

연구용 30 kW 수소 전소 마이크로믹스 연소기 개발

옥서준¹, 김민수¹, 박수현^{1,†}¹한국항공대학교, 항공우주및기계공학부

Development of a 30 kW Hydrogen-Fueled Micromix Combustor for Research

Seojun Ock¹, Minsu Kim¹ and Suhyeon Park^{1,†}¹School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

Hydrogen-fueled gas turbines are a promising technology that can resolve the carbon dioxide emission issue as future aviation propulsion engines and carbon-free power generations. To achieve high efficiency and stability of gas turbines using 100% hydrogen as fuel, an innovative design of combustor systems is necessary to consider the characteristics of hydrogen, which are different from those of conventional hydrocarbon fuels. Micromix is a combustor design method, which aims to terminate the reaction quickly by intense mixing of fuel and air, consequently reducing NOx and increasing the stability. In this paper, we examine the principles and design process of micromix combustors as a pure-hydrogen combustion technology, and we introduce a design of a 30 kW micromix hydrogen combustor for research.

초 록

수소 가스터빈은 미래 항공 추진 기관과 무탄소 발전 동력원으로 이산화탄소 배출 문제에 대응할 수 있는 유망한 기술이다. 100% 수소를 연료로 사용하는 가스터빈을 위해서는 기존 탄화수소 연료와 다른 수소의 특성을 고려하여 효율과 안정성이 높은 혁신적인 연소기 시스템을 설계할 필요가 있다. 마이크로믹스는 연료와 공기를 강하게 혼합하여 반응이 빠르게 종료되도록 함으로써 질소산화물을 저감하고 안정성을 높이도록 하는 연소기 설계 방식이다. 본 논문에서는 수소 전소 기술로서 마이크로믹스 방식 연소기의 원리와 설계 방법을 살펴보고, 연구용 30 kW 마이크로믹스 수소 연소기 설계안을 소개한다.

Key Words : Micromix combustor(마이크로믹스 연소기), Gas turbine engines(가스 터빈 엔진), Hydrogen combustion(수소 연소)

1. 서 론

최근 기후 변화에 관련해서 석탄과 천연가스 등 화석 연료를 이용한 산업으로부터 배출되는 오염 물질에 대한 우려가 크다. 특히, 발전 시설이나 운송 수단에서 배출되는 이산화탄소와 같은 온실가스가 해결해야 할 시급한 문제이다. 이산화탄소 배출에 따른 환경 문제

를 해결하고 청정 에너지에 기반한 산업을 활성화하는 세계적인 목표에 발맞추어 탄소 중립을 달성하는 것이 중요한 국가 전략이다. 대한민국 정부에서는 2050년까지 탄소 배출을 0으로 만들겠다는 '2050년 탄소중립 추진전략'을 발표하고, 탄소 중립을 이룩하는 핵심 에너지원으로 수소를 꼽았다 [1]. 점차 높아지는 탄소 배출 규제 전망에 비추어 수소나 암모니아 등 무탄소 연료를 사용한 시스템이 현실적이고 경제적인 대안으로 떠오르고 있으며, 많은 연구 역량이 수소에 집중되는 추세이다.

발전용, 항공용 동력원에서 발생하는 탄소 배출을

Received: Oct. 21, 2023 Revised: Nov. 14, 2023 Accepted: Nov. 15, 2023

† Corresponding Author

Tel: +82-02-300-0284, E-mail: spark@kau.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

저감하는 방안으로 수소 가스터빈이 유망한 해결책이다. 가스터빈은 단위 중량당 출력이 높아서 항공 추진 기관으로 적합하며, 선박 추진, 발전 등 다양한 산업에서 동력원으로 널리 쓰이고 있다. 그 특성상 반응에 대한 응답이 빠르고 운전 유연성이 우수한 장점이 있으므로, 신재생 에너지가 가진 단점인 자원 간헐성에 의한 불안정적인 전력 생산량을 보완하기 위한 보조 전력원으로도 적합하다 [2].

수소를 에너지원으로 하는 항공기는 수소 가스터빈 또는 수소 연료전지를 사용할 것으로 전망된다 [3]. 상대적으로 연료전지는 소형 단거리 항공기에 적합하고, 수소 가스터빈은 장거리 대형 상용 항공기에 더 적합한 방식으로 인식되고 있다. 가스터빈 역사가 오랜 선진국 주요 기업을 중심으로 활발하게 연구가 진행되고 있지만, 아직 항공기용 수소 가스터빈에 관한 연구는 초기 단계이다.

발전용 가스터빈은 기존에 효율이 낮고 질소산화물(NOx) 발생이 큰 1세대 확산 화염 방식에서, 고효율의 Low-NOx 방식인 2세대 예혼합 방식의 가스터빈이 상용화되는 방향으로 발전을 거쳐 왔으며, 고농도 수소 혼소를 위한 3세대 가스터빈 연소 기술이 개발되는 단계에 있다 [4]. 수소 가스터빈은 기존의 가스터빈의 부품을 바꾸거나 개조를 해서 일부 구현할 수 있다. 기존 발전용 가스터빈도 기체 연료를 주로 사용하므로 액체 연료를 사용하는 항공용 가스터빈보다 먼저 수소가 도입되어 기존 연료에 수소를 혼합하여 연소하는 혼소 방식이 선제적으로 연구되고 있다.

발전용 대형 가스터빈 분야에서 GE 사는 50%, Siemens 사는 30%, Mitsubishi Power 사는 30%의 수소 혼소가 가능한 연소기를 개발한 것으로 알려졌다 [4]. 여기서 수소 혼소율은 수소와 천연가스의 비율을 의미한다. 한편, 국내에서는 두산에너지리미티드에서 50% 수소 혼소를 위한 연소기 개발 국책과제를 진행하고 있고, 한화임팩트 역시 가스터빈 수소 혼소를 위한 연소기 개발 과제를 진행 중이다 [5-9]. 국내 기술로서는 최대 50%까지 수소 혼소 가능한 기술이 개발되었으며, 장기적으로는 더 나아가 100% 수소 발전을 목표로 연구가 진행되고 있다.

