

주류유동에서 단일 및 이중 수직분사 분무특성

윤현진* · 홍정구*† · 박철우* · 이충원*

* 경북대학교 기계공학부

Spray Characteristics of Single and Double Liquid Jets in Crossflow

Hyun Jin Yoon*, Jung Goo Hong*†, Cheol Woo Park* and Choong Won Lee*

* Dept. of Mechanical Engineering, Kyungpook Nat'l Univ.,

(Received October 21, 2011; Revised February 7, 2012; Accepted February 13, 2012)

Key Words : Jet in Crossflow(수직분사), Jet Penetration(침투길이), SMD(분무입경)

초록: 연소실 내의 주류 공기유동에 미치는 영향을 최소화하면서 미립화 및 혼합특성을 향상시키기 위한 방법으로 주류공기 유동에 대해 수직방향의 연료분사 방식이 실용 엔진에서 많이 사용되고 있고, 관련 연구도 활발히 보고되고 있다. 본 연구는 가스터빈이나 램젯 엔진에서 사용되고 있는 수직분사의 분무특성은 실험적으로 조사하고, 단일 및 이중 수직분사에 따른 침투길이를 측정함으로써 선행연구에 의해 보고된 결과와 비교하였다. 또한 압력과 모멘텀 플럭스비 변화에 따른 침투길이, 분무입경 등의 분무특성을 연구하였다. 특히, 이중 수직분사의 침투길이는 단일 수직분사의 침투길이에 비해 전단의 수직분사의 영향으로 후단의 수직분사 길이가 약 20% ($L_h=4\text{mm}$) 증가함을 확인할 수 있었다.

Abstract: Spray characteristics of liquid jets in crossflow, which can be observed in the liquid jet injection system of a gas turbine or ramjet engine, were experimentally investigated. By measuring liquid jet penetration in the case of single orifice and double orifice injectors, the experimental formula for jet penetration was modified to consider penetration distances greater than that considered in a previous study. The changes in spray characteristics resulting from changes in the liquid jet and crossflow pressure, including SMD and jet disintegration, were carefully studied. Specifically, the jet penetration was measured for different injector shapes, and in the case of a double orifice injector, the penetration of the rear orifice jet was found to be greater by approximately 20% ($L_h = 4 \text{ mm}$) compared to that in the case of a single orifice injector because of the influence of the front orifice.

- 기호설명 -

- D_i : 분사노즐 직경 (mm)
- D_d : 액적 직경 (mm)
- J : 분사젯과 공기 모멘텀 플럭스비
- L_h : 분사노즐 오리피스 간격 (mm)
- m_a : 공기유량 (kg/s)
- P_a : 유동장내 압력 (atm)
- Q : 분사유량 (m^3/s)
- V_a : 공기 유속 (m/s)
- V_j : 액체 유속 (m/s)
- We : 웨버수
- Y : 침투길이 (mm)
- ρ_a : 공기 밀도 (kg/m^3)
- ρ_j : 액체 밀도 (kg/m^3)

1. 서론

액체연료의 분사시스템에 있어서 연소실 내의 주류 공기유동에 미치는 영향을 최소화하면서 미립화 및 혼합특성을 향상시키기 위한 방법으로 주류공기 유동에 대해 수직방향의 연료분사(jet in crossflow: JICF) 방식이 공기 흡입식 엔진(air-breathing engine) 과 로켓 엔진(rocket engine system) 의 추력조절(vector thrust control) 등으로 사용되고 있고, 관련 연구도 활발하게 진행되고 있다.⁽¹⁾ 특히, JICF 에 관한 최근의 연구결과는 램젯(ramjet) 및 스크램젯(scramjet) 과 같은 고속 공기 흡입식 엔진과 연소실에서 연료 침투길이(fuel penetration), 주류 공기와의 혼합성능 등의 여러 측면에서 우수한 성능을 나타내는 것으로 알려져 있다.⁽²⁻⁴⁾

주류공기 유동에 대해 수직방향의 연료분사에 의한 연료의 분무 및 미립화 과정은 다수의 복잡한 현

† Corresponding Author, jghong70@knu.ac.kr

상들이 상호 밀접하게 연관되어 복합적인 현상으로 나타난다.⁽⁶⁾ 즉, 난류유동, 분무기구, 기하학적 특성, 분사유체역학, 혼합 및 화학반응 메커니즘 등이 밀접하게 관계되어 있으며,⁽⁶⁾ 특히, 분무 및 미립화 메커니즘의 관점에서 연료분사는 주류 공기 유동에 의해 미립화 과정을 거치게 되고 이후 공기유동과 함께 연소실내로 유입된다. 이러한 미립화 과정과 혼합 메커니즘은 연소실에서의 연소성능에 큰 영향을 미치게 되는데, 기체연료 분사의 경우, 연소상태는 대부분 주류공기와의 혼합 성능에 의해 결정되지만, 액체연료의 분사에서는 액주의 분열 및 미립화 과정을 거치므로 분무 메커니즘이 훨씬 복잡하다.⁽⁷⁾

