

친환경 추진제를 이용한 200N급 엔진의 설계 및 성능에 관한 연구

A Study on the Design and Performance of a Green Propellant Engine

이 양 석* 전 준 수* 황 오 식* 고 영 성** 김 유*** 김 선 진****
Yangsuk Lee Junsu Jun Ohsik Hwang Youngsung Ko Yoo Kim Sunjin Kim

Abstract

In the last decade, hydrogen peroxide has received renewed interest as a green propellant which is non-toxic, environmentally clean and relatively easy to handle. This study was performed to acquire the design technique and combustion performance of a 200N bi-propellant engine using hydrogen peroxide and kerosene. The engine which used a catalytic ignition method was designed and cold flow tests were carried out to investigate atomization characteristics. Combustion tests including a pulse mode operation were performed to investigate the combustion performance on various O/F ratios. The results showed that the combustion efficiency and the repeatability of the engine performance were enough to use as an essential database for the development of a high performance engine.

Keywords : Green Propellant(친환경 추진제), Hydrogen Peroxide(과산화수소), Injector(분사기), Catalyst Ignition(촉매 점화), Cold Flow Test(수류실험), Spray Angle(분산각)

1. 서론

추진제로서의 과산화수소(hydrogen peroxide, H₂O₂)는 2차 세계 대전 당시 독일 잠수함의 터빈구동시스템과 V-2 로켓의 터보펌프 구동용 가스발생기로 사용되기 시작하여, 이후 각국에서 어뢰 및 항공기용 추력증강

시스템 등에 활발히 사용되었다. 그러나 1960년대 이후 로켓 엔진 개발에서 성능을 최우선시 하는 경향으로 인하여, 비추력이 과산화수소에 비해 상대적으로 높은 하이드라진(Hydrazine, N₂H₄), 액체 산소(Liquid Oxygen LOx), 사산화질소(Nitrogen Tetroxide, N₂O₄) 등으로 대체되었다^[1]. 그러나 이러한 대체 추진제는 강한 독성으로 인체에 매우 위험하거나 상온에서 보관/취급이 어려운 단점을 지니고 있다. 1990년대 말부터 로켓 개발/운용에 있어서 환경문제와 취급 안전성 등이 중요한 이슈로 대두되면서, 무독성의 환경 친화적이고 상온에서 취급이 용이하며 안전성이 매우 향상된 과산화수소의 장점이 재조명되고 있는 실정이며

† 2010년 8월 20일 접수~2010년 11월 19일 게재승인
* 충남대학교 대학원
** 충남대학교 항공우주공학과
*** 충남대학교 기계공학과
**** 청양대학 소방안전관리학과
책임저자 : 고영성(ysko5@cnu.ac.kr)

다양한 연구가 많은 국가에서 진행되고 있다^[1].

고농도의 과산화수소는 촉매와 접촉하는 화학반응에서 고온의 수증기와 산소로 분해되는 발열반응이 일어나며, 이로 인해 과산화수소는 저추력 및 간단한 구조의 로켓 엔진에서 촉매 반응을 이용하는 단일추진제로 사용될 수 있다^[2,3]. 또한 촉매와 반응시 발생하는 고온의 가스 산소로 인하여 이원추진제 로켓 엔진의 산화제로 사용할 수 있을 뿐만 아니라 연료의 자연 발화(auto ignition)가 가능하며, 수많은 재점화 성능이 요구되는 인공위성의 케도 수정용 엔진이나 발사체의 자세 제어용 등으로 사용될 수 있는 장점을 가지고 있다^[4].

본 연구에서는 과산화수소와 케로신을 추진제로 사용하는 200N급 이원추진제 추력기 엔진의 설계와 개발 실험을 수행하였다. 먼저 200N급의 이원추력기를 설계/제작하고, 수류 실험을 통해 인젝터 분무 성능을 검증한 후, 구축된 과산화수소-케로신 액체로켓 연소 실험 설비를 이용하여 점화/연소 실험 절차를 확립하고 연소 성능 실험을 수행하였다. 이러한 과정을 통하여 향후 국내에서 개발될 과산화수소-케로신 엔진의 설계/제작 및 실험 기반을 마련하고자 하였다.

