차이가 발생하고 특성 또한 코드 별로 다르게 관찰되었다.

4. 해석 결과 및 논의

4.1 BWB UCAV

기본 격자에 대해 세 코드를 사용하여 받음각 2도 간격으로 계산을 수행하였으며, Fig. 8에는 $k-\omega$ SST 모델을 사용한 공력계수 결과를 나타내었다. 비교를 위해 풍동시험 결과[5]를 함께 나타내었다. 양력계수 결과(Fig. 8(a))로부터 받음각 4°부터 약 10°까지 선형구간의 특성을 확인할 수 있으며, 이 영역에서는 세 코드의 결과들이 서로 잘 일치하며 시험치에도 근접함을 알 수 있다. 하지만 받음각 10° 이후에는 코드별 결과 차이가 증가하며 전체적으로 시험치 대비 낮은 양력계수를 보인다. 고받음각에서는 UCAV 윗면이 박리를 수반하고, 외류 및 후류의 크기가 증가하며 비정상(unsteady) 유동 특성이 지배적이다. 앞서 언급하였듯이 2-방정식 난류 모델 기반의 RANS 시뮬레이션은 이러한 유동에 대해 높은 신뢰도를 기대하기는 어렵다고 판단되며, 고받음각에서 양력계수가 시험치를 따라가지 못하는 주요 원인으로 분석된다.

Fig. 8(b)의 항력계수는 받음각 16°까지는 정상적인 경향이 잘 일치하지만 이후부터는 시험 및 코드들의 결과 차이가 증가하는 것을 알 수 있다. Fig. 8(b)에서 선형구간의 항력계수 차이가 크지 않은 것처럼 보이지만, 이 구간을 확대한 Fig. 9(a)의 drag polar를 보면 시험에서의 무받음각 근방 항력계수는 약 60 counts인 반면에 세 코드의 해석 결과들은 모두 약 100 counts 수준으로 약 40%나 높음을 알 수 있다. 이는 난류 모델에 따른 결과와 함께 뒤에서 별도로 논의 하도록 한다.

Fig. 8(c)로부터 피칭 모멘트가 증가하기 시작하는 5° ~ 10° 범위에서 시험과 해석의 경향 차이가 관찰된다. 시험 데이터는 4° 근방에서 증가하기 시작하여 8° ~ 10° 범위에서 잠시 둔화된 후 다시 급격히 증가하는 wiggling 특성을 보이지만 계산 결과들은 이러한 경향 없이 받음각 8° 근방에서부터 빠르게 증가하는 특징을 보인다. 받음각 10° ~ 14°에서는 시험과 유사하게 pitch break 특성이 확인되지만, 선형구간을 벗어난 14° 이후에는 계속 증가하지 못하고 감소하면서 차이가 크게 증가한다. STAR-CCM+ 결과의 경우, 동일한 기본 격자를 사용하였음에도 고받음각에서 양력 및 피칭 모멘트 계수가 FLUENT 결과보다 낮게 나타났다.

Table 2에는 받음각 0°와 6°의 결과를 비교하였다. 코드간 차이는 0°에서 양력, 항력, 피칭 모멘트 계수가 각각 최대 약 1.8%, 4.5%, 1.7% 차이로 나타났으며, 6°에서는 1.0%, 1.1%, 4.2%의 차이를 확인하였다. 6° 이내의 선형구간에서 코드에 따라 항력 차이는 5 counts를 넘지 않는 것으로 확인되었다. Fig. 8에서 볼 수 있듯이 공학적 응용 관점에서의 선형구간 예측 신뢰성은 적절하다고 판단된다.

