



희박연료 직접분사(Lean Direct Injection) 가스터빈 연소기의 이상유동 분석

이교빈¹, 김종찬², 성홍계³

The Analysis of Two-phase Flow in a Lean Direct Injection Gas-turbine Combustor

Kyobin Lee¹, Jong-Chan Kim² and Hong-Gye Sung³

Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University^{1,2}

School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University³

ABSTRACT

The analysis on two-phase flow in a Lean Direct Injection(LDI) combustor has been investigated. Linearized Instability Sheet Atomization(LISA) and Aerodynamically Progressed Taylor Analogy Breakup(APTAB) breakup models are applied to simulate the droplet breakup process in hollow-cone spray. Breakup model is validated by comparing penetration length and Sauter Mean Diameter(SMD) of the experiment and simulation. In the LDI combustor, Precessing Vortex Core(PVC) is developed by swirling flow and most droplets are atomized along the PVC. It has been confirmed that all droplets have Stokes number less than 1.0.

초 록

희박연료 직접분사(Lean Direct injection(LDI)) 가스터빈 연소기에 대한 이상유동 특성을 해석하였다. LDI 연소기에 적용된 환형분사기(hollow-cone spray injector)의 분열을 모사하기 위해 분열 모델(Linearized Instability Sheet Atomization(LISA), Aerodynamically Progressed Taylor Analysis Breakup(APTAB))을 적용하였다. 침투깊이와 평균입도(Sauter Mean Diameter(SMD))를 통해 분열모델을 검증하였으며, LDI 연소기에 적용하여 이상유동특성을 분석하였다. 스월인젝터로 인해 Precessing Vortex Core(PVC)가 발생하였으며, 액적들이 PVC를 따라 미립화되는 것을 확인하였다. SMD 결과를 통해 PVC가 회전하는 영역의 외곽으로 즉, 빠른 속도 영역에 액적들이 분포하며, 스토크스수(Stokes number)는 1보다 작다.

Key Words : Large Eddy Simulation(대와동모사), Two-Phase Flow(이상유동), Gas-Turbine Combustor(가스터빈 연소기), Lean Direct Injection(희박연료 직접분사), Hollow-Cone Spray(환형분사기)

† Received : November 16, 2018 Revised : February 14, 2019 Accepted : February 22, 2019

¹ Master candidate, ² Ph.D. candidate, ³ Professor

³ Corresponding author, E-mail : hgsung@kau.ac.kr, ORCID 0000-0003-1970-5441

Nomenclature

D	: Diffusion coefficient
E	: Specific total energy
H	: Energy flux
K_s	: Wave number
L	: Breakup length
Oh	: Ohnesorge number
Q	: Heat flux
St	: Stokes number
T	: Temperature
d	: Droplet diameter
f	: Mixture fraction
k_v	: Discharge coefficient
m	: Mass
p	: Pressure
t	: Time
u	: Velocity
Ω	: Maximum growth rate
δ	: Kronecker delta

η	: Wave amplitude
ρ	: Density
σ	: Viscous work
τ	: Viscous stress tensor
σ	: Surface tension

Superscripts

$-$: Time Average
\sim	: Favre Average
\cdot	: Time derivative
sgs	: Subgrid-scale

Subscripts

D	: Parent droplet
L	: Ligament
l	: Liquid phase
s	: Source term
0	: Initial value
ij	: Spatial coordinate

1. 서 론

환경과 인간의 건강에 대한 오염물질의 악영향 때문에 항공기에서의 오염물질은 항상 사회적 관심이다. 지난 수십 년 동안 항공기의 오염물질을 제한하는 규제가 계속해서 엄격해지고 있으며 이러한 이유로 현대 가스터빈의 오염물질 저감기술은 가스터빈 설계에 있어 필수적인 요소 중 하나이다. 사회적 문제와 규제에 발 맞춰 오염물질을 저감시키기 위해 여러 기술들이 제안되었으며 대표적으로 Rich burn/Quick quench/Lean burn(RQL), Lean Premixed Pre-vaporization(LPP), Lean Direct Injection(LDI)가 있다.

가스터빈에서 나오는 주요 오염물질들은 일산화탄소(CO), 질소산화물(NOx), 매연(soot) 등이 있다. 지난 10년간 가스터빈에서 발생하는 오염물질들은 질소산화물을 제외하고 모두 감소하였다. 질소산화물을 줄이기 위한 방법은 대표적으로 두 가지가 있다. 첫 번째로 가스터빈 연소기의 연소온도를 낮추는 것이고 두 번째로 연소영역에서의 국부적으로 고온을 갖는 영역을 없애주는 것이다. RQL과 LPP는 질소산화물을 줄이는데 효과적이지만 현재 시스템을 개선하여 변경하게 되면 연소기 설계와 해석을 다시 해야 되는 단점이 있다. 이러한 단점이 없는 LDI는 고온, 고압에서 발생하는 자연점화문제를 극복하기 위해 제안되었으며 RQL과 LPP에 비해 좋은 연소안정성을 갖고 있다. 연료의 양을 직접적으로 조절할 수 있기

때문에 희박연소를 유지할 수 있어 오염물질을 낮추는데 유리하다. 또한 예혼합영역이 없기 때문에 자연점화의 가능성을 줄이고 화염영역을 예방할 수 있다. 추가적인 예혼합영역을 필요로 하지 않기 때문에 예혼합 연소기보다 더 작고 가볍다는 장점이 있다. 하지만 LDI연소기에서 연료는 예증기화, 예혼합되지 않고 연소기 안으로 들어가기 때문에 연료가 고르게 미립화 되어야 하며 공기와 빠르고 균일하게 혼합되어야 한다[1,2].

