

## S-형 노즐 형상의 중심선 형태에 따른 차폐율과 추력 성능 해석

진준엽<sup>a</sup> · 박용석<sup>a</sup> · 김재원<sup>b</sup> · 이창욱<sup>a,\*</sup>

### Shield Ratio and Thrust Performance Analysis According to The S-Type Nozzle of The Centerline Shape

Juneyub Jin<sup>a</sup> · Youngseok Park<sup>a</sup> · Jaewon Kim<sup>b</sup> · Changwook Lee<sup>a,\*</sup><sup>a</sup>Firstec, Korea<sup>b</sup>Agency For Defense Development, Korea\*Corresponding author. E-mail: [changwook@firstec.com.co.kr](mailto:changwook@firstec.com.co.kr)

#### ABSTRACT

In this study, the effect of nozzle performance according to the selection of the center line equation. Three of S-type nozzles and three of double S-type nozzles were designed using the curve equation and design parameters, and the nozzle shielding performance was evaluated using the shielding ratio definition. In order to analyze the internal flow of the nozzle, the characteristics of the velocity distribution and pressure distribution were studied, and the nozzle performance was evaluated through the total thrust ratio( $f$ ) and the nozzle insulation efficiency coefficient( $\eta$ ). On the other hand, the centerline with a sharply change in curvature at the entrance has a low nozzle performance and a high shielding rate. The double S-type nozzle is excellent nozzle performance and shielding rate by using a smooth centerline at the first curvature.

#### 초 록

본 연구에서는 중심선 방정식 선정에 따른 노즐 성능 영향성을 확인하고자 하였다. 곡선 방정식과 설계 형상 파라미터를 활용하여 S-형 노즐 3조와 Double S-형 노즐 3조를 설계하였고 노즐 차폐 성능은 차폐율 정의를 이용하여 평가하였다. 그리고 내부 유동을 분석하기 위해 속도 분포도와 압력 분포도로 특성을 연구하였고, 노즐 성능 계수로는 총 추력 비( $f$ )와 노즐 단열 효율계수( $\eta$ )를 통해 노즐의 성능을 평가하였다. 중심선에 따른 S-형 노즐의 성능 영향성을 분석한 결과 출구에서 급격한 곡률 변화가 있는 중심선은 노즐 성능이 우수한 반면 차폐율이 낮은 특징이 있다. 반면에 입구에서 급격한 곡률 변화가 있는 중심선은 노즐 성능이 낮아지고 차폐율이 높은 특징이 있다. Double S-형 노즐은 첫 번째 곡률에서 완만한 특징을 보이는 중심선을 사용하는 것이 노즐 성능과 차폐율이 우수하였다.

Key Words: Turbofan Engine(터보팬 엔진), IR(적외선 신호), Curvature Equations(곡선 방정식), S-shape Nozzle(단일 곡률 S-형 노즐), Double S-shape Nozzle(두 개의 곡률 S-형 노즐)

Received 31 July 2020 / Revised 10 June 2021 / Accepted 15 June 2021

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

## Nomenclature

AR	: Aspect ratio
$A_s$	: Surface area
SL	: Spline
Cp	: Specific heat at constant pressure
$a$	: Bypass ratio
$\eta$	: Nozzle adiabatic efficiency
$f$	: Gross thrust ratio
$E_{cl}$	: Engine centerline
$\sigma$	: Stefan-boltzmann constant
$F$	: Thrust
$F_i$	: Ideal thrust
$v$	: Velocity
$v_i$	: Ideal velocity
$T$	: Absolute temperature
$T_{mi}$	: Fully mixed temperature
$P^*$	: Nozzle inlet pressure
$P$	: Nozzle exit pressure
$P_{rad}$	: Radiated power
$W$	: Mass flow rate

## 1. 서 론

현대전에 있어 전투기(Military Aircraft)들은 대부분 빠른 비행 속력이 요구되지만 주어진 임무에 따라 전투기의 비행 속력이 느리더라도 적군의 레이더에 노출을 저감시켜 전략적 목표물을 폭격하는 임무를 완료하는 기종들이 있다[1]. 비행 속력이 느린 비행체들은 생존성을 향상시키기 위해 미국에서는 1980년대부터 스텔스 기술을 적용하였는데, 이 스텔스 기술 중에는 대표적으로 RCS(Radar Cross Section)저감기술이나 IR(Infrared Radiation) 신호 저감 기술 등이 있다. RCS 저감을 통한 스텔스 기술은 적의 레이더 피탐면적을 최소화하는 것이고, IR 신호 저감을 통한 스텔스 기술은 적외선을 방사하는 요소를 저감시켜 적외선 탐지 레이더의 식별을 무력화시키는 것이다[2-5]. Fig. 1은 비행체 IR 신호

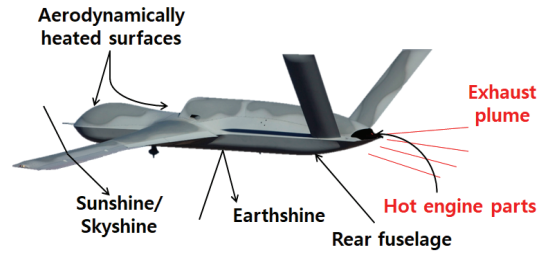


Fig. 1 Sources of IR radiance from typical military aircraft.

에 나타나는 대표적인 영향 요소에 대해 그림으로 나타내었다. IR 신호에 영향을 주는 대표적인 요소는 비행체가 비행 중 표면에서 발생하는 표면공력가열(Aerodynamically Heated Surfaces)과 낮 시간에 비행 중 발생하는 태양열과 대기열(Sunshine/Skyshine), 그리고 지면으로부터 반사되는 지열(Earthshine), 비행을 운용하기 위해 주요장비들이 위치한 후방동체(Rear fuselage)에서 발생되고, 비행 중 불가피하게 생성되는 고온 엔진 영역(Hot engine parts)과 배기 플룸에서 IR 신호가 가장 높게 발생된다[6].

Eq. 1에 제시된 바와 같이 적외선 신호에 대한 슈테판 볼츠만 법칙(Stefan-Boltzmann's law)으로부터 온도의 4제곱에 따라 IR 피탐지성이 증가되기 때문에 비행체에서 IR 신호가 가장 높게 측정되는 부분은 엔진과 노즐이다[7]. 노즐에서 배출되는 배기플룸의 온도는 일반적으로 600-700 °C인데, 배기플룸의 온도를 저감시킬 수 있다면 비행체에서 발생하는 IR 신호는 상당히 감소될 수 있을 것이다. 비행체 추진계통에서 발생하는 IR 신호를 저감하기 위해 전 세계적으로 다양한 연구가 진행되고 있다. 스텔스 비행체로 대표적인 F117-A, B-2는 노즐의 형상이 특별한 형상을 갖고 있는데, 이 형상은 IR 신호를 저감시키기 위한 특수형상으로 추정된다.

$$P_{rad} = \epsilon \sigma A_s T^4 \quad (1)$$

이 특수 형상은 배기플룸의 직접적인 노출을 감소시키기 위한 형상인데, 이것은 S-형으로 구성되어 있으며 그의 명칭은 S-duct 혹은 Serpentine 이라 명명된다[8]. C.C. Lee와 Boedicker[9]가 연구

