


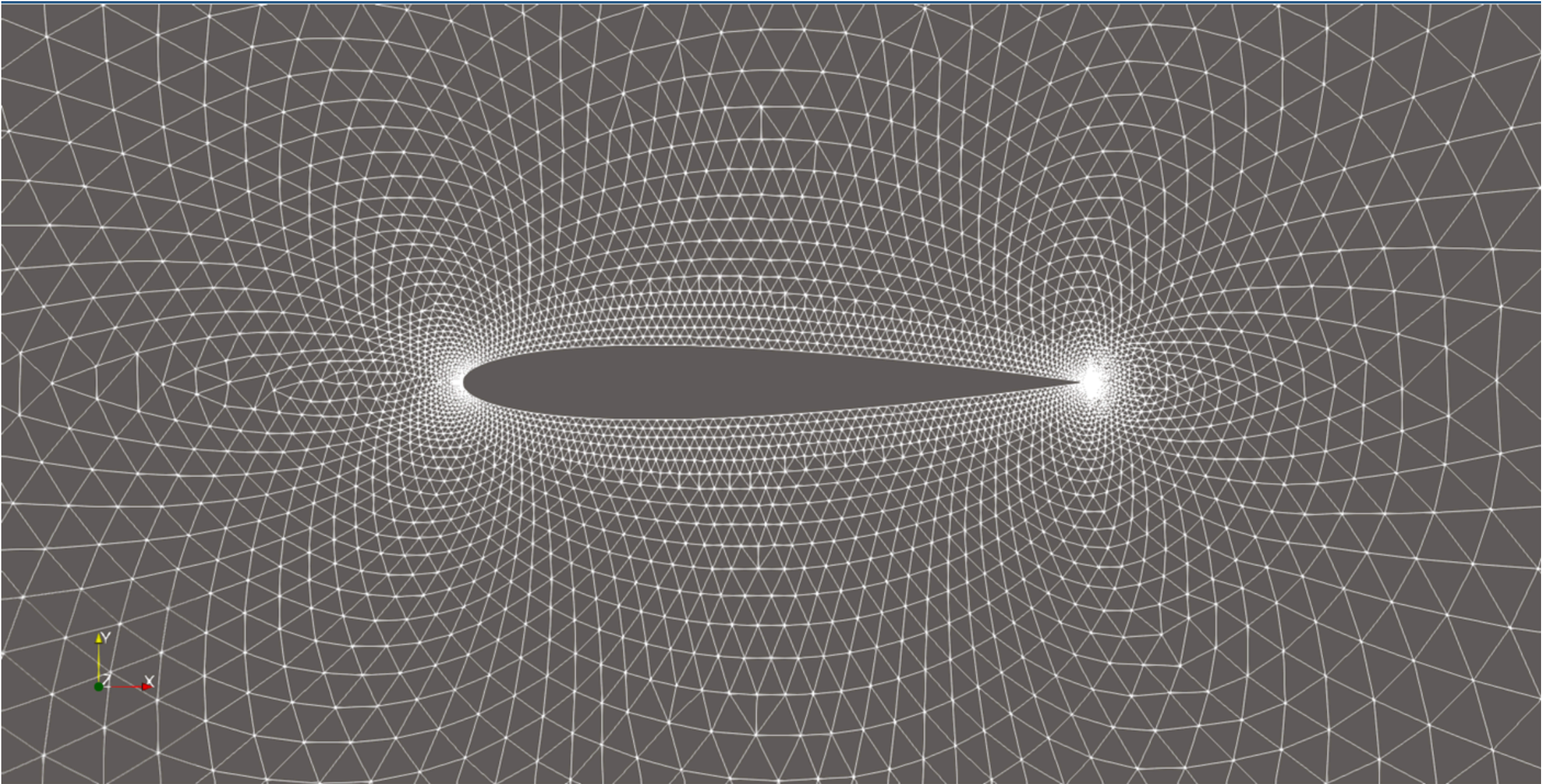


항공기계공학과 2022010491 오서준

전산유체해석실습 2주차 보고서

실습 준비 및 NACA0012 격자

 inv_NACA0012.cfg	2025-09-17 오후 5:40	Configuration 원...	8KB
 SU2_CFD.exe	2025-09-01 오전 11:12	응용 프로그램	23,940KB
 mesh_NACA0012_inv.su2	2025-07-29 오후 8:22	SU2 파일	474KB



