

극초음속 추진기관 지상시험 설비 구축 및 성능 시험

이형진* · 이복직* · 김세환* · 정인석**

Construction and Performance Test of Ground Test Facility for the Hypersonic Propulsion System

Hyoung-Jin Lee* · Bok-Jik Lee* · Sei-Hwan Kim* · In-Seuck Jeung**

ABSTRACT

Ground test facility for the hypersonic propulsion system was designed, constructed and performance test was conducted. The design point was selected using quasi 1-Dimensional CFD analysis before the conceptual design for construction of hypersonic facility, After that, specific designs for performance and components were completed using unit analysis CFD code and performance tests were conducted for the various operation conditions.

초 록

극초음속으로 비행하는 추진기관이 직면하는 고속 유동 등 제반 현상을 모사하기 위한 지상시험 설비로 충격파 풍동을 설계, 구축한 후 성능 시험을 수행하였다. 개발된 준 일차원 작동 해석를 이용하여 설계점을 파악한 후, 가압식 극고속 시험 구축을 위한 개념 설계를 완료하였다. 이어 단위 해석 코드를 이용하여 구체적인 성능 설계 및 각 구성품에 대한 설계를 완료, 구축한 후, 다양한 운용조건에서 성능시험을 수행하였다.

Key Words: Hypersonic Propulsion System(극초음속 추진기관), Shock Tunnel(충격파 풍동)

1. 서 론

극초음속 추진기관이 비행할 때 직면하는 고속 유동에서는 실제 기체 현상을 반영하기 위해 마하수 상사와 절대속도를 반영하여야 한다. 그

러나 일반적인 풍동 시설이 이와 같은 조건을 만족하기 위해서는 큰 비용이 소요되는 공기가 열장치가 필요하여 그 설계 및 운용이 매우 어렵다. 따라서 이러한 현상을 적은 경비로 보다 쉽고 빠르게 연구할 수 있는 시설로 충격파관이 나 충격파관에 노즐을 부착시킨 충격파 풍동 등이 오래 전부터 사용되어 왔다.[1]

충격파관은 일반적으로 고압관에 있던 가스가 저압관으로 고속으로 흐를 때 발생하는 충격파

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 서울대학교 기계항공공학부

연락처, E-mail: enjis@snu.ac.kr

를 이용하여 저압관에 있는 가스를 고온 고압 상태로 변화시키는 장치다. 또한 발생한 충격파를 저압관 끝벽에서 반사시키면 압력과 온도가 더욱 상승하게 되며, 이렇게 고온 고압으로 된 가스를 저압관 끝에서 노즐로 가속시키면 높은 정체온도의 극초음속 유동을 얻게 되므로 고속 비행체 주위의 흐름을 실험실에서 모사할 수 있게 된다. 이러한 고엔탈피 시험설비의 시험부 유동은 마하수 상사뿐 아니라 시험부 온도의 상사를 통하여 요구되는 실제 속도를 재현할 수 있어 극초음속 유동 현상 연구 및 극초음속 추진 기관 개발에 활용되어 왔다.[2]

본 연구에서는 준 1D 작동 해석 코드를 개발하고, 이를 바탕으로 압축기로 가압하는 방식의 가압식 극고속 시험 구축을 위한 개념 설계를 완료하였다. 이어 구체적인 성능 설계에 필요한 단위 해석 코드들을 개발하고, 이를 이용하여 충격파 터널의 각 구성품을 설계, 완료, 구축한 후, 다양한 운용조건에서 성능시험을 수행하였다.

2. 이론적 작동해석 및 설계

2.1 충격파 풍동의 이론적 작동 해석

Fig. 1은 충격파 풍동이 작동될 때 풍동 내 충격파 및 팽창파의 거동을 나타낸다.[3,4] 입사 충격파 뒤의 가스를 이용할 때 이론적인 시험시간은 접촉면이 이동한 시간과 입사충격파가 이동한 시간의 차이로 결정된다. 시험 전에 팽창파 선두가 접촉면과 만나면 시험 가스의 특성이 변하므로 시험시간이 짧아진다. 따라서 본 설비에서는 팽창파 선두는 접촉면과 최소한 저압관 끝에서 만나도록 하였으며 팽창파 선두에 의한 영향 없이 시험할 수 있는 조건이 되도록 하였다 [5]. 입사충격파가 저압관 끝벽에 부딪쳐 반사된 후 반사충격파 뒤의 가스를 노즐을 통과시켜 사용할 때 이론적인 시험시간은 입사충격파가 저압관 끝벽에 도달한 시점부터 반사충격파가 접촉면에 부딪칠 때 발생하는 팽창파나 충격파가 저압관 끝벽에 다시 부딪칠 때까지가 되지만, 맞춤(tailored) 조건에서는 반사충격파를 통과한 시

험가스 전부가 노즐을 통과하는 시간이 된다.

