



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사 학위논문

시험 모델 형상과 폐색률에 따른
극초음속 풍동 성능 분석

Analysis on Performance of a Hypersonic
Wind Tunnel According to Shape and
Blockage Ratio of Test Models

2023 년 2 월

서울대학교 대학원

항공우주공학과

정 재 원

시험 모델 형상과 폐색률에 따른 극초음속 풍동 성능 분석

Analysis on Performance of a Hypersonic Wind Tunnel
According to Shape and Blockage Ratio of Test Models

지도교수 김 규 홍

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2022 년 12 월

서울대학교 대학원
항공우주공학과
정 재 원

정재원의 공학석사 학위논문을 인준함

2022 년 12 월

위 원 장 _____ 이 관 중 _____ (인)

부위원장 _____ 김 규 홍 _____ (인)

위 원 _____ 이 복 직 _____ (인)

초 록

본 연구는 수치 해석을 통해 시험 모델의 형상과 폐색률에 따른 Blowdown식 극초음속 풍동의 성능을 분석하고 이를 통해 효율적인 풍동 운용 방안 제시를 목적으로 수행되었다. 마하수 6의 유입류 조건에 대해 Ogive cylinder 시험 모델의 전두부 곡률반경과 폐색률을 변화시켜가며 시험 모델에서 발생하는 유동의 전압력 손실과 운용 가능한 최대 배압을 파악하였다. 이를 통해 전압력 손실과 최대 배압에 관한 특정 곡선을 얻을 수 있었다. 요구되는 시험 시간을 고려해 시험 모델의 크기를 어느 정도까지 키워 시험을 진행할 수 있는지 제시하였고 효율적인 풍동 운용 방안을 제안하였다. 또한, 앞서 도출한 전압력 손실과 최대 배압 간 관계가 서로 다른 시험 모델 케이스에서도 적용이 가능한 것을 확인할 수 있었는데 극초음속 풍동 시험에서 많이 사용하는 시험 모델에 대한 전압력 손실 데이터를 구축하고 해당 데이터를 풍동 운용에 있어 어떻게 활용할 수 있는지 제안하였다. 본 연구는 극초음속 풍동 시험을 수행하는 데 있어 효율적인 시험 케이스 선정과 풍동 운용 방안의 수립에 도움을 줄 수 있다.

주요어 : 극초음속 풍동, 시험 모델, 전압력 손실, 최대 배압, 시험 시간

학 번 : 2021-23473

목 차

I. 서론	1
1. 연구 개요	1
2. 연구 필요성	4
3. 연구 목표	7
II. 연구 방법	9
1. 해석 프로그램	9
2. 해석 조건	10
3. 풍동 형상	11
4. 시험 모델 형상	12
III. 해석 결과 및 분석	16
1. 파라미터 정의	16
2. 해석 조건 검증	17
3. 시험 모델에서의 전압력 손실과 최대 배압	19
3-1. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 변화	19
3-2. 시험 모델 폐색률에 따른 변화	27
3-3. 시험 모델에서의 전압력 손실에 관한 최대 배압 곡선	30
3-4. 시험 케이스 선정 및 풍동 운용 방안 제시	31
4. 서로 다른 종류의 시험 모델에 대한 적용	33
4-1. 다양한 시험 모델의 전압력 손실 데이터	33
4-2. 서로 다른 종류의 시험 모델에 대한 데이터 적용	36

IV. 결론	39
V. 참고문헌.....	41

표 목차

표 1. 시험부 유입류 조건	10
표 2. 축대칭 시험부-디퓨저 형상	11
표 3. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 최대 배압	22
표 4. 시험 모델에서 발생하는 전압력 손실	23
표 5. 디퓨저에서 발생하는 전압력 손실	25
표 6. 디퓨저에서 전압력 손실을 발생시키는 요소	25
표 7. 배압 증가에 따른 전압력 손실	27
표 8. 시험 모델 폐색률에 따른 최대 배압	29
표 9. 각 시험 모델의 시험 가능한 최대 폐색률	32
표 10. 전압력 손실이 동일한 시험 모델의 최대 배압 비교	37

그림 목차

그림 1. 극초음속 풍동 시험부에 위치한 시험 모델	1
그림 2. 극초음속 풍동 구성 요소 및 디퓨저 설계 변수.....	2
그림 3. 극초음속 풍동 진공 탱크.....	2
그림 4. 배압 증가에 따른 디퓨저에서의 종말충격파 위치.....	3
그림 5. 시험 지속 시간 계산을 위한 검사체적 설정.....	4
그림 6. 폐색률 정의	7
그림 7. 축대칭 시험부-디퓨저 형상	11
그림 8. 전두부 곡률반경 변화에 따른 Ogive cylinder	13
그림 9. 폐색률 변화에 따른 Ogive cylinder	13
그림 10. 전두부 장반경 변화에 따른 Elliptical cylinder.....	14
그림 11. 폐색률 변화에 따른 Elliptical cylinder	14
그림 12. 폐색률 변화에 따른 Hemi-spherical cylinder.....	15
그림 13. 폐색률에 따른 시험 모델에 의한 전압력 손실.....	17
그림 14. 전두부 곡률반경에 따른 시험 모델에 의한 전압력 손실 ..	18
그림 15. 시험 모델에 의한 유동의 전압력 손실.....	19
그림 16. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 풍동 내 압력 분포	20
그림 17. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 풍동 내 전압력 분포..	20
그림 18. 배압 증가에 따른 풍동 내 압력 분포.....	21
그림 19. 배압 증가에 따른 풍동 내 전압력 분포	22
그림 20. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 풍동 내 전압력 분포..	24

그림 21. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 풍동 내 마하수 분포..	24
그림 22. 시험 모델 폐색률에 따른 풍동 내 압력 분포.....	28
그림 23. 시험 모델 폐색률에 따른 풍동 내 전압력 분포.....	28
그림 24. 시험 모델 폐색률에 따른 풍동 내 마하수 분포.....	29
그림 25. 시험 모델에 의한 전압력 손실과 최대 배압.....	30
그림 26. 시험 가능한 케이스 선정 및 풍동 운용 방안.....	31
그림 27. Ogive cylinder 전압력 손실 데이터	34
그림 28. Elliptical cylinder 전압력 손실 데이터.....	35
그림 29. Hemi-spherical cylinder 전압력 손실 데이터.....	36
그림 30. 전압력 손실이 동일한 시험 모델의 최대 배압 비교.....	37
그림 31. 요구 시험 시간 확보를 위한 허용 전압력 손실.....	38

I. 서론

1. 연구 개요

극초음속 풍동은 전투기, 유도무기 등 극초음속 비행체 주위 유동을 지상에서 모사하기 위한 장비이다. 초고속 비행체의 시험 비행을 진행하는 것은 높은 비용 등으로 현실적으로 많은 제약이 따르는데 극초음속 풍동 운용을 통해 이러한 문제를 해결할 수 있다. 풍동 시험은 실제 비행 시험에 비해 저비용으로 실제 결과를 예측하고 확보할 수 있다는 장점이 있다. 극초음속 풍동 시험을 통해 <그림 1>과 같이 시험 모델을 시험부에 배치하여 시험 모델에 작용하는 공력을 측정하고 성능을 파악할 수 있으며 여러 공기역학적 현상을 관찰할 수 있다.

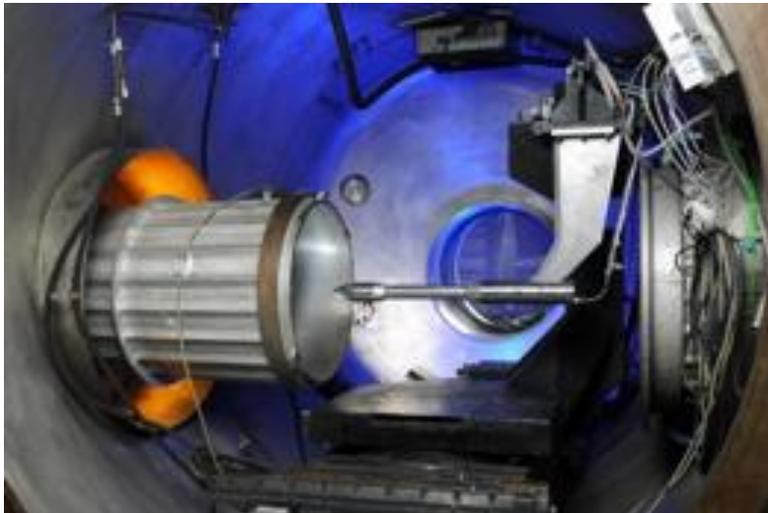


그림 1. 극초음속 풍동 시험부에 위치한 시험 모델[1]

극초음속 풍동은 Blowdown식 풍동, 플라즈마 풍동, Shock tubes 등 다양한 종류가 존재한다. Blowdown식 극초음속 풍동은 고압 공기

저장 탱크를 통해 고압의 공기를 불어내는 방식이다. 일반적으로 2,000 K의 전온도 이하에서 운용되며 시험 시간이 수 분을 넘지 않는다.

Blowdown식 극초음속 풍동은 저기조, 노즐, 시험부, 디퓨저, 열교환기 그리고 진공 탱크로 구성된다. 저기조에서 시작된 아음속 유동은 노즐을 통해 극초음속 유동으로 가속되고 시험 모델이 위치한 시험부에서 모사하고자 하는 유동 환경이 형성된다. 시험 모델을 지난 유동은 디퓨저로 향하게 되고 삭 트레인과 종말충격파에 의해 압축되며 아음속으로 감속된다. 아음속으로 감속된 유동은 디퓨저 후방에 위치하는 진공 탱크로 향하게 된다.

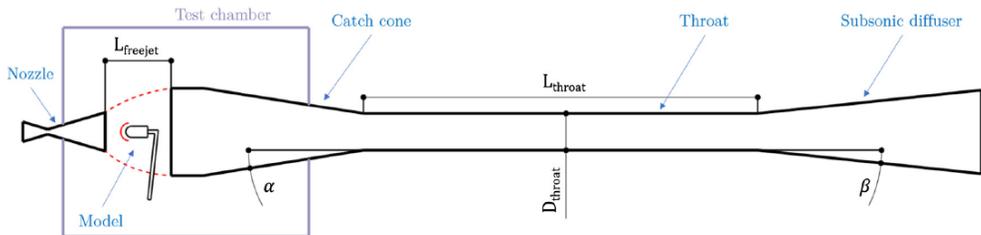


그림 2. 극초음속 풍동 구성 요소 및 디퓨저 설계 변수[2]



그림 3. 극초음속 풍동 진공 탱크[3]

풍동 시험이 진행되면서 디퓨저 후방에 위치하는 진공 탱크의 압력이 증가하게 된다. 디퓨저 후방 배압(Back pressure)이 증가할수록 <그림 4>와 같이 종말충격파가 상류로 전진하게 된다. 배압이 증가하다가 일정 압력 이상이 되면 종말충격파가 시험부까지 전진하게 되는데 이러한 경우 시험부에서 관찰하고자 하는 유동을 모사할 수 없으므로 시험이 불가능하게 된다. 시험 모델에서 발생하는 물리적 현상을 관찰하고 신뢰성 있는 시험 데이터를 위한 충분한 시험 지속 시간 확보는 매우 중요하므로 극초음속 풍동의 시험 지속 시간을 늘리기 위해 풍동 성능 개선과 관련된 다양한 연구와 설비 구축이 진행되고 있다.

풍동의 성능 개선도 중요하지만 구축된 풍동을 이용해 요구 조건을 만족시키는 시험 모델 케이스를 선정하고 효율적으로 풍동 시험을 수행하는 것 또한 중요하다. 이를 위해 시험 모델의 크기와 형상에 따른 극초음속 풍동의 성능을 분석하고 효율적인 풍동 운용 방안의 제시가 필요하다.

