



## 항공용 가스터빈엔진 연소기 내부 반경 방향 스윌러의 스윌수 계산

최명환<sup>1</sup>, 신동수<sup>2</sup>, 윤영빈<sup>3</sup>, 구자예<sup>4</sup>

### Swirl Number of Radial Swirler Design for Combustor in Aero Gas Turbine Engine

Myeong Hwan Choi<sup>1</sup>, Dongsoo Shin<sup>2</sup>, Youngbin Yoon<sup>3</sup> and Jaye Koo<sup>4</sup>

Graduate School, Korea Aerospace University<sup>1,2</sup>

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University<sup>3</sup>

School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University<sup>4</sup>

#### ABSTRACT

Eco-friendly gas turbine combustors are getting attention due to emission regulations. Swirler is important design factor for flame stability and flashback inside the combustor. Design methods of the axial swirler and the radial swirler were discussed and the suitability of the swirl number calculation considering the geometric design variables and the flow loss was examined in the radial swirl for gas turbine combustor. The swirl number of flow was calculated by computational fluid dynamics and compared with swirl number according to each design method.

#### 초 록

최근 배기가스규제로 인하여 친환경 가스터빈연소기가 주목받고 있다. 이때 연소기 내부의 스윌러는 화염안정성 및 역화에 매우 중요한 설계 인자가 된다. 기존 연구자들이 제시한 축 방향 스윌러와 반경 방향 스윌러의 설계방법에 대하여 고찰하고 다양한 가스터빈용 반경 방향 스윌러 중 기하학적 설계변수를 고려한 스윌수 계산과 유동손실을 고려한 스윌수 계산의 적합성을 검토하였다. 전산유체역학을 통해 스윌유동의 스윌수를 계산하고 설계방법에 따라 각각 비교하였다.

**Key Words** : Swirl Number(스윌수), Axial Swirler(축 방향 스윌러), Radial Swirler(반경 방향 스윌러), Gas Turbine Engine(가스터빈엔진)

#### 1. 서 론

스윌은 소용돌이를 의미하며 축 방향으로 나아가는 유동이 접선 방향 속도 성분을 가지게 될 때 나타난다. 이러한 스윌 유동은 유동의 축 방향과 반경 방향의 압력 구배에 영향을 미치게 된다. 스윌의 강

도가 증가하여 강한 스윌이 될 경우에는 축 방향 압력구배가 매우 커져 유동이 축을 따라 역으로 흐르게 되며 유동의 내부에서 재순환 영역을 형성한다. 스윌 유동을 통해 생성된 재순환 영역은 연소기에 있어 많은 역할을 담당하게 된다. 재순환 영역의 크기가 클수록 연소기 내부의 화염은 안정되며 고정

† Received : August 12, 2019 Revised : November 8, 2019 Accepted : November 19, 2019

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Graduate Student, <sup>3</sup> Professor, <sup>4</sup> Professor

<sup>4</sup> Corresponding author, E-mail : jykoo@kau.ac.kr

(Anchoring)된다. 뿐만 아니라 스윙은 화염의 길이를 조절하며 액체 연료를 사용하는 경우 분무의 액적크기에도 관여하게 된다. 이는 화염의 회박가연한계의 범위를 증가시키며 화염 안정성의 척도가 된다. 스윙의 정도는 무차원수인 스윙수(Swirl Number)로 정의되며 스윙을 만드는 장치를 스윙러(Swirler)라 정의한다. 스윙러는 주로 특정 형상에 유동을 통과시키거나 외력을 가하여 접선방향 속도 성분을 증가시키는 방법을 사용한다. 특정 형상에 유동을 통과시키는 경우 크게 두 가지의 스윙러 형태가 존재한다. 축 방향 스윙러(Axial Swirler)와 반경 방향 스윙러(Radial Swirler)이다. 축방향 스윙러의 경우 스윙 유동을 만들기 위하여 가장 기본적으로 채택되어 왔으며 축방향 스윙러가 만들어내는 유동 또한 많은 부분에서 해석되어 이론 및 경험적으로 정리되어있다. 이에 반하여 반경방향 스윙러는 축방향 스윙러에 비하여 상대적으로 스윙 유동에 대한 정의가 덜 정립되어있으며 축방향 스윙러에 관한 연구를 토대로 반경 방향 스윙러에 관하여 여러 이론들이 정립되고 있다[1,2].

두 스윙러가 만들어내는 유동은 결과적으로 비슷한 특성을 가지는 것으로 설명되었으나 최근에 Alkabi는 반경 방향 스윙러가 NOx 배출물에 더 유리하다는 연구결과를 제시하였다[3]. 뿐만 아니라 반경 방향 스윙러가 최근 일반적인 연소기 및 DLE (Dry Low Emission) 연소기에 폭 넓게 사용되고 있으므로 그에 관련한 설계 방법 및 유동 해석이 주목을 받고 있다. 축 방향 스윙러의 스윙수를 도출하는 과정을 반경 방향 스윙러의 설계 방법을 비교 및 검토하고 그에 따라 가스터빈 연소기에 사용되는 반경 방향 스윙러 설계에 어느 방법이 더 적합한지 분석하였다.

