

## 가스터빈 연소기 기본 설계 프로그램 개발

김대식<sup>\*\*</sup> · 김진아<sup>\*</sup> · 진유인<sup>\*\*</sup>

<sup>\*</sup>강릉원주대학교 기계자동차공학부

<sup>\*\*</sup>국방과학연구소 제4본부

## Preliminary Design Program Development for Gas Turbine Combustor

Daesik Kim<sup>\*\*</sup>, Jinah Kim<sup>\*</sup> and You In Jin<sup>\*\*</sup>

<sup>\*</sup>Gangneung-Wonju National University

<sup>\*\*</sup>Agency for Defense Development

(Received 5 August 2015, Received in revised form 27 August 2015, Accepted 28 August 2015)

### ABSTRACT

The objective of the current study is to introduce detailed process for a preliminary combustor design, and to develop a computer code for it. The program includes various empirical and semi-empirical methodologies for diffuser design, combustor sizing, air distribution, and sub-component design such as primary and secondary zones. Using the developed program, the combustor sizing results are shown from an assumption of simple annual combustor cycle analysis. Two options are employed, 1) pressure loss approach, and 2) velocity assumption approach. Design results show that there are no significant differences in combustor sizing between two design options. Further code improvement is required for performance and emission evaluations of the designed combustor.

**Key Words** : Gas turbine combustor, Preliminary design, Combustor sizing

### 기 호 설 명

#### Alphabets

$A$  : Area  
 $AR$  : Area ratio  
 $D$  : Diameter  
 $f$  : Stoichiometric fuel-air ratio  
 $H$  : Height  
 $L$  : Length  
 $\dot{m}$  : Mass flow rate  
 $N$  : Number  
 $P$  : Pressure

$q$  : Dynamic pressure  
 $R$  : Gas constant  
 $r$  : Radius  
 $SN$  : Swirl number  
 $T$  : Temperature  
 $V$  : Velocity

#### Greeks

$\phi$  : Equivalence ratio  
 $\theta$  : Angle

### 1. 서론

가스터빈 연소기는 난류 혼합 유동, 화학 반응,

연료 분무, 비정상 다차원 열전달 등 매우 복잡한 물리 현상이 동시에 존재하는 구성품이다. 따라서 이러한 모든 인자들을 고려하여 연소기 성능 요구 조건들을 모두 만족시키는 설계를 위해서는 막대한 비용과 더불어 다양한 엔진에 대한 풍부한 사전 설계 경험이 매우 중요하게 여겨진다. 특히 연소기 개발 과정의 첫 단계인 기본 설계(preliminary design)에서는 연소기의 1차 크기 결정 및 연소기 내부의 유동 분배와 스윌러 및 인젝터 선정 등 각종 세부 구성

† Corresponding Author, dkim@gwnu.ac.kr

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

품에 대한 사양이 결정되는 단계로서, 대부분의 가스터빈 연소기 제작사 및 개발 기관은 1차원 실험식 또는 기초 이론식과 이전 엔진의 설계 경험식 기반의 프로그램을 사용한다. 이로부터 성공적인 기본 설계결과물 도출을 위해서는 다양한 경우에 대한 실험식과 각종 엔진 요구 성능 및 형상에 대한 풍부한 데이터 구축이 필수적이다. 그러나 일부 교과서 상의 일반적인 내용[1-4]을 제외하고는 실제 가스터빈의 형상 데이터와 설계 과정에 대한 공개된 세부적인 기술 자료를 찾는 것은 매우 제한적이다 보니, 우리나라와 같은 상대적인 후발 진입국으로서는 기술을 내재화하기가 어려운 분야이기도 하다.

저자들은 가스터빈 연소기 기본설계 기술 내재화를 위한 이전 연구를 통하여 연소기 설계 과정과 기본 개요에 대하여 정리하였으며, 1차적인 결과로서 연소기 대표 단면적 결정[5,6]과 각 영역으로의 공기 유량 배분[7] 설계 방법을 소개한 바 있다. 현재의 연구는 이들 연구의 연장선상에 있는 결과물로서, 디퓨저 및 주연소 구간, 희석 구간 등 연소기의 세부 구성품 설계 방법을 정리하고, 각종 설계 이론 및 경험식을 데이터베이스화하고, 이를 바탕으로 기본 설계 프로그래밍을 완성하였다. 또한, 가상의 엔진 연소기의 입출구 조건으로부터 본 프로그램을 통하여 얻어진 연소기 기본 설계 결과를 소개하고자 한다.

