

연소기 라이너 벽의 effusion 홀 배열 설계가 연소 특성 및 냉각 효과에 미치는 영향에 대한 수치해석적 연구

따망사전* · 박종도* · 박희성**†

Effects of Effusion Hole Configuration on Combustion Characteristics and Cooling Effectiveness in a Real Gas Turbine Combustor Liner Wall

Sajan Tamang*, Zongdao Piao*, Heesung Park**†

Key Words : Gas turbine(가스 터빈), combustion(연소), effusion hole(에퓨전 홀) cooling effectiveness(냉각 효과), numerical simulation(수치해석)

ABSTRACT

In the present study, various tangential angles of effusion hole configurations were investigated to evaluate their effects on the cooling performance and combustion characteristics of a can-type combustor model. Numerical simulations were conducted using the Reynolds stress model for turbulence modeling and the steady flamelet approach within the non-premixed combustion framework to model methane combustion. The results indicated that the effusion hole configuration with a tangential angle of 0° enhanced the liner wall cooling effectiveness by approximately 340.28%. This configuration also blocked 77.71% of the absorbed radiation flux, resulting in a 47.81% reduction in wall temperature. Furthermore, the lowest pattern factor value was observed when the liner wall was designed with effusion holes at a tangential angle of ±30°, compared to other configurations. Similarly, injecting cooling air into the combusted region through effusion holes at a tangential angle of 0° led to an approximate 20.23% reduction in thermal NOx emissions.

1. 서론

연료 에너지를 연소를 통해 변환하는 과정은 상당한 열과 새로운 화합물을 방출하는 발열성 화학 반응이다 [1]. 가스터빈의 열효율을 향상시키기 위해서는 연소 과정에서 방출되는 열에너지를 보다 효과적으로 활용할 수 있는 열관리 및 에너지 변환 기술이 필요하다. 그러나 이러한 에너지 변환 과정에서 연소기는 고온 환경에 지속적으로 노출되며, 이로 인해 열 산화, 코팅 열화, 열응력 및 열피로와 같은 문제가 발생한다. 또한, 고온 환경은 유해 배출가스의 생성을 촉진한다. 이러한 현상은 연소기 라이너와 터빈 블레이드 및 베인과 같은 구성품에 부정적인 영향을 미쳐, 이들의 수명을

단축시키고 유지보수 비용을 증가시킬 뿐만 아니라, 환경적인 문제 또한 점점 심화되고 있다 [2, 3]. 이에 따라 엔지니어들은 고온 엔진 부품의 수명을 연장하기 위해 다양한 고성능 냉각 기술의 개발에 힘쓰고 있다 [4, 5]. 그중 필름 냉각 기술은 특히 가스터빈 분야에서 고온 구성품의 벽면을 보호하는 데 효과적이고 대표적인 냉각 기법으로 널리 활용되고 있다 [6]. 연소기 모델에서 effusion 홀의 크기는 다양한 인자에 따라 결정되며, 일반적으로 0.5 ~ 1.2 mm 범위로 설정하여 설계한다. 또한, 홀의 배열은 홀 직경의 2~5배에 해당하는 pitch 길이로 구성하며, 이를 바탕으로 냉각 성능을 분석한다[7]. 연소기의 effusion 냉각을 위한 작동 조건은 일반적으로 터빈 블레이드 냉각에서의 분사비보다 낮게 적

* 스마트제조융합협동과정, 국립창원대학교(Department of Smart Manufacturing, Changwon National University)

** 기계공학부, 국립창원대학교(Department of Mechanical Engineering, Changwon National University)

† 교신저자, E-mail : heesungpark@chagwon.ac.kr

용되며, 이에 대한 다양한 선행 연구를 통해 본 연구의 방향성을 분석하였다 [8].

연소기 모델의 복잡성과 고온에서의 반응 화학 유동 특성으로 인해, 많은 선행 연구들은 특정 경계 조건 하에서 단순화된 평판을 대상으로 냉각홀 배치에 따른 냉각 성능을 분석해왔다. Shen 등[9]은 분사 각도가 30°에서 90° 범위에 이르는 냉각홀을 설계하고, 이에 대한 냉각 성능을 분석하기 위해 수치해석을 수행하였다. 해석 결과, 분사 각도가 낮을수록 냉각제가 표면에 잘 부착되어 주류 가스와의 직접적인 상호작용을 효과적으로 억제하는 것으로 나타났다. Tamang 등[10]은 cylinder 홀과 forward diffusion 홀을 사용하여 복합 분사각 변화가 냉각 성능에 미치는 영향을 분석하였으며, 그 결과 높은 분사 비(blowing ratio)를 적용한 경우, forward diffusion 홀이 모든 복합 분사각 조건에서 우수한 냉각 성능을 나타내는 것으로 결론지었다. 또한, 복합 분사각을 통한 냉각제 분사는 냉각 성능을 현저히 향상시키는 것으로 확인되었다. 이에 따라 다양한 홀 형상 및 조건 하에서 복합 분사각의 영향에 대한 연구가 활발히 진행되어 왔다 [11-13]. 특히, 복합 분사각 180°은 필름 형성 면적을 확대하고 온도 분포를 균일하게 유지함으로써 냉각 성능을 크게 향상시키는 것으로 보고되었다. Jian 등[14]은 7-7-7 laidback fan-shaped 냉각홀을 이용하여 수치적으로 냉각 성능을 평가하고, 좌표 방향별 이격(dislocation) 효과를 분석하였다. 분석 결과, Y 방향으로의 냉각홀 이격은 냉각 성능을 약 9.2% 향상시키는 것으로 나타났다.

가스터빈에서는 엔진 효율 향상을 위해 터빈 화염 온도가 일반적으로 1094°C에서 1288°C를 초과하는 수준으로 운전된다 [15]. 가스터빈 연소기 내부에서는 온도가 이러한 범위를 초과하는 경우가 많다. 이에 따라 effusion 냉각 기술은 필름 냉각의 종합적인 형태로서, 높은 냉각 효율, 벽면의 낮은 온도 구배, 구현의 용이성, 경제성 등의 장점을 바탕으로 적용되고 있다. Gu 등[16]은 pin-fin 효과를 활용하여 전방 및 후방 effusion 냉각홀의 냉각 성능을 실험적으로 분석하였다. 실험 결과, 금속 재료는 폴리카보네이트에 비해 약 29% 높은 냉각 효율을 나타내었다. 또한, effusion 홀의 후방 분사각은 전방 분사각 대비 약 16% 우수한 냉각 성능을 보였다. Dong 등[17]은 effusion 홀의 결합 냉각 효율(conjugate cooling efficiency)에 미치는 스웰 수(swirls)와 blowing ratio의 영향을 실험 및 수치적으로 분석하였다. 연구 결과, 스웰 수는 결합 냉각 성능에 유의미한 영향을 미치는 것으로 나타났다. 또한, 다양한 blowing ratio 조건에서 결합 냉각 효율은 최대 34%까지 향상되는 것으로 분석되었다. Huang 등[18]은 다양한 정규화된 Reynolds number (Re) 조건에서 교차유동(crossflow)을 고려하여 충돌(impingement) 및 effusion 홀의 냉각 성능을 실험적으로 분석하였다. 실험 결과, Re가 증가함에 따라 냉각 성능은 약

11.55% 향상되었으며, Nusselt 수 분포와는 비례 관계를 나타냈다.

연소기 라이너 냉각에 대한 다수의 연구가 이루어졌음에도 불구하고, 실제 연소기 모델을 대상으로 한 effusion 냉각홀 구조에 대한 연구는 여전히 부족한 실정이다. 대부분의 기존 연구는 등온 또는 비반응 유동 조건 하에서 평판 상에 형성된 에퓨전 냉각홀의 성능 분석에 집중되어 있다 [9-10, 13, 16, 17-18]. 그러나 실제 연소기 라이너 내의 반응 유동 조건에서 effusion 냉각홀이 연소 성능 및 냉각 효율에 미치는 영향은 아직 충분히 규명되지 않았다. 또한, 연소기 내 반응 유동 조건에서 분사각(injection angle) 및 접선각(tangent angle)이 라이너에 미치는 영향에 대한 연구도 여전히 부족한 실정이다. 이러한 분사각들은 연소 온도, 복사 열전달, 냉각 효율, 오염물질 배출 등에 중요한 영향을 미치는 요소로 작용한다. 이러한 연구의 공백을 해소하기 위하여, 본 연구에서는 반응 유동 조건 하에서 연소 가스의 유동 특성, 열원 온도 분포, 그리고 다양한 분사각 및 접선각이 연소기 라이너의 온도 분포에 미치는 영향을 수치적으로 분석하고자 한다. 연료로는 메탄(CH₄)을 사용하며, 산화제 존재 하에서의 연소를 가정하였다. 연소 해석에는 정상 플레임렛 모델(steady flamelet model)을 적용한 비예혼합(non-premixed) 연소 모델을 사용하였으며, 연소기 내부의 난류 반응 유동 해석을 위해 Reynolds 응력 모델(Reynolds Stress Model, RSM)을 적용하였다.

