

로켓엔진 분사면의 냉각성능 향상

조원국* · 설우석**

Cooling Performance Enhancement of a Rocket Engine Injector Face Plate

Won Kook Cho* · Woo Seok Seol**

ABSTRACT

An optimal fuel manifold is suggested to improve the cooling performance of an 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 분리판이 설치된 형상이 최적인 것으로 판단되었다. 분사균일성은 설계원형과 유사한 수준이며 분사면의 최고온도는 27% 감소하였다. 또한 매니폴드의 형상 변화에 의한 추가적인 압력강하는 거의 없을 것으로 예측되었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Fuel Manifold(연료매니폴드), Cooling Performance Enhancement(냉각성능향상), Injection Uniformity(분사균일성), Injection Plate Cooling(분사면냉각)

1. 서 론

로켓엔진 연소기의 헤드는 추진제를 연소실로 공급하는 장치이다. 보편적인 2원 추진제를 적용하는 액체엔진의 경우, 산화제와 연료가 각각 헤드로 공급되며 이들은 분사기를 통하여 혼합되며 추진제 혼합물의 형태로 연소기로 공급되어

† 2005년 5월 16일 접수 ~ 2005년 9월 2일 심사완료

* 중신회원, 한국항공우주연구원 엔진그룹

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

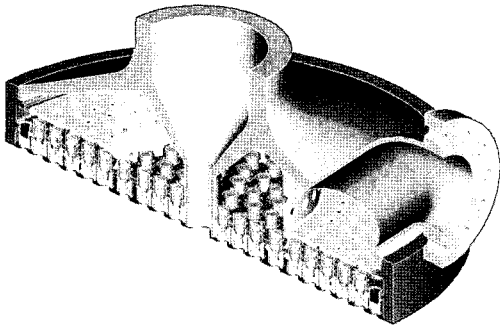


Fig. 1 Schematic of Rocket Engine Head

연소된다. 로켓엔진 헤드는 연소효율을 높이기 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 특별한 중요성을 가진다.

Figure 1은 로켓엔진 헤드의 형상과 분사기 배열을 예시한다. 그림은 실제 형상이 아니며 재생 냉각 유로에서 헤드로 이어지는 연결 유로가 생략된 상태이다. Vulcain 엔진의 경우, 산화제의 균일한 공급을 위하여 다수의 작은 구멍을 가지는 예분산판을 구성하고 있으며 액체 질소와 같은 극저온 유체를 공급하여 이의 흐름을 관찰함으로써 분사 균일성을 확인하고 있다[2].

재생냉각 연소기의 경우, 연료가 연소실을 냉각시킨 후 헤드로 유입된 추진제는 분사면 바깥쪽에서 중심으로 흐르며 분사면을 통하여 유출되는 구조를 가진다. 따라서 분사면 중심으로 진행하면서 냉각에 사용될 유량이 점차 줄어들며 유동 단면적 역시 반경에 비례하여 감소한다. 그러나 냉각유체는 외곽의 분사기 개수에 비례하여 유출되고 남은 유체의 유량은 내부에 배치된 분사기 개수에 비례하게 되며 이는 분사기 배치에 따라 다르지만 통상적으로 반경의 제곱에 비례한다. 상기 특성을 종합하여 보면 분사면 외곽에서 중심부로 가면서 유동단면적 감소보다 유량감소가 더욱 빠르기 때문에 분사면 중심부의

냉각 성능이 저하된다. 이에 본 연구에서는 이러한 단점을 보완하는 형상으로서 많은 유량을 중심으로 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 냉각성능과 분사균일성 변화를 관찰하고 최적의 헤드 내부 구조를 결정하고자 한다.

