

## 영상분석을 통한 KL-3 엔진 노즐목 삭마 경향 분석

김영한\* · 박성진\* · 류철성\* · 김용욱\* · 한상엽\* · 김병훈\*

### Analysis on Ablation of KL-3 Engine Nozzle Throat Using Image Analysis

Young-Han Kim · Sung-Jin Park · Chul-Sung Ryu ·  
Yong-Wook Kim · Sang-Yeop Han · Byung-Hun Kim

#### ABSTRACT

In this research, authors tried to measure the shape of the nozzle throat of KL-3 engines, which is the main engine of KSR-III rocket, to find the increase of nozzle area caused by the thermal ablation. For the purpose, we invented an image-based method instead of the 3D pointer, which is actually inaccessible to such large scale engines.

As a result, our equipment showed satisfactory accuracy and performance. Analysing the results of experiments, we find that the pattern of ablation is determined by the spray pattern and that the process of thermal ablation phenomena can be categorized in three regimes — the first regime that the shape of nozzle throat is maintained and ablation is negligible, the second regime that saw-tooth form is developed and ablation is accelerated, and the third regime that the saw-tooth form is already established and the growth of ablation rate is reduced. Also, we find that the ratio of area increase after 60 seconds combustion is +5.82% and conclude that this figure is acceptable and satisfactory.

#### 기 호 설 명

O/F ratio - 산화제/연료 질유량비  
 $t_{burn}$  - 연소 시간

$\Gamma_{area}$  - 시험전후 노즐목 면적비  
 $\Gamma_{peri}$  - 시험전후 노즐목 둘레길이비

**Key Words** : Rocket Engine, Engine Experiment, Thermal Ablation

#### 1. 서 론

일반적으로 로켓엔진의 열방출량(heat flux)은 여타 엔진에 비해 월등히 높은 편이어서, 연소실의 보호를 위한 특별한 조치가 반드시 필요하다. 이를 위해 사용하는 방법은 재생냉각과 용융냉각 방식이 대표적이며, 분무기를 통한 막냉각 방식이 첨가되기도 한다.

한국 최초의 액체로켓 엔진인 KL-3 엔진에는

\* 한국항공우주연구원

\* 연락처, yhkim@kari.re.kr

박냉각 방식과 용융냉각 방식이 함께 쓰였는데, 용융냉각 방식은 고온의 연소가스에 의해 내열재의 열손상을 발생하여 그 기하학적인 형상이 변하게 된다. 이러한 형상 변화는 연소실의 부분 중에서도 가장 열방출량(heat-flux)이 많은 노즐목 부분에서 집중적으로 일어나서 결과적으로 노즐목의 면적을 증가시킨다.

연소실 내부의 압력은 노즐목의 면적과 직접적인 연관이 있으며, 노즐목의 면적 증가는 추력의 감소를 유발하게 된다. 따라서 용융냉각 방식을 채택한 액체로켓엔진의 노즐목의 면적은 연소 시간이 증가함에 따라 증가하고, 추력은 감소하는 경향을 보인다.

이러한 노즐목 면적 증가에 의한 추력의 감소는 바람직하지 않은 현상으로 최소화되어야 한다. 본 연구에서는 노즐목 면적이 정량적으로 얼마나 증가하는지를 알아내기 위해 노즐목 형상의 측정을 시도하였다.

기존의 추력 1톤 급의 축소형 엔진을 시험할 때는 이러한 삭마량을 3차원 변위 측정기를 이용해 측정하였으나, 접촉식 측정이 갖는 특성상 측정할 수 있는 대상의 크기가 제한되어 있고, 측정에 노력이 많이 들며 측정 해상도가 낮은데서 발생하는 오차가 크다는 단점이 있었다.

이러한 난점을 해결하고 용이하게 노즐목 형상을 측정하기 위해 영상을 이용한 면적측정방식을 개발하여 이용하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 시험 방법

시험의 대상은 KL-3 엔진의 연소실 및 노즐부로 주요 제원은 길이 888.6mm, 연소실 내부 직경 120mm, 노즐목 직경 310mm, 노즐 출구 직경 580mm이며, 내부에는 용융냉각을 위한 실리카/페놀(silica/phenolic) 계열의 내열재(Fig. 1의 빗금친 부분)가 장착되어 있다.

