

항공용 가스터빈 연소기 기본 설계 프로그램 개발 : Part 1 - 연소기 크기 결정

김대식** · 유경원** · 황기영** · 민성기**

Preliminary Design Program Development for Aircraft Gas Turbine Combustors : Part 1 - Combustor Sizing

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

ABSTRACT

This paper shows a general development process for aircraft gas turbine combustors. As a first step for developing the preliminary combustor design program, several combustor sizing methodologies using reference area concepts are reviewed. There are three ways to determine the reference area; 1) combustion efficiency approach, 2) pressure loss approach, 3) velocity assumption approach. The current study shows the comparisons of the calculated results of combustor reference values from the pressure loss and velocity assumption approaches. Further works are required to add iterative steps in the program using more reasonable values of pressure loss and velocities, and to evaluate the sizing results using data for actual combustor performance and sizes.

Key Words : Gas turbine combustor(가스터빈 연소기), Preliminary design(기본설계), Combustor sizing(연소기 크기 결정), Reference area(기준 면적)

기 호 설 명

Alphabets

A : Area
 CLP : Combustor loading parameter
 H : Height
 K : Constant
 L : Length
 \dot{m} : Mass flow rate
 P : Pressure
 q : Dynamic pressure
 T : Temperature
 t : Time
 V : Volume or velocity

Greeks

ρ : Density

η : Efficiency
 ϕ : Equivalence ratio

Subscripts

3 : Combustor inlet
4 : Combustor outlet
 a : Air
 A : Annulus
 $c, comb$: Combustion or combustor
 d : Dome
 f : Fuel
 L : Liner
 ref : Reference
 res : Residence
 tot : Total

1. 서론

가스터빈은 디젤 엔진 및 가스 엔진 대비 높은 비출력과 넓은 작동 범위로 인하여, 항공용뿐만 아니

라 산업용, 발전용 등 다양한 분야에 적용되고 있으며, 최근 환경 규제 강화 및 유가의 상승으로 청정 동력원과 대체 연료에 대한 요구가 증가되면서, 가스터빈에 대한 수요는 급증하고 있는 실정이다[1-5]. 그러나 현재 가스터빈에 대한 적용 범위가 확장되고, 국내에서의 수요 및 관심이 증가하고 있음에도 불구하고, 국내에 가스터빈 개발 기술은 디젤 엔진과 같은

* 강릉원주대학교 기계자동차공학부

** 국방과학연구소 제4본부

† 연락저자, dkim@gwnu.ac.kr

타 동력 시스템 대비 매우 기초적인 기술 수준에 머물러 있는 상태이다. 특히, 가스터빈의 각 구성품 중 연소기 역시 터빈 고온부 설계 기술 등과 마찬가지로, 선진국과 큰 기술 격차를 보이고 있는 부분 중의 하나이며, 대부분의 개발에 필요한 설계 기술을 선진 제조사의 노하우에 의존하고 있는 실정이다[1].

가스터빈 연소기는 용도 및 운전 조건 등에 따라서 다양한 요구 사항들을 만족할 수 있도록 설계되어야 한다. 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. 연소기 개발 절차는 이러한 다양한 요구 조건을 반영하고 검증하는 일련의 반복 과정들로 구성되어지고, Fig. 1을 소개한 것이다[3-9].

먼저 가스터빈의 전체 운전조건 및 설계 요구 사항 등을 반영한 성능 및 사이클 해석을 통하여 온도, 유량 등의 연소기 입출구 경계 조건이 결정되고, 이들을 이용하여 기본 설계(preliminary design)가 진행되고, 이 결과로, 연소기의 1차 크기 결정 및 연소기 내부의 각 연소 영역과 냉각용 공기 등의 유동 분배 (air flow distribution)가 초기 설계 결과로 도출된다. 이로부터, 세부 온도 분포와 냉각 방법 결정을 위한 열해석과 연소 및 유동 세부 해석을 위한 전산유동 해석 과정과 구조 해석이 이루어지게 된다. 각 조건이 만족될 경우, 상세 설계(detail design)가 진행되고, 제작 결과물은 냉간 유동 시험(cold flow test) 및 연소 시험(hot rig test)을 통하여 마지막 검증 과정을 거치게 된다.

