

## 技術論文

## 추력 2톤급 축소형 칼로리미터 개발

조원국\*, 류철성\*, 정용현\*, 이광진\*, 김승한\*, 이수용\*

## Development of 2-ton thrust-level sub-scale calorimeter

Won Kook Cho\*, Chul-Sung Ryu\*, Yong Hyun Chung\*, Kwang-Jin Lee\*,  
Seung-Han Kim\* and Soo-Yong Lee\*

## ABSTRACT

A calorimeter of 2-ton thrust level rocket engine chamber has been developed to measure the wall heat flux. The liner of the chamber is made of copper-chromium alloy to maximize the heat transfer performance and structural strength. 1-D design code based on empirical correlations has been used for the prediction of the global thermal characteristics while 3-D CFD has been applied for the verification of local cooling performance. The predicted average wall heat flux at the throat is  $43 \text{ MW/m}^2$  for the combustion chamber pressure of 53 bar. The chamber structure is confirmed to be safe at the pressure of 150 bar through 2-D stress analysis and measurement of the strain of the test species. Finally, the test of pressurizing the calorimeter chamber has been performed with water at the pressure of 150 bar in room temperature environment. No thermal damage has been detected after the hot-fire test in the test nozzle of same cooling performance with the developed calorimeter though the measured throat heat flux is higher than the design value by 10%.

## 초 록

고성능 로켓엔진 연소기의 벽면 열유속 측정을 위하여 추력 2톤급 칼로리미터를 개발하였으며 고온에서 전열특성과 강도특성이 뛰어난 크롬동합금을 연소실 내벽 소재로 적용하였다. 전체적인 냉각성능은 경험식을 기반으로 하는 1차원 해석으로 확인하였으며 국부적인 냉각성능은 3차원 CFD 해석으로 검증하였다. 연소압 53 bar 조건에서 노즐목에서의 열유속은  $43 \text{ MW/m}^2$  으로 예측되었다. 연소실의 구조적인 안전성은 150 bar에서 2차원 해석과 시편에 대한 변형실험으로 확인하였다. 최종적으로 상온 150 bar에 대한 가압실험으로 안전성을 검증하였고 개발된 칼로리미터와 동일한 냉각성능을 갖는 시험용 노즐을 사용하여 예비시험을 수행하였다. 노즐목에서 측정된 열유속이 설계값에 비하여 10% 높았음에도 연소실 내벽에 열손상은 발생하지 않았다.

**Key Words** : Calorimeter(칼로리미터), Rocket engine(로켓엔진), Heat flux measurement(열유속 측정), Bartz correlation(Bartz 관계식), Stress analysis(응력해석)

## 1. 서 론

† 2004년 10월 28일 접수 ~ 2005년 1월 25일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원  
연락처, E-mail : wkcho@kari.re.kr  
대전시 유성구 어은동 45번지

위성발사체 (KSLV-I)[1]의 경우, 재생냉각 방식 [2]의 고성능 엔진 개발이 필수적으로 수반되어야 한다. 본 연구에서는 50 bar 이상의 연소압에

사용 가능한 축소형 칼로리미터형 물냉각 연소실을 개발하고 이의 실험을 통하여 향후 실물형 연소기의 재생냉각 설계 및 검증 자료를 구축하고자 한다. 이와 관련하여 발사체 선진국의 경우, 많은 연구 결과[3,4]가 보고되었으나 국내의 경우, 정확한 열유속 측정을 위한 다채널의 칼로리미터[5] 개발은 소수에 그치고 있다. 이전에 개발된 국내의 칼로리미터[5,6]는 스테인리스 계열의 소재를 사용하여 고압환경에서는 활용이 어려운 문제가 있었으나 본 연구에서는 크롬동 소재를 사용하여 고온/고압 환경에서의 활용성을 높였다. 본 논문에서는 50 bar 이상의 연소조건에서 반복사용이 가능한 물냉각형 칼로리미터의 개발 절차 즉 설계, 해석, 제작 및 검증시험결과를 제시한다. 본 시험장치는 최소의 냉각수로 냉각성을 유지하도록 설계되어 냉각수의 온도상승을 크게 하여 열유속을 정밀하게 측정할 수 있으며 고성능 연소기 내부의 열환경에 관한 신빙성 있는 정보를 제공할 것으로 기대된다.

