



Effects of Swirl Number on Flow Characteristics of Radial Swirler for Gas Turbine Engine

Woo-Jin Kim¹, Ju-Youn Oh², Myeung Hwan Choi³

¹*Department of Aviation Maintenance, Catholic KwanDong University*

²*Department of Airline Service & Tourism, GangWon State University*

³*Graduate School, Korea Aerospace University*

A B S T R A C T

The main injector of a lean premixed prevaporized(LPP) gas turbine combustor for reducing NOx emissions starts to operate from a point where a certain level of thrust is reached and controls to a high thrust. The radial swirler mounted on the main injector plays a large role in thrust control and contributes to stable thrust control. In this paper, the flow characteristics of the air injected from the chamber according to the change of the swirl number are obtained by using Particle Image Velocimetry (PIV), and the flow velocity and spray angle according to the injection position are measured to check the influence of air flow. It was confirmed that the radial swirler, like the axial swirler, also increased the recirculation area as the swirl number increased. When the aerosol was injected into the atmosphere using a radial swirler, the spray angle increased as the number of turns increased, and when the number of turns exceeded a certain number of turns, the aerosol could not move forward direction. This means that the swirl number is increased, when the back pressure gradient is largely formed in front of the slewing machine, the flow must be structurally supplemented so that the flow can proceed forward.

© 2020 KKITS All rights reserved

KEYWORDS : Lean premixed prevaporized, Main injectors, Radial swirlers, Particle image velocimetries, Swirl number, Gas turbine combustors

ARTICLE INFO: Received 6 September 2020, Revised 27 September 2020, Accepted 13 October 2020.

*Corresponding author is Graduate School, Korea Aerospace University, 76 Hanggongdeahak-ro, Deogyang-gu, Goyangi-si, Gyeonggi-do, 10540, KOREA. *E-mail address:* choimh@kau.kr

1. 서론

전 세계적으로 환경오염으로 인한 배기가스 규제가 강화되면서 NOx 배출량 저감을 위한 가스터빈 개발이 이루어지고 있다. 국제민간항공기구(International Civil Aviation Organization, ICAO)에서 정해진 배기가스 규제는 NOx 배출량 저감을 위한 친환경 가스터빈 개발에 기준이 되고 있다[1, 2]. 최근에 친환경 가스터빈 연소기로서 가장 주목 받는 연소 방식은 희박 예혼합 예증발 (Lean Premixed Prevaporized, LPP) 방식이다[1, 3]. 희박 예혼합 예증발 방식은 점화가 일어나기 전에 연료를 완전히 증발시켜 공기와 균일하게 혼합이 되게 하여 희박한 환경을 조성한다. 희박한 환경으로 조성된 연소기 내부에서 연소가 일어나게 되면 액적으로 된 연료의 연소가 일어나지 않게 되어 균일한 연소를 진행할 수 있고, 국부적으로 낮은 화염 온도를 유지하게 되어 NOx 배출량이 급격히 감소된다. 하지만 저 전력 조건에서 연료를 완전히 증발시키기 위해서는 많은 시간이 필요하고, 이것은 예혼합 연소 영역에서 역화가 발생할 수 있는 위험이 있다. 따라서 안정적인 점화를 위하여 액적을 빠르게 분열하고 혼합시킬 수 있도록 연소기 및 선회기의 구조와 형상을 설계해야 한다[3].

대표적인 희박 예혼합 예증발 연소기로서 General Electronics(GE)에서 개발된 이중 환형 예혼합 선회기(Twin Annular Premixing Swirler; TAPS) 방식의 연소기가 있다[4]. GE의 TAPS 연소기 개념도는 <그림 1>에 나타났다. 축 방향 이중 선회기가 장착된 보조 분사기에서 희박환경에서의 연소를 위한 점화를 진행하고, 보조 분사기의 주변을 감싸고 있는 반경방향 선회기가 장착된 주 분사기를 통해 점화된 화염의 정도를 조절하여 엔진의 추력을 제어한다. 많은 공기가 투입되는 주 분사기는 공기의 선회유동을 효과적으로 형성시켜야

하며, 선회기의 형상에 따라 선회의 정도가 변할 수 있기 때문에 적절한 설계가 필요하다[5,6].

