

항공용 가스터빈 연소기 기본 설계 프로그램 개발 : Part 2 - 공기 유량 배분

김대식** · 유경원** · 황기영** · 민성기**

Preliminary Design Program Development for Aircraft Gas Turbine Combustors : Part 2 - Air Flow Distribution

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

ABSTRACT

This study introduces the design methods for air flow distribution at the level of preliminary design, and reviews the typical combustion process and main functions of sub-components of aircraft gas turbine combustors. There are lots of design approaches and empirical equations introduced for air flow distributions at the combustors. It is shown that a decision on which design approaches work for the combustor development is totally dependent upon the objective of engine design, target performance, and so on. The current results suggested for preliminary air flow distributions need to be validated by combustor geometry checkups and performance evaluations for future works.

Key Words : Gas turbine combustor(가스터빈 연소기), Preliminary design(기본설계), Air flow distribution (공기 유량 배분)

기 호 설 명

Alphabets

A : Area
 f : Fuel to air ratio
 \dot{m} : Mass flow rate
 P : Pressure
 T : Temperature

Greeks

μ : Mass flow fraction
 η : Efficiency
 ϕ : Equivalence ratio
 Φ : Cooling effectiveness

Subscripts

3 : Combustor inlet

3.2 : Dome inlet (diffuser outlet)
4 : Combustor outlet
 a : Air
 at : Atomization
 A : Annulus
 $c, comb$: Combustion or combustor
 d : Dome
 dc : Dome cooling
 f : Fuel
 L : Liner
 lc : Liner cooling
 pd : Primary dilution
 pz : Primary zone
 sd : Secondary dilution
 sz : Secondary zone

1. 서론

항공용 가스터빈은 대상 엔진의 적용 분야 및 사용 목적에 따라 다양한 설계 요구 조건이 존재한다.

특히 연소기의 경우에 난류 혼합 유동, 복잡한 화학 반응, 연료 분무, 비정상 다차원 열전달 등 가스터빈의 부품 중 가장 복잡한 물리 현상이 발생하는 구성 요소로 여겨진다. 따라서 다른 가스터빈의 구성품과 비교하여 더욱 복잡하고, 다양한 설계 제한 사항들이 존재하게 된다. 일반적으로 가스터빈 연소기 설계시 반드시 만족시켜야하는 요구 조건을 요약하면

* 강릉원주대학교 기계자동차공학부

** 국방과학연구소 제4본부

† 연락저자, dkim@gwnu.ac.kr

다음과 같다[1-7].

- 높은 연소 효율
- 점화 및 화염 안정성
- 낮은 연료 소비율
- 낮은 압력 손실
- 균일한 출구 온도 분포
- 유해 배출가스 최소화
- 연소 불안정으로부터 자유로울 것
- 소형, 경량
- 설계 및 제작비용의 최소화
- 유지 및 내구성

상기한 요구 조건을 모두 만족시키는 연소기를 개발하는 것은 매우 어려운 과제일뿐더러, 막대한 시간과 비용의 지출이 불가피하게 된다. 이러한 비용 및 시간 손실을 최소화하기 위해서는 연소기 개발 첫 단계인 기본 설계(preliminary design) 과정에서의 최적의 결과물 도출이 매우 중요하다[1-3]. 기본 설계란 연소기의 성능 해석 결과 및 제한 조건을 만족시키는 범위 내에서 연소기의 전체 형상 및 연소기 주요 구성 요소들(예, 디퓨저, 라이너, dome 등)의 종류 및 크기를 결정하는 단계이다(세부 가스터빈 연소기 개발 과정에 대한 정보는 저자들의 참고문헌 [2-7] 참고). 현재 대부분의 가스터빈 연소기 제조사 및 연구 개발 기관은 이러한 기본 설계 단계를 위하여 1차원 실험식(empirical) 또는 준실험식(semi-empirical) 기반의 프로그램을 사용한다. 따라서 성공적인 기본 설계 결과물 도출을 위하여 다양한 경우에 대한 실험식과 풍부한 설계 경험 및 각종 엔진 성능 및 형상에 대한 데이터베이스 구축은 필수적이다[4-7].

본 연구는 항공용 가스터빈 연소기의 기본 설계 프로그램 개발을 목적으로 하고, 기본 설계 결과물 중에서 가장 핵심적인 내용이라 할 수 있는 연소기 크기 결정 및 공기 유량 배분 중, 후자에 관한 내용을 다루고자 한다.

