

칼로리미터를 적용한 액체로켓엔진의 열전달 특성 연구

남궁혁준* · 한풍규* · 김화중* · 김동환* · 이경훈* · 김영수*
윤영빈** · 김동준** · 김성혁**

Study on Heat Transfer Characteristic of Liquid Rocket Engine with Calorimeter

Hyuck-Joon Namkoug* · Poong-Gyoo Han* · Hwa-Jung Kim* · Dong-Hwan Kim*
· Kyoung-Hun Lee* · Young-Soo Kim*
Young-Bin Yoon** · Dong-Jun Kim** · Sung-Hyuk Kim**

ABSTRACT

Small liquid rocket engine (SLRE) with calorimeter were developed and tested to evaluate cooling characteristics in the liquid rocket engine. Therefore, cooling performance analysis was performed to predict the heat transfer coefficient on gas side wall in 10 calorimeter channel. A heat transfer empirical formula was determined by results of firing test and computational simulation.

초 록

액체로켓엔진의 성능 및 냉각특성 연구를 위한 칼로리미터를 적용한 소형연소기가 개발되어 시험이 수행되었으며 10개의 칼로리미터 채널에서 가스 측면 벽면을 따른 열전달계수를 예측하기 위해서 냉각 성능 해석이 수행되었다. 칼로리미터로 공급되는 유량에 대한 가스 측면의 열전달 특성과 냉각 성능을 정량적으로 분석하고자 하였으며 연소시험 및 열전달 해석을 통해 열전달 경험식을 도출하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOx(액체산소), Kerosene(케로신), Calorimeter(칼로리미터)

1. 서 론

고온 고압의 극한 환경에서 작동되는 액체로켓엔진의 가스 측면의 냉각 성능 연구를 위해서

는 칼로리미터 (Calorimeter)^[1]를 장착한 연소기를 이용해 냉각 성능해석을 수행하고 있다. 일반적으로 냉각유로에서의 열전달 특성은 실험적/이론적으로 잘 알려져 있으나 연소실측의 전열량은 그렇지 못하며 따라서 고온/고압에서 로켓엔진의 열특성을 측정할 수 있는 장치인 칼로리미터에 의한 실험은 로켓엔진 개발의 선행 연구

* 로템 기술연구소

연락처, E-mail: 247842@mail.rotem.to

** 서울대학교 기계항공공학부 로켓추진 실험실

로서 매우 중요한 의미를 가진다. 본 연구에서도 칼로리미터를 장착한 소형 연소기에 대해 열유동 및 열구조 해석 수행하였으며 안정적 시험 운용 조건을 결정하였다. 엔진 운용시 추진제 혼합비와 연소실 압력 변화를 연소시험의 주요 성능변수로 하였으며, 칼로리미터로 공급되는 유량에 대한 가스 측면의 열전달 특성과 냉각성능을 정량적으로 분석코자 하였다. 현재 수행되고 있는 소형연소기를 이용한 연소시험은 케로신을 연료로 하고 있으며 연소시험을 통해 획득한 결과를 바탕으로 열전달 해석을 수행함으로써 열전달 경험식을 산출하였다.

2. 본 론

2.1 소형연소기

본 연구에서 사용된 소형연소기는 케로신과 액체산소를 추진제로 사용하고 있으며, 추진제를 연소실로 공급하기 위한 기구로서, 단일 스윙동축형 분사기를 장착하고 있다. 여기서, 스윙동축형 분사기는 장착 및 탈착이 가능토록 개발되었다. 또한, 연소실 길이의 변화를 가능토록 하기 위해서 연소실을 최대 6개의 단위 모듈로 구성토록 하였으며, 노즐 구간도 6개의 단위 모듈로 구성하여 구간별 전열량을 산출할 수 있도록 설계가 되었다. 지상 연소시험에 사용된 소형연소기의 형상은 그림 1과 같으며, 개발사양은 표 1에 나타내었다.

