

## 과산화수소/케로신 소형 이원추진제 추력기의 설계 및 성능특성에 관한 연구

김정훈\* · 이재원\* · 전영진\*\* · 채병찬\*\*\* · 전준수\*\*\* · 김 유\*\*\*\* · 김선진\*\*\*\*\*

### Study for Design and Performance Characteristics of Small Bipropellant Thruster using H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/Kerosene

Junghoon Kim\* · Jaewon Lee\* · Youngjin Jeon\*\* · Byoungchan Chae\*\*\* · Junsu Jeon\*\*\* · Yoo Kim\*\*\*\* · Sunjin Kim\*\*\*\*\*

#### ABSTRACT

The small-sized bi-propellant thruster using a high concentrated hydrogen peroxide and kerosene as the oxidizer and fuel was designed and fabricated in this study. The water cold-flow test was performed to verify the performance characteristics of the injector. The mixing head assembly used in this model thruster was designed as a structure to combine igniter, injectors and film cooling, which are capable of regulating each mass flowrate. This maximize the experimental verification and efficiency of the design optimization. Finally, the mass flowrate and spray pattern of injector were evaluated by the hydraulic test. Therefore, the design validity of the mixing head was verified.

#### 초 록

본 연구에서는 고농도 과산화수소와 케로신을 각각 산화제와 연료로 사용하는 소형 이원추진제 추력기의 설계/제작 및 인젝터 성능특성 파악을 위한 수류시험을 수행하였다. 본 개발모델에서는 점화기, 인젝터, 막냉각 시스템을 통합하여 운용이 가능한 구조의 믹싱헤드를 적용하였으며, 각 부분으로의 공급유량 변경이 가능하도록 하여 최적 설계의 실험적 검증 및 효율성을 극대화하고자 하였다. 마지막으로 수류시험을 통해 인젝터 유량 및 추진제 분사패턴을 확인하였으며, 믹싱헤드의 설계 타당성을 검증하였다.

Key Words: Bipropellant(이원추진제), Hydrogen Peroxide(과산화수소), Kerosene(연료), Thruster(추력기)

#### 1. 서 론

---

\* (주) 한화 대전공장 개발부  
 \*\* (주) 한화 구미공장 개발 2부  
 \*\*\* 충남대학교 항공우주공학과  
 \*\*\*\* 충남대학교 기계공학과  
 \*\*\*\*\* 청양대학교 소방안전관리학과  
 연락처, E-mail: kjh75@hanwha.co.kr

과산화수소는 과거 터보펌프 구동용 및 RCS (Reaction Control System)의 단일추진제 뿐만 아니라 이원추진제로서도 널리 사용된 추진제이다. 최근 들어 단순히 성능보다는 운영비용과 안전 측면이 최

우선시 되면서 고밀도, 무독성, non-cryogenic 및 취급/보관의 용이성 등으로 인해 항공우주 추진기관이나 power system에 과산화수소를 적용하는 연구가 미국, 유럽, 일본 등 각국에서 꾸준히 진행되고 있다.

(주)한화에서는 충남대학교와 산학 공동으로 케로신 연료에 고농도 과산화수소를 산화제로 하는 소형 이원추진제 추력기(Bipropellant thruster)에 대한 기초연구를 수행 중에 있다. 본 논문에서는 이의 일환으로 연구되고 있는 이원추진제 추력기의 인젝터에 대한 수류시험 결과를 제시하였다.

