

전산유체해석실습 Report#5

2021010524 서영욱

초기 조건

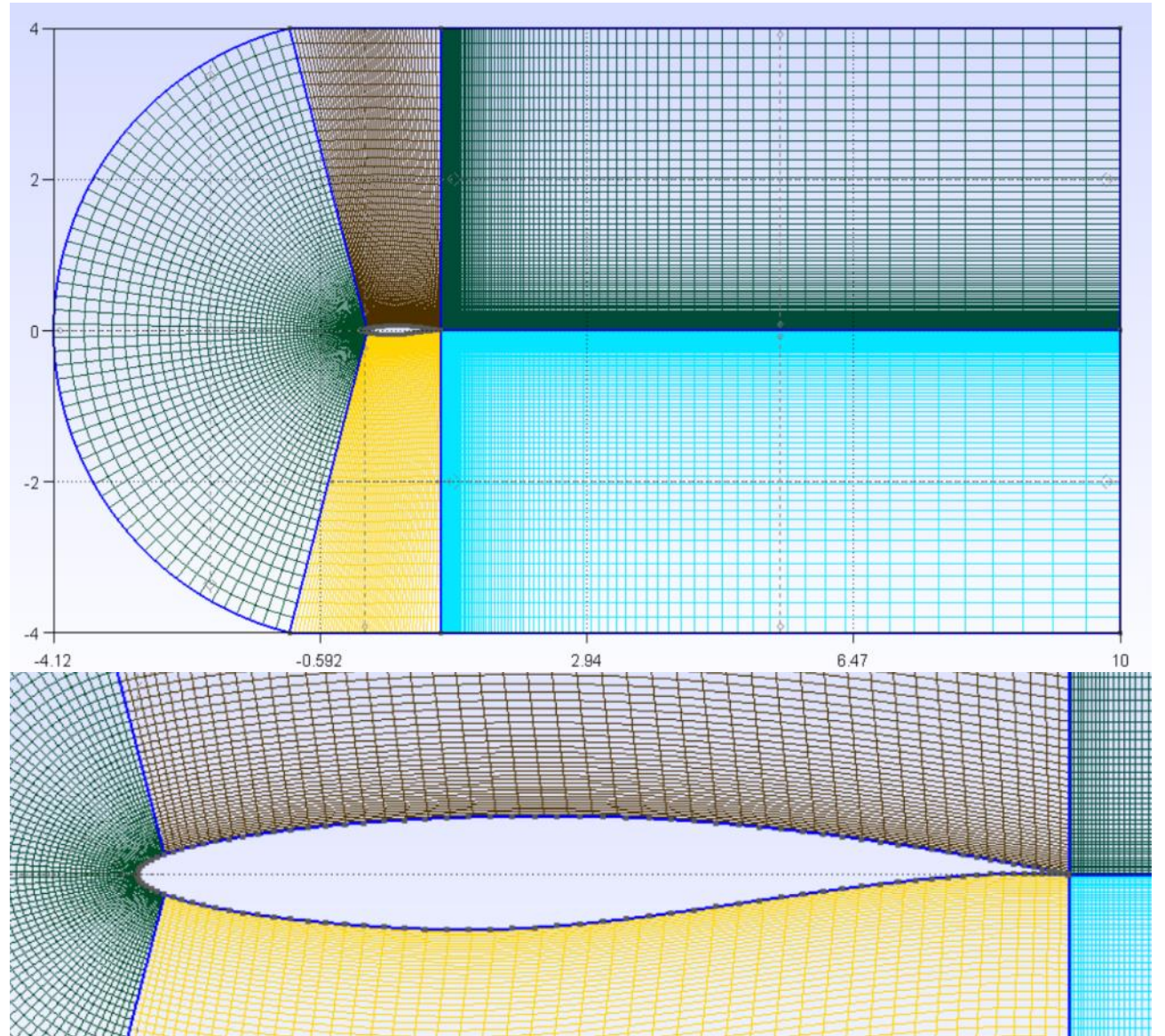
- 본 해석은 Gmsh로 생성한 RAE 2822 에어포일 격자를 이용해 SU2 RANS Solver로 아음속 ($M = 0.3$) 난류 유동을 계산하고, ParaView를 통해 압력분포 및 유선 패턴을 시각화한 것임.
- SA 난류모델을 사용하였으며, 받음각 3.06° 에서의 airfoil 주위의 유동 특성을 분석함.

```
SOLVER= RANS
%
% Specify turbulence model (NONE, SA, SA_NEG, SST)
KIND_TURB_MODEL= SA
%
% Mathematical problem (DIRECT, CONTINUOUS_ADJOINT)
MATH_PROBLEM= DIRECT
%
% Restart solution (NO, YES)
RESTART_SOL= NO

% ----- COMPRESSIBLE FREE-STREAM DEFINITION -----%
%
% Mach number (non-dimensional, based on the free-stream values)
MACH_NUMBER= 0.3
%
% Angle of attack (degrees, only for compressible flows)
AOA= 3.06
%
% Side-slip angle (degrees, only for compressible flows)
SIDESLIP_ANGLE= 0.0
%
% Init option to choose between Reynolds (default) or thermodynamics quantities
% for initializing the solution (REYNOLDS, TD_CONDITIONS)
INIT_OPTION= REYNOLDS
%
% Free-stream option to choose between density and temperature (default) for
% initializing the solution (TEMPERATURE_FS, DENSITY_FS)
FREESTREAM_OPTION= TEMPERATURE_FS
%
% Free-stream temperature (288.15 K by default)
FREESTREAM_TEMPERATURE= 288.15
%
```

