

액체로켓의 산화제 매니폴드 내 유동해석을 위한 분사공 모델링

김학중* · 변영환** · 조원국*** · 설우석**** · 나양*****

Modeling of Injector Orifice for the Flow Analysis in LOX Manifold of Liquid Rocket

Hakjong Kim* · Yung-Hwan Byun** · Won-Kook Cho*** · Woo-Seok Seol**** · Yang Na*****

ABSTRACT

The flow in the LOX manifold of liquid rocket (KSR-III) has been analyzed using a CAE technique with an objective of modeling injector orifices in order to reduce the computational cost for the flow analysis without much losing the accuracy of capturing the flow physics. The numerical result shows that the flow just above the injector orifices is not uniformly distributed in terms of pressure and mass flow rate in case pre-distributors are not equipped inside the manifold. This non-uniformity of mass flux is attributed to the presence of large-scale flow patterns. Several boundary conditions which were designed to effectively replace the presence of injector orifices have been tested and it was found that a simple modeling can be possible by mimicking the actual shape of the orifices.

초 록

산화제 매니폴드 내부유동의 물리적 특성을 파악하기 위해, CAE 기법을 이용한 수치해석적 연구를 수행하였다. 유동장의 물리적 특성을 충분히 해상해 내면서도, 유동해석의 계산비용을 절감하기 위한 방안으로 분사공에 대한 모델링 작업을 시도하였으며, 대규모 유동패턴을 정확히 예측해 내면서도 약 30%의 계산 비용의 절감을 얻을 수 있었다. 예분산판이 장착되지 않은 경우, 압력과 유량의 분포가 분사공 윗면에서 상당히 불균일하게 나타났는데, 이는 매니폴드 내에 존재하는 두 개의 대규모 유동 패턴에 기인한 것으로 생각된다.

Key Words: LOX Manifold(산화제 매니폴드), Modeling for Injector Orifice(분사공 모델링), Pre-Distributor(예분 산판)

1. 서 론

액체 로켓은 중요한 우주 추진 시스템 중의 하나로서, 추력 부분에서 뛰어난 제어를 할 수 있다는 사실과 기존의 어떤 화학 시스템에 비해서

† 2004년 4월 12일 접수 ~ 2004년 5월 24일 심사완료

* 학생회원, 건국대학교 기계공학과

** 종신회원, 건국대학교 항공우주공학과

*** 종신회원, 한국항공우주연구원

**** 정회원, 한국항공우주연구원

***** 정회원, 건국대학교 기계공학과

연락처, E-mail: yangna@konkuk.ac.kr

도 상대적으로 우월한 성능을 보일 수 있다는 장점을 갖고 있다. 반면에 형상이 매우 복잡하며, 물리적 현상도 여러 변수들의 비선형적 함수가 되므로, 신뢰성 있는 설계를 위해서는 높은 개발비용이 필요하다는 것이 단점이 된다. 특히 산화제 매니폴드(LOX manifold), 분사공, 연소실로 이루어지는 엔진 내부의 유동장 해석은 이들 구성 요소들이 긴밀하게 상호 작용을 하기 때문에 전체 시스템을 고려한 해석이 수행되어야 하나, 해석상의 어려움으로 인해 아직까지 세 개의 부분으로 나누어 개별적으로 연구가 진행되고 있다.

엔진 개발의 가장 큰 문제점 중의 하나는 연소실에서 발생하는 연소의 불안정성에 의한 것으로, 이에 대한 문제가 1930년경에 액체 및 고체 시스템 모두에서 제기된 이래 많은 연구가 진행되어 왔으나[1-3] 아직도 개선의 여지가 많은 분야라고 할 수 있다. 엔진의 구성 요소 중 하나인 산화제 매니폴드에서는 연소의 불안정성의 원인이 되는 분사공 면에서의 유동의 불균일성을 방지해야 하며, 주연소실에 연료와 산화제를 알맞은 양으로 지속적으로 공급하는 것이 필수적인 조건이다. 특히 산화제는 연료보다 3~5 배가량 많은 양이 유입되므로, 분사공을 통과하기 전에 산화제를 잠시 머물게 하면서 산화제 분사압력 및 분사 질량을 균일하게 유지하는 것이 엔진의 안정적인 운행에 필요한 산화제 매니폴드의 주요 임무가 된다.