수소 가스터빈 설계는 기존 연료와 다른 수소의 화학적, 열물리적 특성을 고려해야 한다. 수소 가스터빈 연구 개발의 장기적인 목표는 수소 혼소를 넘어서서 100% 수소만을 연료로 사용하는 수소 전소 달성이다. 그러나 수소는 기존 화석 연료와 연료의 특성이 달라서 기존 부품을 그대로 사용하여 수소 전소를 실현할 수 없다. 특히, 가스터빈을 이루는 모듈 중 수소를 도입할 때 가장 큰 변화가 필요한 구성 요소는 연소기이다. 수소 가스터빈 연소기는 탄화수소 연료를 사용하

는 기존 연소기에 비해 높은 화염 온도, 높은 화염 전파 속도, 연소 생성물에 이산화탄소 부재와 같은 수소 화염의 특성을 고려한 설계가 필요하다 [10]. 수소 전소 가스터빈으로 안전하고 효율적으로 동력을 발생시키기 위해서는 부품과 시스템 설계에 이러한 특성이 반드시 반영해야 한다. 이를 위해 수소 가스터빈 연소기에 대한 실험적 기초 데이터를 확보하는 것은 꼭 필요한 핵심 요소 기술이다.

본 논문에서는 가스터빈 수소 연소기 관련 기술을 개발하기 위해 대표적인 연소기 개발 사례를 참고하여, 가장 유망한 수소 전소 기술인 마이크로믹스 연소기의 원리를 소개한다. 아울러, 마이크로믹스 연소기 성능에 관여하는 변수와 연구용 수소 전소 연소기 설계안을 보고한다.

2. 본 론

2.1 수소 연소의 기본 특성

가스터빈에서 수소 연료의 특성으로 인해 발생할 수 있는 기술적 문제점은 높은 화염 전파 속도로 인한 역화 현상(flashback)과 연소 불안정(combustion instability)을 포함한 안정성 문제, 높은 화염 온도로 인한 벽면 열전달 문제와 질소산화물 저감 문제가 있다 [10].

수소의 저위 발열량 (lower heating value)은 120 MJ/kg, 메탄은 50 MJ/kg으로 단위 무게당 에너지는 수소가 메탄보다 훨씬 높지만, 같은 부피당 에너지 밀도는 수소가 메탄의 3분의 1 정도이기 때문에 수소를 사용하면 메탄을 사용할 때보다 더 많은 연료 부피가 요구된다. 체계적인 접근법은 와비 지수 (Wobbe index, 워베 지수)를 사용한다. 와비 지수는 연료 가스의 상호 교환성을 나타내는 지표이며, 다른 연료로 동일한 열 출력을 내기 위해 연료를 얼마큼 분사해야 하는지 알기 위해 사용된다 (Eq 1-2).

$$I_w = \frac{HHV}{\sqrt{G_s}} \quad (1)$$

$$G_s = \left(\frac{\rho}{\rho_{ar}} \right)_{STP} = \frac{M}{M_{ar}} \quad (2)$$

여기서, HHV 는 고위 발열량 (higher heating value)이며, G_s 는 공기에 대한 연료의 상대 밀도이다. 수소의 와비 지수는 48.5 MJ/m^3 으로 메탄의 51.9 MJ/m^3 와 큰 차이를 보이지 않으므로 발열량 면에서는 메탄과 유사할 것으로 예상할 수 있다. 그러나 그 밖에 여러 특성이 다르기 때문에 메탄 기반 연소 시스템에 설계 변경 없이 100% 수소를 사용할 수는 없다 [2].

수소 연소기 설계에서 주요 고려 사항 중 하나는 화

염 전파 속도이다. 수소는 화염 속도가 매우 높아서, 층류 조건에서 메탄의 약 8배이고, 난류 조건에서는 소용돌이 유동 (swirl flow, 스윙 유동) 등 조건에 따라 10배 이상이라고 알려져 있다 [10]. 이렇게 높은 화염 속도는 연소 불안정, 압력 변동 등을 유발할 수 있다. 기존 연료 기준으로 설계된 연소 시스템에 수소를 적용하면 화염 속도 차이로 인한 역화 위험성도 초래될 수 있다.

연소기와 터빈은 가스터빈 구성 요소 중 가장 온도의 영향을 크게 받는 부분이므로 지속적인 냉각이 필요한데, 과다한 냉각은 효율을 저해하기 때문에 최적화된 냉각 설계가 고온 부품에 적용되어 있다. 수소 화염은 기존 연료에 비해 화염 온도가 매우 높고 연소 생성물의 조성도 다르기 때문에 수소 화염에 대한 고온 부품 냉각 설계와 최적화에 많은 노력이 요구된다. 또한, 수소는 연소 과정에서 발광이 적고 복사 열전달 특성에 차이가 있으므로 이러한 광학 특성이 고온 부품 냉각 설계에 고려되어야 한다. 같은 이유로, 수소는 화염 존재 여부를 육안으로 확인하기 힘들기 때문에 연소 모니터링과 진단에 기존 센서 시스템이 적합하지 않을 수 있으며, 수소 화염을 대상으로 한 화염 감지 시스템의 성능이 충분히 확보되어야 한다 [11].

평행한 두 평판이나 관 내부에서 연소가 일어나는 경우, 벽 사이 간격이 어느 크기 이하로 좁아지면 열 손실에 의해 화염이 전파되지 않는데, 이때 거리의 한계치를 소염 거리 (quenching distance)라고 한다. 수소는 메탄보다 화염 온도가 높고 화염 속도가 빠르므로 더 좁은 간격이 필요하게 되어, 수소는 소염 거리가 더 짧고 소염 직경이 더 작다. 수소의 소염 거리는 온도, 압력 등에 따라 달라지는데 상온, 상압에서 당량비 화염에 대해 약 0.64 mm 정도이며 메탄의 2.5 mm에 비해 매우 작다 [12]. 실험값과 알려진 관계식을 사용하면 Fig. 1에서와 같이 온도와 압력이 소염거리 (d_q)에 미치는 영향을 확인할 수 있다 [12-13].

