

## 액체 질소를 이용한 극저온 단일 제트 분사 시험

조성호\* · 길태옥\* · 박구정\* · 윤영빈\*\*†

## Cryogenic Jet Injection Test Using Liquid Nitrogen

Seongho Cho\* · Taeock Khil\* · Gujeong Park\* · Youngbin Yoon\*\*†

### ABSTRACT

Cold flow injection test was conducted to investigate the characteristics of cryogenic liquid nitrogen jet at sub to supercritical condition. Single jet injector element was installed in high pressure chamber to investigate the effect of ambient pressure around the jet, injector geometry and flow conditions. Experimental results showed obvious differences between jet characteristics under subcritical and supercritical condition. Effect of injector inlet shape also was investigated.

### 초 록

극저온 액체 질소 제트 유동의 아임계 및 초임계 특성을 파악하기 위한 실험을 수행하였다. 단일 제트 분사기를 고압 챔버 내에 장착하여 제트의 주위기체압력, 분사기 형상 및 유동 조건의 영향을 조사하였다. 실험 결과로부터 아임계 조건과 초임계 조건에서의 제트의 특성 변화를 관찰하였으며, 주위기체압력이 대기압일 경우 유동 내에 섭동이 발생함을 파악하였다. 분사기 형상에 따른 유동 변화 또한 파악하였다.

Key Words: Supercritical Condition(초임계 조건), Cryogenic Jet Injection(극저온 제트 분사), Rocket Engine Injector(로켓 엔진 분사기)

### 1. 서 론

현대의 액체 로켓 엔진은 추진제의 초임계 온도 및 압력 이상의 고온 및 고압 환경에서 연소 과정을 수행하며, 연소실로 분사된 추진제는 아임계 액체 상태에서 초임계 유체 상태로 변화하게 된다. 이때 추진제는 높은 밀도의 기체와 유

사한 거동을 보이며, 열역학적 물성치는 매우 불안정한 상태가 된다[1]. 이러한 초임계 조건의 제트의 특성에 대한 연구는 미국의 AFRL[1,2] 및 독일의 DLR[3,4]에서 주로 수행되었다. 한편 물을 이용한 분사기 형상에 따른 제트 특성 연구가 수행되었으며, 공동 현상에 대한 다양한 연구가 진행되었다[5-7]. 본 연구에서는 다양한 주위기체압력( $P_c$ ), 분사기 내부 오리피스 유입구 형상 및 오리피스 길이 대 직경비( $L/d$ )의 이 극저온 제트에 주는 영향을 조사하였다.

\* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

\*\* 서울대학교 기계항공공학부, 항공우주신기술연구소

† 교신저자, E-mail: ybyoon@snu.ac.kr

## 2. 실험 방법 및 조건

### 2.1 실험 장치

Figure 1과 같이 극저온 유체 공급/분사 장치를 구축하여, 극저온 액체 질소 제트를 고압 챔버로 공급 및 분사하였다.

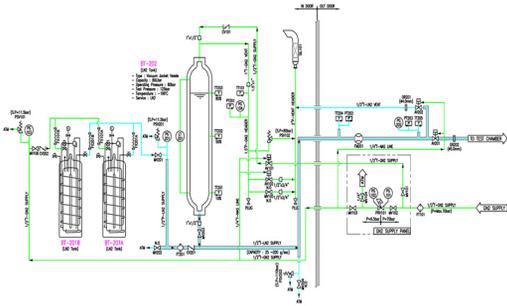


Fig. 1 P&ID of Cryogenic Fluid Feeding System

### 2.2 유동 가시화 기법

Backlight imaging 기법을 이용하여 Fig. 2와 같이 극저온 제트 유동을 가시화하였다. Canon 7D 디지털 카메라 및 광학 장치, Palflash 501 스파크 광원을 이용하여 15  $\mu\text{m}/\text{pixel}$ 의 확대비로 1  $\mu\text{s}$  이하의 시간 동안 유동을 계측하였다.

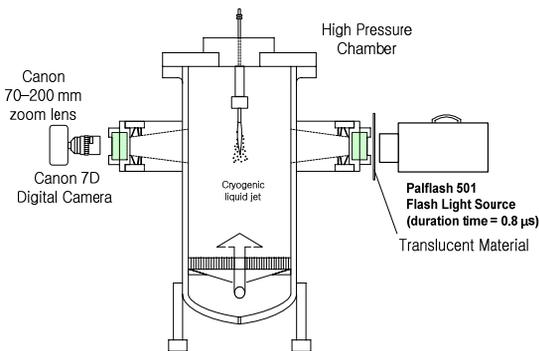


Fig. 2 Schematic of Backlight Imaging

### 2.3 실험 조건

Table 1 및 Table 2와 같이 분사기 형상 및 유동 조건 변화에 따른 극저온 제트의 형상 및 폭 변화를 계측하였다.

