

# 충남대학교 차세대 로켓엔진 시스템 기술 연구 현황

장지훈\* · 전준수\* · 김태완\* · 고영성\*<sup>†</sup> · 김선진\*

## Chung-nam National University's Status of Research on Technology of the Next Generation Rocket Engine System

Jeehun Jang\* · Junsu Jeon\* · Taewoan Kim\* · Youngsung Ko\*<sup>†</sup> · Sunjin Kim\*\*

### ABSTRACT

To acquire indigenous development abilities of a future space launcher, bi-propellant liquid rocket engines using environmentally clean propellants such as hydrogen peroxide and methane have been developed by Chungnam national university. The necessary development technologies for the future liquid rocket engines were defined and have been acquired step-by-step in advance by sub-scale liquid rocket engines. Core techniques of design/manufacture/experiments to develop a future prototype liquid rocket engine will be obtained by this study.

### 초 록

충남대학교 액체로켓실험실에서는 차세대 우주발사체 추진시스템의 국내 독자적 개발 능력 구축을 목표로 차세대 추진 시스템의 소요 임무를 분석하고, 과산화수소 및 메탄의 새로운 친환경 추진제를 이용한 이원 추진 시스템의 적용 특성을 분석한 후 각각의 추진제 조합에 따른 축소형 로켓엔진의 개발 기술을 단계적으로 획득하고 있다. 이를 통하여 향후 국내에서 소요임무별로 새롭게 요구되는 차세대 실물형 로켓엔진(연소기) 개발에 직접 활용될 수 있는 설계/제작/시험 기술을 확보하고자 한다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), CH<sub>4</sub>(메탄), H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>(케로신)

### 1. 서 론

국내 우주 기초 원천기술의 확보를 위한 우주 발사체 분야의 개발 기술 중에는, 국내 독자 개발 가능한 기존의 기술을 지속적으로 향상시키

는 것뿐만 아니라 차세대 로켓엔진시스템 기술 개발이 필수적이다. 이러한 로켓엔진 시스템을 개발하기 위하여 액체로켓엔진의 성능을 해석적인 방법으로 접근하고자 하는 시도는 이미 오래 전부터 진행되고 있으며, 상당한 성과를 거두고 있다. 그러나 해석결과는 추진기관 성능의 한계나 범위를 예측할 수는 있으나, 실제 현상을 나타낼 수는 없다. 따라서 실제 시스템의 개발을

\* 충남대학교 항공우주공학과

\*\* 충남도립 청양대학 소방안전관리과

<sup>†</sup> 교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

위해서는 반드시 연소실험을 통한 연소성능과 열제어 성능 평가가 수반 되어야 한다. 즉, 이러한 로켓엔진시스템의 개발에는 단순히 이론적인 차원에서의 접근만으로는 완전한 해결이 불가능하고, 반드시 핵심 요소부품에 대한 시험설비의 확보를 통한 실험적 검증이 필수적인 것이다. 또한 실물형 로켓엔진시스템의 개발을 위해서는 최종적으로 반드시 실물형 연소기의 연소실험이 수행되어야 하며, 이를 위해서는 대규모/고비용 시험설비의 구축이 필요하다. 그러나 각종 추진기관의 실물형 엔진 개발과정에서 나타날 수 있는 시행착오와 개발비용의 감소를 위해서는, 먼저 인젝터 설계부터 시작하여 반드시 축소형 모델 연소기를 이용한 수많은 사전 연소 실험을 수행하는 것이 일반적인 개발 방법이며, 이는 대학 차원에서 선행 접근해야 한다.

본 연구에서는 국내 차세대 로켓엔진 시스템에 적용될 수 있는 새로운 추진제(과산화수소, 메탄 등)를 도입한 연소기 개발에 관한 연구를 수행하였으며, 새로운 추진제 도입으로 인한 공급 설비를 구축하였다. 또한 동시에 실물형 연소기의 개발에 필요한 사전 축소형 연소기의 설계/제작을 수행하였고, 설계된 인젝터를 연소 실험을 통하여 검증하였다.

## 2. 차세대 로켓 엔진 개발 배경 및 개발 절차

### 2.1 차세대 추진제로서의 과산화수소

과산화수소는 질산이나 사산화질소와 거의 유사한 밀도를 가지고 있으며, 액체산소에 비해서는 약 20% 이상의 고밀도를 갖기 때문에 산화제로 가장 널리 사용되고 있는 액체산소와 비교할 때 산화제 탱크의 무게/부피를 감소시킬 수 있는 장점을 가지고 있다[1]. 또한 과산화수소는 상온에서 액체상태로 존재하며, 탱크재질의 적합성만 만족한다면 상당한 기간 동안 보존이 가능하다. 그리고 촉매분해 생성물은 물과 산소뿐이며, 연소생성물도 물이 대부분인 친환경 추진제로 1960년대 이후 사용이 현격히 감소해오다가, 1990년대 이후 다시금 재조명받고 활발히 개발되고 있다. 과산화수소와 케로신을 이원 추진제

로 로켓 엔진으로 사용할 경우, 저추력의 RCS용 추력기, 터보펌프 구동용 추진제/주엔진용 이원 추진제 로켓 엔진 으로의 통합 활용이 가능하여, 차세대 추진제 연구 대상의 하나로 선정하였다.

