

초저온 추진제를 사용하는 액체로켓용 인젝터의 수류/연소시험장치 설계 및 제작

김도헌* · 박영일** · 구자예***

Design and Implementation of Cold-Flow and Hot-Fire Test Stand of a Cryogenic Propellant Injector Used in LRE

Dohun Kim* · Youngil Park** · Jaye Koo***

ABSTRACT

To research and develop a liquid rocket engine injector, it needs empirical studies about the hydrodynamic and spray characteristics such as pressure drop, mixing and atomization. In this study, the design and implementation of lab-scale cold-flow/hot fire test stand which can supply cryogenic propellant and be controlled by time-critical LabVIEW cyclogram logic has been done. In order to visualize the spray of a liquid-centered swirl coaxial injector in cryogenic condition, LN₂-GN₂ cold-flow test has been done, and combustor assembly and thrust bed for LOX-GCH₄ hot-fire test have been fabricated.

초 록

초저온 추진제를 사용하는 액체로켓용 인젝터의 개발을 위해서는 단일 인젝터의 수류/연소시험을 통해 인젝터의 수력학적 특성 및 혼합, 미립화 등의 분무특성에 대한 연구가 필수적이다. 본 연구에서는 대학실험실 급에서 운용할 수 있는 범위의 가압식 초저온 추진제 공급장치 및 LabVIEW를 이용한 Cyclogram 제어 및 데이터 수집장치 등을 구축하였다. 제작된 시험장치를 이용하여 스월-동축인젝터의 LN₂-GN₂ 초저온 수류시험 및 분무 가시화를 수행하였다. 또한 LOX-GCH₄ 추진제 조합의 연소시험을 위한 연소기와 추력대를 설계 및 제작하였다

Key Words: Cryogenic Propellant(초저온 추진제), Cold-Flow Test(수류시험), Liquid Rocket Engine Injector(액체로켓 인젝터), Test Stand(시험장치), LabVIEW

1. 서 론

액체로켓의 주 연소기 및 예연소기/가스발생기의 성능을 향상시키고 안정된 연소를 이루기 위해서는 점화 초기 추진제 분무의 천이과정 연구를 통한 최적화된 점화 cyclogram 개발, 정상 상태 분무의 혼합/미립화 메커니즘 분석 및

* 한국항공대학교 대학원

** (주)씨앤스페이스 선임연구원

*** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail: jayekoo@kau.ac.kr

parametric 연구를 통한 인젝터 형상인자 최적화, 그리고 연소시험과 연계된 인젝터 성능검증 등이 필요하다.

국내외에서 관련 연구가 지속적으로 이루어져 왔는데, Mayer 등은 LOX-GH₂ 로켓엔진의 전단-동축 인젝터의 챔버 압력에 따른 분무 특성을 연구하기 위하여 LN₂-GHe를 유사추진제로 사용하여 분무 가시화를 수행하였고[1], Santoro 등은 LOX-GH₂, LOX-GCH₄ 등의 추진제 조합에 대해 shadowgraph, light scattering, OH⁺-chemiluminescence image, OH-PLIF 등의 기법을 이용하여 분무 및 화염을 가시화하였다[2,3].

본 연구에서는 액체로켓용 인젝터의 초저온 유사추진제를 사용한 수류시험을 통해 스윙-동축 인젝터의 형상인자에 따른 수력학적, 공기역학적 분무특성을 분석하고, 연소시험을 수행하여 인젝터 성능을 검증하기 위하여 대학 실험실 급의 가압식 초저온 추진제 공급장치 및 LabVIEW를 이용한 제어 및 데이터 수집장치를 구축하였다.

2. 시험장치의 설계 및 제작

2.1 시험장치의 작동범위

Table 1은 본 연구에서 제작한 시험장치의 설계조건을 나타낸다. LOX 가압탱크 용량은 추진제 공급유량 및 시험시간을 결정하는 요소로, 내부 체적은 17191cm³이며 ullage 체적 및 배관 냉각에 필요한 부분을 고려하여 LOX를 최대 0.38kg/s (333.33cm³/s@BP)의 질량유량으로 약 20초간 분사할 수 있도록 설계하였다.