Table 1 Injector Geometry

Inner diameter (mm)	Inlet shape	L/d
2	round	20
2	sharp	20
2	sharp	5

Table 2 Flow Condition

Flow condition	Range	
$P_c$ (bar)	1	10, 20, 30, 40
$\Delta P$ (bar)	4, 6, 8	2, 4, 6
$T_{\text{injectant}}$ (K)	90~125	

## 3. 실험 결과

### 3.1 상압 조건에서의 극저온 제트 특성

챔버 내부 압력이 대기압과 동일할 때, 극저온 제트의 형상이 Fig. 3과 같이 약 0.5 Hz의 주기로 변동하는 것이 관찰되었다. 이러한 변동의 원인은 이전 연구[8,9]에서 다룬 바와 같이, 외부의 열전달에 의한 유체 온도 변화에 의하여 공동 현상이 발생하는 것으로 생각된다.

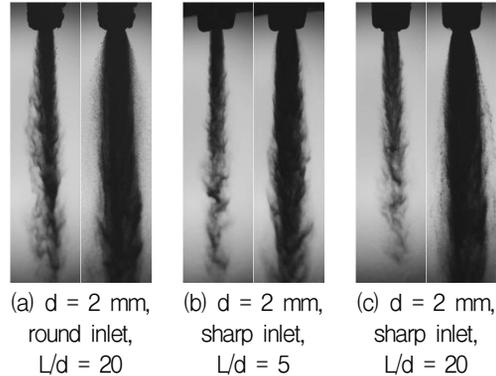


Fig. 3 Fluctuation of the Jet at  $P_c = 1$  bar

### 3.2 주위기체 압력에 따른 제트 특성 변화

Figure 4에서 주위기체 압력이 아임계( $P_c = 1$  bar) 인경우와 초임계( $P_c = 40$  bar)인 경우의 제트 표면 형상을 비교하였다. 초임계 조건의 경우 표면 장력이 0에 수렴하고 그 결과 유체가 기화되면서 기체 확산과 유사한 거동을 보이게 된다.

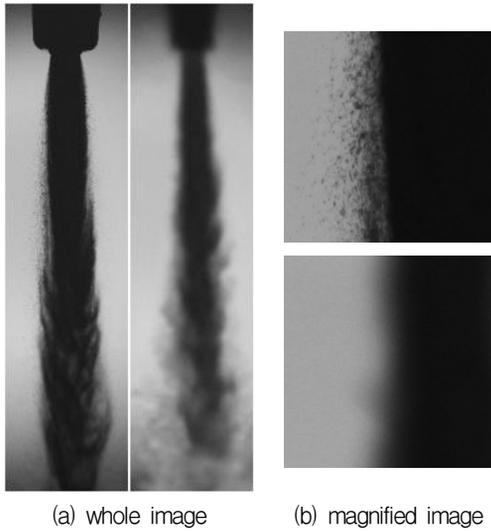
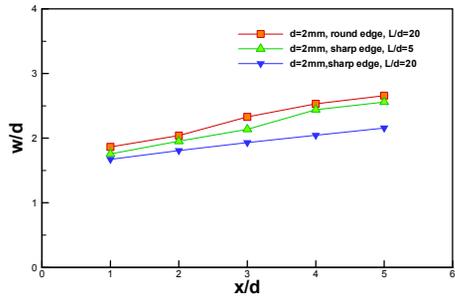
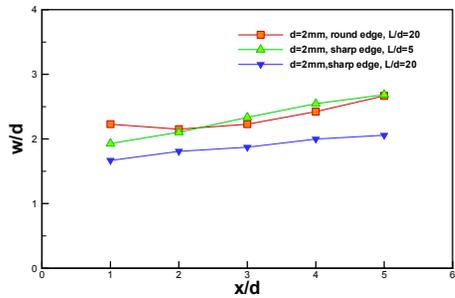


Fig. 4 Image of Cryogenic Jet,  $\Delta P = 4$  bar  
 (a) left :  $P_c = 1$  bar, right :  $P_c = 40$  bar  
 (b) upper :  $P_c = 1$  bar, lower :  $P_c = 40$  bar



