

## 연료의 미립화 및 증발 특성 데이터를 이용한 가스터빈 연소기 사이징 기법 고찰

김대식<sup>†</sup> · 진유인<sup>\*</sup> · 황기영<sup>\*</sup> · 민성기<sup>\*</sup>

### Review on the Gas Turbine Combustor Sizing Methodologies using Fuel Atomization and Evaporation Characteristics

D. Kim, Y. I. Jin, K. Y. Hwang and S. K. Min

**Key Words:** Gas turbine combustor(가스터빈 연소기), Preliminary design(기본 설계), Sauter mean diameter(SMD), Combustion efficiency(연소 효율), Combustor sizing(연소기 크기 결정)

#### Abstract

The current paper reviews the main characteristics and the operating principles of major fuel atomizers used for gas turbine combustors, including various empirical SMD equations for each atomizers. We have summarized various methodologies for evaluation of the combustion efficiency and for combustor sizing from the selected SMD data. It is found that the combustor sizing as well as the combustion efficiency are totally dependent upon the SMD calculation results, which means that special cares should be taken in choosing the SMD empirical equations.

#### 기호설명

$\sigma$  : 표면장력 [N/m]  
 $\mu$  : 점성계수 [m<sup>2</sup>/s]  
 $\dot{m}$  : 질량유량 [kg/s]  
 $P$  : 압력 [Pa]  
SMD : Sauter Mean Diameter [m]  
 $\rho$  : 밀도 [kg/m<sup>3</sup>]  
 $t$  : 유막두께 [m]  
 $\theta$  : 연소 파라미터  
 $\theta_s$  : 분무각 [deg]  
 $u_r$  : 상대속도 [m/s]

$d_0$  : 오리피스 출구 직경 [m]  
 $C$  : 실험상수  
 $\eta_c$  : 연소효율  
 $V$  : 부피 [m<sup>3</sup>]  
 $t_{res}$  : 액적 잔류 시간 [sec]  
 $k$  : 열전도도 [J/msK]  
 $C_p$  : 정압비열 [J/kgK]  
 $B$  : 질량 전달 상수  
 $f$  : 질량 분율  
 $T$  : 온도 [K]  
 $\lambda_{eff}$  : 증발 상수 [mm<sup>2</sup>/s]

#### Subscripts

3 : 연소기 입구  
 $c$  : 연소기  
 $a$  : 공기  
 $f$  : 연료

Received: 02 Jun 2014, Received in revised form: 05 Sep 2014, Accepted: 06 Sep 2014)

<sup>\*</sup>국방과학연구소 제4본부

<sup>†</sup>책임저자, 회원, 강릉원주대학교 기계자동차공학부

E-mail : dkim@gwnu.ac.kr

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

## 1. 서 론

가스터빈 연소기의 개발 과정에서 기본 설계(preliminary design) 단계에서는 전체 엔진의 성능 해석(performance evaluation) 및 사이클 분석(cycle analysis) 결과와 엔진이 사용되는 환경에서 형상에 대한 제한 사항들에 대한 정보로부터, 연소기의 개략적인 형상과, 디퓨저, 라이너, 인젝터 등 연소기의 주요 구성 요소들의 종류 및 크기를 결정하게 된다. 여기서 얻어진 개략적인 데이터들은 열해석, 전산유동해석, 구조 및 수명 해석 등의 각종 분석 단계를 통하여 최적화한 후, 상세 설계 과정에 들어가게 된다<sup>(1-6)</sup>.

이로부터, 기본 설계 결과에 따라 이후 상세 설계 및 해석 과정에서의 시행착오로 인한 설계비용 및 개발 기간에도 크게 영향을 미치게 된다. 그러나 기본 설계 단계는 각 엔진 제조사의 개발 경험 및 각종 실험식과 기존 유사 엔진의 설계 데이터에 의존하는 경우가 대부분이다<sup>(3-6)</sup>. 이러한 이유로 기본 설계 과정에 대한 구체적인 기술 자료를 찾는 것은 매우 제한적일 수밖에 없고, 국내의 기본 설계 과정에 대한 기술 내재화가 어려웠던 이유이기도 하다. 따라서 국내에서의 가스터빈 수요 증가와 더불어, 세부 핵심 기술 개발에 대한 관심과 노력이 증가하고 있는 시점에서 본 연구에서와 같이 기본 설계 단계에서의 기술 정립과 데이터 확보를 위한 연구는 매우 중요한 부분이라고 할 수 있다.

이러한 일련의 과정으로 저자들은 연소기 설계에 대하여 2편의 논문에 걸쳐서 설계에 대한 기본 이론을 소개한 바가 있다<sup>(1,2)</sup>. 그러나 이 결과에서는 분무 데이터가 연소기 설계에 미치는 영향과 사이징 기법에 대한 내용은 자세한 언급이 다루어지지 못하였다.

본 논문에서는 기본 설계 과정 중에서 중요한 요소 중의 하나인 인젝터의 종류 및 각각의 특성들에 대하여 고찰하고, 각 분무기별로 그동안 수행되었던 각종 실험식을 통한 각 인젝터의 분무 특성을 정리하고, 수집된 분무 데이터와 연소 효율의 관계로부터 기본 설계 단계에서 1차적으로 요구되는 연소기 크기 결정 방법에 대하여 소개하고자 한다.