MESH

실습예제1

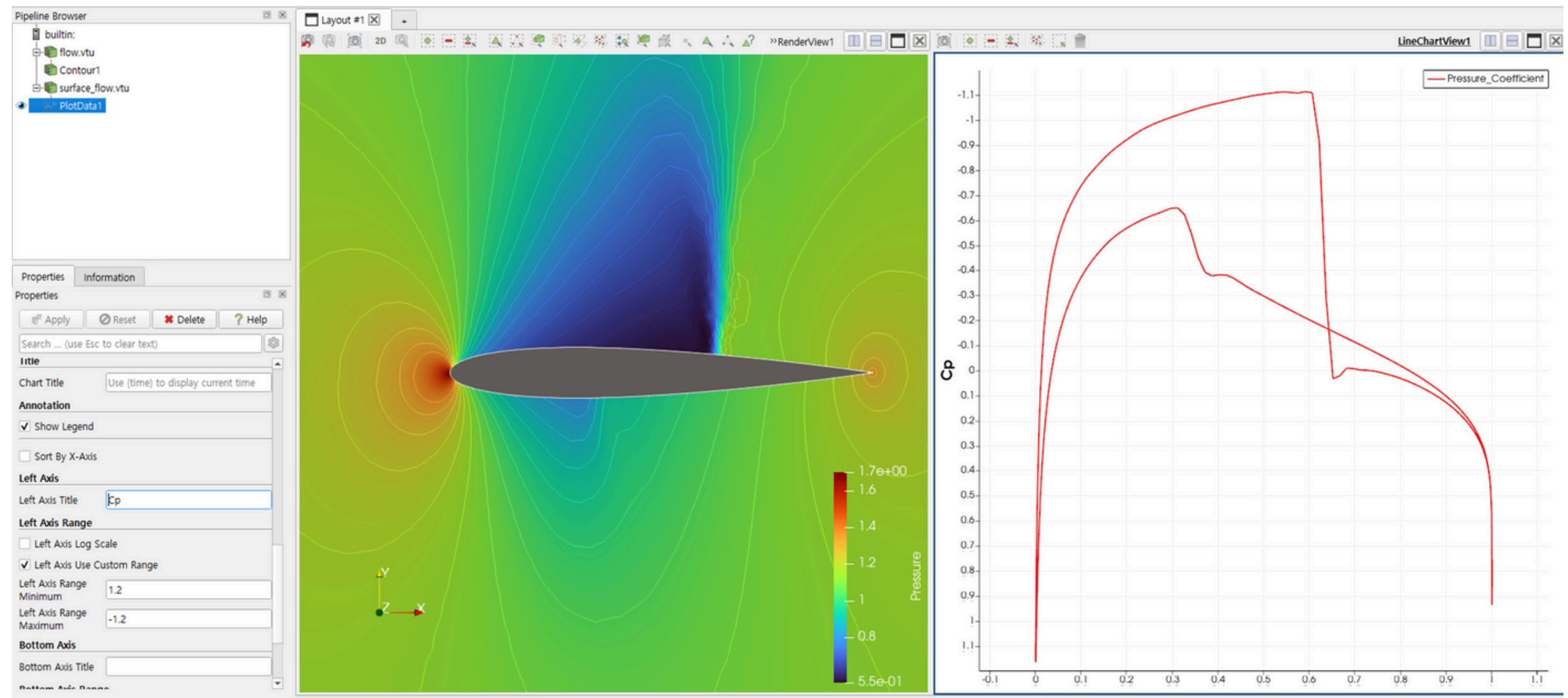
조건 및 해석결과

Problem Setup

This problem will solve the Euler equations on the NACA 0012 airfoil at an angle of attack of 1.25 degrees, using air with the following freestream conditions:

- Pressure = 101325 Pa
- Temperature = 273.15 K
- Mach number = 0.8

The aim is to find the flow solution and the adjoint solution with respect to an objective function defined as the drag on the airfoil.



PRESSURE | Cp

실습예제 1 해석결과

- 압력 분포: 압력 분포 컨투어와 C_p 그래프를 보면, 에어포일윗면의 압력이 아랫면보다 현저히 낮은 것을 확인할 수 있습니다.
- 충격파 발생: C_p 그래프에서 에어포일 윗면(아래쪽 선)의 압력 계수가 급격하게 변하는 지점이 관찰됩니다. 이는 에어포일 윗면에서 공기 흐름이 국부적으로 초음속에 도달했다가 다시 아음속으로 감속하면서 충격파가 발생했음을 의미합니다. 압력 컨투어에서도 이 위치에서 뚜렷한 압력 불연속면을 확인할 수 있습니다.