2. 연소기 모델 구조 및 수치해석 방법

2.1 연소기 모델 및 effusion 홀 배열 설정

본 연구에 사용된 연소기의 기본 기하학 모델은 Fig. 1에 제시되어 있다. 해당 모델은 스왈러(swirler)를 통해 주유동(main flow)이 안정화되는 비예혼합(non-premixed) 방식의 캔형(can-type) 연소기로 구성된다. 연소기는 스왈러, 반구형 헤드, 원통형 돔, 그리고 직사각형 출구로 구성되며, 스왈러 베인은 유동 방향을 기준으로 45°의 각도를 이루며 반구형 헤드 상단에 배치된다. 지름 74 mm의 원통형 돔은 반구형 헤드와 직사각형 출구 사이에 위치한다. 본 캔형 연소기의 상세한 형상 정보는 선행 연구 및 문헌 [19-21]에 기술되어 있다. 본 연구에서는 Ref. [22]의 형상과의 일관성을 유지하기 위하여 스왈러 베인의 개수 및 기하학적 치수를 동일하게 설정하였다. 구체적으로, 총 10개의 평판형 스왈러 베인이 유동 방향에 대해 45°의 각도로, 연료 주입부 주변의 반구형 헤드 상부를 따라 원주 방향으로 배열되었다. 또한, 지름 1.7 mm의 연료 인젝터 10개가 스왈러 허브 중심의 원뿔형(conical) 표면을 따라 원주 방향으로 배치되었다. 해당 캔형 연소기는 1차(primary), 2차(secondary), 그리고 희석

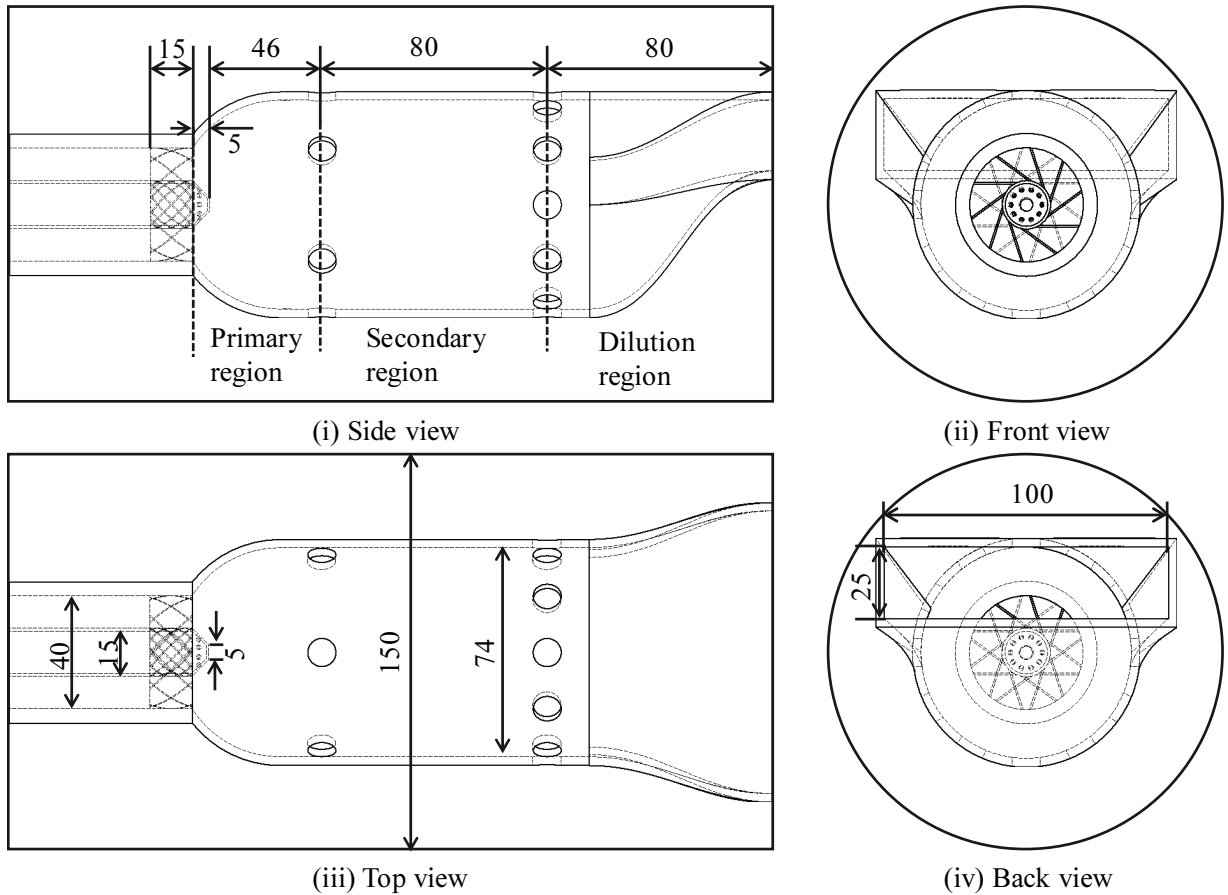


Fig. 1 Baseline computational geometry of the can-type combustion chamber model

(dilution) 영역으로 구분된다. 지름 10 mm의 1차 희석홀 6개와 2차 희석홀 12개가 원통형 돔 표면을 따라 원주 방향으로 배치되어 있다. 연소기 출구의 치수는 길이 100 mm, 너비 25 mm이다. 이러한 형상 설정은 실험 데이터를 기반으로 수치해석 기법의 정확성을 검증하고자 하는 목적에서 수행되었다.

연소기는 고온 환경에서 직접 작동하는 내연기관의 핵심 구성 요소 중 하나이다. 열 산화, 피로, 응력, 크리프(creep) 등 고온에서 발생할 수 있는 다양한 결함으로부터 구성 요소를 보호하기 위해, 표면 코팅의 적용 또는 고도화된 냉각 기법의 도입이 필수적이다. 기존의 실험 및 수치 해석 연구에서는 평판 상에서의 유동 및 열전달 특성에 대해 다수의 분석이 수행되어 왔다 [23]. 선행 연구에 따르면, 단순한 30° 분사각을 ±30°의 복합 분사각(compound angle)으로 변경함으로써 전체적인 냉각 효율이 현저히 향상되는 것으로 확인되었다. 본 연구에서는 평판형 effusion 냉각 기법의 성능이 검증된 이후, 이를 실제 연소기 형상에 적용하기 위해 effusion 홀의 직경 및 간격을 축소하여 설계하였다. 라이너 벽에 배치된 모든 effusion 홀의 분사 기울기(inclined angle)는 고정된 값으로 설정되었으며, 복합 분사각(compound angle) 대신 접선각(tangential angle)을 설계 변수로 도입하였다.

Effusion 홀의 방향은 x축 기준으로 음수에서 양수 방향을 (+), 양수에서 음수 방향을 (-)로 구분하여 표기하였다.

Fig. 2에는 (a) 기본 형상(Baseline Case, BC), (b) 접선각 0°의 effusion 홀 형상(EHTA: effusion hole at tangent angle), (c) 접선각 +30°의 effusion 홀 형상, (d) 접선각 ±30°의 effusion 홀 형상이 각각 제시되어 있다. 각 effusion 홀 열은 직경 1 mm의 필름 홀(film hole) 50개로 구성되어 있으며, 모든 열에는 분사 기울기(inclined angle)와 접선각(tangential angle)이 적용되었다. 단, 형상적 제약으로 인해 마지막 3개 열에 위치한 effusion 홀은 접선각 없이 90°로 설계되었다.

