

케로신을 연료로 하는 10톤급 액체로켓엔진의

막 냉각에 관한 해석적 연구

남궁혁준*, 한풍규*, 조원국**

Numerical analysis on curtain cooling in Liquid Rocket Engine of 10tf-thrust Level using Kerosene as a Fuel

Hyuck-Joon Namkoung*, Poong-Gyoo Han*, Won-Kook Cho**

ABSTRACT

The cooling mechanism for a regenerative cooling liquid rocket engine of 10tf-thrust using kerosene as a fuel was studied from the viewpoint of curtain cooling. Based on the concept of a highly-stratified gas flow in the combustion chamber, the cross section of the combustion chamber was spilt into 2 independent parts, core and exterior part. Additional fuel is injected into the exterior section and gas temperature can be reduced in the exterior section. Consequently, the heat flux into the coolant and wall temperature are reduced and the thermal stability of a liquid rocket engine could be improved.

초 록

우주발사체의 2단용 엔진으로 10톤급 케로신 재생 냉각 방식의 액체로켓엔진에 대한 보조 냉각 기구로서, 막냉각을 고려한 냉각특성에 대한 해석적 연구를 수행하였다. 연소기 내에서 연소가스의 유동이 축방향으로 층류화되어 있다는 개념하에, 엔진 단면을 서로 독립적인 중심부와 외곽부로 나누며, 외곽부에는 여분의 연료를 분무시킴으로써 연소가스 온도를 낮추어 냉각채널로 전달되는 열유속량과 벽면 온도를 감소시킬 수 있었으며, 엔진의 열적 안정성을 향상시킬 수 있었다.

Key Word : Curtain cooling(막냉각), Regenerative cooling(재생냉각), Gas stratification(가스 층류화), Core and exterior parts(중심부와 외곽부), Kerosene(케로신), Heat flux(열유속), Wall temperature(벽온도)

1. 서 론

액체로켓엔진의 주 냉각 방식으로 재생냉각과 용발냉각이 사용되고 있으며, 부가적인 냉각 방식으로 분사기 배열 면의 외곽에 원주방향으로

* 정회원, 현대모비스

연락처, E-mail : nkjhj@mobis.co.kr

경기도 용인시 구성읍 마북리 80-10

** 정회원, 한국항공우주연구원

배열된 분사기 또는 냉각 링에서 냉각제를 공급하는 막냉각과 내벽에 대한 내열 코팅, 복사냉각을 사용하고 있다.

일반적으로 고온고압의 연소 환경하에서 장시간 또는 반복 사용을 위해서는 연료를 냉각제로 하는 재생냉각 방식을 적용하고 있으나, 엔진 크기와 추력이 작아질수록 재생냉각 방식만으로는 액체로켓엔진의 냉각이 충분하지 못하게 된다^{[1][2][3]}. Wrobel^[4]은 가스 충류화 유동 모델을 제시하면서, 분사기에서 추진제가 분무된 이후, 초기 미립화 및 혼합 조건은 노즐 출구까지 유지된다고 하였다.

본 연구에서는 케로신과 액체산소를 추진제로 하는 10톤급 액체로켓엔진의 냉각기구로서, 재생냉각과 함께, 새로이 막냉각 개념을 도입하여 냉각시스템에 대한 해석적인 평가를 수행하기로 한다.

II. 본 론

2.1 엔진 설계 및 해석

본 연구에서 검토중인 엔진은 우주 발사체의 2단용 액체로켓엔진으로, 케로신과 액체산소를 추진제로 하며, 추력 10톤과 비추력 330초 이상을 목표로 하고 있다. 냉각방식으로는 케로신을 이용한 재생냉각을 기본으로 하며, 추진제 혼합비와 연소실 압력은 2.4와 6MPa이다. 표 1에는 엔진 기본 개발 사양에 따르는 엔진 설계 사양을 나타내었다.

