

플라즈마 풍동의 노즐-디퓨저 시스템 수치해석 및 스타팅 특성 분석

Numerical Analysis on Flow and Starting Characteristics of Nozzle-Diffuser System of Plasma Wind Tunnel

최대산* (주)넥스트폼, wooang7031@nextfoam.co.kr, 백진술, 김규홍 (서울대학교)

연구배경

❖ 플라즈마 풍동

- 극초음속/고엔탈피 유동 모사를 위한 지상 시험 장치
 - 삭마, 재진입, 스크램제트 등 연구 활용
- 플라즈마 제너레이터, 노즐, 시험부, 디퓨저, 열교환기, 이젝터, 진공펌프 등으로 구성

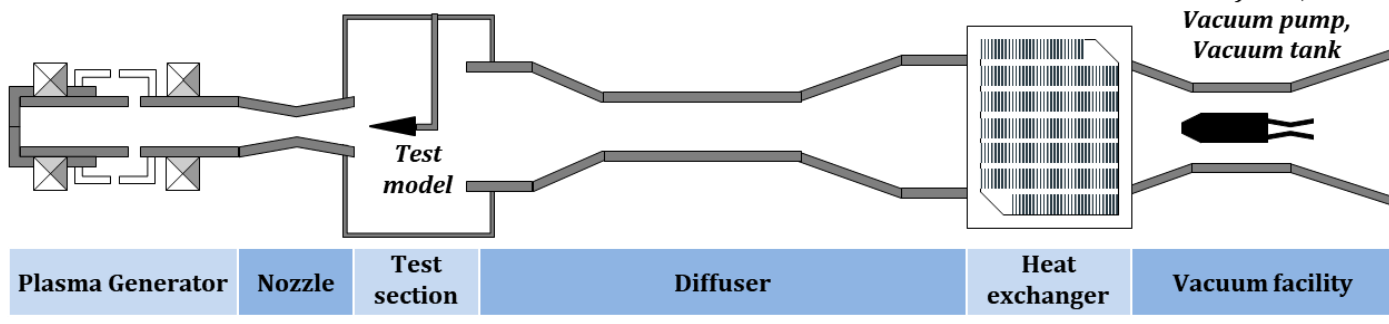


Fig. 1. Schematic of a plasma wind tunnel

- 풍동 전후 높은 압력비 [1], 길고 연속적인 시험 시간 [2] (삭마), 저 레이놀즈수 특성 [1, 3]

Table 1. Difference between general SWT and PWT

	압력비	시험시간	레이놀즈 수 ($Re_D = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} D}{\mu_{\infty}}$)
초음속풍동	$10^0 \sim 10^2$	$10^0 \sim 10^2$ 초	$10^5 \sim 10^7$
플라즈마 풍동	$10^2 \sim 10^3$	$10^1 \sim 10^4$ 초	$10^2 \sim 10^5$ (본 연구 2×10^4)

❖ 플라즈마 풍동 노즐-디퓨저 시스템

- 노즐: 높은 온도로 가열된 공기를 극초음속으로 가속
- 디퓨저
 - 노즐로부터 분출된 유동을 흡입, 유동의 시험부 누출 방지, 후류의 교란 차단
 - 극초음속 유동을 아음속으로 감속 → 전압력 손실 최소화, **높은 수준의 압력회복** 달성

❖ 연구 목표

- 플라즈마 풍동 관련 연구
 - 초음속 풍동에 비해 연구가 충분하지 않고, 기존 설비들의 정보도 접근이 제한적
 - 주요 이슈 중 하나는 **풍동의 운용 배압 예측, 언스타팅(unstarting) 문제 [4, 5]**
- 연구 목표
 - 내부 유동 특성을 고려한 플라즈마 풍동 노즐-디퓨저 시스템 유동 해석
 - **배압에 따른 유동 특성 관찰, 시동 특성 확인**
 - 추후 설계 연구 등에 활용, 기초연구

[1] R. Savino et al., Behaviour of hypersonic wind tunnels diffusers at low Reynolds numbers, *Aerosp. Sci. Technol.* 3, No. 1 (1999) 11–19.
 [2] R.S. Pugazenthi et al., Design and performance analysis of a supersonic diffuser for plasma wind tunnel, *World Acad. Sci. Eng. Technol.* 5: 8-24 (2011) 1450–1455.
 [3] R. Monti et al., Low-Reynolds number supersonic diffuser for a plasma-heated wind tunnel, *Int. J. Therm. Sci.* 40, No. 9 (2001) 804–815.
 [4] P.W. Agostinelli et al., Investigation of hypersonic flow in the VKI H3 wind tunnel: from facility characterization to boundary-layer interaction over low-temperature ablaters, 23rd AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2020.
 [5] P.W. Agostinelli et al., Aerothermodynamic analyses and redesign of G.H.I.B.L.I. Plasma Wind Tunnel hypersonic diffuser, *Aerosp. Sci. Technol.* 87 (2019) 218–229.