선회 수가 0.6 미만에서는 약한 소용돌이를 형성 시키기 때문에, 대부분 선회 수가 0.6 이상의 강한 선회조건을 작동시킬 수 있는 선회기를 설계한다.

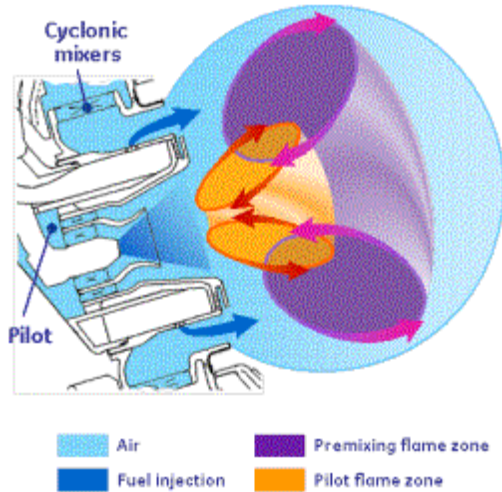


그림 1. GE TAPS 연소실 개념도
Figure 1. GE TAPS Combustor Concept [4]

본 연구에서는 주 분사기에 장착된 선회기의 선회 수에 따라 공기 유동의 유동현상을 연구하고자 하였으며, 입자영상유속계(Particle Image Velocimetry; PIV)를 이용하여 공기 유속 및 유동 형상, 유동에 따른 분사 각도 등을 확인하였다.

그리고 2장의 실험장치 및 방법에서 선회기 설계, PIV 설계 및 오일 입자분사장치 설계에 대하여 살펴보고 3장의 결과 및 고찰을 통하여 4장에서 결론을 기술했다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 선회기 설계

선회기의 선회정도를 결정하는 요소로써 선회수(Swirl Number ; SN)가 있으며, 선회 수는 식 (1)과 같이 무차원 수로 제시되었다[7]. 주 분사기에 장착되는 선회기는 반경 방향으로 설계하였으며, 설계된 선회기의 개략도를 <그림 2>에 나타냈다.

또한 실험에서 사용한 반경 방향 선회기의 스윙수의 표현은 식 (2)처럼 나타낸다[8].

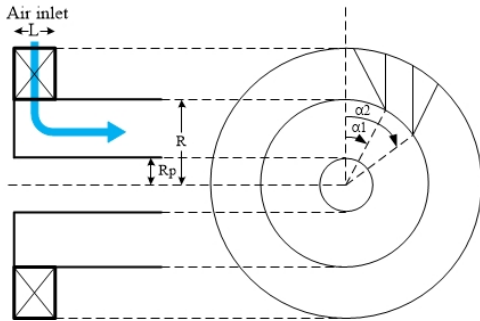


그림 2. 반경 선회기 개략도
Figure 2. Schematic of Radial Swirler

$$SN = \frac{G_\phi}{G_x R_{sw}} \quad (1)$$

G_ϕ : 접선 방향 운동량

G_x : 축 방향 플럭스(Flux)

R_{sw} : 반지름

$$SN = \frac{1}{1-\psi} \tan(\alpha_m) \frac{R}{2L} \left[1 - \left(\frac{R_p}{R} \right)^2 \right] \quad (2)$$

식 (2)에서의 α_m 은 평균날개각도로 식 (3)과 같이 정의 된다. 차단계수 ψ 은 반경 방향 스윙러 내부의 공기 유로에 간격이 있는 경우 주요 변수가 되며, 다음의 식 (4)와 같이 정의된다[5,8].

$$\alpha_m = \sin^{-1} \left(\frac{d_2 + d_1}{2R_1} \right) \quad (3)$$

$$\psi = 1 - \frac{N_b(\alpha_2 - \alpha_1)}{2\pi} \quad (4)$$

식 (2)를 이용하여 설계된 반경방향 선회기의 변수와 선회 수를 <표 1>에 나타냈다.

2.2 PIV 장치 설계

설계된 반경방향 선회기의 유동 특성을 확인하기 위한 PIV 실험 장치를 <그림 3>에 나타냈다. 공기를 분사하기 위하여 풍동을 사용하였으며, 반경 방향 선회기와 주 분사기를 장착하기 위해 풍동 출구에 분사 챔버를 장착하였다.