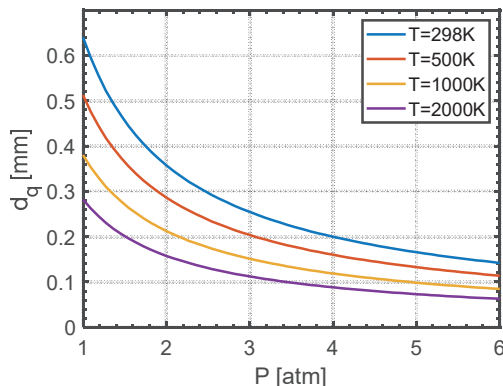


Fig. 1 Quenching distance of stoichiometric hydrogen flames by pressure and temperature [12-13]

2.2 질소산화물 저감 방안

수소는 탄소를 포함하지 않기 때문에 연소 과정에서 이산화탄소가 발생하지 않지만, 공기 중 질소가 반응에 참여하여 질소산화물 (NOx, nitrogen oxides)이 생성될 수 있다. 수소는 기존 화석 연료보다 높은 온도에서 연소되기 때문에 별도의 저감 기술이 적용되지 않는다면 더 많은 질소산화물이 생성될 수 있다.

연소 중에 발생하는 NOx는 생성 기전에 따라 열적 NOx (thermal NOx)와 연료 NOx (fuel NOx)를 대표적으로 꼽을 수 있다. 열적 NOx는 공기 중 포함된 질소가 반응에 참여함으로써 생성되는 질소산화물을 말하며, Zeldovich 반응 메커니즘으로 설명된다. 한편, 연료 NOx는 연료에 포함된 질소 성분이 연소 과정에서 NO로 전환되는 것이다. 수소는 물론이고 기존 천연가스나 경유 등에도 질소 화합물이 거의 함유되지 않아 연료 NOx는 미량이기 때문에, 가스터빈에서 질소산화물 대책은 열적 NOx 저감에 중점을 두고 있다. 열적 NOx 생성 반응은 온도에 민감하여 화염 온도에 따라 지수적으로 증가하고, 고온 영역에서의 체류 시간에 비례하여 증가한다.

NOx 생성은 반응물의 체류 시간을 줄이거나 화염 온도를 낮추는 방법으로 줄일 수 있다. 물 분사 (수증기 분사)는 연소실에 연료와 함께 수증기를 분사하여 화염 온도를 낮추어 고온에서 발생하는 열적 NOx를 감소시키는 방법이다. 기존 시스템에 비교적 간단하게 부분적 개조로 적용할 수 있고, 질소산화물을 확실하게 감소시킬 수 있지만 연소 효율 감소 문제가 있다. 다른 방법인 희박 예혼합 연소 (lean premixed combustion)는 물 분사 없이 화염 온도를 낮추는 NOx 저감 기술이며, DLN (dry low NOx)이라고도 불린다. 예혼합 연료와 공기를 미리 혼합하고 일정 당량비 이하에서 연소시키며 상대적으로 화염 온도를 낮추어 NOx를 저감하는 방식으로, 효율 면에서 증기 분사 방식보다 우수하나, 안정적인 연소 조건 영역이 비교적 좁아서 연소 불안정에 대응하는 것이 기술적으로 어려운 점이다. 본 연구에서 다루는 마이크로믹스 연소 역시 DLN 기술의 일종이며, 고온 영역에서 반응물의 체류 시간을 줄임으로써 NOx 저감을 달성한다.

2.3 연소기 방식 비교

기존 발전용 가스터빈은 천연가스 등 기체 연료를 사용하며 희박 예혼합 DLN 연소기가 주로 사용되고, 항공용 가스터빈은 항공유 등 액체 연료를 사용하며 확산 화염 기반 연소기가 주로 사용된다. 예혼합 방식과 확산 화염 방식은 혼합실의 유무로 결정되며, 혼합실이 존재하는 경우를 예혼합 방식이라고 한다 (Fig. 2). 수소 가스터빈 연소기는 기체 연료를 사용하는 발

전용 가스터빈에서 주를 이루는 예혼합 화염 기반의 DLN 연료 분사 기술을 기본으로 하되, 수소가 가지는 특성을 고려하여 확산 화염 (diffusion flame) 분사 기술의 장점을 취함으로써 세부적인 설계 요구 조건을 만족시키도록 하여야 한다 [14].

100% 수소 연료를 사용하여 높은 효율과 안정성을 달성하기 위한 목적으로 설계된 연소기는 마이크로믹스 (micromix)와 희박 직접 분사 (LDI, lean direct injection) 두 가지 방식이 대표적이다 [15]. NASA에서 Marek 등이 희박 직접 분사를 사용한 다양한 구조의 수소 연소기를 연구하였고 [16], Aachen University of Applied Sciences에서 Dahl and Suttrop 은 A320 APU (GTCP 36-300)를 안정적으로 수소로 작동시키는 시스템을 위해 마이크로믹스 연소 방식을 연구했다 [17]. 두 방식은 유사한 점이 많고 모두 공통으로 역화 현상 방지에 중점을 두고 있다. 기존 연소기와 비교할 때, 두 방식은 상대적으로 공기와 연료의 혼합 강도가 확연히 높다. 반응물을 강하게 혼합하여 연소 반응이 빠르게 종료되도록 함으로써 결과적으로 화염 길이를 짧게 하고 반응물 체류 시간을 줄여서 질소산화물 생성을 감소시키는 것이 수소 연소기의 기본적인 설계 방향이다 [15]. 희박 직접 분사는 시스템 구조가 복잡하고 제작 비용이 높기 때문에, 마이크로믹스가 연구용 수소 전소 연소기를 포함한 다양한 응용에 더 활용도가 높을 것으로 보인다. 이 연구에서는 마이크로믹스 방식을 채택하여 설계를 진행하였다.

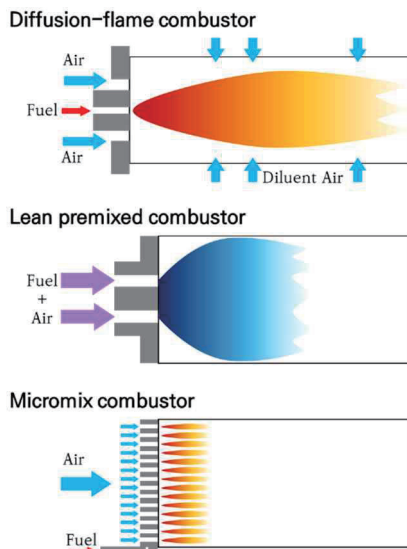


Fig. 2 Configurations of diffusion-flame, lean premixed, micromix combustors

2.4 마이크로믹스 연소기 원리

마이크로믹스 (micromix) 연소는 여러 개의 작은 연료 분사 구멍을 통해 수소를 분사하여 여러 개의 미세 화염을 만들어 연소하는 방식이다 (Fig. 2-3). 이때, 분사된 연료는 공기 흐름에 수직으로 분사되어 혼합이 일어나는데, 이것은 제트 교차 흐름 혼합 (jet in cross-flow mixing) 과정으로 일어난다.

