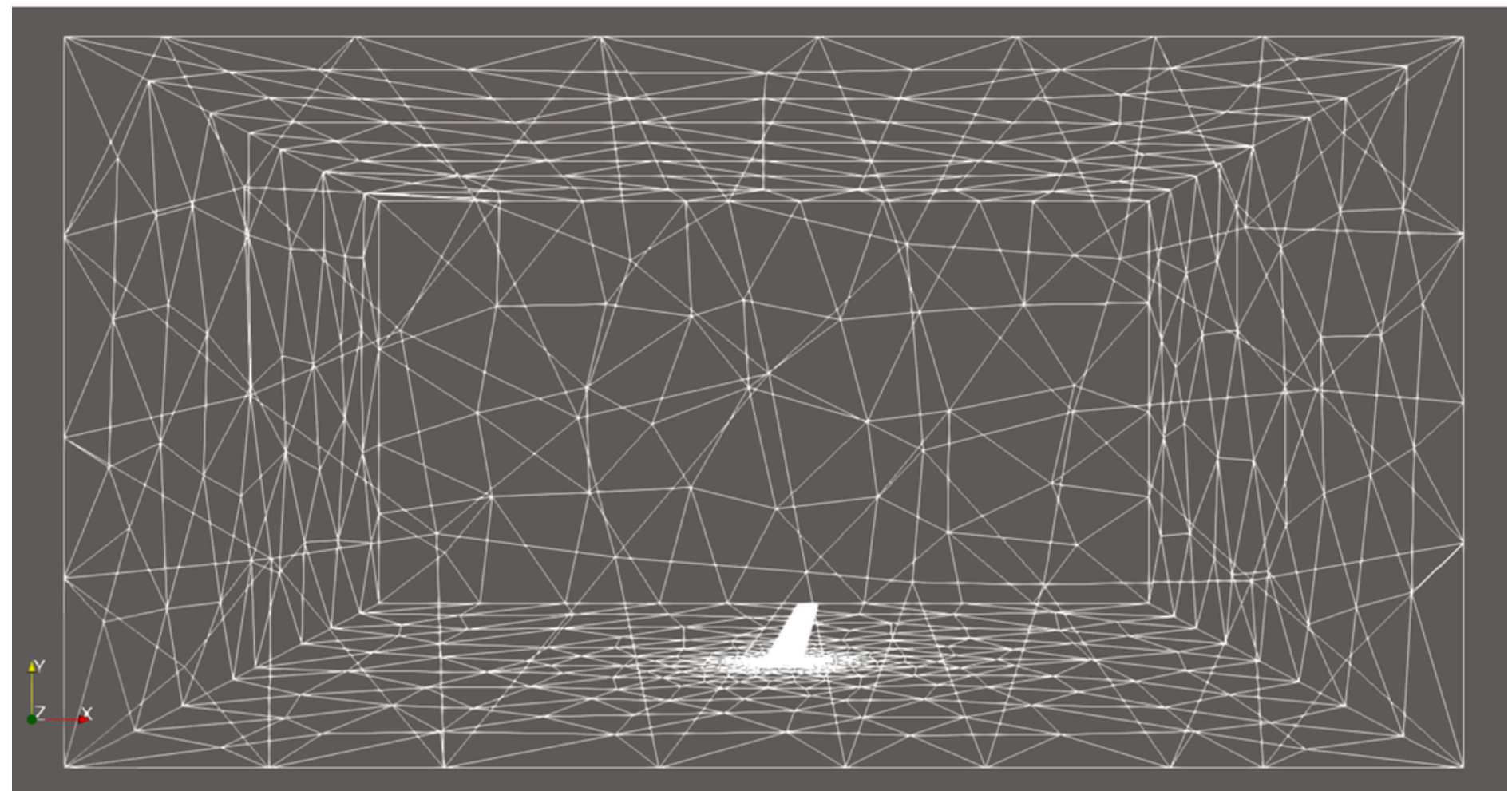
