

램제트 엔진의 지상시험용 Vitiated Air Heater의 특성에 관한 실험적 연구

윤현진* · 손창현* · 이충원*

An Experimental Study on the Characteristics of the Vitiated Air Heater in the Ramjet Engine Ground-Testing

H.J. Youn* · C.H. Sohn* · C.W. Lee*

ABSTRACT

Temperature and velocity controlling of air at inlet position of Ramjet combustor is important under Ramjet engine grounding-test condition since temperature of inlet air increases due to compression process by supersonic flow at inlet position of Ramjet combustor. In this study, Vitiated Air Heater methodology was used to control temperature of air that is inducted into Ramjet combustor. Temperature and velocity of air at Vitiated air heater exit, which is inducted into Ramjet combustor, were measured to evaluate Vitiated air heater system developed in this study. It is shown that temperature and velocity of inducted air can be well controlled using Vitiated air heater system developed in this study, and we could make a Vitiated Air which is almost same with real air.

초 록

Ramjet 엔진에서 Ramjet 입구의 초음속 유동에 의한 압축과정은 연소기내로 유입되는 공기의 온도를 상승시킨다. 따라서 고도와 비행조건에 따라 변하는 실제비행조건을 모사하기 위해서는 공기의 온도와 속도를 정확하게 제어할 필요가 있다. 본 연구에서는 Vitiated Air Heater를 제작하여 공기, 수소, 산소의 양을 변화시키면서 Vitiated Air Heater 연소가스(Vitiated Air)의 온도분포와 속도분포, 그리고 연소가스 성분을 측정함으로써 Vitiated Air Heater의 성능을 평가하였다. 그 결과 Ramjet 엔진의 지상시험범위에 요구되는 Ramjet 연소기 입구의 유입 속도범위(80~120 %)와 온도범위(400~800 K)를 만족하였으며, 균일한 속도 및 온도분포로 대기공기와 같은 산소성분비를 가지는 Vitiated Air를 얻을 수 있었다.

*경북대학교 기계공학부 (Kyungpook National University, Dept. of Mechanical Eng.)

기 호 설 명

V_{avg}	: 평균속도 [m/s]
\dot{m}	: 질량유량 [Kg/s]
M	: 마하수
T_0	: 전온도 [K]
P_0	: 전압력 [Pa]
H_{i, H_2}	: 수소의 저위 발열량 [$57,600 Kcal/Kmol$]

1. 서 론

액체 Ramjet 엔진은 기존의 로켓 추진기관보다 복잡한 구조와 작동원리를 가지지만 산화제인 공기를 대기로부터 직접 흡입하므로 발사체의 크기와 중량을 줄이고 비행거리를 증대시킬 수 있다는 큰 장점을 가지고 있으며,⁽¹⁾ 최근에는 정지추력을 내기 위한 보조 부스터를 별도 장착하는 방식을 배제하고 액체 Ramjet 엔진의 연소실에 로켓 부스터를 통합한 통합형 액체 Ramjet 엔진이 개발되어 고성능, 고효율의 유도무기체계로 더욱 관심을 받고있다. 그러나, Ramjet 엔진의 개발을 위해서는 지상에서 비행상황을 모사 할 수 있는 지상시험시설이 필요하지만 규모와 시험기술면에서 쉽게 접근할 수 없는 자원과 기술의 장벽이 존재하고 있다. 이러한 이유로 국내에서는 액체 Ramjet 엔진에 대한 실험이 이루어지지 못하고 주로 수치적 유동해석에 의존한 연구가 이루어져왔다. 김⁽³⁾ 등은 선진국의 Ramjet 추진기관의 기술 및 발전동향 등을 보고하면서 국내의 Ramjet 엔진 관련 연구의 필요성을 제기하였으며, 김과 백⁽⁴⁾은 고체 추진체를 이용한 Ramjet 엔진의 연소실 내부 유동장에 대하여 수치해석적 연구를 수행하였고, 손^(4,6) 등은 액체 Ramjet 연소기에 대한 2차원 및 3차원 해석을 수행하였다. 하지만 실험을 통한 Ramjet 엔진 관련 연구는 찾아볼 수 없는 실정이다.

