

액체로켓엔진에서의 상온 기체를 이용한 라이너 막냉각 특성 연구

전준수* · 이양석* · 이동형* · 김유** · 고영성** · 정해승***

A Study on Film Cooling Characteristics of Liner in Liquid Rocket Engine

Junsu Jeon* · Yangsuk Lee* · Donghyeong Lee* · Yoo Kim** · Youngsung Ko** · Haeseung Chung***

ABSTRACT

Cooling characteristics of a liner were investigated by a film cooling method using a gas nitrogen in a rocket engine. High temperature gas of this test was made by mixing liquid nitrogen with combustion gas of a liquid rocket. A supply system of gas nitrogen was additionally constructed to the existing test facility of liquid rocket engine, and a new test section consisted of a liner and a gas injection ring was manufactured. A 10 second firing test for finding cooling characteristics of the liner was successfully conducted and liner surface temperatures and hot gas temperature was obtained.

초 록

본 연구에서는 액체로켓엔진 내부에 라이너를 설치하고 기체 질소를 이용한 막냉각 방법을 사용하여, 라이너의 막냉각 특성을 살펴보았다. 고온 가스는 액체로켓 연소가스와 액체질소를 혼합하여 사용하였다. 기존의 액체로켓엔진 시험 설비에 추가적으로 라이너 냉각 기체를 공급 설비를 구축하였으며, 라이너 및 냉각 기체 공급부를 제작하였다. 10초 연소 실험을 통해 라이너 내부 고온 가스의 온도와 라이너 외부 벽면 온도를 측정하였으며, 기체 질소에 의한 라이너 냉각 특성을 확인하였다.

Key Words : Liner(라이너), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), GN₂(기체 질소), Film cooling(막냉각)

1. 서 론

* 충남대학교 항공우주공학과
** 충남대학교
*** 국방과학연구소
연락처, E-mail : ysko5@cnu.ac.kr

일반적으로 항공우주 추진기관 연소기의 냉각 방법에는 크게 재생냉각(regenerative cooling), 막냉각(film cooling), 삭마냉각(ablative cooling)

으로 구분된다[1]. 각각의 냉각 방법은 서로 장단점을 가지고 있으며, 추진기관의 종류에 따라 병용해서 사용되거나 선호되는 방식이 존재한다. 항공추진기관 연소기의 경우 연소실 벽면은 라이너(liner)로 구성되어 있으며, 연소실 내의 고온의 화염으로부터 라이너를 보호하기 위해서 흔히 흡입 공기를 이용한 막냉각(film cooling) 방식을 사용한다[2-4]. 항공추진기관 연소기에서 고온의 연소가스로부터 연소실 내벽을 보호하는 것은 연소기의 수명과 직결된 것으로서, 관련 분야에 매우 중요한 연구 주제가 되어 왔다[5-6].

이러한 막냉각 특성을 파악하기 위해서는 연소 조건이 동일한 연소기를 사용하는 것이 일반적이거나, 본 연구에서는 액체로켓엔진을 이용하여 라이너의 막냉각 특성을 살펴보았다. 그러나 일반적인 액체로켓엔진의 연소가스 온도는 항공추진기관의 연소가스 온도보다 매우 높으므로, 액체로켓 연소가스에 액체질소를 공급하여 라이너 내부로 유입되는 연소가스의 온도를 조절하였다 [7]. 연소가스의 혼합 영역을 지난 후에 라이너를 설치하고, 기체 질소를 냉각 가스로 사용하여 막냉각 특성을 파악하였다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 실험 장치

전체적인 실험 장치는 Fig. 1에 나타내었으며, 크게 기존에 사용하던 액체로켓 인젝터 헤드 및 연소실, 질소 분사링, 혼합실과 라이너 및 냉각 기체 공급부로 구성되어 있다. 우선 액체로켓 인젝터 헤드 및 연소실은 기존에 검증된 것을 사용하였으며, 추진제로는 액체산소와 케로신이 O/F비 1.7 근처의 영역에서 사용되었다[8]. 질소 분사링 이전의 액체로켓엔진 연소 화염 온도는 약 2600K 근처의 값으로 예상되기 때문에, 일반적인 막냉각 시험의 연소가스 온도로 낮춰주기 위하여 질소 분사링을 설치하여 액체 질소를 연소가스에 수직으로 분사하였다[7]. 액체 질소 분사 이후 연소가스와의 혼합을 위한 혼합실을 두었으며, 라이너 부로 유입되는 혼합 고온 가스의

온도를 측정하기 위한 온도 측정링을 설치하여 라이너 전단의 화염 온도를 측정하였다.