Table 1. Engine design specification

구분	사양	
추력	10.9tf	
비추력	328sec	
추진제유량	케로신	10.3kg/s
	액체산소	24.7kg/s
냉각	재생냉각+막냉각	
	노즐→연소실 일체냉각	
분사기	산화제중심 스월동축형	
연소실	원통형(길이 200mm)	
노즐	80% 최적노즐	
노즐목직경	110mm	
면적수축비	3.24	
면적팽창비	65	
소재	내벽	크롬동합금
	외벽	석출경화형 SUS
	복사냉각부	석출경화형 SUS

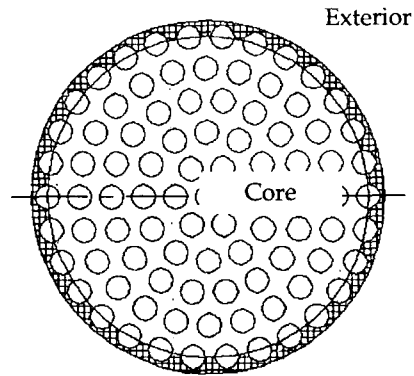


Fig. 1. Partition of core and exterior parts in engine section view

2.2 막냉각 기구

본 연구에서 새로이 도입하고 있는 막냉각은 Film cooling보다는 Curtain cooling이 적합한 표현으로서, 엔진의 단면을 그림 2와 같이 중심부와 외곽부로 나누어 연소가스에서 냉각제로의 열 전달은 외곽부와 냉각시스템사이의 관계로만 다루는 것이다.

그림 1에서 보면 91개의 동일한 주 분사기가 $1+3n(n+1)$ 의 계차수열에 따라 원주방향으로 균일하게 분포되어 있으며, 최외곽 열에는 30개의 주 분사기가 배치되어 있다. 최외곽 열의 주 분사기에서 분무되는 추진제는 중심부와 외곽부에 균일하게 분포된다고 가정하면, 주 분사기에서 분무되어 중심부와 외곽부에 분포되는 산화제와 연료의 질유량비, $MO_1:MF_1$, $MO_2:MF_2$ 는 76:15가 된다. 또한 외곽부에 주 분사기외에 연료만을 분사시키는 보조 분사기를 배치시켜 여분의 연료 질유량, MF_3 를 분사시킴으로써, 외곽부의 추진제 혼합비는 중심부보다 작아지도록 하게 하면, 중심부와 외곽부의 추진제 혼합비는 식(4)와 같이 정의된다.

$$MR_1 = \frac{MO_1}{MF_1}, MR_2 = \frac{MO_2}{MF_2 + MF_3} \quad (4)$$

중심부의 추진제 혼합비는 최대 비추력을 낼 수 있는 추진제의 혼합비 조건에서 설정하며, 외

곽부에 분사시키는 여분의 연료의 양은 외곽부의 추진제 혼합비가 적정한 수준을 유지하여 냉각에 적합한 열유속량과 연소가스 온도가 도출되도록 설정하여 주며, 여분의 연료 비율은 식(5)로 정의 된다.

$$MF_3 = \frac{a}{1-a} (MF_1 + MF_2) \quad 5)$$

그리고, 엔진 설계시에 연소실압력과 노즐목 면적에 의해 결정되는 전체 추진제의 양을 M 이라 하면, 중심부의 연료의 유량은 식(6)으로 구하게 된다.

$$MF_1 = \frac{M}{\frac{91}{76} (MR_1 + \frac{1}{1-a})} \quad 6)$$

식(6)을 이용하여 중심부의 연료 유량을 구한 후에는, 중심부와 외곽부의 연료와 산화제의 분배비율과 식(4)와 (5)를 이용하여, 중심부와 외곽부에 분무되는 연료와 산화제의 유량, MO_1 , MO_2 , MF_2 와 MF_3 를 결정할 수 있게 된다.

