

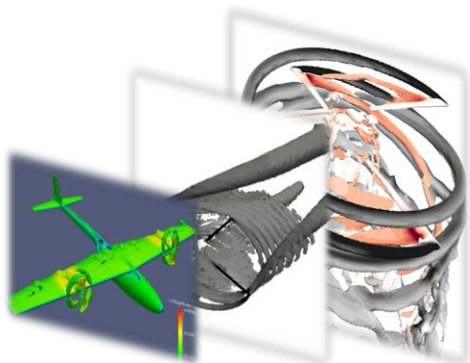


2023 10th OKUCC

OpenFOAM의 압력기반 및 밀도기반 해석자의 고속 유동 해석 비교

2023. 10. 20

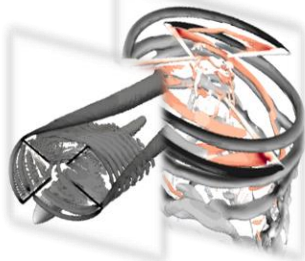
서울디지털대학교 김태우



Contents

- **OpenFOAM의 고속 유동 해석자**
 - Pressure based Solver
 - Density based Solver
- **외부 유동 해석**
 - 천음속 유동 해석
 - 초음속 유동 해석
- **MRF 해석**
 - 원심압축기 해석
- **응용 해석**
 - DADM(Dual Actuator Disk Model)

- **Pressure based Solver**
- **Density based Solver**

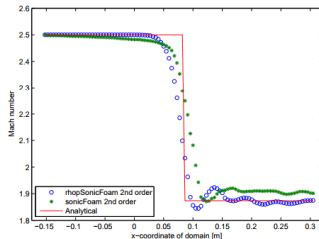
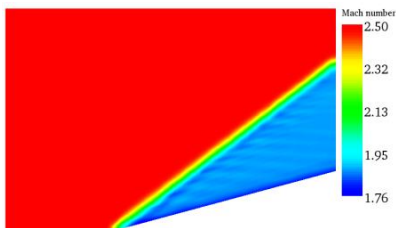


Pressure based Solver

• 고속 유동 해석을 위한 pressure based solver 기법

▪ 필요성

- 충격파나 압축성 효과가 두드러지는 고속 유동 해석에서의 압력 기반 해석자의 불안정성
- 밀도 기반의 segregated solver 의 경우, 압축성 유동 해석에 정확성이 있으나 낮은 CFL 수를 요구하며 기존의 OpenFOAM 라이브러리와 결합이 어려움
- 압력 기반의 고속 유동 해석자 개발 필요

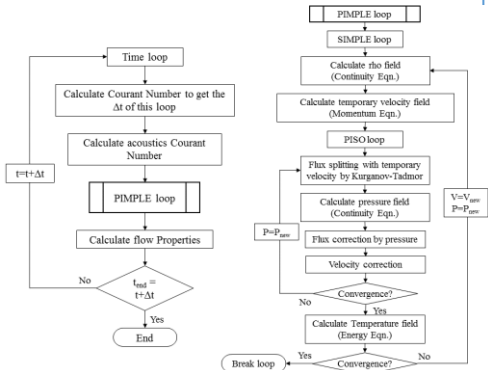


Pressure based Solver

해석자 알고리즘

PCNFoam

- Kurganov-Tadmor flux splitting scheme 적용
- Low Mach number correction 적용
- 개선된 pimple 알고리즘과 KT-scheme 을 적용하여 개발한 all mach number 해석자
- unsteady/steady 해석 수행 가능
- steady 해석의 경우, local time step을 사용
- 해석 절차는 우측의 절차로 진행



- 밀도기반 해석자의 개발 노력

- 개발 필요성 및 커뮤니티 노력

- 충격파등과 같은 불연속적인 유동 현상을 해석하는 항공등의 분야에서는 보존변수를 사용한 해석자 개발이 필요
- OpenFOAM 커뮤니티의 활성화와 함께 다양한 개발 노력들이 지속
 - ✓ Heyns et al. : rhoCentralFoam solver
 - ✓ Modesti and Pirozzoli : developed a solver named rhoEnergyFoam with AUSM
 - ✓ **J.A. Heyns, O.F. Oxtoby and A. Steenkamp** : Modelling high-speed flow using a matrix-free coupled solver.
 - ✓ **넥스트폴** : Steady state compressible solver, TSLAeroFoam with LU-SGS
 - ✓ **HiSA**.: 13/08/2020. <https://hisa.gitlab.io/>
- 충격파등과 같은 불연속적인 유동 현상을 해석하는 항공등의 분야에서는 보존변수를 사용한

