

막냉각량에 따른 축소형 칼로리미터의 열유속 특성에 관한 연구

김종규* · 임병직** · 서성현* · 한영민** · 김홍집* · 최환석*

Film cooling Effects on Wall Heat Flux of a Subscale Calorimetric Combustion Chamber

Jonggyu Kim* · Byoungjik Lim** · Seonghyeon Seo* ·
YeoungMin Han** · HongJip Kim* · HwanSeok Choi*

ABSTRACT

The effects of the changes of a film cooling mass flow rate and operating conditions on wall heat flux characteristics of a subscale calorimetric combustion chamber were investigated by experiment and numerical analysis. At the nominal operating condition, with the film cooling mass flow rate being 10.5 percent of a main fuel mass flow rate, maximum heat flux at the nozzle throat was measured to be 30 percent lower than that without the film cooling. For the relatively higher mixture ratio and chamber pressure condition, maximum heat flux at the nozzle throat was increased by 31 percent compared to that of the nominal condition test without film cooling.

초 록

막냉각량과 작동점의 변화에 따른 축소형 칼로리미터의 열유속 특성을 실험과 해석을 통해 알아보았다. 칼로리미터의 실린더 부분은 8개의 채널로, 노즐부는 11개의 채널로 구성되어 있다. 설계점 연소 시험 시 막냉각량이 전체 연료유량의 10.5%일 때 노즐목에서의 열유속은 막냉각이 없을 때보다 약 30% 감소하였다. 또한 막냉각이 없을 경우, 고압-고혼합비 조건 연소 시험 시 노즐목에서의 열유속이 설계점 시험 시보다 약 31% 증가함을 보였다.

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

1. 서 론

† 2006년 9월 21일 접수 ~ 2006년 11월 28일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

** 종신회원, 한국항공우주연구원 연소기팀
연락처, E-mail: bellstar@kari.re.kr

일반적으로 액체로켓엔진 연소기는 고온, 고압

의 조건에서 작동되기 때문에 연소기 챔버의 냉각은 중요한 설계 변수이다. 냉각 방식은 재생냉각, 막냉각, 침투냉각, 내열재 삭마 방식 등 여러 가지가 있다. 재생냉각 방식은 현재 가장 많이 사용하고 있는 방식으로 냉각 시 흡수된 열에너지를 연소에 다시 활용하여 성능 손실이 없고, 연소시간을 증가시킬 수 있으며, 상대적으로 구조가 가볍다는 장점이 있다. 막냉각 방식은 연소기 챔버 벽면으로 추진제로 막을 형성하도록 분사시켜 높은 열유속으로부터 벽면을 보호하는 방식이다. 고압 및 높은 열유속 조건일 경우, 이러한 재생냉각과 막냉각을 혼합한 냉각방식을 적용한다[1]. 재생냉각 방식의 연소기를 설계함에 있어서 가스 측과 냉각제 측에서의 열유속, 연소기 재질, 그리고 냉각제의 온도 상승 등을 고려하여야 한다. 이러한 재생냉각 방식의 연소기를 적용하기에 앞서 열유속 특성을 측정할 수 있는 축소형 칼로리미터가 요구된다. 이에 한국항공우주연구원에서는 고압의 조건에서도 작동이 가능한 칼로리미터를 설계, 제작하였다[2]. 또한 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 실험과 수치해석을 통해 알아보았다.

2. 시 험

21 분사기

동축 와류형 분사기는 와류실의 존재 유무에 따라 열림형, 닫힘형, 혼합형으로 구분된다. 열림형은 와류실이 없는 타입이며 닫힘형은 와류실이 있는 타입이다. 혼합형은 Fig. 1과 같이 닫힘형의 산화제 분사기와 열림형의 연료 분사기로 구성된 타입이다. Recess number (RN)는 산화제 노즐 끝단에서부터 연료 노즐 끝단까지의 거리

(L1)와 산화제 노즐 끝단에서부터 산화제가 분무되어 연료막과 만나는 지점까지의 거리(L2)의 비(L1/L2)로 정의된다. 본 연구에서 고려되는 분사기는 RN=1.0인 혼합형 동축 와류 분사기이며, 각각의 추진제는 산화제 측은 8개, 연료 측은 4개의 접선방향 오리피스를 통해 유입된다. 와류 방향은 모두 동일한 방향이며 분무각은 산화제, 연료 각각 65°와 120°이다.

