

SU2 보고서 (2주차)

서 보 근

전산유체 해석 실습

청주대학교 항공기계공학과

지도교수: 임동균 교수님

Due: Sep. 25, 2025



1. SU2 설치

1. SU2 다운로드
2. 환경변수

2. 해석 실행

1. 변수 설정
2. SU2 실행
3. Paraview 설정
4. 해석 격자 조건(예시)

3. 해석 결과

1. 해석 결과(Pressure)
2. 해석 결과(Mach)
3. 해석 결과(C_p)



Fig. 1 SU2 logo



Fig. 2 Paraview logo

1. 2D_Bump 해석 격자 조건

❖ 해석 격자 조건

➤ 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 값으로 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	-9.874480	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	-9.941191	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	8.643e-02	-9.971899	344142	0.000274	-0.000010												
928	8.644e-02	-9.976753	350704	0.000274	-0.000010												
929	8.643e-02	-9.983111	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.																	
<table><tr><th>Convergence Field</th><th>Value</th><th>Criterion</th><th>Converged</th></tr><tr><td>rms[Pho]</td><td>-10.0051</td><td>< -101</td><td>Yes</td></tr></table>						Convergence Field	Value	Criterion	Converged	rms[Pho]	-10.0051	< -101	Yes				
Convergence Field	Value	Criterion	Converged														
rms[Pho]	-10.0051	< -101	Yes														
<table><tr><th colspan="2">File Writing Summary</th><th>Filename</th></tr><tr><td>ISL2 binary restart</td><td> restart_flow.dat</td><td></td></tr><tr><td>Paraview</td><td> flow.vtu</td><td></td></tr><tr><td>Paraview surface</td><td> surface_flow.vtu</td><td></td></tr></table>						File Writing Summary		Filename	ISL2 binary restart	restart_flow.dat		Paraview	flow.vtu		Paraview surface	surface_flow.vtu	
File Writing Summary		Filename															
ISL2 binary restart	restart_flow.dat																
Paraview	flow.vtu																
Paraview surface	surface_flow.vtu																

Fig. 1 해석 결과

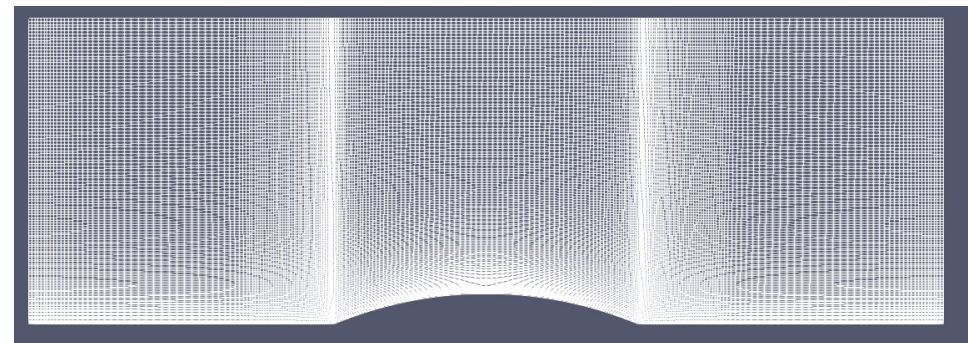


Fig. 2 해석 격자 (전체)

1. 2D_Bump 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. 앞전(Leading Edge) 효과

- 유동이 에어포일 앞전($x/c = 0 - 0.2$)과 만나면서 곡률에 의해 크게 휘어지고 가속된다.
- 이때, 상부 표면에서는 속도가 급격히 증가하고 압력이 급격히 감소하여 강한 저압 피크가 형성된다.
- 이는 베르누이 효과 (속도의 증가에 따른 압력의 감소)로 설명되며, 압축성 조건에서는 등 엔트로피 관계 (eq. 1)에 의해 국소 마하수 상승이 압력 강하로 이어진다.

$$\frac{P_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Equation.1 압축성 등엔트로피 유동 방정식

2. 뒷전(Trailing Edge) 효과

- 압력이 대기압으로 회복되지만, 상·하부 압력이 완전히 대칭적으로 수렴하지 않는다.
- 이 불균형은 압력항력(pressure drag) 및 조파항력(wave drage)에 기여한다.