## 2. 추력기 개발목표 및 적용

이원추진제 추력기는 액체상태의 산화제와 연료가 인젝터를 통해 연소실로 공급되어 유동의 혼합과 함께 연소를 통해 발생된 고온, 고압의 가스가 가속, 분사되어 추력을 발생하게 된다. 특히 추력 수준, 비추력,  $\Delta V$  등이 높게 요구되는 경우에 적합하며 화학식 추진시스템에서 가장 높은 성능을 내며, 추력 가변의 용이성 등과 같은 장점을 갖고 있다. 반면, 시스템의 복잡성 및 혼합비(mixture ratio)의 엄격한 제어 등의 개발상의 난제들을 내재하고 있다. 특히 정밀 추력제어 및 임펄스 응답특성이 반영되어야 하는 추력기 고유의 임무특성 상 인젝터의 최적설계는 이원추진제 추력기의 성능을 결정하는 가장 중요한 요소가 된다. 아울러 추력기의 주 작동모드인 펄스 제어에서의 응답특성을 만족시키기 위해서는 추진제 공급밸브의 개발이 병행되어야 한다.

Table 1. Development goal of model thruster

Parameter	Description
Propellant	Oxidizer ( $H_2O_2$ ) Fuel (Kerosene)
Thrust in vacuum	500 N
Chamber pressure	10 bar
Expansion ratio	1,000
Specific impulse in vacuum	$\geq 290$ sec
Dynamic characteristics	Ignition delay (100 msec) 95% rising time (50 msec) 5% decaying time (40 msec)
Steady state thrust variation	$< \pm 10\%$
Thrust repeatability	$< \pm 5\%$

본 연구를 통해 소형 이원추진제 추력기의 최적 설계 인자를 도출하고자 하며, 다음의 Table 1은 추력기의 개발 목표를 보여준다.

## 3. 설계 및 제작

### 3.1 추력기 기본설계

추력기의 형상결정을 위해서는 적용 추진제, 요구 추력 및 연소압에 따른 연소생성물에 대한 열역학적 특성값이 규정되어야 한다. 이를 위해 Table 2에서 보는바와 같이 상용프로그램인 CEA 코드[1]를 이용하여 열역학적 특성값을 도출하였으며, 연소실의 온도가 가장 높은 구간에서의 O/F ratio를 선정하였다.

Table 2. The basic results of thermodynamic calculation

Parameters	Results
O/F ratio	7.4
Theoretical Specific impulse in vacuum	331.7 sec
Isentropic coefficient of expansion(n)	1.161
A gas constant of products of combustion in the chamber(R)	376.34 J/kg k
Temperature of products of combustion in the chamber( $T_c$ )	2779K

인젝터의 형상은 추진제의 atomization과 mixing의 최적화를 위해서 bi-component swirl injector로 선택하였다. 연소실 내부에 추진제를 균일하게 분사시키기 위해서는 적절한 인젝터의 개수 선정이 중요하며, 인젝터 가공오차로 인한 성능 특성 변화를 고려하여 인젝터의 element를 7개로 적용하였다.

소형 이원추진제 추력기의 경우에는 연소실이 작고 연소온도가 높기 때문에 고온 환경으로부터 연소실벽을 보호할 수 있는 냉각 방법이 요구된다. 따라서 Mixing head 외부의 채널을 통해 산화제로 사용되는 과산화수소를 연소실 내부 벽면으로 공급하는 막냉각(Film Cooling) 방법을 적용하였으며, 산화제 총 유량의 20%를 막냉각에 사용하는 것으로 설계하였다.

연소실과 노즐의 형상 결정을 위하여 Table 2의 열역학적 특성값을 사용하였다. 소형엔진의 Relative flow intensity로써 추천값( $4.7 \times 10^{-4}$ )을 사용하여 연

Table. 3 Mixing Head design[2][3]

Propellant	$\dot{m}$ (g/s)	Injector nozzle radius	Radius of entrance hole	Spray angle (degree)
Oxidizer (96% $H_2O_2$ )	16.96	1.4mm	0.5mm	43.6
Fuel (Kerosene)	2.24	0.4mm	0.4mm	39.9
Number of Injector elements				7 EA
Total mass flow rate (g/s)				169
Film cooling mass flow rate (g/s)				34.6

소실 직경을 계산하였고, 연소실 길이는 characteristic length인 1.5m 값을 사용하여 계산하였다. 노즐의 수축부는 30°의 원뿔 형태, 확산부는 벨 형태를 취하였다. 노즐목 직경, 노즐 출구 직경을 계산하여 Fig. 1의 형상을 얻을 수 있었다.

