

슬롯 분사가 있는 후향계단 유동장 분석을 위한 초음속풍동 설계

김익태

조선이공대학교 메카트로닉스과

Design of Supersonic Wind Tunnel for Analysis of Flow over a Backward Facing Step with Slot Injection

Ick-Tae Kim

Department of Mechatronics, Chosun College of Science & Technology

요약 본 연구는 마하수 2.5의 초음속 영역에서 마하수 1.0의 슬롯 분사가 있는 후향계단 형상에 대한 유동장 특성을 분석하기 위하여 초음속풍동 시험부를 설계, 제작하였다. 비행체가 고속으로 움직일 때 공동 주위의 유동은 매우 복잡하여 수치해석 결과를 검증할 초음속풍동 시험 자료가 필요하기 때문에 기존의 2차원 대칭형 노즐을 아랫면이 평면인 비대칭형 노즐로 수정하였다. 특성곡선해법을 이용한 비점성 노즐을 설계하고, 시험을 통해 얻은 경계층 두께를 노즐에 반영하여 보정한 기법을 C 언어로 프로그래밍하여 얻은 결과를 수치해석 결과와 비교하여 검증하였다. 슬롯 분사 시 지속적인 유동장 변화 분석을 위한 초음속 유지시간 확보를 위해 저장탱크의 압력 변화에 따른 PID 제어프로그램 수정으로 초음속 유동 유지시간을 약 5초에서 약 6초로 1초 정도 연장하여 제어 효율을 향상하였고, 슬롯 분사가 있는 후향계단에서의 유동장 변화를 슐리렌장치로 가시화하여 복잡한 유동장 특성을 확인하였다. 향후 슬롯 분사의 속도와 유량, 유동장의 온도를 변화하여 공동에서의 막냉각 효과 분석을 위한 장비로 사용할 계획이다.

Abstract A test section of a supersonic wind tunnel was designed for the analysis of flow characteristics over a backward-facing step with Mach 1.0 slot injection in a supersonic flow of Mach 2.5. The cavity flow of a high-speed vehicle is very complex at supersonic speed, so it is necessary to do experiments using supersonic wind tunnels to verify numerical analysis methods. The previous 2D symmetrical nozzle was replaced with an asymmetrical nozzle. The inviscid nozzle contour was designed using Method of Characteristics (MOC), and the boundary layer thickness correction was reflected by experimental data from the wind tunnel. The results were compared with a CFD analysis. The PID control system was changed to be based on the change of tank pressure. This improved the control efficiency, and the run times of supersonic flow increased by about 1 second. The flow characteristics over a backward facing step with slot injection were visualized by a Schlieren device. This equipment will be used for an experimental study of the film cooling effectiveness over a cavity with various velocities, mass flows, and temperatures.

Keywords : Backward Facing Step, MOC, Supersonic Nozzle, Slot Injection, Supersonic Wind Tunnel

1. 서론

미사일이나 로켓, 항공기 등의 초음속으로 비행하는 비행체에는 필요에 따라 여러 형태의 공동(Cavity)이 존재하며, 이 공동 주위의 초음속 유동장은 충격파, 유동

박리 및 와류가 발생되어 복잡한 특성을 가지고 있다.

고속으로 움직일 때 공동 주위에 나타나는 다양한 유동 특성을 분석하기 위해서는 비선형 편미방정식의 Navier-Stokes Equations을 유한차분법(FDM) 등의 전산유체(CFD) 해석기법을 이용하여 시뮬레이션을 수행

*Corresponding Author : Ick-Tae Kim(Chosun College of Science & Technology)

Tel: +82-10-9430-9041 email: itkim@hanmail.net

Received September 30, 2016

Revised October 24, 2016

Accepted November 10, 2016

Published November 30, 2016

하고 있으나, 이러한 방법은 실제 현상에 대하여 여러 가정을 통해 대부분 근사해만을 얻을 수 있어 사전에 초음속풍동을 이용한 각종 공력 특성 및 성능 시험자료와 코드 검증이 반드시 필요하다.

초음속풍동은 공기역학적인 시험을 하기 위하여 정지된 기체가 노즐(Nozzle)을 지나 초음속으로 팽창되어 일정 시간 초음속 유동장이 되며, 디퓨저(Diffuser)를 통해 낮은 속도의 아음속으로 압축하여 대기로 기체를 유출하도록 설계되어 있다.[1]

후향계단 형상에 대한 연구는 공동에서 발생하는 압력 변화나 불규칙한 공진으로 공력 성능과 안정성에 나쁜 영향을 주어 구조물에 치명적인 손상을 야기하기 때문에 정확한 특성을 분석하여 제어하고자 하는 노력들이 다양하게 진행되고 있다.