3. 상부 표면(Upper Surface)

- 앞전 이후 유동이 계속 가속되며 넓은 저압대가 형성된다.
- 중·후반부($x/c = 0.5-0.6$)근처에서 압력 불연속이 발생하며, 이는 국소 초음속 영역이 충격파를 거치면서 아음속으로 전환되는 현상으로 해석된다.
- 충격파는 압력 불연속과 항력증가(조파항력)의 원인이 된다.

4. 하부 표면(Lower Surface)

- 압력 변화가 상대적으로 완만하며, 상부보다 높은 압력이 유지된다.
- 이로 인해 상·하부 압력차가 누적되어 양력이 발생한다.

5. 정리

- **앞전 효과:** 앞전 곡률로 인해 유동이 가속되며 상부 표면에 강한 저압 피크 발생
- **뒷전:** 불완전한 압력 회복 - 항력 성분 형성
- **상부 표면:** 저압대 형성, 중반부 충격파로 압력 급변 - 조파항력 발생
- **하부 표면:** 상대적으로 고압 유지 - 양력 발생에 기여

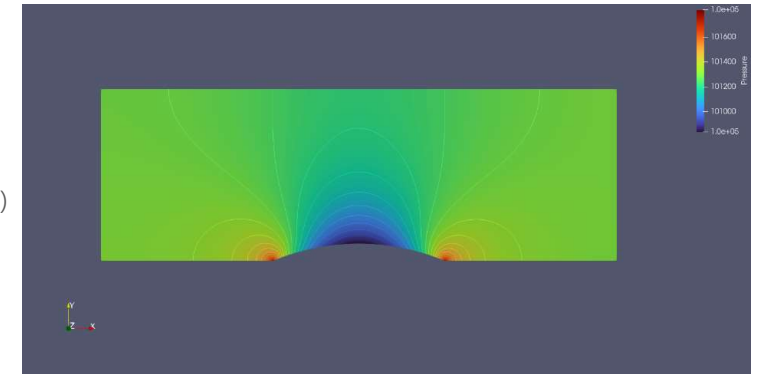


Fig. 3 Pressure 분포도

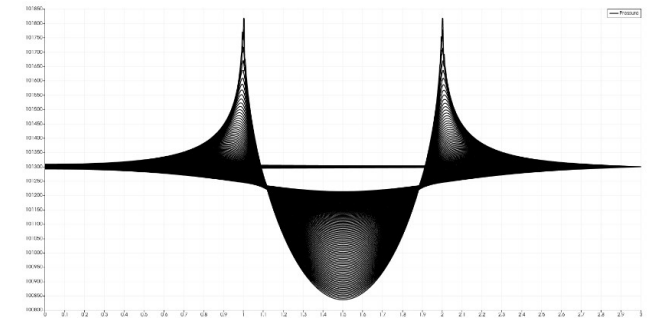


Fig. 4 Pressure Polt data

1. 2D_Bump 해석 결과

❖ SU2 해석 결과 (Mach)

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

Fig. 12 (Mach 분포도) 와, Fig.13 (Mach Polt) 을 통해 속도장의 공간적, 정량적 특성을 확인하였다.

1. 앞전(Leading Edge) 효과

- 유동이 앞전 ($x/c = 0 - 0.2$) 과 만나면서 곡률로 인해 상부 유동이 크게 가속된다.
- Fig. 12의 상부 표면 전방에서 국소 마하수는 빠르게 증가하며, Fig. 13 에서도 $x/c = 0 - 0.1$ 부근에서 상부 곡선이 급격히 상승하는 것을 확인할 수 있다.

2. 뒷전(Trailing Edge)

- 하부 표면에서는 국소 마하수가 약 마하 0.8 수준으로 유지되며, 큰 변화 없이 완만하게 분포한다.
- 이는 하부 표면이 상대적으로 안정된 아음속 유동 영역임을 의미한다.

3. 상부 표면(Upper Surface)

- 국소 마하수는 약 마하 1.4 까지 상승하여 초음속 영역이 형성된다.
- 이후 $x/c = 0.5$ 에서 급격히 감소하는 불연속이 나타나는데, 이는 충격파(Shock wave)가 발생했음을 의미한다.
- 충격파 통과 이후 유동은 아음속으로 전환되며, 이 과정에서 압력 급상승과 조파항력이 발생한다.

4. 하부 표면(Lower Surface)

- 하부 표면에서는 국소 마하수가 약 마하 0.8 수준으로 유지되며, 큰 변화 없이 완만하게 분포한다.
- 이는 하부 표면이 상대적으로 안정된 아음속 유동 영역임을 의미한다.