III. 결과 및 고찰

3.1 막냉각에 의한 열역학적 계산

막냉각에 의한 엔진 성능을 평가하는데 있어서, 중심부의 비추력의 선정은 매우 중요하다. 즉, 엔진의 추력 성능을 높게 하기 위해서는 추진제 유량의 80% 이상이 흘러가는 중심부의 비추력은 최대 비추력을 보이는 추진제 혼합비에서 결정되어야 하며, 본 연구에서 중심부의 추진제 혼합비로 2.4를 사용하였다. 또한 외곽부에 주입시키는 여분의 연료 질유량은 외곽부의 연소가스 온도가 엔진 냉각에 적절한 수준이 되도록 조절되도록, 본 연구에서는 $a=0.075$ 를 사용하였다. 이와 같이 설정된 중심부의 추진제 혼합비와 여분의 연료비율을 "2.2 막냉각 기구"에서 설명한 절차에 적용하여 구한 열역학적 계산 결과를 표 2에 나타내었다.

Table 2. Mass flowrate and mixture ratio at

engine section

구분	단위	조건
질유량	M	35
	M1	28.55
	MO1	20.15
	MF1	8.40
	M2	6.45
	MO2	3.97
	MF2	1.66
	MF3	0.82
혼합비	MR1	2.4
	MR2	1.61

표 2에서 보면, 추진제의 전체 질유량은 표 1과 같이 35kg/s로 동일하나, 연료와 산화제의 유량은 각각 10.87kg/s과 24.13kg/s로서 재생냉각만을 고려한 표 1과는 달리, 연료의 질유량은 증가하고 산화제의 질유량은 감소하였으며, 산화제와 연료 전체의 질유량비는 2.22였다.

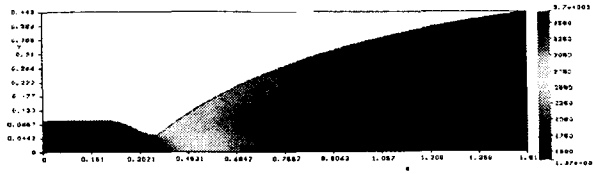
가스 충류화에 의한 막냉각을 고려한 경우에는 보정된 비추력은 약 3%의 감소를 보였다. 또한, 냉각특성에 큰 영향을 미치는 것이 연소가스 온도로서 CEC86코드^[6]로 구한 중심부의 연소가스 온도, 3390.5K에 비해 외곽부의 가스온도는 2108K이었으며, 연소가스의 온도 감소로 인해 연소가스에서 냉각제로 전달되는 열유속량을 감소시킬 수 있었다.

하지만, 본 연구에서는 엔진 단면의 외곽부에서 연소환경을 균일하다는 가정을 도입하였으나, 실제의 연소 환경은 분사기의 형식과 배열에 따라 매우 불규칙적으로 일어나게 된다. 따라서, 연소실내에 여분의 연료를 주입시키는 방법과 위치에 대한 추가적인 연구 검토가 필요하며, 향후 이 분야에 대한 연구가 진행될 예정이다.

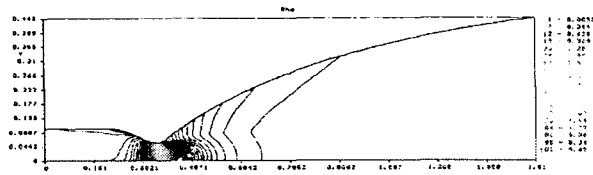
3.2 유동특성 및 성능 계산

그림 2에는 막냉각이 없는 경우의 연소기 내부 유동장에 대한 온도분포와 밀도분포 결과를 보여 주고 있다. 또한, 가스 충류화 모델에 기초하여 연소실 단면은 중심부와 외곽부로 나눈 것을 해석적으로 검증하기 위해서, 연소기의 벽면온도가 750K로 균일하다는 가정하에 연소기 내부 유동장에 대한 유동해석을 수행한 결과로서 온도분포와 밀도 분포를 그림 3과 그림 4에 나타내었다. 또한, 막냉각이 포함된 노즐도 유동해석 결과를

이용하여 실제 비추력 계산⁶⁾을 하였으며, 각 경우에 대해 비추력 결과를 비교하였다.