미사일 기술을 이미 확보한 선진국의 경우 미사일 통제지침에 의해 기술의 유출을 철저히 통제하고 있어서 이들 나라로부터의 기술 도입이 거의 불가능하며, 국내 산화제 매니폴드 내부의 유동장 해석 기술은 그 중요성에도 불구하고 아직 시작 단계에 머물러 있다고 하겠다. 유동장 해석 기술의 확보는 액체로켓 개발에 매우 중요한 선행조건이 된다고 할 수 있는데, 특히 매니폴드 내의 유동장의 정확한 해석은 산화제의 분사 성능, 압력손실, 유량의 불균일성 등 분사공의 특성 파악 및 분사압 균일화를 향상시키기 위한 매니폴드 형상의 최적설계에 매우 중요한

선행조건이기 때문에, 경제적이면서도 물리적으로 타당한 유동 모델을 사용한 해석이 계속 시도되어야 할 것이다.

액체 로켓의 연소 과정에서는 압력, 온도, 속도장 등이 서로 상호작용을 하게 되며, 시간에 따른 섭동이 항상 존재하기 때문에 연소 또는 유동 불안정성의 발생 가능성이 항상 존재한다. 특히, 분사공면에서 연소실로의 유입되는 산화제의 압력 또는 유량 측면에서의 불균일성은 연소 불안정으로 이어질 수 있으므로, 유동장 해석을 통해 이들 불균일성에 대한 거동을 살펴보는 것이 이 연구의 주요 목적 중의 하나이다. 현재 독일의 연구팀[4] 등에서는 산화제 예분산판을 사용하여 분사 압력장을 균일성을 증가시키는 시도가 진행되고 있으며, 국내에서 개발된 액체로켓인 KSR-Ⅲ[5]에서도 수평과 수직 판을 조합한 예분산판을 사용하여 균일한 산화제의 유입을 도모하고 있는데, 본 연구에서는 이들 예분산판이 유동장에 미치는 영향에 대해서도 알아보려고 한다.

산화제 매니폴드의 최적 설계에 영향을 주는 다양한 설계인자들의 영향을 알아보기 위해서는 설계인자를 변경시켜가면서 유동장 해석을 반복적으로 수행하게 하는데, 이는 액체 로켓의 개발에 있어 매우 큰 경제적인 제약 조건이 된다. 본 연구에서는 KSR-Ⅲ 엔진의 산화제 돔 내부 유동의 물리적 특성을 먼저 파악하고, 이를 바탕으로 물리적 특성을 변화시키지 않으면서도 경제적인 계산이 가능하도록 하는 방안 즉, 분사공 모델링을 통해서 분사공 주위에 과도한 수의 격자가 밀집 되지 않도록 하기 위한 방법을 시도하여 보았다.

산화제 매니폴드 내부의 형상이 매우 복잡하므로 유동장의 해석에는 유동해석용 상용 프로그램인 CFDRC사의 CFD-ACE+를 사용하였으며, 계산영역은 산화제 매니폴드의 실제 형상과 매우 유사하게 결정하여 해석의 현실성을 높였다. 수치해석의 결과를 장차 PIV 기법을 이용한 실험과 비교, 검증하기 위해 실험이 현실적으로 가능하도록 유동 파라미터를 조절하였는

데, 분사공의 개수를 줄이는 대신 분사공 한 개 당 허용하는 산화제의 유량은 KSR-III의 실제 운영조건과 같도록 하였다.

2. 수치해석 방법

유동해석은 3차원의 기본 계산영역(Fig. 1)과 여기에 두 가지 다른 형태의 예분산판을 장착한 경우(Fig. 2-3)에 대해 수행되었는데, 60쌍 또는 120쌍의 split-triplet 충돌형 타입의 분사공(1쌍의 분사공은 2개의 산화제 출구로 구성됨)이 계산영역에 포함되었다. 실제 KSR-III의 산화제 매니폴드에는 210쌍의 분사공이 있으므로, 본 계산은 대략 KSR-III 엔진의 1/2-1/3 정도의 분사공 개수를 고려한 것이 되며, 매니폴드 및 분사공의 크기는 KSR-III 엔진과 같도록 하였다. 산화제 매니폴드로 유입되는 작동 유체는 액체산소이며, 유체가 액체 상태로 유지되기 위해서 온도는 87K로 설정하였다. 따라서 해석에 필요한 열역학적 성질은 이 온도에서의 값으로 하였다. 실제 액체로켓의 경우, 압력이 약 30~40기압 정도로 유지되므로, 열역학적 측면에서 보면 이 상태에서 작동유체가 기화되는 양은 무시할 수 있을 것으로 생각되어 단상(single phase) 유동을 가정하였으며, 매니폴드 입구에서의 유속과 지름을 기준으로 한 레이놀즈수가 약 10[6] 정도이므로 매니폴드 내부 유동은 난류 상태가 유지된다고 할 수 있다. 난류유동장의 해를 구하기 위해서 standard κ - ϵ 모델을 사용하였는데, 입구경계 조건에 필요한 난류 강도는 약 3%로 하였고, 에너지 소산량 ϵ 은 입구의 형상과 속도를 기준으로 한 CFD-ACE+의 경험식을 이용하여 주었다.