마이크로믹스 화염은 전단층 (shear layer)에 의해 그 구조와 특성이 달라지며, 전단층은 재순환 와류의 크기, 위치, 강도에 따라 결정된다. Fig. 3에 내부 재순환 와류 (inner recirculation vortex)와 외부 재순환 와류 (outer recirculation vortex)의 구조가 나타나 있다. 내부 와류는 공기 게이트 (air gate)를 통과하는 제트 흐름이 일으키는 공기 재순환으로 형성되고 외부 와류는 공기와 연료가 혼합된 이후 뜨거운 연소 가스의 재순환으로 형성된다. 두 와류 사이에 전단층이 형성되고 이 전단층을 따라 화염이 고정된다.

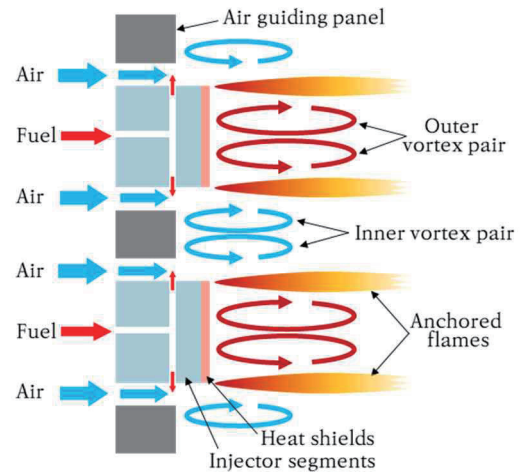


Fig. 3 Flow structure inside a micromix combustor

기존 연소기에서 유동 방향을 축으로 한 소용돌이 유동 (swirl flow)을 생성하여 연소기 규모에서 회전과 재순환을 형성하는데 반해, 마이크로믹스 연소기에서는 소용돌이를 형성하지 않는다. 연소기 전체 영역을 아우르는 큰 화염 대신 여러 개의 작은 화염을 발생시키고 반응 유동 속도를 높임으로써 역화를 방지하고 반응물 체류 시간을 줄이고자 하는 의도이다.

열적 NOx는 화염 온도가 높을수록, 체류 시간이 길수록 증가한다. 질소 산화물 생성을 줄이는 기술로서 희박 예혼합 방식을 사용하면 화염 온도를 낮출 수 있지만 역화의 위험이 있는 반면, 마이크로믹스 방식은 고온에서 반응물의 체류 시간을 줄여 질소 산화물을 적게 배출하는 동시에 역화의 위험을 낮춘다는 장점이 있다. 연소기 내부 첨두 (peak) 온도 지점은 전단층에

위치한 화염 상에 형성되는데, 모든 주입된 연료를 내부 와류와 이웃하는 전단층에서 연소시키고 국지적으로 높은 연료 농도와 높은 침투 온도를 피해 NO_x 줄이는 것이 목적이다. 경우에 따라 미연소 수소가 재순환 경로에서 반응하는 경우 화염을 지난 뒤 재순환 와류 하류에 침투 온도가 형성될 수 있으나 바람직한 방향은 아니다 [18].

2.5 마이크로믹스 연소기 대표 사례

마이크로믹스 연소기 개발의 사례를 분석하기 위해 기술 선진국의 주요 연구 그룹을 주목할 필요가 있다. 먼저, Aachen University of Applied Sciences 에서는 직경이 0.3 mm 인 수소 분사 구멍 약 1600개로 화염을 만드는 고리 모양 연료 분사기를 장착한 항공기 엔진으로서 A320 APU (GTCP 36-300)를 안정적으로 수소로 작동시키는 시스템을 개발한 이력이 있으며, Kawasaki Heavy Industry (KHI)와 공동연구를 진행하며 대형 수소 가스터빈에 적용하기 위한 마이크로믹스 방식 연소기를 연구하고 있다 [19-21]. Cranfield University에서는 민간 항공 사업인 ENABLE H2에서 활용하기 위해 3D 프린팅 기술로 일체형 연료 분사기를 제작하여 수소 연소기를 개발하고 있다 [18, 22-23]. 직경이 0.3 mm인 수소 분사 구멍 약 50개로부터 화염을 만드는 연소기를 기준 모델 (baseline model)로 선정하여 연구를 진행하고 있다. Basque Research and Technology Alliance (BRTA) 소속인 Ikerlan Technology Research Centre에서는 가정용과 산업용 보일러에 100% 수소를 사용하기 위해 마이크로믹스 연소기를 적용하는 연구를 하였다 [24-25]. 직경이 0.9 mm인 수소 분사 구멍 20개로부터 화염을 만드는 연소기를 개발하는 것으로 시작하여 수소 연소기 연구 개발을 수행하고 있다.

2.6 마이크로믹스 연료 분사기 설계 주요 변수

마이크로믹스 연소기의 내부 기하학적 형상과 부품 치수에 따라 화염의 특성과 질소산화물의 양이 크게 달라진다. 따라서 치수 설정은 설계에서 핵심이다. 마이크로믹스 연료 분사기의 대략적인 구조와 부품 명칭이 Fig. 4-5에 나타나 있다. 마이크로믹스 연료 분사기 주요 설계 변수와 그 물리적 의미에 대해 아래에서 하나씩 살펴본다.

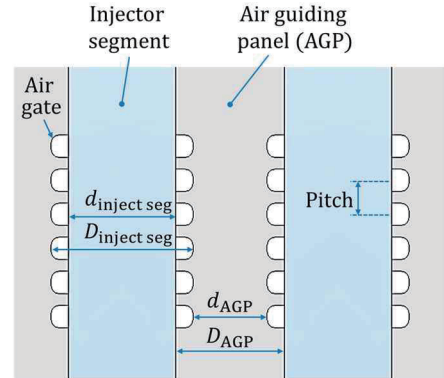


Fig. 4 Top view of air gate panel geometry

(1) Injection hole pitch (분사 구멍 피치)

분사 구멍 피치는 나열된 수소 분사 구멍들의 중심 간 거리이다. 피치가 너무 짧으면 가까운 화염끼리 병합이 일어나는데, 마이크로믹스 연소에서 화염 병합은 반응물의 체류 시간을 늘리고 NO_x 저감에 악영향을 미친다. 피치를 적절히 조절해서 차가운 공기가 마이크로 화염 사이로 흐르며 순환하는 뜨거운 가스를 희석하는 효과를 만들어야 NO_x를 저감할 수 있다.