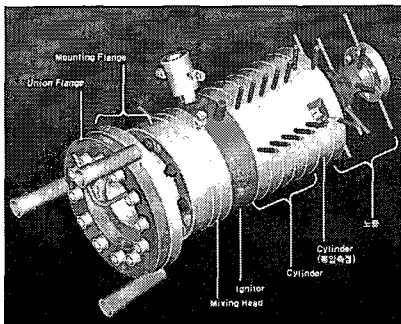


Fig. 1. Experimental Engine Configuration

표 1. Experimental Engine Specification

추진제	연료	케로신
	산화제	액체산소
연소실압력		2.05 MPa
유량	연료	50 g/s
	산화제	105 g/s
분사기		스윙동축형
노즐목 직경		25.6 mm
면적 수축비		2.44
면적 팽창비		1.87
소재		Cl8200

2.2 연소 해석

설계요구조건에 따라 노즐 출구 압력, 혼합비와 노즐 팽창비에 대해 적정 연소실 압력을 결정하고, CEC86코드^[2]를 사용하여 냉각수 유동과 연소가스 유동의 복합유동장 계산을 위한 연소실 입구 경계 조건을 구하였다. 연소실 압력은 2.05Mpa, 산화제와 추진제의 혼합비는 2.1의 조건에서 단열화염온도 및 연소가스의 물성치 (분자량, 비열비, 점성계수 등)를 도출하고 연소실 이후 부터는 화학적 동결 유동 조건으로 연소가스 영역을 계산하고 냉각 채널에서의 열전달 계산을 동시에 해석함으로써 해석 가정을 최소화할 수 있었다.

2.3 복합 열유동장 해석

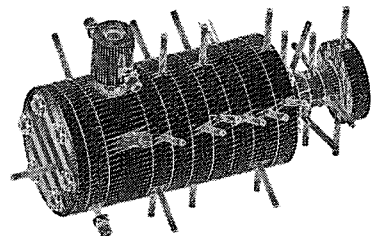


Fig. 2. Calculation Model

그림 2에서는 복합 유동장 해석을 위한 연소기 모델을 보여주고 있다. 연소가스 영역과 냉각수 영역을 동시에 해석하기 위해서 유동해석의

지배 방정식으로 정상 비압축성 및 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 수치 해법에서 공간차분은 Node Base의 유한 체적법을 적용하였으며, 난류 모델은 Standard K- ϵ 모델을 사용하였다. Grid System은 사각형 Mesh와 삼각형 Mesh를 사용한 Hybrid Grid system을 구축하였고 해석에 사용된 격자수는 약 270만개로서 벽면에 대한 열전달 경계층 및 점성 효과를 정확히 묘사하기 위해서 Y+값이 30으로 Prism 격자를 생성³⁾시켰다.

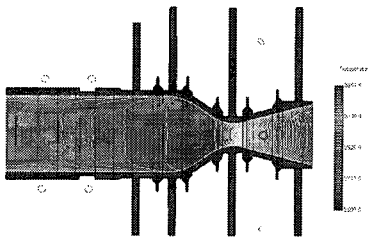


Fig. 3. Temperature Distribution

그림 3은 소형연소기 내부 온도장 분포를 보여주고 있다. 실린더 및 노즐에 원주 방향의 냉각수 흐름으로 인해 벽면 근처에서 연소가스의 온도가 급격히 감소함을 확인할 수 있다. 출구 온도는 약 2500 °C까지 팽창하고 있다.

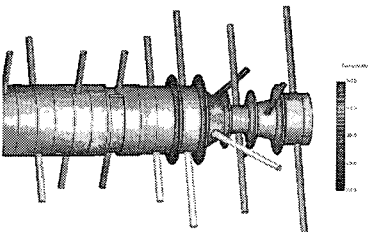


Fig. 4. Coolant Inlet & Outlet Temperature

그림 4는 냉각수의 입·출구 온도 결과를 보여주고 있다. 냉각수 포트 위치에 따라 상승온도가 차이를 보이며 노즐목의 냉각 채널에서 출구 냉각수 온도가 40°C로 최대 온도 상승이 발생하고 있었다.

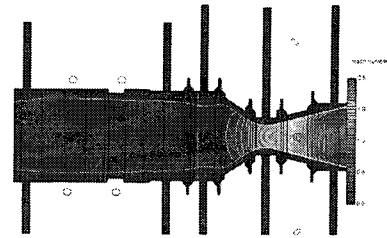


Fig. 5. Mach No. Distribution

그림 5는 소형 연소실 내부에서의 마하수 분포를 보여주고 있다. 노즐 내부에서 충격파나 유동 박리 현상은 나타나지 않았으며 출구 마하수가 약 2.1까지 팽창하고 있다.