2. 환형 연소기의 구조 및 연소 과정

Fig. 1은 일반적인 환형(annular) 항공용 가스터빈 연소기의 구조를 도시한 것이다. 그림에서 보듯이, 연소기는 디퓨저(pre-diffuser + dump diffuser), 돔(dome), 스왈러(swirler), 연료 노즐, 라이너(liner), 점화기, 케이싱 등으로 구성되어 있다.

Fig. 2는 가스터빈 연소기에서의 연소 과정을 설명하기 위한 개략도이다. 일반 항공용 엔진에서 압축기 출구 공기의 속도는 대략 150 m/s에 이른다[6]. 이는 연료의 화염 속도와 비교할 때 매우 빠른 속도로서, 이를 늦추기 위하여 혼합기가 연소실로 유입되

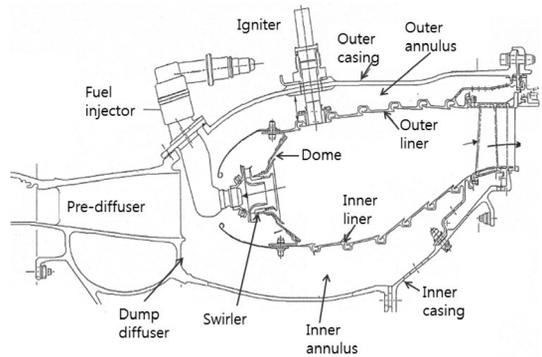


Fig. 1. Typical geometry of an annular combustor[5].

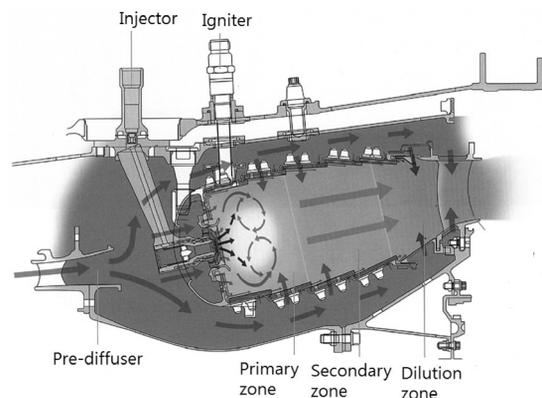


Fig. 2. Combustion process for an annular gas turbine[6].

기에 앞서서 디퓨저를 통과하게 된다. 항공용 엔진의 경우, 길이와 효율을 고려하여 프리-디퓨저(pre-diffuser)와 덤프 디퓨저(dump diffuser)의 조합 형태인 스텝 디퓨저(step diffuser)의 사용이 일반적이다[4-7]. 그러나 덤프 디퓨저를 통과한 후의 공기 속도는 100 m/s 정도로, 여전히 연소 속도에 비하여 지극히 높아서 화염을 안정적으로 유지하는 것은 불가능하게 된다[6]. 이를 위하여 연소기 돔(dome) 입구에 스왈러를 설치하여 유동의 재순환 영역을 만들어 준다. 이 급확대면 영역에서 재순환 유동에 의한 강한 와류가 생성되게 되고, 이는 축방향 속도를 크게 낮출 뿐만 아니라, 인젝터로부터 분사되는 연료의 미립화 및 공기와의 혼합을 촉진시키게 되어 연소 효율 향상 및 유해 배출가스 저감과 점화 성능 향상에 이바지하게 된다. 이 연소 영역을 주연소 구간(primary zone)이라 부른다.

그러나, 주연소 구간에서의 가스 온도는 대략 2,100 °C에 이른다. 이 높은 온도가 터빈 입구까지 그대로 전달될 경우 터빈 베인과 블레이드에 큰 손상을 입히게 된다. 따라서 연소 온도를 낮추기 위하여 주연소 구간이 끝나는 영역에서 1차 희석 공기(primary dilution air)를 유입하게 된다. 이 희석 공기가 유입

되는 영역을 2차 연소 구간(secondary zone) 또는 중간 연소 구간(intermediate zone)이라 부르며, 주연소 영역의 가스 온도를 낮출 뿐 아니라, 배출 가스 제어에도 중요한 역할을 하게 된다[4-7]. 마지막으로 연소기 말단 부분에서 2차 희석 공기(secondary dilution air)가 유입되게 되는데 이 영역을 희석 구간(dilution zone)이라 부르고, 이는 연소기 출구의 가스 온도를 균일하게 유지하고, 역시 배출가스 저감에 기여하게 된다.