Fig. 1에서는 시험장치가 엔진에 장착된 개략도를 보여주고 있다. 그림에서 A는 분사면(injector face)이고 B는 배율측정을 위한 시편이며, C는 디지털 카메라로 프레임에 고정되어 있다. 노즐목 부분에 크기를 알고 있는 시편 B를 놓고 촬영하여 배율을 얻은 다음, 시편을 제거하고 다시 촬영하여 노즐목의 이미지를 얻는다. 이렇게 얻은 이미지는 영상처리 과정 후에 분석하여 노즐목의 형상 및 면적을 측정하게 된다.

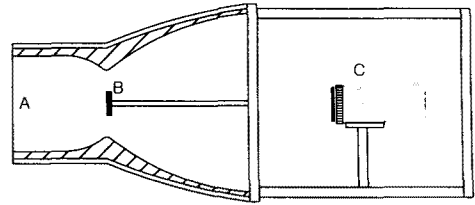
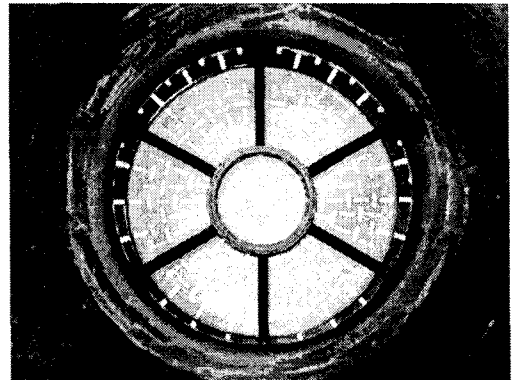


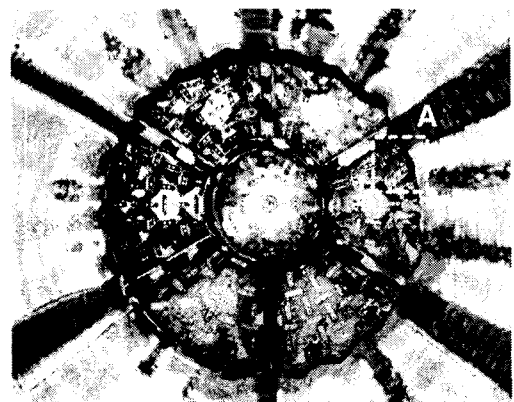
Fig. 1 Schematic of experimental apparatus

Fig. 2(a)에서는 연소시험 전의 처녀 노즐 및 분사면의 상태를 보여주고 있으며, Fig. 2(b)에서는 60초 연소 후의 상태를 보여주고 있다. 연소 중에 내열재는 탄화에 의해 변색이 되며, 이를 이용하여 노즐목 형상을 분리해 내었다. 이미지 상에서 명도차로 분리하기 쉽도록 분사면에 흰색 종이를 부착하고, 그림자를 최대한 제거할 수 있도록 2중 광원을 사용하여 촬영하였다.

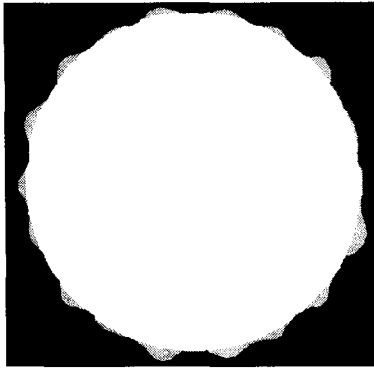
최종 처리한 노즐목의 형상은 Fig. 2(c)에서 볼 수 있다. 그림에서 흰색 원은 실제 처녀 노즐목에 해당하는 원을 구현한 것이며, 삭마가 진행된 부분이 회색으로 표시되어 있다.



(a) Virgin nozzle and injector face



(b) Experimented nozzle and injector face



(c) Resultant image after image analysis

Fig. 2 Images of virgin and experimented nozzles

본 시험방법의 오차 수준을 측정하기 위해 실제 처너 노즐에 대해 측정한 결과 오차율은 1%정도 인 것으로 밝혀졌다. 이러한 오차율은 3차원 변위 측정기의 경우보다 우수한 것으로 보이는데, 측정점의 수가 현저히 높아진 것이 주요한 원인 일 것이다.

