

소형 액체로켓엔진용 예연소기 냉각채널 유동해석

문인상* · 신강창**

Numerical Study of the Cooling Channel of the Preburner for a Small Liquid Rocket Engine

Moon, Insang* · Shin, Kangchang**

ABSTRACT

The cooling channel of the preburner for staged combustion engines was studied. The combustion pressure of the researched preburner is about 210 bar which is very high compared with the engines of the Korean Launch Vehicle and 30 ton class liquid rocket engines developed as a pre-research program. Also, the combustion is an oxygen rich process unlike the gas generators of open cycle kerosene engines. Thus the cooling process is very important to make the preburner stable. Many configurations for the preburner were developed and numerically analyzed. As a result, the pressure loss could be reached below the target.

초 록

다단연소사이클 액체로켓엔진에 사용 가능한 예연소기의 냉각채널에 대한 해석연구를 진행하였다. 해석에 사용된 예연소기는 내부압력이 210 bar로서 한국형발사체에 사용되는 엔진이나 30톤급 엔진에 비해 매우 높으며 개방형 엔진의 가스발생기와는 달리 연소실 내부에서 산화제 과잉 연소를 하기 때문에 냉각방법이 까다롭고 또 그만큼 냉각채널의 역할이 매우 중요해진다. 이를 위해 매우 다양한 형상의 냉각채널이 고안되었고 이들의 유동해석을 실시하였다. 결과적으로 냉각채널의 차압을 목표 차압 아래로 달성할 수 있었다.

Key Words: Staged Combustion Cycle (다단 연소사이클), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Preburner(예연소기), Cooling Channel (냉각채널)

1. 서 론

다단연소사이클 엔진은 가스발생기 사이클 엔진과는 달리 터빈구동에 사용되는 추진제를 외기로 보내지 않고 다시 연소실에서 연소시키기 때문에 추진제의 낭비가 없고 따라서 비추력의 향상을 기대할 수 있다. 실제로 지금까지 개발된 RD170[1][2], RD180[3] (wikipedia 2008), F1[1],

* 한국항공우주연구원 발사체미래기술팀

** 한국항공우주연구원 발사체미래기술팀
연락처, E-mail: insang@kari.re.kr

SSME[1, 4]과 같은 대부분의 고성능 로켓엔진은 다단연소사이클 엔진을 채택하고 있다.[5] 엔진 성능의 관점이 아닌 엔진 구성의 관점에서도 가스발생기 사이클과 다단연소사이클은 연소압, 연소기, 터보펌프, 가스발생기 혹은 예연소기 등 여러 가지 차이점이 있다. 이 중에서 케로신-액체산소 로켓엔진에 중점을 두어 관찰을 하게 되면 가장 먼저 가스발생기 대신에 예연소기가 있다는 것이 눈에 띈다.

예연소기 역시 터빈을 구동시키는 가스를 생성한다는 점에서는 가스발생기와 동일한 역할을 하나 그 내부는 전혀 다른 구조로 되어있다. 먼저 다단연소 사이클 엔진은 예연소기, 터빈 그리고 연소기가 유공학적으로 일렬로 연결되어있기 때문에 예연소기에는 매우 높은 압력이 요구된다. 또한 예연소기의 연소가스가 연소기의 연소실로 분사되므로 연소 가스에 연소기의 분사기에 악영향을 줄 수 있는 연소화합물이 없어야한다. 따라서 산화제 과잉환경에서 작동하게 되므로 연소실을 냉각시키기 위한 연료의 양이 부족해진다. 이 모순을 극복하기 위해 일반적으로 케로신-액체산소 엔진은 액체산소를 사용하여 예연소기를 냉각시키게 되나 이는 매우 어렵고 위험한 기술로서 아직 구소련의 동구권을 제외하고 서방에서는 아직 개발에 성공한 사례를 발표하지 못하고 있다. 이러한 기술을 국내에서 개발에 성공을 한다면 액체로켓엔진 기술 축적에 많은 도움을 줄 수 있을 것으로 기대한다.

2. 본 론

2.1 예연소기 냉각채널의 형상과 유로

예연소기는 엔진의 크기에 따라 그 구조가 판이하게 달라진다. 예를 들어 RD-180과 같은 대형 엔진에 사용되는 것과 RD-8과 같은 소형엔진에 사용되는 예연소기는 그 구조와 사용되는 분사기의 종류가 달라지게 된다. RD-180 예연소기에는 커다란 triplex 분사기를 사용하며 비교적 소형엔진의 예연소기에는 simplex 분사기를 사용한다. Triplex 분사기는 분사기에서 분무되는

시점에서 요구되는 O/F비를 만족시킬 수 있지만 simplex 분사기를 사용할 경우에는 그렇지 못하고 보염과 연소안정화를 위해 비교적 낮은 O/F비를 사용하여 연소를 시키고 이 후에 나머지 산소를 주입하여 O/F비를 높여 연소온도를 낮추게 된다. 편의상 O/F비가 낮은 지역을 1차 연소구간, O/F비가 높은 지역을 2차 연소구간으로 칭하겠다.

