

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2023.27.1.027>

소형로켓엔진에 적용된 스월 동축형 인젝터의 형상변수와 기체-액체 운동량 플럭스 비에 따른 분무특성

안현중^a · 강운형^a · 김정수^{b,*}

Spray Characteristics According to the Variation of Design Parameters and Gas-liquid Momentum-flux Ratio in a Swirl-coaxial Injector Applied to Small Rocket Engine

Hyun Jong Ahn^a · Yun Hyeong Kang^a · Jeong Soo Kim^{b,*}

^aDepartment of Mechanical Engineering, Graduate School, Pukyong National University, Korea

^bSchool of Mechanical Engineering, Pukyong National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

ABSTRACT

To understand the atomization performance in gas-liquid swirl-coaxial injector applied to a small rocket engine, a cold-flow test was performed by varying the design parameters and supply condition of propellants. As the swirl-chamber diameter and the angle of the convergent section, which are design parameters of injector increased, the spray performance of the injector improved by increasing the swirl strength. In addition, as the gas-liquid momentum-flux ratio increased, the gas flow separated some of the droplets from the liquid film, and a gas-droplet mixture core was formed in the center of the spray sheet.

초 록

소형로켓엔진에 적용되는 기체-액체 스월 동축형 인젝터의 분무성능을 파악하고자 형상변수와 추진제의 공급조건을 변화시켜 수류시험을 수행하였다. 인젝터의 형상변수인 스월 챔버의 직경 및 수축부의 각이 증가할수록 스월 강도가 증대되어 분무성능이 향상되었다. 또한, 기체-액체의 운동량 플럭스 비가 증가함에 따라 기체 유동이 액적 일부를 분무액막에서 이탈시켜, 분무시트의 중심부에서 gas-droplet mixture core가 형성되었다.

Key Words: Small Rocket Engine(소형 로켓 엔진), Swirl-coaxial Injector(스월 동축형 인젝터), Spray Performance(분무성능), Swirl Strength(스월 강도), Momentum-flux Ratio(운동량 플럭스 비)

Received 4 January 2023 / Revised 6 February 2023 / Accepted 13 February 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

액체로켓엔진의 인젝터는 액체 추진제를 높은 수밀도(number density)의 액적(droplet)으로 변화시켜 기화와 더불어 혼합 및 연소가 원활히 이루어지도록 하는 중요한 기능을 담당하므로 엔진 성능과 매우 밀접한 관계를 가지며, 분사 방식에 따라 크게 충돌형(impinging), 핀틀형(pintle), 그리고 동축형(coaxial)으로 구분된다. 충돌형 방식은 구조가 간단하지만 연소실에 분사된 추진제의 불균일한 분포에 의해 연소 불안정성(combustion instability)을 발생시킬 수 있다[1]. 그에 반해 동축형 방식은 연소 불안정이 낮고, 핀틀형 방식보다 설계 및 가공이 단순하다는 장점을 지닌다[2]. 동축형 인젝터는 전단(shear) 방식 및 스윙(swirl) 방식으로 구분되는데, 그중 스윙 동축형 인젝터는 뛰어난 액적 미립화(atomization) 및 추진제 혼합(mixing) 성능에 기인하는 우수한 연소효율을 동반하므로 로켓엔진, 가스터빈, 내연 기관 등에서 사용되는 연소기의 핵심 구성 요소이다[3,4].

스윙 동축형 인젝터는 Fig. 1과 같이 접선(tangential) 방향의 유입구, 스윙 챔버, 수축부, 그리고 오리피스로 구성된다. 스윙 챔버로 유입되는 유체는 강한 접선 방향의 운동량(momentum)을 생성하게 되고, 수축부 및 오리피스를 거쳐 각 속도가 가속되어 연소실로 분사된다. 분사되는 액체 추진제는 원추형 분무시트(conical spray sheet)를 형성하고, 이는 액막(liquid film), 액주(liquid ligament), 그리고 액적의 과정을 거쳐 작은 크기의 액적군으로 미립화된다. 이러한 스윙을 가진 유동은 연소시 미립화된 액적의 균일(uniform)한 분포 및 재순환 영역(recirculation zone)을 통해 연소성능 및 연소 안정성을 향상시킨다[5,6].

추진제의 미립화와 관련된 대표적인 성능지표 중 하나인 스윙 강도(swirl strength)는 인젝터의 스윙 챔버에 유입되는 추진제 접선 속도의 지배적인 영향을 받는데, 이러한 스윙 강도의 특성을 파악하기 위한 연구가 현재까지 활발히 진행되고 있다[7-10]. Lucca-Nergo와 Doherty[7]는 스윙 강도를 나타내는 무차원수인 스윙 수(swirl

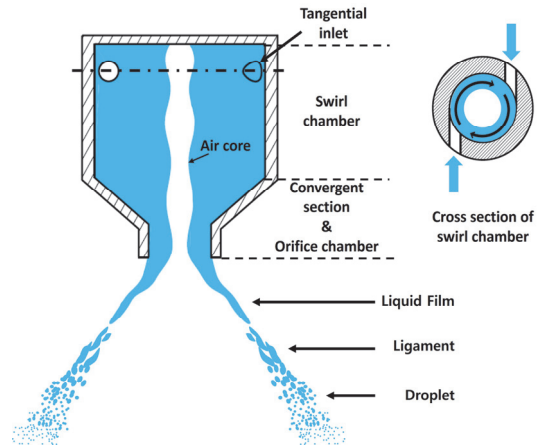


Fig. 1 Schematic of the flow formed by a swirl-coaxial injector.