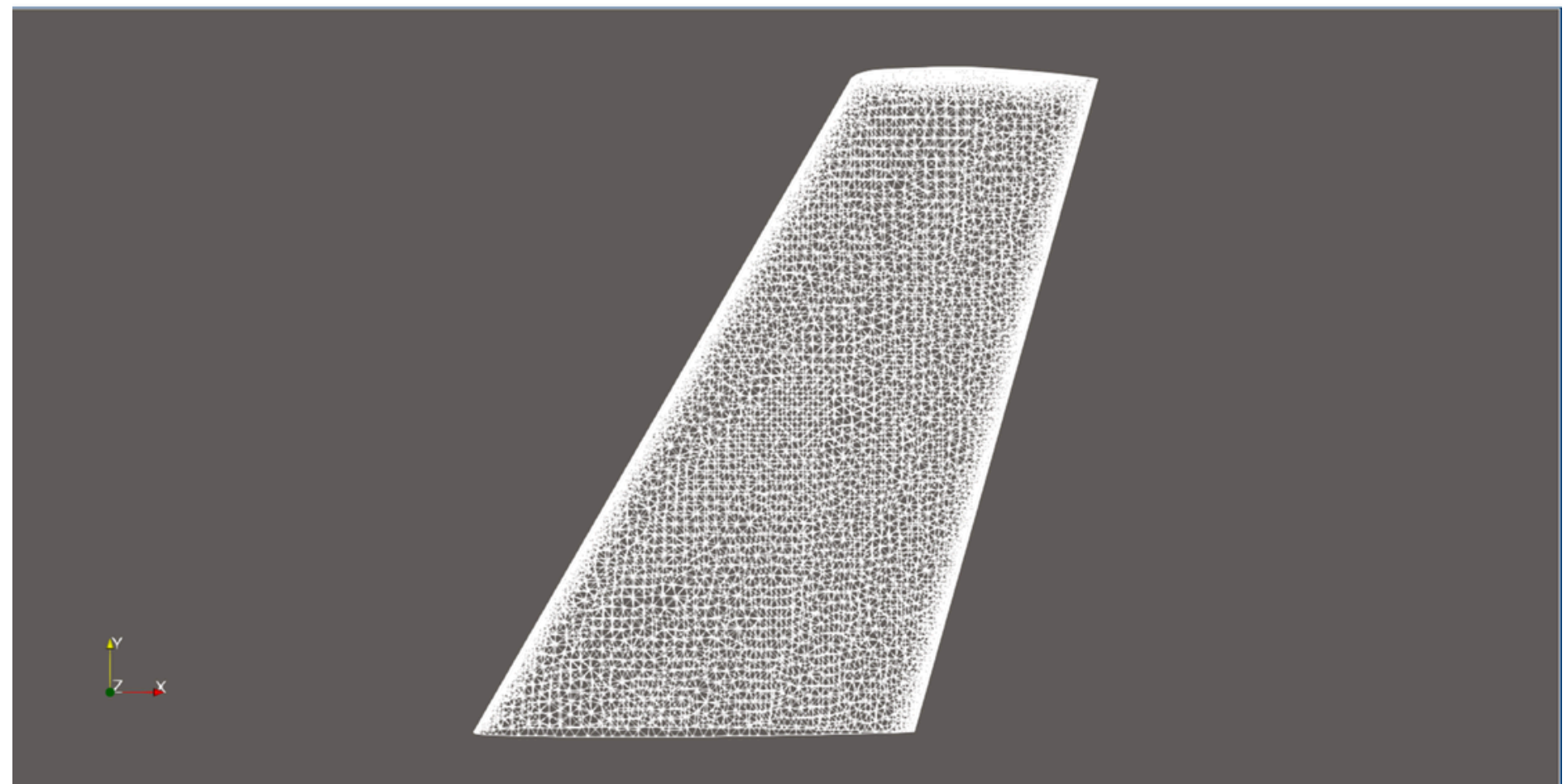


