

액체로켓의 노즐 삭마에 대한 실험적 연구

김종욱* · 박희호* · 김선기* · 김 유*

Experimental Study on Nozzle Ablation in Liquid Rocket Engine

J.W. Kim* · H.H. Park* · S.K. Kim* · Y. Kim*

ABSTRACT

In general liquid rocket nozzles are protected from hot combustion gas by regenerative cooling techniques. But due to the complexity of the cooling system, it causes increase of system cost and frequently source of the system malfunction. Recently, instead of regenerative cooling, ablative material are used to protect combustion chamber wall and nozzle. To determine the nozzle material erosion rate and erosion shape, more than 500 hot fire test were performed by using 100 lb thrust experimental liquid rocket. Test variable were propellant feed sequence, injector, position of igniter and liquid oxygen supply temperature.

초 록

통상적으로 액체로켓의 노즐은 재생냉각에 의해 고온의 연소가스로 부터 보호된다. 그러나 재생냉각의 경우, 시스템에 상당한 투자가 요구되며, 잦은 엔진 결함의 원인을 제공하기도 한다. 최근 들어 액체로켓에 재생냉각을 사용하지 않고, 연소실과 노즐 보호를 위해 삭마재료가 사용되고 있다. 노즐재료에 대한 삭마량과 삭마형상 연구를 위해 500회 이상의 연소실험이 수행되었다. 그러나 연소실험을 통한 삭마특성은 전혀 예측할 수 없는 방향으로 진행되고 있으며, 실험에 사용된 액체로켓의 작동범위가 실제 로켓과 거의 유사하다는 것을 감안한다면, 삭마재질을 로켓에 적용하기 위해서는 상당한 주의가 필요할 것으로 판단된다. 실험변수는 추진제의 공급 순서, 인젝터의 형상, 점화기의 위치, 그리고 액체산소의 공급온도이다.

1. 서 론

로켓엔진에서 노즐은 추력을 발생하는 중요한 부분이며, 또한 단위 면적당 열전달이 최대가

되는 구조적으로 가장 취약한 부분이기도 하다. 전통적으로 액체로켓에서는 재생냉각을 이용하여 장시간 연소하여도 노즐에 이상이 없도록 하고 있으나 막대한 제작비용이 소요되고 또한 구

* 충남대학교 기계공학과 (Chungnam National University, Dept. of Mechanical Eng.)

조가 복잡하기 때문에 문제가 발생할 가능성이 항상 존재하는 단점이 있다. 최근 이동 통신과 관련하여 중소형 위성의 수요가 급증하면서 저렴하고 신뢰도가 높은 발사체에 대한 수요가 증대되고 있다. 이에 대한 방편으로 엔진의 냉각을 고체로켓과 유사하게 특수 재질을 사용하여 보호하는 방안이 적용되고 있다. 그러나 노즐에서 연소가스의 온도는 통상 3000K이 넘기 때문에 현재까지 개발된 어떤 재질이든 결국 각여 나가게 된다. 노즐이 삭마되면 노즐면적이 증가하여 연소압력이 감소되고 이에 따라 추력도 감소하게 된다. 따라서 로켓 작동조건에 따른 노즐재질의 삭마율은 성능설계에 가장 중요한 기초자료가 될 것이다. 재질의 삭마와 관련된 또 다른 중요한 사항은 삭마가 진행되는 방향이 일정해야 한다는 것이다. 가장 이상적인 삭마는 초기단면의 형상을 그대로 유지하는 것이며, 만일 특수방향으로 삭마가 진행되면, 추력의 방향이 변하게 되며 최악의 경우 노즐이 파괴되어 대형 사고를 유발할 수도 있을 것이다. 재질의 삭마율과 삭마 진행 방향은 재질의 특성과 실험장치에 따라 다르게 된다. 본 연구에서는 재질은 정상적이라는 가정 하에 실험장치로 사용된 소형 액체로켓의 특성이 삭마에 미치는 영향을 실험적으로 수행하였다.

