

<제7회 KAI 항공우주논문상, 기술부문-논문>

국문제목 : 고속비행체의 연료수직분사제트에서 대향분사 영향에 대한 분무특성 연구

영문제목 : Effects of Reversed Injection on the Spray Characteristics of Liquid Jets in a High Speed Flight Vehicle

대표저자 : 김민기 (Min-Ki Kim, 서울대학교 기계항공공학부, 박사과정)

공동저자 : 이장수 (Jangsu Lee, 서울대학교 기계항공공학부, 석사과정)
송진관 (Jinkwan Song, 서울대학교 기계항공공학부, 박사과정)

지도교수 : 윤영빈 (Youngbin Yoon, 서울대학교 기계항공공학부, 교수)

Abstract

It has been experimentally studied the liquid column spray trajectory in liquid jets injected into subsonic crossflow. With water as fuel injection velocity, injection angle were varied to provide of jet operation conditions. The Pulsed Shadowgraph Photography and Planar Liquid Laser Induced Fluorescence(PLLIF) technique were used to determine the injection characteristics in a subsonic crossflow of air. And the mainly objectives of this research was obtain the empirical formula of liquid column and spray region trajectory with forward and reversed injection of air stream. As the result, This research has been shown that each trajectories were spatially dependent on air-stream velocity, fuel injection velocity, various injection angle, and normalized injector exit diameter. Furthermore, the empirical formula of liquid column trajectories has been some different of drag coefficient results between forward and reversed angled injection.

기호설명

C_D	항력계수
d	동축공기 노즐 내경
θ	연료 분사각도
L	오리피스 내부 길이
q	연료/공기 모멘텀플럭스 비 $\rho_f v_f^2 / \rho_a v_a^2$
∇P	분사차압 $P_1 - P_2$

1. 서론

램제트나 스크램제트와 같은 고속비행체에서는 빠른 속도로 흡입되는 공기와 액체연료가 혼합하여 연소실에 공급되고, 연소과정을 통해 동력을 얻어 구동한다. 이때 사용하는 연료 분사장치는 대개 연소실에 수직으로 분사하거나 공동을 통하여 분사각도를 갖는 연료분사장치를 사용한다. 또한 이러한 수직분사제트는 가스터빈엔진의 후기연소기(after burner), 터빈블레이드의 막냉각에 사용되기도 하며, 최근에는 액체 램제트나 가스터빈엔진에서 연소불안정성을 능동적으로 제어하기 위한 2차 연료분사장치에도 사용된다. 일반적으로 수직분사제트의 분무구조는 3가지로 정의된다. 초기 분사 직후 분사기 출구의 크기에 비례하여 유지되는 액주영역(liquid column region), 유체의 분사속도와 공기유동장의 항력으로 분열이 시작되어 후류의 액적보다 다소 큰 액적이 존재하게 되는 액막분열영역(ligament region), 이후 후류로 진행될수록 아주 작은 액적으로 미립화 되는 액적영역(spray plume region, droplet region)이다[1]. 또한 분사제트의 분무구조는 크게 2가지로 구분 된다. 초기 실험 연료의 액체기둥인 액주영역과 분열지점 이후에 작은 액적들이 형성하는 액적영역의 궤적이다. 각각의 연료분무 궤적은 연소실에서 공기와 혼합하여 화염이 존재하는 거리를 유추할 수 있을 뿐만 아니라 인젝터의 설계에 따라 연소실의 형상을 결정하며, 연료의 착화에 앞서 액적의 증발과 연료와 공기의 혼합시간을 결정할 수 있다. 또한 연소불안정 제어를 위한 2차분무의 위치를 결정하며, 지연시간의 계산으로 능동제어의 화염 전달함수의 인자를 유추할 수 있다. 따라서 부정확한 연료분무 궤적에 대한 연구로 설계된 연소기는 성능저하와 화염의 불안정성을 초래하게 되고, 연소기의 성능에 큰 영향을 미치게 된다. 수직분사제트에 대한 이전의 연구는 모델링을 통한 이론적 연구와 PDA(Phase Doppler Anemometry), Schlieren, Mie scattering, 직접 사진촬영 기법 등을 이용하여 실험적으로 액주의 분열, 침투길이, 분무구조에 대하여 연구가 진행되어 왔다. 분사각도가 없는 수직분사에 대한 연구는 다음과 같다. Schetz와 Padhye 등[2]은 최대 침투 높이는 액체제트분사 모멘텀 플럭스를 공기흐름 방향으로 전환하는데 필요한 거리라고 언급하였고, 침투 높이는 노즐 지름의 약 6.25배이며, 액체/기체 모멘텀 플럭스 비에 관계된다고 하였다. Wu 등[3]은 액주영역의 궤적과 분열지점을 힘의 평형 자유물체도에서 유도하였다. Nguyen과 Karagozian 등[4]은 횡단류의 공기와 연료분무 액주의 상호작용을 수치 모델링을 통하여 연소조건과 비 반응조건에서의 궤적을 예측하였다. 또한 Tamaki 등[5]은 오리피스 내부 형상에 따라 결정되는 캐비테이션 현상에 대한 분열·분무 특성 연구를 수행하였다. 그리고 Fuller 등[6]이 정방향 분사각도(θ)의 분사제트에서 액주궤적 관계식을 Wu와 동일한 방법으로 유도하였으며, 액주 분열 위치의 연구는 각각의 분사조건 및 분무각도에 따라 고속으로 흐르는 공기에 의해 분열되는 aerodynamic breakup과 공기의 영향을 크게 받지 않고 제트 자체가 가지고 있는 관성의 힘과 난류에 의해 분열되는 non-aerodynamic breakup의 비율로 breakup regime parameter를 정의하고, 실험을 통하여 분열지점까지의 관계식을 유도 하였고, Costa 등[7]은 90° 보다 이전의 분사각도에 대한 연구로 분무의 액주영역 궤적식과 분열식은 횡단류 공기의 속도보다 분사속도에 의한 영향이 큼을 확인하였다. 따라서 본 연구에서는 고정밀 직접사진촬영과 레이저 응용 측정기법인 PLLIF(Planar Liquid Laser Induced Fluorescence ; 평면레이저 유도형광 측정기법)을 통하여 다양한 정방향의 분사각도에서 액주영역 분무궤적과 분열지점까지의 거리에 대한 관계식을 제시하고, 이전 연구결과와 비교분석을 진행하였으며 대향분사에 대한 관계식을 추가로 확인하고자 한다.

