

발전용 희박예혼합 가스터빈 연소기 내부유동 특성 해석

정재화* · 서석빈* · 안달홍* · 김종진*

A Numerical Analysis of the Flow Characteristics in a Lean Premixed Gas Turbine Combustor for Power Generation

Jae Hwa Chung, Seok Bin Seo, Dal Hong Ahn, Jong Jin Kim

Key Words: Gas turbine(가스터빈), Combustor(연소기), CFD(전산유체역학), Fuel nozzle(연료 노즐), Swirl ratio(스윙비)

Abstract

Three dimensional CFD investigations are carried out to understand the complex flow field in a gas turbine combustor with multi-element fuel injectors. The gas turbine considered here is the GE7FA model which has five fuel injectors in each combustor can and utilizes lean-premixed combustion to meet nitric oxide emission requirements. Detailed three-dimensional flow characteristics and fuel-air mixture formation process inside the fuel nozzle and gas turbine combustor including five swirl nozzle tips are analyzed using commercial FLUENT code.

기호설명

- ϕ : 계산종속 변수 (속도, 난류성분, 엔탈피 등)
- u_j : 속도성분
- x_j : 좌표성분
- ρ : 기체의 밀도
- Γ_ϕ : 종속변수에 대한 확산 계수
- S_ϕ : 종속변수에 대한 생성항

1. 서론

본 연구는 서인천 복합화력 발전소에 설치되어 있는 희박 예혼합 연소방식의 GE7FA기종(1) 가스터빈 연소기를 대상으로 하였다. 서인천 복합화력 발전소는 시설용량 1,800 MW로 1997년 7월 준공하여 현재 경인지역 첨두부하를 담당하고 있다. GE7FA 가스터빈은 Dry Low NOx 연소방

식인 DLN-II 시스템⁽¹⁾을 채용하고 있어서 NOx의 배출농도가 매우 적은 장점이 있다.

국내의 가스터빈 연소기에 관한 연구는 주로 소형 가스터빈이나 항공용을 대상으로 연구^(2,3)가 진행되고 있으며, 가스 연료를 주로 사용하는 대형 발전용 가스터빈 연소기에 관한 국내연구는 그다지 많이 수행되지 않고 있다. 최근 국내 복합화력 발전소에 도입 설치된 발전용 가스터빈은 NOx 배출 저감을 위하여 희박 예혼합 연소(Lean Premixed Combustion) 방식을 채용하고 있어서 연소 불안정이나, 연소진동 등의 발생 가능성이 높아 이에 관한 국내연구가 시급한 과제로 대두되고 있다.

기존의 가스터빈 연소기 내부 유동해석 연구는 대부분 1개의 연소기 캔에 1개의 연료분사 노즐이 있는 연소기⁽⁴⁾를 대상으로 하고 있으며, GE7FA 가스터빈과 같이 1개의 연소기 캔에 여러 개의 스윙 노즐이 장착되어 있는 복잡한 유동해석에 관한 연구문헌은 거의 없다. 노즐 4개를 포함한 라이너에 대한 Wang⁽⁵⁾ 등의 해석이 있으나 계산격자 생성의 어려움으로 연소기 전체를 계산 영역으로 해석하지는 못하였다.

* 한전전력연구원

본 연구에서는 GE7FA 가스터빈 연소기의 5개 연료분사 노즐을 포함한 연소기 형상의 계산격자를 생성하여 내부 유동과 연료 노즐의 가스연료 혼합과정을 해석하였다. 본 유동해석 결과로부터 대형 발전용 화력 예혼합 연소기에 채택하고 있는 1개의 연소기 캔에 여러 개의 스웰 노즐이 장착되어 있는 연소기 내부에서의 3차원 유동특성을 파악하였고, 연료노즐의 스웰 생성과정 및 연료혼합 특성을 예측할 수 있었다.