II. 실험 방법

재질의 삭마는 연소온도, 연소압력, 그리고 연소가스의 성분 중 특히 산화제의 함량이 중요한 변수인 것으로 알려져 있으며 실험 변수를 가능한 최소화기 위해서 연소압은 일정하게 하였다. 실험에 사용된 로켓은 액체산소와 케로신(kerosene)을 추진제로 하는 Coaxial swirl 형태의 인젝터를 장착하고 있으며, 추력은 100 lbf 정도이다. 사용된 재질은 일반적으로 고체로켓의 노즐에 적용되는 ATJ Graphite 를 표준재질로 하였다.

2.1 실험용 로켓

로켓의 설계는 성능을 위주로 한 것이 아니고

재질을 시험하기에 편하도록 하였으며, 연소압력은 그 동안의 실험을 토대로 400 psia로 정하였고, 연소실 내부는 흑연(graphite)판을 장착하여 장시간 연소에 견딜 수 있도록 하였다.

Table. 1 Specification of experimental Rocket

Thrust		100 lbf
Chamber	Shape	Cylindrical
	Pressure	400 psia
Propellants	Oxidizer	Lox
	Fuel	Kerosene
Injector	Type	coaxial-swirl
	Oxidizer	4 swirler
	Fuel	4 swirler
Nozzle	Shape	Conical
O/F ratio		2.059
Mass flow rate	Oxidizer	100 g/s
	Fuel	50 g/s

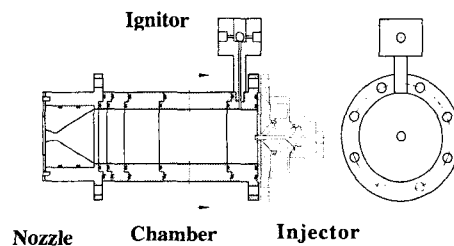


Fig. 1 Assembled experimental Rocket

실험용 로켓의 주요 제원은 Table. 1과 같으며 Fig. 1은 조립도이다.

2.2 사용된 인젝터

실험에 사용된 인젝터는 추진제의 분무 시트

(spray sheet)가 원추형이 되도록 한 개의 coaxial swirl 형태 오리피스가 장착된 단일 요소 인젝터이며 산화제와 연료가 주입되는 방식이 직각 (Type A) 및 평행 (Type B)이 될 수 있도록 두 가지 형태를 취하였다.

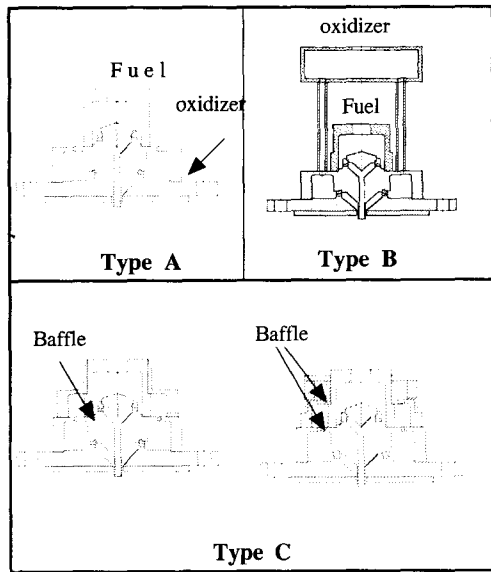


Fig. 2 Injectors

또한 직각 주입형태는 편심의 영향을 알 수 있도록 중간 칸막이가 있는 것 (Type C)과 없는 것 (Type A) 두 가지 형태를 취하였다. Fig. 2는 실험에 사용된 인젝터이다.

2.3 연소실험 및 장치

실험 장치는 추진제 공급, 실험대 및 중앙통제 시설로 구분된다. 추진제 공급은 직경 1/2 인치 스테인리스 스틸 튜브, 수동 및 공압 조절 밸브 등으로 구성되어 있으며 중앙통제실에서 자동으로 조작 할 수 있도록 되었다. Fig. 3은 전반적인 추진제 공급계통을 나타낸 것이다.