이러한 연소기 개발 과정에서 기본 설계(pre-liminary design) 단계는 각 연소기 제조사의 개발 경험과 기존의 유사 엔진의 설계 데이터에 의존하는 경우가 대부분이고, 대외에 공개된 기술 자료를 찾는 것이

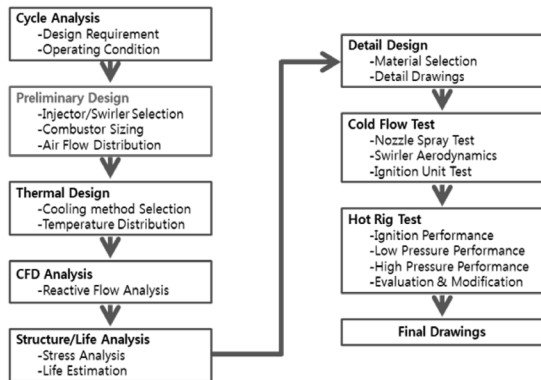


Fig. 1. Combustor design process[4].

매우 제한적이다[3-9]. 이러한 이유로 후발 진입국 이 기술을 내재화하기가 가장 어려운 단계 중의 하나로 여겨지고 있다. 본 연구에서는 가스터빈 기본 설계 관련 공개된 국내외 기술 자료를 취합하고, 기초 모델링 및 형상 설계를 위한 설계 데이터베이스를 구축하여 연소기 기본 설계 프로그램을 개발하는 것을 목표로 한다. 현재의 논문에서는 그 첫 단계로서, 연소기 개발을 위한 기본 설계 과정에 대하여 이해하고, 연소기 형상 및 크기 결정을 위한 방법들을 조사하고, 기초 결과를 비교 분석하고자 한다.

2. 연소기 기본 설계 과정

Fig. 2는 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. 이에 대한 세부 내용은 다음 절에서 다루어진다. 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 성능 변수들이 도출되게 된다. 최종적으로, 설계된 연소기가 요구 성능 조건을 만족하는지에 대한 성능 평가가 이루어진다[3-9].

3. 연소기 크기 결정

3.1. 기준 속도(면적)의 정의

Fig. 3은 가스터빈 연소기 설계시 가장 먼저 고려되어야 하는 화염 안정화 선도를 보여준다. 그림에

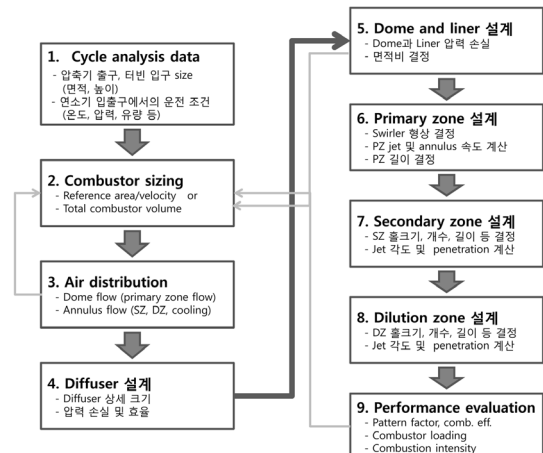


Fig. 2. Preliminary design process[4].

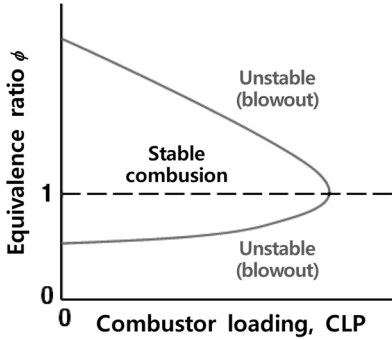


Fig. 3. Combustor loading parameter as a function of equivalence ratio (modified from Ref. [8])

서 세로축은 당량비 또는 공연비에 해당하고, 가로축은 “Combustor loading parameter(CLP)”를 의미한다. 여기서 Mattingly[8] 및 Walsh[10] 등은 CLP를 연소기 안정성에 가장 큰 영향을 미치는 인자라고 소개하였고, 다음과 같이 정의하였다.