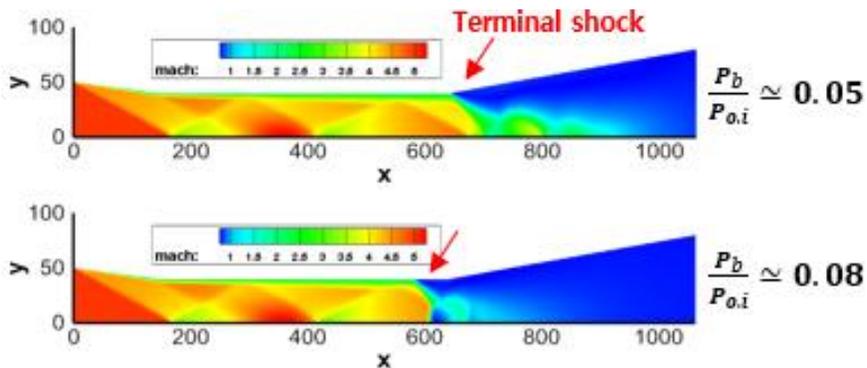


그림 4. 배압 증가에 따른 디퓨저에서의 종말충격파 위치

2. 연구 필요성

Blowdown 식 극초음속 풍동은 운용 가능한 최대 배압(Operable maximum back pressure)으로 성능을 평가하고 이를 통해 시험 지속 시간을 이론적으로 파악할 수 있다. <그림 5>와 같이 디퓨저 후방에 위치하는 진공 탱크를 검사체적(Control volume)으로 설정하고 이상기체 상태방정식을 통해 시험 지속 시간을 계산할 수 있다.

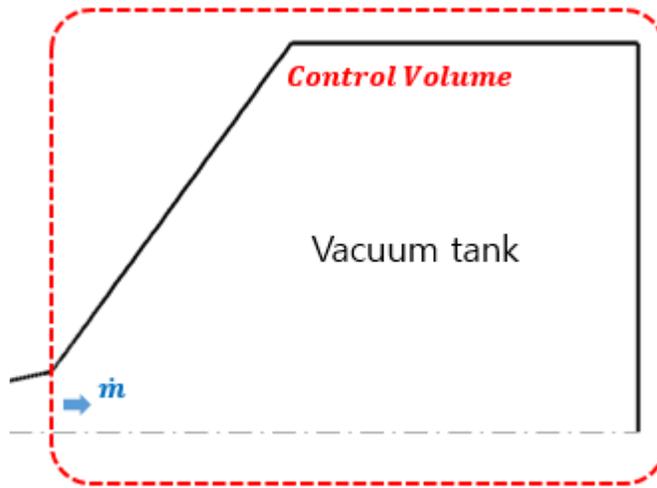


그림 5. 시험 지속 시간 계산을 위한 검사체적 설정

$$\dot{P} V = \dot{m} R T \quad (1)$$

$$\Delta t = \frac{V \Delta P}{\dot{m} R T} \quad (2)$$

$$t_{test} = \frac{V(P_{b,max} - P_{ini})}{\dot{m} R T} \quad (3)$$

$\dot{m}[kg/s]$ 은 풍동 내부를 흐르는 공기의 질량 유량, $R[kJ/kg \cdot K]$ 은 기체 상수, $T[K]$ 는 진공 탱크의 온도, $V[m^3]$ 는 진공 탱크의 부피, $P_{ini}[Pa]$ 는 진공 탱크의 초기 압력, $P_{b,max}[Pa]$ 는 운용 가능한 최대 배압을 나타내며 종말충격과가 시험부에 들어가기 직전 압력을 의미한다. 공기의 질량 유량은 시험하고자 하는 유동 조건에 의해 결정되며 진공 탱크의 온도는 냉각을 고려해 일정한 온도로 가정할 수 있다[2]. Blowdown 식 극초음속 풍동이 운용되는 전온도 조건을 고려하면 기체 상수 역시 일정하다고 가정할 수 있다. 즉, 시험 지속 시간을 증가시키기 위해서 운용 가능한 최대 배압을 증가시키는 방법과 진공 탱크의 부피를 증가시키는 방법이 있다.

일반적인 초음속 풍동에 비해 극초음속 풍동에서는 시험 모델과 디퓨저에서 전압력 손실이 크게 발생한다. 풍동 내부에서 전압력 손실이 크게 발생하면 디퓨저 후방에서 압력 회복에 있어 불리하게 작용하고 이로 인해 운용 가능한 최대 배압이 낮아진다. 디퓨저를 효율적으로 설계하면 디퓨저에서 발생하는 전압력 손실이 적어지고 높은 압력 회복 성능을 갖게 되어 운용 가능한 최대 배압을 높일 수 있다[4]. 디퓨저의 성능 분석과 개선을 위해 초음속 및 극초음속 풍동의 디퓨저에 대한 연구가 활발하게 수행되었다[4,5,6].

미국, 독일을 비롯한 주요 선진국에서는 <그림 3>과 같이 막대한 비용을 들여 큰 진공 탱크를 다수 구축하고 있다. 큰 진공 탱크는 풍동의 운용 시간을 증가시킬 수 있지만 진공 탱크의 관리, 비용 및 공간의 제약이 발생한다. 이와 같은 이유로 우리나라를 비롯한 많은 나라에서는 진공 탱크를 다수 구축하는 것에 한계가 있다. 이로 인해 시험 1 회당 시험 지속 시간과 시험 수행 횟수의 제약이 존재한다.

그러므로 제한된 환경 속에서 구축되어 있는 극초음속 풍동의 효율적인 운용 방안 수립이 필요하다. 시험부에 배치하는 시험 모델에 따라 극초음속 풍동 내 유동 특성이 달라지는데 이로 인해 운용 가능한 최대 배압과 시험 지속 시간의 차이가 발생한다. 시험 지속 시간은 시험 모델에서 발생하는 물리적 현상을 관찰하고 시험을 통해 얻은 데이터의 신뢰성에 있어 중요하기 때문에 몇 초 이상 시험이 지속되어야 하는 기준이 존재한다. 즉, 극초음속 풍동을 운용할 때는 요구되는 최소 시험 시간이 확보되어야 하며 이를 만족시키지 못하는 시험 케이스는 수행될 수 없으므로 시험 가능한 케이스를 선정하는 작업이 선행되어야 한다.

시험 모델 형상과 폐색률(Blockage ratio)에 따른 풍동 성능 분석을 통해 시험 가능 여부를 판단하고 효율적인 시험 케이스를 수립할 수 있다. 예를 들어, 풍동 시험의 용이성을 위해 시험 모델의 스케일을 크게 하는 것이 필요한데 요구되는 최소 시험 시간을 고려하여 특정 모델의 스케일을 어느 정도까지 늘려서 시험을 진행할 수 있는지 판단이 가능하다.

이와 관련해서 시험 모델의 스케일에 따른 디퓨저 성능에 대한 실험적 연구[7]가 수행된 바 있다. 또한, 시험 모델의 형상과 폐색률에 따른 시험부와 디퓨저 내 유동 특성을 실험과 수치해석을 통해 파악한 연구[8]가 존재한다. 그러나, 시험 모델과 운용 가능한 최대 배압 간 관계를 파악하고 이를 통해 시험 케이스를 선정하는 방법과 풍동의 운용 방안을 제시하는 연구는 전혀 존재하지 않는다. 시험 지속 시간을 늘리기 위해서는 풍동 설비의 개선이나 증축이 필요한데, 이러한 것에 제약이 존재하는 환경에서는 보유하고 있는 풍동을 활용해 효율적으로 시험을 진행해야 하고 이를 위한 연구가 필수적이다.

3. 연구 목표

본 연구에서는 시험 모델에 따른 극초음속 풍동의 성능을 분석하고 효율적인 시험 케이스 선정과 풍동 운용 방안 제시를 목표로 하였다.

첫 번째로, 시험부에 위치한 시험 모델에서 발생하는 유동의 전압력 손실과 운용 가능한 최대 배압 간 관계를 파악하였다. 마하수 6 유동 조건에서 Ogive cylinder 시험 모델에 대한 시험부와 디퓨저의 통합 해석을 수행하였다. Ogive cylinder의 전두부 곡률반경을 변화시켜가며 전두부 곡률에 따른 시험 모델에서의 전압력 손실과 최대 배압을 파악하였으며 Ogive cylinder의 세로 길이를 변화시켜가며 폐색률에 따른 시험 모델에서의 전압력 손실과 최대 배압을 파악하였다. 이를 통해 실제 풍동 시험에 사용될 디퓨저 형상에 대해서 요구되는 최소 시험 시간을 고려하여 시험 케이스를 선정하는 방법과 풍동의 운용 방안을 제시하였다.

$$BR = \frac{A_{test\ model}}{A_{nozzle\ exit}} \quad (4)$$

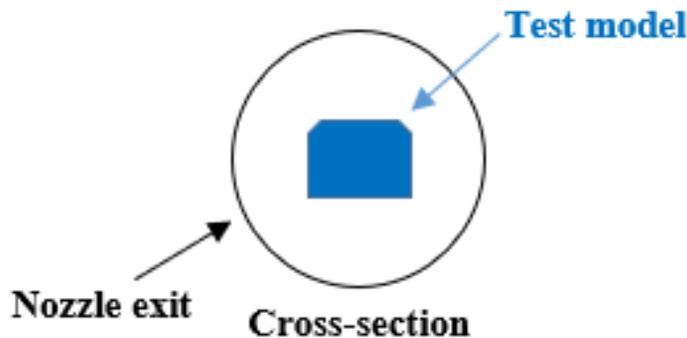


그림 6. 폐색률 정의

두 번째로, 앞서 Ogive cylinder 시험 모델의 해석을 통해 도출한 결과와 시험 케이스 선정 방법 및 풍동 운용 방안이 다른 종류의 시험 모델에도 적용 가능한지 파악하였다. 먼저, 극초음속 풍동 시험에서 많이 사용되는 Ogive cylinder, Elliptical cylinder 그리고 Hemispherical cylinder를 시험부에 배치시키고 시험부 해석을 수행하였다. 이를 통해 마하수 6~10 조건에 대해 각 시험 모델에서의 전압력 손실 데이터를 구축하였다. 해당 데이터를 이용해 서로 다른 종류의 시험 모델에 대해서도 앞서 도출한 결과가 적용 가능한지 확인하였고 구축한 시험 모델에서의 전압력 손실 데이터를 어떻게 활용할 수 있는지 구체적으로 제시하였다.

II. 연구 방법

1. 해석 프로그램

본 연구는 전산 해석을 통해 수행되었다. 풍동 시험 모델 관련 연구는 풍동 시험 혹은 전산 해석으로 수행하는데 전산 해석의 경우 많은 해석 케이스를 동시에 수행이 가능하다는 장점이 있다. 또한, 전산 해석을 통해 풍동 시험으로는 파악하기 어려운 유동의 물성치 파악이 가능하므로 전산 해석을 통해 연구를 수행하였다.

유동 해석에 사용한 프로그램은 ARCFLO4[9]이다. 본 해석 프로그램은 플라즈마 풍동의 아크히터 내부 유동을 해석하기 위해 개발 및 검증된 코드이며 고온 유동 및 극초음속 유동의 정확한 해석이 가능하다는 장점이 있다. 지배방정식으로는 축대칭 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 풍동 내부 유동은 평형 유동으로 가정하였으며 압력과 온도와 같은 열역학적 물성치와 점성계수 같은 수송 물성치는 NASA Reference Publication 기반의 데이터를 이용해 구하였다. 시간적분법은 LU-SGS[10] 기법을 사용하였으며 비점성항은 AUSMPW+[11] 기법과 MUSCL[12] 기법을 사용해 계산하였다. 난류 모사를 위해 k-w SST[13] 모델을 사용하였으며 정렬격자를 기반으로 하였고 y^+ 는 1보다 작도록 격자를 생성하였다.

2. 해석 조건

시험부 입구로 들어오는 유입류 조건을 <표 1>에 나타내었다.

표 1. 시험부 유입류 조건

Mach number	6
Total pressure	22.97 bar
Total temperature	1,470 K
Mass flow rate	5.9 kg/s

시험부에 위치한 시험 모델을 시험부 입구로부터 20 cm 후방에 배치시키고 정상상태 해석을 수행하였다. 초기 해석 시 시험부 유입류 압력과 디퓨저 후방 압력의 압력비를 크게 하여 유동이 잘 빠져나갈 수 있도록 해석하였고 디퓨저 후방 압력을 해석하고자 하는 일정한 배압 조건으로 고정하여 해석을 수행하였다. 풍동 벽면 온도는 냉각을 고려해 300 K으로 고정하였고 시험 모델의 벽면 온도도 300 K로 고정하여 해석하였다.

3. 풍동 형상

축대칭 시험부와 디퓨저 형상을 이용하여 해석을 수행하였다. 본 연구에서 도출된 결과가 일반적인 풍동 형상에도 적용될 수 있도록 실제 운용되고 있는 다양한 풍동의 스펙을 고려해 형상을 정하였다. 해석에 사용한 풍동 형상을 <표 2>와 <그림 7>을 통해 나타내었다. 시험부와 디퓨저의 격자는 Grid convergence study를 수행하여 결정하였다.

