

가스터빈 연소기 기본 설계 기법 소개

김대식* · 유경원** · 황기영** · 민성기**

Introduction to preliminary design tool for gas turbine combustors

Daesik Kim*, Gyong Won Ryu**, Ki Young Hwang**, Seong Ki Min**

ABSTRACT

Gas turbine technology has steadily advanced since its inception and continues to evolve. Development is active in producing both smaller gas turbines and more powerful and efficient engines. However, it is shown that our state-of-the-art technologies for gas turbine developments remain at a basic level by comparisons with advanced technology countries. This paper shows that development process and preliminary design tools for gas turbine combustor were introduced as a first results of source technology secure researches for the gas turbine combustors.

Key Words : Gas turbine combustor, Preliminary design, Design requirement

가스터빈은 디젤 엔진 및 가스 엔진 대비 높은 비출력과 넓은 작동 범위로 인하여, 항공용뿐만 아니라 산업용, 발전용 등 다양한 분야에 적용되고 있으며, 최근 환경 규제 강화 및 유가의 상승으로 청정 동력원과 대체 연료에 대한 요구가 증가되면서, 가스터빈에 대한 수요는 최근 급증하고 있는 실정이다. 그러나 현재 가스터빈에 대한 적용 범위가 확장되고, 국내에서의 수요 및 관심이 증가하고 있음에도 불구하고, 국내에 가스터빈 개발 기술은 디젤 엔진과 같은 타 동력 시스템 대비 매우 기초적인 수준에 머물러 있는 실정이다.

본 연구에서는 가스터빈 구성 요소 중에서 가장 선진 기술국과 격차가 벌어져 있는 부분 중의 하나인 연소기 기술 개발에 대한 기초 노력의 일환으로 기본 설계의 개념과 절차 및 주요 설계 점들에 대한 검토 결과들을 소개하고자 한다.

먼저 Fig. 1은 현재 가스터빈에 사용되고 있는 연소기의 종류들을 보여준다. 캔형 연소기(can combustor)는 엔진 센터라인과 수직의 원통형 구조로, 연소기 크기를 늘릴 수 있고, 배기 제어에 유리하여 산업용에 많이 적용되나, 크기 및 무게의 제한으로 항공용 엔진에는 사용하지 않고 있으며, 캐놀러 연소기(Cannular)는 캔형연소기와 환형연소기의 중간형태로, 다수의 캔연소기가 환형 구조로 둘러싸여 있는 구조로서, 초기 항공 엔진에 사용되었던 방식이다. 환형 연소기는 항

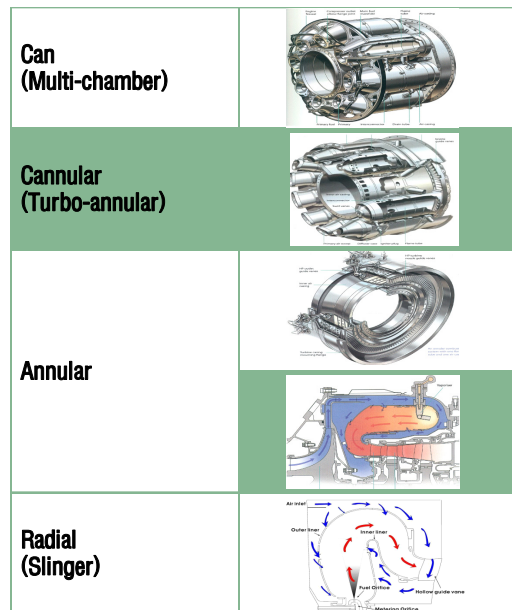


Fig. 1 Types of gas turbine combustors

공용 엔진에 대부분 쓰이고 있는 방식으로 동일 출력의 캐놀러연소기 대비 25% 이상의 길이를 감소할 수 있고, 무게 및 제작비 절감이 가능하고, 연소기 외곽 면적을 줄일 수 있는 큰 장점이 있으나, 구조적으로 약하고, 배기 온도 제어의 어려움이 존재한다. 마지막으로 회전 연료 노즐을 사용하여 반경 방향으로 유동이 진행되는 슬링거(slinger) 연소기 등이 현재 가스터빈에 적용되고 있다[1].

가스터빈 연소기는 용도 및 운전 조건 등에 따

* 강릉원주대학교 기계자동차공학부

** 국방과학연구소 제4본부

† 연락처, dkim@gwnu.ac.kr

TEL : (033)760-8728 FAX : (033)760-8721

라서 다양한 조건들이 만족할 수 있도록 설계되어야 한다. 이 중에서도 대표적인 공통의 설계 만족 조건을 열거하면 다음과 같이 요약될 수 있다. 먼저 높은 연소 효율을 가져야 하며, 점화 및 화염이 안정적으로 유지되어야 하고, 압력 손실이 낮아야 한다. 또한, 연소기 출구에서 온도 분포가 균일하여야 하고, 유해 배출물 생성이 최소화되고, 크기 및 무게가 설계/운용 가능 범위에 있어야 하며, 내구성 및 안정성이 검토되어야 한다. 이러한 다양한 요구 조건을 반영 및 검증하는 일반적인 연소기 개발 절차가 Fig. 2에서 소개되었다[1-3].

