

# 무격자 기법 기반 유동해석 솔버를 이용한 초음속 및 천음속 그리드핀 공력특성 분석

CFD Analysis of Aerodynamic Characteristics of Supersonic and Transonic Grid-Fin  
using Meshless Based Flow Solver

최대산\*, 김성태, 이상돈

(주)넥스트폼 기술연구소



# 목차

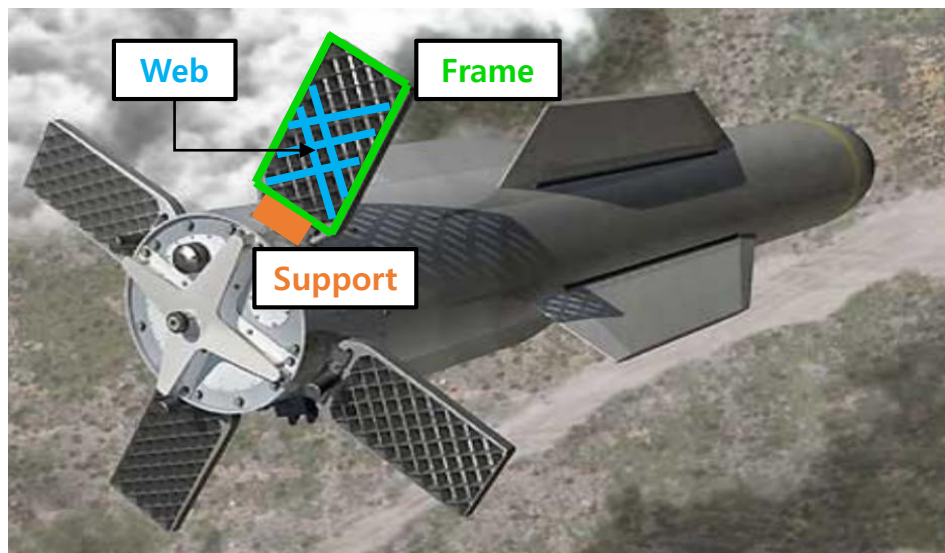
I. 연구배경	3p
II. 연구방법	8p
III. Benchmark Test	12p
IV. 천음속 초킹 특성	18p
V. 결론	25p

# I. 연구배경

1. 그리드핀
2. 그리드핀 연구 동향
3. 연구 주제

## ■ 그리드핀

- Grid-fin / Lattice-fin
- 핀 frame 내부에 web이 격자(cell)를 이루며 교차하는 조종면
- 1970년대 소련에서 air-break 및 비행 안정성 향상을 위해 처음으로 사용
- 현재까지 군사적 목적, 우주 발사체 등에 활용
  - Soviet SS series, MOP, MOAB, Vympel R-77, Soyuz, SpaceX Falcon 9 등



<Grid-Fin of American MOP [1]>



<SpaceX's SAOCOM 1B landing [2]>

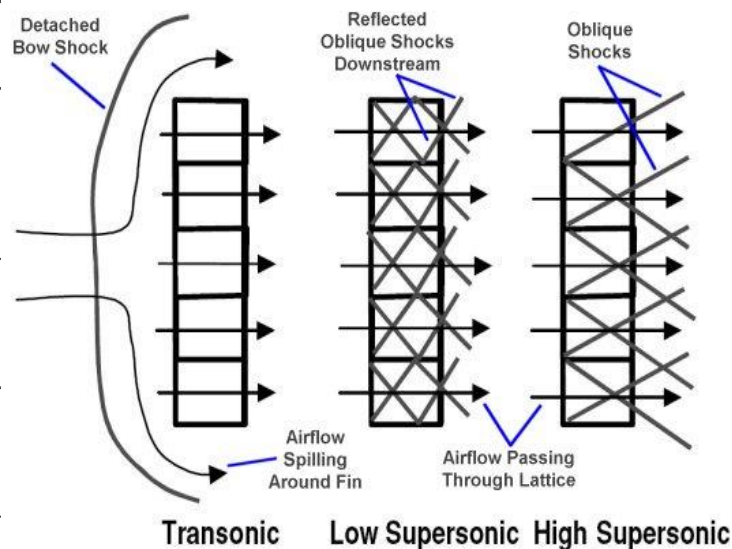
## ■ 그리드핀

### ■ 그리드핀 특성

- 공력 : (1) 고반음각 **실속특성 우수**, (2) **압력중심 변화 작음**, (3) **필요시 항력 극대화 가능**
- 구조 : 특히 고속에서 **힌지 모멘트** 감소 유리
- 설계 및 활용 : 접힌 상태에서 발사 가능하므로 **보관성 및 발사의 편의성 증대**
- 그리드핀은 유동특성이 **속도(마하수)**에 따라 크게 변화

<Flow characteristics of a Grid-Fin>

Flow regime	Flow form	Mach number	Characteristics
Subsonic	Simple flow	$0 < M < Mc1$	<ul style="list-style-type: none"> <li>No flow with complicated characteristics occurs</li> <li>Same as flat plate pin analysis</li> </ul>
Transonic	Chocked flow	$Mc1 < M < 1$	<ul style="list-style-type: none"> <li>Internal flow can be modeled as converting nozzle</li> <li>Chocking occurs and the drag increases greatly</li> <li>Hinge moment greatly increased</li> <li>Control efficiency lower than plate wing</li> </ul>
	Bow shock	$1 < M < Mc2$	<ul style="list-style-type: none"> <li>High drag due to shock wave</li> <li>Hinge moment greatly increased</li> <li>Control efficiency lower than plate wing</li> </ul>
Supersonic	Reflecting shock wave	$Mc2 < M < Mc3$	<ul style="list-style-type: none"> <li>Shockwave attaches to the front end, and reflection shock wave occurs</li> <li>Reduced lift due to compressed air and expanded air</li> </ul>
	Non-reflecting shock wave	$Mc3 < M$	<ul style="list-style-type: none"> <li>Non-reflective shock wave generation due to small attachment angle</li> <li>The most appropriate form</li> </ul>



<Schematic of flow characteristics of a Grid-Fin [3]>

## ■ 그리드핀 관련 연구 동향

### ■ Exp. vs. CFD

- 실험 데이터를 기반 CFD 해석 결과 차이 비교
- Exp. 와 CFD 최대 차이 : **10 % 내외 (초음속) / 20 % 내외 (천음속)**

