

액체로켓엔진의 연소가스와 액체질소 혼합에 의한 연소 가스 냉각 특성에 관한 연구

전준수* · 유이상* · 김종일* · 김재호* · 고영성*†

* 충남대학교 항공우주공학과

Study on Cooling Characteristics of Mixed Gases with Hot Gas of Liquid Rocket Engine and Injected Liquid Nitrogen

Jun Su Jeon*, I Sang Yu*, Joong Il Kim*, Jai Ho Kim* and Young Sung Ko*†

* Dept. of Aerospace Engineering, Chungnam Nat'l Univ.

(Received May 24, 2012 ; Revised August 6, 2012 ; Accepted August 8, 2012)

Key Words: Liquid Rocket Engine(LRE, 액체로켓엔진), LOx(액체산소), LN₂(액체질소), Kerosene(케로신)

초록: 본 연구에서는 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 액체로켓엔진의 연소 가스에 액체질소를 분사하여 연소 가스의 냉각 특성을 알아보고자 하였다. 일반적인 액체로켓엔진의 연소실 후단에 액체질소 분사기와 혼합용 연소실을 추가적으로 장착하였고, 혼합용 연소실 후단에 노즐을 연결하여 전체적인 시스템을 구성하였다. 연소실험은 안전을 고려하여 점화실험부터 순차적으로 수행하였으며, 최종적으로 20초 연소실험을 수행하였다. 그 결과 기존의 액체로켓엔진에 액체질소를 분사함으로써, 연소 가스의 온도를 저하시킬 수 있음을 확인하였다.

Abstract: In this study, the cooling characteristics of combustion gas were investigated by injecting liquid nitrogen (LN₂) into a liquid rocket combustion chamber, which uses liquid oxygen (Lox) and kerosene as propellants. LN₂ injectors and an extended chamber for mixing were installed at the end of the ordinary LRE combustion chamber, and a nozzle was installed after the chamber for mixing. First, an ignition test of the liquid rocket engine was conducted to verify the stable combustion process. Next, a hot firing test was performed step-by-step for safety. Finally, the test was performed for 20 s. The results showed that the combustion gas of the LRE could be successfully cooled by using LN₂.

1. 서론

로켓 엔진이나 램/스크램제트 엔진 뿐만 아니라 가스터빈 엔진과 같은 모든 추진 기관들에는 공통적으로 고온의 연소가스에 의해 큰 열 부하를 받고 있고, 이와 같이 높은 연소 가스로부터 연소실 내벽을 보호하기 위해서는 적절한 냉각 방법의 사용이 요구되어진다. 연소실 내벽의 냉각 방식은 각각의 추진기관들마다 약간의 차이가 있지만 공통적으로 막냉각(film cooling) 방식을 많이 사용하고 있다. 막냉각 방식은 항공 추진 기관에서는 공기를 이용하고, 로켓 엔진에서는 추진제를 이용하여 벽면에 분사해주어 고온 기체

와의 얇은 막(film)을 형성하여 표면을 보호하는 냉각 방법이다.^(1,2) 특히 가스터빈 연소기의 경우는 주연소 지역의 고온의 화염으로부터 연소실 벽면(라이너)을 보호하기 위한 냉각 방법으로, 압축기에서 온도가 상승된 공기를 이용한 막냉각 방법을 주로 사용한다.^(2,3) 따라서 가스터빈 연소기의 실험적인 막냉각 연구를 위해서는 압축기에서 압축된 고온 공기를 모사할 수 있는 모사 고온 공기 공급원이 필요하며, 램/스크램제트 엔진 연소기 연구를 위해서도 보다 고온의 공기 공급원이 필요하다.^(4,5)

현재 고온의 공기를 공급해 줄 수 있는 방법으로는 유동 혼합식 가열기(vitiation heater), 전기식 히터, 대형 열교환기 등이 있다.⁽⁴⁾ 그러나 이 방식 중 전기를 주로 이용하는 방식들은 공기 유량이 많아질 경우, 그에 따른 에너지 공급량이 증

† Corresponding Author, ysko5@cnu.ac.kr

© 2012 The Korean Society of Mechanical Engineers

가하여 설비 설치비/운영비가 기하급수적으로 증가하게 된다. 그러나 상대적으로 유동 혼합식 가열기 방식의 경우, 공기 유량이 많아져도 설치비나 운영비의 증가는 상대적으로 작기 때문에 대형 설비의 경우 주로 유동 혼합식 가열 방식을 채택하고 있다. Fig. 1은 유동 혼합식 가열기의 개략도를 보여주고 있으며, 유로에 공급된 공기에 수소나 메탄과 같이 탄화수소의 생성이 적은 연료를 공급하여 고온 공기를 생성하는 방식이다. 그러나 이 설비조차도 Fig. 1에서 볼 수 있듯이 설비의 규모가 매우 큰 것을 확인할 수 있다. 따라서 현재 국내에서는 항공우주연구원을 비롯한 제한된 연구소에서만 이러한 시스템을 구현할 수 있으며, 이나마도 설비 운영비가 매우 큰 실정이다. 또한 학계 차원에서는 이러한 장시간/대용량의 고온 공기 공급을 구현하는 것은 거의 불가능한 실정이다.