본 연구에서 고찰한 산화제 매니폴드의 형상은 세 가지인데, 예분산판이 없는 경우(Fig. 1)와 수직/수평판 형태의 예분산판이 장착되어 있는 경우(Fig. 2), 그리고 수평판 형태의 예분산판이 있는 경우(Fig. 3)이다. 매니폴드 내부의 형상이 매우 복잡하며, split-triplet 충돌형 타입의

분사공 형상을 해상해내기 위해서 사면체로 구성

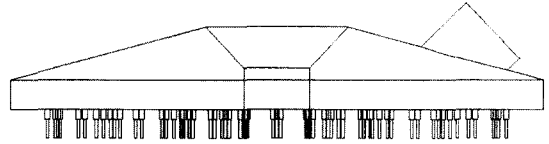


Fig. 1 Computational geometry without pre-distributor

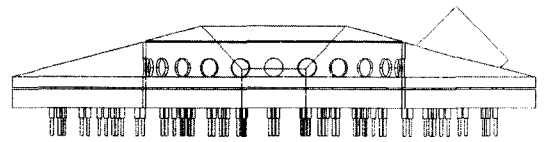


Fig. 2 Computational geometry with vertical-horizonal type pre-distributor

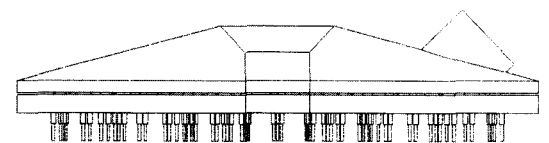


Fig. 3 Computational geometry with horizontal type pre-distributor

Table 1. Geometry data and manifold condition

Geometry data		manifold condition(87K)	
Din	59.5 mm	Min	5.4 kg/s
Dinj	2.2 mm	μ	0.0002 Pa·s
		ρ	1140 kg/m ³
		Vin	3.4 m/s

된 비구조적 격자계(unstructured grid)를 사용하였고, 여러 번의 예비 계산 결과를 토대로 하여

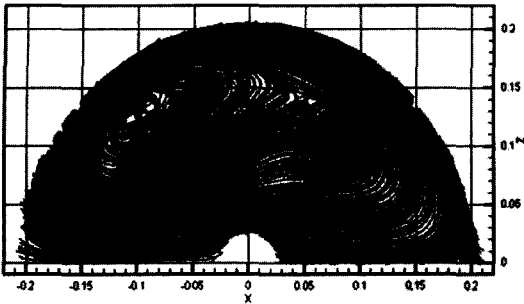


Fig. 4 (a) Streamline pattern in horizontal plane($y=0.02m$) in the LOX manifold without pre-distributor

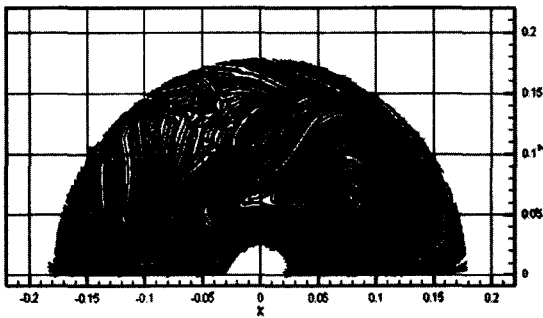


Fig. 4 (b) Streamline pattern in horizontal plane($y=0.03m$) in the LOX manifold without pre-distributor

충분한 정확성이 보장되도록 각각의 형상에 대해 60, 80, 110만개의 격자들을 사용하였다.