2. 지배방정식 및 수치해석조건

2.1 지배방정식 및 수치해석 방법

본 연소기 내부 유동 해석에는 연속방정식, 운동량 보존식, 에너지 보존식을 포함한 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 유한체적법으로 해석하는 FLUENT code⁽⁶⁾를 사용하였다. 해석에 사용한 지배방정식은 다음과 같이 tensor 형태의 편미분 방정식으로 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \phi) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x_j}) + S_\phi \quad (1)$$

연료와 공기의 혼합과정을 계산하기 위하여 연료는 순수한 메탄으로 가정하여 CH₄, O₂, N₂의 3가지 화학종을 고려하여 노즐내부에서 농도분포 변화를 예측하였다.

난류계산 모델로는 비등방성이 고려되어 강한 선회유동의 해석이 가능한 RSM(Reynolds Stress Model)이 적용되었고, 전체적인 방정식의 해법으로는 SIMPLEC 알고리즘이 적용되었다. 계산에 필요한 격자는 GEOMESH code⁽⁷⁾를 사용하여 생성하였다.

2.2 계산격자계 및 유동해석조건

2.2.1 연료노즐 계산격자계 및 유동해석조건

연료노즐은 General Electric사에서 최근에 개발하여 서인천 복합화력발전소에 적용한 FBR(flash back resistance) 노즐에 대하여 유동 및 연료분사과정을 해석하였다. 1개의 FBR 노즐에는 스웰 vane, 연료분사 spoke, faring vane이 축대칭으로 각각 10 개씩 배치되어 있으므로 사이클 경계조건(cyclic boundary condition)을 적용하여 노즐을 원주방향으로 10 등분하여 그 10분의

1을 계산영역으로 선정하였다. Fig. 1은 실제 전산해석에 사용한 FBR 노즐의 계산영역을 보여주는 그림이다. 계산 영역은 총길이 266.4mm, 외경 127mm이며, 노즐 팁의 직경은 57mm이다. 스웰 vane은 노즐 하부에 위치해 있고 강한 스웰을 생성시키기 위하여 삼차원 곡면형상으로 되어 있다. 연료노즐에는 연료분사를 위해 직경 8.4mm의 spoke가 설치되어 있고 spoke의 원주에는 Fig. 2와 같이 서로 다른 직경(1.18mm, 1.47mm, 1.83mm, 2.35mm)으로 된 4개의 연료분사 hole이 관통되어 있다. 노즐의 계산 격자수는 총 162,000개 (45×30×120 cells)가 사용되었다. Fig. 3은 사이클 경계조건을 적용하기 위하여 Fig. 1의 계산영역으로 구성된 계산격자들을 10개 결합하여 연료노즐 전체의 계산격자를 구성한 것이다.

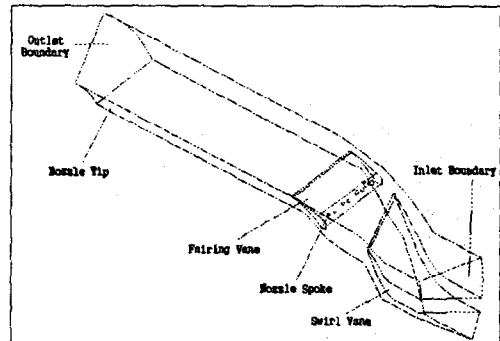


Fig. 1 Computational domain of the fuel injection nozzle

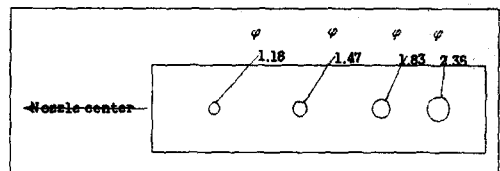


Fig. 2 Fuel injection holes in the nozzle spoke

Table 1은 노즐해석의 계산경계조건으로 사용한 공기량과 연료량을 요약한 표로 GE7FA 가스터빈의 정격출력에 해당하는 유량과 연료량을 1개의 노즐 spoke에 대하여 환산한 값이다. 공기는 모두 연료노즐 하부로부터 도입되며, 노즐 하부에는 4번 연료(4ry gas)공급라인과 연결된 연