$$CLP = \frac{\dot{m}_a}{V_{comb} P^2} \quad (1)$$

여기서, \dot{m}_a 는 공기의 질량 유량, V_{comb} 는 연소실 체적, P 는 연소기 입구 압력이다. 식에서 보이듯이 \dot{m}_a 와 P 는 가스터빈의 운전 조건에 따라 변하는 값인 반면에, V_{comb} 는 연소기의 형상과 크기를 결정하는 유일한 변수가 된다. 즉, Eq. (1)에서 보이듯이 CLP가 0에 가까울수록 연소실 체적은 크다는 것을 의미하고, 이는 다시 연료-공기 혼합기의 연소실 내 체류 시간(t_{res})이 증가하게 된다는 것을 의미하게 되므로, 연소기의 안정화 구간이 넓어지게 된다. 반면에, CLP가 커지게 될수록(연소실 체적이 작아질수록) 혼합기의 t_{res} 은 짧아지게 되어 주어진 혼합 당량비에서 화염 안정화 구간은 좁아지게 된다[8-10].

사이클 해석 결과로부터 \dot{m}_a 와 P 의 값이 결정되고, 초기 설계 단계에서 연소기 안정화 선도로부터 목표 CLP를 정하게 되면 Eq. (1)로부터 연소실의 초기 체적값이 결정되고, 연소가 완전히 마무리 될 수 있는 연소기 길이(L_{comb})를 가정한 후, 연소실의 평균 단면적(A_{ave})을 얻을 수 있게 된다. 이로부터 혼합기의 연소실 내 체류 시간은 다음과 같이 구하여 진다.

$$t_{res} = \frac{L_{comb}}{V_{ave} (= V_{ref})} = \frac{\rho A_{ref} L_{comb}}{\dot{m}_a} \quad (2)$$

where, V_{ref} : reference velocity,
 A_{ref} : reference area,
 ρ : air density

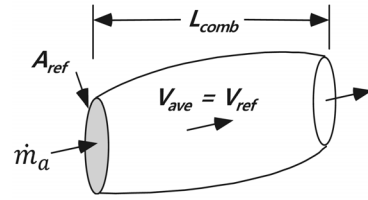


Fig. 4. Schematics for reference velocity and area.

기준 면적(reference area, A_{ref})은 Fig. 4에서 보듯이 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[3-11]. 기준 속도(또는 기준 면적)를 구하는 방법은 다양한 접근 방법이 존재하나, 크게는 1) 연소효율 접근법, 2) 압력손실 접근법, 3) 속도 가정법 등의 3가지 방법으로 요약될 수 있다.

3.2. 연소효율 접근법

Lefebvre 등[7]은 연소기의 전체 연소 효율을 먼저 구하고, 정의된 연소 효율로부터 연소기의 크기를 결정하는 방법을 제시하였다.

연소 효율은 전체 공급된 연료의 유량에 대한 실제 연소된 연료 유량의 비율인 본래의 정의에 따라 다음의 식으로 표현될 수 있다.

$$\eta_c = \frac{\dot{m}_{f,burned}}{\dot{m}_{f,total}} \quad (3)$$

그러나, 실제 연소 시스템에서 연소효율은 크게 연료의 ‘반응률(reaction rate)’, ‘혼합률(mixing rate)’과 ‘증발률(evaporation rate)’에 의하여 결정되는 관계로 다음의 식으로 표현될 수 있다[7].

$$\eta_c = f \left[\frac{1}{\dot{m}_a} \left(\frac{1}{\text{reaction rate}} + \frac{1}{\text{mixing rate}} \right) + \frac{1}{\text{evaporation rate}} \right] \quad (4)$$

특히, 항공용 엔진과 예혼합 시스템에서는 상기 세 가지 인자 중 반응률이 전체 효율을 결정하는 가장 중요한 요소이다(즉, 혼합률과 증발률은 무한히 빠른 속도로 진행되어, 전체 연소 특성은 반응률에 의하여 결정된다)[7,9]. 따라서 이러한 시스템에서는 연소