## 2. 연소기 구조 및 기본 설계

Fig. 1은 일반적인 환형(annular) 가스터빈 연소기의 구조를 나타낸다. 연소기는 디퓨저(pre-diffuser + dump diffuser), 돔(dome), 스윌러(swirler), 연료 노즐, 라이너(liner), 점화기, 케이싱 등으로 구성되어 있다. 압축기 출구 공기의 속도는 연료의 화염 속도와 비교할 때 매우 빠른 속도로서, 이를 늦추기 위하여 혼합

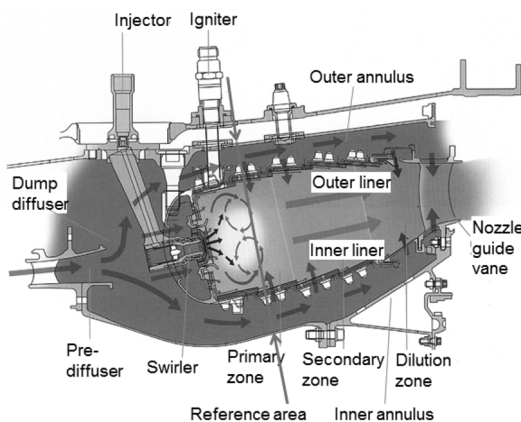


Fig. 1. Combustion process for an annular gas turbine[1].

기가 연소실로 유입되기에 앞서서 디퓨저를 통과하게 된다. 압축기 출구의 디퓨저를 통과한 공기의 유속은 1차 감속이 일어나고, 돔(dome) 입구에 스윌러를 설치하여 유동의 재순환 영역을 만들어 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.

연소 온도를 낮추기 위하여 주연소 구간이 끝나는 영역에서 1차 희석 공기(primary dilution air)를 유입하게 된다. 이 희석 공기가 유입되는 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. 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[1-7].

Fig. 2는 연소기 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 된다[5]. 얻어진 연소기 체적에 대하여 각종 보존 방정식과 설계 경험식을 적용하게 되어, 연소기 각 영역에서 요구되는 공기 유량이 배분되게 되고, 이제 디퓨저(diffuser), 라이너(liner) 및 각 연소 구역들에서의 대표 길이 및 성

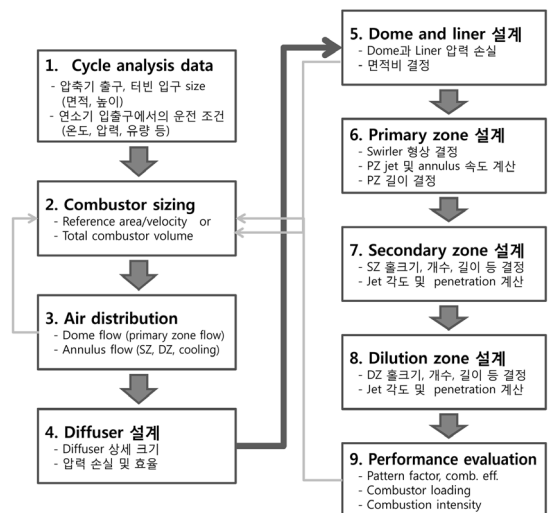


Fig. 2. Preliminary design process[5].

능 변수들이 도출되게 된다. 최종적으로, 설계된 연소기가 요구 성능 조건을 만족하는지에 대한 성능 평가가 이루어진다[2-7].

### 3. 기본 설계 절차

#### 3.1. 연소기 사이징(기준 단면적의 결정)

사이클 해석으로부터 주어진 연소기 입출구 조건으로부터 기본 설계의 첫 단계는 연소기의 대표 단면적(즉, 기준 면적(reference area))을 구하는 것이다. 기준 면적은 Fig. 1에서 보이듯이 연소실로 유입되는 혼합기 유동 방향의 수직 단면적을 의미하고, 기준 속도(reference velocity)는 연소기 케이싱의 최소 단면적을 통과하는 연소기 입구 유량의 이론적인 속도를 의미한다. 따라서 기준 속도와 면적은 연소기 크기를 결정하는 가장 기본적인 정보를 제공하게 되는 관계로, 기본 설계 단계에서 가장 먼저 구해야 하는 설계 인자가 된다[2-8]. 기준 면적을 구하기 위한 다양한 접근 방법이 존재하나, 크게는 1) 연소효율 접근법, 2) 압력손실 접근법, 3) 속도 가정법 등의 3 가지 방법으로 요약될 수 있다. 이에 대한 세부 내용은 저자들의 이전 연구[5]에서 자세히 소개되어 있는 관계로, 본 논문에서 세부 내용에 대한 언급은 생략하고자 한다. 이러한 세 가지 중 어떠한 접근 방법이 가장 합리적인지에 대한 명확한 해답은 존재하지 않고, 설계자의 경험과 유사 연소기의 설계 데이터에 따라 방법이 정해지게 된다. 본 논문에서는 이 중, 압력손실 접근법을 간략하게 소개하고자 하고, 다른 방법에 대한 세부 정보 및 각 접근법에 따른 연소기 기준 면적의 설계 결과는 이전의 참고 문헌[5]을 참고하기 바란다.