2.2. 시험 결과

2.2.1 노즐목의 삭마 형태와 분무 형태

Fig.2(b)에 있는 엔진 노즐의 모습을 보면, 노즐목의 삭마 형태가 초기의 원형에서 벗어나 요철이 발달한 불균일한 형태를 띠는 것을 알 수 있다. 이러한 삭마 형태는 분무 형상(spray pattern)에 크게 영향을 받는데, 액체로켓에서는 산화제와 연료가 잘 혼합된 분무를 따라 고온부가 형성되기 때문이다.

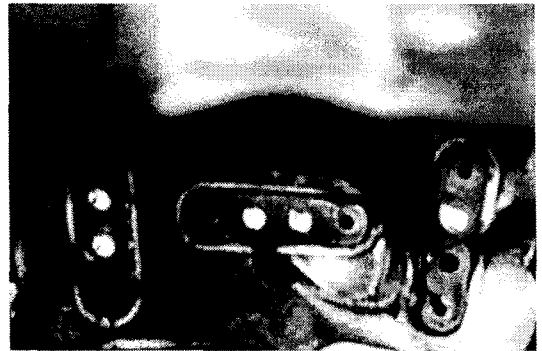
같은 그림에서 요철부분을 따라 노즐후단으로 방사형의 흰색 줄무늬가 형성된 것을 볼 수 있는데, 이 부분들은 고온에 의하여 상대적으로 탄화가 더 진행된 부분이다. 이 또한 노즐목의 요(凹) 모양이 발달한 부분에 고온의 분무가 형성되어 있음을 뒷받침하는 증거 중의 하나라 할 수 있다.

한편, 단위 분무(unit spray)들이 간섭하여 형성하는 종합 분무(aggregate spray)의 형상은 요소 분사기(uni-element injector)의 분무 특성과 요소 분사기들의 기하학적인 배치 형태에 의해 결정된다.

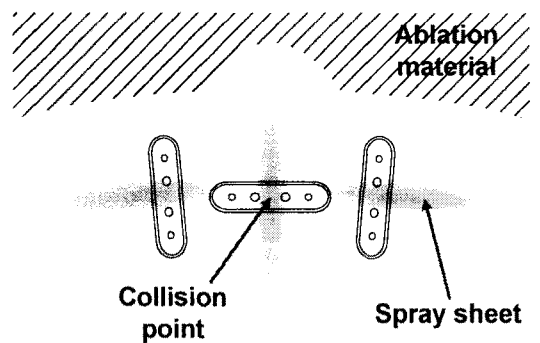
Fig. 3(a)에서는 요철형 삭마가 생긴 전형적인 부분을 하나 추출한 Fig. 2(b)의 'A' 부분을 확대한 모습을 보여주고 있으며, Fig. 3(b)에서는 이러한 요철형의 삭마와 종합 분무와의 관계를 설명하기 위한 개념도를 보여주고 있다.

KL-3 엔진의 요소 분사기는 그 형식상 기본적으로 F-O-O-F 중첩형이며, 이에 의해 발생하는 단위 분무의 형태는 평면(sheet)형태를 띠고 있다. 이러한 단위 분무는 Fig. 3(b)에서 보는 바와 같이 서로 간섭하여 종합 분무를 형성하는데, 결국 반경(radial) 방향으로 길게 늘어진 분무가 내열재에 요철형의 삭마를 만들어낸다.

Fig. 3(a)에서는 Fig. 3(b)의 개념도에서 보인 H형의 요소 분사기 배치와 그에 의해 발생한 요철형의 삭마의 실제 모습을 볼 수 있다. Fig. 2(b)를 참조해보면 이러한 형태가 노즐목 주위를 따라 15°의 등간격으로 발생하고 있고, 그 요철형 부분에는 Fig. 3(b)에서 보인 것과 같은 H형으로 배치된 요소 분사기들이 존재하는 것을 볼 수 있다.



(a) Enlarged image of 'A' section in Fig. 2(b)



(b) Aggregate spray shape and ablation

Fig. 3 Spray pattern and ablation

2.2.2 연소 시간에 따른 삭마 진행의 경향

KL-3 엔진을 대상으로 한 전체 연소 시험 중 에서 유효한 3회의 결과를 분석하였는데 시험 조건과 정량적인 결과를 Table 1에, 그 결과 이미지를 Fig. 4에 나타내었다.