3. 공기 유량 배분

Fig. 3은 각 영역으로 나누어지는 연소기 유량을 도식적으로 설명한 것이다. 먼저 연소기 입구에서 디퓨저를 통과한 유량(\dot{m}_3)은 연소실(dome)로 직접 유입되는 유량(\dot{m}_d)과 애놀러스 유량(\dot{m}_A)으로 양분하게 된다. 연소실 유량(dome flow)은 다시 스윌러를 통하여 주연소실로 직접 유입되는 유량(\dot{m}_s)과 연소실 입구면을 냉각한 후 유입되는 유량(\dot{m}_{dc})과 연료 노즐에서 미립화 촉진을 위하여 사용되는 보조 공기 유량(\dot{m}_{at})으로 나뉘게 된다. 애놀러스 유량(\dot{m}_A)은 라이너 냉각 유량(\dot{m}_{lc}), 1차 희석 공기(\dot{m}_{pd}), 2차 희석 공기(\dot{m}_{sd})로 나뉘게 된다. 이를 정리하면 Eqs. (1)-(3)과 같다[4-11].

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_d + \dot{m}_A \quad (1)$$

$$\dot{m}_d = \dot{m}_s + \dot{m}_{at} + \dot{m}_{dc} \quad (2)$$

$$\dot{m}_A = \dot{m}_{pd} + \dot{m}_{sd} + \dot{m}_{lc} \quad (3)$$

위에서 열거한 유량을 어떻게 배분하는지에 따라, 연소기의 성능 및 연소 특성, 엔진 안정성 등이 크게 영향을 받게 된다. 따라서 기본 설계 단계에서 이들의 배분은 가장 중요한 설계 인자 중의 하나이다. 아래의 절에서는 이를 위해 필요한 과정과 임의의

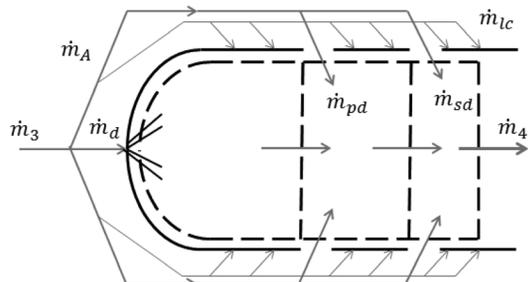


Fig. 3. Example of air flow distributions.

연소기 입출구 조건에 대한 유량 배분 결과를 소개한다.

3.1. 연소실 유량(\dot{m}_d) 결정

연소실로 직접 유입되는 유량(\dot{m}_d)은 주연소 구간(primary zone)에서의 목표 당량비(target local equivalence ratio, ϕ_{pz}) 설정을 통하여 식 (4)에 의하여 구해진다.

$$\phi_{pz} = \frac{\dot{m}_f / \dot{m}_d}{f_{st}} \quad (4)$$

여기서, \dot{m}_f 는 연료 유량, f_{st} 는 이론 연공비(stoichiometric fuel-air ratio)를 의미한다.

실제 엔진에서는 \dot{m}_d 와 더불어 1차 희석 공기(\dot{m}_{pd}) 중의 일부도 주연소 구간의 연소에 관여하게 된다. 예를 들면, Skidmore[10]는 그들의 기본 설계 프로그램에서 공기 유량 배분시 \dot{m}_{pd} 의 1/3은 주연소 구간으로 유입되고, 나머지 2/3가 2차 연소 구간(secondary zone)으로 유입된다고 가정하였다. 그러나 대부분의 기본 설계 연구에서는 계산 및 설계 과정을 단순화하기 위하여 주연소 구간에서의 연소는 \dot{m}_d 에 의하여만 이루어지고, \dot{m}_{pd} 는 2차 연소 구간으로 모두 유입된다는 가정 하에 이루어진다[5,7,8].

주연소 구간에서 목표 당량비는 엔진 설계 목적과 요구 성능에 따라 매우 다양하다. Table 1은 주연소 구간에서의 목표 당량비 제시값들을 정리한 것이다.