### 2.2 차세대 추진제로서의 메탄

메탄은 청정 연료로 취급될 수 있을 정도로 환경오염 물질이 적으며, 탄화수소 계열 연료 중 액체산소와 조합 시 상당히 큰 밀도 비추력을 가지며, 높은 비열로 인해 재생냉각 특성이 우수한 연료다. 또한 메탄의 가격이 케로신에 비해 1/3 정도이며, 향후 100년 이상 사용될 수 있는 연료라는 점 및 화성 등 우주 공간에서도 획득될 수 있는 연료라는 점이 꾸준히 연구를 수행해야 하는 대표적 이유이다[1]. 세계 주요 우주 선진국에서 향후 차세대 우주발사체 개발에 있어 운영비용의 절감과 신뢰성 향상이 주요 이유로 대두됨에 따라 지속적인 연구가 수행되고 있으며, 이와 같은 이유로 차세대 추진제로 메탄을 선정하였다.

### 2.3 차세대 로켓 엔진 개발 절차

전술한 바와 같이 본 연구에서는 차세대 로켓 엔진의 추진제로 과산화수소와 메탄을 선정하였다. 새로운 추진제를 도입할 경우, 추진제 특성에 맞는 공급 설비 구축 및 엔진 설계 기술 확보가 필수적이다. 따라서, 본 연구에서는 일반적으로 로켓 엔진을 개발하는데 사용하는 방식에 따라 Fig. 1에서와 같은 개발 절차를 바탕으로 차세대 로켓 엔진을 개발 및 검증 하였다.

## 3. 과산화수소 엔진 개발

### 3.1 과산화수소 설비 구축

과산화수소는 정상온도에서 낮은 휘발성 특성을 지닌 활성 산화물질로 안전하다고 할 수 있으나, 동시에 오염되어지면 발화나 폭발의 위험이 있을 정도로 위험한 물질이기도 하기 때문에 안전하게 저장할 수 있는 저장 공간과 공급 설비가 필요하다. 과산화수소의 공급 설비를 구축하기 위해서는 과산화수소 저장고와 과산화수소를

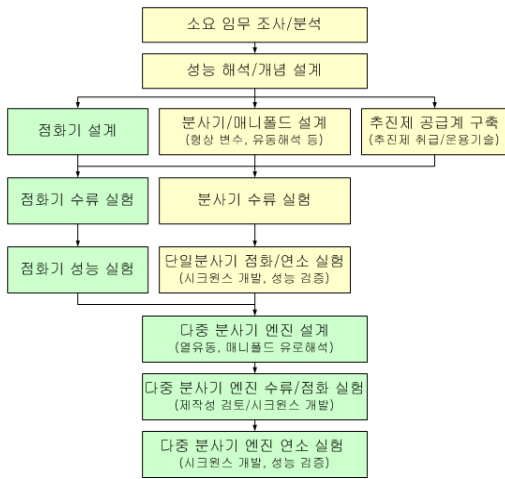


Fig. 1 차세대 로켓 엔진 개발 절차

공급하기 위한 메인 탱크, 충전 탱크, 각종 밸브, 공급 배관, 각종 센서 등이 필요하고, 모든 설비는 과산화수소와의 반응성을 고려하여 선택하여야 한다[2].

### 3.2 엔진 설계 및 제작

엔진의 설계는 Fig. 1에서 전술한 방식으로 진행하였다. 과산화수소의 설비 시스템 운영 기술을 확보하고 먼저 신뢰성을 검증하기 위하여 200N급 샤워 헤드형 엔진을 설계 및 제작하였다. 샤워 헤드형 엔진은 과산화수소의 촉매 반응을 고려하여 고안된 것으로, 과산화수소는 촉매와 반응 시 고온의 수증기가 발생하는 특성을 가지고 있기 때문에, 넓은 샤워 헤드형 인젝터에 촉매를 충전한 후 과산화수소를 공급하면 고온의 가스가 방출되고 이때, 케로신을 공급하여 연소를 시키는 방식을 말한다[3]. 샤워헤드형 엔진의 경우 촉매의 양이 많고, 과산화수소가 전부 촉매와 반응하여 반응이 매우 활발하게 일어나 점화 안정성이 확보되어 설비 시스템 운영 기술을 검증하는데 적합하다고 판단되었다.