2. 실험방법

2.1. 실험 분사기 설계

실험에 사용된 인젝터의 출구 지름(d)은 0.5 mm로 고정하였으며, 내부는 오리피스와 챔버로 이루어졌다. 챔버의 지름(D)은 12 mm로 $D/d=24$ 이다. 여기서 오리피스 길이(L) 대 지름 비(L/d)에 따라서 분사기 내부유동의 종류가 결정이 되는데, 일반적으로 $L/d \leq 8$ 인 경우 수력튀김현상이 발생한다고 알려져 있으며[8], 그 외의 경우에는 캐비테이션 현상이 발생한다. 또한 챔버와 오리피스의 접선 구간의 곡률에 따라 캐비테이션이 발생하는 유동과 발생하지 않는 유동이 결정된다. 본 연구에서는 캐비테이션이나 수력튀김현상에 대한 분사기 내부유동에 대한 현상을 고려하지 않았으므로 곡률은 유입구의 반경(R)과 오리피스의 지름이 같은 $R/d=1$ 로 하였다. 보통 $R \geq 0.14d$ 일 경우에는 분사기 내부에 vena contracta가 형성되지 않아 캐비테이션이 발생하지 않는다고 알려져 있다[8]. Fig. 1은 본 연구에서 사용된 분사기의 형상에 대한 그림이며, 분사각도에 의한 분무특성을 확인하기 위하여 30°, 45°, 60°, 75°, 90°, 105°, 120°, 135°, 150°등 다양한 분사각도의 오리피스를 제작하여 실험을 수행하였다.

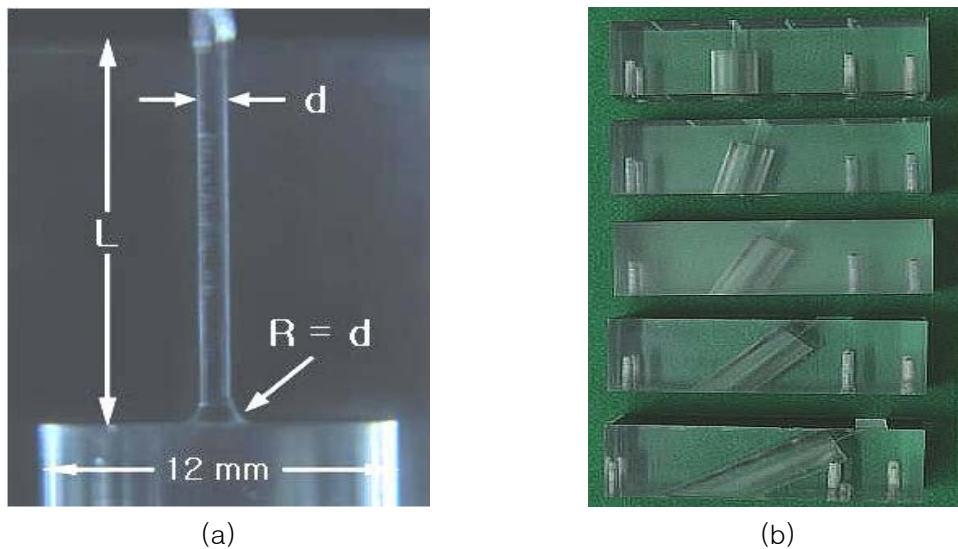


Fig. 1 Angled injector shape; (a) round-edge orifice [$L/d=20$], (b) Angled orifices

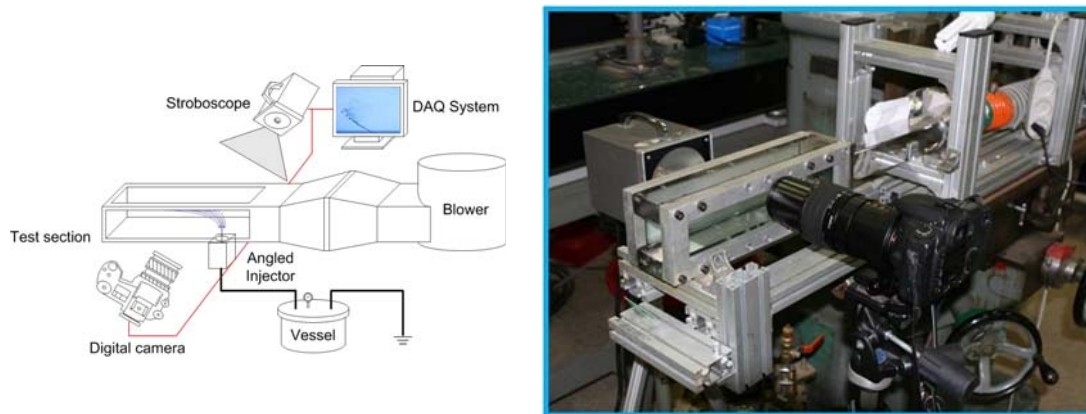
2.2. 실험방법 및 조건

분사각도가 30°, 45°, 60°, 75°, 90°인 정방향분사와 105°, 120°, 135°, 150°인 대향분사에 대한 분무의 액주영역 궤적과 분열지점까지의 거리를 측정하였다. 직접 사진촬영 기법으로 고정밀의 촬영이 가능한 Canon EF 100mm f/2.8 Macro USM 렌즈를 사용하여 액주영역의 궤적을 촬영하였고, 고 확대비 촬영이 가능한 Canon MP-E 65mm f/2.8 1-5x Macro Photo 접사렌즈를 이용하여 분열지점에 대한 이미지를 촬영하였다. 디지털 카메라 (Canon EOS 20D)와 광원인 스트로보스코프를 동기화하여 촬영하였으며 확대비는 pixel당

