

로켓엔진 분사면의 냉각성능 향상에 관한 연구

조원국* · 설우석*

Study of Cooling Performance Enhancement on Injector Face Plate of Rocket Engine

Won Kook Cho* · Woo Seok Seol

ABSTRACT

An optimal fuel manifold is suggested to improve the cooling performance of injector face plate. The cooling performance at the center area of the injector face plate is to be augmented while the spatial injection uniformity is maintained. The comparison of the cooling performance of 7 candidates gives the conclusion that the dividing plate from 2-3 injector row to 9-10 injector row is an optimal. The maximum face plate temperature decreases by 27% while the injection uniformity is close to that of the original design. The pressure drop in the fuel manifold of the optimal design is also same as the original design.

초 록

로켓엔진 연소기의 분사면 냉각성능을 개선하기 위한 연료 매니폴드의 최적형상을 제시하였다. 매니폴드의 형상은 분사균일성을 최대한 유지하면서 분사면 중심의 냉각성능을 높일 수 있어야 한다. 이를 위하여 7가지 후보 형상에 대하여 냉각성능을 비교한 결과 분사기 2-3열과 9-10열 사이에 분할판이 설치된 형상이 최적인 것으로 판단된다. 분사균일성은 설계원형과 유사한 수준이며 분사면의 최고온도는 27% 감소하였다. 또한 매니폴드의 형상 변화에 의한 추가적인 압력강하는 거의 없을 것으로 예측되었다.

Key Words: Cooling performance(냉각성능), Liquid rocket engine(액체로켓엔진), Injection uniformity(분사균일성), Fluent

1. 서 론

로켓엔진 연소기의 헤드는 추진제를 연소실로

공급하는 장치이다. 그림 1은 일반적인 로켓엔진 헤드 형상을 나타낸다. 보편적인 2원 추진제를 적용하는 액체엔진의 경우, 산화제와 연료가 각각 헤드로 공급되며 이들은 분사기를 통하여 혼합되어 추진제 혼합물의 형태로 연소기로 공급되어 연소된다. 로켓엔진 헤드는 연소효율을 높

* 한국항공우주연구원 엔진그룹
연락처자, E-mail: wkcho@kari.re.kr

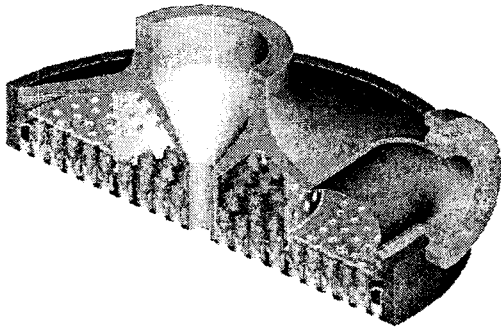


Fig. 1 Schematic of rocket engine head.

이기 위하여 추진제를 분사면에 대하여 공간적으로 균일하게 공급해야 한다[1]. 헤드를 구성하는 분사면은 고온 가스에 노출되므로 추진제를 이용하여 냉각하게 된다. 따라서 분사면은 충분한 냉각성능을 가지도록 설계되어야 하며 이러한 점은 냉각성능이 낮은 등유계열의 연료를 사용할 때 특별히 주의하여야 한다. 이에 본 연구에서는 이러한 단점을 보완하는 형상으로서 많은 유량을 중심부로 강제 공급할 수 있는 방안을 제시한다. 연료 매니폴드의 유로가 2층 구조인 경우, 분사면을 흐르는 유량과 분사기로 유출되는 유량의 관계를 강제 조정할 수 있으며 이에 대한 3차원 열/유동해석을 수행하여 성능 변화를 관찰하고 최적의 헤드 내부 구조를 결정하고자 한다.