표 1. 반경 선회기의 설계 조건
Table 1. Design Condition of Radial Swirler

N_b	α_1	α_2	R_p	R	ψ	L	SN
24	36.63	51.03	15	25	0.04	10	0.6
24	32.75	47.21	15	25	0.036	10	0.7
24	28.85	43.39	15	25	0.031	10	0.8
24	39.53	53.87	15	25	0.044	10	0.9

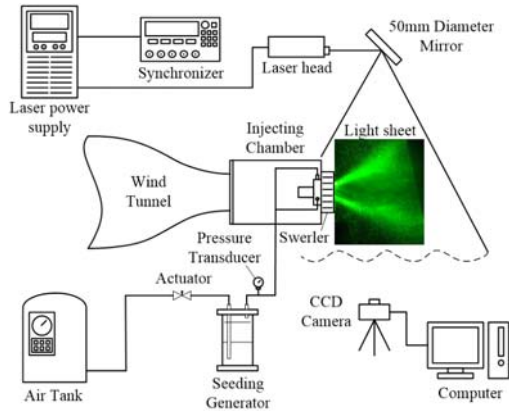


그림 3. PIV 실험장치

Figure 3. PIV Experimental Setup

표 2. 장치 사양

Table 2. Equipment Specification

Laser	
Wavelength	532 nm
Type	ND:YAG Double pulsed
Output Energy	up to 200 mJ/pulse
Max. Repetition Rate	up to 15 Hz
External Trigger Laser Pulse Width	10 μ s minimum
Camera	
Sensor	Charge-Coupled Device
Active Image	1600 X 1200
Pixel Size	5.5 μ m X 5.5 μ m
Video Output	12 bit
Max. Frame Rate	up to 42 fps

분사기로부터 분사되는 공기의 유동은 풍동 내부에 약 1 μ m 크기의 작은 오일 입자를 투입하여 균일한 공기의 흐름을 따라 분사시켰다. 분사되는 오일은 Quantel EVG00200을 통해 출력되는 레이저를 filter를 통해 평면 빔으로 형성시켜주고, 50 mm

직경의 거울에 레이저 평면 빔을 반사시켜 에어로졸의 단면을 나타냈다. 레이저 평면 빔으로부터 나타난 에어로졸 단면은 Viewworks VA-2MG2-C42 CCD 카메라를 이용하여 촬영하였다. 실험에 사용된 장치의 사양은 <표 2>에 나타났다.

PIV 실험을 위한 이미지는 11 μ s 간격으로 한 쌍의 이미지를 촬영하였으며, 유동의 평균 분포를 확인하기 위해 100 쌍의 이미지를 촬영하였다.

2.3 오일 입자분사장치 설계

오일 입자분사장치는 Echol과 Young[7]에 의해 개념설계가 되었으며, 공기에 의해 분열시킨 오일을 에어로졸로 형성시켜 분사하는 방식으로 다수의 입자를 추적하여 유속을 측정하는 PIV 실험 시 널리 사용되고 있다[9-11].

<그림 3>의 실험 장치에 나타난 오일 입자 분사 장치에 대한 개략도를 <그림 4>에 나타내었다.

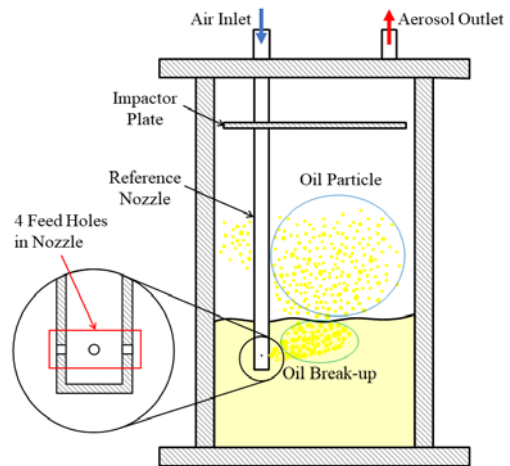


그림 4. 오일 입자 분사 장치

Figure 4. Experimental Setup of Seeding Generator

설계된 오일 입자분사장치는 Kähler 등에 의해 고안된 장치를 본 실험에 맞게 재설계하였다[11].