Lefebvre[3]와 Saravanamuttoo[8] 등은 연소기 케이싱의 최적의 단면적은 연소기 전체에서 발생하는 압력손실의 함수를 고려하여 구해야 한다고 하였다. 연소기 설계시 두 가지 무차원 압력손실 인자가 고려되어야 한다. 하나는 입구 전압력에 대한 연소기 전압력 강하의 비율( $\Delta P_{t,3-4}/P_{t,3}$ )이고, 다른 하나는 기준 동압력( $q_{ref} = \rho V_{ref}^2/2$ )에 대한 전압력 손실의 비율( $\Delta P_{t,3-4}/q_{ref}$ )이다. 전자는 전체 압력 손실(overall pressure loss)이라 불리고, 일반적으로 운전 조건에 따라 변하는 값인 반면에, 후자는 압력손실 인자(pressure loss factor)로서, 운전 조건에 영향을 거의 받지 않는 연소실 형상과 관련된 변수로 여겨지고 있다. 또한 이 두 가지 무차원 압력 손실은 식 (1)에 의하여 서로 관련지을 수 있다.

$$A_{ref} = \left[ \frac{R}{2} \left( \frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{P_{t,3}} \right)^2 \frac{\Delta P_{t,3-4}}{q_{ref}} \left( \frac{\Delta P_{t,3-4}}{P_{t,3}} \right)^{-1} \right] \quad (1)$$

여기서,  $\Delta P_{t,3-4}/q_{ref}$ 와  $\Delta P_{t,3-4}/P_{t,3}$ 의 값은 설계 경험치와 유사 연소기 데이터로부터 결정되며[5] 이로부터 기준 면적인  $A_{ref}$ 를 얻게 된다.

#### 3.2. 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 식 (2)~(4)와 같다[7].

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_d + \dot{m}_A \quad (2)$$

$$\dot{m}_d = \dot{m}_s + \dot{m}_{at} + \dot{m}_{dc} \quad (3)$$

$$\dot{m}_A = \dot{m}_{pd} + \dot{m}_{sd} + \dot{m}_{lc} \quad (4)$$

연소실로 직접 유입되는 유량( $\dot{m}_d$ )은 주연소 구간(primary zone)에서의 목표 당량비(target local equivalence ratio,  $\phi_{pz}$ ) 설정을 통하여 식 (5)에 의하여 구해진다.

$$\phi_{pz} = \frac{\dot{m}_f/\dot{m}_d}{f} \quad (5)$$

$\phi_{pz}$ 의 설계 값은 연소기 설계 목표에 따라 달라지고, Table 1은 기본 설계 단계에서 적용되는  $\phi_{pz}$  설계 값의 예를 나열한 것이다.

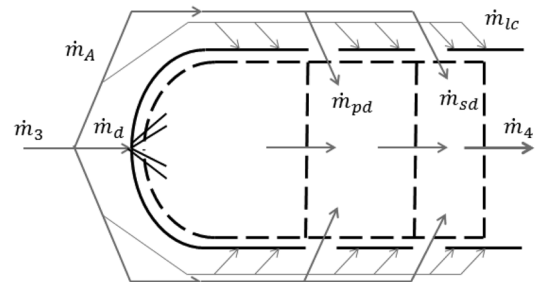


Fig. 3. Example of air flow distributions[7].

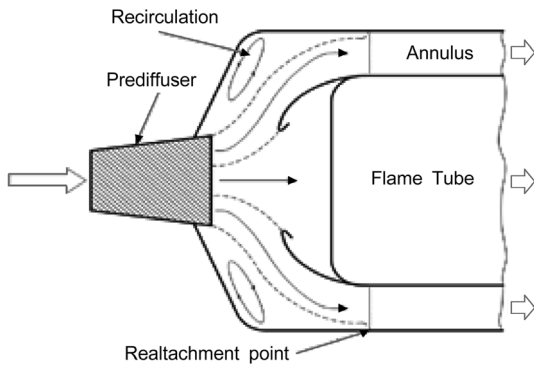
**Table 1.** Suggested design values for primary zone equivalence ratio

References	Suggested $\phi_{pz}$	Design principle
Mellor[2]	1.4	Stability and soot formation
Mattingly[4]	0.8	NOx and CO emissions
Walsh[9]	1.02	Gas temperature
Oates[10]	1.0	Combustion efficiency

