論文

가스발생기 연료 및 산화제 매니폴드 유동해석을 통한 유량균일성 파악

김홍집*, 최환석*

Flow Analyses for the Uniform Distribution of Propellants at Manifolds of a Full-scale Gas Generator

Hong Jip Kim* and Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

Flow analyses have been performed to investigate the uniformity of propellant flow through the fuel and oxidizer manifolds of a full-scaled gas generator for a pump-fed liquid rocket engines. Injectors were simulated as porous medium layers having equivalent pressure drops. The uniformity of propellants has been analyzed for 3 fuel rings and 3 injector head configurations. The mixture ratio distribution at the exit of injectors has been estimated from the mass flow rates of fuel and oxidizer. The best configuration of fuel ring and injection head was selected through these flow analyses.

초 록

펌프공급방식 액체로켓엔진 가스발생기의 매니폴드를 대상으로, 연료 및 산화제의 유량균일성을 파악하기 위하여 유동해석을 수행하였다. 3가지의 연료링과 3가지의 분사기 헤드 형상에 대하여 유동해석을 수행함으로써, 유량균일성을 검토하였다. 이를 통해 최적의 유량균일성을 가지는 연료링과 분사기 헤드의 형상을 결정하였다. 또한 분사기 출구에서의 혼합비 분포를 유동해석 결과로부터 도출하였다. 이를 통하여, 연료와 산화제 모두 유량균일성이 우수한 형상을 결정할 수 있었다.

Key Words : Gas Generator(가스발생기), Manifold(매니폴드), Uniformity(균일성), Fuel Ring(연료링), Injection Head(분사기헤드), Regenerative Cooling Channel (재생냉각채널)

Ⅰ. 서 론

고성능/고추력 로켓엔진을 구현하기 위해, 가압식(pressure-fed)보다 터보펌프를 이용하여 추진제를 승압하여 공급하는 펌프공급(pump-fed) 방식이 주로 이용되고 있다[1,2]. 우주 발사체 기술을 보유한 선진국의 경우에는 대부분 터보펌프를 이용한 액체로켓엔진을 개발하고 있어 1950년대부터 가스발생기(gas generator)에 대한 개발을 수행해 왔으며, 특히 현재 운영 중인 닫힘형 다단연소 사이클(staged combustion closed cycle) 엔진의 예연소기(preburner)까지 매우 높은 수준의 가스발생기 개발 기술을 보유하고 있다.

터보펌프를 구동한 뒤 구동에 사용된 가스를 어떻게 사용하느냐에 따라 엔진 사이클을 개방형(open)과 닫힘형(closed) 사이클로 대별할 수 있다[1-4]. 개방형 사이클에 비해 닫힘형 사이클은 추력 및 비추력이 높지만 상대적으로 복잡한 scheme을 가진다. 이에 비해, 비교적 간단한 개방형 사이클은 10~100톤 정도의 추력을 가지며,

† 2009년 9월 21일 접수 ~ 2009년 10월 27일 심사완료
* 정회원, 한국항공우주연구원 연소기팀
교신저자, E-mail : khongjip@kari.re.kr
대전광역시 유성구 어은동 45번지

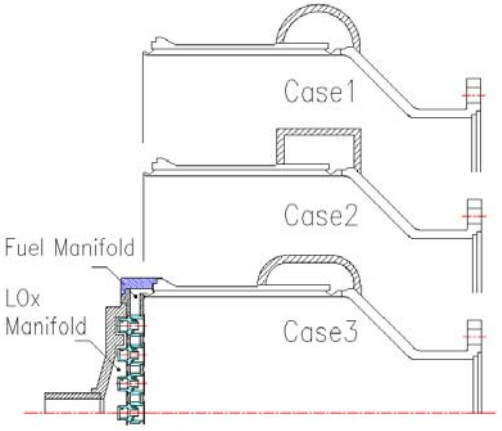


Fig. 1. Configuration of Fuel Rings

가스발생기를 이용하여 터보펌프를 구동한다. 본 연구의 대상은 국내에서 개발 중인 개방형 사이클에서 채용되는 가스발생기이다.