(2) Blockage ratio (BR, 막힘 비율)

막힘 비율 (BR)은 공기 유도 패널 (AGP)을 가로지르는 전체 길이에 대한 막힘 부분 길이 비율이다 (Eq.3-4). 여기서 공기 게이트 높이가 열린 부분에 해당한다 (Fig. 5). 재순환 와류의 모양과 위치, 크기는 막힘 비율에 영향을 받는다. 재순환 와류의 크기를 조절함으로써 병합되지 않으면서 잘 고정된 안정적인 화염을 만들 수 있다.

$$BR_{AGP} = \frac{d_{AGP}}{D_{AGP}} \quad (3)$$

$$BR_{\text{pitch seg}} = \frac{d_{\text{pitch seg}}}{D_{\text{pitch seg}}} \quad (4)$$

(3) Momentum flux ratio (J , 운동량 유속 비율)

제트 교차 흐름 혼합 (jet in cross-flow)에서 연료 분사 깊이 (injection depth)가 전단층을 넘지 않도록 설계해야 한다 (Fig. 5). 연료의 분사 깊이가 너무 크다면 연료가 내부 재순환 영역으로 진입하여 반응물 체류 시간이 길어져 NO_x 배출이 늘어날 수 있고, 화염 안정성에 악영향이 생길 수 있다. 최대 분사 깊이는 알려진 관계식 (Eq. 5-6)에 따라 분사 구멍 크기와 운동량 유속 비율로 결정된다 [26].

$$y_{H_2} = 1.15 d_{H_2} \sqrt{J} \quad (5)$$

$$J = \frac{\rho_{H_2} \cdot u_{H_2}^2}{\rho_{air} \cdot u_{air}^2} \quad (6)$$

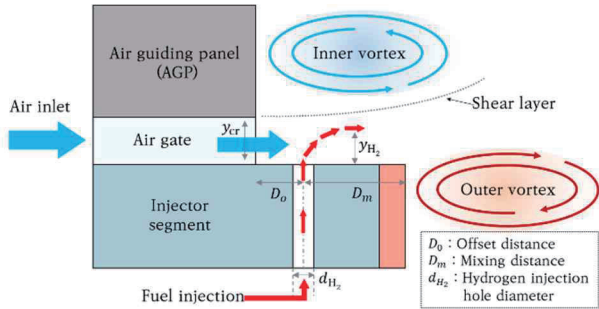


Fig. 5 Jet in crossflow mixing and recirculation vortices in a micromix combustor

여기서 ρ_{H_2} 는 수소 밀도, u_{H_2} 는 수소 분사 속도이고, ρ_{air} 는 공기 밀도 u_{air} 는 에어 게이트 출구 공기 속도다. 기존 연구 논문에서 알려진 운동량 유속 비율의 범위는 대략 0.85 ~ 38 사이이다.

(4) Offset distance (오프셋 거리)

오프셋 거리는 에어 게이트 출구에서 수소 분사 구멍의 중심까지 거리이다. 오프셋 거리가 커지면 에어 게이트에서 가속된 공기의 운동량이 혼합에 미치는 영향이 줄어들게 된다.

(5) Mixing distance (혼합 거리)

혼합 거리는 수소 연료 구멍에서 연료 분사기 끝단까지의 거리이다. 혼합 거리를 조절함으로써 화염 최고 온도를 조절할 수 있으며, 과도하게 길면 예혼합 구간이 형성되어서 역화화 연소 불안정이 발생할 가능성이 높아진다.

(6) 에어 게이트 (air gate) 형상

에어 게이트의 가로세로비 (AR, aspect ratio)를 비롯한 에어 게이트 치수와 세부 형상에 따라 화염의 모양과 NOx 배출량이 달라진다 (Eq. 7).

$$AR = \frac{\text{(Air gate height)}}{\text{(Air gate width)}} \quad (7)$$

2.7 수소 연소기 실험 장치 설계

성능이 우수한 수소 가스터빈 연소기 개발을 위해서는 실험 방법을 정립하고 기초 실험 결과를 확보하는 과정을 거쳐 설계를 최적화하여야 한다. 연소기 설계는 1차원 설계를 바탕으로 3차원 연소, 유체역학, 열전달, 구조에 대한 전산 해석 과정이 뒤따른다. 최적 설계 변수를 찾기 위해서는 ‘부품 설계 - 전산 해석 - 실험 측정 - 비교 분석’ 과정이 여러 차례 되풀이되어야 한다. 이 과정에서, 전산 해석에서 사용되는 모델이

포함하는 변수와 가정들이 합당해야 설계에 대한 신뢰할 만한 예측 결과를 제공할 수 있다. 복잡도가 높은 전산 해석을 정확하게 수행하기 위해서 모델에 대한 많은 수의 변수와 가정이 사용되는데, 실험 데이터를 사용하여 도출된 결과를 비교함으로써 전산 해석의 타당성을 검증하여야 한다.

본 연구에서 개발하는 수소 전소 연소기 실험 장치 (pure hydrogen combustor experimental rig - KAU burner)는 예상 열출력 30 kW 급의 연구용 연소기이다. 단위 캔 연소기 형태로 거치대를 제외하고 폭이 약 200 mm, 높이는 약 500 mm 내외이다. 상온 상압 (300 K, 1 atm)을 운용 조건으로 하며, 공기 압축기로부터 오는 압축 공기와 수소 실린더로부터 공급되는 수소를 연결하여 작동된다.

