



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(8), 689-698(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.8.689

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## Double Serpentine 노즐의 단면적과 비행조건 변화에 따른 UCAV의 플룸 유동장 및 IR 특성 연구

이유철<sup>1</sup>, 이지원<sup>2</sup>, 신창민<sup>3</sup>, 명노신<sup>4</sup>

### Characteristics of Flow Field and IR of Double Serpentine Nozzle Plume for Varying Cross Sectional Areas and Flight Conditions in UCAV

Yu-Ryeol Lee<sup>1</sup>, Ji-Won Lee<sup>2</sup>, Chang-Min Shin<sup>3</sup> and Rho-Shin Myong<sup>4</sup>

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

#### ABSTRACT

The development of modern warfare detection technology is increasingly threatening the survivability of aircraft. Among them, IR-seeking missiles greatly affect the survivability of aircraft and are a main factor that reduces the success rate of aircraft missions. In order to increase aircraft survivability, studies on shape-modifying nozzles with added curvature are being actively conducted. In this study, we selected a double serpentine nozzle among shape-modifying nozzles to increase aircraft survivability. We then investigated the effects of the location of the maximum area change rate of the nozzle. It was confirmed that the location of the change rate of area affects the thrust and exit temperature of the nozzle. In addition, it was shown that the thrust penalty was reduced as the position of the change rate of the maximum area was located at the rear of the nozzle.

#### 초 록

현대 전장의 탐지기술 발달로 인해 항공기의 생존성이 크게 위협받고 있다. 그중 적외선(IR) 추적 미사일은 항공기의 생존성에 큰 영향을 끼치며, 항공기 임무 성공률을 저하시키는 주된 요인이다. 항공기 생존성을 증가시키기 위하여 곡률을 추가한 형상 변형 노즐에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 본 연구에서는 항공기 생존성을 증가시키기 위한 형상 변형 노즐 중 Double Serpentine 노즐을 선정한 다음, 노즐의 최대 면적변화율의 위치 효과를 분석하였다. 노즐의 최대 면적변화율이 노즐의 추력과 출구의 평균 온도에 영향을 끼치는 것을 확인하였다. 또한 최대 면적변화율이 노즐 후방에 위치함에 따라 추력 페널티가 줄어드는 것을 확인하였다.

**Key Words** : IR Signature Suppression(적외선 신호 저감), Double Serpentine Nozzle(이중 S형 노즐), Thermal Flow Field(열유동장), CFD(전산유체역학)

† Received : April 8, 2021    Revised : June 7, 2021    Accepted : June 17, 2021

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

<sup>4</sup> Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-1424-6728

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

## I. 서 론

현대 전장에서 적외선(Infrared; IR) 추적 미사일은 항공기의 생존성을 크게 위협한다[1]. 적외선 추적 미사일은 항공기에서 발생하는 높은 수준의 적외선 신호를 탐지하여 추적한다.

Figure 1은 항공기에서 발생하는 IR 신호 요소를 나타낸다. 항공기의 IR 신호는 공력 가열, 방빙/제빙 장치, 엔진, 배기가스 플룸에 의해서 발생한다. 특히나 고온의 배기가스 플룸은 3-5  $\mu\text{m}$ 의 파장 대역에서 높은 수준의 IR 신호를 발생시킨다[2-4]. 적외선 추적 미사일은 후방동체 고온 표면과 배기가스 플룸에서 발생하는 IR 신호를 추적한다. 따라서 항공기의 생존성을 향상시키기 위해선 배기가스 플룸에서 발생하는 IR 신호를 저감 시킬 필요가 있다.

배기가스 플룸에서 발생하는 IR 신호를 감소시키기 위한 연구는 국내외에서 활발히 진행되고 있다. Tompson *et al.*은 IR Suppressor 장착 여부에 따른 배기가스 플룸의 IR 신호 영향성에 관하여 연구하였다[5]. Scott *et al.*은 배기가스의 Hot Core가 관측되지 않도록 후방동체 Aft-Deck에 관한 연구를 진행하였다[6]. Arvind *et al.*은 Bypass를 통해 배기가스를 냉각시켜 IR 신호를 줄이는 연구를 진행하였다[7]. Bypass Ratio가 증가함에 따라 노즐의 배기가스 온도가 감소하며, 이에 따른 파장별 IR 신호가 감소하는 것을 확인하였다. 또한 IR 신호 감소에 따른 Lock-on Range가 감소하여 항공기의 생존성을 증가시킬 수 있음을 확인하였다.