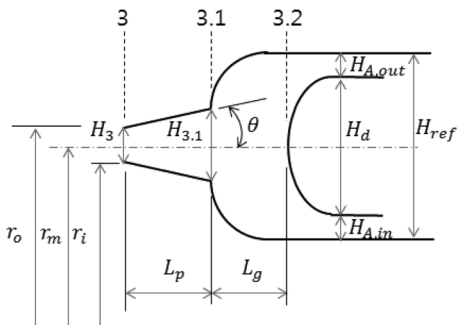
**3.3. 디퓨저**

이상적인 디퓨저 설계는 압력손실을 최소화하면서 안정적인 유동 감속을 확보하며, 특히 항공용 연소기의 경우, 거리가 짧아야 한다는 설계 요구 조건이 존재한다. 이러한 조건을 고려할 때, 현대의 항공용 엔진에서는 환형(annular) 방식의 pre-diffuser와 덤프 디퓨저의 조합인 환형 계단디퓨저(annular step diffuser)의 적용이 일반적이며[2-3,11], 이에 대한 개략도와 디퓨저의 주요 설계 변수는 각각 Figs. 4와 5와 같다.

디퓨저 설계 역시 다양한 방법과 절차가 존재하나 [4,11-13] 대표적으로 Mohammad[13] 등이 제시한 절차는 다음과 같다.



**Fig. 4.** Schematics of annular step diffuser[3].



**Fig. 5.** Key parameters for step diffuser design.

1) Pre-diffuser의 면적비( $AR_p$ ) 정의 : 디퓨저의 구조에 따른 이론 해석으로부터 디퓨저 효율이 최대가 될 수 있는 1.4-3.0의 값 사용

2) Pre-diffuser의 길이( $L_p$ ) 결정 : Fox 선도[14]로부터 이상적인 디퓨저 형상에 대한 다음의 경험식을 제안하였고, 이로부터 초기  $L_p$ 를 결정

$$\frac{L_p}{H_3} = \left( \frac{AR_p}{1.044} \right)^{\frac{1}{0.88859}} - 0.26, \quad \text{where } AR_p < 2 \quad (6)$$

$$= \frac{44.8535}{1 + 2165.37 \exp(-2.8224 \times AR_p)}, \quad \text{where } AR_p > 2$$

3) Pre-diffuser의 발산(divergence) 각도( $\theta$ ) 계산

$$\tan \theta = \frac{AR_p - 1}{2L_p / H_3} \quad (7)$$

4) 결정된 디퓨저의 초기 형상으로부터, 전체 디퓨저의 압력 회복 계수(pressure recovery coefficient)와 효율을 계산, 효율과 회복계수 계산 관련 내용은 참고문헌[2-4] 참고

5) 디퓨저의 면적비( $AR$ )와 유동 특성 곡선[3]으로부터 “과정 4)”에서 계산된 디퓨저 압력 손실이 최소가 되는 면적비와 길이 재설정

6) 최종적으로 얻어진 디퓨저 형상과 이로부터 계산된 디퓨저 압력손실이 설계 허용치를 만족하는지 검사

**3.4. 주연소기 및 애놀러스 단면적 결정**

앞선 절차에서 얻어진 기준 면적( $A_{ref} = A_d + A_A$ )에서 주연소기(dome)의 면적( $A_d$ )을 크게 설계한다면, 주연소기 내부에서의 속도 감소로 인하여, 점화 및 화염 안정성 확보와 연소 효율 증가라는 장점이 존재하나, 이 경우에 애놀러스 면적( $A_A$ )의 감소를 초래하고, 이곳에서의 유동 속도 증가로 인한 정압(static pressure)이 감소하게 되어, 희석 공기의 관통 거리 감소 및 주연소기에서 희석 공기와 연소 가스의 혼합에 악영향을 미치게 된다. 이는 주어진 기준 면적에 대한 주연소기 및 애놀러스 단면적 사이의 최적값( $k_{opt}$ )이 존재하는 것을 의미하고, Lefebvre[3]는 다음과 같이 최적값을 제안하였다.

$$k_{opt} = \frac{A_d}{A_{ref}} = 1 - \left( \frac{\dot{m}_A}{\dot{m}_{ref}} \right)^{2/3} \left( \frac{\Delta P_t}{q_{ref}} \right)^{-1/3} \quad (8)$$

여기에서,  $\dot{m}_{ref} = \dot{m}_3$ ,  $\left( \frac{\Delta P_t}{q_{ref}} \right)_d$ 는 주연소기(3.2→4)에서의 전압 손실 계수를 의미한다. Murthy[12]는 설계 경험으로부터  $k_{opt}$ 의 값이 0.65~0.85 사이에서 결정되어야 한다고 하였다.

