

극초음속 추진기관의 특성 및 초음속 연소 풍동 기초 설계

김정용* · 허환일*

Characteristics of Hypersonic Airbreathing Propulsion System and Preliminary Design of Supersonic Combustion Tunnel

Jungyong Kim* · Hwanil Huh*

ABSTRACT

The aerothermodynamic characteristics of SCRamjet engine for the airbreathing propulsion system of the next generation flight vehicle are described. As the flow is passing by, combustion caused the total pressure loss and the Mach number decrease, but nozzle exit velocity is large enough to produce net thrust.

To simulate supersonic combustion test, preliminary design of ground-based blowdown type supersonic combustion tunnel is attained. Minimum allowable operating pressure and mass flow rate are calculated for the design Mach number of 2.5 at the test section of a supersonic combustion tunnel.

초 록

차세대 추진 기관으로 연구되고 있는 스크램제트 엔진의 열역학적 특성들을 검토하였다. 유동이 엔진을 통과하면서 연소에 의해 전압력이 손실되고 노즐 출구 마하수가 감소하지만, 고온 연소 가스가 배출되기 때문에 실질적인 속도는 증가하게 되고 추력이 발생한다.

초음속 연소를 모사하기 위해 blowdown 형태의 초음속 연소 풍동 설계를 위한 개념 설계가 이루어졌다. 초음속 풍동 시험부에서 마하 2.5의 속도를 유지하기 위한 작동 압력과 질유량이 계산되었다.

1. 서 론

21세기에 장거리 항공수송수요의 확대와 여러 가지 사회적 요구 등에 의해 초음속 수송이 필요로 하게 되었다. 이를 배경으로 차세대 초음속기의 개발이 논의되기 시작하면서 마하 6 이상의 극초음속 비행을 하는 스크램제트(SCRamjet; Supersonic Combustion Ramjet) 엔진과 같은 새로운 개념의 추진기관에 대한 연구가 진행되고 있다. 하지만 스크램제트는 연소기에 유입되는 공기의 속도가 마하 2 정도의 초음속 유동이므로

매우 짧은 시간 내에 연료-공기의 혼합을 통해 연소가 되고 화염이 안정화가 되어야 하는 등 초음속 연소에는 여러 문제점들이 있다. 국내외적으로 수치해석을 통한 초음속 연소연구는 많이 이루어지고 있지만, 실제로 실험과 연관된 연구는 비용 및 측정의 어려움 등의 문제로 인하여 부족한 현실이다.

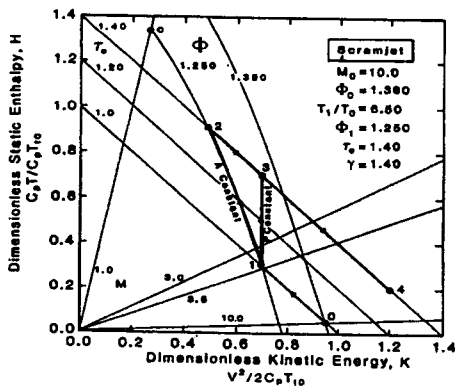
본 논문에서는 열역학적인 측면에서의 기본적인 스크램제트 엔진의 작동 원리에 대해 알아보았다. 또한 초음속 연소 실험을 위한 초음속 연소 풍동 설계 기초에 관하여 소개하였다.

* 충남대학교 항공우주공학과(Chungnam Nat'l. Univ. Dept. of Aerospace Eng.)