LDI연소기는 환형분사기(hollow-cone spray injector)를 이용하여 액적을 분무한다. 환형분사기는 액체를 내부에서 회전시키며 분무하기 때문에 매우 높은 미립화율을 가지고 있어 액체연료를 연소기에 직접 분무하는 엔진에 많이 사용된다. LDI연소기의 해석 및 특성을 파악하기 위해서는 LDI연소기에 사용되는 환형분사기를 모사할 수 있는 분무 및 분열모델이 추가적으로 요구된다.

이전에도 여러 연구자들이 환형분사기를 모사할 수 있는 분무모델과 분열모델을 제시해왔다. 대표적으로 LISA 모델[3-5]이 있으며 분열모델은 TAB[6], APTAB[7] 모델 등이 제안되었다.

본 연구에서는 LDI연소기의 동적 및 연소특성을 파악하기 전 hollow-cone spray를 모사하기 위해 LI SA-APTAB[8] 모델을 in-house 코드에 적용하여 검증하였으며 이를 LDI연소기에 적용시켜 연소기내에서 발생하는 분무 및 유동특성을 분석하였다.

II. 본 론

2.1 지배방정식

2.1.1 기체상

난류 유동의 지배방정식은 Favre-averaged 질량, 운동량, 에너지 보존 방정식을 이용하였으며 가스상의 연료 모사를 위해 혼합분율을 이용한 전달방정식을 추가적으로 적용하였다[9-12].

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j}{\partial x_j} = \tilde{\rho}_s \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j + \bar{p} \delta_{ij})}{\partial x_j} = \frac{\partial (\tilde{\tau}_{ij} - \tau_{ij}^{sgs})}{\partial x_j} + \tilde{F}_{s,i} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{E}}{\partial t} + \frac{\partial ((\bar{\rho} \tilde{E} + \bar{p}) \tilde{u}_i)}{\partial x_i} \\ &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\tilde{u}_j \tilde{\tau}_{ij} + \kappa \frac{\partial T}{\partial x_i} - H_i^{sgs} + \sigma_i^{sgs} \right) + \tilde{Q}_s \end{aligned} \quad (3)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{f}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{f})}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} D \frac{\partial \tilde{f}}{\partial x_j} - f^{sgs} \right) + \tilde{f}_s \quad (4)$$

위 지배방정식의 subgrid(SGS)항은 다음과 같으며 각각 전단응력, 에너지, 점성일, 화학종의 전달에 관한 항이다.

$$\tau_{ij}^{sgs} = (\overline{\rho u_i u_j} - \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) \quad (5)$$

$$H_j^{sgs} = (\overline{\rho E u_j} - \bar{\rho} \tilde{E} \tilde{u}_j) + (\overline{p u_j} - \bar{p} \tilde{u}_j) \quad (6)$$

$$\sigma_i^{sgs} = (\overline{u_i \tau_{ij}} - \tilde{u}_j \tilde{\tau}_{ij}) \quad (7)$$

$$f^{sgs} = (\overline{\rho f u_j} - \bar{\rho} \tilde{f} \tilde{u}_j) \quad (8)$$

난류 모사를 위한 전단응력 SGS모델은 dynamic Smargorinsky 모델[13,14]을 이용하였으며, 에너지항은 난류 Prandtl 수와 sgs 운동에너지에 대한 식으로 모델링되었으며 점성일과 화학종의 전달에 대한 항은 그 크기의 작음으로 인하여 무시하였다.

2.1.2 액체상

액체연료의 거동을 모사하기 위하여 Euler-Lagrangian method를 적용하였다. LDI에 적용된 환형분사기를 모사하기 위해 1차 분열모델로 LISA 모델[3-5]을 적용하였으며 2차 분열모델로 연소기의 작동조건에 맞는 APTAB 모델[7]을 적용하였다. 증발모델로는 Abramzon과 Sirignano 모델[15]을 이용하였으며 자세한 내용은 참고문헌을 참고하길 바라며 여기서는 LISA모델에 대해 간단히 설명하였다.

2.1.3 LISA 1차 분열 모델

Figure 1은 LDI 분사기 노즐의 계략도를 나타낸다. LDI분사기 끝에 위치한 환형분사기에서 분무되는 액적은 회전운동을 하며 3개의 과정을 거쳐 분열된다. 그 과정은 액막형성, 액막분열 그리고 미립화로 구성 되어있으며 LISA 분열모델 또한 3개의 과정으로 이루어져있다. 각각의 과정에 대한 이론적 내용과 모델식은 다음과 같다[3-5].