Table 1. Requirements of engine design

Propellant	Oxidizer	Fuel
	H ₂ O ₂ (96%)	Kerosene
Thrust	200N	
Chamber pressure (P _c)	10bara	
P _c /P _e	1000	

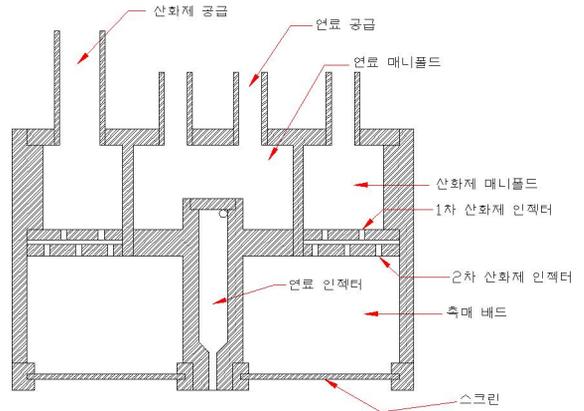


Fig. 1. Schematic of injector head

2. 인젝터, 연소실/노즐 설계

가. 인젝터 설계

본 연구에서는 과산화수소와 케로신을 각각 산화제와 연료로 사용하는 Table 1과 같은 사양의 이원추진제 로켓엔진을 설계/개발하고자 하였다. 점화 방식으로는 과산화수소를 촉매(과망간산염)와 직접 접촉하여 분해되는 고온 가스에 케로신을 분사하는 촉매 점화 방식을 채택하였다. 촉매 점화 방식은 촉매를 사용하여 점화하기 때문에 별도의 부가적인 장치 없이 점화가 가능하다는 장점이 있다.

Fig. 1은 설계된 인젝터 헤드의 개략도를 나타낸 것으로서, 케로신 분사기를 중앙에 위치시키고 촉매 베드를 거치는 과산화수소 분사기를 케로신 분사기 외곽에 배치시키는 형태를 채택하였다. 과산화수소는 2단으로 구성된 샤워 헤드형 오리피스를 거쳐서 촉매 베드로 유입되고 촉매와 반응한 후 균일하게 연소실로 공급되도록 설계하였으며, 케로신은 미립화 성능이 좋고 연소 안정성이 뛰어난 스윙 인젝터를 사용하여 연소실로 공급되었다.

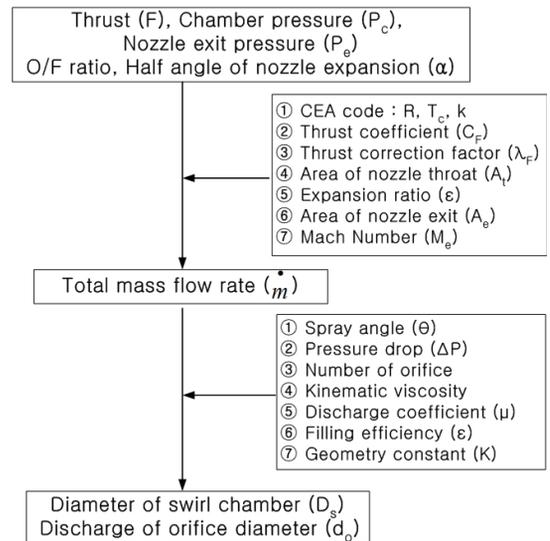


Fig. 2. Flow chart of injector design(Fuel)

스윙 형태의 연료 인젝터는 Fig. 2와 같은 절차를 통해 상용 코드(CEA : Chemical Equilibrium Program)를 이용하여 형상 결정에 필요한 주요 변수의 값들을 계

산한 후, 일반적인 인젝터 설계 방식에 따라 인젝터의 형상 결정에 필요한 주요 치수를 계산하였다^[5,6].

또한 과산화수소 인젝터는 촉매 베드로 과산화수소를 균일하게 공급하기 위하여 사위 헤드형 오리피스 인젝터 형태를 채택하여, 설계 차압에서 설계 유량을 공급할 수 있는 오리피스의 총 면적을 계산한 후 촉매 베드로 균일한 공급과 촉매 베드와의 충분한 반응 시간을 유지할 수 있도록 오리피스를 적절히 나누어서 배치하였다. 설계된 인젝터의 주요 변수는 Table 2에서 보는 바와 같으며, 제작된 인젝터는 Fig. 3과 같다.

Table 2. Design parameters of injectors

H ₂ O ₂ injector			
Type	\dot{m}	ΔP	Density
Orifice	108.8g/s	0.3MPa	1,430kg/m ³
First orifice	Number of orifice		12EA
	Diameter of orifice		0.67mm
Second orifice	Number of orifice		18EA
	Diameter of orifice		0.95mm

Kerosene injector			
Type	\dot{m}	ΔP	Density
Swirl	14.9g/s	0.3MPa	830kg/m ³
Number of inlet orifice			2EA
Spray angle (Θ)			80°
Discharge of orifice diameter (d_o)			1.36mm
Diameter of swirl chamber (D_s)			5.42mm