표 2. 축대칭 시험부-디퓨저 형상

Total length	1,200 cm	
Test section (Grid: 531 x 101)	노즐 출구 반경 (R_{nozzle})	20 cm
	노즐 출구와 디퓨저 입구 사이 거리 ($L_{freejet}$)	65 cm
Diffuser (Grid: 629 x 101)	디퓨저 입구 반경 (R_{inlet})	70 cm
	캐치실린더 길이 (L_{catch})	135 cm
	축소부 길이 (L_{cv})	200 cm
	축소 반각 (α)	6.5 deg
	목 길이 (L_{th})	400 cm
	목 반경 (R_{th})	47.2 cm
	확산부 길이 (L_{dv})	400 cm
	확산 반각 (β)	6 deg

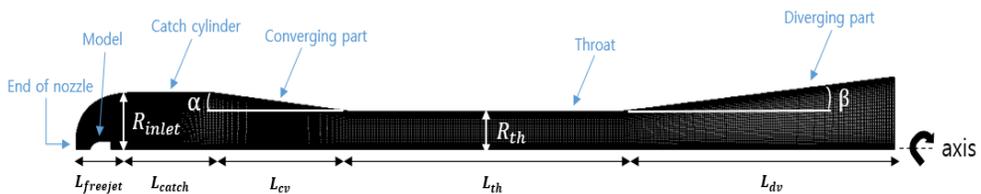


그림 7. 축대칭 시험부-디퓨저 형상

4. 시험 모델 형상

본 연구에서는 시험 모델의 전두부 곡률과 폐색률을 변화시켜가며 시험 모델에서 발생하는 유동의 전압력 손실에 관한 해석을 수행하였다. 해석에는 Ogive cylinder, Elliptical cylinder 그리고 Hemi-spherical cylinder 시험 모델을 사용하였다. <그림 8>과 <그림 9>와 같이 Ogive cylinder에 대해 전두부 곡률반경을 150 mm, 200 mm, 250 mm, 300 mm로 변화시켜가며 전두부 곡률반경에 따른 영향을 파악하였으며 시험 모델의 스케일과 관련된 폐색률은 세로 방향 길이 변화를 통해 10 %, 15 %, 20 %, 25 %로 변화시켜가며 폐색률에 따른 영향을 파악하였다. Elliptical cylinder 역시 <그림 10>과 <그림 11>과 같이 전두부 장반경과 폐색률을 변화시켜가며 해석하였다. Hemi-spherical cylinder의 경우 <그림 12>와 같이 폐색률이 정해지면 전두부 곡률반경도 정해지게 되는데 폐색률을 변화시켜가며 해석을 수행하였다. 시험 모델의 전두부 형상 및 폐색률과 관련된 세로 방향 길이에 비해 가로 방향 길이가 풍동 내 유동에 미치는 영향은 미미하므로 [8] 각 시험 모델의 가로 길이는 300 mm로 고정시켜 해석을 수행하였다.

① Ogive cylinder

- 전두부 곡률반경 변화(폐색률 고정)

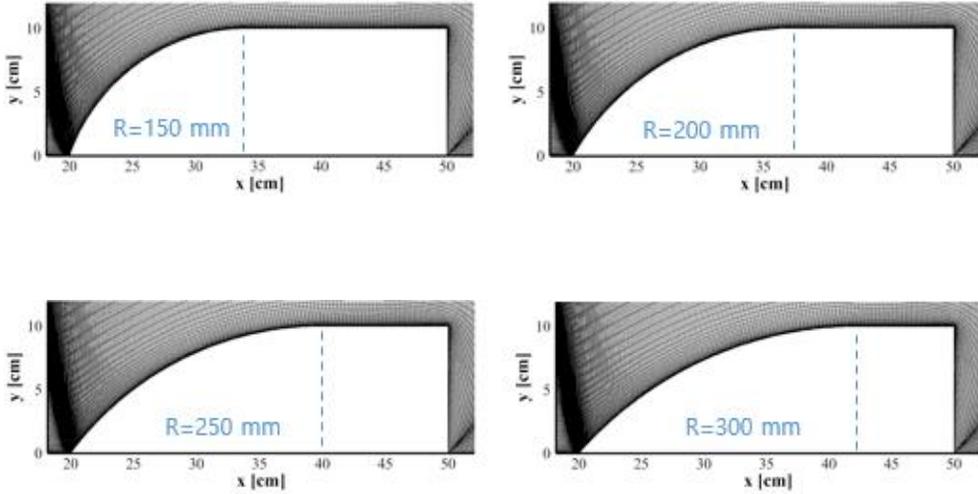


그림 8. 전두부 곡률반경 변화에 따른 Ogive cylinder

- 폐색률 변화(전두부 곡률반경 고정)

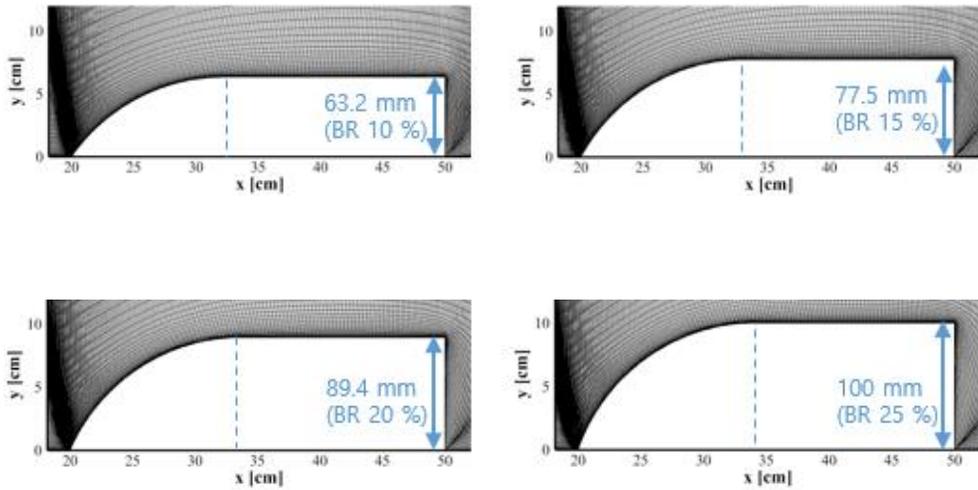


그림 9. 폐색률 변화에 따른 Ogive cylinder

② Elliptical cylinder

- 전두부 장반경 변화(폐색률 고정)

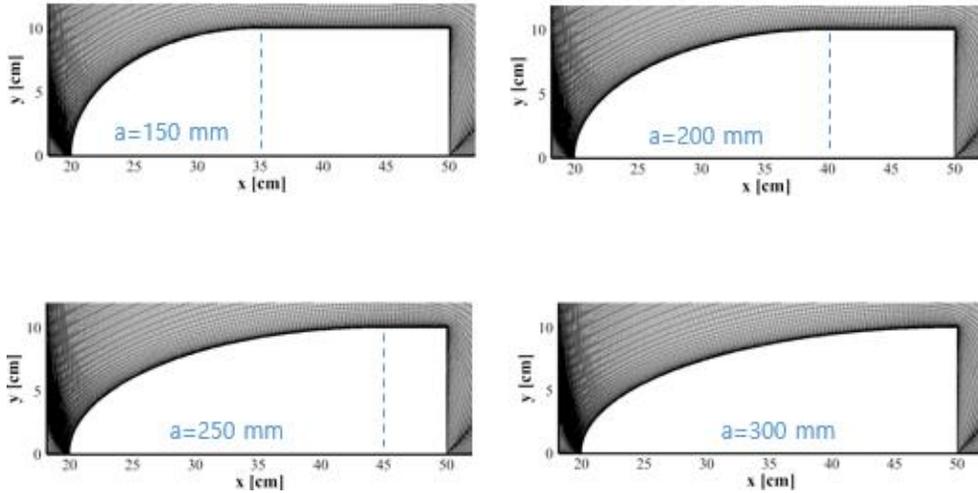


그림 10. 전두부 장반경 변화에 따른 Elliptical cylinder

- 폐색률 변화(전두부 장반경 고정)

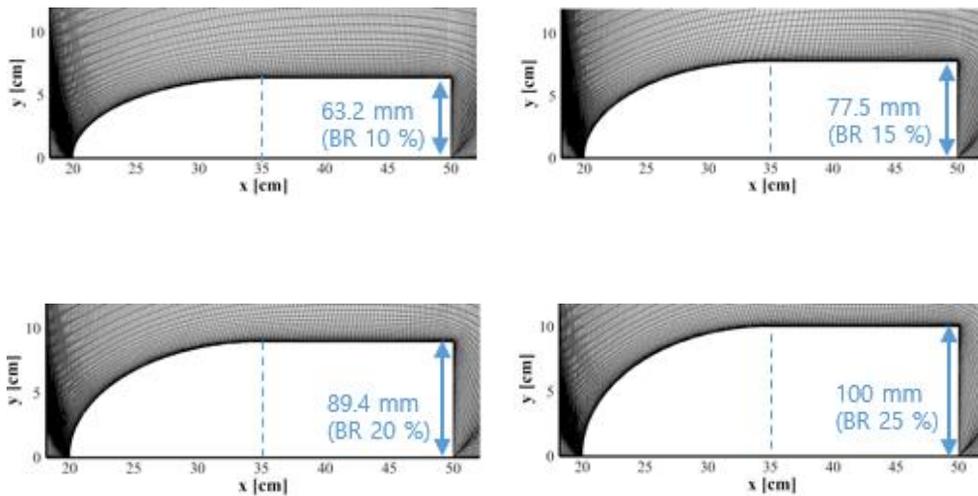


그림 11. 폐색률 변화에 따른 Elliptical cylinder

③ Hemi-spherical cylinder

- 폐색률 변화

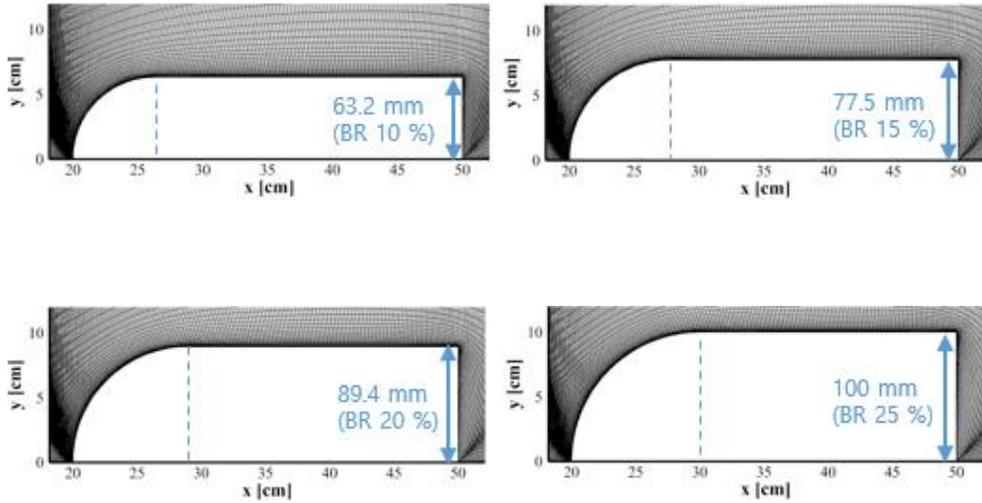


그림 12. 폐색률 변화에 따른 Hemi-spherical cylinder

Ⅲ. 해석 결과 및 분석

1. 파라미터 정의

풍동 내 축 방향 위치에 따른 유동의 성질을 파악하기 위해 두 가지 파라미터를 <식 5>와 <식 6>과 같이 정의하였다. 아래와 같이 계산된 파라미터는 특정 축 방향 위치의 단면에 대해 대표성을 보일 수 있다는 장점이 있으며 풍동 내 위치에 따른 전압력 분포와 마하수 분포를 파악할 수 있다.

