

친환경 추진제를 사용하는 저추력 액체로켓엔진의 혼합비에 따른 연소 특성

전준수* · 김영문* · 황오식* · 고영성* · 김 유** · 김선진***

Study for combustion characteristic according to the O/F ratio of low thrust rocket engine using green propellant

Junsu Jeon* · Youngmun Kim* · Osik Hwang* · Youngsung Ko* · Yoo Kim** · Sunjin Kim***

ABSTRACT

Combustion tests of a low thrust rocket engine was performed to get combustion characteristics, which used a high concentrated hydrogen peroxide and kerosene as the oxidizer and fuel. The engine consisted of multi injector(six coaxial swirl injectors), chamber, nozzle and catalyst ignition system. The test was carried out by changing O/F ratio from 3.8 to 11.0. The experimental results showed that combustion efficiency was highest at O/F ratio from 5 to 6 and pressure fluctuations of all the range were lower than 5%.

초 록

본 연구에서는 친환경 추진제인 고농도 과산화수소와 케로신을 사용하는 저추력 이원추진제 로켓 엔진의 O/F ratio에 따른 연소 성능 특성을 파악하였다. 연소시험에 사용된 엔진은 6개의 동축 스월 인젝터로 구성된 멀티 인젝터와 연소실, 노즐로 구성되어있으며, 촉매 점화 방식을 사용하였다. 연소 시험은 O/F ratio 3.8에서 11.0까지 변화시켜가며 수행하였다. 연소 시험 결과를 이용하여 특성 속도(C^*)와 압력 섭동 값을 계산한 결과, 연소 효율은 O/F ratio 5~6 구간에서 가장 좋았으며 모든 구간에서 연소실 압력대비 압력 섭동 값이 5% 미만으로 안정적임을 확인하였다.

Key Words: Hydrogen peroxide(과산화수소), Kerosene(케로신), 특성속도(C^* , Characteristic Exhaust Velocity), Pressure fluctuation(압력 섭동)

1. 서 론

* 충남대학교 항공우주공학과
** 충남대학교 기계공학과
*** 청양대학교 소방안전관리학과
연락처, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

과산화수소는 로켓추진제로서의 오랜 활용 역사를 가진 추진제로 고밀도, non-cryogenic, 저독성 등의 장점으로 인하여 많이 사용되었으나, 1960년대 이후 저장성과 비추력 등의 문제로 하이드라진과 사산화질소 등으로 대체되었다. 하지만 최

근 들어 과산화수소의 안정성이 크게 개선되면서 저장성이 매우 향상되었으며, 친환경 추진제로서 최근에 다시 많은 관심을 받고 있는 추세이다[1,2].

로켓 엔진의 경우 추진제 조합에 따른 각종 성능을 비교하기 위해 일반적으로 특성속도(C^*)를 사용한다. 특성속도(C^*)는 특성 배기 속도(Characteristic Exhaust Velocity)를 나타내는 것으로, 액체 로켓 엔진 임의의 추진제 조합에서 연소실의 연소 상태를 대변할 수 있다. 특성속도(C^*)는 추진제 특성에 따른 연소 특성을 나타낸다. 연소 특성은 연소실에서의 미립화와 혼합 그리고 연소를 나타내는 것으로 미립화와 혼합은 인젝터의 특성을 연소는 연소실의 특성을 각각 나타낸다. 특성속도(C^*)는 Eq. 1 과 같이 정의된다[3].

$$C^* = P_o A^* / \dot{m}_p \quad (1)$$

본 연구에서는 연소실 압력과 추진제 유량을 측정하여 특성속도(C^*)를 구하였고, 구해진 특성속도(C^*)를 이용하여 연소 효율을 파악하였다. 또한, 연소 시험 시 연소실 압력 섭동의 최대 RMS(root mean square) 값을 연소실 압력 값의 백분율로 나타내어 연소 안정성을 평가하였다.

2. 시험 장치 및 방법

2.1 시험 장치

연소 시험을 위한 시험 장치는 크게 시험용 엔진과 시험 설비로 구분된다. 시험용 엔진은 인젝터와 연소실, 노즐로 나누어지며, 본 연구에서는 기존에 개발된 엔진을 이용하여 연소 시험을 수행하였다[4]. 시험 설비는 추진제를 저장 및 공급하는 저장 설비와 공급 설비, 추진제 공급을 위한 가압설비, 연소 시험을 수행할 수 있는 연소 시험대와 연소 시험을 자동적으로 제어하고, 각종 데이터를 계측할 수 있는 제어계측부로 구성된다[5]. Fig. 1은 시험에 사용된 저추력 엔진이 연소 스탠드에 장착된 사진이다.

