

SU2 13주차 보고서

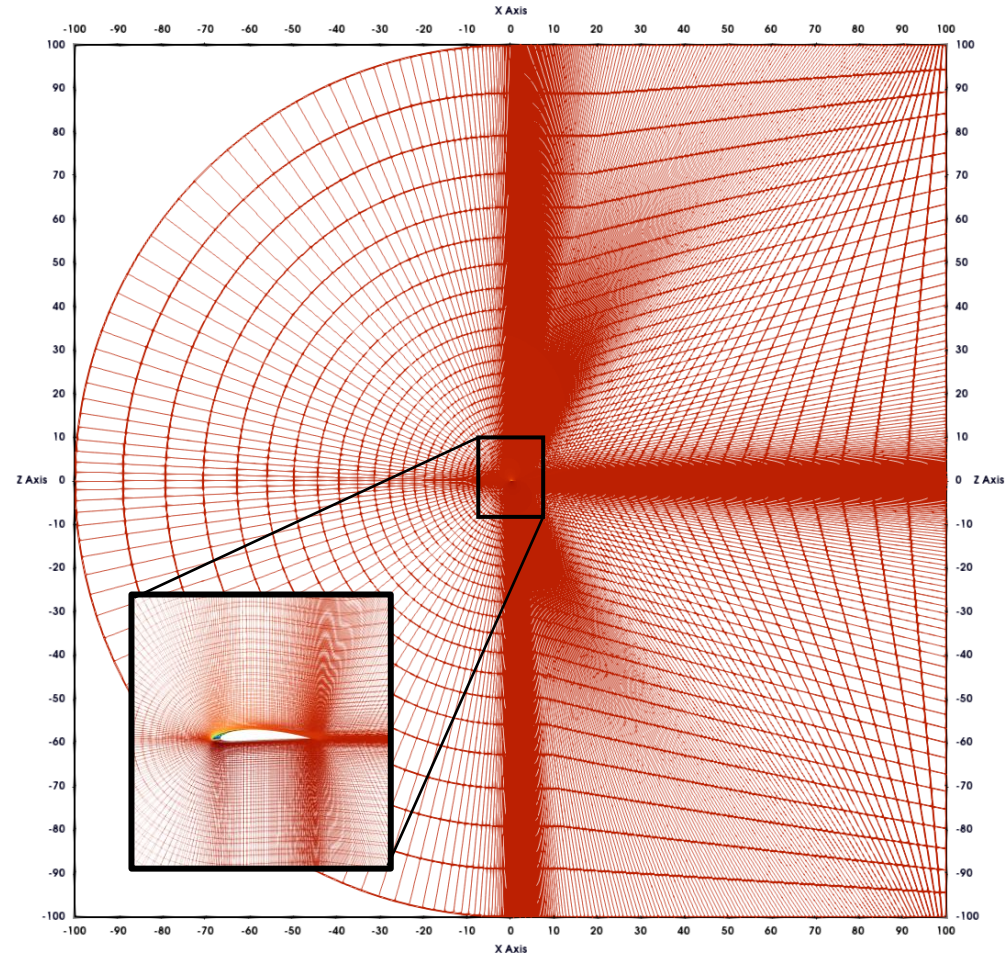
NACA 4412 Airfoil Trailing Edge Separation