number, S_n)가 0.6보다 높을 때 재순환 영역이 형성된다고 주장하였다. 또한, Hosseini 등[8]은 스윙 인젝터를 통해 생성된 메탄-공기 혼합물의 확산화염에 대한 화학 반응, 열 유속, 그리고 난류 유동을 해석한 바 있다. 그 결과, 스윙 강도가 증가할수록 재순환 영역이 발달하였고, 화염의 열교환 면적이 증대되어 질소산화물(NO_x)이 감소하였으며, 연소효율은 향상되었다. Kim 등[9]은 스윙 인젝터의 내부 유동 특성을 관찰하기 위하여, 전기전도도 방식(electric conductance method)을 이용하여 스윙 인젝터 내부의 액막 두께를 측정하였고, 실험 결과를 바탕으로 물성치 및 주입압력 조건이 고려된 액막 두께에 대한 경험식(empirical formula)을 제시하였다. 또한 Amini[10]는 momentum integral 기법을 사용하여 스윙 강도가 약한 경우, 스윙 챔버 내에서 경계층 유동이 성장하게 된다는 것을 수치적으로 해석하였다. 이러한 스윙 강도에 관한 연구들을 통해 스윙 유동은 연소에 다양한 형태로 영향을 끼치는 것이 확인된다.

기체-액체 스윙 인젝터의 경우, 미립화 성능뿐만 아니라 기체의 혼입(entrainment)에 따른 분무시트의 특성 변화를 관찰하여 혼합 성능을 파악하는 것 또한 중요하다[11-13]. Anand 등[11]은 기체 중심 스윙 인젝터의 성능을 파악하고자 sauter mean diameter 및 분무 패턴을 관찰하였

고, 기체-액체 운동량 플럭스 비(momentum-flux ratio, J)가 증가할수록 액적의 크기가 점차 감소하는 것을 확인하였다. 또한, Park 등[12]은 J 가 증가할수록 기체의 속도 섭동(perturbation)이 증대되어 액막의 떨림을 상승시킨다고 주장하였으며, Schumaker 등[13]은 J 가 액막 분열에 미치는 영향을 관찰한 바 있다.

현재까지 기체-액체 스윙 인젝터 중 기체중심 스윙 인젝터에 관한 많은 연구가 수행되었지만, 액체 중심의 스윙 인젝터에 관한 연구는 활발히 수행되지 못하였다. 본 연구에서는 소형로켓엔진에 적용되는 액체중심 스윙 동축형 인젝터의 분무성능을 파악하고자, 인젝터의 형상변수에 따른 스윙 강도와 기체-액체 운용조건 변화에 따른 혼합 성능이 분무특성에 미치는 영향을 수류시험을 통해 관찰하고, 그 결과를 기술한다.

2. 시험 장치 및 방법

분무장치(Spray Generation System, SGS) 및 가시화 장치의 개략도를 Fig. 2에 도시한다. 분무장치는 물탱크, 밸브, 압력센서, 그리고 유량계로 구성되고, 후단에는 소형로켓엔진에 사용되는 인젝터가 장착된다. 수류시험에서는 물을 모사추진제로 사용하고, 기체 추진제는 기체질소로 대체한다. Fig. 3에 제시된 바와 같이, 물은 탱크에서 기체에 의해 가압되어 압력센서, 밸브, 그리고 터빈 유량계를 거쳐 인젝터로 분사된다. 액체의 유량 및 압력 측정을 위해 $\pm 0.5\%$ reading 정밀도를 가지는 터빈 유량계(OMEGA Eng.사의 FTB-201)가 사용되고, $\pm 0.25\%$ full-scale 정확도를 가진 압력센서(OMEGA Eng.사의 PX-309)가 배관에 부착된다. 기체질소의 질식(choke)된 유량은 오리피스 전·후단에 부착된 압력센서를 통해 획득된 데이터로부터 계산된다. 센서 데이터들은 100 Hz로 샘플링되어 데이터 수집 및 제어 장치(Data Acquisition and Control System, DACS)를 통해 실시간으로 저장된다.

역광가시화 장치는 광원(SIGMA KOKI사의 IMH-250)과 초고속카메라(High Speed Camera,

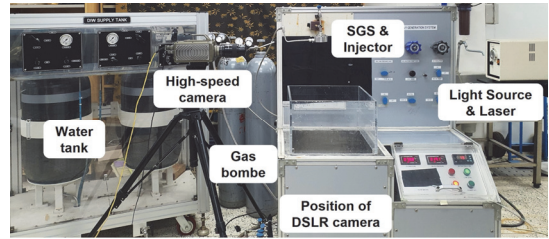


Fig. 2 Overviews of SGS & visualization system.

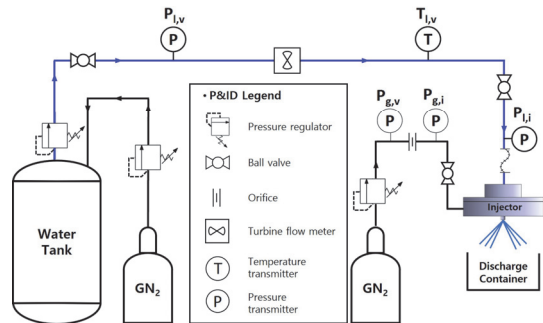


Fig. 3 P&ID for cold-flow test.