료의 일부도 공기와 함께 예혼합되어 노즐하부에서 유입된다. 스윌 vane의 상부에 있는 연료분사 spoke에서는 총 4 개의 관통 구멍을 통하여 메탄 연료가 분사되는 것으로 계산 경계조건을 설정하였다. 연료분사 spoke에서 분사되는 연료양은 2 번 연료(2ry gas)공급라인과 3번 연료(3ry gas)공급라인에 연결되는 두 종류가 있으므로 Table 1의 연료조건을 사용하여 두 경우를 각각 따로 계산하였다. 압력과 온도 계산조건으로 연료노즐 내부와 연소기의 평균압력은 1.5 MPa, 노즐 입구의 온도는 383℃로 가정하여 계산에 필요한 물성치들을 설정하였다.

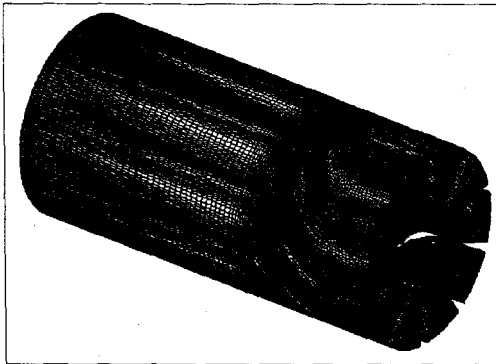


Fig. 3 Grid system for the fuel nozzle

Table 1 Air and fuel quantities for the nozzle simulation (based on one fuel spoke)

공기량 (Kg/sec)	연료량 (Kg/sec)		
	2ry gas	3ry gas	4ry gas
0.499	1.13×10^{-2}	1.29×10^{-2}	1.29×10^{-3}

2.2.2 연소기 계산 격자계 및 유동해석조건

연소기 해석에는 5개의 노즐팁 부분과 연소기 라이너, T/P(transition piece)를 포함하여 유동특성을 3차원으로 해석하였다. Fig. 4는 연소기의 계산격자를 보여주는 그림이며, 5개의 노즐팁 위치, 라이너, T/P의 위치가 각각 표시되어 있다. 계산영역은 노즐캡 assembly 상면에서 T/P 끝까지 전체 길이를 1,340mm로 설정하였고, 연소기에서 라이너는 길이 850 mm, 노즐 캡 부위의 내경을 406.4mm, T/P와 연결부위는 내경 356 mm

로 설정하였다. Fig. 4에서 계산격자수는 총 84,150개(45×34×55)가 사용되었다. 연소기 내부 유동을 해석하기 위해서는 노즐입구 부분에서의 속도 경계조건(축방향 속도 및 스윌 속도)을 설정하여야 한다. 이를 위해서 연료노즐의 전산해석 결과로부터 구한 평균 회전수를 사용하여 5개 노즐에 대한 스윌의 경계조건으로 사용하였다.

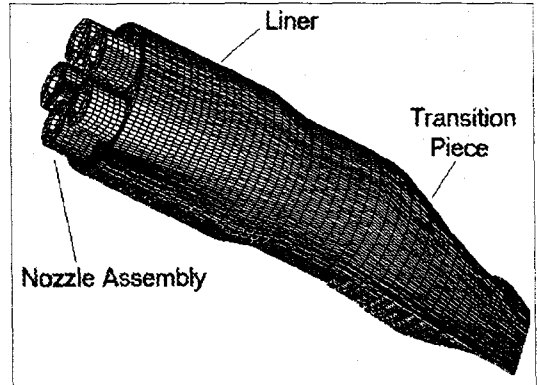


Fig. 4 Grid system for the combustor

3. 수치해석 결과 및 고찰

여기서는 앞에서 생성한 계산격자와 경계조건을 사용하여 연료노즐 및 연소기 내부의 유동특성을 전산해석한 결과를 설명하고자 한다.