한 논문에서 세 가지 유형의 중심선 분포로부터 형상 설계 방법을 제시하였고, 이론과 실험으로부터 적용 방안에 대해 연구를 수행하였다. Sun 등[10]은 C.C. Lee가 제시한 중심선 방정식을 개량하여 두 번 곡률이 있는 형상으로 노즐을 설계하였고, 그의 연구결과로부터 설계 변수에 따른 최적의 형상 설계변수를 제시하였다. IR 신호 저감을 위한 설계 방안은 S-duct의 곡률의 각도 변화에 따라서도 수행되었다. Coates와 Page[11]가 수행한 노즐 시스템 연구의 경우 S-duct의 곡률 각도변화에 대한 모델로 CFD와 실험으로 배기가스 유동을 확인하였는데, 노즐 곡률이 증가하면 배기플룸의 코어(core)가 감소하는 경향이 있었지만, 그에 따른 손실(loss)이 발생하는 것을 확인되었다. Shan, Y., 등[12]은 Serpentine 노즐에 대해 공기 역학적인 사유로 손실이 발생하는 것은 불가피한 부분임을 시사하며 노즐에 대한 깊은 이해로부터 설계 진행 시 성능에 대한 균형을 맞추는 것이 중요함을 강조하였다. Serpentine은 노즐의 후방 반구 영역(Rear Hemispheric space)에서 최대 IR 강도를 효과적으로 줄일 수 있는 방법이기 때문이다. Liu 등[13,14]은 Single Serpentine과 Double Serpentine으로 IR 신호에 대한 연구를 수행하였는데, 축 대칭 노즐에 비해 배기 시스템의 IR을 70% 수준으로 억제할 수 있다고 언급하였다. Wen Cheng[15] 등이 수행한 연구에서는 Single Serpentine, Double Serpentine과 축 대칭형 노즐을 대상으로 IR 신호해석을 비교하였고, Single Serpentine 노즐이 축 대칭형 노즐에 비해 평균 28.9%의 IR 신호 감소 효과가 나타남을 확인할 수 있었다. 이러한 결과로부터 S-형 노즐은 IR 신호에 대한 저감 효과에 대해 다양한 방법으로 연구가 수행되었다.

IR 신호 저감을 위한 다른 방안으로는 노즐의 출구 단면 형상을 전통적인 원형 타입이 아닌 기하학적인 형상을 갖춘 노즐로 설계하여 출구 단면에서 2차 유동을 발생시키는 것이다. 2차 유동의 발생은 배기플룸의 가장 고온인 코어의 길이를 단축시키는데 코어의 길이가 단축되면 그만큼 IR 신호의 저감능력이 발생된다. Miao 등[16]

이 수행한 연구에서 노즐의 출구 단면형상을 사각형(Rectangle)타입을 적용하여 실험으로 2차 유동의 영향성을 제시하였고, Miller 등[17]은 원형 타입과 타원형, 직사각형, 정사각형 및 삼각형과 같은 다양한 출구단면 형상을 이용하여 벽면 근처의 2차 유동으로 인해 발생하는 배기플룸의 코어길이가 단축되는 요인에 대해 수치해석으로 연구를 수행하여 하였다. 이처럼 IR 신호를 저감하기 위해 코어길이를 짧게 만드는 인위적인 방법이 다양하게 연구가 수행되었는데, 엔진의 추력성능이 감소하는 단점이 발생된다. 엔진 추력성능이 감소되는 단점을 극복하기 위해 미항공우주국의 Lamb 등[18]이 수행한 노즐 후미 하단에 장착된 Aft-deck은 IR Seeker로부터 차폐 역할을 수행할 수 있을 뿐만 아니라 배기 성능에도 영향이 없음에 대해 실험적인 방법으로 그 결과를 제시하였다.

본 연구에서는 앞서 설명한 3가지 IR 신호 감소에 대한 방법들 중 C.C. Lee와 Boedicker[9], Sun 등[10] 이 제시한 노즐에 대해 곡선방정식을 사용하여 Single S-형 노즐과 Double S-형 노즐에 대해 각 3가지 타입의 노즐 중심선 형태에 따른 노즐을 설계하였고, 노즐의 AR비는 조사한 문헌으로부터 최적 값을 고려하여 끝단 형상을 설계하였다. 그리고 엔진 사에서 제공한 정보를 이용하여 기본형 노즐을 설계하여 성능조건에 대해 유동해석 입력조건을 검증하였다. 설계가 완료된 노즐 형상 6조에 대해 유동 특성을 비교하였다.

## 2. 노즐 설계

### 2.1 엔진 재원

Fig. 2는 본 연구에서 유동해석에 적용될 엔진 특성은 P&WC 사의 터보팬 엔진인 PW615F-A이다. 엔진의 최대이륙추력은 1,460 lbf이며 바이패스비는 2.87, 압축 비 13, 고압 압축기의 회전수는 44,040 rpm이다. 엔진의 Cycle deck으로부터 취득한 정보에 따라 최대이륙추력 조건에서 엔진 출구의 코어 온도는 811.8 K이며, 바이패스의



Fig. 2 PW615F-A turbofan engine.

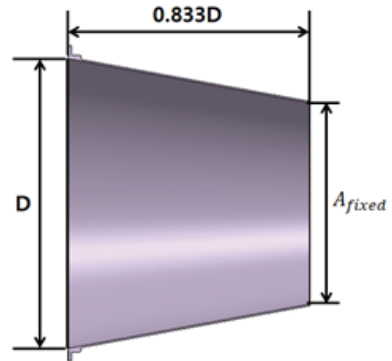


Fig. 3 Conventional exhaust for PW615F-A.

공기와 혼합된 온도는 334.8 K이다.

### 2.2 기본형 노즐

Fig. 3은 엔진 사에서 제공한 정보를 이용하여 노즐의 형상을 3차원 모델링으로 구현하였다. 기본형 노즐 형상은 Cessna Citation사 Mustang 비행체에 적용된 노즐과 유사하고, 그 형상은 전통적인 원형 축소노즐이다. 출구 단면적은 엔진 Cycle deck에서 제시한 단면적으로 설계하였으며, 노즐의 길이는 엔진 사에서 제공한 정보로부터 제시된 값이다. IR 신호 저감을 위해 설계된 모든 노즐은 동일한 출구 단면적으로 설계되었고, 기하학적인 요인이 IR 신호 저감에 제시되는 영향을 연구하기 위해 길이 조건은 기본형 노즐 재원과 상이하다.

### 2.3 출구 단면적 형상

노즐의 출구 단면적 형상은 노즐의 전반적인 형상에 영향을 주는 요소일 뿐만 아니라 추력에 영향을 주기 때문에 매우 중요한 인자이다. 노즐의 전통적인 형상은 출구 단면 형상은 원형인데, 최근 비행체 노즐의 경향성은 원형보다 타원이거나 사각형의 형상을 가진 노즐이 비행체의 IR 신호 저감 주요인자로 식별되어 노즐 출구 단면에 기하학적인 형상 반영이 선호되고 있다.

본 논문에는 노즐 출구 단면 형상 설계를 위해 스텔스 비행체 조사를 수행하였고, 또한 그 형상과 AR을 조사한 결과 Table 1에 제시된 바

Table 1. Diverse cross section shape on each military aircraft.