5. 정리

- **Fig. 12 (Mach 분포도):** 상부 표면에서 국소 초음속 영역과 충격파 발생 확인 하였다.
- **Fig. 13 (Mach Plot):** 앞전 가속 - 초음속 구간 - 충격파 통과 후 아음속 전환의 흐름이 뚜렷이 나타났다.
- 상부 초음속 구간과 충격파는 Transonic 영역에서 나타나는 전형적인 현상이며, 압력 분포 결과와 일관성을 가진다.

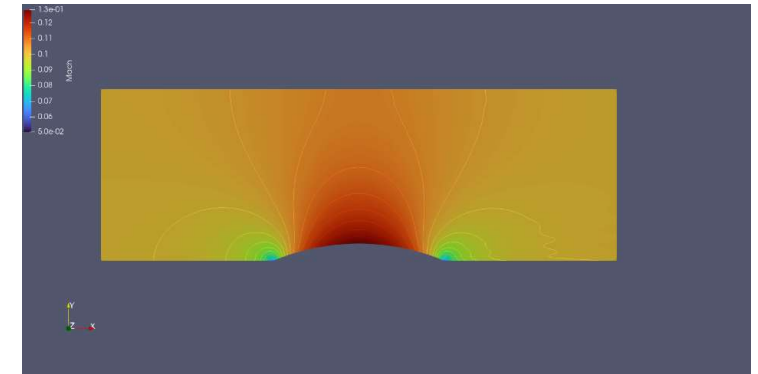


Fig. 5 Mach 분포도

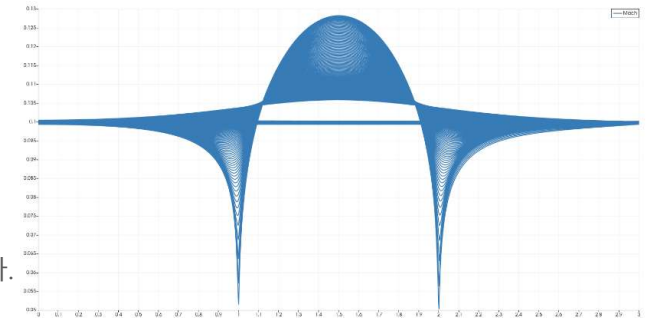


Fig. 6 Mach Polt data

1. 2D_Bump 해석 결과

❖ SU2 해석 결과 (C_p)

본 해석에서 얻어진 압력 분포를 무차원화 하여 Fig. 14 (C_p 그래프)와 같이 나타내었다.
압력 계수는 Eq.2 와 같이 정의된다.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}$$

Equation.2 압력계수 공식

1. 앞전(Leading Edge) 효과

- 상부 표면에서 C_p 는 크게 감소(음의 피크)하여 강한 흡인력이 작용한다.
- 이는 앞전에서 유동이 가속되며 압력이 크게 낮아지는 전형적인 베르누이 효과의 결과이다.

2. 뒷전(Trailing Edge) 효과

- 상·하부 곡선은 뒷전에서 수렴하지만, 완전한 대칭은 이루어지지 않는다.
- 이 불일치는 곧 압력항력(pressure drage)의 성분으로 작용한다.

3. 상부 표면(Upper Surface)

- $x/c = 0.4 - 0.5$ 구간에서 C_p 가 불연속적으로 증가한다.
- 이는 충격파(Shock wave)로 인해 초음속에서 아음속으로 전환되는 과정이며, 압력이 급격히 회복된다.
- 충격파는 조파항력(wave drage)의 주요 원인으로 작용한다.

4. 하부 표면(Lower Surface)

- 하부는 상대적으로 완만한 C_p 분포를 가지며, 상부보다 높은 압력 수준을 유지한다.
- 이 상·하부 압력계수 차이가 양력 발생의 근본 요인이 된다.

5. 정리

- Fig. 14의 C_p 분포는 앞전 저압 피크 – 상부 초음속 영역 – 충격파 불연속 – 후연부 회복 이라는 전형적인 Transonic 에어 포일 특성을 보여준다.
- 상부 표면의 강한 흡인력과 하부 표면의 상대적 고압으로 인해 양력이 발생하며, 충격파로 인한 압력 불연속이 항력 증가로 이어진다.
- 따라서 C_p 해석은 앞서 분석한 Pressure와 Mach 분포를 종합적으로 설명해주는 핵심 결과라 할 수 있다.