## II. 형상에 따른 스윙수 계산

### 2.1 스윙 유동과 스윙수

유동의 접선 속도 성분에 따라 스윙의 강도는 바뀌게 된다. 같은 크기의 유량에서 접선 속도 성분의 크기가 더 큰 유동일수록 축 방향 유동의 속도 성분은 줄어들게 된다. 이는 역압력 구배를 초래하며 유동이 순환되는 재순환 영역을 형성함을 의미한다. Beer와 Chigier는 스윙 유동의 강도를 무차원화하여 나타내었으며 식 (1)과 같이 표현된다. 이는 스윙수(Swirl Number)라 불리며 그 크기에 따라 스윙 강도를 나타낸다[4].

$$SN = \frac{G_\theta}{RG'_x} \quad (1)$$

재순환 영역의 크기와 역압력 구배의 정도에 따라 스윙수가 0.6보다 작으면 약한 스윙(Weak Swirl)이라 칭하며 0.6보다 클 경우 강한 스윙(Strong Swirl)이라 칭한다. 여기서  $G_\theta$ 는 접선 방향 운동량에 대한 축 방향 플럭스(Flux)로 수식은 다음과 같다.

$$G_\theta = \int_0^R \rho U_x U_\theta 2\pi r dr \quad (2)$$

$G_x$ 는 축 방향에 대한 축 방향 플럭스며 수식은 다음과 같다.

$$G_x = \int_0^R \rho U_x^2 2\pi r dr + \int_0^R p 2\pi r dr \quad (3)$$

스윙수는 위의 식을 토대로 계산하게 되며 이때 계산을 위해선 스윙러 내부유동의 정확한 속도와 정압 분포를 알아야한다. 그러나 스윙러를 설계하게 될 때 이러한 정보들은 쉽게 측정하거나 얻을 수 없으므로 흔히 정형화된 스윙러 형상을 토대로 스윙수를 설계하게 된다. 보통  $G_\theta$ 와  $G_x$ 의 속도분포 항은 다양한 스윙러에 대하여 합리적으로 높은 정확도로 도출해 낼 수 있으나  $G_x$ 의 압력 항(두 번째 항)의 경우 스윙러 내부의 기하학적 형상에 따라 압력 분포가 크게 달라지기 때문에 스윙수를 쉽게 도출할 수가 없다. 때문에 스윙유동의 압력항은 보통 생략되며 스윙수는 다음 식 (4a)와 같이 일반적 근사식으로 나타낼 수 있다[4-6].

$$SN = \frac{G_\theta}{RG'_x} \quad (4a)$$

여기서  $G'_x$ 는 다음과 같은 식 (4b)로 나타낼 수 있다.

$$G'_x = 2\pi \int_0^R \rho U_x^2 r dr \quad (4b)$$

### 2.2 축 방향 스윙러

가장 기본적인 축 방향 스윙러는 Fig. 1에 나타내었다. 반지름이  $R$ 인 관내에 곡률이 없는 베인이 일렬로 나열되어있으며 이는 각도  $\alpha$ 만큼 기울어져있다. 이 베인은 반경이  $R_h$ 인 허브에 고정되어있다. 이 때  $G_\theta$ 는 다음과 같이 표현된다[7].

$$G_\theta = \int_{R_h}^R \rho U_x U_\theta 2\pi r dr \quad (5)$$

이는 간단하게 식 (6)과 같이 축약될 수 있다. 여기서  $U_0$ 는 평균 축 방향 속도이다.

$$G_\theta = 2\pi \rho U_0^2 \tan \alpha \frac{R^3 - R_h^3}{3} \quad (6)$$

이때 축 방향 운동량은 식 (7)과 같이 정의된다.

$$G_x' = \pi\rho U_0^2 (R^2 - R_h^2) \quad (7)$$

식 (6)과 식 (7)을 연립하여 스윙수로 표현하게 되면

$$S' = \frac{G_\theta}{RG_x'} = \frac{2}{3} \left[ \frac{1 - (R_h/R)^3}{1 - (R_h/R)^2} \right] \tan\alpha \quad (8)$$

만약 스윙러 내 허브가 없다면  $R_h = 0$ 이므로 스윙수는 다음과 같다.

$$S' = \frac{2}{3} \tan\alpha \quad (9)$$

또한 만약 식 (1)에서 평평한 베인이 아닌, 각도  $\alpha$ 가 반경에 따라 증가하는 나선형 베인이 식 (9)를 만족하게 될 때  $G_\theta$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\tan\alpha_r = \frac{r}{R} \tan\alpha_0 \quad (10)$$

$$G_\theta = 2\pi\rho U_0^2 \tan\alpha_0 \frac{1}{1-\psi} \frac{R^4 - R_h^4}{4R} \quad (11)$$

여기서  $\alpha_0$ 는 허브에서 각도이며  $\alpha_r$ 는 임의의 반지름  $r$ 에서의 각도이다. 결과적으로 스윙수의 정의는 다음과 같이 내려진다.

$$S' = \frac{G_\theta}{RG_x'} = \left( \frac{1}{2} \right) \frac{1}{1-\psi} \frac{1 - (R_h/R)^4}{1 - (R_h/R)^2} \tan\alpha_0 \quad (12)$$

여기서 중요한 인자인  $\psi$ 는 차단 계수 혹은 차폐 계수(Blockage Factor)로써 베인 두께를 고려한 계수이다. 이는 다음과 같이 정의된다.

$$\psi = \frac{\text{베인 두께로 형성된 넓이}}{\text{베인 두께를 무시한 스윙러 유로 면적}} \quad (13)$$

이처럼 기하학적 형상에 따라 기대되는 스윙수는 다양하며 이는 설계자가 특정 스윙수를 가진 스윙러 설계에 있어 매우 중요하다.

