

## 추력 30톤급 연소기의 냉각 성능

조원국\*, 이수용\*\*, 조광래\*\*\*

### Cooling Performance of 30t-thrust Combustor

Won-Kook Cho\*, Soo-Yong Lee\*\*, Gwang-Rae Cho\*\*\*

#### Abstract

A design of regenerative cooling system of 30 ton level thrust combustion chamber for ground test has been performed. The 1-D design code has been validated by comparing with the heat flux of the NAL calorimeter for high chamber pressure and water-cooling performance of the ECC engine of MOBIS. The present design code has been confirmed to predict accurately the heat flux and water-cooling performance for high chamber pressure condition. The maximum hot-gas-side wall temperature is predicted to be about 720 K without thermal barrier coating and the coolant-side wall temperature is less than the coking temperature of RP-1. The coolant temperature rises nearly 100 K with thermal barrier coating when Jet-A1 is used as coolant.

#### 초 록

30톤급 지상시험용 연소기의 재생냉각 유로의 설계를 수행하였다. 사용된 1차원 설계 프로그램은 NAL에서 보고한 고압 연소시험과 모비스 ECC엔진의 물냉각 성능 데이터와 비교하여 열특성 예측 성능을 검증하였다. 본 설계 조건과 유사한 고압에서의 열유속 예측 성능을 확인하였고 물냉각 성능 역시 참고문헌에서 제시하는 것과 동일한 수준의 정확성을 가지는 것으로 검증되었다. 열차폐 코팅 효과를 생략할 경우, 내벽의 최고온도는 약 720 K이 될 것으로 예상되며 냉각유체와 접하는 금속부의 온도는 코킹온도 이하일 것으로 확인되었다. 열차폐 코팅이 적용되었을 경우, 냉각유체 Jet-A1의 예상되는 온도상승은 약 100 K이다.

키워드 : 재생냉각(regenerative cooling), Bartz 관계식(Bartz correlation), 로켓 열특성(rocket thermal characteristics), 1-D 해석(1-D analysis)

#### 1. 서 론

로켓엔진 연소실은 고온 고압에 노출되는 것이 일반적이며 연소실 벽을 고온의 연소가스로부터

보호하기 위하여 다양한 방법이 적용되고 있다. 재생 냉각[1], 배출(dump) 냉각, 막냉각, 침투(transpiration) 냉각, 내열재(ablativ material) 냉각, 복사 냉각 등[2,3]이 이에 대한 예이다. 상기

\* 엔진그룹/wkcho@kari.re.kr

\*\* 우주추진기관실/sylee@kari.re.kr

\*\*\* 우주발사체사업단/gwcho@kari.re.kr

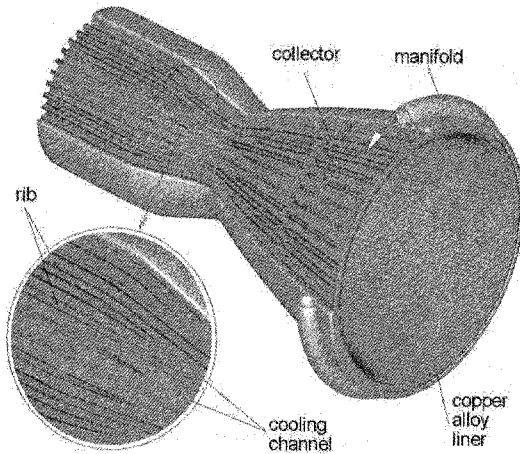


Fig. 1 Sketch of typical regeneratively cooled combustion chamber.

방법들은 단독 또는 복합적으로 연소실 벽의 보호에 적용된다. 이 중에서 재생냉각은 연소실의 냉각에 사용된 유체가 다시 연소에 참여하는 효율적인 방법으로 고성능 로켓엔진에 적합하다. 한편 연소실벽으로의 열유속은 엔진의 작동조건에 따라 다르지만 수백 kW/m<sup>2</sup>에서 수십 MW/m<sup>2</sup>[2]의 열유속을 가지는 것이 보통이다. 연소실압력이 100기압인 Vulcain 엔진의 경우 열유속이 80MW/m<sup>2</sup> 수준이며 연소압이 이보다 높은 SSME의 경우, 100MW/m<sup>2</sup> 이상에 이른다[4]. 이렇게 극심한 열환경에서 연소실을 효과적으로 보호하기 위해서는 재생냉각만으로는 냉각용량이 부족할 수 있으며 막냉각 등이 함께 적용되어 냉각효과를 극대화하기도 한다.