주류공기 유동에 대해 수직방향의 연료분사에 의한 침투 길이 및 액체연료의 분무 특성에 관한 선행 연구로는 Schetz⁽⁸⁾에 의해 산란광을 이용한 분무형태와 역광선 사진(shadow graph)를 이용하여 수직분사의 침투길이를 측정되었고, Hussein⁽⁹⁾은 침투길이와 인젝터의 직경과 분사유속에 비례하고, 주류유속에 반비례한다는 결과를 보고하였다. Ingebo⁽¹⁰⁾는 주류압력과 유속을 증가시킴에 따라 액적크기를 측정하여 감소함을 알았다. Inamura⁽¹¹⁾는 램젯 연소실에서 수직분사의 연료 혼합특성에 대한 연구를 보고고한 바 있다. 또한, Wu⁽¹²⁾는 연료분사와 주류공기의 모멘텀비를 변수로 침투길이를 측정하여 상관관계를 제시하기도 하였다. Leong⁽¹³⁾은 고압의 주류에서 침투길이를 관찰하여 압력상승의 효과를 알아보았고, Lakhamraju⁽¹⁴⁾는 주류유동의 온도를 고온으로 만들어 침투길이가 상온에 비해 감소하는 효과를 보고하기도 하였다. 하지만, 대부분의 선행 연구들은 하나의 단일 연료분사 노즐에 대해 그 특성을 관찰한 연구들이기 때문에 분사노즐의 형상 및 다수의 분사노즐 배열에 따른 수직분사의 분무 및 미립화 특성에 관한 선행연구는 찾아보기 어려운 실정이다. 램젯 및 스크램젯과 같은 고속 공기 흡입식 엔진의 분사노즐이 다수 설치되어 작동되므로 이에 대한 연구가 실질적으로 수행되어야 한다.

따라서, 본 연구에서는 직경이 다른 단일 분사노즐뿐만 아니라 이중 분사노즐에 대하여, 고속의 주류유속(33 ~ 80 m/s)에서, 연료 수직분사와 주류공기와의 운동량 비에 따른 연료 수직분사의 침투 길이 및 액적의 평균입경 등을 측정하여 액체 수직분사의 분무특성을 규명하고자 한다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 실험장치

Fig. 1은 실험장치의 개략도이다. 실험장치는 크게

공기 공급부, 가시화 장치, 연료분사 공급부 그리고 압력 및 유속 측정부로 구성 된다.

공기 공급부는 대용량 압축기, 공기 건조기, 공기기 저장탱크, 압력제어 밸브로 구성된다. 압축기에서 압축된 고압의 공기는 건조기를 거쳐 공기 저장탱크에 저장되고 고압의 공기는 압력제어 밸브를 통해 설정된 압력으로 가시화 장치에 공급된다. 가시화 장치는 사각단면으로 측면 2 개, 상부 1 개의 가시화창으로 구성되었다. 장치의 배관 앞부분에는 소닉노즐(sonic nozzle)을 설치하여 일정한 유량의 공기를 공급하도록 하였고 내부의 압력은 후단의 오리피스스를 통해 조절하였다. 연료분사 공급부는 압축기, 레귤레이터, 연료 저장 탱크, 슬레노이드 밸브, 연료 분사노즐로 구성되며, 질소에 의해 압축된 연료는 가시화 장치 하단에서 연료 분사노즐을 통해 수직으로 분사된다. 압력 측정부 및 유속 측정부는 압력센서와 데이터 처리장치(DAQ Board) 그리고 피토포관(Pitot tube)과 마이크로 마노미터(Micro-manometer)로 구성되어 있다. 가시화 장치의 전, 후단에서 압력센서를