가스발생기를 포함한 개방형 사이클을 채용한 로켓엔진에서는 추진제 중의 일부를 가스발생기에서 연소시켜 터보펌프를 구동하고 이 가스는 dump 형태로 배출시키고, 터보펌프에 의해 고압으로 압축된 추진제들이 연소기를 통하여 연소되면서 추력을 발생하게 된다. 터보펌프의 터빈 블레이드를 열/구조적으로 안전하게 하기 위하여, 가스발생기 출구를 통해 터보펌프로 공급되는 가스의 온도 및 그 분포가 매우 중요한 인자가 된다[1-4]. 가스발생기의 출구온도, 즉 터빈입구온도(turbine inlet temperature; TIT)는 가스발생기에서 사용되는 분사기 및 연소실에서의 연소 및 혼합과정에 의해 결정된다고 할 수 있다. 따라서 가스발생기 설계 단계에서 균일한 혼합기를 얻을 수 있도록 그 매니폴드를 고안하는 것이 필요하다. 발사체 선진국의 경우, 연소기 및 가스발생기와 같은 로켓엔진 요소들에 대한 유동 해석을 오랫동안 진행하여 그 설계 및 개발에 이용하여 왔으나[5,6], 국내의 경우에는 많은 연구 사례를 찾아보기 힘들다. 한국항공우주연구원에서는 실물형 연소기의 설계 단계에서 유동해석을 통하여 유량균일성을 파악하고, 설계 개선을 통해 최적의 설계안을 도출하여 최종적으로 연소시험을 통해 이를 검증한 바 있다[7]. 본 연구에서는 이와 동일한 방법으로 가스발생기의 연료 및 산화제 매니폴드에서의 유동해석을 통해 분사기 출구에서의 유량을 예측하여 균일성을 파악하고, 대략적으로 분사기 출구에서의 혼합비를 도출하였다. 이러한 결과들을 바탕으로 최적의 유량균일성을 보이는 매니폴드 및 분사기 헤드의 형상을 선정하는데 그 목적을 두었다.

II. 대상 가스발생기의 설계안

본 연구에서 고려한 가스발생기는 연소압 58 bar에서 혼합비 0.321에서 운용된다. 또한 재생냉각방식을 채용하여 연소실의 실린더부분을 냉각하도록 되어 있다. 고려된 연료링 형태는 Fig. 1과 같이 3가지이다. 연료링과는 별개로, 가스발생기 실린더 부분의 재생냉각을 위한 채널은 2.85 mm×2.85 mm로 모두 131개이다. 고려하는 분사기 헤드의 형태는 Fig. 2와 같이 기존에 가스발생기에서 많이 사용되는 형태로서, H1은 원형, H2와 H3은 육각형의 벌집형태의 분사기 배열을 가지고 있으며 3가지 모두 외곽에 2개의 점화기 포트를 가지고 있다. H3은 H2에 비해 중간에 지지용 구조재를 4개 갖는다. 따라서 총 분사기의 개수는 H1과 H2에서는 35개, 반면에 H3에서는 구조재로 인해 총 31개이다. 모든 형상에 대하여 분사기 배치가 규칙적이다[8]. 그러므로 연료측 유동해석의 경우에는 연료링의 형상 효과를 고려

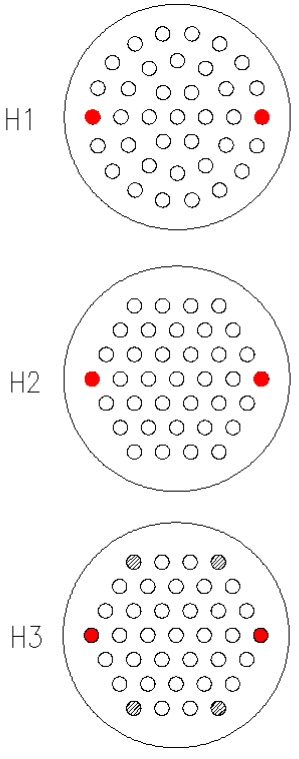
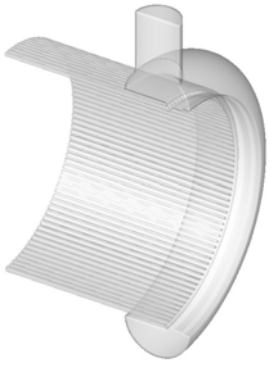
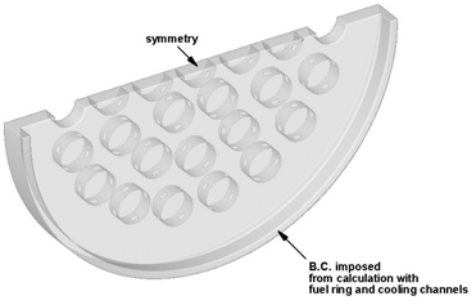


Fig. 2. Configuration of Injection Heads



(a) Fuel Ring and Cooling Channels



(b) Fuel Manifold

Fig. 3. Computational Configuration of Fuel manifold in the Present Gas Generator

하기 위하여 전체 영역의 1/2인 180도 부분을 고려하였다. 반면에 산화제 매니폴드의 경우에는 유동해석을 위한 계산영역은 전체 매니폴드의 1/4인 90도 영역만을 떼어내어 양쪽에 대칭조건을 적용할 수 있다. 이에 대한 개략도를 Fig. 3과 4에 도시하였다.