#### <List of experimental literatures used for CFD verification>

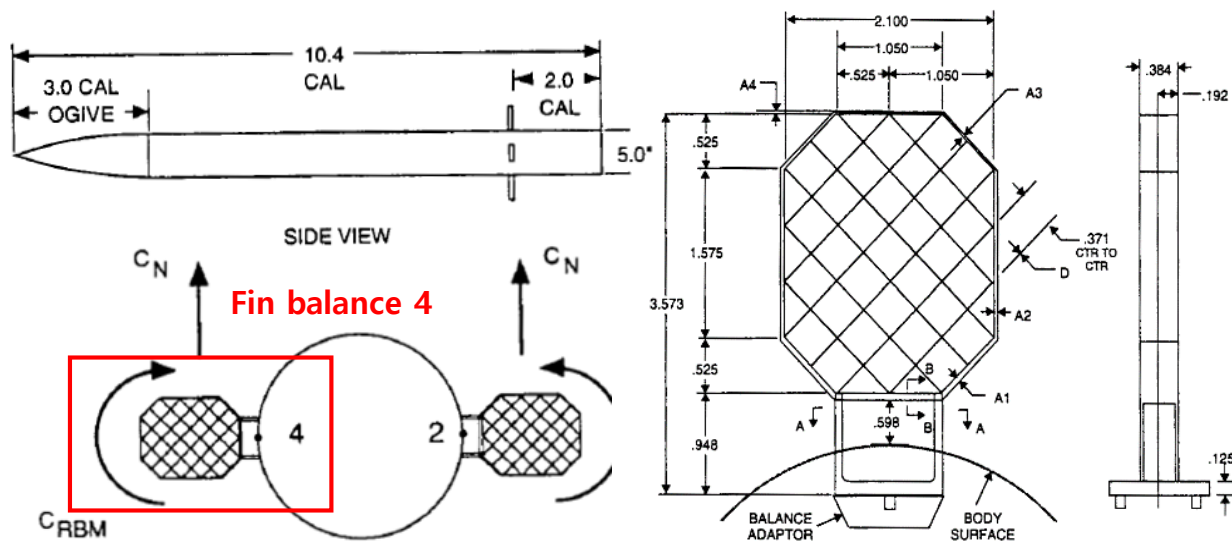
Year	Title	Author	Institute
2001	Wind Tunnel Investigation of Grid Fin and Conventional Planar Control Surfaces [4]	Fournier, E. et al.	Defence Research Establishment Valcartier (DREV)
1997	A Preliminary Analysis of the DERA Lattice Controls Database [5]	Simpson, G. et al.	The Defence Evaluation and Research Agency (DERA)
1994	An Experimental Investigation of Grid Fin Drag Reduction Techniques [6]	Miller, M. S. et al.	The National Testing Service (NTS)

#### <List of literatures on the comparison between Exp. and CFD of Grid-fin>

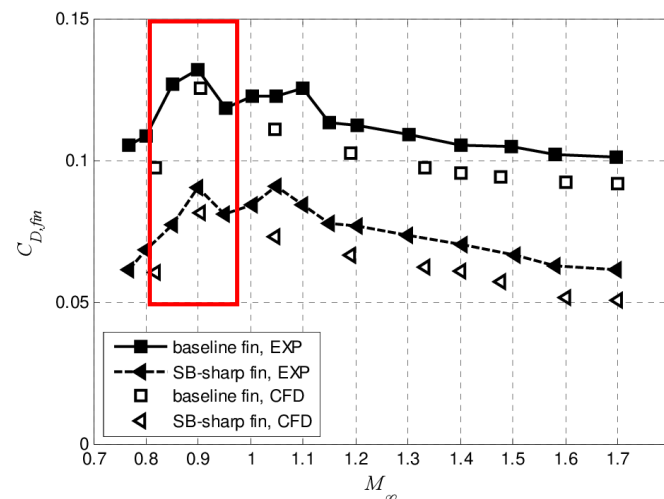
Flow regime	Year	Author	Exp. reference	Maximum Difference between Exp.	Object
Supersonic	2019	Liu, Y et al. [7]	DREV	Normal – 5 % / Axial – 8 %	BT
	2018	Dikbas et al. [8]	NTS	Normal – 15 % / Axial – n/a	GF
	2003	Lin, H et al. [9]	NTS	Normal – 5 % / Axial – 20 %	GF
	2003	DeSpirito et al. [10]	DREV	Normal – 10 % / Axial – 15 %	BT
	2001	DeSpirito et al. [11]	DERA	Fluent : Normal – 7 % / Axial – 11 % / In-house : Normal – 13 % / Axial – 50 % ↑	BT
	2001	DeSpirito et al. [12]	DERA	Normal – 17 % / Axial – 9 %	BT
Transonic	2018	Dikbas et al. [8]	NTS	Normal – 20 % / Axial – n/a	GF
	2016	Debiasi et al. [13]	Debiasi	Normal – n/a / Axial – 17 %	GF
	2015	Despeyroux et al. [14]	Debiasi	Normal – n/a / Axial – 15 %	GF
	2009	Cai et al. [15]	ARFDAS	Normal – n/a / Axial – 23 %	BT
	2006	Hughson et al. [16]	ARFDAS	Normal – n/a / Axial – 23 %	BT

## ■ 연구 주제

- 무격자 기법 기반의 유동해석 프로그램 FAMUS 를 이용,  
초음속 및 천음속 유동영역에서 그리드핀 해석 수행
- 참고문헌의 실험 데이터를 기준으로 벤치마크 테스트 수행
  - Mark S. Miller et al, “An experimental investigation of grid fin drag reduction techniques”, 1994 [6]
  - 문헌의 “F1” (직사각형 프레임 단면) 형상
- 천음속 영역에서의 그리드핀 초킹 (chocking) 특성 분석
  - Analytic approach / CFD



<Benchmark wind tunnel BT model and Grid-fin configuration [3]>



<Drag increase due to chocking in cell [2]>

## II. 연구방법

1. 무격자기법 기반의 유동해석 솔버
2. 지배방정식 및 수치해석 기법



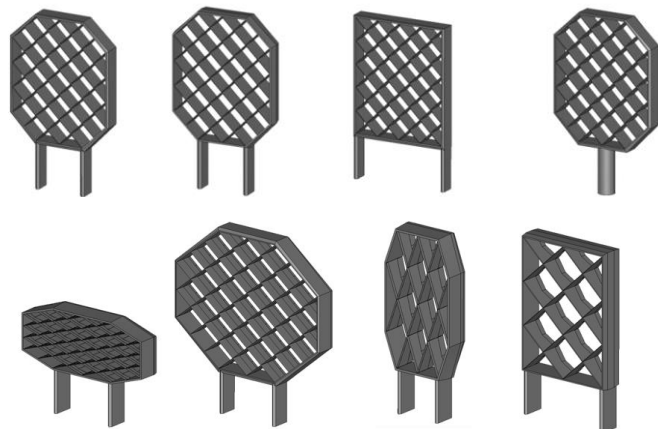
## ■ 무격자기법 기반의 유동해석 솔버

### ■ 무격자기법 특징

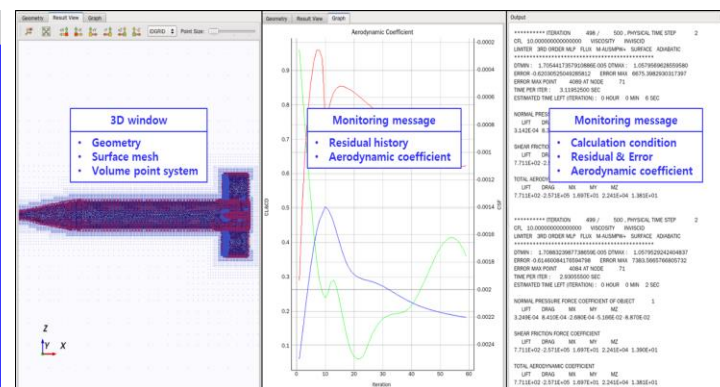
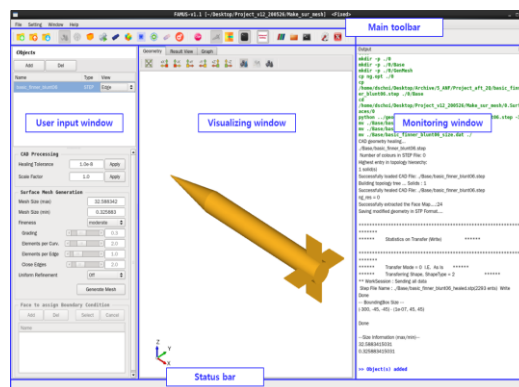
- 주변 질점 이용 gradient 계산 ( $\leftrightarrow$  Green-Gauss gradient)
  - LSM : 기준점과 주변 질점간 근사함수(Taylor series)의 truncation error 기준으로 계산
  - 제약조건으로 Flux conservation 대신, Geometric conservation (GC-LSM) 부여  $\rightarrow$  국부적으로 보존성 문제 해소
- 질점만을 사용하기 때문에, 복잡한 해석 형상에 유연하게 대처 가능

