

주연소 영역 공기배분 및 희석공기공 배치에 따른 연소 성능 변화 연구

김민국*[†] · 김한석* · 정승채** · 박희호**

Experimental Study on Combustion Performances with Variations in Main Air-ratio and Dilution hole-pattern

Minkuk Kim*[†] · Hanseok Kim* · Seungchai Jung** · Heeho Park**

ABSTRACT

As a part of the development of aircraft gas turbines, combustion performance tests have been conducted in the single combustor sector. The effects of change in the amount of air supplied to the main combustion zone to the performance of the combustor, such as a pollutant emission, a liner temperature distribution and an exit temperature patterns, were studied. Emissions of CO and NO_x increased with the main air-ratio and exit temperature pattern was improved. When changing the pattern of the dilution holes, it was shown that the temperature patterns on the exit plane of the combustor and the surface of liner changed depending on the main flame structure and mixing with diluent air. These observations will be applied to combustor liner designs to improve combustor durability and emissions reduction performance.

초 록

본 논문에서는 항공 가스 터빈용 연소기 개발을 위한 단일 연소기 섹터 시험 결과에 대한 논의하였다. 연소기로 공급되는 전체 공기 중 주 연소 영역으로 공급되는 공기비율을 변화 시키면서 배출물 농도, 라이너 표면 온도 분포 및 연소기 출구 온도 패턴 등의 연소 성능 변화를 연구하였다. 주 연소 공기량이 증가함에 따라 CO와 NO_x 배출 농도가 증가하는 경향이 있었으며, 연소기 출구 패턴은 개선되는 것으로 나타났다. 희석 공기공을 회전시켜 배치하는 경우 연소기 출구 온도 패턴의 변화가 민감하게 변하는 것을 확인하였다. 이러한 연구 결과는 연소기의 효율, 내구성 및 배출물 감소 성능을 고려한 연소기 라이너 설계 최적화 과정의 기초 자료로 활용할 예정이다.

Key Words: Aircraft Gas Turbine(항공용 가스터빈), Combustor performance test(연소기 성능 시험), Main Air-ratio(주연소 공기비), Dilution hole-pattern(희석공기공 형상), Low Pressure Combustion(저압 연소)

1. 서 론

항공용 가스터빈의 핵심부품인 연소기는 전체 엔진 구성품 중 가장 높은 온도와 압력 조건에서 작동하기 때문에 연소기 자체의 냉각 성능이 중요하며 터빈의 내구성을 위해 공급되는 고온 가스의 온도 균일성도 높게 요구된다. 또한 CO와 NO_x 저감 성능은 연소 효율과 공해 물질 배출 억제 차원에서 중요한 인자가 되며 연소기 설계 단계에서 면밀히 검토되어야 한다[1].

연소기 설계에 있어서 전체 엔진 성능 해석을 통해 운전 조건인 정해지면 연소기로 공급되는 공기와 연료량이 결정되고 주연소 영역과 희석 영역으로 공급되는 공기와 라이너 냉각에 사용되는 공기량을 분배되게 되는데, 이 과정에서 화염의 연소 특성, 라이너 냉각, 출구 온도 패턴 등 연소기의 전반적인 성능이 결정되게 되기 때문에 적절한 배분이 될 수 있도록 다양한 분석이 수행되어야 한다[2].

본 연구에서는 단일 연소기의 저압 성능 시험을 통해 주연소 공기 분배 및 라이너 공기공 형상 변경에 따른 연소 성능 변화를 검토하였으며, 이는 향후 연소기 내구성 확보와 배출물 저감 성능 개선을 고려한 라이너 설계 변경의 기초 자료로 활용할 예정이다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 단일 버너 연소 성능 시험 리그 구성

본 연구에서는 주 연소용 공기와 냉각 및 희석 공기 유량을 개별 공급하였으며, 각각 코리올리 유량계를 통해 공급 유량을 측정하고, 개별 히터를 적용하여 공기 공급 온도를 제어하였다. 연소기 후단에서는 냉각수의 열교환을 통해 온도를 낮추고, 고압밸브를 이용하여 연소실 내부 압력을 증가시킬 수 있도록 하였다. 현재의

보유 설비 용량은 공기 공급 유량과 압력이 각각 최대 3600 kg/hr, 600 kPa이다. 본 연구에 사용된 연료는 항공용 Jet A-1이며, 실험 준비 단계에서 폐회로의 필터링 작업을 수행하여 연료에 포함된 불순물을 충분히 제거하고 이를 실험용 연료탱크에 저장한 후 안정화 이후 사용하였다. 가압펌프의 용량은 최대 공급압력 40bar, 최대 공급 유량 110 kg/hr을 가지며 펌프와 연료 노즐 사이에 우회라인(bypass line)을 두어 공급되는 연료의 유량과 압력을 조정할 수 있도록 구성하였다.