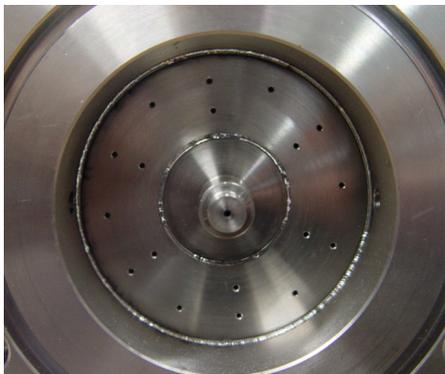


Fig. 3. Manufactured injector head(200N)

나. 연소실/노즐 설계

연소실과 노즐의 주요 수치는 Fig. 2의 설계 방식과 Table 3과 같은 추진제 조합에 따른 특성 길이^[6]를 참고로 하여, 추진제가 충분히 혼합되고 연소될 수 있도록 결정되었다. 노즐은 지상에서 연소실험을 목적으로 출구에서의 압력을 대기압으로 설정하여 노즐의 팽창비를 결정하였으며, 일반적으로 사용하는 추진치를 이용하여 노즐의 형상을 결정하였다^[6]. Table 4는 설계된 연소실/노즐의 주요 설계 변수를 보여주고 있다.

Table 3. Characteristic length of Propellants^[6]

Propellant	Length (m)
Hydrogen peroxide/RP-1	1.52~1.78
Nitrogen tetroxide/Hydrazine	0.76~0.89
LOX/ammonia	0.76~1.02
LOX/LH ₂	0.76~1.02
LOX/RP-1	1.02~1.27

Table 4. Parameters of chamber and nozzle

Diameter of nozzle throat (D_t)	14.88mm
Inner diameter of nozzle exit (D_e)	23.17mm
Inner diameter of chamber (D_c)	40.9mm
Length of chamber (L_{ch})	117mm
Convergence half angle (α)	30°
Divergence half angle (β)	15°

3. 실험장치 및 실험 방법

가. 수류 실험

연소 실험에 앞서 모의 추진제를 이용하여 설계/제작된 인젝터의 분산각과 유량 측정 및 공급 압력을 설정하기 위한 수류 실험을 수행하였다. 수류 실험 장치는 Fig. 4와 같이 모의 추진제 공급 장치, 실험대, 패턴네이터(patternator)로 구성되어 있다. 수류 실험에서는 과산화수소와 케로신의 모의 추진제로서, 취급이

용이하고 안전한 물을 사용하였다. 실제 추진제 대신 모의 추진제를 사용하였을 경우 실제 추진제와 밀도가 다르기 때문에, 측정된 유량에 밀도 보정을 통하여 실제 유체의 유량값을 계산하였다.

설계/제작된 인젝터는 Fig. 5와 같이 수류실험대 상부에 장착하여 각각의 추진제에 대하여 차압에 따른 유량 테스트를 수행하였다. 수류실험은 모사 추진제를 인젝터로 공급하여 인젝터 상부에 장착된 압력 센서로 각각의 추진제 매니폴드 압력을 확인하였으며, 인젝터를 통과한 모사 추진제는 측정 용기에 수집하여 총 무게와 시간을 측정하여 유량값을 계산하였다. 또한 추진제의 균일한 분무 특성을 확인하기 위하여 고속카메라(FASTEC, Trouble Shooter HRMS)를 사용하여 균일한 분무 특성 및 분무각을 측정하였다. 유량 데이터 및 압력 데이터는 Labview를 이용하여 실시간으로 저장하고 모니터링할 수 있으며, 데이터 수집은 최대 18개 채널까지 사용이 가능한 NI PCI-6254 보드를 사용하였다.