2.2 수치해석 방법

반응 유동에 대한 수치 해석은 ANSYS Fluent 2024 R1 수치 코드를 사용하여 수행되었다. Reynolds 응력 모델(Reynolds Stress Model, RSM)은 복잡한 혼합 및 스웰 유동의 해석에 널리 사용되는 대표적인 난류 모델이다 [25]. RSM은 2방정식 기반의 난류 모델에 비해 복잡한 혼합 유동에 대한 예측 정확도가 높으며, Large Eddy Simulation (LES) 또는 Detached Eddy Simulation (DES) 모델에 비해

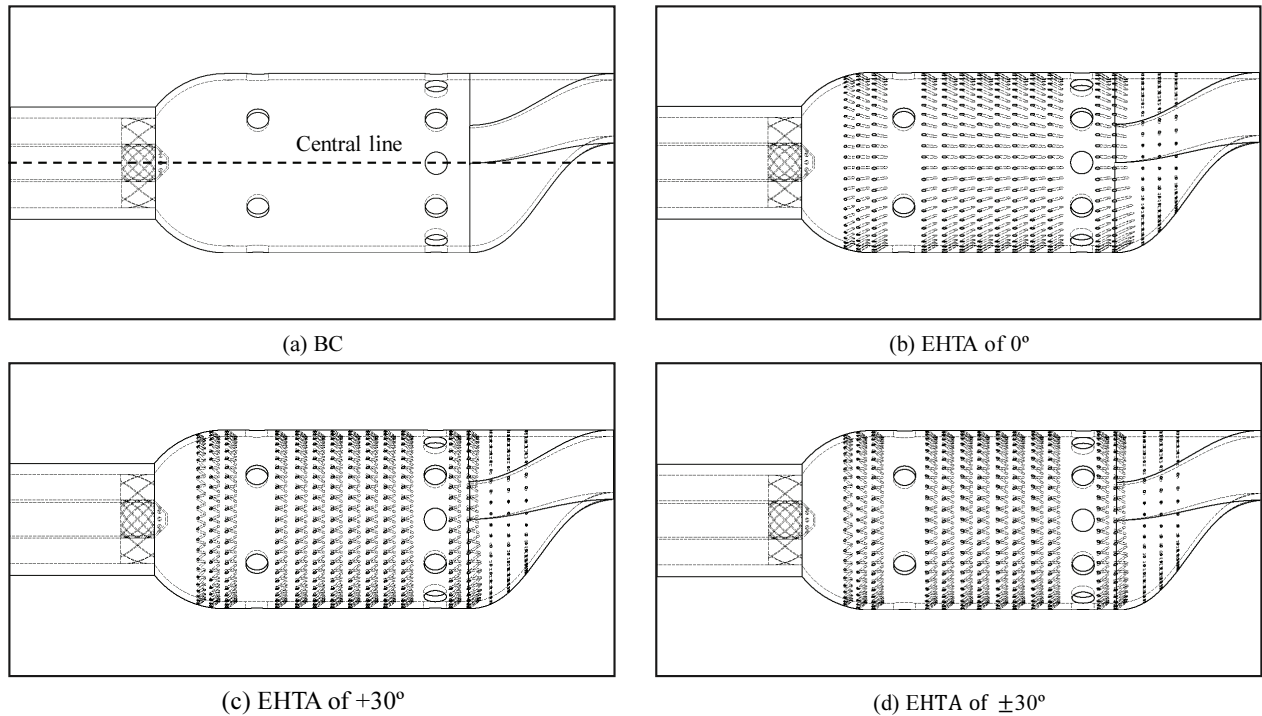


Fig. 2 Effusion hole configuration on the liner wall of the can-type combustion chamber

상대적으로 짧은 계산 시간 내에 해를 도출할 수 있다는 장점을 가진다. 본 연구에서 사용된 RSM 난류 모델의 타당성은 선행 연구에서도 확인된 바 있다 [20, 21].

연소 모델은 연료와 공기를 각각의 유입구를 통해 연소기 내부로 주입하는 방식으로 설계되었다. 이에 따라, 연소기 내부에서 발생하는 공기와 연료 간의 반응은 steady diffusion flamelet 개념을 기반으로 한 비예혼합(non-premixed) 연소 모델을 통해 해석되었다. 해당 모델의 적용을 통해 연료의 열화학 반응(thermochemistry)은 mixture fraction 변수 하나로 단순화할 수 있다. 혼합 분율 수송 방정식에 대한 보다 구체적인 정의는 문헌 [20-21]에 제시되어 있다. 난류와 연료 반응 화학 간의 상호작용은 probability density function, (PDF)를 통해 모델링되었다. 특히, 가정된 형태의 PDF(presumed shape PDF)를 사용하는 계산에서는 local mixture fraction의 값이 연소 특성을 결정하는 데 중요한 역할을 한다. 이 접근법에서는 공기와 연료 간의 화학 반응이 화학 평형 모델(chemical equilibrium model)을 기반으로 구현되었다.

본 연구에서는 연소기 라이너의 전체적인 열전달 메커니즘을 보다 정밀하게 평가하기 위하여 Full Conjugate Heat Transfer 해석을 수행하였다. 본 해석에는 연소 화염으로부터 방출되는 복사에너지는 물론, 고온 연소 가스의 유동 때문에 발생하는 라이너 벽면과의 대류 열전달 효과까지 포함되며, 유체 영역과 고체 벽면 간의 열전달이 연성 방식으로 통합적으로 해석되었다. 대류 열전달의 영향은 특히 스월 유

동으로 인해 라이너의 상류에서 하류로 이어지는 영역에서 두드러지게 나타났다. 이를 통해 복사뿐만 아니라 대류 또한 라이너의 열하중에 실질적으로 기여함을 예측할 수 있었다. 이러한 열전달 예측을 바탕으로, 본 연구에서는 Discrete Ordinates (DO) model을 활용하여 복사 효과를 정량화하는 동시에, Full Conjugate Heat Transfer 해석을 통해 복사와 대류가 복합적으로 작용하는 열전달 특성을 통합적으로 평가하였다. DO 모델은 다양한 광학 두께 조건에 적용 가능하며, 표면 간 복사 열전달 계산이 가능하다는 점에서 높은 활용성을 갖는다. 흡수, 방출, 산란 현상을 위치 및 방향에 따라 고려한 복사 열전달 방정식에 대한 보다 구체적인 설명은 문헌 [20-21]에 제시되어 있다.

본 수치 해석에서는 압력 기반의 정상 상태 해석 기법 (pressure-based steady implicit solver)을 사용하여 지배 방정식을 계산하였다. 속도-압력 결합(velocity-pressure coupling)은 SIMPLE(Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations) 알고리즘을 적용하여 해결하였다. 또한, 운동량, 에너지, 반응 진행 변수(reaction progress variable), 진행 변수 분산(progress variable variance), 혼합 분율(mixture fraction), 혼합 분율 분산(mixture fraction variance) 방정식은 모두 2차 상류 이산화 기법(second-order upwind scheme)을 적용하여 수치적으로 이산화하였다. 에너지 방정식과 복사 강도 방정식에 대해서는 수렴 기준을 10^{-6} 으로 설정하였으며, 나머지 지배 방정식에 대해서는 10^{-4} 의 수렴 기준을 적용하였다.

Table 1 Boundary conditions for numerical study

Parameters	Values
Inlet temperature (K)	300
Flame power (KW)	70
Fuel flow rate (kg/s)	0.0014
Air to fuel ratio (-)	50
Lower calorific values (MJ/kg)	50
Fuel turbulence intensity (%)	5
oxidizer turbulence intensity (%)	10
Oxidizer volumetric fraction (O ₂)	0.21
oxidizer volumetric fraction (N ₂)	0.79
fuel volumetric fraction (CH ₄)	1

2.3 경계 조건 및 격자 독립성

본 연구에 적용된 상세한 경계 조건은 Table 1에 요약되어 있다. 연소기 모델의 화염 출력은 70 kW로 설정하였으며, methane 연료의 질량 유량은 해당 출력과 methane의 저위 발열량(lower heating value, LHV)을 이용하여 계산하였다 [24]. 연료 인젝터를 통해 연소기 내부로 수직 주입되는 연료의 질량 유량은 0.0014 kg/s로 고정하였다. 안정적인 연소를 유지하기 위해 공기-연료비는 50으로 설정하였으며, 전체 공급 공기 중 10%는 스월러를 통해 주입되고, 나머지 90%는 외부 희석홀 및 effusion 홀을 통해 유입되도록 설정하였다. 연료와 산화제의 난류 강도는 각각 5% 및 10%로 설정하였다. Mixture fraction은 연료에 대해 1, 산화제에 대해 0으로 지정하였다. 연소기 출구에는 압력 출구 경계 조건 (pressure outlet boundary condition)을 적용하였으며, 모든 벽면에는 non-slip 및 단열(adiabatic) 조건을 부여하였다.