Mellor[5]는 매연(soot) 생성이 급증하기 시작하는 당량비 경계 이내에서, 가능한 많은 연료가 주연소 구간에서 연소되는 것이 화염 안정성 측면에서 유리하다고 하였고, 이에 따라 $\phi_{pz} = 1.4$ 를 주연소 구간 설계 당량비로 설정하였다. Mattingly[7]는 NOx와 CO의 발생 상관관계를 고려하여 $\phi_{pz} = 0.8$ 을 추천하였으며, Walsh[11] 등은 목표 가스 온도를 달성하기 위하여 1.02를 제시하였으며, Oates[12] 등은 단순히 연소효율 측면에서 이론 공연비(즉, $\phi_{pz} = 1.0$)로 주연소 구간 당량비를 설정하는 것이 바람직하다고 하였

Table 1. Suggested primary zone equivalence ratio

References	Suggested ϕ_{pz}	Design principle
Mellor[5]	1.4	Stability and soot formation
Mattingly[7]	0.8	NOx, CO emissions
Walsh[11]	1.02	Gas temperature
Oates[12]	1.0	Combustion efficiency

다. 요약하자면, Table 1에서와 같이 엔진의 설계 목적에 따라 각기 다른 주연소 구간의 당량비 설정이 필요하고 이는 결국 주연소 구간의 유량 및 형상에도 영향을 미치게 되는 것을 의미한다.

목표 당량비와 식 (4)로부터 연소실로 유입되는 유량(\dot{m}_d)이 결정되었다면, 이제 \dot{m}_d 를 다시 스왈러 유량(\dot{m}_s), 돔 냉각 유량(\dot{m}_{dc}), 인젝터 보조 유량(\dot{m}_{at})으로 나누어야 한다. 먼저 인젝터 보조 공기 유량 결정을 위해서 Mellor[5]는 가장 대표적으로 사용되는 Airblast 노즐의 경우에 충분한 연료 미립화를 위해서 보조 공기 유량은 연료 유량의 2-3배가 적절하다고 하였다. Lefebvre[4] 및 Mattingly[7]등도 인젝터 설계 분석 자료로부터 이와 유사한 내용을 소개하였으며, 기본 설계 단계에서의 다음 식과 같이 인젝터 보조 공기 유량 선정을 추천하였다.

$$\dot{m}_{at} = 3\dot{m}_f \quad (5)$$

또한, 연소실 입구면 냉각 유량(\dot{m}_{dc})은 연소실 입구 압력이 높을수록, 냉각면의 넓이가 넓을수록 냉각 유량을 증가시켜야 한다고 하였으며, 기존 엔진들의 설계 데이터 분석으로부터 다음의 실험식을 제시하였다[1,5].

$$\frac{\dot{m}_{dc}}{A_{dc}P_{3.2}} = 0.5 \text{ [kg/s/m}^2\text{/atm]} \quad (6)$$

여기서, A_{dc} 는 냉각면의 넓이[m²]로서, dome 면적에서 스왈러 단면적을 제외한 넓이를 의미하며, $P_{3.2}$ 는 디퓨저를 통과하여 스왈러로 유입되는 유동의 압력[atm]을 의미한다.

\dot{m}_{at} 와 \dot{m}_{dc} 의 값이 정해졌다면, 연소실 내 유량 설정 단계에서 마지막으로 식 (2)에 의하여 스왈러를 통과하여 유입되는 \dot{m}_s 를 계산한다.

3.2. 애놀러스 유량(\dot{m}_A) 결정

전술하였듯이 애놀러스로 유입되는 유량(\dot{m}_A)은 라이너 냉각 유량(\dot{m}_{lc})과 1차 및 2차 희석 공기 유량(\dot{m}_{pd} and \dot{m}_{sd})으로 나뉘게 된다. 먼저 가스터빈 라이너 벽면의 냉각 유량을 결정하기 위해서는 냉각 방식을 선정하여야 한다. Fig. 4는 가스터빈 연소기에 사용되고 있는 냉각 방식들을 도시한 것이다. 그림에서 보이듯이 연소기에 적용되는 냉각 방법들은 다양하나, 현대의 가스터빈 연소기에는 그림에서 맨 위에 나타난 “Slot film cooling”이 가장 많이 적용된다[4-6,9]. 이 방식은 슬롯 출구에서 하류 방향으로 멀

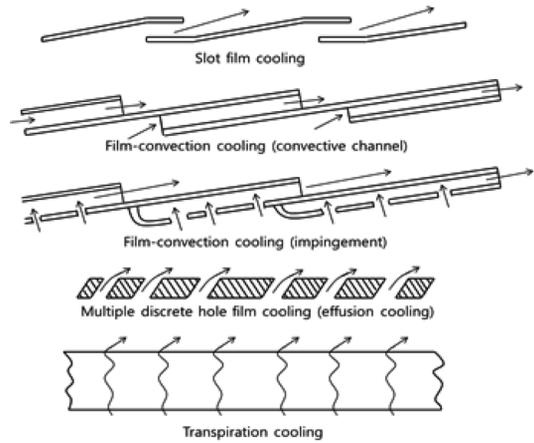


Fig. 4. Types of combustor liner cooling schemes[4].