## 2. 항공용 가스터빈 연료 노즐

주로 액체 연료를 사용하는 항공용 가스터빈 연소기에서 연료 분사 시스템의 주목적은 연료를 연소 영역에 효과적으로 전달하고, 미립화된 입자들이 연소 전에 공기와 잘 섞이도록 하는 것이다. 크게 베이퍼라이저(vaporizer)와 연료 스프레이 노즐(fuel spray nozzle) 두 가지 종류로 구분될 수 있고, 연료 스프레이 노즐은 다시 미립화 원리에 따라, 압력식 분무기(pressure atomizer), 2-유체 분무기(twin-fluid atomizer) 및 회전형 분무기(rotary atomizer)<sup>(7)</sup>로 나눌 수 있다.

### 2.1 베이퍼라이저(vaporizer)

베이퍼라이저는 타 연료 노즐과 비교하여, 가장 단순하며, 제조 단가가 낮고, 경량인 관계로 초기 가스터빈 엔진 연소기에서 가장 많이 사용되었던 연료 노즐이다<sup>(8)</sup>.

Fig. 1은 베이퍼라이저가 장착된 환형(annular) 연소기의 개략도를 보여준다. 연료가 공급관(fuel feed tube)을 통하여 연료와 공기의 혼합을 촉진하기 위하여 설계된 “L- or T-shaped” 튜브로 분사되고, 이곳에서 연료와 공기 혼합기가 형성된다. 그림에서 보이듯이 베이퍼라이저는 연소실의 고온 화염부에 위치하기 때문에 화염의 온도를 이용하여 연료 증발에 사용하게 된다.

이러한 형태의 노즐의 가장 큰 장점은 전술하였듯이, 압력식 노즐에 비하여 간단한 형태의 구조를 가지고 있으며, 저용량의 펌프를 사용하는 관계로 상대적으로 연소기 설계를 경량으로 유지할 수 있다는 것이다. 그러나 베이퍼라이저의 냉각이 연료의 증발에 의존하는 관계로, 엔진 감속 시에는 연료의 분사량이 급격히 감소하면서, 노즐이 과열되기 쉽다. 또한, 엔진 시동과 같이 연소실 분위기 온도가 아직 낮은 경우에는 연료의 증발 특성이 악화된다<sup>(8,9)</sup>. 따라서 Fig. 2에서 보이듯이 연소기

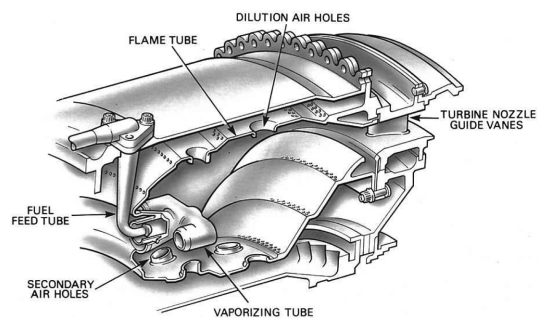


Fig. 1 Annular combustor equipped with a vaporizer<sup>(8)</sup>

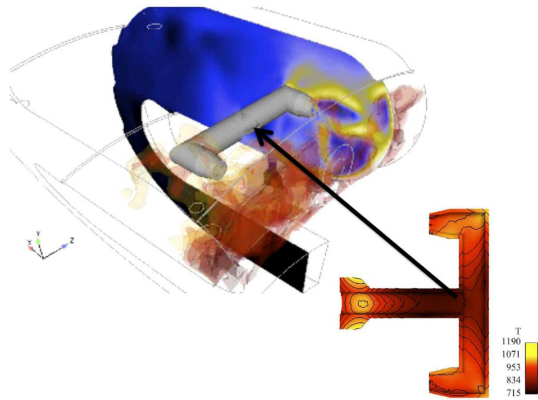


Fig. 3 Example of simplex atomizer<sup>(13)</sup>

내부에서 베이퍼라이저의 열해석 과정이 필수적으로 수반되어야 한다.

2.2 연료 스프레이 노즐(fuel spray nozzle)

2.2.1 압력식 분무기(pressure atomizer)

압력식 분무기는 유체에 가하는 압력 에너지를 미립화에너지로 변환하는 개념으로서<sup>(10-13)</sup>, 연료를 접선 운동 방향을 갖는 스웰 체임버(swirl chamber)를 통과하여, 연료가 노즐 출구 오리피스를 통과하면서 분사되는 구조를 갖는 분무기이다. 압력식 분무기의 무화 특성은 분사 압력과 스웰비에 의존하며, 크게 심플렉스(simplex) 분무기와 듀플렉스(duplex) 분무기로 구별될 수 있다.