### 3.5. 주연소 구간(primary zone)

주연소 구간의 설계시 완전한 연소를 이루기 위한 요구 조건은 안정된 화염을 유지하고, 충분한 시간과 온도와 난류 강도를 확보하도록 하는 것이다. 특히 주연소실에서의 연료/공기 혼합기의 체류 시간은 주연소 영역의 크기를 결정하는 주요 인자로 고려된다[2-4,12,15]. 예를 들면 Mattingly[4] 등은 주연소 영역의 체적에 가장 큰 영향을 미치는 인자로서, 선회강도(swirl number)와 선회기(swirler)의 형상이라고 하였고, 이로부터 다음의 식을 이용하여 기본 설계 단계에서 주연소 영역의 길이( $L_{pz}$ )를 결정하였다.

$$L_{pz} = SN \times D_{sw} \quad (9)$$

그러나 대부분의 연소기 기본 설계 기법 관련 연구 그룹들[2,12,15]은 연소기 설계경험과 기존 연소기 데이터로부터, 연소기 높이(dome height,  $H_d$ )에 대한 상대적인 길이로 주연소 영역의 길이를 결정하였다. Table 2는 각 연구 그룹에서 추천하는 주연소 구간의 길이와, 2차 연소 구간(secondary zone), 희석 구간(dilution zone) 및 터빈으로의 천이 덕트(transition duct)의 일반적인 상대 길이를 요약한 것이다.

### 3.6. 2차 연소 구간(secondary zone)

2차 연소 구간의 주요 목적은 희석 공기의 유입을 통하여 주연소 구간에서 연소되지 않고 남은 연료를 완전히 태우면서, 연소 온도를 낮추는 것이다. 이를 위하여 희석 공기 제트의 적절한 관통 거리와 제트 유입구의 최적 설계가 요구된다.

**Table 2.** Suggested relative zonal lengths to dome height[12]

	Ground engine	Aeroengine [ $>10$ km]	Aeroengine [ $<10$ km]
$L_{pz}/H_d$	0.8	0.5	0.55
$L_{sz}/H_d$	0.4	1.0	0.85
$L_{dz}/H_d$	1.4	0.7	0.9
$L_{trans}/H_d$	0.6	0.6	0.4
$L_c/H_d$	3.2	2.8	2.7

### 3.6.1. 희석 공기구(dilution air hole)의 크기와 숫자 결정

희석 공기구의 설계를 위해서는 희석 공기 제트의 직경( $d_j$ ), 제트 속도( $V_j$ ), 및 관통 길이(penetration)와 같은 제트 혼합 이론(jet mixing theory) 해석이 먼저 수반되어야 한다. 이에 대한 세부 내용은 여러 교과서[2-4]에서 비교적 잘 정리되어 있는 관계로 본 논문에서는 생략하도록 한다. 희석 공기 유량에 대한 연속 방정식과 제트 혼합 해석의 결과로부터 요구되는 희석 공기 유입구의 개수( $N_d$ )는 다음과 같다[3].

$$N_d = \frac{15.25 \dot{m}_d}{d_j^2 \sqrt{P_{t,3} \Delta P_{t,L} / T_{t,3}}} \quad (10)$$

그러나 Holdermann[16]은 식 (10)의 이론식보다는 다양한 조건에서 실험 및 유동해석의 결과로부터, 제트 혼합을 위한 최적의 희석 공기구 숫자 결정을 위한 아래의 경험식을 제안하였다.

$$N_{d,opt} = \frac{\pi \sqrt{2q_j / q_{c9}}}{C} \quad (11)$$

여기서  $C$ 는 실험 상수로써 유입구의 형상 및 배치에 따라 결정되고,  $q_{c9}$ 는 연소기내 가스 유동의 동압을 의미한다.

이와 관련되어 최근에는 Murthy[12]와 Mohammad [13]는 설계 경험적으로 기본 설계 단계에서 단순히 희석 공기구의 필요 개수는 연소기의 내부 라이너와 외부 라이너에 각각 설치된 인젝터 수( $N_{inj}$ )의 두 배(즉, 총 4배)로 설계하면 적절하다고 제안하였다.

$$N_d \cong 4N_{inj} \quad (12)$$

한편, 공기구의 직경( $d_d$ )은 유입구의 유량계수( $C_D$ )로부터 다음과 같이 얻어진다.

$$d_d = \frac{d_j}{\sqrt{C_D}} \quad (13)$$

여기서,  $d_j$ 는 희석 공기 제트의 이론 직경을 의미한다. 경험적으로 Boyce[17]는 실제 가스터빈에서  $d_d$ 의 설계 범위는 다음의 조건을 만족하여야 한다고 하였다.

