



고온 고압 공기가열기 성능시험

이정민^{a,*} · 나재정^a · 홍윤기^a · 김정우^a

Performance Test of Vitiated Air Heater with High Temperature and High Pressure

Jungmin Lee^{a,*} · Jaejeoung Na^a · Yunky Hong^a · Jeongwoo Kim^a

^aAgency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: shocknjet@add.re.kr

ABSTRACT

This study presents the performance test results and the analyses of the vitiated air heater with high temperature and high pressure. In the performance test, four test conditions and three rake measurement conditions were implemented. In the results of the performance test, the vitiated air heater met targets of temperature and flow rate, and the performance with maximum temperature of 2000 K and maximum combustion pressure of 40 bar was confirmed. Flow rate of provided methane increased 36% more than what was calculated, and 19.6% difference was displayed between measured temperature and theoretically calculated temperature.

초 록

본 연구는 설계된 고온 고압 연소식 공기가열기의 성능을 확인하기 위한 성능시험과 그 결과분석에 대한 것이다. 총 4가지의 시험조건에 대한 시험과 3가지 조건에 대한 레이크 측정 시험이 수행되었다. 성능시험결과 목표 온도와 공급 유량조건을 모두 만족하였으며, 최대 공급온도 2000 K, 최대 연소압력 40 bar의 조건을 만족하였다. 공급된 메탄의 유량은 이론값보다 최대 36% 증가하였으며, 측정된 온도는 이론적으로 계산된 온도보다 최대 19.6%의 차이를 보였다.

Key Words: Vitiated Air Heater(연소식 공기가열기), Performance Test(성능시험), Methane(메탄), Test Facility(시험장치)

Nomenclature

T_0 : total temperature

T_S : static temperature

P_0 : total pressure

P_S : static pressure

P_C : chamber pressure

Received 31 October 2017 / Revised 21 December 2017 / Accepted 25 December 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

MF : flow rate

1. 서 론

초고속의 비행환경은 고속으로 비행하는 비행체에 의해 대기의 공기가 압축되어 그 결과로 높은 온도를 갖게 되고, 이렇게 생성된 고온의 공기가 비행체의 표면에 접촉되거나 연소실로 유입되게 된다. 따라서 초고속 비행체의 연구를 위한 지상시험장치로 비행조건에 해당하는 고온의 공기를 공급할 수 있어야 한다. 비행조건이 빨라지고 지상에 가까워질수록 더 높은 온도와 높은 압력을 공급할 수 있는 시험장치가 요구된다. 초고속 비행환경을 위한 고온의 공기를 공급하는 방법으로 크게 2가지 방식이 있는데, 공기에 별도의 기체를 혼합하지 않고 열전달에 의해 가열하는 축열방식과 고온의 연소가스를 공기와 혼합하여 공급하는 연소식 방식이 있다.

이러한 연소식 공기가열장치로 미국의 APTU (Aerodynamic and Propulsion Test Unit)는 2610 K, 러시아의 CIAM(Central Institute of Aviation Motors)의 설비는 2300 K의 높은 온도를 구현할 수 있다고 알려져 있다[1,2]. 본 연구는 초고속 비행체 개발에 필요한 지상시험장치의 핵심장치인 고온의 연소식 공기가열기 (Vitiated Air Heater, VAH)를 개발하기 위한 기초연구로써 소형의 공기가열기를 설계하고 성능시험과 그 분석을 통해 독자 설계기술과 시험기술을 확보하기 위해 수행되었다.

2. 연소식 공기가열기

2.1 시험 장치의 구성

본 연구에서 사용된 연소식 공기가열기는 Lee 등[3-5]이 수행해온 연구결과를 종합하여 설계하였으며, Fig. 1과 같이 구성되어 있다. 믹싱헤드 부는 연소에 필요한 연료와 산화제, 그리고 혼합을 위한 공기가 공급되며, 시험조건에 따라 인젝터를 포함한 주요 부분을 교체할 수 있는 구조로 되어 있다. 이러한 구성은 연소식 공기가열기

의 성능시험이나 초고속 비행체 연소모델의 시험을 위해 다양한 조합으로 변경하여 사용하며, 각 부분의 자세한 설명은 Lee 등[6]의 연구에 소개되어 있다. Fig. 2는 시험스탠드에 레이크와 함께 장착된 사진으로 스탠드는 주요 밸브류를 포함하고 있으며, 성능시험이외에도 시험장치 후단에 시험물을 장착하여 시험할 수 있도록 충분한 길이로 제작되었다.