발사체 선진국의 경우, 수십년 전부터 재생냉각에 관한 연구가 진행되어 왔으나 국내의 경우, 2002년 KSR-III[5]의 성공적인 발사에도 불구하고 이에 대한 연구는 미진한 단계이다. 이에 본 연구에서는 실물형 엔진의 연소실 개발을 목적으로 재생냉각 설계 프로그램을 개발하고 이에 의한 기본적인 재생냉각 유로 설계를 수행하고자 한다. 재생냉각이 적용된 연소실의 개념도가 그림 1에 도시되었다. 연소실의 이중벽 사이로 냉각유체가 흐르며 연소실에서 열을 흡수하므로써 연소실벽의 온도를 떨어뜨리게 된다. 연소실의 단면

적 변화에 따라 적절한 수의 냉각유로가 구성되며 냉각유로가 분리되는 곳에 원활한 냉각수의 흐름을 위하여 collector가 구성되어 있다. 연소실 내벽이나 림(rib) 등은 열전도 특성이 좋은 구리 합금 계통이 사용되며 외벽은 냉각성능과 관련이 적으므로 내식/가공 특성이 좋은 스테인리스 계열이나 림과 접합성이 우수한 합금이 사용되기도 한다. 그림에 도시한 것은 냉각시스템 구성에 필수적인 요소만을 도시한 것이며 이해를 돕기 위하여 유로의 형상이나 림/연소실 벽의 두께 등이 과장된 것으로 실제 설계에 적용될 수 없다.

## 2. 해석방법

재생냉각 연소실의 열전달 성능 예측을 위하여 가장 중요한 사항은 연소기 내부에서 고온 가스의 흐름에 의한 열전달 특성이다. 일반적으로 연소실내부의 고온가스에서의 열전달은 식 (1)의 특성을 가진다.

$$Nu = CRe^{0.8}Pr^{0.34} \quad (1)$$

위 식에서  $C$ 는 상수이며  $Re$ ,  $Pr$ 는 각각 레이놀즈수와 프란틀수를 나타낸다. 위 식과 동일한 형태로 Bartz는 다음의 식[3]으로 로켓엔진 연소실에서 대류 열전달량을 구하였다.

$$h_g = \left[ \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left( \frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right)_{ns} \left( \frac{p_c}{c^*} \right)_{ns}^{0.8} \left( \frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \left( \frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \right] \sigma \quad (2)$$

위 식에서  $\sigma$ 는 다음의 식[3]으로 구한다.

$$\sigma = \frac{1}{\left[ \frac{1}{2} \frac{T_w}{T_{aw}} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{0.68} \left[ 1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right]^{0.12}} \quad (3)$$

냉각유로에서의 열전달 특성은 연소실의 고온 가스에 의한 열전달에 비하여 잘 알려져 있으며 본 연구에서는 다음의 관계를 이용한다.

$$Nu = C_1 Re^{0.8} Pr^{0.4} \left( \frac{\mu}{\mu_w} \right)^{0.14} \quad (4)$$

냉각수의 열전달 계수는  $h_c = Nu(k/d_h)$ 의 관계에서 구한다. 두 식에 관한 자세한 설명은 문헌[3]에서 찾을 수 있다. 탄화수소 계열의 경우, 경험

상수  $C_i=0.0214$ [3]이다.