- 밀도기반 해석자 개발방안

- 밀도기반 해석자 특징

- ESI OpenFOAM(v2206) 플랫폼을 기반으로 한 밀도기반의 연속방정식, 운동량 보존 방정식, 에너지 보존 방정식을 결합한 **밀도기반 Coupled** 해석자 개발 중
 - 공간차분법 : AUSM+up, HLLC 적용
 - 시간적분법 : steadyState(localTimeStepping), Euler(1st order), backward(2nd order), Crank-Nicolson 적용
 - rho, rhoU, rhoE solver : Matrix free implicit solver
 - MRF 해석을 위한 공간차분법 수정

외부 유동 해석

- 천음속 유동 해석
- 초음속 유동 해석

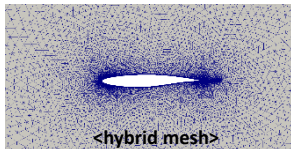
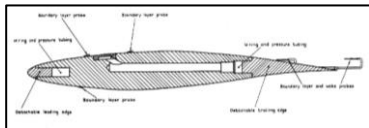


• RAE 2822 2D Airfoil

■ 해석 조건

- $M_{\infty} = 0.729$ (NASA NPARC)
- NASA mesh : 23552 cells(plot3D type), Fine mesh : 35892 cells(hybrid type)
- Characteristic farfield boundary condition

T	255.556 [K]
Mach	0.729
AoA	2.31 [deg]
\bar{c}	0.64067 [m]
p	108987.773 [Pa]
U	223.6 [m/s]
Turbulence Model	SpalartAllmaras
Flux Scheme	PCNFoam : KT dbturb : AUSM ⁺ UP

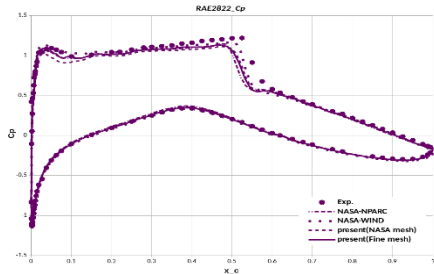
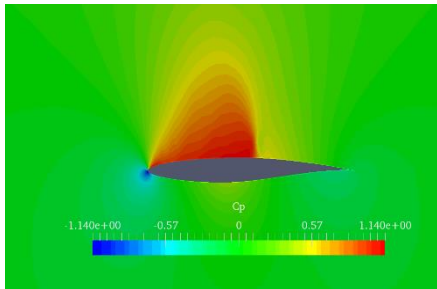


천음속 유동 해석

- RAE 2822 2D Airfoil

- PCNFoam 유동 해석

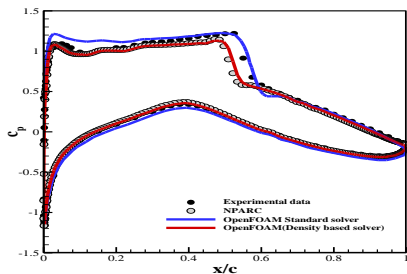
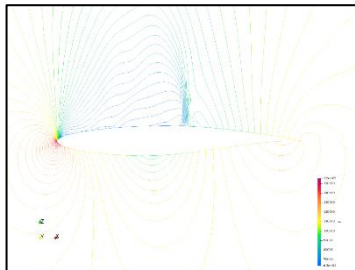
- C_p contour & surface C_p



- RAE 2822 2D Airfoil

- dbturb 유동 해석

- C_p contour & surface C_p

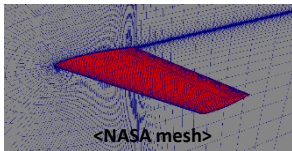
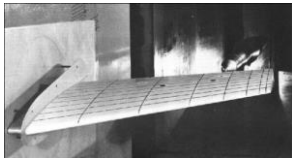