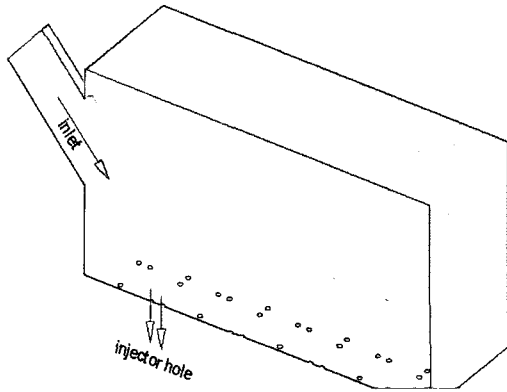
2. 본 론

2.1 해석 방법

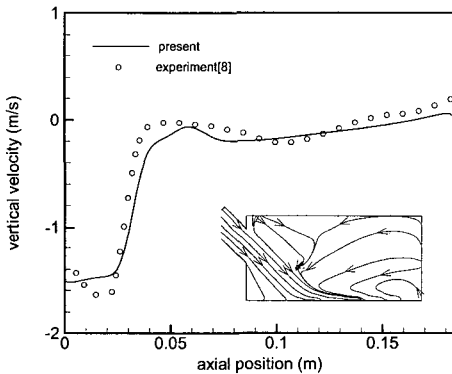
해석은 Fluent v5.5[3]를 사용하였으며 유동 영역은 전체의 30° 각도를 대상으로 한다. 비압축성 유동을 가정하였으며 압력항 처리는 SIMPLE 알고리즘을 사용하였고 난류변수는 표준 $k-\epsilon$ 난류모형을 이용하였다. 대류항의 경우, QUICK기법을 사용하였고 확산항의 경우, 중앙차분을, 난류변수에 대해서는 UD기법을 적용하였다.

헤드 전체의 연료 유량은 25.8 kg/s 이다. 분사공 이후의 유로는 생략되어있으므로 이 부분에서의 압력강하는 고려되지 않았다. 따라서 분사기에서의 압력강하는 실제 상황보다 작게 평가될 것이다. 수치 모형에서 분사공 직경은 1.1 mm 이며 격자 크기 0.2 mm 를 적용하여 충분히 조밀한 격자를 구성하였다. 분사면의 소재는 크롬동 합금[4]의 경우를 기준으로 하였으며 연료 매니폴드의 형상 변경을 통하여 분사면의 냉각성능을 비교하였다. 크롬동의 물성은 온도에 대하여 일정한 것으로 가정하여 열전도 계수 $300 \text{ W/m}\cdot\text{K}$ 를 적용하였다. 냉각유체는 Jet-A1이며 역시 온도변화에 의한 물성변화를 생략하여 상온에서의 물성[5, 6]을 사용하였다. 고온의 경우, 전도계수의 변동은 거의 없으며 밀도와 점성계수만 감소하므로 경계층 두께의 감소에 의하여 열전달 성능은 증가하게 된다. 따라서 상온 물성을 적용한 해석은 냉각성능을 과소평가할 것이다.

분사면에서의 열조건은 대류 조건을 사용하였



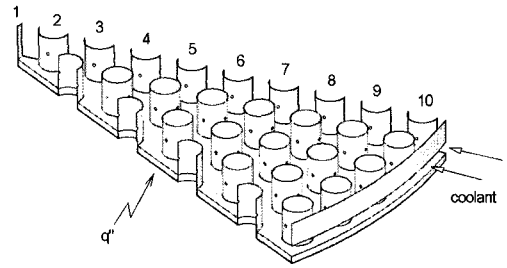
(a) Sketch of Model Head.



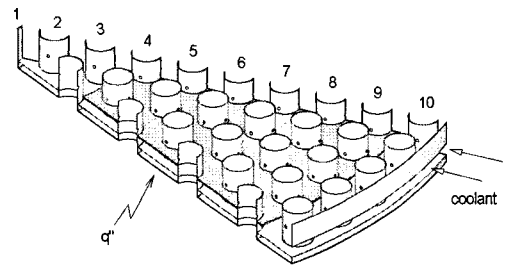
(b) Vertical Velocity Profile along Axial Position; Inset is the Streamlines at Symmetry Plane.