챔버의 전체 높이 300 mm, 챔버의 지름 170 mm, 챔버 상판에서부터의 노즐 길이 245 mm, 큰 오일 입자를 걸러내기 위한 수평 판(Impactor plate)의 지름 136 mm, 챔버의 벽면 두께 15 mm, 최대 0.7 MPa까지 작동이 가능한 공기탱크로부터 공급되는 공기의 입구와 에어로졸의 출구의 지름은 9.5 mm 이며, 공기 입구와 출구의 개수는 각각 2개, 1개이다. 공기의 유입으로 오일을 미립화시키는 노즐은 reference 노즐이며, 오일 입자를 최소 1 μm까지 미립화 시키는 것이 가능하다. Reference 노즐의 구멍은 직경이 1 mm이며, 90° 간격으로 4개의 노즐구멍을 배열하였다. 노즐구멍은 노즐의 끝단에서부터 9 mm떨어져있다. 오일 입자분사장치에 대한 설계는 <표 3>에 정리하였다.

표 3. 분사장치와 오일 특성
Table 3. Specification of Seeding Generator and Oil

Seeding Generator	
Chamber Height	300 mm
Chamber Diameter	170 mm
Chamber Thickness	15 mm
Impactor Plate	136 mm
Nozzle Diameter	9.5 mm
Nozzle Type	Reference Nozzle
Nozzle Hole Diameter	1 mm
Number of Nozzle Hole	4
Oil @20 °C	
Oil Type	Soybean Oil
Density	910 kg/m ³
Viscosity	0.06 kg/m · s
Surface Tension	0.031 N/m

설계된 오일 입자분사장치에 사용된 오일은 식물성 기름, DEHS 등 밀도와 점도, 표면장력이 낮은

유체를 사용한다[9]. 본 연구에서는 식물성 기름의 soybean oil을 사용하였으며, 오일에 대한 물성은 <표 3>에 나타났다.

2.4 실험 조건

주 분사기 선회기의 선회 수에 따른 공기 유동 특성을 확인하기 위해 챔버 내부의 차압과 에어로졸의 분사 차압을 설정하였다. 대기압 대비 챔버 내부의 차압을 4%, 균일하게 흐르는 풍동의 공기 유동에 투입되는 에어로졸의 분사 차압을 0.5%로 설정하여 실험을 진행하였다.

3. 결과 및 고찰

<그림 5>는 선회 수 증가에 따른 축 방향 속도를 PIV로 측정하였다. 중앙에 있는 속도 분포를 살펴보면 축 방향의 반대 방향으로 속도 분포가 형성되어 있는 것을 알 수 있다. 이는 선회 유동에 의해 유동이 순환되는 것을 확인하였다.[12]

순환되는 영역의 크기는 선회기의 회전수에 증가함에 따라 증가하였다. 선회기의 회전수 정의에 의하면 접선 방향의 운동량과 비례하고 축 방향의 운동량에 반비례하므로 접선 방향의 운동량이 커짐에 따라 분무 노즐의 위와 아래 방향으로 퍼지는 정도가 크기 때문에 큰 선회유동이 형성됨에 따라 순환 영역이 증가하였다.

$SN=0.6 \sim 0.8$ 에서는 노즐 위와 아래에 순환이 생성되었다. 그러나 $SN=0.9$ 일 때는 순환의 모양이 다르게 생성되었다. 이는 접선 방향 속도가 축 방향의 속도보다 훨씬 크게 작용하여 노즐 위아래에 순환이 형성되는 것이 아니라 위아래로 흘러가는 유동만 발생하여 생기는 현상으로 파악된다.