어질수록 벽면의 온도가 높아지는 관계로 다른 냉각 방식보다 냉각 유량이 다소 많아지는 단점이 있으나, 열응력(thermal stress)과 압력에 대한 내구성이 매우 강하고, 기계적 강도가 높고 다른 냉각 방식과 비교하여 경량으로 제작이 가능하기 때문에 가장 일반적으로 사용되고 있다.

어떤 방식의 냉각 스킴이 적용되든지 간에 연소기의 냉각 성능을 평가하기 위해서는 식 (7)에서와 같이 정의되는 냉각 유효성(cooling effectiveness, Φ_{cool})이 사용된다.

$$\Phi_{cool} = \frac{T_g - T_m}{T_g - T_c} \quad (7)$$

여기서, T_g 는 연소 가스의 온도, T_m 은 라이너 벽면의 온도, T_c 는 냉각 공기의 온도로서, 연소기 입구 온도($T_{3.2}$)와 동일하다. 라이너 벽면 재질로는 Hastelloy X가 가장 일반적으로 사용되며[4,5,7,12], 기본 설계 단계에서 추천되는 열처리 후의 Hastelloy 계열의 벽면 온도 범위는 다음과 같다.

- Mattingly[7] : 1,170 K
- Mellor[5] : 1,150 K
- Oates[12] : 1,090-1,120 K

이제, 식 (7)에서 연소 가스 온도(T_g)를 구하면 냉각 유효성을 구할 수 있게 된다. 대부분의 기본 설계 프로그램에서는 식 (8)과 Fig. 5에서와 같이 연소 온도 상승 곡선을 사용한다.

$$T_g = T_{3.2} + \eta_{c,pz} \Delta T_{comb} \quad (8)$$

여기서, $\eta_{c,pz}$ 는 주연소 구간에서의 연소 효율이고, ΔT_{comb} 는 이 영역에서의 온도 증가량이며, Fig. 5는

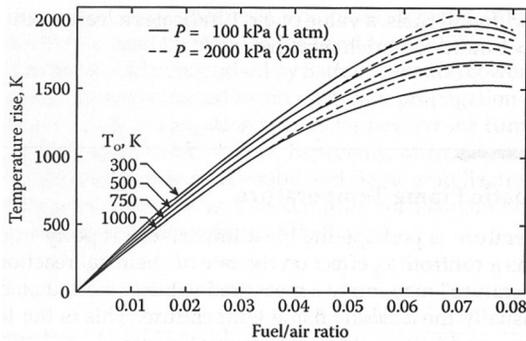


Fig. 5. Temperature rise curve for kerosene[4].

등유(kerosene)에 대하여 각 조건에서 단열화염온도(adiabatic flame temperature) 계산으로부터 얻어진 온도 상승 곡선이다.

또한 $\eta_{c,pz}$ 를 위해서 Lefebvre[4]는 기본 단계에서 0.85의 값이 적절하다고 하였고, 반면에 Mattingly[7]는 다소 낮은 0.7 수준의 값이 주연소 구간을 위한 현실적인 값이라고 하였다. 또한, Gouws[8] 및 Gosselin[13]은 다양한 형태의 항공용 엔진 연소기의 데이터 분석으로부터, $\eta_{c,pz}$ 는 식 (9)와 같이 연소실 입구 온도 및 압력에 대한 실험식으로 구할 수 있다고 하였다.

$$\eta_{c,pz} = 0.71 + 0.29 \times \tanh \alpha \quad (9)$$

$$\alpha = 1.548 \times 10^{-3} (T_{3,2} + 108 \ln P_{3,2} - 1,863)$$

여기서, $T_{3,2}$ 는 주연소실 입구(즉, 디퓨저 출구)에서의 온도[K], $P_{3,2}$ 는 동일한 곳에서의 압력[Pa]을 의미한다.