HSC)로 구성되며, 촬영된 이미지는 후처리 과정(post-processing)을 거쳐 인젝터의 분무특성 분석에 이용된다. 후처리 과정은 분무특성인 분무각(spray angle) 및 분열길이(breakup length)를 결정하는 과정으로, 분무각은 연속된 이미지를 평균화하여 후처리 과정인 image gradient를 통해 도출된다. Image gradient는 이미지의 강도가 급격하게 변화하는 구간을 찾는 방식으로, Eq. 1과 같이 이미지의 픽셀(pixel)값(f)을 x 축 방향과 y 축 방향으로 편미분한 후, Eq. 2와 Eq. 3을 이용하여 놈(norm)과 방향(direction)을 획득한다.

$$\nabla f = \left[\frac{\partial}{\partial x} f \quad \frac{\partial}{\partial y} f \right]^T = [f_x \quad f_y]^T \quad (1)$$

$$|\nabla f| = \sqrt{f_x^2 + f_y^2} \quad (2)$$

$$\theta = \tan^{-1} \frac{f_y}{f_x} \quad (3)$$

또한, 분열길이는 액주와 액적의 경계값을 도출하여 최종적으로 결정된다.

레이저 가시화 장치는 DPSS Laser (Laser Animation사의 Blitz laser, $\lambda = 532 \text{ nm}$), 원통

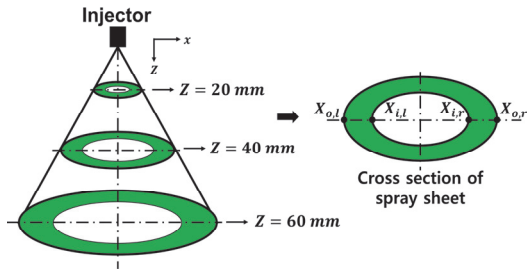


Fig. 4 Cross-section of spray illuminated by laser sheet.

(cylindrical) 및 구면(spherical) 렌즈, 그리고 DSLR camera로 구성된다. 분무 단면의 가시화는 Fig. 4와 같이 injector tip으로부터 수직 방향으로 20, 40, 그리고 60 mm 떨어진 위치에서 수평(horizontal) 방향으로부터 65°, 55°, 그리고 50°로 각각 설정된 촬영 각도로 이루어진다. 이때 촬영 각도는 각 위치에서 측정 가능한 최대 경사 값이다. 촬영된 이미지는 후처리 과정을 거쳐 분무 단면의 장축 경계점인 $X_{o,l}$, $X_{i,l}$, $X_{i,r}$, 그리고 $X_{o,r}$ 지점의 획득과 장축 상의 레이저 강도 조사에 이용된다.

본 연구에 사용된 스윙 동축형 인젝터는 진공 추력 200 N급의 추력기에 사용하기 위해 설계되었다. 시험에 사용된 액체 중심 스윙 동축형 인젝터의 단면도가 Fig. 5에 도시되고, 인젝터의 형상변수 변이는 Table 1에 요약된다. 액체 중심 스윙 동축형 인젝터 내 산화제는 중심에서 스윙을 가지고, 연료는 그 주변에서 환형 제트(jet)의 형태로 연소실에 분사된다. 스윙 강도를 극대화하고자 스윙 챔버의 직경과 수축부의 각을 동시에 증가시켰고, 접선 방향의 유입구 개수에 대한 효과 또한 관찰되었다. 인젝터의 설계변수들은 인젝터의 작동 유체가 점성유체인 경우의 설계 기법을 참고하여 계산되었다[14].

Table 2에 요약하는 바와 같이. 기체와 액체의 운용조건(operating condition)에 따른 분무성능변이에 대한 고찰도 진행되었다. 스윙 강도는 액체의 질량 유량(mass flow-rate of liquid, \dot{m}_l)을 25 g/s에서 100 g/s까지 25 g/s씩 변화시켜 관찰되었고, 혼합 성능을 관찰하기 위해 기체-액체

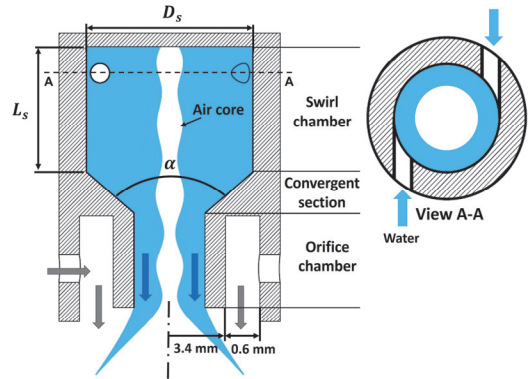


Fig. 5 Schematic of gas-liquid swirl-coaxial injector (non-scale).

Table 1. Geometric parameter variation of swirl-coaxial injector.

Case No.	Swirl chamber dia. (D_s) [mm]	Angle of convergence section (α) [°]	Number of tangential inlet port
I1.3	12.00	60	3
I2.3	13.96	70	
I3.2	15.92	80	2
I3.4			4

운동량 플럭스 비를 실험변수로 채택하였다. 운동량 플럭스 비는 단위 시간당 단위 면적을 통하여 공급되는 액체의 축 방향 운동량에 대한 기체제트(jet)의 운동량 비로써, Eq. 4와 같이 정의된다.

$$J = \frac{\rho_g u_g^2}{\rho_l u_{l,avg}^2} \quad (4)$$

여기서, $u_{l,avg}$ 와 u_g 는 오리피스에서의 액체 축 방향 평균속도와 기체제트의 속도를 각각 의미한다. 혼합 성능시험에는 스윙 챔버의 직경 및 수축부의 각이 가장 큰 인젝터 I3.3이 사용되었고, 액체의 유량을 50 g/s로 고정된 채, 기체의 유량만을 조절하여 운동량 플럭스 비를 0.025부

Table 2. Conditions of cold-flow test.