2.4 삭마 실험

실험용 로켓은 액체산소 공급관을 액체질소를 이용하여 충분히 냉각을 한 후, 흑연(graphite)이 삽입된 노즐을 조립하고 3~4 초간 최종냉각 이

후 연소를 하였다. 연소시간은 10초이며, 연소실 압력, 액체산소 및 케로신(kerosene)의 공급유량을 측정하였다. 연소 종료 후 흑연(graphite)을 노즐로부터 분리하여 3차원 측정기로 삭마율을 측정하였다. Fig. 4는 연소실험을 나타낸 것이다.

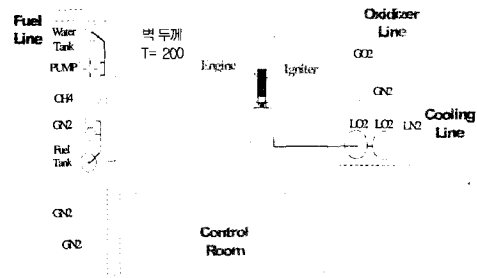


Fig. 3 Propellant Supply System

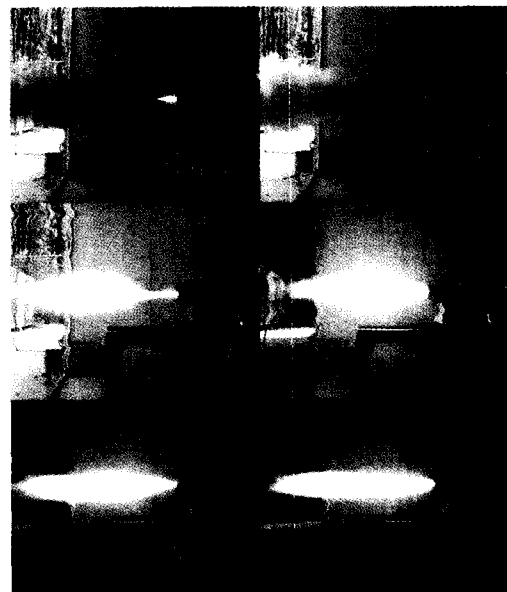


Fig. 4 Hot Fire Test

III. 실험 결과

노즐삭마는 실험조건에 따라 전혀 예측할 수 없는 방향으로 진행되었으며 이것이 본 연구를

보다 심도있게 추진하게 한 원인이기도 하였다. 그러나 노즐에서 배출되는 화염이 조금이라도 편심이 되는 경우에는 반드시 불 균일한 삭마가 발생하였다. 다음은 불 균일한 삭마가 발생할 수 있는 가능성을 유형별로 정리한 것이다.

3.1 추진제 공급순서

액체로켓은 안정된 점화를 유도하기 위해 시스템 및 추진제의 종류에 따라 산화제 혹은 연료를 먼저 연소실로 유입한다. 추진제 공급 순서와 시간의 결정은 시스템에 따라 다르기 때문에 실험을 통하여 가장 안전한 점화가 이루어지는 시간을 택하는 것이 통례이며, 본 연구에서는 약 2초 정도 연료를 먼저 공급하였다. 연료를 먼저 공급 한 것은 점화 전 연소실 내부가 산소과다의 상태가 되어 노즐 삭마에 영향을 주는 과잉 산소의 영향을 가능한 줄이기 위한 것이었다. 그러나 실험결과에 의하면 추진제 공급순서는 불균형 삭마와는 무관한 것으로 관찰되었다.