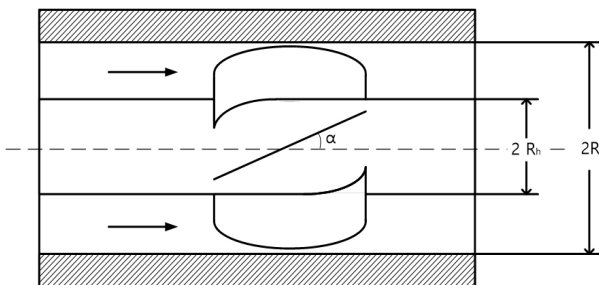


Fig. 1. Geometrical Details of Axial Swirler

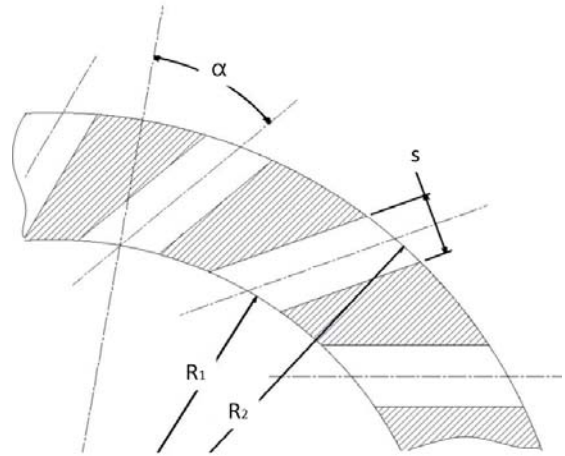


Fig. 2. Geometrical Details of Radial Swirler

### 2.3 반경 방향 스윙러

반경 방향 스윙러는 측면에서 유동이 일정한 각도를 가진 슬롯을 통과하여 유동에 스윙을 주는 스윙러를 말한다. 이는 축 방향 스윙러보다 더 다양한 설계인자를 가지고 있어 기하학적인 스윙수를 설계하기 쉽지 않다. 그중 대표적 반경 방향 스윙러를 Fig. 2에 나타내었다. 이는 일정한 너비  $s$ 를 가진 베인이 같은 간격으로 나열되어있는 반경 방향 스윙러로써  $G_\theta$ 는 다음과 같다[8].

$$G_\theta = \sigma \frac{\dot{m}^2}{\rho 2\pi L} \quad (14)$$

$L$ 은 베인 폭의 높이이며  $s$ 와  $L$ 의 곱은 베인의 면적이 된다.  $\dot{m}$ 는 질량 유량이며  $\sigma$ 의 경우 접선 방향 속도와 반경방향 속도의 비율이다.  $\sigma$ 는 다음의 식 (15)과 식 (16)과 같이 표현되는데  $U_{1}$ 은  $R_1$ 에 대한 속도를 의미한다. 그리고 각각의 속도는 다음의 식으로 표현된다[9].

$$\sigma = \frac{U_{\theta,1}}{U_{r,1}} \quad (15)$$

$$U_{\theta,1} = \frac{G_\theta}{\dot{m}R_1} \quad (16)$$

$$U_{r,1} = \frac{\dot{m}}{\rho 2\pi R_1 L} \quad (17)$$

$\sigma$ 를 차단계수를 이용하여 표현하게 되면 다음과 같이 나타낼 수 있으며, 이는 반경 방향 스윙러의 가장 기본적인 스윙수가 된다. 여기서  $z$ 는 베인의 날 개수이다.

$$\sigma = \frac{1}{1-\psi} \frac{\tan\alpha}{1 + \tan\alpha \tan(\pi/z)} \quad (18)$$

$$\psi = \frac{z \cdot s}{2\pi \cdot R_1 \cdot \cos\alpha} \quad (19)$$

Galley는 위의 식을 정리하여 다른 스윌수를 정리하였다. 식 (4)을 통하여 이를 질량 유량으로 표현하면 다음과 같이 근사할 수 있다.

$$G_x' = 2\pi \int_0^R \rho U_x^2 r dr \approx U_x \dot{m} \quad (20)$$

여기서 스윌수는 식 (4a)와 식 (14)로 인하여 다음과 같이 표현된다.

$$S' = \frac{1}{1-\psi} \tan(\alpha_m) \frac{R}{2L} \left[ 1 - \left( \frac{R_p}{R} \right)^2 \right] \quad (21)$$