3.1 연료노즐내부 유동해석 결과

Fig.5는 노즐 내부유동을 해석한 결과를 속도 등고선을 나타낸 그림이다. 노즐 하부에 위치한 스윌 vane(그림의 우측)에서부터 연료 spoke와 fairing vane을 거치면서 노즐팁의 상부에 걸쳐서 스윌이 어떻게 형성되는가를 관찰할 수 있다. 노즐 내부의 연료 spoke 주변에서는 원주방향으로 속도 변화가 크고, 노즐팁(그림의 좌측편)으로 갈수록 스윌 유동의 원심력 효과에 의해서 빠른 속도영역이 노즐 중심에서 바깥쪽으로 치우친다. 속도분포는 fairing vane 상부와 노즐팁 상부 중간에서부터 그 형태가 변하지 않고 거의 일정하게 유지되는 것을 알 수 있었다.

Fig. 6은 연료노즐 내부유동을 해석한 결과로 노즐 중심 축과 평행하며 스윌 vane과 fairing vane의 중심을 통과하는 원통면 위의 한 단면에

서 속도 등고선을 보여준다. 노즐하부로 유입된 공기가 스윌 vane, 연료 spoke, fairing vane를 통하여 노즐 축방향 속도와 스윌속도 성분이 변화하는 과정을 관찰할 수 있다. 스윌 vane에 의하여 강한 스윌 속도 성분이 생성되어 연료 spoke 주변에 이르며 연료 spoke의 서로 다른 상하 4 개의 구멍으로부터 나온 기체 연료와 혼합을 촉진시킨다. 특히 국부적으로 스윌 vane과 fairing vane의 외측면(볼록한 면) 주변에서 속도가 빠르며 이러한 외측면의 빠른 속도는 회전력이 강한 스윌 유동을 발생시킨다. 또한 연료 spoke 상부에 부착된 fairing vane은 spoke 상부에 재순환 영역의 생성이나 wake의 발생 등을 억제하는 효과가 있다.

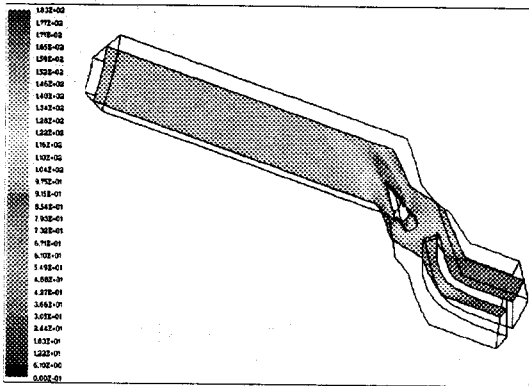


Fig. 6 Velocity contours on the cross-section parallel to the nozzle axis

Fig. 7은 연료 spoke에서 분사되는 가스연료가 2번 연료(2ry gas)공급라인과 연결된 경우의 메탄연료 농도분포를 계산한 결과이다. 스윌 vane이 위치한 우측의 노즐하부에서는 소량의 연료(Table 1의 4ry)가 공기와 완전 혼합된 것으로 가정하였으므로 연료의 농도가 낮고 일정한 값을 갖는다. 그러나 대부분의 연료가 분사되는 연료 spoke 주변과 fairing vane 근처는 연료농도가 국부적으로 매우 높으며, fairing vane 상부에서는 연료가 스윌 유동의 영향을 받아서 급격히 혼합되기 시작하여 노즐팁 상부에서는 연료와 공기가 상당히 균일한 혼합기를 형성하고 있는 것을 관찰할 수 있다.

Table 2에는 노즐출구에서의 계산결과들을 요

약하였다. Table 2에서 스윌 평균회전수는 무차원 스윌수로 환산하면 0.78에 해당한다.