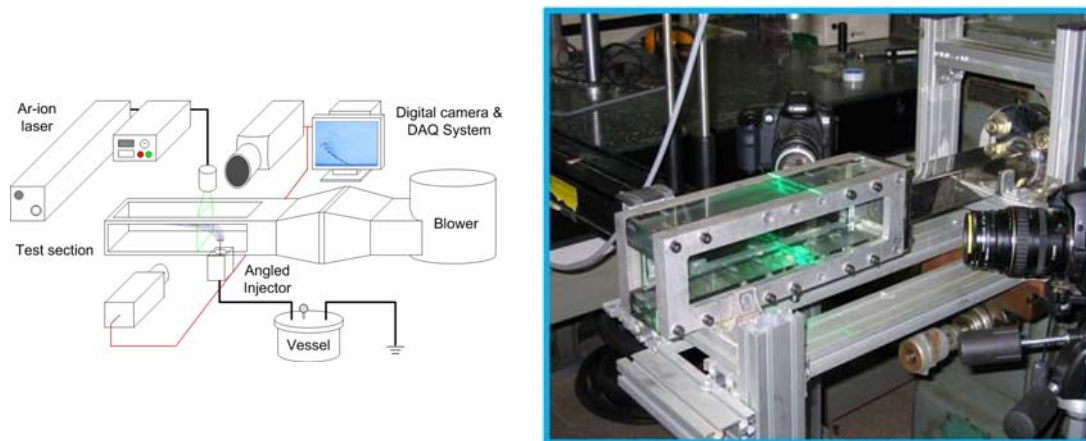
약 2~10 μ m 정도이다. 액주영역의 분무궤적과 분열지점까지의 사진은 각각 1000~3000장을 촬영하여 실험의 오차 범위를 5%이하로 들어오게 하였다[9]. 또한 직접 사진촬영 기법으로 획득한 궤적 및 분열길이 결과와 비교분석을 위하여 형광신호와 산란신호의 강도 값을 얻을 수 있는 PLLIF 기법으로 분무구조를 관찰하였다. Fig. 2는 본 연구에서 사용된 PLLIF 및 직접 사진촬영기법 실험장치의 사진이다. 실험을 수행하기 위하여 주사되는 레이저에 발광하는 Aldrich F245-6 형광염료의 혼합을 위해서 물과 에탄올을 4대 1(20%)로 섞었고, 실험연료의 캐비테이션 유동 특성을 관찰하기 위해 45 $^{\circ}$ C로 가열하였다. 실험연료의 비중은 Wu등[3]의 이전 연구결과와 유사한 연료를 사용하였으며, 실 연소기에서의 연료의 비중과 유사한 작동유체를 사용하였다. 가시화 영역의 크기는 50 x 50 x 330 mm 이며, 20마력 송풍기를 사용하여 60 m/s의 공기를 불어넣어 주었고, 공기 유동의 안정화를 위하여 공기 공급부에 Honeycomb을 설치하여 균일화 하였다. 레이저는 LEXEL사의 아르곤-이온 레이저를 사용하였으며 주사된 빔은 Dantec사의 Fiber-optics를 사용하여 평면광으로 전환하였다. 평면레이저유도형광 기법을 통하여 얻은 형광신호와 산란신호를 디지털 카메라 Canon EOS D30에 28-105mm 표준 렌즈를 장착하고 이미지의 확대를 위하여 vivitar의 2x 확대 렌즈를 장착하여 이미지를 크게 확대하여 촬영하였다. 그리고 양쪽의 카메라에 550nm파장을 검출하는 highpass filter와 514 \pm 5nm의 파장을 검출하는 bandpass filter를 장착하여 형광신호와 산란신호를 얻었고, 이미지프로세싱을 통하여 PLLIF 산란신호로 얻은 사진을 스캔하여 급격히 빛이 산란되는 지점을 분열지점으로 생각하여 실험값을 얻을 수 있었다.

Table 1. Experimental conditions

Parameter	Value
Air velocity	60 m/s
Air temperature	300 K
Fuel temperature	318 K (45 $^{\circ}$ C)
Fuel	Water : Ethanol = 4 : 1 (Ethanol 20%)
Orifice diameter	0.5 mm
Orifice shape	Round edged (L/d = 20)
Δ P [bar]	1, 2, 3, 4, 5
x/d [Normalized Transverse Distance]	40, 60, 80, 100, 120
Injection angle	30 $^{\circ}$, 45 $^{\circ}$, 60 $^{\circ}$, 75 $^{\circ}$, 90 $^{\circ}$ (forward injection) 105 $^{\circ}$, 120 $^{\circ}$, 135 $^{\circ}$, 150 $^{\circ}$ (reversed injection)



(a)



(b)

Fig. 2 Experimental apparatus; (a) Direct photograph, (b) PLLIF measurement

3. 실험결과 및 토의

3.1 분사각도 분무의 특성

실험의 공기속도는 60 m/s로 고정하였고, 연료의 속도에 대한 특성을 확인하고자 연료(물+에탄올)의 분사차압을 1~5 bar 즉, 액체/기체 모멘텀 플럭스 비, $q(\rho_{Fuel}v_{Fuel}^2 / \rho_{Air}v_{Air}^2)$ 의 값을 21~105로 변화하여 분사제트의 액주영역의 분무특성에 대하여 연구하였다. 이는 본 연구와 비교할 수 있는 선행연구의 모멘텀 플럭스비의 값이다. Fig. 3은 연료 분사차압이 3 bar, 모멘텀 플럭스 비가 65인 캐비테이션이나 수력튀김의 현상이 발생하지 않는 정상유동 분사기군에서 노즐 출구의 면을 기준으로 30°, 60°, 90°, 120°, 135°, 150°의 각도를 가진 수직분사의 분무사진이다. 90°이전의 정방향분사나 대향분사의 분무에서 연료의 속도 즉, q 값이 증가할수록 분사되는 제트의 속도가 증가하게 되므로 횡단류 공기유동장으로 침투거리가 커지게 됨을 확인할 수 있었다. 또한 분사각이 90°이하의 영역에서는 분사각도가 작아질수록 액주는 더욱더 곧게 되고, 침투거리는 다른 각도의 분사보다 작아지게 된다. 따라서

액주 표면의 전단응력이 상대적으로 작아지게 되므로 다른 각도에 비해 미립화 성능이 나빠지게 된다. 그리고 분사각도가 30°의 분사제트 속도는 불어오는 공기의 속도와 거의 유사하게 진행하게 되므로 액주가 공기에 의한 분열보다는 액주가 가지는 자유 진동에 의한 파장과, 관성력, 자체 난류의 효과로 분열되는 힘이 커지게 된다. 또한 낮은 q 영역에서 액주는 큰 wave를 가지며, 이로 인해 액주 표면이 뒤틀리고, 꼬임 현상으로 분열된다. 이를 chigier 와 Reitz 등[10]은 fiber-type의 분열이라고 언급하였다.