라이너 외부의 냉각 기체 공급을 위한 기체 공급부는 Fig. 2와 같으며, 전체적으로 고른 가스 유량 분포를 갖기 위해서 매니폴드를 두고 환형으로 holes를 내었다. 라이너는 두께 1mm의 SUS로 제작되었으며, Fig. 3은 제작된 라이너의 형상을 나타낸 것이다. 라이너의 외부 벽면 온도를 측정하기 위하여 라이너 외부 벽면에 Fig. 3과 같이 K-type 열전대를 SUS 박판(0.5mm)을 이용하여 점용접으로 부착하였다. 라이너 외벽 온도는 각단 라이너 당 2점에서 측정하였으며, 라이너 외부로 유입되는 기체의 온도 변화를 측정하기 위한 K-type 열전대를 추가로 설치하였다.

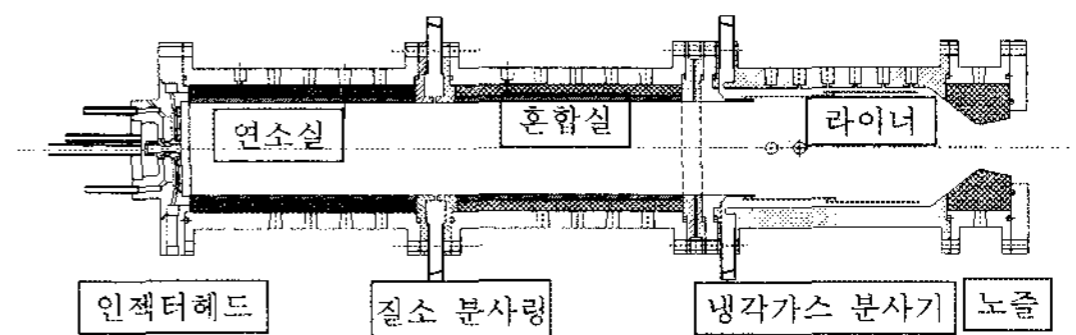


Fig. 1 Schematic of experimental apparatus

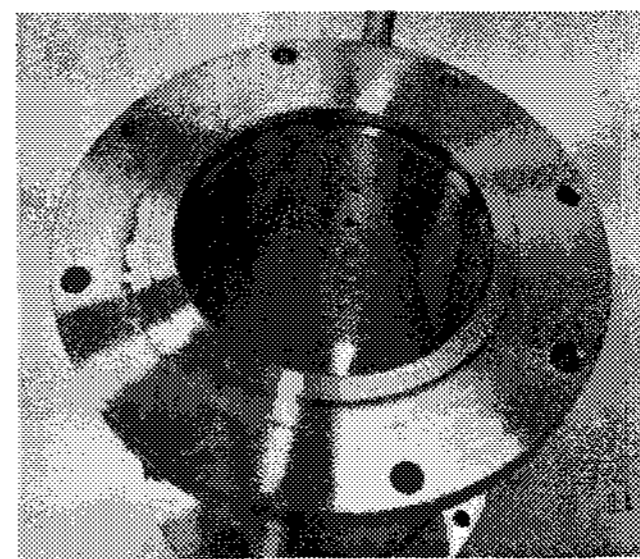


Fig. 2 Injection ring of gas nitrogen

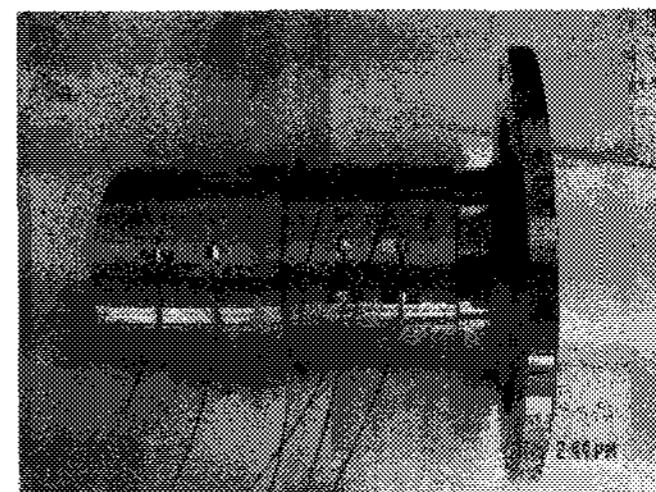


Fig. 3 Photo of a liner and attached TC

2.2 실험 방법

본 연구를 위해서는 기본적으로 그동안 본 실험실에서 수행하여 오던 액체로켓 연소 시험이 수행되었으며, 추가적으로 액체 질소 분사를 통한 고온의 연소가스의 냉각 시험이 선행되었다 [7,8]. 추진제 공급 유량은 케로신 110 g/s, LOx 190 g/s이며, 연소가스 냉각을 위해 주입된 액체 질소는 300 g/s로 예상 연소실 압력은 약 7 barg로 실험이 수행되었다. 