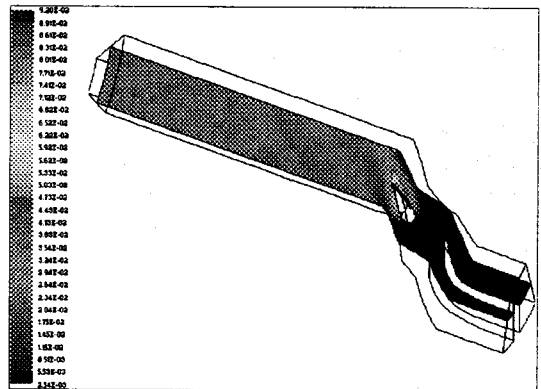


Fig. 7 CH₄ concentration contours on the cross-section parallel to the nozzle axis

Table 2 Computed results of the fuel nozzle

노즐	축방향 평균속도	스윌 평균 회전속도	화학종 질량분율		
			CH ₄	O ₂	N ₂
2ry	66m/sec	218회/sec	2.458×10^{-2}	0.227	0.770
3ry	67m/sec	221회/sec	2.733×10^{-2}	0.227	0.746

3.2 연소기 내부 유동해석 결과

연소기 내부에서의 유동장 및 연료 혼합특성은 연소과정에 직접적인 영향을 미치므로 전반적인 유동특성을 파악하는 것은 매우 중요하며, 유동해석 결과는 연소기 내부에서의 연소과정을 해석하는 데에도 유용한 정보를 제공한다. 연소기의 노즐부분에서 설정한 공기 및 연료의 계산 경계조건은 연료 노즐의 해석결과인 Table 2를 사용하였다. 연소기의 5개 노즐 가운데 4개는 2번 연료(2ry gas)공급라인과 연결된 경우의 계산결과를 경계조건으로 사용하였으며, 나머지 1개는 3번 연료(3ry gas)공급라인과 연결된 경우의 계산결과를 경계조건으로 사용하였다.

Fig. 8은 연소기 내부 유동해석 결과로 연소기 대칭단면에서의 속도 등고선을 보여준다. 노즐팁 근처에서 연료와 혼합된 스윌 속도 성분을 갖는 빠른 속도의 혼합기체가 노즐 캡 어셈블리 상부를 거쳐 연소기의 라이너 내부로 도입되어 연

소에 적절한 유동상태로 된다. 노즐상부에서 라이너 쪽으로 분사된 직후에는 유동이 불균일하고 복잡한 형태를 이루고 있으나, 라이너와 T/P의 연결 부위에서는 단면 전체에서 균일한 유속분포가 형성된다. 그림의 우측 부분인 터빈 블레이드로 연결되는 T/P의 끝에서는 단면이 축소되므로 유속의 증가가 관찰되었다.

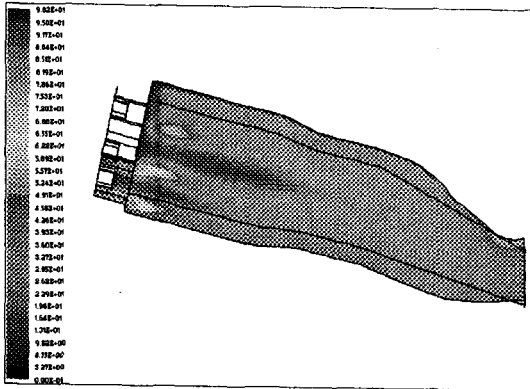


Fig. 8 Velocity contours in the combustor (symmetry plane)

Fig. 9는 연소기 내부의 라이너 중심축을 따라서 여러 단면에서의 속도 등고선을 보여주며, 5개의 노즐을 통하여 라이너에 도입된 혼합기의 속도분포는 라이너 입구에서는 매우 불균일하지만 라이너를 통과하면서 점차로 전체 단면에서 속도분포가 균일해진다. 특히 스윙 유동에 의한 원심력의 영향으로 연소기의 라이너 중간 이후부터 T/P 사이에서는 연소기의 중심보다 벽 근처에서 속도의 절대값이 큰 것을 알 수 있다.