따라서 항공추진기관의 막냉각 연구나 램/스크램젯 엔진 연구를 위한 효과적인 고온 공기 공급원의 구축이 절실한 실정이다. 본 연구에서는 이러한 효율적인 장시간/대용량 고온 공기 공급원 구축 방법의 일환으로, 기존의 액체로켓엔진 연소실에 액체질소와 액체산소를 공급하여 고온/고압의 공기를 효율적으로 발생시키는 개념의 연구를 진행하고자 하였다. 이는 액체로켓엔진 연소기의 고온의 연소가스에 액체질소와 액체산소를 공기의 비율에 맞게 공급하여, 고온의 공기와

유사한 조성의 고온/고압 가스를 생성하고자 하는 새로운 개념의 설비이다. 이러한 액체로켓엔진 연소기와 액체질소, 액체산소를 이용할 경우 액체의 밀도가 기체의 밀도에 비해 약 1000배 가까이 되기 때문에, 기존의 고압 공기 발생을 위한 대용량의 압축기가 필요없으며 설비의 크기를 매우 감소시킬 수 있는 장점을 가지고 있다. 따라서 이러한 새로운 방식의 고온 공기 모사 발생 장치를 개발하기 위한 선행 연구의 일환으로써 본 연구에서는 기존의 액체산소/케로신 액체로켓 연소기에 액체질소를 공급하여, 이러한 방식으로 고온 가스의 발생이 가능한지를 확인하고자 하였다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 액체질소 공급 설비

본 연구를 위하여 기존의 케로신/액체산소 액체로켓엔진 연소 실험 설비를 바탕으로, 극저온 유체인 액체질소 공급 설비를 추가하였다.⁽⁶⁾ 액체질소는 대기압하에서 약 77K에서 액체 상태로 존재하는 극저온 유체이기 때문에, 액체질소를 저장하고 요구되는 유량을 액체 상태로 공급하기 위해서 추가적인 공급 설비 구축이 필요하였다.

액체 상태의 질소를 연소실에 공급하기 위해서는 액체질소를 저장할 수 있는 단열 처리가 된 고압 저장 탱크, 저장 탱크에서 최종 분사기까지 공급할 수 있는 단열 처리된 공급 배관, 유량 공

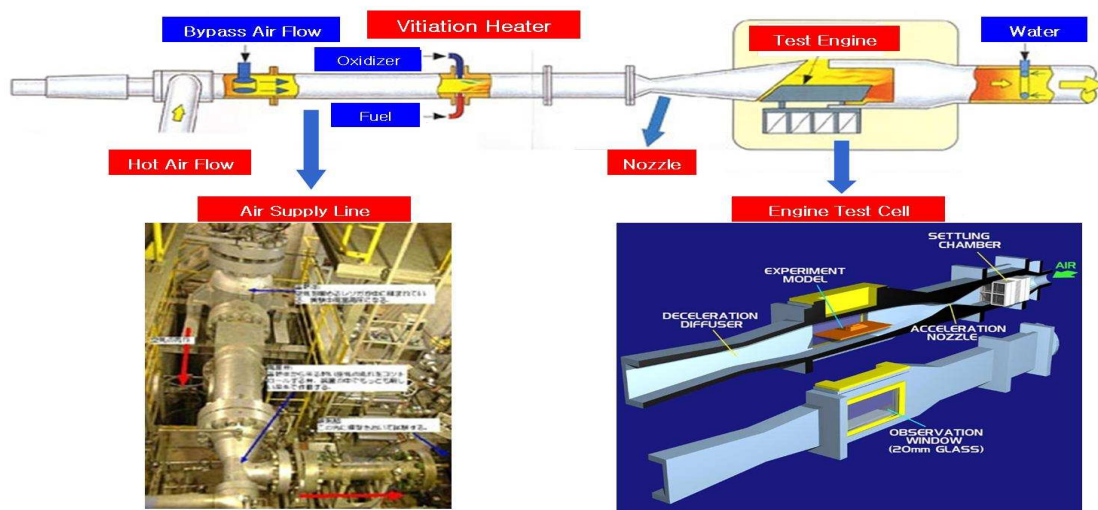


Fig. 1 Vitiation Heater

급 및 제어와 관련된 극저온용 자동/수동 밸브, 안전을 위한 극저온용 안전(safety) 밸브 등이 필요하다. 또한 실시간으로 액체질소의 상태를 파악하기 위해서 압력 센서, 온도 센서, 유량계 등의 계측 장비들이 요구된다. 저장 탱크의 경우 사용 목적에 따라 설계가 달라지며, 설계가 완료된 탱크는 외부 벽면에 단열 처리를 해야만 한다. 액체질소 저장 탱크의 사양은 Table 1과 같으며, Fig. 2는 단열 처리된 액체질소 저장 탱크의 모습을 보여준다.