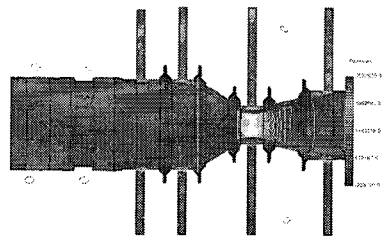


Fig. 6. Pressure Distribution

그림 6은 연소실 내부에서의 압력 분포를 보여주고 있다. 연소가스의 흐름이 노즐목을 지나 노즐 팽창부에서 초음속 유동으로 발달하면서 0.3 Bar 까지 팽창하고 있다. 고온 고압의 연소가스 환경에서 실험적으로 예측하기 어려운 열전달량을 이러한 내부 유동 특성과 냉각수 유량에 따라 결정되는 벽면 온도 계산에 의해 가스 측면 및 냉각수 측면의 열전달 계수를 도출하였다. 일반적으로 이론적 계산 및 경험식에 의해 산출되는 열전달 계수값은 실제와 많은 오차를 보이게 되지만 본 연구에서는 칼로리미터를 적용한 소형 연소기 연소시험을 통해 획득한 결과를 활용하고 CFD해석을 병행함으로써 가스 측면 벽면 온도 및 열전달 경험식을 그림 7에서부터 그림 9와 같이 도출하여 오차를 감소시키고자 하였다.

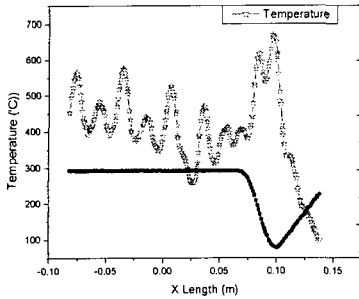


Fig. 7. Gas Side Wall Temperature

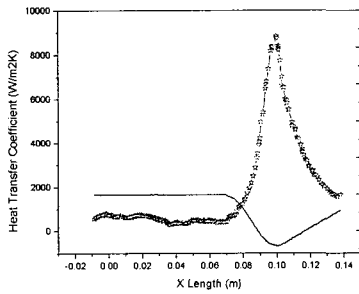


Fig. 8. Gas Side Wall Heat Transfer Coefficient

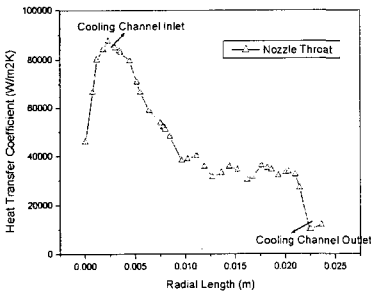


Fig. 9. Coolant Side Wall Heat Transfer Coefficient at Nozzle Throat

그림 7에서는 시험 결과에서 획득하기 어려운 벽면 온도를 해석을 통해 예측하였으며 벽면 온도는 칼로리미터 형식의 냉각 방식으로 인해 주기적 변화를 보이고 있었다. 그림 8에서는 이러한 내부 연소 가스 및 냉각수 흐름에 대한 복합 유동장 해석을 수행하여 얻은 가스 측면의 열전달 계수값을 도시하고 있으며 노즐목에서 열하중을 가장 크게 받고 있음을 결과를 통해 확인할 수 있었다. 그림 9에서는 노즐목에서의 냉각수 측면의 열전달 계수 값을 도시하고 있다. 냉

각수 입구 영역에서 벽면 충돌에 의해 열전달 계수값이 크게 상승하여 나타나고 있으며 출구 단에서는 국소적으로 재순환 영역이 발생함에 따라 열전달 계수값이 크게 감소함을 알 수 있다. 이러한 결과는 향후 재생냉각시스템의 냉각 채널 상세 설계를 위한 기초 데이터로 활용될 예정이다.

2.5 열구조 해석 및 결과

소형 연소기의 열응력 해석을 위해 먼저 온도장 해석이 선행되어야 한다. 온도장을 얻기 위해 유동 해석을 통해 얻어진 강제 대류의 영향이 고려된 대류 열전달 계수, 연소기 내벽 온도를 이용하여 비정상 과도 열해석을 수행하였다. 비정상 과도 열해석 시 온도가 정상상태에 도달하면 해석을 종료하도록 하여 해석 시간을 단축하였다. 해석에 사용된 정상상태의 도달 판단 기준으로 온도변화율 (Temperature change rate) $1.0E-02[^\circ\text{C}/\text{sec}]$ 을 적용하였다. 해석은 축대칭을 가정하고 축대칭 2차원 Solid Element 중 Diffusive heat transfer 해석이 가능한 DCAX3와 DCAX4 요소를 사용하였다. 이 요소의 자유도는 1, 2, 11 ($U_r, U_z, \text{temperature}$)이다. 열해석에 사용된 경계조건을 다음 그림 10에 도시하였다.