## ■ FAMUS(Fully Automated MULTI-physics Simulation)

- 무격자 기법 유동 해석 솔버 + 오픈 소스 라이브러리
- 전 과정 파라미터 기반으로 작동 방식  $\rightarrow$  전처리 과정 사용자 개입 최소화 / 자동화 유리



<Various possible shape of Grid-fin>



<FAMUS User Interface>

## ■ 지배방정식 및 수치해석 기법

### ■ 3D RANS equation

- Mass, momentum, energy balance

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = 0$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j + p \delta_{ij})}{\partial x_j} = \frac{\partial \tau_{ji}}{\partial x_j}, \quad \tau_{ij} = -\frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} + \mu \left( \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)$$

$$\frac{\partial \rho e_t}{\partial t} + \frac{\partial[(\rho e_t + p)u_j]}{\partial x_j} = \frac{\partial \Omega_j}{\partial x_j}, \quad \Omega_i = u_j \tau_{ij} + k \frac{\partial T}{\partial x_i}$$

- Ideal gas, total energy definition

$$p = \rho R T, \quad R = 267.15 \text{ J/kg} \cdot \text{K}, \quad \gamma = 1.4$$

$$e_t = \frac{p}{\rho(\gamma - 1)} + \frac{1}{2} u_k u_k$$

- Viscosity and thermal conductivity

$$\mu = \mu_L + \mu_T, \quad k = k_L + k_T$$

$$k_L = \mu_L \frac{C_p}{Pr_L}, \quad k_T = \mu_T \frac{C_p}{Pr_T}, \quad Pr_L = 0.72, \quad Pr_T = 0.9$$

## ■ 지배방정식 및 수치해석 기법

### ■ Turbulence modeling

- $k - \omega$  SST model – 2003 Menter

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_j)}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2\sigma(1 - F_1)\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$$

$$\nu_t = \frac{\alpha_1 k}{\max(\alpha_1 \omega, \Omega F_2)}$$

### ■ Numerical scheme

<Numerical scheme>

Governing equation	NS equation
Convective Flux scheme	M-AUSMPW+
Spatial reconstruction	MLP 3 <sup>RD</sup>
Turbulence model	$k - \omega$ SST, Menter 2003
Convective flux scheme	M-AUSMPW+
Spatial reconstruction	First order
Wall function	Standard wall function
Time integration	LU-SGS

# III. Benchmark Test

1. 해석 조건
2. 초음속 유동 해석 결과
3. 천음속 유동 해석 결과

# Benchmark Test

## ■ 해석 조건

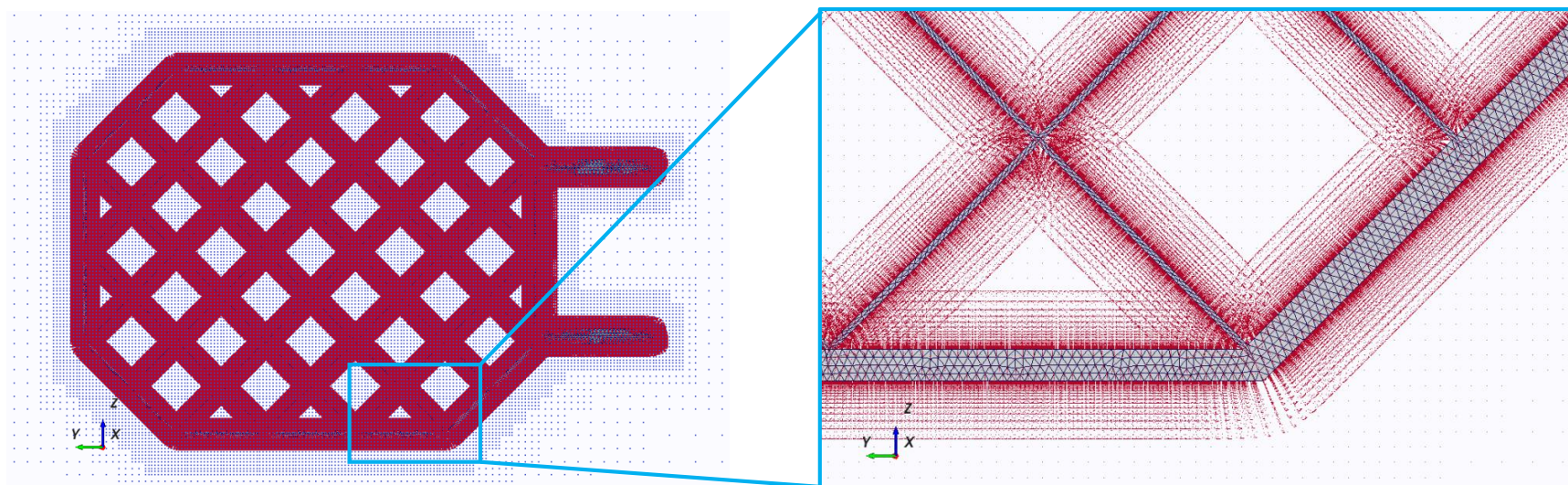
### ■ 자유류 조건

<Freestream condition and reference values>

Freestream (Supersonic)	Freestream (Transonic)	Reference values
<ul style="list-style-type: none"><li>• Mach number : 1.8</li><li>• Static pressure : 29647.47 (Pa)</li><li>• Static temperature : 175.56 (K)</li><li>• Re/L : 24.15 (<math>\times 10^6/m</math>)</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Mach number : 1.2</li><li>• Static pressure : 62052.84 (Pa)</li><li>• Static temperature : 230.56 (K)</li><li>• Re/L : 22.67 (<math>\times 10^6/m</math>)</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Ref. area : 0.01267 (m<sup>2</sup>)</li><li>• Ref. length : 0.127 (m)</li><li>• Model length : 1.3208 (m)</li><li>• Moment ref. center : 0.6604 (m)</li></ul>

## ■ 해석 질점

- 표면질점 : 225,192 개, 공간질점 : 5,499,533 개, 프리즘 레이어 : 19 층,  $y^+ \sim 10$



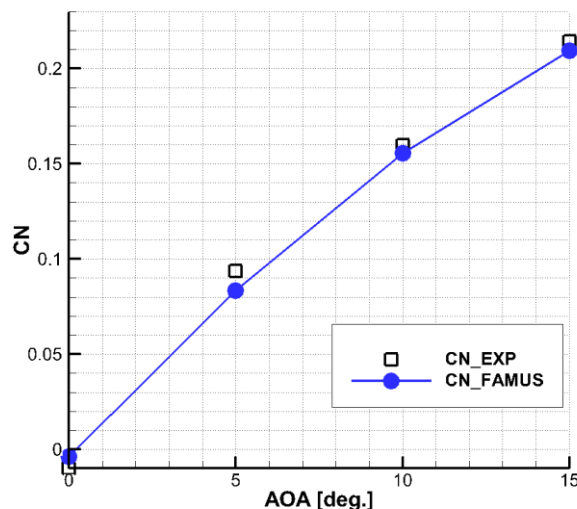
<Volume point system configuration around Grid-fin>