## II. 본 론

### 2.1 칼로리미터 설계/제작

Fig. 1은 칼로리미터의 형상을 나타낸다. 본 개발품은 연소실부와 노즐부의 2개 부분으로 제작되어 조립된다. 연소실부는 열특성의 변화가 급격하지 않은 관계로 8개의 냉각채널로 구성된다. 노즐부는 유동 단면적의 변화에 따라 열유속의 변화가 클 것으로 예상되므로 이들의 변화를 세밀하게 측정하기 위하여 11개의 채널이 포함된다. 연소실의 외벽은 스테인리스 계열의 소재를 이용하여 고진공환경에서 전자빔용접으로 접합되어 기계적인 강도를 최대한 유지하도록 하였다.

냉각 채널은 적절한 냉각성능을 유지함과 동시에 충분히 큰 냉각수 온도상승이 이루어져야 정확한 열유속 측정이 가능하므로 열유속이 작은 위치에는 냉각채널의 크기를 작게하였다. 한편 노즐목 등 열유속이 큰 위치에서는 냉각수의 비등으로 증기층이 금속면을 완전히 덮는 막비등이 발생할 수 있다. 이 경우, 가열 금속면의 온도가 급격하게 상승하여 소재가 손상될 수 있으므로 냉각수가 충분히 공급될 수 있도록 상대적으로 큰 냉각채널을 구성하였다. 냉각수의 온도 상승을 측정하여 다음의 열량보존식으로부터 냉각채널의 평균 열유속을 구한다.

$$q'' = \frac{\dot{m} c_p \Delta T}{A} \quad (1)$$

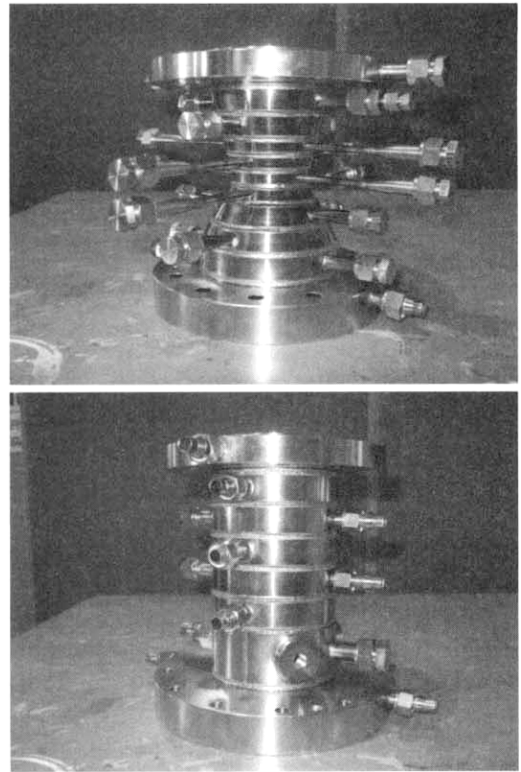


Fig. 1. Photos of calorimeter; top: throat, bottom: chamber

연소실 벽으로의 열유속은 연소가스의 열전달 특성이 주도적인 역할을 하며 Bartz[7]가 제시한 다음의 관계식으로 구한다.

$$h_s = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left( \frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right)_{ms} \left( \frac{(p_t)_{ms}}{c^*} \right)^{0.8} \left( \frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \left( \frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (2)$$

이때 냉각수의 열전달 성능[7]은 식 (3)으로 구한다.

$$Nu_{co} = 0.024 Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (3)$$

냉각수의 공급부족 등으로 냉각수와 접한 가열면의 온도가 비등점 이상으로 상승하게 되면 다음의 관계[4]에 의하여 열전달 특성이 결정된다.

$$q_{NB}'' = 7.6 \Delta T_{us}^{0.44} \quad (4)$$

위 식에서 열유속의 단위는  $MW/m^2$  이며 벽면 과열온도의 단위는 K이다. 식 (4)는 냉각수와 접하는 가열면의 표면에 low fin[8] 구조 (Fig. 2 참조)를 구성하여 비등 냉각성능을 향상시킨 것으로 NAL[4]에서 연소시험을 통하여 성능 향상

