

# SU2 보고서 (4주차)

## 서 보 근

전산유체 해석 실습

청주대학교 항공기계공학과

지도교수: 임동균 교수님

Due: Oct. 16, 2025



# 1. 해석 격자 조건

## ❖ 해석 격자 조건

➤ 본 해석(예제)에서는 다음과 같은 해석 격자 조건을 적용 :

➤ File name: n0012\_897-257.su2

➤ Mesh Definition

- NDIME = 2
- NELEM = 229376

➤ Incompressible Flow Condition Definition

- SOLVER = RANS
- MACH\_NUMBER= 0.15
- AOA: as a variable
- REYNOLDS\_NUMBER= 11.72E6
- REYNOLDS\_LENGTH= 1.00
- GAMMA\_VALUE= 1.4

➤ Boundary Condition Definition

- MARKER\_HEATFLUX= ( airfoil, 0.0 )
- MARKER\_FAR= ( farfield )
- MARKER\_PLOTTING= ( airfoil )
- MARKER\_MONITORING= ( airfoil )

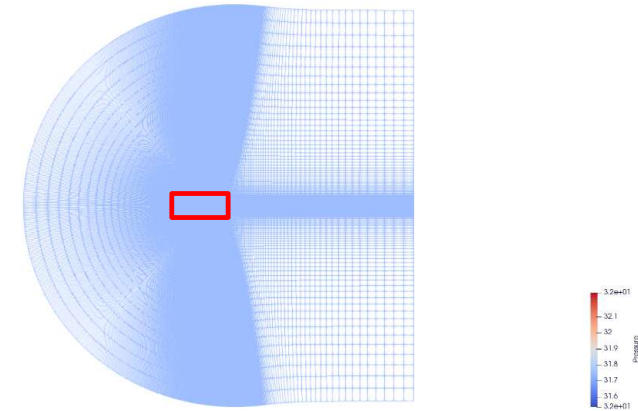


Fig. 3 해석 결과 [wireframe]



Fig. 4 해석 결과 확대 [wireframe]

# 1. 해석 결과 $C_l - \alpha$ curve

## ❖ 해석 결과

➤ 해석 결과 ( $C_l - \alpha$  curve)

구분	설정/증상	왜 $CL_{max}$ 가 커졌는지	빠른 처방
전이(Transition)	전이모델/트립 언급 없음	자연전리로 두면 부착 길어져 stall 지연 [1],[3-4]	$y-Re\theta$ 전이모델 활성화 또는 트립: 상하 $x/c \approx 0.05$ , 양면(완전난류 비교용) [1],[3],[8-9]
난류모델 × 벽해상도	2D RANS, $y^+$ 미제어 가능성	SST/SA는 $y^+$ 민감. $y^+$ 높으면 분리/재접착 예측 지연 [5]	첫 셀 $y^+ \approx 1(\leq 5)$ , LE/TE 고해상도 스트레칭, 벽 함수 일관성 점검 [5]
도메인/원거리	반원 도메인, 반경 작아 보임	블로케이지/유도유속 오차로 AoA-CL 왜곡	원거리 반경 $\geq 20c$ 로 확장(관행치), 출구/대칭 조건 재검
수치 스킴/점성	(미기재)	인공점성·리미터 세팅에 따라 분리 예측 둔감 → stall 늦춤	공간 2차 이상 + 리미터/인공점성 민감도 스텀디
2D 한계	2D 단면	풍동도 트립·거칠기·3D 잔효과 존재. 순수 2D RANS는 대개 stall 지연 [4]	Spanwise 짧은 3D( $AR \geq 20$ , 슬립월)로 교차검증