Parameter	Value
Mass flow-rate of liquid, \dot{m}_l (g/s)	25-100
Mass flow-rate of gas, \dot{m}_g (g/s)	0-5.9
Momentum flux ratio	0-0.5

터 0.5까지 증가시켜 수류시험이 수행되었다. 인젝터의 성능은 유량 계수, 분무각 및 분열길이 등을 통해 정량화되었다.

3. 시험 결과

3.1 스윙 강도에 따른 미립화 성능

스윙 수는 Eq. 5와 같이 정의되고, 재순환 영역의 크기와 역압력 구배의 정도에 따라 변화한다.

$$S_n = \frac{G_\theta}{G_x \times d_o/2} \quad (5)$$

$$G_\theta = \frac{\pi}{2} \rho u_{l,avg} w_l \left(\frac{d_o}{2}\right)^3 \quad (6)$$

$$G_x = \pi \rho u_{l,avg}^2 \left(\frac{d_o}{2}\right)^2 \left(1 - \left(\frac{G}{2}\right)^2\right) \quad (7)$$

여기서, Eq. 6의 G_θ 는 액체의 접선 방향 운동량의 축 방향 플럭스(flux)이고, Eq. 7의 G_x 는 축 방향 운동량의 축 방향 플럭스이며, d_o 는 출구 오리피스 직경이다. 또 $G = w_l/u_{l,avg}$ 이고, w_l 은 오리피스 벽에서의 접선 방향 속도이다. 그러므로, 이 식들을 Eq. 5에 대입하면 Eq. 8과 같이 G 만의 함수로 표현된다[15].

$$S_n = \frac{G/2}{1 - (G/2)^2} \quad (8)$$

스윙 수는 접선 방향 속도에 비례하고, 축 방향 속도에 반비례하는 성질을 지닌다. 스윙 수도출에 사용된 접선 및 축 방향의 속도는 유량을 통해 예측된 값으로, 이론 스윙 수(theoretical swirl number, $S_{n,th}$)로 정의한다. 액체의 유량과

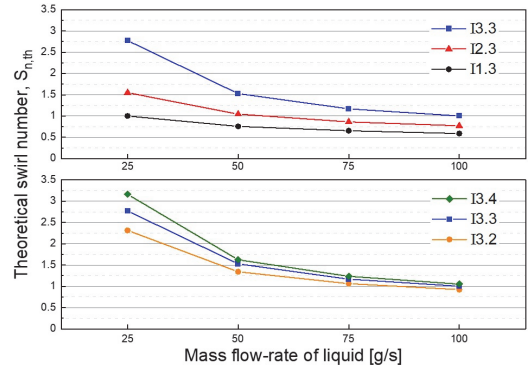


Fig. 6 Variation of theoretical swirl number with the swirl-chamber diameter and the angle of convergent section (up), and with the number of tangential inlet port (down).

인젝터의 형상변수(스윙 챔버의 직경 및 수축부의 각과 접선 방향의 유입구 개수)에 따른 이론 스윙 수를 Fig. 6에 도시한다. 액체의 유량이 증가할수록 $S_{n,th}$ 은 감소하는 경향을 보인다. 이는 액체 유량에 따른 축 방향 성장 속도가 액막 두께의 성장보다 우세하여 접선 방향의 속도보다 빠른 것에 기인한 것으로 판단된다. 동일한 \dot{m}_l 에서는 스윙 챔버의 직경이 증가함에 따라 이론 스윙 수가 증대되는 것이 관찰된다. 그러나, 이론 스윙 수는 점성에 의한 마찰 손실 등을 고려하지 않은 것으로, 인젝터의 보다 실질적인 성능은 시험을 통하여 평가될 수 있다.

스윙 인젝터의 경우, 스윙 강도 증대에 따른 액막 두께의 감소는 유량 계수 저하를 유발하고, 이러한 특성은 미립화 성능과 직접 관련된다. 유량 계수(discharge coefficient, C_d)는 분사 차압(pressure drop, ΔP_l)을 통해 계산된 이론 유량에 대한 측정된 유량의 비로 표현되고, 다음의 Eq. 9와 같이 정의된다.

$$C_d = \frac{\dot{m}_l}{A_o \sqrt{2\rho_l \Delta P_l}} \quad (9)$$

여기서, A_o 는 오리피스 출구의 면적을 의미한다. 액체의 유량과 인젝터의 형상변수에 따른 유량계수를 Fig. 7에 도시한다. 스윙 챔버의 직경

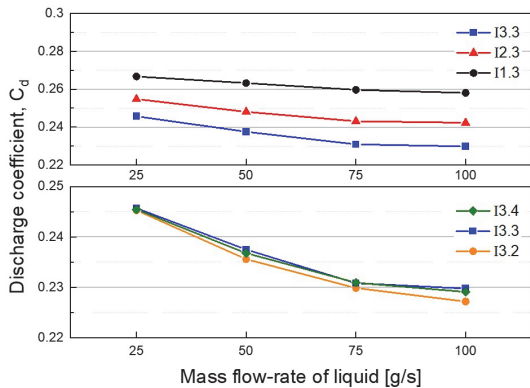


Fig. 7 Discharge coefficient variation to the swirl-chamber diameter and the angle of convergent section (up) and the number of tangential inlet port (down).