첫 번째로 액막형성과정이다. 인젝터에서 나온 액체연료는 반경방향 모멘텀에 의해 출구에서 액막이 형성된다. 형성된 액막의 두께와 속도는 아래와 같다.

$$\dot{m} = \pi \rho_l u t_0 (d_0 - t_0), \quad (9)$$

$$\text{where, } k_v = \max \left[0.7, \frac{4\dot{m}}{\pi d_0^2 \rho_l \cos \theta} \sqrt{\frac{\rho_l}{2\Delta p}} \right] \quad (10)$$

두 번째로 형성된 액막이 공력불안정에 노출되어 큰액적(ligament)로 분열된다. 분열되는 조건과 이때 액적의 직경은 다음과 같다.

$$L = \frac{U}{\Omega} \ln \left(\frac{\eta_b}{\eta_0} \right) \quad \text{where, } \ln \left(\frac{\eta_b}{\eta_0} \right) = 12 \quad (11)$$

$$d_L = \sqrt{\frac{16t}{K_s}} \quad (12)$$

여기서 K_s 는 wave number이며 Ω 의 최대값과 같다.

마지막으로 액막에서 떨어져나온 ligament들은 불안정과(unstable wave)의 크기가 ligament의 반경과 같을 때 모액적(parent droplet)으로 분열되며 이 때 모액적의 직경은 다음과 같다.

$$d_D^3 = 1.88 d_L (1 + 3 Oh)^{1/6} \quad (13)$$

$$Oh = \mu_l / (\rho_l \sigma d_L)^{1/2} \quad (14)$$

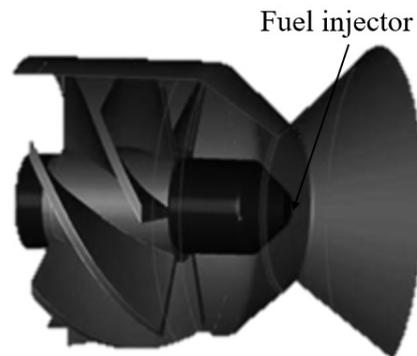


Fig. 1. Schematics of LDI injector nozzle

2.1.4 APTAB 2차 분열 모델

APTAB모델[7]은 2차 분열모델인 TAB모델[6]을 개선한 모델이다. TAB모델은 액적의 변형을 스프링-질량 시스템과 유사하게 1차원 외력, 댐핑 그리고 조화진동으로 표현하였다. APTAB모델은 TAB모델보다 공기역학적으로 진보된 모델로 액적의 변형을 타원형의 단면을 갖는 회전타원체 모양으로의 변형을 고려한다.

2.1.5 수치기법

공간차분에 FVM기법을 이용하였으며 플럭스는 A dvection Upstream Splitting Method Pressure Weighted (ASUMPW+), reconstruction은 5차 Monotonic Upstream-Centered Scheme for Conservation Laws (MUSCL)을 적용하였다. 시간진전에는 3차 Total Variation diminishing(TVD) Runge-Kutta 방법을 이용하였다.

2.2 환형분사(Hollow-cone spray) 검증

2.2.1 케이스별 경계조건

2개의 케이스를 이용하여 환형분사를 모사하여 코드를 검증하였으며 각 케이스별 경계조건은 Table 1에 정리되어있다[3,4]. 인젝터의 홀직경, 분무각도 및 분산각도는 케이스 1, 2 모두 동일하며 분무되는 압력은 케이스 1과 2는 4.76 MPa, 6.12 MPa이며 이러한 영향으로 질량유량은 Case 2가 0.01294kg/s로 Case 1보다 높다. 작동유체는 Solvent가 사용되었다.

2.2.2 검증결과

Figure 2는 각 케이스의 액적분무를 비교한 결과이다. 결과를 통해 환형분사의 물리적인 분열과정을 확인할 수 있다. 가장 큰 액적의 크기를 갖는 액막형성 과정, 공력불안정에 의해 형성된 액막이 ligament로 분열되는 과정 그리고 분열된 ligament들이 모액적으로 미립화되는 1차 분열과 매우 작은 액적으로 분열되는 2차 분열을 확인할 수 있다. 또한 Case 1과 2의 액적 분열 및 발달의 차이는 크지 않는 것으로

Table 1. Boundary conditions [3,4]

Items	Unit	Case 1	Case 2
Hole diameter	μm	560	
Injection pressure	MPa	4.76	6.12
Fuel mass flow rate	kg/s	0.0114	0.01294
Weber number		32	42
Spray angle	degree	46	
Dispersion angle	degree	10	

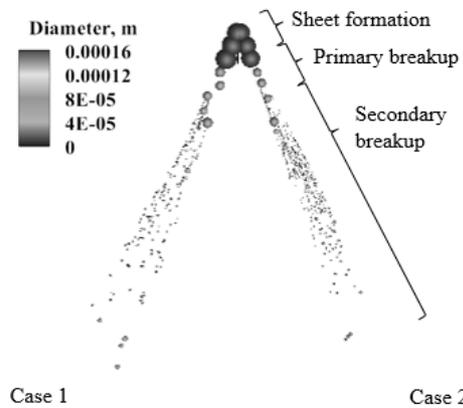


Fig. 2. Spray pattern for each case

보인다. 이러한 이유는 분무압이 높아지면 작은 액적들이 생성되지만 분열길이 또한 짧아지기 때문에 액막의 두께는 두꺼워진다. 그렇기 때문에 결과적으로 Case 1과 2에서 비슷한 액적의 크기가 나타난다[3].