항공기계공학과 2022010491 오서준

전산유체해석실습 3주차 보고서

Inviscid ONERA M6 격자



MESH

해석 조건 및 예상

```
% ----- COMPRESSIBLE FREE-STREAM DEFINITION -----%  
%  
% Mach number (non-dimensional, based on the free-stream values)  
MACH_NUMBER= 0.88  
%  
% Angle of attack (degrees)  
AOA= 0.2  
%  
% 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= 288.15
```

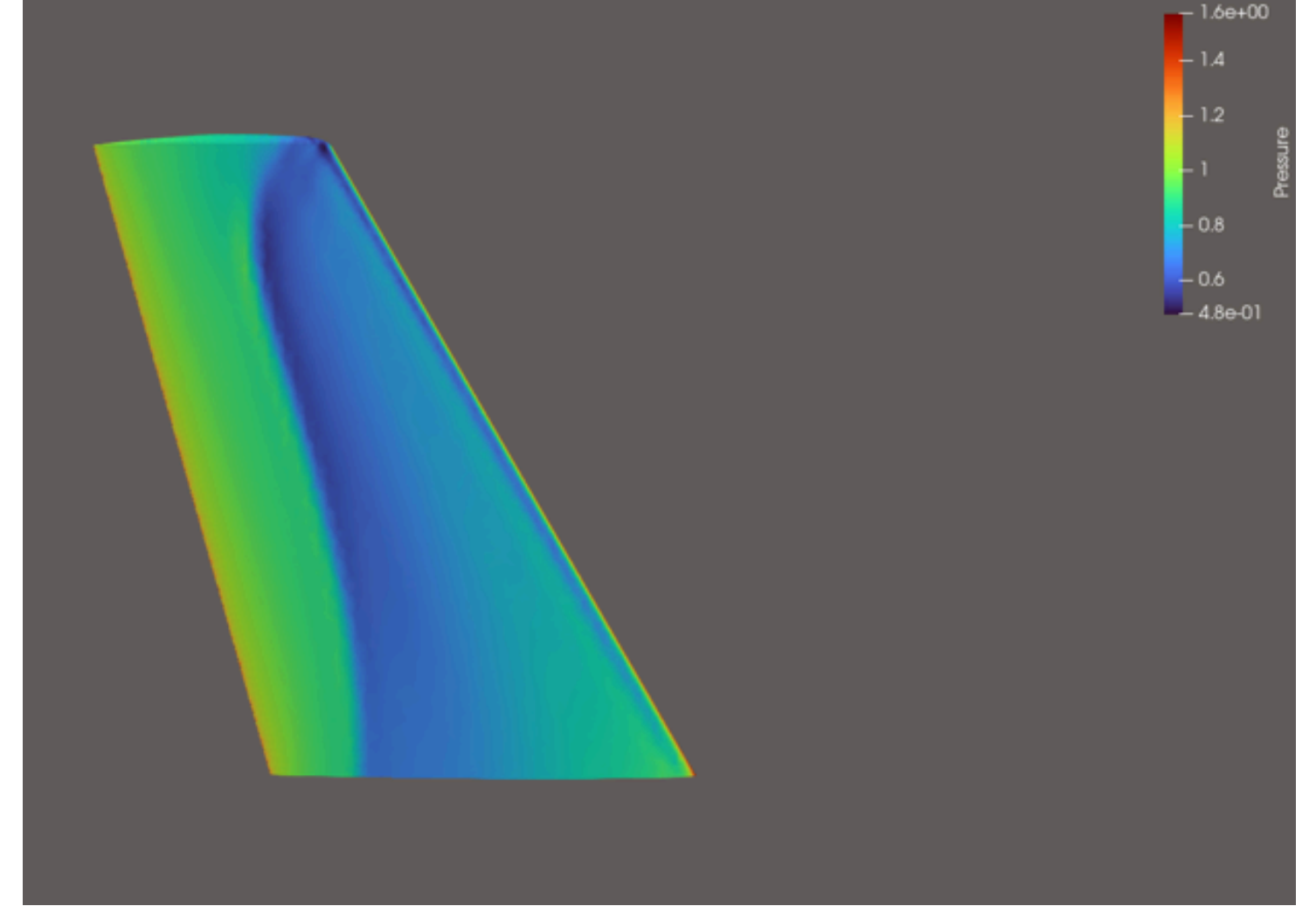
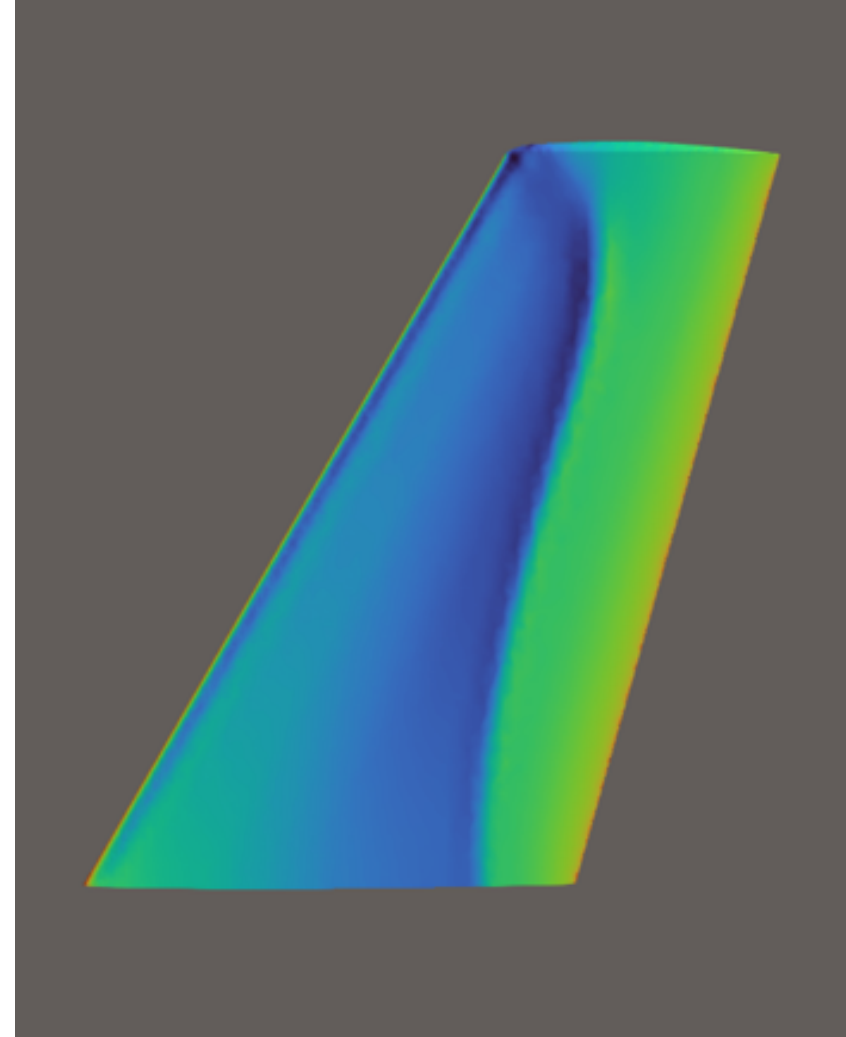
MACH_NUMBER 0.8395 → 0.88

