

초음속 풍동에서 발생하는 충격파 히스테리시스 현상의 연구

이익인* · 김희동*†

Investigation into the Hysteretic Behaviors of Shock Wave in a Supersonic Wind Tunnel

Ik In Lee* · Heuy Dong Kim*†

ABSTRACT

The hysteresis phenomena are frequently encountered in the wide variety of fluid flow systems of industrial and engineering applications. Hysteresis mainly appears during the transient change of pressure ratios, and this, in turn, influences the performance the supersonic wind tunnel. However, investigations on the hysteresis phenomenon particularly inside the supersonic wind tunnel are rarely studied. In the present study, numerical simulations are carried out to investigate hysteresis phenomenon of the shock waves inside the Supersonic Wind Tunnel. The unsteady, compressible flow through the supersonic wind tunnel is computationally analyzed with an symmetric model. The Navier-Stokes equations are solved with Spalart-Allmaras turbulence model using a fully implicit finite volume scheme. The variaton in the flow field between the starting pressure ratio and operating pressure ratio of a supersonic wind tunnel is investigated in terms of hysteresis phenomenon.

초 록

최근 다양한 산업 및 공학 응용분야에서 히스테리시스 현상이 자주 발생하며, 이에 대한 많은 관심과 연구가 수행되었다. 이러한 현상은 주로 압력비가 일시적으로 변화하는 과정에서 발생되며, 초음속 풍동 시동과정에 영향을 미칠 것으로 예상되나, 이에 대한 연구가 미미한 실정이다. 본 연구에서는 초음속 풍동 내부에서 발생하는 히스테리시스 현상을 수치해석으로 조사하였다. 비정상, 축대칭, 압축성 Navier-Stokes 방정식을 유한 체적법으로 이산화 하였으며, Spalart-Allmaras 난류모델을 적용하였다. 본 연구의 결과로 초음속 풍동 시동과정에서 시동압력비와 작동압력비가 다른 원인을 히스테리시스 현상으로 설명하였다.

Key Words: Supersonic Wind Tunnel(초음속 풍동), Hysteresis Phenomenon(이력 현상), Shock Wave Location(충격파 위치), Internal Flows(내부 유동)

* 안동대학교 기계공학과

† 교신저자, E-mail: kimhd@andong.ac.kr

초음속 풍동 내부에서 발생하는 히스테리시스 현상은 풍동압력비를 증가시키는 과정과 감소시키는 과정에서 발생하는 충격파의 히스테리시스 현상으로 설명 할 수 있으며, 이를 Fig. 1에 나타내었다. 이론적으로 초음속 풍동에서 풍동압력비(wind tunnel pressure ratio)를 증가시키면 (a) 지점인 첫 번째 노즐 목(nozzle throat)에서 수직 충격파(normal shock wave)가 발생한다. 이후 풍동압력비를 서서히 증가시키면 충격파는 풍동 출구 방향으로 이동하게 되며, (t)지점인 축정부(test section)끝단에 충격파가 위치하게 된다. 이를 초음속 풍동이 시동되었다고 하며, 이때의 압력비를 시동압력비(starting pressure ratio) ϕ_s 라 한다. 축소유로에선 충격파가 발생할 수 없으므로 충격파는 2차목(2nd throat)인 (c)지점에서 발생하여 (d)지점으로 이동하며, 그 후 다시 풍동압력비를 감소시키면 충격파는 (c)-(e)지점을 지나 (f)지점으로 이동하게 된다. 이때 (e)지점의 압력비를 작동압력비(operating pressure ratio) ϕ_b 라 한다. 이러한 현상은 축정부에서 충격파와 벽면 경계층의 간섭 현상에 의하여 발생하며, 만일 비점성유동 계산을 수행한다면, 작동압력비와 시동압력비는 동일할 것으로 예상된다. 또 히스테리시스 현상의 영향으로 인해 초음속 풍동의 효율적인 운전이 가능할 것으로 예상된다.

본 연구에서는 Blow-Down 형식의 JAXA 1m × 1m Supersonic Wind Tunnel(JSWT) 풍동으로 2차원 대칭 수치해석을 수행하였으며, 초음속 풍동 내부에서 발생하는 충격파의 위치를 통해 히스테리시스 현상을 수치해석적으로 조사하였다.

2. 수치해석 방법

본 연구에서 사용된 JAXA 1m × 1m Supersonic Wind Tunnel(JSWT)의 계산영역과 경계조건을 Fig. 2에 나타내었다[1]. Spalart-Allmaras One-Equation 난류모델[2]을 사용하였으며, 계산영역의 충격파수는 대략 20만개를 사용하였다. 모든 벽면은 Adiabatic, No-slip 조건을 입구는 Pressure inlet, 출구는 Pressure outlet 조건을 적용하였다. 입구

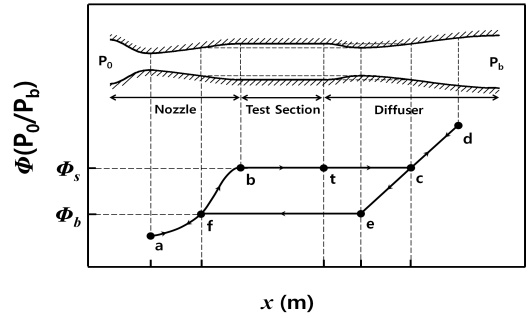


Fig. 1 Hysteresis diagram.

