

## 액체 산화제 매니폴드 내부의 유동장 해석

김학종\* · 나양\*\* · 조원국\*\*\* · 설우석\*\*\* · 변영환\*\*

## Analysis of the Flow in Liquid Oxygen Manifold

H. J. Kim\* · Y. Na\*\* · Won Kuk Cho\*\*\* · Woo Seok Seol\*\*\* · Y. H. Byun\*\*

### ABSTRACT

Flows in the LOX manifold with two different types of predistributor have been analyzed using a CAE technique. The computational geometry and flow condition through the injection holes resemble those in the actual manifold of the liquid rocket, so that the results can describe the actual flow reasonably. It is noted that two different types of predistributors lead to very similar pressure and mass distributions in the plane just above the injection holes. Also the pressure drop across the injection holes is rather uniform regardless of location of the holes and this would suggest that the simplified modeling of the flow through the injection holes is possible from an engineering point of view.

### 1. 서 론

엔진 개발의 가장 큰 문제점 중의 하나는 연소실에서 발생하는 연소의 불안정성에 의한 것으로, 1930년에 이에 대한 문제가 액체 및 고체 시스템 모두에서 제기된 이래 많은 연구가 진행되어 왔으나 (Habiballah et al., 1998; Ivancic et al., 2002), 아직도 개선의 여지가 많은 분야라고 할 수 있다. 특히 산화제는 연료보다 3~5 배 많은 양이 유입되므로, 인젝터를 통과하기 전에 산화제를 잠시 머물게 하여 분사압력을 균일하게 유지하면서 산화제 분사 질량을 일정하게 하는 것이 중요한 임무가 된다.

현재 독일의 연구팀 (Mattstedt et al., 2002) 등에서는 LOX 예분산판을 사용하여 분사 압력장을 균일하게 하도록 하는 시도가 진행되고 있으

며, 또한 국내의 KSR-III(조원국, 2002)에서는 수평과 수직 판을 조합한 예분산판을 사용하여 균일한 산화제의 유입을 도모하고 있다. 본 연구의 주된 목적은 위 두 가지 다른 형태의 예분산판을 사용한 기존의 산화제 dome 내부의 유동 해석 결과들이 타당한 수준인지를 평가하고, 그 개선 방향을 제시하고자 한다. 즉, 인젝터와 연소실과는 독립적으로 산화제 매니폴드 내부에서의 유동장을 독립적으로 해석하는 것이며, 유동장의 해석에는 유동해석용 상용 프로그램인 CFDRC사의 CFD-ACE+를 사용하였다. 계산영역은 산화제 dome의 실제 형상에 매우 유사하게 하여 해석의 현실성을 높였으며, 해석 결과를 장치 PIV를 이용한 실험결과와 비교, 검증하기 위해 실험이 현실적으로 가능하도록 유동파라미터를 단순화하였다. 그러나 분사공의 개수를 줄

\* 건국대학교 기계공학과 대학원(Graduate Mechanical Engineering, Konkuk Univ)

\*\* 건국 대학교 기계항공공학부 (School of Mechanical & Aerospace Engineering, Konkuk Univ.)

\*\*\* 한국 항공 우주 연구원 (Korea Aerospace Research Institute)

이는 대신 분사공 한 개당의 유량은 실제 운영 조건과 같도록 하였다.

## 2 해석 방법

유동해석은 주어진 3차원의 계산영역에서 3가지 다른 예분산판의 형상에 대해 standard k-ε 난류 모델을 사용한 RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes) 방정식을 풀어 해를 구하였다. 산화제 매니폴드로 유입되는 작동 유체는 액체산소이며, 액체 상태가 유지되기 위해서 온도는 87K로 유지하였다. 실제 액체로켓의 경우, 압력이 약 30~40기압 정도로 유지되므로, 열역학적 측면에서 보면 이 상태에서 작동유체가 기화되는 양은 무시할 수 있다. 입구의 유속과 지름을 기준으로 한 레이놀즈수가 약  $10^6$ 이므로 난류 유동이며, 유입되는 유체의 난류 강도는 약 2%로 하였고, 에너지 소산  $\epsilon$ 은 입구의 형상과 속도를 기준으로 한 CFD-ACE+의 경험식을 이용하여 주었다.