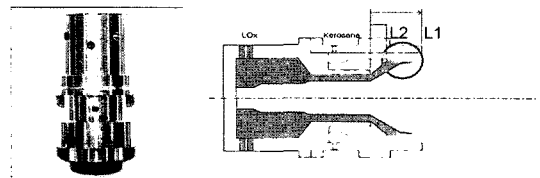


Fig. 1 Mixed Type Coaxial Swirl Injector

22 연소기 헤드

본 연구에서 시험한 연소기 헤드는 18개의 주 분사기, 1개의 중앙분사기, 각 추진제 메니폴드, 유입 라인, 분사기면 등으로 구성되어 있다. 정압, 동압, 온도, 가속도 센서 등이 장착 가능하도록 구성되어 있다. 연소기 헤드에서의 분사기 배열은 Fig. 2에 나타내었다. 1개의 중앙분사기가 중앙에 위치하고 1열에 6개, 2열에 12개의 주 분사기가 배열된다.

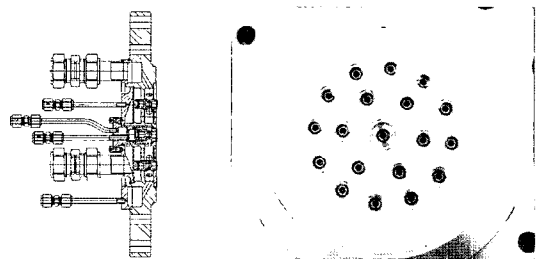


Fig. 2 Photograph of Mixing Head

23 막냉각링

막냉각링은 연소기 헤드와 칼로리미터 사이에 삽입된다. 케로신은 4개의 포트에 유입이 되며, 축방향 모멘텀을 갖기 위해 12개의 접선 오리피스를 통해 분무되어 연소기 벽면을 감싸면서 분

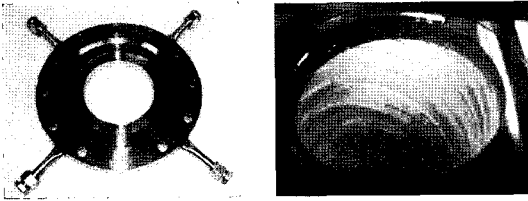


Fig. 3 Film Cooling Ring and Spray Pattern

무된다. 막냉각링과 분무 사진을 Fig. 3에 나타내었다. 막냉각링의 설계차압은 6 bar이며, 설계 유량은 0.19 kg/s 이다.

2.4 Calorimetric Combustion Chamber

칼로리미터는 내경 108 mm인 실린더부와 노즐목의 직경이 50 mm인 노즐부로 구성되어 있다. 분사기면에서부터 노즐 출구까지의 전체 길이는 488 mm이다. 실린더부에서는 열유속의 변화가 급격하지 않아 8개의 물냉각 채널로 구성하였으나 노즐부에서는 11개의 채널로 구성하여 급격히 변하는 열유속의 특성을 파악할 수 있도록 하였다.

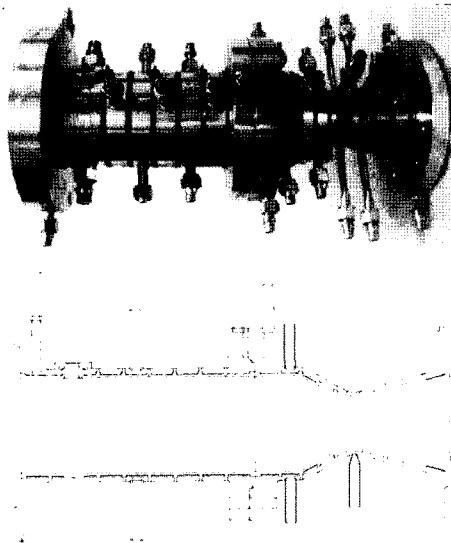


Fig. 4 Calorimetric Combustion Chamber

칼로리미터의 내피는 구리합금으로 제작하였고 외피는 스테인리스 스틸로 제작하여 전자빔

용접을 통해 접합하였다. 각각의 채널에는 냉각수의 유입과 유출을 위한 포트가 있다. Fig. 4에 칼로리미터를 나타내었다.