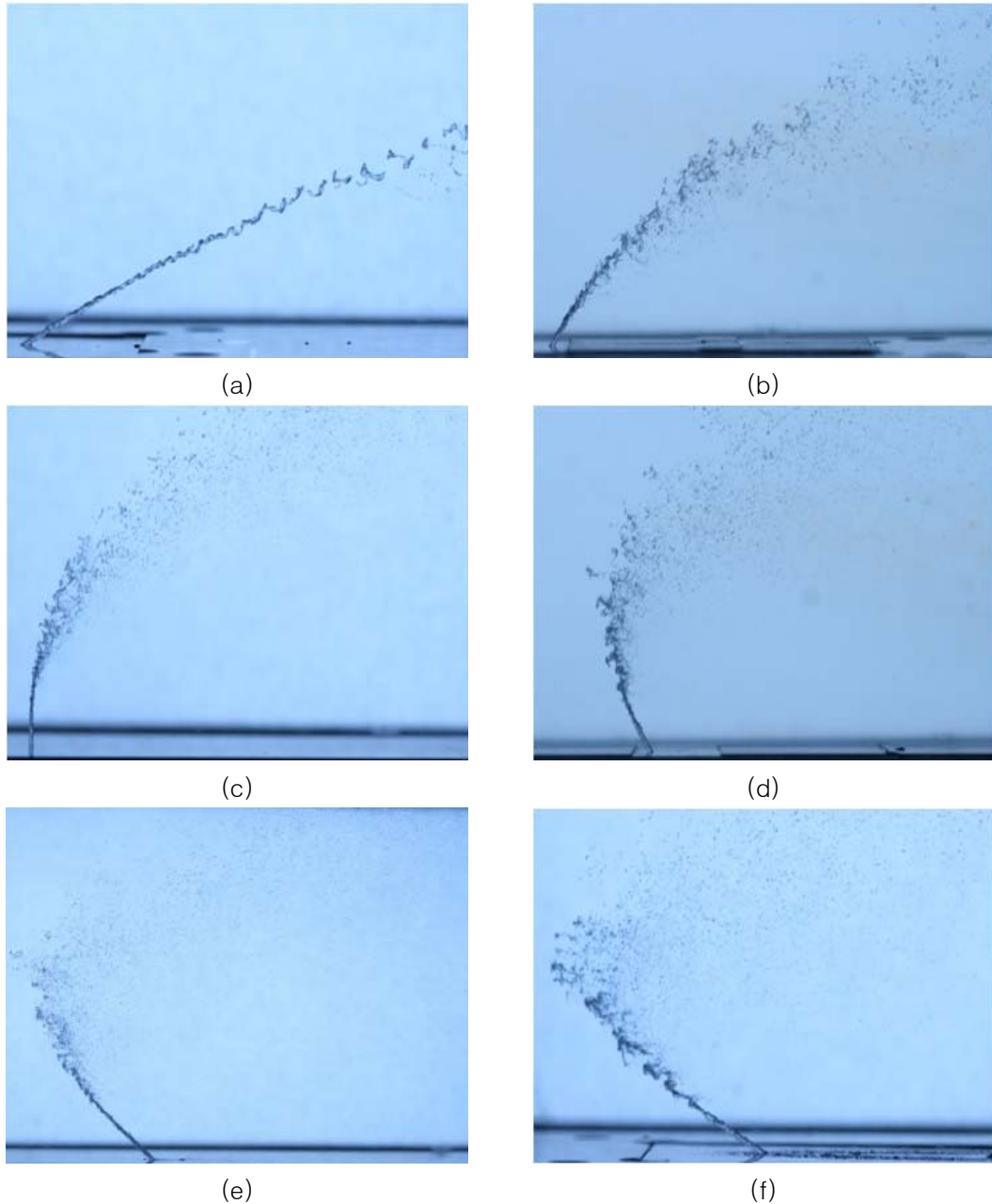


Fig. 3 Spray patterns at various angled injection ($\Delta P = 3$ bar, $q = 65$); (a) 30°, (b) 60°, (c) 90°, (d) 120°, (e) 135°, (f) 150° injections

3.2 실험연료 분사각도 분무에 의한 액주의 분무궤적

액주분무궤적과 분열지점의 이론식은 액주의 수평방향 가속력이 액주 전면에서 작용하는 공기역학적 힘과 같다는 가정으로 항력계수(C_D)와 x/d , 제트의 모멘텀 비(q)의 관계식으로 표현하였고, 최종 분사각도(θ)에 의한 경험식을 식 (1)과 같이 나타내었다. 또한 구형 액적의 2차 분열에 대한 시간 척도를 이용하여 수평방향과 수직방향의 분열길이를 예측하고 여러 가지 경우에서 실험적 결과로 타당성을 검증하였다[3][6]. 액주영역의 궤적은 항력계수에 의해 결정되고 Fuller 등[6]은 90° 이하의 각도에서 실험한 결과와 힘의 평형으로 유도된 식으로부터 얻은 이론값의 비교로 항력계수 값을 정의 하였다. 그리하여 모든 실험영역에서 30%정도 오차에 들어오는 범위를 설정하고, C_D 는 4.4의 값을 얻었다. Fig. 4 (a)는 본 실험에서의 분사각도 90° 이하에서 액주궤적의 실험값과 이론값의 비교를 통하여 얻은 항력계수 값이며, 이를 이전의 연구결과와 비교하여 보았다.

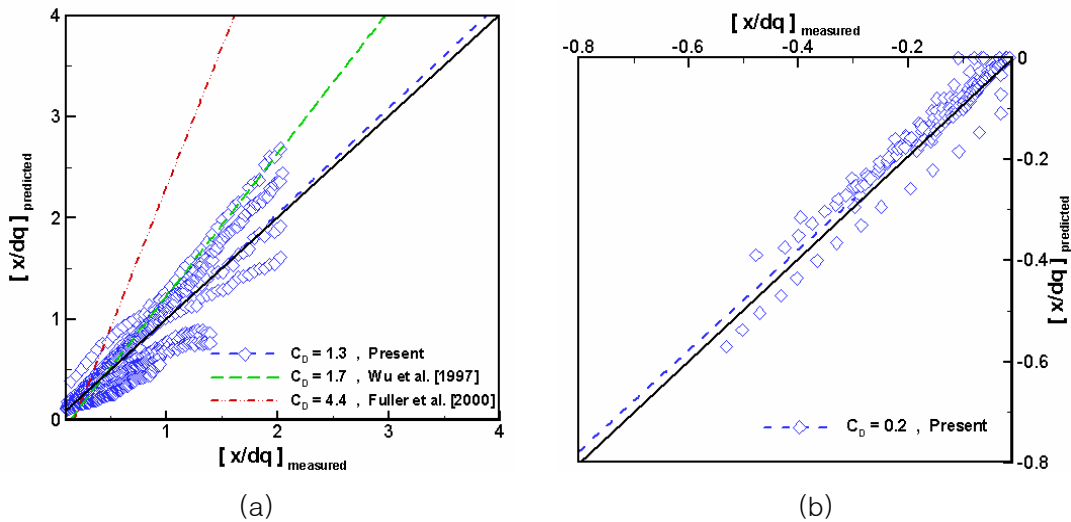


Fig. 4 Results of drag coefficient (C_D); (a) forward injection ($\theta \leq 90^\circ$), (b) reversed injection ($\theta > 90^\circ$)