2019011579 김세형

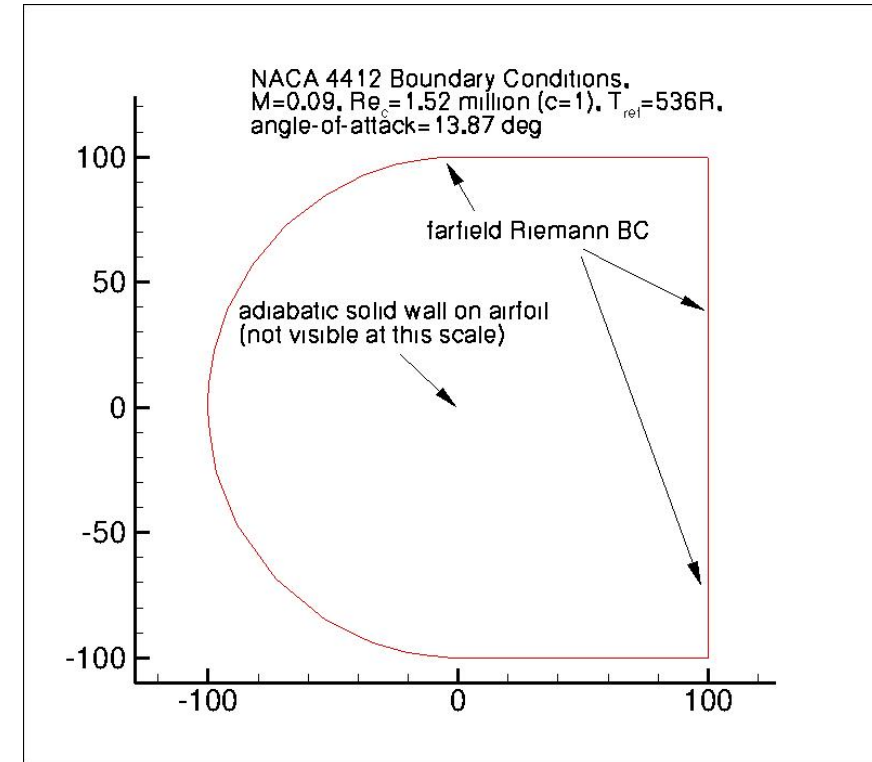
Analysis Conditions

- **PHYSICAL MODEL PARAMETERS**
 - SOLVER= RANS
 - KIND_TURB_MODEL= SA
 - MATH_PROBLEM= DIRECT
 - RESTART_SOL= NO
- **FLOW CONDITIONS**
 - MACH_NUMBER= 0.09
 - AOA= 13.87
 - FREESTREAM_TEMPERATURE= 297.78
 - FREESTREAM_PRESSURE= 101325.0
 - REYNOLDS_NUMBER= 1520000
 - REYNOLDS_LENGTH= 0.9012
- **REFERENCE VALUES**
 - REF_LENGTH= 1.0
 - REF_AREA= 1.0
 - REF_ORIGIN_MOMENT_X= 0.25
 - REF_ORIGIN_MOMENT_Y= 0.00
 - REF_ORIGIN_MOMENT_Z= 0.00
- **BOUNDARY CONDITIONS**
 - MARKER_FAR= (Inlet, Outlet)
 - MARKER_SYM= (Symmetry)
 - MARKER_HEATFLUX= (Wall, 0.0)
 - MARKER_MONITORING= (Wall)
- **SOLVER SETTINGS**
 - CFL_NUMBER= 10.0
 - LINEAR_SOLVER= FGMRES
 - LINEAR_SOLVER_ERROR= 0.1
 - LINEAR_SOLVER_ITER= 5
 - ITER= 3000