# Benchmark Test

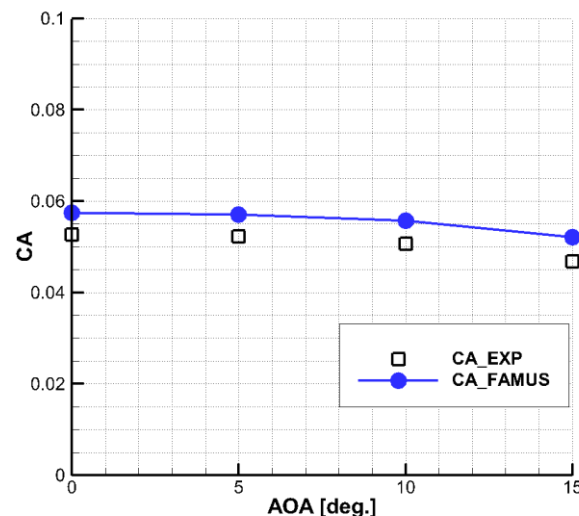
## ■ 초음속 유동 해석 결과

### ■ 공력계수

- Normal force : 실험값보다 작게 예측 (최대 11 % 차이 – AOA 5 도)
- Axial force : 실험값보다 10 % 가량 높게 예측
- 다른 CFD 연구와 비슷한 수준의 차이, Body effect 검토 필요



<Aerodynamic coefficient comparison>



<Normal force coefficient comparison>

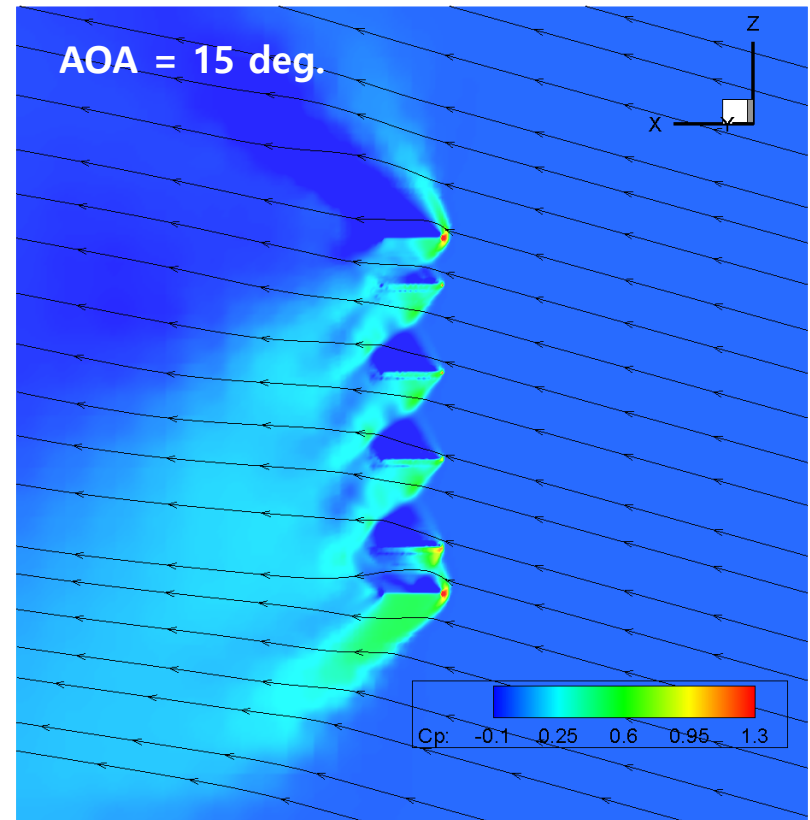
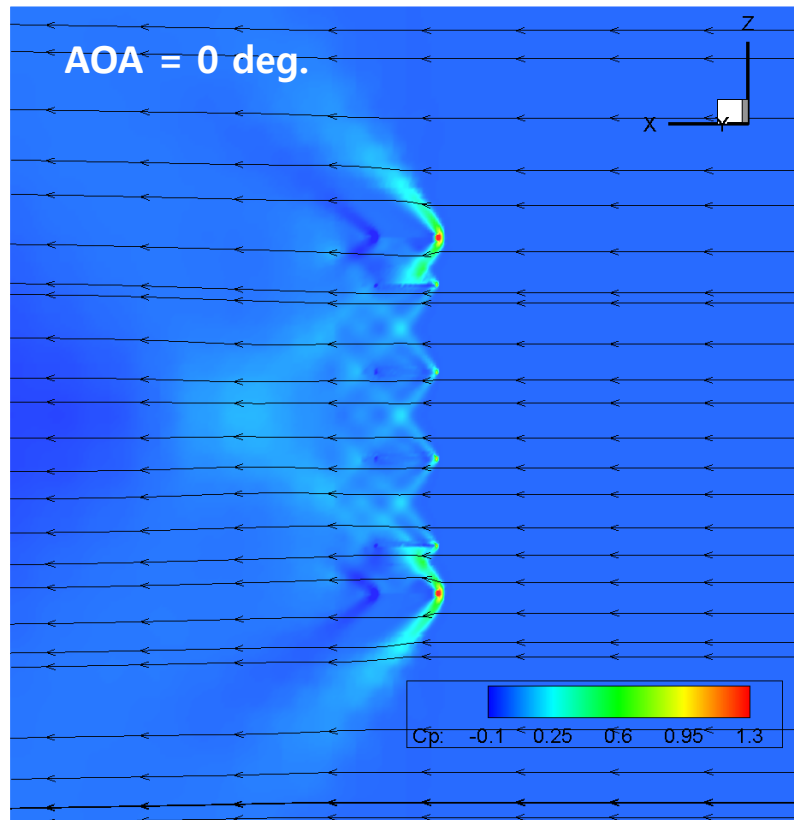
CN				
AOA	0	5	10	15
Exp.	-0.0099	0.0938	0.1598	0.2143
FAMUS	-0.00374	0.08355 (-11 %)	0.1557 (-3 %)	0.2094 (-2 %)

<Axial force coefficient comparison>

CA				
AOA	0	5	10	15
Exp.	0.05260	0.05231	0.05065	0.04675
FAMUS	0.05745 (9 %)	0.05705 (9 %)	0.05576 (10 %)	0.05211 (11 %)