AOA 3.06 deg → 0.2 deg

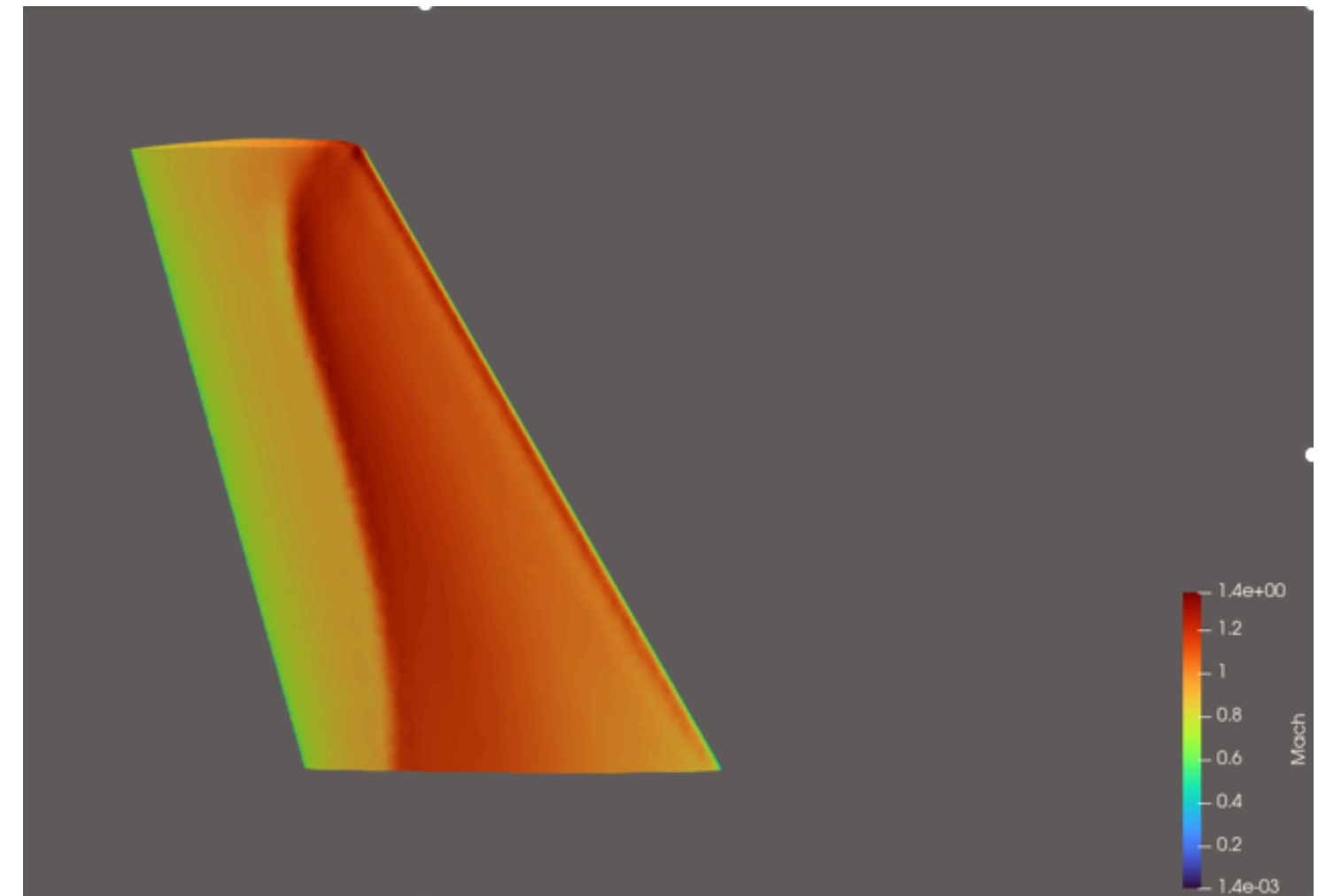
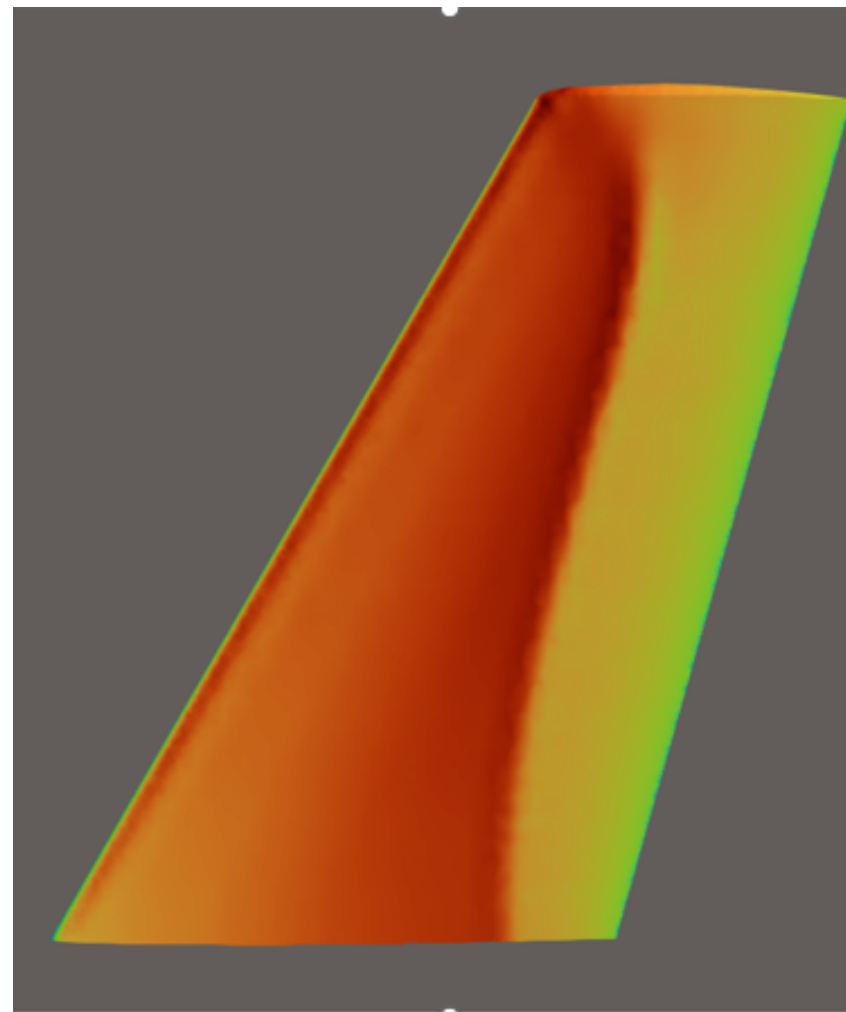
- 충격파 위치: 날개 뒤쪽(후방)으로 이동
- 충격파 강도: 약해짐
- 양력 (CL): 감소
- 항력 (CD): 양력이 감소하기 때문에 유도 항력이 감소하고, 충격파도 약해져 파동 항력 역시 감소