연결블록에는 90도 방향으로 3개의 구멍을 가지고 있는데, 이곳을 이용하여 P_0 , P_s , T_0 , T_s 를 측정할 수 있는 센서를 장착할 수 있도록 하였다.

Fig. 3에는 온도와 압력을 측정하기 위한 각각의 레이크와 측정위치를 나타내었다. 사각덕트의

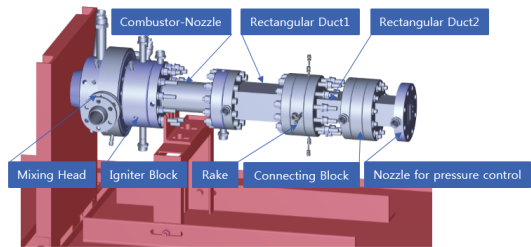


Fig. 1 Layout of vitiated air heater[6].

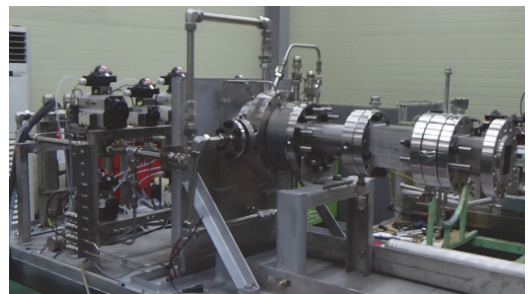
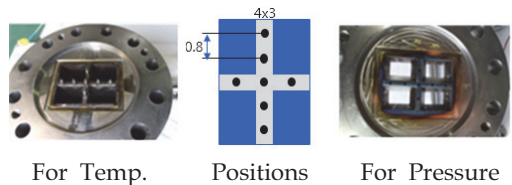


Fig. 2 Photo of test stand for VAH[6].



For Temp. Positions For Pressure

Fig. 3 Rakes for temperature and pressure.

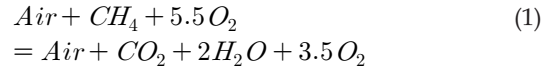
출구는 세로로 긴 형태로 4대 3의 비율이며, 총 7개의 위치에서 측정되었다. 이들 레이크는 모두 내부에 냉각유로를 갖도록 제작되었으며, 온도 레이크의 경우에는 온도센서를 교체할 수 있는 구조로 제작되었다.

2.2 시험 조건

본 연구에서 설계된 연소식 공기가열기는 다양한 시험조건을 몇 가지 부품의 교체를 통해 구현할 수 있는 장점을 갖는 장치로 최대 온도 조건 뿐만 아니라 상대적으로 매우 낮은 온도 조건의 시험 조건을 설정하였다. Table 1에서 보는 바와 같이 4개의 유량과 온도조건을 설정하였으며, C4 조건의 경우에는 40 bar 이상이 연소실-노즐부에 형성되도록 시험 조건을 설정하였다. 표시된 모든 유량(MF)은 C4 조건에 대한 상대적인 값으로 무차원하여 나타낸 것이다.

연료로 메탄을 사용하여 산소와 연소시키고 공기를 혼합하여 고온의 혼합공기를 발생시키는 방식이므로 각 유량에 따른 온도조건을 만족시키기 위해 Eq. 1과 같이 메탄과 산소의 비율을 결정하고, 열화학평형식을 이용하여 필요한 각

작동 유체의 유량을 정의하였다[3]. 이를 위해 NASA의 CEA2 코드를 사용하였으며, 그 결과를 Table 2에 나타내었다.



열화학평형에 따른 이론적인 요구유량은 연소식 공기가열기의 설계 시에 기준값으로 사용되었으며, 초기 시험의 최초 설정값이 되었다. 그러나 실제 공기가열기에서는 각종 열손실 등으로 인해 더 많은 연료가 사용된다. 이 경우 필연적으로 오염도(Vitiation Effect)가 증가하기 때문에 연소식 공기가열기는 열손실을 최소화하는 설계와 구조가 필요하다.

