

막냉각량 및 작동점 변화가 액체로켓 칼로리미터의 열유속에 미치는 영향

김종규* · 이광진* · 서성현* · 한영민* · 최환석* · 조원국**

Parametric Study on Heat Flux Characteristics of a Sub-scale Calorimeter

Jonggyu Kim* · Kwangjin Lee* · Seonghyeon Seo* · Yeoungmin Han*
Hwanseok Choi · Wonkook Cho**

ABSTRACT

Effects of the changes of a film cooling mass flow rate and operating conditions on the heat flux characteristics of the subscale calorimeter were studied. A film cooling ring with twelve orifices is inserted between the injector head and the calorimeter. The calorimeter is composed of nineteen cooling channels. When a mass flow rate of film cooling is 10.5 % of a main fuel mass flow rate, maximum heat flux at the nozzle throat is decreased by 30% compared to that without film cooling. In the OD3(off-design point) test result, maximum heat flux at the nozzle throat is increased by 31% compared to that of the DP(design point) test when a film cooling flow rate is zero.

초 록

연소압 50bar 이상의 연소조건에서 반복 사용이 가능하도록 제작된 물냉각형 칼로리미터에서 막냉각량 및 작동점의 변화 시 열유속의 특성을 알아보았다. 분사기 헤드와 칼로리미터 사이에 12개의 오리피스를 갖는 막냉각 링이 삽입된다. 칼로리미터는 연소실부와 노즐부로 구성되어 있으며, 총 19개의 냉각 채널로 구성되어 있다. 설계점 연소시험 시 막냉각량이 주 연료의 10.5% 유량일 때, 막냉각량이 없는 경우보다 노즐목에서의 최대 열유속은 약 30% 감소되었고, 막냉각량이 없는 경우, 탈설계점(OD3)이 설계점에 비해 노즐목에서의 최대 열유속이 약 31% 증가 하였다.

Key Words: Calorimeter(칼로리미터), Heat Flux(열유속), Film Cooling(막냉각), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

1. 서 론

* 한국항공우주연구원 연소기그룹

** 한국항공우주연구원 엔진그룹

연락처자, E-mail: bellstar@kari.re.kr

일반적으로 로켓 엔진 연소기는 높은 추력을

연기 위해 고온, 고압의 조건에서 작동되므로 냉각이 필수적이며 또한 중요한 요소가 된다. 액체 로켓엔진의 냉각방식에는 여러 가지가 있다. 재생냉각, 막냉각, 침투냉각, 그리고 삭마재를 이용한 삭마냉각등이 사용되고 있으나 현재의 로켓엔진에 적용되고 있는 주된 냉각방식은 추진제를 이용하는 재생냉각 방식이다[1]. 재생냉각은 냉각 시 흡수한 에너지를 다시 연소실로 공급하는 방식으로 엔진 효율의 저하가 없어 고효율 엔진에 적합하다. 이러한 재생냉각의 방식을 적용하기 위해서는 우선 연소실의 전열특성을 측정할 수 있는 칼로리미터 형태의 연소실이 요구된다. 이와 관련하여 많은 연구 결과가 보고된 발사체 선진국의 경우와는 달리 국내에서는 아직까지 소수의 연구가 보고 되고 있는 실정이다. 이에 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 연소압 50 bar 이상의 조건에서 운용할 수 있는 칼로리미터를 설계, 제작하여 검증시험을 수행하였다[2]. 또한 항우연에서는 실물형 연소기의 막냉각 모사방식으로 사용되고 있는 삽입식 막냉각 링을 설계, 제작하여 축소형 연소기에 적용하였다[3].

본 연구에서는 제작된 칼로리미터를 축소형 연소기 헤드와 막냉각 링을 결합하여 설계점과 탈설계점 연소시험에서 막냉각의 유량에 따른 칼로리미터 열유속의 특성을 알아보았다.

2. 시 험

2.1 Injector Head

본 연구에 적용하는 분사기 헤드는 18개의 주 분사기, 1개의 중앙 분사기, LOx 매니폴드, Kerosene 매니폴드로 구성된 축소형 EM#2 분사기 헤드이다[4]. 분사기는 R.N.(Recess Number)=1.0인 혼합형(mixed type)의 동축 스월 분사기(Coaxial Swirl Injector)이다. 축소형 분사기 헤드에 관한 상세한 내용은 참고문헌[4]에 상세히 기술되어 있다.