1) 심플렉스(simplex)

심플렉스는 단일 연료관을 갖는 압력식 분무기로서, 1950년대부터의 터보제트(turbo jet) 엔진에 꾸준히 사용되는 노즐이다<sup>(13)</sup>. Fig. 3은 심플렉스 분무기의 한 예를 보여준다. 이러한 종류의 노즐은 고압 분사 조건에서는 우수한 미립화 특성을 보이나, 낮은 엔진 속도나 고고도(high altitude) 조건과 같이 연료 분사 압력이 낮은 운전 조건에서는 미립화 특성이 악화되는 것으로 알려져 있

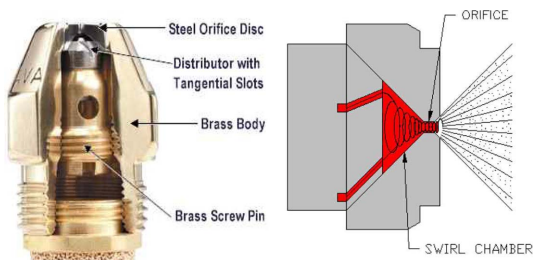


Fig. 4 Schematic diagram of duplex atomizer<sup>(14)</sup>

다<sup>(6,10)</sup>.

2) 듀플렉스(duplex) 분무기

듀플렉스는 전술한 심플렉스의 단점을 극복하기 위해 개발된 분무기로서, Fig. 4에서 보이는 바와 같이 안쪽의 파일럿(pilot) 노즐관(또는, primary nozzle이라고도 함.)과 바깥쪽의 주(main) 노즐관(또는 secondary nozzle이라고도 함.)의 두 개의 연료관으로 구성된다<sup>(8,14)</sup>. 연료 유량이 작을 경우, 연료는 주연료관을 사용하지 않고, 파일럿 노즐의 직경이 작은 오리피스를 통하여만 분사되어, 상대적으로 고압 분사를 통한(동일 유량이 두 개의 연료관으로 분사될 때 대비하여) 향상된 미립화 특성을 얻을 수 있다. 또한, 유량이 증가할 경우에는 두 개의 연료관이 모두 열리게 되어 안정적인 연료 유량 공급이 가능하게 된다. 따라서 심플렉스와 비교하여 듀플렉스는 동일 연료 분사 압력으로 더욱 넓은 범위에서 뛰어난 미립화 특성을 보이는 특성이 있다. 그러나 한 개의 연료관 개방에서 두 개의 연료관으로 확장되는 과도기적인 연료 유량의 운전 구간에서는 순간적인 미립화 특성의 악화가 불가피하다<sup>(6,8)</sup>.

2.2.2 2-유체 분무기(twin-fluid atomizer)

전술하였듯이 압력식 분무기는 액체만을 고압으로 분사하여 주위 기체와의 급격한 압력차와 충돌, 확산 등에 의해 연료를 미립화하는 반면에, 공기 충돌형 분무기(airblast atomizer)로 대변되는 2-유체 분무기(Fig. 5)는 액체와 기체를 동시에 분사시켜 미립화하는 노즐로서, 고속의 기체와 저속의 액체가 상호충돌, 혼합, 마찰 등에 의해 미립화가 이루어진다<sup>(15,16)</sup>. 이러한 원리로, 저압 분사로도 뛰어난 미립화 특성을 얻을 수 있고, 극부적인 농후 혼합기 영역도 줄일 수 있어 입자상물질과 같은 유해배출가스 저감에도 뛰어난 특성을 가지고 있다. 또한, 노즐 내부의 선회 유동은 연소기 내부에서 재순환

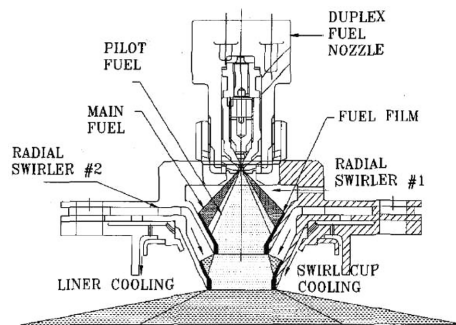


Fig. 5 Schematic diagram of airblast atomizer<sup>(8)</sup>

영역을 형성시켜 화염 안정화에 기여하는 장점이 있다. 따라서 별도의 공기 공급 장치가 필요하고, 시동 시와 같이 공기 속도가 낮은 운전 구간에서 미립화 특성이 악화된다는 단점에도 불구하고, 항공용, 선박용, 산업용 등 대부분의 가스터빈 엔진에 적용되고 있다<sup>(8)</sup>.

### 3. 분무기별 미립화 특성

전술하였듯이, 연소기의 기본 설계는 연소기 입출구 조건으로부터, 연소기의 기본적인 형상 및 대략적인 크기를 결정하는 단계이다. 연소기의 크기를 결정하는 방법 중에서, Cranfield University<sup>(6)</sup> 등 유럽 지역 가스터빈 개발 기관에서 많이 사용되는 방법이 연소기의 전체 연소 효율을 유추한 후에, 이로부터 다양한 준실험식(semi-empirical equation)을 이용하여 초기 연소기의 크기를 결정하는 것이다.