Ramjet 엔진의 지상연소실험장치의 경우 실제 비행 상황을 모사하기 위해 Ramjet 엔진의 연소실 입구의 온도와 속도를 비행임무영역의 조건과 같게

만들어 주어야 한다. 실험을 할 경우에는 연소실 유입 공기를 가열해 주어야 하는데 이러한 공기의 가열방법으로는 Combustion Heater (Vitiated Air Heater), Non-Combustion Heater, Combination Heater 의 3가지 방식이 있다.^(7,8) 본 실험에서는 비교적 간단히 공기를 가열 할 수 있으며, 장시간 운전이 가능하고 또한 비용이 적게 들어 간단한 구조로 쉽게 제작 가능하다는 장점이 있는 Vitiated Air Heater (VAH)를 사용하였다.

본 연구는 국내에 액체 Ramjet의 유동 및 연소 지상실험 설비를 갖추기 위한 기초 연구로서 온도, 속도, 공기성분 등의 실제 Ramjet 엔진의 비행조건을 모사 할 수 있는 VAH를 설계, 제작하고 이를 이용하여 Ramjet 엔진의 연소실 유입공기 (Vitiated Air)의 온도와 속도분포를 측정하고 연소 가스 성분을 분석함으로써 VAH의 성능을 평가하였다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 실험장치

Fig. 1은 본 실험장치의 전체 개략도를 나타낸 것으로, 실험장치는 수소, 산소, 공기를 공급하기 위한 가스 공급부와 공급가스를 혼합, 연소시키기 위한 VAH본체, 그리고 수소, 산소, 공기의 유량을 조절하고 Vitiated Air의 속도와 온도를 측정하기 위한 측정부로 구성된다.

가스 공급부는 수소, 산소, 질소 용기와 공기를 공급하기 위한 송풍기, 그리고 이들을 VAH 본체로 유입하기 위한 배관이 포함된다.

VAH의 연소에 필요한 수소와 산소는 75 l의 압력가스용기에서 공급되며 각각의 가스용기에는 화염의 역화를 방지하기 위한 역화방지기가 부착되어 있다. 수소와 산소는 유로 중에 부착된 오리피스와 니들밸브, 적산유량계에 의해 유량이 조절된다. 이후 수소와 산소는 체크밸브를 통과하여 VAH 본체로 들어가게 된다.