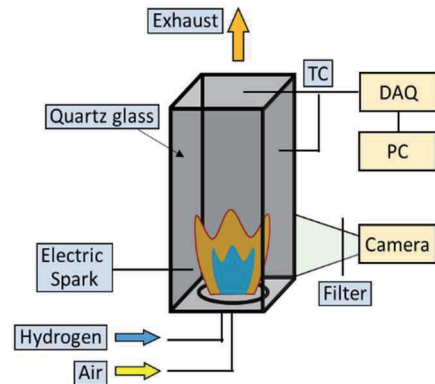


Fig. 6 Configuration of the hydrogen combustor test rig

설계한 연소기는 Fig. 6과 같이 연료 분사기를 포함한 연소기와 연료 공급 장치, 공기 공급 장치, 점화 장치, 계측 제어 시스템으로 구성된다. 공기는 공기 압축기로부터 플리넘 챔버 (plenum chamber)로 공급된 후 연소실로 주입된다. 연료인 수소는 고압 탱크로부터 레귤레이터 (regulator)와 역화 방지기 (flame arrestor)를 거쳐서 챔버에 연결된 연료 공급 튜브를 통해 최종적으로 연료 분사기에 연결되고 지름 약 0.5 mm인 분사 구멍을 통해 분사된다. 이후 공기는 챔버 내부로 공급되어 에어 게이트를 통과하고 분사된 수소와 혼합됨으로써 화염을 형성한다. Fig 6에서는 카메라와 필터를 사용한 측정 장치 구성 예시를 보여주고 있으며 여기에는 다양한 측정 기법이 적용 가능하다. 적외선 열화상 카메라를 사용하여 수소 화염이 방출하는 적외선 분포를 측정하거나, PIV 카메라와 레이저를 사용하여 유동 속도 분포를 측정하는 것 등이 가능한 예이다. Fig. 7은 거치대를 포함한 실험 장치 형태를 나타낸다.

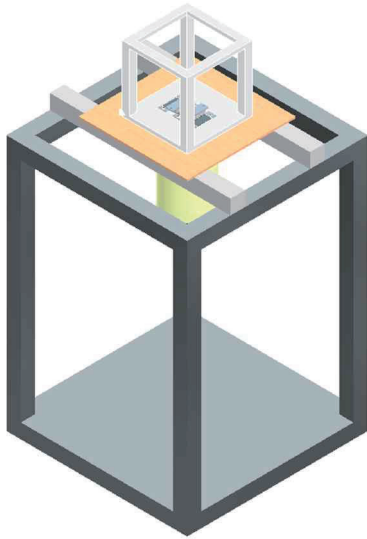


Fig. 7 Support structure of the combustor test rig

2.8 연료 분사기 설계안

연료 분사기는 스테인리스 스틸을 주재료로 한 다수의 부품으로 구성되었다. 본 연구에서 설계한 마이크로믹스 연소기 연료 분사기 조립체 형상은 Fig. 8 과 같다. 연료 분사기 조립체는 공기 유도 패널 (air guiding panel, AGP), 히트 실드 (heat shield), 분사기 세그먼트 (injector/H₂ segment), 매니폴드 (manifold) 로 구성되었다. 연료 분사 구멍은 각 세그먼트 한 면 당 6개로 총 24개이다.

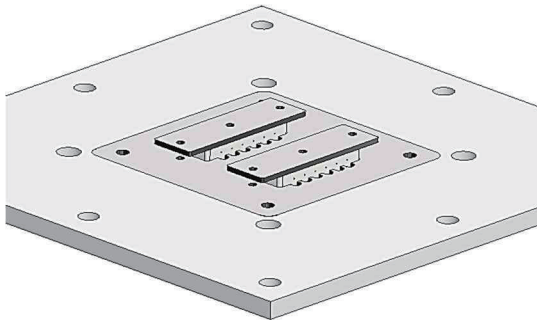


Fig. 8 Micromix fuel injector assembly

일반적으로 국내외 연구에서 정확한 형상 치수와 설계 변수 값은 자세히 공개되지 않았다. 기본적인 마이크로믹스 연소기 구조에 대한 개념은 Ayed 논문 [20] 을 참고하고 세부 설계 사항은 Lopez-Ruiz 논문 [24] 을 참고하였다. 마이크로믹스 연료 분사기 설계를 위한 주요 설계 변수에 대해 Table 1에는 문헌값을 종합하여 일반적으로 주어진 값의 범위나 수치를 나타내었다. 참고 논문에서 참조한 이 수치에 근거하여 이 연구에서 설계한 연료 분사기 부품 치수를 설정하였다. 단, 실험 조건은 상온 상압으로 설정하였다.

Table 1 Reference values of variables found in literature [18-25]

Variables	Ref. values
Momentum flux ratio	0.85 - 32
Fuel inlet temperature (K)	300 - 600
Fuel inlet pressure (MPa)	1.5
Air inlet temperature (K)	500 - 900
Air inlet pressure (MPa)	0.3
Fuel inlet diameter (mm)	0.3 - 0.5
Air gate area (mm ²)	3 - 8
Offset distance (mm)	0.5 - 5
Mixing distance (mm)	0.5 - 5

이론적, 수치적 참고 자료에 근거하여 선정한 주요 설계 변수 수치가 Table 2에 나타나 있다. 기존 설계 변수를 기반으로 전산 해석과 실험을 진행하고 주요 변수를 조절하며 향상된 성능의 연소기 설계에 활용할 예정이다. 이후 실험을 위해 내부 부품 구성을 통해 혼합 거리 등의 몇몇 형상 변수를 조절할 수 있는 구조로 설계하였다.

Table 2 Baseline design variables

Injection hole diameter (mm)	0.5
Air gate aspect ratio	0.75
Injection hole pitch (mm)	6
Momentum flux ratio	5

연료 분사기의 부품은 기계 가공성, 가격, 내열성을 고려하여 스테인리스 스틸과 탄소강으로 선정하였다. 연료 분사기 온도는 최대 900 K 이상의 고온 조건이 예상되며, 탄소강 외부 표면은 열에 강한 흑착색 코팅으로 처리하였다. 스테인리스 스틸의 열팽창 계수 (STS304, 17.3×10^{-6} /K)가 탄소강 (carbon steel, 11.7×10^{-6} /K)보다 큰 것을 고려하여 열팽창에 의한 간섭을 구조적으로 회피하도록 설계하였다.