및 수축부의 각이 증가할수록 유량계수는 감소하는데, 이는 분사 차압의 증가를 의미하고, 인젝터 출구의 접선 속도 증대를 예측케 한다.

스웰 인젝터를 통해 형성된 액막의 분무각 및 분열길이는 액체 표면파(surface wave)의 성장 속도와 생성된 액적의 크기에 직접 영향을 받는다. 스웰 인젝터의 성능이 우수한 경우, 분사시 접선 속도 상승의 영향으로 분무각이 커질 뿐만 아니라 액막 표면의 교란이 증폭되어 분열길이의 감소를 가져온다.

Fig. 8은 역광기법을 통하여 획득한 \dot{m}_l 에 따른 분무시트의 이미지이다. \dot{m}_l 이 25 g/s인 경우, Re_l 은 3,000보다 낮아 점성으로 인한 경계층 성장의 영향으로 각운동량 감소를 초래한다고 알려져 있다[16]. 이로 인해 \dot{m}_l 이 25 g/s에서 불안전발달유동(underdeveloped flow)으로 분사되고, Re_l 가 증가할수록 완전발달유동(fully-developed flow)이 형성된다. Fig. 9는 I3.3의 인젝터 형상에서 분무시트의 모선(generator)을 도식화한 것으로, 액체의 유량이 증가함에 따라 분무각이 증대되는 것이 관찰된다.

스웰 챔버의 직경 및 수축부의 각과 액체의 유량에 따른 분무성능을 Fig. 10에 도시한다. \dot{m}_l 이 25 g/s에서는 작은 분무각과 액체의 표면장력에 의한 분무액막 두께의 증가와 함께 액적간

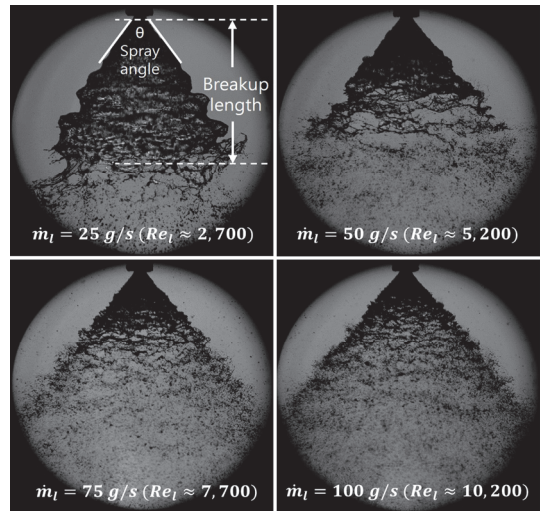


Fig. 8 Spray images according to the mass flow-rate of liquid for the case of injector I3.3.

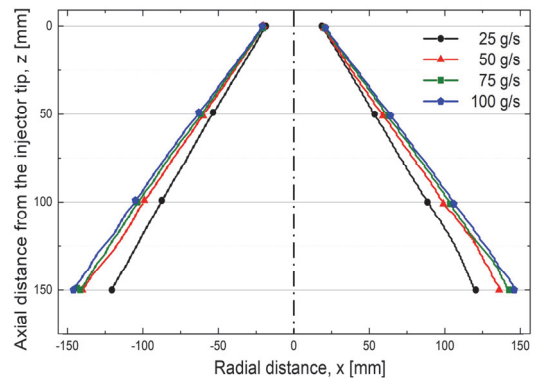


Fig. 9 Development of spray boundaries according to the mass flow-rate of liquid at I3.3.

합착(coalescence) 등이 큰 분열길이의 원인이 된다. \dot{m}_l 이 증가함에 따라 점성영향의 감소 및 스웰 운동량 증대로 인하여 분무각은 증가하고, 분열길이 및 유량계수가 감소하여 점차 분무성능이 향상되는 것이 관찰된다. 특히, \dot{m}_l 가 25 g/s에서 50 g/s로 증가할 때, 유동이 완전발달유동으로 변화하면서 분무성능이 확연히 향상된다. 또한, 모든 유량에서 스웰 챔버의 직경 및 수축부의 각 증가는 스웰 강도의 증대를 야기하고, 이는 분무성능의 상승으로 이어진다. Fig. 11은 접선 방향의 유입구 개수와 액체의 유량에 따른

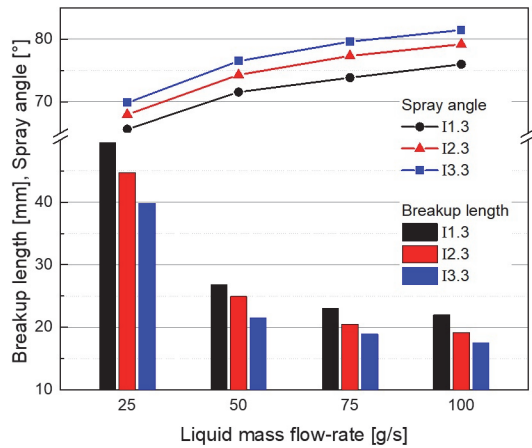


Fig. 10 Spray characteristics affected by the swirl-chamber diameter and convergence angle.