여기에 추가적으로 냉각 기체 공급을 위한 공급부가 설치되었으며, 고압 질소 탱크(0.76m³, 170barg)로부터 실험장치 쪽으로 기체 질소를 공급하였다. Figure 4는 Fig. 1의 모든 부품이 조립되어 연소 시험대에 장착된 모습이며, 기존의 실험 장치에 막냉각 기체 공급 장치와 라이너 등이 같이 장착된 것이다.

본 연소 시험에 앞서 기체 질소의 공급 유량 확인 시험을 수행하였으며, 기체 질소 공급 배관에 오리피스를 설치하고 상류 압력을 제어함으로써 기체 유량을 제어하였다. 사용되는 오리피스의 유량을 검증하기 위하여, 질량 유량계(CMF050, Micro Motion)를 오리피스 후단에 직렬로 연결 설치하였다.

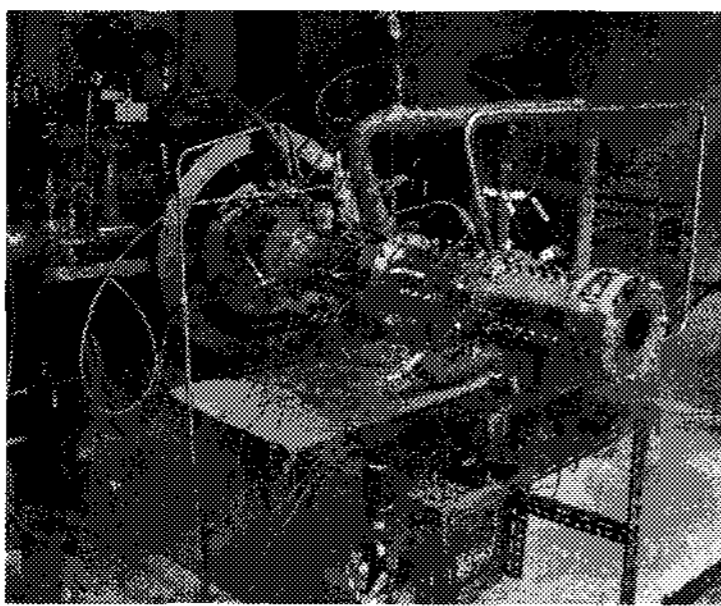


Fig. 4 Installed test rig for hot test

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 기체 유량 확인 실험 결과

공급되는 기체 질소의 유량 제어는 오리피스의 전단 압력을 제어하여, 초킹이 발생할 수 있는 조건에서 수행되었다. 오리피스의 이론 유량과 질량 유량계로 측정된 실제 유량은 Fig 5와

같으며, 이로부터 오리피스의 유량계수(C_d)를 얻을 수 있었다. 이로부터 요구되는 기체 유량을 공급하기 위한 상류 가압 압력을 설정할 수 있으며, 120g/s의 기체 질소를 공급하기 위해 오리피스 전단을 약 50barg로 가압하였다.