본 실험에서는 30° , 45° , 60° , 75° , 90° 의 모든 영역에서 실험과 이론식의 오차를 5% 이내의 항력계수의 값으로 1.3을 얻었다. Wu 등은 90° 의 수직분사에서 연료의 종류, 분사기 출구의 지름, 공기의 속도 등을 변수로 획득한 액주영역 궤적으로부터 항력계수의 값을 1.7로 결정하였다. 본 실험의 결과는 Fuller가 제안한 항력계수의 값보다 Wu 등의 실험과 어느 정도 일치하는 결과를 보이고 있다. 이는 본 실험의 q 의 조건과 실험에서 사용된 연료의 종류가 물과 에탄올을 혼합한 연료로서 Wu 등의 실험과 유사하여 계수의 값이 유사함을 생각해 볼 수 있다. 또한 실험환경, 분사기 가공, 분사기 passage length의 오차로 인한 액주의 굽기의 차이에 의해서 항력계수 값이 다름을 확인할 수 있다. 본 실험에서의 액주영역 Re 값은 $5000 \leq Re_{fd} \leq 15000$ 으로 매끈한 원형 실린더에서 대략적인 항력계수 값이 1~1.5이므로 어느 정도 일치함을 알 수 있다. Fig. 4 (b)는 대향분사영역에서 액주영역 궤적식의

항력계수를 결정한 그래프이다. 대향분사 실험과 이론식을 비교하여 항력계수를 0.2로 결정하였다. 여기서, x 는 진행방향의 거리이고, y 는 침투방향의 거리, d 는 오리피스 출구의 지름, θ 는 분사각도, v_f 는 연료의 속도, v_a 는 공기의 속도에 대한 값이다.

$$\frac{x}{d} = \frac{1}{\pi} \frac{C_D}{q \sin^2 \theta} \left(1 - \frac{v_f \cos \theta}{u_a} \right)^2 \left(\frac{y}{d} \right)^2 + \frac{\cos \theta}{\sin \theta} \left(\frac{y}{d} \right) \quad (\text{식1})$$

3.3. 액주영역 분무궤적의 검증

실험으로 얻은 액주영역의 분무궤적을 이전연구와 비교 검증을 해보고 모든 분사각도에서 유용한지 분석을 진행하였다. Fig. 5는 분사각도가 30°, 60°, 90°에서 직접사진촬영기법에 의한 실험값과 평면레이저유도형광 기법에 의한 결과를 Wu 등[3]이나 Fuller 등[6]의 결과와 비교한 그래프이다. 아래 Fig. 5와 같이 30°와 60°의 경우는 Fuller의 결과와 약간 차이를 확인할 수 있는데, 이는 이전에 언급하였던 실험에 사용된 작동유체의 비중, 실험조건 및 항력계수의 값이 다르므로 다소 차이가 있는 것으로 확인할 수 있었다. Fig. 5 (c)의 90° 분사각도를 가진 분사기군에서 측정된 실험값과 이전 연구결과와의 비교 그래프에서도 마찬가지로 각각 실험의 항력계수 차이로 Wu와 Fuller, 현재의 연구가 다소 차이를 보이고 있다. 본 연구에서는 이전 연구결과보다 다양한 각도 실험에서의 결과를 통해 이론값과 실험값의 오차를 최소(5%)로 하여 분사각도에 의한 액주의 분무궤적을 도출하였다. 또한 90° 분무의 결과에서 Wu의 항력계수와 비슷한 값을 가지는데 이는 앞에서 언급하였던 실험조건 및 분사기 형상 등이 거의 유사하기 때문에 실험 결과들의 타당성을 증명하였다. 정방향분사각도를 가지는 경우에는 이전 연구결과와 실험조건 및 실험유체의 종류 등이 달라 차이를 보이고 있음을 확인하였다. Fig. 6은 120° 150° 분사기의 대향분사 실험으로부터 얻은 액주영역궤적 실험식을 각각의 각도별의 데이터와 비교한 그래프이다. 대향분사의 실험식의 경우 계수가 0.2일 때 실험값과 잘 맞는 것을 확인할 수 있었으며, 이를 검증하기 위해 105°, 135°등의 추가 실험으로 확인해본 결과 모든 영역에서 분사제트의 액주영역 궤적이 일치함을 확인하였다.

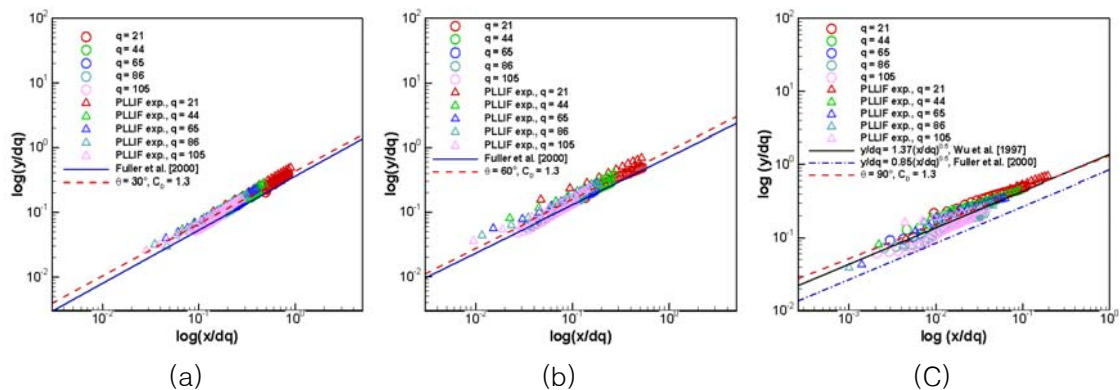


Fig. 5 Comparison with previous and present studies correlated with liquid column trajectory results at forward injection ($\theta \leq 90^\circ$); (a) 30°, (b) 60°, (c) 90° injection