유동해석은 상용 프로그램인 Fluent v6을 사용하였으며, 표준 $k-\epsilon$ 난류 모델을 적용하였다[9]. 분사기는 각각의 hole들을 자세히 모델링하기에는 무리가 있으므로 다공성 매질(porous media) 조건을 이용하여 차압을 모사함으로써 해석하였다[7,9]. 따라서 각각의 분사기에서 다공성에 의한 차압 조건은 다음과 같은 식으로 계산되었다.

$$\rho_i A_i \frac{\Delta p}{\Delta x} = \mu_i R_i \dot{m}_i, \qquad i = F, O \qquad (1)$$

여기서 R_i는 다공성 매질의 저항계수(resistance), A_i는 분사기의 면적, $\dot{m}_i$는 단위 분사기 유량

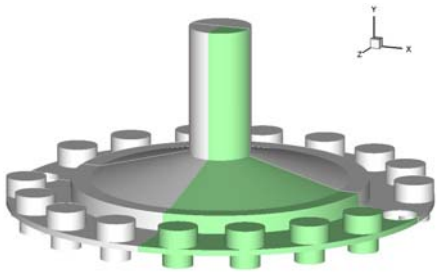


Fig. 4. Computational Configuration of LOx manifold in the Present Gas Generator

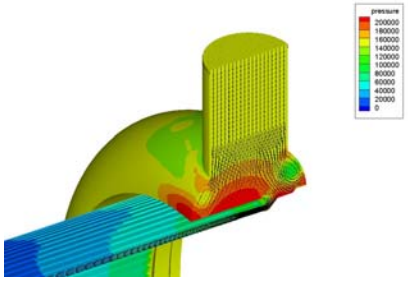
으로, 산화제의 경우 약 0.087 kg/sec, 차압 Δp는 10 bar이다. 연료의 경우 단위 분사기 유량은 설계안에 따라 분사기 개수가 조금 차이가 나며, H1과 H2의 경우 약 0.272 kg/sec, H3호기는 약 0.307 kg/sec이다. 해석에서 사용된 LOx의 물성치(ρ,μ)는 NIST의 자료를 토대로[10], 분사기 차압을 고려하여 68 bar에서의 값인 ρ_O=1154.7 kg/m^3, μ_O=2.08e-4 kg/m·s, kerosene에 대해서는 ρ_F=780 kg/m^3, μ_F=2.4e-3 kg/m·s를 사용하였다.

III. 본 론

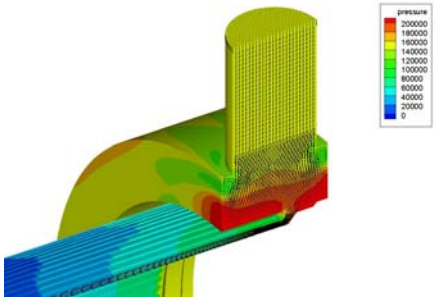
3.1 연료링의 형상에 따른 특성 파악

우선 연료링의 형상에 따른 냉각채널에서의 차압과 채널간의 유량 편차를 파악하였다. 따라서 여기에서는 분사기 헤드의 형상 변화에 따른 효과는 고려되지 않는다. 또한 냉각채널의 형상 변화가 연소기 헤드에서의 균일성에 미치는 영향은 상대적으로 미미할 것으로 예상된다. 왜냐하면 채널이 끝나는 영역에서 collector에 의해 모든 채널이 합쳐진 후에 분사기 헤드에 유입되므로 채널간의 유량 편차가 어느 정도 완화될 것으로 예상되기 때문이다.

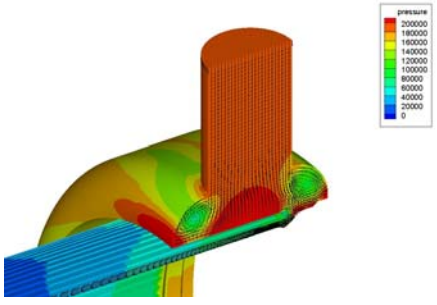
연료링의 형상에 따른, 단면에서의 압력 및 속도장을 Fig. 5에서 살펴보았다. 고려된 3가지의 연료링 형상에 대하여 연료가 공급되는 입구 포트와 연료링이 만나는 영역의 양쪽 끝에 재순환 영역이 존재하는 것을 알 수 있었다. 압력장을 살펴보았을 때, case 1과 2는 거의 유사한 경향을 보였으며, case 3은 유동이 향하는 벽면에서의 압력이 상승함으로 인하여 차압이 상대적으로 크게 예측되고 있음을 그림 5(c)에서 알 수 있다.