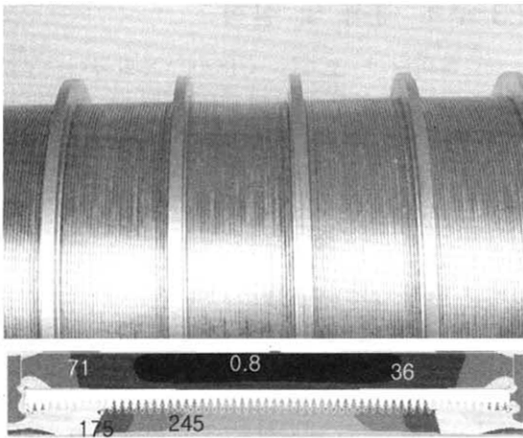


Fig. 2. Top: low fin structure on coolant-side wall for boiling heat transfer enhancement. bottom: stress distribution of chamber wall (unit: MPa)

을 보고한 바 있다. 응력해석 결과에 관한 토의는 2.3절에 기술되었다.

탄화수소계열의 추진제를 사용할 경우, 연소실 내벽에 탄소침착물이 형성되며 이는 단열효과를 가진다. 탄소침착물은 지속적으로 탈락/재형성되는 자연치유 특성을 가지며 이는 연소실 보호에 효과적이다. 이에 의한 단열 특성은 다음의 형태 [4]로 기술되며 열저항의 단위는 0.1 m<sup>2</sup>K/kW이다.

$$R_{soot} = k/\delta = e^{(-0.48 - 7.26G)} \quad (5)$$

위 식에서  $G$ 의 단위는 10<sup>4</sup> kg/m<sup>2</sup>·s이다.

전술한 관계식들이 설계에 적용되며 Fig. 3은 연소압 53 bar에서 실험결과와 예측결과를 비교한다. 그림에서 굵은 실선은 추력실의 형상을 나타내며 추진제는 LOX/RJ-1이며 혼합비는 2.3이다. 열유속의 차이는 저혼합비 특성으로 판단된다. 상기 실험 조건의 혼합비는 이론반응 조건에 비하여 연료과농 상태이며 따라서 연소온도와 열유속이 이론치 보다 작게 형성된 것으로 판단되며 문헌[4]에서 제시한 예측결과 역시 유사한 정도의 차이를 보인다. 연료과농 상태에서 연소실 내벽에 형성되는 탄소침착물의 단열효과를 포함하면 열유속 차이는 감소한다.

## 2.2 냉각 성능 해석

Fig. 4는 연소가스와 접하는 위치에서의 연소실 벽온도를 나타내며 2.1절에서 기술한 관계식을 이용한 1차원 해석결과이다. 위 그림에서 좌

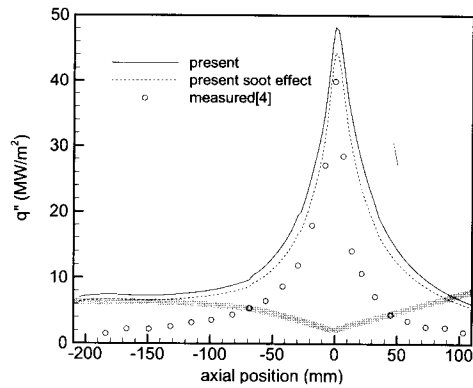


Fig. 3. Comparison of wall heat flux with NAL experiment data

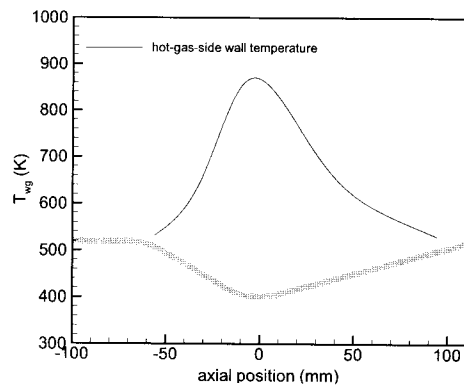


Fig. 4. Predicted hot-gas-side wall temperature

대 벽온도는 850K이므로 연소실 소재의 열손상은 없을 것으로 예상된다.