또, 수소와 산소 가스용기에는 질소 가스용기가 연결되어 있는데 이는 실험을 마친 후 수소와 산소의 배관 속에 남아있는 잔류가스를 질소를 이용하여

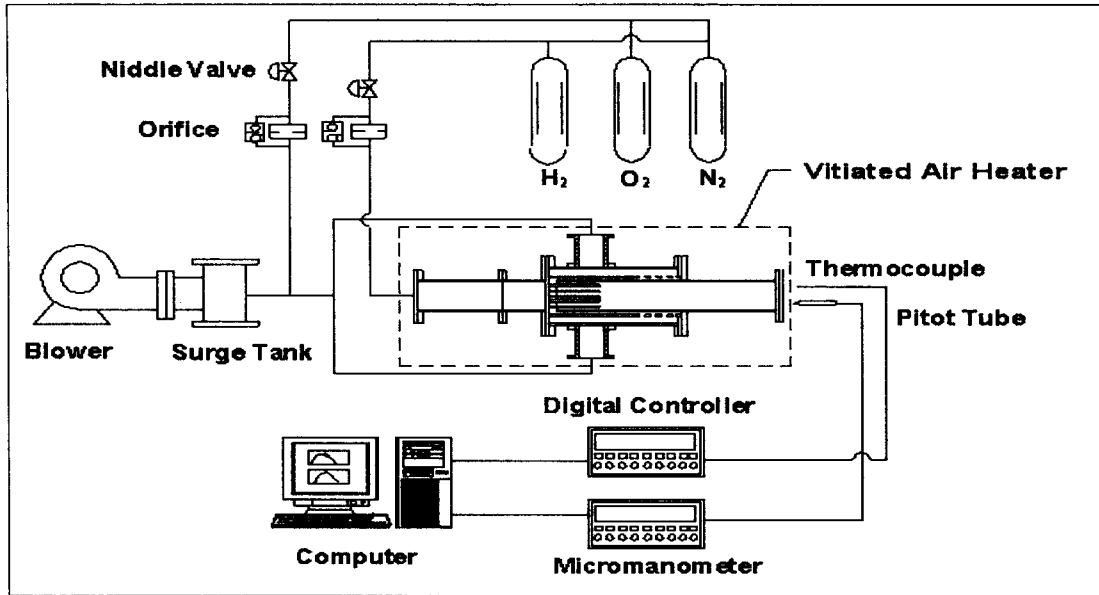


Fig. 1 Schematic diagram of experimental apparatus of the VAH in ramjet engine ground-testing

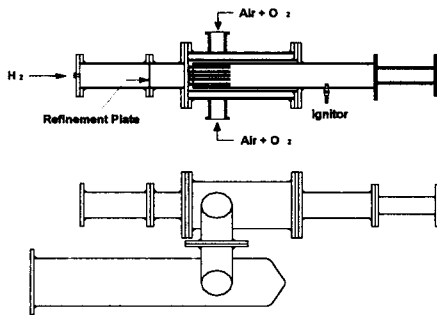


Fig. 2 Details of VAH main body.

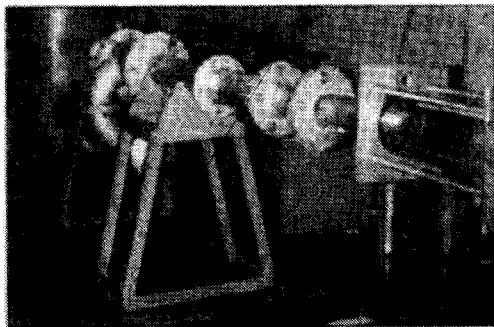


Photo. 1 Photograph of experimental apparatus of the VAH and Dump-type ramjet combustor.

퍼지시키기 위한 것이다.

Fig. 2는 VAH의 본체를 나타낸다.

VAH 속으로 유입되는 공기는 송풍기에 의해 공급되며, VAH 입구에서 산소가 첨가된 후 VAH의 양 측면으로 유입된다.

VAH 본체는 수소와 산소 그리고 공기가 혼합되어 연소가 일어나는 곳으로 혼합성능과 연소성능을 고려하여 설계하였다.

VAH의 축방향으로 유입된 수소는 정류판을 통해 넓게 퍼져 수소 분사튜브 속으로 유입되며, 공기는 산소와 미리 혼합된 후 수소 분사튜브 주위로 흘러 들어간다. 수소 분사튜브의 끝단에서 수소와 산소 공기가 혼합되며 이 혼합가스는 점화플러그에 의해 점화되어 연소된다.

VAH 출구에서의 온도분포와 속도분포는 흡입구로 유입되는 가스의 혼합성능과 관련 있기 때문에 이점을 고려하여 수소 분사튜브의 직경을 감소시키고 개수를 증가하여 수소가스가 충분히 퍼질 수 있도록 설계하였으며, 본 연구 이후에 연구 수행 예정인 Dump-type Ramjet 연소기의 크기와 유입공기의 온도, 속도 등을 고려하여 설계하였다.

Photo. 1은 본 실험장치의 VAH와 Dump-type

Ramjet 연소기의 일부를 보여주고 있다.

본 실험장치의 측정부는 크게, 온도측정부와 속도 측정부로 나뉜다.

온도는 트레버스 끝단에 부착된 K-Type 개방형 열전대에 의해 측정하였으며, 속도는 Pitot 튜브에 의해 측정하였다.

2.2 실험방법 및 실험범위

Table 1은 액체 Ramjet 엔진의 가상 비행영역을 설명한 것으로 비행마하수 M 은 1.5에서 3사이이고 고도는 최대 9000 m로 설정하였다. 이때 각 비행조건에서의 전온도(T_0)와 전압력(P_0)이 Table 1에 나타나 있다.

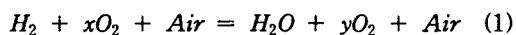
Table 1. Operation condition of air for ramjet ground-testing.

