

# SU2 보고서 (2주차)

## 서 보 근

전산유체 해석 실습

청주대학교 항공기계공학과

지도교수: 임동균 교수님

Due: Sep. 25, 2025



## 1. 2D Bump 해석

1. 2D\_Bump 해석 격자 조건
2. SU2 해석 결과 ( $P$ )
3. SU2 해석 결과 ( $M$ )
4. SU2 해석 결과 ( $C_p$ )

## 2. 3D oneraM6 해석

1. 2D\_Bump 해석 격자 조건
2. SU2 해석 결과 ( $P$ )
3. SU2 해석 결과 ( $M$ )
4. SU2 해석 결과 ( $C_p$ )



Fig. 1 SU2 logo



Fig. 2 Paraview logo

## 1. 2D\_Bump 해석 격자 조건

## ❖ 해석 격자 조건 (Case #1 2D\_Bump)

➤ 본 해석(예제)에서는 다음과 같은 해석 격자 조건을 적용 :

- NDIME = 2                                      해석 차원: 2차원
  - NELEM = 32385                                격자(Cell) 수: 32385 (개)
  
  - SOLVER = EULER                             참조 공식(Equation) = Euler (오일러)
  - MACH\_NUMBER = 0.75                      속도 = 마하 0.75 (마크넘버 0.75)
  - AOA = 0.0                                    받음각 = 0.0 (도)
  - FREESTREAM\_PRESSURE = 101300.0      Freestream 압력 = 101300.0
  - FREESTREAM\_TEMPERATURE = 288.0      Freestream 온도 = 288.0 (k)
  
  
  - MARKER\_EULER = ( upper\_wall, lower\_wall )
  - MARKER\_INLET= ( inlet, 288.6, 102010.0, 1.0, 0.0, 0.0 )    [x 방향으로만 분석을 진행]
  - MARKER\_PLOTTING= ( lower\_wall )
  - MARKER\_MONITORING= ( upper\_wall, lower\_wall )

\*해당 결과는 993번째 124번째 해석, 소수점 12자리 이하에서  $c_l$  0.000274,  $c_p$  -0.00010 으로 수렴이 완료 됨.

894	8.643e-02	-9.806213	5.219434	0.000274	-0.000010
895	8.643e-02	-9.812464	234460	0.000274	-0.000010
896	8.643e-02	-9.811727	234279	0.000274	-0.000010
897	8.643e-02	-9.825599	243992	0.000274	-0.000010
898	8.642e-02	-9.827023	235831	0.000274	-0.000010
899	8.642e-02	-9.831312	250699	0.000274	-0.000010
900	8.642e-02	-9.839765	244758	0.000274	-0.000010
901	8.642e-02	-9.841934	246034	0.000274	-0.000010
902	8.642e-02	-9.845905	252421	0.000274	-0.000010
903	8.642e-02	-9.850220	267550	0.000274	-0.000010
904	8.642e-02	-9.855055	261455	0.000274	-0.000010
905	8.642e-02	-9.860368	277729	0.000274	-0.000010
906	8.642e-02	-9.864896	268229	0.000274	-0.000010
907	8.643e-02	-9.869248	264416	0.000274	-0.000010
908	8.643e-02	-9.874340	263977	0.000274	-0.000010
909	8.645e-02	-9.879460	274500	0.000274	-0.000010
910	8.645e-02	-9.884031	286254	0.000274	-0.000010
911	8.645e-02	-9.888470	282493	0.000274	-0.000010
912	8.645e-02	-9.894237	289455	0.000274	-0.000010
913	8.645e-02	-9.899359	283800	0.000274	-0.000010
914	8.645e-02	-9.904700	286040	0.000274	-0.000010
915	8.645e-02	-9.908727	289062	0.000274	-0.000010
916	8.645e-02	-9.914673	294655	0.000274	-0.000010
917	8.645e-02	-9.918713	298985	0.000274	-0.000010
918	8.645e-02	-9.924754	303012	0.000274	-0.000010
919	8.645e-02	-9.929487	306934	0.000274	-0.000010
920	8.645e-02	-9.935518	312600	0.000274	-0.000010
921	8.645e-02	-9.941139	317238	0.000274	-0.000010
922	8.645e-02	-9.945747	321403	0.000274	-0.000010
923	8.644e-02	-9.950631	325353	0.000274	-0.000010
924	8.644e-02	-9.955819	329126	0.000274	-0.000010
925	8.644e-02	-9.961314	332751	0.000274	-0.000010
926	8.643e-02	-9.967107	340046	0.000274	-0.000010
927	8.644e-02	-9.971899	344142	0.000274	-0.000010
928	8.644e-02	-9.976753	350704	0.000274	-0.000010
929	8.643e-02	-9.983311	354649	0.000274	-0.000010
930	8.644e-02	-9.988560	359295	0.000274	-0.000010
931	8.643e-02	-9.993512	363550	0.000274	-0.000010
932	8.643e-02	-9.997732	369751	0.000274	-0.000010
933	8.644e-02	-10.000562	374530	0.000274	-0.000010