• Onera M6 wing

■ 해석 조건

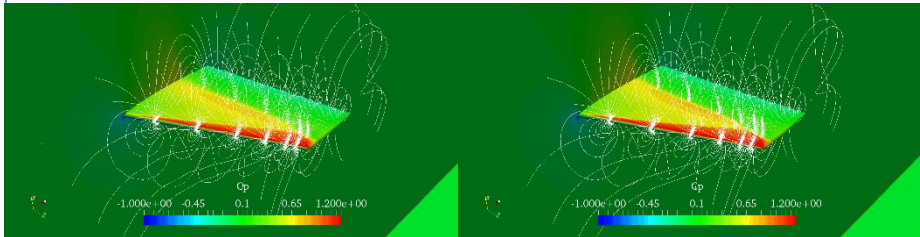
- NASA NPARC Conditions
- NASA mesh : 800,000 cells (plot3D type), fine mesh : 2,400,000 cells
- Characteristic farfield boundary condition

T	255.556 [K]
Mach	0.8395
AoA	3.06 [deg]
\bar{c}	0.64067 [m]
p	80510.081 [Pa]
U	320.473 [m/s]
Turbulence Model	SpalartAllmaras
Flux Scheme	PCNFoam : KT dbturb : AUSM ⁺ UP



천음속 유동 해석

- Onera M6 wing
 - PCNFoam 유동 해석
 - Sectional C_p contour



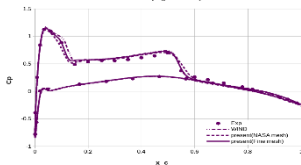
<NASA mesh>

<Fine mesh>

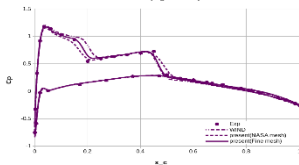
천음속 유동 해석

- Onera M6 wing
 - PCNFoam 유동 해석
 - Sectional surface C_p

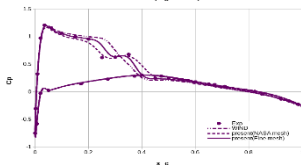
OneraM6_Cp (y/b=0.44)



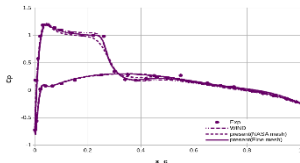
OneraM6_Cp (y/b=0.65)



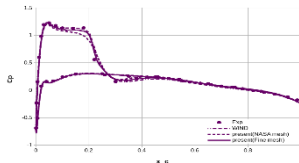
OneraM6_Cp (y/b=0.8)



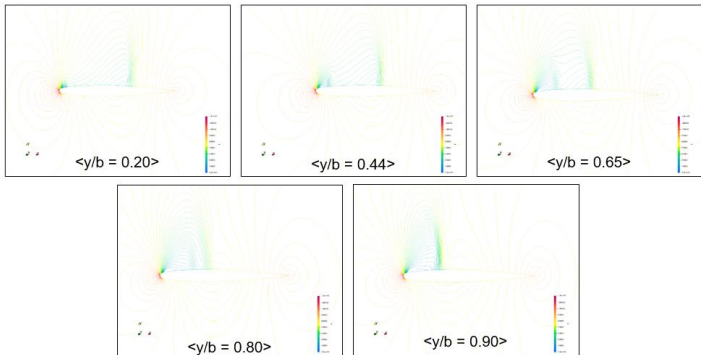
OneraM6_Cp (y/b=0.9)



OneraM6_Cp (y/b=0.95)



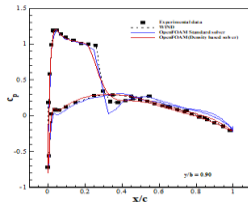
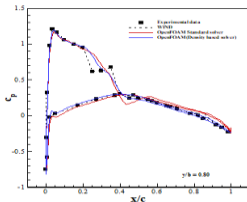
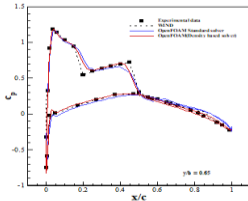
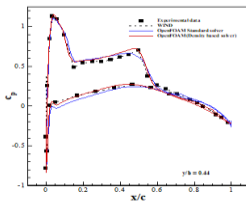
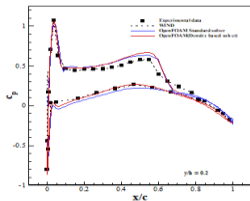
- **Onera M6 wing**
 - dbturb 유동 해석
 - Sectional C_p contour