(a) case 1



(b) case 2



(c) case 3

Fig. 5. Pressure and Velocity Distributions for Various Fuel Ring Configurations

이러한 현상은 case 3이 상대적으로 연료링의 단면적이 크고, 또한 냉각 채널의 입구가 다른 설계안에 비하여 상대적으로 멀기 때문으로 여겨진다. 그럼에도 불구하고 유동장이나 압력장에 있어 조금의 차이가 있기는 하지만, 전체적인 경향은 거의 유사함을 알 수 있다.

Fig. 6은 원주방향 위치에서 냉각채널로의 질량유량을 나타낸다. 연료 입구 포트가 위치하는 θ=0° 근처에서는 유동의 관성에 의해 설계값보다 많은 질량유량이 공급되는 것을 알 수 있다. 입구 포트에서 멀어짐에 따라 연료링을 따라 연료가 흐름에 따라 설계값보다 낮은 질량유량이

Table 1. Standard Deviation of Mass Flow Rate at Cooling Channel Exits and Pressure Drop for Various Fuel Ring Configurations

Fuel Ring	질량유량 표준편차 [%]	차압 [bar]
case 1	4.79	1.66
case 2	4.85	1.63
case 3	3.54	2.00

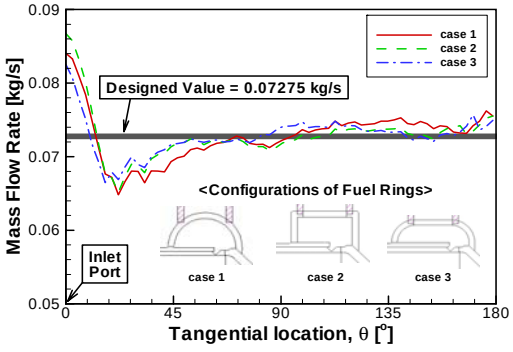


Fig. 6. Tangential Distribution of Fuel Mass Flow Rate at Cooling Channel Exits

공급되다가, 입구포트와 반대쪽인 θ=180°에 도달함에 따라 질량유량은 증가하고 있다.

이번에는 연료 주입구에서 채널의 끝부분까지의 압력 차이인 차압과, 냉각채널을 통한 질량유량의 편차를 종합적으로 비교하여 Table 1에 정리하였다. Case 3의 경우, 나머지 경우와 비교하여 연료링의 높이가 상대적으로 낮아 입구 포트방향 속도 성분을 상대적으로 잃게 되므로, 횡방향으로의 질량유량의 분포가 우수하게 나타난 것으로 여겨진다. 하지만 입구 포트의 중심과 냉각채널의 입구 위치가 다른 설계안에 비하여 상대적으로 멀어져 차압은 증가하는 것으로 파악되었다.

3.2 연료 매니폴드 유동 특성 파악

이번에는 앞서 획득된 연료링 및 냉각채널을 통한 연료가 매니폴드에 공급될 때의 유동 특성과 분사기당 질량 유량을 살펴보았다. 매니폴드에서 연료가 냉각채널로 부터 유입되는 부분을 냉각채널 개수만큼 나눠서, 앞에서 획득한 질량유량 분포(Fig. 6)를 입력조건으로 사용하여 해석을 수행하였다.

Fig. 1에 보인 연료링의 형상에 따른 분사기 헤드에서의 9가지 경우에 대한 유동해석을 통하

Table 2. Standard Deviation of Fuel Mass Flow Rate for Various Configurations

Head	Fuel Ring	질량 유량 표준편차 [g/s]	질량 유량 대비 표준편차 [%]
H1	case 1	4.52	1.66
	case 2	4.50	1.65
	case 3	4.55	1.67
H2	case 1	5.03	1.85
	case 2	5.06	1.86
	case 3	4.98	1.83
H3	case 1	6.93	2.25
	case 2	6.83	2.22
	case 3	7.18	2.34

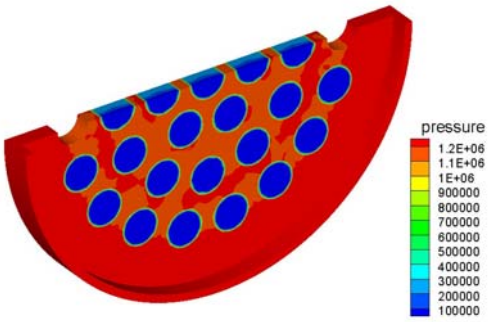


Fig. 7. Pressure Contour at Fuel Manifold of H1 Head

여 분사기에 공급되는 질량유량을 검토하여 Table 2에 정리하였다. 매니폴드에서의 압력장과 속도장은 거의 유사한 거동을 보임을 확인하였으며, 그 중에서 H1의 결과를 Fig. 7에 도시하였다. 결과적으로 분사기로 공급되는 연료의 유량 편차는 Table 2에서 나타났듯이 H1<H2<H3 순으로 증가한다. 이는 냉각채널을 지난 연료가 최외각에서 중심을 향하여 반경방향으로 공급되기 때문에, 반경방향으로 균일한 분포를 보이는 H1이 유량균일성 측면에서 우수한 것으로 여겨진다.