연소실 벽으로 전달되는 열유속은 앞서 기술한 연소가스에서의 열전달 계수와 식 (4)에서 구한 냉각수에서의 열전달 계수를 이용하여 다음과 같이 구한다.

$$q'' = h_{TOTAL} (T_{aw} - T_{co}) \quad (5)$$

위 식에서  $h_{TOTAL}$ 은 연소가스, 연소실벽, 냉각수에서의 열전달 계수를 통합하여 하나의 변수로 나타낸 것으로 다음으로 정의된다.

$$h_{TOTAL} = \frac{1}{1/h_g + t/k + 1/h_c} \quad (6)$$

만일 열차폐 코팅이나 여타의 단열효과가 있다면 위의 식과 동일한 형태로  $h_{TOTAL}$ 에 포함하여 생각할 수 있다.

열차폐 코팅에 사용되는 산화지르코늄 ( $ZrO_2$ )의 전도계수는  $2.0 \text{ W/m}\cdot\text{K}$ 이며  $0.2 \text{ mm}$  두께로 코팅된 경우를 고려하였다. KSR-III 연소기의 경우, 분사면에  $0.35\text{-}0.5\text{mm}$ 의 두께로 열차폐 코팅을 적용한 경력이 있으므로 본 연구에서 고려한 열차폐코팅 두께는 현재의 기술로 충분히 시공 가능한 수준이며 또한 열차폐 코팅 형성시 필요한 접착성 물질의 두께를 배제한 산화지르코늄만의 두께를 생각한 것이다. 문헌에[1]에서 제시하는 열차폐 코팅의 전형적인 두께는  $0.1\text{-}0.4\text{mm}$ 이며 본 연구에서 적용한 두께는 상기 범위 내에 있다.

탄화수소계열의 추진제를 사용할 경우, 연소실 내벽에 탄소침착물이 형성되며 이는 자연적인 단열효과를 가진다. 탄소침착물은 지속적으로 재형성되는 자연치유 특성을 가지며 이는 연소실 보호에 매우 효과적이다. 이에 의한 단열 특성은 다음의 관계식[1]을 사용하며 열저항의 단위는  $10^{-4} \text{ m}^2\text{K/W}$ 이다.

$$R_{soot} = k/\delta = e^{(-0.48 - 7.26G)} \quad (7)$$

위 식에서  $G = \dot{m}/A$ 으로 질량유속을 나타내며 단위는  $10^4 \text{ kg/m}^2\cdot\text{s}$ 이다. 위의 관계식은 실험 결과를 수식화한 것이며 NASA 및 Rocketdyne에서는 식 (7)에 비하여 각각 10, 100배의 열저항을

제시하고 있다.

냉각유로의 형상은 립방향으로 긴 세장비를 가지며 세장비가 1인 정사각형 단면이나 원형 단면에 비하여 냉각성능이 높다. 이는 립이 구조적인 보강 역할 이외에 방열기의 핀과 같은 효과를 가지기 때문이며 이와 관련하여 다음의 관계식으로 핀효과[6]를 예측한다.

$$h_{eff} = \eta_r h_c \quad (8)$$

$$\eta_r = 1 + \frac{1}{\cos\beta} \left[ 2 \cdot \frac{h_r \tanh(\xi)}{W} \xi_r - \frac{t_r}{W} \right] \quad (9)$$

Dobrovolski는 그의 저서[6]에서 식 (9)에서 립이 없는 유로에서 열전달 계수를 구하기 위하여 특성길이를 유로의 높이로 제시하고 있으나 본 연구에서는 립이 있는 유로에서의 수력직경으로 사용하였다. 대류열전달 특성은 특성길이의  $-0.2$  제곱에 비례하므로 본 연구의 결과가 냉각성능을 약간 더 크게 예측할 것이다. 그러나 이의 차이는 크지 않으며 수력직경에 의한 판단이 물리적으로 보다 적절한 의미를 가지므로 본 연구에서는 이를 적용하였다.

관내 유동에 의한 압력강하는 다음의 식[1]으로 구한다.

$$\Delta p = 2\rho u_c^2 C_f \frac{L}{d_h} \quad (10)$$

위 식에서  $f$ 는 마찰저항계수로  $C_f=0.079Re^{-0.025}$ 이다. 식 (10)은 수평관에서 완전히 발달된 난류 유동을 가정하므로 유로의 단면적변화가 있거나 곡관인 경우 추가적인 압력강하가 있을 수 있다.