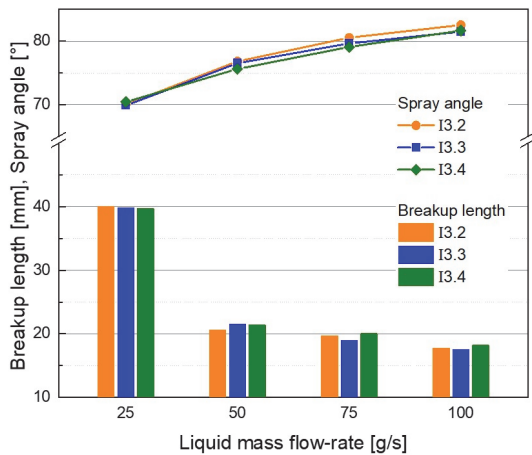


Fig. 11 Spray characteristics affected by the number of tangential inlet port.

분무성능을 나타낸다. m_t 의 분무성능에 대한 영향은 전술한 바와 유사하나, 접선 방향의 유입구 개수는 분무성능에 크게 영향을 미치지 않는 것이 관찰되는데, 이는 소형 스윙 챔버의 형상 특성상, 유입구 개수 증가에 따른 접선 속도 증대 효과가 유동의 충돌 횟수 증가에 기인하는 유동 에너지손실에 의해 감쇄되기 때문인 것으로 판단된다. 그러므로 소형 스윙 인젝터에서 스윙 강도는 스윙 챔버가 클수록 증대되지만, 접선 방향의 유입구 개수가 스윙 강도에 미치는 영향은 제한적일 수 있다는 사실은 주목할만하다.

3.2 운동량 플럭스 비에 따른 혼합 성능

Fig. 12는 운동량 플럭스 비에 따른 분무 형상이고, Fig. 13은 기체제트의 유·무에 따른 운동량 플럭스 비 0과 0.025에서의 분무 이미지를 확대하여 나타낸 것이다. 기체제트가 분사되지 않는 경우($J=0$), 분무시트의 표면에는 교란의 발생 없이 상대적으로 균일한 밀도의 분무시트가 형성되지만, 기체가 분사되어 액체와 충돌하는 경우($J=0.025$), 액막에서 교란이 발생하여 기공도(degree of perforation)가 증대되는 것이 관찰된다. 액막은 기체와의 충돌로 인한 공기역학적(aerodynamic) 저항과 함께 기공도가 증가하고 액주를 거쳐 표면장력의 영향으로 액적화된다.

Fig. 14는 Fig. 12로부터 획득된 이미지를 후처리 과정을 거쳐 계산한 분무각 및 분열길이를 나타낸 것이다. J 가 0.025인 경우, 기체제트가 분사되지 않는 경우($J=0$)보다 분무각이 급격히 저하되는 것이 확인되는데, 이는 스윙에 의해 퍼져나가는 액체 분무시트가 주변에서 축 방향(z)으로 분사되는 기체와 충돌하여 발생한 결과이다. 따라서, J 의 증대는 그림에서와 같이 분무각 및 분열길이의 감소를 필연적으로 동반한다. 분열길이 측면에서는 미립화를 촉진시켜 혼합 성능이 향상되고, 분무각 측면에서는 분무 액막이 수축되어 기체와의 혼합 영역이 축소된다. 또한, J 가 0.05 이상에서 점차 증가할수록 분무각의 감소는 지속되나 분열길이의 감소는 정체되어 높은 운동량 플럭스 비 조건에서는 기체-액체의 혼합 영역이 기체제트에 의해 상당히 축소될 것으로 예측된다. 그러나, 3차원 분무를 2차원적으로 가시화하는 역광기법을 통한 혼합 성능의 파악에는 한계가 있으므로, 레이저 가시화 장치를 통한 분무시트 단면의 관찰이 추가적으로 진행되었다.

Fig. 15는 분무시트의 단면에 수평 방향으로 레이저를 투과 후 일정한 촬영 각으로 시트 단면을 가시화한 이미지이다. 그중 인젝터로부터 20 mm 떨어진 지점에서의 운동량 플럭스 비에 따른 정규화된 레이저 강도를 Fig. 16에 도시한다. 선도에서 약간의 좌·우 레이저 강도 불균형이 발생하는데, 이는 오른쪽에서 투과하는 레이저가 분무시트의 오른쪽 끝단에서 액적들과 먼

저 만나 산란(scatter)을 일으키는데 기인하는 것으로 판단된다. 기체제트가 분사되지 않은 경우 ($J=0$), 분무시트의 원추면 주변에 액적들이 침적(deposition)되어 후류로 가면서 확대되는 것이 인젝터로부터 축 방향으로 20, 40, 그리고 60

mm 떨어진 지점의 시트 단면 이미지에서 관찰되고, 원형 기체제트의 분사와 함께 분무시트 원추면의 크기가 줄어들기 시작하면서 액적들의 반경방향 분산(dispersion)의 감소를 동반하게 된다. Fig. 16에서 보이듯이, $J=0.025$ 의 원추면 경계

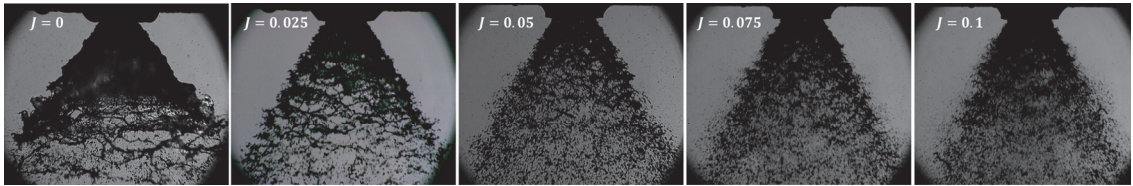


Fig. 12 Spray images according to the momentum-flux ratio.