이번에는 반경방향에 따른 질량 유량의 분포를 살펴보기 위하여 분사기 열에 따른 질량유량의 분포를 Fig. 8에 도시하였다. 연료는 연료링 및 냉각채널을 거쳐서 반경방향으로 최외각 쪽에서 공급된다. 따라서 가장 바깥쪽에 있는 3번째 열에 가장 많은 유량이 공급되고 있음을 알 수 있다. 결국 3번째 열에는 가장 많은 분사기가 위치하고 있을 뿐만 아니라, 많은 유량이 공급되므로 나머지 열에는 설계유량보다 상대적으로 적은 유량이 공급 되는 것을 알 수 있다. 이러한 경향

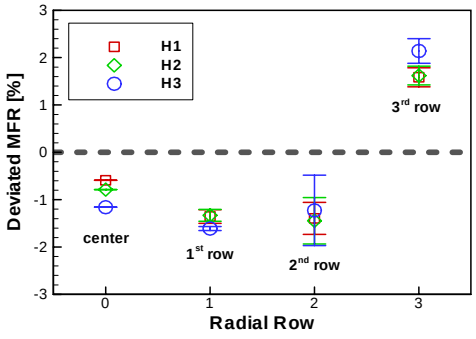


Fig. 8. Radial Distribution of Mean Fuel Mass Flow Rate

은 입구포트가 중앙에 위치하는 산화제 매니폴드에서의 특성과는 상반되는 현상이다. 이런 특성을 종합하여 보면, 가운데 분사기(center)에는 산화제는 많고 연료는 적게 공급되므로 혼합비는 설계값보다 높아지며, 연소실 벽면으로 갈수록 혼합비는 낮아지는 경향을 보일 것으로 예상된다. 자세한 내용은 다음 절에서 언급하였다.

3.3 설계안에 따른 유량 민감도 파악

이번에는 각 분사기의 유량 변화에 따른 민감도를 파악하였다. 만약 공급시스템을 통해 공급되는 유량 변화에 대하여 응답지연이 없이 반응한다고 가정한다면, 민감도(sensitivity) 해석을 통하여 어느 분사기에서의 변화량이 가장 큰지를 파악할 수 있다. 민감도 파악을 위하여 균일한 설계 유량을 공급하였을 때의 각 분사기에서의 질량유량($\dot{m}_{i,d}$)을 먼저 파악한 다음에, 설계 유량의 95%만을 공급한 뒤에 분사기에서의 질량유량($\dot{m}_{i,nd}$)의 변화량을 파악하여 다음과 같이 민감도를 결정하였다.

$$\text{Sensitivity} = \frac{1}{\dot{m}_i}\frac{\dot{m}_{i,d} - \dot{m}_{i,nd}}{\Delta} \qquad (2)$$

여기서 $\dot{m}_i$는 분사기당 설계유량, Δ는 가진 유량의 편차로서 여기서는 5%이다.

Fig. 9는 H1 헤드에서의 분사기의 민감도를 보여준다. 그림에서 민감도의 값이 0이면 유량 섭동량에 대하여 시간지연 없이 동일한 값으로 반응하는 분사기이며, 0보다 작으면 섭동량(Δ)보다는 작은 비율로 반응하는 분사기이다. 대체로 최외각인 3열에 존재하는 분사기는 모두 유량의 섭동에 민감하게 반응하는 것으로 나타났다. 반

Table 3. Sensitivity of Fuel Mass Flow Rate for Various Heads

Injector	H1	H2	H3
center	−0.87	−2.30	−3.39
1st−1	0.34	−1.43	1.47
1st−2	−1.99	−2.70	−5.62
2nd−1	0.62	3.96	3.57
2nd−2	−3.90	−4.88	−5.19
2nd−3	−0.35	0.49	2.76
2nd−4	−2.60	−4.24	−7.43
3rd−1	2.30	2.40	4.01
3rd−2	0.23	0.99	2.22
3rd−3	1.78	1.83	−
3rd−4	2.99	2.92	3.16