Mesh and Boundary Conditions



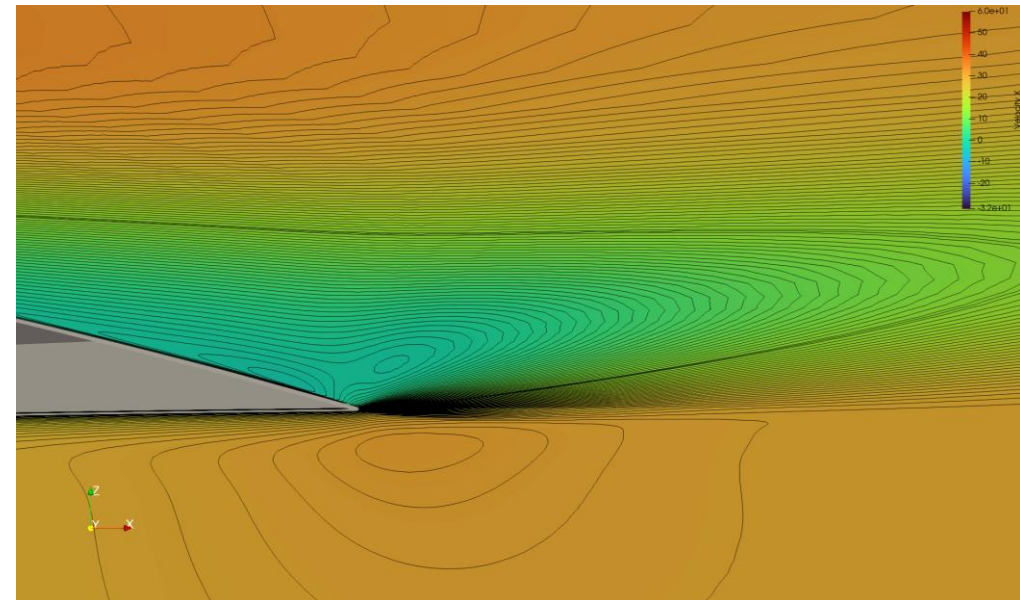
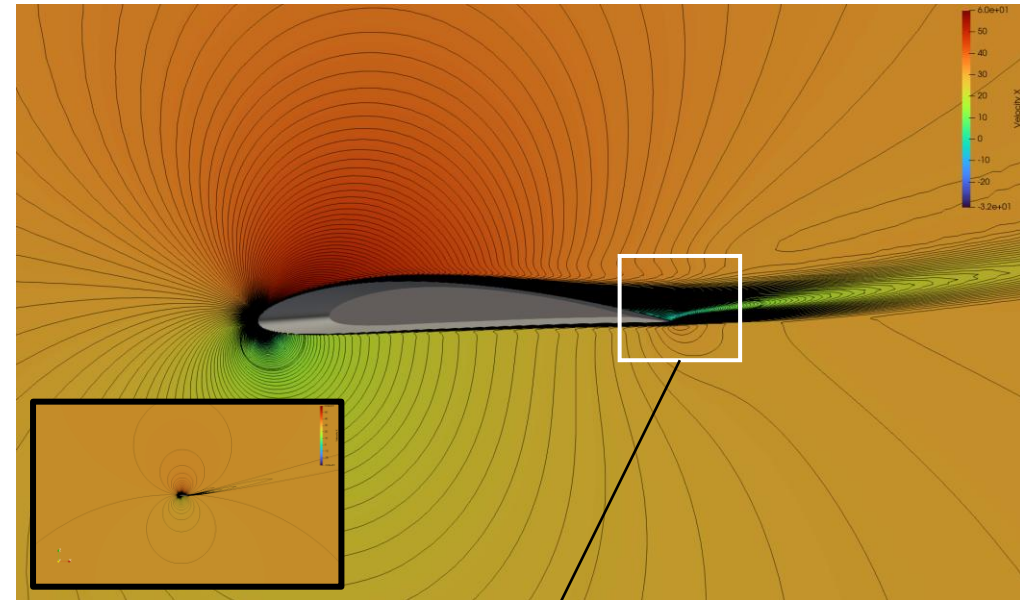
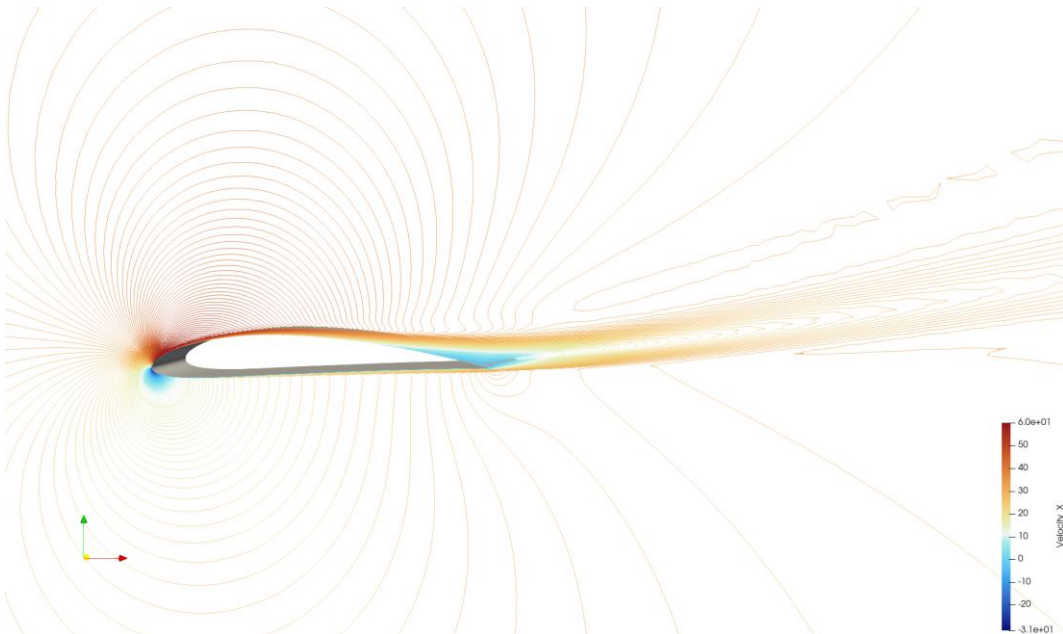
Mesh inspected in Paraview