연소가스의 물성은 다음의 식[1]으로 구하였으며 상온의 공기를 사용한 결과에 비하여 다소 높은 열유속을 예측하게 된다. 이는 고온에서 가스의 전도계수가 크기 때문이며 전열량을 정확하게 예측하기 위해서는 물성을 파악하는 것이 선행되어야 할 것이다.

$$C_p = \frac{\gamma R}{(\gamma - 1)}$$

$$\mu = \mu_0 (T/T_0)^{0.6}$$

$$M = 22.669$$

Table 1. Algorithm of heat transfer analysis code.

```

for i=1, N_stage
  guess  $T_{wg}$ 
  for j=1, N_step
    calculate  $Ma$ 
    calculate  $T_{aw}$ 
    calculate material properties
    calculate  $\sigma$ 
    calculate  $h_g, h_c$ 
    calculate rib effect
    calculate soot and TBC
    calculate  $q''$ 
    calculate  $T_{wg}, T_{wc}$ 
    calculate  $\Delta \dot{Q}, T_{\infty}$ 
    if  $|T_{wg} - T_{wg}^{old}| < \epsilon$  exit j loop
  end do for j
   $T_{\infty}^{n+1} = T_{\infty} + \Delta A q'' / m C_p$ 
end do for i
    
```

 $\gamma=1.2$ 

$$Pr = \frac{4\gamma}{9\gamma - 5}$$

위 식에서  $\mu_0 = 1.6246 \times 10^{-5}$  이며 전도계수는  $C_p$ ,  $\mu$ ,  $Pr$ 을 이용하여 구한다. 설계코드에서는 식 (2)의  $\sigma$ 를 통하여 물성변화가 고려된다.

재생냉각을 적용한 연소실의 소재는 전도계수가 높고 고온에서의 기계적인 강도가 우수한 것이 선호된다. 그러나 양자를 모두 만족하는 소재는 흔하지 않으며 선진국의 경우, 두 가지 특성이 모두 뛰어난 소재가 개발되어 사용되고 있다. 특수 소재의 경우, 국내에서 사용하기가 어려우므로 본 연구에서는 C18200를 적용대상으로 하였다. 위 소재의  $T=673K$ 에서의 물성은 다음과 같다.

 $\rho : 8900 \text{ kg/m}^3$ 
 $C_p : 301.8 \text{ J/kg-K}$ 
 $k : 268.2 \text{ W/m-K}$ 

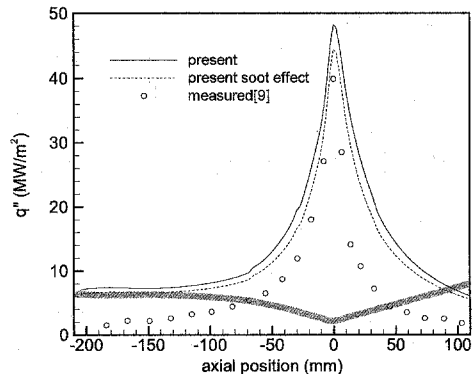
해석 프로그램의 전체적인 알고리즘은 앞서 기술한 1차원 열전달량을 냉각유체의 흐름방향에 대하여 적분하는 방식을 취한다. 고온가스의 열

전달 특성을 구하기 위해서는 연소실벽의 온도를 미리 알고 있어야 하며 가정된 연소실벽온도를 사용하여 열전달 특성을 구한후 연소실 벽온도의 변화가 소멸될 때까지 반복 계산을 수행한다. 표 1은 해석 프로그램의 흐름도를 나타낸다.

### 3. 설계 코드 검증

사용된 설계 코드의 성능을 검증하기 위하여 NAL[7]에서 보고한 고압 연소실에서의 열유속, ECC엔진[8]의 물냉각성능과 RD-107[9]의 설계자료에 대하여 본 프로그램으로 해석한 결과와 비교하였다. NAL에서 23 채널의 소형 칼로리미터에 대한 다양한 추진제와 혼합비 조합에 대한 물냉각 실험 결과를 제시하고 있으며 본 연구와 작동조건이 유사한 연소압 53 bar에 대한 결과와 비교하였다.