2. 본 론

2.1 해석 방법

해석은 Fluent v5.5[3]를 사용하였으며 유동 영역은 전체의 30° 각도를 대상으로 한다. 비압축성 유동을 가정하였으며 압력항 처리는 SIMPLE 알고리즘을 사용하였고 난류변수는 표준 $k-\epsilon$ 난류모형을 이용하였다. 대류항의 경우, QUICK기법을 사용하였고 확산항의 경우, 중앙차분을, 난류변수에 대해서는 UD기법을 적용하였다.

헤드 전체의 연료 유량은 25.8 kg/s이다. 냉각 유체는 Jet-A1이며 온도변화에 의한 물성변화를

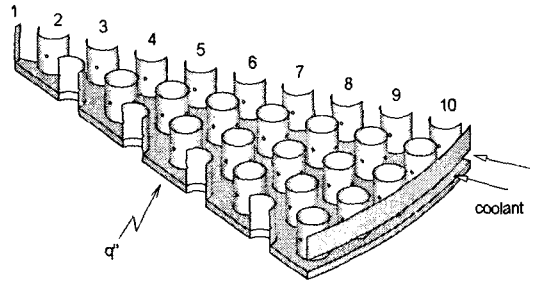


Fig. 2 Sketch of fuel manifold.

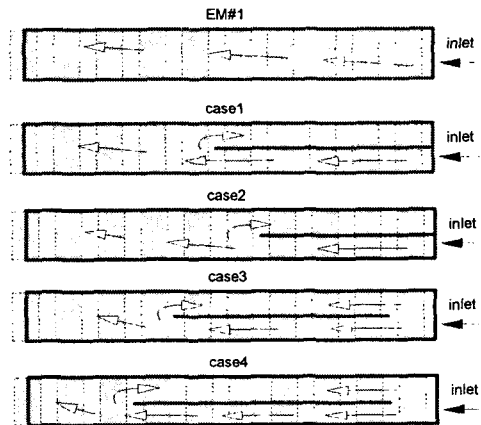


Fig. 3 Schematic of fuel manifold.

생략하여 상온에서의 물성[5,6]을 사용하였다. 크롬동의 물성은 온도에 대하여 일정한 것으로 가정하여 전도계수 300 W/m-K를 적용하였다.

분사면에서의 열조건은 대류 조건을 사용하였으며 $h=580 \text{ W/m}^2\text{-K}$, $T_g=3000 \text{ K}$ 으로 주었다. 이는 NAL에서 수행한 실험 데이터[7]를 대류 경계조건으로 변환한 것으로 분사면에서 12mm 하류에 위치한 연소실 벽으로의 열유속 $q''=1.5 \text{ MW/m}^2$, 벽면온도 $T_{wg}=400 \text{ K}$ 로부터 연소가스의 온도를 3000 K로 가정하여 대류열전달계수를 구하였다. 상기 조건은 추진제 LOX/RJ-1, 혼합비 2.3, 연소압 53 bar에 관한 결과이다. 본 연소기의 연소조건은 추진제 LOX/Jet-A1, 연소기 평균 혼합비 2.4, 연소압 53bar이므로 참고문헌의 경우와 다르나 분사면 가까운 곳에서의 실험 결과가 없는 관계로 문헌의 결과를 차용하였다. 본 해석방법에 의하여 후향계단[8]에서 열전달 성능

Table 1 Comparison of injection uniformity and cooling performance.

	σ (%)	Δp (bar)	T_{max} (K)	T_{av} (K)	ΔT_{max} (%)
EM#1	0.93	7.2	1251	715	ref.
case-1	3.1	9.7	878	486	-30
case-2	2.2	8.6	995	541	-20
case-3	0.87	7.2	1007	679	-20
case-4	0.90	7.2	918	709	-27
KSR-III	1.5	-	-	-	-

을 구한 결과 재부착 길이는 5.3 그리고 최대 Stanton 수는 0.0037이었으며 측정 결과와의 상대오차는 각각 21% 및 10%이다.