한편 Double Serpentine 노즐의 중심 커브, 노즐 출구 Aspect Ratio(AR), Shield Ratio(SR), Curve Ratio(CR) 등 다양한 설계 변수에 대하여 노즐의 공력 및 플룸의 열유동장 영향성에 관한 연구가 진행되었다[8-11]. 그중 Aspect Ratio가 증가함에 따라 플룸이 좌우로 확산되고 외부 유동과 빠르게 혼합이 되어 IR 신호를 감소시킬 수 있음을 확인하였다. 또한, Shield Ratio를 증가시킴으로써 IR Seeker가 엔진의 고온부를 관측하지 못하도록 할 수 있음을 확인하였다.

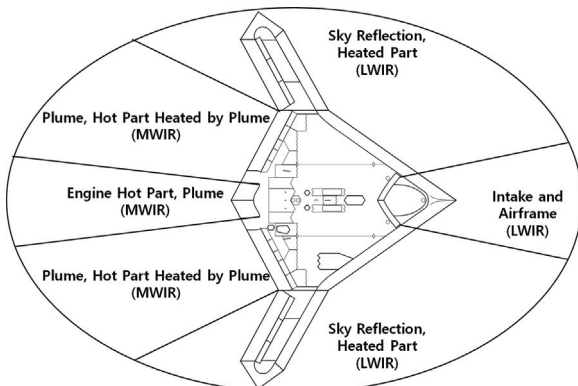


Fig. 1. Dominant IR sources of UCAV

국내에서도 배기가스 플룸 IR 신호의 특성 및 저감 방법에 관한 연구가 진행되고 있다. Chae *et al.*은 배기가스 화학성분의 변화에 따른 플룸 IR 신호의 변화 특성에 관한 연구를 진행하였으며, 배기가스 화학성분에 따른 IR 신호 영향 파장 대역과 온도 저감에 따른 IR 신호 감소 영향성을 확인하였다[12]. Lee *et al.*은 노즐의 출구 Aspect Ratio의 변화에 따른 배기가스 플룸의 열유동장 특성을 해석적 및 실험적으로 연구하였으며, AR가 증가함에 따라 배기가스 플룸의 크기가 감소함을 확인하였다[13]. 또한 노즐의 형상 변형에 따른 배기가스 플룸의 열유동장 특성에 대한 해석 및 스케일링 연구를 진행하였다[14]. An *et al.*은 Single Serpentine 노즐 형상에 따른 IR 신호 및 Lock-on Range에 관한 연구를 수행하여 AR와 노즐의 Curvature가 증가함에 따라 IR Radiance가 감소함을 확인하였다[15]. Lee *et al.*은 UCAV의 지대공 미사일에 대한 Lock-on Range 및 생존성에 대한 연구를 수행하였다[16].

이처럼 배기가스 플룸에서 발생하는 IR 신호를 저감시키기 위한 형상 변형 노즐에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다. 하지만 대부분의 노즐 형상 변형 연구는 출구 Aspect Ratio, Shield Ratio, 중심 커브의 곡률 등에 관한 연구가 집중되고 있지만, 노즐의 면적변화에 관한 연구는 미비한 상황이다.

본 연구에서는 배기가스 플룸에서 발생하는 높은 수준의 IR 신호를 줄이기 위한 형상 변형 노즐에 관한 연구를 진행하였다. 형상 변형 노즐의 IR 저감 효과 및 추력을 비교하기 위하여 IR 저감 기술이 적용되지 않은 Cone 노즐과 출구 Aspect Ratio가 적용된 Straight 노즐을 비교 대상으로 선정하였다. Double Serpentine 노즐의 중심 커브를 선정하여 노즐의 면적 함수를 설계 변수로 선정하여 Double Serpentine 노즐을 설계하였다. 설계된 노즐들에 대하여 전산 유체 해석을 통하여 노즐의 열유동장 특성을 분석하고자 한다. 관측 위치에 따른 IR 신호를 확인하기 위해 JSSG-2007A IR 측정 요구도를 참조하여 고도각, 방위각에 따른 IR 신호를 비교하였다.

## II. 열유동장 및 IR 신호 해석 기법

### 2.1 압축성 Navier-Stokes-Fourier 방정식

열유동을 해석하기 위한 전산 코드의 지배방정식은 압축성 및 점성 효과를 포함하는 3차원 압축성 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식을 이용하였다. 질량 및 운동량 보존 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_i \mathbf{v}) = \nabla \cdot \mathbf{J}_i \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v) + \nabla \cdot (\rho v v) + \nabla p = \nabla \cdot (\tau + \tau_t) \quad (2)$$

$p$ 는 압력,  $\tau$ 는 점성 전단응력 텐서,  $\tau_t$ 는 난류 항을 나타낸다. 에너지 보존 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho h) + \nabla \cdot (\rho h v) = \nabla \cdot [(k + k_t) \nabla T] + S_h \quad (3)$$

$k$ 는 열전도도,  $k_t$ 는 난류 전송에 의한 전도도,  $S_h$ 는 복사 열전달 등의 추가적 열에 관련된 항을 나타낸다. 화학종의 질량 확산은 Schmidt 수( $Sc_t = \mu_t / \rho D_t$ )와 선형 Fick의 법칙을 사용하였다.

$$J_i = -(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t}) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \quad (4)$$

전산해석은 상용 소프트웨어인 Ansys Fluent를 이용하였다. 주요 가정 및 해석 기법으로 정상 유동, Density Based Solver, Implicit Temporal Integration, Finite Volume Method (FVM)을 사용하였다. 해석에 사용된 난류 모델은 벽면 근처 유동해석 정확도가 개선된 k- $\epsilon$  Realizable 모델을 이용하였다[17].