이 스윌수가 적용된 개략도는 Fig. 3에 나타내었다. 스윌러의 가운데 원통 모양의 인젝터가 존재할 경우 반경 방향 스윌러의 스윌수는  $R_p$ 와  $R$ 와  $\alpha_m$  그리고 차단계수(Blockage Factor)가 중요한 변수가 된다. 차단계수  $\psi$ 는 다음과 같은 식으로 정의된다.

$$\psi = 1 - \frac{z(\alpha_2 - \alpha_1)}{2\pi} \quad (22)$$

$\alpha_2$ 와  $\alpha_1$ 는 Fig. 3에 도시되어 있고  $z$ 는 스윌 슬롯(베인)의 숫자이다.  $z(\alpha_2 - \alpha_1)$ 은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$z(\alpha_2 - \alpha_1) = \sin^{-1}\left(\frac{d_2}{R_1}\right) - \sin^{-1}\left(\frac{d_1}{R_1}\right) \quad (23)$$

$\alpha_m$ 은 평균 베인 각도(Mean Vane Angle)로써  $\alpha_1$ 와  $\alpha_2$ 의 평균이다. 이는 다음과 같이 계산된다.

$$\alpha_m = \sin^{-1}\left(\frac{d_2 + d_1}{2R_1}\right) \quad (24)$$

차단 계수는 스윌 베인의 끝단이 내부 반경에 의하여 일부가 깎여진 형상일 때 그 수가 0 이상이 된다.

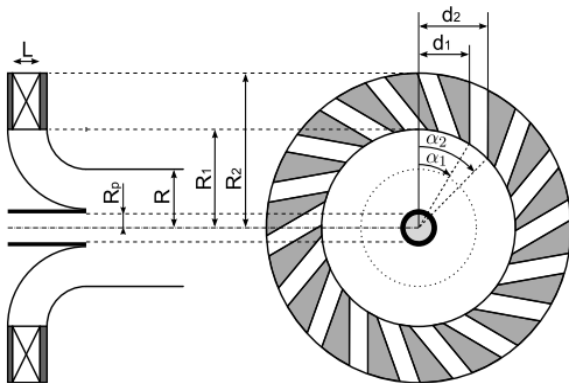


Fig. 3. Schematic of Radial Swirler [9]

$\alpha_2$ 와  $\alpha_1$ 의 차이가  $\frac{2\pi}{N_b}$ 와 값이 같은 경우 차단 계수는 존재하지 않는다. Fig. 3의  $R_p$ 은 그 수가 0이 되면 가운데 인젝터가 지나가지 않는 형상이 되므로 중앙에 인젝터가 없더라도 공식이 적용 가능하다.

반경 방향 스윌러가 어려운 형태를 가지고 있을 때는 스윌수를 도출해내기 쉽지 않다. Alkatie는 유동 손실로 인한 전후 압력의 변화를 통하여 스윌수를 계산하는 다른 방법을 제시하였다. 이때 수식은 다음과 같다[10,11].

$$S' = \frac{\sin\theta}{1 + \frac{1}{\tan\theta}} \left[ \frac{A_{exit}}{C_c A_{th}} \right] \quad (25)$$

여기서  $A_{exit}$ 는 스윌러 출구 면적으로 스윌러에서 최종적으로 유동이 빠져나가는 위치를 의미하며 즉,  $R_1^2\pi$ 을 의미한다.  $A_{th}$ 는 스윌러 최소 목 면적으로 스윌러 슬롯 개수  $N$ 과 슬롯의 너비  $S$  그리고 스윌러의 높이  $h$ 의 곱으로 정의된다.  $C_c$ 는 수축계수(Contraction Coefficient)이다. 여기서 압력 손실 계수(Pressure Loss Coefficient)로 정의되는  $K_{th}$ 는 다음과 같이 유량의 식으로 정의된다.

$$K_{th} = 2\rho\Delta P \left( \frac{A_{th}}{\dot{m}} \right)^2 \quad (26)$$

이때 유량 계수  $C_D$ (Discharge Coefficient)는 다음과 같이  $K_{th}$ 으로 나타낼 수 있으며 이는 식 (26)을 통해 다시 유량과 압력 손실 항으로 나타낼 수 있다.

$$C_D = \frac{1}{\sqrt{K_{th}}} = \frac{\dot{m}}{A_{th} \sqrt{2\rho\Delta P}} \quad (27)$$

또한 압력 손실 계수는  $C_c$ 로 표현되는 수축 계수로 정의될 수 있다.

$$K_{th} = \left( \frac{1}{C_c} - \frac{A_{th}}{A_{exit}} \right)^2 \quad (28)$$

이는 최종적으로 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$C_c = \frac{C_D}{1 + \left( \frac{C_D A_{th}}{A_{exit}} \right)} \quad (29)$$

$C_D$ 는 압력 손실을 통해 계산이 가능하게 되며 압력 손실에 대하여 스윌수를 유도하기 때문에 스윌러 전후 압력 차이와 유량을 정확하게 알게 되면 간편하게 계산할 수 있다.