Table 1. Operating range of test stand

$\dot{m}_{liq,max}$	0.38kg/s	$\dot{m}_{gas,max}$	0.15kg/s
op. time @ $\dot{m}_{liq,max}$	20sec for LOX		
$P_{ch,allow}$	17MPa	$v_{ch,tot}$	17191cm ³

2.2 추진제 공급 시스템

산화제 및 연료 공급 시스템의 개략도 및 사진은 Fig. 1에 나타낸 바와 같다. 산화제로는 초

저온 액체 가스가 사용되므로 볼밸브, 체크밸브 등은 모두 초저온용으로 사용하였으며, 연료는 상온 기체상태로 공급하도록 설계하였다.

산화제와 연료의 질량유량은 각각 오리피스 및 터빈 유량계로 체적유량을 측정하고 계측부에서 측정된 온도 및 압력값을 이용하여 LabVIEW에서 질량유량을 계산하며, 산화제 유량은 오리피스를, 연료 유량은 메터링 밸브를 이용하여 유량이 조절된다. 점화 유량 제어를 위한 별도의 Pilot 밸브는 생략하였으나 주밸브 공압 액추에이터 작동을 위한 3-way 솔레노이드 밸브의 벤트 포트에 니들밸브를 설치하여 주밸브 개방 속도를 조절할 수 있도록 하였다.

가압탱크 상단에는 가압배관 피팅, 벤트용 공압 볼밸브, 탱크 압력 트랜스듀서 2개, 15.5MPa 릴리프밸브, 등이 장치되어있고, 상부 플레이트에는 수위측정을 위해 1/16" 열전대 피팅을 설치하여 열전대의 길이에 따라 원하는 수위의 산화제를 충전시킬 수 있도록 하였다.

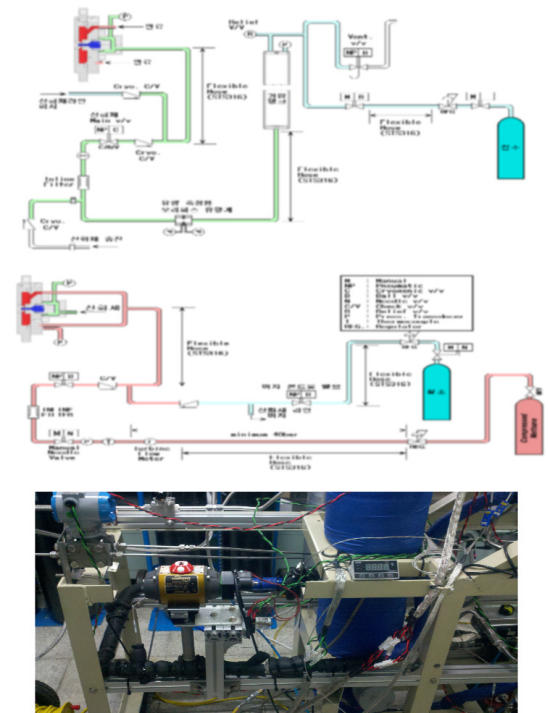


Fig. 1 Schematic and figure of propellant feeding system

2.3 제어 및 데이터 수집 시스템

추진제 공급장치의 제어 및 데이터 계측은 NI compactRIO 플랫폼을 통해 이루어지는데, Fig. 2에 나타낸 바와 같이 호스트 PC와 타겟 컨트롤러 두 영역으로 나뉘어 LAN 포트를 통해 통신을 하게 된다. 타겟 컨트롤러에서는 시동시퀀스 제어와 같은 time-critical 제어로직이 FPGA 코드로 컴파일링되어 실행되고, 각 센서들로부터 받은 신호를 크로스 케이블을 통해 호스트 PC로 전송하여 스케일링 및 계산과정을 거쳐 텍스트 파일 포맷으로 데이터를 저장한다. 사용자에게 의해 설정된 점화 cyclogram 변수에 따라 제어 시퀀스는 0.1msec 단위로 제어되며 데이터 수집 속도는 측정 모듈 사양 및 수집되는 변수의 개수에 따라 10S/s~ 1kS/s의 범위를 가진다.