– Averaged total pressure

$$P_{0,avg} = \frac{1}{\int \rho u dA} \int P_0 \rho u dA = \frac{1}{\dot{m}} \int P_0 \rho u dA \quad (5)$$

– Averaged Mach number

$$M_{avg} = \frac{1}{\int \rho u dA} \int M \rho u dA = \frac{1}{\dot{m}} \int M \rho u dA \quad (6)$$

2. 해석 조건 검증

시험부 유입류의 전온도에 따라 시험 모델로 인해 발생하는 유동의 전압력 손실 차이가 발생하는지 파악하기 위해 4가지 전온도에 대한 해석을 수행하였다. Blowdown식 극초음속 풍동에서 운용되는 전온도 1,000 K, 1,470 K, 1,800 K 그리고 아크히터에서 운용되는 4,000 K에 대해 해석을 수행하였다. 마하수 6 유입류 조건에 대해 시험부에 위치한 Ogive cylinder에 대한 해석을 수행하였고 전온도에 따른 유동의 전압력 손실을 <그림 13>과 <그림 14>에 나타내었다.

모든 전온도에 대해 시험 모델 전두부 곡률반경이 작을수록 그리고 폐색률이 클수록 시험 모델로 인해 발생하는 유동의 전압력 손실이 증가하는 것을 알 수 있다. 그리고 Blowdown식 극초음속 풍동 운용 온도 범위인 1,000 K, 1,470 K 그리고 1,800 K 케이스의 전압력 손실 비교를 통해 유동의 전온도는 시험 모델로 인해 발생하는 전압력 손실에 영향을 거의 주지 않는 것을 확인할 수 있다.

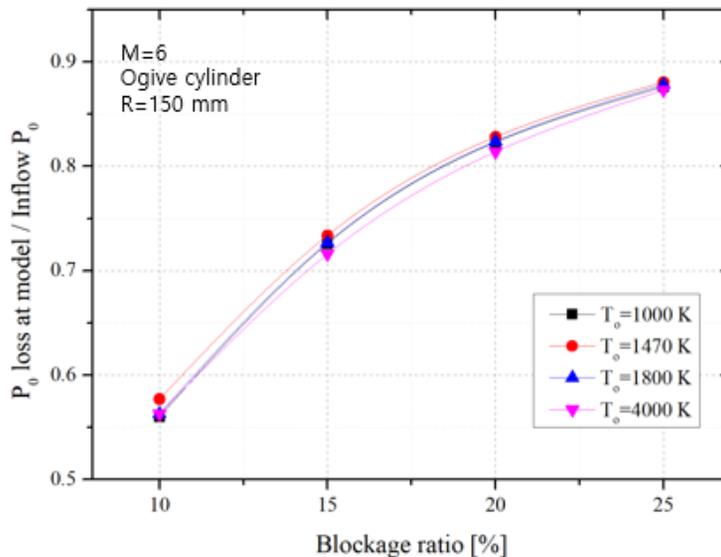


그림 13. 폐색률에 따른 시험 모델에 의한 전압력 손실

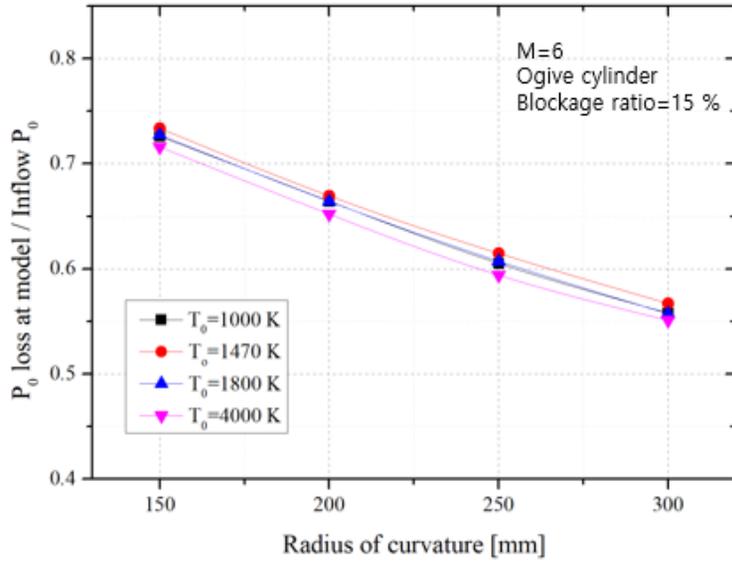


그림 14. 전두부 곡률반경에 따른 시험 모델에 의한 전압력 손실

정체값과 질량유량 간 관계식은 <식 7>과 같다. 풍동 내부를 지나는 유동의 질량유량은 전온도의 제곱근에 반비례한다. 시험 모델에서 발생하는 유동의 전압력 손실은 전온도의 영향을 거의 받지 않으므로 질량유량에도 독립적이라고 가정할 수 있다. 즉, 본 연구에서 전온도 1,470 K 조건을 통해 도출한 결과가 일반적인 Blowdown식 극초음속 풍동 운용에 있어서도 적용될 수 있음을 확인하였다.

$$\dot{m} \propto \frac{P_0}{\sqrt{T_0}} \quad (7)$$

3. 시험 모델에서의 전압력 손실과 최대 배압

시험 모델의 전두부 곡률반경과 폐색률을 변화시켜가며 시험 모델로 인해 발생하는 유동의 전압력 손실을 파악하였다. Ogive cylinder 시험 모델의 전두부 곡률반경과 폐색률에 따른 전압력 손실은 <그림 15>와 같다.

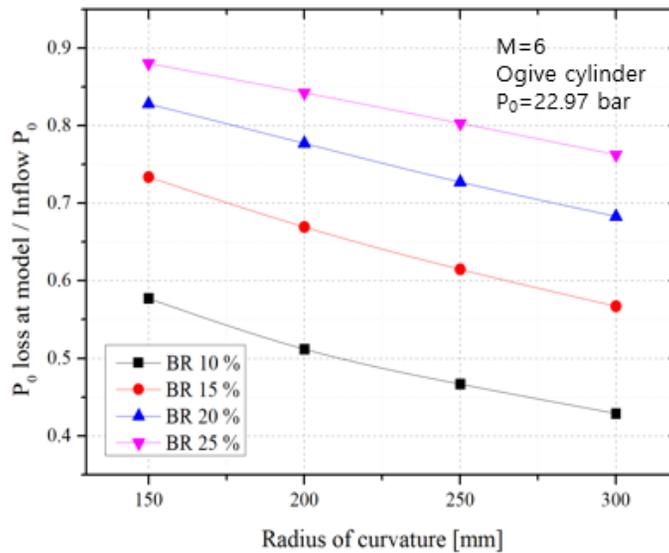


그림 15. 시험 모델에 의한 유동의 전압력 손실

3-1. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 변화

<그림 15>를 통해 시험 모델의 곡률반경이 작을수록 시험 모델에서 발생하는 유동의 전압력 손실이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 시험 모델의 전두부 곡률반경에 따른 영향을 파악하기 위해 폐색률 25 % 크기를 갖는 Ogive cylinder 시험 모델의 전두부 곡률반경을 변화시켜가며 같은 배압 조건 9,500 Pa에 대한 해석을 수행하였다. 시험 모델의 곡률반경에 따른 풍동 내 압력 분포는 <그림 16>, 전압력 분포는 <그림 17>에 나타내었다.

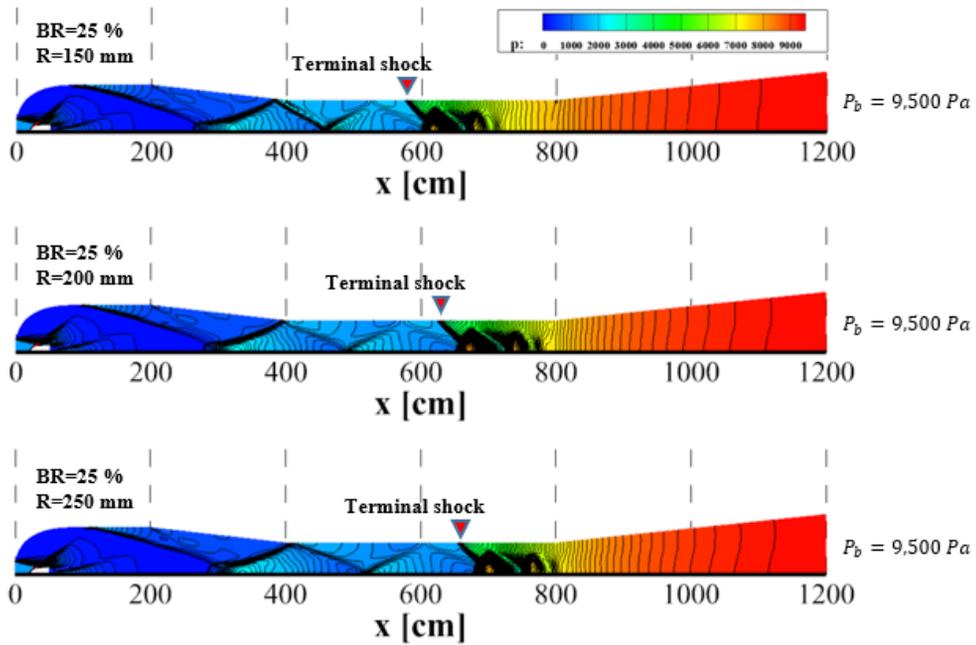


그림 16. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 풍동 내 압력 분포

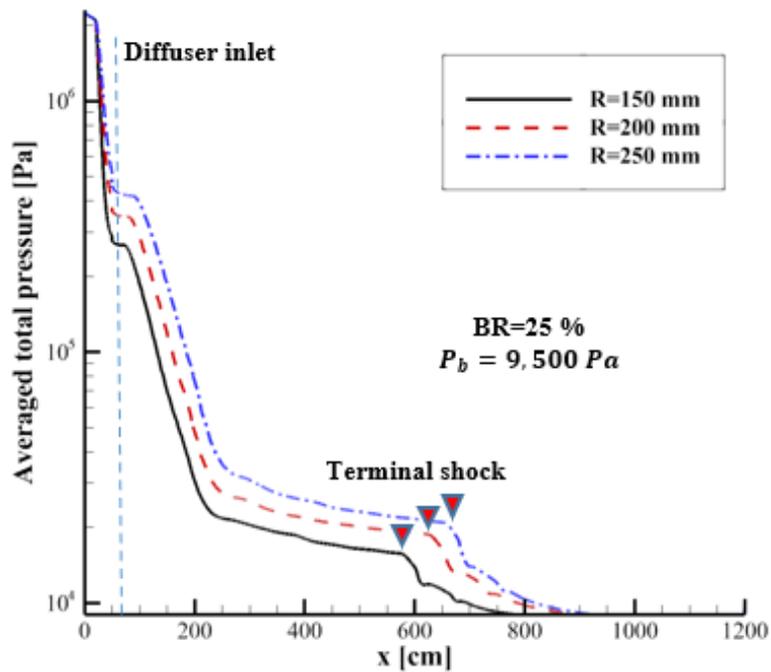


그림 17. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 풍동 내 전압력 분포

<그림 16>을 통해 같은 배압 조건에서 시험 모델의 전두부 곡률반경이 작을수록 종말충격파가 상류에 위치하는 것을 알 수 있다. 종말충격파가 시험부에 가까운 상류에 위치할수록 시험 지속이 가능한 시간이 얼마 남지 않았음을 의미한다.

<그림 17>을 통해 같은 배압 조건에서 시험 모델에 따른 풍동 내 전압력 분포를 알 수 있다. 시험 모델이 전두부 곡률반경 150 mm를 갖는 케이스에서 시험 모델로 인한 전압력 손실이 가장 크게 발생하였고 이로 인해 시험부 후방 및 디퓨저에서 가장 낮은 전압력 분포를 보였다.

시험 모델의 전두부 곡률반경에 따른 최대 배압을 파악하였다. 각 시험 모델에 대해 디퓨저 후방의 배압을 올려가며 종말충격파가 시험부까지 전진하는 압력을 파악하였다. 전두부 곡률반경 300 mm와 폐색률 25 %를 갖는 시험 모델 케이스의 최대 배압을 파악하는 과정을 <그림 18>에 나타내었고 배압 증가에 따른 풍동 내 전압력 분포를 <그림 19>에 나타내었다.