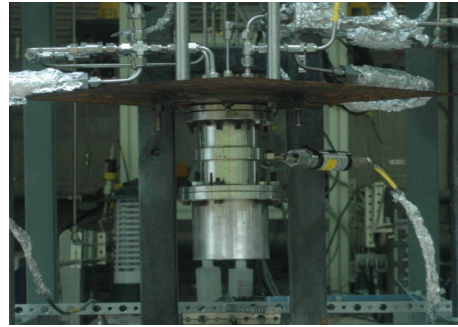


Fig. 1 Installed Low thrust Engine

2.2 시험 방법

과산화수소/케로신 엔진의 연소성능을 고찰하기 위해 O/F ratio를 변화시키면서 연소 시험을 수행하였다. 추진제는 질소 가압 방식으로 공급하기 때문에 추진제 탱크의 가압 압력을 변화시켜 유량을 변화시켰다. 연소 특성을 알아보기 위하여 총 유량은 117g/s로 고정을 하였다. 하지만 연소 시험 중 케로신 유량을 줄이는 과정에서 설계 최소 요구 인젝터 차압인 2barg 보다 더 낮은 압력이 요구되었다. 따라서 총 유량을 141g/s로 수정하여 실험을 수행하게 되었다. 낮은 O/F ratio 영역은 총 유량 117g/s, 높은 O/F ratio 영역은 총 유량 141g/s로 연소 특성을 확인하였다. 연소시간은 연소실 압력의 정상상태를 고려하여 3초로 하였으며, 그동안 검증된 점화/연소 시험 절차에 따라 시험을 진행하였다[5].

3. 시험 결과

3.1 연소 시험 결과

Table 1은 연소 실험에서 실제 공급된 O/F ratio를 나타낸 것으로서, O/F ratio가 3.8 ~ 11.0 까지 변화된 것을 확인할 수 있다. Test 01 ~ Test 05는 총 목표 유량을 117g/s로 고정시킨 경우이며, Test 06 ~ Test 10는 총 목표 유량을 약 141g/s로 고정시킨 경우이다. Fig. 2와 3은 Test 01의 연소 시험에서의 과산화수소와 케로신 공급 유량과 연소실 압력을 나타낸 것이다. Fig. 4는 연소시험시의 화염을 보여주고 있다.

Table 1. Result of Hot-Firing Test

	Flow rate [g/s]		O/F ratio	Pc [bara]
	H_2O_2	Kero		
Test 01	94	25	3.8	6.5
Test 02	96	23	4.2	6.9
Test 03	97	20	4.9	6.9
Test 04	100	16	6.3	7.1
Test 05	100	14	6.9	6.7
Test 06	119	22	5.3	9.2
Test 07	123	19	6.5	8.9
Test 08	124	17	7.5	8.4
Test 09	127	14	9.2	7.8
Test 10	128	12	11.0	7.9



Fig. 4. Hot-Firing Test

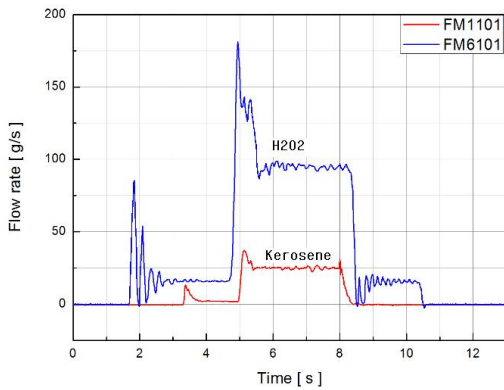


Fig. 2. Flow rate of H_2O_2 /Kerosene during Hot-Firing Test

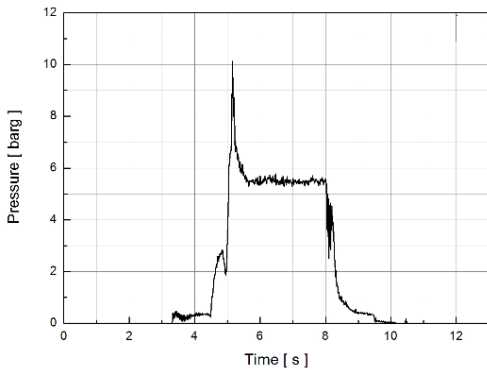


Fig. 3. Chamber pressure during Hot-Firing Test

3.2 특성 속도 비교

연소 성능을 판단하기 위한 주요 변수인 특성 속도(C^*)의 이론치와 실험치를 비교하기 위하여, 먼저 CEA code를 이용하여 이론 특성속도를 계산하였다[6]. 또한, 실제 연소 시험 결과를 바탕으로 식 (1)을 이용하여, 특성속도(C^*)를 계산하였다. Fig. 5는 총 유량 $117g/s$ 영역에서의 O/F ratio에 따른 특성속도(C^*)를 나타낸 것이고, Fig. 6는 총 유량 $141g/s$ 영역에서의 O/F ratio에 따른 특성속도(C^*)를 나타낸 것이다.