문헌에서 냉각수의 열전달 특성을 향상시키기 위하여 냉각수가 접하는 면에 깊이 1 mm의 톱니 형상을 가공하였으며 이의 편효과는 사각단면의 핀에 대한 핀 효율계수[10]를 적용하여 근사하였다. 그림 2는 연소실 벽으로의 열유속 분포를 나타낸다. 실험 결과와 비교하여 26%의 과대평가가 관찰되며 이는 문헌[7]에서 제시한 예측 결과의 오차 수준과 동일하다. 또한 연소중 발생하는 탄소 침착물의 단열효과를 고려할 경우, 오차가 반 정도로 감소한다. 이때 탄소 침착물의


 Fig. 2 Heat flux of NAL calorimeter for  $p_c=52.8$  bar.

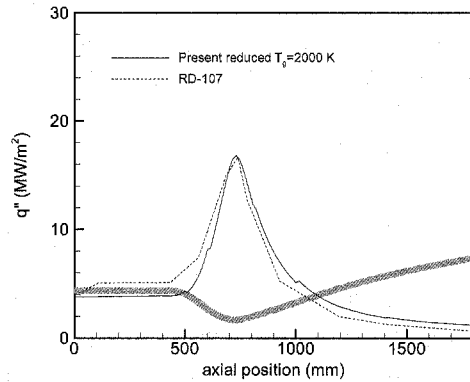
**Table 2. Comparison of heat transfer characteristics of 10tf methane engine.**

	$m_{co}$ (kg/s)	$\Delta T_{co}$ (K)			$q''$ (MW/m <sup>2</sup> )	
		present	ref. [8]	exp. [8]	present	exp. [8]
IG	2.2	39	-	19	17	6.8
CC	14	24	32	24	17	16
NOZ	21	51	54	47	13	12

열저항은 문헌[7]에서 제시한 실험결과를 인용하였다. 그러나 탄소 침착물은 인위적으로 형성한 것이 아니므로 이의 단열효과를 고려하여 냉각 용량을 결정하는 것은 신중을 기해야 할 것으로 판단된다.

현대 MOBIS에서 수행한 10톤급 메탄엔진의 물냉각 연소시험[8]은 연소기 개발의 초기단계에서 필수적인 물냉각 시험결과를 제공함으로써 설계 검증 및 시험 조건 설정을 위하여 매우 유용하게 활용될 것으로 판단되며 이에 본 연구 방법을 적용하여 냉각성능을 비교하고자 한다. 이들의 결과는 연소압 72 bar를 대상으로 한다. 노즐 목 전후의 냉각 채널 폭은 정확한 자료가 없는 관계로 연소실 부에서의 냉각채널을 기준으로 유사한 채널 폭을 가지도록 하였다. 본 연구에서 사용한 해석 프로그램은 연소가스와 반대방향으로의 냉각수 흐름을 적용하므로 문헌[8]의 조건과는 상이하다. 그러나 냉각수의 온도상승은 최대 수십도에 불과하여 이에 의한 냉각성능의 차이는 무시할 수 있는 수준이므로 냉각수의 온도상승을 비교하기에는 무리가 없는 것으로 판단된다.

표 2는 냉각수의 온도상승과 평균 열유속을 비교한 것이다. 점화기 부분의 냉각을 위한 연소실 상류의 냉각수 상승은 실험결과와 비교하여 상당한 오차를 가진다. 이는 분사면과 인접한 위치에서 연소가스의 온도가 충분히 상승되지 않았기 때문인 것으로 판단되며 참고자료는 이에 대한 해석 결과는 제시하지 않았다. 반면에 연소실과 노즐에서의 냉각수 상승은 해석결과와 실험결과가 일치하는 것으로 나타났다. 다만 참고문헌[8]의 해석 결과는 연소실에서의 냉각수 온도상승을 다소 과도하게 예측한다. 본 해석결과와 비교하여, 연


**Fig. 3 Heat flux distribution.**

소실과 노즐에서 냉각수의 온도상승을 정확하게 예측하며 실험결과와 비교하여 최대 10% 이내의 오차를 가진다.