- Onera M6 wing

- dbturb 유동 해석

- Sectional surface C_p



• NASA X-43

■ 해석 조건

- X-43 비행 고도 : 32,000 m
- No. of mesh : 3.065M cells
- Characteristic farfield boundary condition

T	227.5 [K]
Mach	1
AoA	0 [deg]
p	868 [Pa]
U	302.377 [m/s]
Turbulence Model	SpalartAllmaras
Flux Scheme	PCNFoam : KT dbturb : AUSM ⁺ UP

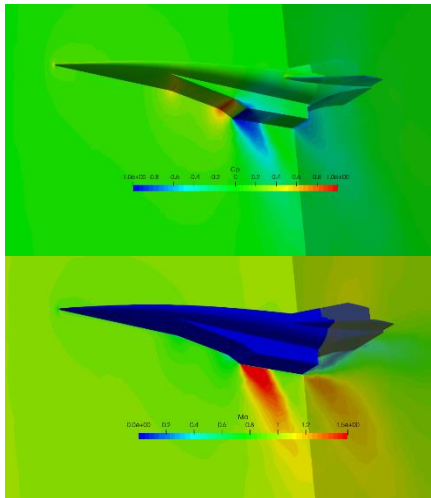


초음속 유동 해석

• NASA X-43

- PCNFoam 유동 해석
 - 유동장 해석 및 공력 결과

	Fx(kN)	Fy(kN)	Fz(kN)
Pressure	187.2	0.03	-310.9
Viscous	10.4	0	0.05
Total	197.7	0.03	-310.9



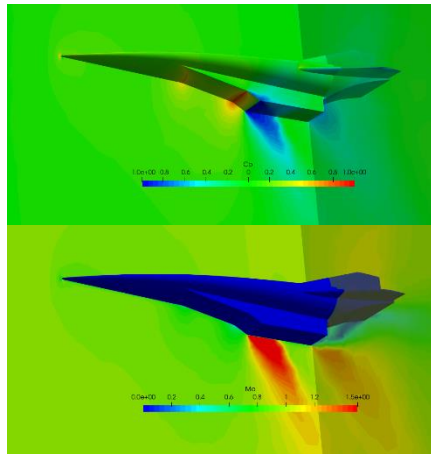
초음속 유동 해석

- NASA X-43

- dbturb 유동 해석

- 유동장 해석 및 공력 결과

	Fx(kN)	Fy(kN)	Fz(kN)
Pressure	180.6	0.02	-306.6
Viscous	10.3	0.01	0.02
Total	190.9	0.03	-306.5



- 원심압축기 해석



원심압축기 해석

• MRF Formulation

▪ Absolute Velocity Formulation

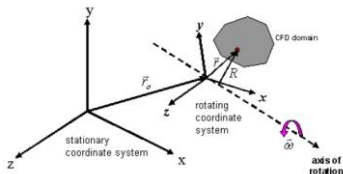
- 절대 속도 계산을 위한 지배방정식

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{u}_r = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho \vec{v} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r \vec{v}) + \rho (\vec{\omega} \times \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot \bar{\bar{\tau}} + \vec{F}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho E + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r H + p \vec{u}_r) = \nabla \cdot (k \nabla T + \bar{\bar{\tau}} \cdot \vec{v}) + S_h$$

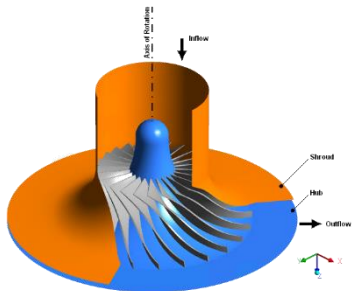
- Flux속도와 Cell center 속도
 $\vec{v}_r = \vec{v} - \vec{u}_r$ $\vec{u}_r = \vec{\omega} \times \vec{r}$
- dbturb의 경우, flux scheme 계산시에 상대속도 사용이 필요
- PCNfoam의 경우, 에너지 방정식의 추가항 구현 필요