2.2 실험 장치

액체로켓엔진은 기본적으로 인젝터, 연소실 및 노즐로 구성되어 있다. 본 연구에서는 기본적인 kerosene/LOx 인젝터, 연소실 및 노즐 외에 액체질소를 액체로켓엔진 내부에 분사하기 위해서 액체질소 분사링, 혼합실, 온도 측정부가 추가적으로 요구된다. 액체로켓 연소기(인젝터, 연소실, 노즐)는 선행 연구에서 검증된 단일 인젝터 엔진을

사용하였다.⁽⁶⁾ 엔진의 사양은 Table 2와 같고, Fig. 3은 전체적인 시험 리그를 보여주고 있다. 혼합실의 경우 일반적인 연소실과 동일하지만 액체질소 분사링 후단에 장착하여 액체질소와 연소가스가 혼합될 수 있는 공간을 의미한다. 온도 측정부는 혼합 연소실 후단에 장착하는 것으로 혼합 가스의 온도를 측정할 온도 센서를 장착할 수 있도록 하는 장치를 말한다.⁽⁷⁾

본 연구에서 가장 중요한 추가 부품은 액체질소 분사링이며, 액체질소 분사링의 경우 액체질소 분사량에 따라 혼합 가스의 온도가 결정된다. Table 3은 액체질소 분사량에 따른 혼합 가스의 온도를 CEA code를 이용하여 계산한 것으로, 본 연구에서는 혼합가스의 온도를 약 1000K 정도로 구현하고자 하였으므로, 액체질소 분사량을 300g/s로 선정하였다. 선정된 유량의 액체질소는 두 곳의 분기 배관을 통하여 액체질소 분사기로 공급되고, 공급된 액체질소는 매니폴드를 거쳐 분사기 홀로 전달된다. 연소실 내부로 액체질소를 균일하게 공급하기 위해 2mm의 액체질소 분사홀 8개를 선정하였고, 공급 효율을 높일 수 있도록 송출 계수(μ)가 큰 분사 홀을 설계 하였다.⁽⁸⁾ Fig. 4는 사용된 액체질소 분사링의 형상을 나타낸 것이다.

Table 1 Specification of LN₂ storage tank

parameter	value
Designed Pressure	10 MPa
Max. Pressure	15 MPa
Designed Temperature	-196 °C
Volume	0.121 m ³
Empty weight	260 Kg



Fig. 2 LN₂ storage tank

Table 2 Specification of an uni-injector engine

Mass flow rate	LOx	200 g/s
	Kerosene	100 g/s
Chamber pressure	0.7 MPa	
O/F ratio	2.0	

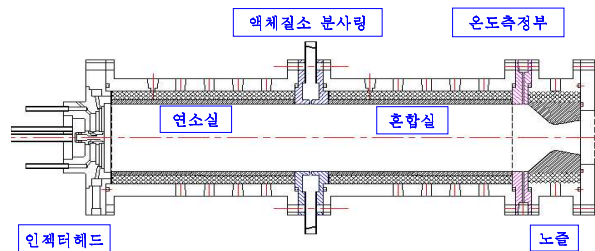
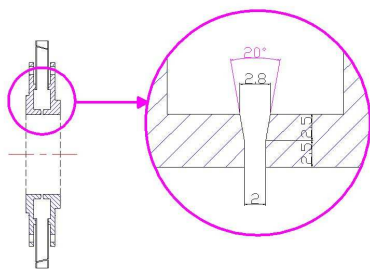


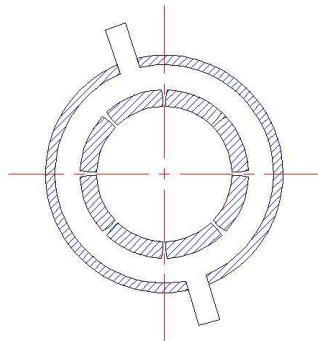
Fig. 3 Schematic diagram of a combustion test rig

Table 3 Mix gas temperature according to flow rate of LN2

LN2 (g/s)	Temperature(K)
100	2200
200	1373
300	980
400	852
500	729



(a) Side sectional view



(b) Top sectional view

Fig. 4 Schematic of injection ring

2.3 실험 방법

연소 실험 중 연소실 내부에 액체질소를 분사할 때, 액체질소 분사 시점이 매우 중요하다. 이는 액체질소의 분사시점이 너무 빠를 경우 많은 유량의 극저온/불활성 유체의 연소실 유입으로 인해, 점화 및 연소 상태의 변화를 야기하여 심한 경우는 점화 화염이 소멸될 수도 있다. 또한 액체질소 분사 시점이 너무 늦을 경우, 액체질소 분사량 및 온도 측정부가 고온의 연소가스에 직접적으로 노출되어 변형내지 손상이 발생할 수도 있고, 그로 인해 액체질소의 공급이 원활하지 않게 된다. 따라서 액체질소의 분사 시점은 점화에 영향을 끼치지 않으면서 메인 연소에 의한 시험 설비를 보호하기 위한 시점으로 메인 연소 직후가 가장 좋을 것으로 판단되었다. 따라서 적절한 연소 시험 시퀀스(cyclogram)를 찾기 위해 순차적으로 실험을 수행하였다. 우선 점화 상태에서 액체질소에 의한 영향을 분석하였고, 연소 시작 구간에서 액체질소 분사에 의한 영향을 분석하였다. 액체질소 분사 시점은 중단 밸브 이후의 배관과 매니폴드 부피 및 공급 유량을 기준으로 연소실에 직접적으로 공급되는 시점을 대략적으로 예측하여 결정하였다. 이렇게 결정된 시퀀스로 3초 연소 실험을 수행하였으며, 점화 및 연소 안정성이 확인되어 연소 시간을 10초, 20초로 늘여가며 단계적인 연소 실험을 수행하였다. 전체적인 연소 실험 절차는 Fig. 5와 같으며, Fig. 6은 연소 시험 스탠드에 최종 조립된 연소 시험 엔진의 사진이다.