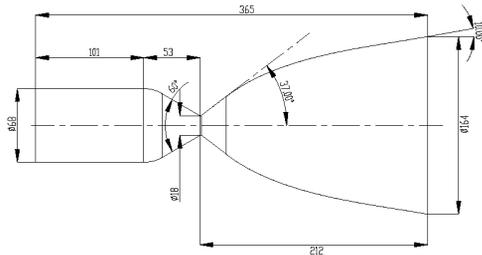


Fig. 1 Gasdynamic contour of combustion chamber and nozzle[3][4]

### 3.2 추력기 형상설계 및 제작

본 추력기 개발모델은 Fig. 2와 같이 mixing head, 연소실, 노즐로 구성되며 각 부분별 성능시험의 편

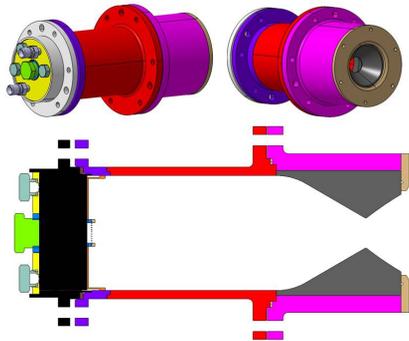


Fig. 2 Model thruster assembly

리성을 위해 분리형으로 제작하였다.

Mixing head는 Fig. 3에서 보는바와 같이 head cap, distribution plate, oxidizer distribution plate, fuel distribution plate, fuel plate, oxidizer plate의 6개의 plate로 구성된다.

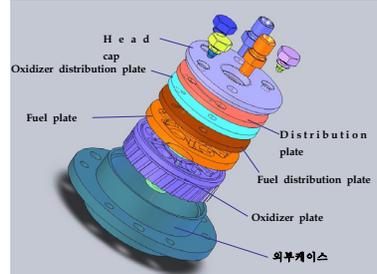


Fig.3 Parts of Mixing head

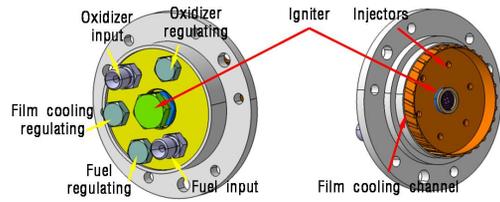


Fig. 4 Mixing Head Assembly

Head cap은 산화제와 연료를 공급할 수 있는 공급부와 산화제/연료 및 막냉각 유량을 조절할 수 있는 유량 조절 밸브 및 점화기로 구성되어 있다. 유량 조절 밸브는 나사형태로 가공되어 편의성을 향상시켰고, head cap 중앙에는 세 가지 형태의 점화기가 장착될 수 있도록 하였다. Distribution plate는 점화기로 공급되는 산화제와 연료를 주 공급라인으로부터 분기시켜 주는 역할을 하며, oxidizer distribution plate와 fuel distribution plate는 각각 distribution plate에서 분기된 산화제와 연료를 중앙으로 공급한다. Oxidizer plate와 Fuel plate는 각각 연소실 내부에 산화제와 연료를 균일하게 분무하는 인젝터 역할을 한다. 이와 같이 mixing head는 점화 유량 및 연료, 산화제, 막냉각 양을 조절할 수 있도록 한 통합 운용 구조로서 최적의 점화/연소 조건을 다양한 유량에 대하여 시험이 가능하도록 설계하였으며, 각각의 plate를 적층하여 진공 브레이징을 통해 제작하였다. 또한 점화기 장착부를 범용으로 설계하여 mixing head

의 변경 없이 점화장치의 선택 및 점화실험이 가능하도록 하였으며, 추력기의 점화방법으로 catalyst, electro-spark, glow plug ignition에 대하여 연구 중에 있다.