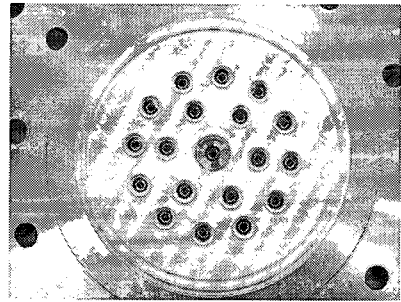


Fig. 1 Photo of Injector Head

2.2 Film Cooling Ring

막냉각 링은 분사기 헤드와 칼로리미터 사이에 삽입된다. 막냉각 유체로 사용되는 kerosene 은 4곳에서 공급되게 설계하였고 막냉각 링에 공급된 냉각 유체는 연소실 내부를 선회하며 축방향 운동량을 갖도록 12지점에서 접선기준 5°의 회전각과 축방향 기준 70°의 회전각을 갖게 설계 하였다[3]. Fig. 2, Fig. 3에 막냉각 링과 분무패턴의 사진을 나타내었다.

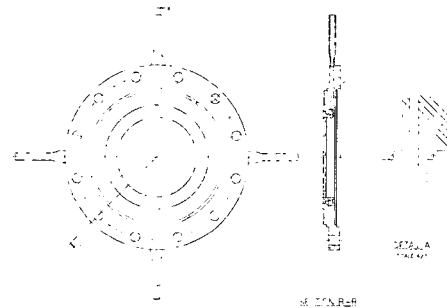


Fig. 2 Film Cooling Ring

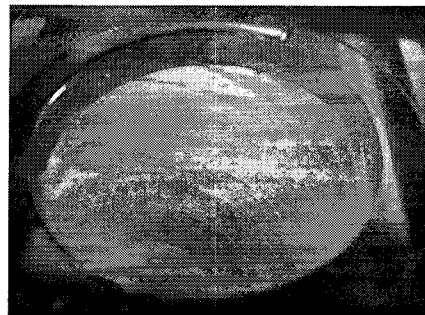


Fig. 3 Spray Pattern of Film Cooling Ring

2.3 Calorimeter

칼로리미터는 연소실부와 노즐부의 2부분으로 구성된다. 연소실부는 열유속의 변화가 급격하지 않으므로 8개의 냉각채널로 구성된다. 노즐부는 유동 단면적의 변화에 따라 열유속의 변화가 크므로 11개의 냉각채널을 두었다. 내벽은 크롬동의 재질을 사용하여 고온, 고압의 환경에서 냉각 성능을 극대화 하였고, 외벽은 스테인리스 계열의 소재를 이용하여 전자빔(EBW) 용접을 통해 접합 되었다[2].

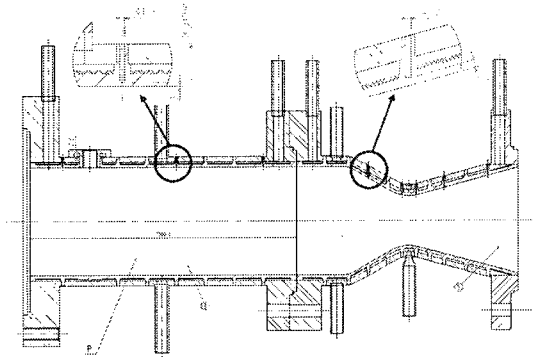


Fig. 4 Schematic of the Calorimeter

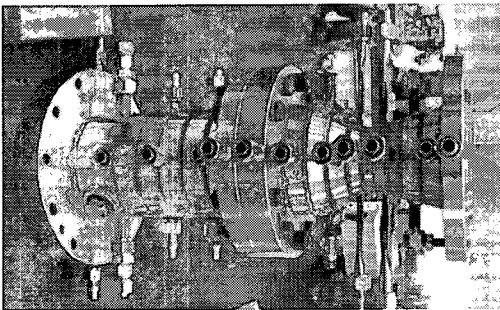


Fig. 5 Photo of the Calorimeter

2.4 Firing Test

축소형 분사기 헤드와 막냉각 링 그리고 칼로리미터를 결합하여 항우연 내 소형액체로켓엔진 시험장(mReTF)에서 연소시험을 수행하였다. 추진제는 LOx와 kerosene을 사용하였고, 설계점 연소시험은 산화제 유량 4.4kg/s, 연료 유량 1.6kg/s, O/F비는 2.8의 조건이다. 이러한

