

과산화수소/케로신 다중 인젝터의 혼합비에 따른 연소 특성 연구

유이상* · 전준수* · 김재호* · 김완찬* · 고영성*[†] · 김선진**

A Study on Combustion Characteristics of a Multi Injector Rocket Engine using H₂O₂/Kerosene as propellants

Isang Yu* · Junsu Jeon* · Jaiho kim* · Wanchan Kim* · Yungsung Ko*[†] · Sunjin Kim**

ABSTRACT

In this study, combustion performance tests of a multi coaxial-swirl injector engine using hydrogen peroxide and kerosene as propellants were performed to evaluate combustion characteristic according to mixture ratio between 6.0 and 9.0 by criterion of designed(7.6). Combustion characteristics were evaluated by calculated characteristic exhaust velocity(c*) and pressure fluctuation. Test results showed that the combustion efficiency was over 90% and the pressure fluctuation was within 1%.

초 록

본 연구에서는 과산화수소와 케로신을 추진제로 사용하는 동축 스윙형 다중 인젝터 로켓 엔진의 혼합비에 따른 연소 특성을 확인하기 위하여 설계 혼합비인 7.6을 기준으로 6.0~9.0까지 변화시켜가며 연소 실험을 수행하였다. 연소성능은 특성배기속도와 압력 섭동 값을 계산하여 평가하였다. 설계점 연소 실험을 포함하여 총 6번의 연소 실험을 수행하였고, 실험 결과 90%이상의 연소 효율을 보였으며, 압력 섭동 값은 1% 이내로 매우 안정적인 것으로 확인되었다.

Key Words: Hydrogen Peroxide(과산화수소), Coaxial Swirl(동축스윙), C*(특성배기속도)

1. 서 론

과산화수소는 로켓 개발 역사 초기에 고밀도, 저독성 등의 장점으로 인하여 로켓 추진제로써

많이 사용 되었으나, 냉전시대에 상대적으로 고성능인 하이드라진과 사산화질소 등으로 대체 되어 과산화수소를 추진제로 하는 연구가 중단 되었다. 하지만 최근 들어 과산화수소의 안정성이 개선되고 저장성도 향상되면서 고밀도, 저독성의 장점을 가진 과산화수소가 친환경 추진제로써 이를 활용한 국내외에 많은 연구가 활발히 진행되고 있다[1,2].

* 충남대학교 항공우주공학과

** 충남도립 청양대학 소방안전관리과

† 교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

본 연구에서는 과산화수소/케로신 다중 인젝터의 혼합비에 따른 연소 특성을 연소 실험을 통하여 연구하였으며, 선행 연구에서 단계별로 설계/검증된 다중 인젝터를 사용하였다[3,4]. 연소실험은 설계 혼합비(7.6)와 탈설계 혼합비 영역에 걸쳐 수행되었고, 먼저 설계 혼합비 연소실험을 통하여 안정성을 검증하고 혼합비를 변경시켜가며 연소실험을 수행하여 연소 특성을 연구하였다. 연소 특성은 특성배기속도(C^*)와 연소실 압력 섭동 값을 이용하여 평가하였다. 특성배기속도와 연소실 압력 섭동 값은 각 실험에서 측정된 데이터를 이용하여 계산하였다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 연소 실험

Table 1은 연소 실험에 사용된 인젝터의 설계 조건을 보여주고 있다. 연소 실험은 과산화수소 분해열을 이용하는 촉매 점화 방식을 사용하여 수행하였고, 설계점 연소 실험, 탈설계점 연소 실험 순으로 수행하였다. 탈계점 연소 실험은 혼합비를 설계점인 7.6을 기준으로 6.0~ 9.0까지 변화시켜가며 수행하였다. Fig. 1, 2는 연소 실험 스탠드에 장착된 엔진과 연소 실험에 사용된 시퀀스를 각각 보여주고 있다. Fig. 2를 살펴보면, 점화기용 과산화수소가 촉매 베드에 먼저 공급된 후 점화기용 케로신을 순차적으로 공급하여 점화된 후, 과산화수소와 케로신 순으로 메인추진제가 공급되는 것을 확인할 수 있다. 연소 실험은 5초 동안 수행하였으며, 혼합비를 변경시켜가며 6회 실험을 수행하였다.