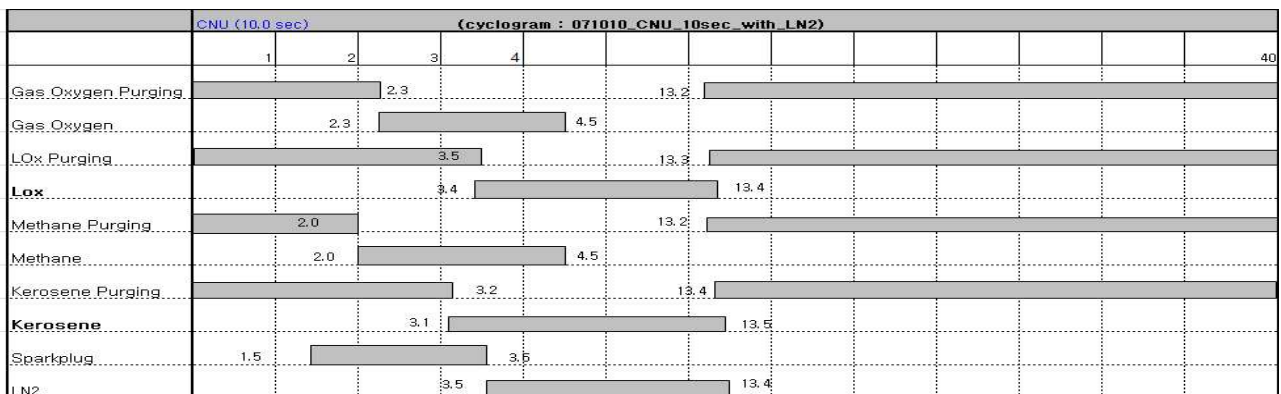


Fig. 5 Cyclogram of combustion test

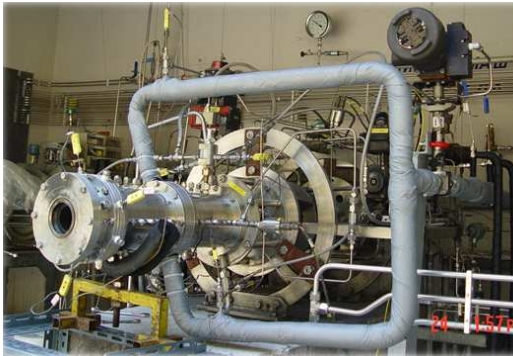


Fig. 6 Installed engine at test stand

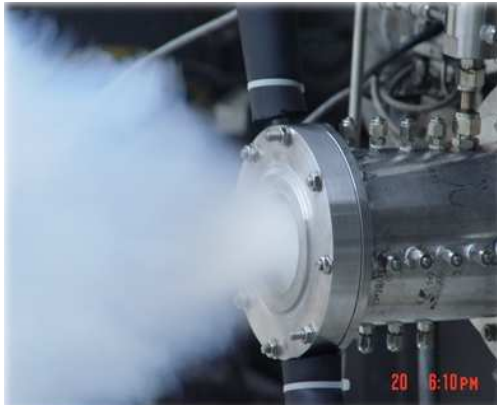


Fig. 7 Injection of LN2

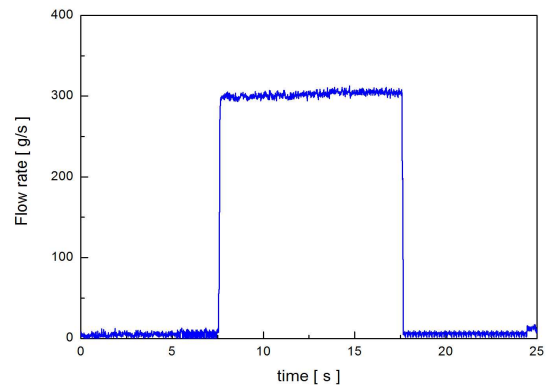


Fig. 8 Flow rate of LN2

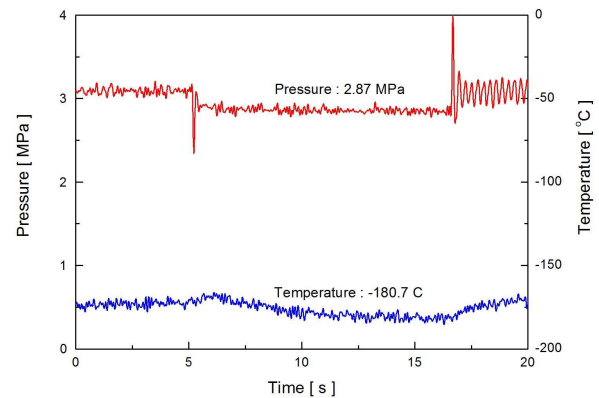


Fig. 9 Pressure & temperature of LN2 line

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 LN₂ 수류 실험 결과

제작된 액체질소 분사링의 성능을 검증하기 위해, 먼저 액체질소 수류실험을 수행하였다. 액체질소는 후단 압력(연소실 압력)에 영향을 받지 않는 캐비테이션 벤추리(cavitation venturi)를 이용하여 공급 유량을 제어하였다.⁽⁹⁾ 액체질소는 최종적으로 액체질소 분사링을 통하여 공급되며, 공급 배관, 벤추리 전후단 및 액체질소 분사링의 매니폴드 입구에 각각 압력/온도 센서를 장착하여 배관의 압력과 온도를 측정하였고, 터빈 유량계(Hoffer)를 이용하여 유량을 확인하였다. Fig. 7은 액체질소가 분사되는 모습을 보여준다. Fig. 8은 액체질소 공급 유량, Fig. 9는 공급 배관의 압력과 온도 측정 결과를 보여준다. 유량은 목표 유량인 300g/s가 안정적으로 나오는 것을 확인할 수 있으며, 측정된 압력과 온도로 미루어보아 액체상태로 분사되었음을 확인할 수 있다.

3.2 점화 및 연소 안정성 확인 실험 결과