최종적으로 러시아의 RD-107 엔진의 열특성에 대하여 본 해석 프로그램을 적용하였다. 앞서의 경우와는 달리 적용 엔진이 비행용이기 때문에 냉각 채널의 형상이 매우 복잡하여 정확한 냉각 채널 모사가 어려웠다. 이에 냉각유체의 속도가 설계 자료와 유사한 수준이 되도록 채널의 형상을 임의로 변경하였다. 냉각 성능은 냉각유체의 속도 뿐만 아니라 냉각채널의 형상비에도 민감하므로 냉각성능의 정량적인 비교는 어려울 것으로 판단되며 다만 참고자료로 활용할 수 있을 것으로 기대한다. 또한 비행용 엔진의 경우, 막냉각을 적용하며 이의 해석을 위해서는 CFD 해석이 필요할 것으로 판단된다. 여기에서는 막냉각 효과를 고려하기 위하여 벽 근처에서 혼합비를 1.5이하로 가정하였으며 이때 연소가스의 온도는 약 2000 K이다. 상기 가정은 문헌의 최대 열유속과 동일한 결과를 준다. 냉각유체는 실제 추진제인 RP계열의 연료이며 온도와 압력의 함수로 물성을 구하여 사용한다. RD-107의 경우, 연소압이 약 61 bar로써 본 연소기보다 약간 높은 수준이다. 그림 3에서 연소실 벽으로의 열유속을 참고 문헌과 비교하였다. 감소된 연소가스 온도를 적용하여 적절한 열유속을 예측할 수 있음이 확인된다. 그러나 막냉각 효과를 단순히 연소가스 온

도를 감소시켜 평가하는 방법은 무리가 있으므로 본 절에서 제시하는 데이터는 단순 참고용 이상의 의미는 가지기 어려우며 막냉각과 관련된 상세한 CFD 해석과 실험이 필요한 것으로 판단된다.

#### 4. 설계 및 냉각 성능

전술한 1차원 해석 코드를 이용하여 30톤급 지상시험용 연소실의 냉각 시스템[11]을 설계/해석하였다. 본 문서에서 제시하는 냉각 채널은 제작성을 고려하여 이전의 설계[12]에서 수정되었다.

연소실의 작동 압력이 상승하였으며 연소실의 주요 형상에 변화가 발생하였다. 다음은 주요 변동 내용이다.

- $p_c$             52.5 bar
- $\dot{m}_F$            25.824 kg/s
- $\dot{m}_{TOTAL}$     88.8 kg/s

다음은 해석에 사용된 물성이다. 물의 경우, 온도에 대한 3차 함수형태나 지수함수 형태로 근사하였다. 냉각 채널의 형상은 제작성을 고려하여 채널의 개수 변화가 정수배가 되도록 하였으며 그림 4는 채널의 개수와 형상을 나타낸다. 연소실 직경 이상의 노즐 확대부는 실제 제작되지는 않을 예정이며 그림은 참고용으로 전체 연소실에 대한 냉각 채널의 형상을 나타내었다.

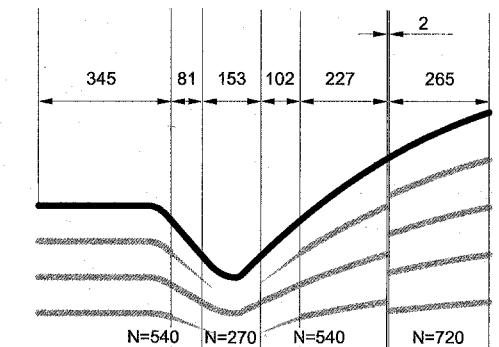


Fig. 4 Schematic of cooling channels.

#### Material

- liner            : C18200
- rib             : "
- out wall       : STS

Coolant : Jet-A1 (property data[13] for Russian propellant at T=300k, p=80bar)

- $\mu_c=2.24 \times 10^{-3}$
- $c_p=1845$ .
- $\rho=830$ .