Table. 1 인젝터 설계 조건

	산화제	연료
유량 (g/s)	144.13	18.97
O/F 비	7.6	
연소실 압력 (bara)	10	
ΔP (bar)	5	5

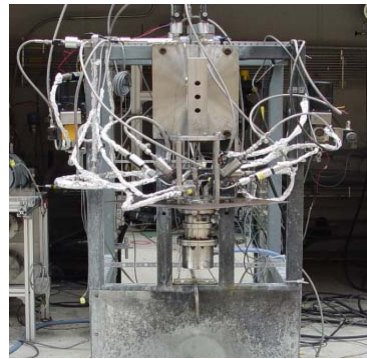


Fig. 1 스탠드에 장착된 엔진

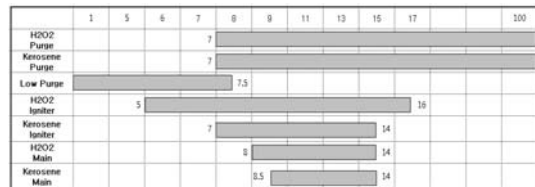


Fig. 2 연소실험 시퀀스

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 설계점 연소 실험

엔진의 안정성을 검증하기 위하여 먼저 설계점 연소 실험을 수행하였다. 연소 실험 결과는 Table 2에 정리하였으며, Fig. 3은 추진제 유량과 연소실 압력 그래프를 보여 주는 것으로, 5초의 연소 실험동안 메인 추진제가 안정적으로 공급된 것을 확인할 수 있다. 또한 연소실 압력이 유량 안정화 이후 일정한 것을 확인할 수 있으며, Fig. 4는 설계점 정상 연소 화염을 나타낸 것으로 안정적인 연소 현상을 보여주고 있다.

Table 2 설계점 연소 실험 결과

	산화제	연료
유량 (g/s)	139.6	19.2
O/F 비	7.26	
연소실 압력 (bara)	9.5	
연소시간 (sec)	5	

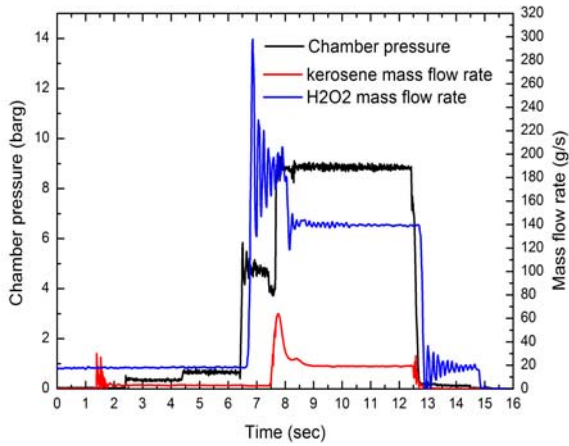


Fig. 3 설계점 연소 실험 결과

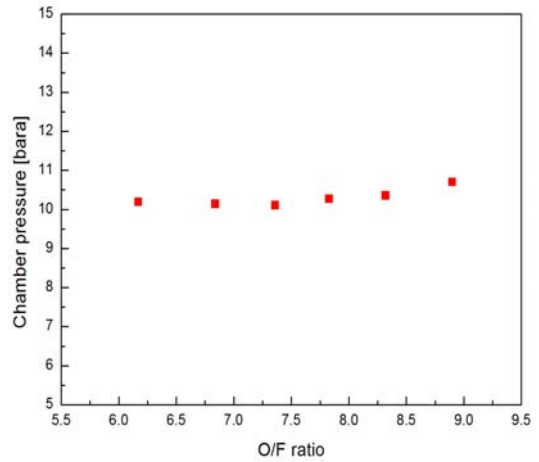


Fig. 5 혼합비에 따른 연소실 압력



Fig. 4 설계점 연소 화염

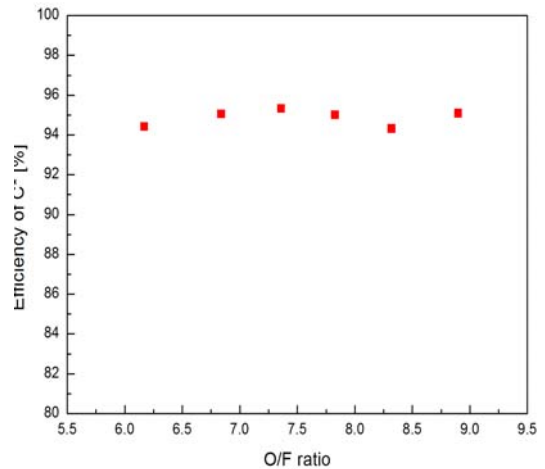


Fig. 6 혼합비에 따른 특성 속도 효율

3.2 탈설계점 연소 시험

설계점 연소 실험을 통하여 검증된 엔진의 혼합비에 따른 연소 특성을 분석하기 위하여 탈설계점 연소 실험을 수행하였다. Fig. 5는 설계점 연소 실험과 탈설계점 연소 실험을 포함하여 총 6번의 연소 실험결과를 혼합비에 따라서 보여주고 있다. 연소실 압력은 총 6번의 연소 실험 동안 설계 압력인 10bara와 큰 차이가 없는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 6은 정량적인 연소 성능을 비교하기 위하여 혼합비 변화에 따른 특성속도를 이론적인 특성속도와 비교하여 특성 속도 효율로 표현한 그