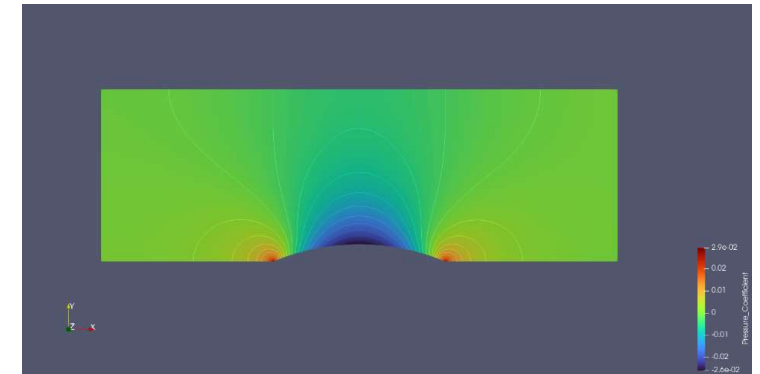


Fig. 7 Cp 분포도

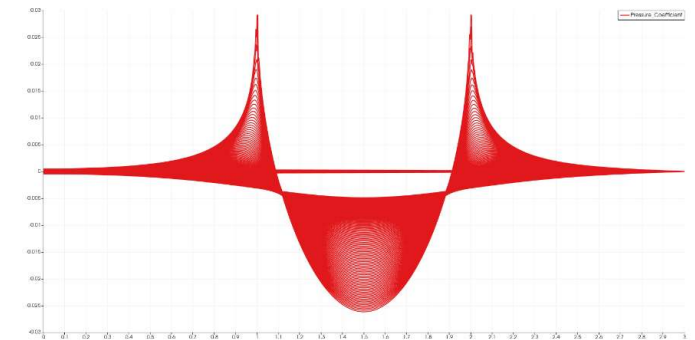


Fig. 8 Cp Plot data

2. 3D_oneraM6 해석 격자 조건

❖ 해석 격자 조건

➤ 본 해석(예제)에서는 다음과 같은 해석 격자 조건을 적용 :

- NDIME = 3
- NELEM = 582752
- SOLVER = EULER
- MACH_NUMBER = 0.88
- AOA = 0.2
- FREESTREAM_PRESSURE = 101325.0
- FREESTREAM_TEMPERATURE = 288.15
- 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 값으로 수렴이 완료 됨.

Inner_Iter	Time(sec)	rms[Pho]	rms[PhoE]	CL	CD
101	6.4180e-01	-11.0267741	-10.4492831	0.0199131	0.0049491
102	6.4172e-01	-11.0655261	-10.4877031	0.0199131	0.0049491
103	6.4168e-01	-11.1084061	-10.5305511	0.0199131	0.0049491
104	6.4159e-01	-11.1495321	-10.5806481	0.0199131	0.0049491
105	6.4155e-01	-11.1983361	-10.6263661	0.0199131	0.0049491
106	6.4151e-01	-11.2460381	-10.6765531	0.0199131	0.0049491
107	6.4148e-01	-11.2991821	-10.7263941	0.0199131	0.0049491
108	6.4145e-01	-11.3485721	-10.7778161	0.0199131	0.0049491
109	6.4140e-01	-11.4035761	-10.8274321	0.0199131	0.0049491
110	6.4135e-01	-11.4581601	-10.8777741	0.0199131	0.0049491
111	6.4133e-01	-11.5095761	-10.9281991	0.0199131	0.0049491
112	6.4129e-01	-11.5583631	-10.9763871	0.0199131	0.0049491
113	6.4123e-01	-11.6048201	-11.0175581	0.0199131	0.0049491
114	6.4115e-01	-11.6393951	-11.0639211	0.0199131	0.0049491
115	6.4110e-01	-11.6805871	-11.1019061	0.0199131	0.0049491
116	6.4104e-01	-11.7187941	-11.1329411	0.0199131	0.0049491
117	6.4098e-01	-11.7460561	-11.1728341	0.0199131	0.0049491
118	6.4097e-01	-11.7601251	-11.2068911	0.0199131	0.0049491
119	6.4102e-01	-11.8175911	-11.2326401	0.0199131	0.0049491
120	6.4087e-01	-11.8487941	-11.2745981	0.0199131	0.0049491
121	6.4094e-01	-11.8922881	-11.3063071	0.0199131	0.0049491
122	6.4066e-01	-11.9247531	-11.3399801	0.0199131	0.0049491
123	6.4095e-01	-11.9604771	-11.3881351	0.0199131	0.0049491
124	6.4100e-01	-12.0005871	-11.4205061	0.0199131	0.0049491
Solver Exit					
All convergence criteria satisfied.					
Convergence Field		Value	Criterion	Converged	
rms[Pho]		-12.00061	< -121	Yes1	
File Writing Summary			Filename		
SU2 binary restart		restart_flow.dat			
Paraview		flow.vtu			
Paraview surface		surface_flow.vtu			