Kim et al.[3]은 연소기 내부에서 연료와 공기의 혼합 특성을 개선하여 연소 효율의 증대를 목적으로 사용되어지고 있는 초음속 난류 유동장에서 측면 제트 분사에 대한 수치적 연구를 하였으며, Song et al.[4]는 플라즈마의 발생 위치 및 플라즈마 특성에 따른 후향계단 후류 재부착 지점을 예측하고, 이를 제어하기 위한 기초적인 연구를 수행하였다. 또한 Lee[5]는 복잡한 유동 특성으로 밀도 차에 의한 빛의 굴절을 야기하여 초정밀 영상이 필요한 센서의 경우 영상 왜곡을 초래하는 것을 완화하기 위하여 후향계단 끝 부분에서 45° 상방향으로 슬롯 분사하여 공동에서 발생하는 와류를 능동적으로 제어하는 기법을 제시하였으며, Li et al.[6]은 유도미사일 등 비행체가 초고속으로 비행하는 동안 높은 열과 균열이 생겨 광학탐색시스템의 목표 형상 오류나 떨림 등으로 이미지 전송을 방해하는 복합적인 유동에 대하여 냉각 제트를 분사하는 막냉각 효과를 연구하였다.



Fig. 1. Experimental Setup for Counter-flow Jet(Before)

본 연구에서는 후향계단 형상의 후류 유동장 분석을

위하여 기존 보유 중인 Fig. 1의 역류 제트 분사형식의 시험부[2] 노즐을 Fig. 2와 같이 제작하였다.



Fig. 2. Experimental Setup for Backward Facing Step

시험부의 크기가 120mm×80mm, 마하수 2.5의 2차원 비대칭형 노즐을 특성곡선해법(MOC)을 적용하여 설계하였으며, 마하수 2.5 유동장에서 출구 마하수 1.0의 속도로 후향계단 슬롯 분사시 슬리렌장치 유동 가시화 결과를 분석하였다.

2. 본론

2.1 초음속풍동의 구성

본 연구에 사용한 초음속풍동의 개념도[2]를 Fig. 3에 나타내었다.

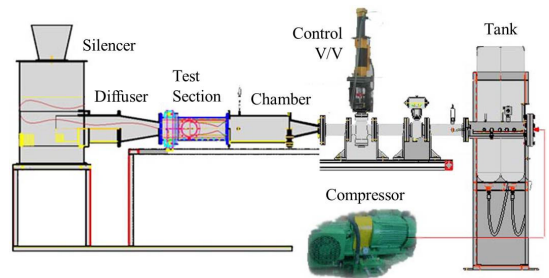


Fig. 3. Conception of Supersonic Wind Tunnel in CU

압축기에 의해 제습한 압축공기를 저장탱크(3m³)에 일정 압력(13kg_f/cm²)까지 약 45분간 압축하며, 풍동 작동시 제어밸브를 이용하여 정체실 설정 압력(2kg_f/cm²)을 유지하면서 축소-확대 노즐을 통해 시험부에 마하수 2.5의 초음속 유동장이 약 6초정도 유지된다. 이 때 후향

계단의 슬롯 분사는 마하수 1.0의 속도로 질소(N₂) 기체를 풍동 작동 이전부터 분사하여 시험부가 안정적인 운용시간 동안 슬리렌장치를 이용해 유동을 가시화하였다.

2.2 초음속 노즐 설계

후향계단 후류 유동장 특성 분석을 위해 마하수 2.5의 기존 대칭형 초음속 노즐을 Fig. 4와 같이 아랫면이 평판으로 하는 비대칭형으로 설계하였다.

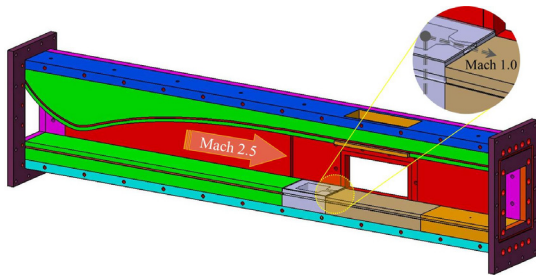


Fig. 4. Test Section of Supersonic Wind Tunnel

관 내의 정상유동을 아음속에서 초음속으로 팽창하기 위해서는 축소-확대 노즐이 필요하다. 준1차원 유동의 국소 마하수에 관한 관계식으로부터 노즐의 목(Throat)과 출구(Exit)의 면적비(1)에 의해 출구 마하수를 결정하며, $A = A(x)$ 의 면적변화를 고려한 2차원 유동을 만족시키기 위하여 특성곡선해법(MOC, Method of Characteristics)을 이용해 관 내 충격파가 발생하지 않고, 등엔트로피 유동을 얻을 수 있도록 설계한다.[1]

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

여기서, 마하수(M) 2.5에 대하여 A, A*는 각각 노즐 출구와 목의 단면적, 비열비(γ)는 1.4이며, 노즐 설계에 따른 조건은 Table 1과 같다.