연소 효율은 크게 1) 혼합기의 반응 속도(reaction rate), 2) 연료 공기 혼합 속도(mixing rate)와 3) 연료의 증발 속도(evaporation rate)에 의하여 결정된다. 이 중에서 설계하고자 하는 연소기가 반응 속도 및 혼합 속도는 매우 빠르다고 가정할 수 있고, 상대적으로 연소 효율이 연료의 증발 속도에 의하여 결정된다고 하면, 기본 설계 단계에서 연료 노즐의 미립화 특성 데이터 확보는 연소기 기본 설계의 선결 조건이어야만 한다<sup>(3-6)</sup>.

그러나 기본 설계 단계에서 인젝터의 구체적인 형상과 분사되는 연소기의 유동 환경에 대한 정보가 결정되지 않은 상태에서 CFD 또는 실험에 의하여 SMD를 포함한 노즐의 분무 특성을 평가하는 것은 불가능하다. 따라서 기본 설계 단계에서의 분무 특성 평가를 위해서는 기존의 다양한 연구 그룹에서 각 분사 노즐별 실험 및 해석에 의하여 얻어진 경험식으로부터 SMD와 같은 분무 특성을 미리 예측하여 기본 설계에 사용하는 방안이 적용되고 있다<sup>(4,6)</sup>. 이를 위하여 다음 절에서는 현대의 가스터빈 엔진의 연소기에 가장 보편적으로 사용되고 있는 압력식 분무기와 2-유체 분무기의 SMD Equations을 소개하고자 한다.

#### 3.1 압력식 분무기의 SMD Equations

노즐을 통하여 분사되는 연료의 미립화 과정은 매우 다양한 물리적 현상이 서로 연관되어 있어서 하나의 식으로 SMD와 같은 평균 입자 크기를 정확하게 묘사하는 것은 매우 어려운 문제이다. 그럼에도 불구하고, 지

난 수십 년 동안의 연구로부터, 평균 입자 사이즈는 액체의 표면장력( $\sigma$ ), 점성계수( $\mu_f$ ), 질량유량( $\dot{m}_f$ )과 노즐 차압( $\Delta P_f$ )의 함수로 표현될 수 있고, 초기 연구들<sup>(3,4,17)</sup>에서는 다음의 실험식을 제안하였다.

$$SMD = C \sigma^a \mu_f^b \dot{m}_f^c \Delta P_f^d \quad (1)$$

where,  $C, a, b, c, d$ : empirical constants

그러나 이후 다양한 연구 그룹에 의하여 각종 압력식 분무기의 미립화 데이터의 고찰로부터, 식 (1)의 변수들 이외에도 주변 공기 또는 연료의 밀도에도 크게 의존한다고 하였으며, 다음 실험식들이 각각 제안되었다.

Radcliffe's equation<sup>(18)</sup>;

$$SMD = 7.3 \sigma^{0.6} \mu_f^{0.2} \rho_f^{-0.2} \dot{m}_f^{0.25} \Delta P_f^{-0.4} \quad (2)$$

Jasuja's equation<sup>(19)</sup>;

$$SMD = 4.4 \sigma^{0.6} \mu_f^{0.16} \rho_f^{-0.16} \dot{m}_f^{0.22} \Delta P_f^{-0.43} \quad (3)$$

Lefebvre's equation<sup>(20)</sup>;

$$SMD = 2.25 \sigma^{0.25} \mu_f^{0.25} \dot{m}_f^{0.25} \Delta P_f^{-0.5} \rho_a^{-0.25} \quad (4)$$

Lefebvre<sup>(20)</sup>가 제안한 식 (4)는 압력식 분무기뿐만 아니라, 검증을 통하여 공기 충돌형 분무기에도 적용 가능하다고 설명하였다.

또한, Wang *et al.*<sup>(21)</sup>은 추가적인 연구를 통하여 액적 크기는 내부 수력학적 힘과 외부 공기역학적 힘의 복합적인 요소에 의한 표면 불안정(surface instabilities)의 영향으로 다음의 실험식을 제안하였다.

$$SMD = 4.52 (\sigma \mu_f^2 / \rho_a \Delta P_f)^{0.25} (t \cos \theta_s)^{0.25} + 0.39 (\sigma \rho_f / \rho_a \Delta P_f)^{0.25} (t \cos \theta_s)^{0.75} \quad (5)$$

#### 3.2 2-유체 분무기의 SMD Equations

2-유체 분무기에서의 미립화 특성은 Nukiyama<sup>(22)</sup>에 의하여 처음 연구 결과가 발표되었고, 그들은 식 (6)과 같은 실험식을 제안하였다.

$$SMD = 0.585 (\sigma / \rho_f \mu_r^2)^{0.5} + 53 (\mu_f^2 / \sigma \rho_f)^{0.225} (\rho_f \dot{m}_f / \rho_a \dot{m}_a)^{1.5} \quad (6)$$

이후 2-유체 분무기의 미립화 특성에 대한 다양한 연구 결과가 발표되었고, 다음의 실험식들이 제시되었다.