계산 영역의 공간 이산화는 ANSYS Fluent Meshing을 활용하여 수행되었다. Fluent Meshing으로 계산 영역 (computational domain)을 가져오기 전에, 고체 캔형 연소기 모델은 유체로 감싼 뒤, 유입구(inlet), 유출구(outlet), 벽면(wall) 등의 경계 조건이 지정되었다. Fluent Meshing에서는 고체와 유체가 포함된 형상을 watertight 형상으로 불러들임으로써, 인터페이스 매칭 방식 대비 고체-고체 및 유체-유체 간의 데이터 전달 오류를 효과적으로 최소화할 수 있다. 고체-유체 간 인터페이스 문제를 해결하기 위해 결합 인터페이스(coupled interface) 기법이 적용되었다. 벽면 전 영역에는 경계층(boundary layer)이 생성되었으며, 고체 벽이 유동 및 열전달에 미치는 영향을 정밀하게 해석하기 위해 Last Ratio 기법이 사용되었다. 이때, 첫 번째 셀 높이는 Y^+ 값이 1 미만이 되도록 조정되었다. volume mesh는 poly-hexcore 기반의 하이브리드 구조를 적용하여 생성되었으며, 격자 수렴 해석(grid convergence study)을 위해 약 680만 개에서 1800만 개에 이르는 격자 밀도가 사용되었다. 관련

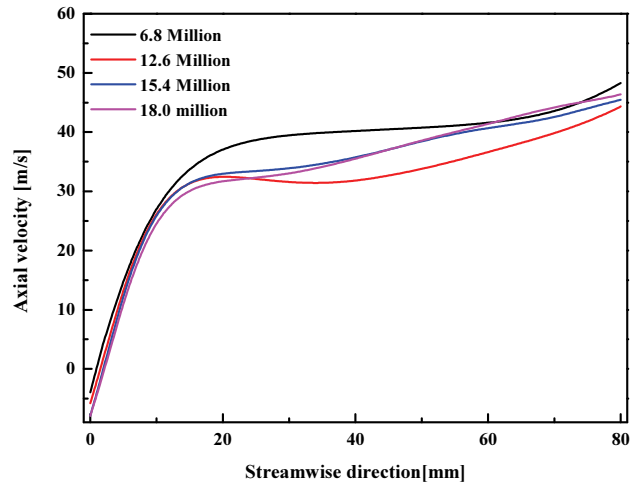


Fig. 3 Grid sensitivity analysis

격자 분포에 대한 해석한 결과는 Fig. 3에 제시되어 있다.

Fig. 3에 나타난 바와 같이, 축 방향 속도 분포는 약 680만 개에서 1800만 개의 격자 수를 가진 서로 다른 격자 밀도에 대해 분석되었다. 해석 결과, 초기 속도 분포는 스월러에서 생성된 원주 방향 제트 효과(circumferential jet effect)로 인해 음의 방향성을 나타냈다. 이로 인해 유동의 일부는 스월 허브 방향으로 역류하였고, 대부분은 하류 방향으로 이동하였다. 약 15 mm 지점까지는 1차 희석홀(primary dilution holes)의 영향으로 유동이 유동 방향(streamwise direction)으로 급격히 가속되었으며, 그 이후에는 점진적으로 증가하는 경향성을 분석하였다. 격자 수가 680만 및 1260만일 때는 전체적인 속도 분포 경향은 확인되었으나, 수치적으로 유의미한 차이가 존재하였다. 해석 정확도를 개선하기 위해 격자 수를 1800만으로 증가시킨 결과, 1540만과 1800만 격자 수를 적용한 경우 축 방향 속도 분포가 거의 일치하는 것으로 확인되었다. 이에 따라, 본 연구에서는 추가 형상 모델의 격자 생성을 위한 격자 독립성 확보(grid independence test)를 위해 1540만 개의 격자를 기준으로 선정하였다.

3. 결과 및 토의

3.1 수치해석의 검증

Fig. 4는 캔형 연소기 모델 내 1차 희석홀(dilution hole) 위치에서의 반경 방향(radial) 속도 분포를 비교한 결과를 나타낸 것이다. Fig. 4에 나타난 바와 같이, 반경 방향 위치에서의 속도 분포 패턴은 실험 결과와 수치해석 결과 간에 전반적으로 양호한 일치를 보였다 [22]. 다만, 반경 방향 속도 분포에서 27.5 mm 위치에서는 최대 약 7.08%의 오차가 관찰되었다. 이러한 일부 오차에도 불구하고, 전체적인 속도 분포 경향은 실험 결과와 매우 유사하게 나타났으며, 본 수치 해석 기법은 높은 예측 정확도와 신뢰성을 갖는 것으로

평가되었다. 따라서, 정상 상태 조건에서 RSM 난류 모델을 적용한 해석은 상대적으로 낮은 계산 비용과 시간을 기반으로 난류 유동 및 연소 반응을 효과적으로 해석하고 예측할

수 있는 유용한 접근법임을 확인하였다.

3.2 effusion 설계에 따른 유동 특성 및 온도 분포

연소기 내부에서 스윌러 유동은 연소 성능 향상에 핵심적인 역할을 하며, effusion 홀은 연소 가스에 의해 라이너 벽면에 형성되는 열 경계층(thermal boundary layer)의 효과를 감소시키거나 제거하는 데 기여한다. Fig. 5는 유입구에서 유출구까지 연장된 연소기 중심축(longitudinal) 방향의 속도 및 속도 벡터 분포를 통해 유동 특성을 정량적으로 분석한 결과를 나타낸 것이다. 스윌러를 통해 분사된 공기 제트는 스윌 유동에 작용하는 원심력의 영향으로 1차 연소 영역에서 연소기 라이너 방향으로 향하는 흐름을 형성함이 관찰되었다. 연료는 스윌러 허브 중심에 위치한 원뿔(cone)에 장착된 10개의 연료 노즐을 통해 분사되며, 이때 형성된 공기-연료 혼합 제트는 1차 희석홀(primary dilution holes)에서 주입되는 공기 제트와 충돌한다. 이 상호작용으로 인해 연소기 중심부의 압력 차이에 따라 고온의 연소 가스가 역류

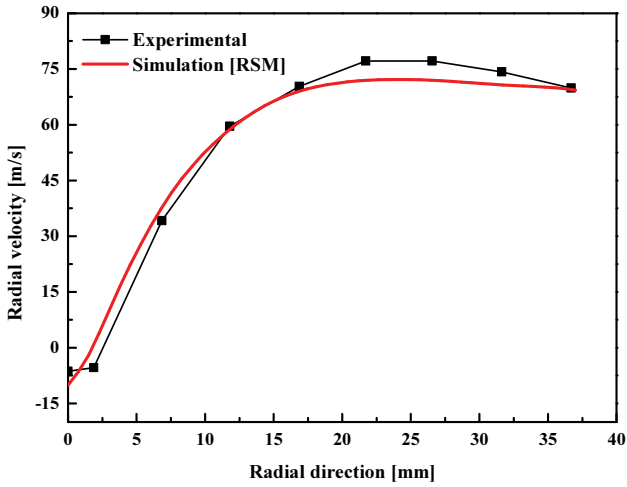


Fig. 4 Validation of the numerical model against experimental data [22]