3. 시험 설비

3.1 연소 시험 설비

모든 연소시험은 한국항공우주연구원 내 소형 연소시험장에서 이루어졌다. 각각의 추진제와 냉각수는 질소 가압식 저장 탱크를 이용하여 공급하였다. Fig. 5에 칼로리미터, 추진제와 냉각수의 공급라인, 각각의 센서를 포함한 연소 시험 설비를 나타내었다.

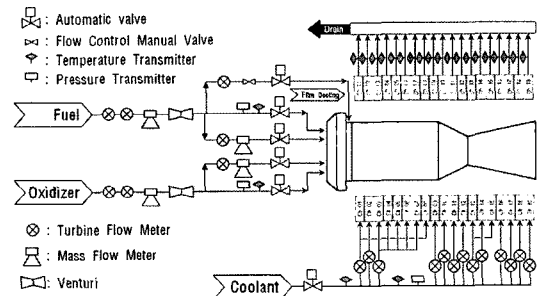
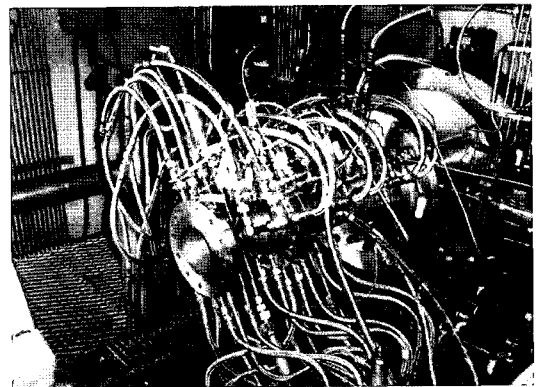


Fig. 5 Firing Test Facility

각각의 추진제 유량은 저장 탱크를 가압하고 설비 라인에 캐비테이션 벤츄리를 삽입하여 연소기의 압력에 영향을 받지 않고 정확하게 조절된다. 설비 라인에 유량계, 압력 및 온도센서 등

이 장착되어 있다. 연소시험 시 연소기의 접화는 메탄과 기체산소를 이용한 토치 점화기를 이용하였다. 토치 점화기는 분사기 면으로부터 노즐 쪽으로 60 mm 떨어진 칼로리미터 실린더 부에 장착되어 작동된다. 칼로리미터의 각각의 채널에서의 열유속 측정을 위해 냉각수 유입구 측에 유량계를 삽입하여 유량을 계측하였고, 유출구 측에 K-type 열전대를 삽입하여 온도 상승분을 계측하였다. 연소시험 시 모든 밸브의 작동은 PLC(programmable logic control)를 통해 제어되며, 예기치 못한 비상상황이 감지가 되면 자동으로 비상정지가 될 수 있도록 하였다. 연소기 헤드, 칼로리미터, 공급계 등에 설치되어 있는 압력, 온도, 유량 등의 데이터는 설비 데이터 계측 시스템에 1 kHz로 저장되며, 동압과 가속도 데이터는 50 kHz로 저장된다.

3.2 시험 조건

추진제는 액체산소와 케로신(Jet A-1)을 사용하였고, 시험 조건을 Table 1에 나타내었다. 설계점(DP) 연소시험 시 각 추진제의 유량은 산화제가 4.42 kg/s, 케로신은 1.59 kg/s, 혼합비는 2.77이다. 탈설계점(OD) 조건은 설계점 연소압과 혼합비 조건의 $\pm 15\%$ 의 범위로 설정한다. 본 연구에서는 고압, 고평합비 조건인 OD3 조건에서 연소시험을 수행하였다.

Table 1. Test Conditions

Item	Unit	DP	OD3
Combustion pressure	Bar	52.5	60.4
OF ratio		2.77	3.19
LOx mass flow rate	kg/s	4.42	5.41
Fuel mass flow rate	kg/s	1.59	1.70
Film cooling	%	10.5, 9.2, 3.3, 0	10.1, 0

막냉각 유량은 설계점 조건에서는 전체 연료 유량의 10.5, 9.2, 3.3, 0% 이며, 탈설계점 조건에서는 10.1, 0%이다. 칼로리미터로 유입되는 냉각수 유량은 27 kg/s이다.

4. 해 석

Figure 6에 나타낸 것과 같이 재생냉각 챔버를 설계하기 위한 일차원 열저항 개념을 이용한 코드로 해석을 수행하여 시험결과와 비교하였다.