Table 1. Nozzle Design Conditions

Size of Test Section	120×80×1200mm
Geometry of Nozzle	2D Asymmetry
Dimension of Exit Nozzle(A)	120mm
Dimension of Throat(A*)	45.521mm
Length of Convergent Part	135mm
Length of Divergent Part	515mm

Crown et al.[7]은 MOC을 통해 비점성 노즐 형상을 설계하고, 풍동시험을 통해 얻은 경계층 두께를 노즐에 반영하여 보정하는 설계기법을 제시하였으며, 본 연구에는 2차원 비대칭 형상에 따라 경계층 보정은 상부의 노즐에만 적용하여 C-언어로 코딩한 노즐의 각 (x, y) 좌표 값들에 대하여 CATIA로 모델링하였다.

초음속 노즐의 수치적 검증을 위해 FLUENT를 이용하여 유동장 해석을 수행하였다. 압축성 유동 해석에 효과적인 Density-Based Solver를 사용하였으며, 후향계단에서 슬롯 분사의 경우 박리 예측에 강한 SST k-ω 난류모델[8]을 적용하였다. 노즐 입구 조건은 3atm(3kg_f/cm²)으로 계산하였다. Fig. 5는 노즐 단면의 마하수선도이며, 수치해석 결과 마하수 2.5의 유동이 노즐 출구에서 균일하게 분포되는 것을 확인할 수 있다.

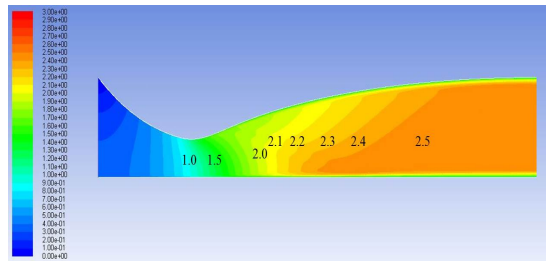


Fig. 5. Mach No. Contours of Nozzle

2.3 초음속풍동 시험부 제작

시험부의 노즐은 3D모델링을 기준으로 표면거칠기는 0.8μm(중심선 평균 거칠기값 0.8μm 이하), 표면에 역단차 없이 매끄럽게 제작하였다.

상부 단면은 노즐 출구에서 수평으로 이어지는 지점에서 불필요한 충격파 발생을 방지하기 위해 시험부 전체 길이를 고려한 동일 재료로 단열 제작하였으며, 하부 단면의 경우 평판으로 노즐 출구에서 후향계단이 시작되어 질소(N₂) 기체가 면과 평행하게 분사하도록 구성하였다.

후향계단의 단 높이는 3.5mm이며, 단 끝에서 팽창파가 발생하여 시험부 상부 면에 반사되는 충격파의 영향이 미치지 않는 구간을 관측 구간으로 설정하고, 단열 특성이 좋은 재질(PEEK)로 후향계단에 이어서 연결하였다. 이는 향후 후향계단부만 교체하여 슬롯 분사 속도 및 온도 변화 등 분사조건을 고려한 막냉각 효과를 분석하기 위함이다.

2.4 제어시스템 성능 개선

탱크의 압력 변화량이 제어밸브의 응답특성에 따라 수초동안 크게 변화하므로 정체실의 압력을 일정하게 유지하면서 시험부에 균일한 유동을 최대한 오래 공급하는 것이 매우 중요하다.

기존의 초음속풍동 제어시스템은 PID제어의 연산 보다는 정체실 압력값과 설정값의 차이에 따른 비례제어에 의해 작동함에 따라 제어효율이 다소 낮은 편이다.[2] 또한 후향계단 형상에 따른 비대칭형 노즐로 변경하여 목과 출구의 면적비는 동일하나, x 축 방향의 길이가 2배로 연장되어 유량 손실로 인한 풍동 운용시간의 단축이 불가피하다. 따라서 저장탱크의 압축량을 증가하는 방법은 압축기의 성능 제한으로 제어시스템을 수정하여 제어효율을 향상시켰다.