3.2 점화기 위치

실험용 로켓은 Fig. 1과 같이 기체산소/기체메탄을 사용하는 점화기에 의하여 점화된다. 완전한 점화를 위하여 점화기의 연소시간은 약 7초 정도로 로켓 연소와 4초 정도 겹치면서 연소하게 된다. 점화기에서 연소된 고온기체는 인젝터에서 배출되는 추진제에 수직인 방향으로 만나게 됨으로 이로 인하여 화염의 진행방향에 영향을 줄 가능성이 있을 것으로 판단하였다. 점화기의 위치를 90도 간격으로 이동 배치하여 실험을 하였으나 불균형 삭마와는 무관한 것으로 관찰되었다.

3.3 인젝터 형상

인젝터는 Fig. 2와 같이 기본적으로 산화제와 연료가 직각으로 공급되는 방식(Type A)과 평행으로 주입되는 방식(Type B)을 택하였다. 평행으로 주입되는 경우가 직각에 비해 분무가 평행으로 이루어 질 것으로 판단되지만 점화 전 냉각과정에서 장시간 액체산소와 케로신이 매니폴드(manifold)에 같이 있는 경우 케로신이 열계

되어 점화실패의 원인이 됨으로 가능한 평행주입은 피하기로 하였다.

3.3.1 직각 인젝터(Type A,C)

추진제의 분무를 향상시키기 위하여 산화제와 연료 모두 회전(swirl)을 주도록 하였으며, 선회기 입구(swirler inlet)의 수를 한 개에서 네 개까지 변화시킬 때 배출 유체의 편심도를 FLUENT code를 이용하여 수치해석 하였다.

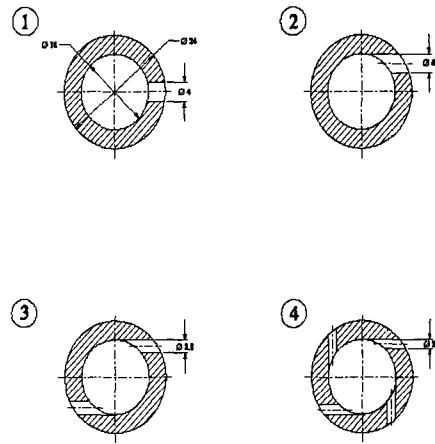


Fig. 5 Swirler Inlet

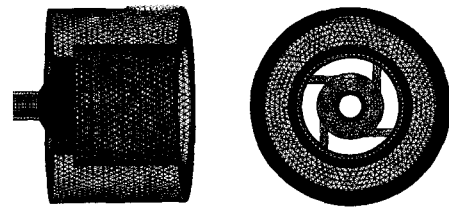


Fig. 6 Side View and Front View of Grid

Fig. 5는 선회기 입구(swirler inlet), Fig. 6은 해석에 사용된 격자를 나타낸 것이다. 해석 결과 선회기 입구(swirler inlet)수를 2개 이상 설치할 경우 배출 유체의 편심도는 거의 무시할 만 함으로 산

화제와 연료 유입구에 각각 4개의 선회기 입구 (swirler inlet)를 설치하였다. 제작된 인젝터는 비 연소실험(cold test)을 통하여 질량이 고르게 분포됨을 확인하였다. 그러나 실제 연소실험에서는 Fig. 7과 같이 열쇠 모양(key hole) 혹은 8 자형의 비 균일 삭마가 발생하여 매니폴드(manifold) 중간에 배플(baffle)을 설치(Type C)하였으나 이 경우 역시 비 균일 삭마가 발생하였다.

3.3.2 평행 인젝터 (Type B)

기존의 실험대(test stand) 및 점화기를 그대로 사용하기 위하여 4개의 관을 통하여 산화제가 공급되는 평행 인젝터를 설계, 제작하였다. 연소실험에 우선하여 비 연소 실험(cold test)을 통해 질량 분포를 확인하고 연소실험을 수행하였다. 직각 인젝터에 비해 비교적 균일하게 삭마가 진행되지만 작동조건에 따라 상당히 불균일한 경우가 많이 발생하였다.