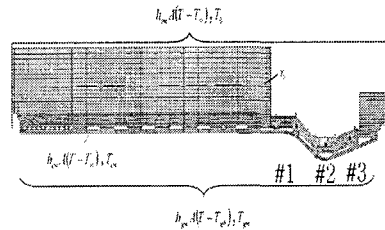


Fig. 10. Boundary Condition

그림11에 연소기의 온도가 가장 높은 영역인 노즐 Gauge Point #1, 2, 3의 온도-시간 이력을 도시하였다. 초기 온도에서 온도가 증가하여 30 초 정도 후에 정상상태에 수렴함을 알 수 있다.

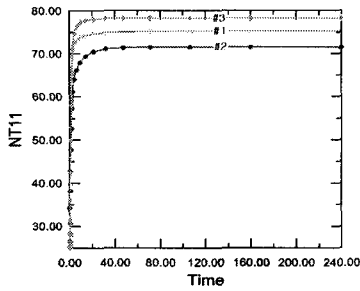


Fig. 11. Temperature History vs Time for Gauge Point #1, 2&3

그림 12에서는 열전달 해석의 정상상태 도달 후의 온도분포를 도시하였다. 노즐 측면 벽의 주위에서 온도 구배가 심하게 증가함을 확인할 수 있다.

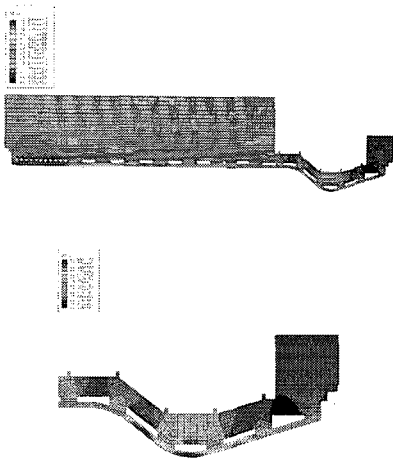


Fig. 12. Temperature Distribution

소형 연소기의 각 절점의 시간에 따른 온도 이력 결과를 열응력 해석영역에 Mapping하여 열응력 해석을 수행하였다. 열응력 해석에 추가하여 냉각수측면 벽에 냉각수 압력을 고려하였고, 가스 측면 벽에 해석 결과로서 연소실 내부 압력 변화 곡선을 적용하였다. 열응력 해석 시 연소기의 추력을 측정하기 위해 연소기에 부착된 구조물과의 연결부의 축방향 변위를(U_z) 고정하였다. 초기 온도 25°C를 가정하였고, 열팽창 계수 및 항복응력의 온도 의존성을 고려하였다. 다음 그림에 온도의 증가에 따른 재질의 항복 응

력이 감소하는 열연화 현상을 도시하였다.

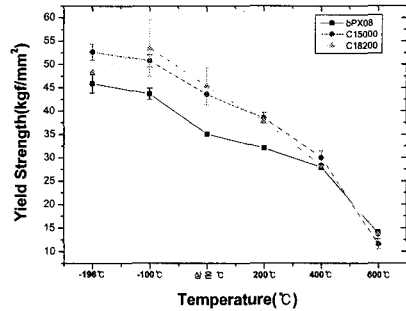


Fig. 13. C182000 합금의 항복 Data

열응력 해석 시 사용요소는 축대칭 2차원 Solid Element 중 비틀림에 대한 자유도 5(ϕ)는 고려하지 않고 1,2(U_x, U_z)만을 고려하는 CAX3, CAX4를 사용하였다. 해석 후 변형량을 다음 그림에 도시하였다. 냉각수로는 열변형에 의해 좁아지고 있으며 반경방향 보다는 축방향 변위가 지배적임을 확인하였다.

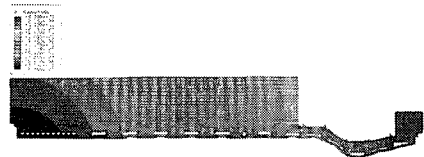


그림 a) 소형 연소기 변형량(U)

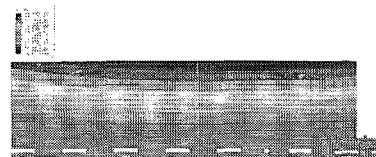


그림 b) 반경 방향 변형량(Ur)

Fig 14. Displacement Contour

그림 15에 소형 연소기의 열응력을 도시하였다. 소형연소기의 발생 최대응력은 Nozzle부에서 279.9MPa이 발생하였으며, 이 값은 C182000 합금의 재질 항복응력이하의 값으로 구조적인 문제 발생 가능성은 없을 것으로 판단하였다.