Figure 5에서 볼 수 있듯이 총 유량 $117g/s$ 영역에서는 시험 결과가 CEA code를 사용하여 계산된 결과와 평균적으로 약 9%의 차이가 있었으며, O/F ratio에 따른 특성속도(C^*)의 경향이 일치하는 것을 확인할 수 있다. 총 유량 $141g/s$ 영역에서는 평균적으로 약 6%의 차이가 있으며, 마찬가지로 O/F ratio에 따른 특성속도(C^*)의 경향은 일치하였다. 총 유량 $117g/s$ 와 $141g/s$ 두 경우 모두 연소 시험에서의 실제 특성 속도가 이론 특성속도와 10% 이내로 일치함을 알 수 있으며, 저추력 소형 엔진임을 감안하면 연소 효율이 양호하다는 것을 알 수 있다. 또한, 과산화수소와 케로신의 이론 당량비는 약 7.4 정도이나 실제 연소 실험에서는 O/F ratio 5~6 이내의 특성속도(C^*) 값이 가장 큰 것으로 보아 이 구간에서 효율이 가장 좋은 것으로 나타났다.

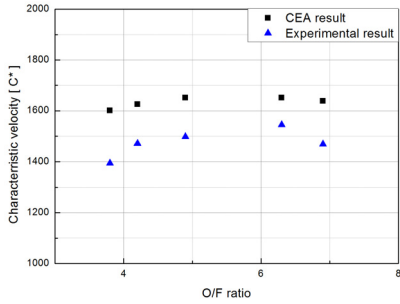


Fig. 5. C^* at total flow rate 117 g/s

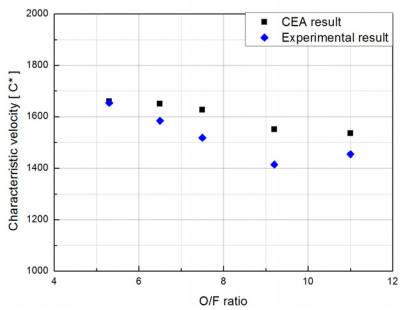


Fig. 6. C^* at total flow rate 141 g/s

3.3 연소실 압력 섭동

연소실 압력은 사용되는 추진제 종류, 노즐목 직경, O/F ratio에 의해 결정되는데, 본 연소실험에서는 O/F ratio를 제외하고는 모두 동일하므로 O/F ratio에 대한 연소실 압력 섭동량을 비교해 보았다. Fig. 7은 O/F ratio에 따른 압력 섭동 값으로, 정상 연소압에 도달한 이후부터 연소 종료전까지의 평균 연소압력에 대한 연소 압력 섭동량을 백분율로 나타낸 것으로, 전체적으로 5% 이내로 안정한 것을 확인할 수 있다[3].

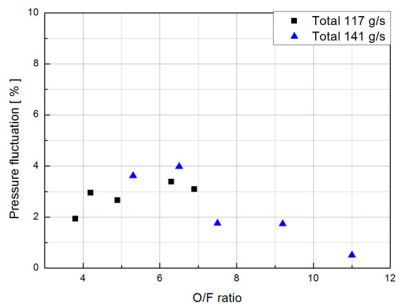


Fig. 7. Pressure fluctuation according to O/F ratio

4. 결 론

본 연구에서는 과산화수소/케로신을 사용하는 저추력 액체로켓엔진의 O/F ratio에 따른 연소 특성을 비교해보았다. 총 10번의 연소 시험을 통하여 O/F ratio를 3.8 ~ 11.0까지 변화시켰다. 시험 결과 연소 특성은 O/F ratio 5~6 구간이 가장 좋았으나, 이 구간에서 압력 섭동이 가장 많이 일어남을 확인하였다. 그러나 O/F ratio 5~6 구간을 포함한 모든 범위에서 연소실 압력 대비 압력 섭동이 5% 미만으로 매우 안정한 것을 확인할 수 있었다. 따라서 향후 추가 실험을 진행하여 재현성을 검증하면 과산화수소/케로신 엔진을 개발하는데 기초자료로 사용될 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로 지원받아 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. M. C. Ventura and P. Mullens, "The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power", AIAA-99-2880
2. 하성업, 권민찬, 서건수, 한상업, "발사체 추진제로서 과산화수소의 과거와 미래전망", 한국항공우주학회 제37권 제7호, 2009, pp. 717-728
3. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
4. 김정훈, 이재원, 전영진, 채병찬, 전준수, 김유, 김선진 "과산화수소/케로신 소형 이원추진제 추력기의 설계 및 성능 특성에 관한 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2009
5. 최유리, 전준수, 김영문, 고영성, 김유, 김선진 "과산화수소/케로신 액체로켓엔진의 연소시험 설비 개발에 관한 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2009
6. NASA Lewis Research Center "CEA (Chemical Equilibrium with Applications)"