$$d_d \leq 0.1H_d \quad (14)$$

### 3.6.2. 2차 연소 구간의 길이 결정

전술하였듯이, 2차 연소 구간에서는 희석 공기의

제트 유동이 주연소 구간의 유동과 충분히 혼합될 수 있는 거리가 확보되어야 한다. 이에 따라, 설계의 한 예로서, Mattingly[4]는 제트 유동의 혼합층(mixing layer)의 두께는 희석 공기 제트의 관통 거리에 비례한다고 하였고(제트 혼합 이론으로부터, 비례상수를  $\tan 7^\circ = 0.123$ 로 제시하였다), 이에 따라 2차 연소 구간의 길이( $L_{s2}$ ) 결정을 위한 다음의 근사식을 사용하였다.

$$L_{s2} \cong \frac{H_d/2}{2 \times 0.123} \cong 2H_d \quad (15)$$

그러나 상기 식과 같은 제트 혼합 이론으로부터 결정되는 2차 연소 구간의 길이는 연소가 전체 길이를 과도하게 길게 만드는 경향이 있고, 특히 항공용 연소기와 같이 길이와 무게에 제한이 있는 설계에 있어서는 Table 2에서 제시되었듯이 경험상의 길이 비율을 사용하던지, 또는 전체 연소기 길이( $L_c$ )를 미리 결정한 후, 계산된 주연소 구간의 길이로부터 남은 길이에 대하여 기존의 연소기 비율을 참고하여 2차 연소 구간 및 희석 구간의 길이를 임의 할당하는 방법이 더욱 일반적이다[12,13].

## 4. 설계 프로그램 개발 및 연소기 설계

### 4.1. 연소기 기본 설계 프로그램

지금까지 연소기 기본 설계시 각 영역 및 연소기 전체의 크기 결정과 관련된 주요한 이론 및 경험식을 관련 참고문헌 및 기존의 설계 데이터 검토를 통하여 정리하였다. 이 외에도 실제 연소기 설계시, 벽

면 열전달, 연료 미립화 특성에 따른 인젝터의 선정 및 연소 효율의 검토, 스월러 설계, 성능 및 배출가스 특성 예측 등이 추가적으로 고려되어야 한다. 본 연구에서는 이렇게 수집된 이론 및 경험식을 데이터베이스화하여 Excel-VBA(Visual Basic for Application) [18]를 통하여 프로그래밍화하였다. 기존의 Fortran [12] 또는 Matlab[11] 등의 타 프로그래밍 언어로 작성된 설계 기법 대비, 설계 데이터 및 수식의 관리를 더욱 용이하게 함과 동시에, 설계 과정에서 일부 변수를 위하여 요구되는 반복 계산과 자동 최적값 설정 등을 가능하게 하는 장점이 있다.

개발된 프로그램은 Fig. 2에서 요약된 기본 설계 내용 및 흐름도가 모두 적용되어 있으며, 각 과정에서 요구되는 경험식 및 이론식과 제한 사항들이 모두 정리되었다. Fig. 6은 본 연구를 통하여 개발된 연소기 기본 설계 프로그램의 화면을 보여준다. 프로그램은 초기 변수 입력, 기준 면적, 유량 배분, 디퓨저, 애놀러스, 스월러, 주연소구간, 2차 연소 구간, 희석 구간, 열전달, 분무, 결과 검증 등 총 13개의 탭(tab)으로 구성되었고, 각각의 탭에는 해당 부품 또는 구간 설계시 필요한 다양한 이론 및 경험식과 기존 연소기 데이터로부터의 설계 제한 사항들이 포함되어 있고, 각 탭 간에는 서로 결과가 공유되어 필요 시에는 반복계산이 진행된다.

### 4.2. 환형 연소기 기본 설계 결과

기존의 상용 엔진들의 경우에 연소기 입출구 조건 및 연소기 세부 설계 데이터를 확보하는 것은 매우 제한적이다. 따라서 본 연구에서는 가상의 터보제트 환형 연소기에 대한 임의의 입출구 조건을 Table 3