## 2.2 적외선 신호 해석 기법

### 2.2.1 Narrow-band Model을 이용한 플룸 IR 해석

본 연구에서는 배기가스 플룸에서 발생하는 파장별 적외선 신호를 계산하기 위해 Narrow-band Model을 이용하였다[12].

$$i'_\lambda(l) = i'_{\lambda,w} e^{-\kappa_\lambda(l)} + \int_0^{\kappa_\lambda(l)} i_{b,\lambda}(l^*) \exp[-(\kappa_\lambda(l) - \kappa_\lambda(l^*))] d\kappa_\lambda(l^*)$$

$$i'_\lambda : \text{Spectral Radiance} \quad (5)$$

$w$  : Bounding Wall Condition

$i_{b,\lambda}$  : Planck Blackbody Radiance

$\kappa_\lambda \equiv \int_0^l a_\lambda(l^*) dl^*$  : Optical Thickness

방향의 차이에 대한 평균 Spectral Radiance는 위 식을 Solid Angle  $\omega$ 에 대하여 적분하면 구할 수 있으며, 다음의 두 가지의 흡수계수를 사용하여 정의할 수 있다.

$$\overline{i_\lambda(l)} = \frac{1}{4\pi} \int i'_\lambda(l) d\omega$$

$$a_i(l) \equiv \int_0^\infty \overline{i_\lambda(l)} a_\lambda(l) d\lambda / i_i(l)$$

: Incident-Mean 흡수계수

$$a_p(l) \equiv \int_0^\infty i_{b,\lambda}(l) a_\lambda(l) d\lambda / i_b(l)$$

: Planck-Mean 흡수계수

### 2.2.2 RadthermIR을 이용한 Solid IR 계산

노즐 표면에서 방사되는 고체 IR 신호를 계산하기 위해 RadThermIR 상용코드를 사용하였다. RadThermIR은 표면 온도와 물체의 방사율을 고려하여 고체 표면에 의한 IR 신호를 계산하였다. 열유동장 전산해석 결과를 통해 노즐에 표면 온도를 할당하였다. 할당된 노즐 표면 온도와 노즐의 방사율을 활용하여 Solid IR 신호를 계산하였다.

$$M_c = \int_0^\infty M_\lambda d\lambda \quad (7)$$

$$M_\lambda = \frac{\epsilon_\lambda C_1}{\lambda^5 [\exp(C_2/\lambda T) - 1]} \quad (8)$$

$$C_1 = 3.742 \times 10^{-16} \text{ W/cm}^2, C_2 = 14,388 \mu\text{mK}$$

$$\text{Intensity (W/sr)} = \text{Radiance (W/m}^2\text{sr)} \times \text{Pixel Size (m}^2) \times \text{Number of Pixel} \quad (9)$$

식 (7)은 파장 대역의 적분을 통한 특정 파장 대역의 Total IR Radiance를 의미한다.  $M_\lambda$ 는 파장별 분광 복사 출력을 의미하며, 식 (8)과 같이 계산할 수 있다. 식 (8)의  $\epsilon$ 은 고체 표면의 방사율,  $\lambda$ 는 파장의 길이를 나타낸다. 계산된 Total Radiance는 단위 픽셀에 대한 Radiance 값이기 때문에 전체 표면에서 방사되는 IR 신호를 계산하기 위해 식 (9)를 사용하여 Intensity로 변환시킨다. 식 (7)과 (8)을 통하여 계산된 IR Radiance 값을 픽셀 크기와 픽셀 개수를 곱하여 Total Intensity를 산출하였다.

## 2.3 CFD 코드 검증

열유동장 해석을 위한 상용 소프트웨어인 Ansys Fluent를 검증하기 위해 소형 터보젯 엔진의 실험값을 고려하였다[14,18]. 해당 실험에 사용된 엔진은 AMT사의 Olympus HP Engine이다. 최대 51.7 lbf의 추력을 발생시킬 수 있으며, 배기가스 최대 온도 1,023 K 영역을 모사할 수 있다.