3. 성능 시험

3.1 성능시험

연소장치의 성능시험은 일반적으로 몇 가지 절차를 따라 진행되는데, 제작이 완료된 장치를 스탠드에 고정하고 내압시험과 기밀시험을 진행하여 안전성을 확인하여야 한다. 이때의 내압시험과 기밀시험은 연소장치의 연소 시 내부 압력 및 냉각수의 공급압력 등을 고려하여 결정한다.

장치의 구조적인 안전성이 확인이 완료되면 작동유체 또는 이를 대체할 수 있는 유체를 각 작동라인에 공급하여 관손실 등을 확인하고 각 작동유체의 목표유량이 공급될 수 있는 공급 압력을 설정한다.

성능시험은 점화기 성능시험, 시퀀스 설정시험, 시험조건 설정시험, 레이크 측정시험으로 나누어 실시되었다. 성능시험을 통해 확인되고, 설정된 시험조건은 시험물의 다양한 시험에 사용되어 반복적으로 성능이 확인되었으며, 총 90회 이상이 수행되었다.

최초로 설계된 장치의 초기 시험에서 가장 중요한 부분은 안정적인 점화시퀀스의 설정에 있는데, 토치식 점화기의 경우에는 점화기의 작동 시험으로부터 점화기의 작동압력 및 화염의 길

Table 1. Test conditions.

Conditions	C1	C2	C3	C4
MF	1.43	1.21	1.12	1.00
T ₀ (K)	910	1324	1720	2000
P _c (bar)	7.0	11.0	18.0	40.0

Table 2. Results of equilibrium calculation.

	MF				T ₀ (K)
	Hot Air	CH ₄	O ₂	Air	
C1	1.43	0.0173	0.09515	1.31755	913
C2	1.21	0.0263	0.14465	1.03905	1324
C3	1.12	0.0364	0.20020	0.88340	1727
C4	1.00	0.0440	0.24200	0.71400	2007

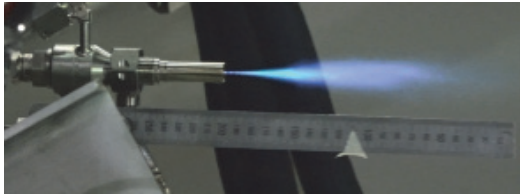


Fig. 4 Photo of ignitor test.

이 등을 설정한 후 점화장치의 반응시간 등을 고려하여 점화시퀀스를 설정하여야 한다. Fig. 4에 점화기의 화염길이 측정시험을 나타내었다.

본 연구에 사용된 점화기는 메탄과 산소를 이용하였다. 점화시퀀스뿐만 아니라 전체 시험시퀀스의 설정은 구성된 장치의 공급계의 특성에 따라 결정된다. 따라서 점화기의 안정적인 작동과 주연소 모드로 점화기의 화염을 전달하여 안정적인 연소상태가 유지되도록 시퀀스를 설정하여야 한다.

시험장치로써 공기가열기의 사용범위는 설계시 반영하게 되는데, 이를 확인하기 위해 시험조건 설정시험에서 최소와 최대 작동 조건 그리고 중간의 조건을 적절히 설정하였다. 따라서 설계된 공기가열기는 이들 조건을 만족함으로써 성능을 입증하게 되며, 반복적 시험을 통해 재현성을 확인하였다.

3.2 시험 결과

설계된 연소식 공기가열기의 성능은 설정된 유량, 압력, 온도 등의 측정 결과로부터 확인하였으며, 이들이 설계과정과 이론값들과 얼마큼의 차이를 보이는지를 확인하고자 하였다.

Fig. 5는 Fig. 1의 연소기-노즐부에서 측정된 연소실의 압력이다. 연소시퀀스의 설정시험과정에서 측정된 게이지압력으로 장치의 성능분석의 가장 기본이 되는 측정값이므로 연소실에는 두 개의 압력센서를 이용하여 측정하였으며, 두 개의 측정값이 거의 같은 값을 가짐을 확인할 수 있다. 보는 바와 같이 초기 점화에 의해 형성된 압력이 주연소 모드로 급격히 전환되어 안정적으로 연소가 이루어지고 있음을 알 수 있다.