추진제의 밀도는 Fig. 3과 같이 체적유량 측정부의 온도와 압력값에 대해 sub 계산로직 상의 preset된 SUPERTRAPP 물성치 map에 내삽하여 실시간으로 계산되며, 이를 통해 계산된 밀도로 측정된 질량유량은 물을 유사추진제로 한 bucket 방법으로 실측된 질량유량과 약±1.96%의 오차율을 보였다.

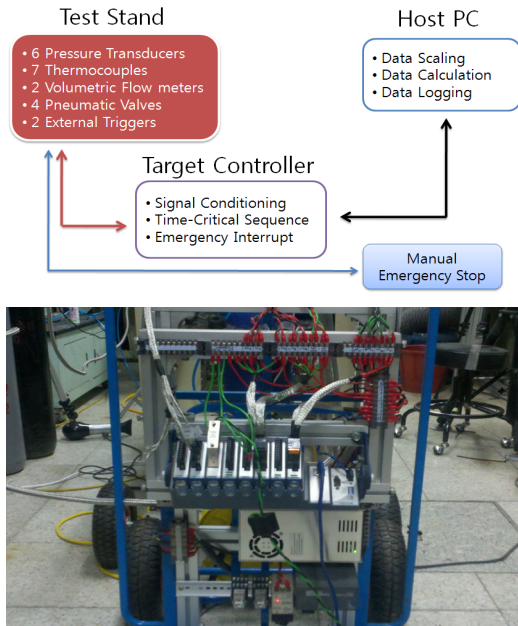


Fig. 2 Control diagram and target controller

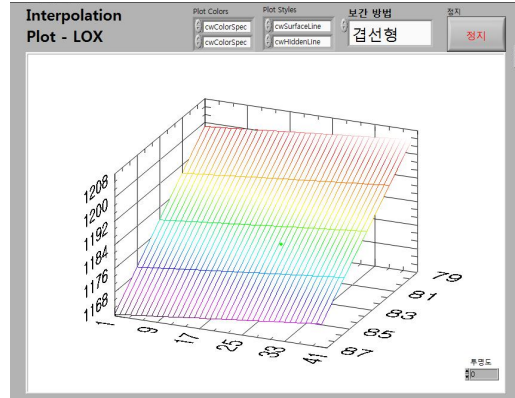


Fig. 3 LOX density-pressure-temperature map and interpolated point

3. 수류시험 및 분무 가시화

3.1 시험 방법

제작된 시험장치의 작동 점검 및 초저온 액체 가스의 분무가시화를 위해, 유사추진제로 H₂O-GN₂ 및 LN₂-GN₂를 사용하여 Table 2와 같은 형상인자를 가지는 액체 중심 스윙-동축 인젝터에 대한 수류시험을 수행하였다. 분무는 High Intensity Discharge 광원 및 포커싱 렌즈와 SVSi MemView 고속 CCD 카메라를 이용하여 640×480픽셀, 초당 1136프레임, 4μsec 노출로 가시화되었다. CCD 카메라는 외부트리거를 이용하여 LOX 주밸브 개방신호의 10msec 전부터 촬영을 시작하며, 추진제의 배관충진시간을 측정하기 위하여 인젝터 하단에 설치된 laser emitter가 주밸브의 개방신호에 따라 점멸하여 고속촬영영상에 기록된다.