전술한 바와 같이 액체질소의 분사 시점은 안전을 고려하여, 점화 후 메인 추진제(케로신/액체산소) 공급 직후로 결정하였다. 액체질소 분사 시 극저온의 액체질소로 인해 연소실 자체의 온도가 매우 낮아져 점화기의 초기 온도가 낮아지게 되고, 불활성기체인 질소가 점화기 내부에 존재하게 되어 초기 점화가 어려운 환경이 된다. 또한, 액체 상태로 공급된 질소는 분사기 내부로 공급되면서 기화되어 부피가 약 1000배가량 커지게 되어 연소실 내부를 가득 채우게 되어 초기 점화가 어렵게 된다. 초기 점화 지연은 하드스타트(hard start)로 이어질 수 있기 때문에 매우 중요하여 점화 안정성 검증 실험을 수행하였다. 먼저 점화 안정성을 검증하기 위하여, 메인 추진제를 공급하지 않고 액체질소만을 공급하는 시퀀스를 이용하여 점화 실험을 수행하였다. 실험 결과 Fig. 10과 같이 점화기 내부 압력이 정상적으로 형성되고, 점화기 내부의 온도가 800°C 가까이 올라가는 것으로 보아 안정적인 점화가 가능함을

확인하였다. 즉 정해진 시퀀스를 이용하여 액체 질소를 공급하면서 점화 실험을 수행한 결과, 액체 질소 공급이 점화에 영향을 미치지 않는 것을 확인하였다. 다음으로 액체 질소의 공급이 메인 추진제 연소 초기의 연소 안정화에 미치는 영향을 살펴보기 위하여, 앞서 결정된 액체 질소 공급 시점으로 3초 연소 시험을 수행하였다. Fig. 11은 3초 연소 실험 시 액체 산소, 케로신, 액체 질소의 유량 그래프를 나타내고, Fig. 12는 연소실 압력 그래프를 보여준다. 실험 결과에서 확인할 수 있듯이 추진제 및 액체 질소의 설계 유량이 3초의 연소 실험 동안 안정적으로 공급되는 것을 확인하였고, 연소실 압력도 액체 질소 공급에 따른 변화가 없이 안정한 것을 확인하였다. 따라서 액체 질소가 공급되고 있는 시점에서 메인 추진제가 공급될 경우 연소 안정성에 이상이 없음을 확인하였고, 앞서 선정된 연소 실험 시퀀스를 검증할 수 있었다.

3.3 연소 실험 결과(10s)

앞선 실험을 통해 검증된 시퀀스를 이용하여

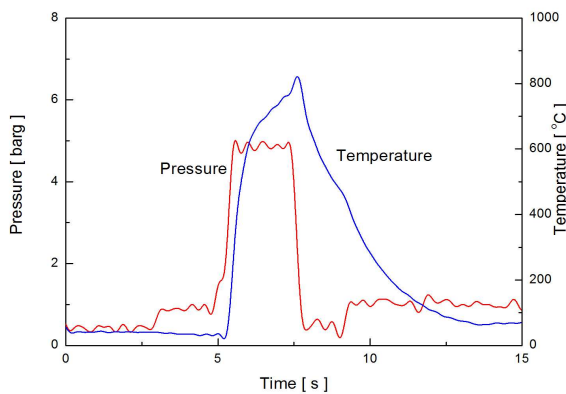


Fig. 10 Pressure & temperature of ignitor

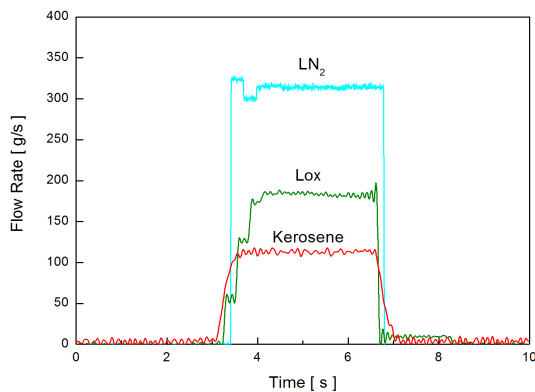


Fig. 11 Flow rate of propellant & LN2 (3s test)