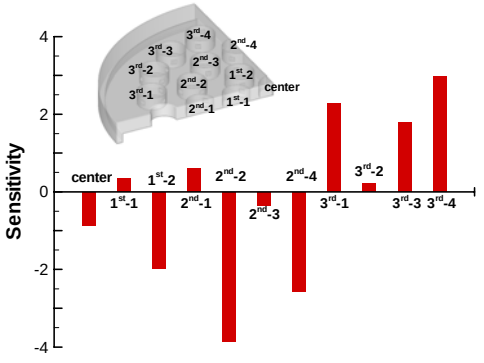


Fig. 9. Sensitivity of Injectors for fuel flow variation of H1 Head

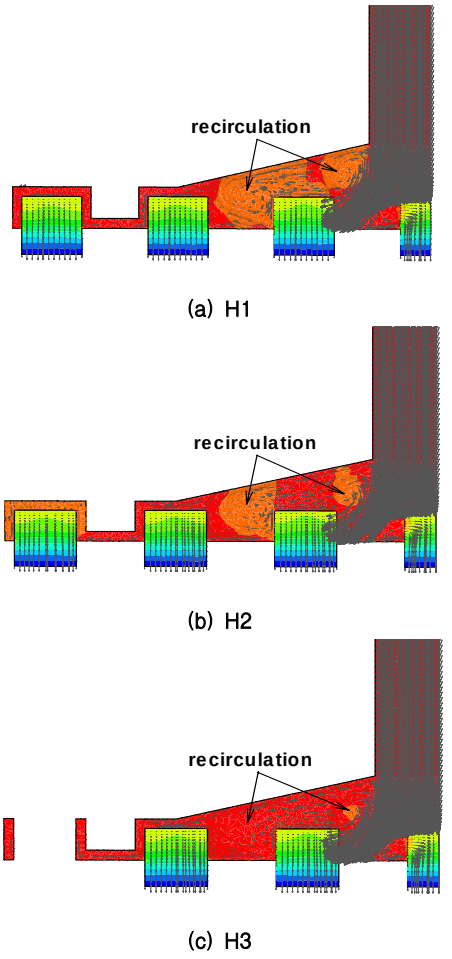


Fig. 10. Pressure and Velocity Distributions for Various LOx Manifold Configurations

면에 2열에 있는 분사기들은 상대적으로 덜 민감한 것으로 파악되었다. 특히 2열의 두 번째와 네 번째 분사기는 변화량이 크지 않았다. 1열과 가운데(center)에 존재하는 분사기는 상대적으로 민감도가 떨어지는 것으로 파악되었다. 다른 모든 설계안에 대하여 민감도 해석 결과를 Table 3에 정리하였다.

Ⅳ. 산화제측 유동해석 결과

앞서 언급한대로, 산화제는 Fig. 4와 같이 중앙에 입구포트가 위치하므로 전체의 1/4만 해석하였다. 먼저 압력 및 속도장을 살펴보면, inlet에서 manifold로 공간적 확대가 생김으로 인하여, 모든 헤드 형상에서 재순환 영역이 국소적으로는 두 군데 존재함을 Fig. 10에서 알 수 있다. 이러한 현상은 결과적으로 외곽열로 향하는 유동의 유효면적을 줄이게 되므로 균일성의 측면에서 좋지 않은 결과를 야기할 것으로 생각된다.

이번에는 분사기열에 따른 질량유량을 살펴보았다. Fig. 11에 보이는 바와 같이, 3가지 헤드 형상에 대하여 가운데(center)에 위치한 분사기로 유량이 가장 많이 흐르는 것으로 나타났다. 나머지 1~3열의 분사기로는 평균 유량 대비 1% 정도의 차이를 보이는 것으로 파악되었다. 비록 가운데에 위치한 분사기로 가장 많은 유동이 흐르기는 하지만, 분사기 개수가 1개뿐이므로 전체적인 유동의 불균일을 심각하게 야기하지는 않는 것으로 파악된다. 반면 상대적으로 작은 매니폴드 체적을 가지는 마지막 열에 있는 분사기들에서는 다른 열에 비하여 유량편차가 크지 않는 것으로 파악되었다.