침투깊이와 SMD의 실험결과와 수치해석 결과를 비교는 Fig. 3에 나타내었다. 검은색 점은 실험결과를 나타내며 빨간색 선은 수치해석 결과를 나타낸다. 시간에 따른 침투깊이와 인젝터로부터 39mm 떨어진 지점에서의 SMD를 비교하였다. 비교결과 침투깊이는 유사한 경향을 보인다. SMD 또한 실험과 매우 유사하지만 초기에는 매우 큰 차이를 보인다. 이러한 이유는 인젝터에서 연료가 회전하며 분무되기 때문에 천이시간이 존재하기 때문이다. 실험 초기에는 천이과정으로 인해 인젝터 직경과 동일한 크기인 액적들이 수직으로 분무되기 때문에 SMD 값이 매우 크게 정의 되고 시간이 진전됨에 따라 일정한 값으로 수렴되는 것을 확인할 수 있다. 하지만 수치해석 상에서는 천이과정을 모사하지 않았기 때문에 이러한 차이가 발생하였다.

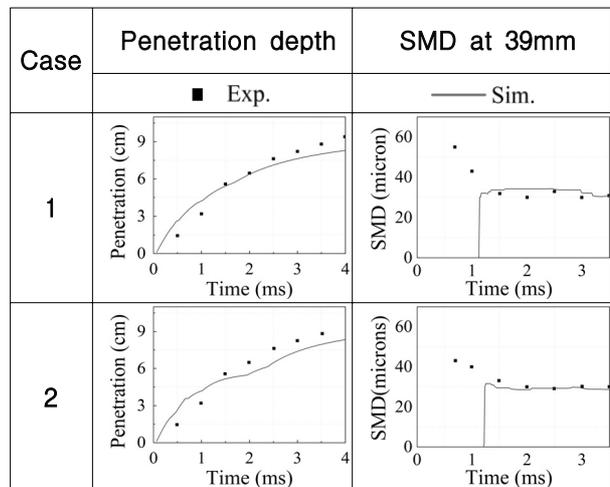


Fig. 3. Penetration depth and SMD of Experiment [3,4] and numerical result

2.3 LDI 연소기 해석 결과

2.3.1 연소기 형상 및 작동조건

연소기 형상과 인젝터의 형상은 Fig. 4와 같다[16]. 격자는 10개 중 1개만을 나타냈으며 총 셀 개수는 약 900만개를 이용하였다. 챔버의 크기는 가로, 세로 각각 50.8mm, 길이 304.8mm이다. 60°의 각도를 가진 6개의 공기 스윌러와 단일 환형분사 연료 스프레이로 구성되어 있으며 이는 Fig. 4의 아래의 그림을 통해 확인할 수 있다. 또한 인젝터와 챔버가 축소-확대노즐로 연결되어있다. 연소기와 연료인젝터의 작동조건은 Table 2에 요약되어 있으며 연료는 케로신(Kerosene)을 이용하였다.

2.3.2 유동결과

Figure 5는 시간평균화된 축방향 속도성분(위)과 유선결과(아래)이다. 축소노즐에서 축방향속도성분이

Table 2. Spray and operating condition [16]

	Item	Unit	Value
Spray condition	Pressure	<i>kPa</i>	110
	Mass flow rate	<i>kg/min</i>	0.0249
	Spray angle	<i>degree</i>	45
	Hole diameter	<i>m</i>	0.001
	Weber number		40
Operating condition	Air mass flow rate	<i>kg/min</i>	0.49
	Pressure	<i>kPa</i>	101.325
	Equivalent ratio		0.75
	Air fuel ratio		19.6
	Temperature	<i>K</i>	294.28

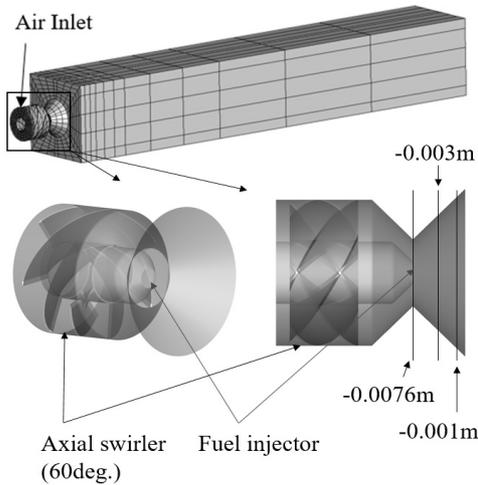


Fig. 4. Computational geometry of a LDI combustor [16] (top) and injector (bottom)