Fig. 1 해석 결과

2. 3D_oneraM6 해석 격자 조건

❖ 해석 격자 조건

➤ 본 해석(예제)에서는 다음과 같은 해석 격자 조건을 적용 :

- NDIME = 3
- NELEM = 582752
- SOLVER = EULER
- MACH_NUMBER = 0.88
- AOA = 0.2
- FREESTREAM_PRESSURE = 101325.0
- FREESTREAM_TEMPERATURE = 288.15
- 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 에서 C_l 0.019913, C_D 0.004949 값으로 수렴이 완료 되었음을 볼 수 있습니다.

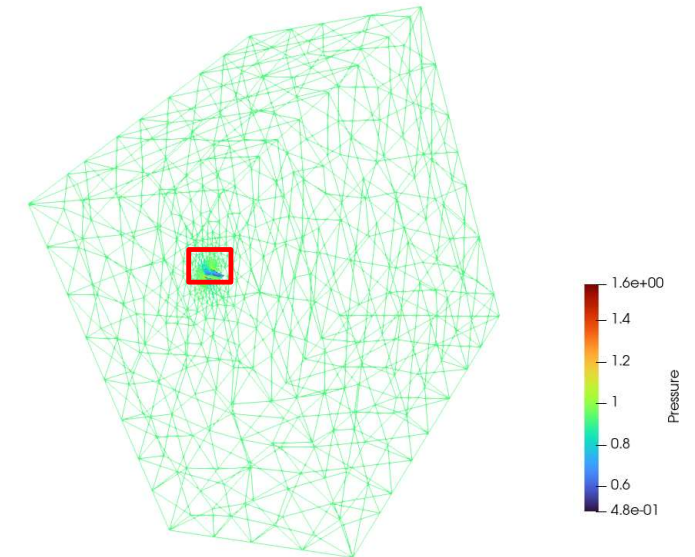


Fig. 2 해석 격자 (전체)

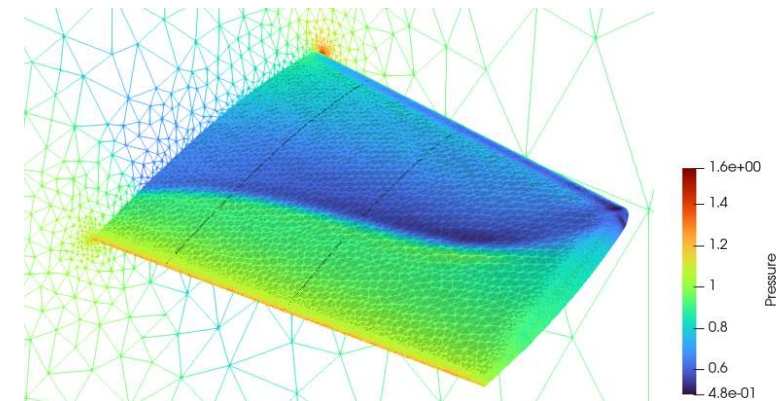


Fig. 2 해석 격자 (전체)

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. 앞전(Leading Edge) 효과

- 유동이 에어포일 앞전($x/c = 0 - 0.2$)과 만나면서 곡률에 의해 크게 휘어지고 가속된다.
- 이때, 상부 표면에서는 속도가 급격히 증가하고 압력이 급격히 감소하여 강한 저압 피크가 형성된다.
- 이는 베르누이 효과 (속도의 증가에 따른 압력의 감소)로 설명되며, 압축성 조건에서는 등 엔트로피 관계 (eq. 1) 에 의해 국소 마하수 상승이 압력 강하로 이어진다.

$$\frac{P_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Equation.1 압축성 등엔트로피 유동 방정식

2. 뒷전(Trailing Edge) 효과

- 압력이 대기압으로 회복되지만, 상·하부 압력이 완전히 대칭적으로 수렴하지 않는다.
- 이 불균형은 압력항력(pressure drag) 및 조파항력(wave drage)에 기여한다.