Rizk equation<sup>(23)</sup>;

$$SMD = 0.48d_0 \left( \frac{\sigma}{\rho_a u_r^2 d_0} \right)^{0.4} \left( 1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \right)^{0.4} + 0.15d_0 \left( \frac{U_f^2}{\sigma \rho_f d_0} \right)^{0.5} \left( 1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \right)^{1.0} \quad (7)$$

Shanawany equation<sup>(24)</sup>;

$$SMD = 0.33d_0 \left( \frac{\sigma}{\rho_a u_r^2 d_0} \right)^{0.4} \left( \frac{\rho_f}{\rho_a} \right)^{0.1} \left( 1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \right) + 0.068d_0 \left( \frac{U_f^2}{\sigma \rho_f d_0} \right)^{0.5} \left( 1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \right) \quad (8)$$

한편 Goris<sup>(25)</sup>는 Webber number ( $We = \rho_f u_r^2 d_0 / \sigma$ )가 증가할 경우(예, 고압 분사 조건 또는 2-유체 분무기에 서 공기의 속도가 매우 빠를 경우), 식 (7), (8)보다는 다음의 식이 더욱 적합하다고 하였다.

$$SMD/d_0 = 1.5[1 + CWe/(1 + \dot{m}_f/\dot{m}_a)]^{-1} \quad (9)$$

임의의 분무기의 SMD 특성을 전 분사 조건에 걸쳐서 하나의 SMD 실험식으로 모두 만족스러운 예측 결과를 얻는 것은 불가능할 것이다. 그러나 서론에서도 언급한 바와 같이, 아직 연소기뿐만 아니라 분무기의 세부 설계 인자도 결정되지 않은 기본 설계 단계에서는 이번 절에서 소개된 실험식들이 SMD 평가에 유용한 도구가 될 수 있다. 또한, 이러한 SMD에 대한 예측 값은 초기 연소 효율 및 이로부터 연소기의 대략의 크기를 산정하는 자료로 활용되며, 이에 대한 세부 내용은 다음 절에서 소개된다.

#### 4. SMD를 이용한 연소효율 계산 및 연소기 사이징 기법 소개

##### 4.1 연소 효율

일반적인 연소시스템에서 연소 효율은 반응률(reaction rate), 혼합률(mixing rate), 증발률(evaporation rate)의 3가지 인자에 의하여 결정된다. 그러나 Mellor<sup>(3)</sup>에 따르면, 가스터빈 연소기의 연소 속도 및 효율은 반응률과 증발률에 의하여 제어되는 관계로, 다음의 식으로 표현할 수 있다고 하였다.

$$\eta_c = \eta_{c\theta} \times \eta_{ce} \quad (10)$$

증발률에 따른 연소 효율( $\eta_{ce}$ )은 전체 공급된 연료의 질량유량에 대한 증발된 연료 유량의 비로서, 식 (11)과 같이 정의할 수 있고, 이를 다시 정리하면 식 (12)와 같이 나타낼 수 있다<sup>(4, 6)</sup>.

$$\eta_{ce} = \frac{\dot{m}_f t_{res}}{\rho_a V_f f_c} \quad (11)$$

$$\eta_{ce} = \frac{8(k/C_p) \ln(1+B) t_{res}}{\rho_f SMD} \quad (12)$$

한편, 식 (12)로부터, 모든 연료가 완전히 증발될 수 있는(즉,  $\eta_{ce} = 1$ ) 임계 입경 크기( $SMD_{crit}$ )가 다음과 같이 유도된다.

$$SMD_{crit} = \sqrt{8 \left( \frac{k}{C_p} \right) \frac{1}{\rho_f} \ln(1+B) t_{res}} \quad (13)$$

즉, 이전 절에서 제시된 SMD equations로부터 계산된 분무 입경이 식 (13)에서의  $SMD_{crit}$  보다 작다면, 모든 연료가 증발이 완료된 상태(즉,  $\eta_{ce} = 1$ )로 해석되고, 이때의 전체 연소 효율은 만의 함수가 된다. 이전 저자들의 연구<sup>(1,2)</sup>에서는 연소 효율을 통한 기본설계 단계에서의 1차 연소기 사이징 기법을 자세히 소개한 바가 있다. 식 (14)는 연소 속도가 반응률에 의하여 제어될 때 적용할 수 있는 반실험식(semi-empirical equation) 기반의 연소효율과 연소기 부피( $V_c$ ) 사이의 관계식을 나타낸 것이다<sup>(4)</sup>.

$$\eta_c = \eta_{c\theta} = 1 - \exp \left[ \frac{-0.022 P_3^{1.3} V_c \exp(T_3/400)}{f_c \dot{m}_3} \right] \quad (14)$$

그러나 만일 계산된 SMD가  $SMD_{crit}$  보다 크다면, 이는 증발률이 전체 연소시스템의 속도를 결정하게 되고, 이때는 Lefebvre<sup>(4)</sup>, Knapton<sup>(26)</sup> 및 Grech<sup>(27)</sup> 등 다양한 연구그룹들은  $\eta_c$ 와 연소기 부피( $V_c$ )의 관계를 위하여 다음의 실험식을 제시하였다.

$$\eta_c = \eta_{ce} = 1 - \exp \left[ \frac{-36 \times 10^{-6} P_3 V_c \lambda_{eff}}{T_c SMD^2 f_c \dot{m}_3} \right] \quad (15)$$

참고로, 위 식에서  $\lambda_{eff}$ 는 연료 고유 물성치로 기존 연구자료<sup>(6)</sup>로부터 얻어졌고,  $T_c$ 는 각 운전 조건에서 단열화염온도로 가정하였다<sup>(28)</sup>.