Fig. 6은 여러 시험 중 하나의 시험에서 얻은

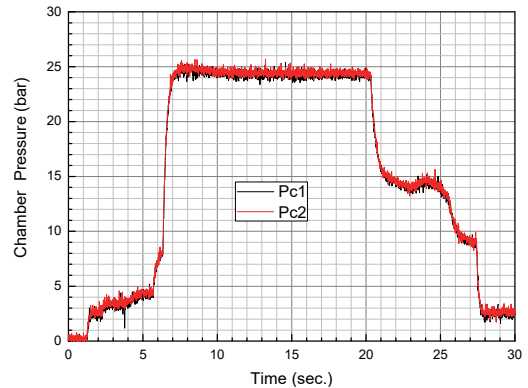


Fig. 5 Chamber pressure.

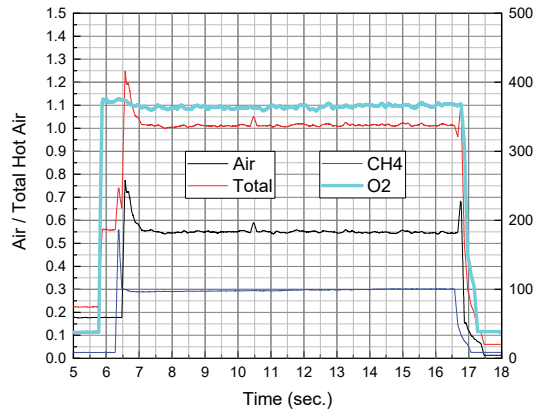


Fig. 6 Flow rate.

각 작동유체의 유량을 나타낸 것으로 시험 중 일정한 값을 나타냄을 알 수 있다.

시험은 시험 목적에 따라 수초에서 최대 45초까지 수행되었으며, 일반적으로 시험조건 시험은 대략 30초 정도 진행하여 측정값 등이 안정적으로 유지됨을 확인하였다.

시험물로 공급되는 고온 공기의 유질은 시험의 정확도를 위해 매우 중요한 요소이다. 따라서 시험조건별로 레이크를 통해 내부의 온도와 압력의 분포를 확인하고자 하였다. Fig. 7-15에 레이크로 측정된 온도와 압력의 분포와 편차를 각각 나타내었다. 레이크의 측정시험에서는 압력조정용 노즐부를 연결하여 측정하였으며 모두 동일한 노즐출구면적에서 시험이 진행되었다. 그러나 연결될 시험물에 의해 형성되는 배압조건과

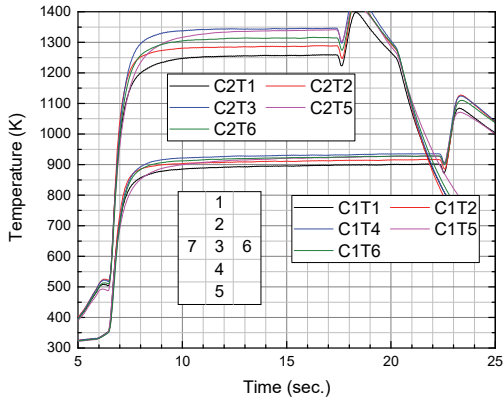


Fig. 7 Temperature distribution of C1 and C2.

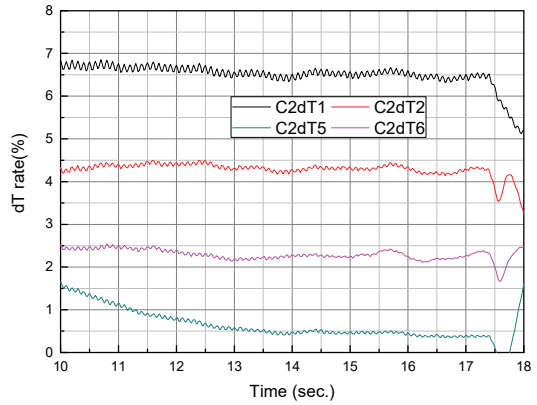


Fig. 9 Temperature deviation of C2.