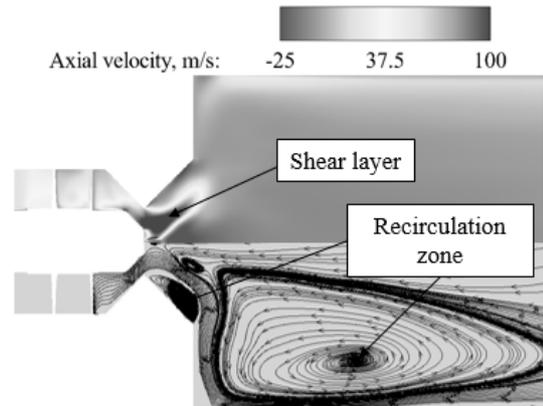


Fig. 5. Time averaged axial velocity and streamline at the x-y plane

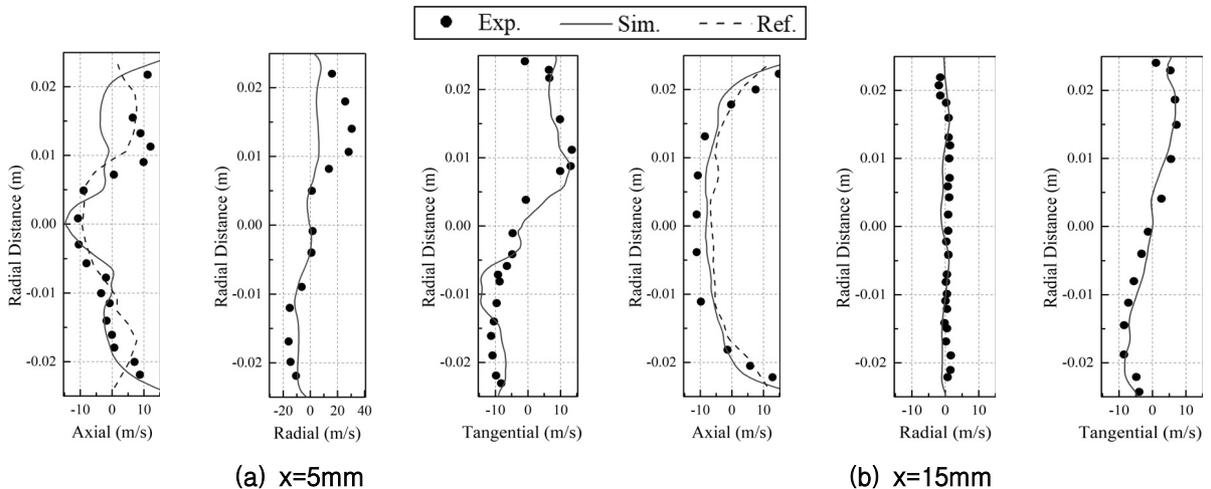


Fig. 6. Comparisons of velocities between experiment [16] and simulation results

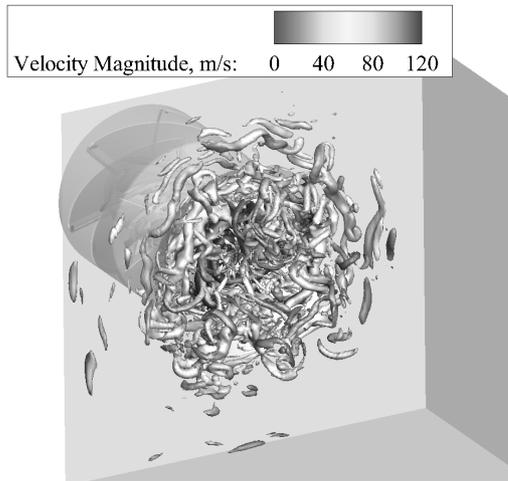


Fig. 7. Q-criterion ($Q=2E10$ iso-surface) with velocity magnitude contours

커지면서 스윌러를 통과하며 각운동량보존에 의해 반경방향으로 확산된다. 이로 인해 중심부에 역압력구배가 생겨 재순환영역이 발달하게 된다. 또한 축소-확대노즐에서 후향계단과 같은 구조로 인해 재순환영역이 발달하는 것을 알 수 있다. 이 두 개의 재순환영역 사이에 전단면이 발달한 것을 관찰할 수 있다.

Figure 6은 실험과 수치해석의 속도성분을 비교한 결과이다. 빨간색 선은 수치해석 결과이며 검은색 점은 실험결과이다. 축방향 기준점 0mm의 위치는 스윌러의 끝, 즉 연소실의 입구의 위치로 설정하였다 (Fig. 4 참조). 실험과 수치해석 모두 인젝터의 확대노즐 출구에서부터 5mm, 15mm 떨어진 위치에서의 비연소결과이다. 실험결과와 수치해석결과가 5mm의 일부분을 제외하고 대부분영역에서 일치하는 것을 알 수 있다. 실험과 수치해석 결과가 가장 크게 차이나는 지점인 반경방향 10mm 부근은 실험에서 스윌러 내부의 공기가 적절히 혼합되지 않아 비대칭적인 결과가 나왔다고 참고문헌에서 언급하였으며 다른 선행논문 또한 언급하였다[17]. 또한 선행논문에 대한 결과는 Fig. 6에 파란색 점선으로 나타나있으며 해당 논문에서는 축방향 속도만 제시하였다. 참고문헌 또한 55mm 지점에서 축대칭인 결과를 보여주고 있으며 15mm인 위치에서 본 연구의 수치해석 결과와 유사한 결과를 보여준다.