앞서 언급한 바와 같이 액체 산소가 작동유체로 사용되었으며, 돛 입구에서의 유동 조건은 다음의 표(Table 1.)에 기술한 것과 같이 실제 엔진의 운전조건으로부터 결정되었다.

3. 결과 및 고찰

3.1 예분산판이 없는 경우

산화제 매니폴드 내의 유동 특성을 파악하기 위해 먼저 유선(streamline)을 살펴보았는데, 유동장은 3차원의 특성을 갖고 있으므로, 유선의 정의가 명백하지는 않으나, 주어진 2차원 평면

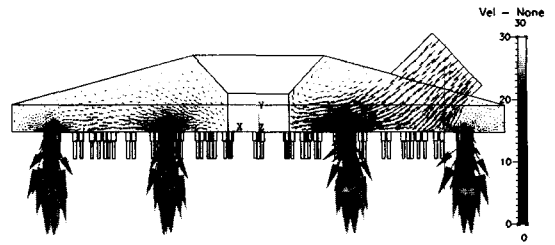


Fig. 5 Velocity vector in the plane of symmetry in the LOX manifold without pre-distributor

에서의 속도장으로부터 계산된 유선은 유동장에 대한 많은 정보를 제공하여 준다. Fig. 4 (a)-(b)는 분사공면으로부터 각각 20 mm와 30 mm 떨어진 위치의 수평 평면에서의 유선을 보여 주고 있는데, 그림에서 산화제는 $x=0$ 인 위치의 왼쪽면에서 유입되고 있다. 유동은 산화제 매니폴드 안에서 전체적으로 반시계 방향으로 돌고 있으나, 독립적인 두개의 커다란 유동패턴 발생됨을 알 수 있다. 이 유동구조들은 상대적으로 큰 시간 및 길이스케일의 특성을 가지며, 외부 교란에 대한 응답이 서로 다를 것이며, 분사공면 위에서의 압력과 유량의 불균일한 분포를 초래하는 원인이 된다.

Figure 5는 대칭면에서의 속도 벡터를 보여 주고 있는데, 산화제 입구 부분에서 속도가 상대적으로 크며, 분사공면에 충돌하면서 유속의 급격한 감소가 이루어져 분사공면 위에서의 정압 상승을 유발하게 된다. 이는 분사공면 위에서의 압력 분포를 나타낸 Fig. 6에 잘 나타나 있는데, 유입된 산화제의 직접적인 영향으로 인해 그림의 왼편에서 상대적으로 압력이 높게 나타남을 알 수 있다. 또한 이 위치로부터 산화제가 오른쪽으로 흘러가면서 압력이 상대적으로 낮아졌다가 산화제 입구 반대쪽, 즉 오른쪽 구석 부분에서 압력이 다시 높아짐을 알 수 있는데, 이 곳에서의 압력 상승은 산화제가 오른쪽 끝에 도달한 후 다시 반시계방향으로 돌아가야 하기 때문에 속도가 갑자기 낮아지면서 발생한다. Fig. 7은 각 분사공에서 연소실로 들어가는 산화제의 유량분포를 보여 주고 있다. 다른 위

치보다 산화제 입구 쪽에 위치한 분사공에서 상

유입된 산화제가 분사공 면에 직접적으로 충돌하는 것을 막기 위한 예분산판 (pre-distributor) 를 설치하는 것이 하나의 해법이 될 수 있다.

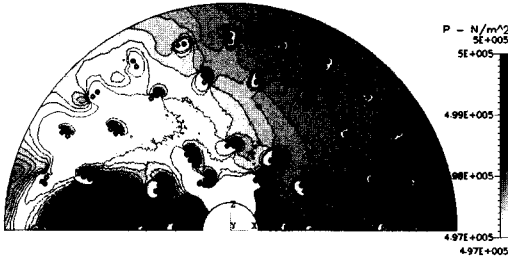


Fig. 6 Pressure distribution in the plane just above the injection orifices without pre-distributor

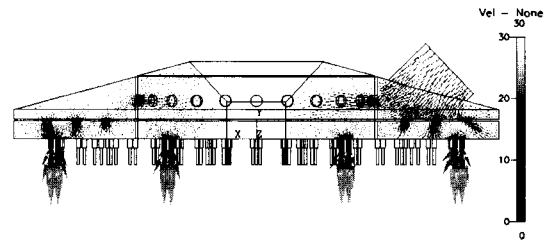


Fig. 8 Velocity vector in the plane of symmetry in the LOX manifold with horizontal type pre-distributor