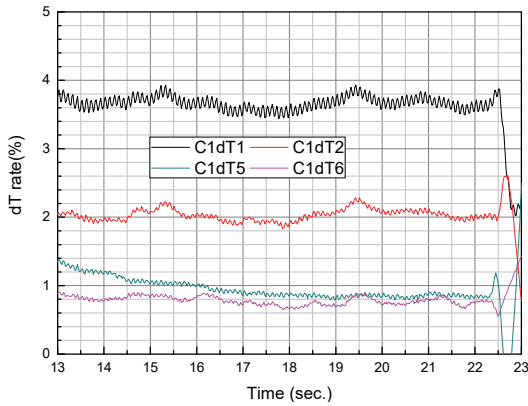


Fig. 8 Temperature deviation of C1.

Table 3. Temperature deviations of C1 and C2.

	C1_dT (20s)	C2_dT (15s)
dT1	3.70%	6.52%
dT2	2.11%	4.31%
dT5	0.85%	0.47%
dT6	0.77%	2.27%

축소단면적을 알고 있다면 각 시험조건에서 이를 모의하여 배압조건을 형성시키는 것이 각 시험조건에 따른 유동의 특징을 정의하는데 더욱 바람직할 것이다.

레이크에 의한 온도측정은 K형의 온도센서를 이용하였고, 그 결과를 Fig. 7에 나타내었다. 보는 바와 같이 더 높은 온도조건에서 측정위치별 차이가 커지는 것을 알 수 있다. 특히 두 측정결과 모두에서 유동의 아랫부분의 온도가 상대적으로 윗부분의 온도보다 높게 형성되는 것을 확인할 수 있다. 이것은 냉각을 위해 공급되는 냉각수가 위에서 공급되어 아래에서 빠져나가는 형태로 되어 있는 것이 상하의 온도차를 만드는 원인으로 추정된다. 정상적으로 측정되지 않은 3번과 7번의 측정위치를 제외하고 4번 위치의 온

도가 두 경우에서 모두 가장 높은 온도를 나타냈으며, 이 위치의 온도를 기준으로 온도 편차를 Fig. 8과 9에 나타내었다. C1의 경우에는 20 ± 0.5 초의 평균값과 C2의 경우에는 15 ± 0.5 초의 평균을 살펴보면 Table 3에서 나타낸 것처럼 C1조건에서는 최대 3.7%의 편차를 가지며, C2조건에서는 최대 6.52%의 편차를 가짐을 확인할 수 있다.

레이크에 의한 P_0 의 측정결과는 C1-C3까지 세 가지 조건에 대해 Fig. 10-12에 나타내었다. 보는 바와 같이 C1과 C2의 결과는 유사한 값을 갖으며, C3의 시험에서는 편차가 더 커짐을 확인할 수 있다. 여기서 측정결과가 7 bar 내외의 유사한 압력값을 갖는 가장 큰 원인은 동일한 출구 조건에서 측정되었기 때문으로 판단된다. 여기에 C1의 조건이 온도조건은 낮으나, 유량은 C2 조건에 비해 상대적으로 많은 것이 유사한 압력분포를 나타내는 원인으로 판단된다. 그러나 연소기-노즐부에서 초음속으로 분출되었다가 확장된 덕트 내부를 채우는 과정에서의 압력손실과 출구조건에 따라 덕트 내의 유동이 초음속 또는

아음속인지 여부에 따른 전압력의 변화 등이 종합적으로 고려되어야 보다 의미 있는 분석이 가능할 것으로 판단되며, 내부 유동을 확인하기 위한 전산유체해석을 통해 가능할 것으로 생각된다. 따라서 이 결과가 고온영역의 시험조건일수록 내부 압력편차가 커짐을 의미하는 것은 아니며, 시험장치의 성능도 고온영역에서 균일성이 저하되는 것을 의미하는 것은 아니다.

주어진 시험조건(덕트 내부 3x4)과 고정된 출구조건(3x1.5)에서 측정된 전압력의 편차는 Table 4에 보인 바와 같이 최대 16.94%의 편차를 보였으며, 대칭위치에 있는 압력값들은 거의 같은 값을 가짐을 알 수 있다. 또한 중심부에서 최대값을 가짐을 확인할 수 있다.