국부적인 냉각성능은 3차원 CFD 해석을 통하여 검증되며 범용 유동해석 코드인 Fluent[9]가 사용되었다. 이는 1차원적인 해석으로 예측이 불가능한 국부적인 냉각수의 재순환 영역이나 냉각수가 직접 접촉되지 못하는 플랜지 등에서 냉각성능을 확인하기 위한 것이다. 유동장은 정상상태의 비압축성 3차원 Navier-Stokes 방정식에 의하여 기술된다. SIMPLE 알고리즘과  $k-\epsilon$  난류모형을 이용하여 수치해를 구하였으며 냉각수의 비등은 고려하지 않았다. 냉각수의 평균유속

Table 1. Spec. of test combustor

thrust	1.8 t
throat diameter	50 mm
fuel	Jet-A1
oxidizer	LOX
chamber pressure	53 bara

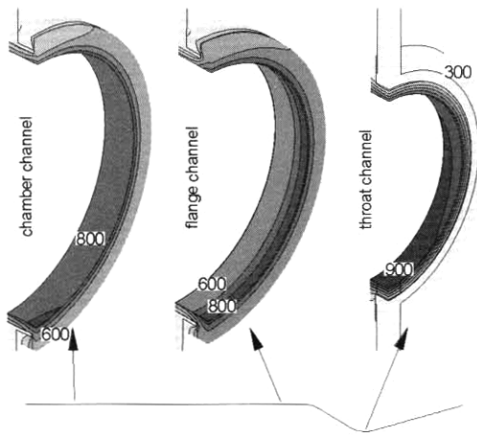


Fig. 5. Temperature distributions through 3-D CFD analysis

은 모든 채널에서 12 m/s로 동일하게 가정하였다. 상기 유속은 실제로 고압 연소시험에 적용될 냉각수 속도에 비하여 낮은 수준으로 실제로는 냉각수의 비등이 발생하는 조건이다. 연소실에서의 열경계 조건은 앞서 기술한 식 (2)와 (5)를 이용하여 대류경계조건으로 주었다. 크롭동의 물성은 평균 550 K의 온도를 가지는 것으로 가정하여 전도계수  $k=300 \text{ W/m-K}$ 로 일정하게 주었으며 냉각수의 밀도, 전도계수, 점성계수는 온도의 함수로 주었다.

냉각수의 열전달은 3차원 유동해석의 결과로 얻어진다. 그림 5는 연소실, 접합부의 플랜지, 노즐목에서의 온도분포를 나타낸다. 그림상의 상단이 입구이고 반대방향으로 출구이다. 실제 개발품은 작업성을 고려하여 입출구가 서로 엇갈리도록 배치되어 있으나 전산해석시 채널별로 분리하여 모형을 구성하였으므로 인접 채널의 입출구 위치는 의미를 가지지 않는다. 연소기의 주요 규격은 Table 1에 정리하였다. 노즐목은 열하중이 가장 큰 위치이며 플랜지는 냉각수가 공급되지 않는 범위가 가장 큰 부분이다. 최대 온도는 900K 정도이며 이는 크롭동의 기계적인 강도가 상온의 1/2까지 유지되는 범위이므로 열응력의 반복에 의하여 피로파괴되기 전까지 반복사용이 가능할 것으로 판단된다. 1차원 해석보다 다소 높은 벽온도가 예측된 것은 냉각수와 접하는 벽면의 핀구조를 모사하지 않았기 때문으로 판단되며 핀구조에 의한 냉각성능 향상[8]은 냉각수의 핀형상, 열전달계수 및 금속의 열전도도의 함수이며 본 연구에서 적용한 low fin 형상의 경우, 냉각수의 열전달계수가 약 2배 증가되는 효과가 있다.

### 2.3 구조 해석 및 실험

칼로리미터의 소재는 C18200 동합금이다. 이 재료는 열전도성이 좋으며 일반적인 동제품에 비하여 큰 강도 특성을 가지기 때문에 고온/고압 조건에서 작동하는 구조물의 소재로 적합하다. 소재의 구조적인 안전성은 유한요소해석으로 확인하였으며 상용프로그램인 PATRAN[9]과 NASTRAN[10]을 사용하였다. 연소실부의 경우, 냉각핀 구조 유무에 대한 두 가지에 대한 해석을 수행하였고 노즐목의 경우, 냉각채널의 폭이 좁아 구조적으로 안전하므로 냉각핀이 없는 경우만을 해석하였다. 칼로리미터의 최대 설계압력은 100 bar이며 구조 내압시험 조건은 150 bar이다. Table 2에 대표적인 시편 형상을 정리하였다.