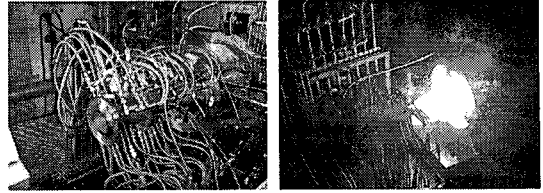


Fig. 6 Photo of the Firing Test

조건에서 막냉각 유량을 전체 연료 유량의 10.5%, 9.2%, 3.3%, 0%로 각각 변화시켜 가면서 연소시험을 수행하였다. 또한 탈설계점 연소시험은 연소압과 O/F비의 변화 범위를 $\pm 15\%$ 로 설정하여 수행하는데[4], 본 연구에서는 고 연소압, 고 O/F비의 조건인 탈설계점 3(OD3)을 수행하였다.

2.5 Heat Flux Measurement

각각의 채널로 유입되는 냉각수의 총 유량은 약 27kg/s이며, 각 채널의 평균 열유속을 측정하기 위해 각 채널의 냉각수 출구라인에 K-type 열전대를 장착하여 냉각수의 온도 상승을 측정하였다. 그리고 다음의 열량 보존식으로부터 냉각채널의 평균 열유속을 구하였다.

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

또한 Fig. 4에 나타난 것과 같이 칼로리미터 벽면의 온도를 측정하기 위하여 8곳에 역시 K-type 열전대를 장착하였다.

3. 결과 및 분석

3.1 설계점 및 탈설계점 연소 시험

설계점 연소시험은 총 5회를 수행하였고, 정상 연소시간은 4초(1회), 10초(3회), 20초(1회)였다. 탈설계점 연소 시험은 총 2회로 각각 10초씩 수행하였다. 모든 연소시험은 성공적으로 이루어졌으며, 칼로리미터의 열손상은 없었다. Fig.7에 분사기 헤드의 각 추진제 메니폴드와 연소압을 나타내었다. 각 메니폴드의 압력은 약 64

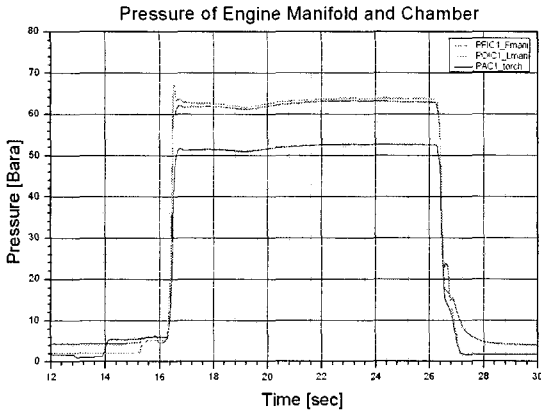


Fig. 7 Pressures of the Manifolds and Chamber (DP, F.C.= 0%)

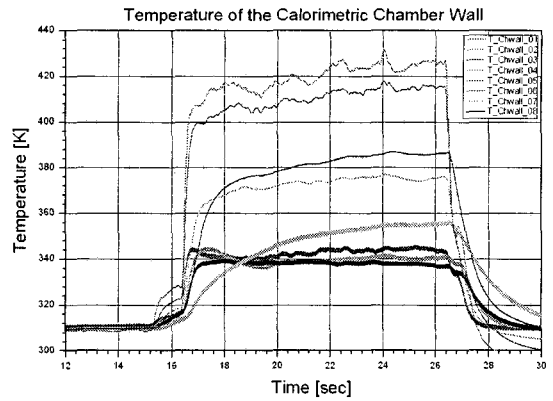


Fig. 9 Temp. of the Chamber Wall (DP, F.C.= 0%)