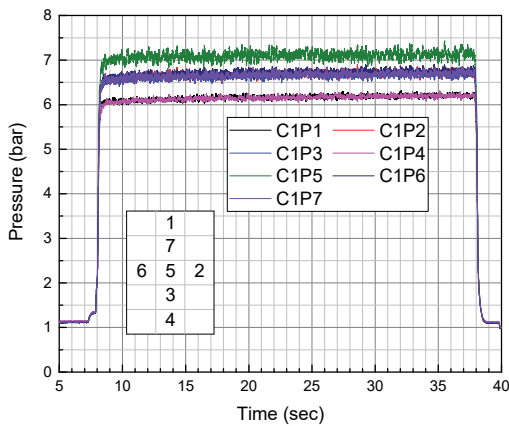


Fig. 10 Pressure distribution of C1.

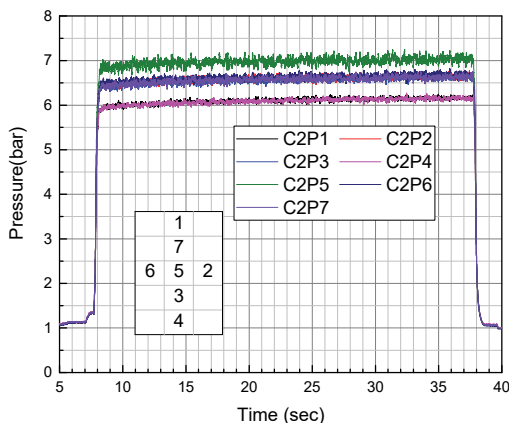


Fig. 11 Pressure distribution of C2.

Fig. 13에 C3의 온도측정 결과를 나타냈으며, 온도센서(Omega, XPA-P30R-U-062-30-M-SX-6)는 B형을 사용하였다. 그러나 2000 K 측정을 위한 레이크 사용 시 과도한 압력집중으로 인한 손상이 있어 Fig. 14와 같이 Ps의 측정을 시도하였다. 보는 바와 같이 총 3개의 B형 센서를 3x4의 덕트 내부(연결블록)에 각 벽면으로부터 각각 0.25, 0.4, 0.5의 깊이로 삽입하여 Fig. 15와 같은 결과를 얻었다. 여기서 덕트, 출구와 깊이 등 모든 길이는 무차원하여 나타낸 값이다. 보는 바와 같이 정압력은 벽면에서 가장 가까운 T2의 위치와 중심에서 가장 먼 T1의 위치에서 높은 온도를 얻었으며, 중심부에서 가장 가까운 위치에 있는 T3의 온도가 가장 낮게 측정되었다.

Table 5에는 4가지 시험조건에 따른 대표적인 시험의 측정결과를 나타내었는데, 해당온도를 얻

Table 4. Pressure deviations of C1-C3.

	dP_C1(30s)	dP_C2(30s)	dP_C3(12s)
P1	12.67%	11.98%	16.94%
P7	5.94%	5.51%	8.12%
P2	5.76%	5.25%	6.47%
P6	5.17%	4.79%	6.94%
P3	5.92%	5.42%	7.57%
P4	12.75%	12.04%	16.69%

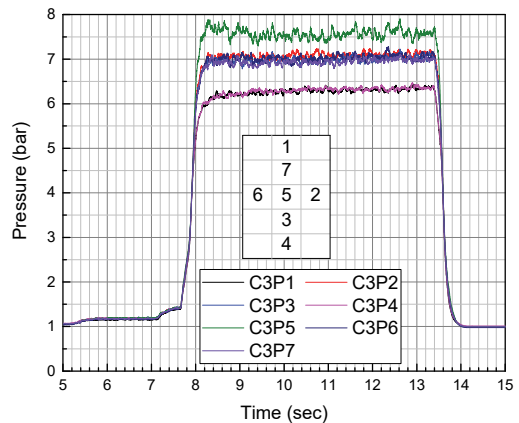


Fig. 12 Pressure distribution of C3.