Solver Exit

All convergence criteria satisfied.

Convergence Field	Value	Criterion	Converged
rms[Pho]	-10.0051	< -10	Yes

File Writing Summary	Filename
ISL2 binary restart	restart_flow.dat
Paraview	flow.vtu
Paraview surface	surface_flow.vtu

Fig. 3 해석 결과

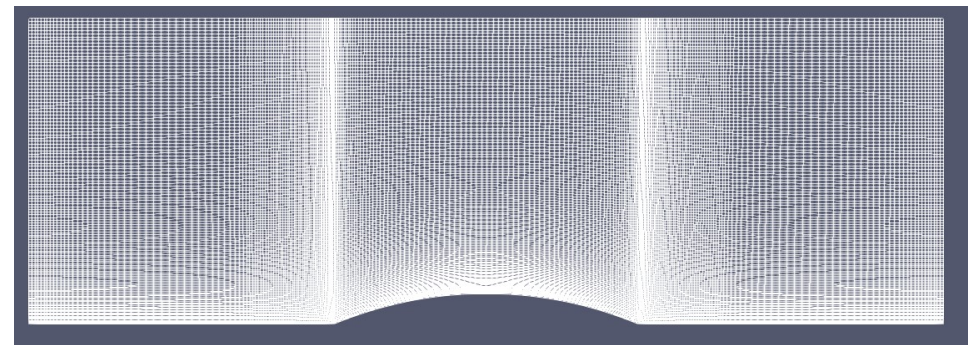


Fig. 4 해석 격자 (전체)

\*본 해석은 Open AI, Chat GPT의 도움을 받아 해석되었습니다.

# 1. 2D\_Bump 해석 결과

## ❖ SU2 해석 결과 (Pressure)

본 해석은 2D 상에서의 날개의 Bump의 효과를 압축성, Euler 해석을 통해 시각적으로 표현함.

Fig. 3 (Pressure 분포도) 와, Fig.4 (Pressure Polt) 을 통해 압력장의 공간적, 정량적 특성을 확인함.

### 1. Bump 전방 (Compression)

- 곡률로 인해 유동이 수축되면서 국소 정압이 상승함.
- 이는 오일러 방정식의 압축성 항과 연계되어, 유동이 곡면을 따라 휘어질 때 운동량 변화에서 압력의 증가로 이어짐.

### 2. Bump 상부 (Expansion)

- Bump 형상으로 인해 유로가 넓어지면서 유동이 가속되고 압력이 저하됨.
- 압축성 유동에서는 등엔트로피 관계식으로 설명이 가능하며, 국소 마하수 증가가 곧 정압 감소로 이어진다.
- 이로 인해 Bump 중앙부에서는 자유류보다 낮은 수준의 저압대가 형성됨.

### 3. Bump 후방 (Recovery + Adverse Pressure Gradient)

- Bump 후방부에서는 압력이 다시 상승되는 경향을 보임.
- Bump 전방과는 달리, 후방부에서는 불완전한 압력 회복이 존재하며, 이는 곧 불균일한 압력분포와 연결됨.
- 이 구간에서는 Adverse Pressure Gradient (역압력 구배)가 형성되며, 실제 점성 해석 시에는 경계층 박리 (Separation) 으로 이어질 수 있음.