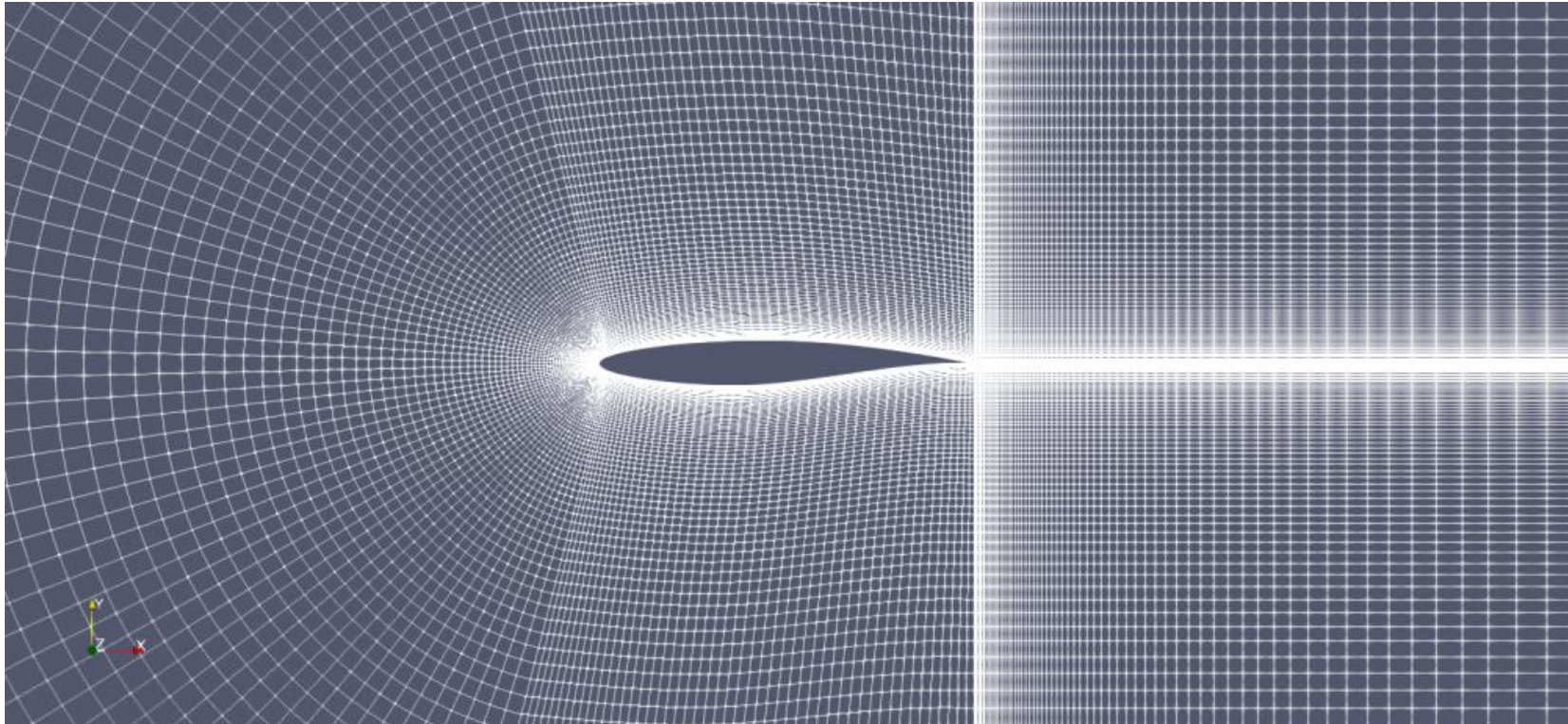
해석 과정(격자 생성)

- Gmsh 프로그램으로 다음 그림과 같이 RAE 2822 airfoil 주위에 격자를 생성함.