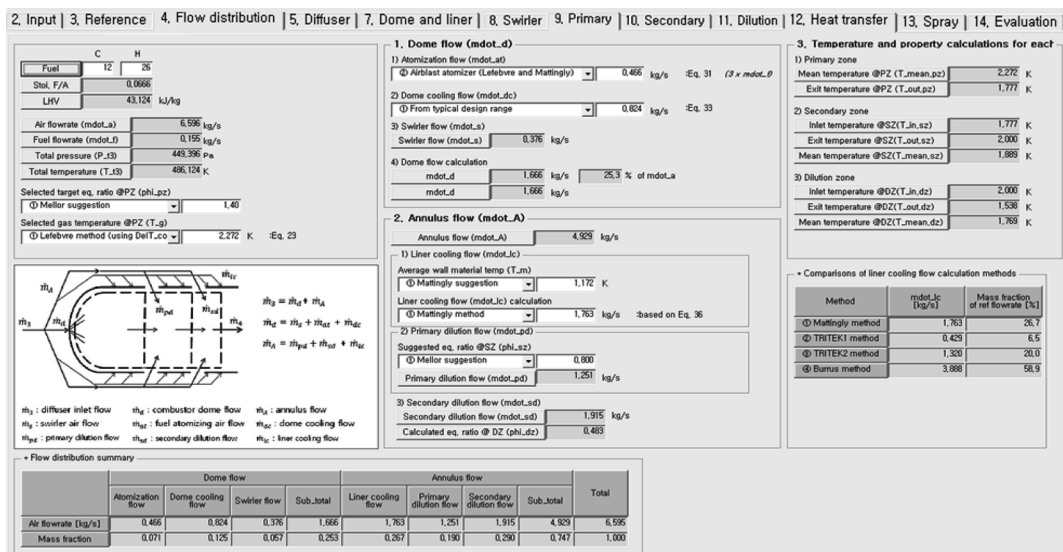


Fig. 6. Developed preliminary design program using Excel-VBA.

**Table 3.** Examples of cycle analysis for sample combustor design

	연소기 입구 (station 3)	연소기 출구 (station 4)
$T_{tot}$ [K]	468	1,286
$P_{tot}$ [Pa]	409,396	400,145
$A$ [m <sup>2</sup> ]	0.019	0.218
$\dot{m}_a$ [kg/s]	5.696	-
$\dot{m}_f$ [kg/s]	0.125	-

**Table 4.** Comparison of combustor sizing results between pressure loss and velocity assumption approaches

Parameters	Pressure loss approach	Velocity assumption approach
1. Total length ( $L_t$ ) [= $L_d + L_c$ ]	0.654 m	0.695 m
1) Diffuser ( $L_d$ ) [= $L_p + L_g$ ]	0.492 m	0.492 m
- Prediffuser ( $L_p$ )	0.372 m	0.372 m
- Diffuser gap ( $L_g$ )	0.120 m	0.120 m
2) Combustor (or dome) ( $L_c$ ) [= $L_{pz} + L_{sz} + L_{dz} + L_{trans}$ ]	0.163 m	0.203 m
- Primary zone ( $L_{pz}$ )	0.033 m	0.041 m
- Secondary zone ( $L_{sz}$ )	0.051 m	0.064 m
- Dilution zone ( $L_{dz}$ )	0.054 m	0.068 m
- Transition duct ( $L_{trans}$ )	0.024 m	0.030 m
2. Height		
1) Combustor inlet ( $H_3$ )	0.049 m	0.049 m
2) Prediff exit ( $H_{3.1}$ )	0.100 m	0.100 m
3) Reference ( $H_{ref}$ )	0.110 m	0.128 m
4) Dome ( $H_d$ )	0.060 m	0.075 m
5) Inner annulus ( $H_{Ain}$ )	0.030 m	0.032 m
6) Outer annulus ( $H_{Aout}$ )	0.020 m	0.021 m
7) Combustor exit ( $H_4$ )	0.133 m	0.133 m

[5,7]과 같이 가정하였다.

표와 같이 가정된 입출구 조건으로부터 본 연구에서 개발된 프로그램을 통하여 연소기의 주요 부분의 설계 결과를 Table 4에 정리하였다. 결과에서 나타나듯이, 압력 손실법에 따라 설계시에 연소기 전체 길이는 각각 0.654 m이었으며, 속도 가정법에 따르면 0.695 m로 현재의 연소기 입출구 조건에 대해서는 두 설계 방법에 대한 차이가 크지 않은 것으로 나타났다. 기본설계 이후의 연소기 설계 절차[2,3]

에 따라서, 열/유동/구조 해석 등을 통하여 현재의 연소기 기본 설계 결과가 합리적인지에 대한 평가가 뒤따르게 되고, 또한 엔진 전체의 운영 조건에 적합한지에 대한 분석과 추가 설계 과정이 필요하게 된다.