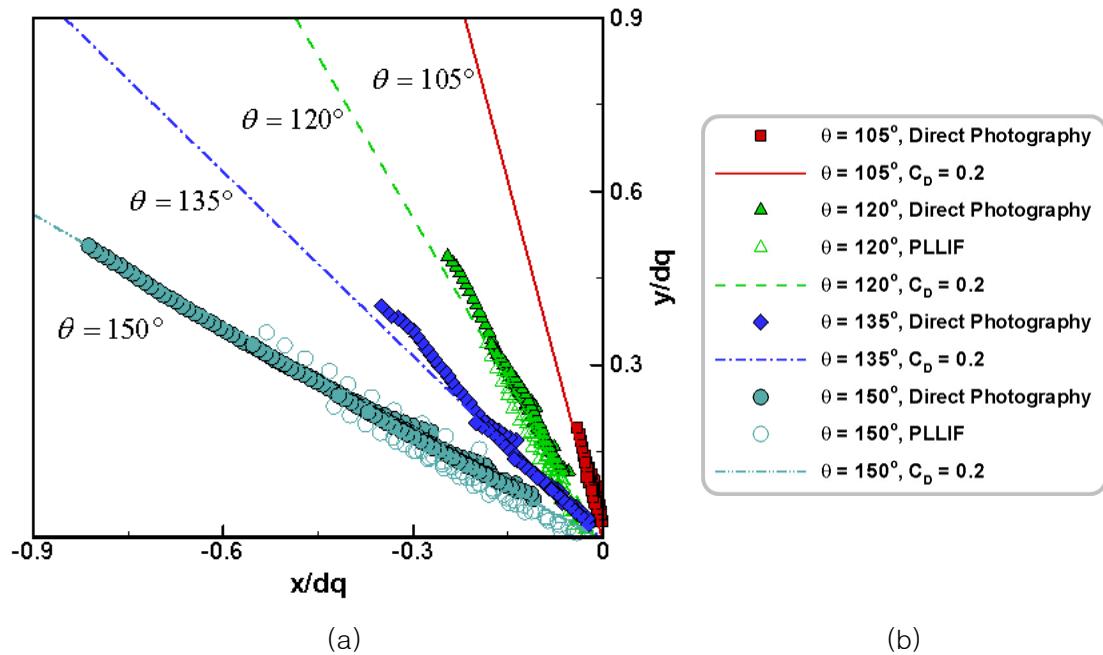


Fig. 6 Results of correlated with liquid column trajectory in reversed injection ($\theta > 90^\circ$); (a) correlation graph, (b) legend

3.4. 분열지점거리의 특성

Figure 7은 여러 분사각도 분무의 실험에서 얻은 액주영역과 액적영역의 경계선인 분열지점까지 거리를 나타내는 그래프이다. 대향분사의 경우는 분사기 출구를 기준으로 반대방향으로 분무되게 된다. 따라서 본 실험에서는 다른 분사각도의 결과와 비교하기 위하여 측정된 분열지점까지의 거리를 방향에 상관없이 절대값으로 취하여 비교하여 보았다. Wu 등[3]은 90° 분사각도의 경우 분열지점까지 후류로의 진행거리(x방향), 공기유동장의 침투거리(y방향)의 관계식을 실험을 통하여 밝혀내었다. 본 연구의 결과에서 90° 분무의 경우에는 Wu의 식과 대부분 일치함을 확인할 수 있었고, 이는 궤적의 결과에서 항력계수의 값이 유사하였기 때문이라고 생각할 수 있었다. Fig. 7(a)는 공기유동에 측방향 분열에 대한 그래프이다. 분사각도가 90° 분사와 유사한 60° , 75° 및 105° , 120° 분사의 경우는 진행방향의 분열지점의 위치가 비슷한 경향을 보이고 있다. 하지만 진행방향의 반대방향으로 분사되는 대향분사인 경우에는 빠르게 유입되는 공기유동에 반대방향으로 분사가 되므로 공력학적 힘에 의해서 분열지점까지 거리가 정방향분사보다 더 짧은 것을 확인할 수 있었다. 30° 와 150° 의 경우에는 전체적으로 공기의 유동장의 수직면에 유사하게 분사되는 나머지 분사각도의 결과의 경우보다 더 큰 값을 가진다. 이는 연료제트가 공기의 힘에 의해 분열되는 것이 아니라 액체제트가 가지는 힘에 의해 분열되는 경향을 보여 진행방향의 분열지점까지의 거리가 다른 분사기군들 보다 다소 큰 값을 갖는 것으로 생각한다. 150° 대향분사의 경우도 마찬가지로 공기유동방향의 반대방향으로 침투하기 때문에 30° 보다는 더 작은 값을 가지는 경향이 있다. 하지만 150° 의 경우 대향분사임에도 불구하고 분열지점까지의 진행거리가 30° 의 분사와 비슷한 경향을 보인다. 이는 q 값이 증가함에 따라 대향분사 또한 역시 침투거리는 어느 정도 유지가 되며, 유지된 침투거리가 지나게 되면 급격히 미립화 되는 현상을