실습예제2

조건

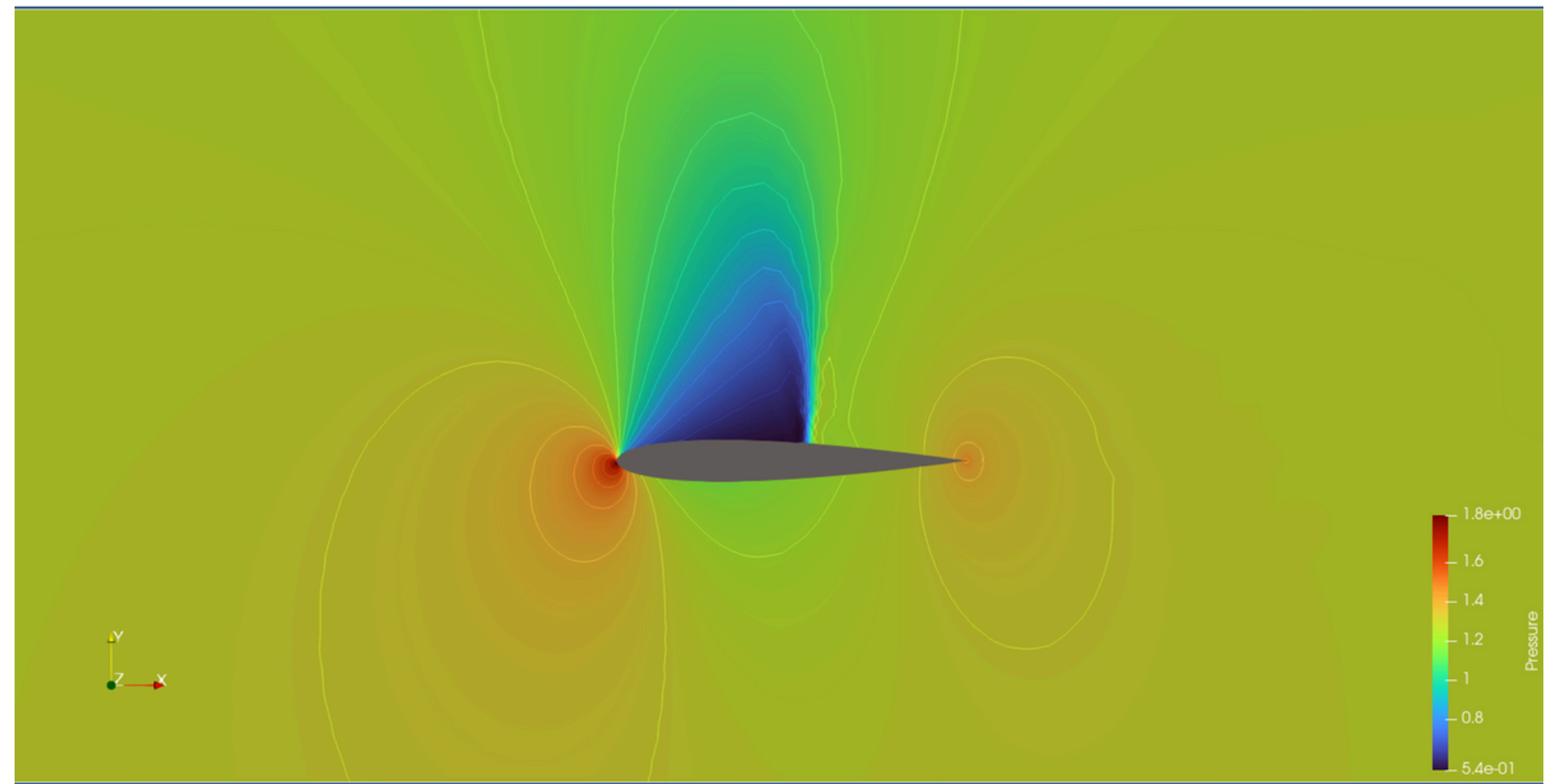
MACH_NUMBER 0.8 → 0.75
A O A 1.25deg → 3.25deg

```
% ----- COMPRESSIBLE FREE-STREAM DEFINITION -----%  
%  
% Mach number (non-dimensional, based on the free-stream values)  
MACH_NUMBER= 0.75  
%  
% Angle of attack (degrees)  
AOA= 3.25  
%  
% Side-slip angle (degrees)  
SIDESLIP_ANGLE= 0.0  
%  
% Free-stream pressure (101325.0 N/m^2 by default, only for Euler equations)  
FREESTREAM_PRESSURE= 101325.0  
%  
% Free-stream temperature (288.15 K by default)  
FREESTREAM_TEMPERATURE= 273.15
```

