

# 케로신-액체산소 액체로켓엔진의 성능향상 설계안 사례 조사

이선미\*† · 문인상\*\* · 이수용\*\*\*

## A Case Study on the Design of Kerosene-LOx Liquid-Propellant Rocket Engines for Performance Enhancement

Seonmi Lee\*† · Insang Moon\*\* · Sooyoung Lee\*\*\*

### ABSTRACT

The most widely used kerosene-LOx liquid-propellant rocket engines in these days have a similar engine schematic to those of the past because of the development cost and the reliability. The efficiency of engines could be increased by the factors such as a cooling method, engine cycles, shape of cooling channels, additional coolant and so on. In this article, it is described that some design ideas for performance enhancement by exchange kerosene with LOx of a coolant.

### 초 록

현재 가장 널리 쓰이고 있는 케로신-액체산소 액체로켓엔진은 신뢰도와 개발 비용의 문제로 이전의 설계에서 크게 벗어나지 않은 스킴을 사용하고 있다. 하지만 냉각 방법, 엔진 사이클 및 냉각유로 형상의 변경, 추진제가 아닌 추가의 냉각제 이용 등의 여러 방법으로 효율을 향상시킬 수 있다. 여기에서는 그 중 냉각제를 케로신에서 액체산소로 변경하여 효율이 높아진 사례에 대하여 기술한다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOx(액체산소), Kerosene(케로신), Regenerative Cooling(재생냉각)

### 1. 서 론

현재 가장 널리 사용되는 케로신-액체산소 추진제 액체로켓엔진의 경우 연소실 압력을 높임으로써 비추력을 증가시킬 수 있다. 하지만 케로

신을 이용하여 냉각을 하는 경우, 보통 연소실 압력이 5~6MPa 이상만 되어도 연소실 중간에 3~4개 홀을 통해 케로신을 흘려보내는 막 냉각 방식을 추가로 이용해야 하며, 이는 연소 비효율로 이어져 결국 비추력의 감소를 가져온다. 또한 고압의 연소실로 추진제를 보내기 위해서는 터빈의 회전수가 증가하게 되는데, 터빈출력이 50~60MW 이상이 되면 엔진에 진동 문제가 야

\* 한국항공우주연구원 발사체미래기술팀

† 교신저자, E-mail: lsm@kari.re.kr

기될 수도 있다.

이러한 문제들의 해결 방안으로 검토된, 아나신(ANASIN)[1]이라는 프로그램을 이용한 1차 설계안 사례[1]를 보여주고자 한다.

## 2. 아나신 알고리즘 검토

### 2.1 아나신 알고리즘 검토

아나신은 러시아 Keldysh사에서 개발한 액체 로켓엔진 설계 프로그램으로, 엔진의 기본 설계 요구 조건이 주어지면 이 프로그램을 이용하여 엔진 시스템의 에너지 평형 및 각 부품들의 형상, 설계 특성 값들을 빠르게 계산할 수 있다. 이 프로그램의 기본 알고리즘은 참고문헌 [1]에 공개되어 있으나, 그보다 더 간단한 식들[3,4]을 이용하여, 아나신 수준의 프로그램 전 단계에서도 비슷한 결과를 얻을 수 있음을 우선 확인 해 보았다. 아래 Table 1에 동일한 액체로켓엔진 설계 조건을 가지고 직접 몇 가지의 기본 설계 값을 구한 결과(Cal.1)와 아나신(ANASIN)의 결과를 제시하였다. 아나신을 이용하여 각 부품의 상세 설계를 할 때에는 많은 변수들을 직접 선택하여 입력하여야 하므로 이에 대한 검토는 생략하였다. 다른 값들은 5% 이내의 차이를 보이나, 아나신에서 노즐목 열유속을 더 크게 예측함을 확인할 수 있었다.