저장탱크의 압력 $13kg_f/cm^2$, 정체실의 압력을 $2kg_f/cm^2$ 으로 설정하여 풍동을 작동할 때, 비례제어의 경우 탱크의 압력이 $8kg_f/cm^2$ 이하로 떨어지면 제 기능을 작동하지 않아 탱크의 압력이 일정 압력 이하로 낮아지면 제어밸브에 들어가는 전압을 높여 유압실린더의 속도를 가변 할 수 있도록 수정하였다.

그 결과 Fig. 6과 같이 초음속 유동 유지시간이 약 5초에서 약 6초로 1초 정도 증가하는 제어효율 향상을 확인하였다.

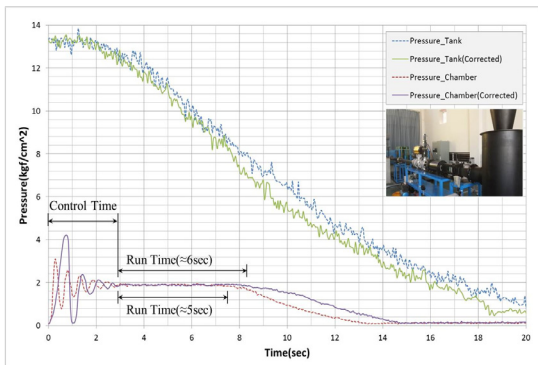


Fig. 6. Comparative Chart of Chamfer & Tank Pressure

2.5 후향계단 유동장 분석

슬리렌장치는 Fig. 7과 같이 구성되며, 광 굴절의 원리를 이용하여 유동체의 밀도 구배, 온도장 등의 유동 패턴의 가시화를 가능하게 하는 장치로 초음속풍동의 유동장 가시화를 위해 가장 많이 사용되고 있다.[9]

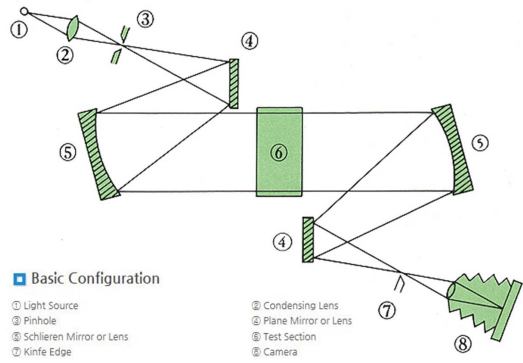


Fig. 7. Conception of Schlieren Optic System[9]

Fig. 8는 슬롯 분사하는 후향계단에서의 후류 유동장에 대한 슬리렌장치를 이용하여 촬영한 영상을 확대하여 설명하였다.

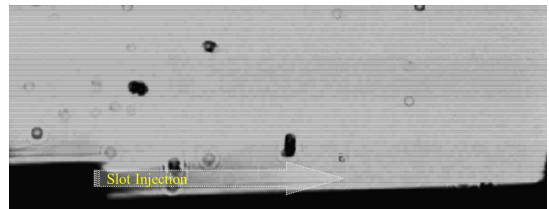


Fig. 8(a). Flow Visualization of only Slot Injection

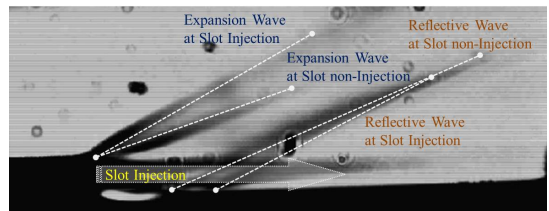


Fig. 8(b). Flow Visualization of operated Wind Tunnel

Fig 8(a)는 슬롯 분사만 되고 있는 유동 가시화 모습이다. 초음속풍동의 초기 PID제어로 인한 유동적인 시간 지연과 유지시간의 제한으로 초음속 유동이 가능한 시점에서 정확한 슬롯 분사가 어려워 풍동 시작 전 슬롯을 먼저 분사 후 시험을 운영하였다.

Fig 8(b)의 경우 앞서 언급한 바와 같이 초음속 유동장에서 충격파의 발생으로 복잡한 형상을 보이고 있다. 후향계단의 단 후면 전체에서 슬롯 분사가 이루어지지 않기 때문에 시험부의 측면에서 유동 가시화 모습은 슬롯 분사가 있는 지점과 없는 지점의 모습이 동시에 촬영

되었다.

일반적인 후향계단에서의 유동장은 단 끝점에서 경계층의 박리로 팽창과가 발생하며, 공동을 지나 경계층이 재부착하여 반사충격과가 형성된다. Fig. 8(b)에서 보이는 앞서 슬롯 분사의 영향으로 팽창과가 나타나고, 뒤이어 보이는 슬롯 분사가 없는 지점과의 간섭으로 팽창과가 나타남을 확인하였다. 또한 슬롯 분사로 인하여 경계층 재부착에 따른 반사충격과의 모습도 비슷한 형태를 보이고 있다.