Fig. 2 Comparison of Measurement and CFD Analysis

으며 $h_f=580 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}$, $T_g=3000 \text{ K}$ 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 연소 가스의 온도를 3000 K로 가정하여 대류열전달계수를 구하였다. 상기 조건은 추진제 LOX/RJ-1J, 혼합비 2.3, 연소압 53 bar에 관한 결과이다. 본 연소기의 연소조건은 추진제 LOX/Jet-A1, 연소기 평균 혼합비 2.4, 연소압 53 bar이므로 참고 문헌의 경우와 다르나 분사면 가까운 곳에서의



(a) Original Design



(b) Revised Design[9]

Fig. 3 Sketch of Fuel Manifold

실험 결과가 없는 관계로 문헌의 결과를 차용하였다. 분사면 근처에서 저온의 추진제가 축방향으로 분사되므로 분사면으로의 열유속은 연소실 벽으로의 열유속에 비하여 작을 것으로 예상되므로 본 연구에서 적용한 조건은 과도한 것으로 판단된다.

2.2 모형 헤드 내부 유동 검증

로켓엔진 헤드 내부의 구조는 매우 복잡하며 분사기를 통하여 공급되는 추진제의 유량은 헤드 내부 형상과 분사공의 유출계수가 상호 연관되어 쉽게 예측할 수 없다. 이에 본 연구에서는 전산 유동해석의 정확성을 평가하기 위하여 측정이 용이한 모형 엔진 헤드에서의 유동특성을 가시화 실험 결과[8]와 비교하였다. Fig. 2는 육면체 형상의 모형 헤드를 나타내며 아래면에는 분사기를 모사한 다수의 분사공이 형성되어 있다. Fig. 2(b)는 모형의 대칭면 중간 높이에서 수직유동 성분을 비교한 것이다. 실험 결과와 해석 결과가 거의 같은 값을 가지며 이로써 분사공이 다수 형성된 헤드 형상 내부의 유동 특성을 전

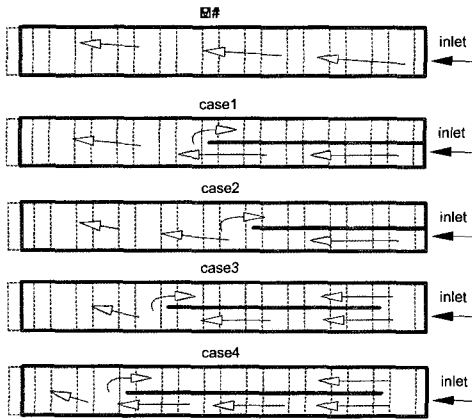


Fig. 4 Schematic of Fuel Manifold

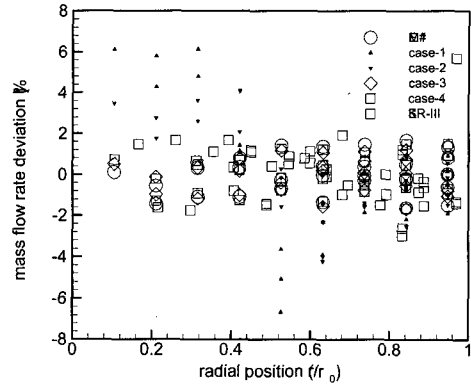


Fig. 5 Mass flow Rate Deviation of Injectors

산해석에 의하여 예측할 수 있음을 확인하였다.