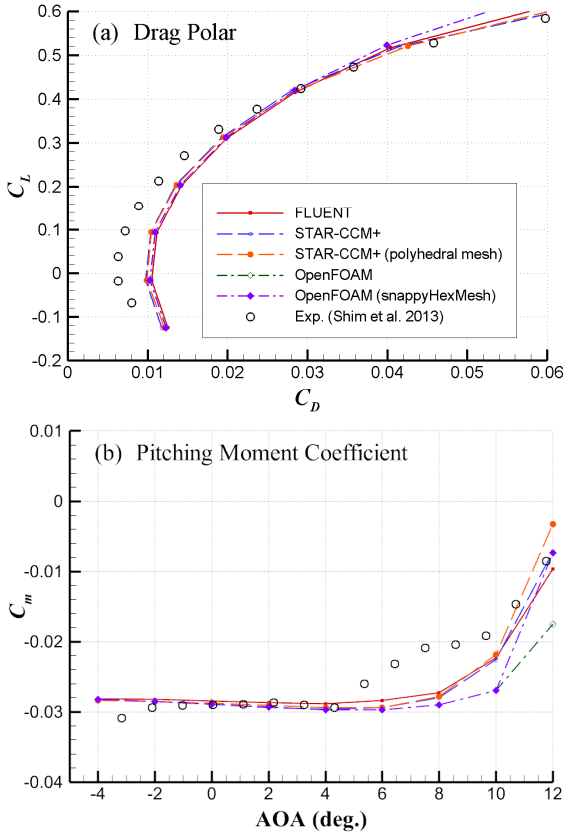


Fig. 9 Results of UCAV over linear region

FLUENT를 사용하여 받음각 4°부터 24°까지의 비정상 (transient) 해석을 추가로 수행하였다. 2차 정확도의 내재적 시간 전진기법을 선택하였고 time step은 0.001초, 한 time step에 25회의 iteration으로 500 step을 계산하였다. 해석 결과는 Fig. 8에 함께 나타내었다. 받음각 6°까지는 정상 및 비정상 해석 결과가 매우 잘 일치하였으며, 이후부터는 차이가 나타나기 시작하였다. 항력과 피칭 모멘트는 전체적으로 유사하나 양력 계수는 고받음각에서 더 높은 값을 보이며 시험치에 보다 근접하였다. 하지만 큰 박리 및 후류를 포함하는 고받음각의 공력해석은 정상/비정상의 RANS 해석만으로는 한계가 있음을 감안하여 활용해야 할 것으로 판단된다.

Table 2 Comparison of Results from Three Codes for Basic Mesh

| AOA | Code | C_L | C_D | C_m |
|-----|-----------|--------|--------|---------|
| 0° | FLUENT | 0.0927 | 0.0111 | -0.0284 |
| | STAR-CCM+ | 0.0944 | 0.0106 | -0.0289 |
| | OpenFOAM | 0.0940 | 0.0110 | -0.0289 |
| 6° | FLUENT | 0.4152 | 0.0284 | -0.0284 |
| | STAR-CCM+ | 0.4191 | 0.0281 | -0.0293 |
| | OpenFOAM | 0.4192 | 0.0284 | -0.0296 |

STAR-CCM+로 polyhedral 격자, OpenFOAM으로 snappyHexMesh 격자 계산을 추가로 수행하였다. 선형구간의 drag polar와 피칭 모멘트를 Fig. 9에 나타내었으며, 비교를 위해 Fig. 8의 기본격자 결과를 함께 나타내었다. 성능곡선 상에서의 결과 차이는 매우 미미한 것으로 확인된다. 기본격자와 polyhedral 격자에 대한 STAR-CCM+ 계산 결과를 Table 3에 비교하였으며, 완전히 다른 개념의 격자를 사용한 것을 감안할 때 결과가 잘 일치한다고 판단된다. 선형 구간 이후의 격자별 결과 차이는 코드에 따른 차이(Fig. 8)와 유사한 수준으로 나타나, 고받음각에서는 격자에 따라서도 정상상태의 RANS 해석 결과의 민감도가 높은 것으로 분석된다.

기본격자와 snappyHexMesh 격자에 대한 OpenFOAM 계산 결과는 Table 4에 비교하였다. 결과 차이는 STAR-CCM+와 비교하면 다소 크게 나타났다. 특히 받음각 6° 이후부터는 기본격자와의 항력계수 차이가 15 counts 이상 발생하고 받음각이 커질수록 차이는 더 증가하였다. 앞서 언급하였듯이 snappyHexMesh 격자에서는 프리즘 격자의 높이가 벽함수 사용 수준으로, 높은 y+ 값에 의해 난류 모델에서 벽함수가 사용된 것이 결과 차이의 주요 원인으로 분석된다. 또한 snappyHexMesh에서는 앞전과 뒷전 근방의 일부 영역에서 layer가 생성이 되지 못하였다는 점도 차이의 원인으로 파악되었다. 하지만 격자 생성을 비교적 간편하게 수행할 수 있기 때문에 snappyHexMesh를 이용한 공력해석은 시간효율적인 측면에서 장점이 있으며, 선형구간에서의 결과도 공학적 활용관점에서는 납득할만한 신뢰성을 제공한다고 판단된다.