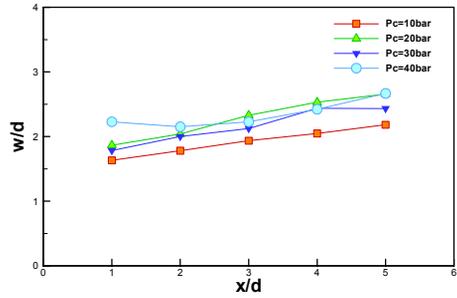
(a)  $P_c = 20$  bar



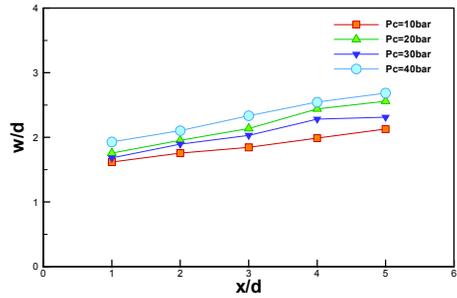
(b)  $P_c = 40$  bar

Fig. 5 Jet Core Width for each Chamber Pressure,  $\Delta P = 2$  bar

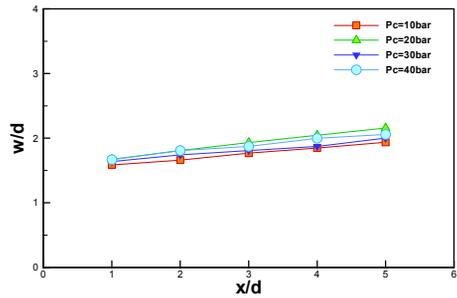
한편, Fig. 5 및 Fig. 6에서 분사기 형상 및 유동 조건에 따른 제트 액주의 폭 변화를 계측하여,  $L/d$  및 오리피스 유입구 형상에 따른 주위 기체압력의 영향을 관찰하였다.



(a)  $d = 2$  mm, round inlet,  $L/d = 20$



(b)  $d = 2$  mm, sharp inlet,  $L/d = 5$



(c)  $d = 2$  mm, sharp inlet,  $L/d = 20$

Fig. 6 Jet Core Width for each Injector,  $\Delta P = 2$  bar

### 3.3 극저온 제트 액주의 확산각 변화

앞서 측정된 제트 액주의 폭으로부터, 액주의 확산각을 계산하여 Fig. 7에서 그 결과를 이전 연구[1]와 비교하였다. 주위기체 대 분사유체의

밀도비가 증가함에 따라 액주의 확산각은 급격하게 증가하나, 밀도비가 0.04 이상인 경우 확산각이 거의 일정하게 유지한다.

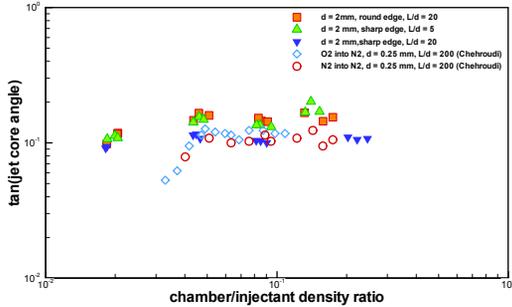


Fig. 7 Jet Core Spreading Angle  
(compared with the results of Chehroudi et al.[1])

#### 4. 결 론

극저온 유체 분사 시험을 통하여 아임계 및 초임계 조건에서의 액체 질소 제트 특성을 관찰하였다. 상압 조건에서 제트의 변동이 발생하며 그 원인은 분사기 내부에서 발생하는 공동 현상에 의한 것으로 추측하였다. 초임계 조건에서 표면 장력의 감소 및 빠른 기화로 인하여 제트가 기체의 확산과 유사한 거동을 보임을 확인하였다. 또한, 분사기 형상 변화에 따라 제트 액주의 폭이 변화하며, 주위기체압력의 영향 또한 변화함을 파악하였다. 액주의 확산각은 주위기체 대 분사유체의 밀도비가 증가함에 따라 급격히 증가하며 밀도비가 0.04 이상일 경우 그 값이 거의 일정하게 유지되었고, 이러한 결과가 이전 연구 결과와 그 경향이 일치함을 확인하였다.

#### 5. 후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL)과 중견연구자지원사업(핵심연구)으로부터 지원받아 수행되었습니다 (No. 0498-20100025, 0498-20100003).

#### 참 고 문 헌

1. Chehroudi, B., Talley, D. G. and Coy, E., Visual Characteristics and Initial Growth Rates of Round Cryogenic Jets at Subcritical and Supercritical Pressures, *Physics of Fluids*, Vol. 14, pp. 850-861, 2002.
2. Woodward, R. D. and Talley, D. G., Raman Imaging of Transcritical Cryogenic Propellants, 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1996.
3. Mayer, W., Schik, A., Schäffler, M. and Tamura, H., Injection and Mixing Processes in High-Pressure Liquid Oxygen/Gaseous Hydrogen Rocket Combustors, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 16, pp. 823-828, 2000.
4. Branam, R. and Mayer, W., Characterization of Cryogenic Injection at Supercritical Pressure, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, pp. 342-355, 2003.
5. Lefebvre, A. H., *Atomization and Sprays*, Hemisphere Publishing Corp., 1989.
6. Nurick, W. H., Orifice Cavitation and Its Effect on Spray Mixing, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 98, pp. 681-687, 1976.
7. Hiroyasu, H., Spray Breakup Mechanism from the Hole-Type Nozzle and Its Applications, *Atomization and Sprays*, Vol. 10, pp. 511-527, 2000.
8. Utturkar, Y., Wu, J., Wang, G. and Shyy, W., Recent Progress in Modeling of Cryogenic Cavitation for Liquid Rocket Propulsion, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 41, pp. 558-608, 2005.
9. Lee, C., Roh, T.-S., Flow Instability due to Cryogenic Cavitation in the Downstream of Orifice, *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 23, pp. 643-649, 2009.