참고문헌 상의 기본 설계 프로그램별로 초기 라이너 냉각 유량을 계산하는 방법은 조금씩 상이하다. 이를 크게 두 가지 방법으로 분류하면, 상기한 냉각 유효성을 이용하는 방법과 냉각 유량 파라미터를 이용하는 방법으로 나눌 수 있다. 먼저 냉각 유효성을 이용하는 방법에는 Fig. 6의 데이터가 사용된다. 이

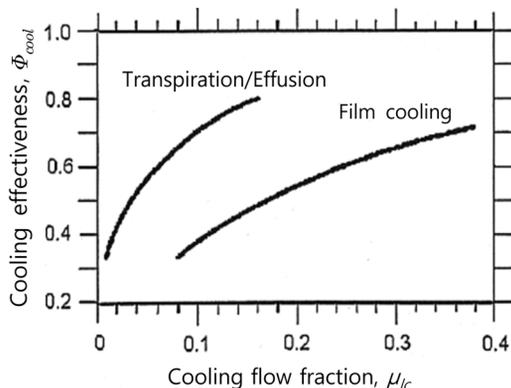


Fig. 6. Cooling effectiveness as a function of cooling flow fraction[7].

그림은 Mattingly[7] 등이 다양한 형태의 항공용 엔진 연소기 냉각 데이터의 분석으로부터, 냉각 유량과 유효성 사이의 일반적인 관계를 도식한 것이다. 이 그래프로부터 막냉각(film cooling)에 대한 냉각 유량 분율($\mu_{lc} = \dot{m}_{lc}/\dot{m}_3$)과 유효성의 사이의 식을 도출하면 다음과 같다.

$$\mu_{lc} \cong \frac{\Phi_{cool}}{6(1-\Phi_{cool})} = \frac{1}{6} \left(\frac{T_g - T_m}{T_m - T_c} \right) \quad (10)$$

또 다른 냉각 유량을 구하는 방법은 식 (11)과 같이 정의되는 냉각 유량 파라미터를 이용하는 것이다.

$$\frac{\dot{m}_{lc}}{A_{lc} P_{3,2}} = 0.75 \text{ [kg/s/m}^2\text{/atm]} \quad (11)$$

여기서, A_{lc} 는 라이너 냉각면의 넓이를 의미한다. 이 데이터는 Mellor[5]와 Burrus[1] 등이 기본 단계에서 적용한 방법으로, 그들은 여러 가지의 샘플 항공용 엔진의 냉각 데이터 분석으로부터 라이너 냉각유량은 냉각면적과 압력에 비례하였고, 평균적으로 유사한 비례상수(0.75)를 갖는다고 하였다.

희석 공기 유량을 계산하는 방법은 주연소 구간에서의 유량을 계산하는 방법과 유사하다. Fig. 2와 3에서 보이듯이 2차 연소 구간(secondary zone)에서의 유량은 연소실 유량(\dot{m}_d)과 1차 희석 유량(\dot{m}_{pd})의 합으로 얻어진다. 이로부터 2차 연소 구간에서의 당량비(ϕ_{sz})는 다음 식과 같다.

$$\phi_{sz} = \frac{\dot{m}_f}{f_{st}(\dot{m}_d + \dot{m}_{pd})} \quad (12)$$

Mellor[5]는 2차 연소 구간에서의 당량비를 0.6-0.8 범위에서 설계하고, 가능하다면 0.8에 가까운 것이 바람직하다고 하였다. 그러나 Walsh[11]의 기본 설계 데이터에서는 0.6을 추천하였다. 식 (12)에 의하여 1차 희석 공기 유량이 정해지면 식 (3)에 의하여 2차 희석 공기 유량이 계산되고, 이로부터 연소실 입구로 들어온 공기 유량의 모든 배분이 마무리되게 된다. 이러한 공기 유량 배분은 기본 설계 단계의 마지막 단계인 냉각 효율 계산과 기타 엔진 성능 평가 과정을 거치게 되고 유량 배분의 적절성을 검증하게 된다. 이에 대한 연구는 현재 진행 중에 있고, 향후 연구 결과 발표를 통하여 업데이트될 예정이다.

3.3. 공기 유량 배분 계산 결과

위에서 열거하였던 데이터베이스를 활용하여 공

Table 2. Examples of cycle analysis for sample engine design

	주연소실 입구 (station 3.2)	연소기 출구 (station 4)
T_t [K]	468	1,286
P_t [Pa]	409,396	400,145
A [m ²]	0.071	0.218
\dot{m}_a [kg/s]	5.696	-
\dot{m}_f [kg/s]	0.125	-

기 유량 배분 결정을 위하여 가상의 소형 터보제트 환형 연소기에 대하여 임의의 연소기 입출구 조건을 가정하였고, 그 주요값은 Table 2와 같다.