Aircraft (Type)	Figure	Nozzle Exit Geometry	AR
F-117A (Manned)		Rectangular	20
B-2 (Manned)		Rectangular	5
F-22 (Manned)		Rectangular	2
F-35 (Manned)		Circle	1
RQ-170 Sentinel (UAV)		Ellipse	2
X-45C (UAV)		Ellipse	8
X-47B (UAV)		Ellipse	5
nEUROn (UAV)		Ellipse	7

와 같이 확인하였다. 또한, Park, G. 등[19]과 Lee, H.J. 등[20]이 수행한 노즐 AR 변형에 대한 5가지 케이스로부터 AR 증가에 따른 IR 저감

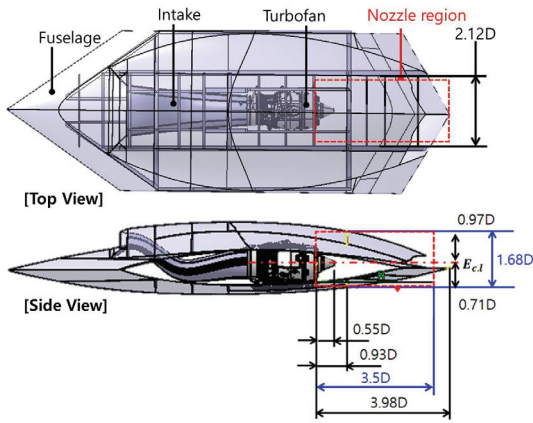


Fig. 4 Background of nozzle length limitation.

효과가 있음을 알 수 있었다. 실제 스텔스 비행체에서 AR 5가 가장 많이 채택된 것과 국내에서 수행한 연구에서 AR 5가 우수한 배기플룸 저감효과가 있었던 점으로부터 본 연구에서의 노즐 끝 단면 형상은 타원형 AR 5로 설계를 수행하였다.

#### 2.4 노즐 형상 제약 조건

S-형 노즐 형상의 형상 설계 시 제약 조건이 있다. 본 연구에서는 Fig. 4에서 제시된 비행체 형상의 노즐영역에 적용되는 노즐의 설계를 제시하려고 한다. Fig. 4 상단 평면도의 노즐 영역에 대해 형상 설계가 수행되는데 치수 값에 대해서는 Fig. 4 하단 측면도에서 정보가 확인 가능하다. 본 연구에서는 실제 터보팬 엔진에 적용할 노즐이기 때문에 엔진의 특성상 바이패스 공기와 코어 가스의 혼합을 위한 직선구간이 필요하다. 이를 위해 0.55 D 구간만큼 직선구간을 고려하여 설계가 수행되어야 하며 동체 형상의 인터페이스 조건에 따라 노즐 전체 길이는 3.5 D 수준과 높이는 1.68 D 수준으로 제한된 영역 속에서 설계가 수행되어야 한다.

#### 2.5 S-형 노즐 설계

S-형 노즐 형상 설계는 Lee 등[8]의 곡선 정의 방법에 따라 3가지 타입의 중심선으로 설계를 수행하였다. 노즐 중심선에 따른 추력성능을 확

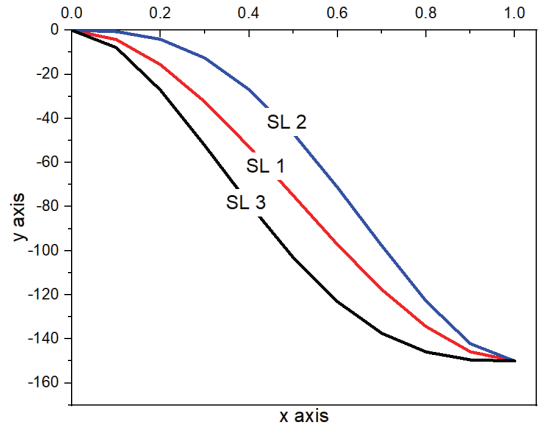


Fig. 5 Three diverse s-shape centerline spline distributions.

인하기 위해 노즐의 입, 출구 단면적은 기본형 노즐과 동일한 값으로 설계하였다. 3가지 타입의 곡선은 다음과 같은 특징을 갖고 있다. SL 1은 SL 2와 SL 3에 비해 완만한 곡선의 형태이고, SL 2는 출구 위치에서 급격한 곡률을 가진 곡선이다. SL 3은 입구 위치에서부터 급격한 곡률을 가진 곡선이다. 아래 제시된 방정식에 의해 곡선은 표현된다.

$$SL1 = -y_1 \times \left[ 3\left(\frac{x}{L}\right)^2 - 2\left(\frac{x}{L}\right)^3 \right] \quad (2)$$

$$SL2 = -y_1 \times \left[ -3\left(\frac{x}{L}\right)^4 + 4\left(\frac{x}{L}\right)^3 \right] \quad (3)$$

$$SL3 = -y_1 \times \left[ 3\left(\frac{x}{L}\right)^4 - 8\left(\frac{x}{L}\right)^3 + 6\left(\frac{x}{L}\right)^2 \right] \quad (4)$$

Fig. 5는 Eq. 2~4로부터 제시된 3가지 타입의 중심선을 제시한 그림이다. x축은 노즐 길이에 해당하며, y축은 노즐의 높이에 해당한다. 좌측 상단의 시작점은 노즐 입구 단면적의 중심위치이고, 중심선이 끝나는 위치는 S-형 노즐의 출구가 위치하는 곳으로 3가지 타입의 노즐은 동일한 입구 단에서 노즐 형상이 시작하여 동일한 높이와 길이의 출구가 되도록 설계를 수행하였다. 곡선 특성으로 설명된 SL 1은 Lee와 Boedicker

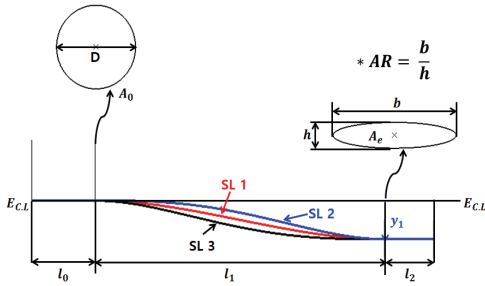


Fig. 6 Design parameters of s-shape nozzle.

곡선방정식의 완만한 곡률형태에 대한 곡선이고, SL 2는 입구위치에서 완만한 경사를 보이다가 출구위치로 향할수록 SL 1보다 곡률이 급격해지 경향을 확인할 수 있다. SL 3은 입구위치에서 SL 1보다 곡률이 급격한 경사를 보이다가 출구 위치로 향할수록 곡률이 완만해지는 경향을 확인할 수 있다. Fig. 6은 Fig. 5에서 제시한 중심선에 대해 3가지 타입의 곡선을 S-형 노즐위치의 구간별로 제시하였다. Fig. 6에 제시된  $E_{CL}$ 은 엔진의 중심선이며 노즐 방향에 있어 길이에 해당한다.  $y_1$ 은 노즐 입구 원점에서 S-형 노즐의 높이 변수이다.  $l_0$ 는 노즐 입구 단으로부터 직선길이이며,  $l_1$ 은 Lee 등[8]의 곡선 방정식으로 정의한 곡률의 직선 길이이다.  $l_2$ 는 곡률 형상 이후로부터 노즐 출구까지의 직선 길이 값이다.  $D$ 는 노즐의 입구 단에 대한 직경이며,  $A_0$ 는 노즐 입구 단의 단면적이다. 출구 단면 형상 설계는 2.3절에서 언급한 바와 같이 AR 5로 설계를 수행하였다.

2.5.1 S-형 노즐 제원

S-형 노즐 형상에 대한 제원은 Table 2에 제시된 바와 같다. 노즐 입구 단면적( $A_0$ )에 대한 노즐 출구 단면적( $A_e$ )의 비를 통해 노즐의 수축비를 확인하였고, 노즐 전체 길이에 대한 값은 노즐 입구 직경( $D$ )의 3.5배로 설계를 수행하였다. 각 구간별 직선길이는  $l_0=0.6 D$ ,  $l_1=2.5 D$ ,  $l_2=0.4 D$ 로 설계하였고, 엔진 중심선으로부터 노즐출구의 높이는  $0.3 D$ 로 설계를 수행하였다. Fig. 7은 Table 2의 S-형 노즐 제원을 바탕으로 곡선방정식에 따라 수행된 S-형 노즐 3조의 형상이다. 3개의 모

Table 2. The design parameters of the s-shape nozzle.