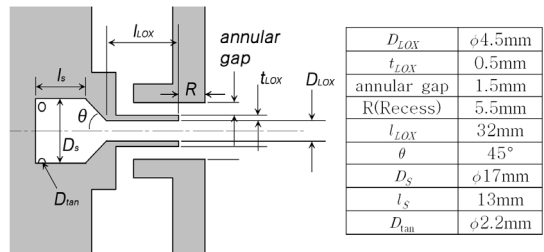


Fig. 4 Geometry of tested swirl-coaxial injector

3.2 추진제 배관 충전시간 측정

정확한 시퀀스 제어를 위하여 인젝터가 장착된 상태에서 배관 충전시간을 측정하였다. 밸브 개방 신호가 촬영되는 시간과 인젝터 끝단에서 최초의 분무가 시작되는 시간의 차이로 판단하였으며 10회 측정된 값의 평균은 Table 3에 나타내었다. 이 값은 cyclogram에 따라 제어 sequence 변수를 정할 때 사용되며, 작동 조건 또는 인젝터 형상이 바뀔 때 재측정되어야 한다.

Table 3. Measured mean propellant spilling time

H ₂ O-GN ₂		LN ₂ -GN ₂	
H ₂ O	979.3msec	LN ₂	931.1msec
GN ₂	120.1msec	GN ₂	122.4msec

3.3 스월-동축 인젝터 분무 가시화

H₂O과 LN₂의 정상상태 스월분무를 비교하기 위하여 스월-동축 인젝터의 스월측만 분사하여 Table 4와 같은 조건으로 수류시험을 수행하였다. H₂O의 스월분무는 반경방향 모멘텀으로 인해 96.7° 각을 가지는 hollow cone 형태의 액막으로 발달하는 반면, LN₂의 분무는 인젝터 출구에서 축방향으로 5mm 인접부까지 약 130°의 각도로 액막을 형성하다가 급격히 기화하며 대기와의 전단력으로 인해 축방향으로 흩어지는 현상을 보였다. 두 분무의 차이는 Fig. 5에서 확인할 수 있으며, 각 사진 좌측 하단은 laser emitter의 그림자이다.

Figure 6은 Fig. 5와 같은 조건에서 1.5mm 크기의 annular gap을 통해 질소가스를 질량유량 0.051kg/s로 분사하였을 때의 분무가시화 사진이다. 유사 추진제가 물인 경우에는 기화되는 부분이 없으므로 전단기체분무에 의해 액막이 분열되어 액적으로 미립화되지만, LN₂의 경우 대기 및 전단기체와의 열전달로 인해 난류경계층에서 급속히 기화되어 shadowgraph 분열 형상이 나타나지 않는다.

Table 4. Test conditions

H ₂ O Swirl Spray		LN ₂ Swirl Spray	
\dot{m}_{H_2O}	0.208kg/s	\dot{m}_{LN_2}	0.177kg/s
P_{inj, H_2O}	3.568MPa	P_{inj, LN_2}	3.567MPa
P_{line, H_2O}	3.501MPa	P_{line, LN_2}	3.503MPa