<그림 6>은 선회 수 증가에 따른 분사 각도와 분무 거리에 따른 속도를 나타낸 것이다. 선회 수

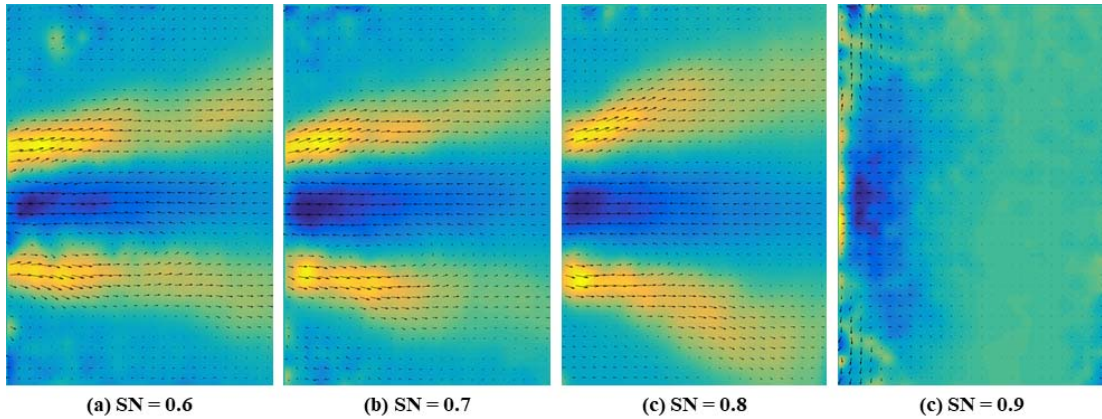


그림 5. PIV에 의한 선회기 축방향 속도
Figure 5. Axial Velocity of Swirler by PIV

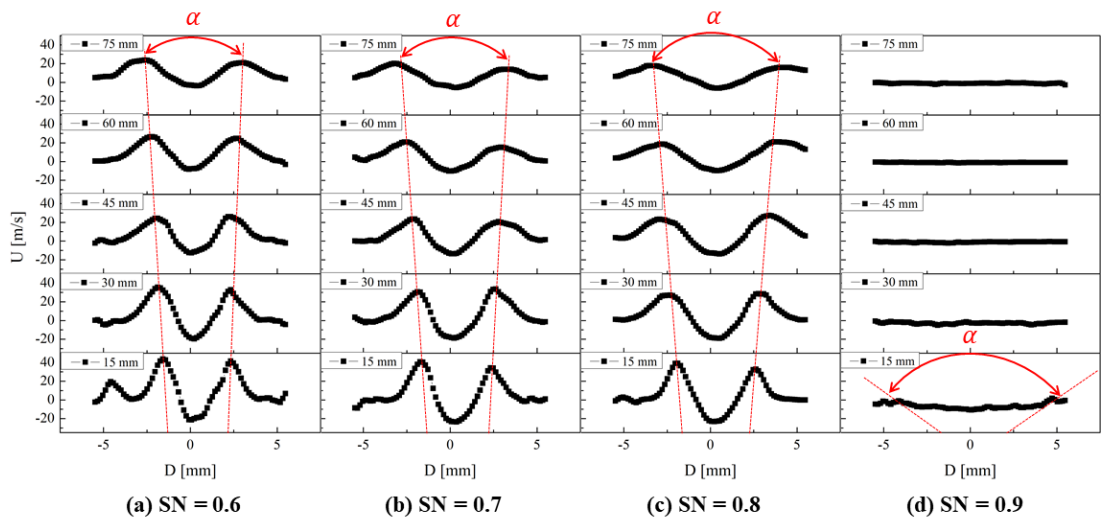


그림 6. 선회기의 축방향 속도 분포
Figure 6. Axial Velocity Distribution of Each Swirler (a)SN=0.6, (b)SN=0.7, (c)SN=0.8, (d)SN=0.9

가 증가하면 선회 유동에서의 접선 방향의 속도가 증가하게 되어 분무 노즐에서 나온 유동이 접선 방향의 영향을 받아 분사 각도가 증가하는 것을 알 수 있었다. 이는 선회기를 사용하는 연소기의 유동을 전산해석을 통해 모사하였을 때와 유사한

경향을 보여준다[13-15].

분무 거리에 대한 속도를 살펴보면 노즐 중앙의 속도를 보면 음의 값이 나타나고 있다. 노즐에서 분무 거리가 증가함에 따라 속도가 음의 값에서 점점 증가하는 것을 볼 수 있다.

$SN=0.9$ 일 때는 접선 방향의 속도가 다른 선회 수의 접선 속도보다 커서 분사 각도가 큼을 알 수 있다. 이러한 분사 각도 때문에 분무 거리가 증가함에도 불구하고 다른 선회 수에서 볼 수 있었던 속도 변화가 없었다.