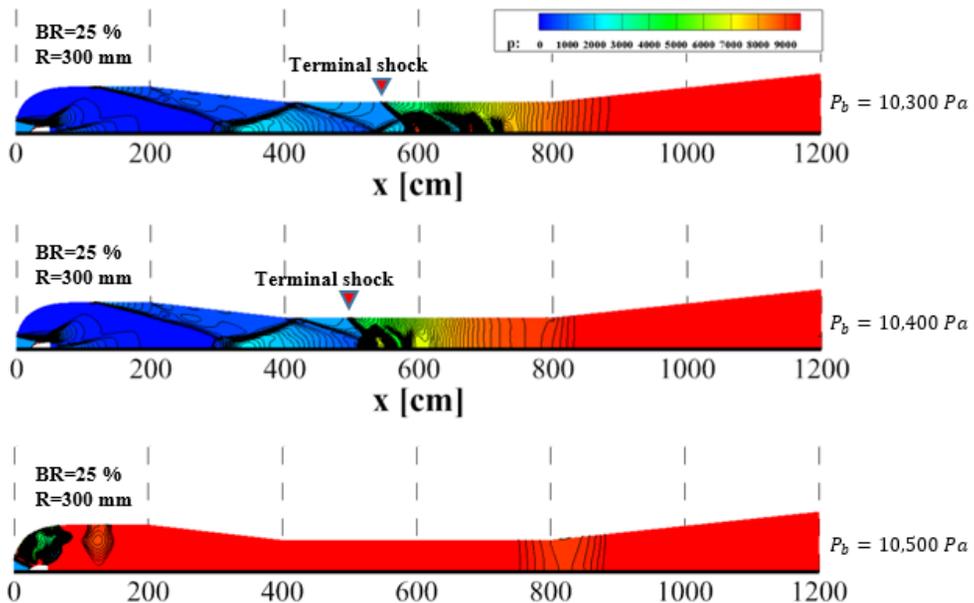


그림 18. 배압 증가에 따른 풍동 내 압력 분포

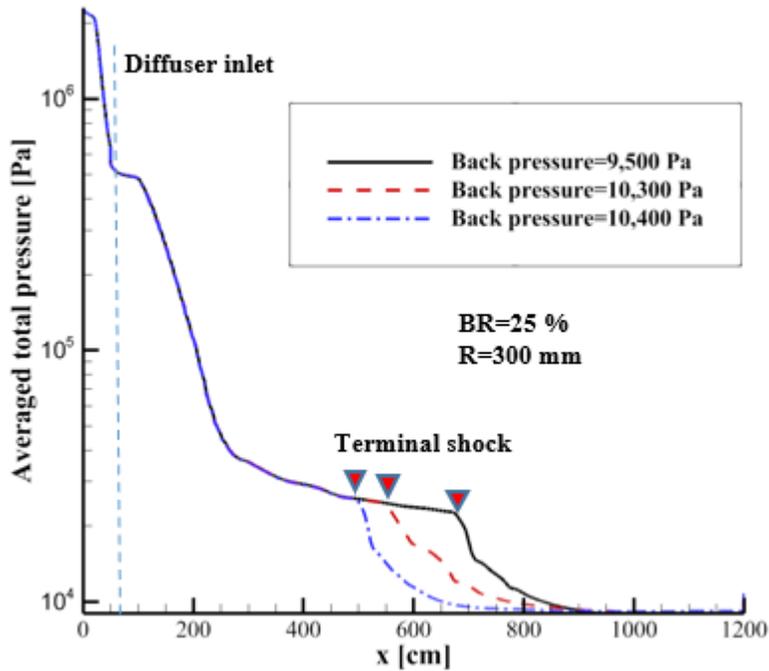


그림 19. 배압 증가에 따른 풍동 내 전압력 분포

배압이 증가할수록 종말충격파가 상류로 전진하는 것을 확인할 수 있으며 10,500 Pa에서는 종말충격파가 시험부까지 전진하는 것을 파악하였다. 즉, 해당 케이스에서는 10,400 Pa이 풍동 시험에서 운용 가능한 최대 배압인 것을 알 수 있다. 이와 같은 방법으로 시험 모델의 전두부 곡률반경에 따른 최대 배압을 파악하였으며 <표 3>에 나타내었다. 시험 모델의 전두부 곡률반경이 작을수록 최대 배압은 감소하였다.

표 3. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 최대 배압

	R=150 mm	R=200 mm	R=250 mm	R=300 mm
$P_{b,max}$ [kPa]	9.8	10.1	10.2	10.4

폐색률 25 % Ogive cylinder 시험 모델의 전두부 곡률반경에 따른 시험부 내 유동 특성을 분석하였다. 전두부 곡률반경과 배압 조건에 따른 시험 모델에서의 전압력 손실을 <표 4>에 나타내었다. 전두부 곡률반경 150 mm 시험 모델에서는 유입류 전압력 대비 88 %의 손실이 발생하였고 200 mm, 300 mm 시험 모델에 대해서는 각각 84 %, 76 %의 손실이 발생하였다. <그림 20>를 통해 해당 시험 모델에 대한 풍동 내 전압력 분포를 확인할 수 있다.

시험 모델로 인해 발생하는 충격파 강도에 따라 충격파 후방 유동의 마하수가 달라지게 된다. 시험 모델의 전두부 곡률반경에 따른 풍동 내 마하수 분포를 <그림 21>에 나타내었다. 시험 모델의 전두부가 뾰족할수록 충격파의 강도가 커지게 되는데 이로 인해 전두부 곡률반경이 가장 작은 150 mm을 갖는 시험 모델 케이스에서 시험 모델로 인한 전압력 손실이 가장 크고 충격파 후방 유동의 마하수는 가장 낮은 것을 확인할 수 있다.

표 4. 시험 모델에서 발생하는 전압력 손실

	Back pressure [kPa]	Total pressure loss [kPa]	
		At model	At diffuser
R=150 mm	9.5	2,022.4	265.1
R=200 mm	9.5	1,935.0	352.5
	9.5	1,751.5	536.0
R=300 mm	10.3	1,751.5	535.2
	10.4	1,751.5	535.1
	10.5	-	-

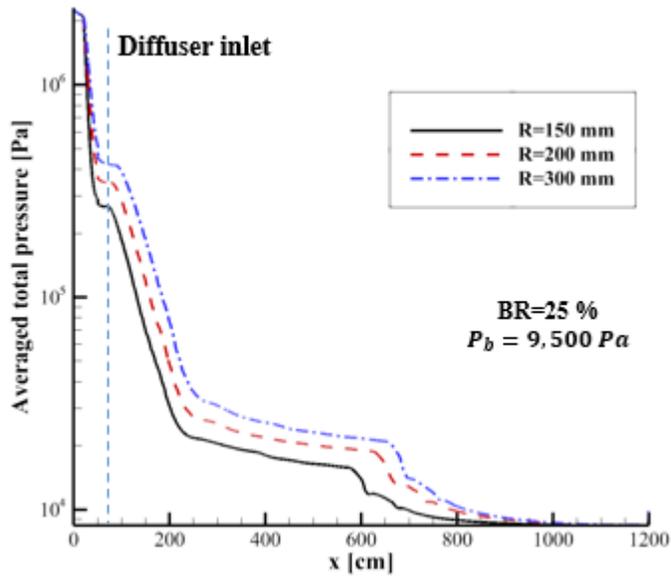


그림 20. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 풍동 내 전압력 분포

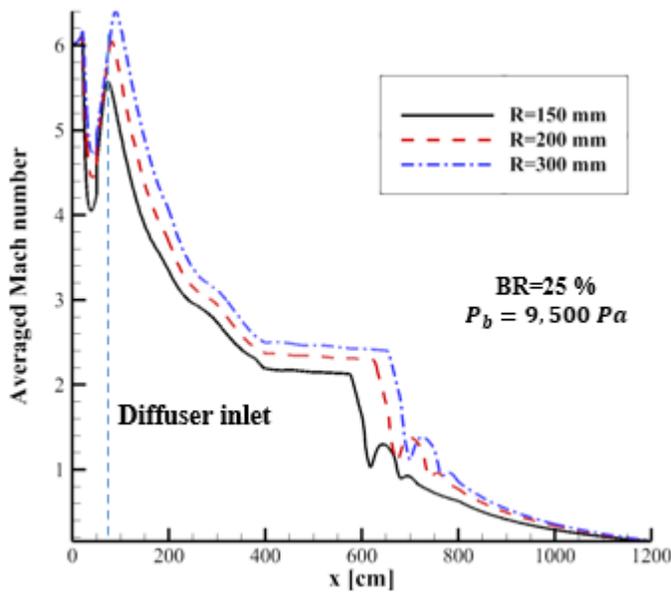


그림 21. 시험 모델 전두부 곡률반경에 따른 풍동 내 마하수 분포

폐색률 25 % Ogive cylinder 시험 모델의 전두부 곡률반경에 따른 디퓨저 내 유동 특성을 분석하였다. 전두부 곡률반경과 배압 조건에 따른 디퓨저에서의 전압력 손실은 <표 5>와 같다. 세부적으로 디퓨저 캐치실린더에서 발생하는 경사충격파와 삭 트레인 및 종말충격파에 의한 전압력 손실을 <표 6>에 나타내었다. <그림 21>에서 알 수 있듯이 시험 모델의 전두부 곡률반경이 작을수록 시험 모델에서 발생하는 충격파의 강도가 커져 시험부 후방과 디퓨저에서 낮은 마하수 분포를 보인다. 이로 인해, 디퓨저에서 전압력 손실이 적게 발생하게 된다.

표 5. 디퓨저에서 발생하는 전압력 손실

	Back pressure [kPa]	Total pressure loss [kPa]	
		At model	At diffuser
R=150 mm	9.5	2,022.4	265.1
R=200 mm	9.5	1,935.0	352.5
R=300 mm	9.5	1,751.5	536.0
	10.3	1,751.5	535.2
	10.4	1,751.5	535.1
	10.5	—	—

표 6. 디퓨저에서 전압력 손실을 발생시키는 요소

	Total pressure loss at diffuser [kPa]		
	Total	At catch cylinder	Shock train / Terminal shock
R=150 mm	265.1	252.1	13.0
R=200 mm	352.5	334.9	17.6
R=300 mm	536.0	508.6	27.4

극초음속 풍동 내 시험 모델과 디퓨저에서 발생하는 유동의 전압력 손실과 배압 조건 간 관계를 파악하였다. 디퓨저 출구에서 유동의 동압(Dynamic pressure)은 전압력 대비 2 % 이하의 매우 작은 값을 갖는 것을 확인하였다. 즉, 배압을 시험부 유입류 전압력과 풍동 내 전압력 손실의 차로 근사할 수 있으며 <식 8>과 같이 나타낼 수 있다.

$$P_b = P_{0,inflow} - P_0 \text{ loss at model} - P_0 \text{ loss at diffuser} \quad (8)$$

전두부 곡률반경 300 mm와 폐색률 25 %를 갖는 Ogive cylinder 시험 모델에 대해 배압 증가에 따른 시험 모델과 디퓨저에서 발생하는 전압력 손실을 <표 7>에 나타내었다. <그림 18>과 <그림 19>를 통해 종말충격파 발생 전까지 풍동 내 유동 구조와 전압력 손실이 동일하게 나타나는 것을 알 수 있다. 그리고 <표 7>을 통해 배압이 증가할수록 디퓨저에서의 전압력 손실이 적게 발생하는 것을 알 수 있다. 배압이 증가해도 시험 모델에서 발생하는 전압력 손실은 변하지 않기 때문에 디퓨저에서 발생하는 전압력 손실이 감소해야 한다. 전압력 손실은 아음속 영역에 비해 초음속 영역에서 크게 발생하기 때문에 디퓨저에서의 전압력 손실이 감소하도록 종말충격파가 전진해 상류에 형성되는 것을 알 수 있었다. 배압 조건 10,500 Pa 해석 케이스와 같이 디퓨저에서의 전압력 손실을 더 이상 종말충격파의 상류 전진으로 감소시킬 수 없는 경우 종말충격파가 시험부까지 전진하였다.

표 7. 배압 증가에 따른 전압력 손실

	Back pressure [kPa]	Total pressure loss [kPa]	
		At model	At diffuser
R=150 mm	9.5	2,022.4	265.1
R=200 mm	9.5	1,935.0	352.5
R=300 mm	9.5	1,751.5	536.0
	10.3	1,751.5	535.2
	10.4	1,751.5	535.1
	10.5	-	-

3-2. 시험 모델 폐색률에 따른 변화

<그림 15>를 통해 시험 모델의 폐색률이 클수록 시험 모델에서 발생하는 유동의 전압력 손실이 증가하는 것을 알 수 있다. 시험 모델의 폐색률에 따른 영향을 파악하기 위해 전두부 곡률반경 150 mm인 Ogive cylinder 시험 모델의 세로 길이를 변화시켜가며 같은 배압 조건 9,500 Pa에 대한 해석을 수행하였다. 시험 모델의 폐색률에 따른 풍동 내 압력 분포는 <그림 22>, 전압력 분포는 <그림 23> 그리고 마하수 분포는 <그림 24>에 나타내었다.