Fig. 10~Fig. 12는 단면별 속도벡터를 나타내며, 연소기 내부에서 스윙 속도분포가 어떻게 변해가는가를 파악할 수 있다. 먼저 노즐 팁 부분의 유동해석 결과인 Fig. 10에서 각각의 노즐에서 생성된 5개의 스윙 속도 성분을 볼 수 있으며, 연소기 외부로부터 시계 회전방향의 스윙 유동(연소기에서 노즐쪽을 바라보았을 때 유동의 회전방향)이 형성되고 내부에는 반시계 회전방향의 스윙 유동이 형성되어 있다. 이러한 스윙 성분은 유동이 연소기 라이너를 통과하면서 점차로 변형된다. Fig. 11은 라이너의 중간 단면에서의 속도벡터로 Fig. 10에서 보여진 노즐팁 주위를

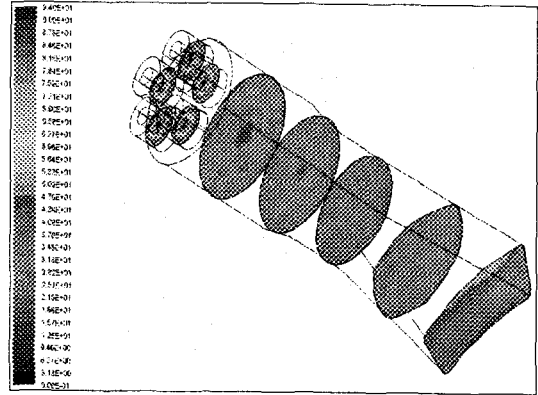


Fig. 9 Velocity contours in the combustor on the planes normal to the liner center line

따라서 생성된 5개의 스윙 속도 성분은 없어지고 연소기 외측을 따라 시계 회전방향의 회전유동과 내측의 반시계 회전 방향의 작은 회전 유동만이 유지되고 있음을 관찰할 수 있다. 이러한 서로 반대로 회전하는 2개의 스윙 성분은 연소에 필요한 난류강도를 증가시켜서 연소를 촉진시킬 것으로 예상된다. Fig. 12는 라이너와 T/P가 연결되는 단면에서의 속도벡터를 보여주며 내부의 반시계 회전방향의 작은 스윙 유동은 소멸되고, 외측의 시계 회전방향의 스윙 유동만이 유지되고 있음을 볼 수 있다. 따라서 연소기 내부에서 스윙 속도분포는 노즐 팁 근처에서부터 T/P에 이르기까지 복잡한 양상을 보이면서 변화하는 것을 알 수 있었다.

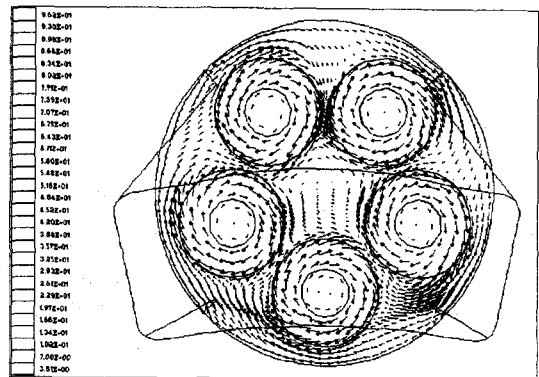


Fig. 10 Velocity vectors on the plane normal to the liner axis (near the nozzle tip)

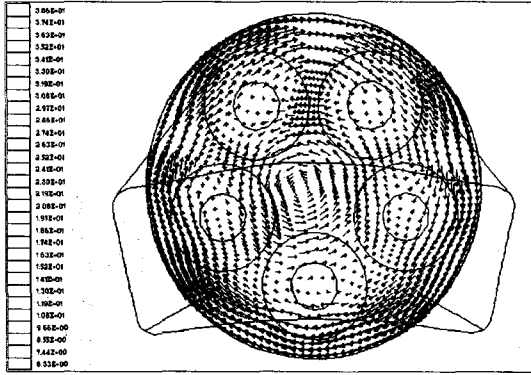


Fig. 11 Velocity vectors on the plane normal to the liner axis (near the liner center)

