



# **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

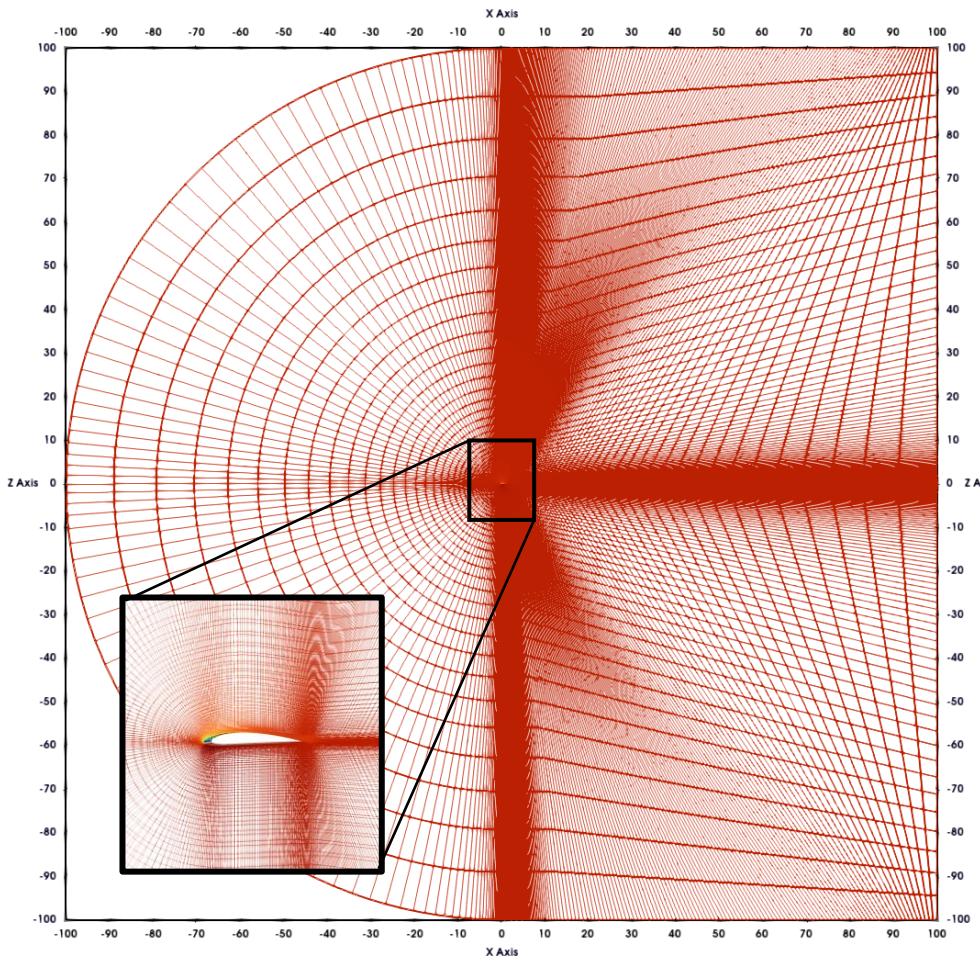
- BOUNDARY CONDITIONS

- MARKER\_FAR= ( Inlet, Outlet )
- MARKER\_SYM= ( Symmetry )
- MARKER\_HEATFLUX= ( Wall, 0.0 )
- MARKER\_MONITORING= ( Wall )