2.9 연소기 전산 해석 결과

설계된 연소기에 대해 3차원 반응 유동 시뮬레이션을 통한 전산 해석을 수행하였다. 연소기 전산 해석은 상용 CFD 소프트웨어인 Ansys FLUENT를 사용해서 진행했다. 대칭 벽면 조건을 사용해 단위 분사 구멍 1개에 해당하는 영역을 설정하고 해석을 진행했다. 연소기 전체 유동은 Fig. 9에 표현된 유동 영역이 Fig. 4 평면도 패턴에 따라 대칭과 반복으로 배열된다. 해석 조건으로 압력은 1 atm, 공기와 수소의 입구 온도는 300 K으로 설정했으며, 일정 유량을 유지하도록 경계

조건을 설정했다. 총 element 수는 약 50만개를 사용하였다. RANS 난류 모델은 SST $k-\omega$ 를 사용하였고, hydrogen - air mixture model과 energy equation을 적용하여 연소 반응을 반영하였다.

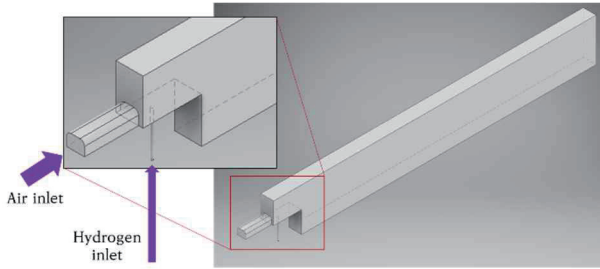


Fig. 9 Fluid geometry for combustor simulations

시뮬레이션 결과 중 마이크로믹스 화염의 특징을 잘 보여주는 유속, 온도, 수소 몰 분율 분포가 Fig. 10에 제시되어 있다. 분사된 수소는 공기와 잘 혼합되어 전 단층에 고정된 화염이 안정적으로 발생한 것을 확인하였고 최고 온도는 2404 K, 후류 온도는 1635 K 로 나타났다. 수소 몰 분율이 크게 감소한 부분 이후에 온도가 첨두값을 갖는 것을 확인했다.

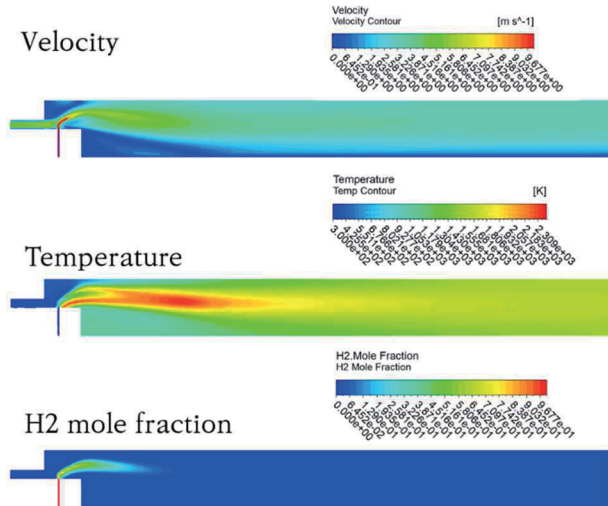


Fig. 10 Micromix combustor simulation results

속도 방향을 나타내는 화살표를 포함하여 연소기 내부 자세한 속도 분포는 Fig. 11에서 확인할 수 있다. 그림 왼쪽 윗부분에 생성된 반시계방향 내부 재순환 와류와 그림 아래쪽에 생성된 시계방향 외부 재순환 와류가 잘 구별되어 보이는 것을 확인할 수 있다. 변수를 변경하며 여러 번의 시뮬레이션을 진행하는 과정을 통해 재순환 와류의 크기, 위치, 형태가 변화하는 것을 관찰할 수 있었으며, 온도 분포 등도 설계 변수

에 따라 큰 변화를 보이는 것을 확인할 수 있었다.

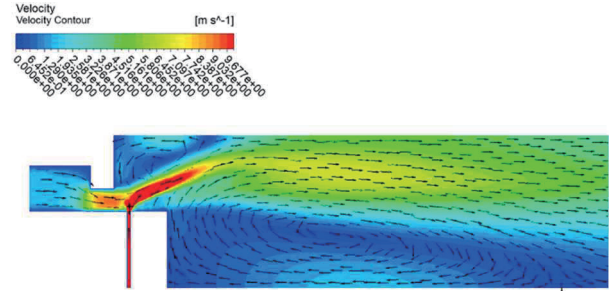


Fig. 11 Velocity distribution of the simulation result

운동량 유속 비율 (momentum flux ratio)에 따른 영향을 확인하기 위해 3가지 J 값을 사용하여 시뮬레이션을 진행한 결과가 Fig. 12에 비교되어 있다. J 값에 따라 특히 온도 분포에 큰 차이를 보이는 것이 확인된다. 가장 눈에 띄는 차이점은 높은 J 값을 갖는 경우 (case A)에는 그림의 상단에 고온 영역이 형성되는 것이었으며, 이것은 반대편 화염과 병합된 것을 의미한다. 내부 재순환 와류 안쪽 온도가 약간 상승했고, 전 단층의 형태와 각도도 설계 의도에 적합하지 않은 상태이다. 이것은 수소의 운동량에 비해 상대적으로 공기의 운동량이 작고, 연료 분사 깊이가 적정 값보다 크다는 것을 의미한다. 해당 형상에 적절한 운동량 유속 비율을 가지도록 변경된 부품 치수와 유동 조건을 설계에 반영하여 부적절한 현상을 방지할 수 있다.

Case	Velocity	Temperature
A $J=17.6$		
B $J=5.0$		
C $J=2.4$		

Fig. 12 Comparison of cases with different momentum flux ratios

3. 결 론

수소 100%를 사용하는 가스터빈 연소기를 설계하기 위하여 마이크로믹스 방식 연소기의 원리를 조사하고 구체적인 설계 방법을 정리하였다. 또한, 체계적인 분석과 설계 방법에 따라 설계된 연구용 30 kW 마이크로믹스 연료 분사기와 연소기 시스템을 소개하였다.

마이크로믹스 연소기의 원리와 특징을 소개하며, 피

치, 막힘 비율, 운동량 유속 비율, 오프셋 거리, 혼합 거리, 에어 게이트 형상 등 주요 설계 변수의 물리적 의미에 대하여 살펴보았다. 이론적인 원리와 문헌에서 알려진 참조 수치를 사용하여 자체 연소기 실험 장치를 설계하고 기준 설계 수치를 설정하였다. 전산 해석(CFD) 연구를 통해 바람직한 온도 분포, 속도 벡터 분포, 재순환 와류의 크기와 위치, 형태를 확인함으로써 설계의 타당성을 찾을 수 있었고, 몇 가지 운동량 유량 비율 (momentum flux ratio)에 대한 전산 해석 결과를 비교함으로써 예상 성능을 검토하고 설계 향상 방향을 확인하였다.