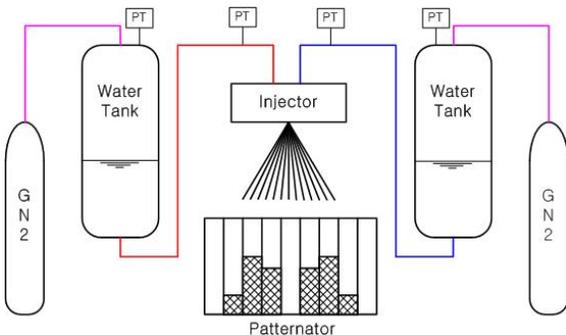


Fig. 4. Schematic diagram of cold flow test

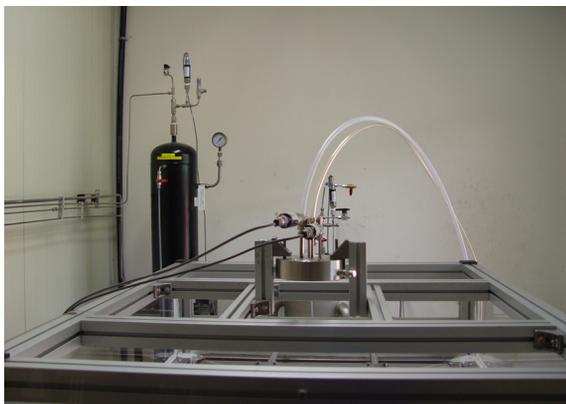


Fig. 5. Installed injector for cold flow test

나. 연소 실험

수류 실험을 통하여 얻은 결과를 바탕으로 설계/제작된 인젝터의 운용 조건을 결정한 후, Fig. 6에서 보는 바와 같이 인젝터 헤드, 연소실 및 노즐을 조립하여 연소 실험대에 수평으로 장착하였다. 연소 실험은 Table 5와 같이 과산화수소 유량을 일정하게 유지하고 케로신 유량을 변화시키면서, 다양한 O/F(6.5~10.8)비에 따른 연소 성능을 고찰하였다. 또한 연소 시간은 연소실 압력이 정상 상태에 도달하는 시간을 고려하여 3초로 결정하였으며, 재점화 특성을 파악하기 위해 펄스 모드(pulse mode) 연소 실험도 수행하였다. 연소 실험을 위한 연소 시크로그램(cyclogram)은 Fig. 7에서 보는 바와 같으며, 과산화수소가 분해되어 생성된 고온 가스에 의하여 케로신이 발화하여 안정적인 연소가 이루어질 수 있는 충분한 온도를 확보하기 위하여 과산화수소의 공급을 2초 리드하였다.

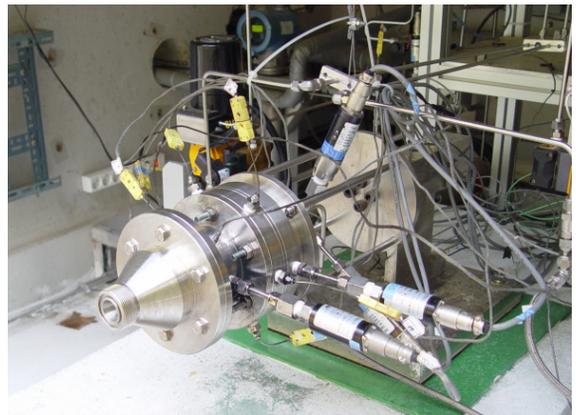


Fig. 6. Installed engine for hot test

Table 5. Test conditions of hot firing test

Test No.	Mass flow rate (g/s)		O/F ratio	Time
	H ₂ O ₂	Kerosene		
1	124	11.5	10.8	3sec
2	124	14.0	8.9	
3	123	15.0	8.2	
4	123	16.0	7.7	
5	124	19.0	6.5	
6	124	15.0	8.2 (Pulse)	

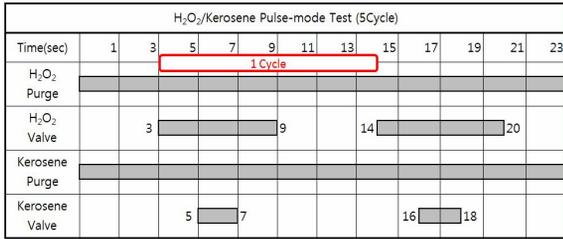


Fig. 7. Cyclogram(pulse-mode)

4. 실험결과 및 분석

가. 수류 실험

전술한 바와 같이 설계/제작된 과산화수소와 케로신 인젝터의 차압에 따른 유량을 측정하기 위하여 모의 추진제인 물을 이용하여 수류 실험을 수행하였으며, 밀도 보정을 통하여 유량을 환산하였다. Fig. 8은 과산화수소 인젝터를 통해 모의 추진제가 분무되는 형상을 보여주고 있다. Fig. 8에서 보는 바와 같이 모의 추진제의 분무가 매우 균일하게 형성됨을 확인하였으며, 이는 촉매 베드로의 균일한 과산화수소의 공급으로 원활하고 안정적인 촉매 반응이 이루어질 수 있음을 의미한다. Fig. 9는 과산화수소 인젝터의 차압에 따른 계측 유량값을 나타낸 것으로, 인젝터 차압이 설계 차압보다 작은 약 1.5bar일 때의 유량이 약 111.7g/s로 설계값(108.8g/s)에 거의 만족하는 유량이 공급됨을 확인하였다. 이는 설계된 오리피스의 직경이 0.67mm로 매우 작기 때문에, 가공상의 오차가 다소 존재하기 때문인 것으로 판단된다.