2.2 분사면 냉각성능 해석

그림 2는 로켓엔진 연소기의 연료 매니폴드를 나타낸다. 위 그림은 일반적인 형태를 나타내며 아래 그림은 연료 매니폴드를 분할하여 분사면과 접하며 흐르는 공간을 분할하여 냉각유체의 유속이 증가되어 분사면 중심부에서 냉각성능이 향상되도록 수정된 형상[9]을 나타낸다. 본 문서에서 분사균일성과 분사면의 냉각성능 개선을 위한 헤드 내부 형상의 후보로 생각한 5가지 매니폴드 구조를 그림 3에 도시하였다.

표 1은 해석 결과를 정량적으로 비교한다. 상기 표의 비교 데이터는 EM#1을 기준으로 한 것이다. case-1, 2의 경우, 분사균일성이 급격히 저하되며 case-3,4[9]의 경우, 분사균일성은 큰 차이가 없다. case-1, 2의 경우, 모든 유량이 동일한 경로를 지나며 U-턴하기 때문에 유동변화가 심한 U-턴 위치에서 분사공을 통과하는 유량의 불균일이 커진다. EM#1과 case-3,4는 KSR-III의 분사균일성과 비교하여 개선된 결과를 준다. EM#1의 경우, 상기 변화는 분사기의 형상이 단순화되어 연료 매니폴드의 내부공간에서의 유동 저항이 감소되어 유체의 흐름이 자유로워졌기 때문에 풀이된다. case-3, 4의 경우, 매니폴드 중간에 분리판이 추가되어 유동에 장애물로 작용하지만 일부 유체가 분리판 앞부분에서 분리판 아래/위의 경로를 자유롭게 지날 수 있기 때문에 기준 형상인 EM#1과 유사한 분사균일성과

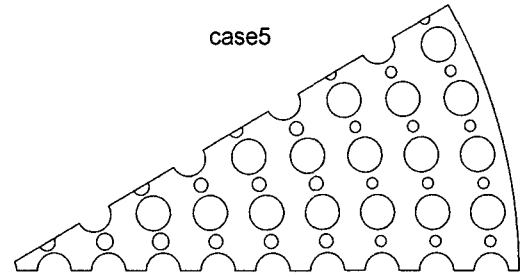


Fig. 4 Sketch of case5 design.

내부압력 강하는 가지는 것으로 판단된다. 반면에 분사면의 냉각성능은 case-1과 case-4가 우수한 것으로 나타났다. 이는 분사면 중심부의 유량공급이 많아졌기 때문이다. 상기 결과를 종합해 볼 때 분사균일성 저하를 최소화하면서 분사면의 냉각성능을 높일 수 있는 구조로서 case-4가 유력한 것으로 판단된다. 상기 온도는 유사한 조건에 대한 연소실 측벽에서의 열환경을 차용하여 구한 것으로 절대값은 정확한 결과가 아니므로 주의하기 바란다.

case4에서 개선된 구조로서 연료매니폴드의 분리판에 다수의 유로를 구성하여 냉각유체의 흐름을 제어하는 방식을 생각해 보자. 그림 4는 분사기 사이에 분리판 상/하로 유동이 가능하게 유로를 구성한 형상을 도시한다. 분리판의 유로 크기는 case5의 경우, 중심에서부터 3열씩 직경이 3.0 mm, 2.5 mm, 2.0 mm로 감소하며 case6의 경우, 중심 2열까지 직경 3.0 mm이며 이후 반경방향으로 진행하며 점차 작아져 1.4 mm까지 감소된다.

Table 2 Results of perforated dividing plate design.