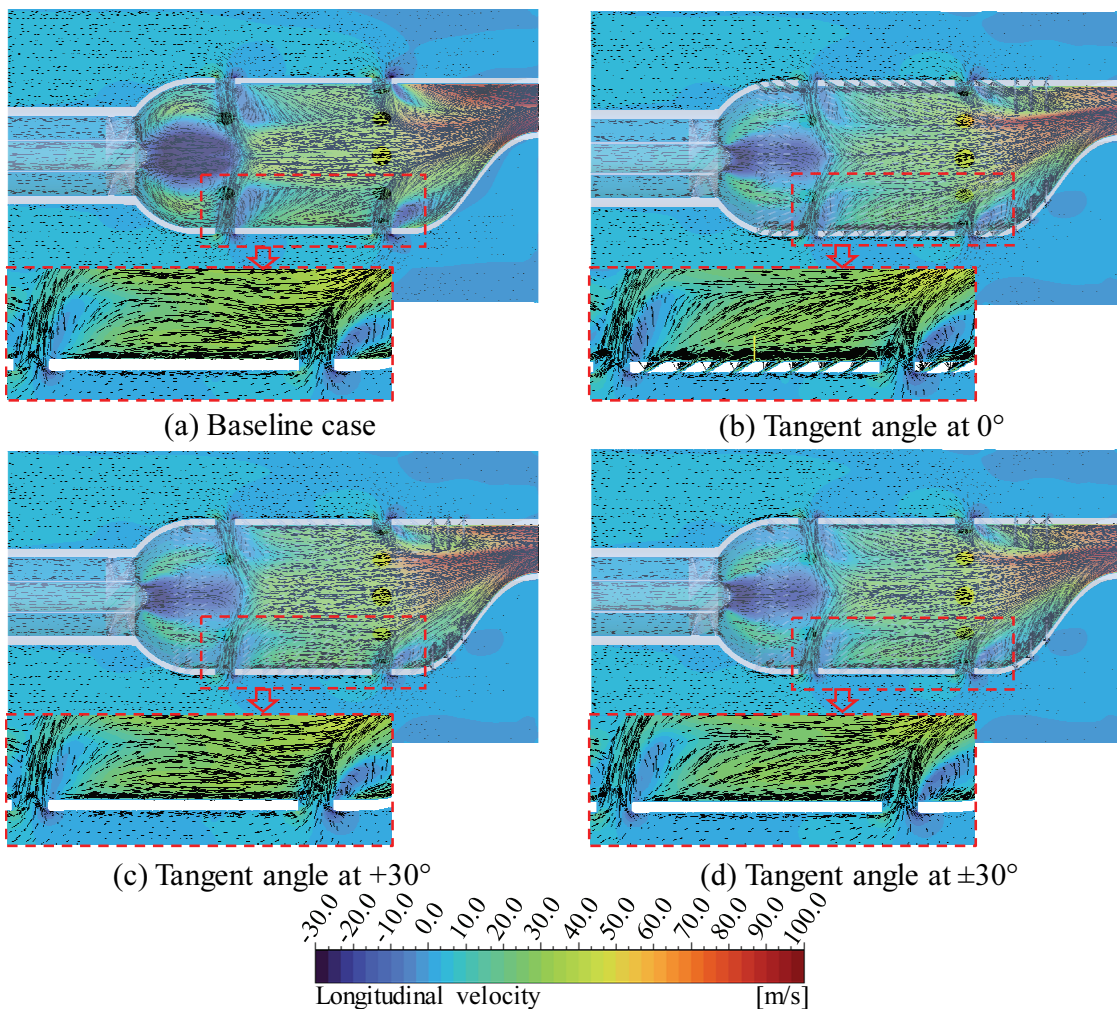


Fig. 5 Effects of velocity distribution under different effusion holes configurations

(countercurrent flow)하게 되며, 해당 유동은 속도 벡터의 방향 분포를 통해 확인할 수 있다. 캔형 연소기 모델에서는 이와 같은 역류 유동이 공기-연료 혼합을 촉진하며, 연소된 고온 가스가 지속적으로 신선한 혼합기를 예열함으로써 안정적이고 지속적인 연소가 유지된다 [25]. 역류 유동은 주로 1차 연소 영역에서 관찰되며, 1차 희석홀을 통과한 후에는 연소된 가스가 2차 연소 영역으로 이동하면서 잔류 미연소 혼합기의 연소를 촉진하게 된다. 이후 2차 희석홀을 통해 연소 가스가 냉각된다.

특히, BC 형상에서는 연소 가스의 재순환 및 역류 현상이 뚜렷하게 나타났으며, 이는 1차 희석홀에서 분사되는 제트의 속도 강도에 기인한 것으로 해석된다. 스윙러 유동과 희석 제트 간의 상호작용은 역류 유동을 더욱 강화시켰고, 그 결과 Fig. 5에 나타난 바와 같이 라이너 벽 근처에서는 상대적으로 높은 속도 분포가, 반면 반구형 돔 중심부에서는 매우 낮은 속도 분포가 관찰되었다. 반면, effusion 냉각홀이 적용된 형상에서는 전체적인 1차 희석홀 유동의 강도가 감소하였으며, 이에 따라 속도 분포 및 유동 벡터의 방향성과 크기

도 약화되는 경향을 보였다. Fig. 5(b-d)에 나타난 바와 같이, 냉각 공기는 연소실의 외벽에서 내벽 방향으로 분사되며, 이를 통해 내측 라이너 표면이 연소 가스로부터 효과적으로 보호된다. 특히, 연소실 내측 라이너 인근에서는 얇은 냉각 공기층과 함께 상대적으로 높은 속도의 유동이 형성되는 양상이 유동 벡터 분포를 통해 확인되었다. 접선 분사각이 0°인 EHTA를 통해 냉각 공기를 주입한 경우에는 비교적 두꺼운 냉각층이 형성된 반면, EHTA가 +30° 및 ±30°인 경우에는 라이너 표면 근처에서 상대적으로 낮은 속도와 방향성이 약한 벡터 분포가 관찰되었다. 또한, effusion 냉각홀이 적용된 형상에서는 1차 및 2차 희석공(dilution hole) 후방에서 발생하는 가스 재순환 유동이 냉각 유동의 영향으로 감소하는 경향을 보였다.

Fig. 6은 기본 형상(BC)과 다양한 effusion 홀이 적용된 형상에서의 연소 화염 구조 분포를 나타낸 것이다. 스윙 유동에 의해 분사된 공기 제트는 연소기 헤드의 반구형 돔 상 라이너 표면에 저온의 공기층을 형성하며, 이를 통해 연소된 고온 가스로부터 라이너 표면이 직접적으로 보호되는 양상

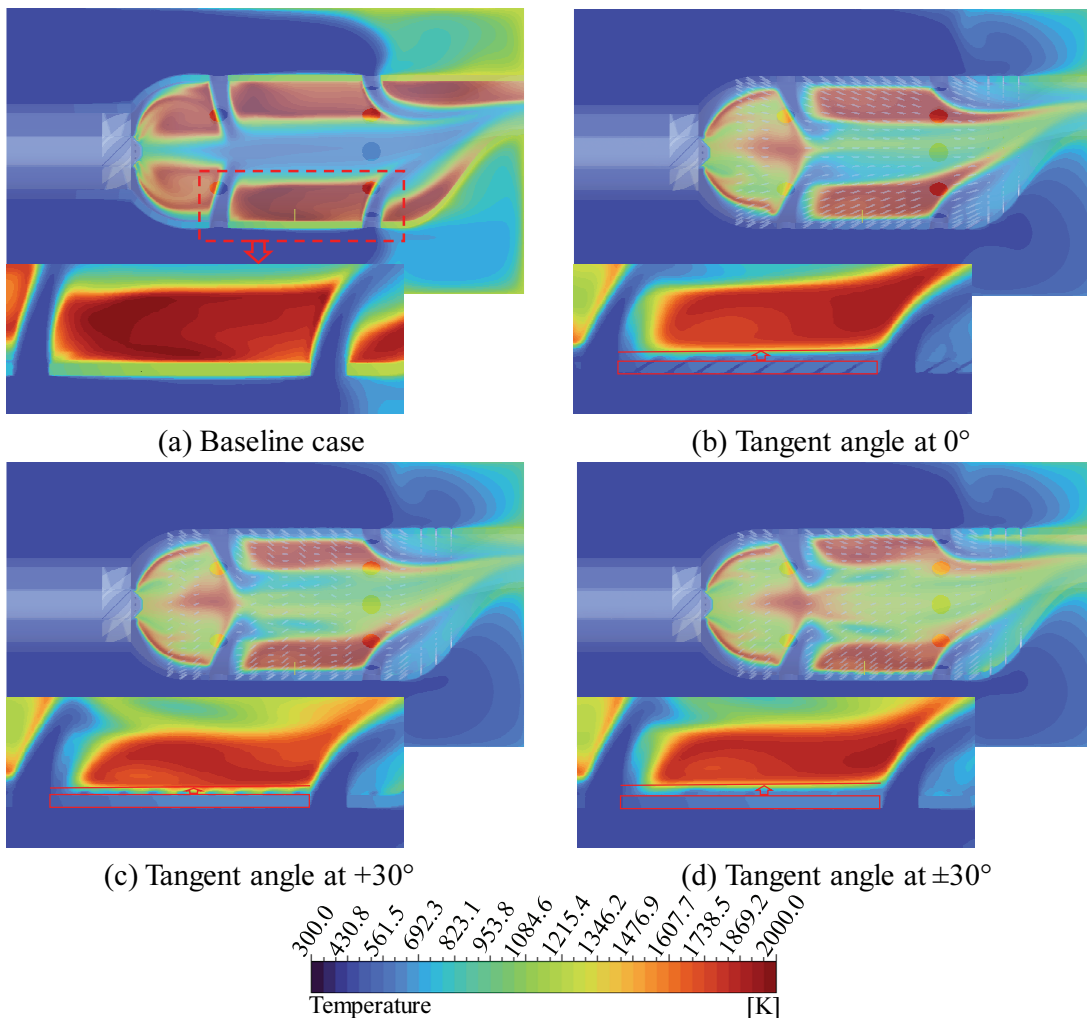


Fig. 6 Effects of combustion flame temperature distribution under different effusion holes configurations