풍동시험[5]은 난류 강도 약 0.07%의 시험부 유질에서 별도의 trip 없이 수행되었다. 풍속과 시험모델의 크기를 고려했을 때, 앞전으로부터 모델의 상당 부분에 천이 발생 이전의 층류 경계층 영역이 존재 가능한 조건으로 판단된다. Fig. 8-9의 해석들은 완전 난류를 가정한 $k-\omega$ SST 모델을 적용하였기 때문에, 표면 전체를 난류 경계층으로 모사함으로써 높은 점성 마찰에 의한 높은 항력 획득이 예상되며, 이는 Fig. 9(a)의 drag polar 비교에서도 확인된다.

Table 3 STAR-CCM+ Results from Different Mesh

| AOA | Mesh | C_L | C_D | C_m |
|-----|------------|--------|--------|---------|
| 0° | Basic Mesh | 0.0944 | 0.0106 | -0.0289 |
| | Polyhedral | 0.0940 | 0.0105 | -0.0287 |
| 6° | Basic Mesh | 0.4191 | 0.0281 | -0.0293 |
| | Polyhedral | 0.4194 | 0.0287 | -0.0294 |

Table 4 OpenFOAM Results from Different Mesh

| AOA | Mesh | C_L | C_D | C_m |
|-----|---------------|--------|--------|---------|
| 0° | Basic Mesh | 0.0940 | 0.0110 | -0.0289 |
| | snappyHexMesh | 0.0986 | 0.0108 | -0.0303 |
| 6° | Basic Mesh | 0.4192 | 0.0284 | -0.0296 |
| | snappyHexMesh | 0.4202 | 0.0308 | -0.0290 |

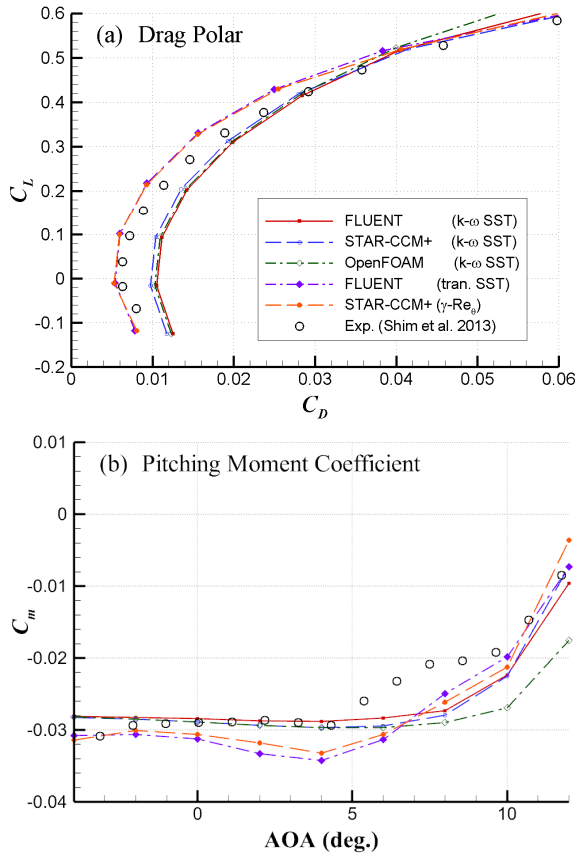


Fig. 10 Effect of turbulence models

층류 경계층 및 천이를 포함한 유동을 모사하기 위해 4방정식인 FLUENT의 transition SST, STAR-CCM+의 γ - Re_θ 모델을 적용하여 추가 해석을 수행하였다. 4-방정식 해석에는 2-방정식에 간헐도(intermittency, γ)와 모멘텀 두께 레이놀즈수 (Re_θ)에 대한 수송 방정식이 추가된다. FLUENT의 transition SST 모델에는 Re_θ 기본 방정식에서 단혀있지 않고 정의가 필요한 Re_α , F_{length} , Re_α 에 대해 자체 고안된 경험적 상관관계(correlation)가 적용되어있다. 경계조건의 간헐도는 모두 0.1로 부과하였으며, γ - Re_θ 모델 사용 시 요구되는 freestream edge는 벽면으로부터의 거리가 0.025 m인 지점을 field function으로 생성하여 부과하였다. 4방정식 모델 해석은 각 조건에 대해 3000회의 iteration을 수행하였고 마지막 300회의 평균값을 결과로 취하였다. OpenFOAM은 4방정식 난류모델을 제공하지 않아 추가 해석을 수행하지 않았다.