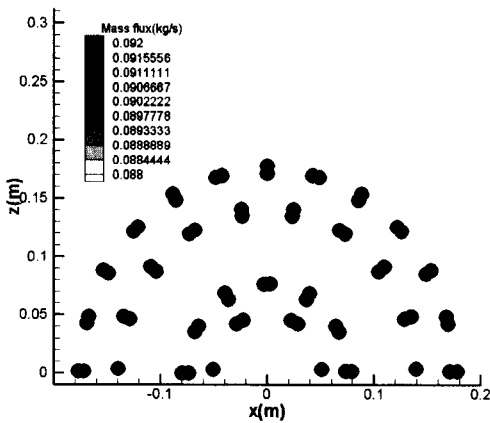


Fig. 7 Mass flux of each injection orifices in the LOX manifold without pre-distributor

대적으로 많은 유량이 연소실로 들어가고 있음을 알 수 있다. 그러나 Fig. 6과 비교해 볼 때, 압력과 유량의 상관관계는 높지 않으며, 따라서 압력 분포만으로 연소실에 들어가는 산화제 유량의 분포를 예측하는 것에는 한계가 있다고 생각된다.

3.2 예분산판의 영향

산화제 매니폴드의 주된 역할은 산화제를 연소실에 균일하게 보냄으로써 연소 불안정성의 원인을 줄이는 것이다. 이를 위해서는 입구에서

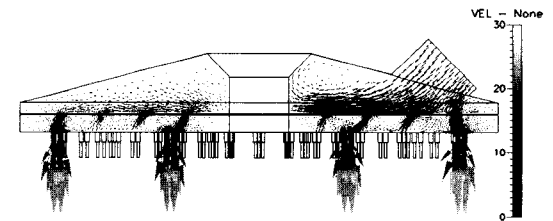


Fig. 9 Velocity vector in the plane of symmetry in the LOX manifold with vertical-horizontal type pre-distributor

실제로 한국의 KSR-Ⅲ 로켓엔진에는 수직-수평형의 예분산판이 장착[5] 되었으며, 유럽의 Vulcain 엔진⁴⁾에는 수평형의 예분산판이 사용되었으나, 그 상대적인 효율성에 대한 학계보고는 아직 없는 실정이다. 따라서, 본 연구에서는 이 두 가지 경우를 고려함으로써 예분산판의 역할 및 효율성에 대해 알아보았다. Fig. 8-9는 두 가지 경우에 대해, 매니폴드 중심면에서의 속도 벡터를 보여준다. 예분산판이 없는 경우와 비교해 보면, 입구에서 유입된 산화제가 분사공면에 직접적으로 충돌하기 전에 예분산판을 통과함으로써 산화제의 극부적인 집중현상이 방지되며, 이는 분사공면에서의 압력과 유량분포를 상대적으로 더 균일하게 하는 원인이 되겠다. Fig. 10-11에서는 분사공면에서 10 mm 떨어진 수평 평면에서의

유선이 나타나 있는데, 두개의 커다란 유동패턴이 존재했던 예분산판이 없는 경우와 매우 대조적인 결과를 보여주고 있다. 즉, 예분산판이 설치된 경우에는 이와 같은 대규모의 유동 구조가

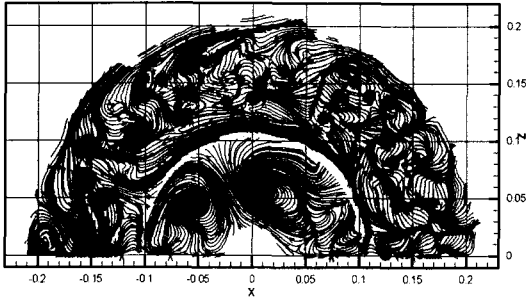


Fig. 10 Streamline pattern on constant y plane ($y=0.01\text{m}$) in the LOX manifold with vertical-horizontal type pre-distributor