Altitude (m)	Mach No.	Total Pressure (KPa)	Combustor inlet Temperature (K)
0.0	1.5	372	417
0.0	2.0	793	518
0.0	2.5	1731	648
3,000	1.5	256	390
6,000	3.0	1710	697
9,000	3.0	1105	644

본 연구에서는 이를 고려하여 VAH 출구 공기의 온도범위는 400~800 K, 속도범위는 80~120 %의 범위를 실험 범위로 실험을 수행하였다.

공기의 가열을 위한 VAH에서의 연소는 공기중의 산소의 양을 감소시킨다. 따라서 VAH의 성능 실험을 수행하기 위해서는 이러한 산소의 감소분을 보충하기 위한 적당한 산소가 필요하다. 이때 보충되는 산소를 Make-up Oxygen이라 하며 이 양의 계산은 연소생성물의 산소의 물분율과 대기중의 산소의 물분율(0.2095)을 같다고 놓음으로써 구할 수 있다.⁽⁹⁾

VAH에서의 연소반응은



와 같이 표현되며 여기서 x 는 Make-up Oxygen의 몰수이고, y 는 연소생성물 속의 산소의 몰수이다. 여기서 VAH로 들어가는 공기중의 산소는 이미 적당한 물 분율을 가지고 있으므로 결국 Make-up Oxygen의 계산은 연료에만 의존하게된다. 따라서 연소 생성물에서 대기중의 산소의 물분율을 얻기 위해서, (1)의 연소 반응식에서 산소의 평형식 ($2x = 1 + 2y$)과 대기의 Oxygen의 물 분율 (0.2315)을 이용하여 질량비 x 를 계산하면 결국 (2)식과 같은 Make-up Oxygen을 구할 수 있다.

$$x = 10.628 \frac{kgO_2}{kgH_2} \quad (2)$$

결과적으로 VAH에서의 완전연소 조건은 수소 1 kg 당 10.628 kg의 산소가 필요하며 이를 부피비로 환산할 경우 수소 1 l 당 0.67 l의 산소가 필요하다. 본 실험에서는 항상 이 조건을 만족하도록 Make-up Oxygen을 보충하였다.

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 속도분포

VAH 내에서 연소반응을 거쳐 Heater의 출구로 배출되는 Vitiated Air의 속도분포는 Ramjet 연소기에서의 연료의 분무특성과 연소특성에 중요한 영향을 미친다. 이 때문에 VAH 출구에서는 균일한 속도분포가 요구되며 이 속도분포로 VAH의 성능을 평가하였다.

Fig. 3은 $\dot{m}_{Air} = 0.238 \text{ Kg/s}$, $\dot{m}_{H_2} = 1 \text{ g/s}$ 일 때 연소후의 VAH 출구에서의 속도분포를 나타낸다. 직경 50 mm의 VAH 출구에서 균일한 속도 분포를 보여준다.

Fig. 4는 공기의 유량을 일정하게 하고 수소와 산소의 양을 변화시켜 연소하였을 때의 Vitiated Air의 속도분포를 나타낸다. 공기유량은 $\dot{m}_{Air} = 0.238 \text{ Kg/s}$ 이며 수소유량을 4가지 경우로 변화시켰다. Make-up Oxygen은 수소와 완전연소할 수 있도록 맞춰 주었으며, 측정점은 VAH 출구의 수직방향 중심선에서 5mm 간격으로 11지점에서

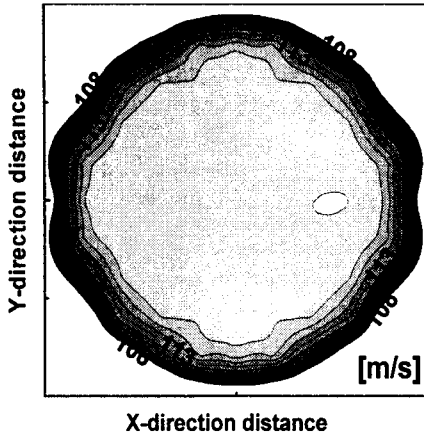


Fig. 3 Contour of velocity at exit of VAH with $\dot{m}_{Air} = 0.238 \text{ Kg/s}$, $\dot{m}_{H_2} = 1 \text{ g/s}$