본 연구의 목적인 혼합 가스의 온도 분포를 알아보기 위해서 연소 시간을 10초로 늘여 연소 실험을 수행하였다. 온도 측정부의 온도 센서는 Fig. 13과 같이 center, middle, wall 3방향으로 장착되었다. Center, middle, wall은 측정부의 위치에 따라 분류한 것으로 연소실 정중앙, 연소실 중앙과 벽면 사이의 공간, 연소실 벽면 부분에 측정부가 각각 위치하도록 장착한 것이다.

Figure 14, 15는 10초 연소 실험에서의 유량 및 압력 곡선을 각각 나타내며, Fig. 16은 혼합실 이후의 혼합 가스의 온도 측정 결과를 나타낸 것이다. 공급 유량 및 연소실 압력 그래프에서 확인할 수 있듯이 연소 실험은 설정 유량 및 압력에 맞도록 정상적으로 수행되었으나, Fig. 16에서 center, middle에 위치한 온도 센서는 연소 시작 시점과 거의 동시에 고온의 연소 가스 열유속에 의해 용융되어 파손된 것으로 판단된다. Wall에

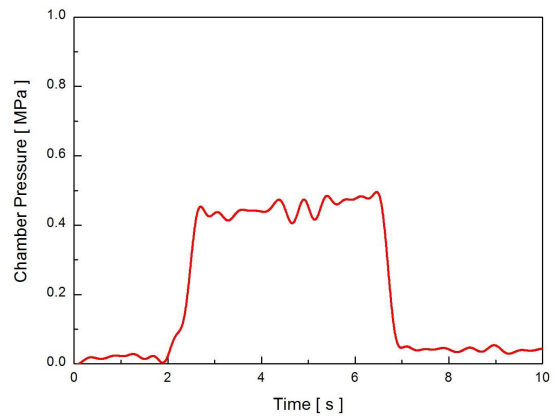


Fig. 12 Pressure of chamber(3s test)

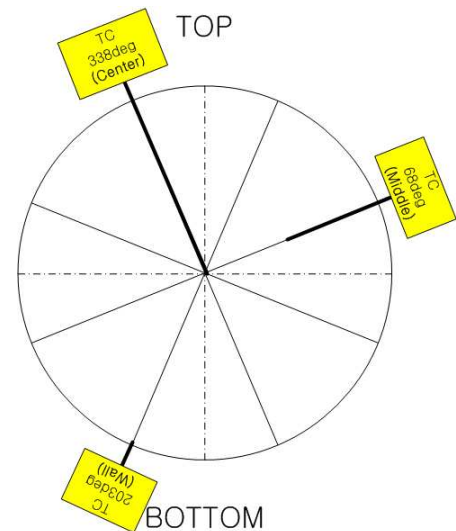


Fig. 13 Temperature Measuring points(10s test)

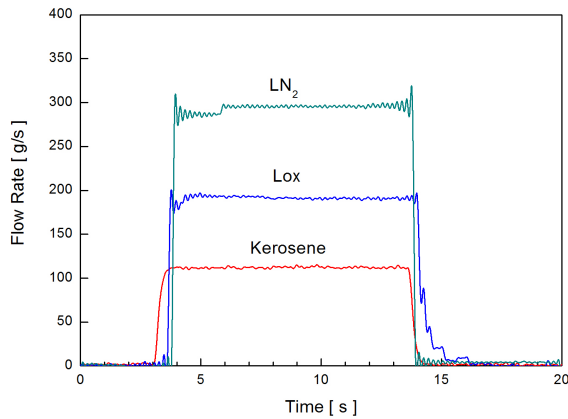


Fig. 14 Flow rate of propellant & LN2 (10s test)

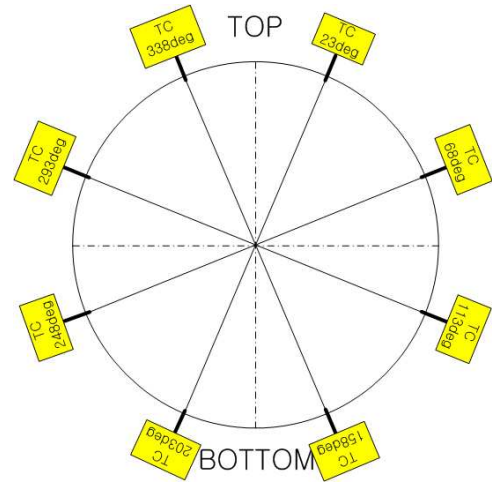


Fig. 17 Measuring point(20s test)