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

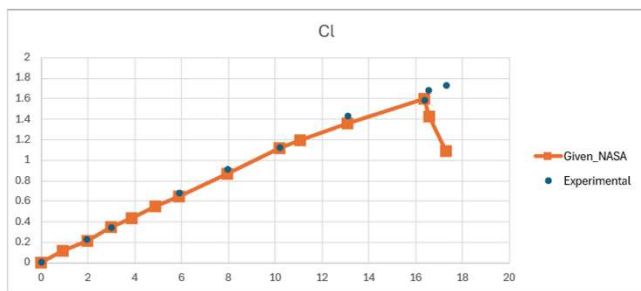


Fig. 5 해석 결과 그래프

AOA	Given_NASA	Experimental	[n]	gap
0	0	0.007447	8474	
0.940006	0.120611			
1.96944	0.215533	0.226814	8499	5.23%
2.99515	0.34477	0.345158	7392	0.11%
3.85131	0.439599			
4.87888	0.551678			
5.90831	0.6466	0.68261	5211	5.57%
7.96346	0.870758	0.912263	5937	4.77%
10.1891	1.12074	1.125028	8548	0.38%
11.0471	1.19842			
13.1088	1.36252	1.427056	11169	4.74%
16.3759	1.59591	1.58213	14070	0.86%
16.5678	1.42443	1.684298	23210	18.24%
17.2971	1.09024	1.732078	51154	58.87%

Table. 1 해석 결과 정리

- Symbols and Abbreviations
- AOA: angle of attack
  - Data:  $C_l$  (NASA, Experimental)
  - [n]: number of iteration
  - Gap: error from NASA data to Experimental data

REF:  
Table  
[1] : NASA, Turbulence Modeling Resource, 2022, [https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html)

Analysis: 마지막 페이지 기재

# 1. 해석 결과 $C_p$ - ( $x/c$ )

## ❖ 해석 결과

### ◆ AOA = 0° (기준 상태)

AOA 0°에서는 전 구간에서 압력 분포가 매끄럽게 이어지며, NASA에서 제시한 기준 데이터와 매우 유사한 곡선을 나타냈다. 이는 초기 해석 설정(경계조건, 난류모델 등)이 유효하게 적용되었음을 의미하며, 본 해석 결과의 신뢰성을 검증하는 기준 단계로 기능한다 [13],[14].

### ◆ AOA = 10° (양력 상승 구간)

AOA 10°에서는 익형 전연(Leading Edge) 부근에서 일시적인 강한 흡입이 발생하며, NASA 대비 약간 더 깊은 음압 피크( $C_{pmin}$ )가 관찰되었다. 그러나 압력 회복 구간에서는 유사한 분포를 유지하고 있어, 이는 전이 고정(trip) 여부보다는 경계층 가속 및 자연 전이 효과에 따른 정상적인 현상으로 해석된다 [13],[15].

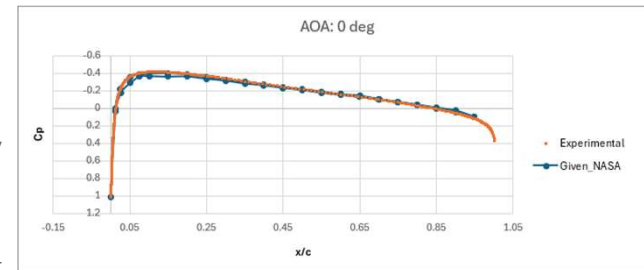
### ◆ AOA = 15° (Stall 임박 구간)

고받음각 영역인 AOA 15°에서는 흡입 피크의 추가 심화와 함께 압력 회복 지점이 지연되는 특성이 나타났다. 이러한 분포는 경계층 분리에 근접하거나 부분 분리가 발생하는 전형적인 징후로,  $CL_{max}$ 가 과대 예측되는 경향과 일관된 거동을 보였다. 이는 격자 정밀도보다는 전이 및 수치모델 설정의 영향이 더 크게 작용한 결과로 판단된다 [16],[17].

## ➤ 해석 결과 요약

AOA	$C_p$ 분포 특성	NASA와의 일치 정도	해석적 의미	참고
0°	전 구간 부착, $C_p$ 완만	거의 동일	정상 조건, 모델 신뢰 확보	[13],[14]
10°	LE 흡입 피크 심화	소폭 차이 ( $x/c$ 0.01~0.05)	경계층 가속/전이 영향	[13],[15]
15°	LE 피크 + 회복 지연	차이 확대	stall 지연 / CL 과대 원인	[16],[17]

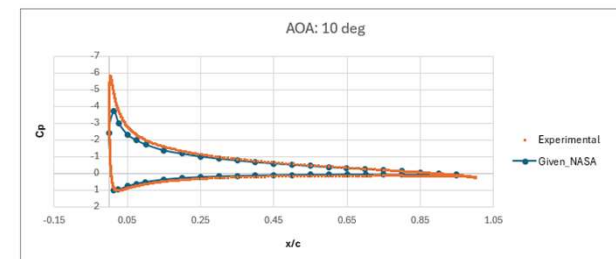
\*본 해석은 Open AI, Chat GPT의 도움을 받아 해석되었습니다.