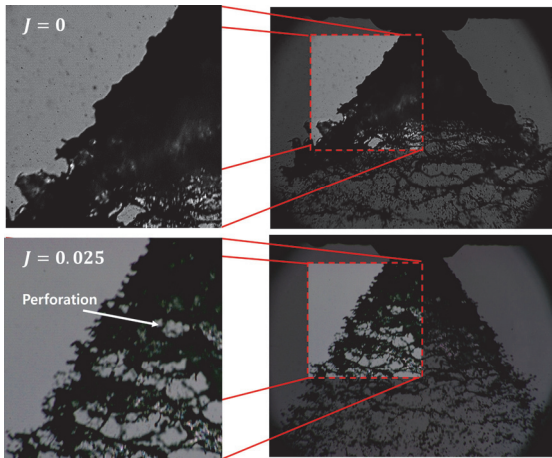


Fig. 13 Comparison of surface wave between $J = 0$ and 0.025.

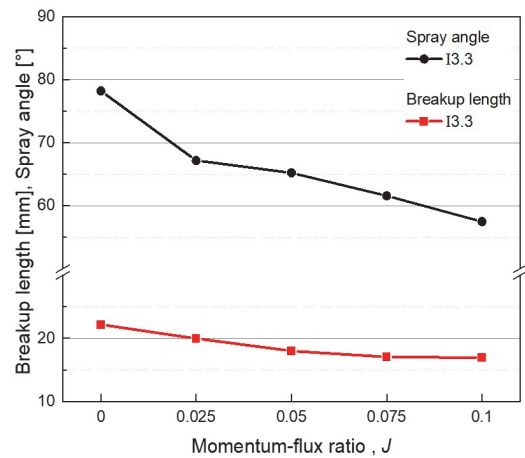


Fig. 14 Variation of spray characteristics as a function of momentum-flux ratio.

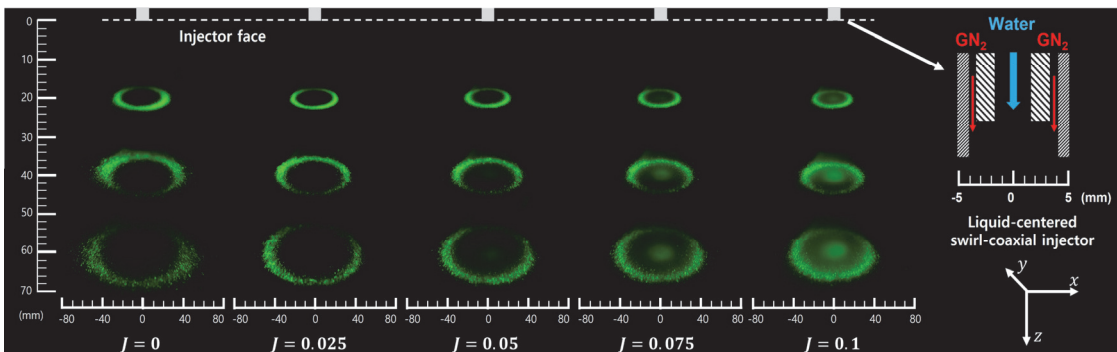


Fig. 15 Cross-section of spray sheet according to the momentum-flux ratio at the vertical position of 20, 40, and 60 mm away from injector tip.

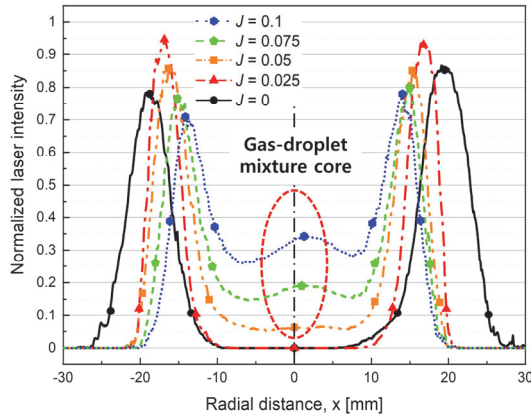


Fig. 16 Distribution of normalized laser intensity along with momentum-flux ratio variation at $z = 20$ mm.

에서 레이저 강도는 최대가 되는데, 이는 기체제트에 의한 액체 분무의 혼입으로 상류의 분무시트 경계면 주변에서 액막의 밀도가 최대값에 이르기 때문이다. J 가 증가함에 따라, 기체제트의 운동량이 점차 강해져 원추형의 분무 액막을 수축시키고, 기체제트의 대류는 액적 일부를 분무 액막에서 이탈시켜 분무시트의 중심으로 운반하는 혼입 효과를 낳는다. 그 결과, Fig. 15와 Fig. 16에서 모두 확인되듯이 분무시트의 중심부에서 gas-droplet mixture core가 형성된다.

기체와 액체의 운동량 비가 결정하는 위와 같은 수류시험 기반의 분무 거동은 기체-액체 추진체의 연소실 내 화염대 구조 및 연소 안정성에 직결되는 바, 미립화 및 혼합 성능이 연소성능에 미치는 영향을 관찰하기 위한 실험이 추가로 요구된다.

4. 결 론

소형로켓엔진에 대한 성능평가의 일환으로 액체중심 스윙 동축형 인젝터의 형상변수에 따른 스윙 강도와 기체-액체 공급조건에 따른 혼합 성능이 분무특성에 미치는 영향을 관찰하고자 수류시험을 수행하였다.