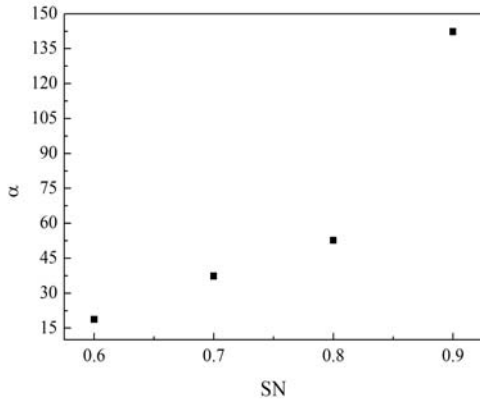


그림 7. 선회 수 변화에 따른 분사 각도
Fig. 7 Spray Angle Variation of Swirl Number

<그림 7>은 선회 수 변화에 따른 분사 각도를 나타내고 있다. 분사 각에 대한 정확한 값은 <표 4>에 나타내었다.

$SN=0.6 \sim 0.8$ 에서는 선회 수의 증가에 따라 분사 각도가 직선적으로 증가하다가 $SN=0.9$ 에서는 큰 폭으로 증가하였다. 이는 대기영역으로 진행되는 소용돌이의 선회수의 임계점이 0.9 근처임을 간접적으로 알 수 있다.

표 4. 선회수와 각도
Table 4. SN and Angle Values

SN	Angle
0.6	18.7°
0.7	37.2°
0.8	52.6°
0.9	142.3°

4. 결 론

전 세계적으로 환경오염에 대한 관심이 많음에 따라 가스터빈엔진에서 발생하는 오염물질을 줄이려는 시도중에 하나가 연소실에 선회 유동을 발생시키는 것이다. 선회 유동을 발생시키는 선회기에는 축 방향과 반경 방향 선회기가 있다. 이 논문에서는 반경 방향 선회기의 공기 유속 및 유동현상에 대하여 연구하였다.

선회 수 증가에 따른 축 방향속도를 PIV로 측정하였더니 선회 유동에 의하여 유동이 순환되는 것을 확인하였다. 또한 선회 수가 증가함에 따라 유동의 순환 영역도 넓어 졌으나 임계 선회 수를 초과하게 되면 재순환 되지 않았다.

선회 수 증가에 따른 분사 각도를 조사하였고 선회 수가 증가함에 따라 분사 각도가 커지는 결과를 얻게 되었다. 위와 같은 결과를 통하여 반경 방향의 선회기가 가스터빈 연소실에 선회 유동을 형성하는 것을 실험적으로 입증하였다.

References

- [1] A. H. Lefebvre, *Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions*, 3rd ed., CRC press, 2010.
- [2] ICAO (International Civil Aviation Organization), *Annual report of the council 2012*, World Wid Web location <http://www.icao.int/publications/pages/publication.aspx?docnum/410001>, 2013.
- [3] A. H. Lefebvre, *Lean premixed/prevaporized combustion*, NASA CP-2016, 1977.
- [4] M. J. Foust, D. Thomsen, R. Stickles, C. Cooper, and W. Dodds, *Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor*

- for next generation aircraft engines, AIAA-2012-0936, Nashville, USA, 2012.
- [5] M. H. Choi, D. Shin, Y. Yoon, and J. Koo, *Swirl number of radial swirler design for combustor in aero gas turbine engine*, Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 47, No. 12, pp. 848-855, 2019.
- [6] H. S. Alkabe, and G. E. Andrews, *Reduced NOx emissions using low radial swirler vane angles*, ASME 1991 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, pp. V003T06A032, 1991.
- [7] J. M. Beér, and N. A. Chigier, *Combustion aerodynamics*, John Wiley & Sons, New York, 1972.
- [8] D. Galley, S. Ducruix, F. Lacas, and D. Veynante, *Mixing and stabilization study of a partially premixed swirling flame using laser induced fluorescence*, Combustion and Flame, Vol. 158, No. 1, pp. 155-171, 2011.
- [9] W. H. Echols, and J. A. Young, *Studies of portable air-operated aerosol generators*, NAVAL RESEARCH LAB WASHINGTON DC (No. NRL-5929), 1963
- [10] M. Raffel, C. E. Willert, S. Wereley, and J. Kompenhans, *Particle image velocimetry: a practical guide*, Springer, 2013.
- [11] C. Kähler, B. Sammler, and J. Kompenhans, *Generation and control of tracer particles for optical flow investigations in air*, Experiments in fluids, Vol. 33, No. 6, pp. 736-742, 2002.
- [12] A. K. Gupta, D. G. Lilley, and N. Syred, *Swirl flows*, Kent, England, Abacus Press, 1984.
- [13] A. Escue, and J. Cui, *Comparison of turbulence models in simulating swirling pipe flow*, Applied Mathematical Modeling, Vol. 34, No. 10, pp. 2840-2849, 2010.
- [14] G. Albouze, T. Poinso, and L. Gicquel, *Chemical kinetics modeling and LES combustion model effects on a perfectly premixed burner*, Comptes Rendus Mécanique, Vol. 337, No. 6-7, pp. 318-328, 2009.
- [15] S. Wang, V. Yang, G. Hsiao, S. Y. Hsieh, and H. C. Mongia, *Large-eddy simulation of gas-turbine swirl injection flow dynamics*, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 583, pp. 99-122, 2007.