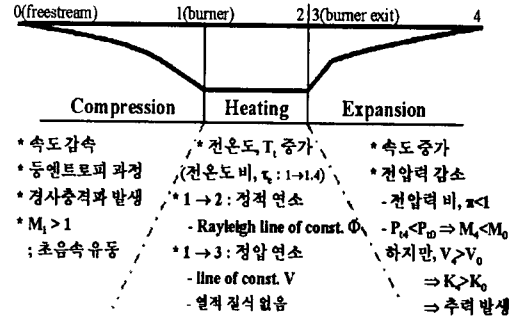
2. 본 론

2.1 스크램제트 엔진의 열역학적 특징

스크램제트 엔진의 작동 원리를 Fig. 1의 (a)와 (b)에 나타내었다. Figure 1의 (a)에서처럼 스크램제트 엔진의 열역학적 과정은 H-K diagram이라 불리는 무차원화된 정적 엔탈피와 운동에너지로 표현될 수 있다.⁽¹⁾ 마하 10으로 비행하는 스크램제트를 가정할 때, 자유흐름 상태 ①에서 단열 압축과정과 경사 충격파들을 지나면서 엔진의 입구로 들어오면서 감속하게 된다. 이때, 연소기 입구에 들어가기 전의 속도가 마하 1 이상이므로 초음속이다. 연소기 입구①를 지나면서 연소에 의해 전온도 T_1 가 증가하게 된다. Figure 1(a)에서 ①지점에서 ②지점으로 연소과정이 진행된다면 마찰이 없는 정적 연소로서 'Rayleigh line'이라 부른다.⁽²⁾ ①에서 ③지점으로 과정은 정압 연소로서 속도가 일정한 선을 따라 진행되기 때문에 열적 질식(thermal choking)이 발생하지 않는다.⁽²⁾⁽³⁾ 연소기를 지나 고온의 연소가스가 노즐을 통하여 배출되면서 다시 속도는 증가하게 된다. Figure 1(a)를 통해 전압력 손실로 인하여 출구 마하수가 입구 마하수보다 작다. 하지만, 노즐 출구 속도가 입구에서의 속도보다 크기 때문에 결과적으로 추력이 발생한다.



(a) H-K diagram for a SCRamjet [Ref. 2]



(b) General SCRamjet engine cycle

Fig. 1 Aerothermodynamic characteristics of SCRamjet engine

2.2 초음속 유동 지상 설비

초음속 연소를 모사하기 위한 설비를 갖추기 위해서는 모델의 크기, 실험 시간, 연고자 하는 결과, 유동의 상태 등을 고려해야 한다. 초음속 실험을 위한 설비로는 충격파관(shock tube), shock tunnel, expansion tube, ballistic range, ram accelerator, arc jet 등의 극초음속 설비와 보편적인 초음속 풍동 등이 있다. 짧은 시간에 혼합과 화염 안정화가 되어야 하는 초음속 연소 실험을 위해서는 시험 시간이 매우 중요한 변수이다. Figure 2에서처럼 충격파관의 경우 시험 시간이 1/100000 초이지만, 풍동의 경우 설비에 따라 수 시간까지 실험할 수도 있다.

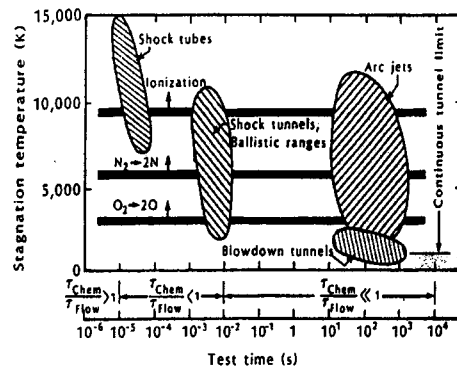


Fig. 2 Stagnation temperature as a function of test time for a variety of hypersonic facilities [Ref. 3]

2.3 초음속 연소 풍동의 설비 조건

초음속 유동 내에서 연료-공기의 혼합, 연소에 따른 충격파의 상호 작용, 화염 안정화 등의 실험

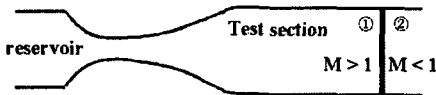
을 위해서는 초음속 풍동 설비가 필수적이다. 풍동 설계에 있어서 유동을 결정해주는 노즐 설계가 가장 중요하다. 원하는 마하수에 대한 공기 유량과 적절한 시험 시간 등의 변수들을 결정하는 것이 중요하다. 또한 노즐 출구 마하수를 변화시키면서 실험할 수 있도록, 노즐을 교체해서 사용할 수 있도록 설계해야 하며, 충분한 유량과 시험 시간이 확보가 되어야 한다. 이차원 노즐에서 노즐 출구 마하수가 2.5, 노즐 출구 면적이 4cm × 4cm인 경우, 식 (1)과 (2)로부터 완전기체, 등엔트로피과정으로 가정하여 계산하면 노즐 팽창비 2.64와 압력비 17.09를 구할 수 있다. 결과적으로 노즐 목의 면적은 6.1 cm²이다.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

$$\frac{P_0}{P_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

초음속 유동장을 얻기 위한 최소의 탱크 압력을 구하기 위해 노즐 출구에 수직 충격파가 존재한다고 가정하면, $P_2/P_1 = 7.125$ 이므로

$$P_2 = P_{atm} = \frac{P_2}{P_1} \frac{P_1}{P_0} P_0 = 101 \text{ kPa}$$



그러므로, 최소 탱크 압력, $P_{0,\min} = 242.3 \text{ kPa}$ 이다.

$$\dot{m} = A^* P_0 \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0}} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3)$$

노즐 목에 대한 질량유량을 계산하기 위하여 탱크의 부피가 2m³이고 $T_0 = 300 \text{ K}$, 완전기체 가정으로 비열비가 1.4인 공기를 고려한다. 탱크의 최대 허용압력이 20 kg/cm²이지만 손실 등을 고려하여 $P_0 = 17.09 \text{ kg/cm}^2$ 로 식 (3)를 계산하면 질량유량은 2.38 kg/s이다.