이 관찰되었다. 2차 연소 영역에서는 라이너 표면 상에 상대적으로 높은 온도 분포가 형성되었다. Fig. 6에서는 라이너 표면을 따라 형성된 고온 영역의 하단 경계를 확대하여, 열 경계층 형성 및 effusion 홀의 영향을 정밀하게 분석하였다. Fig. 6(a)에 도시된 BC 형상의 경우, 스웰 유동의 영향으로 연소 가스가 라이너 표면에 밀착되어 고체 라이너가 많은 열을 직접 흡수하게 되는 특성이 해석 결과를 통해 확인되었다. 또한, 연소기 라이너에는 두 줄의 희석홀이 설계되어 있으며, 해당 희석홀을 통한 외부 공기 유입은 연소된 가스를 라이너 쪽으로 압축시키는 효과를 유발하였다. 그 결과, 두꺼운 열 경계층이 형성되며, 라이너 표면이 고온에 직접 노출되는 문제가 발생하였다. 이러한 문제를 해결하기 위해 Fig. 6(b)-(d)에 제시된 바와 같이, 라이너 표면에 특정 분사각을 갖는 effusion 홀이 설계되었으며, 이를 통해 얇은 필름 형태의 냉각 공기층이 형성되어 연소기 내부로의 열전달을 효과적으로 차단할 수 있었다. Effusion 홀이 적용된 형상에서는 희석홀을 통한 공기 제트가 상대적으로 약화되었으며, 이는 연소기 내부 가열을 완화시키고 희석공 유동을 상승시키는 동시에 라이너 표면에 얇은 필름층을 형성하는데 기여하였다. 특히, 접선각(EHTA)이 0°인 경우 가장 두꺼운 필름층이 형성되었고, 그 다음으로 ±30°, +30° 순으로 필름 두께가 얇아지는 경향을 보였다. 따라서 BC 형상과 비교할 때, effusion 홀은 열 경계층 효과를 효과적으로 완화하거나 제거하고, 연소된 고온 가스로부터 라이너를 보호하여 연소기 구성 요소의 내구 수명 향상에 기여할 수 있음을 확인하였다.

3.3 라이너 벽의 온도 및 냉각 효율

Fig. 7은 연소기 라이너 벽면에 대해 면적 평균으로 계산된 흡수 복사열 플럭스(absorbed radiation flux)와 온도 분포를 그래프로 나타낸 것이다. 다양한 effusion 냉각홀 배열을 적용한 경우, 라이너 벽으로 전달되는 복사열이 크게 감소한 것으로 분석되었다. 특히, 접선각(EHTA)이 0°인 effusion 홀이 적용된 형상은 복사열 차단 효과가 가장 우수한 것으로 나타났으며, 라이너 벽면으로 전달되는 복사열 플럭스가 가장 낮게 관찰되었다(Fig. 5 및 Fig. 6 참조). 그 다음으로 EHTA +30° 및 ±30° 형상 또한 기본 형상(BC) 대비 낮은 복사열 플럭스를 나타내었다. 정량적으로, EHTA 0°가 적용된 형상의 경우 기본 형상 대비 약 77.71%의 복사열 플럭스 감소 효과를 보였으며, EHTA +30° 및 ±30° 형상에서는 각각 76.96%, 76.59%의 차단 효과가 확인되었다. 또한, 다양한 냉각홀 구성에 따른 라이너 벽면의 면적 평균 온도(area-averaged liner wall temperature)를 분석하였다. 그 결과, 접선각(EHTA)이 0°인 형상에서는 약 47.81%의 온도 감소 효과가 확인되었으며, EHTA +30° 및 ±30° 형상에

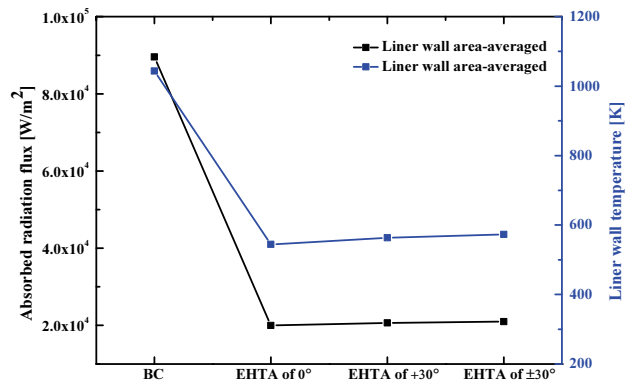


Fig. 7 Effects of different effusion hole configurations on the linear area-averaged absorbed radiation flux and temperature distribution

서는 각각 46.80% 및 45.01%의 온도 저감 효과가 나타났다. 이러한 결과는 effusion 홀이 연소 화염으로부터 전달되는 복사열을 효과적으로 차단하고, 벽면 냉각 성능을 향상시킴으로써 전체적인 열 부하를 감소시킨다는 것을 의미한다.

Effusion hole의 냉각 성능은 고온 연소 가스로부터 연소기 라이너 표면을 보호하는 데 핵심적인 역할을 하며, 이는 연소기 챔버의 내구성을 향상시키고 유지보수 비용을 절감하는 데 필수적이다. 표면 냉각 효과를 정량적으로 평가하기 위해 비차원 매개변수인 냉각 효과(Cooling effectiveness, η)가 사용된다. 냉각 효과는 다음과 같이 정의된다.

$$\eta = \frac{T_{hot\ gas} - T_{wall\ temperature}}{T_{hot\ gas} - T} \quad (1)$$

여기에서 T 와 $T_{hot\ gas}$ 는 각각 연소기 입구와 출구에서의 면적 평균 온도를 나타낸다. $T_{wall\ temperature}$ 은 해당 연소기 라이너 벽면 온도를 의미한다. Fig. 8은 연소기 모델에서의 냉각 효과 분포도를 나타낸 해석결과이다. 가장 높은 냉각 효과는 반구형 돔 상단에서 주로 나타났으며, 유동 방향을 따라 점차 감소하는 경향을 관찰된다. 이러한 냉각 효과 분포 양상은 스웰러 및 1차 희석 공기 제트에 의해 형성된 벽면 위의 얇은 냉각 공기막에 의해 영향을 받았다는 것이다. 기본 형상(BC)의 경우 라이너 벽면에서 가장 낮은 냉각 효과가 관찰되었다. 반면, effusion 홀을 적용한 형상에서는 effusion 홀로 인해 유도된 능동적인 유동이 고온 연소가스를 연소기 중심부로 압축된 것을 확인된다. 이로 인해 화염 구조가 라이너로부터 다소 이격되어 냉각 효과가 향상되었다. 또한, 냉각 효과의 분포는 스웰 유동과 effusion 홀의 분사각에 따라 달라졌다. 냉각 효과는 접선각 0°의 EHTA 형상에서 가장 높았으며, 그다음으로는 +30°, ±30°, 그리고 BC 순으로 나타났다.