### 4. Bump의 효과

- 'Bump는 충격파 근처에 설치됨으로써 압축파로 분산시켜 충격파에 의한 박리를 지연시키므로 항력을 감소시키는 효과를 가진다.' [1]

### 5. 정리

구간	압력 변화	원인 해석	공학적 의미
전방 (Compression)	압력 상승	곡률로 인한 운동량 변화	충격파 전단의 전형적 압축 구간
상부 (Expansion)	강한 저압대 형성	유로 확대, 국소 마하수 증가	양력 발생 가능/ 구조물 부하 영향
Bump 후방 (Recovery)	불완전 회복	Adverse Pressure Gradient	압력항력 발생, 점성 해석 시 박리 위험
Bump 전체	저압 - 고압 분포 반복	Euler 방정식, 엔트로피 관계	형상 최적화 및 항력 감소 연구에 필수

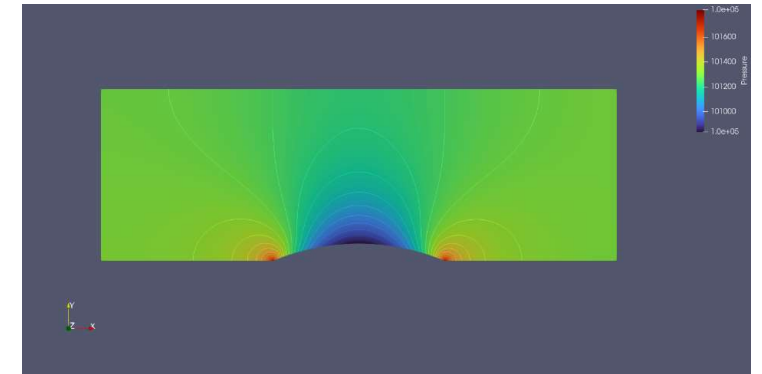


Fig. 5 Pressure 분포도

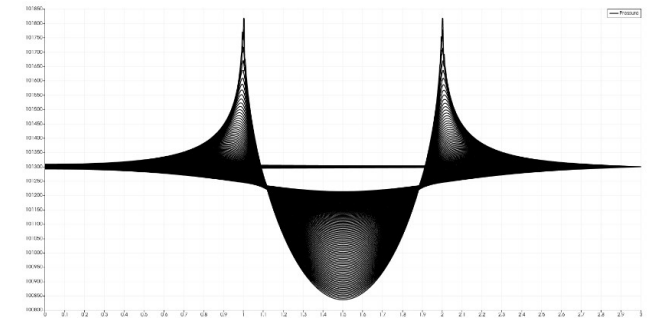


Fig. 6 Pressure Polt data

Ref:  
[1] : 부산대학교 항공우주공학과, 구가람 (4), 임계마하수 향상을 위한 천음속 익형 해석 및 Bump 설계,  
<https://www.koreascience.kr/article/CFKO201428433154748.pdf>

# 1. 2D\_Bump 해석 결과

## ❖ SU2 해석 결과 (Mach, $C_p$ )

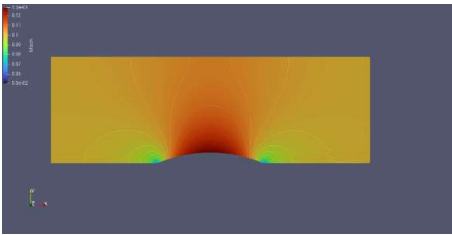


Fig. 7 Mach 분포도

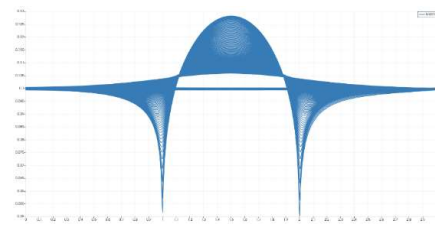


Fig. 8 Mach Polt data

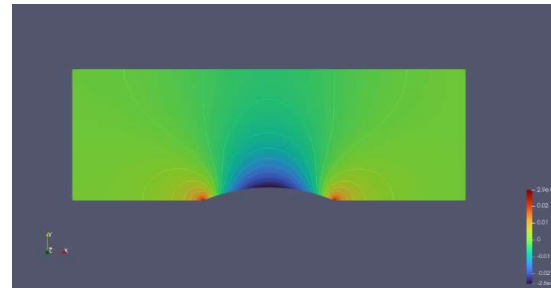


Fig. 9 Cp 분포도

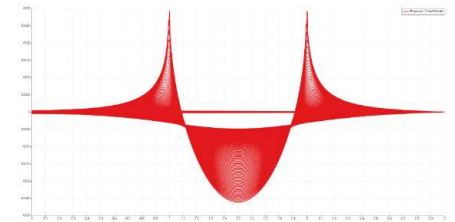


Fig. 10 Cp Plot data

### ➤ Mach 해석 결과

- 압력 분포에서 관찰된 저압대는 등엔트로피 관계에 의해 국소 마하수 증가로 이어지며, bump 정상부에서 속도 극대화를 야기함.
- 후방에서는 역압력 구배로 인해 감속 구간이 나타남.