3. 상부 표면(Upper Surface)

- 앞전 이후 유동이 계속 가속되며 넓은 저압대가 형성된다.
- 중·후반부($x/c = 0.5-0.6$) 근처에서 압력 불연속이 발생하며, 이는 국소 초음속 영역이 충격파를 거치면서 아음속으로 전환되는 현상으로 해석된다.
- 충격파는 압력 불연속과 항력증가(조파항력)의 원인이 된다.

4. 하부 표면(Lower Surface)

- 압력 변화가 상대적으로 완만하며, 상부보다 높은 압력이 유지된다.
- 이로 인해 상·하부 압력차가 누적되어 양력이 발생한다.

5. 정리

- **앞전 효과:** 앞전 곡률로 인해 유동이 가속되며 상부 표면에 강한 저압 피크 발생
- **뒷전:** 불완전한 압력 회복 - 항력 성분 형성
- **상부 표면:** 저압대 형성, 중반부 충격파로 압력 급변 - 조파항력 발생
- **하부 표면:** 상대적으로 고압 유지 - 양력 발생에 기여

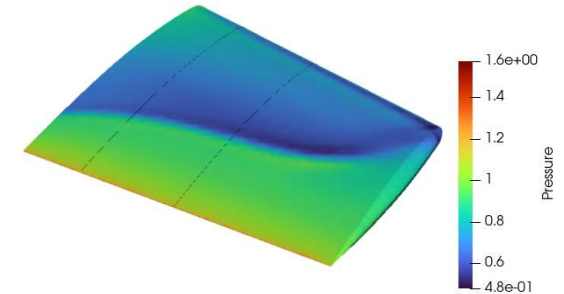


Fig. 3 Top view

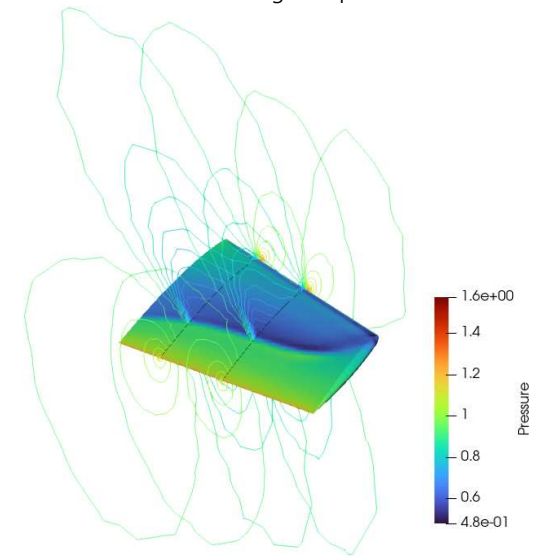


Fig. 3 Pressure 분포도

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. 앞전(Leading Edge) 효과

- 유동이 에어포일 앞전($x/c = 0 - 0.2$)과 만나면서 곡률에 의해 크게 휘어지고 가속된다.
- 이때, 상부 표면에서는 속도가 급격히 증가하고 압력이 급격히 감소하여 강한 저압 피크가 형성된다.
- 이는 베르누이 효과 (속도의 증가에 따른 압력의 감소)로 설명되며, 압축성 조건에서는 등 엔트로피 관계 (eq. 1) 에 의해 국소 마하수 상승이 압력 강하로 이어진다.

$$\frac{P_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Equation.1 압축성 등엔트로피 유동 방정식

2. 뒷전(Trailing Edge)

- 압력이 대기압으로 회복되지만, 상·하부 압력이 완전히 대칭적으로 수렴하지 않는다.
- 이 불균형은 압력항력(pressure drag) 및 조파항력(wave drage)에 기여한다.

3. 상부 표면(Upper Surface)

- 앞전 이후 유동이 계속 가속되며 넓은 저압대가 형성된다.
- 중·후반부($x/c = 0.5-0.6$)근처에서 압력 불연속이 발생하며, 이는 국소 초음속 영역이 충격파를 거치면서 아음속으로 전환되는 현상으로 해석된다.
- 충격파는 압력 불연속과 항력증가(조파항력)의 원인이 된다.

4. 하부 표면(Lower Surface)

- 압력 변화가 상대적으로 완만하며, 상부보다 높은 압력이 유지된다.
- 이로 인해 상·하부 압력차가 누적되어 양력이 발생한다.