과산화수소의 설비 시스템의 안정성이 검증되고, 최종 목표인 다중 분사기 엔진을 설계 하기에 앞서 단일 분사기를 이용하여 설계된 분사기의 안정성 및 연소 성능을 검증하였다. 단일 분

사기는 리세스 수를 변화 시켜가며 3가지 종류로 설계 및 제작하였고, 추력 변화에 따른 특성을 확인하기 위하여 83N급과 250N급 두 종류의 분사기를 설계하였다. 총 6개의 단일 분사기의 특성은 수류 실험과 설계점 연소 실험 및 탈설계점 연소실험을 통하여 검증하였다[4].

단일 분사기 연소 실험을 통하여 검증된 분사기를 배열을 통하여 다중 분사기 엔진으로 설계 변경하는 과정에서 기존의 로켓 엔진과는 차별화 되도록 유로 매니폴드의 개념을 도입하였다. 유로 매니폴드를 사용할 경우 추진제의 공급 시간을 단축 시켜 빠른 응답 성능을 낼 수 있는 특성을 가진다. 각각 추진제의 유로는 수치해석을 통하여 유동의 정체점이 없도록 설계를 하였다[5]. 전술한 샤워 헤드형 200N 엔진과는 달리 다중 분사기 엔진은 메인 추진제인 과산화수소가 촉매와 반응하지 않고 연소실로 공급되기 때문에 추가적인 점화원이 필요하여, 다중 분사기 엔진 점화용 촉매 점화기 개발을 추가로 수행하였다[6]. 촉매 점화기는 샤워 헤드형 분사기와 유사한 개념으로 과산화수소와 촉매가 반응하여 발생된 고온의 가스를 이용하여 점화용 케로신을 자발화시켜 점화원으로 사용하는 것을 말한다. 위와 같은 과정을 거쳐 개발된 다중 분사기 엔진은 수류 실험, 점화 특성 분석 실험, 설계점 연소 실험, 탈설계점 연소실험등을 통하여 연소 안정성 및 성능을 검증하였다[7].

### 3.3 연소 실험 결과

각각의 200N급 샤워헤드형 분사기, 83N,250N급 단일분사기, 촉매 점화기, 다중분사기 엔진은 전술한 바와 같이 수류 실험과 수차례의 연소 실험을 엔진의 안정성 및 성능을 검증하였다. 과산화수소/케로신 엔진의 점화/연소 실험 시퀀스를 개발하고, 설계점 조건에서의 연소실험을 수행하였으며, 설계조건과 거의 유사한 성능을 나타냄을 확인하였다. Fig. 2, 3은 연소 실험 시 화염의 모습과 연소 실험 데이터를 보여주고 있다. 이를 통하여 과산화수소/케로신을 사용하는 차세대 이원추진제 액체로켓엔진의 설계/유로 해석/제작/시험 기술을 확보하였다.



Fig. 2 과산화수소/케로신 정상상태 화염

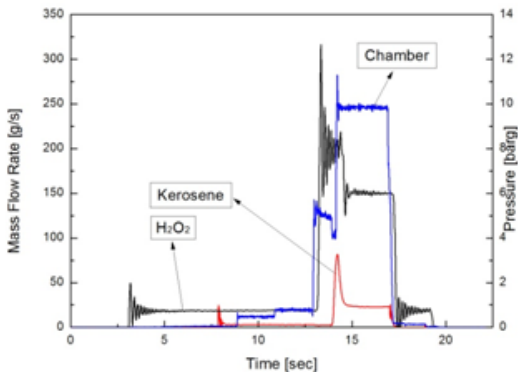


Fig. 3 과산화수소/케로신 설계점 연소 실험 결과

### 3. 메탄 엔진 개발

#### 3.1 메탄/LOx 엔진 설비 구축

앞서 언급한 메탄의 특성과 취급 주의 사항을 바탕으로 로켓엔진의 추진제로서 기체 메탄을 공급하기 위한 공급 설비를 구축하였다. 사용된 메탄이 기체 상태이기 때문에 기체 상태에 맞는 P&ID를 구성하고, 메탄 집합체 및 각종 설비를 구축하였다.

#### 3.2 메탄/LOx 엔진 설계/제작

인젝터 형상은 동축형 인젝터로 설계되었고, 전단/스윙 형태로 액체상태의 산화제가 중앙

에서 저속으로 공급되며 기체 상태의 연료는 산화제 외곽에서 고속으로 공급되어 연료의 전단력에 의하여 추진제를 미립화시키고 혼합시키는 방식을 채택하였다. 인젝터의 상세 설계는 수치 해석을 통하여 검증하였으며, 수치 해석 결과를 인젝터 설계에 반영하여 수정하는 과정을 반복적으로 거쳐 설계를 완료하였다.