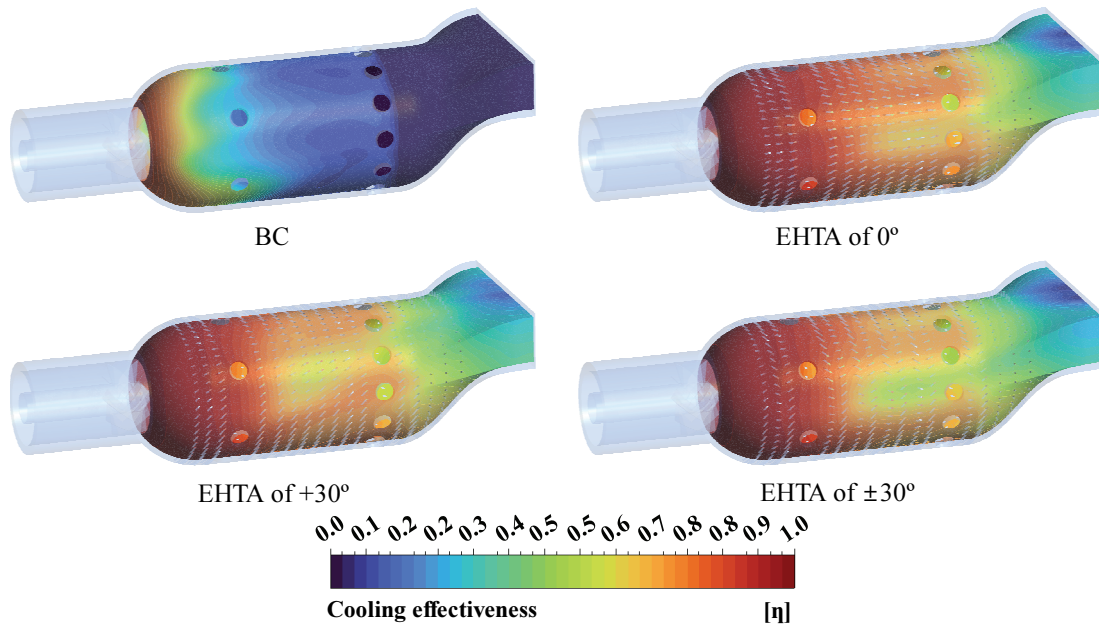


Fig. 8 Cooling effectiveness distribution under different effusion holes configurations

Fig. 9은 다양한 접선각이 적용된 연소기 형상에 대해 라이너 벽면의 냉각 효율(cooling effectiveness)을 비교 분석한 결과를 그래프로 나타낸 것이다. 그래프에서 확인할 수 있듯이, effusion 홀이 적용된 형상에서는 라이너 벽면을 통한 냉각 효과가 기본 형상(BC) 대비 크게 향상된 것으로 분석되었다. BC 형상을 대상으로 수행한 시뮬레이션 결과, 전체 평균 냉각 효율은 약 0.165로 계산되었다. EHTA 0°가 적용된 형상의 경우, BC 대비 약 340.28%의 냉각 성능 향상이 나타나 가장 우수한 결과를 보였다. 또한, EHTA +30° 및 ±30°가 적용된 형상에서도 각각 약 327.73%, 320.74%의 냉각 성능 향상이 확인되었으며, 이는 모든 effusion 홀 형상이 기본 형상과 비교하면 현저한 냉각 효과 개선을 제공할 것을 분석된다.

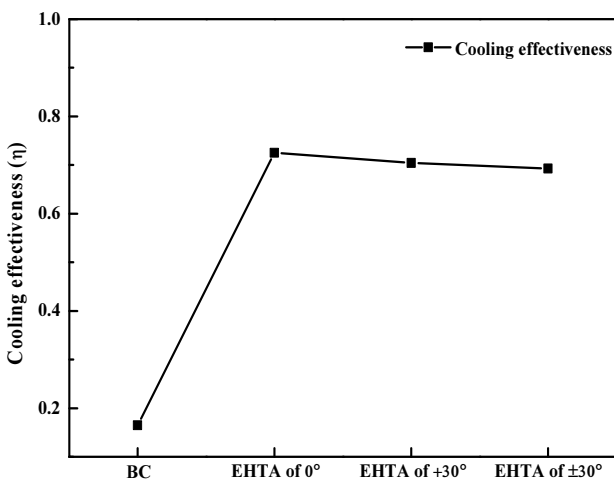


Fig. 9 Effects of different effusion hole configurations on the cooling effectiveness distribution

3.4 Effusion 홀 배열에 따른 출구 온도 균일도 및 thermal NOx

연소기 출구 단면에서의 온도 분포 균일성은 연소기 성능, 열효율, 내구성 유지 및 배출 특성 제어에 있어 매우 중요한 요소이다. 본 연구에서는 출구 온도의 균일도를 정량적으로 평가하기 위해 식 (2)을 사용하여 계산을 수행하였다.

$$Pattern\ factor = \frac{T_{out, max.} - T_{out, ave.}}{T_{out, ave.} - T} \quad (2)$$

여기서 T는 입구 공기 온도, $T_{out, max.}$ 는 출구 최대 온도, $T_{out, ave.}$ 는 출구 평균 온도를 각각 의미한다. 패턴 팩터(pattern factor) 값이 0에 가까울수록 터빈 입구 온도(TIT)의 분포가 보다 균일함을 의미한다. Fig. 10는 기본 형상(BC)과 다양한 effusion 냉각 홀 배열이 적용된 연소기 구조에서 패턴 팩터 분포에 미치는 영향을 비교한 결과를 나타낸 것이다. 연소 반응 영역에 냉각 효과가 적용되지 않은 BC 형상의 경우, 가장 낮은 패턴 팩터 값이 계산되었으며, 이에 따라 출구 단면에서는 비교적 균일한 온도 분포가 형성되었다. 반면, 라이너 벽면에 effusion 홀이 적용된 형상에서는 연소된 가스가 연소기 중심부로 압축되고 집중되면서 상대적으로 높은 패턴 팩터 값이 계산되었다. 가장 높은 패턴 팩터는 EHTA +30° 형상에서 나타났으며, 그다음으로는 EHTA 0°, ±30° 형상 순으로 높게 계산되었다.

본 연구에서는 연소 과정 중 발생하는 thermal NOx 배출에 대해 effusion 홀 형상이 미치는 영향도 분석하였다. Thermal NOx 생성에 관여하는 화학 반응은 Zeldovich 메

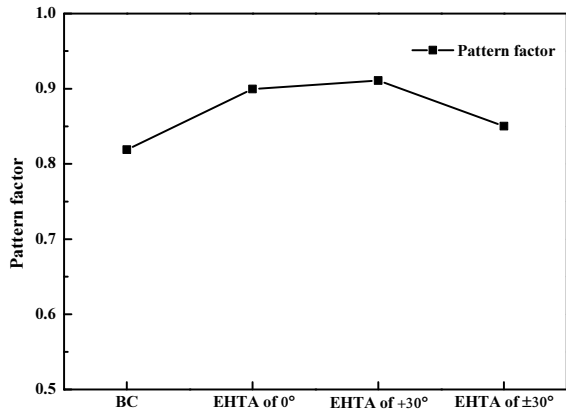


Fig. 10 Effects of different effusion hole configuration on the pattern factor distribution

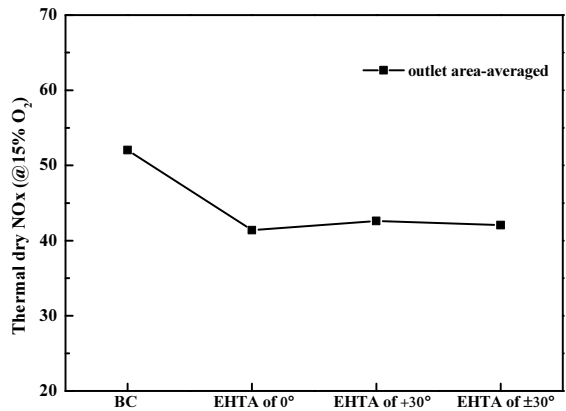


Fig. 11 Effects of different effusion hole configuration on thermal NOx distribution

커니즘을 따른다 [26]. 이에 대한 구체적인 반응 메커니즘은 본 연구진의 선행 연구 [24]와 참고 문헌 [36, 38]에 상세히 제시되어 있다. Thermal NOx의 후처리 계산은 다음과 같은 절차로 수행되었다.

$$Dry\ NOx\ (ppm) = \frac{NO\ mole\ fraction \times 10^6}{1 - H_2O\ mole\ fraction} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} Thermal\ dry\ NOx\ (@15\% \ of\ O_2) \\ = Dry\ NOx \cdot \frac{0.21 - 0.15}{0.21 - O_2\ mole\ fraction} \end{aligned} \quad (4)$$

Fig. 11은 연소기 출구 단면에서 계산된 면적 평균 thermal NOx 배출량(area-averaged thermal NOx emissions)을 나타낸 그래프이다. 해석 결과에 따르면, thermal NOx 배출은 단열 화염 온도(adiabatic flame temperature)의 영향을 크게 받는 것으로 분석되었다. 이로 인해, 냉각이 적용되지 않은 기본 형상(BC)에서는 가장 높은 수준의 thermal NOx가 배출되었다. 반면, 라이너 표면에 effusion 냉각홀이 배

열된 형상에서는 NOx 배출량이 상대적으로 낮게 나타났다. 특히, EHTA 0°가 적용된 구조에서는 약 20.23%의 thermal NOx 감소가 관찰되었으며, EHTA +30° 및 ±30° 형상에서는 각각 18.10%, 19.17%의 감소율을 나타냈다. 이는 냉각 공기가 고온 영역을 효과적으로 차단함으로써 열 NOx 생성을 억제한 결과로 해석할 수 있다.