Figure 7은 Q-criterion iso-surface($2E10$)를 속도크기와 나타낸 결과이다. Q-criterion은 전단응력(shear strain rate)과 와도크기(vorticity magnitude)사이의 국부적인 균형을 의미한다. 이 결과를 통해 연소기 내에서 에디의 거동을 볼 수 있다. 대부분의 에디는 노즐 내부에서 나타나며 전단면을 따라 나온 유동이 확대노즐을 지나며 연소기로 확산된다. 확산된 후 작은 에디들로 쪼개지며 소산하는 것을 알 수 있다.

2.3.3 분무특성

Figure 8은 LDI의 hollow-cone 연료 인젝터에서 분무되는 연료의 거동결과와 PVC구조이다. x-z평면의 결과를 통해 LDI에 적용되는 hollow-cone 인젝터의 분무각도인 45° 로 분무되는 것을 알 수 있으며 분무된 액적이 PVC를 따라서 분열 및 발달하는 것을 알 수 있다. PVC는 스윌러에 의해 발생한 난류효과에 의해 나타난 소용돌이이며 나선형구조로 나타난다. 스윌러인젝터가 부착된 연소기에서 연료와 공기를 혼합하는 역할을 한다.

또한 Fig. 8(b)를 통해 PVC가 회전하는 방향과 동일한 방향으로 확산되어진다. 이를 통해 LDI 연소기에서 분무된 연료액적들은 주변 공기유동을 따라가는 것을 알 수 있다.

이는 Fig. 9의 축방향에 대한 Stokes number를 통해서도 확인할 수 있다. 무차원 변수인 Stokes number는 식 (15)과 같으며 유동에 대한 액적의 자유도를 나타낸 식이다[18].

$$St = \frac{t_0 u_0}{l_0}, t_0 = \frac{\rho_p d_p^2}{18\mu_g} \quad (15)$$

Stokes number가 1보다 작은 경우 액적이 유동을 따라가고 1보다 큰 경우엔 액적의 관성력으로 인하

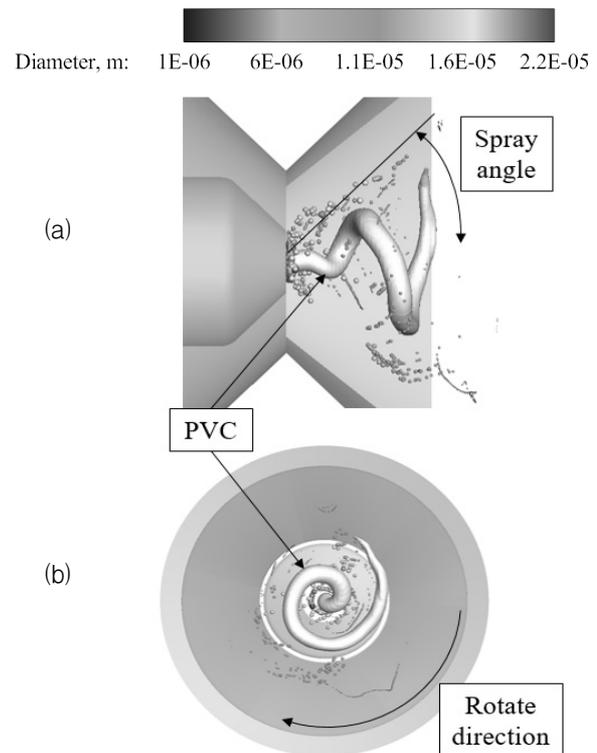


Fig. 8. PVC structure($p=80,000Pa$ iso-surface) and spray pattern; (a) x-z plane, (b) y-z plane

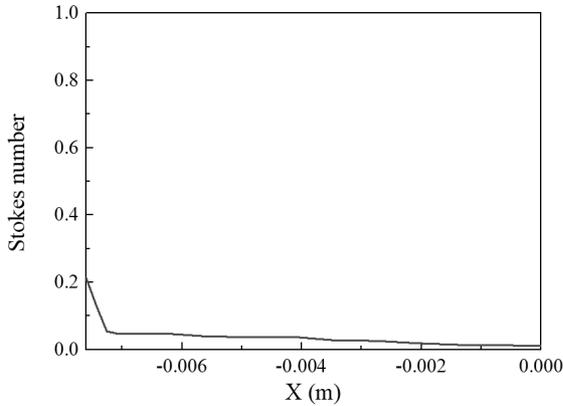


Fig. 9. Stokes number along axial direction

여 유동을 침투하며 움직인다. 수치해석결과 연료인젝터 출구($x=-0.0076m$)에서 발생하는 액막의 두께는 Stokes number 0.213이며 급격하게 Stokes number가 작아진다. 이는 액막에서 형성된 큰 액적들이 짧은 분열 길이를 통해 ligament들로 쪼개지기 때문에 급격한 Stokes number의 감소가 나타난다. 또한 모든 영역에서 Stokes number가 1보다 작다. 이를 통해 실험조건에서 분무되는 모든 액적들이 액적의 관성력이 아닌 유동을 따라 움직인다는 것을 알 수 있다.