Olympus HP Engine을 동작시켜 발생하는 배기가스의 온도와 추력을 측정하여 CFD 코드의 결과값과 비교하였다. 배기가스의 온도를 측정하기 위해 Fig. 2와 같이 엔진으로부터 0.3 m, 0.9 m 떨어진 Panel에 온도 측정 장치를 장치 간 7 cm의 간격을 유지하도록 부착시켜 위치별 온도를 측정하였다. 실험을 위해 엔진을 33.1 lbf의 추력이 발생하도록 100,622 RPM으로 가동하였으며, 배기가스 온도가 823 K을 유지하도록 하였다.

CFD와 실험의 결과값을 Fig. 3에 비교하였는데, 유사한 경향을 보이는 것을 확인할 수 있다. 노즐 출구에서의 평균 온도와 추력을 비교하였을 경우 CFD로 예측한 노즐 출구 평균 온도는 844.78 K로 실험과 2.5%의 차이를 나타냈으며, 추력은 31.9 lbf로 3.3%의 차이가 발생하였다.

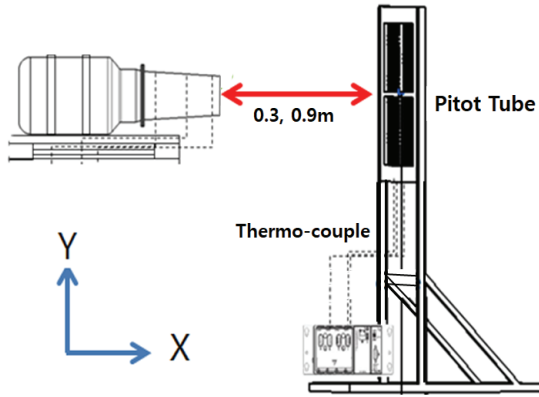
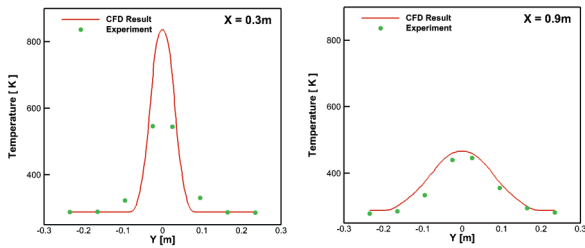


Fig. 2. Temperature measurement method



(a) X location : 0.3m (b) X location : 0.9m

Fig. 3. Comparison of CFD simulation and experiment results

### III. 노즐 형상 설계

#### 3.1 열유동장 해석을 위한 노즐 형상 설계

IR 신호 저감 효과를 비교하기 위해 입구와 출구 면적이 동일한 노즐들을 설계하였다. 저감 설계가 적용되지 않은 길이가  $2.5D_i$ 인 Cone형 노즐, 중심 커브의 곡률이 없이 출구 AR만 적용된 길이가  $3.5D_i$ 인 Straight 노즐, 면적 함수를 설계 변수로 선정한 Double Serpentine 노즐을 설계하였다. Fig. 4는 Type 1-3 Double Serpentine 노즐의 Center Curve를 나타냈다.  $L_0$ 와  $L_3$ 는 플룸의 유동 확산 및 안정화를 위한 직선 구간이다. 해당 직선 구간에서의 면적은 변화하지 않도록 하였다.  $L_1$ 과  $L_2$ 는 Double Serpentine 노즐의 곡률 부분이며,  $L_1$ 과  $L_2$ 의 비율은 2 대 3으로 설정하였으며, 노즐의 길이는  $3.5 D_i$ 로 선정하였다[9]. 출구 Aspect Ratio는 Straight 노즐과 Double Serpentine 노즐 모두 장축과 단축의 비로 정의하였으며, 그 값은 5로 선정하였다[10]. 엔진의 고온부가 외부의 IR Seeker로부터 직접 관측되지 않도록 하는 것은 IR 스텔스에서 아주 효과적이다[8]. Shield Ratio는 엔진의 고온부를 차폐하는 비율을 의미한다. 본 연구에서는 Shield Ratio가 Type 1-3 Double Serpentine 노즐은 0.63, Cone과 Straight 노즐은 0을 갖도록 선정하였다.