소형 예연소기의 냉각유로인 액체산소 유로는 1차 연소구간과 2차 연소구간으로 나뉘게 되므로 그 구조가 복잡해지고 복잡한 유로에 의한 압력 손실이 커지게 된다. 따라서 이를 조금이나마 보상하기 위해서 채널의 깊이를 깊게 하고 냉각해석과 유동해석을 병행하여 최적의 유량이 흐르게 할 필요가 있다.

Figure 1은 개발 중에 있는 분리형 TDM의 3차원 도면이며 Fig.2는 냉각채널 유로의 형상이다. Figure 2에서 유동을 순방향과 역방향으로 구분한 이유는 2차 연소구간에서의 연소가스 온도는 그리 높지 않아 많은 양의 냉매가 필요치 않고 또한 모든 액체산소의 일부만을 우회시켜 전체냉각채널의 압력손실을 줄이기 위함이다.

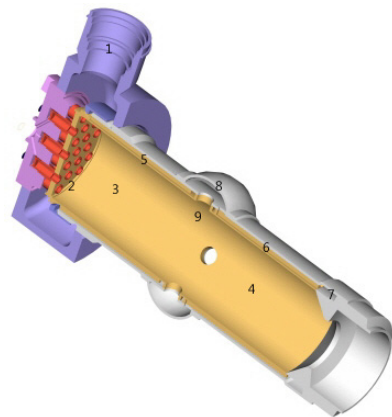


Fig. 1 Preburner 3D cad model. 1. LOx inlet, 2. head, 3. first combustion zone, 4. second combustion zone, 5. forward cooling channel, 6. reverse cooling channel, 7. reverse cooling channel manifold, 8. manifold, 9. LOx injection hole

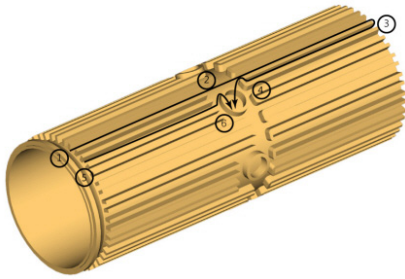


Fig. 2 3D model of the cooling channel configuration. The forward and reverse flow path is 5 to 6 and 1, 2, 3 to 4.

순방향의 흐름은 Fig. 1에서 볼 수 있다시피, 입구에서 채널 5를 따라 매니폴드 8에 모인 뒤 산화제 분사공 9을 통해 연소실로 들어가 4의 2차연소 구간을 형성하게 된다. 반면에 역방향 흐름은 Fig. 2를 참고하여, 입구 1에서 중앙의 매니폴드를 지나쳐 예연소기 후단의 매니폴드 3에 모인 뒤 방향을 바꿔 채널 4를 따라 중앙의 매니폴드로 향하게 된다. 순방향 흐름과 역방향 흐름의 유량은 채널에서 매니폴드로 들어가는 출구의 넓이를 사용하여 조절할 수 있다. Figure 3은 중앙 매니폴드 부분의 2차원 형상이다.

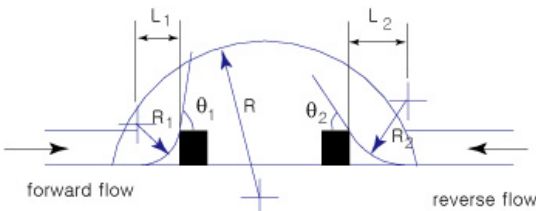


Fig. 3 Configuration near the manifold

Figure 3에서 채널에서 매니폴드로 향하는 유로는 모두 원주로 정의되어 있으며 순방향과 역방향의 흐름에 따라 각각 R_1 과 R_2 의 형상이 정해진다. 또한 채널에서 매니폴드로 나가는 출구인 L_1 과 L_2 는 채널 전체의 압력손실량 조절에 사용되며, 이 길이로 인해 R_1 , θ_1 , R_2 , θ_2 의 값이 유일하게 결정된다.

2.2. 해석 조건

예연소기의 냉각채널에 흐르는 액체산소의 물성치는 다음과 같이 정의한다.

Table 1. Properties of LOx

항목	값
온도 [K]	93
밀도 [kg/m^3]	1141
점성도 [Nsec/m^2]	$1.9\text{e-}4$
비열 [J/kg K]	1695
열전도도 [W/mK]	0.1514

2.1에서 설계된 예연소기는 60도 각도로 대칭을 이루는 주기 대칭(periodic symmetry)이며 60도 대칭구간은 다시 중앙을 중심으로 대칭을 이룬다. 따라서 30도 구간에 흐르는 유량은 전체유량의 1/12로 계산된다. 수치해석에는 Fluent를 사용하였으며 경계조건은 출구에 압력조건을 입구에는 유량조건을 사용하였다(Fig. 4 참조).