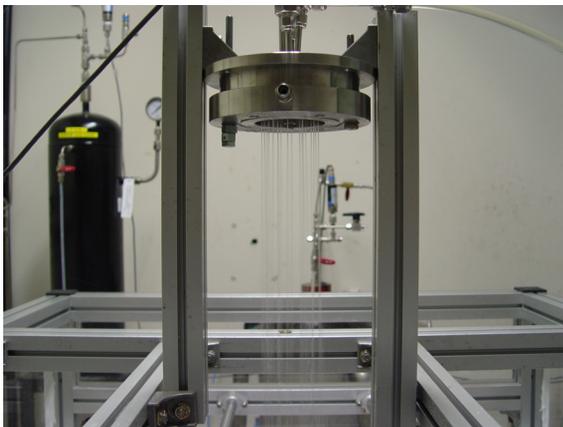


Fig. 8. H₂O₂ injector cold flow test

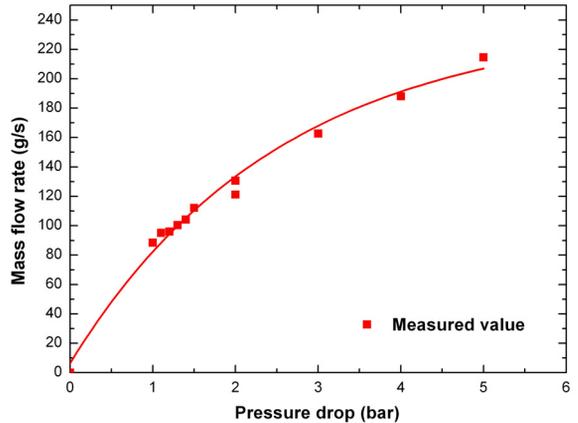


Fig. 9. Mass flow rate of H₂O₂ injector

케로신 인젝터는 스윙 타입(swirl type)으로 설계되었으며, 과산화수소가 촉매 반응을 통하여 상변화된 고온의 가스에 케로신을 공급하여 미립화/기화/혼합을 통한 연소 과정을 유지하는 역할을 한다.

Fig. 10은 스윙형 케로신 인젝터를 통해 추진제가 분무되는 형상을 보여주고 있으며, 고속카메라를 이용하여 분산각을 측정된 결과 설계 차압에서 분산각은 약 40°로 측정되었다. 측정된 분산각이 설계 분산각(80°)보다 작게 측정된 이유로는, Fig. 1과 같이 촉매 베드의 간섭 때문에 일반적인 스윙형 인젝터의 형상에 비해 스윙 챔버의 길이와 오리피스의 길이가 길어졌기 때문으로 판단된다. 이로 인해 스윙 챔버로 공급된 추진제가 스윙 챔버와 오리피스를 통과하는 동안 점성에 의한 각속도의 손실로 인하여 설계 분산각보다 실제 분산각이 작게 형성되었다고 판단된다. 또한 케로신/액체산소 조합의 O/F 비에 비해 과산화수소/케



Fig. 10. Kerosene injector cold flow test

로신 조합의 높은 O/F 비로 인하여 비교적 적은 연료량이 공급되고, 이에 따라 작은 인젝터 오리피스 직경으로 인하여 가공상의 어려움과 점성 손실이 추가적으로 발생하여 실제 분산각이 작게 형성된 것으로 예측된다. Fig. 11은 케로신 인젝터의 차압에 따른 계측 유량값을 나타내며, 연료 스웰 인젝터는 차압이 약 3.5bar에서 유량이 약 14.7g/s로 설계유량(14.9g/s)과 유사하게 공급됨을 확인하였다.

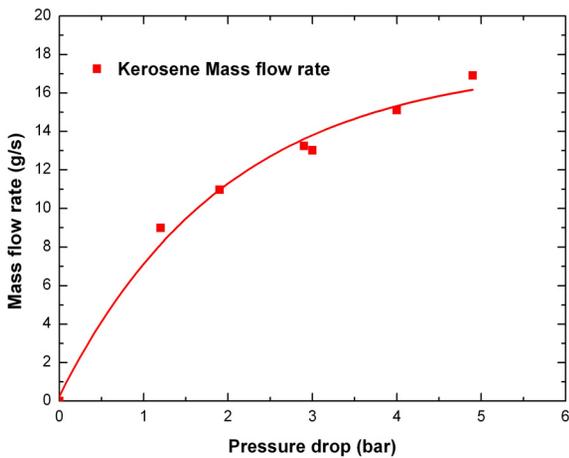


Fig. 11. Mass flow rate of Kerosene injector

나. 연소실험

수류 실험 결과를 바탕으로 추진제 탱크의 가압 압력을 설정하였으며, 수행된 연소 실험 조건은 Table 5와 같이 다양한 O/F 비에서 연소 실험을 수행하였다.