### ➤ $C_p$ 해석 결과

- 압력 분포를 무차원화 하면, 정상부에서  $C_p$ 의 음의 피크가 발생하며, 이는 강한 흡입력을 의미함.
- 후방에서는 불완전 회복으로 곡선이 닫히지 않아 압력항력 성분으로 작용함.

# 2. 3D\_oneraM6 해석 격자 조건

## ❖ 해석 격자 조건 (Case #2 3D\_Onera M6)

➤ 본 해석(예제)에서는 다음과 같은 해석 격자 조건을 적용 :

- NDIME = 3
  - NELEM = 582752
- 해석 차원: 3차원  
격자(Cell) 수: 582752 (개)
- SOLVER = EULER
  - MACH\_NUMBER = 0.88
  - AOA = 0.2
  - FREESTREAM\_PRESSURE = 101325.0
  - FREESTREAM\_TEMPERATURE = 288.15
- 참조 공식(Equation) = Euler (오일러)  
속도 = 마하 0.88 (마크넘버 0.88)  
받음각 = 0.2 (도)  
Freestream 압력 = 101325.0  
Freestream 온도 = 288.15 (k)
- MARKER\_EULER= ( UPPER\_SIDE, LOWER\_SIDE, TIP )
  - MARKER\_FAR= ( XNORMAL\_FACES, ZNORMAL\_FACES, YNORMAL\_FACE )
  - MARKER\_SYM= ( SYMMETRY\_FACE )
  - MARKER\_PLOTTING= ( UPPER\_SIDE, LOWER\_SIDE, TIP )
  - MARKER\_MONITORING= ( UPPER\_SIDE, LOWER\_SIDE, TIP )
- MESH\_FILENAME= mesh\_ONERAM6\_inv\_ffd.su2

\*해당 결과는 124번째 해석, 소수점 12자리 이하에서  $C_l$  0.019913,  $C_D$  0.004949 으로 수렴이 완료 됨.

\*본 해석은 Open AI, Chat GPT의 도움을 받아 해석되었습니다.

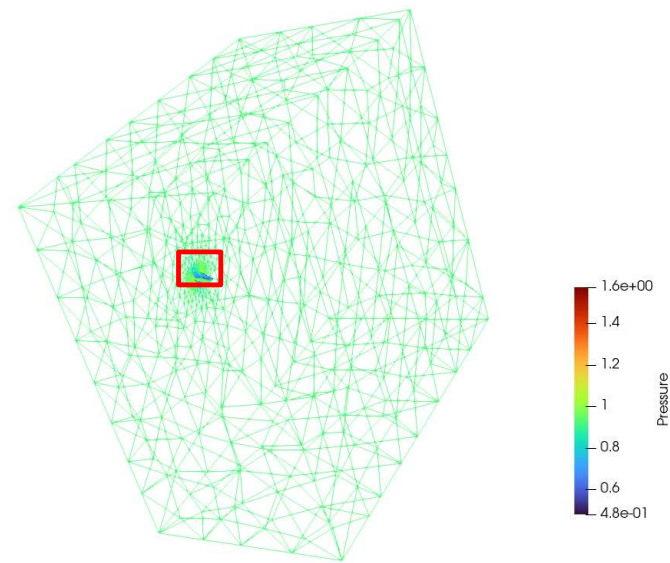


Fig. 11 해석 격자 (전체)