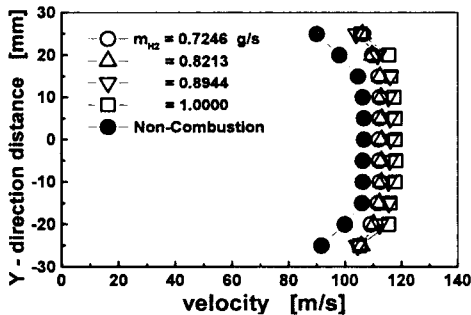


Fig. 4 Velocity profile of air at exit of VAH with fixed air mass flow rate. ($\dot{m}_{Air} = 0.238 \text{ Kg/s}$)

의 속도를 측정하였다. 수소의 유량이 증가할수록 비연소시의 속도분포에 비해 속도가 증가함을 알 수 있다. 그 이유는 수소량이 증가함에 따라 연소온도가 증가하고, 따라서 공기의 비체적이 증가하기 때문이다. 또, 연소시에는 비연소시와 비교하여 전체적으로 더 균일한 속도분포를 보여준다.

Fig. 5는 공기유량을 일정하게 하고 수소량을 변화시켰을 때 VAH 출구에서의 Vitiated Air의 평균속도의 변화를 나타낸 것이다. 그림에서 확인할 수 있듯이 평균속도는 같은 공기유량에서 수소량이 증가할수록 증가한다. 본 VAH는 수소 유량을 변화시킴으로서 출구속도 80~120 %의 범위에서 그 속

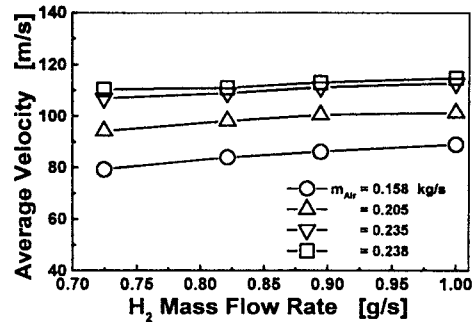


Fig. 5 Average velocity with fixed air flow rate

도를 임의로 조절 할 수 있었다.

3.2 온도분포

VAH 출구에서 연소반응을 거쳐 Heater의 출구로 배출되는 Vitiated Air의 온도분포는 VAH의 성능을 평가하는 중요한 요소이다. 온도분포는 Ramjet 연소기의 분무특성과 증발, 착화 등의 연소특성에 중요한 영향을 미치기 때문에 VAH의 이상적인 온도분포 조건으로서 출구의 모든 측정점에서 균일한 온도분포가 요구된다. 본 실험에서는 실제 Ramjet 추진기관의 비행조건을 고려해 온도범위를 약 400K에서 800K까지 변화시켰으며 이때의 온도와 온도분포를 측정하여 VAH의 성능을 평가하였다.

VAH 출구의 온도는 VAH의 연소과정을 거치면서 증가한다. 이때의 온도 증가량은 공급된 수소의 양에 의존하게 되는데 결국 수소의 발열량 ($H_{l,H} = 57,600 \text{ Kcal/Kmol}$)만큼 공기의 온도가 증가한다.

Fig. 6은 $\dot{m}_{Air} = 0.238 \text{ Kg/s}$, $\dot{m}_{H_2} = 1 \text{ g/s}$ 일 때 VAH 출구에서의 온도분포를 나타낸다. 속도 분포와 마찬가지로 균일한 온도분포를 보여준다. 벽면 온도는 평균 598 K 이며 중심부 온도는 평균 691 K로 약 13 %의 차이를 나타낸다. Fig. 7은 공기의 유량을 일정하게 하고 수소의 양을 변화시켜 연소하였을 때의 Vitiated Air의 온도분포를 나타낸다. 이때 수소유량은 4가지 경우로 변화시켰으며 공기유량은 $\dot{m}_{Air} = 0.238 \text{ Kg/s}$ 로 일정하게 하였다. 수소유량이 증가할수록 Vitiated Air의 온도가 증가함