• 원심압축기

▪ 해석 조건

- Ansys CFX 예제 원심압축기
- Blade 입구 tip 반지름 : 113 mm
- Blade 출구 반지름 : 200 mm
- Diffuser 반지름 : 300 mm
- 회전수 : 22,360 RPM = 2341.5 rad/s
- Outlet mass flow rate : 0.167 kg/s (총 4kg/s)
- 24개의 날개
- Tip clearance : 약 1 mm, interface 적용
- Inlet total temperature : 293.15 K
- Inlet total pressure : 1 atm



- 원심압축기

- 해석자 설정

- nonRotatingPatches : SHROUD, INLET, OUTLET
 - 경계조건
 - inlet : totalPressure, totalTemperature, pressureInletOutletVelocity
 - outlet : inletOutlet(Pressure, Temperature), flowRateOutletVelocity(0.167 kg/s)
 - fvScheme : PCNFoam
 - grad(p) : Gauss linear 1;
 - limiter : Minmod limiter
 - fluxScheme : Kurganov central
 - fvScheme : dbturb
 - grad(p) : cellLimited Gauss linear 1;
 - limiter : venkatakrishnan limiter
 - fluxScheme : AUSM⁺UP

원심압축기 해석

- 원심압축기

- 해석자 결과

- 압축기내 유동 해석 결과

	Pressure	Temp.	Density
PCNFoam			
dbturb			

- **DADM(Dual Actuator Disk Model)**

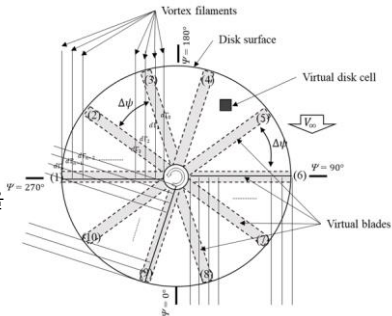


DADM(Dual Actuator Disk Model)

• Actuator Model 기반 로터 성능 해석 모듈

▪ DADM(Dual Actuator Disk Model)

- 기존 ADM의 경우, 블레이드 끝단의 3차원 효과를 고려하기 위해 prandtl's tip loss function과 같은 보정식을 적용
- IASM[1]에서 이와 같은 3차원 보정을 lifting line theory를 사용하여 보다 정확하게 수행하는 방안을 제시함
- DADM[2]은 lifting line theory를 사용한 보정을 ADM에도 적용할 수 있게 개발된 방안.
- 오른쪽 그림과 같이 3차원 효과 보정을 수행하는 가상의 블레이드를 디스크 상에 묘사하고, 여기서 계산된 보정값을 Disk cell에 적용하는 방법임.

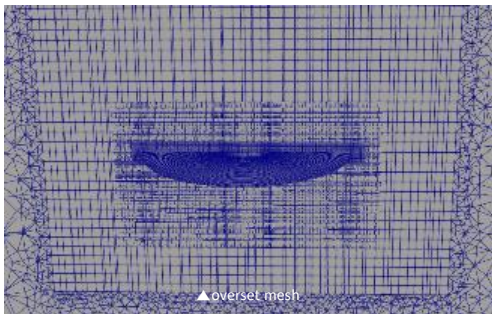


[1] Kim, Taewoo, Oh, Sejong & Yee, Kwanjung, 2015. "Improved actuator surface method for wind turbine application," Renewable Energy, Elsevier, vol. 76(C), pages 16-26.

[2] Son, C.; Kim, T. Actuator Disk Model with Improved Tip Loss Correction for Hover and Forward Flight Rotor Analysis. Aerospace 2023,10, 494.