해석결과

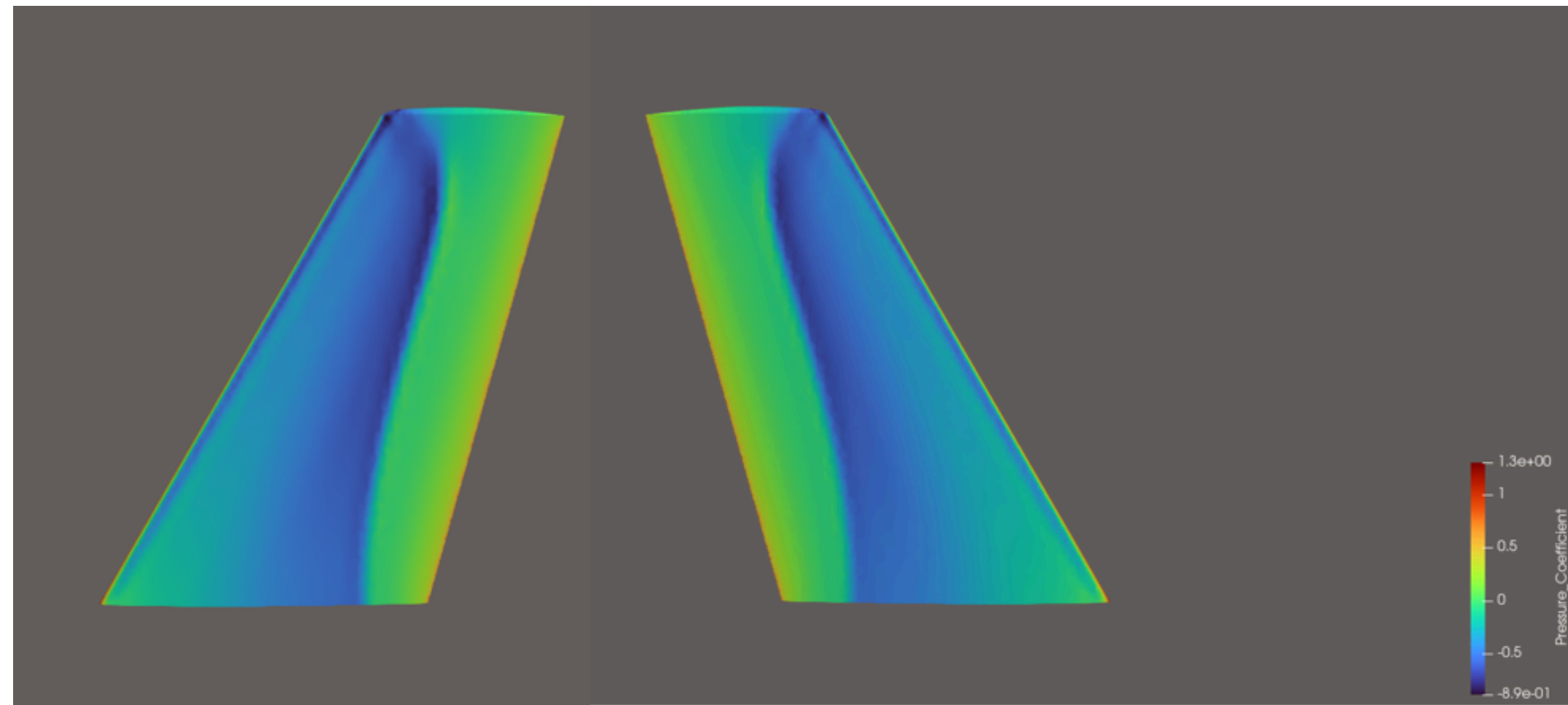
Pressure 컨투어



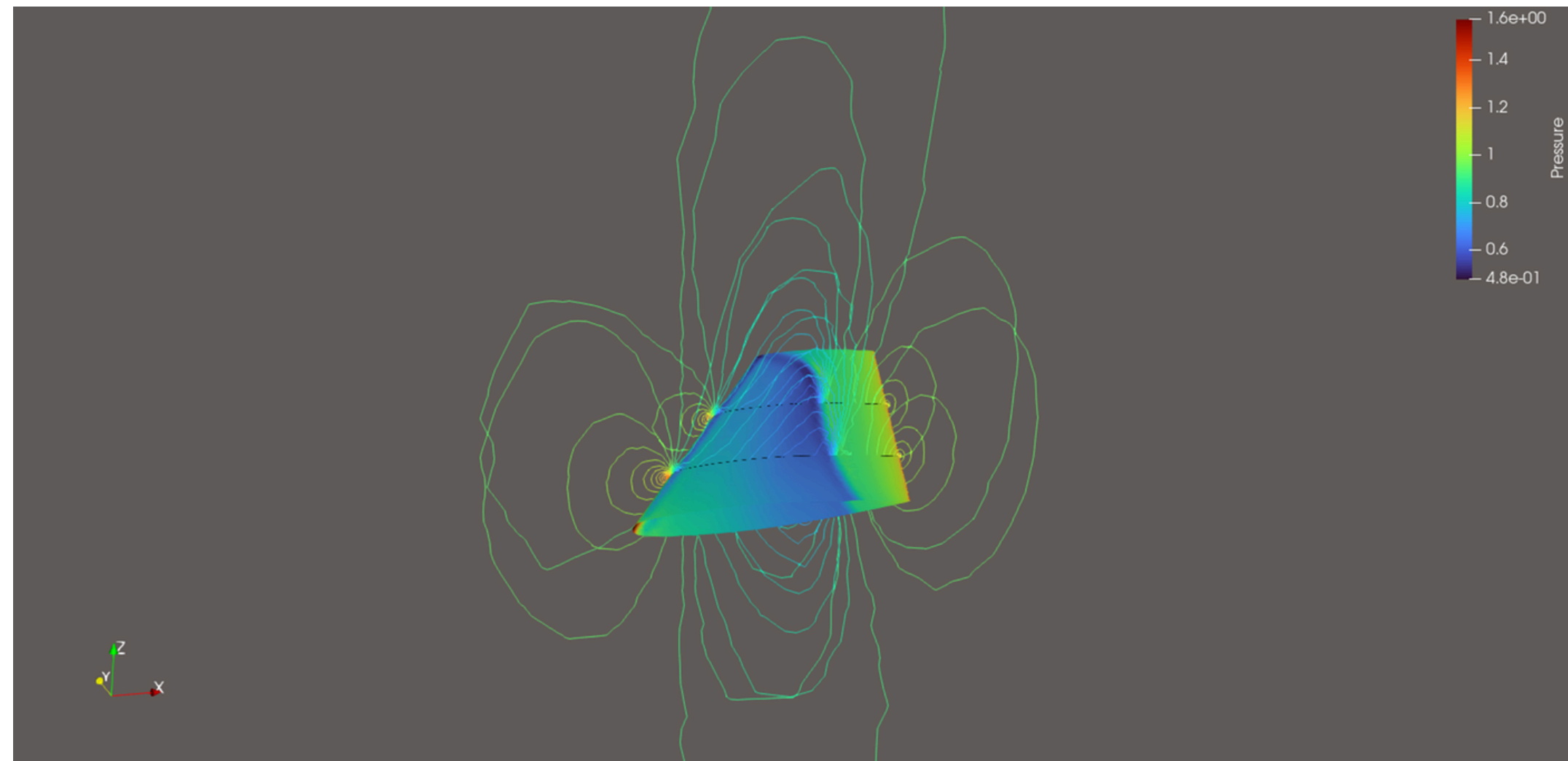
Mach number 컨투어



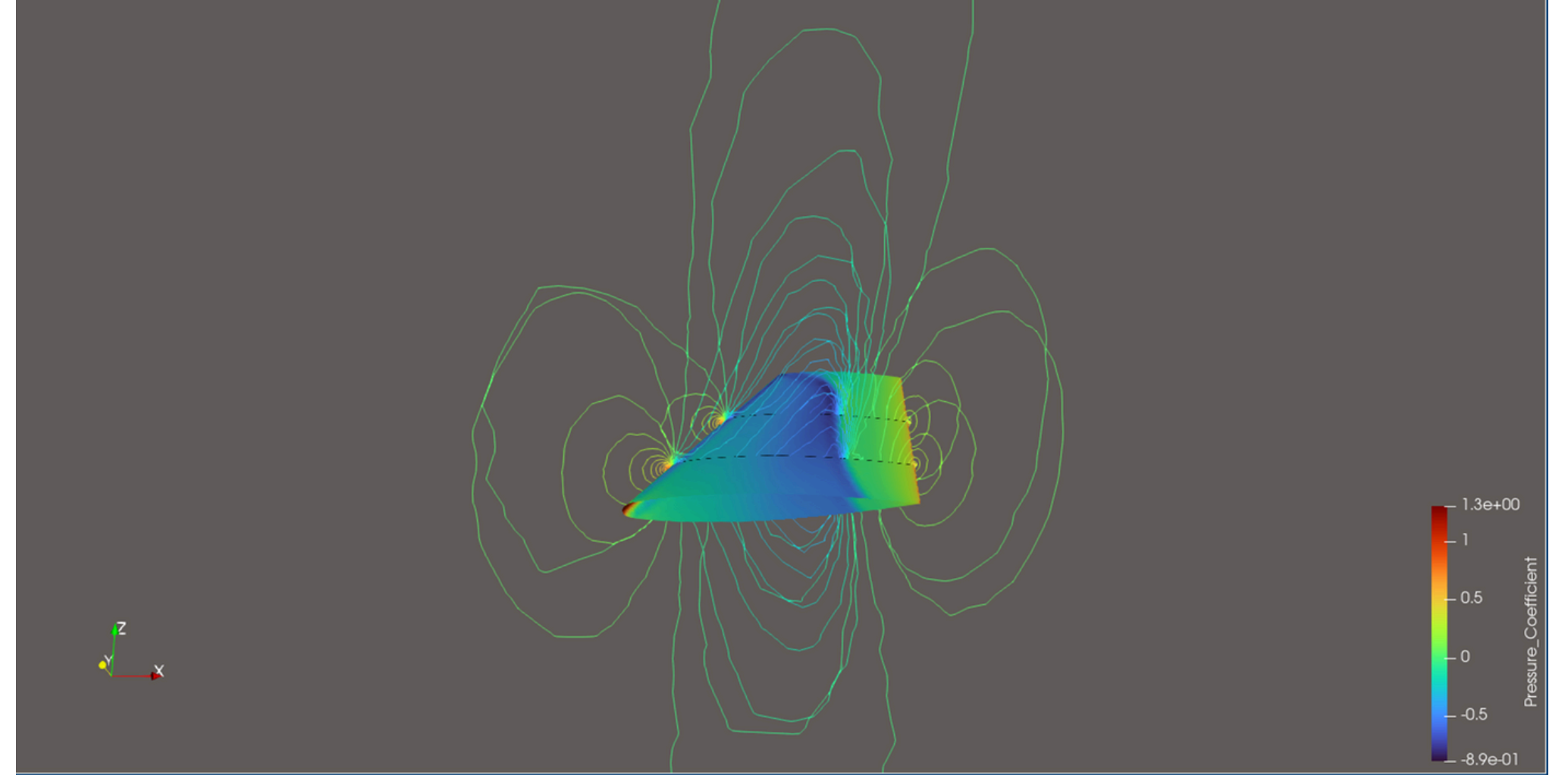
Cp 컨투어



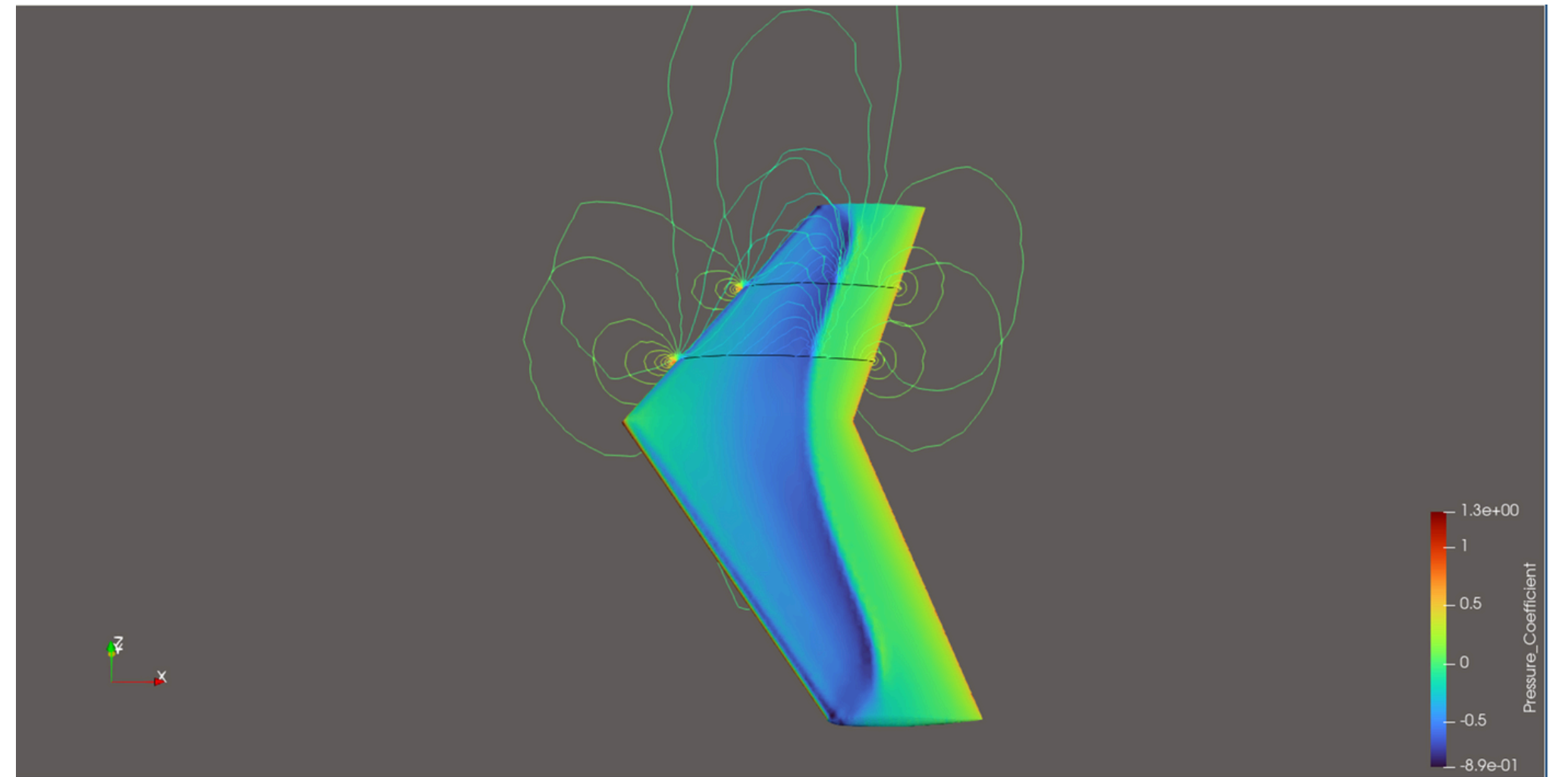
슬라이스 와이어 프레스 컨투어 (0.3 / 0.7)