Parameters	Value
$A_e/A_0$	0.403
$l_0$	0.6 D
$l_1$	2.5 D
$l_2$	0.4 D
$y_1$	0.3 D

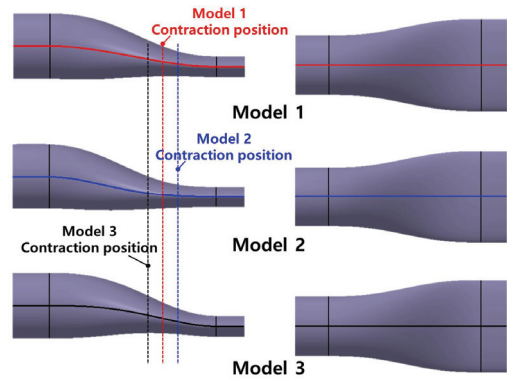


Fig. 7 Three diverse s-shape nozzle.

델은 중심선 곡선에 따른 특성에 따라 모델링되었다. 노즐 수축 위치는  $l_1$ 과  $l_2$ 곡선과 직선이 연결되는 위치에서 수축 현상이 발생하게 된다. 수축이 발생하는 시작 위치에 따라 내부 유로의 면적이 변화하여 시선각에 따른 차폐율이 변화하게 된다. Model 2는 수축되는 위치가 Model 1에 비해 노즐 출구와 가까운 위치에서 나타나고 Model 3은 수축되는 위치가 Model 1에 노즐 입구 위치와 나타난다는 특성이 있다.

2.5.2 S-형 노즐의 고온 터빈 차폐율

S-형 노즐의 고온 터빈 차폐율 정의는 노즐 출구 위치에서 고온 터빈이 차폐되는 면적 비율로 정의하였다. 차폐 면적 비율을 정의하기 위해 Eq. 5과 같이 정의하였다.

$$Shielding Area Ratio = 1 - \frac{A_1}{A_0} \tag{5}$$

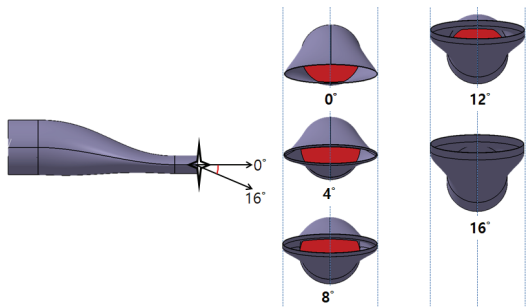


Fig. 8 The high temperature turbine shielding area according to the angle of s-shape nozzle.

Table 3. S-type nozzle area ratio with view angle.

	0°	4°	8°	12°	16°
<b>Model 1 area ratio</b>	0.733	0.692	0.751	0.864	1.000
<b>Model 2 area ratio</b>	0.725	0.703	0.777	0.890	1.000
<b>Model 3 area ratio</b>	0.764	0.690	0.739	0.852	1.000

$A_0$ 는 노즐의 입구 면적이고,  $A_1$ 은 시선각에 따른 고온 터빈의 노출 면적이다. Fig. 8은 S-형 노즐 시선 각도가 정의되어 있고 S-형 3가지 타입에 대해 0°에서 16°까지 범위에 대해 4°씩 고온 터빈 노출 영역을 확인하였다. 또한, 차폐된 영역에 대한 정량적인 값을 제시하기 위해 3D 모델링 S/W의 기능인 형상투영을 통해 노출되는 고온 영역의 면적을 제시하였다. Table 3은 Eq. 5를 활용하여 시선각에 따른 고온 터빈의 차폐율에 대한 정량적인 값을 S-형 노즐의 3가지 타입에 대해 나타내었다. 시선각에 대한 가중치는 비행 환경과 상황에 의해 결정되므로 각각에 시선 각도에 대한 노즐 차폐 특성만을 확인하였다. 시선각 0°에서는 Model 3이 차폐되는 면적 비가 가장 높은 특징을 보였고 Fig. 7에서 나타내었던 노즐 수축 위치에 따라 노즐 입구 방향과 가까운 순서대로 차폐비가 높았다. S-형 3가지 모델의 형상학적인 요인으로 인해 4°에서는 0°에 비해 차폐 비가 감소하게 된다. 형상학적인 요인이라 함은 S-형 노즐의 중심선 특징이 노즐

입구보다 출구가  $y_1$ 값만큼 아래에 위치하고 있기 때문에 4°에서 터빈 노출 면적이 증가하였다. 4°부터 12° 범위에서는 Model 2가 차폐되는 터빈 면적 비율이 높은 경향성을 보였다. Model 2는 4°에서는 약 0.01, 8°에서는 약 0.02이며 12°에서는 0.02로 모델 1과 3에 비해 차폐 면적 비가 높았다.

## 2.6 Double S-형 노즐 설계

Double S-형 노즐 형상 설계 방법은 단일 곡률 S-형 노즐 설계에 대한 곡선 방정식을 변형하였다. 2.4절에서 설명한 곡선의 특성을 상호 조합은 수행하지 않고 대표 곡선에 대해 3가지 타입으로만 설계하였다. 곡률이 발생하는 위치에 대해 설계 시  $I_1$ 과,  $I_2$ 의 비를 1:2로 분할하였으며, SL 방정식에 의거하여 해당위치를 그 특성이

$$SL4 = -\left\{y_1 + \Delta y \times \left[3\left(\frac{x}{L}\right)^2 - 2\left(\frac{x}{L}\right)^3\right]\right\} \quad (6)$$

$$SL5 = -\left\{y_1 + \Delta y \times \left[-3\left(\frac{x}{L}\right)^4 + 4\left(\frac{x}{L}\right)^3\right]\right\} \quad (7)$$

$$SL6 = -\left\{y_1 + \Delta y \times \left[3\left(\frac{x}{L}\right)^4 - 8\left(\frac{x}{L}\right)^3 + 6\left(\frac{x}{L}\right)^2\right]\right\} \quad (8)$$

동일하게 반영될 수 있도록 방정식을 수정하여 중심선을 설계하였다.  $\Delta y$ 는 오프셋 거리  $\Delta y = y_2 - y_1$ 인데,  $y_1$ 은 원점에서 설계 시 목표한 Double S-형 노즐의 첫 번째 곡률의 최대 높이이며,  $y_2$ 는 노즐의 두 번째 곡률의 최저 높이이다.  $x/L$ 은 노즐 전체 길이에 대해  $x$ 축 거리의 비이다. Fig. 9는 Double S-형 중심선에 대한 방정식을 그래프로 나타낸 그림이다. 좌측 상단의 시작 점은 노즐 입구의 중심 위치이고, 곡선이 끝나는 위치는 Double S-형 노즐의 곡률이 끝나는 형상이 되도록 3가지 타입이 입구와 출구가 동일하게 설계하였다. SL 4는 Lee와 Boedicker의 완만한 곡률 특성을 가진 중심선이다. SL 5는 입구 위치에서 첫 번째 곡률의 최대 높이까지 경사가 가장 급격하게 나타나고, 두 번째 곡률의 최저 높이에서 SL 4와 SL 6에 비해 완만한 경사를 가진

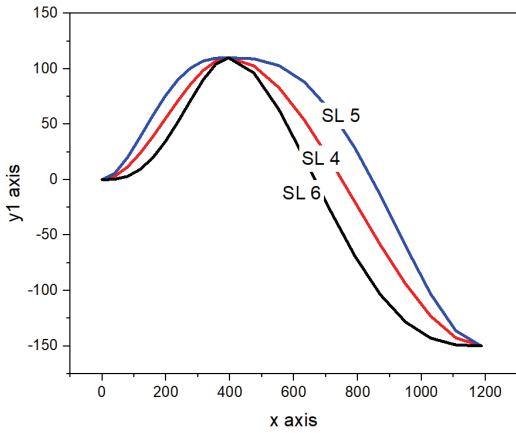


Fig. 9 Three diverse double s-shape centerline spline distributions.