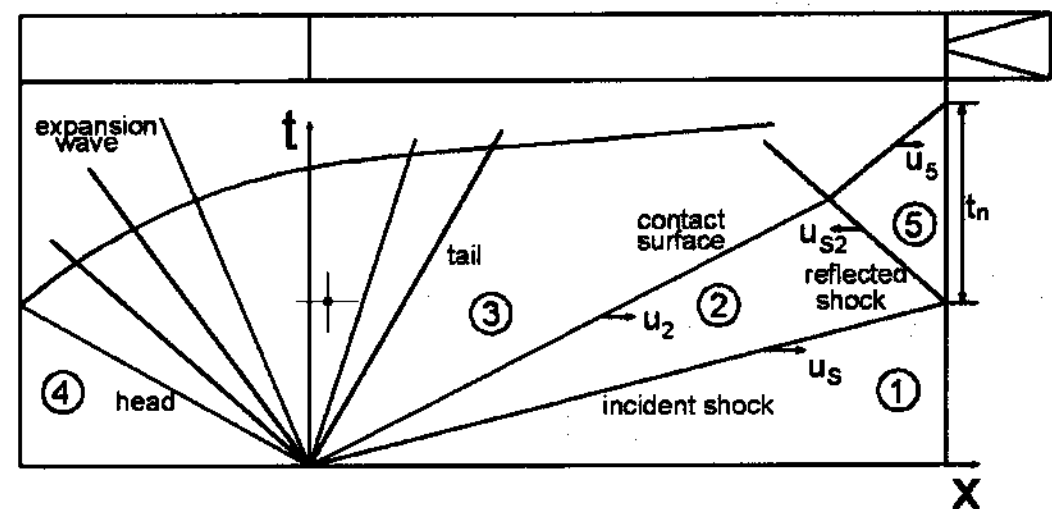


Fig. 1 Wave Diagram in Shock Tunnel

2.2 설계점 도출 및 개념 설계

고도 약 30 Km 상공에서의 비행 조건에 맞는 극고속 시험 장비를 개념 설계하였다. 입사 충격파의 세기를 높이기 위해서는 운전기체의 온도를 높이거나 운전기체의 분자량을 줄이면 된다. 때문에 수소와 헬륨을 많이 사용하는데, 실험의 안전을 위해서 헬륨을 작동기체로 사용하였다. 시험기체는 실제 비행 조건을 만족시키기 위해 공기를 사용한다. Table 1.은 이론적 해석을 바탕으로 계산된 것으로 구동 기체로 헬륨을, 시험기체로 공기를 사용하여 극고속 시험 장치를 설계하고 제작하기 위한 개념 설계 결과이다. 정체점의 설계 온도는 극초음속 비행체 실험이 가능한 2000 K정도이며, 이 온도가 도출되도록 하는 나머지 요구 조건들을 표시하였다. Table 1.에 제시된 아래첨자는 Fig. 1에서의 각 지점을 나타낸다. 구동기체로 헬륨을 실험기체로 공기를 사용하는 경우 고압관과 저압관의 압력비는 약 120이며 2.08 MJ/kg의 엔탈피가 발생한다. 또한 같은 압력비 조건에서 충격파관 내에서의 충격파 속도를 최대로 하기 위해 압축관의 내경과 저압관의 내경을 다르게 하였다[2]. 이는 분자량을 다르게 다를 수 있는 준일차원 다화학종 CFD 코드를 개발하고 이용함으로써 확인할 수 있었다. 본 설비의 설계에서는 이러한 방식을 택함으로써 동일한 충격파속도를 구현하기 위한 필요 압력 조건을 완화할 수 있게 하였다. 본 설계의 결과 충분한 길이의 고압관으로 인해 반사 팽창파는 입사 충격파를 따라 잡지 못하며, 팽창파의 거동에 의한 제한으로 결정되는 시험 시간

은 약 2 msec 이상으로 예측할 수 있었다.

Table 1 충격파관 이론 해석 결과

P_2/P_1	P_4/P_1	M_s	U_s [m/s]	M_r	T_5 [K]	H_5 [MJ/kg]
16	115.52	3.72	1291.74	2.26	2076	2.08
18	154.12	3.95	1369.31	2.29	2305	2.31
20	202.12	4.16	1442.72	2.32	2534	2.53

3. 충격파 풍동 구성품 설계 및 구축

Figure 2는 구축된 충격파 풍동의 모습이다.