# Benchmark Test

- 초음속 유동 해석 결과
  - 압력 분포
    - 마하수 1.8
    - 경사 충격파 발생 / 셀 내부에서 충격파 반사



<Pressure coefficient distribution around Mach 1.8 Grid-fin at different AOA>

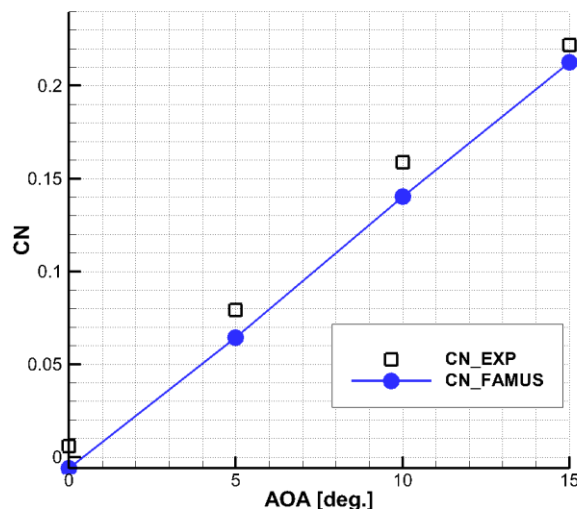


# Benchmark Test

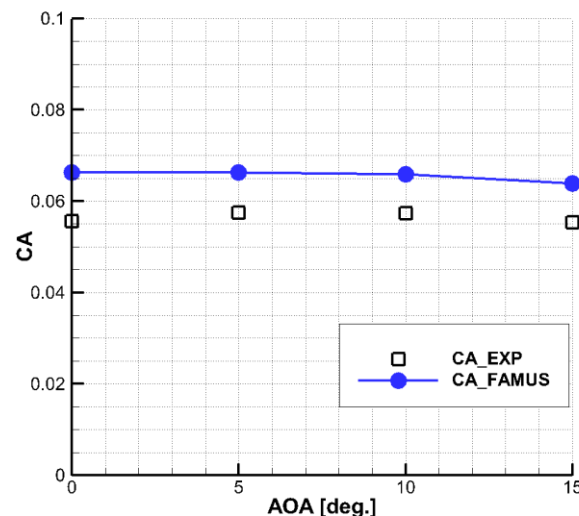
## ■ 천음속 유동 해석 결과

### ■ 공력계수

- Normal force : 실험값보다 작게 예측 (최대 19 % 차이 – AOA 5 도)
- Axial force : 실험값보다 16 % 가량 높게 예측
- 다른 CFD 연구와 비슷한 수준의 차이, Body effect 검토 필요



<Aerodynamic coefficient comparison>



<Normal force coefficient comparison>

	CN			
AOA	0	5	10	15
Exp.	0.0058	0.0793	0.1586	0.2219
FAMUS	-0.0060	0.0643 (-19 %)	0.1402 (-12 %)	0.2127 (-4 %)

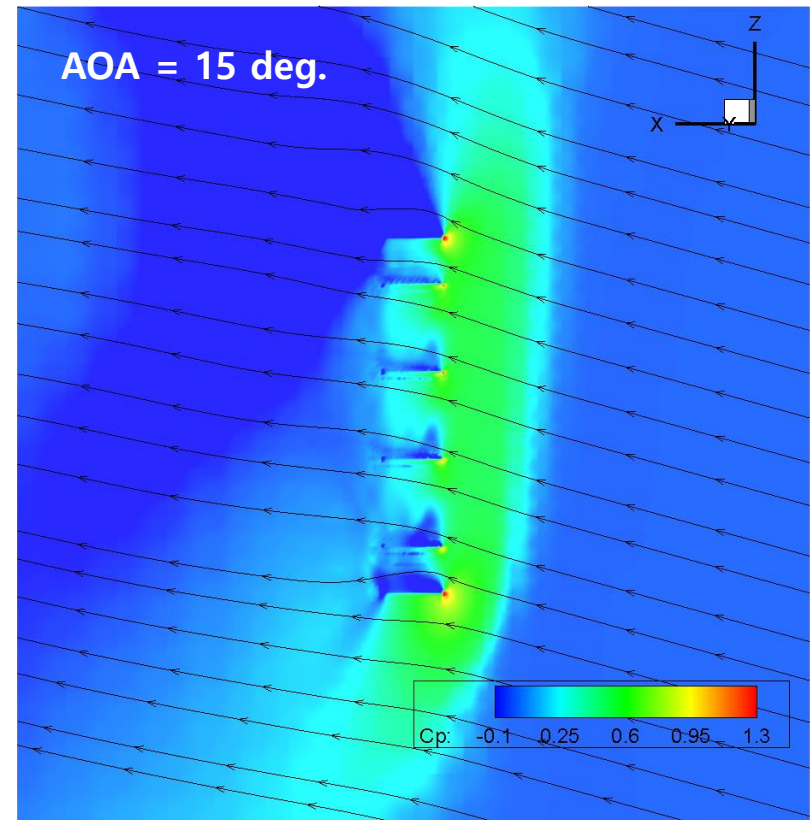
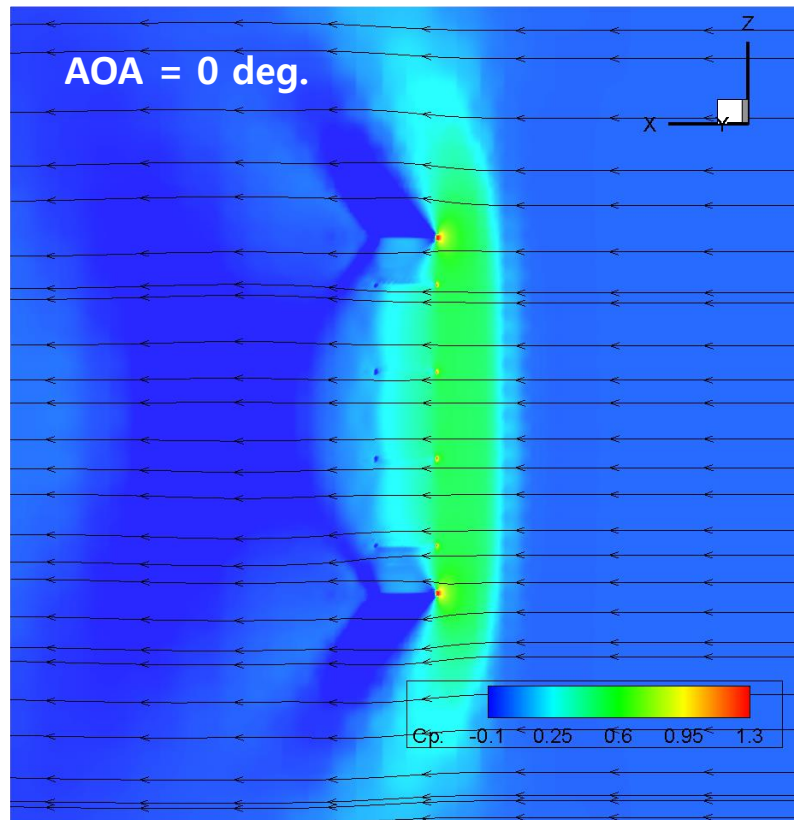
<Axial force coefficient comparison>

	CA			
AOA	0	5	10	15
Exp.	0.05557	0.05742	0.05729	0.05535
FAMUS	0.06627 (19 %)	0.06625 (15 %)	0.06591 (15 %)	0.06386 (15 %)



# Benchmark Test

- 천음속 유동 해석 결과
  - 압력 분포
    - 마하수 1.2
    - 분리 충격파 발생



<Pressure coefficient distribution around Mach 1.2 Grid-fin at different AOA>

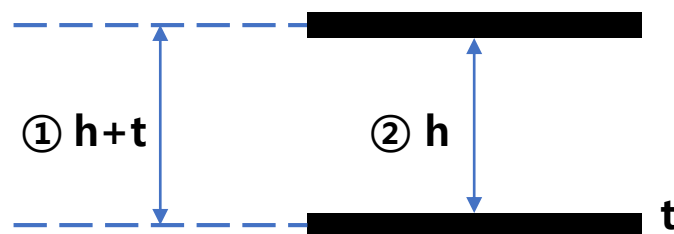
## IV. 천음속 초킹 특성

1. Analytic approach
2. CFD 해석

## ■ Analytic approach

### ■ Quasi 1D nozzle approximation

- 그리드핀 셀 내부 초킹 ~ 준 1차원 노즐 초킹 [17] → 임계 마하수 예측
- 소산 X (열전달 및 점성소산 무시)