이는 마하수 2.5의 주 유동장과 마하수 1.0의 슬롯 분사 유동장의 상호 작용에 의하여 나타나는 현상이며, 슬롯 분사의 속도와 유량에 따라 팽창과와 반사충격과의 위치가 변경될 수 있으며, 슬롯 분사하는 각도에 따라서도 변화할 수 있음을 시사하고 있다. 본 시험결과는 이후 수치해석 결과와 검증의 과정을 통해 매 조건에 대한 시험을 대신하여 다양한 유동장 분석에 활용할 계획이다.

3. 결론

본 연구는 공동에서의 복잡한 유동장 특성을 분석하기 위하여 수치해석 결과를 검증하기 위한 초음속풍동 시험 자료를 얻고자 하였다.

먼저 2차원 비대칭형 노즐 설계를 위하여 특성곡선해법에 따라 계산된 값을 CATIA로 모델링하였으며, 수치해석 결과와 비교하여 노즐 출구에서 목표하는 마하수 2.5의 초음속 유동장이 발생하는 것을 확인하였다.

두 번째로 슬롯 분사시 유동장 변화 분석을 위한 초음속 유지시간 확보를 위해 저장탱크의 압력 변화에 따른 PID 제어프로그램 수정으로 약 5초에서 약 6초로 1초 정도 증가하는 제어 효율을 향상시켰다.

마지막으로 슬롯 분사가 있는 후향계단에서의 초음속 유동장을 슬리렌장치를 이용하여 마하수 2.5의 주 유동장과 마하수 1.0의 슬롯 분사 유동장의 상호 작용에 의한 특성을 확인하였다. 이후 슬롯 분사의 속도와 유량을 변경함에 따라 변화하는 유동장을 추가로 시험할 예정이며, 시험을 통하여 획득한 결과는 수치해석 결과를 검증하는 자료로 사용할 것이다. 나아가 최종 주 유동장과 슬롯 분사 유동장의 온도차에 대한 막냉각 효과 분석을 수행할 계획이다.

References

- [1] O. H. Rho, *Compressible Fluid Dynamics*, pp. 130-154, 286-290, Huijungdang, 1997.
- [2] J. R. Kim, "A Study on Performance Characteristics of Center-body Diffuser with Counter-flow Jet", Chosun University, pp. 86-93, 2016.
- [3] J. R. Kim, J. S. Kim, "Numerical Study of Unsteady Supersonic Flow behind a Rearward-Facing Step with Slot Injection", *KSAS*, 31-1, pp. 97-103, 2003.
- [4] J. W. Song, S. K. Park, T. H. Kim, J. Y. Bae, H. H. Cho, K. J. Jung, "A Study of Flow Control in Backward-Facing Step using Plasma", *KSFM*, pp. 20-21, 2011.
- [5] J. I. Lee, "Active Flow Control Technology for Vortex Stabilization on Backward-Facing Step", *IEIE*, 50-1, pp. 246-253, 2013.
DOI: <http://dx.doi.org/10.5573/ieek.2013.50.1.246>
- [6] C. C. Li, Y. C. Lin, M. C. Hsieh, "3-D Simulation of External Cooling of Aero-optical Side Window", *IEEE 3rd International Conference*, pp. 214-218, 2011.
DOI: <http://dx.doi.org/10.1109/iccsn.2011.6014883>
- [7] J. C. Crown and W. H. Heybey, "Supersonic Nozzle Design", *US Naval Ordnance Laboratory*, NOLM 10594, 1950.
- [8] F. R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry, "Ten Years of Industrial Experiences with the SST Turbulence Model", *Turbulence, Heat and Mass Transfer*, vol. 4, pp. 625-632, 2003.
- [9] KOMI, "Schlieren Optic System", <http://www.komiweb.co.kr> (accessed Sep. 30, 2016)

김 익 태(Ick-Tae Kim)

[정회원]



- 2000년 2월 : 조선대학교 일반대학원 항공우주공학과(공학석사)
- 2010년 2월 : 조선대학교 일반대학원 항공우주공학과(공학박사 수료)
- 2000년 1월 ~ 2009년 8월 : 조선대학교 산학협력단 전임연구원
- 2010년 3월 ~ 현재 : 조선이공대학교 메카트로닉스과 조교수

<관심분야>

항공우주, 공기역학, 전산유체, 발사체(로켓), 헬리콥터