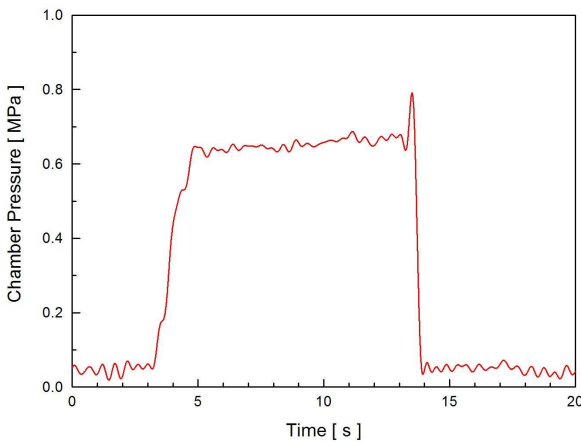


Fig. 15 Chamber pressure of 10s test

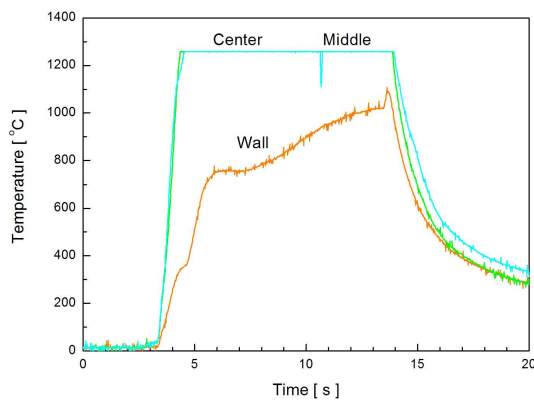


Fig. 16 Temperature of hot gas(10s test)

위치한 온도 센서는 연소실 벽면의 온도를 연소 종료 시점까지 측정하였다. 연소 시험 초기 벽면의 온도가 급격히 올라갔으며, 이후 그 증가폭이 줄어드는 것으로 보아 액체질소에 의한 냉각 효과를 확인할 수 있었지만, 아직 정상상태에 도달하지는 않은 것으로 판단된다. 최종 도달 온도가 약 1000°C로 일반적인 액체 로켓 엔진의 연소가

스 온도인 3000°C의 약 30%에 해당하는 수준으로 질소가스에 의해 냉각되었음을 확인할 수 있다.

3.4 연소 실험 결과(20s)

10초 연소실험 결과 액체질소 분사에도 연소 실험이 안정적으로 진행되며 액체질소에 의한 냉각효과를 확인하였으나, 연소 가스의 온도 측정값이 정상상태에 도달하지 않은 것으로 판단되어 연소시간을 20초로 늘여서 실험을 수행하였다. Fig. 17은 20초 연소 실험에 사용한 온도측정부의 온도 센서 위치를 나타내는 것으로, 10초 연소 실험에서 연소실 center와 middle의 온도센서가 연소 가스에 의해서 파손되었기 때문에 두 곳의 온도센서는 제거하고, 벽면의 온도센서를 늘여서 연소 시험을 수행하였다. Fig. 18~20은 연소실험 시 추진제 및 액체질소의 유량, 연소실 압력, 연소 가스의 온도 측정 결과를 각각 나타낸다. 실험 결과에서 추진제 및 액체질소 유량에서 확인할 수 있듯이 연소실험은 목표 유량 및 압력의 계측으로 안정적으로 진행된 것을 확인할 수 있었다. 혼합실 이후의 혼합 가스의 온도는 Fig. 20에서 확인할 수 있듯이 연소 가스 온도가 정상상태에 도달하였으며, 위치에 따라 온도의 편차가 있지만 각각의 위치에서 일정한 온도를 유지하고 있으며, 최고 온도가 약 1000°C로 액체질소에 의한 냉각 효과를 확인할 수 있다. 온도가 각각 다른 이유는 동축 스웰 인젝터에서 각각의 추진제가 스웰에 따라 연료와 산화제의 혼합 특성에 차이가 생기며 이로 인하여 전체 연소 가스의 온도가 균일하지 않은 것으로 판단되며, 이것은 인젝

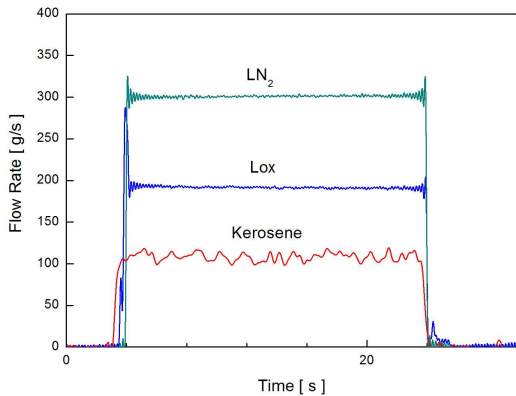


Fig. 18 Flow rate of propellant & LN2 (20s test)