현재, 연료 분사기 등 전체 수소 전소 연소기 실험 장치 일부에 대한 설계가 완료되었다. 기존 형상 부품 제작과 동시에 전산 해석을 통해 현재 질소 산화물 배출 등 성능을 확인하여 형상 치수 변경을 반복하며 최적 변수를 탐색하는 과정이 진행 중이다. 향후 연소실 제작을 완료하고 점화기, 가스 분석기, 카메라 등 부가 장치 준비하여 실험을 진행할 계획이며, 제작된 실험 장치에서 광학 측정 기법과 계측 장비를 사용하여 유동 속도와 온도 분포, 화염 형상, 부품 표면 온도 분석을 포함하여 수소 연소기 내 반응 기체 유동에 대한 물성 측정과 벽면 열전달 연구 등 수소 연소기 관련 연구가 진행될 것이다. 본 실험 장치를 사용하여 수소 가스터빈 핵심 요소 기술 개발에 필요한 실험적 기초 데이터를 제공할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

이 논문은 2023년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임 (과제번호: 2022R1A6A1A03056784). 또한, 이 논문은 한국항공대학교 2023년 재단 기금 연구과제 연구비를 제공받아 수행되었음.

References

- [1] J. Y. Kim and T. E. Lee, "A Case Study on the Use of Low-Carbon Energy for Korean Energy Policy," *Korea Energy Economics Institute Regular Research Report*, pp. 1-77, 2021.
- [2] D. Kim, "Review on the Development Trend of Hydrogen Gas Turbine Combustion Technology," *Journal of The Korean Society of Combustion*, 24(4), pp. 1-10, 2019.
- [3] The Boeing Company, *2022 Sustainability Report*, 2022.
- [4] D. Kim, "Hydrogen turbine combustion technology," *Journal of the KSME*, 62(3), pp. 43-49, 2022.
- [5] J. Kim, et al. "Hydrogen Combustion Gas Turbine of Hanwha Aerospace," *Proceedings of the KFMA Annual Meeting*, pp. 5-6, 2021.
- [6] M. Kim, et al. "Development of Eco-friendly Combustor for Hydrogen Gas Turbine," *Proceedings of the KFMA Annual Meeting*, pp. 62-64, 2021.
- [7] J. Hwang, et al. "A Study on the Hydrogen Combustor with Swirl Nozzles." *Journal of The Korean Society of Combustion*, 27(4) pp. 11-19, 2022.
- [8] Y. Song, "Hydrogen co-firing turbine conversion through gas turbine retrofit," *Journal of the KSME*, 62(3), pp. 38-42, 2022.
- [9] Y. Shin, et al. "Study on Combustion Characteristics of Multi-tube H2 Nozzles ." *Journal of The Korean Society of Combustion*, 28(2), pp. 57-66, 2023.
- [10] H. Kim, et al. "A Review of Carbon Neutral Gas Turbine Combustion Technology," *Journal of The Korean Society of Combustion*, 27(2), pp. 14-38, 2022.
- [11] J. Goldmeier. *Power to gas: Hydrogen for power generation*, GE Power, 2019.
- [12] S. R. Turns. *Introduction to combustion*, vol. 287. McGraw-Hill Companies New York, NY, USA, 1996.
- [13] W. J. Lee, et al. "The Effects of Nozzle Shapes and Pressures on Boundary Layer Flashback of Hydrogen-Air Combustor," *KHNES*, vol. 33, no. 6, pp. 776-785, 2022.
- [14] Y. Joo, et al. "Hydrogen Enriched Gas Turbine: Core Technologies and R&D Trend," *Journal of Hydrogen and New Energy*, vol. 31, no. 4, pp. 351-362, 2020.
- [15] B. Khandelwal, et al. "Hydrogen powered aircraft: The future of air transport." *Progress in Aerospace Sciences*, 60, pp. 45-59, 2013.
- [16] C. Marek, et al. "Low emission hydrogen combustors for gas turbines using lean direct injection." *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference & exhibit*. 2005.
- [17] G. Dahl, and F. Suttrop. "Engine control and low-NOx combustion for hydrogen fuelled aircraft gas turbines." *International Journal of Hydrogen Energy*, 23(8), pp. 695-704, 1998.
- [18] P. Agarwal, et al. "Injector design space exploration for an ultra-low NOx hydrogen micromix combustion system." *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. Vol. 58608. American Society of Mechanical Engineers, 2019.
- [19] A. H. Ayed, et al. "Experimental and numerical investigations of the dry-low-NOx hydrogen micromix combustion chamber of an industrial gas turbine." *Propulsion and Power Research*, 4(3), pp. 123-131, 2015.
- [20] A. H. Ayed. *Numerical Characterization and Development of the Dry Low NOx High Hydrogen Content Fuel Micromix Combustion for Gas Turbine Applications*, University of Hyogo, 2017.
- [21] HH-W. Funke, et al. "An overview on dry low NOx micromix combustor development for hydrogen-rich gas turbine applications," *International Journal of Hydrogen Energy*, 44(13), pp. 6978-6990, 2019.

-
- [22] A. Giannouloudis, et al. "On the development of an experimental rig for hydrogen micromix combustion testing." *Proceedings of the 10th European Combustion Meeting*, Naples, Italy, April 2021.
- [23] X. Sun, et al. "Numerical investigation into the impact of injector geometrical design parameters on hydrogen micromix combustion characteristics." *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. Vol. 84119. American Society of Mechanical Engineers, p. V003T03A015, 2020.
- [24] G. Lopez-Ruiz, et al. "Study on the feasibility of the micromix combustion principle in low NO_x H₂ burners for domestic and industrial boilers: A numerical approach." *Energy* 236, p. 121456, 2021.
- [25] G. Lopez-Ruiz, et al. "Impact of H₂/CH₄ blends on the flexibility of micromix burners applied to industrial combustion systems." *Energy* 270, p. 126882, 2023.
- [26] A. H. Lefebvre, and D. R. Ballal. *Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions*. CRC press, 2010