Table 1 Design Parameters for Validation

Parameters	ANASIN	Cal.1	error(%)
Input Mixture Ratio	50.6	50.55	-
Total Mass Flow Rate(kg/s)	304	303.821	-0.1
Combustion Chamber Pressure(MPa)	15	15	-
Specific Impulse in Vacuum(m/s)	3290	3440.34	4.7
Nozzle Exit Diameter(m)	1.16	1.136	-1.9
Nozzle Exit Pressure(MPa)	0.0596	0.06	0.7
Mixture Ratio	2.87	2.87	-
Characteristic Velocity(m/s)	1780	1776	-0.5
Combustion Chamber Temperature(K)	3820	3820	0
Combustion Chamber Gas Constant(J/kgK)	336	332.251	-1.1
Nozzle Exit Mach Number	3.62	3.693	2.1
Nozzle Throat Diameter(m)	0.214	0.209	-2.1
Specific Heat Flux at The Nozzle Throat, (MW/m <sup>2</sup> )	98.7	87	-11.9

## 3. 냉각제 검토

### 3.1 케로신 냉각의 한계

케로신 냉각제로 이용하는 경우 보통 막 냉각 방식을 같이 사용해야 하며, 총유량의 3% 이내를 막 냉각에 사용하나 이는 비추력의 감소를 가져오게 된다. 예를 들어 Fig. 1에 제시한, 제니트 등의 상단 엔진으로 사용되었던 11D58M[2]의 경우 연소실 내벽 온도에 제한이 없다면 연소실 압력을 7MPa에서 최대 19.5MPa 까지 증가시킬 수 있고, 비추력은 159.4m/s 정도 향상된다[1].

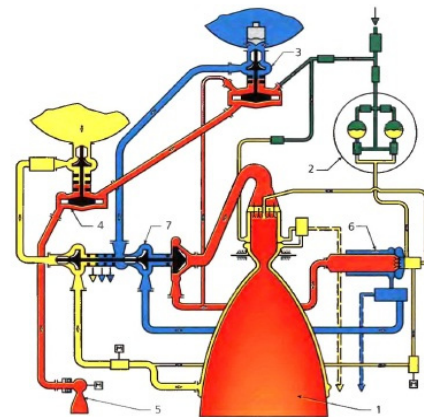


Fig. 1. Schematic Diagram for 11D58M[2]

### 3.2 초임계(supercritical) 상태의 냉각제 적용

Figure 2에서와 같이 열전달 계수  $\alpha$  중 냉각제 특성과 관련된 변수의 조합  $\frac{C_p^{0.4} \cdot k^{0.6}}{\mu^{0.4}}$ 으로 추진제의 냉각 특성을 비교해 볼 수 있다. 이 대표값만을 기준으로 본다면, 10MPa에서의 산소의 냉각 특성이 케로신에 비해 높고, 케로신과 같은 코킹 문제가 발생하지 않는다.

액체산소의 경우 10MPa 압력하에서 160K 이상에서 초임계 상태가 되고, 열용량 값이 최대 값을 가지는 유사임계점(pseudocritical point)은 약 170K으로, 이 지점들을 기점으로 냉각 특성이 감소 추세를 보이거나 작동 온도 범위에서 여전히 케로신보다 좋은 냉각 특성을 보이는 것을 확인할 수 있다.

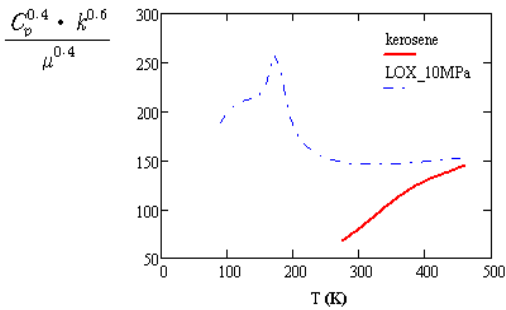


Fig. 2 Coolant Characteristics of LOX at 10MPa and Kerosene

## 3 냉각 방식을 변경한 설계안 사례

### 3.1 냉각제를 케로신에서 액체산소로 변경(ver.1)

11D58M과 같은 다단 연소 스킴에서 냉각제를 케로신에서 액체산소로 변경한 경우의 결과를 Table 1의 ver.1에 제시하였다.