5. 정리

- **앞전 효과:** 앞전 곡률로 인해 유동이 가속되며 상부 표면에 강한 저압 피크 발생
- **뒷전:** 불완전한 압력 회복 - 항력 성분 형성
- **상부 표면:** 저압대 형성, 중반부 충격파로 압력 급변 - 조파항력 발생
- **하부 표면:** 상대적으로 고압 유지 - 양력 발생에 기여

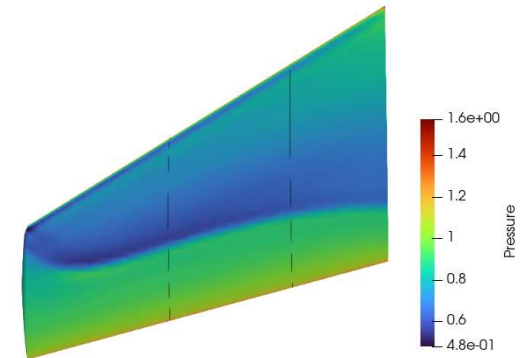


Fig. 3 Bottom view

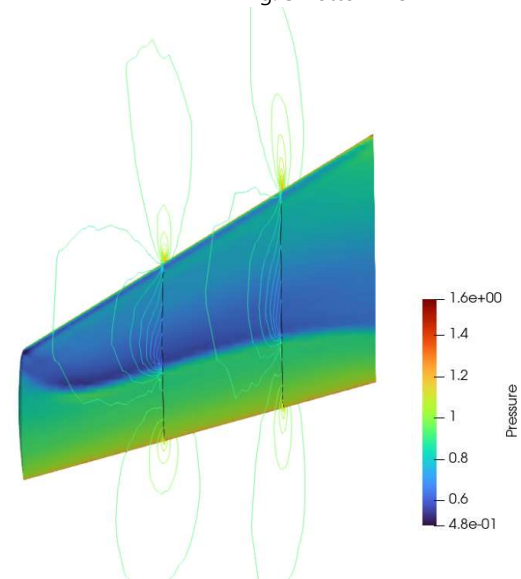


Fig. 3 Pressure 분포도

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. 앞전(Leading Edge) 효과

- 유동이 에어포일 앞전($x/c = 0 - 0.2$)과 만나면서 곡률에 의해 크게 휘어지고 가속된다.
- 이때, 상부 표면에서는 속도가 급격히 증가하고 압력이 급격히 감소하여 강한 저압 피크가 형성된다.
- 이는 베르누이 효과 (속도의 증가에 따른 압력의 감소)로 설명되며, 압축성 조건에서는 등 엔트로피 관계 (eq. 1) 에 의해 국소 마하수 상승이 압력 강하로 이어진다.

$$\frac{P_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Equation.1 압축성 등엔트로피 유동 방정식

2. 뒷전(Trailing Edge)

- 압력이 대기압으로 회복되지만, 상·하부 압력이 완전히 대칭적으로 수렴하지 않는다.
- 이 불균형은 압력항력(pressure drag) 및 조파항력(wave drage)에 기여한다.

3. 상부 표면(Upper Surface)

- 앞전 이후 유동이 계속 가속되며 넓은 저압대가 형성된다.
- 중·후반부($x/c = 0.5-0.6$)근처에서 압력 불연속이 발생하며, 이는 국소 초음속 영역이 충격파를 거치면서 아음속으로 전환되는 현상으로 해석된다.
- 충격파는 압력 불연속과 항력증가(조파항력)의 원인이 된다.

4. 하부 표면(Lower Surface)

- 압력 변화가 상대적으로 완만하며, 상부보다 높은 압력이 유지된다.
- 이로 인해 상·하부 압력차가 누적되어 양력이 발생한다.

5. 정리

- **앞전 효과:** 앞전 곡률로 인해 유동이 가속되며 상부 표면에 강한 저압 피크 발생
- **뒷전:** 불완전한 압력 회복 – 항력 성분 형성
- **상부 표면:** 저압대 형성, 중반부 충격파로 압력 급변 – 조파항력 발생
- **하부 표면:** 상대적으로 고압 유지 – 양력 발생에 기여