3.4 냉각

액체산소는 1 기압에서 포화온도가 -186°C 정도이기 때문에 연소실로 액체상태의 산소를 주입하기 위해서는 각종 배관과 인젝터를 충분히 냉각해 주어야 한다. 냉각은 점화이전 준비단계에서는 액체 질소를 이용하고, 점화직전 배관 내의 잔유 질소 및 불순물을 제거하기 위하여 약 5기압 정도의 압력으로 액체산소를 퍼지(purge)를 하게 된다. 충분한 냉각이 이루어지지 않아서 점화초기 기체산소가 배출되는 경우에는 반드시 불균일 삭마가 발생하지만, 액체상태의 산소가 공급되는 경우에도 항상 균일하게 삭마가 이루어지지 않는다.

3.5 추진제 공급 불균형

연소를 위한 추진제는 기체질소로 가압하여 공급하고 있으며, 탱크 내 추진제가 충분하지 않은 경우, 가압 질소가 충분하지 않은 경우 또는 점화초기의 비정상 상태 등으로 인하여 추진제가 설계치와 다르게 공급되는 경우가 있다. 재질의 삭마는 생성물 중, 산화제에 많은 영향을

받는다고 알려져 있으며 Fig. 8은 O/F 비에 따른 생성물 중 O_2 를 참고로 나타낸 것이다. 그러나 Fig. 9에서 보는 바와 같이 추진제 공급이 불균형 되는 경우에는 반드시 불균일한 삭마가 발생하지만 정상공급이 된다고 하여도 균일 삭마가 반드시 이루어지지는 않는다.

IV. 결 론

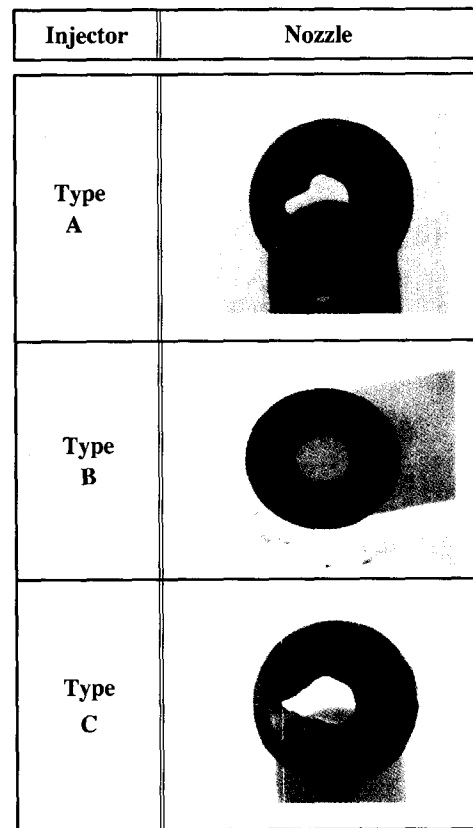


Fig. 7 Ablation Shape for different Injectors

본 연구에서는 액체로켓 엔진의 편심 삭마 방지방안을 수립하기 위하여 Coaxial swirl 인젝터를 사용하여 편심 삭마에 영향을 줄 수 있는 변수들을 변경해 가면서 비 연소 실험과 연소실험을 하였고, 인젝터 내부의 유동 불균형 여부 판

단을 위하여 보조적으로 열·유체 해석 코드인 Fluent를 사용하여 수치해석을 수행하였으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 수치해석과 비 연소 실험에서 질량분포 및 정규질량 높이 등이 균일한 결과가 나왔더라도 연소실험에서는 나쁜 결과가 나올 수 있으므로 최종적으로는 실제 상황과 유사한 조건에서 필히 연소 실험을 수행해야 한다.