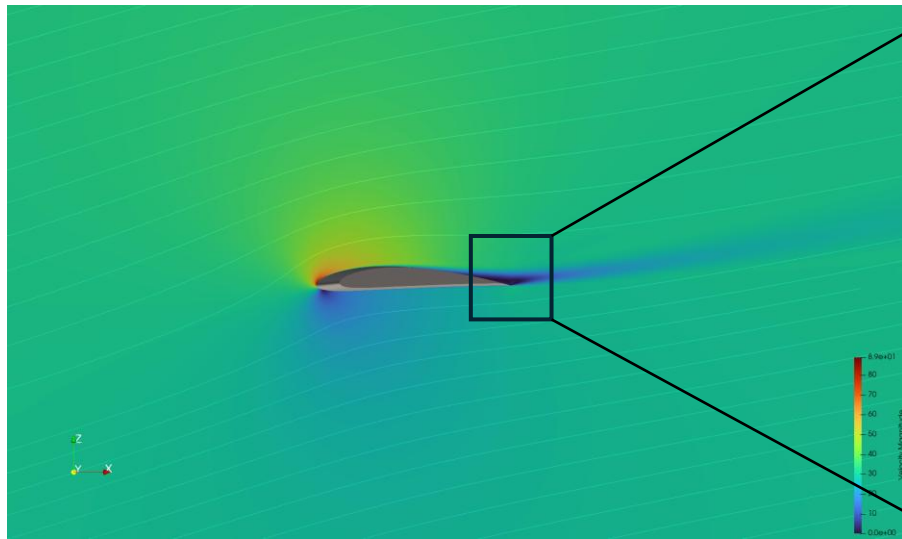
Boundary Conditions for the NACA 4412

Velocity_X Contours

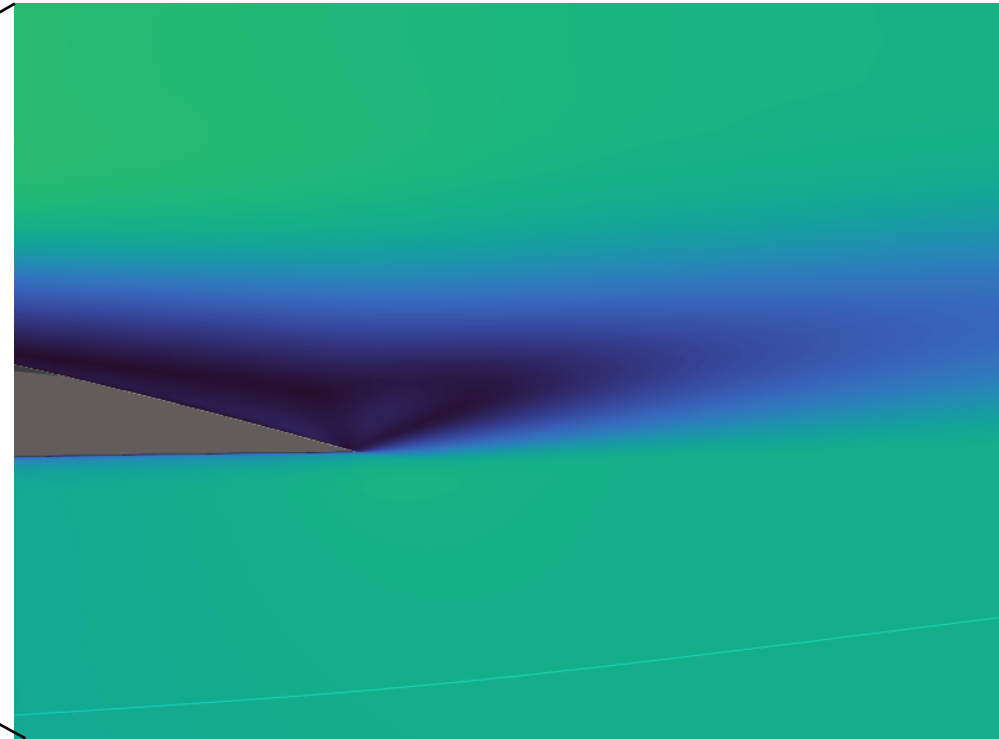
- Airfoil 상부의 속도가 증가, 하부에서 속도의 감소를 확인.
- 이를 통해 하부에서는 압력의 상승, 상부에서는 압력의 감소를 예상.
- 특히 Airfoil Leading Edge 부근에서 속도의 급격한 증가를 확인.
- Trailing Edge 에서 contour line의 밀집한 부분은 wake 영역.
- Trailing Edge 에서 날개에서 떨어져 나가는 박리현상 (separation) 발생.
- Trailing Edge 이후로 contour line의 밀집해있고 노란색, 초록색으로 표현된 영역은 wake 영역으로 유속이 감속하고 난류가 형성.
- 뒷쪽에 넓게 형성된 wake 영역으로 인한 drag 발생.



Velocity_Magnitude



Velocity magnitude and streamlines around the airfoil



Wake Region Behind the NACA 4412 Airfoil

Analysis and Conclusion

- SU2(SA 난류모델)을 활용하여 NACA 4412 airfoil을 Mach 0.09, $Re=1.52 \times 10^6$, $AoA=13.87^\circ$ 조건에서 해석하고, 속도장과 압력 분포, 후류 특성을 종합적으로 분석하였다.
- 해석 결과, airfoil 상부에서는 유속의 증가와 이로 인한 압력 감소를 확인.
- 하부는 상대적으로 높은 압력을 유지해 상·하부 압력 차가 크게 형성되며, 이는 양력의 주요 원인이 된다.
- C_p 분포에서도 실험 경향과 유사한 패턴이 확인되어, 해석 설정과 mesh 품질이 적절했음을 확인할 수 있다.
- Trailing Edge 뒤에서 속도가 급격히 감소한 저속 영역인 wake 가 좁고 길게 형성.
- 이는 항력 발생의 주요 원인.