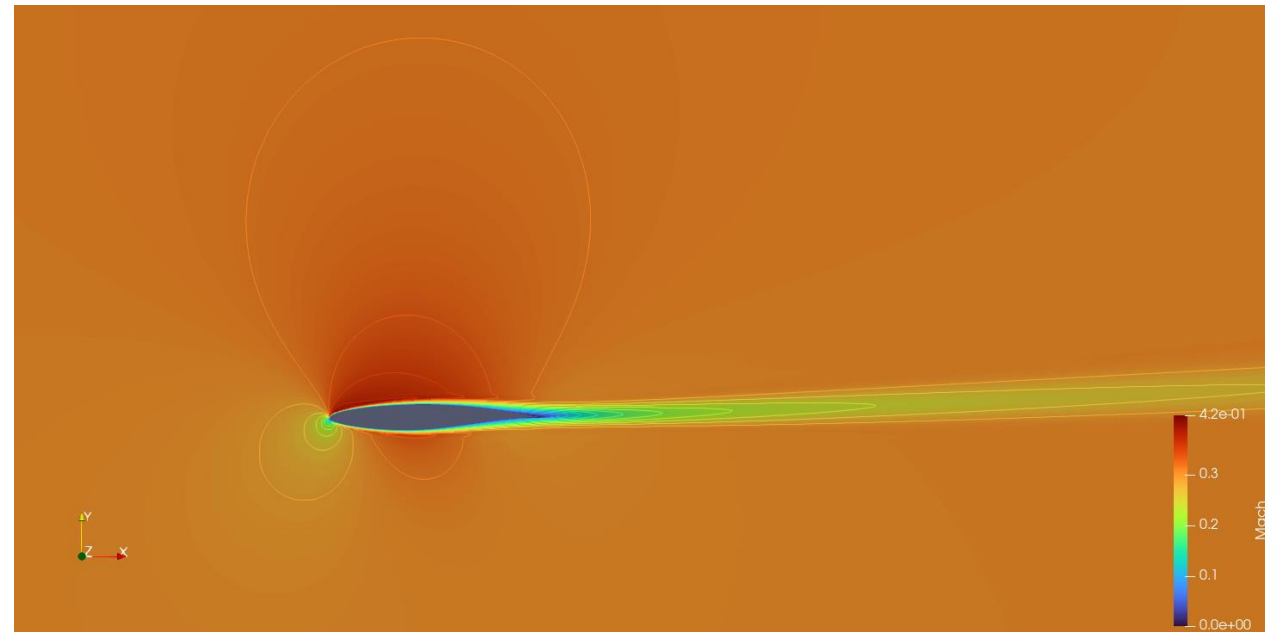
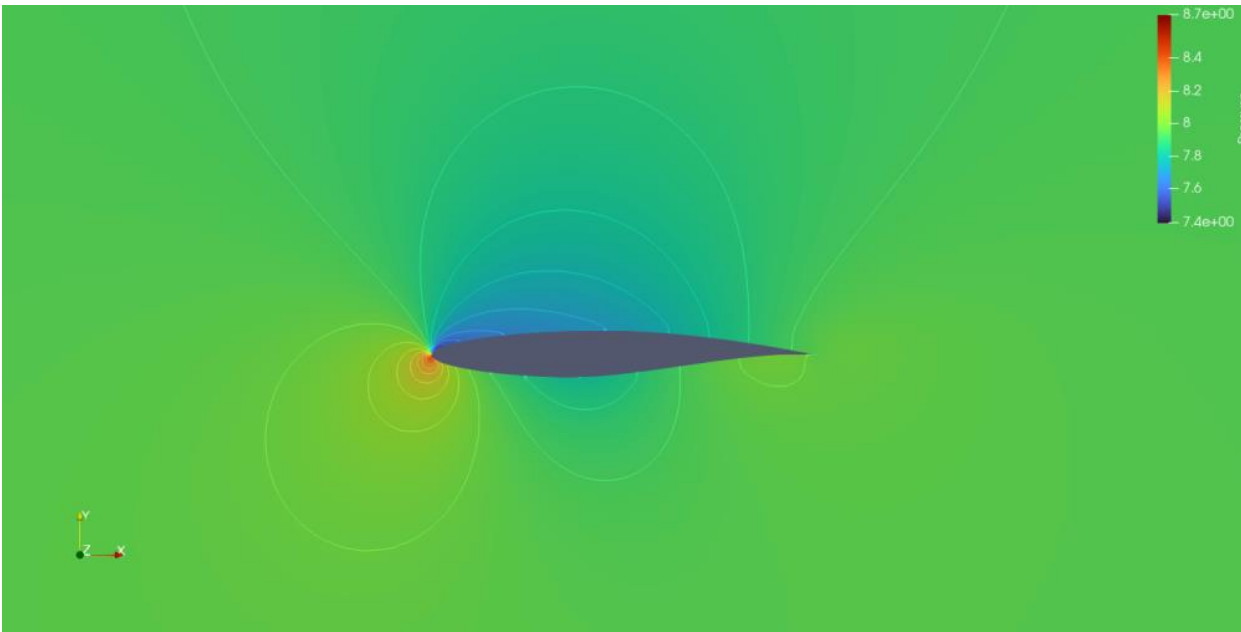
해석 결과(격자 확인)

- Gmsh로 생성한 격자를 su2파일로 export하여 su2로 해석을 진행함.
- 이때, cfg파일은 기존의 turb_ONERAM6.cfg 파일에 마하수 0.3, 코드길이 1로 수정하여 사용함.
- 해석 결과를 faraview로 시각화하면 다음 그림처럼 gmsh로 생성한 격자와 동일함을 알 수 있음.