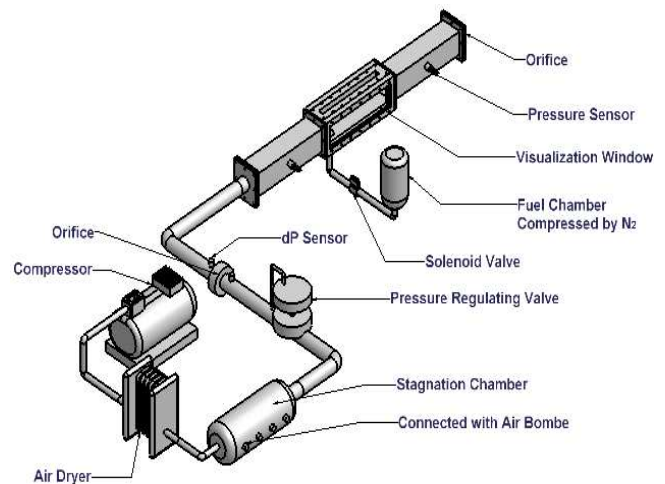


Fig. 1 Schematic diagram of experimental apparatus

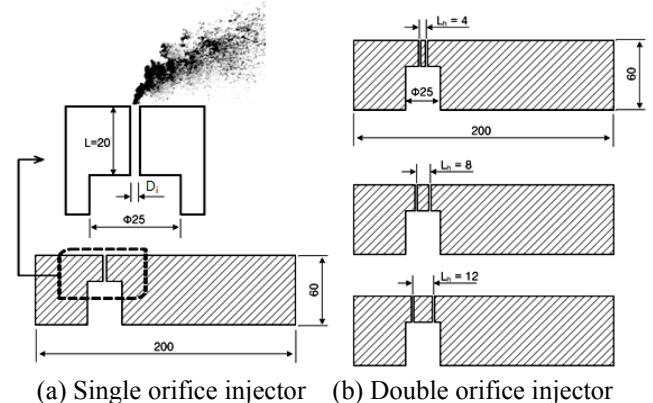


Fig. 2 Injector shape

Table 1 Specifications of injectors

Single orifice injector (SO)	$D_i = 1.0, 1.8, 2.1 \text{ mm}$
Double orifice injector (DO)	$D_i = 1.3 \text{ mm}$ $L_h = 4, 8, 12 \text{ mm}$

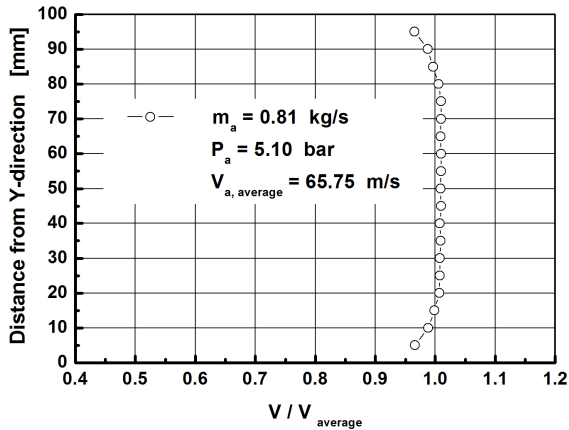


Fig. 3 Distributions of velocity

사용하여 압력을 측정하였으며 가시화 장치 내부에서 피토크와 마이크로 마노메터를 이용하여 주류공기의 유속을 측정하였다. 또한, 고속 카메라(Phantom V7.0)를 이용하여 가시화 장치 내의 수직분사의 분무형상을 촬영하였다.

2.2 분사노즐

연료 분사노즐은 단일 분사노즐(SO: Single orifice injector)과 이중 분사노즐(DO: Double orifice injector) 이 사용되었다. 분사노즐의 형태 및 중요치수는 Fig. 2 에 나타내었고, 상세한 사양은 Table 1 과 같다. SO 분사노즐은 오리피스가 중앙에 1 개 있는 형태로 3 가지 종류의 오리피스 내경(D_i : 1.0, 1.8, 2.1 mm)을 가지는 연료 분사노즐이 사용되었으며, DO 분사노즐은 오리피스가 공기유동 방향으로 2 개 있는 경우로 오리피스 사이의 거리 (L_h)가 각각 4, 8, 12 mm 이고, 두 오리피스의 내경은 1.3 mm 로 동일하다.

2.3 주류 공기의 압력변화 및 속도 분포

주류 공기의 속도분포는 연료분사의 분열 과정에 중요한 영향을 미친다. 전체 유동장에서 균일한 속도분포를 얻고, 난류강도를 최소화시키기 위해 정류격자(허니콤)를 가시화장치 전단에 설치하였다. Fig. 3 은 가시화 장치 전단 100 mm 지점에서의 주류 공기의 속도 분포를 나타낸 것이다. 전

체 측정 지점에서 균일한 속도 분포를 보여주고 있다. 따라서 본 연구에서는 가시화 장치 내의 공기 속도분포의 불균일성으로 인한 액주의 이상 분열현상은 없는 것으로 가정하였다.