효율은 연소 영역을 통과하는 혼합기의 속도에 대한 난류 화염 속도의 비율의 함수로 결정되고, Lefebvre는 각종 이론식 및 실험 데이터의 분석으로부터 연소 효율에 대한 다음의 반실험식(semi-empirical equation)을 제안하였고, 이를 “Theta(θ) parameter”로 정의하였다.

$$\eta_c = f(\theta) = f \left[\frac{P_3^{1.5} A_{ref} H_{ref}^{0.75} \exp(T_3/300)}{\dot{m}_a} \right] \quad (5)$$

where, $\theta = \frac{P_3^{1.5} A_{ref} H_{ref}^{0.75} \exp(T_3/300)}{\dot{m}_a}$

(단위 : P_3 [Pa], A_{ref} [m²], H_{ref} [m], T_3 [K], \dot{m}_a [kg/s])

Fig. 5는 θ 값에 대하여 각종 가스터빈 연소기의 연소 효율을 도표로 표시한 것이다. Burrus et al.[11]은 현대의 가스터빈 연소기의 연소효율은 고고도 재점화(altitude relight) 조건을 제외하고는 모든 운전 영역(idle 조건 포함)에서 99% 이상을 만족시켜야 한다고 하였다. 즉, 연소효율을 이용한 연소기 크기 결정 방법은 고고도 재점화 조건이 엔진의 주요 설계 고려 대상인 경우에 국한하여 사용되는 방법이다. Sing et al.[9]은 고고도 재점화 조건에서의 최소 연소효율을 70-80% 범위에서 가정한 후, Eq. (5) 또는 Fig. 5로부터 θ 값을 결정한다고 하였다. 이 결과를 이용하여 성능해석으로부터 \dot{m}_a 와 P_3 가 주어질 경우, 연소기의 크기($A_{ref} H_{ref}^{0.75}$)가 결정된다. 만약 계산된 연소기의 크기가 허용 범위를 넘어설 경우에는 초기 연소효율 가정값을 낮춘 후, 동일 계산을 반복하여 최종 연소기 크기를 결정하게 된다. 그러나 본 연구에서의 대상 엔진은 고고도 재점화 조건이 주요 고려 대상이 아닌 관계로, 압력손실과 속도 가정법을 이용한 연소기 크기 결정 방법을 사용하고자 한다.

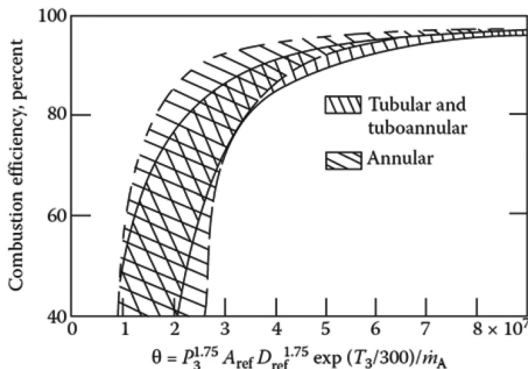


Fig. 5. Combustion efficiency as a function of theta parameter[7].

3.3. 압력 손실 접근법

Lefebvre[7]와 Saravanamuttoo[12] 등은 연소기 케이스의 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($\Delta P_{tot,3-4}/P_{tot,3}$)이고, 다른 하나는 기준 동압력($q_{ref} = \rho V_{ref}^2/2$)에 대한 전압력 손실의 비율($\Delta P_{tot,3-4}/q_{ref}$)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 Eq. (6)에 의하여 서로 관련지을 수 있다.

$$\frac{\Delta P_{tot,3-4}}{P_{tot,3}} = \frac{\Delta P_{tot,3-4}}{q_{ref}} \frac{R}{2} \left(\frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{A_{ref} P_{tot,3}} \right)^2 \quad (6)$$

Eq. (6)으로부터, 연소기 기준 면적은 다음과 같이 얻어진다.

$$A_{ref} = \left[\frac{R}{2} \left(\frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{P_{tot,3}} \right)^2 \frac{\Delta P_{tot,3-4}}{q_{ref}} \left(\frac{\Delta P_{tot,3-4}}{P_{tot,3}} \right)^{-1} \right] \quad (7)$$