2.3 분사면 냉각성능 해석

Figure 3은 로켓엔진 연소기의 연료 매니폴드를 나타낸다. 그림에서 (a)는 일반적인 형태를 나타내며 그림에서 (b)는 연료 매니폴드를 분할하여 분사면과 접하며 흐르는 공간을 분할하여 냉각유체의 유속이 증가되어 분사면 중심부에서 냉각성능이 향상되도록 수정된 형상[9]을 나타낸다. 본 연구에서 분사균일성과 분사면의 냉각성능 개선을 위한 헤드 내부 형상의 후보로 생각한 5가지 매니폴드 구조를 Fig. 4에 도시하였다. 매니폴드의 높이는 14 mm이다. case1, 2는 U-턴 구조의 내부형상으로서 중심으로 유량공급이 증가되도록 고안된 것이다. case3, 4는 설계 원형과 U-턴 구조가 조합된 것으로 중심으로의 유량증가와 함께 분리판 위면으로의 유동을 허용하여 중간적인 특징으로 가지도록 고안된 것이다.

Figure 5는 후보 형상에 대한 분사균일성을 나타내며 Table 1은 이들을 정량적으로 비교한다. 상기표의 비교 데이터는 EM#1을 기준으로 한 것이다. case1, 2의 경우, 분사균일성이 급격히 저하되며 case3, 4[9]의 경우, 분사균일성은 큰 차이가 없다. case1, 2의 경우, 모든 유량이 동일한 경로를 지나며 U-턴하기 때문에 유동변화가 심한 U-턴 위치에서 분사공을 통과하는 유량의 불균일이 커진다. EM#1과 case3, 4는 KSR-III

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.
case1	3.1	9.7	878	486	-30
case2	2.2	8.6	995	541	-20
case3	0.87	7.2	1007	679	-20
case4	0.90	7.2	918	709	-27
KSR-III	1.5	-	-	-	-

(Korea Sounding Rocket-III)의 분사균일성과 비교하여 개선된 결과를 준다. EM#1의 경우, 상기 변화는 분사기의 형상이 단순화되어 연료 매니폴드의 내부공간에서의 유동저항이 감소되어 유체의 흐름이 자유로워졌기 때문으로 풀이된다. case3, 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 내부압력 강하를 나타내는 것으로 판단된다. 반면에 분사면의 최대온도면의 최대온도를 기준으로 평가한 분사면의 냉각성능은 case1과 case4가 우수한 것으로 나타났다. 이는 분사면 중심 위치에서의 유속이 증가하였기 때문이다. 상기 결과를 종합해 볼 때 분사균일성 저하를 최소화하면서 분사면의 냉각성

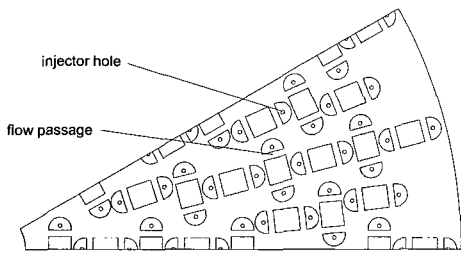


Fig. 6 Injector Array of KSR-III

능을 높일 수 있는 구조로서 case4가 유력한 것으로 판단된다. 상기 온도는 유사한 조건에 대한 연소실 측벽에서의 열환경을 차용하여 구한 것으로 절대값은 정확한 결과가 아니므로 주의하기 바란다.

Figure 6은 KSR-III의 분사기 배열을 도시한다. 이 경우, 가로와 세로의 길이가 다른 충돌형 분사기가 장착되었으며 배열 역시 H형으로 매우 복잡한 형태를 가진다. 따라서 냉각성능 향상을 위한 매니폴드 분리판이 없음에도 전반적으로 낮은 분사균일성을 가진다. 또한 분사량에 있어 반경에 대한 특별한 함수관계 (Fig. 5)도 가지지 않는 것으로 보인다.

