

# CHT 해석을 통한 가스터빈 연소기 냉각 설계 검증

심영삼\*† · 박정수\* · 김호근\* · 천무환\* · 류제욱\*

## Validation of Gas Turbine Combustor Cooling Design

### by Conjugate Heat Transfer Analysis

Youngsam Shim\*†, Jungsoo Partk\*, Hokeun Kim\*, Muhwan Chon\*, Jewook Ryu\*

#### ABSTRACT

Gas turbine combustors is critical part due to high temperature operating conditions and the optimization of cooling design is required to avoid combustor failure. In gas turbine combustor, effusion cooling, impingement cooling and thermal barrier coating (TBC) are commonly used to improve cooling characteristics. In conceptual design, these cooling schemes are designed by 1D heat transfer calculation. Therefore, these design should be validated ted by nemurical or experiment methods. In this study, Conjugate Heat Transfer (CHT) analysis is performed for validation of gas turbine combustor cooling design.

**Key Words** : Conjugate Heat Transfer, Gas Turbine Combustor, Impingement Cooling, Thermal Barrier Coating

발전용 가스터빈은 공기를 압축하여 공급하는 압축기, 압축된 공기를 연료와 연소시키는 연소기, 고온고압 연소가스의 팽창을 통해 회전을 발생시켜 전기를 생산하는 터빈으로 구성되어 있다 [1]. 이러한 발전용 가스터빈은 배출되는 고온가스를 산업 및 주택의 열에너지원으로 활용하거나 HRSG(열회수 장치)와 스팀터빈과 연결한 복합발전시스템을 구성하여 전기를 생산할 수 있다. 최근 가스터빈은 그 구조가 Compact 해지고 압력손실 및 터빈 입구 온도 개선을 통해 에너지 효율이 크게 향상 되었다. 그러나 연소기 출구 온도는 최대 1800K-1900K까지 상승하게 된다. 실제 연소기 소재의 경우 1100K-1200K 이상에서는 구조 및 수명에 대한 설계 조건을 만족할 수 없다. 따라서, 고효율의 연소기 개발을 위해서는 효율적인 냉각설계 기술이 선행되어야 한다. 특히, 고온 가스와 접촉하고 있는 Liner, Transition Piece의 냉각 설계가 매우 중요하다 [2].

최근 연소실 냉각 설계를 위해 많이 적용되고 있는 방법은 고전적인 막냉각 (Film Cooling) 설계의 온도 비균일성과 제작성의 단점을 개선한 충돌 냉각 (Impingement Cooling) 방식이다 [3].

충돌 냉각의 경우 Liner 및 Transition Piece 외부의 Sleeve에 다공판을 설치하여 다공판 외부 공기를 라이너에 충돌하게 하여 라이너의 냉각을 균일하게 냉각시키는 방식이다. 또한, Liner 및 Transition Piece의 고온 공기 영역에 Thermal Barrier Coating (TBC)을 적용하여 열을 차단하는 방법이 주로 이용되고 있다.

연소기로의 열전달은 고온 공기 온도, 화염 온도, 복사, 냉각 공기 온도 등이 매우 중요한 요소이므로 이를 고려한 냉각 설계가 필요하다. 연소기 개념설계 단계에서는 이러한 영향이 고려된 충돌 냉각 1D 해석을 바탕으로 냉각 홀의 수, 직경, 배치 등을 설계하게 된다. 그러나 이러한 1D 해석 설계의 경우 반경방향으로의 온도 구배를 모사할 수 없기 때문에 냉각 설계에 대한 검증을 위해서는 수치적 혹은 실험적 검증이 필요하다.

본 연구에서는 연소기 내의 연소 및 유동현상에 대한 해석과 Liner 및 Transition Piece 등의 고체 영역을 동시에 고려한 Conjugate Heat Transfer(CHT) 해석을 진행하여 냉각 설계를 검토하였다.

본 연구의 CHT 해석은 상용 코드인 CFX를 통해 진행되었다. 계산 영역은 Diffuser 입구에서 Turbine 입구까지의 유동 영역과 Liner, Transition Piece 및 Nozzle 일부의 영역이 고체 영역으로 구성되어 있다. 격자는 유체 5,700만개, 고체 300만개로 총 6,000만개의 element로 구성

\* 두산중공업 터빈/발전기)가스터빈개발1팀

† 연락처, [youngsam.shim@doosan.com](mailto:youngsam.shim@doosan.com)

TEL : (055)273-8098 FAX : (055-273-8569)