### III. 방법에 따른 스윌러 설계 및 비교

#### 3.1 형상 인자를 통한 스윌러 설계

반경 방향 스윌러의 경우 두 가지 다른 스윌수 계산방법이 제시되었다. 그리하여 두 식을 토대로 실제 스윌러를 설계하였을 때 어떠한 차이가 있는지 보기 위하여 Galley가 제시한 반경 방향 스윌수 계산법을 기준으로 Al-kaibe의 식을 비교하였다. 전자의 식을 통하여 설계한 스윌러의 형상인자와 스윌수는 Table 1에 정리하였다. 차단계수  $\psi$ 는 각도  $\alpha_1, \alpha_2$ 가 변하면서 종속적으로 변하게 된다. Fig. 3의  $R_1$ 은  $R$ 과 같은 값을 가지며 바깥지름  $R_2$ 은 85mm로 스윌수에는 영향을 미치지 않는다.

#### 3.2 유동 손실을 고려한 스윌러 설계

Galley가 제시한 방법을 통하여 설계한 스윌러를 Al-kaibe가 제시한 방법으로 재해석을 하기 위하여 실제 챔버를 제작하였고 챔버 내 압력과 챔버 밖의 압력인 대기압의 차이를 통하여  $C_D$  값을 추출하였다 [12]. 챔버는 스테인리스를 사용하여 제작하였으며 풍동에 연결하여 0.027kg/s의 공기 유량을 일정하게

Table 1. The Geometrical Factor of Galley's Radial Swirler

N	$\alpha_1$ (degree)	$\alpha_2$ (degree)	$R_p$ (mm)	$R$ (mm)	$\psi$	$\alpha_m$ (degree)	$SN_D$
12	59.5	30.8	15	25	0.045	43.4	0.38
	69.4	41.7			0.078	53.2	0.58
	73.4	48.0			0.153	58.9	0.75
	77.2	52.7			0.184	62.1	0.88
	78.3	55.7			0.250	64.5	1.07

$SN_D$  : Swirl number using Galley's method

Table 2. The Geometrical Factor of Al-kaibe's Radial Swirler

$A_{exit}$ (mm <sup>2</sup> )	$A_{th}$ (mm <sup>2</sup> )	$C_C$	$C_D$	$SN_A$
1575.4	2200.0	0.331	0.617	0.86
1521.6	1705.3	0.361	0.608	1.18
1396.7	1397.0	0.378	0.6	1.44
1346.5	1349.5	0.397	0.595	1.75
1237.7	1237.7	0.405	0.59	2.01

$SN_A$  : Swirl number using Alkaibe's method

유지하였다. 그에 따른  $C_C$ 와  $C_D$ 값을 계산하여 설계된 스윌러의  $A_{th}$ 와  $A_{exit}$  값은 Table 2에 나타내었다.

#### 3.3 유동해석을 통한 스윌러 설계

형성인자를 통하여 설계한 스윌러를 전산유체해석에 사용되는 상용 프로그램 Fluent를 사용하여 간단한 해석을 하였다. 스윌수 계산에 사용된 모델링과 영역, 그리고 격자 모델은 Fig. 4 및 Fig. 5에 도시하였다. 해석에 쓰인 난류 모델은 스윌 유동에 적합한 RSM(Reynolds Stress Model)을 적용하였으며 상온 상압조건에서 해석하였다. 유동은 정상상태를 가정하였으며 solver는 pressure based 조건으로 하였고 공기는 이상기체를 가정하였다. 해석의 정확도는 2차 upwind 방법을 사용하였다. 스윌러를 떠난 유동은 챔버나 대기 중의 상태에 따라 속도 성분이 계속 변하므로 스윌수도 자연스럽게 변하게 된다. 그러므로 계산된 스윌수를 비교하는 기준은 스윌러 바로 앞부분의 성분만을 비교하였으며 식 (4a)를 통해 계산하

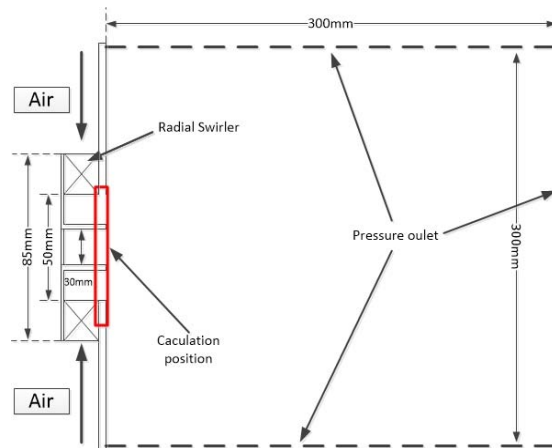


Fig. 4. Cross-sectional view of the computational domain and the red marker represents the swirler number calculation