볼 수 있기 때문이다. Fuller 등[6]은 저각으로 분사되는 경우에 침투거리는 공기의 속도에 의한 분열보다는 분무속도에 영향이 있다고 언급하였으며, 90°까지 수행한 결과에서 분사각도의 크기가 커질수록 분열지점까지의 축방향 거리는 짧아진다고 하였다. 본 실험으로 90°의 경우는 Wu등이 제시한 분열식과 유사한 경향을 알 수 있고, 그 이하는 Fuller등의 내용과 잘 일치하고, 일반분사와 대향분사 상관없이 모두 공기의 유동방향의 수직인 면에 가깝게 분사될 수록 분열지점까지의 거리는 짧아지는 것을 확인할 수 있었다. Fig. 7(b)은 침투방향의 분열지점까지의 거리에 따른 결과를 나타낸 그래프이다. 그래프의 결과에서 90°이전의 분사각도 영역에서 낮은 각도를 가진 분사기일 수록 상대적으로 작은 침투거리를 가지므로 다른 각도의 분사기들 보다 침투방향의 분열지점까지 거리가 짧다. 또한 분사차압이 커지면 침투거리가 커져서 전체적으로 분열점이 길어지는 것을 확인할 수 있다. 30°분사의 경우는 공기의 유동속도와 제트의 속도가 거의 같다. 또한 30°분사의 경우는 다른 각도의 분사보다 큰 미립화가 되지는 못한다. 따라서 침투방향의 분열지점까지 거리 역시 거의 일정하게 유지됨을 확인할 수 있었다. 대향분사 150°경우에서 진행방향의 분열지점까지 거리는 30°와 비슷하나 대향분사의 특성에 의해 궤적이 위로 말려 올라가면서 침투방향의 분열지점까지 거리는 상대적으로 다소 큰 값을 갖는다. 또한 60°와 120°의 경우에는 대향과 일반 분사의 상관없이 침투방향 분열지점까지 거리가 비슷한 값을 가진다. 그리고 분사차압이 작은 영역에는 분열길이의 차이가 없으며, 분사차압이 큰 영역에서는 그 차이가 보임을 확인할 수 있었다. 또한 침투방향의 분열지점까지의 거리도 마찬가지로 일반분사와 대향분사 상관없이 모두 공기의 유동방향의 수직인 면에 가까운 75°, 90°, 105°분사는 분열지점까지의 거리가 짧아지는 것을 확인할 수 있었다.

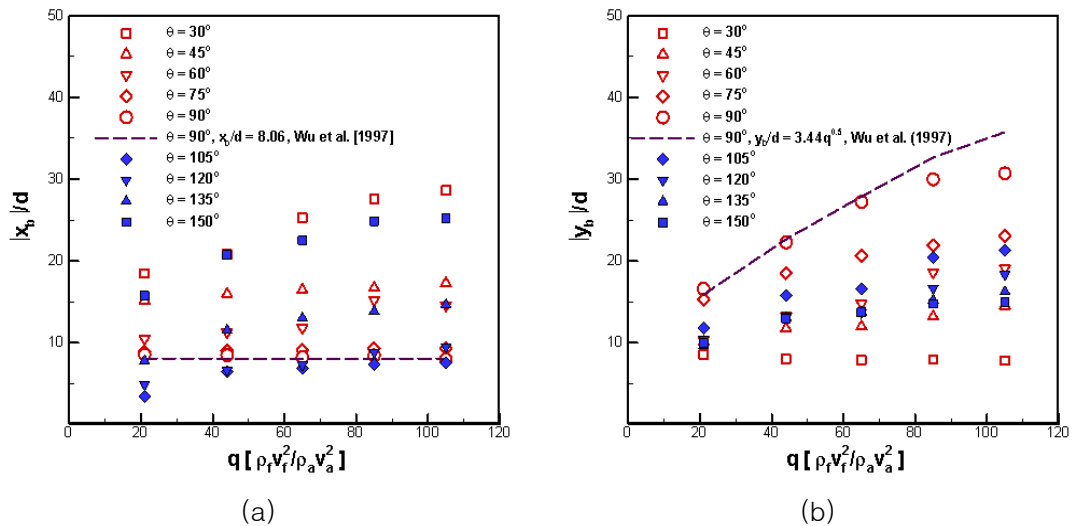


Fig. 7 Results of breakup length; (a) axial distance (x-direction), (b) penetration distance (y-direction)

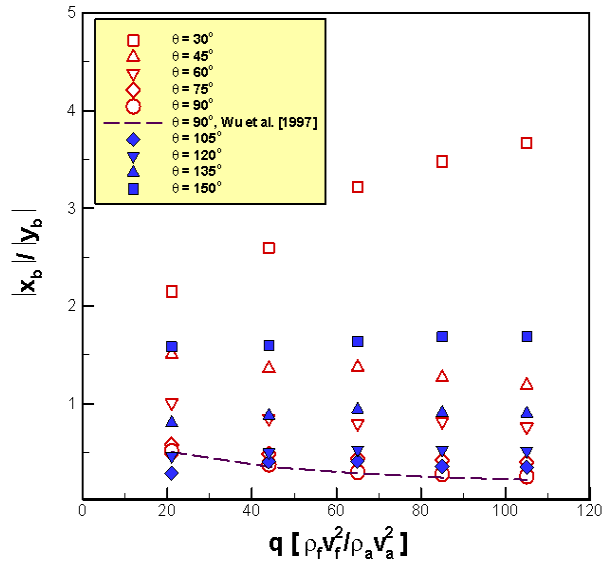


Fig. 8 The ratio of liquid column breakup length with normalized axial and penetration distance

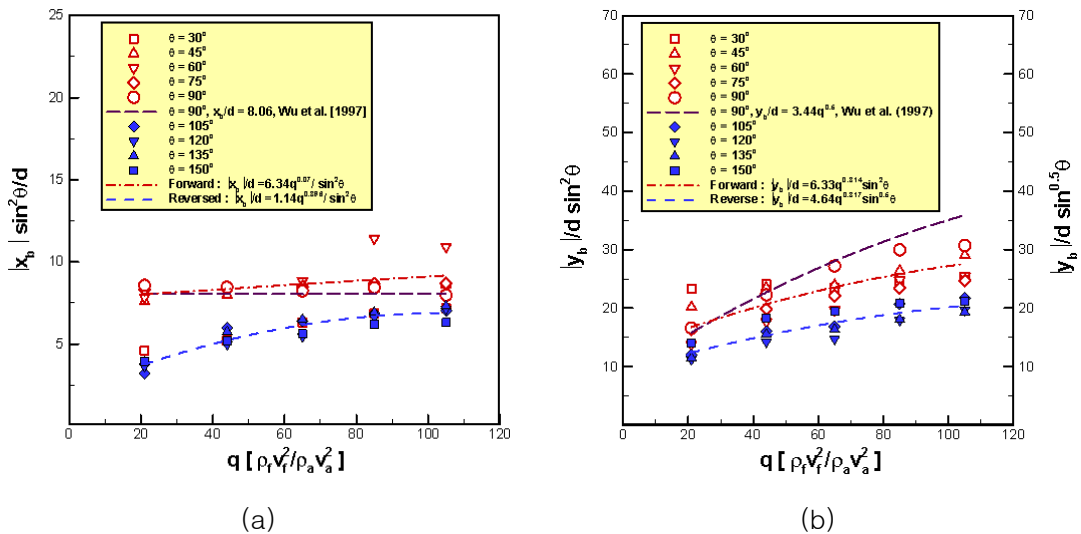


Fig. 9 Empirical formula of liquid column breakup length; (a) axial distance, (b) penetration distance