연구방법

❖ 수치해석 방법

- 지배방정식 : Axisymmetry Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) Equation

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ [(\rho e_t + p)u] \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ [(\rho e_t + p)v] \end{bmatrix}, E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} - q_x \end{bmatrix}, F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} - q_y \end{bmatrix}, H = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ [(\rho e_t + p)v] \end{bmatrix}, H_v = \begin{bmatrix} 0 \\ (h_v)_2 \\ (h_v)_3 \\ (h_v)_4 \end{bmatrix}$$

$$(h_v)_2 = \tau_{xy} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{v}{y} \right), (h_v)_3 = \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} - \frac{2}{3} \left(\mu \frac{v}{y} \right) - \frac{2}{3} y \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{v}{y} \right)$$

$$(h_v)_4 = u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + \frac{\mu}{Pr(y-1)} \frac{\partial T}{\partial y} - \frac{2}{3} \left(\mu \frac{v^2}{y} \right) - \frac{2}{3} y \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{v^2}{y} \right) - \frac{2}{3} y \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{uv}{y} \right)$$

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij}, \begin{cases} i = x, y \\ j = x, y \end{cases}, \tau_{\theta\theta} = \mu \left[-\frac{2}{3} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{4}{3} \frac{v}{y} \right], \dot{q}_i = -k \frac{\partial T}{\partial x_i}$$

- 공기 모델링

- 내부 온도 분포 ~ 2,500 K, **vibrational excitation, chemical reaction** 고려 필요
- 공기의 열적·화학적 평형 가정 → 기 구축된 평형 테이블 활용, Data-fit correlation [6, 7]

$$\tilde{y} = \tilde{y}(p, T) = \tilde{y}(p, p), p = p(e, p) = \rho e(\tilde{y} - 1), T = T(p, p), h = h(p, p) = \frac{p}{\rho} \left(\frac{\tilde{y}}{\tilde{y} - 1} \right)$$

$$\mu = \mu(p, T), k = k(p, T), Pr = Pr(p, T)$$

- 난류 모델링 – standard k-epsilon turbulence 모델

- 디퓨저 해석, Wall bounded internal flow 해석 적합 [2]

- 수치기법

- 대류항 차분 AUSMPW+, 점성항 차분 Central, TVD(minmod), LU-SGS

❖ 해석 조건

- 해석 격자 (정렬격자, 1510 X 91) : 마하 7 노즐 – 시험부 – 디퓨저 구성
- NASA Langley 마하 6 저기조 조건 (MW 급) [8] : P0 = 28.6 bar, T0 = 2,216 K