Fig. 1 Combustion performance test rig (KIMM)

2.2 실험 방법 및 조건

본 연구에서는 압력식 분사 방식의 연료 노즐을 이용하여 개발 대상 엔진의 Idle 조건에 해당하는 공기 온도와 압력 조건에서 전체 공기 공급량과 연료 투입량을 유지 하면서 주연소 공기량(main air)을 증감시키면서 연소 성능의 변화를 측정하였다. 결과적으로 냉각 및 희석 공기(cooling and dilution air) 공급량도 연동되어 변화하게 된다. Fig. 2와 같이 희석 공기공이 2열로 구성되어 있으며 각각 교차 패턴으로 구성되어 있다(b, c). 그림에서 점선으로 표시된 공기공은 원주방향으로 단순 회전시킨 경우의 위치를 보여준다.

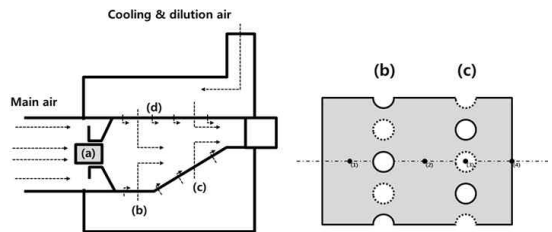


Fig.2 Schematics of air distribution in test section(left), outer dilution hole pattern and thermocouple positions(right)

* 한국기계연구원 가스터빈 연소기 연구팀

** 한화테크윈 가스터빈팀

† 교신저자, E-mail: mkkim@kimm.re.kr

3. 실험 결과

Fig. 3은 주연소 공기량 증감에 따른 화염 이미지를 보여준다. 주연소 공기량이 증가할 수록 공연비가 증가하여 화염 길이가 짧아지며, 매연 발생이 감소하면서 황염 영역이 감소하는 것을 볼 수 있다. 이러한 화염 형상의 변화는 배출물 및 연소기 온도 분포의 변화를 야기하게 된다.

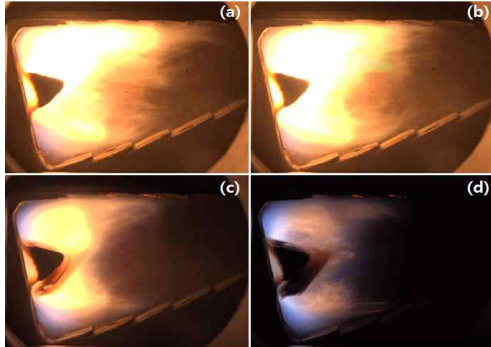


Fig. 3 Direct photographs of flames with variation in main-air flow rate (a)-5%, (b)0%, (c)+5%, and (d)+10%.

Fig. 4는 주연소 공기량 증감에 따른 배출물 변화 특성을 보여준다. 공연비가 증가되면서 화염 온도가 감소하고 고온 영역 체류시간이 감소되면서 Zel'dovich thermal NO_x생성이 감소되고, 반면에 불완전 연소에 의한 CO 발생이 증가 되는 것으로 판단된다. 결과적으로 주연소 공기 분배량을 조정하여 CO와 NO_x 배출량 제어가 가능하며 이는 규제치를 동시 만족하기 위한 설계 방안으로 활용될 수 있을 것이다.

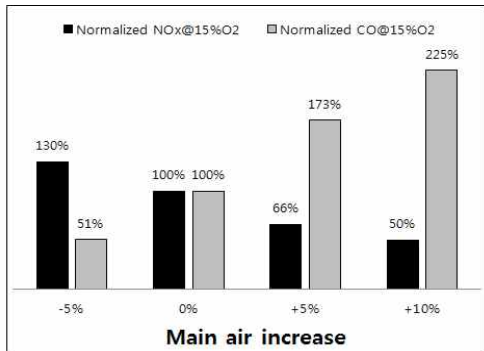


Fig. 4 Emissions with main air increase.

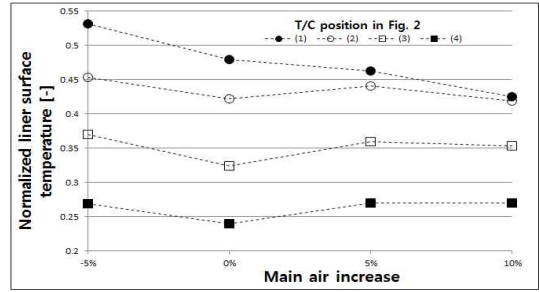


Fig. 5 Liner surface temperature with main air increase.