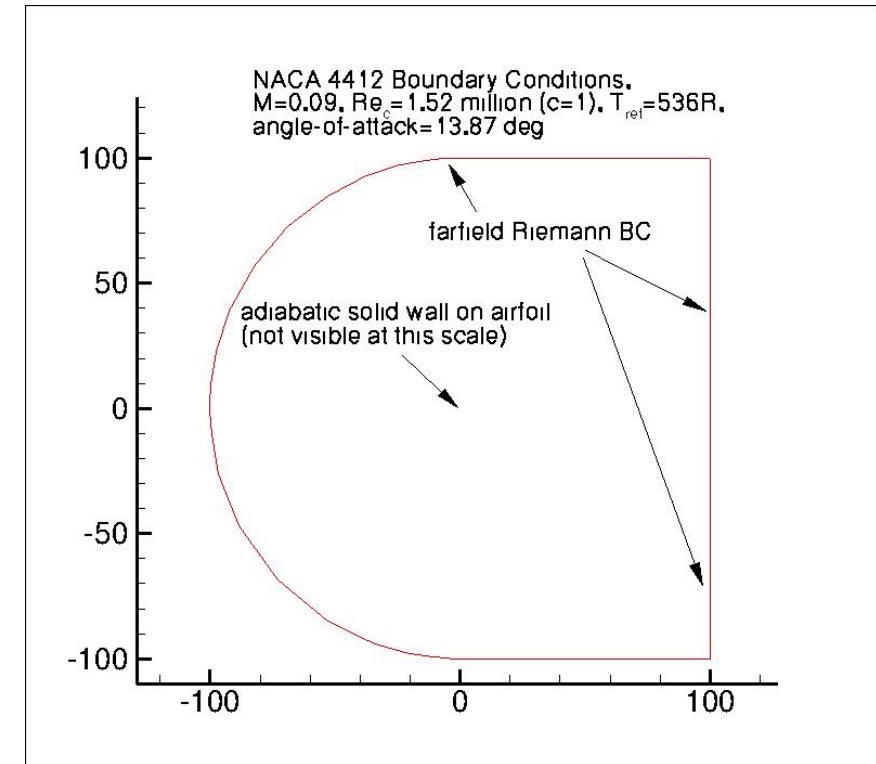
- SOLVER SETTINGS

- CFL\_NUMBER= 10.0
- LINEAR\_SOLVER= FGMRES
- LINEAR\_SOLVER\_ERROR= 0.1
- LINEAR\_SOLVER\_ITER= 5
- ITER= 3000