특히, 압력손실 인자는 디퓨저 손실과 연소기 라이너(liner) 손실의 두 가지 압력손실의 합으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\Delta P_{tot,3-4}}{q_{ref}} = \frac{\Delta P_{tot,diff}}{q_{ref}} + \frac{\Delta P_{tot,L}}{q_{ref}} \quad (8)$$

두 가지 압력 손실 중에서, 디퓨저 손실은 전체 엔진 효율에 기여하는 바가 거의 없는 반면에 라이너 손실은 연소 및 희석(dilution) 과정에서 효율을 향상시키는 데 도움을 줄 수 있다. 예로써, 높은 $\Delta P_{tot,L}$ 은 높은 분사(injection) 속도, 냉각 및 희석 공기의 관통(penetration) 각도 증가, 난류 강도 증가로 인한 연료-공기 혼합 향상 및 라이너 길이 감소 등에 효과적이다. 따라서 연소기 설계시 정해진 압력손실 값에 대하여 가능한 한 디퓨저 손실은 작게 하고, 라이너 손실은 크게 하는 노력이 필요하게 된다[7,9,12].

3.3.1. Lefebvre suggestions

Lefebvre[7]는 기존 연소기들의 분석을 통하여 기본 설계 단계에서 연소기 단면적을 구하기 위하여 Eq. (7)에서의 필요한 변수들을 Table 1과 같이 제시하였다.

Table 1. Pressure losses in combustors [7]

Type of combustor	$\Delta P_{tot,3-4}/P_{tot,3}$	$\Delta P_{tot,3-4}/q_{ref}$
Tubular	0.07	37
Turboannular	0.06	28
Annular	0.06	20

그러나, Table 1에서의 값들은 화염이 없는 냉간 유동(cold flow) 상태에서의 값들로서, 연소에 대한 밀도 변화에 대한 추가적인 압력손실은 다음의 식으로 구할 수 있다.

$$\Delta P_{tot,3-4} = \Delta P_{tot,cold} + \Delta P_{tot,hot} \quad (9)$$

$$\Delta P_{tot,hot} = K_1 \left(\frac{\rho_3}{\rho_4} - K_2 \right) q_{ref} \quad (10)$$

여기서 K_1 과 K_2 는 비례 상수로서, 실험에 의하여 정할 수 있다고 하였고, Graves[13]의 보고서에서는 다양한 형태의 연소기에 대한 상수값들을 소개하였다.

또한, Sing et al.[9]은 연소에 대한 압력손실은 전체 입구 압력 대비 1% 미만의 작은 값을 갖는 관계로 Eq. (11)과 같이 단순한 형태로 연소기

입출구 온도 비율에 의하여 구하는 방법을 제시하였다.

$$\Delta P_{tot,hot} = \frac{1}{2} \rho_3 V_3^2 \left(\frac{T_4}{T_3} - 1 \right) \quad (11)$$

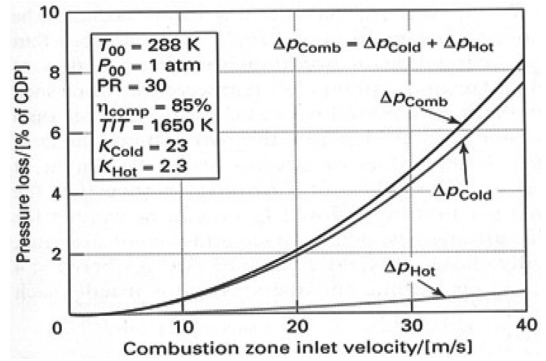
3.3.2. Saravanamuttoo suggestions

Saravanamuttoo 등[12]도 Lefebvre와 유사한 방법의 연소기 기준 면적 계산 방법을 제시하였으나, 다만 Eq. (7)에서의 변수값을 위하여 Table 2에서의 값들을 사용하였다.

또한, 연소에 의한 추가 손실을 구하기 위하여 다양한 엔진에 대한 해석 결과, Fig. 6과 같이 대부분의 엔진에서 냉간 압력 손실 대비 10% 수준의 연소에 의한 추가 압력 손실이 발생한다고 하였고, Table 2에서 제시된 압력 손실에서 10%의 추가 손실을 고려함으로써, 기준 면적을 계산하였다.