### - Quasi 1D Continuity

$$\rho u A = \rho^* u^* A^*$$

$$\frac{A}{A^*} = \frac{\rho^* u^*}{\rho u} = \frac{\rho^* \rho_0 u^*}{\rho_0 \rho u} = \frac{\rho^* \rho_0}{\rho_0 \rho^*} \frac{1}{M^*} \leftarrow$$

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

### - Grid-fin Cell to Nozzle choking approximation

$$\frac{A}{A^*} \approx \frac{h+t}{h} = \frac{1}{M_c} \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_c^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

### - Isentropic assumption

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

$$\frac{\rho^*}{\rho_0} = \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

$$\frac{1}{M^*} = \frac{1}{M} \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{1}{2}}$$

## ■ Analytic approach

### ■ Quasi 1D nozzle approxcimation

- 그리드핀 셀 내부 초킹 ~ 준 1차원 노즐 초킹 → 임계 마하수 예측
- 소산 X (열전달 및 점성소산 무시)

#### - Critical Mach number estimation

$$M_c = fn(h, t, \gamma)$$

$$h = 0.009226, \quad t = 0.000203, \quad \gamma = 1.399$$

#### - Calculation result

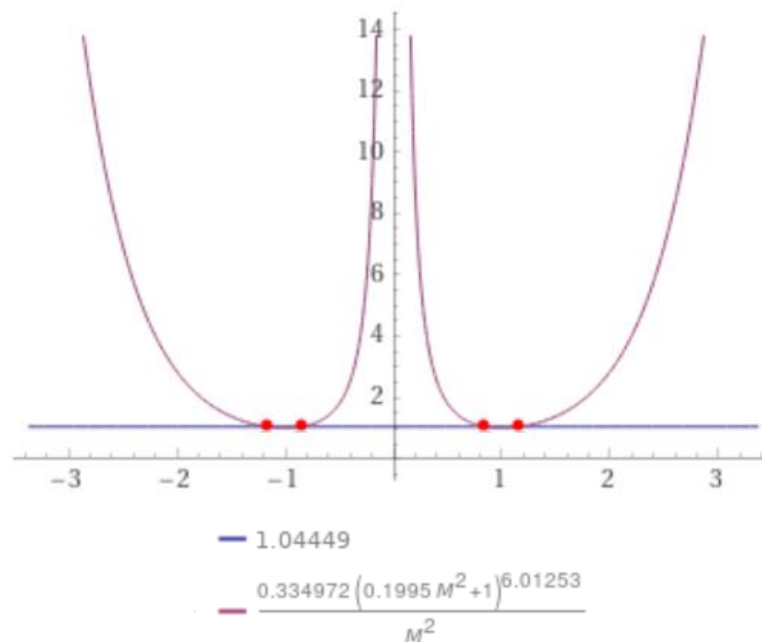
$$1.022003035^2 = \frac{1}{M^2} \left( \frac{2}{1.399 + 1} \left( 1 + \left( \frac{1}{2} (1.399 - 1) \right) M^2 \right) \right)^{(1.399+1)/(1.399-1)}$$

$$1.04449 = \frac{0.334972 (0.1995 M^2 + 1)^{6.01253}}{M^2}$$

$$M \approx \pm 1.16900983402823...$$

$$M \approx \pm 0.845522209602446...$$

$$M_c = 0.8455$$



<Analytic solution plot>

## ■ CFD 해석

### ■ 해석 조건

- Benchmark와 동일한 형상 및 질점계
- 마하수(0.8 ~ 1.9)를 변화시키면서 유동 특성(초킹 여부, 유동 구조, axial force) 관찰
- Exp., 고도 0 km, 고도 10 km / M = 1.2 를 기준으로 3 개의 Reynolds number
  - 대기권 경계(10 km) 범위를 상한으로 저 레이놀즈수에서 analytic estimation의 타당성 확인

Geo potential Altitude above Sea Level - h - (m)	Temperature - T - (°C)	Acceleration of Gravity - g - (m/s²)	Absolute Pressure - p - (10⁵ N/m²)	Density - ρ - (kg/m³)	Dynamic Viscosity - μ - (10⁻³ N s/m²)
-1000	21.50	9.810	11.39	1.347	1.821
0	15.00	9.807	10.13	1.225	1.789
1000	8.50	9.804	8.968	1.112	1.758
2000	2.00	9.801	7.950	1.007	1.726
3000	-4.49	9.797	7.012	0.9093	1.694
4000	-10.98	9.794	6.166	0.8184	1.661
5000	-17.47	9.791	5.405	0.7334	1.628
6000	-23.96	9.788	4.722	0.6601	1.595
7000	-30.45	9.785	4.111	0.5960	1.561
8000	-36.94	9.782	3.565	0.5258	1.527
9000	-43.42	9.779	3.080	0.4671	1.493
10000	-49.90	9.776	2.650	0.4135	1.458
15000	-56.50	9.761	1.211	0.1948	1.422
20000	-56.50	9.745	0.3529	0.08991	1.422
25000	-51.60	9.730	0.2549	0.04008	1.448
30000	-46.64	9.715	0.1197	0.01641	1.475
40000	-22.80	9.684	0.0287	0.003996	1.601
50000	-2.5	9.654	0.007978	0.001027	1.704
60000	-26.13	9.624	0.002196	0.0003097	1.584
70000	-53.57	9.594	0.00052	0.00008283	1.438
80000	-74.51	9.564	0.00011	0.00001846	1.321

≫  $T$  : from U.S. Standard Atmosphere data [18]

≫ Base Re : Calculated based on  $M = 1.2$

$$\gg p = \sqrt{\frac{RT}{\gamma}} \frac{\mu Re}{M}$$

<Freestream condtion>

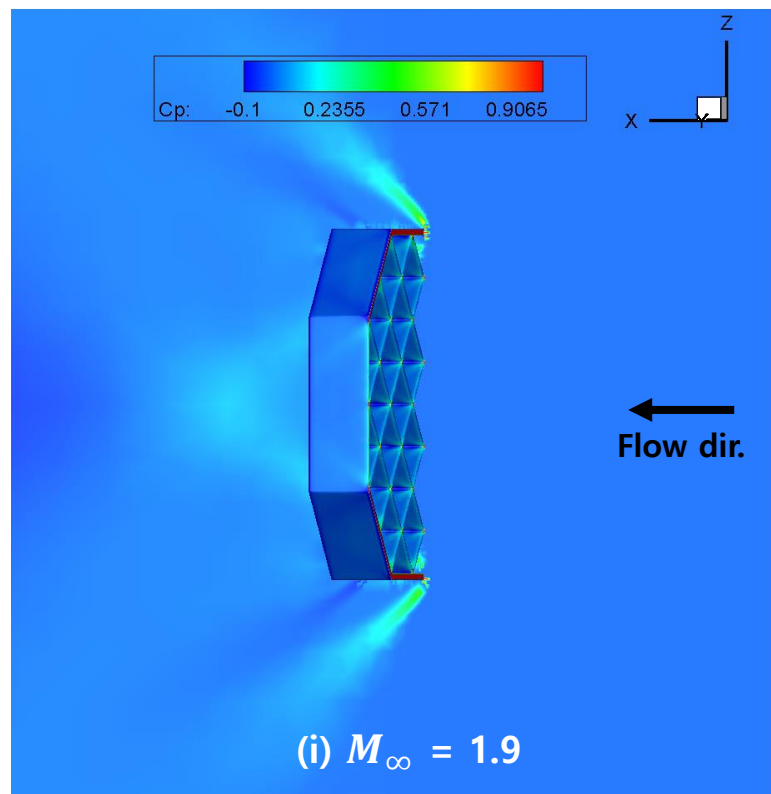
Air condition	Unit Reynolds number	Mach number	Temperature [K]	Pressure [Pa]
Exp. condition	22672332.85	0.7 ~ 1.9	230.56	106376.30 ~ 39191.27
Alltitude 0 km	27588755.55		288.15	173657.14 ~ 63978.95
Alltitude 10 km	10111453.70		223.25	45428.57 ~ 16736.84