먼저 식 (4)를 이용하여 주연소 구간(primary zone)으로 유입되는 유량(\dot{m}_d)을 구하면 ϕ_{pz} 의 설정값에 따라 \dot{m}_d 의 값은 크게 달라진다. 예를 들면, Table 1에서 제시된 값 중에서 ϕ_{pz} 의 값이 가장 큰(즉, 가장 공기 유량이 적게 필요한) Mellor[5]의 제시값 $\phi_{pz} = 1.4$ 를 사용할 경우, $\dot{m}_d = 1.626$ kg/s로 계산된 반면에, ϕ_{pz} 의 값이 가장 작은(즉, 가장 공기 유량이 많이 필요한) Mattingly[7]의 제시값 $\phi_{pz} = 0.8$ 을 사용할 경우, 필요한 \dot{m}_d 는 2.846 kg/s이었고, 나머지 제시값들은 필요한 연소실 유량이 두 경우의 사이에 존재하게 된다. 본 연구에서는 개발 대상을 소형 터보제트 엔진으로 정한 관계로, 배출물 조성보다는 운전 안정성 측면을 강조할 필요가 있는 관계로 \dot{m}_d 를 최소값인 1.626 kg/s로 설정하였다. 그러나 실제 설계 과정에서는 이 초기 계산값은 각종 성능 및 크기 검증 단계에서 다시 반복 계산을 통하여 수정 과정을 거치게 된다.

식 (6)으로부터 계산된 \dot{m}_{dc} 는 0.108 kg/s이며, 식 (5)에서 제시된 \dot{m}_{at} 는 Table 2의 값을 참조하여 0.375 kg/s가 얻어진다. 나머지 스윌러 유량을 구하기 위하여 식 (2)를 적용한 결과, \dot{m}_s 는 1.143 kg/s로 얻어졌다.

가스 온도(T_g) 결정을 위하여, Lefebvre[4]가 제시한 $\eta_{c,pz} = 0.85$ 의 값을 사용할 경우, $T_g = 1,944$ K, Mattingly [7]가 제시한 $\eta_{c,pz} = 0.7$ 의 값을 사용할 경우, $T_g = 1,816$ K이었으며, Gouws[8]가 제시한 식 (9)를 사용하면 $T_g = 1,580$ K이 얻어진다. 제시된 연소 가스 온도 중, 어떤 온도를 냉각 유량 결정을 위하여 사용하여야 할지는 유사 엔진에 대한 설계 경험에 의존하고, 또한 반복 계산과 다른 성능 인자의 평가를 통하여 검증 과정이 필요하게 된다.

계산된 T_g 를 토대로 식 (10)에 의하여 얻어진 라이너 냉각 유량(\dot{m}_{lc})은 1.606 kg/s(Lefebvre 제시값 기준)이었다. 그러나 식 (11)에서의 유량 파라미터를 통하

Table 3. Results for air flow distribution

		Flowrate [kg/s]	Fraction [%]
Dome flow (\dot{m}_d)	\dot{m}_s	1.143	20.1
	\dot{m}_{dc}	0.108	1.8
	\dot{m}_{at}	0.375	6.6
	Subtotal	1.626	28.5
Annulus flow (\dot{m}_A)	\dot{m}_{pd}	1.054	18.5
	\dot{m}_{sd}	1.410	24.8
	\dot{m}_{lc}	1.606	28.2
	Subtotal	4.070	71.5
Total inlet flow		5.696	100

여 계산된 냉각 유량은 0.667 kg/s로 큰 차이를 보였다. 이는 식 (11)에서의 라이너 면적(A_{lc})을 얼마나 정확하게 적용하는가에 크게 의존하기 때문이다(현재의 계산에서는 임의의 가정값 적용). 따라서 정확한 A_{lc} 를 얻기 위해서는 전술하였듯이 성능 및 형상에 대한 다양한 검증 절차가 필요하게 된다.

Table 3은 본 연구에서 가정한 샘플 엔진의 입출구 조건을 토대로 계산된 유량 배분 결과를 요약한 것이다. 연소기 유량 배분이 정확히 어떤 비율이어야 한다는 명확한 기준은 어디에도 존재하지 않는다. 그러나 Sing et al.[9]은 연소기의 주연소실 유입 비율은 전체 유량 중에서 20-30% 수준이 일반적이라고 하였다. 금회 설계 결과(24.6%)는 이러한 기준을 충족하는 것으로 나타났다.