Table 2. Pressure losses in combustors [12]

$\Delta P_{tot,3-4}/P_{tot,3}$	0.04-0.07 for aircraft engines 0.02 for industrial engines
$\Delta P_{tot,3-4}/q_{ref}$	35 for tubular 25 for turboannular 18 for annular

**Fig. 6.** Pressure loss factor as a function of inlet velocity[12].

3.4. 속도 가정법

Mellor 등[6]은 Fig. 7과 같이 기준 면적(reference area, A_{ref})을 주연소실(dome, A_d)과 애눌러스(annulus, A_A)로 미리 구분한 후, 각 영역에서의 초기 속도를 가정하고, 연속방정식으로부터 각 영역의 면적을 계산하는 방법을 제시하였다. 다양한 연소기에 대한 데이터 분석으로부터 주연소실과 애눌러스의 속도는 Table 3과 같은 범위에서, 아래의 공칭값(nominal value)이 초기 속도로 적절하다고 하였다.

그러나, 상기 속도는 엔진의 설계 관점에 따라 크게 달라진다. 예를 들면, 엔진의 비출력(고출력, 무게, 크기)이 중요하다면, 상기 표의 범위에서 높은 속도 값을 선택하는 것이 바람직하고, 반면에 연비 및 엔진의 안정성이 더욱 중요한 설계 인자라면 낮은 범위에서의 초기 속도 선택이 바람직하다[6].

각 영역에서의 초기 속도가 정해진다면, 아래의 연속방정식 등으로부터 기준 면적이 계산된다.

$$A_{ref} = A_d + A_A \quad (12)$$

$$A_d = \frac{\dot{m}_d}{\rho_3 V_d}, \quad A_A = \frac{\dot{m}_A}{\rho_3 V_A} \quad (13)$$

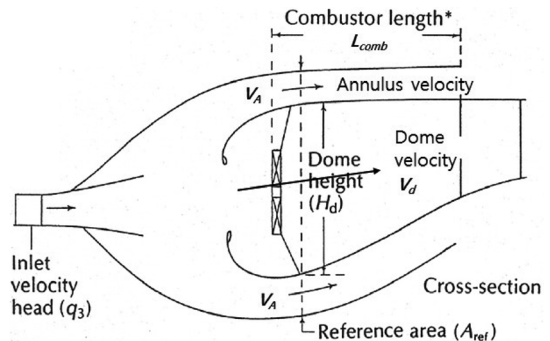
**Fig. 7.** Definition of dome and annulus area[6].

Table 3. Typical dome and annulus velocities [6]

Velocity [m/s]	Nominal value	Range
Dome (V_d)	9	7-12
Annulus (V_A)	50	35-60

여기서, 주연소실로 유입되는 공기의 유량(\dot{m}_a)은 전체 유입 유량의 20-30%의 범위에서 초기 가정된 후, 기준 면적을 통한 연소기 전체 크기 및 형상을 결정하고, 각 영역에 대한 세부 유량 배분 과정을 통하여 \dot{m}_a 를 업데이트하고, 이에 따른 기준 면적을 재계산하게 된다. 연소실과 애놀러스 유량에 대한 배분 과정은 추후 연구에서 더 자세히 다루게 될 예정이다.

3.5. 각 기준 면적 계산 방법의 비교

각 연소기 크기 결정 방법에 따른 기준 면적과 기준 속도를 비교하였다. 이를 위하여 가상의 터보제트 환형 연소기에 대한 임의의 입출구 조건을 가정하였고, Table 4와 같다.

Table 4에서의 데이터로부터 계산된 엔진의 기준 면적(reference area)과 기준 속도(reference velocity)를 비교하면 Table 5와 같다. Lefebvre와 Sarabanamuttoo 방법에서는 대상 엔진의 형상인 환형(annular) 연소기의 값을 적용하였고, 속도 가정법에서의 대상 엔진의 비출력을 주요 설계 목표로 가정하여 Table 3에서 제시된 속도 범위에서 높은 속도값인 $V_d = 11$ m/s, $V_A = 55$ m/s의 값을 사용하였다.