DADM(Dual Actuator Disk Model)

- 제자리 비행 로터 해석
 - Caradonna and Tung Rotor
 - Hovering case
 - Rotor geometry
 - Rotor Radius : 1m
 - No. of blades : 2
 - AR : 6
 - airfoil : NACA0012
 - $\theta_0 : 8^\circ$
 - $M_{tip} : 0.439$
 - Mesh information
 - No. of Overset mesh : 1.65M

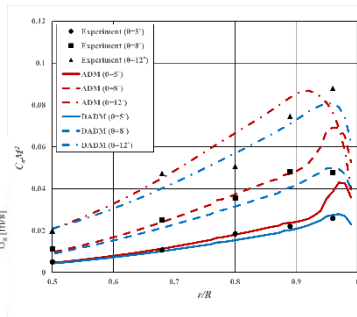
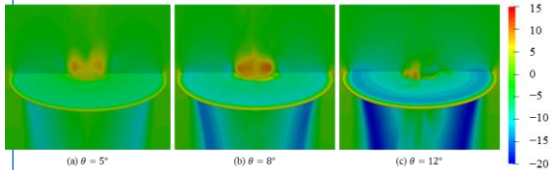


DADM(Dual Actuator Disk Model)

• 제자리 비행 로터 해석

▪ Results

- Collective pitch에 따른 downwash 예측 결과 제시
- 기존 ADM과 개선된 DADM의 sectional thrust 결과에서 확인할 수 있듯이, 두 모델의 예측 결과가 다소 차이가 있음 확인
- 특히, 낮은 collective pitch에서 기존 ADM 모델의 경우 블레이드 끝단의 결과가 실험 결과와 큰 차이가 있으나 DADM의 경우에는 실험 결과와 유사한 결과 도출

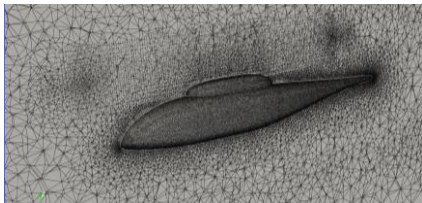


DADM(Dual Actuator Disk Model)

• 전진 비행 로터 해석

▪ ROBIN with Elliott rotor

- ROBIN (ROtor Body INteraction)
- 고정 Collective Pitch Angle 해석 ($\theta_0=7.02^\circ$ @ 75%R)
- Forward flight : $\mu = 0.15$
- Rotor Blade 정보
 - Airfoil : NACA0012
 - Internal radius : 0.2060m
 - External radius : 0.8605m
 - Chord length : 0.0660m
 - Rotational speed : 2100rpm
 - No. of blades : 4
 - Twist angle : -8° (linear, from root to tip)
- Mesh information
 - No. of Overset mesh : 2.62M

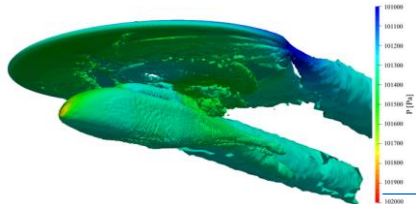
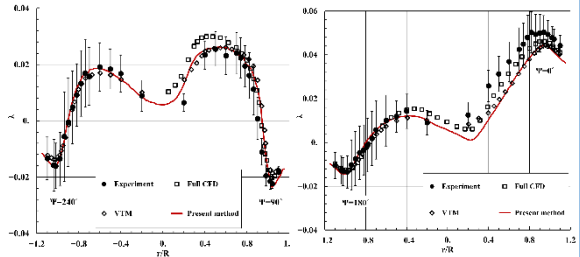


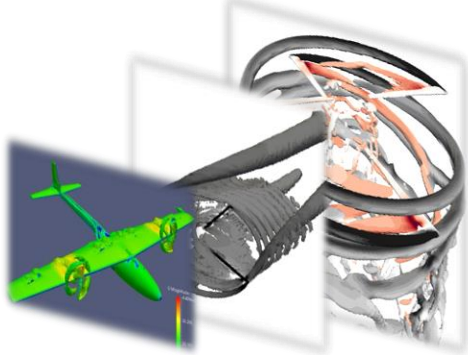
▲ Geometry & Mesh (Body + Blade Overset)

• 전진 비행 로터 해석

■ Results

- 로터 상부에서의 유입류 비교에서 실험 결과와 DADM의 해석 결과가 거의 동일하게 나타나고 있음
- DADM을 사용하여 획득한 데이터가 다른 수치해석기법을 통해 획득한 결과와 거의 유사함을 확인함





감사합니다