##### 4.2 연소기 크기 결정 예

전술하였던 SMD equations과 연소효율에 대한 관계 식으로부터 연소기 부피( $V_c$ ) 결정에 대한 설계 예를 이번 절에서 소개하고자 한다. 이를 위하여 가상의 티보제트 환형 연소기에 대한 성능 해석을 수행하였으며, 이에 따른 연소기 입구 주요 조건은 Table 1과 같다.

또한, 각종 계산을 위하여 사용된 연료 및 공기의 물성치는 Table 2와 같다. 연소 가스 물성치는 대상 연료인 케로신을 기준으로 Table 1 조건에서 NASA의

Table 1 Combustor inlet conditions

Inlet pressure, $P_{t,3}$ [Pa]	409,396
Inlet temperature, $T_{t,3}$ [K]	468
Inlet air flowrate, $\dot{m}_3$ [kg/s]	5.696
Fuel flowrate, $\dot{m}_f$ [kg/s]	0.125
Fuel temperature, $T_f$ [K]	298
Fuel	Kerosene

Table 2 Fuel/air/gas properties

Fuel viscosity, $\mu_f$ [m <sup>2</sup> /s]	804
Fuel density, $\rho_f$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$1.32 \times 10^{-3}$
Surface tension, $\sigma$ [N/m]	0.0277
Air density, $\rho_a$ [kg/m <sup>3</sup> ]	3.221
Combustion gas temperature, $T_c$ [K]	2,272
Specific heat of the gas, $C_{p,g}$ [J/kgK]	2,191
Mass transfer number, $B$	3.75

CEA(chemical equilibrium with applications) 프로그램<sup>(28)</sup> 결과 값을 사용하였고, 연소 전 공기와 연료의 물성치는 Lefebvre<sup>(4)</sup>의 값을 참조하였다. 기타 본 논문에 적용된 각종 물성치들은 참고문헌<sup>(26,27)</sup>에서 제시된 값들이 동일하게 적용되었다.

우선 연소기 부피 결정을 위하여 설계 대상 연소기의 연소 반응 속도 결정 인자가 무엇인지를 판단하여야 한다. 이를 위하여 유용한 변수는 식 (13)에서 제시한 임계 평균 입경을 계산하는 것이다. 본 연구에서 Table 1과 2에서 주어진 변수와 조건들로부터 계산된  $SMD_{crit}$ 는 58.8  $\mu\text{m}$ 이었다.

Table 3은 3.1절에서 소개된 압력식 분무기의 각종 실험식을 통해 예측된 SMD 계산 결과를 보여준다. 계산을 위하여 노즐 차압( $\Delta P_f$ )은 Lefebvre가 사용하였던 0.7 bar의 값이 적용되었다<sup>(20)</sup>.

Table 3에서 보이듯이, 어떤 실험식에 사용하느냐에

Table 3 Calculated SMD for pressure atomizer

Radcliffe equation, Eq. (2)	101.3 $\mu\text{m}$
Jasuja equation, Eq. (3)	78.2 $\mu\text{m}$
Lefebvre equation, Eq. (4)	65.6 $\mu\text{m}$
Wang equation, Eq. (5)	26.7 $\mu\text{m}$

Table 4 Calculated SMD for airblast atomizer

Lefebvre equation, Eq. (4)	65.6 $\mu\text{m}$
Rizk equation, Eq. (7)	59.7 $\mu\text{m}$
Shanawany equation, Eq. (8)	83.4 $\mu\text{m}$
Goris equation, Eq. (9)	91.7 $\mu\text{m}$

따라 동일 조건에서 예측되는 SMD의 계산 결과 값은 크게 달라짐을 알 수 있다. 또한, Wang 실험식을 제외한 나머지 SMD 경험식들은 모두 동일 조건에서 얻어진  $SMD_{crit}$ (=58.8  $\mu\text{m}$ )를 크게 웃도는 것으로 나타났다. 이러한 차이점은 각각의 경험식이 제시되었던 실험 조건이 연료 유량, 분사 압력, 분위기 압력, 연료의 상대 운동량 등에 따라 다소 존재하게 된다<sup>(3,5,6)</sup>. 따라서 분무 데이터를 계산할 때는 설계 조건에 부합하는 실험식을 선택하는 것이 매우 중요하다.

한편 Table 4는 3.2절에서 소개된 2-유체 분무기의 SMD 예측 결과이다. 이를 위하여 Mattingly<sup>(5)</sup> 및 Mellor<sup>(3)</sup>의 설계 데이터에 따라 연료 유량과 미립화용 보조 공기 유량의 비( $\dot{m}_d/\dot{m}_f$ )는 0.333(즉, 공기 유량이 연료 유량의 약 3배)으로 고정되었다.