Figure 6은 기체의 종단밸브가 개방되고 난 후의 기체 질소 공급 유량의 일정함을 확인하기 위하여, 시간에 따른 질소 공급량을 나타낸 것이다. 그림에서 볼 수 있듯이 목표 연소 시험 시간인 10초 정도의 기체 공급에서 공급 유량의 변동이 없이 약 115 g/s 정도로 일정함을 확인하였다.

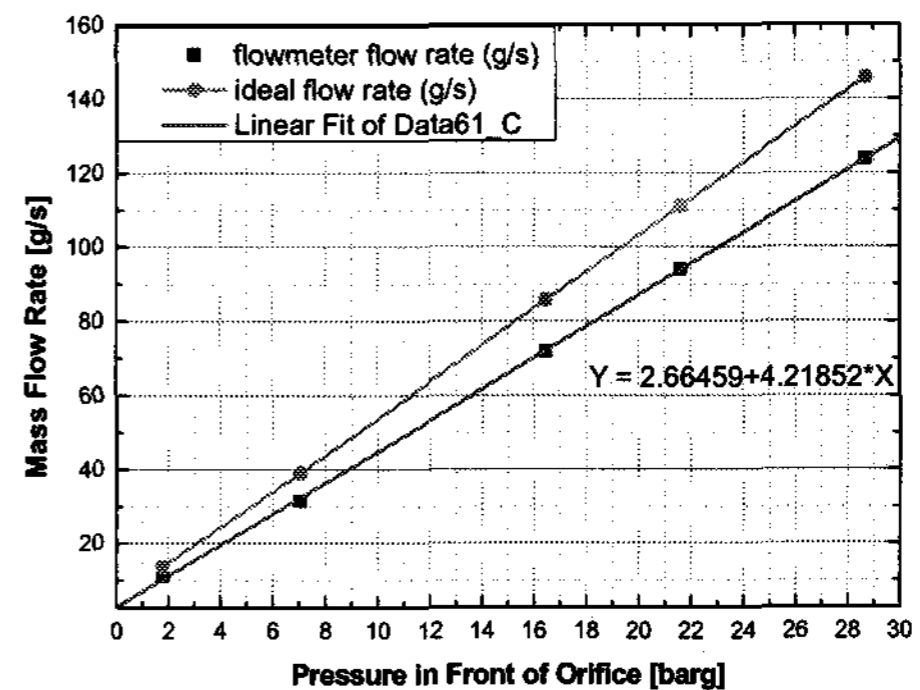


Fig. 5 Flow test result

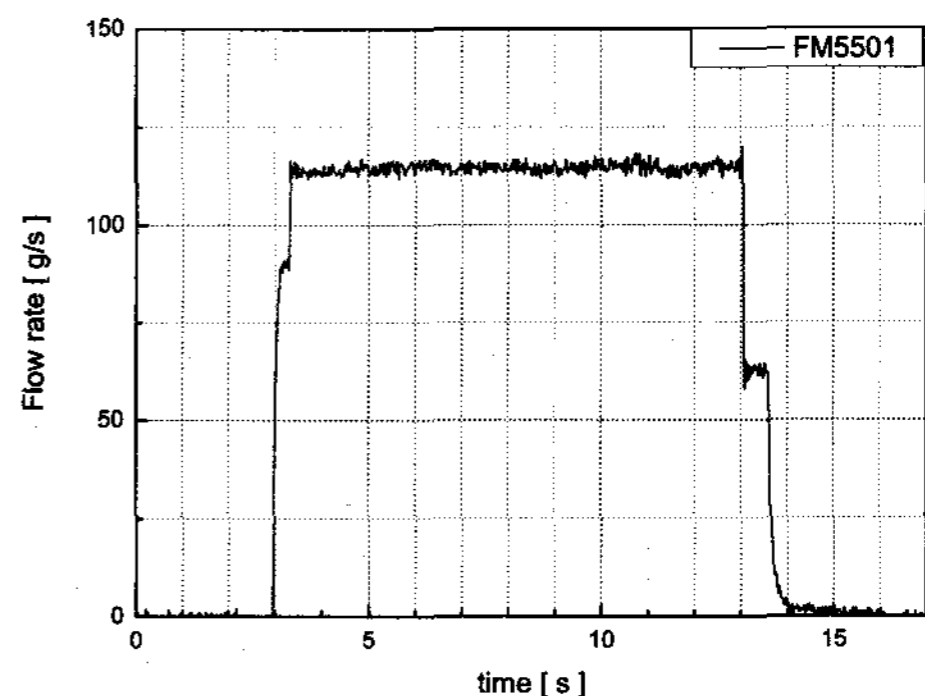


Fig. 6 mass flowrate of gas nitrogen

3.2 연소 실험 결과

라이너의 냉각 특성을 보기 위해서 10초 연소 실험을 수행하였으며, 케로신과 액체산소는 목표 유량과 O/F ratio를 만족하였다. Figure 6은 막냉각링 직전의 벽면 근처 혼합 가스의 온도를

시간에 따라 나타낸 것으로 최대 약 1000°C 의 온도를 보였으며, 이로부터 액체 질소에 의한 액체로켓 엔진 연소가스의 냉각이 충분히 일어났음을 알 수 있다.

Figure 8은 라이너 벽면 온도 분포를 시간에 따라 나타낸 것으로 Liner 01-04는 Fig. 3에서 볼 수 있듯이 인젝터 헤드 방향에서 볼 때 후류 방향으로 순차적으로 설치된 온도 센서를 의미한다. 후방으로 진행할수록 라이너 표면 온도가 증가하는 경향이 보였으며, 이는 냉각 기체의 온도가 후류로 진행할수록 증가하는 것을 감안하면 타당한 결과임을 알 수 있다. 또한 연소 시험이 끝난 후의 라이너 상태를 육안으로 검증한 결과 라이너 손상이 발생하지 않았으며, 이로부터 냉각 기체의 막냉각이 충분히 일어났음을 알 수 있다.