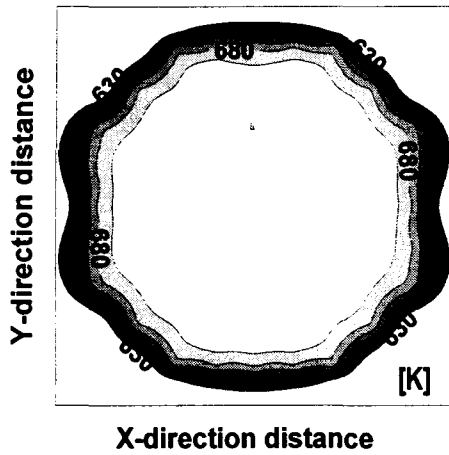


Fig. 6 Contour of temperature at exit of VAH with $\dot{m}_{Air} = 0.238 \text{ Kg/s}$, $\dot{m}_{H_2} = 1 \text{ g/s}$

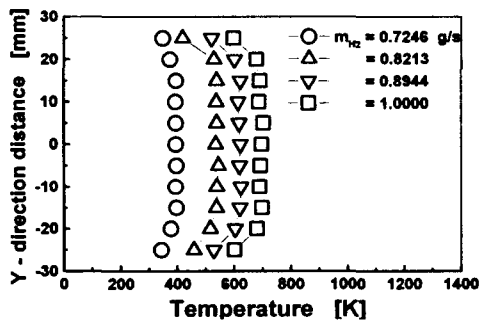


Fig. 7 Temperature profile at the exit of VAH with fixed air mass flow rate. ($\dot{m}_{Air} = 0.238 \text{ Kg/s}$)

을 알 수 있으며 균일한 온도분포를 얻을 수 있었다. Fig. 8은 공기량을 일정하게 하고 수소량을 변화시켰을 때 Vitiated Air의 평균온도를 나타낸 것이다. 평균온도는 같은 공기유량에서 수소량이 증가할수록 증가한다. Fig. 8에서 이론값은 $\dot{m}_{Air} = 0.158 \text{ kg/s}$ 에서 연료인 수소의 발열량이 순수하게 공기의 온도를 올리는데만 사용된다고 가정할 때의 계산에 의한 온도이다. VAH에서의 Vitiated Air의 평균온도는 이론치의 약 70% 정도의 값을 나타낸다. 이때의 평균 온도는 VAH의 출구 17개 지점의 온도를 측정하여 평균한 값이다. 이와 같은 온도의 손실이 발생하는 이유는 VAH를 단열시키지 않았기 때문에 발생하는 대기로의 열손실의 영향이다. 본 VAH는

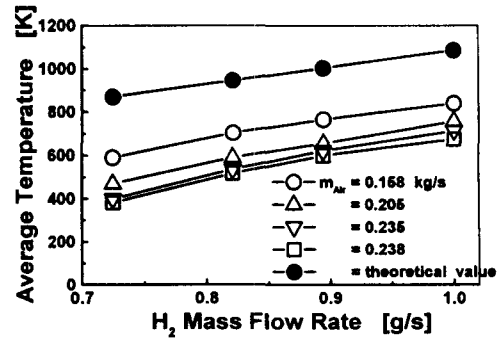


Fig. 8 Average temperature with fixed air flow rate

단열하지 않은 상태에서 공기유량 0.238 kg/s에서 온도 840K까지 가열 할 수 있는 성능을 가진다. Fig. 8의 결과로부터 본 VAH는 설계범위인 출구 온도 400~800K에서 일정 공기유량에 대해 수소유량을 변화시킴으로서 그 온도를 임의로 조절 할 수 있었다.

3.3 연소가스 성분 분석

실제 액체 Ramjet 추진기관에서 연소기 내로 유입되는 공기의 화학적 조성은 대기 중의 공기와 같은 조성을 유지한다. 하지만 VAH는 수소를 연소시키고 이 연소가스에 산소를 가하여 산소의 체적비율이 공기와 같도록 만든 Vitiated Air를 발생시키기 때문에 출구에서의 연소가스의 조성은 실제 공기와는 다른 조성을 갖게 되고 연소과정에 의해 발생하는 활성이온은 Ramjet 연소기에서의 착화에 영향을 미친다.