선형 구간 근방에서의 천이 모델 적용 결과를 추가하여 Fig. 10에 나타내었고 모델에 따른 결과는 Table 5에 비교하였다. 천이 모델 결과는 k- ω SST 결과 대비 항력이 낮아져 시

험치에 근접하며, 무반음각에서의 항력계수는 약 55 counts로 시험치인 60 counts와 유사한 값을 보여주었다(Fig. 10(a)). 양력은 천이 모델 결과가 k- ω SST 결과 대비 소폭 크게 나타나지만 반음각이 증가 할수록 두 모델 간의 양력 차이가 감소하였다. 반음각 증가 시 압력항력의 비중이 증가하면서 두 모델간의 항력계수 또한 차이가 감소하였다. 사용한 천이 모델은 2차원 유동에서 관찰된 천이지점을 기준으로 correlation 되어있다. 낮은 반음각에서는 2차원 이음속 경계층 천이의 주원인이 되는 T-S파에 의한 천이가 지배적이므로[13,14], 사용한 천이 모델에 의한 Fig. 10(a)의 항력 예측 향상은 타당하다고 판단 가능하다.

반음각 4°부터 피칭 모멘트 증가가 시작되는 시험에서의 경향이 천이모델 결과에서도 나타나고 있으나 정량적인 차이는 존재한다. 또한 피칭 모멘트 증가 시작부터 pitch break 이전까지의 wiggling 경향이 시험데이터와 같이 뚜렷하게 나타나지는 않는다. 하지만 두 모델의 결과 비교로부터 피칭 모멘트 변화 특성이 경계층 천이와도 연관된다고 분석된다(Fig. 9(b)). FLUENT를 사용한 다른 연구자의 해석 연구[6]에서도 동일하게 관찰되어 언급된 바 있다. 윗면의 천이 지점이 반음각 증가에 따라 앞으로 빠르게 이동하는 경향이 모델에 의해 예측되면서 Fig. 9(b)와 같이 일정 수준의 예측성 향상을 기대할 수 있다. 하지만 모델의 특성상 반음각 증가 시 모델 아랫면에서 발생 가능한 횡유동(cross-flow) 불안정성(instability)에 의한 천이[15,16] 예측 신뢰성은 낮기 때문에, 완전한 예측 향상을 기대하기는 어렵다고 분석된다. 이에 대한 개선을 위해서는 횡유동 천이를 함께 예측 가능한 난류 모델의 추가 적용 및 평가가 필요할 것으로 보인다.

4.2 EAV-3 주날개

Fig. 11은 EAV-3 주날개 darg polar 비교를 보여주며, 운송 조건인 6 m/s 결과와 비교를 위한 60 m/s 조건의 결과를 함께 나타내었다. 60 m/s 결과는 세 코드의 양향 곡선이 비교적 잘 일치하는 반면, 저속인 6 m/s의 경우에는 동일한 격자를 사용하였음에도 불구하고 코드에 따른 차이가 상대적으로 크게 나타남을 볼 수 있다.

반음각 0°에서의 공력계수를 Table 6에 비교하였다. 6 m/s

Table 5 Results from Different Turbulence Models

| AOA | Model | C_L | C_D | C_m |
|-----|------------------------|--------|--------|---------|
| 0° | k- ω SST | 0.0927 | 0.0111 | -0.0284 |
| | transition SST | 0.1021 | 0.0060 | -0.0313 |
| | γ - Re_θ | 0.1003 | 0.0060 | -0.0306 |
| 6° | k- ω SST | 0.4152 | 0.0284 | -0.0284 |
| | transition SST | 0.4288 | 0.0250 | -0.0313 |
| | γ - Re_θ | 0.4294 | 0.0255 | -0.0306 |