가스터빈용 반경방향 선회기의 선회수 변화에 따른 유동특성

김우진¹, 오주연², 최명환³

¹가톨릭관동대학교 항공정비학과 교수

²강원도립대학교 항공관광과 교수

³한국항공대학교 대학원 대학원생(박사)

요 약

NOx 배출량 저감을 위한 희박 예혼합 예증발(LPP) 가스터빈 연소기의 주 분사기는 일정 수준 이상의 추력에 도달하였을 때부터 작동하기 시작하여 높은 추력까지 제어를 하게 된다. 주 분사기에 장착되는 반경방향 선회기는 추력 제어에 큰 역할을 하며, 안정적인 추력제어에 기여한다. 본 논문에서는 선회 수의 변화에 따른 분사기의 공기 유동 특성을 오일과 공기가 혼합된 에어로졸을 분사시켜 입자영상유속계(PIV) 기법으로 결과를 도출하였으며, 분사 위치에 따른 유속 및 분사각 등을 측정하여 공기의 유동 영향을 확인하였다. 축방향 스윌러와 같이 반경방향 스윌러도 스윌 수가 커짐에 따라 재순환 영역이 커지는 것을 확인하였다. 반경방향 스윌러를 사용하여 대기중으로 에어로졸을 분사 시켰을 때 선회수가 증가함에 따라 분무각이 증가하였으며, 일정 선회수를 초과할 경우 에어로졸이 직진하지 못하는 현상을 확인하였다. 이는 스윌러의 스윌수가 증가 하였을 때 역압력 구배가 선회기 전방으로 크게 형성 되었을 때 유동이 전방으로 진행할 수 있도록 구조적으로 보완해야함을 의미한다.



Woo-Jin Kim received the bachelor's degree in the Department of Aircraft Engineering from the Korea Aerospace University in 1995. He received the M.S. degree in the Department of

Aeronautical Engineering from Graduate School of Korea Aerospace University in 1997, and the Ph.D. degree in the Aeronautical Engineering from Graduate School of Korea Aerospace University in 2007. He is a professor in the Department of Department of Aviation Maintenance at Catholic Kwandong University. His current research interests include gas turbine engine, atomization, combustion, rocket engine, fluid mechanics and etc.

E-mail address: kwjm0527@daum.net

Engineering from Graduate School of Korea Aerospace University in 2018, and Ph.D student in Aerospace and Mechanical Engineering from Graduate School of Korea Aerospace University until now. He works on fluid mechanics and thermal dynamics and His current research interests include gas turbine engine, atomization, combustion, rocket engine, fluid mechanics

E-mail address: choimh@kau.kr



Ju-Youm Oh received the Ph.D. degree in the Department of Hotel & Tourism Management from the SeJong University in 2018. She is a professor in the Department of Airline

Service & Tourism at Gangwon State University. Her current research interests include quality of airline service, educational technology and etc.

E-mail address: barbie33e@korea.kr



Myeung Hwan Choi received the bachelor's degree in the Department of Aerospace and Mechanical Engineering from the Korea Aerospace University in 2016. He received the M.S.

degree in the Aerospace and Mechanical