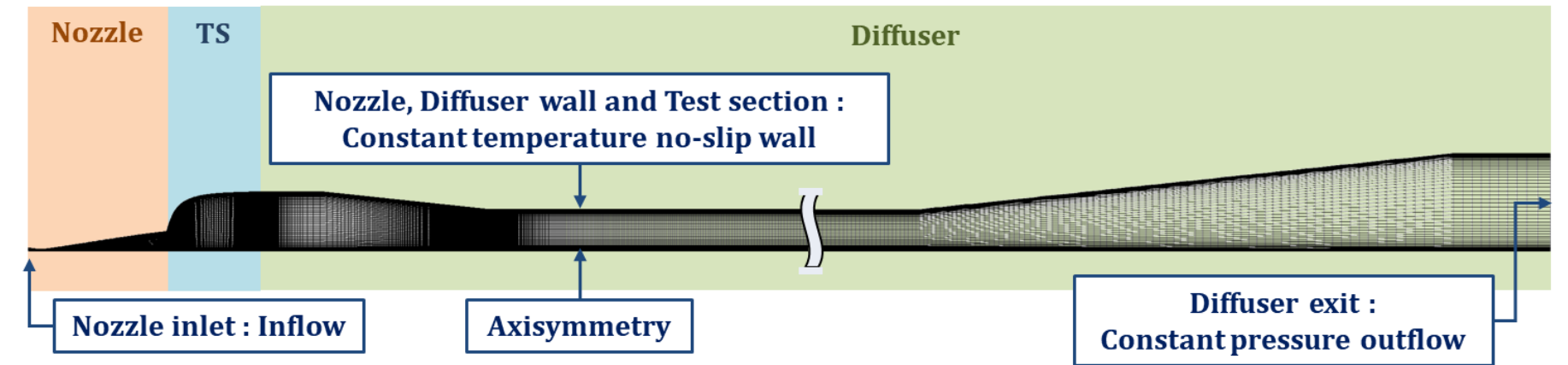


Fig. 2. Caculation domain and boundary conditions

[6] S. Srinivasan et al., Simplified curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air, NASA. Ref. Publ. 1181. National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Office, Vol 1181 (1987).
 [7] R.N. Gupta et al., Calculations and curve fits of thermodynamic and transport properties for equilibrium air to 30000 K, NASA. STI/Recon Tech. Rep. N 92 (1991) 11285.
 [8] D. W. Witte et al., 1998 Calibration of the Mach 4.7 and Mach 6 arc-heated scramjet test facility nozzles, NASA. TM-2004-213250, Langley Research Center (2004).

해석 결과 및 분석 (1)

❖ 내부 유동 특성

- (노즐) 유동 팽창 → (시험부) 고마하수 → (디퓨저) 일련의 충격파 → 종말 충격파 이후 아음속
- 전반적으로 **마하수는 감소, 정압력은 상승, 전압력은 급격히 소실**
 - **디퓨저의 최대 회복 가능한 압력은 디퓨저 출구에서 전압력으로 상단이 제한**