주연소 공기량의 변동은 냉각 공기량과 연동 되기 때문에 냉각 성능이 변화된다. Fig. 5는 주연소 공기 변화에 따른 라이너 중심축의 길이방향 표면 온도 분포를 나타낸다. 각각의 측정 위치는 Fig. 2(right, 1-4)에 도시하였다. 주연소 공기량 증가에 따라 주연소 영역에 위치한 라이너 표면 온도(1)가 단조 감소하는 경향을 볼 수 있다. 이는 공연비 증가에 의한 화염온도 감소 영향으로 판단된다. 후류의 표면 온도(2-4)의 경우에는 화염온도 감소와 냉각 공기량 감소 효과가 복합적으로 나타나는 것을 알 수 있다.

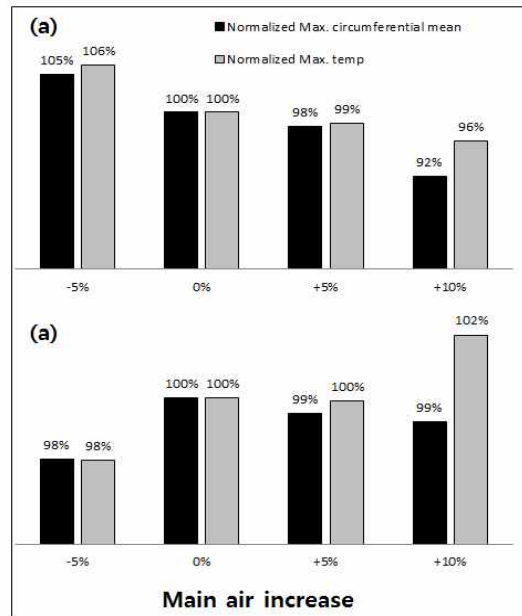


Fig. 6 Normalized maximum temperature of combustor exit plane with main air increase.

Fig. 6은 연소기 출구면의 최대 온도와 여러 반경 위치에서 원주방향의 평균 온도의 최대값을 보여준다(a). 주연소 공기량이 증가하면서 출구 온도의 최대값이 감소하는 것을 확인 할 수 있다. 이는 터빈 입구의 pattern factor와 profile factor가 모두 감소하는 것을 의미하며 터빈 수명의 증가를 기대할 수 있게 한다. 반면에 회석 공기공의 전체적인 위치를 회전시킨 경우(b), 주연소 공기량 증가에 따라 pattern factor가 증가하고 profile factor는 증가 후 감소하는 결과를 얻었다. 이는 터빈 입구 온도의 분포가 회석 공기공 위치에 민감하게 변하는 것을 의미하며 주연소 공기량 변화에 상반된 결과가 나타날 수 있음을 보여준다. 보다 상세한 분석을 위해서는 수치해석을 통해 화염 구조와 회석 공기공 위치에 따른 혼합 특성을 면밀히 분석할 필요가 있을 것이다.

3. 결론

본 연구에서는 항공용 가스터빈 연소기 개발을 위해 저압 연소 성능 시험을 수행하였으며, 압력식 분무 노즐을 적용한 단일 연소기 섹터 실험 장치를 이용하여 엔진의 Idle 조건에 해당하는 연료와 공기 공급량을 고정하고 주연소 공기량을 증감 시키면서 배출물과 연소기 온도 패턴 변화를 검토하였다. 주연소 공기량이 증가하면서 화염의 공연비가 증가하고 주연소 영역의

체류 시간이 감소하여 질소산화물이 감소하는 반면에 일산화탄소는 증가하는 결과를 얻었다.

라이너 온도의 경우에는 상류 영역은 화염 온도를 결정하는 공연비가 주요 변수가 되며 후류로 갈수록 화염온도와 냉각 공기량 변화 효과가 복합적으로 나타남을 알 수 있다. 연소기 출구 온도의 경우, 주연소 공기량과 회석공기공 위치 변화에 민감하게 변동되는 것을 확인하였다. 이러한 결과들은 연소기 설계 과정에서 배출물 저감과 연소기 수명 목표를 동시에 만족하기 위하여 최적화 연구가 필수임을 보여준다. 향후에는 수치해석 결과와 비교를 통해 상세한 분석 과정을 거쳐 연소기 형상의 최적안을 도출할 예정이다.

본 논문은 산업통상자원부 항공우주부품기술개발사업의 지원으로 작성되었습니다 (과제번호 : 10067074).

참 고 문 헌

1. Lefebvre, A. H., et al., "Gas Turbine Combustion", 3rd edition, CRC Press 2010, ISBN 978-1-4200-8604-1.
2. 김대식, 유경원, 황기영, 민성기, "항공용 가스터빈 연소기 기본 설계 프로그램 개발: Part2-공기유량배분", 한국연소학회지, Vol.18, pp. 61-67, 2013.