Fig. 12는 O/F 비가 8.9인 경우 시간에 따른 연소실 압력과 추진제 유량 변화를 나타낸 것으로서, 케로신이 공급되기 전의 과산화수소 유량은 설계값(108.8g/s)보다 많은 170g/s가 연소실로 공급되었음을 확인할 수 있다. 이는 본 실험에서 사용된 연소 실험 설비에서는 캐비테이션 벤츄리(cavitation venturi)를 이용한 유량 제어 방식이 아니라 판형 오리피스로 유량 제어를 하기 때문에, 초기 연소실 압력이 설계압(10bar)까지 형성되기 이전에는 과산화수소 매니폴드와 연소실의 차압이 설계 차압보다 크기 때문에 발생하는 현상이다. 여기서 또한 케로신이 공급되기 이전에도 과산화수소가 촉매 베드를 통해 고온의 가스로 분해되는 것만으로도, 연소실 압력이 약 8.5bar까지 상승함을 확인할 수 있다. 이는 케로신/액체산소 조합의 경우 두 추진제 중 어느 한 추진제의 선공급시 연소실에 형성되는 압

력이 미미한데 비하여, 과산화수소/케로신 조합의 경우는 과산화수소 선공급에 따른 연소실 압력이 매우 큰 것을 의미한다. 따라서 향후 별도의 점화기와 다중(multi) 인젝터로 구성된 고성능의 과산화수소/케로신 엔진을 개발하거나 과산화수소 막냉각을 이용하는 엔진 개발시 등에서 선공급된 고온의 산화제가 연료 인젝터로 역류하지 않도록 퍼지 압력의 설정에 매우 주의해야 함을 암시한다. 이후 케로신이 공급되면서 연소실 압력이 설계압력과 유사한 10.4bar까지 형성되면서, 초기 의도한 공급 유량과 유사한 유량이 공급됨을 알 수 있다. 메인 추진제의 초기 연소시 연소실 압력이 약간 상승하는 것은 연소압력이 8.5bar 수준으로 형성된 시점에서 케로신이 오리피스를 통하여 공급되기 때문에 초기에 차압이 설계차압보다 높게 형성된다. 따라서 오리피스를 통해 공급된 케로신은 설

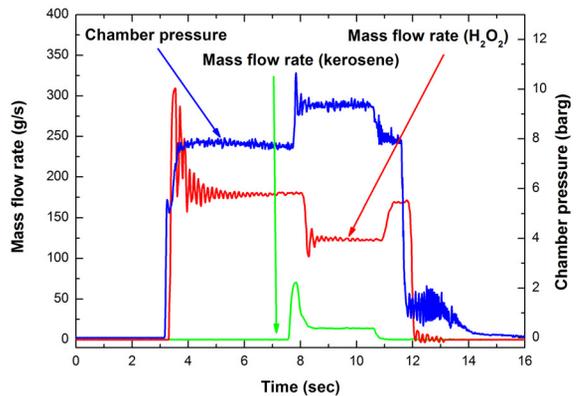


Fig. 12. Chamber pressure and mass flow rate (O/F ratio = 8.9)

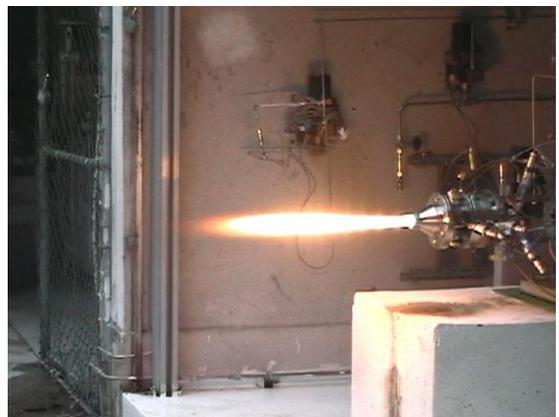


Fig. 13. Hot firing test(O/F ratio = 8.9)

계 유량보다 많은 양이 공급되어 나타나는 현상이다. Fig. 13은 O/F 비가 8.9인 정상상태 연소실험 사진을 보여주고 있다.

Fig. 14는 다양한 O/F 비에서 시간에 따른 연소실 압력의 변화를 나타낸 것으로서, 연소 시험 절차에 따른 모든 시간대에서 O/F 비에 따른 연소실 압력 변화가 거의 없이 일정하며 다양한 O/F 비에서도 연소 실험이 재현성이 우수하게 무리 없이 진행될 수 있음을 확인하였다.