Fig. 5. Unstructured 3D-mesh elements

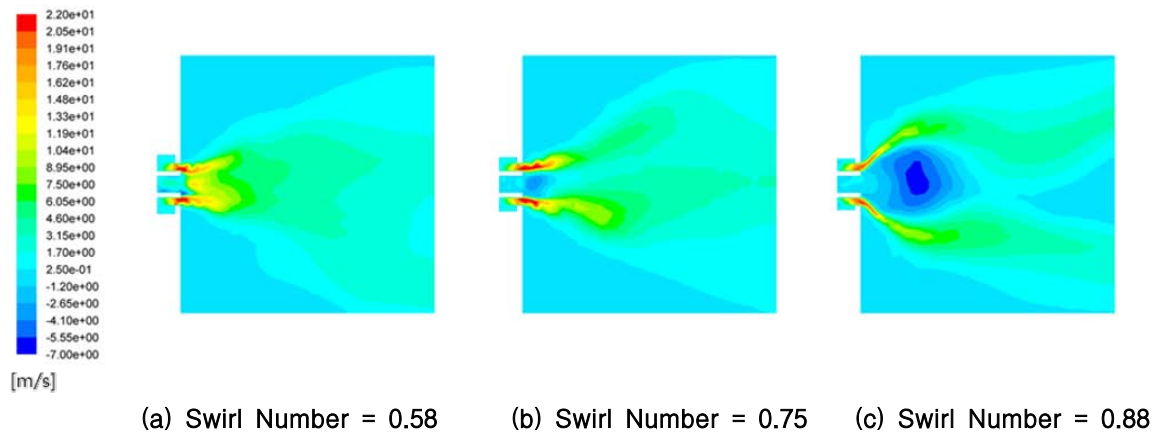


Fig. 6. Axial Velocity Contour

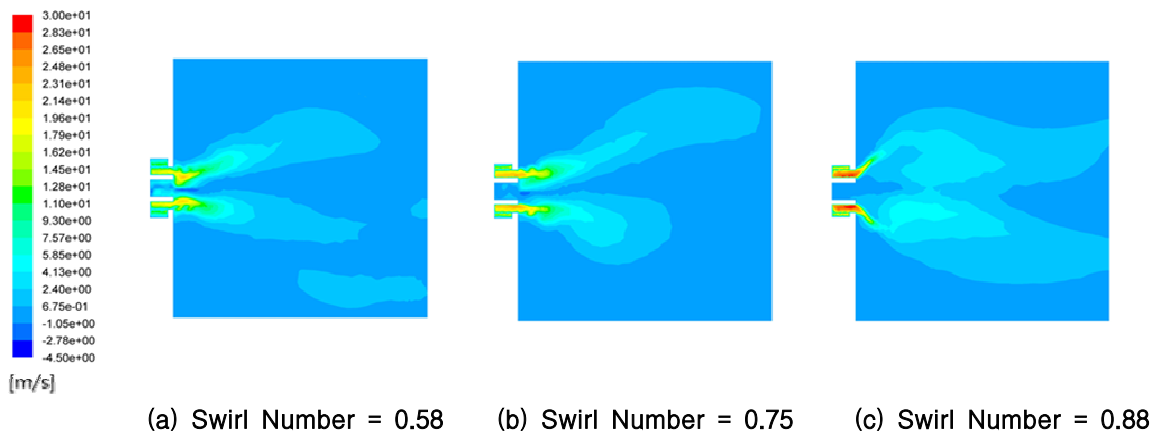


Fig. 7. Radial Velocity Contour

였다. 스월러의 바로 앞쪽 출구를 단면으로 자른 다음 단면의 면적을 격자의 간격으로 일정하게 나누었다. 그 후 Surface Integral을 통해 축 방향, 반경 방향, 접선 방향의 속도 성분을 직접 대입해 스월수를 도출하였다. 반경 방향 스월러를 통과한 유동은 축 방향으로 진행하게 되며 그 가운데 부분은 벽으로 막혀있게 된다. 스월러를 통과한 유동은 높이 지름이 300mm, 길이가 300mm인 공간을 지나가는데 모든 벽면은 대기압 조건의 Pressure Outlet으로 설정하였다. 해석의 결과 중 스월러의 재순환 영역을 판단할 수 있는 지표인 축 방향 속력의 등고선과 반경 방향 속력의 등고선을 Fig. 6 및 Fig. 7에 일부 도시하였다. Fig. 6을 보면 스월수가 0.58일 때 유동의 중앙에 유동의 진행방향에 반대로 흐르는 재순환 영역이 덜 발달된 것을 볼 수 있으나 스월수가 증가할수록 유동의 흐름이 점점 거꾸로 흐르게 되는 재순환 영역이 증가 하는 것을 볼 수 있다. 이는 강한 스월의 기준인 0.6보다 큰 스월수일 때 나타나는 특징이며 대기 중으로 스월 유동을 형성하는 특징상 스월유동이 빠르게 소산되는 결과를 동시에 보여주고 있다. Fig.

7은 반경 방향 속도가 스월수의 증가에 따라 함께 증가함을 보이고 있으며 속도의 분포가 더욱 넓어지는 것을 확인할 수 있다. Fig. 8은 축 방향 속도 대비 평균속도를 하류의 위치에 따라 도시한 그래프이다 여기서 x는 하류 측 진행 방향의 거리이며 D는 스월러 반경인 50mm를 의미한다. 스월수가 0.6에 미치지 못하는 경우 속도비가 0에 가까워지다가 다시 상승하는 결과를 보여주는 반면에 스월수가 0.6 이상으로 강한 스월인 0.75은 0 이하로 내려는 것을 보여준다 이는 역방향 유동이 존재함을 의미한다. 0.88로 증가하였을 경우 축 방향 속도비가 음인 범위가 더욱 커지며 그 값은 더 작은 것을 볼 수 있다[7,13-15].