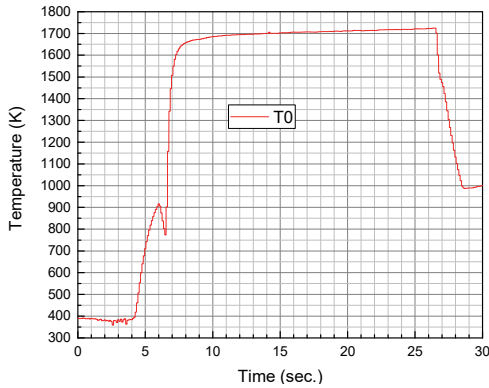


Fig. 13 Total temperature of C3.

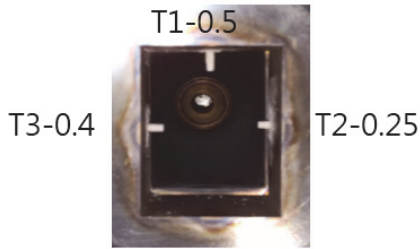


Fig. 14 Positions of T_s measurement for C4.

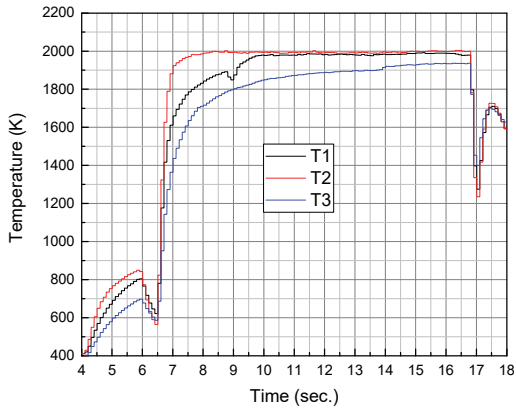


Fig. 15 T_s measurement for C4.

기 위한 목표총유량(MF_{tt})과 목표연료량(MF_{ft})과 측정유량들을 나타내고, 시험 결과에 따른 열화학평형 계산을 통한 이론 온도값(T_{0_cal})을 제시하였다. 보는 바와 같이 목표총유량과 목표온도에 매우 근접한 결과를 얻었음을 알 수 있다. 그러나 이를 위해 이론적으로 계산된 목표연료

Table 5. Test results.

Conditions	C1	C2	C3	C4
MF _{t*}	1.4253	1.1978	1.1217	1.0139
MF _{tt**}	1.4300	1.2100	1.1200	1.0000
MF _{f*}	0.0269	0.0386	0.0534	0.1005
MF _{ft}	0.0173	0.0263	0.0364	0.0440
MF _{o*}	0.1449	0.2206	0.2726	0.3668
MF _{air}	1.2535	0.9386	0.7957	0.5467
$T_0(A)$	916.7	1322.2	1721.4	
$T_0_cal(B)***$	1140.7	1631.2	2108.3	3036.8
T_s				2000.7
$(B-A)/B$	0.196	0.189	0.183	

* t: total; f: fuel; o: oxidant, ** tt: target of total; ft: target of fuel; *** cal: calculation result by CEA

유량에 비해 실제 연료량(MF_f)은 C1의 경우에는 36%가 증가되었으며, C2와 C3의 경우에는 32%가 증가되었다. 낮은 온도영역에서 다소 효율이 떨어짐을 알 수 있다. 이론적인 온도와 실제 측정온도사이의 차이도 C1부터 C3까지 각각 19.6%, 18.9%, 18.3%의 값을 가짐을 알 수 있다. 이것은 연소효율의 저하보다는 저온의 영역일수록 필요한 연료량에 비해 상대적으로 더 많은 공기를 가열하는 과정에서 발생하는 열손실율의 누적된 차이가 원인일 것으로 추정된다. C4의 경우에는 이론적인 온도와 실제 측정온도사이의 차이를 19%로 가정할 때 전온도(T_0)는 약 2460 K로 추정된다. 이러한 차이는 시험장치 길이의 감소나 효과적인 냉각라인의 구성 등의 설계개선을 통해 감소시킬 수 있을 것이다.