해석 결과(격자 확인)

- 압력분포와 mach 분포를 보면 다음 그림과 같음.
- $M=0.3$ (아음속) 이므로 충격파는 발생하지 않음.
- 앞전의 정체점에서 압력이 최대가 되고, 윗면으로 흐르며 가속(Mach가 0.3 -> 약0.4대까지 상승)되면서 압력이 낮아짐 -> 양력의 주원인.

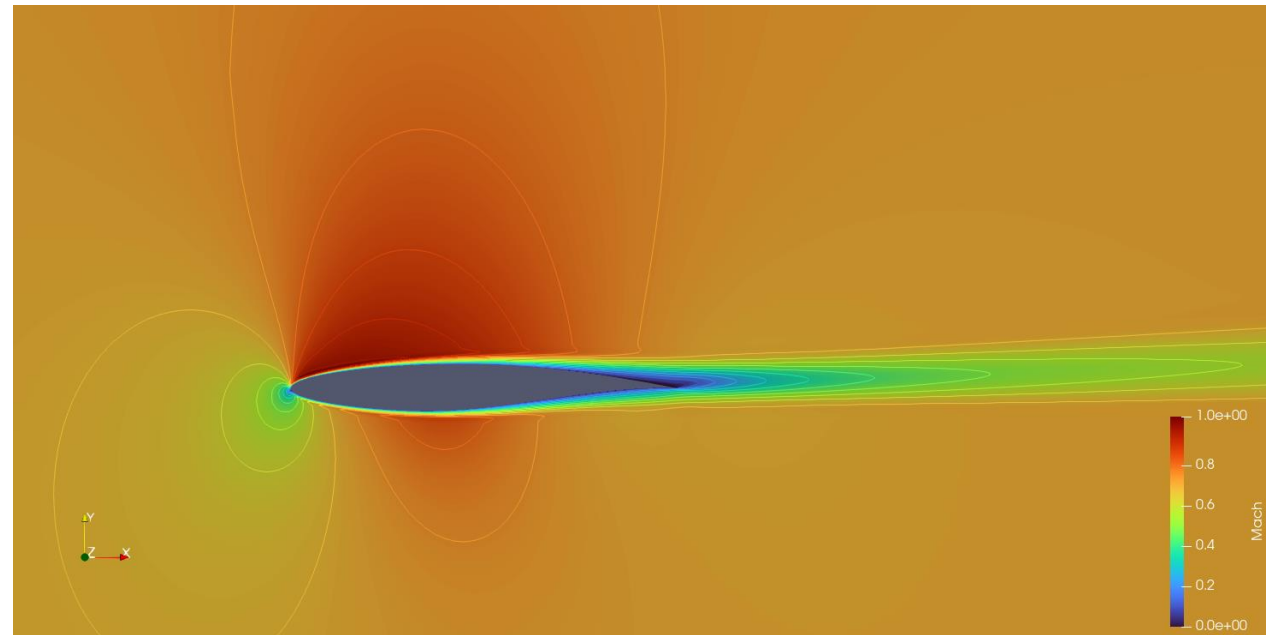
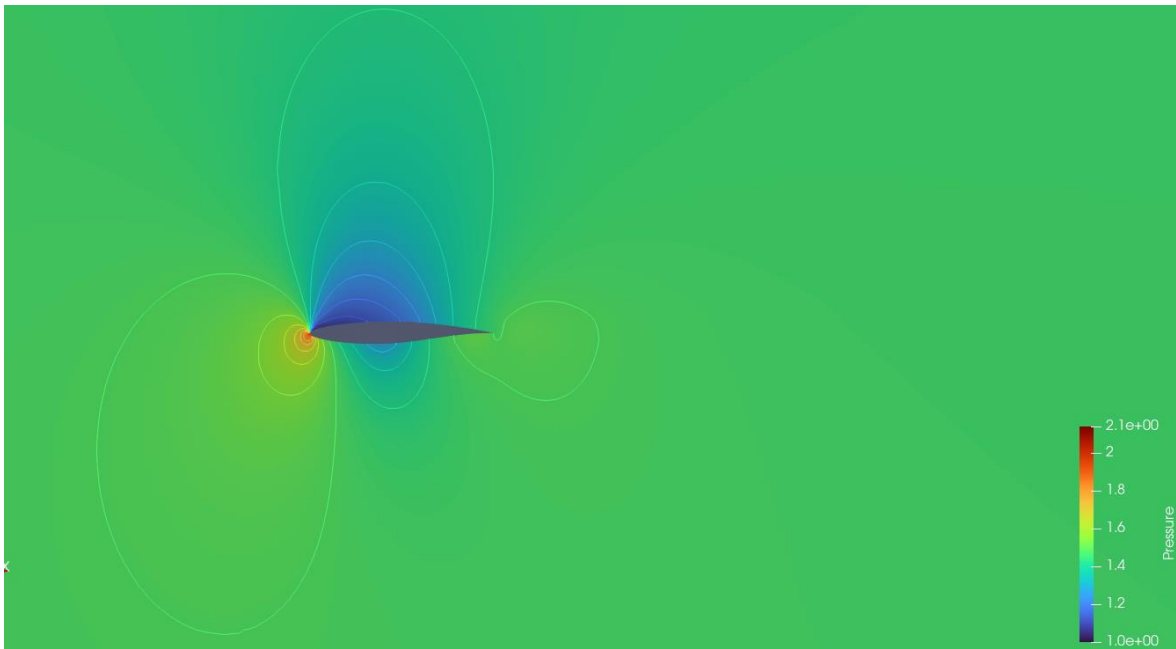