### 3.4 스월수 계산 결과 비교

Figure 9는 계산된 스월수를 기하학적 형상인자에 따른 스월수 계산을 기준으로 전산해석과 유동손실을 고려한 스월수 계산을 비교한 그래프이다. 이에 대한 정확한 값은 Table 3에 도시하였다. Galley의 식을 기준으로 전산유체해석을 통해 계산한 스월수는 검은 점으로 Alkatie의 식은 빨간 원으로 나타내

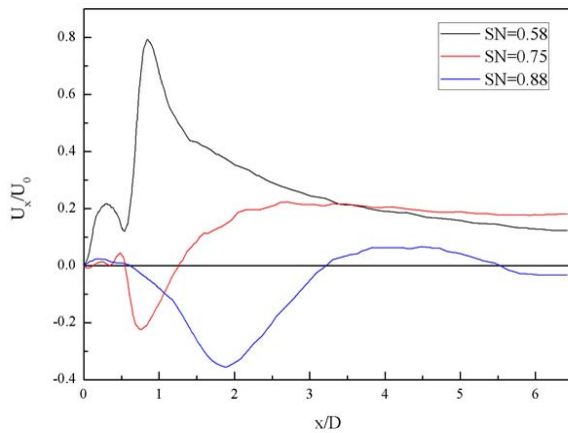


Fig. 8. Variation of axial velocity along the control axial direction with varied swirl number

었다. Galley의 식과 전산유체해석의 결과는 낮은 스윙수인 0.58까지는 커다란 오차가 없이 비슷한 결과가 나타난 것을 볼 수 있으며 강한 스윙의 영역인 0.6 이상에서는 커다란 오차가 발생하여 0.3 정도의 차이를 나타낸 것을 볼 수 있다. 이는 0.6 이하의 낮은 스윙수에서는 RSM 난류 모델이 잘 적합하게 맞아 들어가는 것을 볼 수 있으며 동시에 Galley의 스윙식을 통한 설계 결과가 적합한 것을 나타낸다. 그러나 스윙수가 증가함에 따라 오차는 점점 증가하게 된다. 이는 강한 스윙의 조건에선 약한 스윙에 비하여 속도의 분포가 불균일해지므로 격자의 숫자나 유동의 조건에 따라 오차가 증가하는 것을 볼 수 있다. 또한 실제 베나 콘트랙타(Vena Contracta)와 같이 스윙러 출구에서 일어나는 유동의 흐름은 스윙러를 설계하는 과정에서 제외되어 있다. 즉, Alkabile식을 활용한 경우 낮은 스윙수부터 커다란 오차가 존재하며 스윙수가 증가함에 따라 오차가 점점 커지는 것을 볼 수 있다.

본 실험은 기하학적인 변수를 통해 스윙수의 변화를 이끌어 내었다. 이는 압력 변화를 이끌어 내므로  $C_D$  값이 변하게 된다. 그러나 Alkabile의 식을 적용하여 실험한 경우,  $C_D$  값이 유속에 대하여 독립적이므로 형상에 따라 그 차이가 거의 없다[16]. 즉,  $C_D$  값이 유속에 종속적인 구간을 찾아내어야 Alkabile의 식에 따라 정확하게 스윙수를 예측할 수 있다. 그렇지 않으면 본 실험과 같이 오차가 유발됨을 보인다.  $C_C$  값과  $C_D$  값은 형상인자에 상관없이 유동의 흐름을 예측할 수 있는 강력한 인자이나 스윙러 설계에 있어 스윙러 자체의 기하학적인 형상에서 완전하게 독립될 수는 없다. 그러므로 형상과 특정한 조건에서 정확한  $C_C$  값과  $C_D$  값을 도출하여 스윙러에 적용한다면 이러한 오차를 크게 줄일 수 있다.

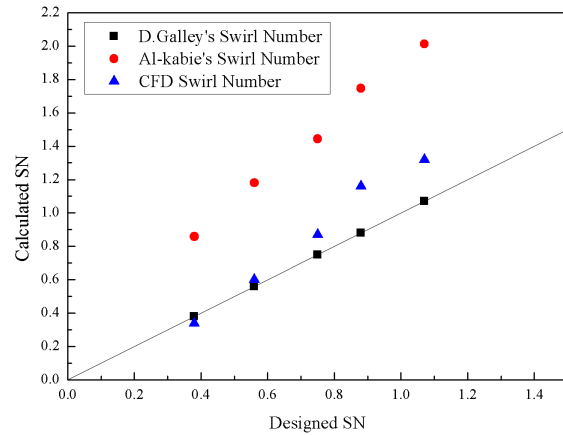


Fig. 9. Comparison of Calculated Swirl Number with D. Galley's and Al-kabile's swirl number