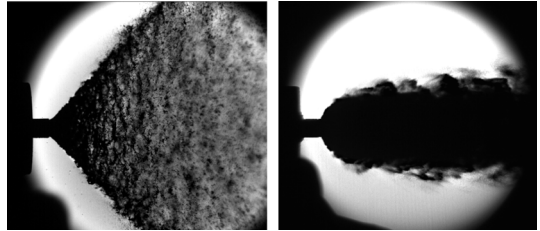


Fig. 5 Comparison of H₂O and LN₂ swirl spray

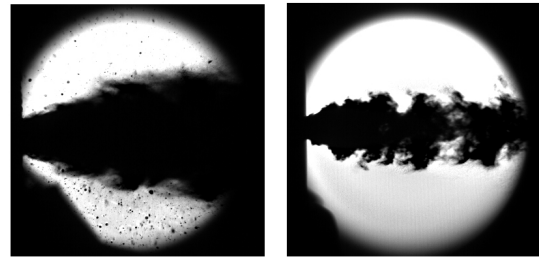


Fig. 6 Comparison of H₂O-GN₂ and LN₂-GN₂ swirl-coaxial spray

4. 연소시험장치 구성

4.1 연소기 설계 및 제작

연소기는 Table 5와 같은 형상 및 설계인자로 제작되었다. Fig. 7에 나타낸 바와 같이 점화기 스페이스, 연소실, 노즐, 노즐 캡으로 구성되어 노즐과 연소실의 수냉 재킷을 냉각수가 순환하는 구조를 가지며, 노즐은 연소실 압력에 따라 변형이 가능하다.

Table 5. Combustor geometry and specification

D_{throat}	φ15.12	D_{ch}	φ60
L_{ch}	128mm	$P_{ch, design}$	2MPa
$Thrust_{design}$	50kgf	Ignition	Spark

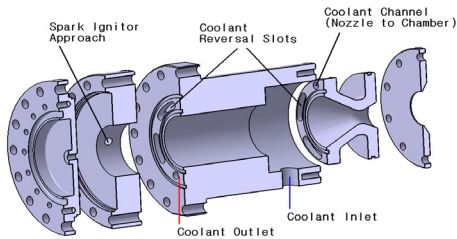
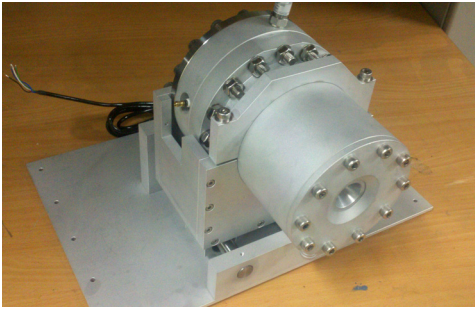


Fig. 7 Photo of fabricated combustor and components of combustor assembly

4.2 추력대 설계 및 제작

추력대는 리니어베어링을 이용한 슬라이딩 브라켓 및 100kgf급 로드셀로 구성되어 추력을 측정한다.

4.3 점화장치

점화는 이륜차용 스파크 점화플러그 2개를 사용하였으며, 산업용 연소기에 사용되는 10kV 18mA 유도코일을 이용하여 스파크를 연속적으로 방출시켜 점화에너지를 공급하게 된다.

5. 결 론

본 연구에서 제작된 시험장치로 유사추진제를 사용한 수류시험을 통해 1msec단위의 정확한 시

퀀스제어가 가능하였으며, 질량유량 0.38kg/s 까지의 고압 초저온 유체의 분무시험을 안정적으로 수행할 수 있었다. 또한 laser emitter를 이용하여 제어 시퀀스 상태 정보를 고속 CCD카메라로 분무와 함께 촬영하는 기법을 이용하여 연소시험을 위한 cyclogram 설계 및 분무의 천이 상태 연구에 유용하게 사용될 것으로 생각된다.

차후 계획된 액체중심 스윙-동축형 인젝터의 수류-연소시험의 연계 연구를 실시하여, 인젝터의 형상인자에 따른 분무 특성 연구 및 성능검증, 그리고 최적화된 LOX-CH₄ 점화 cyclogram 설계 등을 수행할 것이다.

후 기

이 연구는 2008년도 중소기업청 및 경기도 산학협력실 지원사업으로 수행되었습니다. 관계처의 아낌없는 지원에 매우 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. W. Mayer et al., "Injection and Mixing Process in High Pressure LOX/GH₂ Rocket Combustion," AIAA 96-2620, 1996
2. R. Santoro et al., "Swirl Coaxial Atomization: Cold-Flow and Hot-Fire Experiments," AIAA 95-0381, 1995
3. R. Santoro et al., "Shear and Swirl Coaxial Injector Studies of LOX/GCH₄ Rocket Combustion Using Non-Intrusive Laser Diagnostics," AIAA-2006-757, 2006