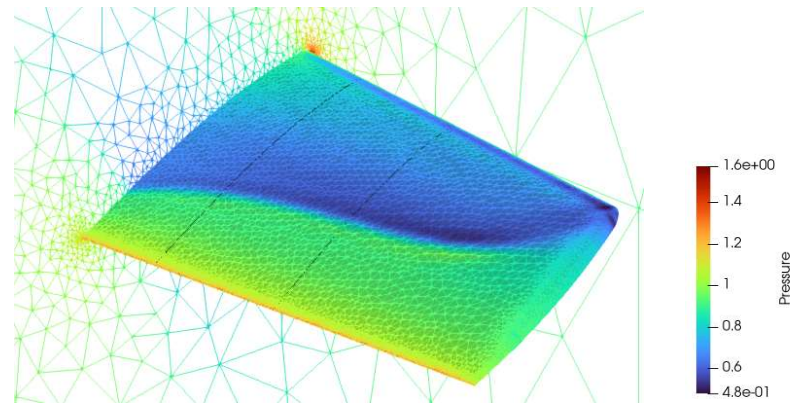


Fig. 12 해석 격자 (전체)

## 2. 3D\_oneraM6 해석 결과

### ❖ SU2 해석 결과 (Pressure)

본 해석은 NACA0012 Airfoil 을 대상으로 압축성 Euler 해석을 수행한 결과이다.

Fig. 10 (Pressure 분포도) 와, Fig.11 (Pressure Polt) 을 통해 압력장의 공간적, 정량적 특성을 확인하였다.

#### 1. 전방 (Leading Edge, Root 부근)

- 곡률이 큰 root 인근에서 유동이 급격히 휘어지며 가속하며 저압대를 형성함.
- 이는 날개 부근의 국소 마하수 상승과 연결되며, 전형적인 Transonic 압축성 효과가 관찰됨.

#### 2. 중앙부(Mid Span)

- 압력이 비교적 안정적이며, root 대비 저압 피크가 약함.
- 이는 날개 전연부에서 root-tip 방향으로 점차 압력 구배가 분산되는 결과임.

#### 3. 후방(Trailing edge)

- 압력 회복이 일어나지만, 대칭적이지 않음.
- 불완전 회복은 압력항력 성분으로 이어질 수 있음.

#### 5. 정리

구간	압력장 특징	공학적 의미
전방 (Root – L.E)	강한 저압 피크	국소 가속, 충격파 발생 가능
중앙부 (Mid-Span)	완만한 압력 분포	Root 대비 안정된 유동
후방 (Trailing edge)	압력 회복(불완전)	압력항력 증가 요인

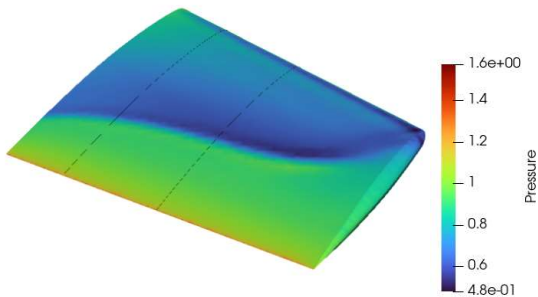


Fig. 13 Top view

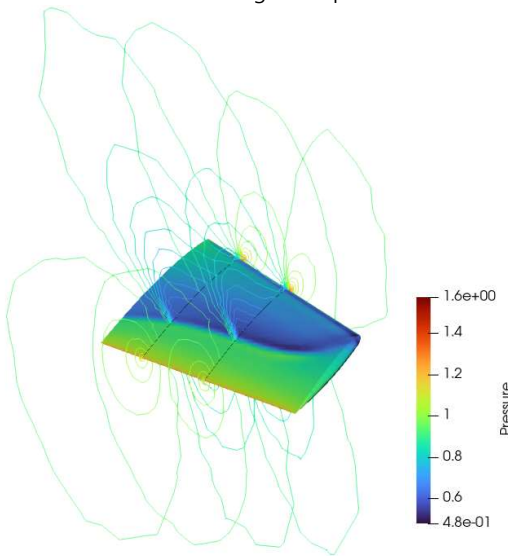


Fig. 14 Pressure 분포도



## 2. 3D\_oneraM6 해석 결과

### ❖ SU2 해석 결과 비교 (Pressure)

#### ➤ 시점에 따른 해석 결과 비교

- 시점에 따른 해석 결과 비교 (Bottom)