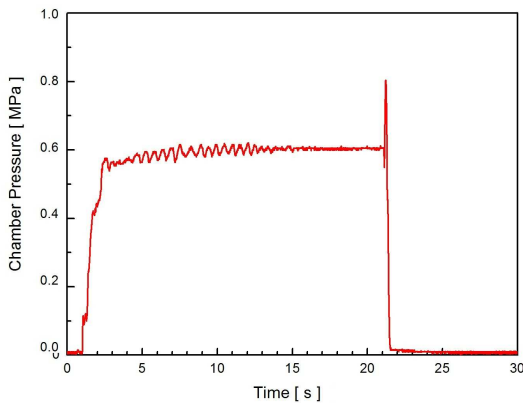


Fig. 19 Pressure of chamber(20s test)

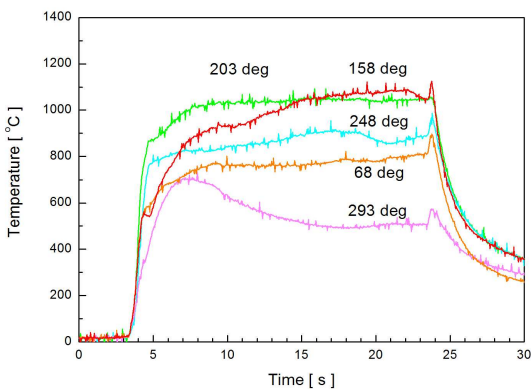


Fig. 20 Temperature of hot gas(20s test)

터 자체의 특성으로 선행 연구에서 그 원인을 찾을 수 있다.⁽⁶⁾ 그러나 이러한 위치에 따른 온도의 불균일성은 향후 추가적인 혼합기(mixer)를 이용하여, 모사하고자 하는 온도의 고온 공기를 조성한 후 균일화시킬 수 있을 것으로 예상된다.

4. 결론

본 연구에서는 가스터빈 막냉각 또는 램/스크

램제트 연구에 필수적인 고온/고압 공기 공급원으로 사용될 수 있는 새로운 개념의 시험 설비 개발의 선행 연구로서, 기존에 사용되던 케로신/액체산소 액체로켓 연소기에 액체질소를 분사하여 연소 가스를 냉각하는 연구를 수행하였다. 본 연구를 통하여 극저온 유체인 액체질소 공급 설비를 구축하고 새로운 연소 실험 절차를 정립하였다. 또한 액체질소의 공급 시점을 결정하고 이를 통하여 안정적인 점화가 이루어지는 것을 확인하였으며, 3초, 10초, 20초의 단계적인 연소 실험을 통하여 연소 안정성을 검증하였다. 최종적으로 20초 연소 실험에서는 연소실 벽면이 약 1000°C 까지 냉각되며 안정화되는 것을 확인하여 냉각 효과도 검증하였다. 따라서 본 연구는 고온 가스의 공급이 필요한 연구에 활용될 수 있으며, 향후 케로신을 대체하는 청정 연료인 메탄이나 에틸알코올 등을 사용하는 엔진으로 대체하고, 액체 산소를 공기 조성비에 맞도록 액체 질소와 함께 공급한다면, 설비의 크기나 운영비를 절감할 수 있는 새로운 고온/고압 공기 공급원으로 활용될 수 있을 것으로 예상된다.

참고문헌

- (1) Goldstein, R. J., 1971, Film Cooling, *Advance in Heat Transfer*, Academic press, New York, Vol. 7, pp. 321~379.
- (2) Lefebvre, A. H., 1999, *Gas Turbine Combustion*, McGraw Hill, New York, pp. 286~299.
- (3) Ko, Y. S., Han, Y. M., Lee, K. Y., Yang, S. S. and Lee, D.S., 2002, "Performance Test of a Reverse-Annular Type Combustor(TS2) for APU," *Trans. of KSME(B)*, Vol. 26, No. 6, pp. 805~810.
- (4) Pellet, G., 2002, "Review of Air Vitiation Effects on Scramjet Ignition and Flameholding Combustion Processes," *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 2002-3880.
- (5) Kang, S. H., Lee, Y. J. and Yang, S. S., 2009, "Scramjet Engine Combustor Test with Vitiation Heater Type Supersonic Wind Tunnel," *KSPE Fall Conference*, pp. 586~589.
- (6) Jeon, J. S., Shin, H. C., Yang, J. J., Ko, Y. S., Kim, Y., Kim, J. H., Chng, H. S., 2007, "An Experimental Study on Cooling Characteristics for

- Uni-element Injector Face according to the Swirl Chamber in Fuel Injector," *KSPE Spring Conference*, pp. 148~151.
- (7) Jeon, J. S., Lee, Y. S., Song, J. K., Kim, Y. and Ko, Y. S., 2007, "A Study on Cooling Characteristics of Combustion Gas by Liquid Nitrogen in a Liquid Rocket Engine," *KSPE Fall Conference*, pp. 147~150.
- (8) Bayvel, L. and Orzechowski, Z., 1993, *Liquid atomization*, Taylor&Francis.
- (9) Park, H. H., Kim, Y., Jang, E. Y. and Lee, S. Y., 2000, "Application of Cavitating Venturi for stable propellant feed system," *Journal of KSAS*, Vol. 30, No. 1, pp. 88~94.