엔진 분사면의 냉각성능에 관한 토의를 시작하기에 앞서 전산해석에 의한 열전달 예측의 정확성을 확인할 필요가 있다. Fig. 7은 확대비 1.25인 후향계단[10]에서 입구의 평균유속과 계단 높이를 기준으로 한 레이놀즈 수가 28,000인 유동조건에서 열전달 성능을 나타낸다. 유동 영역은 17,800개의 사각형 격자로 구성되었다. Vogel과 Eaton[10]은 재부착길이와 최대값으로 정규화된 Stanton 수에 대한 특성이 후향계단에서의 열전달 특성을 기술하기에 적합한 것으로 보고하였다. 그림에서 전산해석에 의한 열전달 특성은 측정결과와 동일한 추세를 보인다. 비록 표준 $k-\epsilon$ 난류모형이 박리유동을 잘 기술하지 못하는 것으로 알려져 있으나 이의 공학적인 유용성으로 인하여 아직도 널리 사용되고 있다. 재부착 길이는 5.3 그리고 최대 Stanton 수는 0.0037로 문헌에 보고된 측정 결과[10]와의 상대 오차는 각각 21% 및 10%이다. 전산해석의 오차

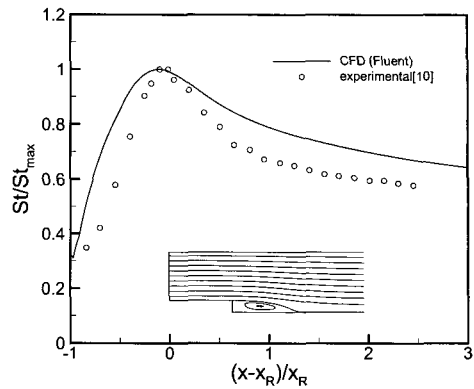


Fig. 7 Comparison of Stanton Number Variation along the Heating Wall. Inset is the Streamlines of the Back-step

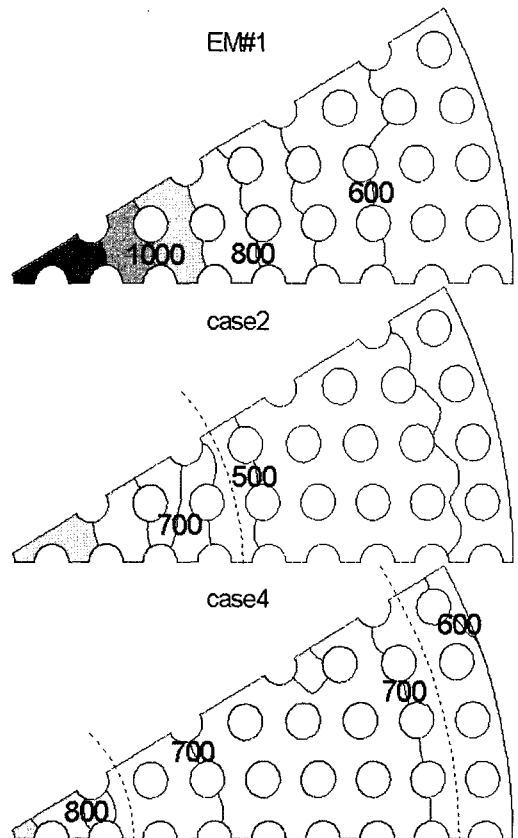


Fig. 8 Temperature on Face Plate

발생 주요 원인은 재순환 유동에서 난류모형이 확산의 영향을 과대평가하는 것에 기인한 것으로 판단된다. 열전달 특성을 나타내는 Stanton 수의 측정 불확도가 6%인 점을 고려하면 전산해석을 통하여 냉각성능의 향상을 확인하는 것이 충분한 의미를 가지는 것으로 판단된다.

Figure 8은 대표적인 경우에 대한 분사면의 온도 분포를 비교한다. case4의 경우, 분사면 중심과 분사기 7, 8열에서 온도가 가장 높게 나타나며 EM#1과 비교하여 중심에서의 온도가 감소한 것이 관찰된다. Fig. 9는 냉각유체의 속도크기를 나타낸다. case2의 경우, 분리판이 시작되는 분사기 7-8열에서 유속변화가 심하며 이 위치에서의 분사균일성 (Fig. 5 참조)도 심하게 저하된다. 반면에 case4의 경우, 분사기 3-4와 9-10 위치에서 유속변화가 크게 형성되나 case2와 비교하면 작

은 수준이고 Fig. 5의 분사균일성 역시 적절한 범위에 있다.