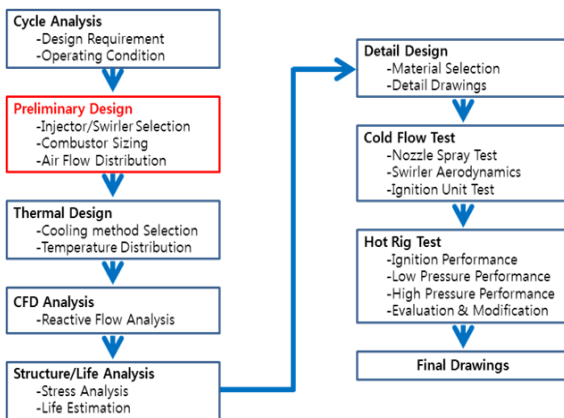


Fig. 2 Combustor design process

먼저 가스터빈의 전체 운전조건 및 설계 요구 사항 등을 반영한 성능 및 사이클 해석을 통하여 각 가스터빈 구성품의 입출구 조건이 결정되게 된다. 이로부터 온도, 유량 등의 연소기 입출구 경계 조건으로부터 기본 설계(preliminary design)이 진행되게 되고, 이 결과로, 연소기의 1차 크기 결정 및 연소기 내부의 각 연소 영역 및 냉각용 공기 등의 유동 분배(air flow distribution)이 초기 설계 결과로 도출된다. 이로부터, 세부 온도 분포 및 냉각 스킴 결정을 위한 열해석과 연소 및 유동 세부 해석을 위한 전산유동해석 과정과 구조 해석이 이루어지게 되고, 각 조건이 만족될 경우, 상세 설계(detail design)에 들어가게 된다. 본 연구는 이 중에서 기본 설계 기법을 개발하는 것으로서, 기본 설계에서는 연소기의 종류 및 구조가 결정되고, 연소기의 대략적인 전체 크기와 디퓨저 형상, 연소기 내부 구조의 각종 형상인자가 정해지며, 또한, 노즐과 스윌러 등의 종류와 배치, 연소기 내부 공기 유동의 배분이 이루어지게 된다.

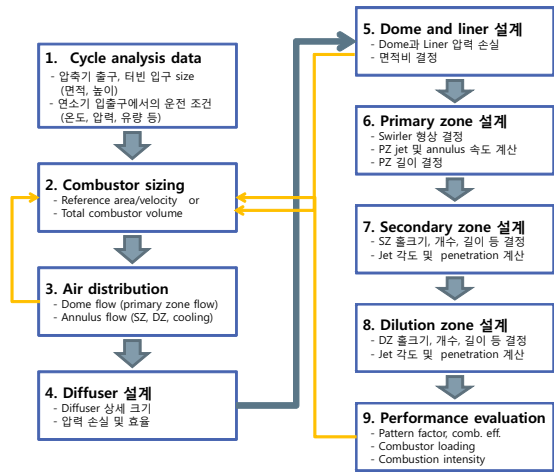


Fig. 3 Preliminary design process

Fig. 3은 기본 설계의 상세 절차를 설명한 것이다. 먼저 성능 및 사이클 해석으로부터 얻어진 연소기 입출구 운전 및 설계 제한 사항들로부터, 1차적인 연소기 크기 결정이 진행되고, 이때는 연소기 전체의 체적과 기준 속도(reference velocity)와 기준 면적(reference area)을 계산하게 되고, 이로부터, 각종 보존 방정식과 경험식들로부터, 공기 분배 및 디퓨저, 라이너(liner), 및 각 연소 구역에서의 대표 길이 및 성능 변수들이 도출되게 된다. 최종적으로 설계된 연소기가 요구 성능 조건을 만족하는지에 대한 성능 평가가 이루어진다[2, 3].

참고 문헌

[1] Rolls-Royce, "The Jet Engine", Rolls-Royce plc 2005, ISBN 0-902121-2-35
 [2] A. M. Mellor, "Design of Modern Turbine Combustors", Academic Press 1990, ISBN 0-12-490055-0
 [3] Arthur H. Lefebvre, and Dilip R. Ballal, "Gas Turbine Combustion", 3rd edition, CRC Press 2010, ISBN 978-1-4200-8604-1