#### 3.3 메탄/케로신 엔진 연소실험

제작된 엔진은 설계점 및 탈설계점 연소실험을 통하여 성능을 검증하였다. 설계점 연소 실험 결과 추진제가 안정적으로 공급 되었고, 연소 역시 안정적으로 이루어진 것을 확인할 수 있었다. 탈설계점 시험 결과도 마찬가지로 매우 안정적이었으며, 엔진의 연소 성능이 우수한 것으로 판단된다. Fig. 5, 6은 설계점 연소실험 시 연소 화염과 유량 및 압력 그래프를 각각 보여주고 있다[8].



Fig. 4 액체산소/메탄 정상상태 화염

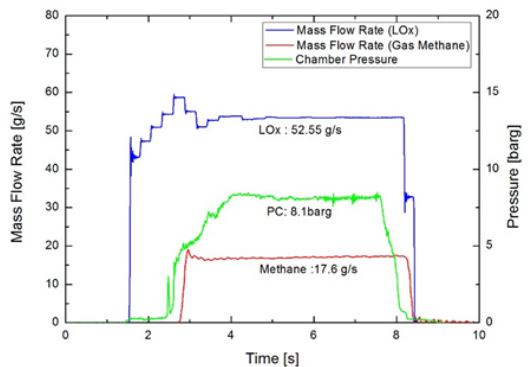


Fig. 5 액체산소/메탄 설계점 연소 실험

#### 4. 결 론

본 연구에서는 차세대 이원추진제 로켓엔진 연소기 개발 기술을 확보하기 위하여, 친환경 추진제인 과산화수소와 메탄을 이용하는 연소기의 해석/설계/제작 과정 및 연소 실험 절차 개발 등의 연구가 수행되었다. 본 연구를 통해 과산화수소/케로신 및 메탄/액체산소 엔진의 기초 연구가 성공적으로 수행되었으며, 본 연구를 통해 얻어진 차세대 축소형 액체로켓엔진 연소기의 직접적인 설계/제작/시험 기술은 향후 국내에서 개발 요구되는 실물형 로켓엔진 연소기의 설계/시험 기술에 직접 활용될 수 있는 기초 기술로 활용될 수 있다. 또한 새로운 추진제 조합에 따른 액체로켓엔진 연소기에 대한 체계적인 선행 연구를 통한 관련 연구 인력의 양성을 통해, 향후 국내 우주 발사체 개발에 직접 기여할 수 있는 실물형 우수 인재의 양성을 위한 기반으로 활용될 것이다.

#### 후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로 지원받아 수행 되었으며, 이에 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

1. 김선진, 이양석, 고영성, “친환경 추진제인

과산화수소와 액체메탄의 활용역사와 연구 동향,” 한국추진공학회지 제14권 제 3호

2. 전준수, 이양석, 김영문, 최유리, 고영성, 김유, 김선진, “액체로켓엔진 산화제로서의 과산화수소 공급계 구축에 관한 연구,” 한국추진공학회지 제 14권 제 2호
3. 이양석, 전준수, 황오식, 고영성, 김유, 김선진, “친환경 추진제를 이용한 200N급 엔진의 설계 및 성능에 관한 연구,” 한국군사과학기술학회지 제 13권 제 6호
4. 김보연, 이양석, 김근철, 고영성, 김유, 김선진, “과산화수소/케로신 단일 인젝터 설계 및 혼합비에 따른 연소 특성,” 한국추진공학회 춘계학술대회, 2010, pp.81-84
5. 이양석, 전준수, 고영성, 김유, 김선진, “과산화수소/케로신을 이용한 다중 분사기 엔진 설계 및 수류 실험,” 한국추진공학회지 제 16권 제 1호
6. 채병찬, 이양석, 전준수, 고영성, “과산화수소/케로신을 사용하는 액체로켓엔진의 촉매 접화기 설계에 관한 연구,” 한국추진공학회지 제 15권 제 6호
7. 유이상, 전준수, 김재호, 김완찬, 고영성, 김선진, “과산화수소/케로신 다중 인젝터의 혼합비에 따른 연소 특성 연구,” 한국추진공학회 춘계학술대회, 2012
8. Junsu Jeon, Jeehun Jang, Youngsung Ko, Sunjin Km, Yoo Kim, “Study on Design and Combustion Characteristics for a Uni-Injector using Gas Methane/Lox as propellants,” Asian Joint Conference on Propulsion and Power, AJCPP2012-130