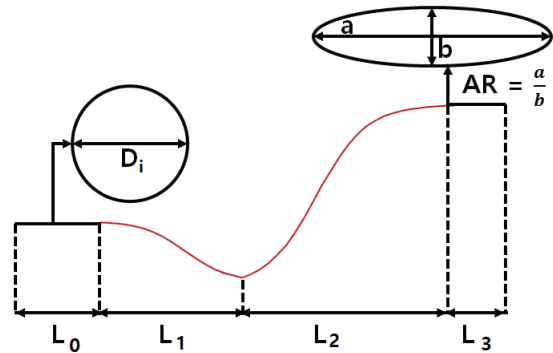
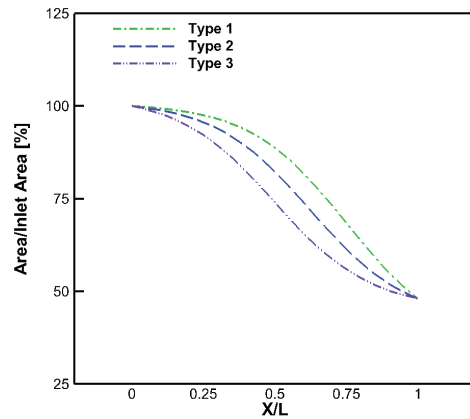
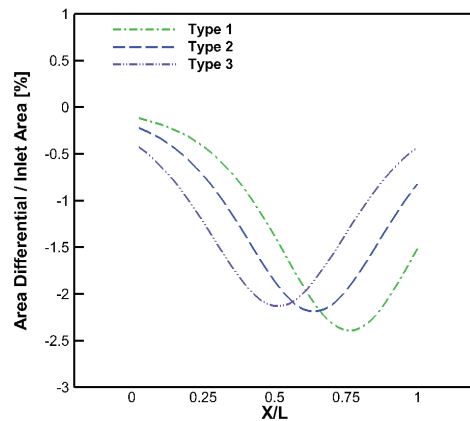


Fig. 4. Design of center curve

Figure 5(a)는 Straight 노즐과 Double Serpentine 노즐 Type 1-3의  $L_1$ - $L_2$ 에서의 면적변화를 나타낸다. 모든 노즐의 면적변화가 단조 감소 형태의 분포를 갖도록 하였다. Fig. 5(b)는 각 면적 함수들의 입구 대비 면적변화율을 나타낸다. Straight 노즐의 경우 Type 2와 동일한 면적변화율을 갖도록 설계하였다. Double Serpentine 노즐의 경우 최대 면적변화율을 설계 변수로 선정하였으며, Type 1은 노즐 곡선 길이의 75%, Type 2는 62.5%, Type 3은 50%에 위치하



(a) Nozzle area distribution



(b) Nozzle area differential

Fig. 5. Characteristics of nozzle area function

도록 하였다. Figs. 4, 5와 같이 설계된 Straight, Double Serpentine 노즐의 형상을 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 6의 왼쪽 그림은 각 노즐의 Side View를 나타내며, 우측 그림은 Top View를 나타낸다. 점선은 최대 면적변화율의 위치를 나타낸다. 엔진의 배기가스 및 바이패스 유동은 +X 방향으로 움직인다. 노즐 열 유동장 해석에 사용한 엔진은 PW-615F 터보팬 엔진으로 1:2.8의 높은 바이패스 비를 갖고 있다. 바이패스 공기와 엔진에서 발생하는 배기가스의 혼합을 위하여 Fig. 7과 같은 Lobed Mixer를 5종의 노즐에 모두 장착하여 해석을 수행하였다. Lobed Mixer의 최대 지름은  $0.85D_i$ , 최소 지름은  $0.57D_i$ 로 선정하였다.