본 해석 코드는 연소가스와 챔버 벽면에서의 열전달은 Bartz correlation 식을 이용하였고[1], 냉각 성능에 영향을 주는 설계 변수, 즉 냉각 채널의 형상, 냉각 유로 두께, 열차폐 코팅(TBC:Thermal Barrier Coating), 침착된 soot 등을 고려할 수 있도록 하였다. 이 코드는 FLUENT의 결과를 통해 검증하였다[4,5].

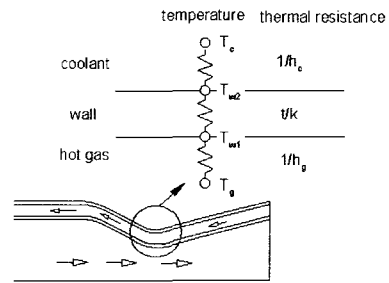


Fig 6. Schematic of Heat Transfer in Regenerative Cooling Channel

5. 결 과 및 토 의

5.1 설계점 및 탈설계점 연소시험

4번의 설계점 연소시험과 2번의 탈설계점 연소시험을 수행하였다. 시험 시간은 4초(1회), 10초(4회), 20초(1회)이며, 모든 연소시험은 하드웨어의 손상 없이 안정적으로 이루어 졌다.

Figure 7과 8에 막냉각이 없는 설계점 및 탈설계점 조건 시의 각 추진제의 메니폴드 및 챔버 압력과 추진제 유량 곡선을 나타내었다. 초기 구간, 즉 점화가 이루어지기 전에 질소 퍼지로 인해 각각의 메니폴드에는 압력이 상승되어 있다. 토치 점화기에서 점화가 이루어지면 중앙 분사

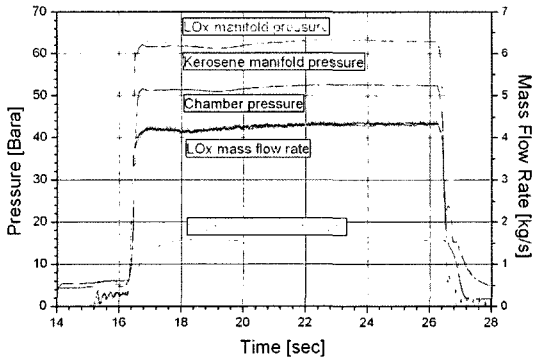


Fig 7. Traces of Pressures and Mass Flow Rates as Function of Time (DP, F.C=0%)

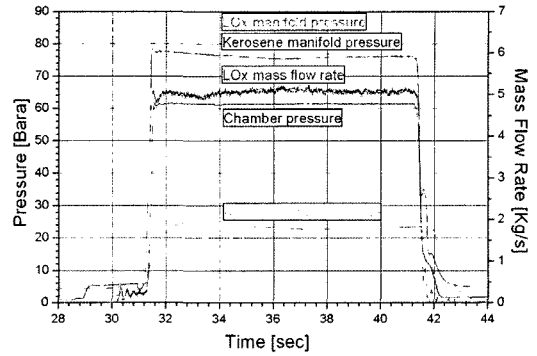


Fig 8. Traces of Pressures and Mass Flow Rates as Function of Time (OD3, F.C=0%)

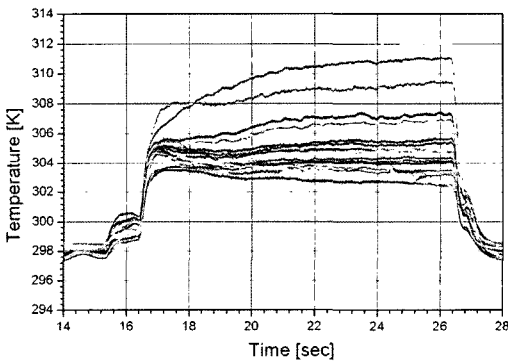


Fig 9. Traces of Temperatures of Coolant as Function of Time (DP, F.C=0%)

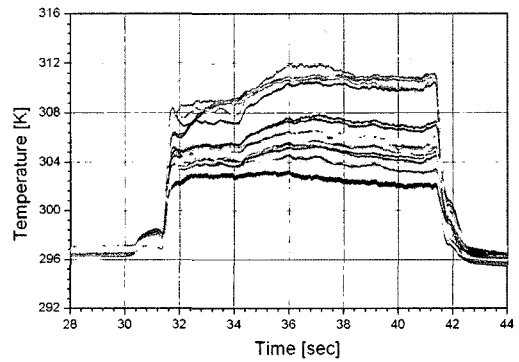


Fig 10. Traces of Temperatures of Coolant as Function of Time (OD3, F.C=0%)