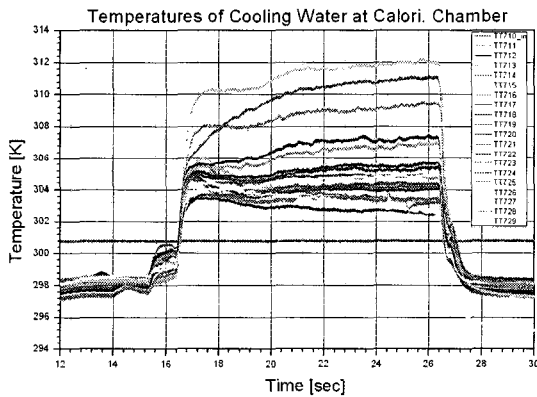


Fig. 8 Temp. of the Cooling Water (DP, F.C.= 0%)

bar (OD3 : 76bar), 연소압은 52.5 bar(OD3 : 62bar) 로서 약 10~11bar의 분사기 차압을 보였다. Fig. 8은 칼로리미터 각 채널의 냉각수 출구 온도의 분포를 나타내는데 최대 약 14K(OD3: 17K)의 온도상승을 보였다.

Figure 9는 칼로리미터의 벽면 온도의 분포를 나타내는데 노즐목 부근의 온도가 크게 증가하는 것을 알 수 있으나 약 430K(OD3: 560K)의 온도를 보여주고 있어, 칼로리미터의 재질에 열손상을 주지는 않을 것으로 사료된다. Table 1에 설계점 및 탈설계점 연소시험의 결과를 정리하였다. 막냉각량과 노즐목에서의 최대 열유속 및 벽면온도의 상승치를 같이 나타내었다.

Table 1 Result of the Calorimeter Firing Test

시험 조건	DP	DP	DP	DP	DP	OD3	OD3
sec.	4.0	20.0	10.0	10.0	10.0	10.0	10.0
P _{LOx} Mani.(bar)	64.4	65.9	64.2	63.7	66.1	77.7	76.4
P _{Fuel} Mani.(bar)	63.6	65.0	63.4	63.0	65.5	75.3	76.0
P _c (bar)	53.1	54.4	52.9	52.5	54.5	62.3	61.5
O/F ratio	2.5	2.7	2.7	2.8	2.6	2.8	2.8
O/F ratio (w/o F.C.)	2.8	2.9	2.8	2.8	2.8	3.1	2.8
F.C.(%)	10.5	9.2	3.3	0.0	10.5	10.1	0.0
q _{throat} (MW/m ²)	15.9	17.8	22.1	24.0	17.7	25.5	31.5
ΔT _{wall} (K)	80	88	105	117	88	163	242

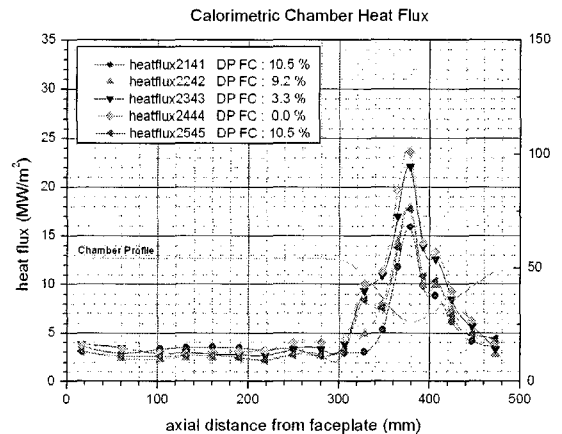


Fig. 10 Heat Flux of the Calorimeter (DP)

Figure 10에 칼로리미터 각 채널 열유속의 분포를 나타내었다. 칼로리미터 실린더부의 열유속은 약 3~4 MW/m²이며, 막냉각량에 따라 약간의