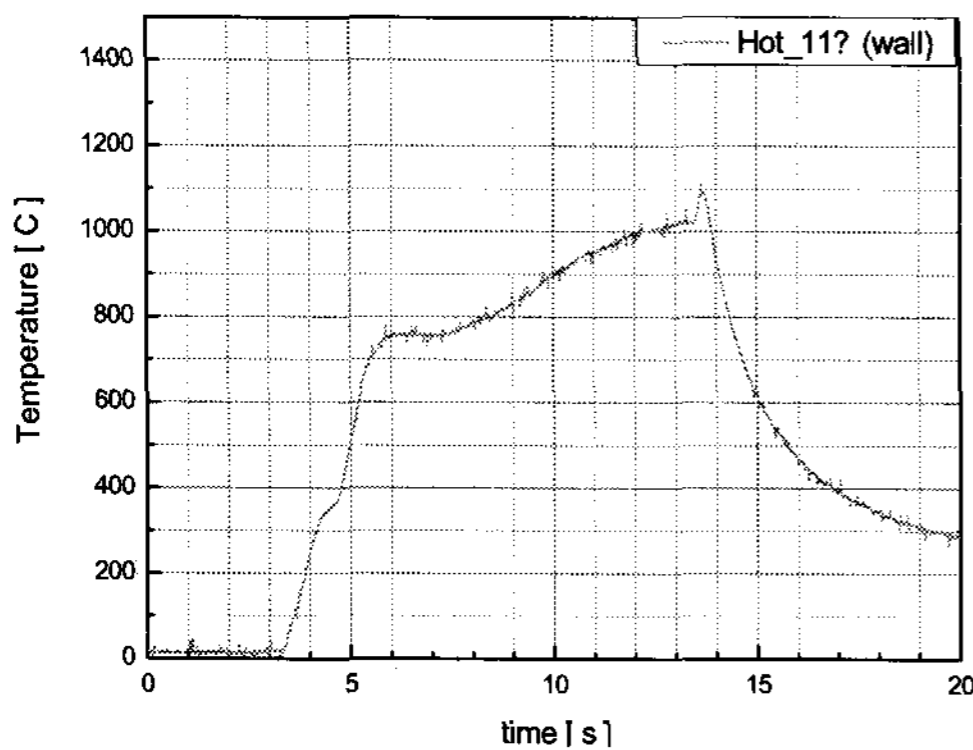


Fig. 7 Temperature of mixed gas

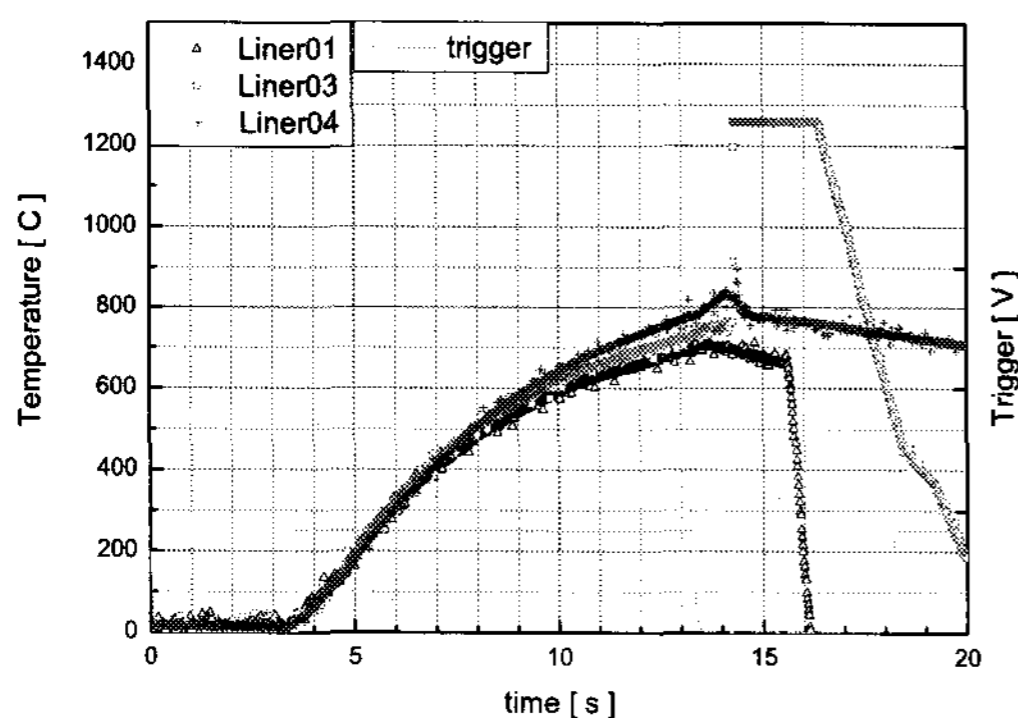


Fig. 8 Temperatures of liner outer wall

4. 결 론

본 연구에서는 액체 로켓 엔진의 연소 가스를 액체질소를 투입하여 냉각하여 라이너 내부로 공급하고, 라이너 외부에 기체 질소를 이용하여 막냉각을 수행하여 라이너 냉각 특성을 파악하였다. 액체 질소를 투입하여 연소 가스의 온도를 일반적인 항공추진기관 연소기의 연소가스 온도 부근으로 떨어뜨릴 수 있음을 확인하였고, 기체 질소를 막냉각 유체로 사용하여 라이너를 보호할 수 있음을 확인하였다. 향후 라이너 외부 공기의 온도 측정 및 보완 실험을 통해 냉각 해석을 추가로 진행한다면, 액체로켓 연소기를 이용한 라이너 막냉각 특성 연구에 활용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

1. George P.sutton, Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements", 2001
2. Lefebvre, A.H., Gas Turbine Combustion, McGraw-Hill, 1983.
3. NREC Report NO. 1344-1, The Design and Development of Gas Turbine Combustors : Volume I Component Theory and Practice, NREC, 1980.
4. 홍용식, "가스 터어빈 엔진", 청문각, 2001년 1월
5. 김영봉 외 3인, "엇갈린 배열의 사각홀이 막냉각에 미치는 영향", 대한기계학회논문집 B 권 제28권 제3호, 2004, pp. 304-314
6. 박광훈 외 4인, "램제트 연소실 내부의 슬롯 막냉각에 따른 열전달 특성", 유체기계 연구개발 발표회, 2006, pp. 287-292
7. 전준수 외 6인, "액체질소를 이용한 액체로켓엔진 연소가스 냉각 특성 연구" 한국추진공학회 추계학술대회, 2007
8. 전준수 외 6인, "연료 인젝터 스웰 챔버 유무에 따른 단일 인젝터 페이스 냉각 특성 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2007