11D58M과 동일한 수준의 유량에 연소압을 변경시키면서 연소실의 열유속을 구하고 이에 따른 냉각제의 온도 변화를 구하는 과정을 반복하게 된다. 이 때 열유속은 대류 열유속만을 계산하며, 계산 결과 노출목 부근 벽 온도를 설계 범위 내에서 만족시키면서 연소실의 설계 압력을

7MPa에서 10MPa로 높일 수 있음이 확인 되었다. 이 경우 연소압 증가 비추력도 127m/s 정도 향상되었다.

Table 2 Design Parameters of Various Liquid Rocket Engine [1]

Case	11D58M	Ver.1	Ver.2
Thrust in Vacuum(kN)	80	80	80
Specific Impulse in Vacuum(m/s)	3444	3571	3571
Combustion Chamber Pressure(MPa)	7	10	10
Mixture Ratio	2.6	2.6	2.6
Nozzle Exit Pressure(Pa)	$2.8 \cdot 10^3$	$2.8 \cdot 10^3$	$2.8 \cdot 10^3$
Nozzle Expansion Ratio	180	260	260
Gas Generator Temperature(K)	734.7	729.7	-
Weight of Engine(kg)	230		
Efficiency of Specific Impulse	0.931	0.951	0.951
Coolant	kerosene	LOX	LOX
Mass Flow Rate of Coolant(kg/s)	6.13	16.18	16.18
Initial Temperature of Coolant(K)	273	112.3	114.1
Coolant Temperature at The End Point(K)	451.8	337.9	413.5
Cooling Heat(MW)	2.32	5.69	6.99
Oxidizer Mass Flow Rate(kg/s)	16.78	16.18	16.18
Fuel Mass Flow Rate, kg/s	6.45	6.22	6.22
Specific Heat Flux at The Nozzle Throat(MW/m <sup>2</sup> )	23.02	72.53	70.36

### 3.2 기화된 액체산소를 터빈 구동 가스로 이용(ver.2)

앞의 ver.1의 결과에서, 연소기를 냉각시킨 후 산소는 약 340K의 초임계 상태이다. 이 가스로 우선 산화제 펌프용 터빈, 연료 펌프용 터빈을 구동시키고 난 후 연소실로 주입한다. 그렇게 함으로써 가스 발생기를 없앨 수 있고 엔진의 무게 효율을 높일 수 있다. 계산 결과를 Table. 1의 ver.2에 나타내었다.

## 4. 결 론

현재 일반적으로 널리 사용되는 엔진의 구성안 외에, 냉각제를 케로신에서 액체산소로 변경한 경우의 설계안 사례를 살펴보았다. 이는 물론 1차 설계 기법을 적용한 사례이므로, 상세 설계 값과는 오차를 가지고 있을 것이나 각 케이스별 비교가 가능하였다. 산화제를 냉각제로 사용하는 경우, 냉각제 특성 변화가 큰 상 변이 구간을 제외하면 초임계 구간에서도 안정적인 성능을 나타낼 수 있었고, 냉각 후 초임계 상태

의 산소를 터빈 구동 가스로 이용하는 가능성도 살펴보았다. 또한 위 두 경우 모두 막냉각 방식의 미적용과 노즐확장비 증가 등의 요인으로 인해 성능이 향상될 수 있음을 수치적으로 확인할 수 있었다. 하지만 이의 실질적인 적용을 위해서는 각 작동 영역에서 산소의 금속에 대한 산화 정도에 대한 확인이 필요할 것으로 예상된다.

## 참 고 문 헌

1. edited by A.S. Koroteev, Computer Models of Liquid-Propellant Rocket Engines, M. Mashinostroenie, 2009
2. <http://www.khrunichev.ru/>
3. edited by B.M.Kydriachev, Fundamental Theory and Calculation of Liquid-Propellant Rocket Engines, M. vcschaya shikola, 1993
4. M.B. Dovrovolsky, Liquid-Propellant Rocket Engines, M. Mashinostroenie, 1968