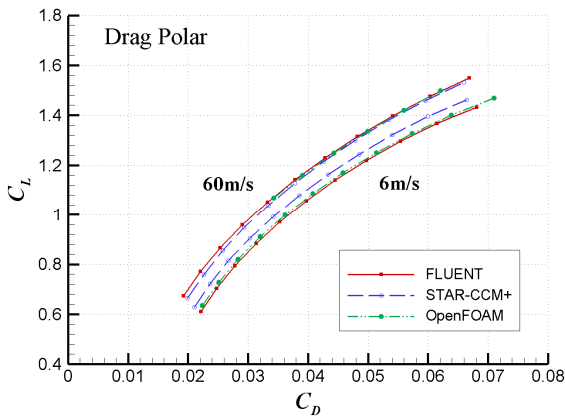


Fig. 11 Drag polar comparison of EAV-3 main wing

의 경우 양력계수는 STAR-CCM+와 OpenFOAM이 유사하나 FLUENT의 결과가 약 2.9% 정도 낮고, 항력계수는 STAR-CCM+가 10 ~ 20 counts 차이로 가장 낮은 값을 보인다. OpenFOAM은 FLUENT 대비 양력과 항력이 모두 높아 양항비는 비슷한 반면, STAR-CCM+는 양력이 높고 항력이 낮아 양항비가 크다. 이로 인해 FLUENT와 OpenFOAM의 drag polar가 유사하고 STAR-CCM+는 전체 받음각 범위에서 양항비가 높게 나타난다. 하지만 60 m/s의 경우에는 세 코드로부터의 drag polar 편차가 감소하여 서로 근접하게 나타났다. 피칭 모멘트 계수에서도 세 코드간 차이를 확인할 수 있으며, 마찬가지로 6 m/s 조건에서 편차가 더 큰 것을 알 수 있다.

6 m/s 조건은 2-방정식 난류 모델이 근거로 하는 완전 난류 유동을 가정하기에 시위 레이놀즈수가 약 5.1×10^5 로 충분히 높지 않다고 할 수 있다. 세 코드 모두 $k-\omega$ SST 모델을 선택하였으나 벽면 근방 또는 낮은 레이놀즈수의 처리 방법 등에서 각 코드별 세부적인 차이가 있을 것으로 판단된다. 상용 코드들은 모델 계수의 수정은 가능하지만 모델 자체에의 접근은 불가능하므로 추가 분석에는 어려움이 따른다.

레이놀즈수를 고려했을 때 6 m/s 조건은 층류 경계층, 박리 및 천이 모사 여부가 날개 표면 유동 및 공력계수에 적지 않은 영향을 줄 것으로 예상된다. Fig. 12에는 transition SST 모델(FLUENT)과 $\gamma-Re_\theta$ 모델(STAR-CCM+)의 결과를 함께 나

Table 6 Aerodynamic coefficients of EAV-3 main wing($\alpha = 0^\circ$)

| V | Code | C_L | C_D | C_m |
|--------|-----------|--------|--------|---------|
| 6 m/s | FLUENT | 0.9709 | 0.0353 | -0.0895 |
| | STAR-CCM+ | 0.9923 | 0.0342 | -0.0919 |
| | OpenFOAM | 0.9987 | 0.0362 | -0.0945 |
| 60 m/s | FLUENT | 1.0514 | 0.0332 | -0.1020 |
| | STAR-CCM+ | 1.0386 | 0.0334 | -0.0990 |
| | OpenFOAM | 1.0679 | 0.0343 | -0.1054 |

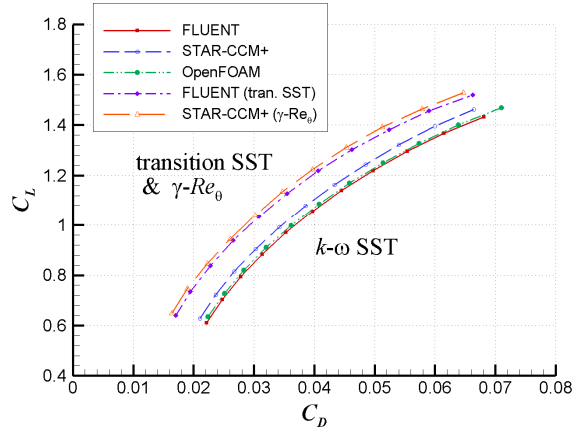


Fig. 12 Effect of transition model on drag polar of EAV-3 main wing(6m/s)