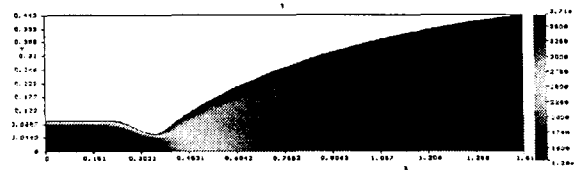


a) Gas temperature Distribution

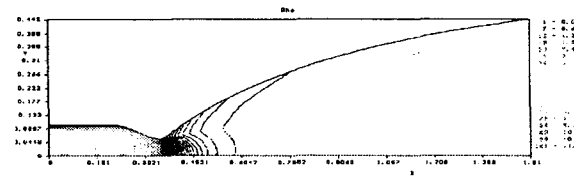


b) Density distribution

Fig.2. CFD results with no curtain cooling scheme

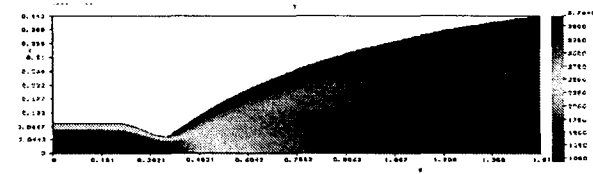


a) Gas temperature Distribution

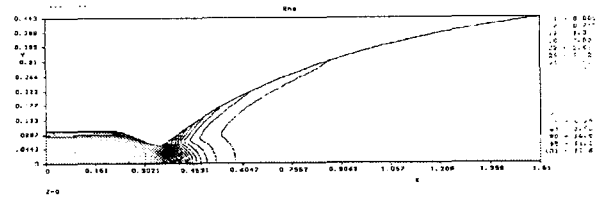


b) Density distribution

Fig.3. CFD results with curtain cooling scheme by 9mm-width exterior part



a) Gas temperature Distribution



b) Density distribution

Fig.4. CFD results with curtain cooling scheme by 18mm-width exterior part

그림 3(a)에서 보면, 외곽부의 낮은 연소가스 온도는 노즐목 근처까지 유지되고 있는 것을 확인할 수 있었다. 외곽부에서는 낮은 연소가스 온도로 인해 그림 3(b)와 같이 밀도가 높게 나타나고 있으나, 밀도차에 의한 질량 확산보다는 상대적으로 큰 축방향으로의 운동량에 의해, 중심부와 외곽부로 분리되어 있는 영역이 연소실 입구에서 노즐목까지 유지되고 있음을 확인할 수 있었다. 즉, 막냉각에 의한 외곽부의 유동장과 중심부의 유동장이 혼합이 되지 않으며 유선을 따라 노즐목까지 유지될 수 있음을 알 수 있었다.

노즐목 이후에는 중심부와 외곽부의 경계가 불분명해지고 있으나, 노즐목 이후의 연소가스에서 냉각제로 전달되는 열유속량은 작으므로, 외곽부의 가스충류화 모델이 파괴되더라도 엔진의 열전달에 미치는 영향은 크지 않게 된다. 그림 4에서는 중심부의 직경이 81mm이고 외곽부의 폭이 18mm의 경우 온도장과 밀도장을 보여주고 있다. 외곽부의 폭이 증가할수록 막냉각에 의한 유동장의 폭이 증가한 상태로 노즐목까지 유지되고 있음을 확인할 수 있다. 결국, 막냉각의 폭을 크게 할수록 중심부의 연소가스로부터 벽면으로 전달되는 열하중을 감소시킬 수 있음을 알 수 있다. 하지만 실제 비추력 측면에서는 외곽부의 폭이 9mm의 경우는 314sec, 폭 18mm의 경우는 295sec 로서 막냉각이 없을 때의 비추력 330sec보다 약 5% 및 11% 감소하였다.