2.4 실험조건

SO 분사노즐과 DO 분사노즐을 사용하여, 주류 공기로 유입되는 공기의 속도와 정압 그리고 연료의 분사압을 변화시켜 실험을 수행하였다. JICF 분사조건에서 연료분사와 주류 공기의 밀도(ρ_j, ρ_a)와 속도(V_j, V_a)는 유동조건에 따라 다양하게 변하기 때문에 유동장을 특성화하는 주요 변수로 연료분사와 주류공기의 모멘텀 플럭스비 (jet-to-crossflow momentum flux ratio: J)를 사용한다. 모멘텀 플럭스비의 정의는 식 (1)과 같다.⁽¹⁾

$$J = \frac{\rho_j V_j}{\rho_a V_a} \tag{1}$$

식 (1)은 단일분사노즐(SO)와 이중분사노즐(DO)에 동일하게 적용된다. 특히 동일한 유량조건에서 각각의 분사노즐에서의 분무특성 평가를 위해 동일 분사압력하에서 단일분사노즐(SO)과 이중분사노즐(DO)의 직경이 각각 1.8 mm 와 1.3 mm 인 경우의 결과값을 비교하여 이중분사노즐(DO)에서의 유량증가에 의한 침투깊이 증가의 가능성을 배제하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 연료분사의 분무 기구

공기흡입식 엔진에서의 연료와 공기의 혼합특성은 크게 연료분사조건에 의해 좌우되는 분무특성과 주류공기의 유동특성에 의해 영향을 받는다. Fig. 4(a)는 단일 노즐로부터 분사된 연료분사의 분열(disintegration) 현상을 보여주고 있다. 공기주류와 연료분사의 상호작용은 분사(jet) 표면에서 진동을 일으키고 특정한 조건에서 액주가 분열된다. 연료분사는 분열되어 액사(ligament)라고 불리는 액체의 작은 액편(segment)들이 만들어지고 다시 많은 분열과정을 거친다. 액주(liquid column)의 분열이 이러한 액사의 생성에 의해 일어나는 조건을 액주 분열 메커니즘(column breakup mechanism)이라고 한다. 액주 표면으로부터 액적(droplet)이 분열되는 조건에 있어 또 다른 메커니즘이 존재하는데, 주류 공기의 동압은 액주로부터 액체를 찢어내고

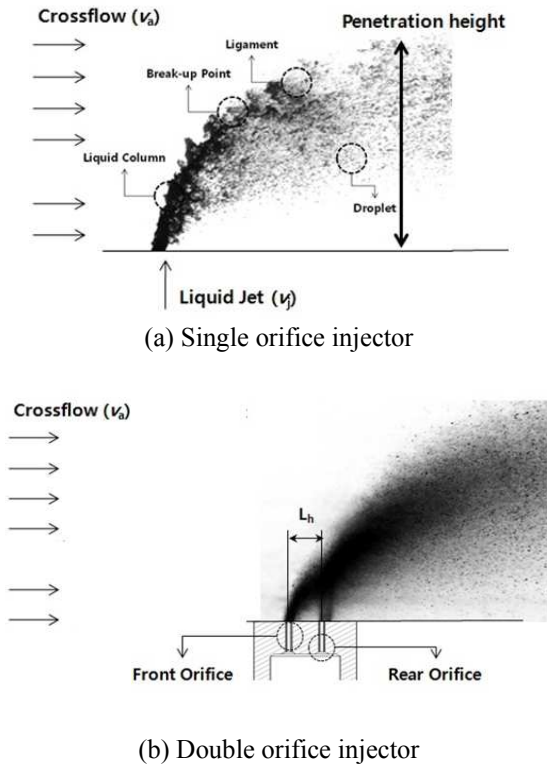


Fig. 4 Instantaneous photography of the liquid jet

연료분사가 공기유동 방향으로 완전히 휘어지기 전에 액적이 액주의 표면에서 분리된다. 이는 표면 분열(surface breakup) 메커니즘을 통해 만들어진 액적은 컬럼 분열 메커니즘으로부터 만들어진 것보다 더 작은 크기를 가진다.

Fig. 4(b)는 이중분사노즐(DO)에서 분사된 연료 제트의 분열 현상을 보여주고 있다. 이중분사노즐의 전단 오리피스에서 분사된 액주에 의해 후단 오리피스에서 분사된 액주는 주류공기의 모멘텀에 의한 영향을 상대적으로 적게 받게 되고 액주의 기울기가 후단 오리피스에서 훨씬 증가함을 알 수 있다. 이러한 영향은 전단의 액주와 후단의 액주가 만나는 지점에서 다소 감소하지만 전체적인 침투길이는 단일분사노즐(SO) 보다 더 증가한다.