타내었으며, 받음각 0° 에서의 결과를 Table 7에 비교하였다. 천이 모델 결과는 $k-\omega$ SST 모델 대비 항력이 약 40 ~ 45 counts 정도 낮게 나타나며, 이는 천이 이전의 층류 경계층 영역의 점성 항력이 낮기 때문이다. 해석 결과에 근거하면 받음각 0° 에서 날개 아랫면 전체는 층류 경계층이며, 윗면에서는 $x/c \approx 0.65$ 지점이 층류 박리, $x/c \approx 0.75$ 근방이 박리거품내 천이 시작점으로 파악되었다. 층류/난류 경계층, 층류박리와 천이 지점은 표면마찰계수, 속도 벡터장, 난류 운동에너지 분포를 사용하여 파악하고 분석하였다. 또한 6 m/s 조건에서는 $k-\omega$ SST 모델 대비 천이 모델 사용시 코드간 결과 차이가 작은 것으로 확인되었다. 낮은 레이놀즈수 조건의 공력해석을 수행할 경우 천이모델을 사용하여 해석을 수행하는 것이 물리적으로 타당한 접근이라 할 수 있으며, 공학적 응용 관점에서 1- 또는 2- 방정식 모델을 사용할 경우에는 코드별 또는 난류 모델 세부사항에 따라 결과 차이가 증가 가능함에 유의해야 할 것으로 판단된다.

4.3 EAV-3 프로펠러

프로펠러 회전 효과는 MRF (Multiple Reference Frame) 방법을 사용하여 모사하였다. 프로펠러 단독 해석이므로 MRF 방법의 사용이 타당하다고 판단되며, $V = 5.8$ m/s 케이스에 대해 sliding mesh 방법으로 해석을 수행하여 그 결과가 일치함을 확인하였다. Fig. 13에는 속도에 따른 각 코드로부터의 추력과 토크 결과를 비교하여 나타내었으며, 세 코드의 결과

Table 7 Results from transition models

| Code | C_L | C_D | C_m |
|----------------------------------|--------|--------|---------|
| FLUENT(transition SST) | 1.0353 | 0.0308 | -0.0994 |
| STAR-CCM+ ($\gamma-Re_\theta$) | 1.0403 | 0.0302 | -0.0993 |

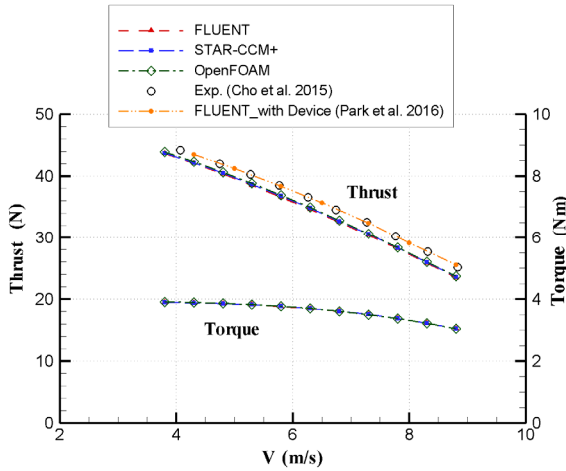


Fig. 13 Comparison of performance of EAV-3 propeller

가 잘 일치함을 볼 수 있다. Table 8에는 $V = 5.8 \text{ m/s}$, 867 RPM 조건에서의 결과를 비교하였으며, 가장 큰 추력 차이가 1%를 넘지 않는 것을 알 수 있다. 결과의 비교로부터 비압축성 유동에서 회전체 해석에도 세 코드를 모두 높은 신뢰도로 활용 가능하다고 판단된다.

KARI 공력성능연구팀에서는 풍동시험을 통해 동일한 프로펠러의 성능 측정을 수행한 바 있다[17]. Glauert[18] 보정으로 시험부 벽면효과를 보정한 측정 추력을 그림에 함께 나타내었다. 풍동의 팬 회전속도를 조절하여 여러 동압 조건을 측정하였기 때문에 완전히 동일한 풍속 조건의 비교는 불가능하여 가장 근접한 5.76 m/s 조건의 결과를 Table 8에 함께 나타내었다. 그림과 표의 결과 비교로부터 해석 결과가 시험치 대비 다소 낮은 것을 알 수 있다. 하지만 시험결과에는 하류에 위치한 시험장치와 지지대 등에 의한 폐쇄효과가 포함되어 프로펠러 단독해석 조건 대비 높은 추력과 토크가 측정될 가능성이 있다. 이를 확인하기 위해 시험장치에 의한 폐쇄효과 평가를 CFD를 이용하여 수행한 바 있다[19]. 시험과 동일한 장치와 지지대 형상을 해석 형상으로 포함하였고, 이 경우 유동의 축 대칭성 가정이 위배되므로 MRF 방법 대신 sliding