Table 2. Test species for stress analysis

	case-1	case-2	case-3
channel width (mm)	50	50	10-18
wall thickness (mm)	3.0	3.5	2.0

일정한 두께를 갖는 case-1의 경우 최대 응력은 302 MPa이며 채널 중간부에서 변위는 0.772 mm로 나타났다. 채널 내측에 냉각핀을 갖는 case-2는 최대 응력이 524 MPa, 최대 변위는 0.105 mm이다. 노즐목부인 case-3은 최대응력이 552 MPa, 최대변위 0.11 mm이다. 해석을 수행한 세 경우 모두 최대응력이 기하학적인 형상에 의한 응력 집중 발생부위에서 나타났으며 내부압력에 의한 하중을 가장 많이 받는 채널 중간부에서의 응력은 재료의 항복 강도인 464 MPa보다 작았다. 따라서 설계조건에 대하여 구조적으로 안전하다고 판단된다. Fig. 2는 low fin 구조의 냉각채널 표면 형상과 case-2에 대한 응력 분포를 나타낸다.

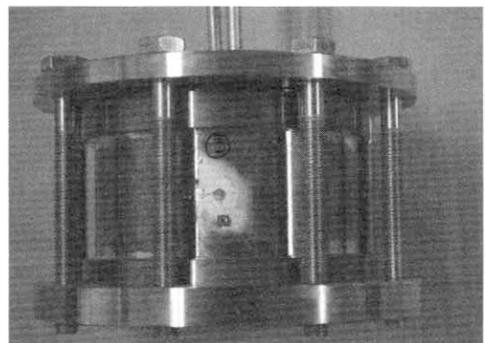


Fig. 6. Test species for strain measurement

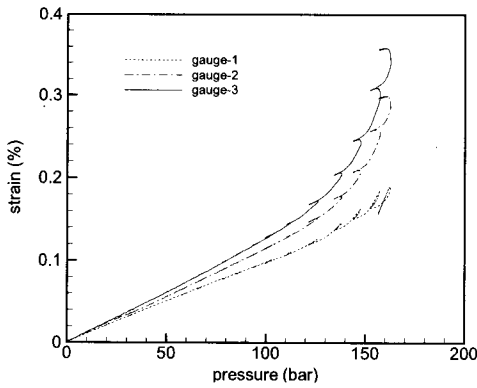


Fig. 7. Hoop strain

연소시험에 사용할 실 제품을 제작하기 전에 구조물의 안전성을 검증하고자 Fig. 6과 같은 가장 큰 채널 크기를 갖는 간단한 형태의 시편을 제작하였다. 120° 간격으로 3곳에 2축 스트레인 게이지를 부착하고 수압시험을 통하여 재료의 특성 및 구조적인 안전성을 확인하였다. 측정에 사용한 스트레인게이지는 KYOWA사의 게이지 길이 1mm를 사용하였다. 스트레인게이지로부터 측정된 데이터의 저장은 National Instrument사의 데이터 획득 장치를 사용하였다. 최대압력 161 bar까지의 원주방향의 스트레인 게이지 값을 Fig. 7에 나타내었다. 그림에서 고압부분에서 압력의 이완이 크게 발생하는 것은 시험장치의 가압펌프 특성에 의한 것이다. 원주방향의 최대 게이지 값은 0.359%이며 축방향의 최대 게이지 값은 0.15%이다. 재료의 인장시험을 통한 탄성영역의 변형률 (=0.33%)을 약간 초과하는 변형이 측정되었으나 국부적인 미소 변형은 제품의 안전성에 큰 영향이 없을 것으로 판단되며 따라서 설계 압 150 bar에서 구조물이 안전한 것으로 판정한다. 최종적인 구조안전성 검증은 완성품에 대하여 150 bar 내압시험으로 확인하였다.