	σ (%)	Δp (bar)	T_{max} (K)	T_{av} (K)	ΔT_{max} (%)
EM#1	0.93	7.2	1251	715	-
case4	0.90	7.2	918	709	-27
case5	1.8	8.6	859	528	-31
case6	2.7	9.9	712	506	-43

표 2는 분사량의 공간적 불균일과 분사면의 냉각성능을 비교하며 그림 5는 분사면에서의 냉각성능 변화를 비교 한다. 결과는 그림 4의 아래

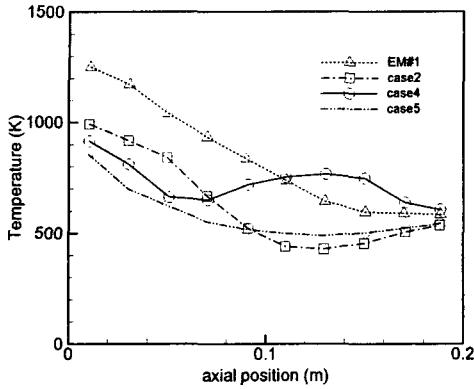


Fig. 5 Variation of hot-gas-side wall temperature along centerline.

쪽 대칭선에서의 온도를 추출한 것이다. 따라서 주어진 반경에서의 평균값은 아니므로 주의하기 바란다. EM#1과 case2의 경우, $r < 0.4$ 영역에서의 유속이 급속히 작아지며 분사면의 온도분포 역시 중심으로 가면서 지속적으로 높아진다. 반면에 case4, 5는 이러한 경향이 상당부분 해소된 것이 관찰되며 중심부의 온도 역시 많이 감소된다. case5의 경우, 냉각성능 뛰어나지만 매니폴드에서 냉각유체의 압력강하가 크며 분무량의 균일성 역시 EM#1와 같은 수준이 되기 위해서는 반복적인 설계 변경이 이루어져야 할 것으로 판단된다. 따라서 case4의 적용은 무난할 것으로 판단되며 case5를 적용하기 위해서는 추가적인 연구가 필요할 것으로 판단된다.

3. 결 론

연소기의 분사면 냉각성능을 개선하기 위한 연료 매니폴드의 최적형상을 제시하였다. 매니폴드의 형상은 분사균일성을 최대한 유지하면서 분사면 중심의 냉각성능을 높일 수 있어야 한다. 이를 위하여 5가지 형상을 비교하였으며 분사기 2-3열과 9-10열 사이에 분할판이 설치된 case4가 최적인 것으로 판단된다. 분사균일성은 기준 형상과 유사한 수준으로 유지된 반면 분사면의 최

고온도는 27% 감소하였다. 또한 형상 변화에 의한 추가적인 압력강하는 무시할만한 수준으로 판단된다. 분사면의 냉각성능만을 생각하면 case5, 6이 뛰어나지만 분사균일성이 심각하게 저하되며 냉각유체의 압력손실이 과도하게 증가하는 단점이 있다.

후 기

본 연구는 공공기술연구회에서 시행한 기본 연구사업인 “로켓엔진 연소기 고성능화 기술개발사업” 연구결과의 일부입니다.

참고문헌

1. 김학중, 변영환, 조원국, 설우석, 나양, 한국추진공학회지, Vol.8, No.2, pp.1-9, 2004.
2. Astrium Production Center Ottobrunn CD-ROM.
3. Fluent v.5.5 User's manual, 2000.
4. 최승주 외, 대체재료 물성평가, 한국기계연구원, 2000.
5. DR-13535PA0000-0001, 연료 물성에 의한 냉각성능 변화, 한국항공우주연구원, 2004.
6. 재생 냉각 시스템 해석 및 설계 연구 보고서, (주) 현대 모비스, 2003.
7. A. Kumakawa, M. Sasaki, K. Sato, H. Tamura, F. Ono, H. Sakamoto and N. Yatsuyanagi, Hot gas side heat transfer characteristics of LOX/H₂ and LOX/HC type propellants, NAL-TR-1062T, 1990.
8. J.C. Vogel and J.K. Eaton, J. Heat Transfer, Vol.107, No.4, pp.922-929, 1985.
9. 냉각성능이 향상된 액체 로켓엔진의 연료분사면판, 특허출원 10-2004-0099635.