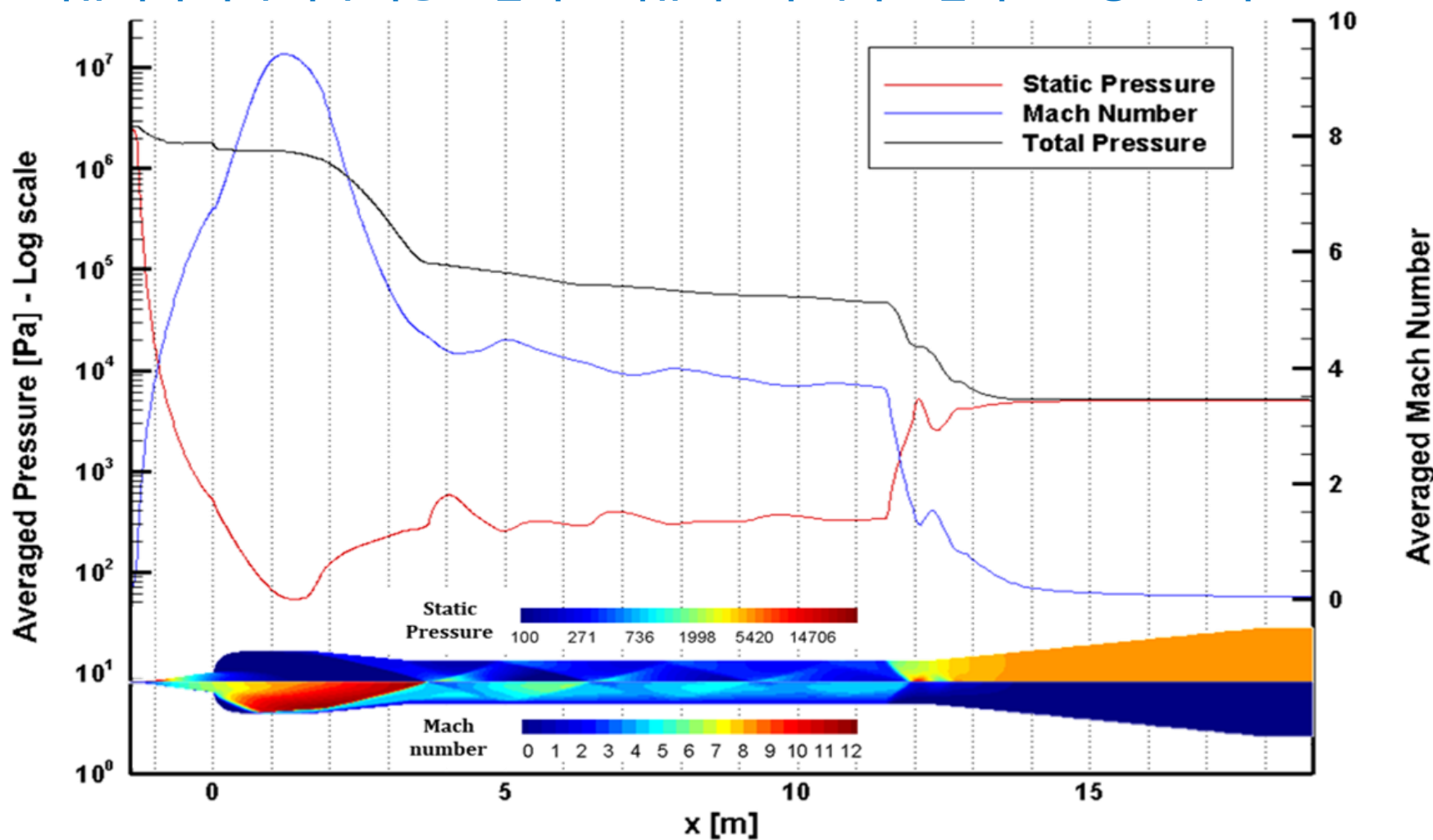


Fig. 3. Caculation domain and boundary condition

❖ 배압에 따른 스타팅 특성

- 배압에 따른 유동 분포
 - 풍동의 스타팅을 위해서는 일정 수준 이하의 낮은 배압 필요
 - 배압 감소 → 풍동 스타팅 → 배압 증가 시 동일 배압에서 상이한 솔루션 영역 존재