Table 8 Comparison of performance of EAV-3 propeller(867 RPM, $V = 5.8 \text{ m/s}$)

| Code | Thrust(N) | Torque(Nm) |
|-------------------------------------|-----------|------------|
| FLUENT | 36.59 | 3.76 |
| STAR-CCM+ | 36.76 | 3.77 |
| OpenFOAM | 36.91 | 3.77 |
| Experiment ($V=5.76 \text{ m/s}$) | 38.48 | 3.93 |
| FLUENT_Device (Sliding Mesh) | 38.37 | 3.84 |

mesh 방법을 사용하여 비정상 해석을 수행하였다. 비정상 해석 결과로부터 회전 주기와 동일한 추력과 토크의 주기성을 확인하였으며, 12회전의 해석을 수행하여 마지막 2회전의 평균값을 취하였다. 시험장치를 포함한 해석 결과를 Fig. 13과 Table 8에 함께 나타내었으며, 프로펠러 단독 해석 결과 대비 시험치에 근접함을 알 수 있다. 따라서 프로펠러 풍동시험 결과에는 시험장치 및 지지대에 의한 폐쇄효과가 포함되어 있다고 분석된다.

5. 결 론

FLUENT, STAR-CCM+, OpenFOAM을 이용하여 비압축성 유동의 비행체 공력해석을 수행하고 그 결과를 비교하였다. 무미익 BWB UCAV, EAV-3의 주날개와 프로펠러를 해석 대상으로 선정하였다. 동일한 격자를 사용한 코드별 결과 차이를 비교하고, 격자 및 난류 모델 등의 영향을 평가하였다.

BWB UCAV의 경우 선형구간에서 세 코드로부터의 공력 계수 결과들이 잘 일치하였으며, 시험데이터의 경향과도 일치하였다. 선형구간 이후에는 코드간 결과 편차가 증가하였으며 시험데이터와의 차이도 증가하였다. 선형 구간이후 박리 및 실속 영역에서는 RANS 해석의 한계를 충분히 고려하여 활용할 필요가 있다고 분석되었다. 강제 천이를 부여하지 않은 풍동시험의 정확한 항력 예측을 위해서는 천이 모델을 사용하는 것이 합리적이며, FLUENT와 STAR-CCM+의 천이 모델이 근접한 결과를 제공함을 확인하였다. 또한 선형구간에서의 피칭모멘트의 변화 경향이 경계층 천이에 밀접한 관련이 있으며 천이 모사 여부에 따라 민감하게 변화할 수 있는 것으로 분석되었다. 선형구간에서 코드에 따른 결과차이는 양력계수가 최대 2%, 항력계수는 최대 5 counts 이내로 확인되었으나, snappyHexMesh로 생성한 벽함수 적용 수준의 격자에서는 결과 차이가 증가하였다.

EAV-3 주날개 해석의 경우, 5×10^5 수준의 레이놀즈수 조건에서는 완전 난류를 가정한 $k-w$ SST 모델 사용 시 코드에 따라 양력계수 최대 약 3%, 항력계수 최대 20 counts 수준의 결과 차이를 확인하였다. 레이놀즈수가 낮을 경우 경계층 천이 또는 박리가 공력계수에 미치는 영향이 적지 않아 천이 모델 사용이 합리적이라 판단되었다. 천이 모델의 결과는 층류 경계층의 존재로 항력이 $k-\omega$ SST 모델 대비 약 40 ~ 45 counts 정도 낮게 나타났으며, 코드에 따른 결과 차이는 감소하였다. EAV-3프로펠러의 경우 MRF 방법을 사용하여 세 코드로 해석을 수행하였고, 코드에 따른 추력 차이가 최대 1% 이내로 잘 일치함을 확인하였다.

비압축성 유동의 비행체 공력해석에서 세 코드의 신뢰성과 불확실성은 공학적 활용에 적합한 수준으로 판단된다. 선형

구간이후의 실속 영역에서는 결과의 신뢰성이 저하되고 코드에 따른 불확실성이 증가하며, 2-방정식 난류 모델을 사용한 저속 해석에서는 레이놀즈수를 고려하여 물리적 타당성과 결과의 신뢰성에 유의해야 할 것으로 보인다. 고속 비행체 공력 해석에 대해 별도의 벤치마크 문제들로 압축성 유동 해석을 수행 중이며 결과의 비교 분석을 수행할 예정이다.