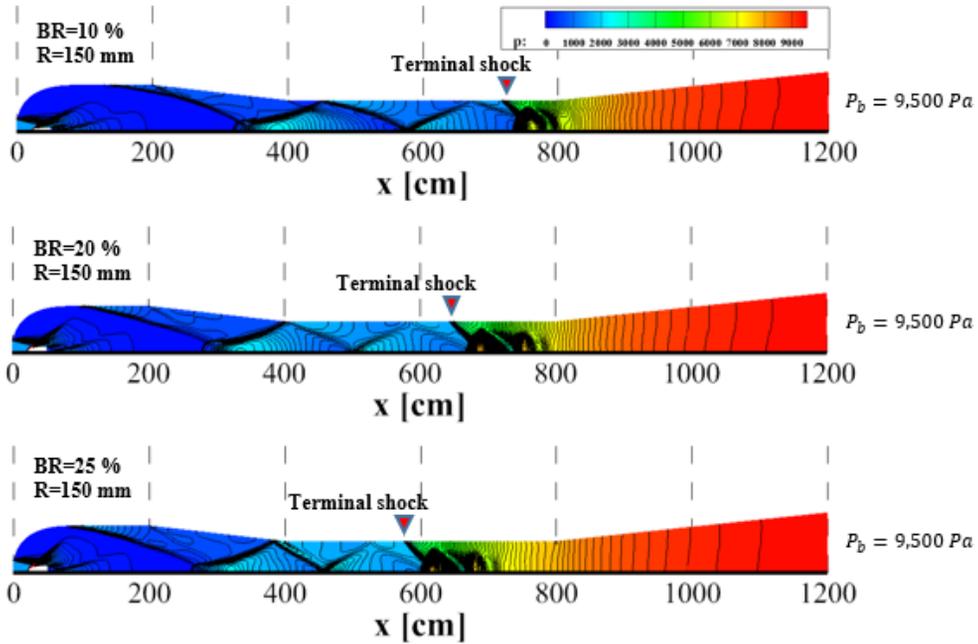


그림 22. 시험 모델 폐색률에 따른 풍동 내 압력 분포

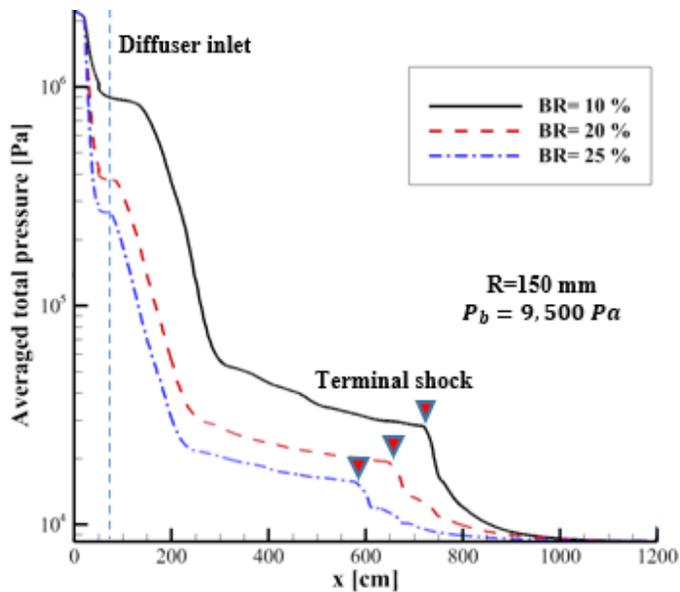


그림 23. 시험 모델 폐색률에 따른 풍동 내 전압력 분포

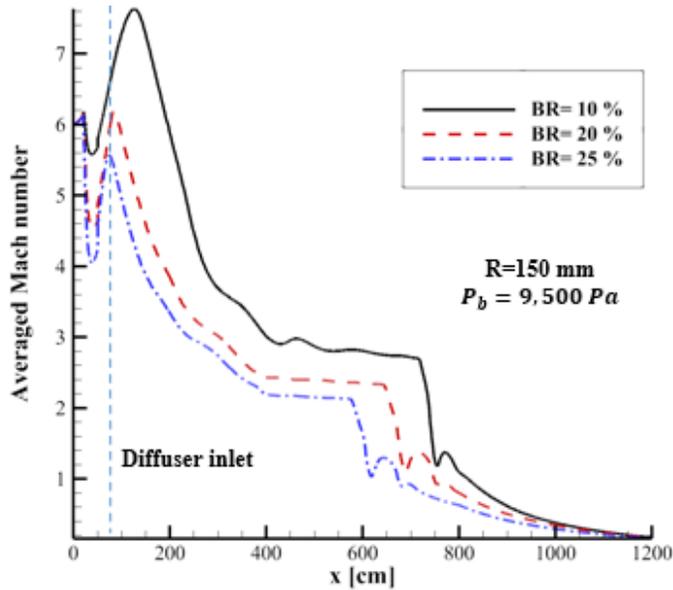


그림 24. 시험 모델 폐색률에 따른 풍동 내 마하수 분포

같은 배압 조건에서 시험 모델의 폐색률이 클수록 종말충격파가 상류에 위치하는 것을 <그림 22>를 통해 확인할 수 있다. <그림 23>을 통해 같은 배압 조건에서 시험 모델에 따른 풍동 내 전압력 분포를 알 수 있었는데 시험 모델의 폐색률이 가장 큰 25 % 케이스에서 시험 모델로 인한 전압력 손실이 가장 크게 발생하였다. 큰 충격파 강도에 의해 시험부 후방 및 디퓨저에서 가장 낮은 전압력 분포를 보였고 <그림 24>에서 볼 수 있듯이 디퓨저에서도 가장 낮은 마하수 분포를 보였다. 시험 모델 폐색률에 따른 최대 배압을 <표 8>에 나타내었고 폐색률이 클수록 운용 가능한 최대 배압은 감소하는 것을 확인하였다.

표 8. 시험 모델 폐색률에 따른 최대 배압

	BR=10 %	BR=15 %	BR=20 %	BR=25 %
$P_{b,max}$ [kPa]	11.0	10.5	10.2	9.8

3-3. 시험 모델에서의 전압력 손실에 관한 최대 배압 곡선

시험 모델에 대해 4가지 전두부 곡률반경 그리고 4가지 폐색률을 변화시켜가며 총 16가지 Ogive cylinder의 해석을 통해 시험 모델로 인한 전압력 손실과 운용 가능한 최대 배압을 파악하였고 이를 <그림 25>에 나타내었다.

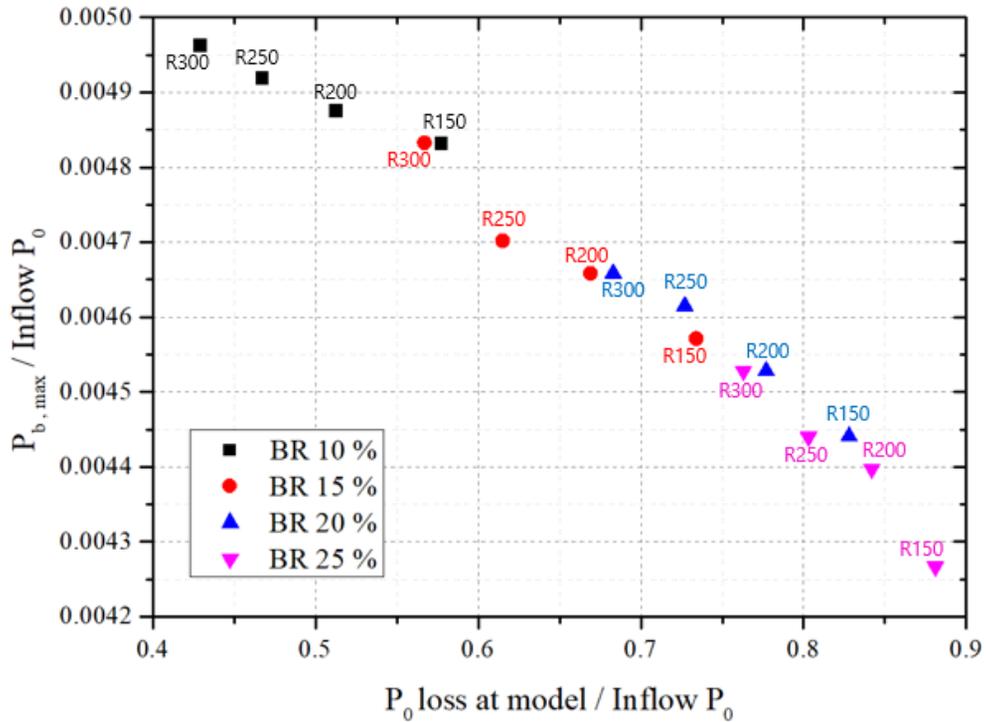


그림 25. 시험 모델에 의한 전압력 손실과 최대 배압

가로축은 시험 모델로 인해 발생하는 유동의 전압력 손실을 유입류 전압력에 대해 무차원화 시킨 값이고 세로축은 운용 가능한 최대 배압을 유입류 전압력에 대해 무차원화 시킨 값이다. 시험 모델로 인해 발생하는 유동의 전압력 손실이 클수록 최대 배압이 감소하고 특정 곡선이 형성되는 것을 확인할 수 있다. 시험 모델에서의 전압력 손실에 관한 최대 배압 곡선은 Ogive cylinder 시험 모델에 대해 마하수 6 그리고 해석에 사용한 디퓨저 형상 조건에서 적용되는 곡선이다.

3-4. 시험 케이스 선정 및 풍동 운용 방안 제시

풍동 시험을 진행할 때 시험 모델의 스케일을 최대한 늘려 시험하는 것이 필요하다. 그러나, 극초음속 풍동 운용에 있어 요구되는 최소한의 시험 시간이 확보되어야 한다. 이를 충족시키지 못하는 시험 케이스는 진행할 수 없으므로 시험이 가능한 케이스를 선정하는 일이 선행되어야 한다. 시험 지속 시간은 최대 배압과 관련되며 최대 배압 곡선을 통해 시험 케이스를 선정할 수 있다. <그림 26>과 같이 최대 배압 곡선과 요구되는 최소 시험 시간에 대응하는 최대 배압의 교점(Intersection point)을 얻을 수 있으며 이를 통해 시험 운용이 가능한 영역(Operable region)을 파악할 수 있다.

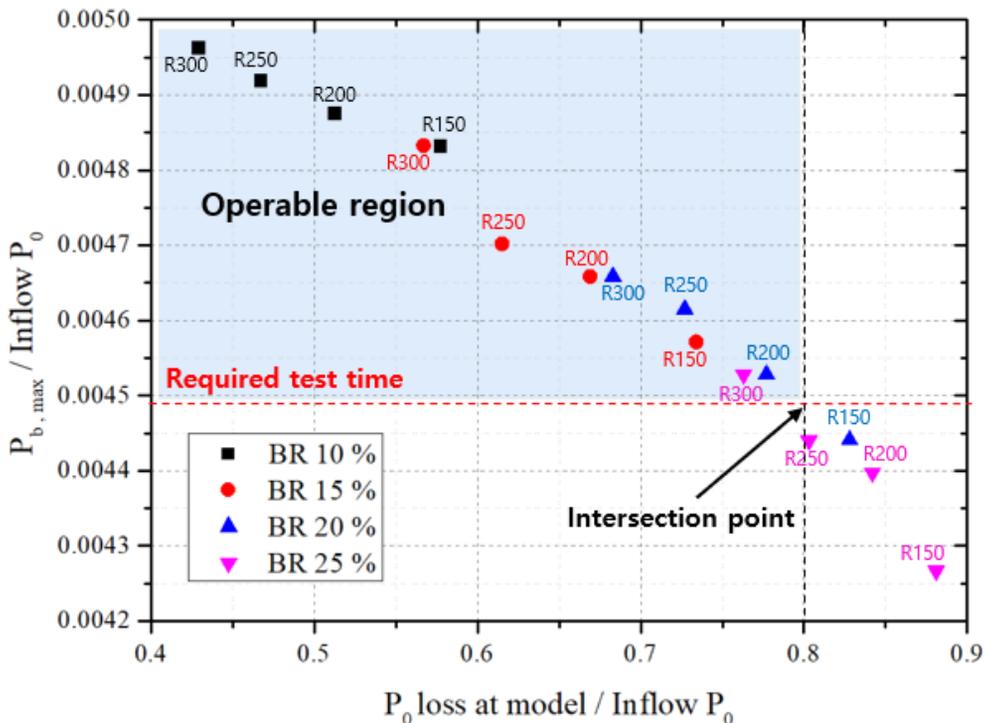


그림 26. 시험 가능한 케이스 선정 및 풍동 운용 방안

시험 모델에서의 전압력 손실에 관한 최대 배압 곡선을 통해 시험 모델의 폐색률을 어느 정도 크게 해서 시험을 진행할 수 있는지 판단할 수 있다. 예를 들어, 전두부 곡률반경 300 mm를 갖는 Ogive cylinder는 약 25 %의 폐색률을 갖는 시험 모델까지 시험이 가능한 것을 시험 운용이 가능한 영역을 통해 알 수 있다. 각 시험 모델의 시험 가능한 최대 폐색률을 파악하였고 <표 9>에 나타내었다.