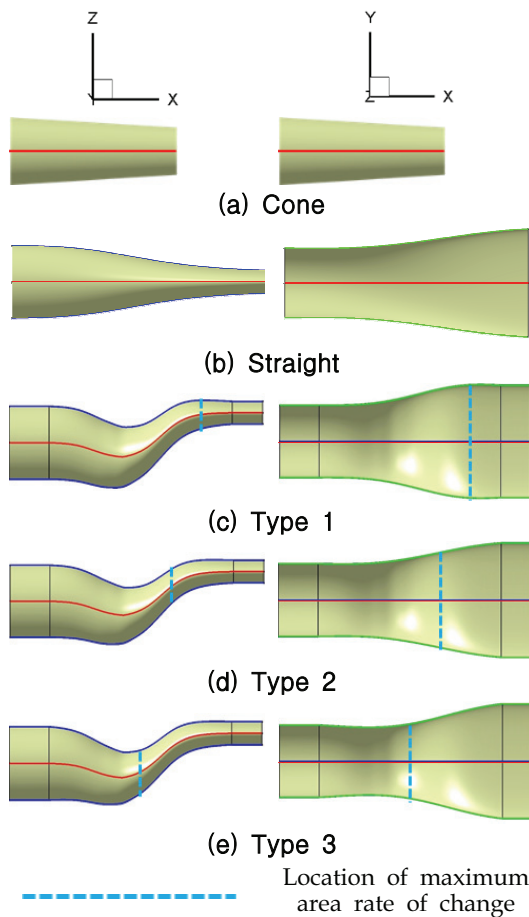


Fig. 6. Nozzle geometry

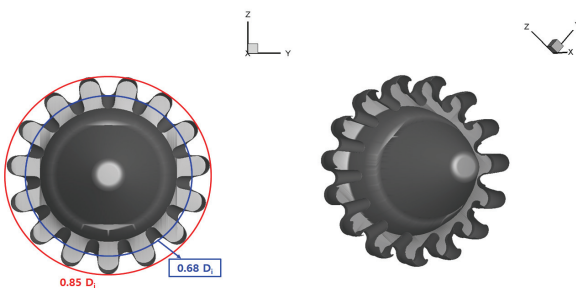


Fig. 7. Geometry of lobed mixer

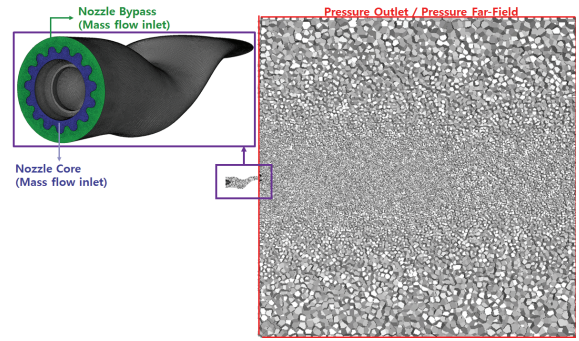


Fig. 8. Computational grid system and boundary conditions

### 3.2 격자 및 경계조건

Figure 8은 열유동 해석을 위한 격자를 나타낸다. Polyhedral 격자 방식을 이용하여 약 250만 개의 격자로 구성하였다. 배기가스 플룸 영역을 Body of Influence로 설정하여 격자의 조밀성을 증가시켰다. 열유동장 해석 조건은 Table 1에 나타내었다. 노즐

Table 1. Boundary conditions

Ground (0 ft)		
Free Stream (Pressure Outlet)	Pressure [Pa]	101352.58
	Temperature [K]	288.15
	Mach	0.0
Nozzle Core (Mass Flow Inlet)	Pressure [Pa]	146,375
	Temperature [K]	811.8
	Mass Flow Rate [kg/s]	5.3
Nozzle Bypass (Mass Flow Inlet)	Pressure [Pa]	150,305
	Temperature [K]	334.3
	Mass Flow Rate [kg/s]	15.2
Wall	No-slip, Adiabatic	
Cruise (20,000 ft)		
Free Stream (Pressure Far-Field)	Pressure [Pa]	46,563.26
	Temperature [K]	248.56
	Mach	0.7
Nozzle Core (Mass Flow Inlet)	Pressure [Pa]	88,625.21
	Temperature [K]	798.04
	Mass Flow Rate [kg/s]	3.47
Nozzle Bypass (Mass Flow Inlet)	Pressure [Pa]	94,602.96
	Temperature [K]	321.31
	Mass Flow Rate [kg/s]	10.51
Wall	No-slip, Adiabatic	
High Altitude (45,000 ft)		
Free Stream (Pressure Far-Field)	Pressure [Pa]	14,816.83
	Temperature [K]	216.65
	Mach	0.5
Nozzle Core (Mass Flow Inlet)	Pressure [Pa]	28,709.77
	Temperature [K]	804.87
	Mass Flow Rate [kg/s]	1.11
Nozzle Bypass (Mass Flow Inlet)	Pressure [Pa]	27,461.82
	Temperature [K]	277.54
	Mass Flow Rate [kg/s]	3.16
Wall	No-slip, Adiabatic	

입구 조건은 엔진 성능 분석 프로그램인 GASTURB를 통하여 PW-615F 터보팬 엔진 성능을 분석하여 도출된 결과를 적용하였다. Ground 조건은 지상 정지 상황을 의미하며, Cruise 조건은 고도 20,000 ft에서 마하수 0.7의 순항조건을 나타낸다. High Altitude 조건은 고도 45,000 ft에서의 마하수 0.5의 조건을 나타낸다. 대기 조건은 해당 고도에서의 국제 표준 대기 모델을 활용하였다. Pressure Outlet Boundary Condition을 활용하여 정지 상태를 모사하였다. Cruise 및 High Altitude 조건의 경우 Pressure Far-Field를 적용하였다. 엔진에서 발생하는 배기가스 생성 과정은 완전 연소로 가정하였다. 물분을 기준으로 CO<sub>2</sub> 13%, H<sub>2</sub>O 13%, N<sub>2</sub> 74%의 배기가스 유동이 유입되며, Bypass를 통해 O<sub>2</sub> 21%, N<sub>2</sub> 79%의 외부 유동이 유입되는 것으로 가정하였다.