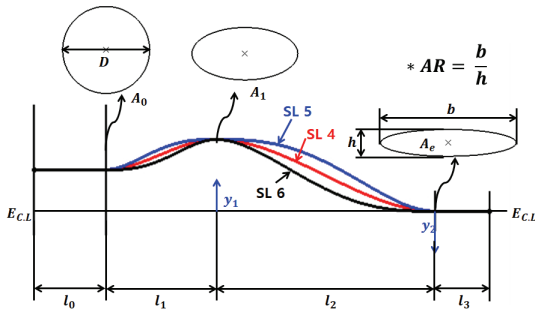


Fig. 10 Design parameters of double s-shape nozzle.

후 출구로 향할수록 곡률이 급격해진다. 그로 인해 모델링은 곡률이 다른 모델에 비해 넓게 나타나는 특성이 있다. SL 6의 경우 입구위치에서 완만한 경사로 시작되다가 첫 번째 최대 높이에 도달하는 경사가 급격해지고, 두 번째 곡률이 있는 최저 높이에서 가장 급격한 경사를 가진 후 출구에서 곡률이 완만해지는 특성을 가지고 있다. 그로 인해 중심선의 곡률 분포가 짧게 나타나는 특성이 있다. Fig. 10은 Fig. 9에서 제시한 중심선에 대해 3가지타입의 곡선을 Double S-형 노즐의 구간별로 제시하였다.  $E_{c.L}$ 은 엔진의 중심선이고,  $l_0$ 는 노즐 입구 단으로부터 직선으로 된 길이이며,  $l_1$ 과  $l_2$ 는 Lee와 Boedicker의 곡선 방정식으로 정의한 곡률의 직선 길이이다.  $l_3$ 는 노즐 출구에 제시된 직선 길이 변수이고,  $\varnothing_0$ 는 노즐의 입구 단에 대한 직경이며,  $A_0$ 는 노즐 입구 단의

Table 4. The design parameters of the Double s-shape nozzle.

Parameters	Value
$A_e/A_0$	0.403
$A_1/A_0$	0.6
$y_1$	0.2 D
$y_2$	0.6 D
$l_0$	0.6 D
$l_1$	0.8 D
$l_2$	1.7 D
$l_3$	0.4 D

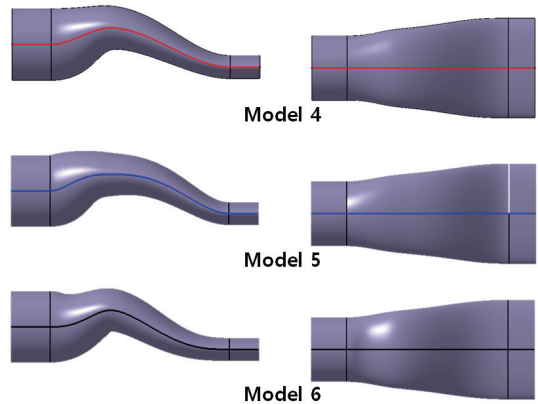


Fig. 11 Three diverse double s-shape nozzle.

단면적이다.  $A_1$ 은 유동이 원활히 진행될 수 있도록 설계 값을 적용한 단면적이고, Double S-형 노즐의 AR은 S-형 노즐과 동일한 단면적으로 설계를 수행하였다.

### 2.6.1 Double S-형 노즐 제한

Double S-형 노즐 형상에 대한 제한은 Table 4에 제시하였다. 노즐 전체 길이에 대한 값은 Single S-형 노즐과 동일하도록 3.5 D로 설계를 수행하였다. 각 구간별 직선길이는  $l_0=0.6 D$ ,  $l_1=0.8 D$ ,  $l_2=1.7 D$ ,  $l_3=0.4 D$ 로 설계하였고, 엔진 중심선으로부터 Double S-형 첫 번째 곡률 높이는 엔진 직경대비 0.2 D로 설계하였고, 두 번째 곡률



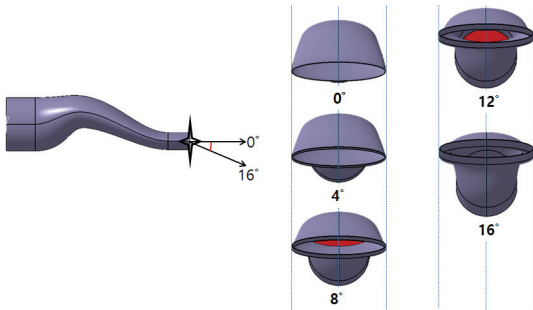


Fig. 12 High-temperature turbine shielding area according to the angle of double s-shape nozzle.

Table 5. Double S-type nozzle area ratio with view angle.

	0°	4°	8°	12°	16°
<b>Model 4 area ratio</b>	1.000	1.000	0.917	0.858	1.000
<b>Model 5 area ratio</b>	1.000	1.000	0.955	0.906	1.000
<b>Model 6 area ratio</b>	1.000	1.000	0.923	0.861	1.000

높이는 0.6 D로 설계를 하였다.  $y_1$ 과  $y_2$ 의 누적 높이는 Single S-형 노즐과 동일한 끝단이 형성되도록 설계를 수행하였다. Fig. 11의 Double S-형 노즐 형상은 Table 4의 노즐 제원을 바탕으로 곡선방정식 Eq. 6~8에 따라 설계된 형상이다.

### 2.6.2 Double S-형 노즐의 고온 터빈 차폐율

Double S-형 노즐의 고온 터빈 차폐율은 S-형 노즐의 차폐율 정의와 동일하다. 노즐 입구에서 고온 터빈이 차폐되는 면적 비율로 정의하였다. Fig. 12는 시선각 0°부터 16°까지 범위에 대해 4°씩 고온 터빈의 노즐 면적을 확인하였다. S-형 노즐과 동일하게 특정 시선각에 대한 가중치를 두지 않았으며, 각각의 시선각에 대한 노즐 차폐 특성을 분석하였다. Double S-형 노즐은 시선각 0°와 4° 범위에서 고온 터빈 노즐 면적이 완전 차폐된다. 8°와 12° 범위에서는 터빈이 일부 노즐 하게 되며, 12°에서 고온 터빈 면적이 최대로 노출된다. Table 5는 시선각에 따른 고온 터빈의

차폐율에 대하여 Eq. 5를 활용하여 제시하였고 시선각에 따른 면적의 차폐비에 대해 정량적인 값을 제시하였다. Model 4와 Model 6은 시선각 전체 범위에서 유사한 터빈 차폐율을 보이며, 노즐 아래쪽 벽면에서 생성되는 곡률의 형상이 좁고 급격한 형상으로 설계되었다. 반면에 곡률이 넓고 완만한 Model 5는 차폐성이 가장 우수하였다.