## 2.4 열유속 측정

완성된 칼로리미터와 동일한 냉각성능을 가지도록 제작된 노즐목을 내열재 연소실과 조립하여 예비연소시험을 수행함으로써 검증시험을 마쳤다. 실험에 적용된 노즐은 반복 재사용을 목적으로 개발되어 본 개발품에 비하여 냉각유량이 크고 제작 정밀도가 낮기 때문에 열유속의 측정 정밀도가 떨어진다. 시험후 노즐의 열손상 유무를 확인하여 냉각성능을 검증하였고 측정된 열유속을 설계치와 비교하여 설계검증을 완료하였다.

실험 조건은 연소압 54 bar에 혼합비 2.8로 정

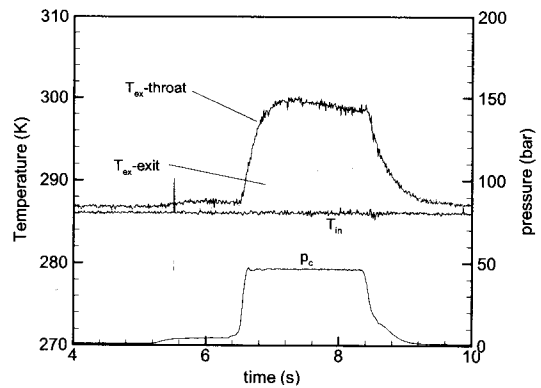


Fig. 8. Variation of combustion chamber pressure and coolant temperature

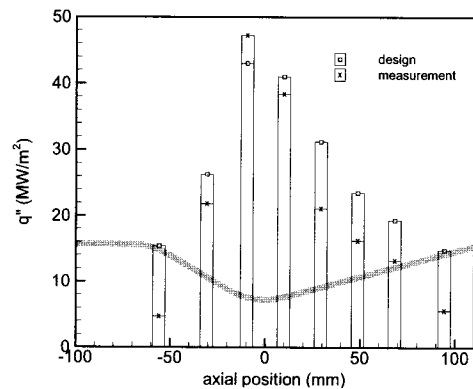


Fig. 9. Comparison of heat flux: design vs. measurement

격에 가까운 조건이다. 적용된 분사기는 동축선 회형으로 연료와 산화제 모두 막힘형 선회실을 가지고 후퇴길이비는 2.0으로 높은 연소효율을 가진다. Fig. 8은 연소압 발달 곡선과 냉각수의 배출온도 변화를 나타낸다. 냉각수 온도는 노즐목과 노즐 출구인 마지막 채널의 값을 대표로 도시하였다. 연소시간 2초 동안에 연소압은 정상상태에 이른 것으로 판단되며 냉각수의 경우, 노즐목에서만 정상상태에 이른 것으로 판단된다. 이는 열유속이 큰 위치에서 연소실 소재 보호를 위하여 냉각수를 많이 공급한 노즐목 채널에서 열공급과 제거속도가 모두 빨라 정상상태에 신속하게 도달하는 것으로 판단된다. 반면에 냉각수 공급이 적은 노즐 축소부나 확대부의 경우, 금속부분의 열용량이 상대적으로 커서 상기 시험시간 동안 정상상태에 이르지 못한 것으로 판단된다. 이에 대한 보완으로 연소시간을 연장한 실험이 예정되어 있으나 본 연구는 칼로리미터 개발과 이에 대한 검증시험으로 연구내용을 국한하고 있

으므로 이에 대한 토의는 생략한다.