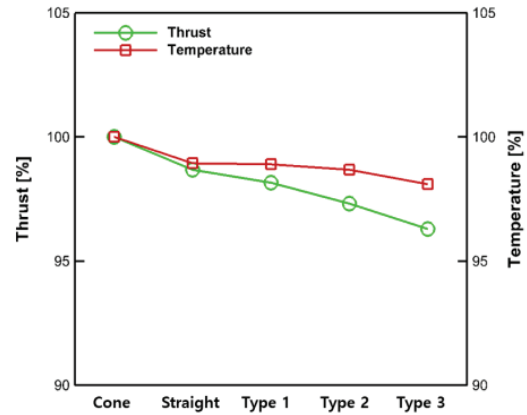
#### IV. 단면적과 비행조건에 따른 열유동장 및 IR 신호 특성

##### 4.1 노즐 추력 및 열유동장 특성

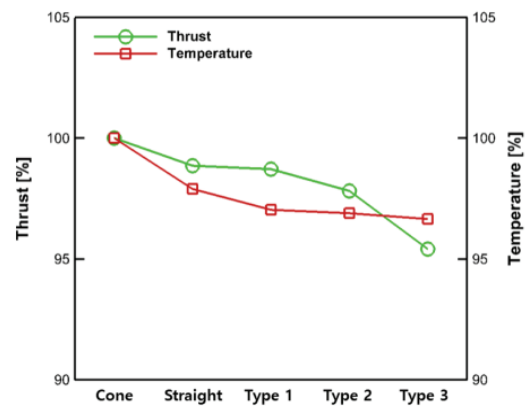
Figure 9는 노즐 형상에 따른 열유동장과 추력의 변화를 보여준다. 각 노즐 간의 비행조건에 따른 추력 및 출구 온도를 정량적으로 비교하기 위하여 Cone 노즐의 추력 및 출구 평균 온도를 기준(100%)으로 삼았다. 예상대로 Straight 노즐이 가장 낮은 추력 페널티를 보여주었다. Type 1-3 노즐들을 비교했을 때 Type 1이 상대적으로 낮은 추력 페널티, Type 3가 높은 추력 페널티를 보여주었다. Straight 노즐과 Type 1의 추력 차이는 0.7%로 미미한 것으로 나타났다. 출구 평균 온도의 경우 Type 1-3간 출구 평균 온도 차이는 최대 1.1%로 나타났다. 이를 통해 면적의 최대 변화율이 위치가 노즐 후방에 위치함에 따라 추력 페널티가 감소하는 것을 알 수 있었다. Fig. 10은 Cruise 조건에서의 각 노즐 내부의 Temperature 및 Mach Contour를 나타낸다. Fig. 10(a)로부터 온도가 700K을 초과하는 Hot Core는 Straight 노즐이 가장 길게 나타나는 것을 알 수 있다.

Double Serpentine 노즐의 경우 Type 3 노즐의 Hot Core 길이가 가장 짧으며, Type 1 노즐의 Hot Core의 길이가 가장 길게 형성됨을 확인하였다. 이는 면적의 최대 변화율이 노즐 전방에 위치함에 따라 Bypass와 배기가스의 혼합효과가 증가하기 때문이다.

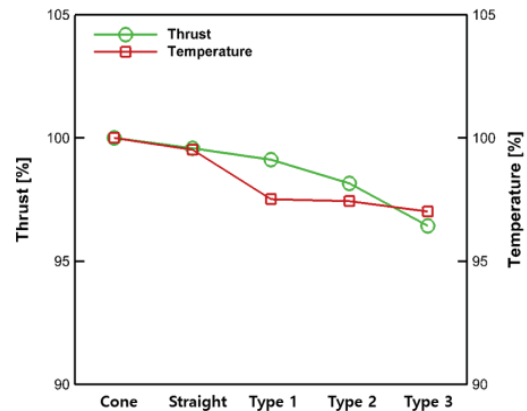
Figure 10(b)의 Mach Contour로부터 노즐의 면적 변화율이 노즐 전방으로 위치함에 따라 노즐 내부의 최대 마하수가 증가하는 것을 알 수 있다. Type 3 노즐의 최대 마하수 분포의 경우, 최대 마하수는 약 0.97로 나타났다. 또한 최대 면적변화율의 위치가 전방으로 위치할 경우 노즐 내부에서 충격파가 발생하였다.



(a) Ground



(b) Cruise



(c) High Altitude

Fig. 9. Comparison of thrust and temperature for different nozzles

Ground 조건에서 Cone, Straight 노즐의 400 K을 초과하는 배기가스 플룸 결과로부터 그 길이가 약 52.21% 감소하는 것을 확인하였다. 또한 Type 1 노즐과 Straight 노즐의 플룸 길이를 비교했을 경우 그 길이가 약 4.6% 감소하였다. 이는 노즐 중심 커브의 곡률로 인하여 Mixing 효과가 증가한 것에 기인한 것으로 판단된다.