Figure 10은 분사공 중심의 위치인 높이 7 mm 단면에서 유선을 나타낸다. case4의 경우, 분사면 중심부에서 외곽방향으로 냉각유체가 공급되는 것이 관찰되며 (그림에서 사각형 점선으로 표시한 영역) 이러한 중심부를 경유한 유체가 공급되는 유동구조가 분사면 중심부의 냉각성능을 높이는 것으로 판단된다. 반면에 EM#1의 경우, 유동이 분사면 중심부에서만 흐르는 일관된 구조를 가진다.

case4에서 개선된 구조로서 연료매니폴드의 분리판에 다수의 유로를 구성하여 냉각유체의 흐름을 제어하는 방식을 생각해보자. Fig. 11은 분

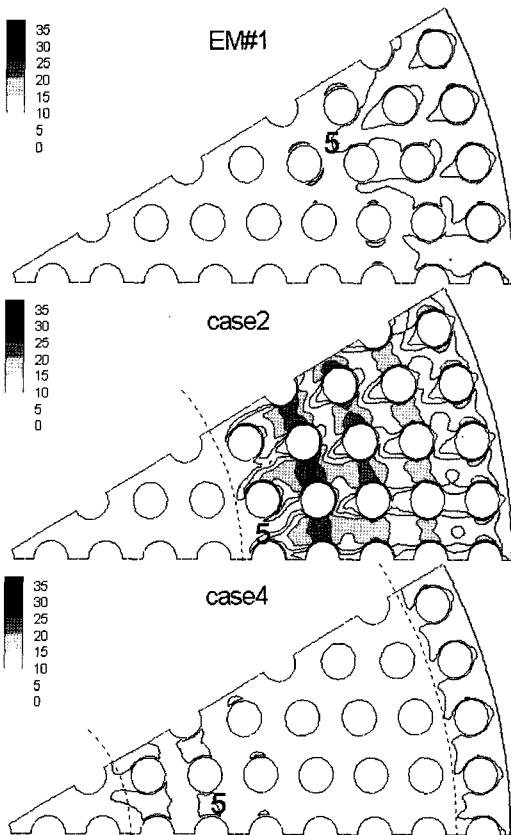


Fig. 9 Velocity Magnitude at y=7 mm

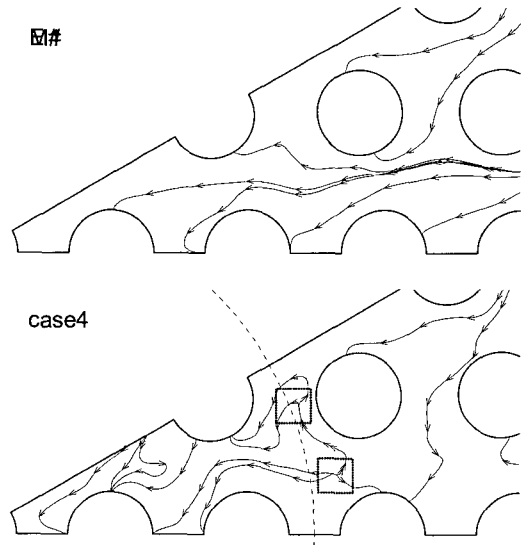


Fig. 10 Comparison of Streamlines: EM#1 vs. case4

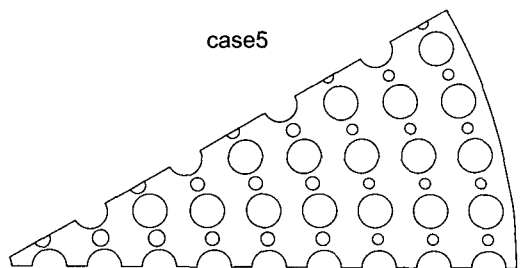


Fig. 11 Sketch of case5 Design

Table 2. Hole size of the dividing plate

distance from center (mm)	hole radius (mm)	
	case5	case6
20	3	3
40	3	3
60	3	2.4
80	2.5	2.1
100	2.5	1.9
120	2.5	1.7
140	2	1.6
160	2	1.5
180	2	1.4