추가 해석(RAE 2822 airfoil)

- RAE 2822 에어포일은 트랜스소닉 영역에서 발생하는 충격파와 경계층 상호작용 현상을 분석하기 위해 설계된 비대칭 중간두께형 에어포일로, Mach 0.73~0.8, 받음각 3° 부근에서 초음속 버블과 파형항력이 발생하는 것이 특징임.
- 따라서 RAE 2822 에어포일의 특징인 초음속 버블과 파형항력을 관찰하기 위해 동일조건 하에 마하수를 0.7 0.75 0.8로 점점 증가시키며 그 현상을 관찰할 것임.

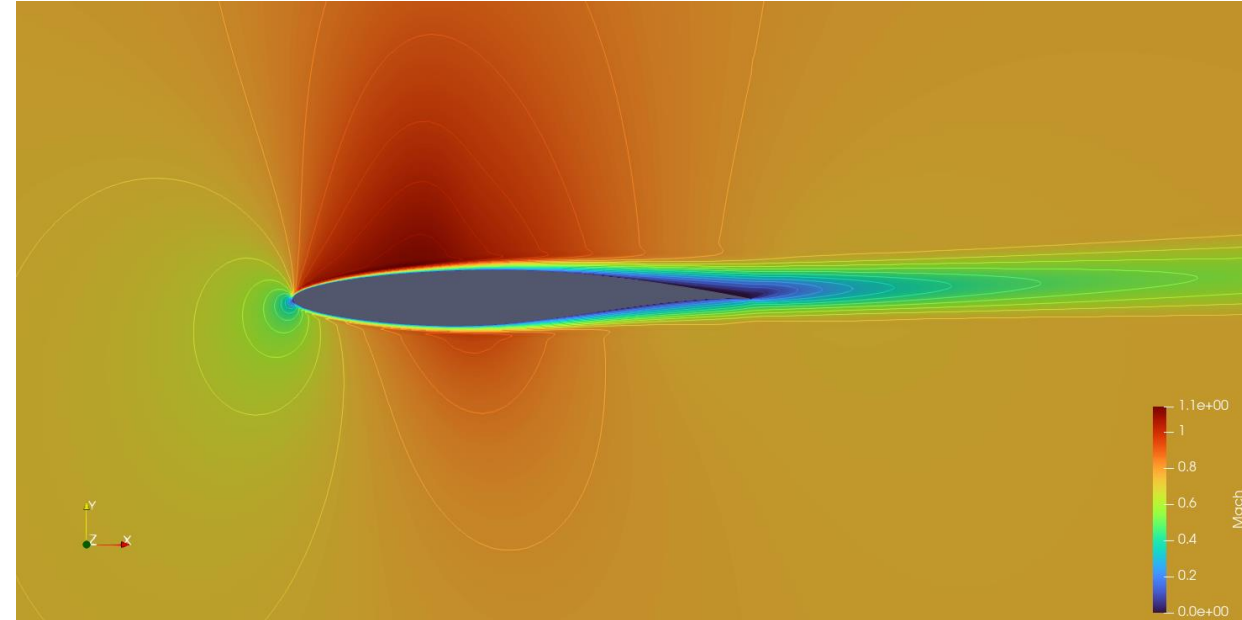
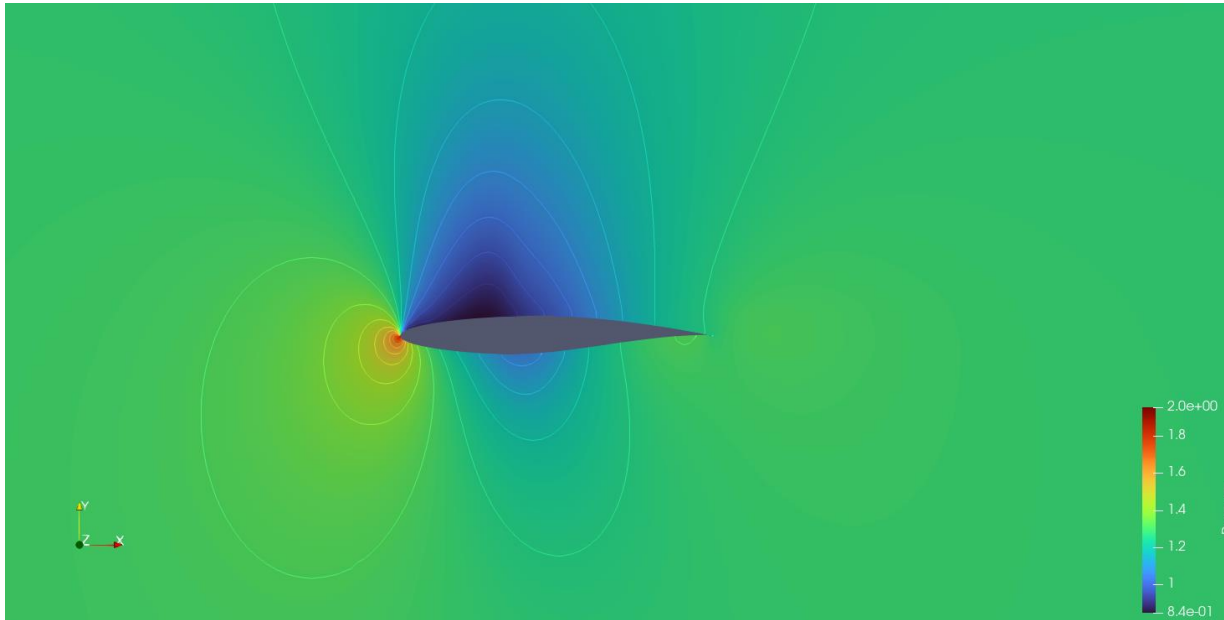
해석 결과(mach = 0.7 : 아음속 끝지점)