# 천음속 초킹 특성

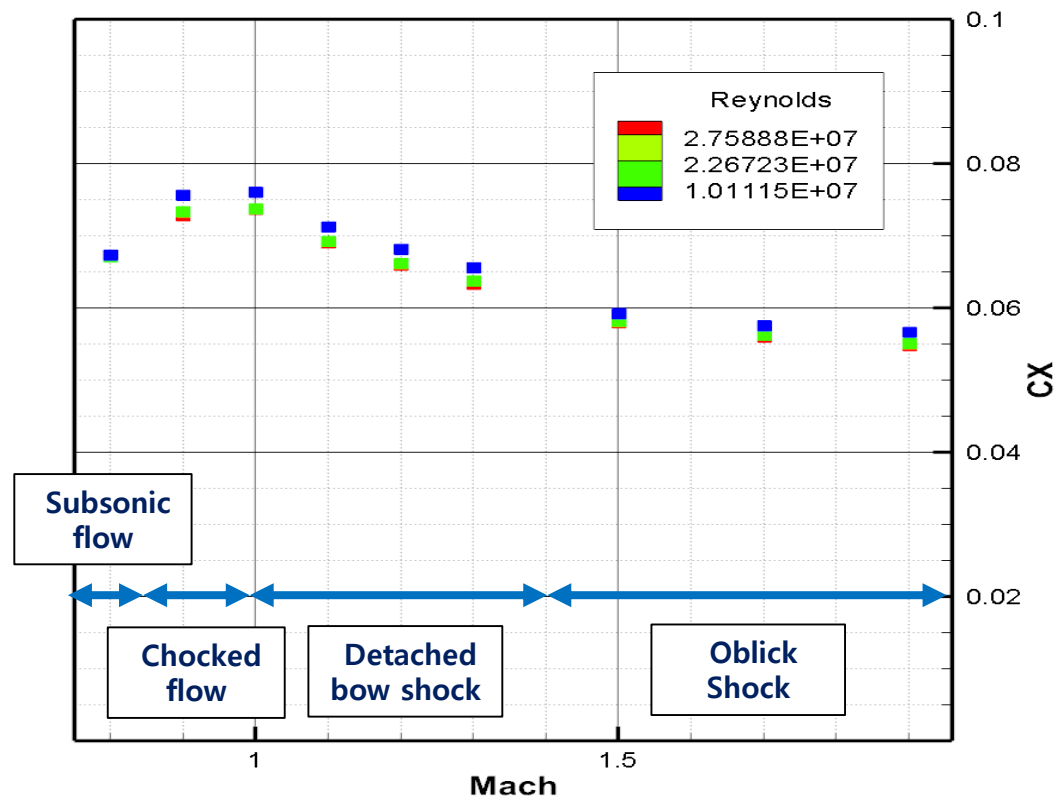
## ■ CFD 해석

### ■ 해석 결과

- 마하수에 따른 유동 구조 및 axial force 변화
- Subsonic flow → Choked flow → Detached bow shock → Shock swallowed → Oblick shock
- 마하수 1 근방에서 axial force 최대



<Cp distribution around Grid-fin at condition Exp.>



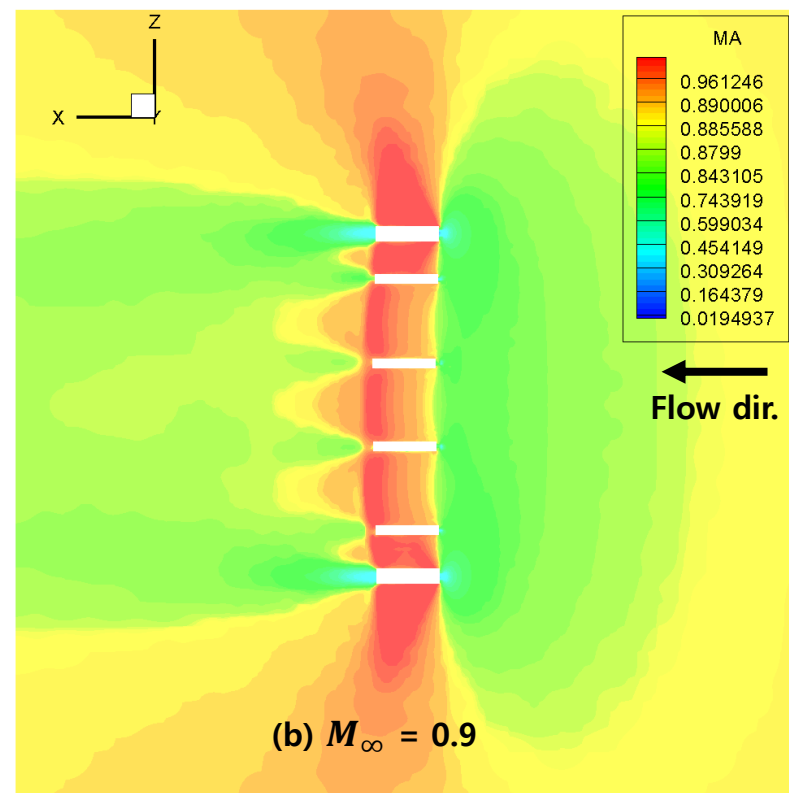
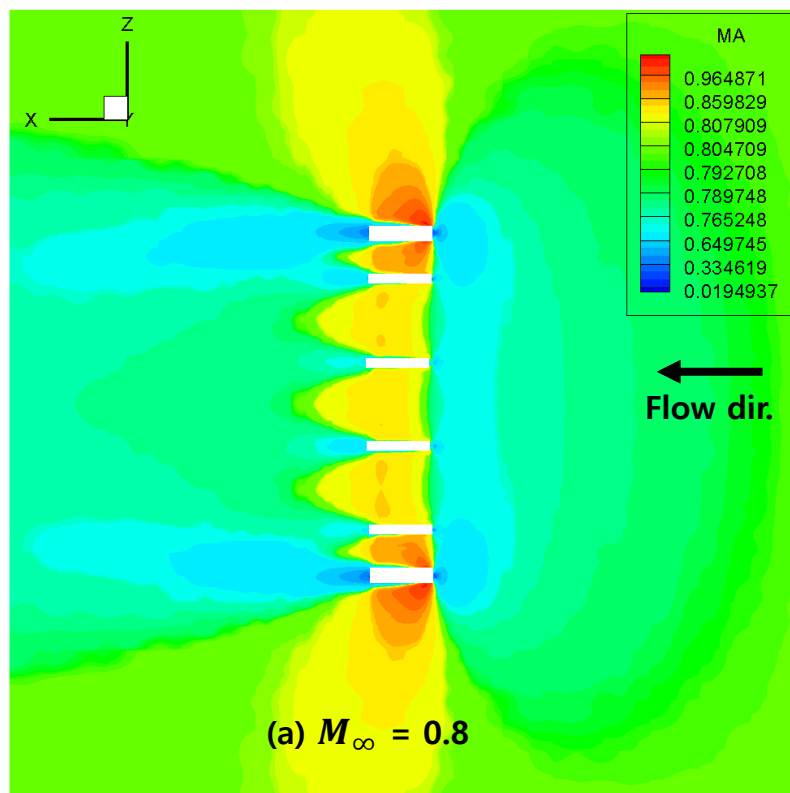
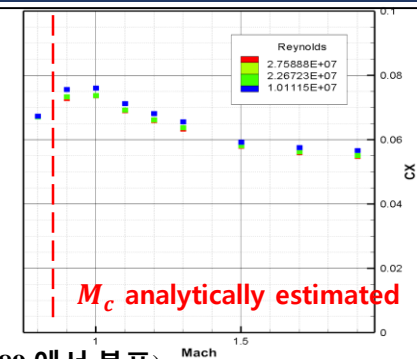
<Axial force coefficient vs. Mach number>