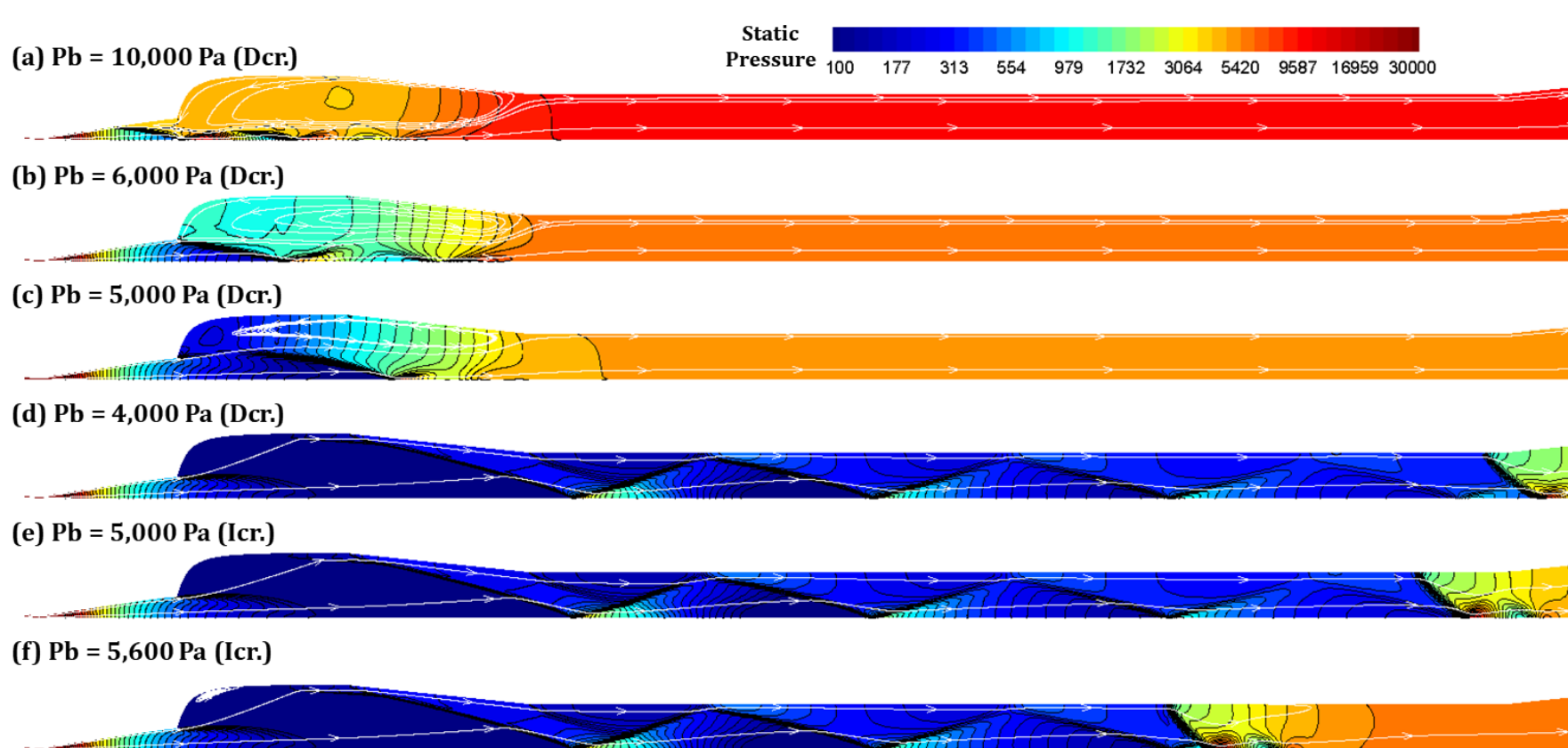


Fig. 4. Pressure distribution at different back-pressure

해석 결과 및 분석 (2)

- 이력(Hysteresis) 현상 관찰

- 현재의 상태가 이전의 상태에 의존하는 현상 (history-dependent)
- **스타팅 전후로 이력 현상 발생**
- 배압을 통한 압력비 → 유동의 전압력 손실 상응
- **초기 충격파가 삼켜지면 (스타팅 이후), 전압력 손실 측면에서 유리**