3.2 Jet penetration

연료분사의 침투길이는 분사 노즐을 통해 유동장 내에 수직으로 액체가 분사될 때 분사노즐의 출구로부터 임의의 수평거리 (X)에서의 연료 분사의 선단이 도달하는 최대거리 (Y)로 정의된다. 분사 침투길이는 분출되는 액체의 운동 에너지와 주위 기체에 의한 공기역학적 저항의 상대적 크기에 의해 결정된다. Fig. 5는 SO 분사노즐의 침투길이를 선형연구자들에 의해 보고된 결과를 비교한

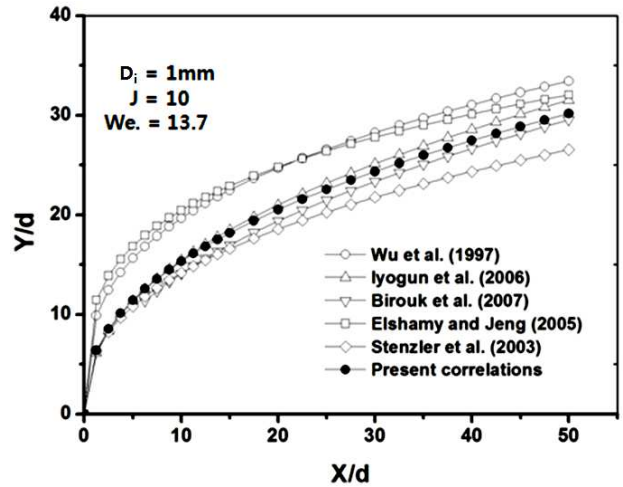


Fig. 5 Penetration height compared with the results of previous works

그림이다. 액주의 침투길이는 획득된 이미지를 이미지 프로세싱 과정을 통한 전처리와 이치화(Binarization)과정을 거쳐 픽셀(pixel) 기반 거리측정을 수행하여 얻은 결과이다. 전체적인 경향은 유사한 것을 확인 할 수 있고, 분사노즐의 출구로부터 수평거리에서의 연료분사의 선단의 거동에서 차이를 보이는 이유는 인젝터 형상, 계측방법 등의 차이에 따라 결과값이 다르게 나타났다고 판단된다. SO 분사노즐의 경우 연료분사의 침투길이에 관한 많은 연구가 보고 되었는데, 그 중에서도 Inamura⁽¹¹⁾은 주류 공기가 55 ~ 140 m/s 일 때, 수직 방향으로 분사속도 7 ~ 26 m/s로 물을 분사하여 공기흐름 방향 (X)에 따른 침투길이 (Y)를 실험적으로 관찰하여 식 (2)와 같은 식을 유도하였다.

Fig. 6은 SO에서의 연료분사의 침투 길이를 각각 보여준다. SO 분사노즐의 경우 주류공기의 속도가 증가함에 따라 연료분사의 침투길이가 감소함을 알 수 있다. 이것은 주류공기의 속도가 증가함에 따라 연료분사에 작용하는 공기 역학적 저항의 크기가 증가하게 되고 이로 인해 연료분사의 운동에너지의 감소하는 경향이 빨라지기 때문이다.

$$\frac{Y}{D_i} = (1.18 + 0.24D_i) \cdot J^{0.36} \cdot \ln \left[1 + (1.56 + 0.48D_i) \frac{X}{D_i} \right] \quad (2)$$

Fig. 6에서 Inamura⁽¹¹⁾에 의해 제안된 식 (2)를 이용하여 각각의 실험 조건에 대해 침투길이를 계산한 결과를 보여주는데, 실험 결과와는 상당한 차이를 보인다. 전체 실험 범위에 대해 침투길이는 모멘텀 비(J)에 대해 Inamura⁽¹¹⁾이 제안한 0.36 승보다 큰 것으로 나타났다.

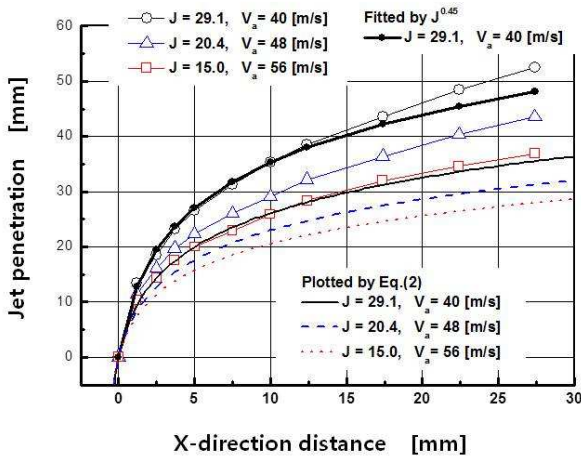


Fig. 6 Jet Penetrations (SO: $P_a=2$ atm, $D_i=1.8$ mm)