슬라이스 와이어 Cp 컨투어 (0.3 / 0.7)



Reflect



해석결과

- 국부적 초음속 유동: 마하수 컨투어를 보면, 날개 리딩엣지 부근에서 유동이 팽창하며 속도가 급격히 증가해 마하 1을 돌파하는 초음속 유동 영역이 형성된 것을 확인할 수 있습니다.
- 충격파 발생: 날개 상면의 초음속 유동은 날개 뒷부분으로 갈수록 압력이 높아지는 역압력 구배를 만나면서 속도가 급격히 감소하게 됩니다. 이 과정에서 유동은 불연속적인 압력, 속도, 밀도 변화를 겪으며 수직 충격파가 발생합니다.
- 급격한 압력 회복: C_p 컨투어를 보면 날개 윗면 중앙부를 기점으로 C_p 값이 급상승하는 구간이 관찰됩니다. 이 불연속적인 지점이 바로 충격파가 발생한 위치입니다.

느낀점

- 슬라이스 와이어 컨투어를 통해 날개 주변 유동장의 압력 계수 분포를 3차원적으로 확인했습니다. 이를 통해 날개 단면뿐만 아니라 주변 공간으로 퍼져나가는 압력파의 형태를 관찰할 수 있었습니다.
- 전체 형상 시각화: Reflect 기능을 활용하여 대칭면을 기준으로 날개 전체 형상을 복원했습니다. 이를 통해 한쪽 날개의 해석 결과만으로도 실제 항공기와 같은 완전한 날개 형상에서의 압력 분포를 효과적으로 시각화할 수 있었습니다.
- 항공역학으로 공부했던 내용들이 하나둘씩 실습을 통해 보면서 이해할 수 있어서 많은 공부가 됐습니다.



감사합니다

Thank you