4. 결론

내연기관에서 연소실은 연료를 연소시켜 지속적으로 열에너지를 변환하는 핵심 구성 요소이다. 이 과정에서 연소 라이너, 터빈 블레이드 및 베인과 같은 구성 요소의 내구성을 유지하는 것은 수명을 연장하기 위해 매우 중요하다. 이에 따라 냉각 기술의 고도화는 가장 중요한 과제 중 하나로 여겨진다. 본 연구에서는 수치해석 기법을 활용하여 연소기 라이너의 effusion 냉각홀 형상이 냉각 성능에 미치는 영향을 분석하였으며, 동시에 반응 유동의 연소 및 배출 특성에 대해서도 평가를 수행하였다. 본 연구의 주요 결과는 다음과 같이 요약할 수 있다.

- 1) 스월링 유동, 희석 홀, effusion 냉각홀 구조형상이 유동 및 연소 특성에 미치는 영향을 분석하였다. effusion 냉각홀이 적용된 연소기 라이너에서는 역방향 유동(countercurrent flow)의 강도가 낮게 나타났으며, 연소실의 2차 영역에서는 얇은 냉각 공기층이 형성되는 것이 관찰되었다.
- 2) EHTA가 0°인 연소기 라이너에서는 radiation flux 흡수가 약 77.71% 감소하였고, 이에 따라 라이너 온도는 약 47.81% 낮아졌다. 반면, EHTA가 ±30° 및 +30°인 경우에는 radiation flux 흡수량과 라이너 벽면 온도 감소가 증가하는 경향을 보였다.
- 3) effusion 냉각홀이 적용된 라이너 표면에서는 냉각 효율을 향상되는 것으로 나타났다. 특히, EHTA가 0°인 형상에서는 면적 평균 기준 약 340.28%에 달하는 가장 높은 냉각 효율을 수치적으로 계산되었다.
- 4) 벽면 온도 저감과 냉각 효율 향상, 그리고 Thermal NOx 배출 저감 측면에서 가장 우수한 성능을 보인 effusion 냉각홀 형상은 EHTA가 0° 및 +30°일 때로 나타났다.

후 기

이 논문은 2025년도 정부(산업통상자원부)의 재원으로 한국에너지기술평가원의 지원을 받아 수행된 연구임(RS-2021-KP002514, 청정가스복합화력발전 핵심요소기술 및 국산화전문인재양성)

References

- (1) Deng, S. Wang, X., Tan, H., Mikulcic, H., Yang, F., Li, Z., and Duic, N., et al., 2016, "Thermogravimetric study on the co-combustion characteristics of oily sludge with plant biomass," *Thermochimica Acta*, Vol. 633, pp. 69~76.
- (2) Han, J. C., Dutta, S. and Ekkad, S., "Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology," CRC press, 2012.
- (3) Desantes, J. M., Molinal, S., Novella, R., and Juarez, M. L., 2020, "Comparative global warming impact and NOx emissions of conventional and hydrogen automotive propulsion systems," *Energy Conversion and Management*, Vol. 221, 113137.
- (4) Andrews, G. E., ASERE, A. A., Mkapadi, M. C. and Tirmahi, A., 1986, "Transpiration cooling: contribution of film cooling to the overall cooling effectiveness," *Journal of Turbo Jet Engines*, Vol. 3, pp. 245~256.
- (5) Yang, L., Dai, W., Rao, Y., and Chyu, M. K., 2021 "A machine learning approach to quantify the film cooling superposition effect for effusion cooling structure," *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 162, pp. 106774.
- (6) Bogard, D. G., and Thole, K. A., 2006 "Gas turbine film cooling," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 2, pp. 249~269.
- (7) Lu, X., Ji, Y., Ge B., and Zang, S., 2025, "Swirl impact on the overall cooling characteristics of an effusion cooled combustor liner with cylindrical and fan shaped holes," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 112, pp. 109688.
- (8) Han, J. H., Dutta, S., Ekkad, S., *Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology*, 2nd Edition.
- (9) Shen. D., Cheng, M., Rong, G., Sheng, Z., Zhang, Y., and Wang, J., 2024, "Effects of film cooling injection angle on cooling performance in rotating detonation combustors," *Physics of Fluids*, Vol. 36, No. 2, pp. 026118.
- (10) Tamang, S. Kwon, H., Cho, J., Ligrani, P., Lee, J. H., Jung, Y. G, and Park, H., 2020, "Numerical investigation of adiabatic film cooling effectiveness through compound angle variations," Vol. 78, No. 10, pp. 1~24.
- (11) Yao, R., Chen, J., Wang, J., Song, W., and Su, H., 2023, "Large eddy simulation on trenched film cooling with forward and backward injections under pulsed conditions," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 215, pp. 124516.
- (12) Li, A., Li, G., Liu, J., Li, N., and Lu, X., 2024, "Effect of injection angle on film cooling characteristics and loss mechanism of contracted double-jet hole in a flat plate," *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 201, pp. 108985.
- (13) Zhao, Z., Wang, S., Wen, F., Tang, X., Song, J. and Wang, Z., 2022, "Large eddy simulation of compound angle film cooling with vortex generators," *Fuel*, Vol. 178, pp. 107611.
- (14) Jiang, Y., Li, H., Huang, Y., Xie, G., Zhou, Z., 2023, "Effects of dislocations on film cooling effectiveness of a laidback fan-shaped hole," *International Communications in Heat and Mass Transfer*, Vol. 148, pp. 107063.
- (15) Boyce, M. P., 2012, 20-Gas turbine performance test, *Gas Turbine Engineering Handbook*, 4th Edition, pp. 769-802.
- (16) Gu, H., Zhou, D., Du, K., and Li, W., 2023, "Overall cooling characteristics of double wall effusion system considering materials selections and hole arrangements, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 216, pp. 124599.
- (17) Dong, G., Liu, Y., Wang, M., Zhang, J. and He, X., 2024, Experimental and numerical investigation of swirling flow on the conjugate cooling efficiency of an effusion-cooled combustor, *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 198, pp. 108846.
- (18) Huang, W., Jiang, J., Xu, Q., Du, Q., Zhou, W., Peng, D., and Liu, Y., 2024, "A comprehensive heat transfer investigation for impingement/effusion cooling under crossflow conditions, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 220, pp. 124950.
- (19) Jones, W. P., and Toral, H., 1983, "Temperature and composition measurements in a research gas turbine combustion chamber," *Combustion Science and Technology*, Vol. 31, No.5-6, pp. 249-275.
- (20) Tamang, S., and Park, H., 2023 "Numerical investigation of combustion characteristics for hydrogen mixed fuel in can-type model of the gas turbine combustor," *International*

- Journal of Hydrogen Energy, Vol. 48, No. 30, pp. 11493–11512.
- (21) Tamang, S., and Park, H., “An investigation on the thermal emission of hydrogen enrichment fuel in a gas turbine combustor,” International Journal of Hydrogen Energy, Vol. 48, No. 100, pp. 40071–40087.
- (22) Shah, R. D., and Banerjee, J., 2012, “Isothermal Analysis of CAN Type Combustor Using Five Hole Probe,” Journal of The Institution of Engineers Indian series C, Vol. 93, pp. 313–324.
- (23) Kwon, H., Ligrani, P. M., Vanga, S. R., and Park, H., 2023, “Comparisons of cooling performance and flow characteristics of a combustor liner plate with compound angle and simple angles effusion holes,” International Journal of Thermal Science, Vol. 185, pp. 107984.
- (24) Tamang, S., Son, J., and Park, H., 2025, “Numerical investigation of combustion performance and pollutant emissions of methane/hydrogen fuel mixture in micromix combustor,” Fuel, Vol. 387, pp. 134377.
- (25) Khalil, A. E. E., and Gupta, A. K., 2016, “On the flame flow interaction under distributed combustion conditions,” Fuel, Vol. 182, No. 15, pp.17–26.
- (26) Cox, L., 1999, “Nitrogen oxides (NOx) why and how they are controlled,” U.S. Diane Publishing.
- (27) ANSYS FLUENT User’s Guide ANSYS Inc.