많은 선행연구자들에 의해 다양한 형태(power-law form, logarithm form, exponential form 등)의 침투길이의 예측을 위한 상관관계식들이 이루어 졌으며, 특히 식 (2)와 같은 logarithm 형태의 상관관계에 대해서도 Inamura⁽¹¹⁾ 외에 Becker and Hassa,⁽¹⁵⁾ Tambe,⁽¹⁶⁾ Lakhamraju and jeung⁽¹⁴⁾ 등의 선행연구자들에 의해 다양한 경험식이 제안되었다. 하지만 이들 선행 연구자들의 결과 또한 상당한 차이를 보이는데 그 원인은 분사노즐의 기하학적 형상, 침투길이를 정의하는 방법, 침투길이를 측정하기 위한 영상처리 방법, 측정오차 등의 차이에 기인하며,⁽¹⁷⁾ 특히 최근에는 침투길이의 변화를 연료분사노즐의 내부유동 차이에서 원인을 찾으려는 연구도 진행 중이다.⁽¹⁸⁾ Fig. 6에서 특정조건 ($J=29.1$)에서 침투길이가 모멘텀비(J)에 0.45 승에 비례함을 확인할 수 있다.

Fig. 7은 DO에서의 액체의 침투길이를 보여준다. Fig. 7의 DO 분사노즐의 경우 전단에 있는 오리피스에서 분사되는 액주가 공기유동의 저항체로 작용 하여 후단에 위치한 오리피스에서 분사되는 액주는 분사 침투길이가 증가하게 됨을 관찰할 수 있다.

즉, 연료분사의 침투길이는 분출되는 액적의 운동에너지와 공기역학적 저항의 상대적인 크기에 의해 결정되는데, 후단의 액주의 경우 상대적으로 공기역학적 저항을 작게 받는다.

Fig. 8은 DO 분사노즐에서 두 오리피스 간의 거리 (L_h)의 변화에 따른 침투길이의 변화를 보여준다. 두 오리피스 사이의 거리가 멀어질수록 침투길이가 감소하고 있는데, 이는 두 오리피스 간의 거리가 멀어짐에 따라 전단에서 분출된 액주로 인한 공기역학적 저항 효과가 감소되어 후단에서

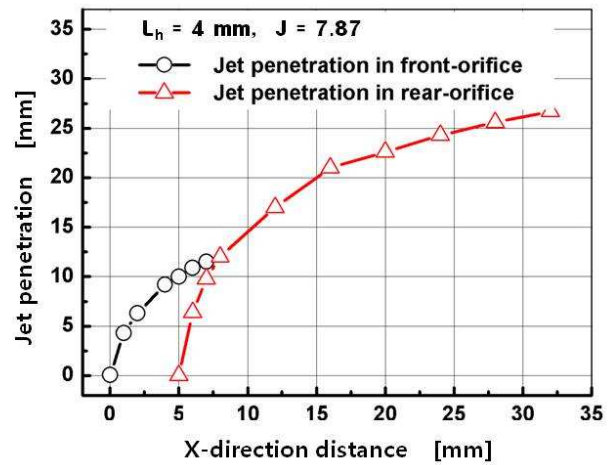


Fig. 7 Jet Penetrations (DO : $P_a=2.39$ atm)

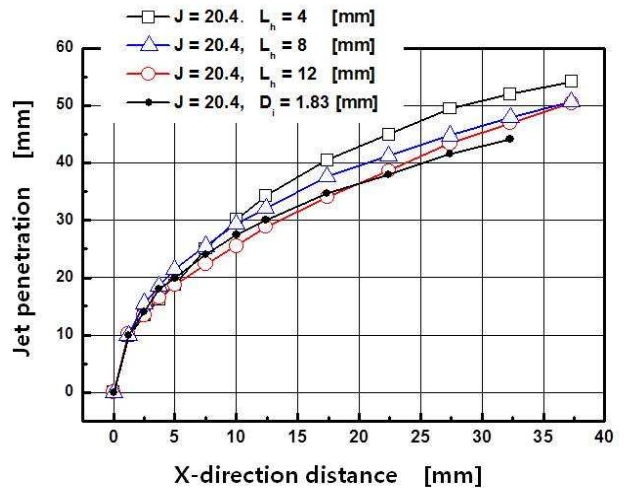


Fig. 8 Jet Penetrations ($P_a=2.39$ atm, $J=20.4$, DO: $D_i=1.3$ mm, SO: $D_i=1.8$ mm)

분출된 액주가 받는 저항이 더 커지기 때문이다. 또한, SO 분사노즐과 DO 분사노즐을 통해 분사되는 연료분사의 침투길이를 살펴보면, 동일한 실험 조건에서 SO 분사노즐 보다 DO 분사노즐을 통해 분사되는 침투길이가 더 크게 나타났다. 주류 유동 상류에서는 연료분사의 모멘텀이 큰 영역이기 침투길이가 비슷한 경향을 보이지만, $X=17$ mm 이후에는 모든 조건에서 DO 분사노즐의 침투길이가 SO의 침투길이보다 더 커짐을 알 수 있다. $X=17$ mm 지점에서 두 오리피스 간의 거리가 4 mm인 DO 분사노즐의 분사 침투길이는 SO 분사노즐의 침투길이와 비교하여 약 20% 정도 증가하였다.