사기 사이에 분리판 상/하로 유동이 가능하게 유로를 구성한 형상을 도시한다. case5, 6은 분리판이 반경의 전면에 대하여 구성되며 분리판 아래와 위로의 유동은 분리판에 형성된 작은 홀을 통하여 이루어지므로 앞서의 case2-4와는 구별되는 개념을 가진다. Table 2는 각 위치별로 연결 유로의 크기를 나타낸다. 두 경우 모두 분사면 중심부에 큰 유로를 형성하여 중심부의 유동 저항을 줄이는 구조를 가진다. 중심부의 공간이 충분하지 않기 때문에 중심부의 유로 반경을 3 mm로 정하고 외곽으로 가면서 경을 줄여나간다. Table 3은 분사량의 공간적 불균일과 분사면의 냉각성능을 비교한다. case5의 경우, 냉각성능 향상 면에서는 뛰어나지만, case4에 비하여 유동 불균일이 크다. case6의 경우, 냉각성능은 뛰어나지만 유동 불균일과 요구 가압량이 지나치게 크기 때문에 개선의 여지가 있는 것으로 판단된다. case5, 6의 설계 개념은 가장 진보적인 형태인

Table 3. 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

것으로 사료되나 유동균일성을 확보하기 위해서는 많은 해석과 실험이 필요한 것으로 판단되며 또한 냉각유체의 공급에 필요한 가압량이 증가하는 단점이 있다.

Figure 12는 매니폴드 아래 공간의 중간 높이에서 유속의 크기를 도시한다. 앞서의 결과들 보다 균일한 유속분포가 관찰된다. 이는 균일한 냉각성능으로 이어질 것이므로 case5와 같은 구조를 가짐으로써 분사면 중심에서의 냉각성능 저하를 최소화할 수 있을 것으로 판단된다. 분사공 위치의 단면에서 유선을 도시한 Fig. 13의 경우, 앞서의 형상과는 달리 분사공으로 공급되는 유동의 방향성이 없는 것을 볼 수 있다. 이는 분리판 전면에 걸쳐 형성된 다수의 유로에서 연료가 공급되기 때문이다.

Figure 14와 15에서 분사면 상층에서의 유동 특성과 분사면에서의 냉각성능을 정량적으로 비교할 수 있다. 결과는 Fig. 12를 기준으로 아래쪽 대칭선에서의 유속과 온도를 추출한 것이다. 따라서 주어진 반경에서의 평균값은 아니므로 주의하기 바란다. 유속은 아래공간의 중간높이에서의 값이며 온도는 연소실과 접하는 면의 값이다. EM#1과 case2의 경우, $r < 0.4$ 영역에서의 유

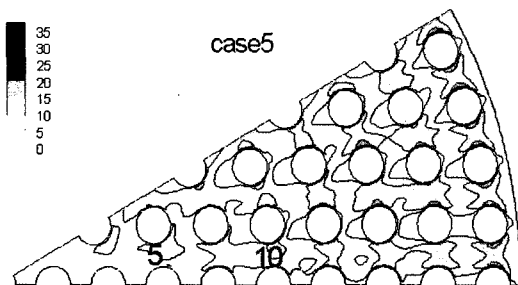


Fig. 12 Coolant Velocity Magnitude

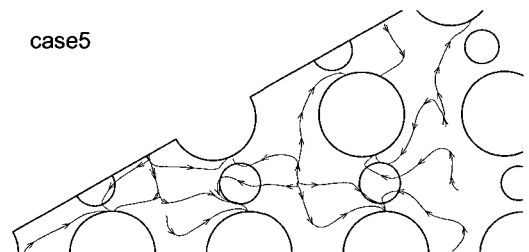


Fig. 13 Streamlines of case5.