Table 1. Conditions and results of experiments

Exp. id.	O/F ratio	$t_{burn}(sec)$	$r_{arca}(\%)$	$r_{peri}(\%)$
01-37-37	2.34	22.5	+0.70	+0.35
02-08-52	2.34	40	+4.72	+2.32
02-10-54	2.34	60	+5.82	+2.84

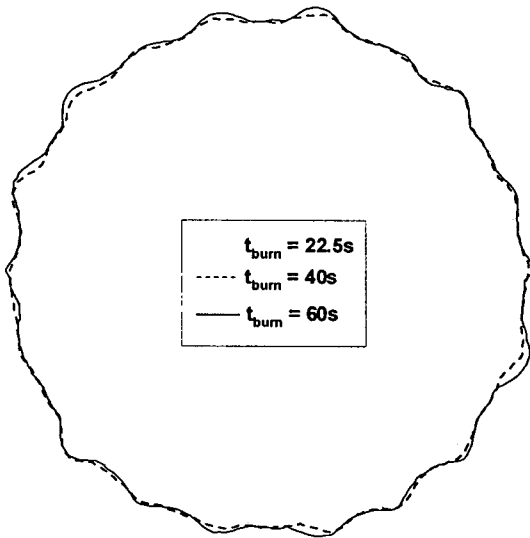


Fig. 4 Resultant images of nozzle throats

노즐목의 삭마량에 영향을 주는 주요한 인자는 분무 형태, 연소 시간, 연소 온도라고 할 수 있을 것이다. 본 연구에서는 같은 디자인의 분사기를 사용하였으므로 분무 형태가 동일하며, Table 1에서도 보듯이 O/F 비도 동일하게 유지되었으므로 연소 온도도 일정하다고 생각할 수 있어서, 연소 시간이 삭마량에 끼치는 영향을 고찰할 수 있다.

Fig. 4의 결과에서 볼 수 있듯이 연소 시간이 길어질수록 삭마는 더욱 진행되어서 노즐목 면적은 점차 증가하게 된다. 이러한 면적 증가는 둘레를 따라 전반적으로 일어나는 것이 아니라 선택적인 부분들에서만 일어나는 집중적인 삭마에 의한 것임을 알 수 있는데, 앞서 언급한 H형 분사기 배치에 해당하는 지점의 요철 모양이 계속 깊어지는 방식으로 진행된다.

Fig. 5에서는 Table 1에서의 결과를 그래프로 표시하여 연소 시간( $t_{burn}$ )에 따른 노즐목 둘레길이비( $r_{peri}$ )와 면적비( $r_{arca}$ )의 변화 경향을 볼 수 있다. 그래프에서 확인할 수 있듯이 노즐목 둘레

길이비와 면적비의 변화는 동일한 경향을 보여주고 있으며, 그 변화 양상에 따라 특징적인 3개의 구간으로 구분할 수 있다.

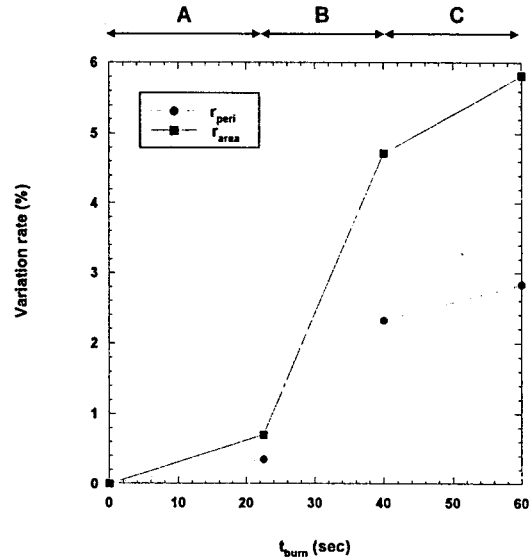


Fig. 5  $r_{peri}$  and  $r_{arca}$  with respect to  $t_{burn}$

그래프에 표시된 A구간에서는 Fig. 4에서 보는 바와 같이 그 형상이 원형에서 크게 벗어나지 않으며 면적비 또한 1% 미만으로 삭마의 진행이 미미한 상황이다. 고온의 연소 가스와 반응시 내열재의 폐놀수지가 실리카계통보다 먼저 용융되어 기체상태로 분해되면서 다량의 연소열을 흡수하는데, 이러한 과정 중에 발생하는 현상으로 보인다.