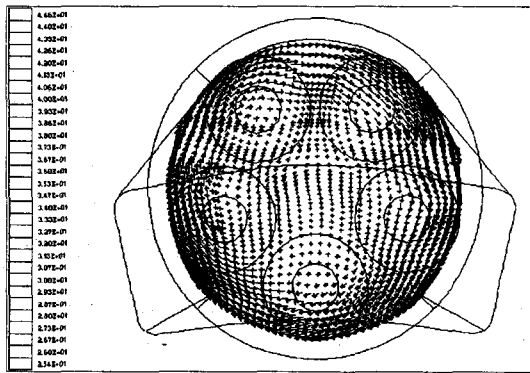


Fig. 12 Velocity vectors on the plane normal to the liner axis (near the liner end)

4. 결론

회박 예혼합 연소방식을 채택하고 있는 발전용 GE7FA 가스터빈에서 5개 연료분사 노즐을 포함한 연소기 전체를 계산영역으로 설정하여 내부의 속도분포 및 노즐에서의 가스연료 혼합과정을 3차원으로 해석하였다. 본 전산해석을 통하여 얻은 결론들을 항목별로 요약하면 다음과 같다.

1. FBR 노즐의 전산해석 결과에서 스윙 vane 과 연료 spoke 상부에 설치된 fairing vane을 통과하면서 강한 스윙이 생성되는 것을 확인하였으며, 이 때 노즐 팁 부위에서 생성된 스윙 강도는 무차원 스윙수로 약 0.78이었다.

2. 연소에 중요한 영향을 미치는 노즐내부에서의 공기와 연료 혼합과정을 세부적으로 파악할

수 있었으며, fairing vane 상부에서부터 강한 스윙의 영향을 받아서 연료가 빠른 속도로 혼합되어 FBR 노즐 팁 상부에서는 연료와 공기가 거의 균일하게 혼합되는 것이 예측되었다.

3. 연소기 입구의 5개 노즐을 통과하여 연소기의 라이너에 도입된 혼합기의 속도는 매우 불균일하고, 재순환 영역이 존재하는 복잡한 형태의 유동분포를 보였으며, 라이너 내부를 통과하면서 점차로 스윙 유동에 의한 원심력의 영향으로 연소기의 벽 근처에서 속도의 절대값이 커지는 경향을 보였다.

4. 연소기 내부의 스윙 유동은 노즐 팁 근처에서는 연소기 외측에는 시계회전 방향으로, 내측에는 반시계 회전방향으로 형성되었으나, 유동이 연소기 내부를 통과하면서 내측에 형성된 스윙 속도 성분은 점차 약해지면서 사라지고 T/P에서는 연소실 외측에 형성된 시계 회전방향의 스윙 유동만이 유지되는 것을 발견할 수 있었다.

참고문헌

- (1) Gas Turbine Familiarization Training Manual-KEPCO Block 3 Seo Incheon Combined Cycle Power Plant, GE Power Systems, 1995.
- (2) 이대성, 차봉준, 한영민, 윤민수, 김춘택, 고영성, 1999, "한국항공우주연구소 가스터빈 엔진 요소부품 및 시스템 성능시험기", 한국항공우주학회지 제28권 제 1호, pp. 166-176.
- (3) 안진혁, 안국영, 김한석, 배형수, 김용모, "가스터빈 연소기의 성능평가", 대한기계학회 1998년도 추계학술대회논문집 B, pp. 305-310.
- (4) D. S. Crocker, D. Nickolaus and C. E. Smith, 1999, "CFD modeling of a gas turbine combustor from compressor exit to turbine inlet", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 121, pp. 89-95.
- (5) T. Wang, 1997, "Modeling of combustion dynamics in gas turbine engines", Doctoral thesis, Pennsylvania State University.
- (6) FLUENT User's Guide, Volume 1~4, Release 4.4, Fluent Inc., August 1996.
- (7) GEOMESH User's Guide, Release 3, Fluent Inc., January 1996.