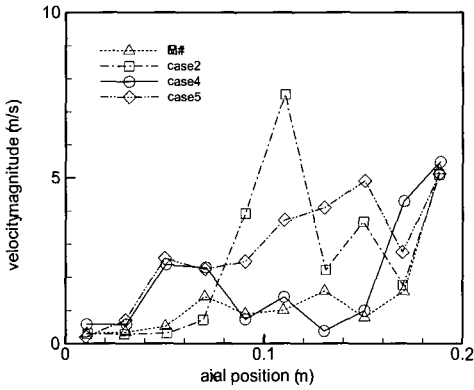


Fig. 14 Variation of Velocity Magnitude along Centerline

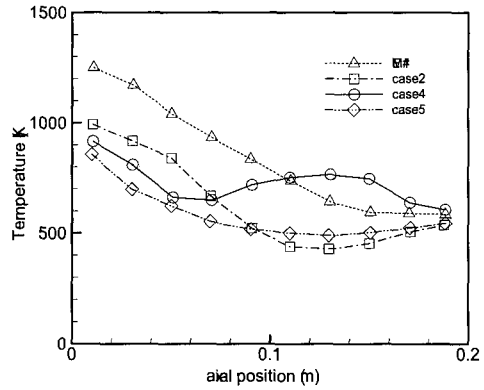


Fig. 15 Variation of Hot-gas-side Wall Temperature along Centerline

속이 급속히 작아지며 분사면의 온도분포 역시 중심으로 가면서 지속적으로 높아진다. 특히 U-턴 형태인 case2의 경우, 반경 0.1 m 근방에서 유동 방향을 변경하며 유동교란에 따라 유속이 급격히 높아진다. 반면에 case4, 5는 중심부에서의 유속 감소 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 7가지 형상을 비교하였으며 분사기 2-3열과 9-10열 사이에 분리판이 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.

Nomenclature

- C_p specific heat at constant pressure
- h convective heat transfer coefficient
- k thermal conductivity
- q'' heat flux
- St Stanton number ($= h / U_D C_p$)
- T_{av} average temperature
- T_g combustion gas temperature
- T_{wg} hot-gas-side wall temperature
- T_{max} maximum temperature
- x coordinate
- x_R reattachment length
- ΔT_{max} difference of T_{max}
- U velocity

Δp	pressure drop
ρ	density
σ	normalized standard deviation
μ	viscosity

후 기

본 연구는 공공기술연구회에서 시행한 기본 연구사업인 "로켓엔진 연소기 고성능화 기술개발 사업"의 연구결과 중 일부입니다.

참 고 문 헌

1. 김학중, 변영환, 조원국, 설우석, 나양, "액체 로켓의 산화제 매니폴드 내의 유동해석을 위한 분사공 모델링," 한국추진공학회지, Vol.8, No.2, 2004, pp.1-9
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. Kumakawa, A., Sasaki, M., Sato, K., Tamura, H., Ono, F., Sakamoto, H. and Yatsuyanagi, N., Hot gas side heat transfer characteristics of LOX/H₂ and LOX/HC type propellants, NAL-TR-1062T, 1990
8. 이수용 외, 로켓엔진 연소기 고성능화 기술개발 (III), 한국항공우주연구원, 2004
9. 냉각성능이 향상된 액체 로켓엔진의 연료분사면판, 특허출원 10-2004-0099635
10. Vogel, J. C. and Eaton, J. K., "Combined heat transfer and fluid dynamic measurements downstream of a backward-facing step," J. Heat Transfer, Vol.107, No.4, 1985, pp.922-929