Table 4. Examples of cycle analysis for sample engine design

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

Table 5. Comparisons of reference values

	Pressure loss approach		Velocity approach
	1) Lefebvre	2) Saravanamuttoo	3) Mellor
A_{ref} [m ²]	0.071	0.074	0.074
V_{ref} [m/s]	28.933	27.841	27.691

표의 계산 결과에서 보이듯이, 기준 속도와 면적에서 세 방법 모두 큰 차이를 보이고 있지는 않다. 그러나 실제 연소기 설계시, 압력 손실과 연소실 및 애놀러스에서의 속도를 얻기 위해서는 다양한 방법의 이론 및 실험식이 적용되어야 하고, 계산 결과를 토대로 여러 반복 과정이 필요하게 된다[3-12]. 또한, 현재 이미 개발 완료된 연소기의 성능 데이터와 형상 설계 데이터를 입수하여 현재의 연구에서 제시한 크기 결정 방법에 대한 결과를 검증해 볼 필요가 있다.

4. 결론

본 연구에서는 항공용 가스터빈 엔진의 연소기 설계를 위한 개발 순서 및 기본 설계에 대한 개념과 기초 절차가 소개되었다. 또한 기본 프로그램 개발을 위한 프로젝트의 첫걸음으로 연소기 설계시 가장 먼저 요구되는 기준 면적과 기준 속도를 정의하는 다양한 방법에 대하여 고찰하였고, 이러한 고찰 결과에 대한 데이터베이스화를 통하여 샘플 엔진에 대한 임의의 연소기 입출구 가정으로부터, 각 접근 방법을 사용 시에 기초 연소기 사이징 결과를 비교하였다.

현재의 연구에서는 가정된 압력 손실 및 속도값에 대한 1차적인 크기 결정 과정만이 소개되었으나, 향후 연구에서는 이에 대한 추가 검증 과정이 필요할 것으로 사료된다. 또한, 이미 개발 완료된 연소기의 성능 및 형상 데이터를 입수하여 본 프로그램을 통하여 계산된 연소기 크기에 대한 검증 절차를 확립해 나갈 계획이다.

참고문헌

- [1] 김대식, “열음향 해석 모델을 통한 가스터빈 연소기에서의 선형 안정성 분석”, 한국연소학회지 제17권 제2호, pp.17-23, 2012.
- [2] Edwards, T., “Liquid Fuels and Propellants for Aerospace Propulsion:1903-2003”, Journal of propulsion and power, Vol.19, No.6, 2003.
- [3] 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.
- [4] 김대식 등, “가스터빈 연소기 기본 설계 기법 소개”, 제 46회 KOSCO SYMPOSIUM 초록집(2013년도 춘계학술대회), pp. 25-26, 2013.
- [5] Rolls-Royce, “The Jet Engine”, Rolls-Royce plc 2005, ISBN 0-902121-2-35.
- [6] Mellor, A. M., “Design of Modern Turbine Combustors”, Academic Pres 1990, ISBN 0-12-490055-0.

-
- [7] Lefebvre, A. H., et al., "Gas Turbine Combustion", 3rd edition, CRC Press 2010, ISBN 978-1-4200-8604-1.
- [8] Mattingly, J. D., et al., "Aircraft engine design", 2nd edition, AIAA 2002, ISBN 1-56347-538-3.
- [9] Singh, R., et al., "Lecture notes of gas turbine combustion", Cranfield University Short Course, 2013.
- [10] Walsh, P., "Gas turbine performance", 2nd edition, Blackwell publishing 2004, ISBN 0-7918-0211-6.
- [11] Burrus, D. L., et al., "Energy efficient engine(E3)-Combustor test hardware detailed design report", NASA Report, NASA-CR-168301, 1984.
- [12] Saravanamuttoo, H., "Gas turbine theory", 6th edition, Pearson Prentice Hill 2009, ISBN 978-0-13-222437-6.
- [13] Graves, C. C., et al., "Basic considerations in the combustion of hydrocarbon fuels with air", NACA Report 1300, 1959.
-

논문접수일 : 2013. 07. 13

심사완료일 : 2013. 09. 15