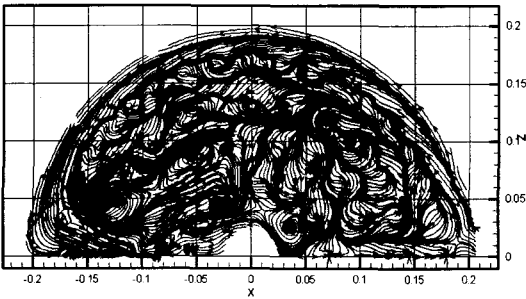


Fig. 11 Streamline pattern on constant y plane ($y=0.01\text{m}$) in the LOX manifold with horizontal type pre-distributor

사라졌음을 알 수 있다. 대규모 유동패턴 대신 대체로 예분산판 구멍의 크기 스케일을 갖는 매우 작은 유동구조들만이 생성되는데, 이들은 분사공 면에서의 압력과 산화제 유량을 더욱 균일하게 하는 역할을 하게 된다. 다만, 수직-수평형 예분산판을 장착한 경우에는, 수직판 안쪽에서, 서로 반대방향으로 회전하는 유동 구조가 존재하게 되는데, 이들의 영향은 수평판 안쪽으로 국한되게 된다. 각 분사공을 통한 유량을 비교함으로써 좀더 명확하게 예분산판의 역할을 이해할 수 있는데, Fig. 12-13은 두 가지 형태의

예분산판이 있는 경우, 각 분사공을 통해 배출되는 유량 분포를 보여 주고 있다. 예분산판이 없는 경우와 비교하여볼 때, 상당히 유량분포가 균일해졌음을 알 수 있다. 그러나 수직-수평형의

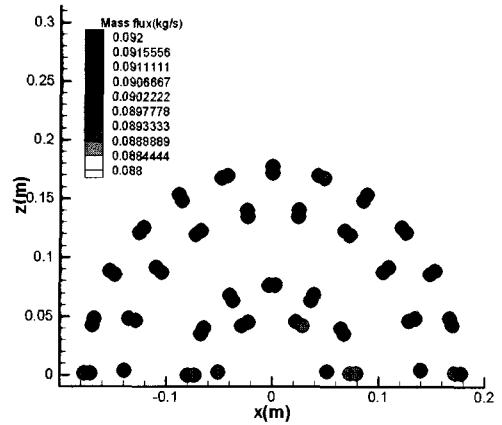


Fig. 12 Mass flux of each injection orifices in the LOX manifold with vertical - horizontal type pre-distributor

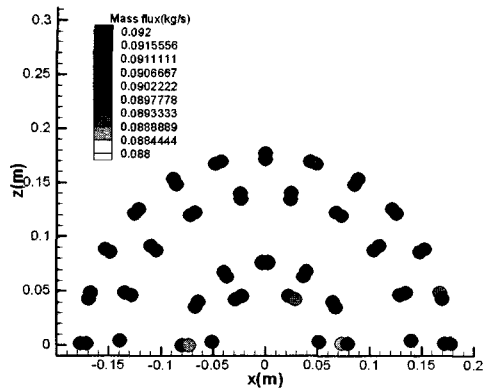


Fig. 13 Mass flux of each injection orifices in the LOX manifold with horizontal type pre-distributor

예분산판을 사용한 경우에는, 수직판과 수평판을 통과하는 전체 유량이 서로 달라, 수직판의 내부와 외부로 통과하는 유량 간에 차이가 발생할 수 있는 요소가 잠재되어 있다. 또한 Fig. 13의 수평형 예분산판의 경우를 보면 $x=-0.15$ 에 위

치한 분사공이 다른 곳보다 상대적으로 높은 유량을 보이고 있는데, 이 위치는 산화제 입구 쪽에 위치한 예분산판의 구멍 바로 밑에 놓여 있는 분사공이다. 위 결과들을 살펴볼 때, 두 가지 경우 모두 한번의 설계로는 최적화된 예분산판의 형상을 얻기는 힘들 것으로 생각된다. 따라서 여러 번의 반복과정이 필요할 것인데, 예분산판으로 인한 유동 손실이나 예분산판과 분사공의 상대적 구멍의 위치 등이 설계 시 우선적으로 고려되어야 할 것이다.