표 9. 각 시험 모델의 시험 가능한 최대 폐색률

	R=150 mm	R=200 mm	R=250 mm	R=300 mm
BR_{max}	18 %	20 %	22 %	25 %

시험부 유입류의 마하수가 낮을수록 풍동 내부에서 발생하는 전압력 손실이 감소하므로 운용 가능한 최대 배압은 증가한다. 그러므로 시험 운용이 가능한 영역을 파악해 선정한 시험 케이스는 마하수 6 이하의 유입류 조건에서도 시험이 가능하다는 것을 알 수 있다.

풍동 시험 수행 전, 운용하고자 하는 최대 마하수와 보유한 디퓨저 형상에 대하여 전산유체해석으로 풍동 시험에 사용될 시험 모델의 최대 배압 곡선을 확보해 놓으면 시험 가능한 케이스를 효율적으로 선정할 수 있다.

4. 서로 다른 종류의 시험 모델에 대한 적용

지금까지 Ogive cylinder 시험 모델의 전두부 곡률반경과 폐색률을 변화시켜가며 해석을 수행하였으며 풍동 운용에 있어 시험 케이스 선정을 위한 방법을 제시하였다. 이번 장에서는 극초음속 풍동 시험에서 많이 사용하는 시험 모델에 대한 전압력 손실 데이터를 구축하였다. 그리고 구축한 데이터를 활용해 최대 배압 곡선에 적용하고 시험 케이스를 선정하는 방법을 제시하였다.

4-1. 다양한 시험 모델의 전압력 손실 데이터

마하수 6~10에 대해 Ogive cylinder, Elliptical cylinder 그리고 Hemi-spherical cylinder를 시험부에 배치해 시험부 해석을 수행하였다. 시험 모델의 전두부 곡률과 관련된 파라미터와 폐색률을 변화시켜가며 시험 모델로 인해 발생하는 전압력 손실 데이터를 구축하였고 <그림 27>, <그림 28>, <그림 29>에 나타내었다. 전두부 곡률 변화를 위해 Ogive cylinder는 전두부 곡률반경을 변화시켰으며 Elliptical cylinder는 전두부 장반경을 변화시켰다. Hemi-spherical cylinder의 경우 폐색률이 정해지면 전두부 곡률반경이 정해지게 된다.

① Ogive cylinder

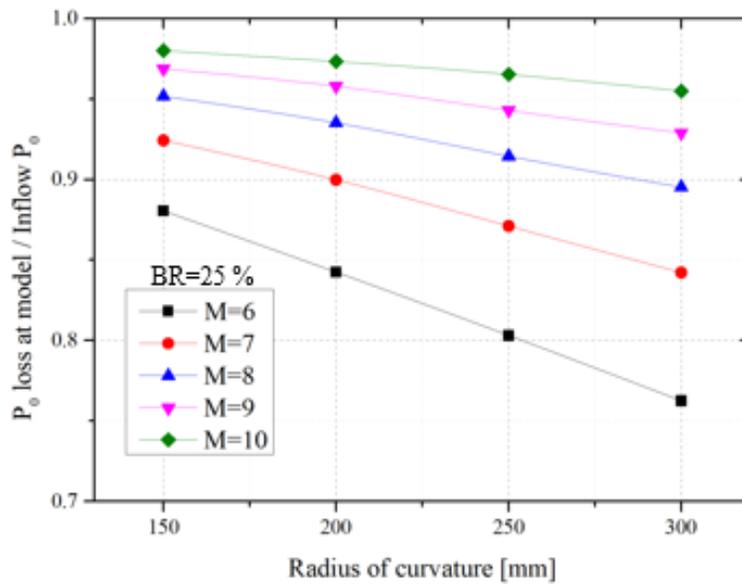
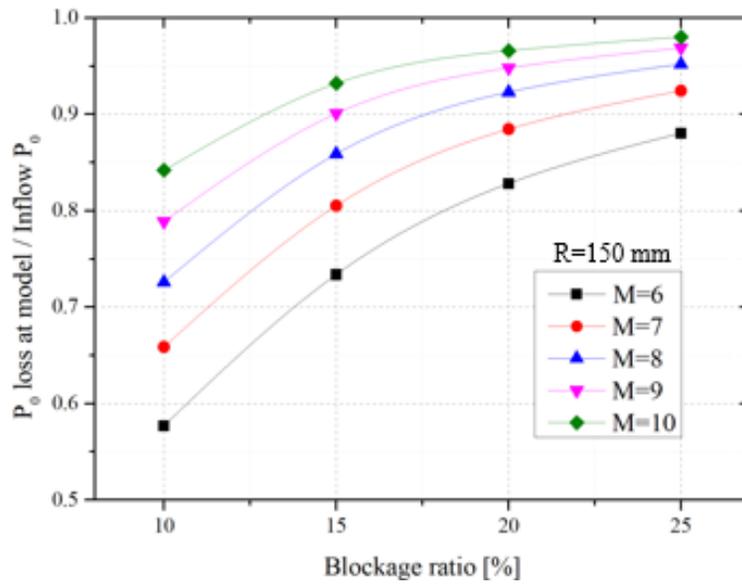


그림 27. Ogive cylinder 전압력 손실 데이터

② Elliptical cylinder

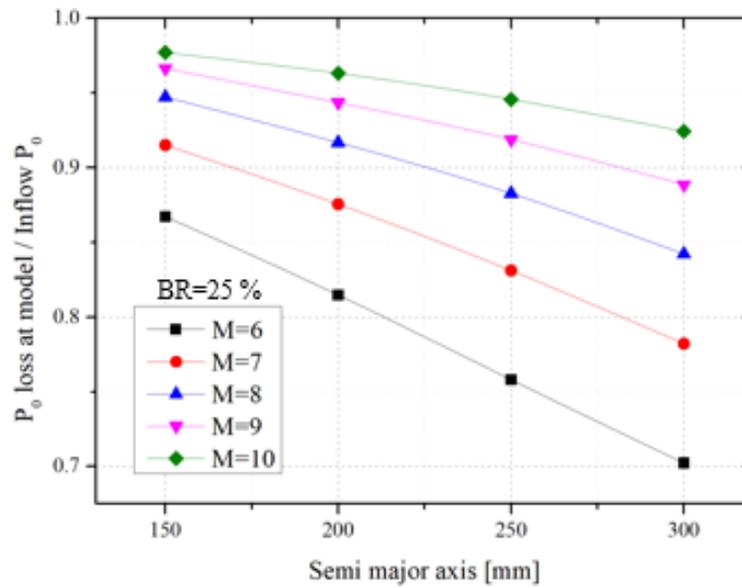
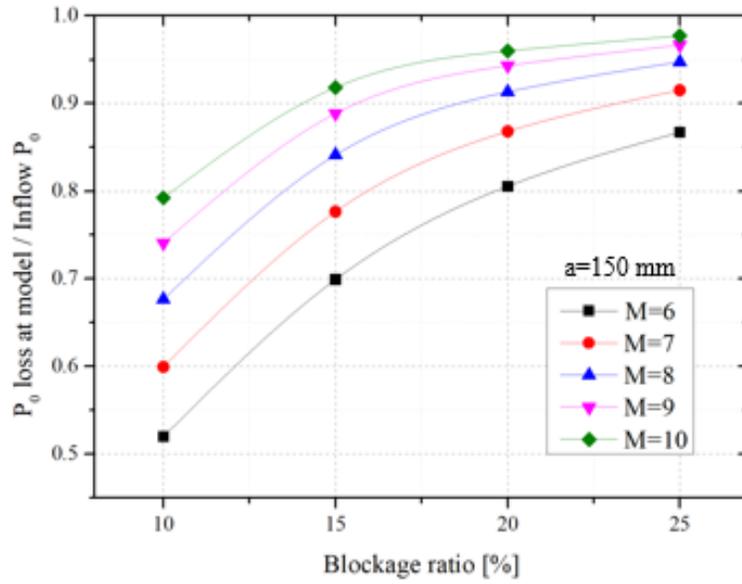


그림 28. Elliptical cylinder 전압력 손실 데이터

③ Hemi-spherical cylinder

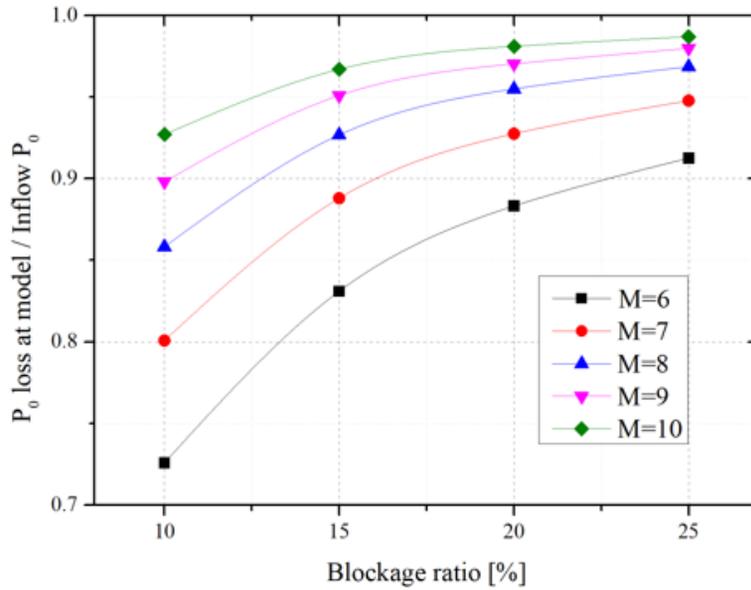


그림 29. Hemi-spherical cylinder 전압력 손실 데이터

4-2. 서로 다른 종류의 시험 모델에 대한 데이터 적용

운용 가능한 최대 배압은 풍동 내 전압력 손실과 관련되며 특히 시험 모델에서 발생하는 전압력 손실과 밀접한 관련이 있다. 서로 다른 종류의 시험 모델에 대해 시험 모델로 인한 전압력 손실이 동일할 때 각각의 최대 배압을 비교하였다. 앞 절에서 구축한 시험 모델에서의 전압력 손실 데이터 살펴보면 전두부 곡률반경 150 mm를 갖는 폐색률 25 %의 Ogive cylinder와 폐색률 20 %의 Hemi-spherical cylinder는 시험 모델에서 동일하게 시험부 유입류 대비 88 %의 손실이 발생한다. 두 시험 모델 케이스의 최대 배압을 파악해 비교하였고 <표 10>과 <그림 30>에 나타내었다.