Table 4. Standard Deviation of LOx Mass Flow Rate for Various Heads

Head	질량 유량 표준편차 [g/s]	질량 유량 대비 표준편차 [%]
H1	0.551	0.632
H2	0.790	0.906
H3	0.873	0.887

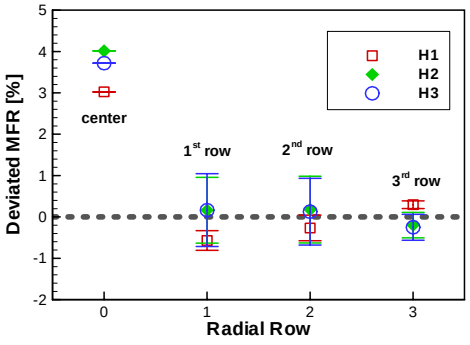


Fig. 11. Radial Distribution of Mean Mass Flow Rate of LOx

첫 번째 열의 분사기에 상대적으로 작은 질량유량이 공급되는 것은 Fig. 10에서의 재순환영역의 존재에 기인하는 것으로 생각된다. 만약 매니폴드를 좀 더 유선에 가깝게 설계한다면 이러한 문제를 해결할 수 있을 것으로 생각된다. 하지만 모든 분사기 헤드에 대하여, 평균 질량유량에 비해 크게 벗어난 값을 보이고 있지 않으므로 심각하지 않을 것으로 여겨진다. 헤드 별로 모든 분사기로의 유량의 표준편차를 평가하면 Table 4와 같다.

대상으로 결정된 3개의 분사기 헤드만을 고려했을 경우, H1이 가장 균일성이 우수한 것으로 판단된다. 이는 산화제의 입구포트가 중심에 위치하여, 축에 대칭적으로 외각 방향으로 퍼지면서 공급되는 구조를 가지기 때문으로 보인다. 또한 전체적인 값들을 기준으로 판단한다면, 현재 고려된 LOx 매니폴드의 형상들은 비균일성 문제를 심각하게 일으키지 않을 것으로 예상된다.

Ⅴ. 분사기 출구에서의 혼합비 예측

산화제는 중심축을 통해 산화제 매니폴드에 공급되므로 축대칭의 형상을 가지게 된다. 반면에 연료는 연소실을 감싸는 연료링에 대해 한쪽으로 치우쳐져서 공급되기 때문에 축대칭이 되지

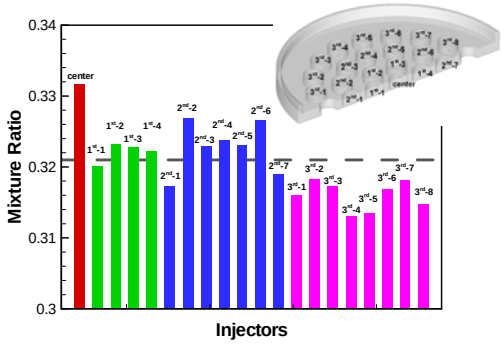


Fig. 12. Mixture Ratios at Injector Exits for H1 Head (Fuel Ring: case1)

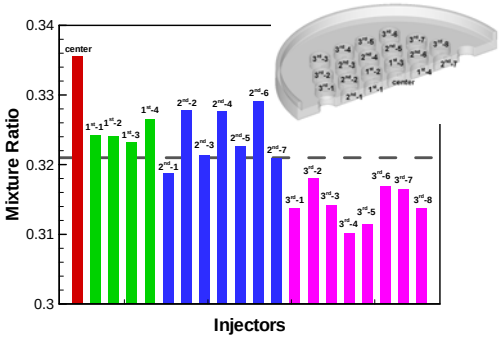


Fig. 13. Mixture Ratios at Injector Exits for H2 Head (Fuel Ring: case1)

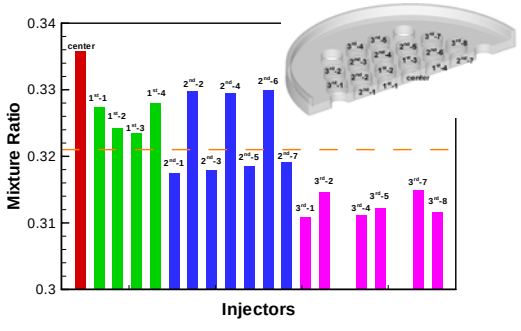


Fig. 14. Mixture Ratios at Injector Exits for H3 Head (Fuel Ring: case1)

는 않는다. Fig. 12~14는 유량균일성 측면에서 우수한 case1의 형상을 가지는 연료링이 설치된 경우, 각 분사기헤드 형상에 따른 분사기 출구에서의 혼합비 분포를 나타낸다. 가운데 분사기(center)의 경우, 산화제는 중심에서 매니폴드로 공급됨으로 인하여 다른 분사기에 비해 상대적으로 많이 공급되는 반면, 연료는 최외각을 통해

Table 5. Standard Deviation of Mixture Ratios for Various Configurations

Head	Fuel Ring	설정 혼합비 대비 표준편차 [%]
H1	case 1	0.486
	case 2	0.485
	case 3	0.490
H2	case 1	0.665
	case 2	0.667
	case 3	0.663
H3	case 1	0.779
	case 2	0.765
	case 3	0.804