해석에 사용된 산화제 매니폴드의 형상으로 예분산판이 없는 경우(Case 1)와 수직/수평 판으로 놓여있는 경우(Case 2), 그리고 수평판(Case 3)으로 되어 있는 경우이다. 사면체로 구성된 unstructured grid를 사용하였고 각각 70, 80, 110만개의 격자가 사용되었다. 격자수의 증가는 좀더 높은 해의 정확성을 줄 수 있으나, 몇 가지 예비 계산 결과를 토대로 하여, 각각의 경우 충분한 정확성을 얻을 수 있도록 그 격자수를 결정하였다.

작동유체는 액체 산소이며, dome 입구의 유동 조건은 다음의 주 엔진 연소실의 운전조건과 물성치로부터 결정되었다 (table 1).

Table 1. Geometry data and manifold condition

Geometry data		manifold condition(87K)	
$D_{in}$	59.5 mm	$M_{in}$	5.4 kg/s
$D_{inj}$	2.2 mm	$\mu$	0.0002 Pa·s
		$\rho$	1140 kg/m <sup>3</sup>
		$V_{in}$	3.4 m/s

## 3. 결과 및 고찰

### 3.1 속도 분포

Fig. 1, 2, 3은 각각의 경우에 대해 매니폴드 중심면에서의 속도 벡터를 보여주고 있다. Fig. 1에서는 입구에서의 대부분의 유량이 분사공 위

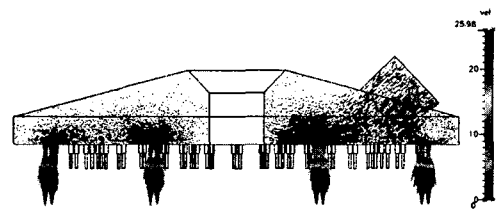


Fig. 1 Case 1 velocity field

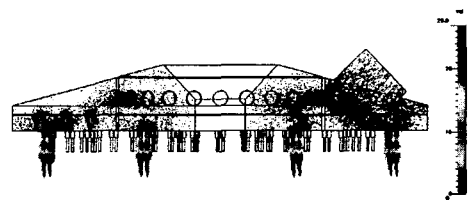


Fig. 2 Case 2 velocity field

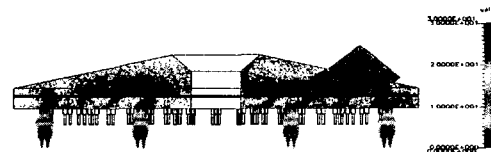


Fig. 3 Case 3 velocity field

부분에 집중되고 있음을 알 수 있다. Fig. 2에서는 유체가 예분산판을 통과해야 하기 때문에 분사공 위에서는 상당히 일정한 속도를 가지고 분사공에 들어가는 모습을 볼 수가 있다. 이는 분사공에서의 압력분포를 일정하게 해주는 원인이 된다고 하겠다. Case 2에서는 대부분의 유량이

수직판의 구멍을 통하여 가운데 부분으로 집중되고 있음을 볼 수가 있으며 예분산판의 중심 쪽보다는 수평판 부분에서의 속도가 크게 나타나고 있다. Fig. 3에서는 Case 3의 경우를 보여주고 있는데, 입구 쪽에서는 예분산판을 통과하는 산화제의 속도가 반대편보다 상대적으로 높다는 것을 알 수가 있다. Case 2의 경우는 수평판에서 분사공마다 내려가는 속도가 비슷하지만, Case3의 경우는 입구쪽의 속도가 반대편의 속도보다 더 빠르게 나타난다.