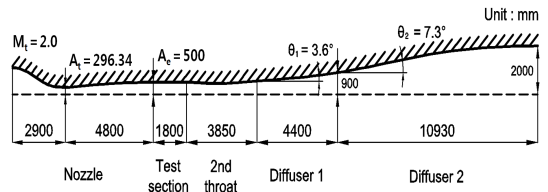


Fig. 2 Computational domain.

전압(P_0)은 115 kPa ~ 420 kPa 범위에서 변화시켰으며, 출구 배압(P_b)은 101.3 kPa로 고정하였다. 또한 전온도(T_0)는 300 K로 일정하며, Time step은 1.0×10^{-5} 으로 1초 동안 비정상 계산을 하였다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 3은 초음속 풍동에서 풍동압력비를 변화시켜 각 풍동압력비에 따른 유동장의 마하수 분포를 나타내었다. 상류정체실 압력이 증가함에 따라 노즐 목에서 발생하는 충격파가 초음속 풍동 출구방향으로 이동하게 되며, 충격파의 형태 또한 변화된다. 충격파가 노즐 상류에 발생할 때는 수직 충격파의 형태를 띠나, 하류로 이동함에 따라 의사충격파의 형태로 변화된다. 이것은 노즐 벽면에서 발생하는 난류경계층과 충격파의 간섭현상에 기인한 것이다. 또 중요한 것은 압력비의 증감과정에서 충격파의 위치가 서로 상이하였다.

Fig. 4은 초음속 풍동에서 발생하는 충격파의 위치를 바탕으로 히스테리시스 곡선을 나타내었다. 서로 다른 풍동압력비에서 발생하는 충격파

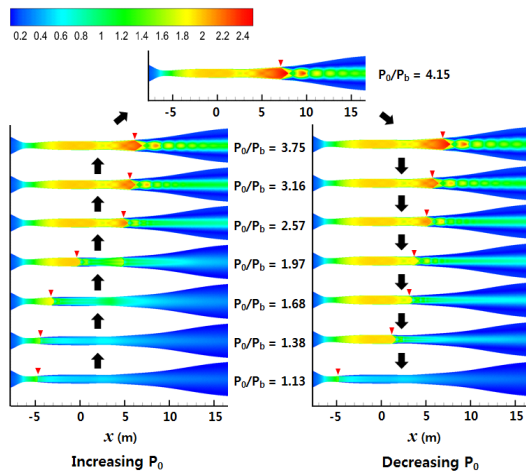


Fig. 3 Mach number contours at various pressure ratios.

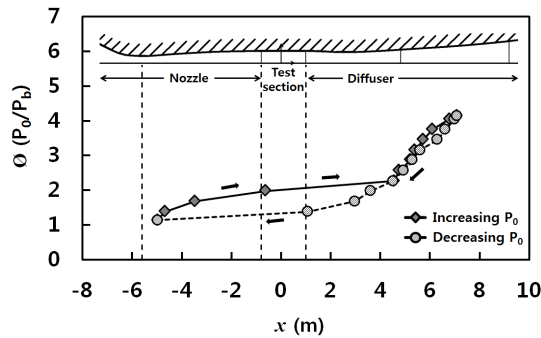


Fig. 4 Hysteresis diagrams for shock wave locations.

의 위치를 심볼로 표시하였으며, 상류정체실 압력이 증가함에 따라 충격파 발생 위치는 풍동 출구 방향으로 이동하였다. 상류정체실 압력의 증가과정과 감소과정에서 발생하는 풍동의 시동압력비와 작동압력비가 다르게 나타났으며, 상류정체실 압력 증가과정에서는 풍동압력비 2.27 부근에서 초음속풍동이 시동되었으나, 감소과정에서는 풍동압력비 1.38 부근에서 초음속 풍동이 작동되었다. 히스테리시스 현상은 모든 범위의 풍동압력비에서 발생하였지만, 특히 풍동압력비가 1.13~2.27 범위에서 매우 넓게 발생했다. 이러한 충격파 위치의 히스테리시스는 측정부 하류 디퓨저에서도 발생하게 되며, 따라서 작동압력비를 결정하는 경우에, 충격파의 위치를 2차 목으로부터 먼 하류까지 위치하도록 압력비를 변화시키

면 풍동의 효율이 감소하게 된다. 실제의 풍동 운전은 충격파를 2차 목 바로 하류에 위치하도록 압력비를 증가시킨 후, 압력비를 감소시켜 작동압력비를 얻는 것이 가장 바람직하다.

4. 결론

본 연구에서는 초음속 풍동에서 발생하는 히스테리시스 현상을 수치해석적으로 조사하였으며, 다음과 같은 결론은 얻었다.

- (1) 상류정체실의 압력이 증가할수록 초음속 풍동에서 발생하는 충격파의 위치는 풍동 출구 쪽으로 이동하였다.
- (2) 상류정체실의 전압이 시간에 따라 선형적으로 증감하였을 때, 동일한 풍동압력비에서 발생하는 충격파의 위치가 서로 다르다.
- (3) 히스테리시스 현상으로 인해 초음속 풍동의 시동압력비와 작동압력비가 서로 다른 풍동압력비에서 발생하며, 이러한 현상을 적절히 제어한다면, 작동압력비를 줄여 초음속 풍동의 효율적인 운전이 가능하다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부 한국연구재단(NRF)의 사업인 중견연구자지원사업 (No. NRF-2016R1A2B3016436)의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Akatsuka, J., and Nagai, S., "The Effect of Diffuser Geometry on the Starting Pressure Ratio of a Supersonic Wind Tunnel," *27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, pp. 4344, 2010.
2. Spalart, P., and Allmaras, S., "A One-equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows." *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, pp. 439, 1992.