- channel width    : 1 - 2 mm
- rib height        : 4 mm
- rib thickness    : 1 mm
- liner             : 1.5 mm
- out wall         : 5 mm (지상용)

냉각유체의 유속은 노즐목에서 약 25 m/s가 되도록 냉각채널을 설계하였으며 이는 RD-107과 같은 수준이다. 초기 설계[12]에 비하여 냉각 채널의 높이가 4.5 mm에서 4.0으로 낮아졌으며 따라서 림의 편효과가 감소할 것으로 예상된다. 이의 보상을 위하여 냉각유체의 속도를 약간 상승하도록 하였다. 전반적인 냉각유체의 속도는 이전과 유사한 수준이다. 앞서 보인 RD-107의 설계 데이터와의 비교에서 보인바와 같이 연소가스를 낮추어 적용함으로써 막냉각의 효과를 예측하였

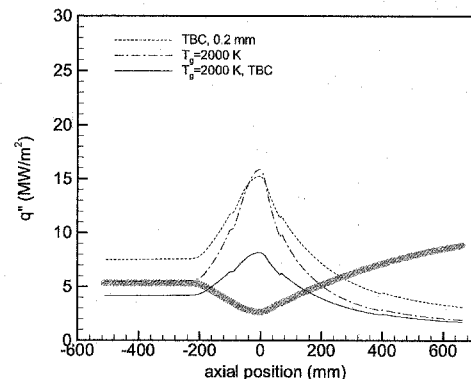


Fig. 5 Wall heat flux.

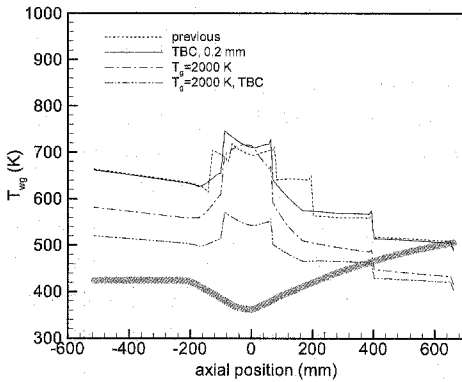


Fig. 6 Comparison of hot-gas-side wall temperature.

다. 그림 5는 TBC, 막냉각 및 이들의 조합에 의한 열유속 변화를 비교한다. 막냉각과 TBC가 효과적으로 조합될 경우, 열유속이 약 1/2로 감소할 것으로 기대된다.

막냉각 효과와 TBC가 모두 적용될 경우, 냉각유체인 Jet-A1의 온도상승은 100 K으로 예측된다. TBC 또는 막냉각만을 고려한다면 냉각유체의 온도상승은 각각 170 K, 140 K이다. 냉각유체의 압력강하는 이전의 설계와 비교하여 큰 차이가 없으며 약 12기압 수준으로 나타났다. 매니폴드 부근 등 3차원 유동특성을 보이는 영역에서의 추가적인 압력강하가 예상되며 냉각 유체의 유속이 감소되는 구간에서는 이와 반대로 압력 회복이 있을 수 있다. 그러나 본 해석은 1차원 해석이므로 이러한 효과는 포함되지 않았다.

연소실 내벽에서의 온도분포를 그림 6에 나타내었다. 막냉각에 의하여 연소가스 온도는 2000 K 이하로 유지될 것으로 예상되며 이는 전산유동해석으로 확인하였다. TBC와 막냉각 효과를 동시에 고려할 경우, 연소실 벽온도는 600 K 이하이다. TBC가 손상되었을 경우, 막냉각만이 유효하며 이때 연소실 벽의 최대온도는 720 K이다. 이는 탄화수소 계열의 연료에서 코킹이 시작되는 온도와 비슷한 정도이며 연료와 접하는 벽의 온도는 이보다 낮기 때문에 코킹현상은 발생하지 않을 것으로 예상된다. 또한 상기 온도는 크롬동합금의 강도가 상온상태의 1/2 이상 유지되는

영역으로 소재의 강도면에서 문제가 없을 것으로 기대된다. 그러나 브레이징 공정을 거친 후 소재의 강도가 상당히 약해지며 열응력 등에 의한 추가적인 부하가 예상되므로 이와 관련된 정밀한 구조해석이 요구된다. 상기 벽온도는 기존의 문헌에서 제시하는 권장값인 660 K[1]보다 약간 높은 수준이나 연소실이 연소환경에 반복적으로 노출되지 않는다면 허용 가능한 수준인 것으로 판단된다.