Fig. 15는 O/F 비 변화에 따른 연소 성능을 평가하기 위하여, 연소 성능 평가 변수로 주로 사용되는 특성속도(C^*)와 특성속도 효율(η_{C^*})을 나타낸 것이다. 실험으로 측정된 특성속도(C_{exp}^*)는 노즐목 면적과 연소실험을 통하여 측정된 연소실의 압력 및 연소실로 공급된 총 유량을 이용하여 계산하였으며, 이를 CEA 코드를 이용하여 이론적으로 계산된 특성속도(C_{theory}^*)간의 비로부터 특성속도 효율(η_{C^*})을 계산하였다. Fig. 15에서 볼 수 있듯이 이론 특성속도는 O/F 비가 6.5에서 최대 값을 보이고 O/F 비의 증가에 따라 감소하는 경향을 보이는 반면, 실험에서 구해진 특성속도는 O/F 변화에 따라 다소 증가하는 경향을 보이고 있다. 그러나 증가량은 미미하며, 전술한 바와 같이 연료 분사기의 분무 각 손실과 제작성의 오차로 인해 분무 효율이 감소하기 때문인 것으로 판단된다. 이는 특성속도 효율이 82~92%로 다소 적게 나온 것의 이유가 될 수 있으나, 본 엔진 관련 연구가 향후 개발될 과산화수소/케로신의 이원추진제 로켓엔진의 선행 연구 자료로 사용되기에는 무리가 없는 것으로 판단된다.

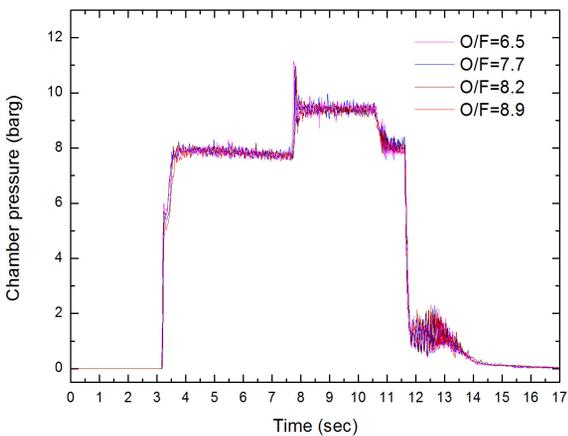


Fig. 14. Chamber pressure vs time curve(O/F ratio)

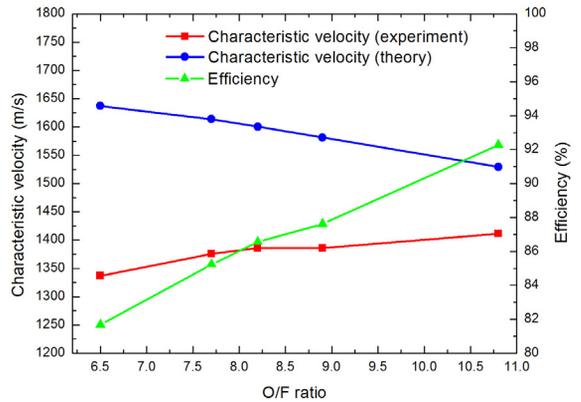


Fig. 15. O/F vs C^* and efficiency

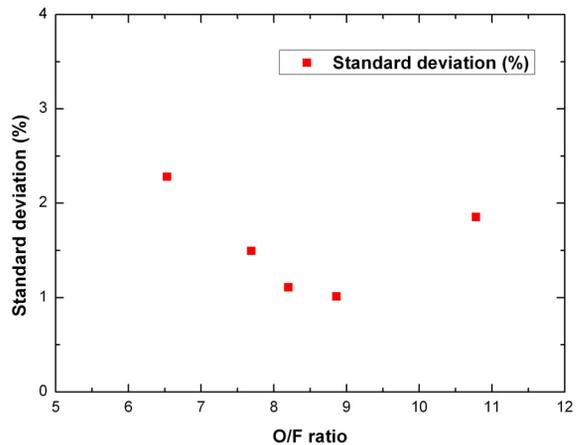


Fig. 16. Standard deviation of mean chamber pressure according to O/F ratio

Fig. 16은 O/F 비 변화에 따른 연소실 압력 섭동을 나타낸 것으로서, 연소실 압력 섭동은 연소실 평균압력에 대한 표준편차로 나타낸 것이다. 그림에서 볼 수 있듯이 압력 섭동은 약 1.0~2.3% 값을 보이고 있으며, O/F 비가 약 8.0~9.0 사이에서 압력섭동이 작은 것으로 나타났다. 전체적으로 압력섭동의 크기가 5.0% 이내이므로 안정적인 연소 현상을 보이고 있는 것으로 판단할 수 있으며^[6], 이론적으로 최적의 비추력을 보이는 O/F 비 7.6 근처에서 엔진을 운영하면 문제가 없는 것으로 판단된다.