### 3.2 압력 분포

예분산판이 분사공 면에서의 압력 분포의 균일성에 어떤 영향을 주는지 알아보기 위하여 분사공 윗면에서의 압력을 살펴보았다. Fig 4는 예분산판이 없는 경우로서 산화제 dome으로 유입되는 유체의 동압이 분사면에 부딪히면서 정압으로 변화되어 그 부분이 국부적으로 압력이 높아진 것을 보여준다. 앞서 언급한 바와 같이 압력의 불균일성은 연소 불안정성의 주요 원인이 될 수 있으므로, 예분산판 등과 같은 장치를 사용하여 이를 완화하도록 하는 것이 중요하다. Fig. 5는 Case 2의 경우로서, 유입된 유체가 분사면에 직접 만나기 전에 먼저 예분산판에 분사되면서, 예분산판의 구멍을 통해 분사면에 이르게 되므로, 이 과정에서 상당히 균일한 유동이 분사공면에 형성되어, 압력 차이가 크지 않음을 보여준다. 즉, 예분산판을 장착하여, 상당한 압력 손실을 입었으나, 분사공면에서는 비교적 균일한 유동 및 압력 분포를 얻을 수 있어, 예분산판의 목적이 달성되었다고 볼 수 있다. Fig. 6는 Case3의 경우로서, 평판형 예분산판을 장착한 것인데, Case2에서와 같이 비교적 균일한 압력분포를 얻을 수 있었다. 압력 손실의 경우를 고려하면, Case2와 Case3가 현재 비슷한 정도를 수치를 주고 있어, 단순한 비교는 쉽지 않다. 두 가지 다른 형태의 예분산판의 경우, 각각의 형상이 최적화된 것이 아니므로 이에 대한 지속적인 연구가 필요하며, 이는 현재 진행 중에 있다.

### 3.3 유량 분포

분사공 위에서의 압력도 중요하지만 분사공의 유량 분포를 균일하여 연소실에 산화제를 공급

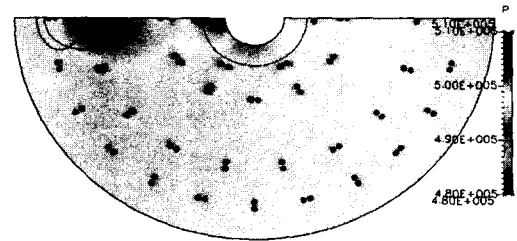


Fig. 4 Pressure on the injector plane of Case 1

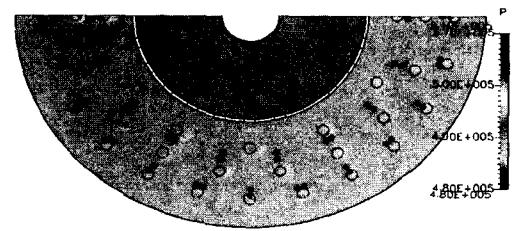


Fig. 5 Pressure on the injector plane of Case 2

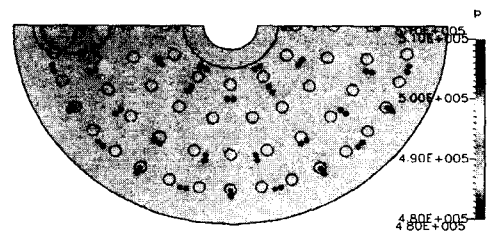


Fig. 6 Pressure on the injector plane of Case 3

하는 것이 연소실에서의 연소불안정성을 감소시키는 것에 더 큰 영향을 미친다. 따라서 각 분사공 마다 압력과 유량과의 관계 및 분사공마다의 유량 분포를 알아보았다. 유량은 평균에서 약 2~3%의 범위를 벗어나지 않아야 하며 압력은 평균 압력에서 약 5~6%의 범위를 벗어나지 않는 설계 조건이 필요하다. Fig. 7 에서 보는 바와 같이 세 가지 경우 모두 압력과 유량이 기준을 벗어나지 않았다. 이는 predistributor가 없