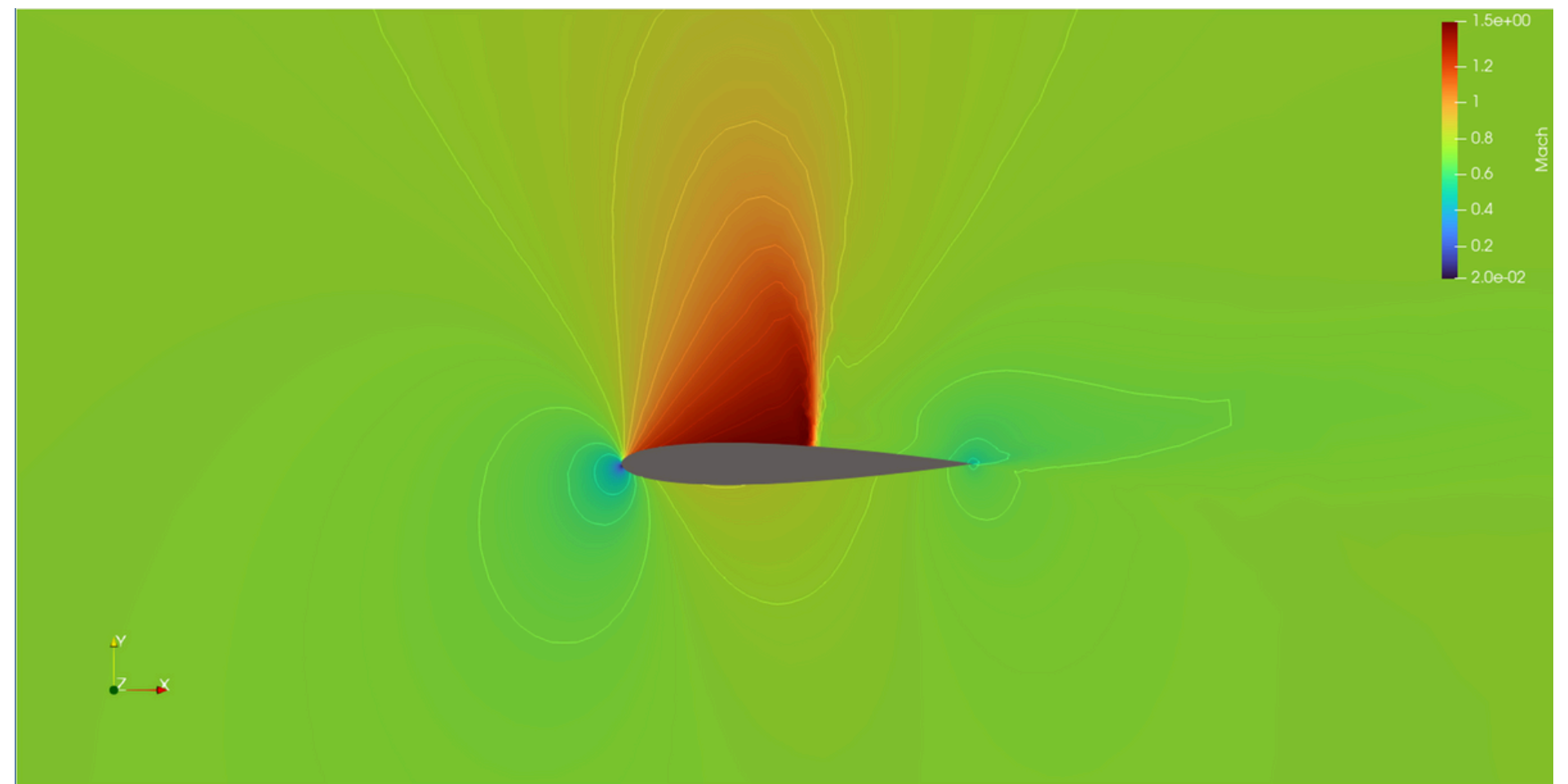
실습예제2

압력 및 마하수

Pressure

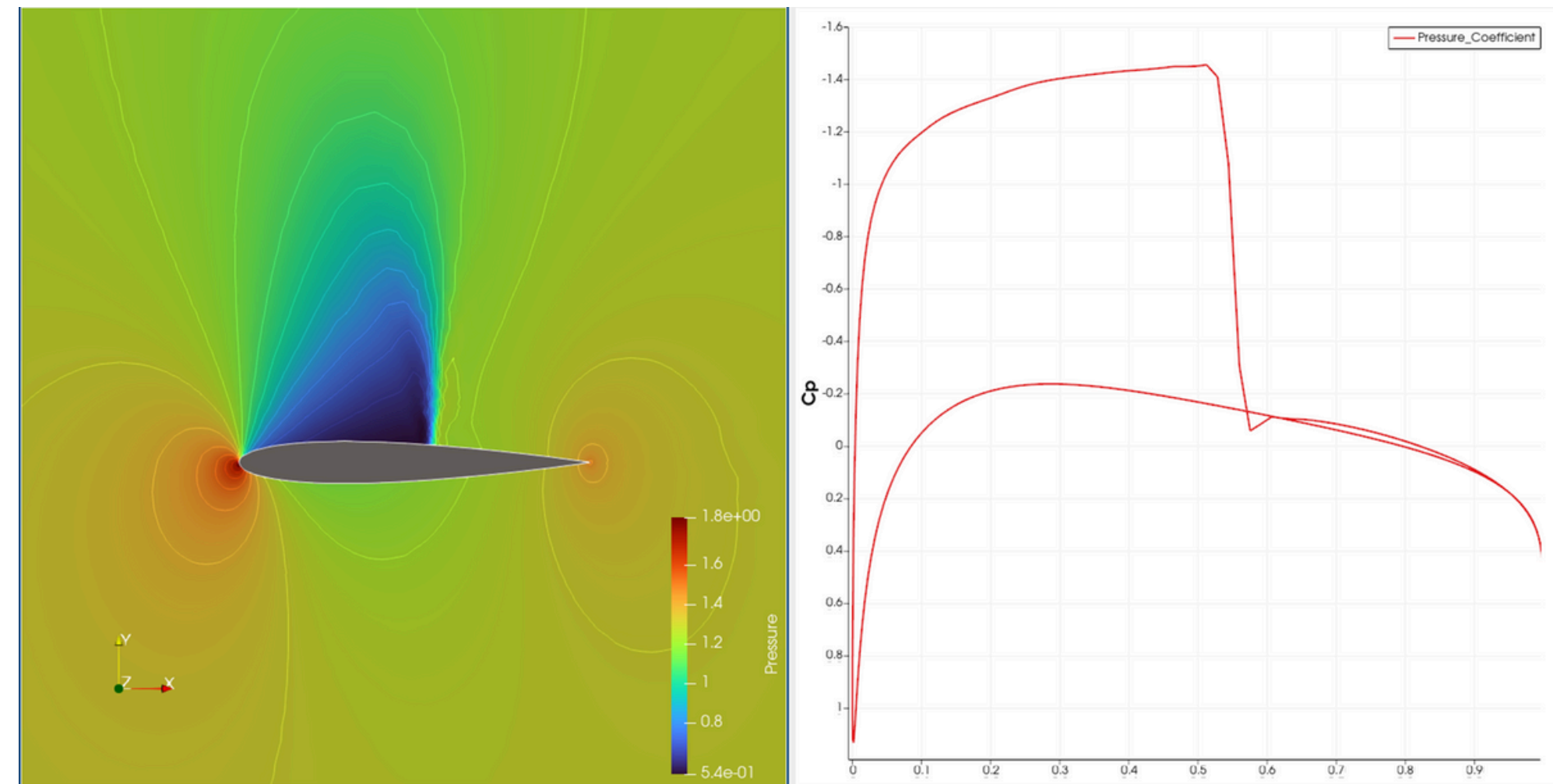
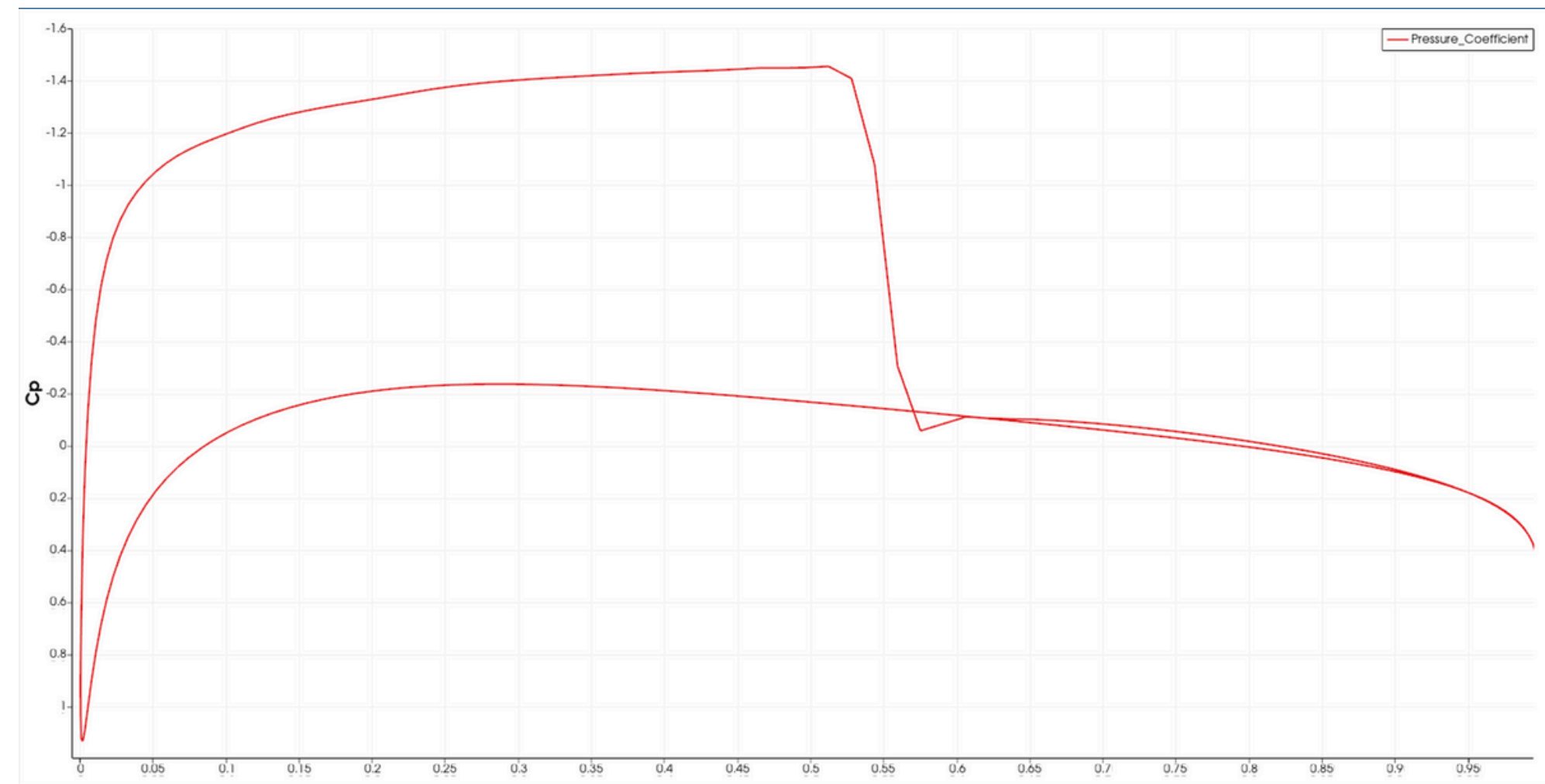


Mach number



실습예제2

Coefficient of pressure for the NACA0012



실습예제 2 해석결과

- 유동 특성 변화: 받음각이 증가함에 따라 에어포일 윗면과 아랫면의 압력 차이가 더 커진 것을 C_p 그래프에서 확인할 수 있습니다. 두 곡선 사이의 면적이 넓어진 것은 양력 계수가 증가했음을 의미합니다.
- 충격파 위치 및 강도 변화: 받음각이 커지면서 윗면의 충격파 위치가 에어포일의 뒷전 쪽으로 이동했으며, C_p 그래프의 압력 회복 구간이 더 가파르게 나타납니다. 이는 충격파의 강도가 더 강해졌음을 시사합니다. 마하수 분포 컨투어에서도 에어포일 윗면의 초음속 유동 영역이 더 넓고 뚜렷하게 나타나는 것을 볼 수 있습니다.



감사합니다

Thank you