액체의 유량이 증가할수록 점성영향의 감소

및 스윙 운동량의 증대로 인해 분무특성이 향상되었다. 인젝터의 형상변수인 스윙 챔버의 직경과 수축부의 각이 증가할수록 스윙 운동량이 증대되어 분무성능이 확연히 증가하였다. 그러나, 접선 방향의 유입구 개수에 따른 효과는 크게 나타나지 않아 소형 스윙 인젝터에서 유입구 개수가 스윙 강도에 미치는 영향은 제한적일 것으로 예측된다.

기체-액체 공급조건 변이에 따른 혼합 성능이 분무특성에 미치는 영향은 운동량 플럭스 비 변화를 통해 파악되었다. J 가 0.025의 경우, 액막에서 교란이 발생하여 기공도가 증대되었고, 그 후 점차 J 가 증가함에 따라 기체제트의 강도가 증대되어 분열길이 및 분무각이 함께 감소되었다. 분열길이의 감소는 미립화 촉진에 기인하는 혼합 성능 향상을 의미하지만, 분무각의 감소는 분무 액막이 수축되어 기체와 혼합되는 영역의 축소를 함의한다.

레이저 가시화 장치를 통해 분무시트의 단면을 관찰한 결과, 레이저 강도를 통해 J 가 0인 경우에는 분무시트의 원추면 주변에 액적들이 침적되는 것이 관찰되며, J 가 0.025에서 레이저 강도는 최대가 되는데, 이는 기체제트에 의한 액체 분무의 혼입으로 분무시트 상류의 경계면 주변에서 액막의 밀도가 최대값에 이르는 것으로 판단된다. 그 후 J 가 점차 증가함에 따라 기체제트의 대류는 액적 일부를 분무 액막에서 이탈시켜 분무시트의 중심으로 운반하여 분무시트의 중심부에서 gas-droplet mixture core를 형성시켰다.

수류시험을 통해 획득한 분무 거동은 기체-액체 추진체의 연소성능 및 연소 안정성에 직결되므로, 이를 관찰하기 위한 실험을 사용한 연소시험이 추가로 요구된다.

후 기

본 논문은 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 미래우주교육센터(2022M1A3C2085070)의 연구결과임.

References

1. Yang, V. and Anderson, W., "Liquid Rocket Engine Combustion Instability," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 169, 1995.
2. Lee, S.J., Koo, J.Y. and Yoon, Y.B., "Technology and Developing Trends of Pintle Injector for Throttleable Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 4, pp. 107-118, 2017.
3. Gwak, E.J. and Park, S.Y., "Study on the Flow Characteristics of Urea-SCR Swirl injector according the Needle Lift Profile," *Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society*, Vol. 17, No. 6, pp. 650-655, 2016.
4. Cheng, R.K., Fable, S.A., Schmidt, D., Arellano, L. and Smith, K.O., "Development of a Low Swirl Injector Concept for Gas Turbines," *2001 International Joint Power Conference*, New Orleans, L.A., U.S.A., LBNL-47801, Jun. 2001.
5. Lilley, D.G., "Swirl Flows in Combustion: A Review," *AIAA Journal*, Vol. 15, No. 8, pp. 1063-1078, 1977.
6. Syred, N. and Beer, J.M., "Combustion in Swirling Flows: A Review," *Combustion and Flame*, Vol. 23, No. 2, pp. 143-201, 1974.
7. Lucca-Negro, O. and O'Doherty, T., "Vortex Breakdown: A Review," *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 27, No. 4, pp. 431-481, 2001.
8. Hosseini, A.A., Ghodrati, M., Moghiman, M. and Pourhoseini, S.H., "Numerical Study of Inlet Air Swirl Intensity Effect of a Methane-air Diffusion Flame on its Combustion Characteristics," *Case Studies in Thermal Engineering*, Vol. 18, 100610, 2020.
9. Kim, S.H., Khil, T.O., Kim, D.J. and Yoon, Y.B., "Effect of Geometric Parameters on the Liquid Film Thickness and Air Core Formation in a Swirl Injector," *Measurement Science and Technology*, Vol. 20, No. 1, pp. 1-11, 2009.
10. Amini, G., "Liquid Flow in a Simplex Swirl Nozzle," *International Journal of Multiphase Flow*, Vol. 79, pp. 225-235, 2016.
11. Anand, R., Ajayalal, P., Kumar, V., Salih, A. and Nandakumar, K., "Spray and Atomization Characteristics of Gas-centered Swirl Coaxial Injectors," *International Journal Spray and Combustion Dynamics*, Vol. 9, No. 2, pp. 85-140, 2017.
12. Park, G.J., Oh, S.K. and Yoon, Y.B., "Characteristics of Gas-centered Swirl-coaxial Injector with Liquid Flow Excitation," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 35, No. 3, pp. 1-8, 2019.
13. Schumaker, S., Danczyk, S. and Lightfoot, M., "Effect of Swirl on Gas-centered Swirl-coaxial Injectors," *47th AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, Ca, U.S.A., AIAA 2011-5621, Jul. 2011.
14. Bayvel, L. and Orzechowski, Z., *Liquid Atomization*, 1st ed., Taylor & Francis Inc., Oxfordshire, U.K., 1993.
15. Ashwani, K.G., Lilley D.G. and Syred, N., *Swirl Flows*, 1st ed., Abacus Press Inc., London, U.K., 1984.
16. Lefebvre, A.W., *Atomization and Sprays*, 2nd ed., CRC Press Inc., Boca Raton, FL, U.S.A., 2017.