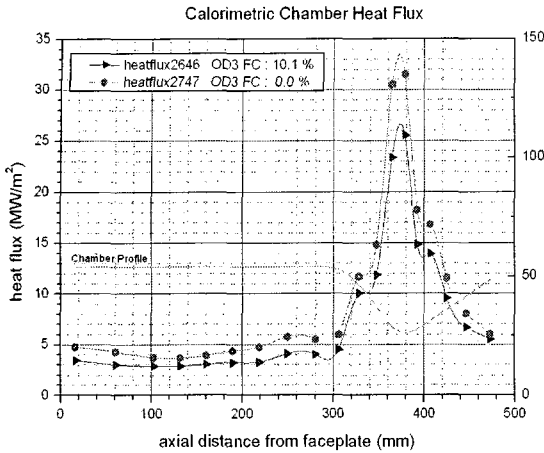


Fig. 11 Heat Flux of the Calorimetric Chamber (OD3)

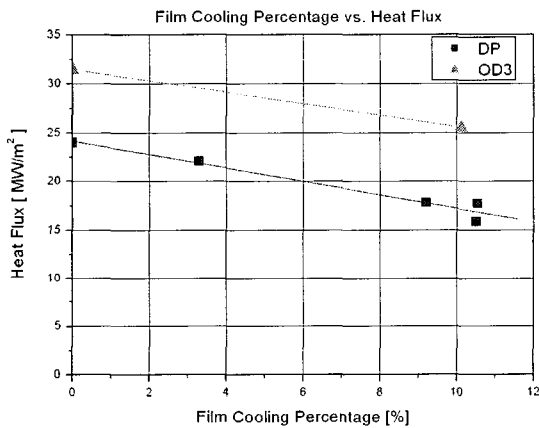


Fig. 12 Film Cooling Amount Vs. Heat Flux

차이를 보여주고 있다. 막냉각량이 증가할수록 열유속은 감소하며, 노즐목에서의 최대 열유속은 막냉각량이 10.5%일 때 약 16.8 MW/m², 막냉각량이 없는 경우는 약 24.0 MW/m² 이므로 열유속은 약 30% 감소됨을 알 수 있다.

Figure 11은 탈설계점 연소 시험 시의 열유속을 나타낸 것이다. 탈설계점(OD3)은 연소압이 높고 혼합비가 높아 연소가스의 온도가 높은 조건이므로 설계점 시보다 전체적으로 높은 열유속을 보여준다. 노즐목에서의 최대 열유속은 막냉각량이 10.1% 일 때 약 25.5MW/m², 막냉각량

이 없는 경우는 31.5 MW/m² 이므로 약 19% 열유속의 감소를 보여준다. 또한 막냉각량이 없는 경우, 탈설계점에서의 열유속이 설계점에 비해 약 31% 증가하였다.

4. 결론 및 맺음말

고압의 연소 조건에서 반복 사용이 가능하도록 제작된 칼로리미터와 축소형 분사기 헤드 및 막냉각 링을 결합하여, 막냉각량과 작동점의 변화에 따른 열유속의 변화를 알아보았다. 막냉각량이 증가할수록 열유속은 감소되었고, 설계점 연소 시험 시 막냉각의 유량이 전체 연료 유량의 10.5%일 때 노즐목에서의 열유속은 약 30% 감소되었다. 또한 막냉각량이 없는 경우, 탈설계점에서의 열유속이 설계점 시 보다 약 31% 증가하였다.

본 결과는 실물형 연소기의 재생 냉각 관련 설계 시에 활용될 것이며, 향후 연소기의 열유속이나 분사기별 열분포 등에 대한 더 많은 DB 구축을 위해서 시험을 수행할 예정이다.

참고 문헌

1. G. P. Sutton, W. R. Wagner and J. D. Seader, "Advanced Cooling Techniques for Rocket Engines", *Astronautics & Aeronautics*, January 1966.
2. 조원국, 류철성, 정용현, 이광진, 김승한, 이수용, "추력 2톤급 축소형 칼로리미터 개발," 유체공학학술대회, 2004.
3. 이광진, 한영민, 김승한, 김종규, 김인태, 최환석, 설우석, "막냉각 링을 사용한 축소형 연소기의 연소성능시험," 제6회 우주발사체 기술 심포지움, 4. 2005.
4. 한영민, 김승한, 서성현, 이광진, 김종규, "액체로켓엔진 축소형 고압 연소기 설계," *항공우주기술 제2권 제1호*, 2005.