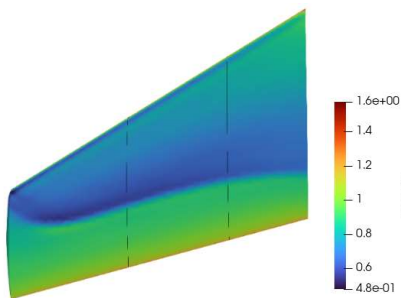


Fig. 15 Bottom view

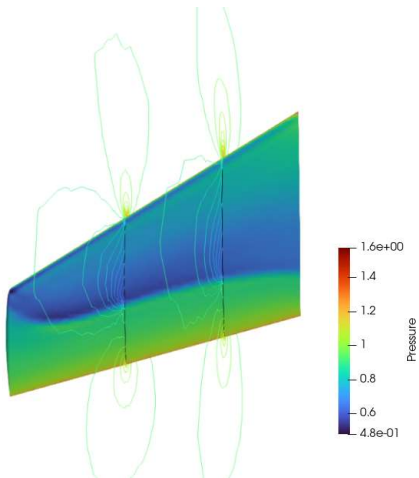


Fig. 16 Pressure 분포도

- 시점에 따른 해석 결과 비교 (Root)

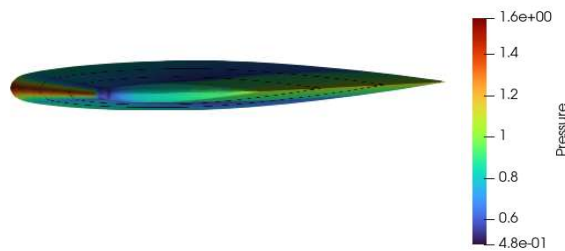


Fig. 17 Root view

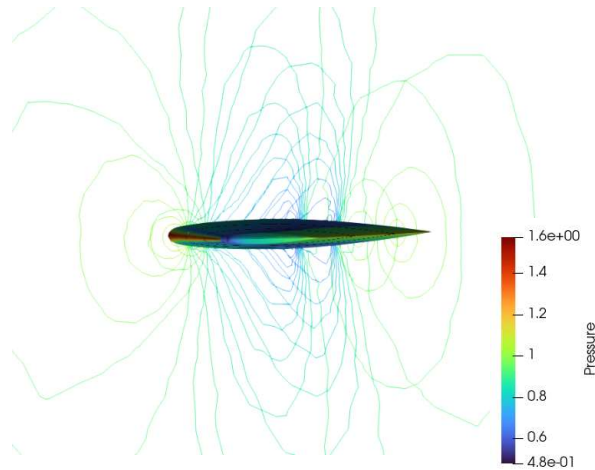


Fig. 18 Pressure 분포도

- 시점에 따른 해석 결과 비교 Wing tip

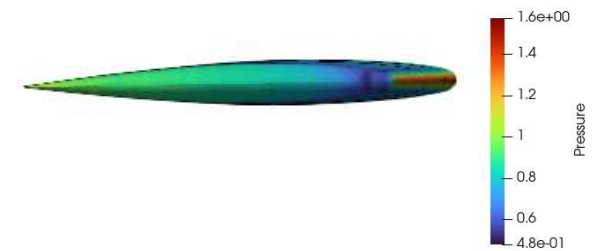


Fig. 19 Wing tip view

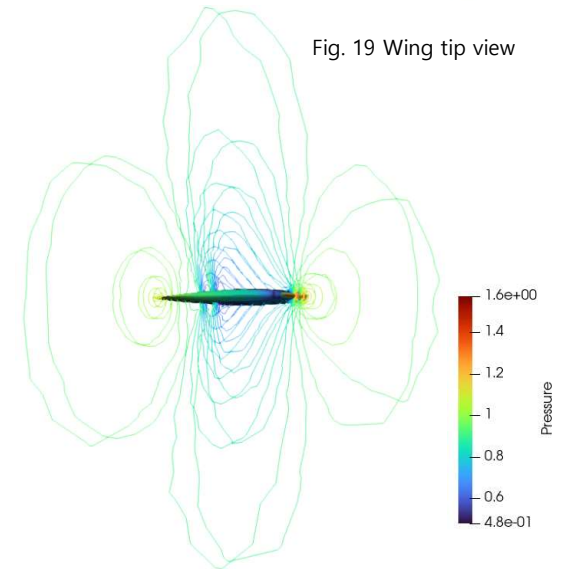


Fig. 20 Pressure 분포도



**감사합니다**

자세한 사항은 Git hub를 참조해 주시면 감사하겠습니다.  
링크:[https://github.com/Bogeuns/CFD\\_Class\\_Lecture/tree/main/Lecture/Week\\_1](https://github.com/Bogeuns/CFD_Class_Lecture/tree/main/Lecture/Week_1)