Note

This paper is a revised version of a paper presented at the KSCFE 2016 Spring Annual meeting, Yeosu, May 25-27, 2016.

References

- [1] FLUENT, <http://www.ansys.com>
- [2] CD-adapco, USER GUIDE, STAR-CCM+ Version 10.09.
- [3] OpenFOAM, <http://www.openfoam.org>
- [4] 2006, McParlin, S.C., Bruce, R.J., Hepworth, A.G. and Rae, A.J., "Low Speed Wind Tunnel Test on the 1303 UCAV Concept," *24th Applied Aerodynamic Conference*, AIAA 2006-2985.
- [5] 2014, Shim, H.J., Park, S.O. and Oh, S.Y., "An Experimental Study on Aerodynamic Coefficients of a Tailless BWB UCAV," *Proc. KSAS 2014 Fall Conference*, pp.110-113.
- [6] 2014, Jo, Y.H., Chang, K.S. and Sheen, D.J., "Assessment of Prediction Capabilities of Transition Model to Simulate Flow Around the BWB UCAV Configuration," *Proc. KSCFE 2014 Fall Conference*, pp.39-42.
- [7] 2015, Lee, Y.G., Hwang, S.J., Kim, S.G. and Kim, S.H., "Development of a Full-Scale Solar Powered HALE UAV," *Proc. KSAS 2015 Fall Conference*, pp.181-184.
- [8] 2014, Hwang, S.J., Kim, S.G., Lee, Y.G. and Kim, C.W., "Design of Solar-Electric Powered High Altitude Long Endurance(HALE) Unmanned Aerial Vehicle(UAV)," *Proc. KSAS 2014 Fall Conference*, pp.785-788.
- [9] 2015, Park, D.H., Lee, Y.G. and Kim, C.W., "Design and Performance Analysis of Propeller for Solar-Powered HALE UAV," *Proc. KSAS 2015 Spring Conference*, pp.88-92.
- [10] 2013, Kim, H.M., Yoon, D.H. and Seul, K.W., "Evaluation of OpenFOAM in Terms of the Numerical Precision of Incompressible Flow Analysis," *Journal of Korean Society for Computational Fluids Engineering*, Vol.18, No.2, pp.49-55.
- [11] 2011, Park, S.H., Park, S.W., Rhee, S.H., Lee, S.B., Choi, J.E. and Kang, S.H., "Program Development for the Prediction of the Ship Resistance using OpenFOAM Libraries," *Proc. KSCFE Fall Conference*, pp.326-332.
- [12] 2012, Kim, T.W., Oh, S.J., Kang, H.J. and Yee, K.J., "The Development of Rotor Performance Analysis Solver Based on Actuator Disk Model by OpenFOAM Solver Algorithm," *Proc. KSCFE 2012 Spring Conference*, pp.556-563.
- [13] 1984, Mack, L.M., "Boundary-Layer Linear Stability Theory," *AGARD CP-709*.
- [14] 1996, Reed, H.L. and Saric, W.S., "Linear Stability Theory Applied to Boundary Layers," *Annu. Rev. Fluid Mech*, Vol.28, pp.389-428.
- [15] 2003, Saric, W.S., Reed, H.L. and White, E.B., "Stability and Transition of Three-Dimensional Boundary Layers," *Annu. Rev. Fluid Mech*, Vol.35, pp.413-440.
- [16] 2003, Saric, W.S. and Reed, H.L., "Crossflow Instabilities - Theory & Technology," *41th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2003-0771.
- [17] 2015, Cho, T.H., Park, D.H., Lee, S.H., Kim, Y.W. and Lee, Y.G., "Development of Wind Tunnel Test System for Solar-Powered HALE UAV Propeller," *Proc. KSAS 2015 Spring Conference*, pp.955-958.
- [18] 1947, Glauert, H., *The Element of Aerofoil and Airscrew Theory*, Cambridge University Press.
- [19] 2016, Park, D.H., Hwang, S.J., Kim, S.G. and Lee, Y.G., "Evaluation of Power and Blockage Effect of HALE UAV Propeller by Using CFD," *Proc. KSAS 2016 Spring Conference*.