# 천음속 초킹 특성

## ■ CFD 해석

### ■ 해석 결과

- 임계 마하수 : 0.8 ~ 0.9 에 존재
- Analytic estimation ( $Mc = 0.8455$ ) 과 일치
  - 세분화된 마하수 조건에서 확인 필요
  - 여러 형상 (Web 개수, Web 두께)에서도 확인 필요 (Analytic estimation은 형상에 따라 약 0.74 ~ 0.89 에서 분포)

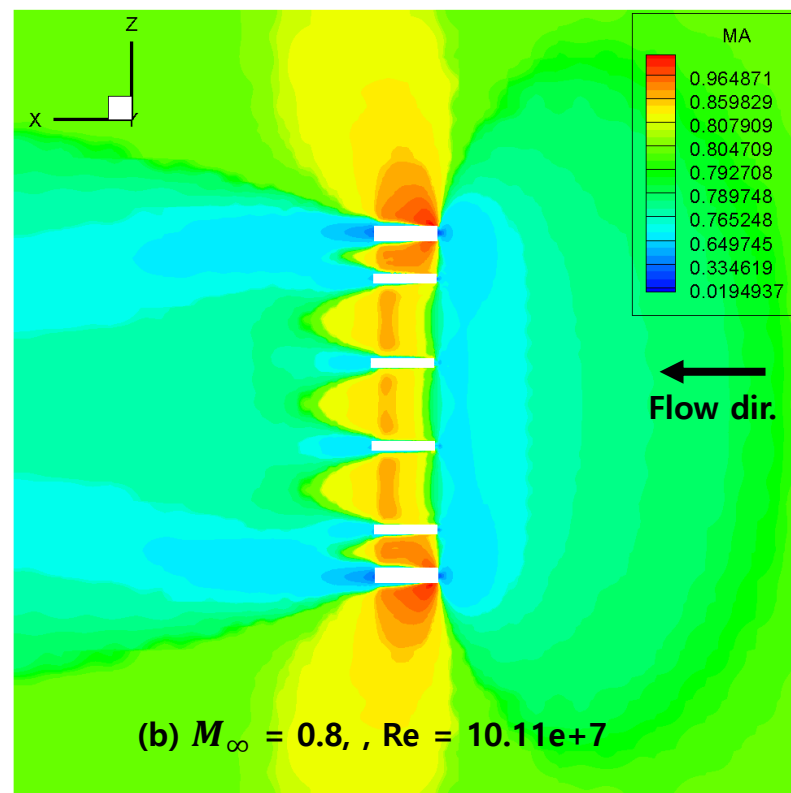
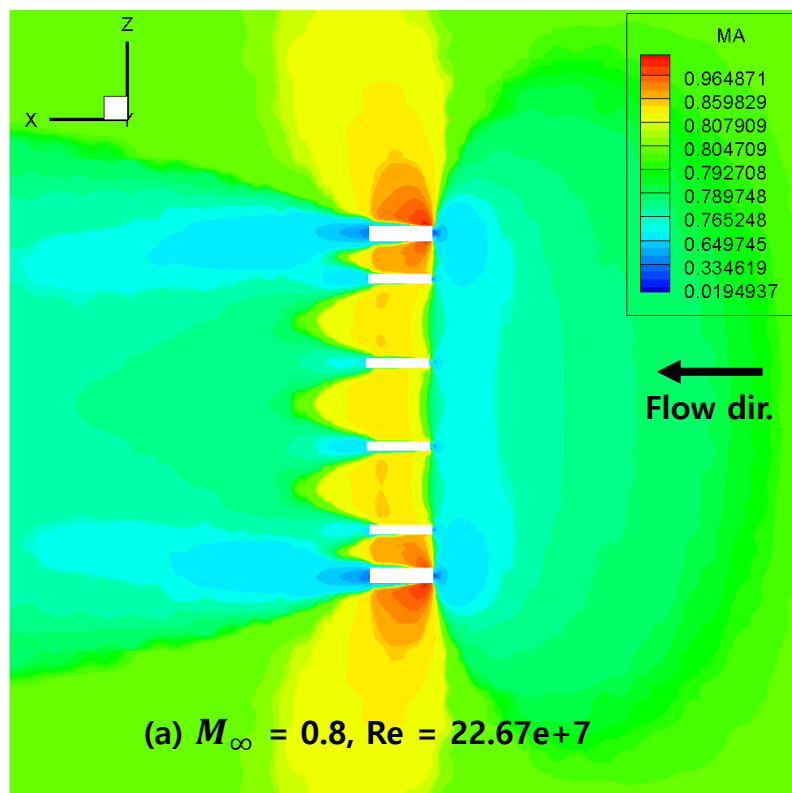


<Slice Contour of Mach number at the center of Grid-fin at different Mach number>

## ■ CFD 해석

### ■ 해석 결과

- Axial force는  $Re = 10.11e+7$  케이스가 다소 크게 예측
- 초킹 시점도 좀 더 이른 것으로 관찰
- 점성 영향에 따른 경계층 두께 증가, 소산작용 증가



<Slice Contour of Mach number at the center of Grid-fin at different Reynold number>



# V. 결론

1. 요약
2. 후속 연구 내용

## ■ 요약

### ■ 선행 연구 문헌 조사

- 선행 CFD 연구의 경우 실험 공력계수 데이터와 **10 % 내외 (초음속) / 20 % 내외 (천음속) 차이**

### ■ 무격자 기반 유동 해석 프로그램

- 질점 기반의 해석 → **복잡한 그리드핀 형상에 대해 강건하게 질점 생성 및 해석 가능**
- 전처리 과정에서 높은 효율

### ■ 벤치마크 테스트

- CFD 해석 결과 실험 공력계수 데이터와 **10 % 내외 (초음속) / 18 % 내외 (천음속) 차이**

### ■ 천음속 초킹 특성 분석

- **(Analytic approach)** 셀 내부 유동 ~ 준 1차원 등엔트로피 유동
- **(CFD)** Mach 0.8 ~ 1.9 유동 해석 수행 및 임계 마하수 범위 예측
- **Analytically estimated 임계 마하수는 CFD에서 예측한 임계마하수 범위에 존재**
- 유동의 **레이놀즈 수 영향 확인**

## ■ 후속 연구 내용

- 벤치마크 테스트 : 아음속 유동 해석 / Body-effect 확인
- 다양한 형상에서 임계 마하수 analytic estimation 추가 검증
- 그리드핀 형상 변화에 따른 공력 / 유동 특성 분석

경청해 주셔서 감사합니다.