3.3 액적 평균입경(SMD)

액적 평균입경(SMD; Sauter Mean Diameter, D_{32})은 식 (3)과 같이 액적의 총 체적에 대한 표면적의

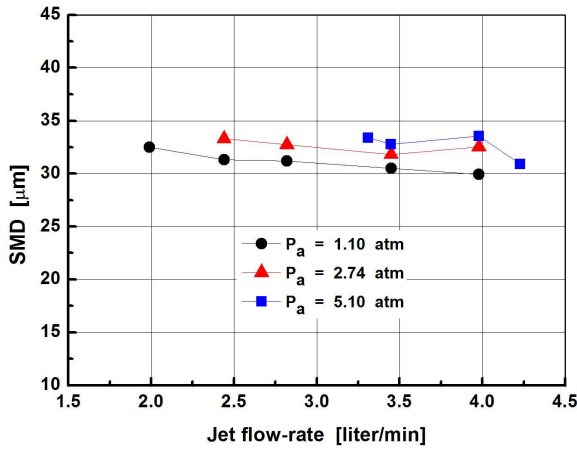


Fig. 9 SMD with crossflow pressure

비로 정의되며, 이는 연료분사가 주위 기체와 액적 표면을 통해 접촉하기 위해 얼마나 잘 미립화가 되었는가를 보여주는 중요한 척도이다. 측정된 액적 평균입경과 속도는 Particle Motion Analysis System(PMAS)을 이용해 획득되었다. PMAS는 액적의 입경분포 등의 미시적 데이터와 속도 등과 같은 액적 궤적 관련된 데이터를 얻기 위해 실시간 이미지를 획득하고 영상처리 방법을 이용해 이를 분석하도록 구성되었다.

$$D_{32} = \frac{\sum N_i D_d^3}{\sum N_i D_d^2} \quad (3)$$

Fig. 9는 단일분사노즐(SO)에서 분사연료와 주류공기의 압력 변화에 따른 SMD의 변화를 보여준다. SMD의 측정은 노즐의 끝단에서 높이 30 mm, 주류공기 방향 250 mm 지점에서 측정되었다. 연료분사 속도가 증가함에 따라 액적의 SMD가 미세하게 감소하는데 이는 연료분사의 분사속도의 증가가 의한 운동량 증가에 기인한다. 하지만 주류공기의 압력 변화에 따른 SMD의 변화의 경우에는 그 메커니즘이 훨씬 복잡하게 작용하는데, 먼저 압력증가에 따른 액적 평균입경의 증가요인은 주류공기의 압력이 증가함에 따라 연료분사의 분무각이 작아지고 결국 액적의 수밀도가 증가하여 액적의 합착이 발생함에 따라 SMD가 증가한다.⁽¹⁰⁾ 반면에 특정 압력 영역에서는 주류공기의 압력이 증가함에 따라 주류공기의 밀도가 증가하고 이에 따른 연료분사의 분열기구가 더 중요하게 되어 SMD가 감소하는 요인이 발생한다. 주류공기의 압력이 본 실험 조건과 같이 비교적 저압 영역에서는 전자의 액적 합착에 의한 SMD 증가 요

인이 지배적이고, 고압 영역에서는 주류공기의 밀도증가에 의한 SMD 감소 요인이 훨씬 크게 작용한다고 판단된다.

또한, 주류의 후류방향으로 거리가 멀어질수록 SMD는 감소하는 경향을 예측했으나 실험결과는 큰 차이가 없었다. 이는 액주의 분열기구(column breakup 및 surface breakup)가 완성된 이후에는 액적의 분열과 합착이 이루어지고 이는 SMD의 변화에 큰 영향을 미치지 않으며 오히려 주류공기의 압력변화가 SMD에 더 중요한 요인임을 의미한다.

4. 결론

본 연구에서는 직경이 다른 단일 분사노즐과 이중 분사노즐에 대하여, 고속의 주류속도에서, 연료수직분사와 주류공기와의 운동량비에 따른 연료수직분사의 침투길이 및 액적 크기 등을 측정하였다. 그 결과를 정리하면 다음과 같다.