정상상태에서의 액적거동에 대한 결과는 Fig. 10과 같다. Fig. 10은 $x=-0.003m$ 와 $-0.001m$ 에서의 SMD와 PVC영역을 나타낸 것이다. 해당 위치는 Fig. 4에서 확인가능하며 중심에 검은색 굵은 선으로 둘러싸인 영역이 해당 위치에서의 PVC구조이다. 대부분의 액적들이 PVC가 회전하는 영역 바깥쪽에 분포하는 것을 관찰할 수 있다. 이러한 이유는 PVC의 바깥쪽의 속도가 높기 때문이며 Fig. 11에서 볼 수 있다.

Figure 11은 축방향속도와 PVC영역을 나타낸 결과이다. 속도구배가 높은 전단면에서 PVC가 발생하기 때문에 바깥쪽에 높은 속도영역이 존재하고 액적은 해당방향으로 힘을 받게 된다. 또한 실험에서 분

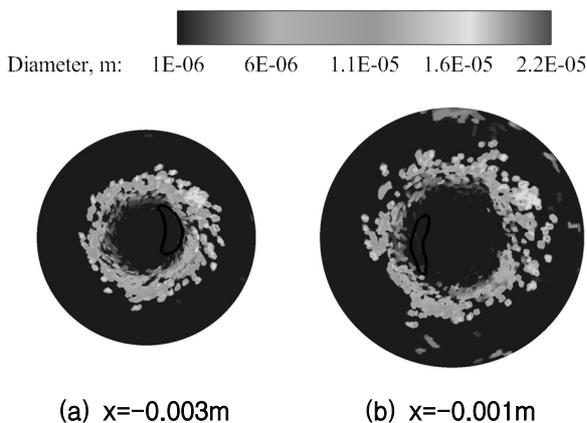


Fig. 10. SMD and PVC fields

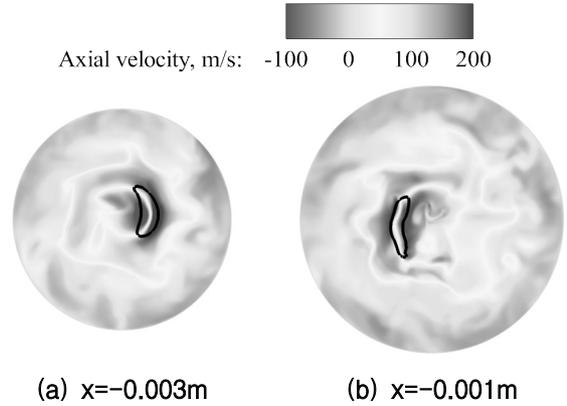


Fig. 11. Axial velocity and PVC fields

무된 액적들은 모두 Stokes number가 1보다 작다. 즉, 유동의 영향에 의해서 거동하기 때문에 PVC영역의 바깥쪽으로 분포하게 된다. 결과적으로 액적들은 PVC의 외곽에 위치하게 되며 유동을 따라 축방향과 반경방향으로 회전하며 발달한다. 이러한 효과로 액적의 잔류시간이 증가하게 되며 액적이 증발할 수 있는 시간을 얻을 수 있다.

III. 결 론

희박연료 직접분사(LDI) 연소기에 사용되는 환형분사기(hollow-cone spray injector)에서 분무되는 액적 거동과 LDI 연소기에서의 이상유동특성에 대해서 분석하였다.

Hollow-cone spray에서 분무되는 액적을 모사하기 위해 LISA, APTAB 분열모델을 적용하였으며 검증하였다. 2가지의 검증 케이스를 이용하여 침투깊이와 SMD를 비교하였으며 실험과 유사한 경향을 보였다.

LDI 연소기에서의 액적 거동 및 유동특성을 분석하였다. 스웰인젝터에서 역압력구배에 의해 발생하는 중심재순환영역과 인젝터에 부착된 축소-확대노즐에서 후향계단과 같은 효과로 인해 재순환영역이 발생하는 것을 확인하였다. 실험에 적용된 조건에서 분무된 액적들은 모두 유동을 따라서 특히 스웰인젝터에서 발생하는 PVC를 따라 미립화되었다. 또한 Stokes number를 이용하여 액적의 자유도를 판단하였으며 분무된 액적들은 모두 Stokes number가 1보다 작은 것으로 나타났다. 이를 통해 연료 액적들이 유동을 따라가는 것을 한 번 확인하였다. SMD 결과를 통해 대부분의 액적들이 높은 속도영역에 분포하는 것을 확인하였다. 이러한 분포가 나타난 이유는 액적에 힘이 속도가 낮은 쪽에서 높은 쪽으로 작용하고 액적의 자유도 또한 낮아 유동 영향을 많기 때문이다. 따라서 유동속도가 높은 영역에 대부분의 액적들이 분포하게 되며 큰 속도구배로 인해 미립화가 진행된다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부 주관 항공우주부품 기술개발 사업(10050539)의 지원에 의해 수행되었습니다. 이에 감사드립니다.