래프이다. 특성 속도는 연소 실험을 수행하여 계측된 유량값과 연소실 압력의 평균값을 이용하여 계산하였으며, 정확한 값을 계산하기 위하여 연소 실험 후 노즐목 크기를 측정하여 계산에 반영하였다. 그 결과 특성 각각의 혼합비에서 약간의 차이가 있으나 평균적으로는 약 95% 정도의 연소 효율을 보여주고 있으며, 설계 혼합비 부근에서 가장 높은 특성속도 효율을 보이고 있다. 따라서, 설계 및 제작된 다중 인젝터 엔진의 연소 성능이 상당히 높은 것을 확인하였다.

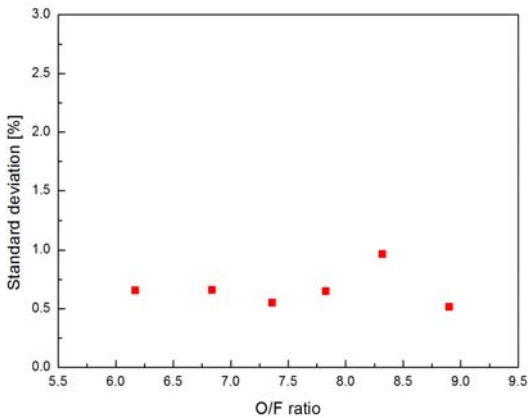


Fig. 7 혼합비에 따른 압력 섭동

Fig. 7은 혼합비에 따른 연소실 압력 섭동 값을 나타낸 것으로 앞선 특성 속도 효율과 마찬가지로 혼합비에 따라 다른 값을 보이나, 전체적으로 약 1%이내에 분포하는 것을 확인할 수 있다. 일반적으로 연소실의 압력 섭동이 연소실 평균 압력 대비 5%이내이면 안정적인 연소가 일어났다고 판단하는 것을 감안하면 연소 안정성이 매우 뛰어남을 확인하였다[5].

4. 결 론

본 연구에서는 단계적으로 검증된 과산화수소/케로신을 사용하는 동축 스윙형 다중 인젝터 엔진의 혼합비에 따른 연소 실험을 수행하였다. 설계점 연소 실험을 통하여 설계된 엔진의 안정성을 검증하였고, 이후 탈설계점인 혼합비 6.0~9.0 범위에서 연소 실험을 수행하여 계측된 데이터를 이용하여 연소 특성을 분석하였다. 실험 결과 총 6회의 연소 실험에서 설계 압력과 유사한 압력 값을 확인할 수 있었고, 특성 속도 효율은 평균적으로 95% 정도로 우수한 연소 성능을 검증하였다. 또한, 혼합비에 따라 1% 이내의 압력

섭동 값을 보였으며 이를 통하여 연소 안정성이 매우 뛰어남을 확인할 수 있었다. 따라서, 본 연구를 통하여 설계 검증된 과산화수소/케로신 인젝터를 사용하여 향후 이원추진제 추력기 등의 분야에서 기초 데이터로 활용이 가능할 뿐 아니라, 최적화 과정 및 추가 인젝터 배치 등을 통하여 향후 실물형 추력기로도 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로 지원받아 수행되었으며, 이에 감사 드립니다.

참고 문헌

1. M. C. Ventura and P. Mullens, "The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power", AIAA-99-2880
2. Antony J Musker, "Highly Stabilised Hydrogen Peroxide as a Rocket Propellant" AAIA Paper 2003-4619, July 2003
3. 김보연, 이양석, 김근철, 고영성, 김유, 김선진, "83N급 과산화수소/케로신 단일 인젝터 설계 및 혼합비에 따른 연소특성", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2010
4. 김기우, 전준수, 박진호, 고영성, 김유, 김선진, "과산화수소 케로신을 추진제로하는 다중 인젝터 설계 및 수류실험", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2010
5. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., 2001