안전계수를 고려한 노즐목의 면적은 6 cm²로 결정하였다. 본 초음속 연소 설비의 제원은 Table. 1 과 같다.

Table. 1 Requirement of supersonic combustion tunnel facility

Design Mach number(M_A)	2.5
Area ratio	2.64
Max allowable tank pressure	20kg/cm ²
Nozzle exit pressure	1atm, ambient pressure
Test section area	4cm × 4cm
Nozzle throat area	6cm ² (2D nozzle)
Blow-down type	

탱크에 고압의 공기를 채우고 실험하는 동안 적절한 초음속을 유지하기 위한 최저 압력($P_{0,\min} = 242.3 \text{ kPa}$) 까지의 시간을 알아보기 위해 식 (4)와 (5)를 이용하였다.⁽⁵⁾⁽⁶⁾

$$t = -\frac{V}{A^*} \left[\frac{1}{\gamma R T_0} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \right]^{1/2} \ln \left(\frac{P_0}{P_{0i}} \right) \quad (4)$$

$$t = \frac{-2V \left[\left(\frac{P_0}{P_{0i}} \right)^{1-\gamma/2\gamma} - 1 \right]}{(\gamma-1) A^* \sqrt{\gamma R T_{0i}} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{2(\gamma-1)}}} \quad (5)$$

식 (4)는 준 평형 상태로 가정하여 등엔트로피과정인 경우를 나타내며 식 (5)는 등온과정일때를 나타낸 것이다. 두 식을 이용하여 탱크 부피가 2m³일때와 3m³일때를 비교한 것이 Fig. 7 이다. Fig. 3 에서처럼 시험부에서 시험시간은 대략 40~60초 정도가 됨을 알 수 있다.

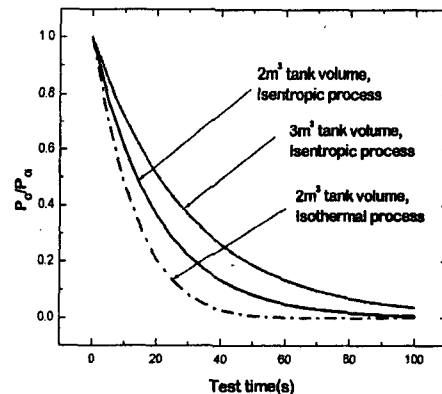


Fig. 3 Pressure-time history of supersonic combustion facility

3. 결 론

차세대 극초음속 추진기관인 스크램제트 엔진의 열역학적 특성에 대해서 알아보았다. 또한 이러한 초음속 연소 실험을 위한 설비를 위해 기초적인 설계를 수행하였다.

본 연구의 범위 내에서 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 스크램제트 엔진은 초음속 유동이 엔진 입구로 유입되어 경사 충격파에 의해 감속되지만 연소기 내에서 초음속 유동을 가진다. 면적이 일정한 연소기와 압력이 일정한 연소기에 따라 두 가지 다른 형태의 연소가 발생할 수 있다. 전압력 손실로 인하여 마하수는 감소하지만 실제속도 증가로 인하여 추력이 발생한다.
- (2) 초음속 연소 실험을 위해서는 초음속 연소 풍동이 필수적이다. 계산을 통하여 시험부에서 설계 마하수 2.5의 유동에 대해 노즐 팽창비 2.64, 최대 고압 탱크 압력이 20kg/cm², 이차원 노즐 목면적 6cm²의 blow-down type의 풍동의 기초 설계 조건을 얻을 수 있다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 목적기초연구 지원(과제번호:KOSEF(특정)2000-1305-002-3)으로 수행된 연구결과의 일부이며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사 드립니다.

참 고 문 헌

1. Ascher H. Shapiro, *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, Vol. I, The Ronald Press Company, 1953.
2. W. H. Heiser, and D. T. Pratt, *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, AIAA Education series, 1994.
3. J. Bertin, *Hypersonic Aerothermodynamics*, AIAA Education series, 1994.
4. E. T. Curran, W. H. Heiser, and D. T. Pratt, "Fluid Phenomena in SCRamjet Combustion Systems", Annual Review, Fluid Mechanics, Vol. 28, 1996, pp. 323-360.

5. Alan Pope, and Kenneth L. Goin, *High-Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, 1965.

6. B. K. Hodge, and K. Koenig, *Compressible Fluid Dynamics with Personal Computer Applications*, Prentice-Hall International, Inc, 1995.