본 실험에서는 Vitiated Air의 산소농도를 VAH 출구에서 가스분석기에 의해 측정하였다. 연소가스 중의 산소부피비가 대기조건과 같은 20.9%를 얻기 위하여 수소와 산소의 양을 조절하였으며 수소와 산소의 양을 변화시키면서 Vitiated Air의 산소 농도를 측정하였다.

Fig. 9는 두 경우의 공기질량유량에 대해 수소의 양을 변화시켜 가면서 Vitiated Air 산소농도를 측정 한 것이다. 연소기로 유입되는 산소농도는 이론치인 20.9%와 거의 유사한 값인 21.1%의 평균값을 얻을 수 있었다. 이는 본 계산에서 구한 Make-up 산소량의 계산이 정확하다는 것을 입증한다.

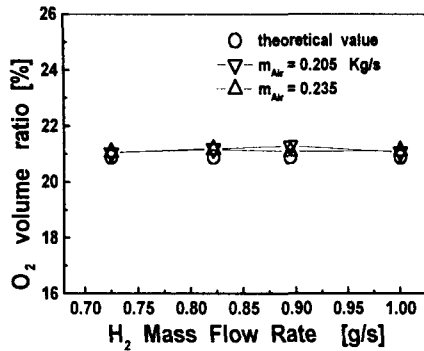


Fig. 9 Volumetric ratio of O₂ in the burned gas

본 연구에서는 Vitiated Air 중의 산소성분만을 분석하였으나 좀더 정밀한 고성능의 VAH의 설계를 위해서는 산소성분 외에 활성이온, 수소 등의 Air Contamination을 측정할 필요가 있다.

4. 결 론

본 연구는 액체 Ramjet 엔진의 개발에 있어서 핵심이 되는 지상 연소 실험장치의 VAH를 설계 제작하여 Vitiated Air의 속도, 온도 및 공기 성분을 측정하여 VAH의 성능을 평가하였다.

본 연구에서 제작한 VAH는 80~120%의 속도 범위와 400~800K의 온도 범위 내에서 수소유량을 조절함으로써 손쉽게 원하는 속도와 온도를 얻을 수 있었다. 출구 단면에서 측정된 Vitiated Air의 온도와 속도는 매우 균일한 분포를 나타내었다. 또한 VAH 출구의 산소조성비도 대기의 산소 농도와 거의 유사한 값을 얻을 수 있었고 따라서 액체 Ramjet 엔진의 지상 연소시험장치의 VAH로 매우 만족할 만한 특성을 가짐을 확인하였다. 그리고 본 연구를 통해 Ramjet 엔진의 지상연소시험 설비구축을 위한 핵심적 기술인 VAH의 설계능력을 확보함

으로서 향후 대용량과 넓은 고고도 비행영역 범위에서 실험을 위한 VAH의 성능 확대 가능성을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Roger Maguet, Charles Ecary, Phillip Cazin "Studies and Test of Rocket Ramjets for Missile Propulsion" AIAA 79-7037. P297, 1979
2. Jones, W.R. and Ranslem, G.R., "Firebird Ramjet Propulsion System Development", 18th JANNAF Combustion Meeting, VolIII, 1981.
3. 김운곤, 김경무, "액체 Ramjet 추진기관 및 발전 동향", 한국항공우주학회지, 제23권 제5호 pp. 171~182, 1995
4. 김상수, 백승욱, "고체추진 Ramjet 엔진연소 실내의 화학반응 유동장 수치해석", 한국항공우주학회지, 제25권 제4호 pp.30~38, 1997
5. 손창현, 오대환, 이충원, "2차원 및 3차원 액체 Ramjet 내부유동해석", 제11회 한국추진공학회 추계학술대회 논문초록집, pp.11, 1998
6. 오대환, 임상규, 손창현, 이충원, "액체 램제트 엔진의 3차원 분무 및 연소반응 해석", 제12회 한국추진공학회 춘계학술대회 논문초록집, pp.11, 1998
7. AGARD (Advisory Group For Aerospace Research & Development) AR-323. P50
8. Murakami등, "スクラムジェット試験用空氣加熱器" 航空宇宙技術研究報告書, TR-912, 1986
9. AGARD (Advisory Group For Aerospace Research & Development) AR-323. P51