연소실은 실린더 부, 수축부, 노즐목 및 확산부로 구성되어 있으며, 연소실과 mixing head는 볼트와 플랜지를 사용하여 체결하였다. 또한 추력기 조립시 기밀유지를 위해 teflon, 구리합금 및 graphite gasket을 선별적으로 적용하였으며, 이 때 각 부품별 과산화수소와의 반응성 및 온도의 영향성을 고려하였다.

추력기의 제작에 있어서도 과산화수소의 반응성과 안정성이 재질 선정에 있어 중요한 고려대상이 되어야 한다.[5] 따라서 mixing head의 부품은 과산화수소의 반응성 및 부품별 기능성을 고려하여 SUS316L과 SUS440C를 사용하여 제작하였고, 연소실의 경우에는 열적 안정성을 위해서 Haynes230의 내열합금을 사용하였다. 노즐은 graphite를 사용하여 열적 안정성 뿐만 아니라, 다양한 형태의 노즐로 쉽게 변경이 가능하도록 하였다.(Fig. 5)



Fig. 5 Fabricated model thruster

#### 4. 인젝터 수류시험

추력기 개발모델의 인젝터 분무 특성 및 설계 유량을 확인하고, 가압 압력에 관한 데이터를 수집하기 위해서 수류시험을 실시하였다.

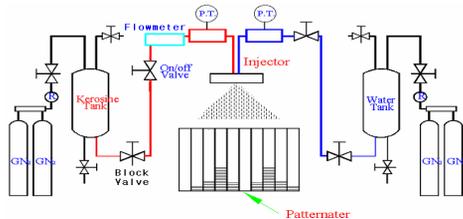
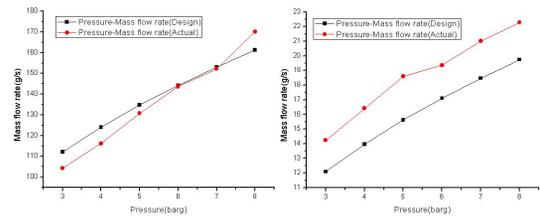


Fig. 6 Schematic diagram of simulant feed system

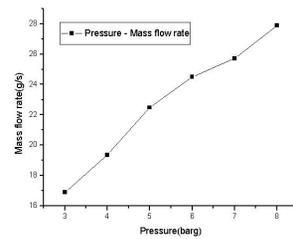
Fig. 6을 보면 질소가스를 이용하여 추진제 탱크를 가압하고, 모의추진제로 DIW(De-Ionized Water)

를 인젝터로 공급하여 유량을 측정 후 밀도보정을 통해 산화제/연료의 유량을 최종 산출하였다.

Fig. 7은 과산화수소와 케로신의 압력에 따른 설계유량과 수류시험에 따른 유량 결과를 나타낸 것으로서, 설계 값과 실제 수류시험 값이 거의 선형적인 패턴을 가지는 것을 알 수 있다. 과산화수소는 7 bar, 케로신은 6 bar에서 각각 152.7 g/s, 19.4 g/s로 설계 유량인 148.9 g/s, 20.1 g/s와 근사한 값을 가지는 것을 확인하였다.



(a) Hydrogen Peroxide (b) Kerosene



(c) Ignitor

Fig. 7 Mass flow rate of propellants

또한, 과산화수소와 케로신을 각각 7 bar, 6 bar로 동시에 가압하여 총 유량을 받아본 결과, 설계 총 유량인 128.3 g/s(DIW일 경우의 설계유량)에 근사한 129.8 g/s를 확인할 수 있었다.