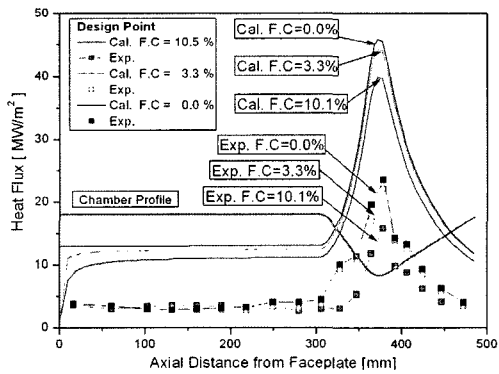


Fig 11. Heat Flux of Calorimetric Combustion Chamber along the Axial Distance (DP)

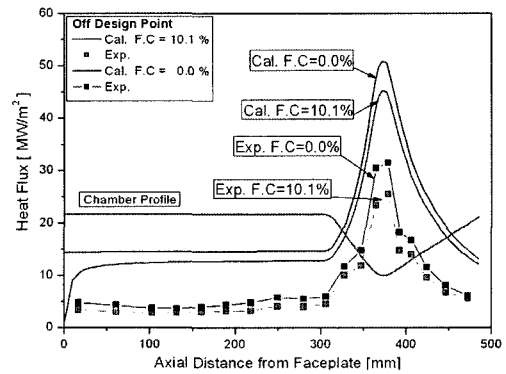


Fig 12. Heat Flux of Calorimetric Combustion Chamber along the Axial Distance (OD3)

기로 산화제와 연료가 유입되어 연소가 시작되고, 주 분사기로 추진제가 유입되어 연소가 이루어진다. 설계점 정상상태의 구간에서 각각의 추진제 메니폴드 압력은 64 bar (76 bar, OD3)이며, 연소실의 압력은 52.5 bar (61 bar, OD3)이다. 산화제 유량은 4.5 kg/s (5.2 kg/s, OD3), 연료 유량은 1.6 kg/s (1.8 kg/s, OD3)이다.

Figure 9와 10에 막냉각 유량이 없을 때의 칼로리미터 챔버의 출구 냉각수 온도 분포를 나타내었다. 연소 초기구간을 지나서는 안정된 온도 분포를 보여주고 있다. 최대 온도차는 설계점에서 약 14 K이며, 탈설계점에서는 약 20 K이다.

5.2 열유속

설계점과 탈설계점에서의 칼로리미터의 축방향에 따른 열유속의 분포를 Fig. 11과 12에 각각 나타내었다. 설계점에서 막냉각 유량은 전체 연료 유량의 0, 3.3, 10.5%의 유량을 공급하였다. 시험결과와 해석결과가 상당히 큰 차이를 보이고 있다. 해석결과는 정성적으로는 시험결과와 유사하나 정량적으로는 열유속을 과다하게 예측하고 있다. 이는 단순 막냉각 모델, 과다 예측된 core 온도, 불확실한 계수 보정 등에 인한 것으로 보인다.

시험결과에서 실린더부의 열유속의 분포는 약 3~4 MW/m²이며, 최대 열유속은 노즐목에서 발생된다. 막냉각 유량이 없을 시, 노즐목에서의 열유속은 설계점에서는 약 24 MW/m² 이고, 탈설계점에서는 약 31.5 MW/m²이다.

5.3 막냉각의 효과

Figure 13에 막냉각 유량에 따른 가스 측과 냉각수 측 벽면 온도 분포를 해석적으로 계산하여 나타내었다. 그림에서 Twg, Twc는 각각 가스 측의 벽면온도와 냉각제 측의 벽면온도를 나타낸다. 냉각제로는 물과 케로신을 사용하였다. 케로신을 냉각제로 사용했을 경우, 벽면 온도가 상당히 높게 나타났다.