# Mesh and Boundary Conditions



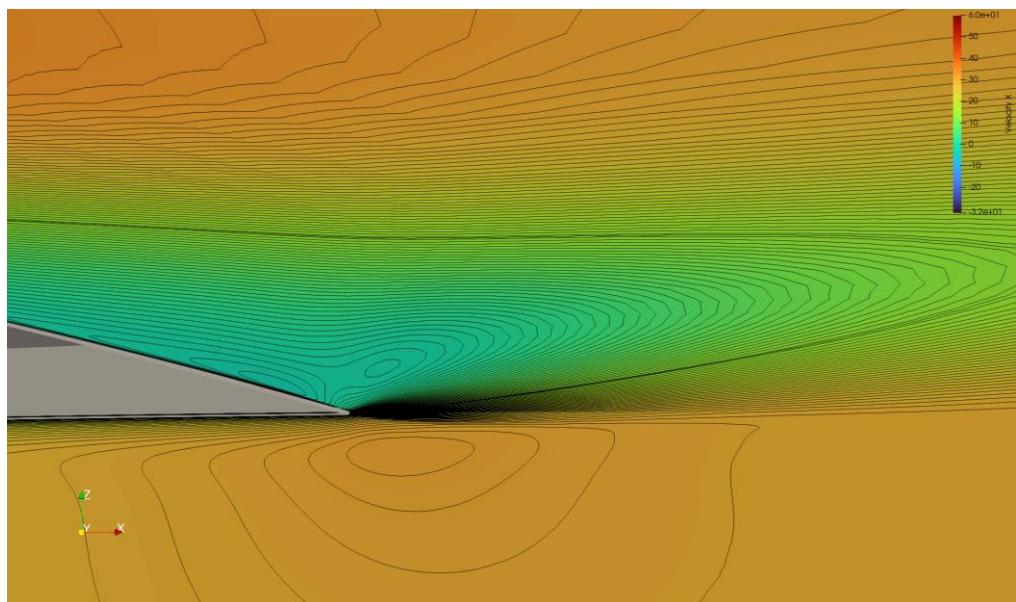
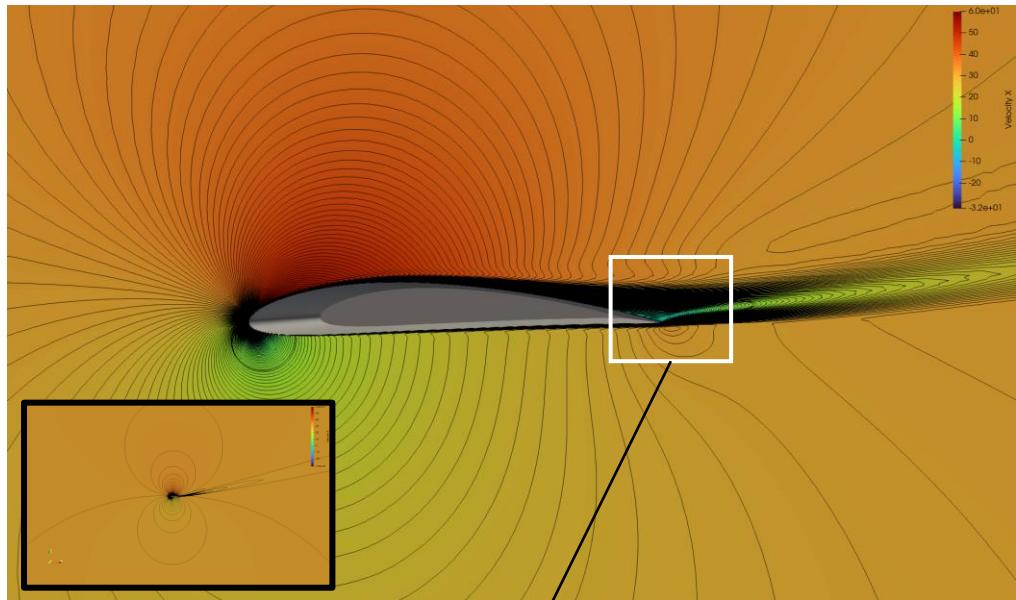
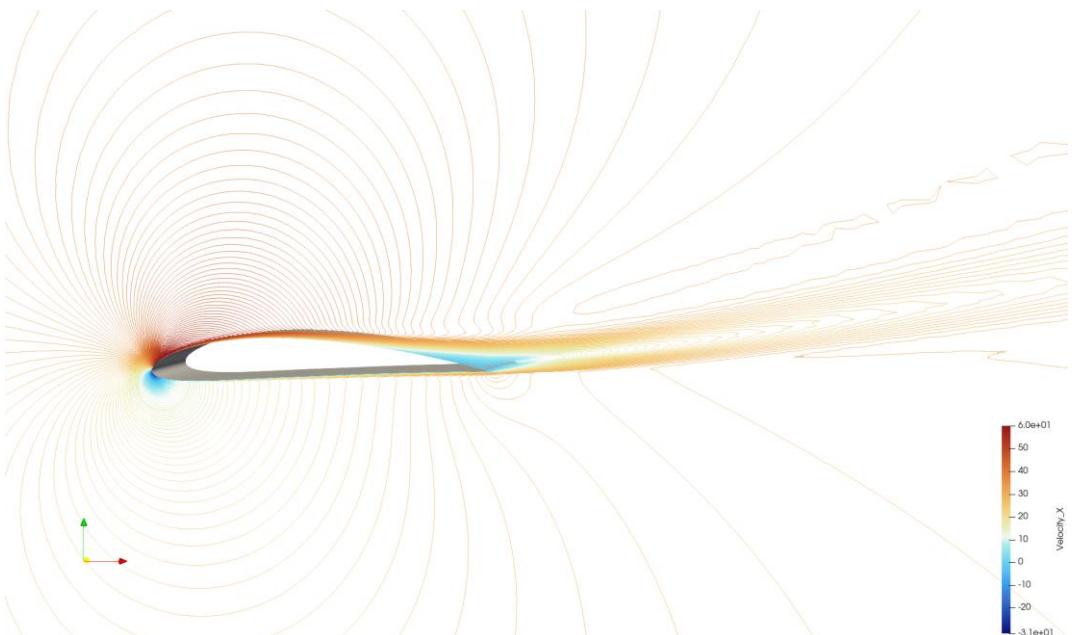
Mesh inspected in Paraview