Fig. 9는 열유속에 대하여 설계치와 측정결과를 비교한다. 앞서 보인 Fig. 2의 열유속 특성과는 달리 노즐목에서 측정된 열유속이 10% 정도 높은 것으로 나타났다. 이는 혼합비 차이에 의한 것으로 판단되며 저혼합비 조건에서 측정된 열유속의 값이 작아지는 것으로 결론지을 수 있다. 노즐목에서 설계값보다 높은 열유속이 측정되었으나 설계여유가 열유속 기준으로 20%이고 용융온도와 최대온도의 비인 BOSF (Burn Out Safety Factor) 가 1.6으로 일반적인 로켓 연소기의 설계 권장값인 1.5[12]보다 크게 설계되었으므로 열손상은 없을 것으로 판단되며 예비시험에서 사용된 노즐목 역시 반복된 연소시험에도 손상이 전혀 없는 것으로 확인되었다. 최대 열유속 채널의 경우, 예상되는 벽온도는 850K이며 이에 대한 정량적인 확인은 이루어지지 않았다. 이는 본 개발품의 경우, 반복사용을 목적으로 하기 때문에 연소실의 구조강도를 저하시킬 수 있는 온도센서 장착이 이루어지지 않았기 때문이다. 그러나 일반적인 동합금의 허용 가능한 최대 온도가 940K 수준이므로 연소시험 후 소재의 손상여부를 관찰하므로써 최대 벽면온도가 상기 온도 이하임을 예상할 수 있다.

### III. 결 론

연소압 50 bar 이상에서 반복사용이 가능한 로켓엔진 연소기의 열유속 측정용 칼로리미터를 개발하였다. 본 제품의 냉각성능은 1차원, 3차원 열전달 해석을 통하여 확인하였다. 폭이 가장 넓은 채널에 대하여 응력해석을 수행한 결과 524 MPa의 응력이 예측되어 구조적으로 안전할 것으로 판단된다. 변형시험 결과 0.359%의 변형이 측정되었으며 이는 탄성한도와 유사한 수준으로 본 연구에서 개발한 칼로리미터의 구조적 안전성이 확인되었다. 노즐목 채널에서의 평균 열유속은 43 MW/m<sup>2</sup>으로 예측되었으며 측정결과는 이보다 약 10% 높았다. 노즐목을 제외한 나머지 위치에서는 이와 반대로 설계값이 과대 예측된 것으로 나타났다.

### 후 기

본 연구는 기본사업 “로켓엔진 연소기 고성능화 기술개발” 연구결과의 일부입니다.

### 기호설명

$A$	area
$C_p$	specific heat
$c^*$	characteristic velocity
$D$	diameter
$k$	thermal conductivity
$G$	mass flux
$h$	heat transfer coefficient
$\dot{m}$	mass flow rate
$Ma$	Mach number
$Nu$	Nusselt number
$p$	pressure
$Pr$	Prandtl number
$R$	radius of curvature or thermal resistance
$q''$	heat flux
$T$	temperature
$\delta$	thickness
$\sigma$	correction coefficient of boundary layer effect

### 첨자

c	chamber
co	coolant
g	hot gas
NB	nucleate boiling
ns	nozzle stagnation
t	throat
ws	wall super heat

### 참고문헌

- 1) 조광래 외, 소형 위성발사체 개발사업(I), 한국항공우주연구원, 2003.
- 2) Liquid rocket engine fluid-cooled combustion chamber, NASA SP-8087, 1972.
- 3) P.A. Masters, E.S. Armstrong, and H.G. Price, High-pressure calorimeter chamber tests for liquid oxygen/kerosene (LOX/RP-1) rocket combustion, NASA Technical Paper 2862, 1988.
- 4) A. Kumakawa, M. Sasaki, K. Sato, H. Tamura, F. Ono, H. Sakamoto and N. Yatsuyanagi, Hot gas side heat transfer characteristics of LOX/H<sub>2</sub> and LOX/HC type propellants, NAL-TR-1062T, 1990.
- 5) 조원국, 문일윤, 김종규, "KSR-III 축소형

연소기의 열유속 평가," 한국추진공학회지, 제8권 제1호, pp.81-84, 2004.

6) 김병훈, 박희호, 황수권, 김유, "액체로켓 추력실에서 heat flux 측정을 위한 calorimetric chamber의 연구," 한국항공우주학회지, 제31권 제4호, pp.76-81, 2003.

7) D.K. Huzel and D. Huang, Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines, AIAA Inc., 1992.

8) R.L. Web, Principles of enhanced heat transfer, John Wiley & Sons, Inc., 1994.

9) Fluent v.5.5 user's manual, 2000.

10) PATRAN user's manual, 2003.

11) NASTRAN user's manual, 2003.

12) R. Hernandez, J.I. Ito and K.Y. Niiya, Carbon deposition model for oxygen-hydrocarbon combustion, Aerojet TechSystems Company, 1987.