Experimental  
NASA

AOA  
0  
0.0169

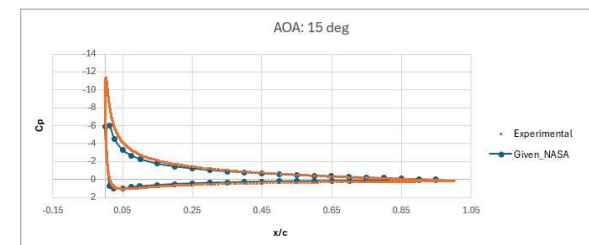
Fig. 6  $CP/(x/c)$  result



Experimental  
NASA

AOA  
10  
10.0254

Fig. 7  $CP/(x/c)$  result



Experimental  
NASA

AOA  
15  
15.0299

Fig. 8  $CP/(x/c)$  result

# 자료 출처

## ● Reference

- [1] Ladson, C. L. (1988). Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on NACA 0012 airfoil characteristics. NASA Langley Research Center. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19880019495/downloads/19880019495.pdf>
- [2] NASA NTRS. (1988). Effects of independent variation... (Record page). <https://ntrs.nasa.gov/citations/19880019495>
- [3] NASA Turbulence Modeling Resource. (n.d.). NACA 0012 validation (trip/fully turbulent notes). [https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html)
- [4] McCroskey, W. J. (1987). A critical assessment of wind-tunnel results for the NACA 0012 airfoil. NASA TM-100019. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19880002254/downloads/19880002254.pdf>
- [5] Menter, F. R. (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA Journal, 32(8), 1598–1605. ( $y^+$ /SST 관행 인용) <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/3.12149>
- [6] Abbott, I. H., & von Doenhoff, A. E. (1959). Theory of wing sections. Dover. (0012 표준 폴라/배경) <https://aeroknowledge77.files.wordpress.com/2011/09/58986488-theory-of-wing-sections-including-a-summary-of-airfoil-data.pdf>
- [7] Selig, M. S. (n.d.). UIUC airfoil data site (NACA 0012 coords/polars). [https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html](https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html)
- [8] Rausa, V., et al. (2023). Transition modeling in SU2 using  $\gamma$ -Re $\theta$ . AIAA SciTech. <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2023-1570>
- [9] Rausa, V., et al. (2023). Open-access version (implementation details). [https://re.public.polimi.it/bitstream/11311/1242117/3/RAUSA\\_OA\\_01-23.pdf](https://re.public.polimi.it/bitstream/11311/1242117/3/RAUSA_OA_01-23.pdf)
- [10] LEAP Australia. (2020). Wall functions and  $y^+$  requirements (요약 가이드). <https://www.leapaust.com.au/blog/cfd/tips-tricks-turbulence-wall-functions-and-y-requirements/>
- [11] CFD-Online Forum. (2019). Required  $y^+$  range for  $k$ - $\omega$  SST (토론). <https://www.cfd-online.com/Forums/fluent/225077-required-y-range-k-omega-standard-sst.html>
- [12] Smith, M. J., et al. (2004). CFD vs experiment at high AoA (stall/모델 민감). NASA/ARC. [https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Smith\\_AHS04.pdf](https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Smith_AHS04.pdf)
- [13] NASA Turbulence Modeling Resource. (n.d.). NACA 0012 validation (transition and trip notes). [https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html)
- [14] Abbott, I. H., & von Doenhoff, A. E. (1959). Theory of wing sections. Dover.
- [15] Ladson, C. L. (1988). Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on NACA 0012 airfoil characteristics. NASA Langley Research Center.
- [16] Menter, F. R. (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA Journal, 32(8), 1598–1605.
- [17] McCroskey, W. J. (1987). A critical assessment of wind-tunnel results for the NACA 0012 airfoil. NASA TM-100019.

감사합니다

자세한 사항은 Git hub를 참조해 주시면 감사하겠습니다.  
링크:[https://github.com/Bogeuns/CFD\\_Class\\_Lecture.git](https://github.com/Bogeuns/CFD_Class_Lecture.git)