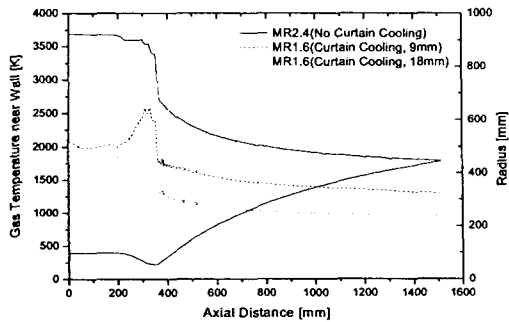


Fig. 5. Gas temperature near chamber wall

그림 5는 연소기 내벽 근처에서의 가스온도를 엔진 길이방향에 대하여 나타낸 것으로, 외곽부면적의 차이에 따라 연소가스의 온도 경향이 다르게 나타나고 있음을 보여주고 있다. 연소실 반경이 99mm로 일정한 상태에서 중심부 반경이 90mm인 경우와 81mm인 경우를 비교하여 보았는데, 중심부 반경이 90mm인 경우에는 노즐목 부근에서 연소가스의 온도가 크게 증가하고 있었다. 이것은 외곽부의 연소 환경이 노즐목 또는 엔진 출구까지 유지된다는 가정하의 막냉각 기구에 의한 열해석 조건에서 벗어나고 있는 현상으로, 향후 막냉각 기구의 설치 방법 및 위치의 최적 선정, 또는 중심부와 외곽부의 단면적의 비율 조절에 대한 상세 연구를 통해 검토되어야 할 것이다.

IV. 결 론

케로신과 액체산소를 추진제로 사용하는 10톤급 액체로켓엔진의 냉각기구로서 재생냉각과 막냉각의 냉각특성을 살펴보았으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 가스 충류화 이론을 바탕으로, 엔진 단면을 중심부와 외곽부로 분리하고, 외곽부에 여분의 연료를 주입함으로써, 외곽부에서의 전열량을 감소시킬 수 있는 막냉각 기구를 도입하였다.

2) 중심부와 외곽부사이의 밀도차에 의한 질량 확산의 영향은 크지 않음에 따라, 엔진 단면의 영역 분리는 노즐목까지 유지될 수 있음을 확인하였다.

3) 하지만, 냉각제로 전달되는 열하중을 감소시킬수 있지만 연료의 불안전 연소에 의한 엔진 성능 저하가 예상된다.

후 기

본 논문은 “액체로켓엔진의 재생냉각시스템 개발”의 국가지정연구실과제 및 “KSLV 액체로켓엔진 재생냉각 시스템 선행 연구”과제에서 수행된 연구 결과의 일부이며, 과제를 지원하여 주신 KISTEP 및 한국항공우주연구원의 관계자 여러분께 깊이 감사드립니다.

참고문헌

1. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons, 1992.
2. Huzel, D. K., Huang, D. H., *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engine*, NASA SP-125, 1971.
3. 한풍규, 조원국, “케로신과 액체산소를 추진제로 하는 10톤급 액체로켓엔진의 재생냉각 특성 평가,” 한국항공우주학회 논문집 제출, 2003
4. Wrobel, J., R., *Some Effects of Gas Stratification on Choked Nozzle Flows*, J. Spacecraft, Vol. 2, No. 6, 1965.
5. Gordon, S., McBride, B., J., *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application*, NASA Ref. Pub. 1311, Jun., 1996.
6. 남궁혁준, 한풍규, 김경호, 최환석 “액체로켓엔진 노즐 성능 해석”, 한국추진공학회 2003년도 춘계학술대회 논문집 pp.133~136