매니폴드로 공급되기 때문에 상대적으로 작은 양이 공급된다. 따라서 혼합비는 설계치(0.321)에 비해 높음을 알 수 있다. 또한 최외각에 존재하는 3열 분사기의 경우에는 반대의 상황에 해당하므로 혼합비가 전체적으로 낮음을 알 수 있다. 따라서 연소실 벽면 근처에서는 낮은 혼합비로 인하여 연소가스의 온도가 상대적으로 낮아져, 연소실 벽면에서의 열손상을 방지할 수 있을 것으로 예상된다.

분사기헤드와 연료링의 형상에 따른 혼합비 균일성 검토 결과를 Table 5에 정리하였다. 혼합비는 연료링의 형상보다는 연료/산화제 매니폴드의 형상에 의존하는 것으로 파악되었다. 이는 연료링의 효과가 냉각채널을 거치면서 어느 정도 완화되기 때문으로 여겨진다. 혼합비의 편차는 H1이 가장 작아 우수하며, H2<H3 순으로 증가하였다.

Ⅵ. 결 론

로켓엔진에서 터보펌프를 작동하는 가스발생기의 매니폴드를 대상으로, 연료 및 산화제의 유량균일성을 파악하기 위하여 유동해석을 수행하였다. 매니폴드와 연결된 분사기는 동일한 차압이 걸리는 다공성 매질로 이뤄진 층으로 모사하였다.

대상 가스발생기에서 연료는 재생냉각 방식을 통해 매니폴드로 공급되는데, 3가지의 연료링과 3가지의 분사기 헤드 형상에 대하여 유동해석을 수행함으로써, 유량균일성을 검토하였다. 먼저 연료링과 재생냉각채널을 포함하는 유동해석을 먼저 수행하여, 연료링의 형상에 대한 효과를 살펴보았다. 이 해석 결과를 입구조건으로 사용하여 연료 매니폴드의 유동해석을 수행하였다. 매니폴드의 바깥부분을 통해 연료가 공급됨으로 인하여, 가장 바깥쪽에 위치한 분사기들을 통해 가장 큰 질량유량이 공급되었다. 이러한 결과들을 바탕으로, 최적의 유량균일성을 가지는 연료링과 분사기 헤드의 형상을 결정할 수 있었다.

다음으로 산화제 매니폴드 균일성을 헤드 형상에 따라 살펴보았다. 유입구와 연결된 매니폴드의 윗부분 근처에서 재순환영역이 존재하는 것을 파악할 수 있었다. 또한 가운데에 위치한 유입구로 인하여, 가운데에 위치한 열에서 질량 유량이 가장 크게 예측되었으나, 분사기 개수가 작은 관계로 전체적인 균일성에는 큰 영향이 없는 것으로 파악되었다. 결론적으로, 최적의 유량균일성을 가지는 헤드의 형상을 결정할 수 있었다.

분사기 출구에서의 혼합비 분포를 유동해석 결과로부터 도출하였다. 모든 결과들을 종합적으로 판단해 볼 때, 연료와 산화제 모두 원형으로 배치한 분사기 헤드에서 유량균일성이 가장 우수한 것으로 파악되었다.

참고문헌

1) Douglass, H. W., Schmidt, H. W., Levinson, L., “Liquid Propellant Gas Generators”, NASA SP-8081, 1972.

2) D.K. Huzel and D. Huang, Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines, AIAA Inc., 1992.

3) G.P. Sutton and D.M. Ross, Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons Inc; 5th edition, 1986.

4) G.P. Sutton, History of Liquid Propellant Rocket Engines, American Institute of Astronautics and Aeronautics, 2005.

5) J. Thoenes, Duct flow nonuniformities for Space Shuttle Main Engine(SSME), NASA-CR-178734, 1985.

6) M. Rocker, Combustion Devices CFD Team Analyses Review, Marshall Space Flight Center, Document ID: 20090002407, 2008.

7) 김홍집, 김성구, 김종규, 한영민, 최환석, “30톤급 실물형 연소기 산화제 매니폴드 유동해석을 통한 유량균일성 개선”, 한국추진공학회지, v. 12, n. 3, pp. 16-23, 2008.

8) 최환석, 서성현, 김영목, 조광래, “추력 30톤급 엑체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(II)-가스발생기”, 한국항공우주학회지, v. 37, n. 10, pp. 1038-1047, 2009.

9) Fluent User’s Manual, Version 6

10) NIST chemistry data, http://webbook.nist.gov/chemistry/fluid