압력식 분무기의 결과와 마찬가지로, 2-유체 분무기의 미립화 결과도 사용하는 식에 따라 SMD의 결과에 있어서 큰 차이가 발생함을 알 수 있다. 이러한 값들 중에서 어떤 SMD를 선택해야 하는지에 대한 판단은 현실적으로 매우 어려운 문제이다. 실제 개발 과정에서는 최종 실험을 통해서만이 정확한 SMD의 결과를 얻을 수 있을 것이다. 그러나 이러한 최종 실험에 이르기 전까지의 수많은 연소기 설계 과정에서는 본 연구에서 소개하고 있는 SMD와 연소 효율의 관계로부터, 연소기 부피 결정 단계뿐만 아니라, 화염 안정성 평가 및 점화 성능 평가 등 많은 곳에서 분무기의 SMD 데이터가 직간접적으로 사용되고 있다<sup>(3-6)</sup>.

따라서 기본 설계 단계에서 분무기의 SMD 평가는 필수적이고, 어떤 실험식을 사용하는 것이 가장 합리적인가에 대한 평가는 기존의 유사 엔진 연소기 및 노즐의 설계 경험 및 데이터에 크게 의존할 수밖에 없다.

마지막으로 본 연구에서는 계산된 SMD로부터 연소기 크기를 결정하는 예를 소개하기 위하여, 상기 실험식들 중에서 압력식 및 2-유체 분무기에 모두 적용 가능하고, 기본 설계 단계에서 일반적으로 사용되는 실험식 중의 하나이며 또한 Table 1에서 요약된 본 설계 조건과 가장 부합하는 Lefebvre 식(식 4)의 결과를 통하여 연소

Table 5 Estimation of combustor volume (by Lefebvre SMD equation)

Combustion efficiency controlled by evaporation	0.81
Combustor volume calculated by evaporation eff., Eq. (15)	$1.581 \times 10^{-3} \text{ m}^3$
*Reference Combustor volume calculated by reaction eff., Eq. (14)	$1.536 \times 10^{-3} \text{ m}^3$

효율 및 연소기 체적 계산 결과를 Table 5에 정리하였다. 표에서 보이듯이, 연소 시스템이 증발율이 아닌 반응률에 의하여 결정될 경우를 가정하였을 때, 동일 조건에서 식 (14)에 의하여 계산된 연소기 체적을 함께 비교하였다(이 때,  $\eta_c = \eta_{c\theta} = 0.96$  으로 가정). 두 계산 결과에 의한 부피 차이는 약 3% 수준인 것으로 나타났다. 또한, Table 4에서 요약된 다른 분무 데이터가 사용되었을 경우, SMD가 클수록 증발에 연소효율값이 감소하는 것으로 나타났으며, 현재 연구의 경우 가장 SMD가 컸던 식 (9)를 적용할 때 효율이 73%인 것으로 나타났다.

이러한 과정을 통하여 계산된 연소기 부피는 이 단계에서의 값이 최종 결정된 설계 결과로 사용되지 않고, 기본 설계 단계에서 다시 압력 손실과 연소기 세부 속도값 설정을 통하여 크기의 적정성을 반복, 검토하게 된다. 향후 연구에서는 이에 대한 세부 비교 방법을 제시하고 기존의 연구 결과들을 비교할 계획이다.

### 5. 결 론

본 논문에서는 가스터빈 연소기에 사용되는 연료 분무기들의 종류별 주요 특징과 작동 원리를 고찰하였고, 각 분무기의 SMD 특성 평가를 위한 다양한 실험식을 요약하였다. 이러한 분무기의 SMD 평가로부터 연소 효율을 결정하고, 연소기 기본 설계 단계에서 초기 연소기 부피를 결정하는 방법을 소개하였다.

동일 운전 조건에서도, SMD 실험식에 따라, 분무 특성과, 연소 효율의 예측 값이 크게 달라지고, 이는 다시 연소기 부피 계산에 큰 영향을 미친다는 것을 의미한다. 따라서 실험식의 선택과 각종 변수들의 값 설정 등, 연소기의 기본 설계 단계는 유사 엔진의 설계 경험과 축적 데이터에 크게 의존하게 된다. 이렇게 결정된 초기 연소기 크기는 압력 손실 및 연소기 유량 배분 계산 과

정 등을 통하여 기본 설계 단계에서 결과의 적정성을 다시 검토하게 된다. 향후 연구에서는 이에 대한 세부 내용과 기본 설계 결과물에 대한 성능 평가 방법을 구체적으로 제시할 계획이다.