## 5. 결 론

재생냉각 설계코드를 개발하여 축소형 칼로리미터에 대한 열해석을 수행하고 실물형 재생냉각 연소실에 대한 냉각성능을 예측하였다. 이와 관련하여 다음의 결론을 얻었다. 연소실 직경변화에 따라 재생냉각 채널의 형상을 변경하였으며 용이한 제작을 위하여 채널의 개수 변화가 정수배가 되도록 설계변경을 수행하였다. 해석 기법의 검증을 위하여 문헌에 보고된 축소형 칼로리미터, 메탄엔진의 물냉각 시험, 비행용 로켓엔진의 설계 데이터와 비교를 수행하여 해석 프로그램의 정확성을 확인하였다. 막냉각과 TBC가 효과적으로 적용될 경우, 연소실 벽온도는 연료의 코킹 발생온도 및 연소실 벽면 소재의 허용한도 이내에 있을 것으로 예측되었다.

## 후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발사업인 "소형위성발사체 개발사업" 연구결과의 일부입니다.

## 기호 설명

$A$	area
$A_t$	area at throat
$C_p$	specific heat
$c^*$	characteristic velocity
$c_{eff}^*$	$c^*$ efficiency

$D_c$	chamber diameter
$D_t$	throat diameter
$k$	thermal conductivity
$k_w$	conduction coefficient of liner
$h$	rib height
$h_c$	heat transfer coefficient
$h_r$	effective rib height, $=h + W_i/2$
$Ma$	Mach number
$\dot{m}_F$	fuel mass flow rate
$\dot{m}_{TOTAL}$	total propellant mass flow rate
$Nu$	Nusselt number
$(p_c)_{ns}$	stagnation chamber pressure
$p_{co}$	coolant pressure
$p_g$	hot gas pressure
$Pr$	Prandtl number
$R$	radius or gas constant
$r$	hydraulic radius
$q''$	heat flux
$T_c$	chamber temperature
$T_{wc}$	coolant-side wall temperature
$T_{wg}$	hot-gas-side wall temperature
$(T_c)_{ns}$	stagnation temperature
$t_r$	rib half thickness
$W$	channel width
$W_i$	coolant channel inside width
<b>Greek symbols</b>	
$\beta$	twist angle of cooling passage
$\gamma$	specific heat ratio
$\xi_r$	parameter of thermal condition at outside wall
$\mu$	viscosity
$\rho$	density
$\sigma$	correction coefficient for material property in boundary layer

1. Liquid rocket engine fluid-cooled combustion chamber, NASA SP-8087, 1972.
2. G.P. Sutton and D.M. Ross, Elements: the engineering of rockets, Wiley, 1979.
3. D.K. Huzel and D. Huang, Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines, AIAA Inc., 1992.
4. M. Habiballah, M. Popp and V. Yang, Liquid rocket combustion devices: Aspects of modeling, analysis, and design, Proceedings of the second international symposium on liquid rocket propulsion, 1995.
5. 채연석 외, 3단형 과학로켓 개발 사업(IV), 한국항공우주연구원, 2001.
6. Dobrovolski, M.B., Liquid Rocket Engines, 1968.
7. 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.
8. P.-G. Han and K.-H. Kim, Effect of mixture ratio variation near chamber wall in liquid rocket engine, KSAS Int. J., Vol.4, No.2, pp.51-60, 2004.
9. Thrust chamber RD107/108.
10. R. L. Web, Principles of enhanced heat transfer, John Wiley & Sons, Inc., 1994.
11. 재생냉각 연소실의 연전달 해석, KARI-REG-TM-2004-001-v.1-rev.1, 한국항공우주연구원, 2004.
12. 재생냉각 연소실 설계, KARI-REG-TM-2003-004-v.1-rev.1, 한국항공우주연구원, 2003.
13. 재생 냉각 시스템 해석 및 설계 연구 보고서, (주) 현대 모비스, 2003.

## 참 고 문 헌