충격파관은 설계압력 300기압 기준으로 상용 KS 규격의 스테인리스 파이프를 사용하였다. 고압관과 저압관의 직경비는 1.55이고, 각각의 길이는 1.5m와 5m로 설계 가공되었다. 일정한 압력비에서 격막이 파열되도록 고압관의 일부는 이중격막 파열에 의한 시험이 가능하도록 하였다. 또한 고압관의 경우 실험상의 안전을 위해 가공 완료 후, 50MPa 압력에서 약10분간의 유압 테스트를 수행하였다. 충격파관의 체결은 격막 고정용이도록 플랜지 방식을 채택하였으며 격막의 탈착을 용이하게 하기 위해서 지지부에는 직선 운동이 가능한 LM 가이드를 설치하였다.

노즐은 설계 및 제작의 편의 상 원추형을 선정하였다. 설계 시 축대칭 비점성/점성 수치해석을 통해 노즐 유동을 해석, 예측하여 노즐 출구에서 유동이 마하수 7이 되도록 하였다. 또한 수치해석을 통해 가장 효과적인 수축부의 수축각 및 수축부 면적을 예측하여 설계, 제작되었으며, 가공 상 3부분으로 분리 제작되었다.

시험부는 덤프 탱크와 시험부를 별도로 두는 분리형의 육면체형으로 구성하였다. 육면체형은 옆판 전체를 탈착이 가능하도록 설계하여, 모델 장착 등의 작업과 가시화가 용이하도록 하였다. 본 설비에서는 시험부 내부 크기는 300x300x600mm이고, 가시화 영역은 직경 210mm이다.