4. 결론

본 연구에서는 가스터빈 연소기의 기본 설계 과정 중, 특히 연료 배분 과정에 대하여 고찰하고, 연소기에서의 연소 과정과 각 영역에서의 유동 특성에 대하여 소개하였고, 이들의 설계를 위한 각종 접근 방법 및 다양한 경험식들이 소개되었다. 이러한 다양한 경험식과 접근 방법들이 때로는 서로 유사한 결과를 보이기도 하나, 또한 많은 경우에는 설계 방법과 적용한 설계 경험식에 따라 유량 배분의 결과는 크게 달라지는 것으로 나타났다. 유량 배분을 위해 제시된 여러 가지 설계 방법 중 어떠한 접근 방법이 가장 유효한지를 결정하는 것은 설계 경험과 유사 엔진의 데이터 확보에 크게 의존하게 된다.

또한, 기존의 기본 프로그램들에서는 연소기 설계 시 단순히 몇 가지의 경험식으로 기본 설계를 완성하는 것은 불가능한 일이라고 하였다. 이는 설계 목적에 따라 다양한 설계 변수가 존재하게 되고, 이에 따

른 다양한 설계 접근법이 필요하게 됨을 의미한다.

현재의 연구는 가스터빈 연소기 기술 확보 프로그램의 일환으로, 기본 설계(preliminary design) 기술 개발에 대한 첫 단계 결과물로서, 향후 연구에서는 기존의 상용 엔진 데이터를 활용한 프로그램의 검증 개발 절차가 추가될 필요가 있다. 또한, 기본 설계는 기본적인 연소기 형상 결정, 공기 유량 배분 이외에도, 디퓨저, 스왈러, 냉각 온도 및 성능 평가 등 다양한 과정을 거치게 된다. 이러한 일련의 과정을 거친 후에 기본 단계에서의 최종 연소기 형상과 공기 유량 배분의 결과를 확정하게 된다. 이를 위해서는 데이터 베이스의 양적, 질적 확충과 더불어, 연소기 세부 요소들에 대한 설계 과정 및 성능 검증을 포함하는 연소기 전체 설계 프로그램의 업데이트가 꾸준히 지속되어야 한다.

참고문헌

- [1] Burrus, D. L., et al., "Energy efficient engine(E3) - Combustor test hardware detailed design report", NASA Report, NASA-CR-168301, 1984.
- [2] Tietz, S., et al., "Development and application of a pre-design tool for aero-engine combustors", CEAS Aeronaut Journal, Vol.2, pp.111-123, 2011.
- [3] 김대식 등, "가스터빈 연소기 기본 설계 기법 소개", 제 46회 KOSCO SYMPOSIUM 초록집(2013년도 춘계학술대회), pp. 25-26, 2013.
- [4] Lefebvre, A. H., et al., "Gas Turbine Combustion", 3rd edition, CRC Press 2010, ISBN 978-1-4200-8604-1.
- [5] Mellor, A. M., "Design of Modern Turbine Combustors", Academic Press 1990, ISBN 0-12-490055-0.
- [6] Rolls-Royce, "The Jet Engine", Rolls-Royce plc 2005, ISBN 0-902121-2-35.
- [7] Mattingly, J. D., et al., "Aircraft engine design", 2nd edition, AIAA 2002, ISBN 1-56347-538-3.
- [8] Gouws, J. J., "Combining an one-dimensional empirical and network solver with computational fluid dynamics to investigate possible modifications to a commercial gas turbine combustor", Master thesis, U. of Pretoria, 2007
- [9] Singh, R., et al., "Lecture notes of gas turbine combustion", Cranfield University, 2013
- [10] Skidmore, F. W., "Smoke emission tests on series II and Series III Allison T56 turboprop engines", ARL Aero-Prop-TM-438, 1986
- [11] Walsh, P., "Gas turbine performance", 2nd edition, Blackwell publishing 2004, ISBN 0-7918-0211-6.
- [12] Oates, G. C., "Aircraft Propulsion Systems Technology and Design", AIAA Education Series, 1989
- [13] Gosselin, P., "Prediction of wall heat transfer for a gas turbine combustor", J. of Power and Energy, vol. 213, pp. 169-180, 1999

논문접수일 : 2013. 07. 13

심사완료일 : 2013. 09. 15