Table 3. Calculated Swirl Number

$SN_D$	$SN_A$	$SN_C$
0.38	0.86	0.34
0.58	1.18	0.60
0.75	1.44	0.87
0.88	1.75	1.16
1.07	2.01	1.32

$SN_C$  : Swirler number using RSMI

#### IV. 결 론

가스터빈엔진에 흔히 사용되는 기본적인 축 방향 및 반경방향 스윙러의 스윙수 및 설계방법을 소개하였으며 특히 반경 방향 스윙러의 경우 기하학적 형상을 고려한 스윙수 계산식과 유동손실을 고려한 계산식을 비교하여 각각의 식이 얼마나 커다란 차이를 보이는지 알아보았다. 각각 계산식을 고려하여 스윙수를 도출하였을 때 어떠한 식이 더 적합한지 알아보기 위해 전산유체해석을 진행하였다. 기하학적 형상인자를 고려한 식과 유동손실을 고려한 식을 전산유체해석을 통해 도출된 계산결과와 비교하였을 때 기하학적 형상인자를 고려한 식이 전산유체해석을 통해 계산된 식과 오차가 적었으며 유동손실을 고려한 식과는 커다란 오차를 나타내었다. 즉 일반적으로 스윙러를 설계함에 있어서 기하학적 형상을 고려하여 설계한 스윙러가 유동손실을 고려한 스윙수보다 더 유리하며 유동손실을 고려한 스윙수 계산의 경우 정확하게 적용하기 위해서는 형상에 따른 정확한  $C_C$  값과 유속과 압력에 대하여 독립적인  $C_D$  값을 도출함으로써 오차를 줄일 수 있을 것으로 보인다.

## 후 기

본 연구는 산업통상자원부(MOTIE)의 지원을 받아 수행한 항공우주부품기술개발사업(No. 10067074)과 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)의 연구 결과입니다.

## References

- 1) Lefebvre, A. H., *Gas Turbine Combustion*, 3<sup>rd</sup> Ed., CRC Press, Boca Raton, FL, 2010.
- 2) Lefebvre A. H., "Lean premixed/prevaporized combustion," NASA CP-2016, 1977.
- 3) Al-kabie, H. S., *Radial swirlers for low emissions gas turbine combustion*, PhD Thesis, University of Leeds, 1989.
- 4) Chigier, N. A., and Beer, J. M., "Combustion Aerodynamics," 2<sup>nd</sup> ed., Krieger Publishing Company, U.S.A., 1983.
- 5) ICAO (International Civil Aviation Organization), "Annual Report of the Council 2012," World Wide Web location, [https://www.icao.int/publications/Documents/10001\\_en.pdf](https://www.icao.int/publications/Documents/10001_en.pdf), 2013.
- 6) Charest, M. R. J., Gauthier, J. E. D., and Huang, X., "Design methodology for a lean premixed prevaporized can combustor," *ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Se, and Air*, Barcelona, Spain, May 2006, pp. 781~791.
- 7) Gupta, A. K., Lilley, D. G., and Syred, N., "Swirl flows," Kent, England, Abacus Press, 1984.
- 8) Candel, S., Durox, D., Schuller, T., Bourgouin, J. F., and Moeck, J. P., "Dynamics of swirling flames," *Annual review of fluid mechanics*, Vol. 46, 2014, pp. 147~173.
- 9) Galley, D., Ducruix, S., Lacas, F., and Veynante, D., "Mixing and stabilization study of a partially premixed swirling flame using laser induced fluorescence," *Combustion and Flame*, Vol. 158, No. 1, 2011, pp. 155~171.
- 10) Alkabie, H. S., Andrews, G. E., and Ahmad, N. T., "Lean low NOx primary zones using radial swirlers," *ASME 1988 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition*, June 1988, pp. V003T06A027.
- 11) Jaafar, M. N., Jusoff, K., Osman, M. S., and Ishak, M. S. A., "Combustor aerodynamic using radial swirler," *International Journal of Physical Sciences*, Vol. 6, No. 13, 2011, pp. 3091~3098.
- 12) Choi, M. H., Shin, D., Song, W., Son, M., and Koo, J., "Effects of Swirl Flow on Spray Characteristics of Jets In Crossflow Injector," *Proceeding of the 2016 Korean Society for Precision Engineering Fall Conference*, Nov. 2016, pp. 261~262.
- 13) Escue, A., and Cui, J., "Comparison of turbulence models in simulating swirling pipe flows," *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 34, No. 10, 2010, pp. 2840~2849.
- 14) Albouze, G., Poinot, T., and Gicquel, L., "Chemical kinetics modeling and LES combustion model effects on a perfectly premixed burner," *Comptes Rendus Mécanique*, Vol. 337, No. 6~7, 2009, pp. 318~328.
- 15) Wang, S., Yang, V., Hsiao, G., Hsieh, S. Y., and Mongia, H. C., "Large-eddy simulations of gas-turbine swirl injector flow dynamics," *Journal of Fluid Mechanics*, 2007, Vol. 583, pp. 99~122.
- 16) Alkabie, H. S., and Andrews, G. E., "Reduced NOx emissions using low radial swirler vane angles," *ASME 1991 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition*, June 1991, pp. V003T06A032.