또한 충격파 풍동이 쉽게 시동되도록 낮은 배압을 유지하기 위해 덤프 탱크에 진공펌프를 연

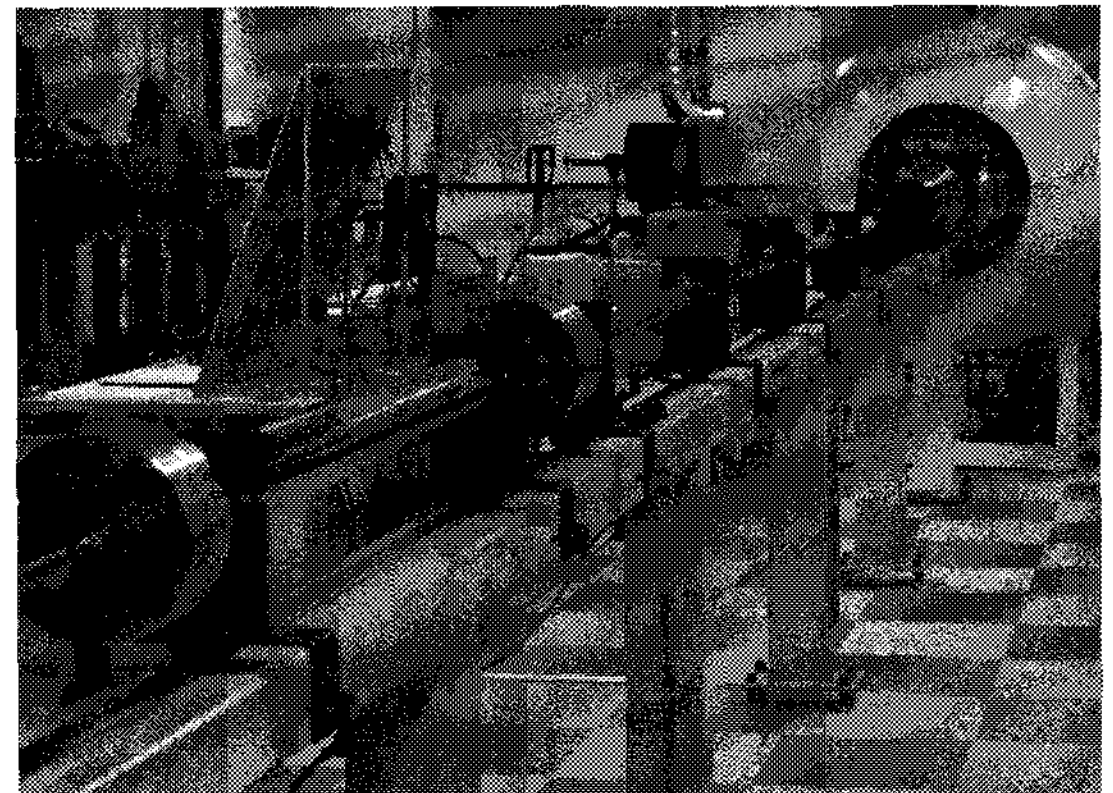


Fig. 2 구축된 충격파 풍동

결하여 시험부를 진공 상태로 만들어 충격파 풍동을 작동시키도록 하였다. 덤프탱크는 시험이 진행되는 동안에는 시험 기체를 받아들이면서 낮은 배압을 유지하고, 실험의 안정상 설계조건 300 기압에서 시험 종료 후 탱크 내의 압력이 1 기압을 넘지 않도록 하였다.

4. 시험성능 결과

본 충격파 풍동을 구축하고 다양한 운용조건에 성능 시험을 수행하였다. 고압관과 저압관의 압력비에 의해 충격파가 형성된 후 충격파의 이동 속도 등 충격파 풍동의 성능을 확인하기 위해 저압관에 일정한 간격으로 압력센서를 설치하였다. 수행한 예비 실험 결과 중 일부를 Fig. 3와 Table 2.에 제시하였다. 실제 본 설비의 경우 고압관의 구동기체를 가열하는 것은 불가능하므로 맞춤 조건을 만족시킬 수 없어 반사된 충격파가 접촉면과 만난 후 가압되거나 혹은 감압될 수 있다. Fig. 3의 경우 고압관의 기체로는 질소를 저압관은 공기를 주입하고 250 μ m의 mylor 격막을 이용하여 고압관과 저압관의 압력비 33.4에서 격막을 파열한 실험의 예이다. 위 실험의 경우 고압관 및 저압관의 기체의 분자량이 거의 동일하므로 반사충격파가 접촉면과 만났을 때, 반사충격파 뒤의 공기 유동의 음속이 접촉면 뒤의 구동기체 질소의 음속보다 크므로

반사충격파 뒤로 다시 충격파가 반사된다. 따라서 이 반사 충격파가 지나간 후에는 기체의 압력이 다시 상승한다. 실험결과 측정된 충격파의 속도 및 압력값은 Table 2.에 제시하였으며 이론 해석값과 비교적 잘 일치하였다.