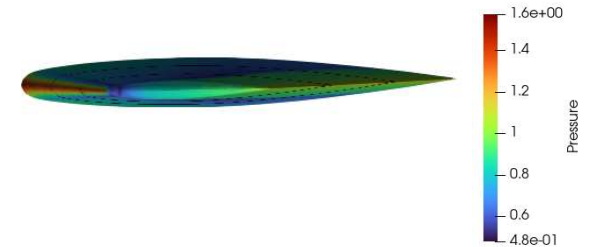


Fig. 3 Root view

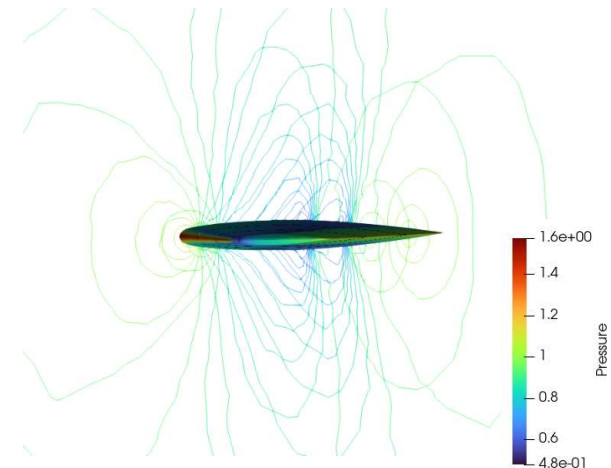


Fig. 3 Pressure 분포도

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. 앞전(Leading Edge) 효과

- 유동이 에어포일 앞전($x/c = 0 - 0.2$)과 만나면서 곡률에 의해 크게 휘어지고 가속된다.
- 이때, 상부 표면에서는 속도가 급격히 증가하고 압력이 급격히 감소하여 강한 저압 피크가 형성된다.
- 이는 베르누이 효과 (속도의 증가에 따른 압력의 감소)로 설명되며, 압축성 조건에서는 등 엔트로피 관계 (eq. 1) 에 의해 국소 마하수 상승이 압력 강하로 이어진다.

$$\frac{P_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Equation.1 압축성 등엔트로피 유동 방정식

2. 뒷전(Trailing Edge)

- 압력이 대기압으로 회복되지만, 상·하부 압력이 완전히 대칭적으로 수렴하지 않는다.
- 이 불균형은 압력항력(pressure drag) 및 조파항력(wave drage)에 기여한다.

3. 상부 표면(Upper Surface)

- 앞전 이후 유동이 계속 가속되며 넓은 저압대가 형성된다.
- 중·후반부($x/c = 0.5-0.6$)근처에서 압력 불연속이 발생하며, 이는 국소 초음속 영역이 충격파를 거치면서 아음속으로 전환되는 현상으로 해석된다.
- 충격파는 압력 불연속과 항력증가(조파항력)의 원인이 된다.

4. 하부 표면(Lower Surface)

- 압력 변화가 상대적으로 완만하며, 상부보다 높은 압력이 유지된다.
- 이로 인해 상·하부 압력차가 누적되어 양력이 발생한다.

5. 정리

- **앞전 효과:** 앞전 곡률로 인해 유동이 가속되며 상부 표면에 강한 저압 피크 발생
- **뒷전:** 불완전한 압력 회복 - 항력 성분 형성
- **상부 표면:** 저압대 형성, 중반부 충격파로 압력 급변 - 조파항력 발생
- **하부 표면:** 상대적으로 고압 유지 - 양력 발생에 기여



Fig. 3 Wing tip view

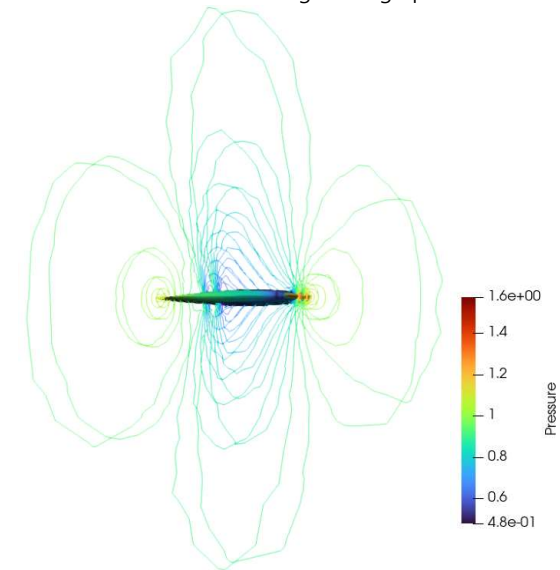


Fig. 3 Pressure 분포도

감사합니다

자세한 사항은 Git hub를 참조해 주시면 감사하겠습니다.
링크: https://github.com/Bogeuns/CFD_Class_Lecture/tree/main/Lecture/Week_1