Fig. 8은 산화제와 연료를 각각 단일 분사하여 얻어진 유량 값의 합과 단일 분사 시 추진제의 가압압력과 동일하게 하여 혼합 분사를 시켰을 때 총 유량의 합을 비교한 것이다. X축은 연료/산화제 압력비로 나타내었고, 압력비가 일정 범위를 넘어가게 되면 혼합 분사시의 총 유량과 단일 분사 시 얻어진 산화제와 연료의 유량의 합이 차이가 보이는 것을 알 수 있다. 이것은 인젝터가 internal mixing type으로 설계되었기 때문에 산화제와 연료의 압력에 따른 상호 간섭으로 유량 분무에 영향을 주었기 때문이다. 따라서 혼합효율을 높이기 위해서는 internal mixing type

이 좋을 수는 있으나, 압력에 따른 상호 간섭효과를 고려하여 적절한 가압압력을 선택하는 것이 유리하다.

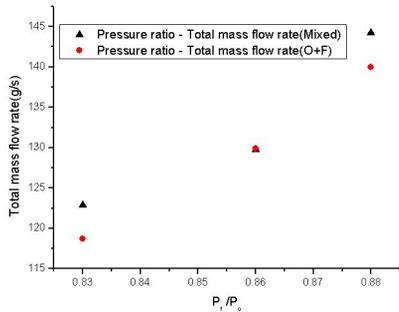


Fig. 8 Difference of total mass flow rate for Propellant pressure ratio

Fig. 9는 산화제의 분무패턴을 나타내고 있는데, 61°의 분사각을 가지는 것을 볼 수 있다. 또한 연료의 분사 패턴의 경우에는 액적이 깨진 일차 형태로 분사가 되는 것을 볼 수 있는데, 이는 인젝터의 internal mixing으로 인하여 연료 유량이 산화제 swirl chamber 벽면에 부딪힌 후 각운동량을 잃어 버렸기 때문이다. 실제로 과산화수소와 케로신을 동시에 가압했을 경우의 분무 패턴인 Fig.10 (b)를 보면 과산화수소만을 내보냈을 때와 다른 형태를 가지는 것을 볼 수 있다. 이것은 과산화수소와 케로신이 internal mixing되어 분무가 되기 때문에 산화제만의 분무특성과는 다르다고 볼 수 있다.

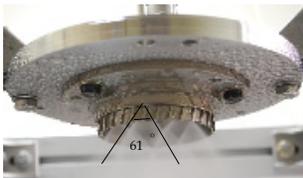
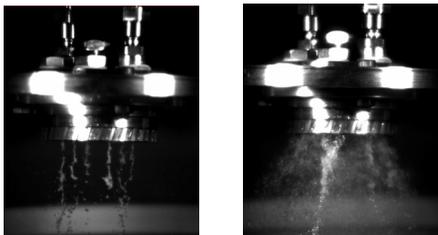


Fig. 9 Spray Patten(Oxidizer)



(a) Spray Patten(Fuel) (b) Spray Patten(O+F)

Fig. 10 Spray Patten using high speed camera

## 4. 결 론

본 연구에서는 과산화수소/케로신을 각각 산화제/연료로 사용하는 소형 이원추진제 추력기의 개발을 위해 목표성능을 설정하였으며, 이를 바탕으로 추력기의 상세설계 및 제작을 수행하였다. 본 개발 모델의 성능평가를 위한 연소실험에 앞서 수류실험을 통해 인젝터를 포함한 믹싱헤드의 설계 타당성을 확인하였으며, 유량 및 추진제 분사패턴 등을 확인할 수 있었다. 현재 본 개발모델의 점화실험, 연소실험, 막냉각 실험 등 일련의 성능검증실험이 진행되고 있으며, 이를 통해 최적설계 인자를 도출하여 설계에 반영할 예정이다.

## 참 고 문 헌

1. NASA Lewis Research Center "CEA(Chemical Equilibrium with Applications)"
2. L. Bayvel, "Liquid atomization"
3. Huzel and Huang, "Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines"
4. Martin J. L. Turner "Rocket and space propulsion"
5. Air Force Rocket Propulsion Laboratory Research and Technology Division "Hydrogen peroxide handbook"