어도 분사공의 유량 분포에는 큰 영향을 주지 않나 하는 의문을 갖게 했다. 따라서 분사공의 개수를 2배로 늘림으로서 산화제 유량을 증가시켜 입구의 속도를 빠르게 하였다. 이렇게 할 경우 산화제 입구가 있는 곳의 유량이 다른 곳보다 상당히 높음을 알 수가 있다. 이는 predistributor가 없을 때 분사공의 유량분포가 불균일하게 나타남을 보여준다.

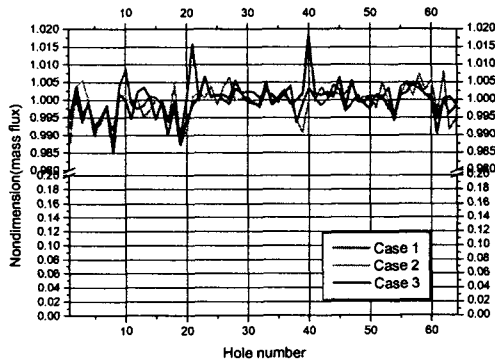


Fig. 7 Outlet mass flux of the injectors (nondimension)

#### 4. 결론

실제 액체 로켓엔진에 사용되는 매우 복잡한 형상을 갖는 예분산판 및 분사공이 장착된 산화제 dome 내부의 유동장을 CAE기법을 사용하여 해석하였으며, 예분산판의 유무와 그 형상이 분사공 윗면에서의 압력 및 유량분포에 미치는 영향에 대해서 살펴보았다. 예분산판의 목적은 압력손실을 감수하더라도 분사공면에서의 압력 분포를 균일하게 하여, 산화제를 균등하게 연소실에 보내는 것인데, 본 연구에서 살펴본 두 가지 다른 예분산판들은 주어진 유동 파라미터에서 이 목적을 충분히 이루고 있다고 판단된다.

예분산판이 없는 경우에도 유량이나 압력의 심한 불균일성은 보이지는 않으나, 산화제 입구

에서의 유속이 증가할 경우에는 산화제 입구 근방의 유량이 다른 곳보다 커짐을 알 수가 있다. 또한 Case 2와 Case 3의 결과에서와 같이 예분산판이 장착된 경우에는 그 형상에 관계없이 분사공을 통한 압력 강하가 상당히 균일하므로, 분사공 모델링을 통해 분사공을 단순화함으로써 계산의 효율성을 높일 수 있는 가능성이 있다고 하겠다. 이때 분사공 모델을 사용함으로써 야기되는 dome 내부의 유동장의 오차에 대해서는 조금 더 자세한 연구가 필요할 것이며 현재 이를 위한 연구가 현재 진행 중이다.

#### 후기

이 연구는 한국항공우주연구원의 위탁 과제인 “로켓엔진 연소기 헤드 내의 열/유동 해석 연구”의 연구 내용 중 일부입니다.

#### 참고 문헌

1. Habiballah, M, Vigert, L, "Reserch as a Key in the Design Methodology of Liquid-Propellant Combustion Devices," Journal of Propulsion and Power, Vol.14, No.5, 1998.
2. Mattstedt, T, B, Haidinger, F, Luger, P, Linner, H, "Development, Manufacturing and Test Status of the VINCI Expander Thrust Chamber Assembly", AIAA 2002-4009, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Hoint Propulsion Conference & Exhibit, Indianapolis, IN, July 7-10, 2002
3. Ivancic, B, Mayer, W "Time and Length Scales of Combustion in Liquid Rocket Thrust Chambers" Journal of Propulsion and Power, Vol 18, No 2, 2002
4. 조원국, "KSR-III 매니폴드의 추진제 분사 균일성 해석", 항공우주기술, 제1권, 제2호, 2002.