Figure 8은 유동에 진행방향과 침투방향의 분열지점까지 거리의 비율에 대한 결과이다. 공력학적 항력의 영향보다 액체 제트의 속도에 의해 분열특성을 갖는 30°의 분사를 제외하고는 각각의 실험결과가 거의 일정한 값들을 유지하고 있었다. 이에 본 연구에서는 아래 Fig. 9와 같이 모든 분사각도 분무의 진행방향과 침투방향의 분열지점까지 거리에 대한 실험식을 제시할 수 있었다. 분열지점 까지 거리에 대한 경험식은 식 (2), (3), (4), (5)와 같으며 정방향분사와 대향분사에 따라 공기유동에 진행방향과 침투방향의 분열거리 관계식이 다를 것을 확인하였다.

(정방향분사, forward injection)

$$\left[\frac{|x_b|}{d} \right]_{\theta \leq 90^\circ} = \frac{6.34 q^{0.07}}{\sin^2 \theta} \quad (\text{식2})$$

$$\left[\frac{|y_b|}{d} \right]_{\theta \leq 90^\circ} = 6.33 q^{0.314} \sin^2 \theta \quad (\text{식3})$$

(대향분사, reversed injection)

$$\left[\frac{|x_b|}{d} \right]_{\theta > 90^\circ} = \frac{1.14 q^{0.39}}{\sin^2 \theta} \quad (\text{식4})$$

$$\left[\frac{|y_b|}{d} \right]_{\theta > 90^\circ} = 4.64 q^{0.317} \sin^{0.5} \theta \quad (\text{식5})$$

4. 결 론

수직분사제트에서 대향분사 영향에 대한 분무특성의 실험적 연구를 통하여 아래와 같은 결과를 얻을 수 있었다. 이는 고속 추진기관의 연소기 및 연료분사기 수치해석 연구의 기초자료와 연소불안정 제어를 위한 2차분사장치의 위치 설정 등 연소기의 최적설계 및 개발에 가장 중요한 인자로서 활용이 가능하다.

- 1) 실험을 통하여 액주영역의 궤적과 분열지점까지의 거리는 연료분사 속도, 공기의 속도에 의한 연료/공기 모멘텀 플럭스(q)와 분사각도(θ), 항력계수(C_D)의 함수임을 확인하였다.
- 2) 고정밀 직접사진촬영기법과 평면레이저유도형광실험으로 얻은 액주영역 궤적과 분열지점까지 거리를 이전 연구결과와 비교 분석하였으며, 실험유체 및 실험조건에 따라 영향을 받음을 확인하였다.
- 3) 분사각도에 의한 액주영역의 궤적 실험식을 도출하였으며, 일반적인 공기유동 방향과 일치하는 정방향분사의 대한 액주궤적 실험식과 공기유동 방향과 반대방향으로 분사되는 대향분사 액주궤적 실험식과는 항력계수라는 상수의 값에 차이가 나며 여러 분사각도에서 추가 실험으로 분석한 결과 모든 분사각도에서 일치하고 있음을 확인하였다.
- 4) 분사각도에 의한 분열길이 특성의 결과로 분무각도가 30°의 경우에는 비 공기역학적 힘의 영향(non-aerodynamic effect)으로 분열길이가 공력학적 힘보다 분사속도에 관련이 있음을 확인하였으며, 공기유동에 역방향으로 분사되는 대향분사의 경우에는 분열길이의 특성이 공기역학적(aerodynamic effect) 힘에 의존됨을 확인할 수 있었다. 또한 이러한 분사각도에 의한 분열길이의 관계를 실험식으로 유도할 수 있었다.

5. 참고문헌

- [1] Schetz, J. A. and Padhye, A., "Penetration and Breakup of Liquids in Subsonic Airstreams", *AIAA Journal*, 15, 1977, 1385-1390.
- [2] Schetz, J. A., Kush, E. A., Joshi, P. B., "Wave Phenomena in Liquid Jet Breakup in a Supersonic Crossflow", *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 7, 1980, pp. 774-778.
- [3] Wu, P. -K., Kirkendall, K. A., Fuller, R. P., and Nejad, A. S., "Breakup Processes of Liquid Jets in Subsonic Crossflows", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 1, 1997, pp. 64-73.
- [4] Nguyen, T. T., and Karagozian, A. R. "Liquid Fuel Jet in Subsonic Crossflow", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 1, 1992, pp. 21-29.
- [5] Tamaki, N., Shimizu, M., Nishida, K., and Hiroyasu, H., "Effects of Cavitation and Internal Flow on Atomization of a Liquid Jet", *Atomization and Sprays*, Vol. 8, 1998, pp. 179-197.
- [6] Fuller, R. P., Wu, P. -K., Kirkendall, K. A., and Nejad, A. S., "Effects of Injection Angle on Atomization of Liquid Jets in Transverse Airflow", *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 1, 2000, pp. 64-72.
- [7] Costa, M., Melo, M. J., Sousa, M. M., and Levy, Y., "Spray Characteristics of Angled Liquid Injection into Subsonic Crossflow", *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 3, 2006, pp. 646-653.
- [8] Vennard, J., *Elementary Fluid Mechanics*, Wiley, New York, 3rd ed., pp. 216-219.
- [9] Lefebvre, A. H., *Atomization and Sprays*, Hemisphere Publishing Corp. Philadelphia, 1989.
- [10] Chigier, N., Reitz, R. D., *Regimes of Jet Breakup and Breakup Mechanisms, Spray Atomization and Drop Burning Phenomena Vol. 1*, edited by K. Kuo.
- [11] Inamura, T. and Nagai, N., "Spray Characteristics of Liquid Jet Traversing Subsonic Airstream", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 2, 1997, pp. 250-256.
- [12] Wu, P. K., Kirkendall, K. A., Fuller, R. P., and Najad, A. S., "Spray Structures of Liquid Jets Atomized in Subsonic Crossflows", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 2, 1998, pp. 173-182.
- [13] Inamura, T., "Trajectory of a Liquid Jet Traversing Subsonic Airstreams", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 16, No. 1, 2000, pp. 155-157.