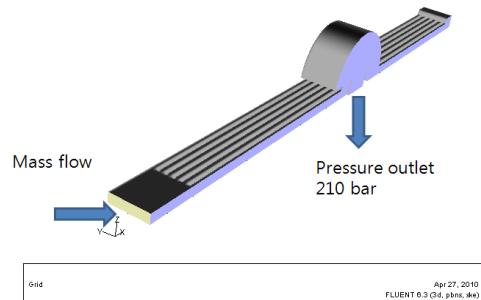


Fig. 4. The boundary conditions

2.3 해석 결과

냉각채널의 해석 결과는 다음 Fig.5, 6과 같다. Figure 5는 60도 섹션의 중앙 채널, 혹은 30도 섹션의 가장 안쪽 채널의 압력분포를 나타낸 것이다. 입구는 그림상의 우측이며 순방향 1과 역방향 2의 경로의 압력 분포를 모두 보여주고 있다. 매니폴드내의 개구를 조정하여 순방향과 역방향의 유량이 비슷하도록 조절을 하였다. 그 결

과 채널에 따른 유량의 차이는 평균적으로 25% 내외를 보였으나 각 채널별 최대 유량차이는 약 50%까지 증가하였다. 이는 향후 개선이 되어야 할 부분으로 생각되며 이는 후단 매니폴드 부근의 채널의 길이를 각각 조절하면 달성될 것으로 기대된다. 전체적인 압력 손실은 약 10 bar 정도로 예상보다 낮게 나타났으며 이는 헤드와 분사기의 압력손실과 규형을 맞출 수 있도록 중앙 매니폴드의 개구와 입구의 크기를 조절하여야 할 것이다.

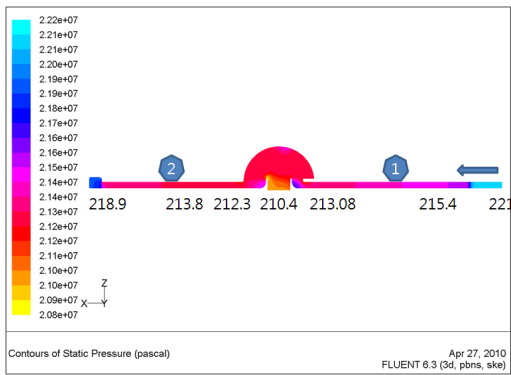


Fig. 5. Pressure along the central cooling channel

Figure 6은 채널별 압력손실을 나타낸 것으로 순방향 구간은 당연히 급격한 압력손실을 보이나 역방향 흐름은 처음 입구부터 중앙의 매니폴드까지 천천히 압력강하가 일어나는 것을 알 수 있다. Figure 7은 중앙의 매니폴드 내부에서의 속도 분포를 보여준다. 반원형 돔 내부에서 오른쪽의 속도 분포를 보면 채널에서 매니폴드로 나가는 개구의 크기가 작기 때문에 급격한 방향 변화로 인한 압력손실이 커질 것이라는 것을 예측할 수 있다. 또한 큰 차압으로 인하여 개구의 넓이가 채널의 넓이보다 더 크에도 불구하고 출구 근방에서 vena 효과와 유사한 현상이 나타나는 것을 알 수 있다. 왼쪽으로부터의 역방향흐름은 낮은 차압으로 인해 대부분의 유동이 돔의 상부에 도달하지 않고 우측의 흐름 안쪽으로 들어가 다시 분무공을 통해 연소실로 향하게 된다.

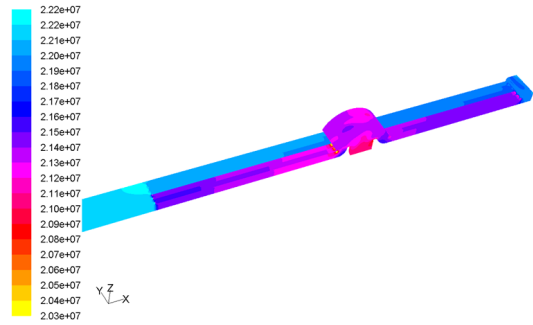


Fig. 6. Pressure loss of along the individual channels

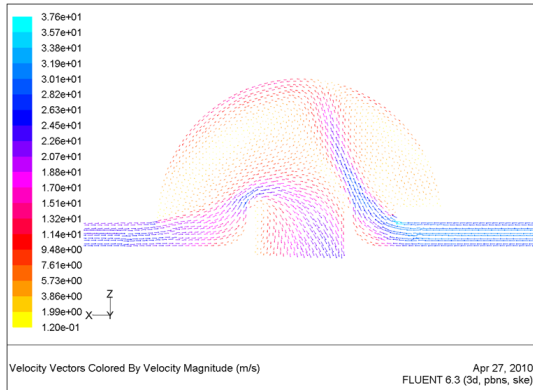


Fig. 7 Velocity distribution in the cooling channel

참고 문헌

1. <http://www.astronautix.com>
2. Katorgin, B. I., Chelkis F. J., and Limirick, C. D., AIAA 93-2415, 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit Monterey CA June 1993.
3. <http://en.wikipedia.org/wiki/RD-180>.
4. Biggs, R. E., Space Shuttle Main Engine, The First Ten Years, AAS, 1992, pp.69-122
5. 문인상, 신지철, 문일윤, "가스발생기 후연소 액체로켓엔진 개념설계 소프트웨어 개발," 한국항공우주학회지, 제36권, 제1호, 2008, pp.1132-1138.