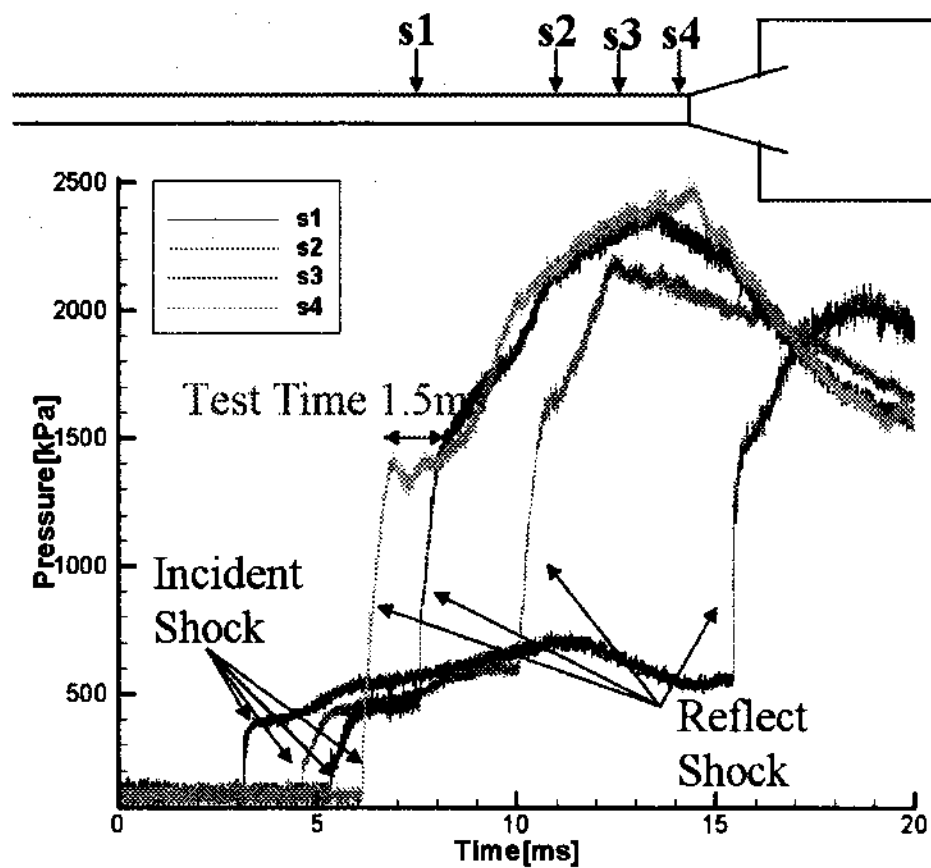


Fig. 3 충격파 풍동 작동 시 압력 선도의 예

Table 2. 이론해석 및 예비 성능시험 결과

	이론해석	측정지점	실험결과
P_1	101.3[kPa]		101.3[kPa]
P_2	470.6[kPa]	s2	≈460[kPa]
P_5	1598.7[kPa]	s4	≈1410[kPa]
U_s	704.7[m/s]	s1~s2	690.6[m/s]
U_r	348.8[m/s]	s4~s3	352.5[m/s]

Figure 4는 썰기 모델을 이용한 가시화 실험 결과를 제시한 예로써 고압관과 저압관의 압력비 25에서 획득한 웨도우 이미지 결과이다. 획득한 이미지로부터 시험부의 유동은 마하 6.6~7.0임을 확인하였다.

5. 결 론

본 논문에서는 극초음속 충격파 풍동을 구축하기 위한 설계 및 구축과정을 순차적으로 제시하였다. 충격파 풍동의 정확한 이해를 위해 현재 운용되고 있는 많은 해외 연구소의 설비에 대한

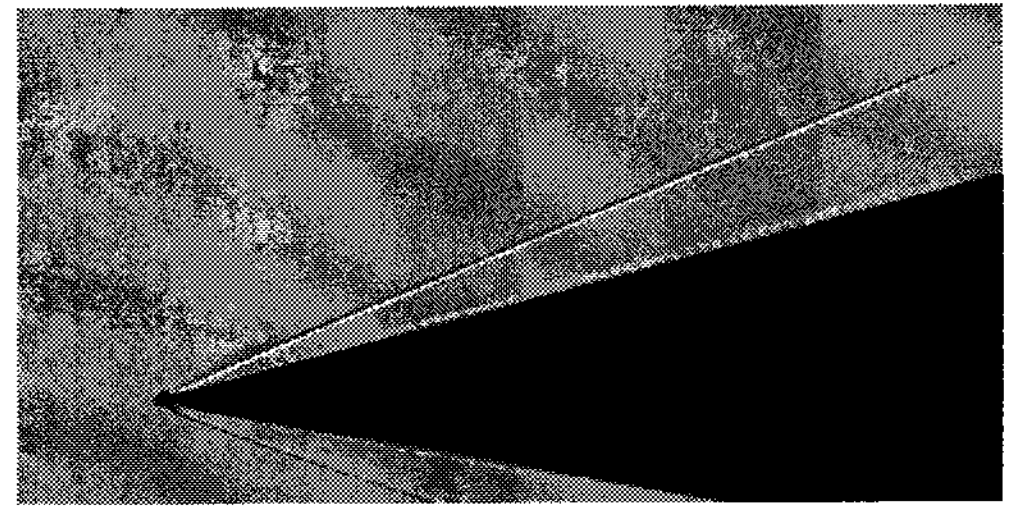


Fig. 4 썰기 모형에서의 웨도우 가시화 결과

자료를 수집하였고 이론 해석을 수행하였다. 이론 해석을 바탕으로 개념설계가 이루어졌고 본 연구진에서 개발한 수치해석 코드를 이용하여 각 구성품의 성능해석을 수행함으로써 최종적인 설계 및 구축이 이루어졌다.

예비 성능 시험 결과 충격파의 이동 속도 및 압력값 등 실험 결과는 이론 해석 혹은 수치해석 결과가 비교적 잘 일치하였다. 이로써 본 설비는 향후 극초음속 유동 실험 및 극초음속 추진기관 개발을 위한 지상 시험 장치로써 활용될 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 과학기술부 국가지정연구실사업과 서울대학교 BK21 사업을 통해 수행되었음.

참 고 문 헌

1. A. Ferri, "Fundamental Data Obtained from Shock-Tube Experiment", 1961
2. I. I. Glass & J. Gordon Hall, Handbook of Supersonic Aerodynamics, section 18, Shock Tubes, Vol. 6, NAVORD Report 1488, 1959
3. 노오현, "압축성 유체 역학", 6장, 1997
4. John D. Anderson, Jr. 'Modern Compressible Flow', 2nd Edition, pp. 237-238
5. Frank Lu, Dan Marren, "Advanced hypersonic Test Facilities", Volume 198, Progress in Astronautics and aeronautics