(1) SO 분무노즐에서의 연료분사의 침투길이는 주류공기의 속도가 증가함에 따라 감소하였으나, 선행연구자들에 의해 제안된 실험식과 비교할 때 상당한 차이를 보였다. 본 연구의 전체 실험범위 걸쳐 연료분사의 침투길이는 모멘텀비(J)의 0.45승에 비례하는 것으로 나타났다.

(2) DO 분무노즐의 경우 전단 오리피스스의 영향으로 후단 오리피스에서의 침투길이는 SO 분무노즐과 비교할 때 약 20% ($L_h=4$ mm) 증가하였으며, DO 분사노즐에서 두 오리피스 사이의 거리가 클수록 후단 오리피스에서의 침투길이가 감소하는 경향을 나타낸다.

(3) 수직분사의 액적 평균입경은 연료분사의 압력에 따른 변화는 거의 없음을 확인하였다.

후기

이 논문은 2011년도 정부(교육과학기술부)의 지원으로 한국연구재단의 대학중점연구소 지원사업으로 수행된 연구임(2011-0018392).

참고문헌

- (1) Karagozian, A. R., 2010, "Transverse Jets and Their Control," *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol.36, No.5, pp.531~553.
- (2) Abbitt, J. S., Segal, C., McDaniel, J. C., Krauss, R. H. and Whitehurst, R.B., 1993, "Experimental Supersonic Hydrogen Combustion Employing Staged Injection

- Behind a Rearward-Facing Step,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 9, pp. 472~478.
- (3) Wang, K. S. C., Smith, O. I. and Karagozian A. R., 1995, “In-Flight Imaging of Gas Jets Injected into Subsonic and Supersonic Crossflows,” *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 12, pp. 2259~2263.
- (5) Curran, E. T., 2001, “Scramjet Engines: the First Forty Years,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 6, pp. 1138~1148.
- (6) Jones, R., 1981, “Firebird Ramjet Propulsion System Development,” *8th JANNAF Combustion Meeting*, Vol. 3.
- (7) Lefevre, A. H., 1983, “*Gas Turbine Combustion*”. Hemisphere Publishing Corporation.
- (8) Schetz, J. A. and Padhye, A., 1977, “Penetration and Breakup of Liquids in Subsonic Airstreams,” *AIAA Journal*, Vol. 15, No.10, pp. 1385~1390.
- (9) Hussein, G. A., Jasuja, A. K. and Fletcher, R. S., 1983, “Penetration and Break-up Behaviour of a Discrete Liquid Jet in a Cross Flowing Airstream - A Further Study,” *American Society of Mechanical Engineers*, 28th International Gas Turbine Conference and Exhibit.
- (10) Ingebo, R. D., 1985, “Aerodynamic Effect of Combustor Inlet Air Pressure on Fuel Jet Atomization,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 1, pp. 137~142.
- (11) Inamura, T. and Nagai, N., 1997, “Spray Characteristics of Liquid Jet Traversing Subsonic Airstream,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 12, pp. 250~256.
- (12) Wu, P. K., Kirkendall, K. A., Fuller, R. P. and Nejad, A. S., 1998, “Spray Structures of Liquid Jets Atomized in Subsonic Crossflows,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol.14, No. 2, pp.173~182.
- (13) Leong, M. Y., McDonell, V. G. and Samuelsen, G. S., 2001, “Effect of Ambient Pressure on an Airblast Spray Injected into a Crossflow,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol.17, No.5, pp.1076~1084.
- (14) Lakhamraju, R. R. and Jeng, S. M., 2005, “Liquid Jet Breakup Studies in Subsonic Air Stream at Elevated Temperatures,” *ILASS-Americas*, Irvine, CA.
- (15) Becker, J. and Hassa, C., 1999, “Breakup and Atomization of a Kerosene Jet in Crossflow of Air at Elevated pressure,” *ILASS-Europe*, Toulouse, France
- (16) Tambe, S. B., Jeng, S. M., Mongia, H. and Hsiao, 2005, “Liquid Jets in Subsonic Crossflow,” 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 10-13 Jan. 2005, Reno, Nevada, *AIAA paper* 2005-731.
- (17) No, S. Y., 2011, “Empirical Correlations for Penetration Height of Liquid Jet in Cross Flow-A Review,” *ILASS-Europe*. Estoril, Portugal.
- (18) Song, J. K., Ahn, K. B., Kim, M. K., and Yoon, Y. B., 2011, “Effects of Orifice Internal Flow on Liquid Jets in Subsonic Crossflows,” *Journal of Propulsion and Power*. Vol. 27, No. 3. pp. 608~618.