### 2.7 노즐 성능 계수

본 연구에서 고려한 엔진은 Mixed-터보팬 엔진으로 고온의 배기가스와 바이패스 공기가 혼합되어 분사되는 형태로 노즐의 성능 총 추력비 (Gross Thrust Ratio)와 노즐 단일 효율계수 (Nozzle adiabatic efficiency)를 성능계수로 선정하였다. 총 추력 비( $f$ )는 실제추력을 마찰 손실이 없는 이상적인 추력으로 나눈 비로 나타내며 표면 마찰과 유동 충돌에 의한 추력 손실을 제시한다. 노즐 단일 효율계수( $\eta$ )는 실제 운동에너지와 이상적인 운동에너지 비율을 나타내는 것으로 운동에너지로 전환되지 못한 에너지를 손실을 제시한다[21].

$$f = \frac{F}{F_i} \quad (9)$$

$$F_i = (1 + \alpha) \sqrt{2C_p T_{mi} \left[ 1 - \left( \frac{P}{P^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (10)$$

$$\eta = \frac{v^2/2}{v_i^2/2} \quad (11)$$

$$v_i = \sqrt{2C_p T_{mi} \left[ 1 - \left( \frac{P}{P^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (12)$$

## 3. 전산해석 방법

### 3.1 전산해석 모델

3차원 노즐의 내부 유동장과 플룸을 모사하기

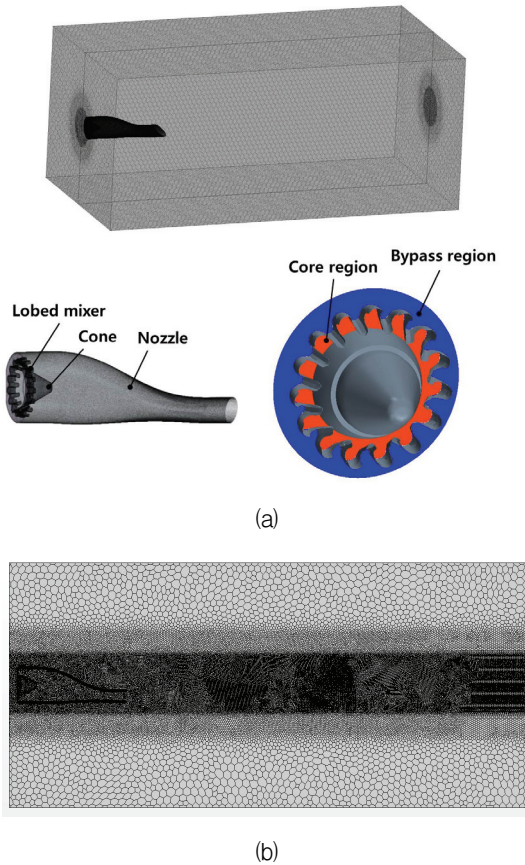


Fig. 13 Computational grid system: (a) global grid and nozzle wall grid (b) symmetry plane grid.

위해 상용 CFD 프로그램인 STAR-CCM+를 이용하였다. 수치기법으로 밀도기반(density based), 셀 기반 유한 체적법(cell-based finite volume method), 내재 시간 전진법(implicit)을 사용하였다. 격자 경계면에서의 유속은 전 속도영역에서 수렴성과 강건성을 가지는 AUSM+(Advection Upstream Splitting Method) FVS 기법을 사용하였다[22]. Fig. 13(a)는 시물레이션에 사용한 해석모델을 보여주고 있다. 해석 모델은 노즐, Lobed mixer, Cone으로 구성되어 있다. Fig. 13(b)는 배기플룸과 노즐 내부 유동해석을 위해서 직육면체 형상의 유동장을 사용하였으며 크기는  $2\text{ m} \times 10\text{ m} \times 3\text{ m}$ (노즐 길이의 7배)이다. 해석을 위해 사용된 격자의 수는 모든 모델에 대해 약 5,000,000 개 수준으로 생성하였다.

Table 6. Boundary condition.

Region	Type	Total pressure (kPa)	Total temperature (K)
Core	Stagnation inlet	146.348	811.4
Bypass	Stagnation inlet	150.278	334.8
Outlet	Pressure outlet	101.325	288.0

### 3.2 경계 조건

터빈에서 분사되는 고온 가스와 엔진 팬에서 분사되는 압축 공기를 모사하기 위해 입구조건을 정체 압력조건으로 하였다. 본 연구에서는 노즐의 설계점을 최대 추력 조건인 유동상태로 설정하여 노즐에 대한 유동해석을 수행하였다. 그리고 분사되는 배기가스와 바이패스 공기는 이상기체로 가정하였다. 사용된 해석 경계조건은 Table 6에 제시하였다. 노즐의 벽면은 열의 유출입이 없는 단열 조건으로 가정하였고, 또한 노즐 벽면 Lobed mixer와 Cone은 점착조건(no-slip)을 사용하였다. 또한 수렴의 안정성을 위하여 초기속도조건은  $M=0.6$ 을 사용하였다. 본 연구에서 수행되는 전산모델은 노즐 내부유동과 외부유동을 동시에 수행하기 때문에  $k-\omega$  SST 난류모델을 채택하였다[23].

## 4. 해석 결과

### 4.1 S-형 노즐 특성 검토

본 연구에서 수행한 전산 해석의 입구조건은 바이패스영역과 코어영역으로 나뉘어져 있다. 터보팬 엔진은 두 영역의 혼합 효율을 높이기 위하여 Lobed mixer를 사용한다. Fig. 14는 코어와 바이패스 공기가 혼합되는 현상을 보여주고 있다. 바이패스 공기는 Lobed mixer의 골(trough)을 따라 코어 방향으로 유입되며, Lobed mixer 내부에는 와류가 생성된다. 위 현상으로 인해 분

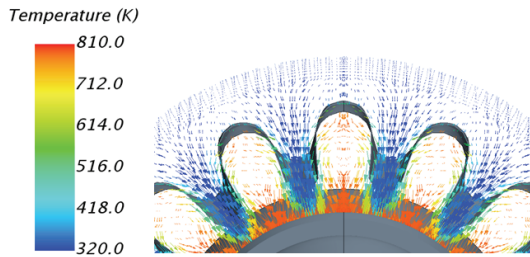


Fig. 14 Distribution of velocity vector at  $x/L=0.05$ .

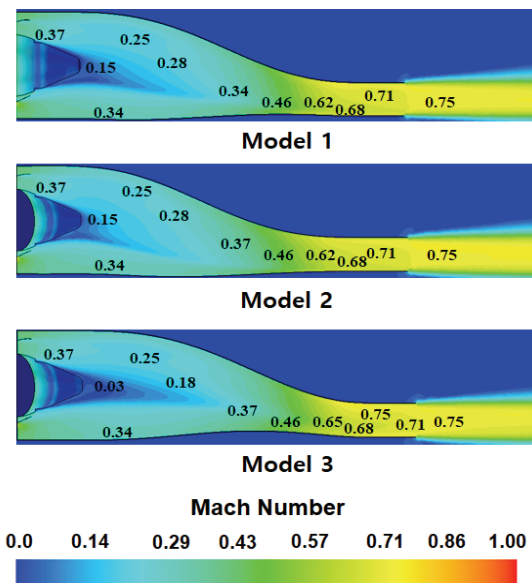
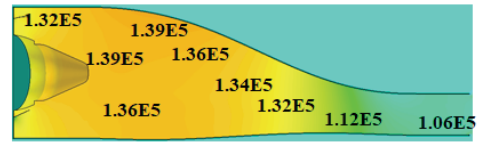
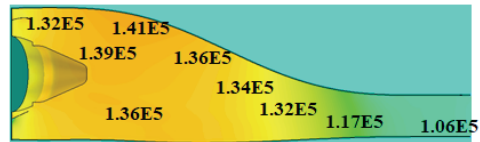


Fig. 15 S-shape mach number contour.