#### 4. 결론 및 향후계획

본 연구 결과를 통하여 환경 가스터빈 연소기 기본 설계 프로그램이 완성되었다. 이를 위하여 성능 해석으로부터 얻어지는 연소기 입출구 조건을 이용하여 전체 연소기의 길이 및 대표 단면적과 디퓨저, 주연소 구간, 2차 연소 구간 및 희석 구간의 세부 연소기 부분들의 설계를 위한 각종 이론 및 실험식에 대한 데이터베이스를 구축하였고, 이를 프로그래밍화하였다.

전술하였듯이 상용 엔진에 대한 운전 조건 및 연소기 세부 크기에 대한 정보가 제한된 관계로, 가정된 설계 조건으로부터 압력손실법과 속도가정법에 따라서 연소기 설계 결과를 제시하였다. 현재의 연소기 입출구 및 운전 조건에 대해서는 두 방법에 따른 설계 결과가 크기와 단면적에 있어서 큰 차이를 보이지는 않았다. 다양한 연소기 입출구 조건에 대하여 이에 대한 추가적인 검증이 필요할 것으로 판단된다. 현재의 연구에서는 설계된 데이터를 통한 출력 특성 및 배출가스 특성 예측에 대한 부분은 다루어지지 않았다. 이에 대한 추가 내용은 후속 논문 발표를 통하여 이루어질 계획이며, 또한 기본 설계 이후의 열 및 유동 해석과 구조 해석 등을 통하여 본 기본 설계 결과의 타당성을 입증해 나가는 과정이 향후 연구 결과를 통하여 소개될 예정이다.

#### 후기

본 연구는 ‘초고속 공기흡입엔진 특화연구실’ 과제의 일환으로 수행되었습니다.

#### 참고문헌

- [1] Rolls-Royce, The Jet Engine, Rolls-Royce plc 2005, 75-235.
- [2] A.M. Mellor, Design of Modern Turbine Combustors, Academic Pres 1990, 343-466.
- [3] A.H. Lefebvre, and D. R. Ballal, Gas Turbine Combustion, 3rd edition, CRC Press 2010, 79-285.
- [4] J.D. Mattingly, W.H. Heiser, and D.T. Pratt, Aircraft Engine Design, 2nd edition, AIAA 2002, 3-299.
- [5] D. Kim, G.W. Ryu, K.Y. Hwang, and S.K. Min, Preliminary Design Program Development for Air-

- craft Gas Turbine Combustors : Part 1 - Combustor Sizing, J. Korean Soc. Combust., 18 (2013) 54-60.
- [6] D. Kim, Y.I. Jin, K.Y. Hwang, and S.K. Min, Review on the Gas Turbine Combustor Sizing Methodologies Using Fuel Atomization and Evaporation Characteristics, J. ILASS-Korea, 19 (2014) 101-108.
- [7] D. Kim, G.W. Ryu, K.Y. Hwang, and S.K. Min, Preliminary Design Program Development for Aircraft Gas Turbine Combustors : Part 2 - Air Flow Distribution, J. Korean Soc. Combust., 18 (2013) 61-67.
- [8] H.I.H. Saravanamuttoo, G.F.C. Rogers, H. Cohen, and P.V. Straznicky, Gas Turbine Theory, 6th edition, Pearson Prentice Hall 2008, 272-314.
- [9] P.P. Walsh, and P. Fletcher, Gas Turbine Performance, 2nd edition, Blackwell Publishing 2010, 191-201.
- [10] G.C. Oates, Aircraft Propulsion Systems Technology and Design, AIAA 1989, 105-168.
- [11] J.J. Gouws, Combining an One-dimensional Empirical and Network Solver with Computational Fluid Dynamics to Investigate Possible Modifications to a Commercial Gas Turbine Combustor, Master Thesis, University of Pretoria, 2007.
- [12] J.N. Murthy, Gas Turbine Combustor Modeling for Design, PhD Dissertation, Cranfield University, 1988.
- [13] B.S. Mohammad, and S.M. Jeng, Design Procedures and a Developed Computer Code for Preliminary Single Annular Combustor Design, AIAA 2009-5208, 2009.
- [14] R.W. Fox, and S.J. Kline, Flow Regime Data and Design Methods for Curved Subsonic Diffusers, J. Basic Eng., 84 (1962), 303-312.
- [15] M.R.J. Charest, Design Methodology for a Lean Premixed Prevaporized Can Combustor, Master Thesis, Carleton University, 2005.
- [16] J.D. Holderman, R. Srinivasan, E.B. Coleman, G.D. Meyers, and C.D. White, Effects of Multiple Rows and Non-Circular Orifices on Dilution Jet Mixing, J. Propulsion Power, 3 (1987) 219-226.
- [17] M.P. Boyce, Gas Turbine Engineering Handbook, 2nd edition, Gulf Professional Publishing, 2001, 370-410.
- [18] <https://msdn.microsoft.com>.