### 참고문헌

- (1) 김대식, 유경원, 황기영, 민성기, “항공용 가스터빈 연소기 기본 설계 프로그램 개발: Part 1-연소기 크기 결정”, 한국연소학회지, Vol. 19, No. 3, 2013, pp. 54-60.
- (2) 김대식, 유경원, 황기영, 민성기, “항공용 가스터빈 연소기 기본 설계 프로그램 개발: Part 2-공기 유량 배분”, 한국연소학회지, Vol. 19, No. 3, 2013, pp. 61-67.
- (3) A. M. Mellor, “Design of Modern Turbine Combustors”, Academic Press 1990, ISBN 0-12-490055-0.
- (4) A. H. Lefebvre and D. R. Ballal, “Gas Turbine Combustion”, 3rd edition, CRC Press 2010, ISBN 978-1-4200-8604-1.
- (5) J. D. Mattingly, W. H. Heiser and D. T. Pratt, “Aircraft engine design”, 2nd edition, AIAA 2002, ISBN 1-56347-538-3.
- (6) R. Singh, B. Jones and V. Sethi “Lecture notes of gas turbine combustion”, Cranfield University Short Course, 2013.
- (7) 최현경, 이동훈, 유경원, 최성만, “슬링거 연소기의 회전형 분사장치의 분무특성 연구”, 한국액체미립화학회지, Vol. 13, No. 3, 2008, pp. 149-155.
- (8) Rolls-Royce, “The Jet Engine”, Rolls-Royce plc 2005, ISBN 0-902121-2-35.
- (9) J. Amaya, “Unsteady coupled convection, conduction and radiation simulations on parallel architectures for combustion applications”, Ph.D. dissertation, CERFACS, 2010.
- (10) 이동훈, 이강엽, 최성만, “쉬라우드 공기의 선회 유동 특성 변화에 따른 심플렉스 연료 노즐의 분무 특성”, 한국액체미립화학회지, Vol. 9, No. 3, 2004, pp. 35-41.
- (11) 고광웅, 이상용, “단순 와류 분무 노즐에서 분사되는 중공 원추형 액막의 분무각”, 한국액체미립화학회지, Vol. 7, No. 4, 2002, pp. 1-8.
- (12) 길태욱, 김성혁, 김현성, 윤영빈, “축방향 압력섭동에 의해 발생하는 저주파 수력학적 교란이 단일 스웰 인

- 젝터에 미치는 영향 분석”, 한국액체미립화학회지, Vol. 12, No. 1, 2007, pp. 1-10.
- (13) E. O. Olson, “Fuel nozzles for oil burners”, Technical Aspects of Applications of Delvan Inc., 1999.
- (14) 임오강, 최은호, 김성섭, “이중 오리피스 연료 노즐 최적 설계”, 한국전산구조공학회논문집, Vol. 20, No. 4, 2007, pp.407-416.
- (15) 강신재, 오제하, 송기정, 노병준, “이중공기공급 속도비에 따른 이류체 선회분무 특성 연구”, 한국액체미립화학회지, Vol. 5, No. 3, 2000, pp. 27-36.
- (16) 한영민, 양수석, 이대성, “공기충돌형 분무 연료모들의 유동 및 분무특성에 대한 연구”, 한국항공우주학회지, Vol. 29, No. 1, 2001, pp. 88-94.
- (17) M. M. Elkotb, “Fuel atomization for spray modeling”, Progress in Energy and Combustion Science, Vol. 8, 1982, pp. 61-91.
- (18) A. Radcliffe, “Fuel injection”, Princeton University Press, Princeton, NJ, 1960.
- (19) A. K. Jasuja, “Atomization of crude and residual fuel oils”, Journal of Engineering for Power, Vol. 101, No. 2, 1979, pp. 250-258.
- (20) A. H. Lefebvre, “The prediction of Sauter mean diameter for simplex pressure swirl atomizers”, Atomization and Spray Technology, Vol. 3, 1987, pp. 37-51.
- (21) X. F. Wang and A. H. Lefebvre, “Mean drop sizes from pressure swirl nozzles”, Journal of propulsion and power, Vol. 3, No. 1 1987, pp. 11-18.
- (22) S. Nukiyama and Y. Tanasawa, “Experiments on the atomization of liquids in an airstream”, Transaction of the Society of Mechanical Engineering, Japan, Vol. 5, 1939, pp. 68-75.
- (23) N. K. Rizk and A. H., Lefebvre, “Spray characteristics of plain jet airblast atomizers”, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 106, 1984, pp. 639-644.
- (24) M. S. Shanawany and A. H., Lefebvre, “Airblast atomization: the effect of linear scale on mean drop size”, Journal of Energy, Vol. 4, 1980, pp. 184-189.
- (25) N. H. Goris, “Operational characteristics and energy considerations in pneumatic atomizers”, MSME thesis, Purdue University, 1990.
- (26) J. Knapton, L. Rye and C. W. Wilson, “A simplified fuel evaporation mixing model for addition of singular components to multi-component fuels”, Proceedings of the European Combustion Meeting, 2011.
- (27) N. Grech, A. Mehdi, P. K. Zachos, V. Pachidis, and R. Singh, “Effect of combustor geometry on performance of airblast atomizer under sub-atmospheric conditions”, Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, Vol. 6, No. 2, 2012, pp. 203-213.
- (28) NASA computer program for calculating of the chemical equilibrium with applications, NASA Glenn Research Center, Cleveland, OH, <http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/ceaHome.htm>