3.3 분사공 모델링

앞서 살펴본 바와 같이 분사공을 통해 연소실로 유량을 균일하게 보내기 위해서는 예분산판을 사용하는 것이 효과적인 방법일 것이다. 그러나 최적화된 예분산판 또는 매니폴드의 형상 설계를 위해서는 이들에 영향을 주는 여러 가지 설계 인자들이 고려되어야 하는데, 이에 반복적인 유동장 계산이 수반되어야 한다. 앞서 살펴본 것과 같이 예분산판 또는 매니폴드 형상의 변화는 그 내부에 존재하는 유동 패턴의 급격한 변화를 수반하기 때문에, 설계인자에 변화를 줄 때 마다 독립적인 유동계산이 필요하며 따라서, 상당한 계산 비용을 뒤따르게 된다. 조원국⁵⁾은 경제적인 계산을 위한 방법의 하나로, 총 격자수의 약 1/3~1/2이 밀집되어 있는 분사공 부분을 다공성 매질로 가정함으로써 수치해석에 필요한 경계조건을 단순화하여 계산을 수행하였다. 그러나 다공성 매질의 가정을 사용하게 되면, 매질을 통해 분출되는 평균적인 유량의 계산은 가능하나, 각각의 분사공을 통한 개별적 유량의 정확한 예측은 사실상 불가능하며 또한 단순화된 경계조건에 의해 유동장의 물리적 특성이 변하기 때문에 여러 가지 문제점들을 야기할 수 있다. 따라서 각각의 분사공을 통한 유량분포를 예측할 수 있으면서 동시에 산화제 매니폴드 내부 유동의 특성을 변화시키지 않는 모델링 기법이 필요하다.

여러 가지 예비 계산결과를 통해, 분사공을 완전히 제거한 후 이 부분을 분사공의 영향을

나타낼 수 있는, 물리적으로 타당한 경계조건으로 대체하는 것은 어렵다는 것과 분사공이 제거되면 매니폴드 내부의 유동 패턴이 크게 달라지는 것을 알게 되었다. 또한 분사공 내부에서 격자간격을 늘려 해석을 수행함으로써 효과적으로

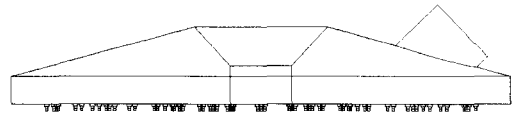


Fig. 14 Geometry of injector modeling with lower pipe (length=4mm)



Fig. 15 Streamline pattern on constant y plane ($y=0.02m$) in the LOX manifold of injector modeling

전체 계산 격자수를 줄이는 방법을 살펴보았으나, 이 경우 유동패턴이 상당히 변화하는 것을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 두개의 다른 직경을 갖는 파이프를 구성된 분사공의 길이를 줄임으로써, 효과적으로 격자수도 줄이고, 유동패턴의 변화를 최소로 하는 방안을 택하였다. 이와 같은 방법은 연소실 내의 유동에 영향을 줄 수 있으나, 본 연구가 연소실과는 독립적으로 수행된다는 전제조건 하에서의 해석이므로, 연소실에 미칠 영향에 대해서는 추후에 계속 연구가 진행되어야 할 것으로 생각된다.

다양한 예비수치실험을 통해 분사공을 구성하는 두 개의 파이프 중에, 직경이 작은 부분의 역할이 중요하다는 것을 파악하고 다양한 길이의 변화를 시도한 끝에 Fig. 14에 있는 것과 같은 형

상을 얻게 되었다. 즉, 원래의 분사공의 상부 파이프와 하부 파이프를 약간씩 줄여, 지름이 4mm 인 상부 파이프는 2mm로(원래 길이는 8mm), 지름이 2.2mm인 하부 파이프는 4mm(원래 길이는 14mm)로 하였는데, 이와 같이 함으로써 약 30%