- 아래 첫번째 그림을 보면 압력분포는 부드럽고, 상면 압력 강하 이후 완만한 회복을 보임.
- 두번째 그림에서는 Mach 수 분포가 1 이하이며 초음속 영역 없음.



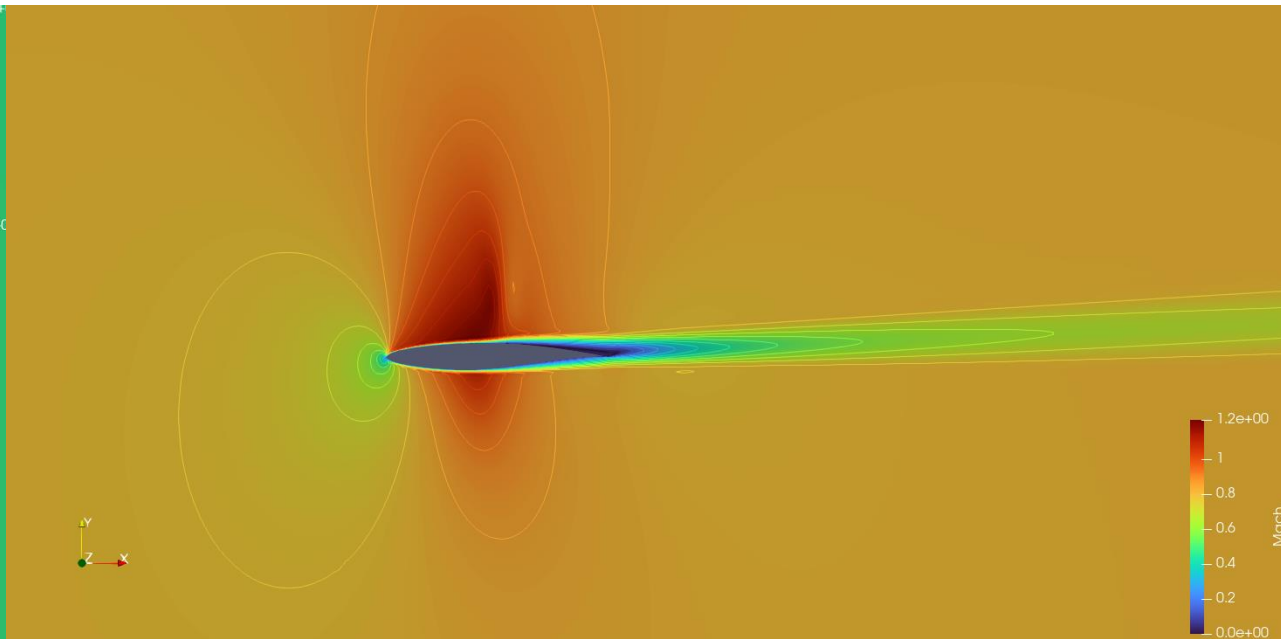
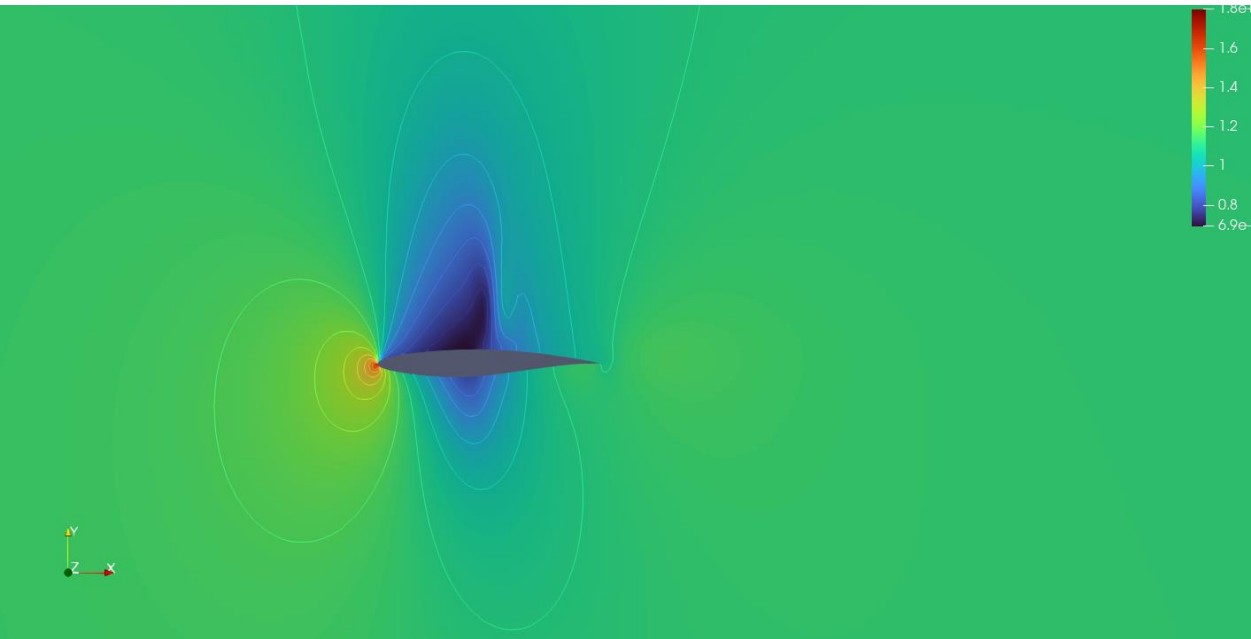
해석 결과(mach = 0.75 : 트랜스소닉 시작)

- 첫번째 그림에서는 윗면 중간($x/c \approx 0.4$ 부근) 압력 급강하 후 급격한 상승 구간이 발생함.
- 두번째 그림에서는 윗면에 초음속 영역 형성 후 약한 충격파가 형성됨.



해석 결과(mach = 0.8 : 트랜스소닉 발달)