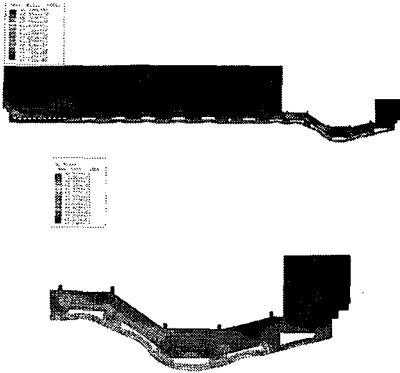


Fig. 15. Von-Mises Stress Contour

이상 열구조적으로 안정성을 확보하고 냉각수 유량 등 시험 운용 조건을 도출한 소형 연소기에 대해 설계 사양을 기준으로한 연소 시험을 수행하였다.

2.6 연소시험 결과 및 분석

표 1에 나타난 것과 같이, 소형 연소기의 설계 사양을 기준으로 연소시험^[4]을 수행하였다. 시험 결과로서 연소실압력 및 혼합비를 그림 16, 17에 나타내었는데, 연소실 압력은 약 2.05 Mpa이고 혼합비는 2.01로 유효 시험 영역에서 일정하게 유지되고 있었다. 한편, 연소시험 결과와 해석 결과와의 비교를 통해 계산 결과의 신뢰도를 확인할 수 있었다. 연소시험이 진행되면서, 냉각채널에서 구한 냉각수 출구 온도를 해석 결과와 비교한 그래프를 그림 18에 도시하였다. 실린더 영역에서는 시험결과보다 해석 결과값이 높게 나타나고 있었으며 이것은 실린더 영역내에서는 연소가 완료되지 않은 상태로 해석 결과인 단열 화염온도값과의 차이로 인한 오차로 생각된다. 연소가 완료된 노즐입구 영역에서부터는 비교적 잘 일치하고 있으며 향후 인젝터 분무 형태에 따른 연소 현상을 반영하여 이러한 오차를 감소시킬 예정이다.

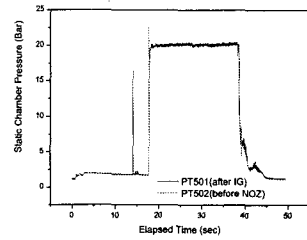


Fig. 16. Combustion Chamber Pressure

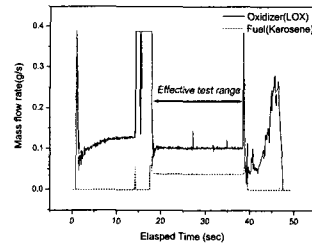


Fig. 17. Mass Flow Rate (LOX & Fuel)

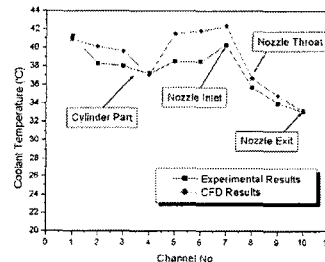


Fig. 18. Comparison of Coolant Temperature

3. 결 론

실험적 연소연구를 수행하기 위해 (주)로템에서 소형연소기를 개발하였으며 열유동 및 열구조 해석을 통해 안정적 시험 운용 조건을 결정하였다. 칼로리미터를 적용한 소형 연소기 연소시험을 통해 획득한 시험 결과를 바탕으로 열전달 해석을 수행함으로써 액체로켓엔진용 재생냉각 시스템의 냉각 채널 설계를 위한 열전달 경험식을 도출할 수 있었다. 향후, 냉각수의 물성 변화 및 연소 조건에 따른 냉각 성능 변화를 예측할 계획이다.

후 기

본 논문은 국가지정연구실사업 “액체로켓엔진 재생냉각 시스템 개발” 과제에서 수행된 연구결과
의 일부이며, 과제를 지원해 주신 관계자 여러분께
깊이 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] P.A. Master, E.S. Armstrong and H.G. Price,
"High-pressure calorimeter chamber tests for
liquid oxygen/kerosene (LOX/RP-1) rocket
combustion", NASA technical paper, 1988
- [2] Gordon, S., McBride, B., J., Computer
Program for Calculation of Complex
Chemical Equilibrium Compositions and
Application, NASA Ref. Pub. 1311, Jun.,
1996.
- [3] SC/Tetra version 5, User's guide
Preprocessor Reference, 2004
- [4] 한풍규, 김동환, 김선용, 진형석, 남궁혁
준, 강인식, 문종훈, 김영수, “케로신-액체
산소를 추진제로 하는 소형연소기의 지상연
소시험”, 군사과학기술학회, 2005