되어 있다. 고체 온도 계산을 위한 CHT 해석의 경우 고체에 근접한 Boundary layer 영역에서의 유동 정보가 고체 온도의 계산 정확도에 매우 큰 영향을 미친다. 따라서 유동 영역의 격자 생성 시에는 Boundary Layer를 고려해야만 한다. 본 해석에서는 Boundary Layer에 고려를 위해 Inflation Layer 10층,  $y+ 30$  이하 수준으로 격자를 생성하였다. 또한, 난류모델 역시 Boundary Layer에서 유동 해석 결과 정확도에 큰 영향을 미친다. 일반적으로 난류 해석에 사용되는  $k-\epsilon$ 모델의 경우 Enhanced Wall Function 모델을 사용해야 하며,  $k-\epsilon$ 모델보다 SST 모델이나 V2F 모델을 사용하는 것이 더 정확한 결과를 나타낸다. 본 연구에서는 SST 모델을 사용하였다. 연소모델은 Eddy dissipation+Finite Rate Chemistry model을 사용하였다. 고체 연소실 내의 유체에서 Liner, Transition Piece 등 고체영역으로의 열전달은 Fig. 1과 같이 전도, 대류, 복사 의해 발생하게 된다. 여기서 정확한 고체 열전달 해석을 위해서는 복사에 대한 고려가 필요하다. 본 연구에서는 Discrete Transfer Radiation Model을 사용하여 복사를 계산하였다. 그리고 연소기 Liner 및 Transition Piece와 고온 가스의 경계면의 TBC는 Fig. 2와 같이 열을 차단하는 효과를 나타낸다. 이러한 TBC는 CHT 해석에서 가상의 Shell에 두께 및 열전달 계수 정보를 반영하여 계산된다.

Fig. 3과 Fig.4는 연소기 단면에서 온도와 Liner와 Transition Piece 온도 분포를 나타낸 것이다. 연소기 하류에서 Transition Piece의 온도가 높게 나타난 것을 볼 수 있으며, 이는 하류에서의 연소기 단면이 좁아져 고온의

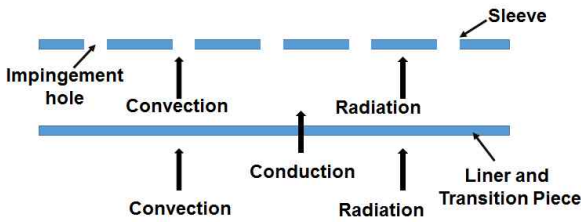


Fig. 1 Heat flux through liner and transition piece.

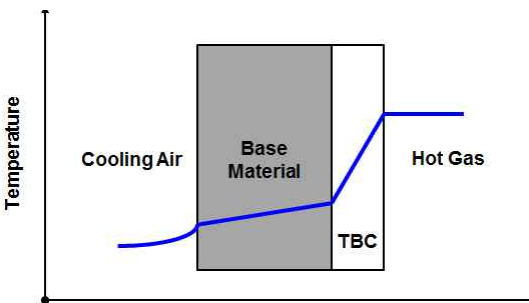


Fig. 2 Temperature distribution through base

material and TBC.

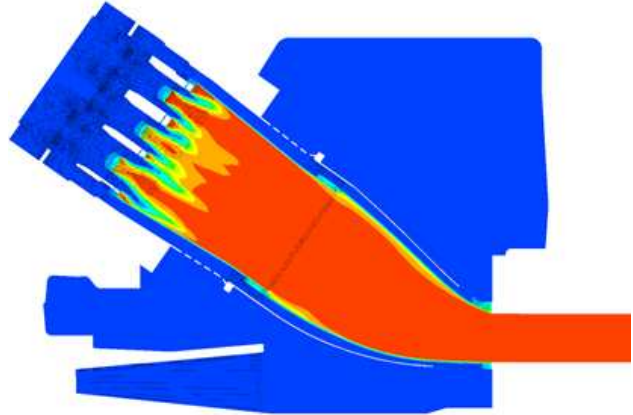


Fig. 3 Temperature distribution in mid-section of gas turbine combustor

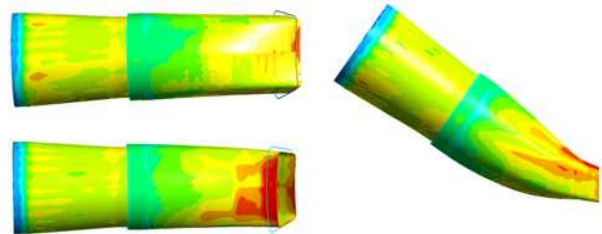


Fig. 4 Temperature distribution at hot side of liner and transition piece

유체와 고체의 상호 열전달이 활발해지기 때문이라 사료된다. 이러한 고온 고체 영역은 냉각 설계의 개선이나 추가 유동 가이드 등으로 해결할 수 있을 것으로 사료된다.

### 후 기

본 연구는 에너지기술평가원 대형 가스터빈 설계 및 시험 평가기술 개발 사업의 일환 (20131010 10170A)으로 수행되었습니다.

### 참고 문헌

[1] A. W. Lefebvre, "Gas Turbine Combustion", Taylor & Francis, 1999.  
 [2] S. Matarazzo and H. Laget, "Modeling of the Heat Transfer in a Gas Turbine Liner Combustor", Chia Laguna, Cagliari, Sardinia, Italy, 2011.  
 [3] K. M. Kim, H. K. Moon, J. S. Park, H. H. Cho, "Optimal design of impinging jets in an impingement/effusion cooling system", Energy, Vol. 66, 2014, pp. 839-848.9.