Fig. 16은 연소기-노즐부에서 측정된 최대압력 값으로 약 40 bar의 압력은 인젝터 등이 착탈식으로 구성된 연소장치에서 얻은 결과라는 것에 의미가 있다. 이렇게 구성된 인젝터와 믹싱헤드의 실험 후 사진을 Fig. 17에 나타내었다. 보는 바와 같이 헤드면에 있는 작은 공기 구멍을 통해 들어오는 혼합용 공기가 헤드면과 인젝터 냉각을 담당하게 되는데, 점화기의 화염으로 인해 발생한 것으로 추정되는 하단부에 보이는 약

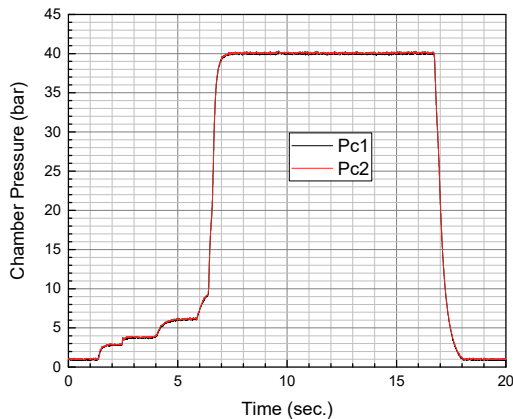


Fig. 16 Maximum chamber pressure.

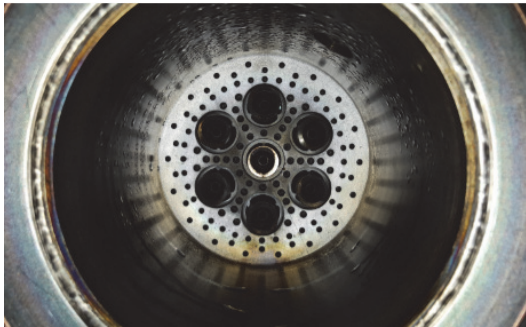


Fig. 17 Photo of injectors and mixing head.

한 그늘음 이외에는 매우 깨끗한 상태로 공기에 의한 냉각 등이 잘 이루어지고 있음을 확인할 수 있다.

4. 결 론

설계된 연소식 공기가열기의 다양한 성능시험과 결과분석을 통해 910 K-2000 K까지 공급할 수 있는 공기가열기의 성능을 확인하였다. 성능 시험에서 4가지의 시험조건에 대해 시험이 수행되었으며, 이중 3가지 조건에 대해 레이크에 의한 내부 유동의 분포를 확인하였다. 설정된 온도와 유량조건을 만족하였으며, 공급온도 2000 K와 연소압력 40 bar의 조건을 모두 만족하는 공기가열기의 성능을 확인하였다. 주어진 출구압력

조건에서 측정된 내부압력의 편차는 최대 16.9%였으며, 내부 온도편차는 6.5%였다. 공급된 메탄의 유량은 이론값보다 최대 36% 증가하였으며, 측정된 온도는 이론적으로 계산된 온도보다 최대 19.6%의 차이를 보였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 “초고속 공기흡입엔진 특화연구실” 사업의 세부과제 연구결과입니다.

References

1. Frank K.L and Dan E.M., *Advanced Hypersonic Test Facilities*, 1st ed., AIAA Inc., Reston, V.A., U.S.A., Ch. 12, 2002.
2. Lee, J.M., Kang, K.T. and Lim, J.S., “Concept study of the Vitiated Air Heater for Scramjet test,” *35th KSPE Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 349-352, Nov. 2010.
3. Lee, J.M. and Kang, K.T., “Concept Design of Vitiated Air Heater for Direct-connect Ramjet Combustor Experiment,” *2010 KSAS Spring Conference*, Pyeongchang, Korea, pp. 96-99, Nov. 2010.
4. Lee J.M., Kang K.T. and Moon K.H., “Air Heater,” 10-1413476, Jun. 2014.
5. Lee, J.M., Na, J.J. and Hwang, K.Y., “Design and Analysis of Single Injector for the Air Heater with High Temperature and High Pressure,” *2015 KIMST Conference*, Jeju, Korea, pp. 349-352, Jun. 2015.
6. Lee, J.M., Na, J.J., Hong Y.K. and Kang K.T., “Performance Test of Vitiated Air Heater with High Temperature and High Pressure I,” *48th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 301-303, Jun. 2017.