표 10. 전압력 손실이 동일한 시험 모델의 최대 배압 비교

Test model	P_0 loss ratio at model	$P_{b,max}$ [kPa]
Ogive cylinder (BR=25 %, R=150 mm)	0.88	9.8
Hemi-spherical cylinder (BR=20 %)		9.7

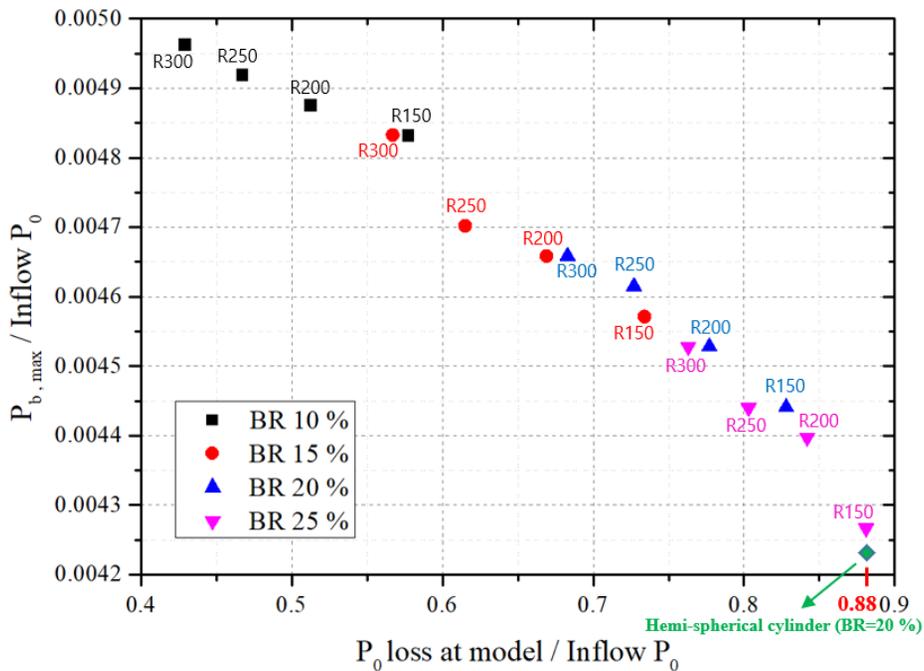


그림 30. 전압력 손실이 동일한 시험 모델의 최대 배압 비교

시험 모델에서 발생하는 전압력 손실이 같은 두 시험 모델에 대해서도 다른 종류의 시험 모델일지라도 운용 가능한 최대 배압은 거의 동일하였으며 Ogive cylinder에 대한 최대 배압 곡선으로부터 Hemi-spherical cylinder의 데이터도 크게 벗어나지 않음을 <그림 30>을 통해 확인할 수 있다. 이는 시험부에 위치한 시험 모델의 종류가 다르면 디퓨저 입구로 들어오는 유동 구조가 달라지게 되지만 최대 배압에 큰

영향을 주지 않는 것을 의미한다. 즉, 주어진 마하수와 시험에 사용될 디퓨저 형상 조건에 대한 Ogive cylinder의 최대 배압 곡선은 Hemispherical cylinder 등 다른 종류의 시험 모델 데이터에 대해서도 적용 가능하며 시험 가능 여부 판단에 활용될 수 있다.

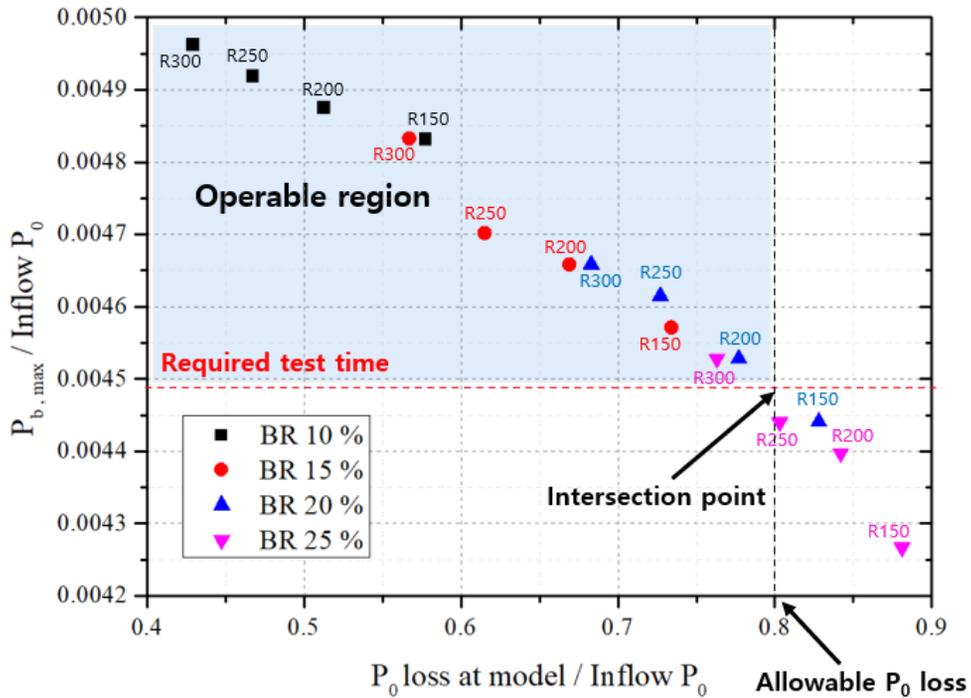


그림 31. 요구 시험 시간 확보를 위한 허용 전압력 손실

<그림 31>에 나타난 Intersection point에 대응하는 가로축의 값은 요구되는 최소 시험 시간을 만족시킬 수 있는 시험 모델에서의 허용 전압력 손실(Allowable P_0 loss)을 나타낸다. 시험 모델에서 발생하는 전압력 손실이 허용 전압력 손실보다 적게 발생하는 케이스는 시험 운용이 가능한 영역에 속하는 것을 알 수 있다. 즉, 시험 모델 종류와 관계없이 전산유체해석을 통해 시험 모델에서의 전압력 손실을 파악한 뒤 허용 전압력 손실과의 비교를 통해 시험 가능 여부를 판단할 수 있으며 효율적인 시험 케이스 선정이 가능하다.

IV. 결론

본 연구에서는 시험 모델의 형상과 폐색률에 따른 극초음속 풍동의 성능을 분석하였으며 이를 통해 효율적인 시험 케이스를 선정하고 풍동 운용 방안을 제시하였다.

마하수 6 유입류 조건에 대해 Ogive cylinder 시험 모델의 전두부 곡률반경과 폐색률을 변화시켜가며 시험 모델에서의 전압력 손실과 최대 배압을 파악하였다. Ogive cylinder 시험 모델의 전두부 곡률반경이 작고 폐색률이 클수록 시험 모델로 인해 발생하는 유동의 전압력 손실이 증가하고 운용 가능한 최대 배압이 감소하는 것을 알 수 있었다. 또한, 주어진 마하수 조건과 시험에 사용될 특정 디퓨저 형상에 대해 Ogive cylinder 시험 모델에서의 전압력 손실에 관한 최대 배압 곡선이 형성되는 것을 파악하였다. 최대 배압 곡선과 요구되는 최소 시험 시간에 대응하는 최대 배압을 고려하여 시험 운용이 가능한 영역을 파악할 수 있었다. 이를 통해 시험 모델의 폐색률을 얼마나 증가시켜 시험할 수 있는지 판단할 수 있으며 시험 가능한 케이스를 선정할 수 있었다.

주어진 마하수와 특정 디퓨저 형상에 대한 Ogive cylinder의 최대 배압 곡선이 다른 종류의 시험 모델 데이터에 대해서도 적용될 수 있는지 파악하였다. 시험 모델에서의 전압력 손실이 동일한 Ogive cylinder와 Hemi-spherical cylinder의 최대 배압을 비교하였고 거의 동일한 값을 갖는 것을 알 수 있었다. 즉, 시험부에 배치되는 시험 모델이 달라지면 디퓨저 입구로 들어오는 유동 특성이 달라지게 되지만 최대 배압에는 큰 영향을 주지 않는 것을 파악하였다. 요구되는 최소 시험 시간을 만족시킬 수 있는 시험 모델에서의 허용 전압력 손실을

파악하고 시험하고자 하는 시험 모델에서의 전압력 손실 값을 알 수 있으면 시험 가능 여부를 판단할 수 있다.

극초음속 풍동 운용에 있어 효율적인 시험 케이스 선정 방법과 풍동 운용 방안을 다음과 같은 과정으로 제시할 수 있다.

1. 풍동 시험에서 운용하고자 하는 최대 마하수와 시험에 사용될 디퓨저 형상에 대해 전산유체해석을 수행한다. 시험하고자 하는 시험 모델의 전두부 곡률과 폐색률에 따른 시험 모델에서의 전압력 손실과 최대 배압을 파악한다. 이를 통해 시험 모델에서의 전압력 손실에 관한 최대 배압 곡선을 얻는다.

2. 요구되는 최소 시험 시간에 대응하는 최대 배압을 파악하고 최대 배압 곡선을 통해 시험 운용이 가능한 영역과 허용 전압력 손실 값을 파악한다.

3. 앞서 얻은 최대 배압 곡선이 시험에 사용할 시험 모델에 대한 곡선인 경우, 시험 운용이 가능한 영역에 속해 있는 시험 케이스를 파악하고 시험 가능한 케이스를 선정할 수 있다.

최대 배압 곡선이 시험에 사용할 시험 모델에 대한 곡선이 아닌 경우, 전산유체해석을 통해 시험에 사용할 시험 모델에서의 전압력 손실 값을 파악하고 허용 전압력 손실 값과의 비교를 통해 시험 가능 여부를 판단할 수 있다.

극초음속 풍동 시험 전, 시험 가능한 케이스를 선정하고 풍동 운용 계획을 수립하는 데 있어 본 연구가 도움이 될 것으로 판단된다.

V. 참고문헌

- [1] <https://www.dlr.de/content/en/research-facilities/hypersonic-wind-tunnel-h2k.html>
- [2] Agostinelli, P. W., Trifoni, E., & Savino, R. (2019). Aerothermodynamic analyses and redesign of GHIBLI Plasma Wind Tunnel hypersonic diffuser. *Aerospace Science and Technology*, 87, 218–229.
- [3] https://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_625.html
- [4] Choi, D., Baek, J. S., & Kim, K. H. (2021). Efficient diffuser design for plasma wind tunnels with a large blockage model. *Aerospace Science and Technology*, 119, 107206.
- [5] Pugazenthi, R. S., & McIntosh, A. C. (2011). Design and performance analysis of a supersonic diffuser for plasma wing tunnel. *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, 5(8), 1682–1687.
- [6] Sol Baek, J., Choi, D., & Kim, K. H. (2022). Numerical Investigation of Diffusers in Arc-Heated Wind Tunnel: Introducing a Novel and Efficient Hypersonic Diffuser. *Journal of Aerospace Engineering*, 35(5), 04022070.
- [7] HANUS, G., MIKKELSEN, K., OLSTAD, S., & Caristia, S. (1991). Supersonic wind tunnel diffuser performance with high model blockage at moderate to low Reynolds numbers. In *27th Joint Propulsion Conference* (p. 2274).

- [8] Lee, S., Yu, I., Choi, J., Oh, J., Shin, M., & Ko, Y. (2018). Cold Test and Internal Flow Analysis of Semi-Freejet Type High Altitude Environment Simulation Test Facility for the High-Speed Vehicle. *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 46(4), 290–296.
- [9] Lee, J. I., Kim, C., & Kim, K. H. (2007). Accurate computations of arc-heater flows using two-equation turbulence models. *Journal of thermophysics and heat transfer*, 21(1), 67–76.
- [10] Yoon, S., & Jameson, A. (1988). Lower-upper symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations. *AIAA journal*, 26(9), 1025–1026.
- [11] Kim, K. H., Kim, C., & Rho, O. H. (2001). Methods for the accurate computations of hypersonic flows: I. AUSMPW+ scheme. *Journal of computational physics*, 174(1), 38–80.
- [12] Van Leer, B. (1979). Towards the ultimate conservative difference scheme. V. A second-order sequel to Godunov's method. *Journal of computational Physics*, 32(1), 101–136.
- [13] Menter, F. R. (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA journal*, 32(8), 1598–1605.

Abstract

Analysis on Performance of a Hypersonic Wind Tunnel According to Shape and Blockage Ratio of Test Models

Jaewon Jeong

Department of Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

This study was conducted to analyze performance of blowdown type hypersonic wind tunnel according to shape and blockage ratio of test models through numerical simulation for presenting efficient wind tunnel operation plans. With Mach 6 inflow condition, total pressure loss by the test model and maximum back pressure were identified with changing radius of curvature and blockage ratio of Ogive cylinder test model. Through this, we could obtain a specific curve for total pressure loss and maximum back pressure. With consideration of required test time, we suggested what extent test model could be increased to conduct wind tunnel test and efficient operation plans of wind tunnel were presented. Also, it was confirmed that the derived relationship between total pressure loss and maximum back pressure could be applied to different kinds of test models as well. We constructed total pressure loss data for test

models commonly used in hypersonic wind tunnel test and presented how the data could be applied to wind tunnel operation. This study can help to select efficient test cases and establish wind tunnel operation plans in conducting hypersonic wind tunnel test.

Keywords : Hypersonic wind tunnel, Test model, Total pressure loss, Maximum back pressure, Test time

Student Number : 2021-23473