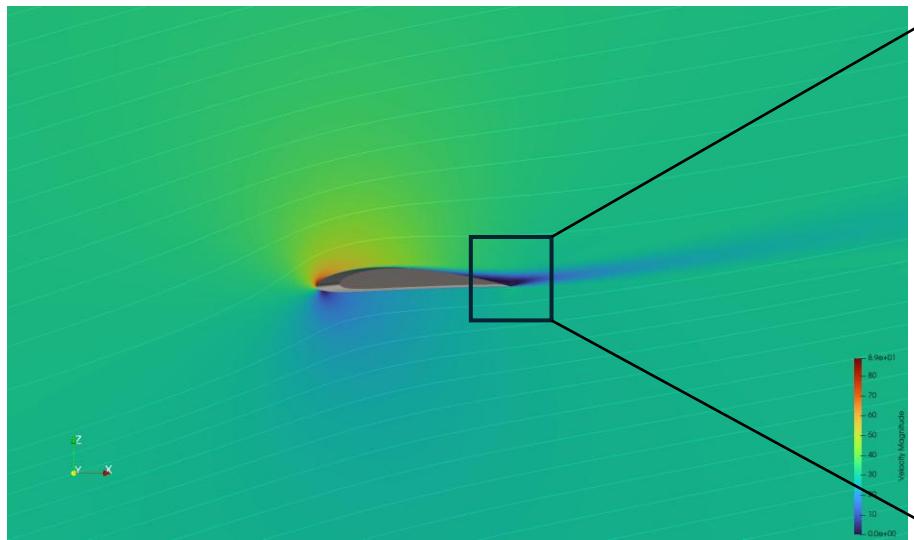
Boundary Conditions for the NACA 4412

# Velocity\_X Contours

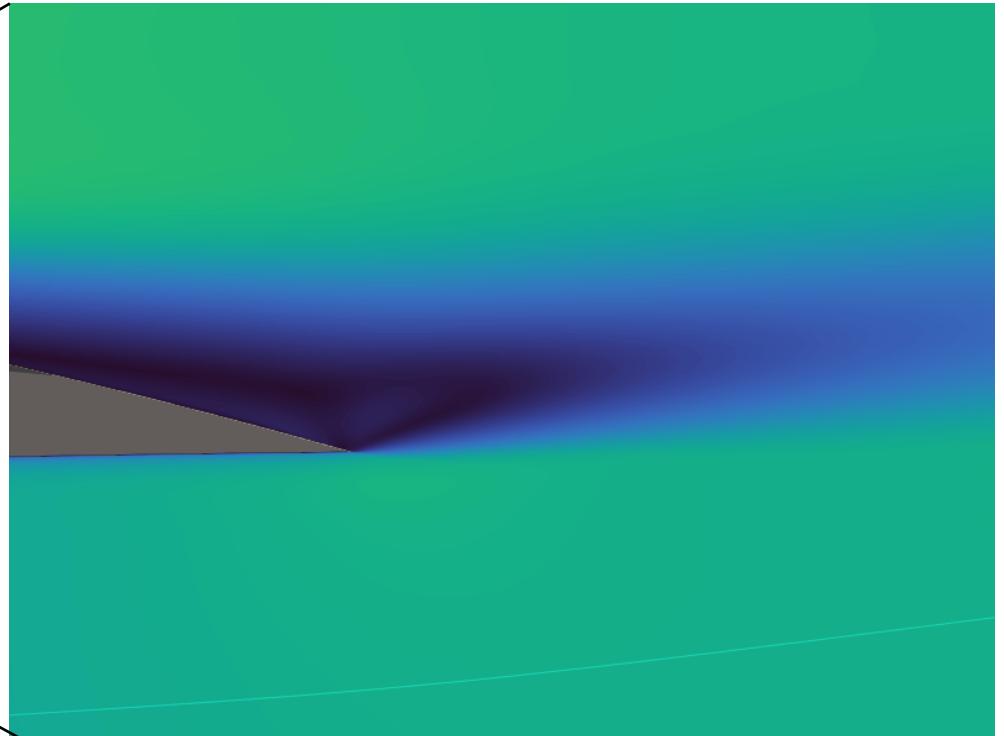
- Airfoil 상부의 속도가 증가, 하부에서 속도의 감소를 확인.
- 이를 통해 하부에서는 압력의 상승, 상부에서는 압력의 감소를 예상.
- 특히 Airfoil Leading Edge 부근에서 속도의 급격한 증가를 확인.
- Trailing Edge에서 contour line의 밀집한 부분은 wake 영역.
- Trailing Edge에서 날개에서 떨어져 나가는 박리현상 (separation) 발생.
- Trailing Edge 이후로 contour line의 밀집해있고 노란색, 초록색으로 표현된 영역은 wake 영역으로 유속이 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,  $Re=1.52\times10^6$ ,  $AoA=13.87^\circ$  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.