다. 펄스 모드 연소실험

어떠한 엔진이 자세제어용 추력기 등으로 사용하기 위해서는 재점화 성능과 재현성이 요구되므로, 본 엔

진을 이용하여 펄스 모드로 연소 실험을 수행하였다. 펄스 모드의 연소 실험 시크퀀스는 Fig. 7에 나타난 것과 같이 동일한 사이클의 실험을 5회 반복하는 조건으로 수행되었다.

Fig. 17은 O/F 비가 8.2인 조건에서 펄스 모드 연소 실험에 대한 연소실 압력과 추진제 유량을 나타낸 것으로, 5회의 사이클 동안의 압력과 유량의 재현성이 충분하며 앞서 수행되었던 Fig. 12의 결과와 거의 유사함을 확인할 수 있다. 이상과 같이 총 5회의 사이클을 반복하는 펄스 모드 연소 실험을 통해 본 연구에서 개발된 과산화수소/케로신 이원추진제 엔진의 재점화 성능을 검증하였으며, 이를 통해 향후 과산화수소/케로신을 사용하는 고성능의 축매형 점화기와 엔진 실험 및 개발의 기초자료로 활용이 가능할 것으로 판단된다.

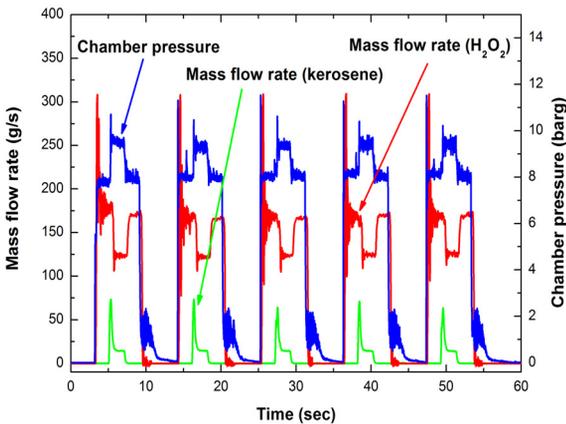


Fig. 17. Chamber pressure and mass flow rate at pulse mode(O/F = 8.2)

5. 결론

본 연구에서는 과산화수소/케로신을 추진제로하며 축매를 이용하는 자동 점화방식의 200N급 이원추진제 액체로켓엔진을 설계/제작하고, 수류실험을 통해 분무 특성과 가압 압력을 결정하고 기존 방식과 같은 단일 사이클의 연소 실험과 펄스 실험을 수행하였다. 과산화수소를 관형 오리피스를 통해 축매 베드로 균일하게 공급하여, 과산화수소와 축매와의 반응을 통해 고온의 가스를 생성한 후 케로신을 분사하여 별도의 점

화원 없이 넓은 범위의 O/F 비에서 점화가 가능함을 확인하였다. 다양한 범위 O/F 비의 변화에 따른 연소 성능을 고찰한 결과 82~92% 범위의 특성속도 효율을 얻었으며, 압력섭동이 약 2.3% 이내로 안정적인 연소가 이루어짐을 확인하였다. 또한 펄스 모드의 연소 실험을 통해 각 펄스 사이클당 재현성이 우수하며, 재점화가 가능함을 확인하였다.

본 연구를 통해 개발된 과산화수소/케로신 이원추진제 액체로켓엔진과 획득된 설계/실험 기법은 향후 보다 고추력/고성능의 과산화수소/케로신 이원추진제 액체로켓엔진의 점화기/분사기 설계에 중요한 기초 자료로 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

후 기

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

Reference

- [1] Ventura, M., Mullens, P., "The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power", AIAA Paper 99-2880, June 1999.
- [2] Sisco, J. C., Austin, B. L., Mok, J. S. and Anderson, W. E., "Autoignition of Kerosene by Decomposed Hydrogen Peroxide in a Dump Combustor Configuration", AIAA Paper 2003-4921, July 2003.
- [3] Gallier, P. and Pages, X., "200N Newton Bipropellant Thruster Development", Second European Spacecraft Propulsion Conference, 1997.
- [4] Sisco, J. C., Austin, B. L., Mok, J. S. and Anderson, W. E., "Ignition Studies of Hydrogen Peroxide and Kerosene Fuel", AIAA Paper 2003-0831, January 2003.
- [5] Bayvel, O., Liquid Atomization, Taylor & Francis, 1993.
- [6] Huzel, D. K. and Huang, D. H., Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, AIAA, pp. 104~116, 1992.