탄화수소계열의 연료를 냉각제로 사용하는 재냉각방식의 챔버에서는 이와 같은 높은 열유

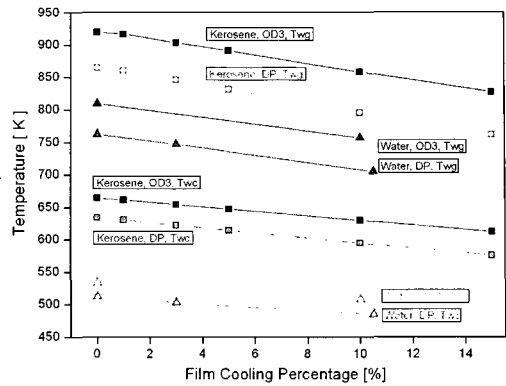


Fig 13. Temperatures of Wall vs. F.C

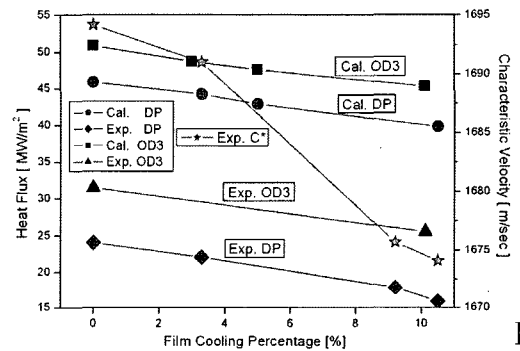


Fig 14. Maximum Heat Flux and C* vs. F.C

속이 채널에 탄화 침착물을 발생시킬 수 있고, 이러한 침착물로 인해 챔버의 냉각 성능이 감소하고 챔버를 파괴시키는 결과를 초래한다. 이러한 챔버의 열유속을 감소시키기 위해서 막냉각을 사용한다. 막냉각의 유량이 전체 연료 유량의 15%를 유입했을 경우, 설계점에서 가스 측의 벽면 온도가 약 100 K 정도 감소함을 알 수 있다.

Figure 14에 막냉각량에 따른 노즐목에서의 최대 열유속과 특성속도를 나타내었다. 위 결과로부터 막냉각량이 전체 연료 유량의 10.5%일 때, 노즐목에서의 최대 열유속은 막냉각량이 없을 때 보다 약 30% 감소하였다. 또한 막냉각량이 증가할수록 특성속도는 감소한다. 설계점 연소시험 시 막냉각량이 10.5%일 때 특성속도는 약 1.2% 감소하였다. 탈설계점 연소시험 시에는 막냉각량이 전체 연료 유량의 10.1%일 때 막냉각

량이 없을 경우보다 노즐목에서의 열유속이 약 19% 감소함을 보였고, 막냉각량이 없을 경우 탈설계점에서의 열유속이 설계점에서의 열유속보다 약 31% 증가함을 보였다.

6. 결 론

축소형 연소기 헤드, 칼로리미터 챔버, 막냉각링을 적용하여 막냉각량과 작동점의 변화가 열유속에 미치는 영향을 알아보았고 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 막냉각량과 작동점의 변화에 따른 모든 시험은 하드웨어적으로 손상이 없이 안정적으로 이루어졌다.

2. 설계점 연소 시험 시, 막냉각량이 전체 연료 유량의 10.5% 일 때 노즐목에서의 최대 열유속은 막냉각량이 없을 경우 보다 약 30% 감소하였다.

3. 탈설계점(OD3) 연소 시험 시, 막냉각량이 전체 연료 유량의 10.1% 일 때 노즐목에서의 최대 열유속은 막냉각량이 없을 경우 보다 약 19% 감소하였다.

4. 막냉각량이 없을 경우, 탈설계점(OD3)에서의 열유속이 설계점에서의 열유속보다 약 31% 증가하였다.

5. 해석 결과가 시험 결과와의 비교 시 해석결과는 열유속을 약 60% 과다 예측을 하였다. 이는 1차원 설계 코드의 한계로 인한 것으로 보이며, 앞으로 좀 더 많은 보완이 필요하다.

후 기

본 연구는 공공 기술연구회 기본연구사업인 '로켓엔진 고성능화 기술개발'의 일환으로 진행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines," AIAA, Vol. 147 Progress in Astronautics & Aeronautics, 1992
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. Fluent user's manual, 2000
5. 조원국, 문윤완, "축소형 칼로리미터의 냉각 성능 해석," 한국추진공학회지, 제7권 3호, 2003, pp.8-14