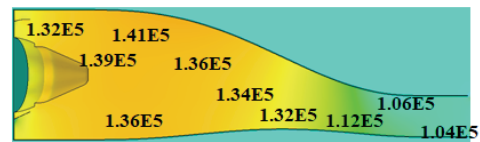
사되는 제트의 최대 온도를 낮추어 IR 신호를 저감에도 효과가 있는 것으로 판단된다. Lobed mixer를 이용한 코어와 바이패스 혼합은 Fig. 6에 제시된  $I_0$  직선 구간에서 이루어지기 때문에 중심방정식과 무관하므로 S-형과 Double S-형에서 동일한 결과를 얻었다. Fig. 15는 노즐속도 분포도를 통해 S-형 노즐중심선 방정식의 특징을 보여주고 있다. Model 1, Model 2와 Model 3은 노즐 입구에서 출구로 향할수록 노즐 면적이 감소하기 때문에 유동 속도가 증가하는 특징을 보인다. Model 1과 Model 2는 속도 분포가 유사하며, Model 3의 경우 노즐 출구 목에서 최대속도가 발생하는 것을 확인할 수 있다. Model 3에 사용된 곡선 방정식의 특성에 따라 Model 1과



Model 1



Model 2



Model 3

Static Pressure(Pa)



Fig. 16 S-shape static pressure contour.

Table 7. S-shape nozzle performances.

Model No.	W(kg/s)	$\eta$	f
Coaxial	19.03	0.829	0.921
1	21.11	0.914	0.982
2	21.06	0.911	0.982
3	21.12	0.923	0.996

Model 2에 비해 노즐 형상이 수축되어 더 많은 유동충돌이 발생하는 것으로 판단된다. Fig. 16은 S-형 노즐의 압력 분포도를 보여주고 있다. 노즐의 출구 압력이 대기 압력과 가장 비슷한 크기를 보이는 노즐은 Model 3으로 확인되었다. Model 1과 Model 2는 압력분포가 동일한 경향성을 띄는 것을 확인하였다. Table 7은 유동 해석결과로부터 얻은 S-형 노즐의 성능계수와 기본형 노즐의 성능계수를 정리하였다. 엔진의 기본형 노즐은 노즐 단열 효율 계수가 0.829이며 추력 비가 0.921로 유동이 완전히 팽창하지 못하였다. S-형 노즐에 의한 유동손실 보다는 길이에

의한 손실이 지배적임을 확인하였다. Model 1과 Model 2는 노즐 단열효율계수와 추력 비가 유사하였고, 가장 우수한 성능의 노즐은 Model 3으로 확인되었다. Model 3은 노즐 목에서 마하수 값이 0.75로 Model 1과 2에 비해 높다. 이는 입구에서 가파른 곡률 변화를 보이는 곡선 방정식 SL 3 특징에 의한 노즐 수축 형상으로 제트가 가속되는 것으로 판단된다.

4.2 Double S-형 배기구 특성 검토

Double S-형 노즐의 특징은 2개의 곡선 방정식을 사용되며, 방정식의 특징에 따라 첫 번째 곡률과 두 번째 곡률이 구성되는 것이 특징이다. 이러한 특징에 의해 첫 번째 곡률 위치에서 원심력에 의해 노즐 유동은 상향하게 되고, 두 번째 곡률에서는 노즐 유동은 원심력에 의해 하향하게 되는 특징이 있다. Fig. 17은 노즐 마하수 분포도를 통해 각각의 중심선 방정식의 특징을 보여주고 있다. 완만한 곡률 특성을 가진 Model 4는 첫 번째 곡률에 의해 유동 충돌과 면적축소로 인해 가속이 이루어지는 것으로 확인된다. 출구로향할수록 가속되고 Fig. 10에 제시된  $I_3$  의 시작 지점에서 유동의 충돌로 인해 최대속도가 발생하는 것을 확인할 수 있다. 노즐 Model 5는

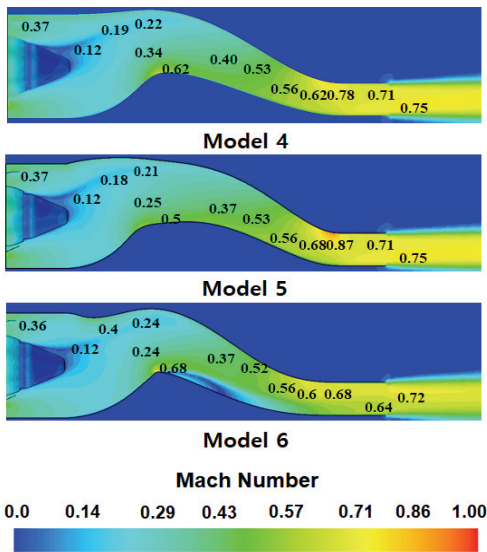


Fig. 17 Double s-shape nozzle mach number contour.

첫 번째 곡률의 최대높이에서 완만한 곡선 특징으로 인해 최대높이까지 안정적인 속도 변화를 보인다. 첫 번째 곡률 이후부터는 출구방향으로 향할수록 급격한 속도변화가 발생되며, 곡선이 끝나는 구간에서 벽면 충돌로 인해 최대 속도가 발생하게 된다. Model 6은 첫 번째 곡률이 가장 급격한 변화가 있는 모델로 최대 높이에서 3개의 모델 중 가장 큰 속도가 발생한다. 최저 높이로 향할수록 속도 변화 폭이 작은 특징을 보인다. Fig. 18은 Double S-형 노즐 압력분포를 나타내었다. 가파른 곡률이 있는 노즐의 경우에는 벽면에서 배기가스가 충돌하면서 충돌 손실이 발생하는 것을 볼 수 있다. Double S-형 노즐의 경우 첫 번째 곡률과 두 번째 곡률에서 곡선 방정식에 의한 노즐 형상 특징에 따라서 압력의 값이 변화하는 것을 확인할 수 있다. 또한 노즐

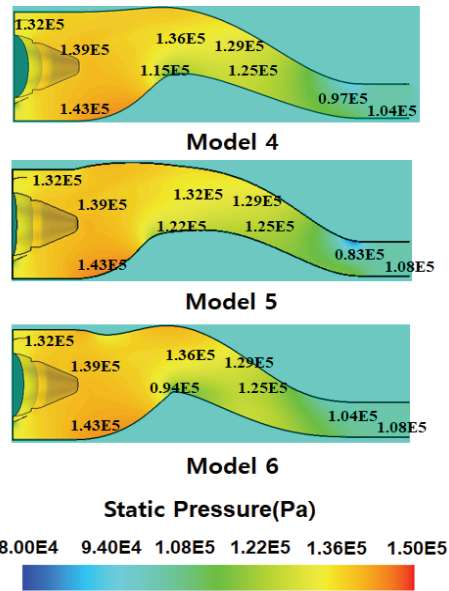


Fig. 18 Double S-shape static pressure contour.

Table 8. Double s-shape nozzle performances.