그러나 대략 20초에서 40초 사이에 해당하는 B구간에서는 면적비와 둘레길이비의 급격한 증가를 보이며, 노즐목 형상도 둘레를 따라 요철 형상이 발달하였다. 이러한 삭마의 급격한 진행은 삭마 현상 자체가 표면을 따라 이루어지는데 그 원인이 있는 것으로 보인다. 연소 시간이 증가함에 따라 삭마에 의해 내열재가 고온의 연소 가스에 노출되는 면적이 점차로 증가하고, 이에 의해 다시 삭마가 더욱 촉진되는 악순환으로 설명할 수 있다.

C구간에서는 이러한 면적비의 급격한 증가가 둔화되는 현상을 보이고 있는데, 종합 분무 형상에 맞게 삭마 형태가 이미 정착되어서 노즐목의 모든 부분이 고온부로부터 일정한 거리를 확보하였기 때문에 더 이상의 급격한 삭마가 발생하지 않는 구간이다.

결과적으로 이러한 삭마는 면적 증가로 봤을 때 60초 연소 후 5.82%의 증가로 나타났다.

KL-3 엔진의 임무 시간이 53초임을 감안할 때 이 정도의 면적 증가는 만족스러운 수준인 것으로 판단되며, 실제 60초 구간에서 연소압 및 추력의 감소량도 1% 미만으로 미미하였다. 따라서 본 엔진의 내열재는 임무를 완수하기에 충분한 성능을 갖추었다고 할 수 있다.

### 3. 결론

본 연구에서는 KL-3 엔진 노즐목의 형상 및 면적을 측정하기 위해 영상에 기반한 방식을 고안하고 측정에 이용하였다. 그 시험 결과로서 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 영상 기반 노즐목 형상 측정 장치는 기존의 3차원 변위 측정기를 이용하는 것보다 비용이 저렴하고, 정확도가 높으며, 사용이 용이한 장점이 있다.
2. 노즐목의 삭마는 시간이 지남에 따라 본래의 원형에서 벗어나 요철이 발달한 형상으로 되며, 이는 분무의 형태에 의해 결정되는데 분무의 형태는 요소 분사기의 분무 특성과 그 배치에 의해 결정된다.
3. 삭마의 진행 상태는 3개의 구간으로 나누어 설명할 수 있는데, 노즐목이 원형을 그대로 유지하며 삭마 진행이 미미한 구간, 원형에서 벗어나 요철형상이 발달하면서 삭마 진행이 가속되는 구간, 종합 분무 형상에 맞게 삭마 형태가 정착되어서 삭마가 더디게 진행되는 구간이 그것이다.
4. 노즐목은 60초 연소 후 5.82%의 면적 증가를 보였는데 임무 시간을 감안할 때 이러한 삭마 수준은 만족할만한 것으로 보인다.

Characteristics of A Double Imping F-O-O-F Type Injector With Four Streams For Liquid Rockets," *Proceeding of 4th JSME-KSME Thermal Engineering Conference*, pp. 3-39 ~ 3-43, 2000.

[5] 이정규, 이은상, 강신재, 노병준, "충돌형 F-O-O-F 인젝터의 이중분무 중첩영역에서의 분무특성에 관한 연구", *대한기계학회 추계학술대회 논문집*, 2001.

[6] 정기훈, 윤영빈, 오승협, 김영한, "PLIF기법을 이용한 액체로켓용 F-O-O-F 인젝터의 혼합특성에 관한 연구", *한국항공우주학회지* 29권 3호, 2001.

[7] Kihoon Jung, Byeongjik Lim, Youngbin Yoon, "The Mixing Characteristics of F-O-O-F Injectors for Liquid Rocket", *38th AIAA Joint Propulsion Conference*, AIAA, July, 2002.

[8] G. Paul Richter and Timothy D. Smith, *Ablative Material Testing for Low-Pressure, Low-Cost Rocket Engines*, *NASA Technical Memorandum* 107041, 1995

[9] Jerry M. Winter, Donald A. Peterson, and Albert J. Pavli, *Design of Injectors and Ablative Thrust Chambers for a Flox-Propane Rocket Engine with a 1.2-inch Throat Diameter*, *NASA Technical Note* D-5324, 1969

### 참고문헌

- [1] D. K. Huzel and D. H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", *AIAA*, 1992.
- [2] Vigor Yang, William E. Anderson, "Liquid Rocket Engine Combustion Instability", *AIAA*, 1995.
- [3] David T. Harrje, "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability", *NASA SP-194*, 1972.
- [4] S. J. Kang, Byung-Joon Rho, Jae-Youn Jung, Je-Ha Ho, Ki-Chul Kwon, "Atomization