References

- 1) David, L. G., "Swirl Flows in Combustion: A Reviews," *AIAA Journal*, Vol. 15, No. 8, 1977, pp. 1063~1078.
- 2) Liu, Y., Sun, X., Sethi, V., Nalianda, D., Li, Y. G., and Wang, L., "Review of Modern Low Emissions Combustion Technologies for Aero Gas Turbine Engines," *Progress in Aerospace Sciences* 94 2017, pp.12~45.
- 3) Schmidt, D. P., Nouar, I., Senecal, P. K., Rutland, C. J., Martin, J. K., Reitz, R. D., and Hoffman, J. A., "Pressure-Swirl Atomization in the Near Field," *SAE Technical papers*, March 1999.
- 4) Senecal, P. K., Schmidt, D. P., Nouar, I., Rutland, C. J., Reitz, R. D., and Corradini, M. L., "Modeling High-speed Viscous Liquid Sheet Atomization," *International Journal of Multiphase Flow*, Vol. 25, 1999, pp.1073~1097.
- 5) Stiesch, G., "Modeling Engine Spray and Combustion Processes," *Heat and Mass Transfer*.
- 6) O'Rourke, P. J., and Amsden, A. A., "The TAB Method for Numerical Calculation of Spray Droplet Breakup," *SAE Technical papers*, 1987.
- 7) Park, J. H., Hwang, S. S., and Yoon, Y. B., "Aerodynamically Progressed Taylor Analogy Breakup (APTAB) Model for Accurate Prediction of Spray Droplet Deformation and Breakup," *Journal of ILASS-Korea*, Vol. 5, No. 2, 2000, pp.53~60.
- 8) Shim, Y. S., Choi, G. M., and Kim, D. J., "Development and Validation of a new Hybrid Break-up Model for the modeling of Hollow-cone Fuel Spray," *Proceeding of the Institution of Mech., Part D: J. Automobile Engineering*, Vol. 222, No. 2, 2008, pp.275~284.
- 9) Yoo, K. H., Kim, J. C., and Sung, H. G., "Effects of Cooling Flow on the Flow Structure and Acoustic Oscillation in a Swirl-stabilized Combustor. Part I: Flow Characteristics," *Journal of Visualization*, Vol. 16, 2013, pp.287~295.
- 10) Yoo, Y. L., Han, D. H., Hong, J. S., and Sung, H. G., "A Large Eddy Simulation of the Breakup and Atomization of a Liquid Jet into a Cross Turbulent Flow at Various Spray Conditions," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 112, 2017, pp.97~112.
- 11) Kim, L., Hong, J. S., Jeong, W. C., Yoo, K. H., Kim, J. C., and Sung, H. G., "Turbulent Combustion Characteristics of a Swirl Injector in a Gas Turbine Annular Combustor Using LES and Level-set Flamelet," *Journal of Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 2, pp.1~9.
- 12) Kim, J. C., Jung, W. C., Hong, J. S., and Sung H. G., "The Effects of Turbulent Burning Velocity Models in a Swirl-Stabilized Lean Premixed Combustor," *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, Vol. 35, No. 4, pp.365~372.
- 13) Germano, M., Piomelli, U., Moin, P., and Cabot, W. H., "A Dynamic Sub-scale Eddy Viscosity Model," *Physics of Fluids*, Vol. 3, No. 7, 1991, pp.1760~1765.
- 14) Heo, J. Y., Hong, J. S., and Sung, H. G., "Effect of Dynamics SGS Model in a Kerosene-LOx Swirl Injector under Supercritical Condition," *International Journal of Aeronautical and Space Science*, Vol. 16, No. 2, pp.254~263.
- 15) Abramzon, B., and Sirignano, W. A., "Droplet Vaporization Model for Spray Combustion Calculations," *International Journal of Heat Mass Transfer*, Vol. 32, No. 9, 1989, pp.1605~1618.
- 16) Cai, J., Jeng, S. M., and Tacina, R., "The Structure of a Swirl-Stabilized Reacting Spray Issued from an Axial Swirler," *AIAA 2005-1424*.
- 17) Patel, N., Kirtas, M., Sankaran, V., and Menon, S., "Simulation of Spray Combustion in a Lean-direct Injection Combustor," *Proceeding of the Combustion Institute*, Vol. 31, No. 2, 2007, pp. 2327~2334.
- 18) Apte, S. V., Mahesh, K., Moin, P., and Oefelein, J. C., "Large-eddy Simulation of Swirling Particle-laden Flows in a Coaxial-jet Combustor," *International Journal of Multiphase Flow*, Vol. 29, No. 8, 2003. pp.1311~1331.