Model No.	W(kg/s)	$\eta$	f
Coaxial	19.03	0.829	0.921
4	20.98	0.912	0.983
5	20.98	0.912	0.982
6	20.08	0.904	0.967

의 공통적인 성능 저하요소로는 이차 유동 손실 (secondary flow loss)이 있는데 특히 이차 유동은 곡률이 있는 구간에서 주로 발생하면서 압력이 손실된다[9]. Table 8은 유동 해석 결과로부터 얻은 Double S-형 노즐의 성능계수와 기본형 노즐을 성능계수를 정리하였다. Double S-형 노즐은 기본형 노즐에 비해 노즐 단열 효율 계수와 추력비가 모두 높은 것으로 확인되었다. S-형 노즐과 결과와 동일하게 곡률에 의한 유동 손실보다 길이가 지배적으로 작용하는 것을 확인하였다. Model 4와 Model 5는 유량과 노즐 단열 효율계수의 값이 동일한 값을 보였고, 추력 비는 Model 4가 0.983와 Model 5는 0.982로 동일 수준으로 나타났다. 그러나 Model 6은 Model 4와 Model 5에 비해 다소 성능이 떨어지는 것을 확인할 수 있다. 이는 Fig. 17에서 마하수 분포도에서 확인한 바와 같이 두 개 모델의 유동 특성과 다르게 Model 6은 첫 번째 곡률 이후 노즐 하단 벽면에 저속 영역이 발생되어 다른 두 모델에 비해 총 추력비와 노즐 단열 효율계수가 낮은 값을 얻었다. 이를 통해서 Double S-형 노즐의 곡선 방정식을 선정 시에 첫 번째 곡률에 해당하는 중심선 방정식은 곡률이 완만한 SL 4와 SL 5를 사용하는 것이 노즐 손실을 최소화할 수 있을 것이라고 판단된다.

## 5. 결 론

본 연구에서는 S-형 노즐을 설계에 사용되는 중심선 방정식에 대한 추력 성능과 차폐비 영향성에 대해 분석하고자 하였다. 이를 위해 중심선 방정식 6개를 선정하여 S-형 노즐과 Double S-형 노즐을 설계하였으며, 노즐 차폐율과 추력 변화를 확인하였다. 본 연구 결과로 통해서 얻은 중심선 방정식의 특징을 활용한다면 S-형 노즐의 중심선 방정식에 대한 선정에 있어 도움이 될 것으로 보인다. 또한, 향후 S-형 노즐과 같이 사용되는 Lobed mixer에 대한 내부 유동 특성을 분석이 병행된다면 S-형 노즐 설계에 대해 기여할 수 있을 것으로 판단된다.

## 후 기

이 논문은 국방과학연구소가 지원하는 저피탐 무인항공기 추진계통 IR 감소 기술 연구로 수행되었습니다.

## References

1. Yang, J.A., Jeon, K.S., Lee, J.W. and Kim, S.H., "The Suggestion for Next Generation UAV Design Concept Based on Military UAV Present and Development Forecast," *KSAS Conference*, Jeju, Korea, pp. 1225-1228, Nov. 2014.
2. Arcus, C., Andersson, K. and Akerlind, C., "Balancing the radar and long wavelength infrared signature properties in concept analysis of combat aircraft-a proof of concept," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 71, pp. 733-741, 2017.
3. Zikidis, K., Skondras, A. and Tokas, C., "Low Observable Principles Stealth Aircraft and Anti-Stealth Technologies," *Journal of Computations & Modelling*, Vol. 4, No. 1, pp. 129-165, 2014.
4. Rao, G.A. and Mahulikar, S.P., "Integrated review of Stealth Technology and its role in air power," *Aeronaut Journal*, Vol. 106, No. 1066, pp. 629-642, 2002.
5. An, C.H., Kang, D.W., Baek, S.T. and Myong, R.S., "Analysis of Plume Infrared Signatures of S-Shaped Nozzle Configurations of Aerial Vehicle," *Journal of Aircraft*, Vol. 53, No. 6, pp. 1768-1778, 2016.
6. Mahulikar, S.P., Sonaware, H.R. and Rao, G.A., "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 43, No. 7-8, pp. 218-245, 2007.
7. D. Halliday, R. Resnick, J. Walker., *Fundamentals of Physics.*, 11th John Wiley &

- Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., Ch 18, 2005.
8. Yi, J.S., Kim, C.A. and Lee, B.J., "Adjoint-Based Design Optimization of Vortex Generator in an S-Shaped Subsonic Inlet," *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 11, pp. 2492-2507, 2012.
  9. Lee, C. and Boedicker, C., "Subsonic Diffuser Design and Performance for Advanced Fighter Aircraft," *Aircraft Design System and operations meeting*, Colorado Springs, U.S.A, AIAA 1985-3073, Oct.1985.
  10. Sun, X.L., Wang, Z.X., Zhou, L., Shi, J.W. and Liu, Z.W., "Influences of Design Parameters on a Double Serpentine Convergent Nozzle," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 138, No. 7, pp. 072301-072316, 2016.
  11. Coates, T.D. and Page, G.J., "CFD Based Study of Unconventional Aeroengine Exhaust System," *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, New Orleans, Louisiana, U.S.A., AIAA 2012-2775, Jun. 2012.
  12. Shan, Y., Zhou, X.M., Tan, X.M., Zhang, J.Z. and Wu, Y.H., "Parametric design method and performance analysis of double S-shaped nozzles," *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2019, Article ID 4694837, p. 24, 2019.
  13. Liu, C.C., Ji, H.H., Li, N. and Lin, L.Z., "Numerical simulation on infrared radiant characteristics of 2D S-nozzles," *Journal of Engineering Thermophysics*, Vol. 31, No. 9, pp. 1567-1570, 2010.
  14. Liu, C.C., Ji, H.H., Huang, W. and Yang, F.F., "Numerical simulation on infrared radiation characteristics of serpentine 2-D nozzle," *Journal of Aerospace Power*, Vol. 28, No. 7, pp. 1482-1488, 2013.
  15. Cheng, W., Wang, Z., Zhou, L., Sun, X. and Shi, J., "Influences of shield ratio on the infrared signature of serpentine nozzle," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 71, pp. 299-311, 2017.
  16. Miao, J.J., Leu, T.S., Chou, J.H. and Lin, S. A., "Flow Distortion a Circular-to-Rectangular Transition Duct," *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 8, pp. 1447-1456, 1990.
  17. Miller, R.S., Madnia, C.K. and Givi, P., "Numerical Simulation of Non-Circular Jets," *Computers and Fluids*, Vol. 24, No. 1, pp. 1-25, 1995.
  18. Lamb, M., Taylor, J.G. and Frassinelli, M.C., "Static Internal Performance of a Two- Dimensional Convergent-Divergent Nozzle with External Shelf," *NASA TM-4719*, Sep. 1996.
  19. Park, G.S., Kim, S.M., Choi, S.M., Myong, R.S. and Kim, W.C., "Experimental Study of a Micro Turbo Jet Engine Performance and IR Signal with Nozzle Configuration," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 5, pp. 1-8, 2016.
  20. Lee, H.J., Lee, J.H., Myong, R.S. Kim, S.M., Choi, S.M. and Kim, W.C., "Computational and Experimental Investigation of Thermal Flow Field of Micro Turbojet Engine with Various Nozzle Configurations," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 2, pp. 150-158, 2018.
  21. Saeed, F., *Aircraft propulsion*, Ch. 5, John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 2009.
  22. Liou, M.S., "A sequel to AUSM, Part II: AUSM+-up for all speeds," *Journal of Computational Physics*, Vol. 129, No. 2, pp. 364-382, 1996.
  23. Sun, X.L., Wang, Z.X., Zhou, L., Shi, J.W. and Liu, Z.W., "Experimental and Computational Investigation of Double Serpentine Nozzle," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 229, No. 11, pp. 2035-2046, 2015.