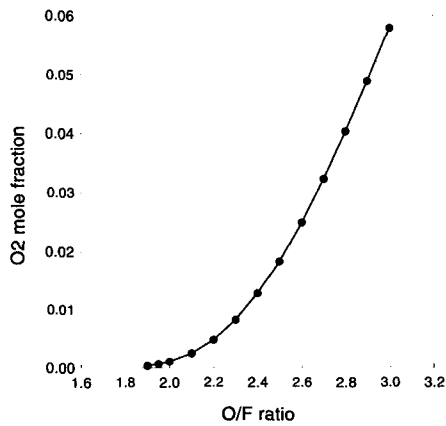
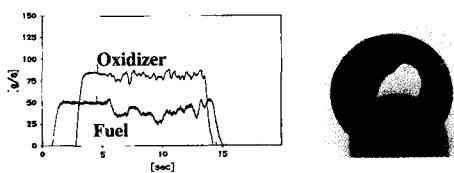
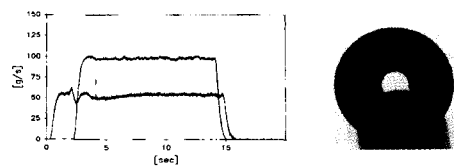


Fig. 8 Mole fraction of O₂ vs O/F ratio



[Fluctuating mass flow rate]



[Stable mass flow rate]

Fig. 9 Ablation Shape for Propellants-Supply

2. 인젝터 형상에 따른 영향검토를 위하여 매니폴드(manifold)에 배플(baffle)을 설치하였으나 편심 삭마 현상이 개선되지는 않았다.

3. 추진제 공급순서와 접화기의 위치를 바꾸어 가며 실험을 하였으나 이는 편심 삭마와는 무관함을 확인하였다.

4. 편심 삭마를 줄이기 위해서는,

첫째, 산화제 공급시스템에 단열을 강화하여 가능한 한 외부와의 열전달을 차단해야 하며,

둘째, 가압용 질소탱크의 1차 압력과 탱크 개수를 충분히 증가시켜 추진제의 단일상을 유지하고 균일한 공급을 하여야 한다.

셋째, 4개의 관을 통하여 산화제가 공급되는 평행 인젝터를 사용하면 직각 인젝터 사용시 보다 편심삭마 현상이 다소 개선되었다.

삭마 재질을 로켓에 적용하기 위해서는 상당한 주의가 필요할 것으로 판단되며 다음과 같은 연구가 보다 심도 있게 수행되어야 할 것이다.

가) 개발된 복합재료의 실제 가동 상황에서 삭마성능을 예측하기 위하여서는 항상 일정하게 작동할 수 있는 표준액체로켓이 필요하며, 이 경우 시스템의 많은 부분에서 내부 유체의 기본 물성을 측정할 수 있어야 할 것이다.

나) 삭마재질을 적용한 로켓을 개발한다면, 성능 실험에 앞서 삭마특성 및 안전을 위해 최소한의 로켓의 작동시간과 동일한 연소실험을 수행해야 할 것이다.

참고 문헌

1. G. Paul Richter and Timothy D. Smith,

- "Ablative Material Testing for Low- Pressure, Low-Cost Rocket Engines", NASA TM-107041, 1995.
2. M.L. !Minges, "Ablation Phenomnology", High temp. High press., 1,1969 pp.6607-649
 3. Lundell, J. H. , Dickey, R. R., and Jones, J. W., "Performance of Charring Ablative Material inthe Diffusion-Controlled Surface Combustion Regime," AIAA Journal, Vol. 6, June 1968, pp.1118-1126
 4. Scala, S. M., and Gilbert, L M., "Sublimation of Graphite at Hypersonic Speeds," AIAA Journal, Vol. 3 No.9 Setp. 1965. pp . 1635-1644
 5. Beecher, N . and Rosensweig, R.E., "Ablation mechanism in plastics with inorganic reinforcement," ARS J. 31 pp5 32-539
 6. Scala, S. M., and Gilbert, L M., "The thermal degradation of a char forming plastic during hypersonic flight," ARS Paper 2100-61
 7. 이상용, "액체의 미립화", 민음사, 1996.