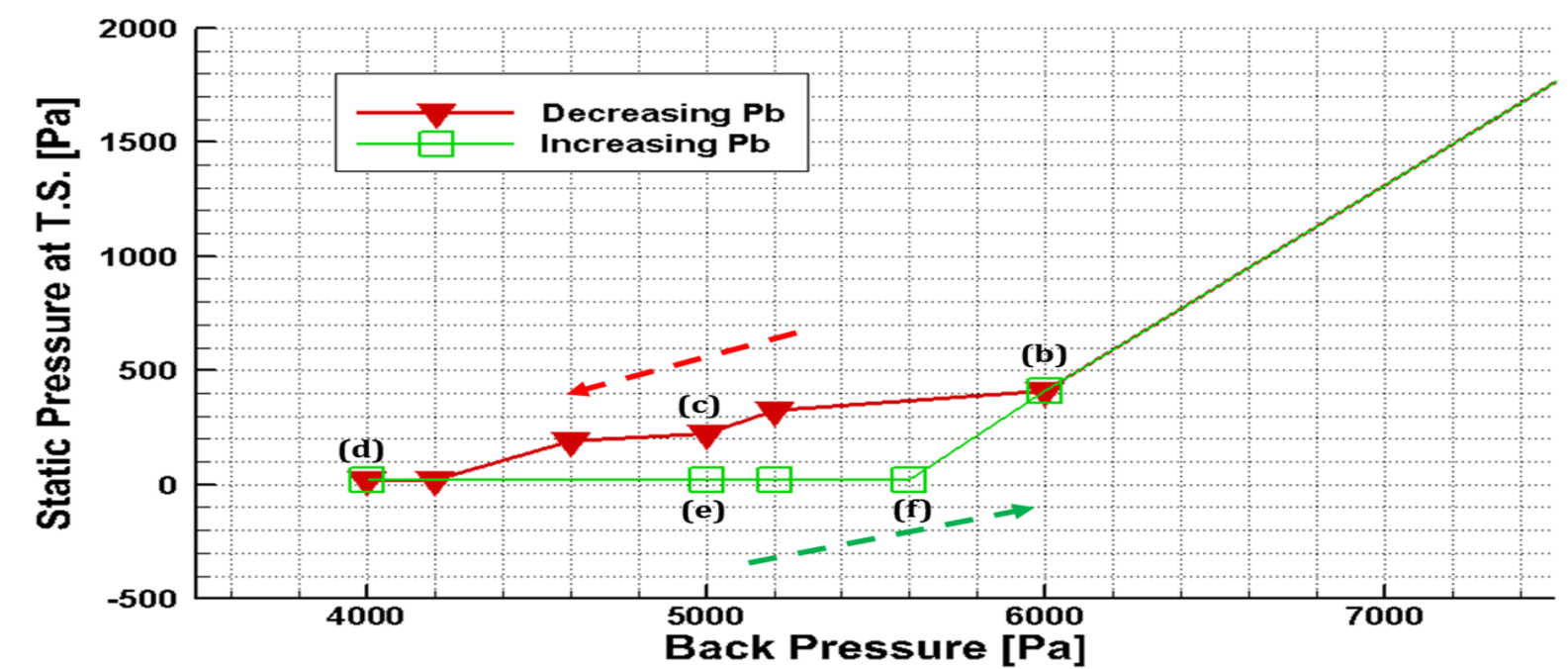


Fig. 4. Static pressure at test section (x=0.5m) with different history of back-pressure applied

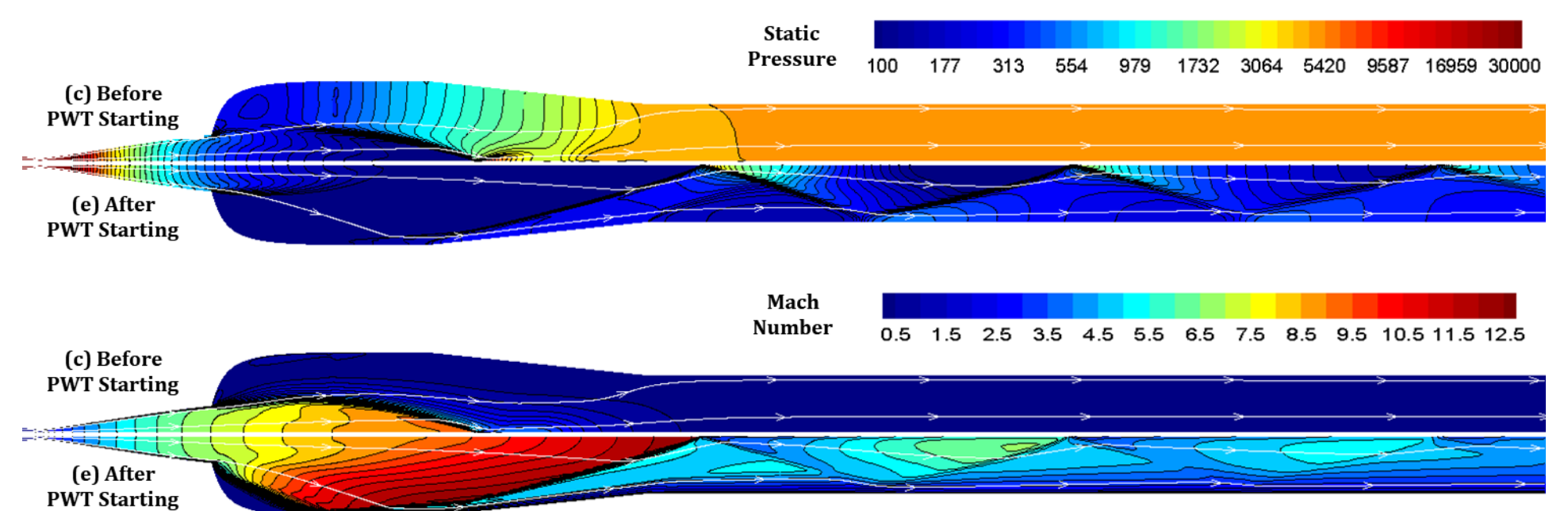


Fig. 5. Different pressure and Mach number distribution at back-pressure of 5,000 Pa

결론 및 후속 연구

❖ 결론

- 내부 유동 특성을 고려하여 노즐-디퓨저 시스템 해석을 수행
- 노즐에서 디퓨저 출구에 이르기까지 **유동의 전압력은 급격히 손실**
- 배압에 따라 종말충격파 위치가 변화 / 스타팅 여부가 결정되고, **이력 현상이 관찰됨**

❖ 후속 연구

- 프로존 / 평형 / 비평형 공기모델에 따른 솔루션 차이 분석 / 해석 시간 비교
- 초기 스타팅을 고려한 풍동 설계