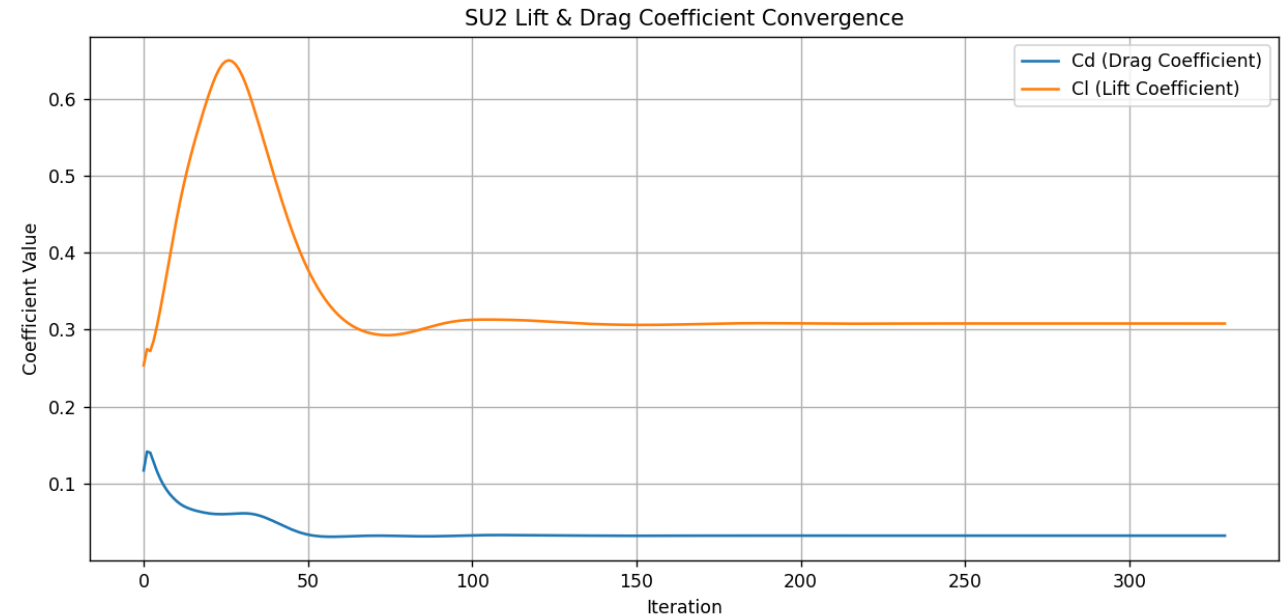
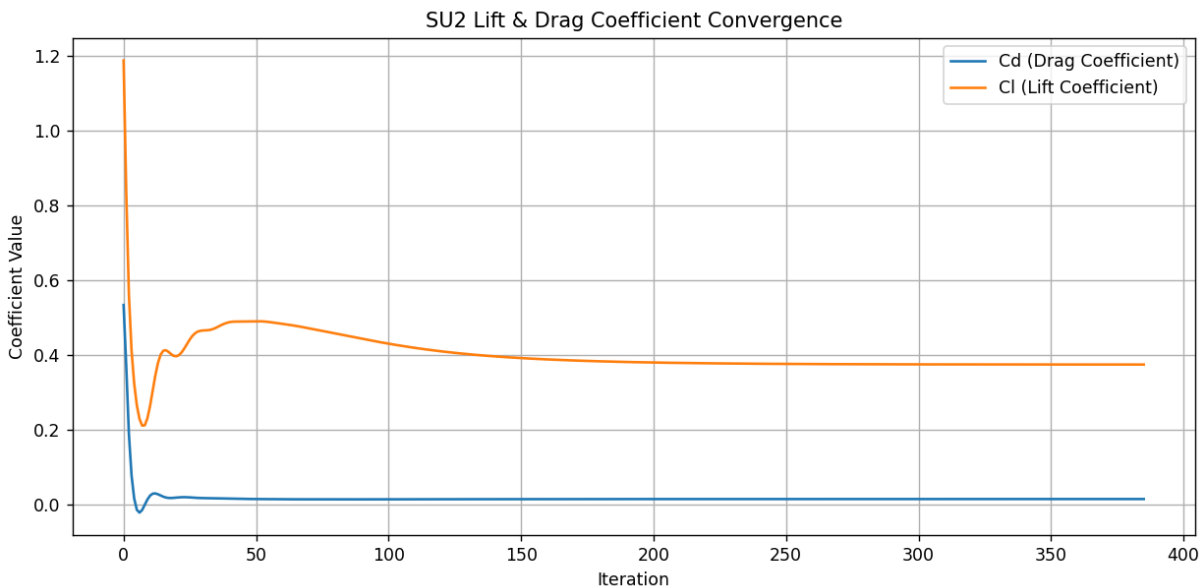
- 첫번째 그림에서는 압력 불연속이 뚜렷하며 윗면 후반부에서 급격한 압력 회복이 발생함.
- 두번째 그림에서는 윗면 초음속 버블이 확대되며 충격 강도도 증가함. (명확한 충격파 형성 확인)



해석 결과(파형항력 관찰)

- 왼쪽 그래프는 mach = 0.3에서의 반복(iteration)에 따른 CL, CD값 수렴을 그래프로 나타낸 것이며, 오른쪽 그래프는 mach = 0.8의 경우를 나타냄.
- Mach 0.3의 경우 최종 수렴값이 약 $CL = 0.37$, $Cd = 0.015$ 로 양항비(C/D)는 약 24.6이고 Mach 0.8의 경우 $CL = 0.31$, $CD = 0.032$ 로 양항비는 약 9.5임.
- 파형항력(Wave Drag)은 압축성 효과로 인한 압력 충격파에 의해 발생하며, Mach 0.3 대비 두배 넘는 항력 증가를 보임. 이로 인해 양항비는 절반이상의 수준으로 감소함.

Figure 1



해석 결론

본 실습을 통해 격자 생성방법 및 RAE 2822 에어포일의 Mach 수 변화에 따른 트랜스소닉 유동 특성과 파형항력 발생 메커니즘을 확인함.

감사합니다.