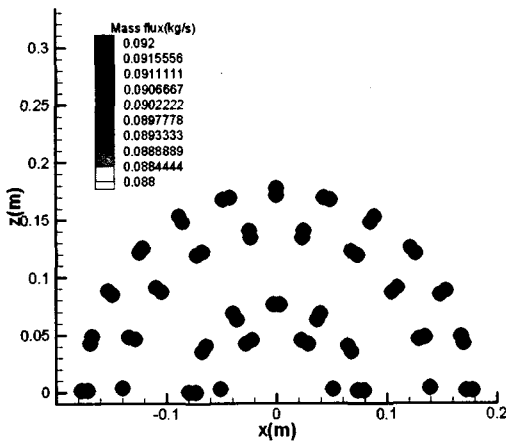


Fig. 16 Mass flux of each injection orifices by injector modeling

정도의 격자의 감소를 얻을 수 있었다. Fig. 15는 이와 같은 분사공 모델을 사용하여 수행한 계산 결과인데, 분사공 면에서 20mm 떨어진 곳의 수평 평면에서의 유선 양상을 보여준다. 앞서 살펴본 Fig. 4와 비교하여, 두 개의 동일한 대규모 유동패턴이 해상되었으며, 그 위치 또한 잘 예측되었음을 알 수 있다. 이는 본 연구에서 시도된 분사공 모델이 산화제 매니폴드 내부의 유동을 잘 모사하면서도, 분사공에 집중되었던 격자수를 효과적으로 줄임으로써 경제적 비용의 감소를 얻을 수 있다는 것을 의미한다. Fig. 16은 분사공 모델을 사용한 계산에서 얻은 분사공의 유량 분포를 보여 주고 있는데, 모델링을 하지 않은 원래의 결과와 상당히 비슷한 양상을 보임으로써, 주어진 분사공 모델이 유동 예측에 효과적이었음을 암시하고 있다.

4. 결 론

CAE 기법을 사용하여 산화제 매니폴드 내 유동을 해석하였으며, 이 결과를 바탕으로 수치 해석 계산 비용을 줄일 수 있는 방안인 분사공 모델에 대해 알아보았다. 매니폴드 내에는 운동량 및 열전달에 효과적일 수 있는 두 개의 대규모 유동패턴이 존재하며, 이들은 분사공면에서의 불균일한 유량 및 압력 분포에 영향을 주게 된다. 따라서 이와 같은 유동 구조의 존재를 정확히 파악해 낼 수 있는 분사공 모델은 경제적인 매니폴드의 설계에 매우 중요한 요소가 된다고 하겠다. 본 연구에서는 여러 번의 예비실험을 통해 실제 형상을 모방하되, 그 길이를 줄인 모델을 채택하였는데, 이를 사용한 계산결과는 원래의 계산결과와 여러 가지 측면에서 잘 일치하였으며, 약 30% 정도의 격자수 감소를 얻을 수 있었다. 본 연구는 KSR-III 엔진의 경우를 대상으로 하였으나, 모델의 길이 결정 과정을 일반화하기 위해서는 모델의 성능을 여러 가지 무차원화된 수의 함수로 표시하는 것이 필요할 것이며 이는 추후의 연구과제가 될 것이다.

예분산판을 장착한 경우에 대해서도 해석을 수행하였는데, 수평형의 경우에는 예분산판의 구멍 하부의 직선상에 위치한 분사공에서 극부적으로 유량이 높게 나타나는 단점이 있었으며, 수직/수평형의 경우에는 유량분포가 구멍의 상대적 위치에 덜 민감하나, 수평면을 통해 유출되는 유량과 수직면을 통해 유출되는 유량을 적절히 조절하지 않을 경우에는 분사공 면에서의 압력과 유량에 불균일성이 발생할 수 있다는 단점을 가진다. 그러나, 유동의 길이스케일이 예분산판의 구멍의 크기에 의해 제한을 받게 되기 때문에 예분산판 미 장착 시에 비해 대규모 유동구조의 생성이 제한되며 이는 분사유량의 균일성 측면에 유리하게 작용된다고 하겠다.

후 기

이 연구는 한국항공우주연구원의 위탁 과제인 "로켓엔진 연소기 헤드 내의 열/유동 해석 연

구”의 연구 내용 중 일부입니다.

참 고 문 헌

1. M. Habiballah and L. Vingert, "Research as a Key in the Design Methodology of Liquid-Propepellant Combustion Devices," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, 1998, pp. 782-788
2. G. P. Sutton, "Rocket propulsion elements," John wiley & sons, inc., N. Y., 2001, pp. 348-355
3. K. K. Huzel, and D. H. Huang, "Modern engineering for design of liquid-propellent rocket engines," AIAA, Washington DC, 1992, pp. 130
4. T. B. Mattstedt, F. Haidinger, P. Luger, and H. Linner, "Development manufacturing and Test Status of the VINCI Expander Thrust Chamber Assembly," The 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002, pp. 1-16
5. W. K. Cho, "Analysis on Propellant Injection Uniformity of Main Engine of KSR-3," KARI-RERD-TM, 2002