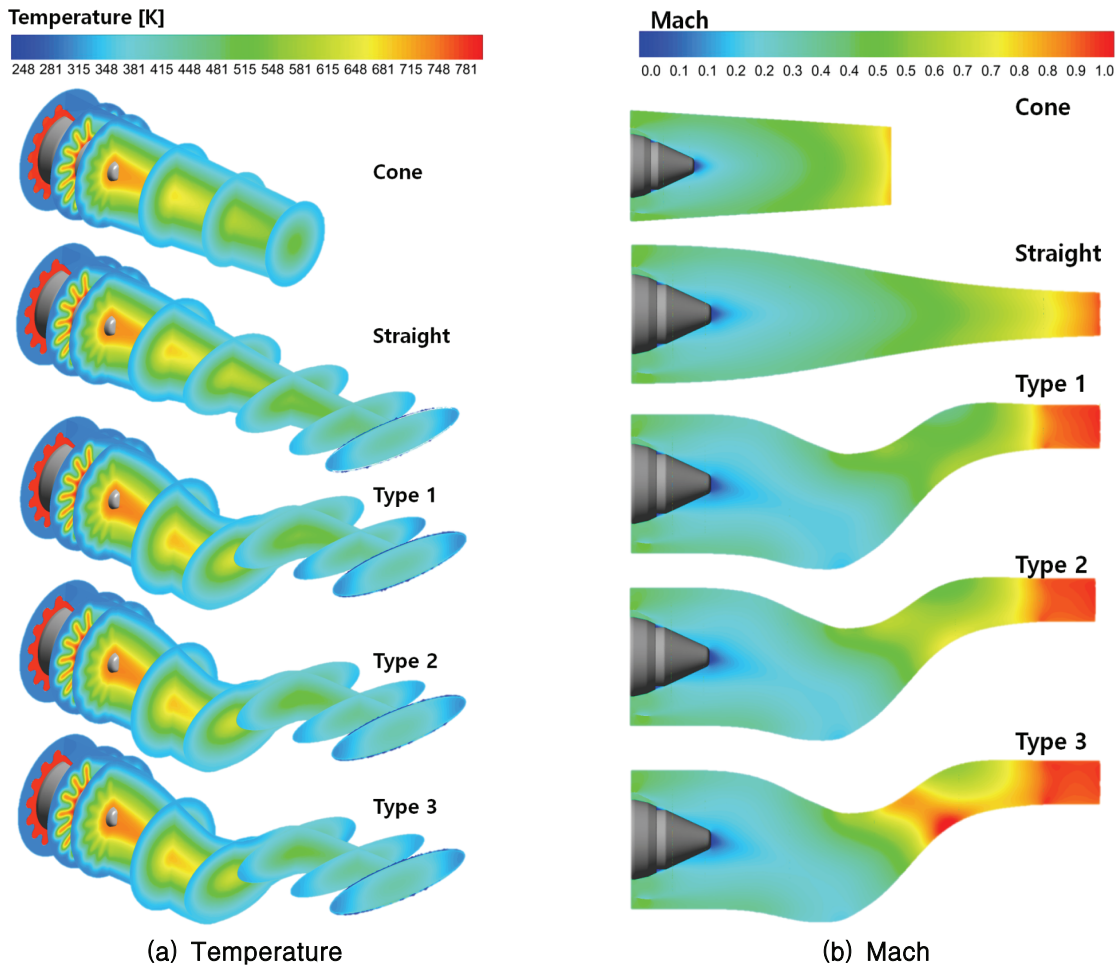


Fig. 10. Contours of nozzle flows at cruise condition

### 4.2 IR 신호 저감 효과 비교

노즐의 형상에 따른 IR 신호를 비교하기 위하여 Fig. 11과 같이 JSSG-2007A IR 신호 측정 요구도를 참조하여 고도각, 방위각에 따른 IR 신호를 계산하였다. Fig. 12는 Cruise 조건에서의 노즐 정후방에 대한 Line-of-Sight (LOS)에 대한 Spectral IR Radiance를 나타낸다. Double Serpentine 노즐의 경우 1-20  $\mu\text{m}$ 의 파장 대역에서 IR Radiance가 감소함을 확인하였다.

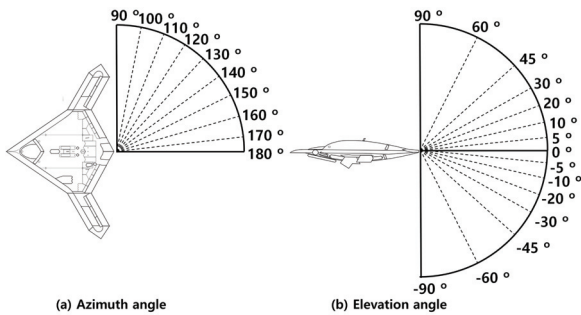


Fig. 11. Definition of azimuth and elevation angles for IR calculation

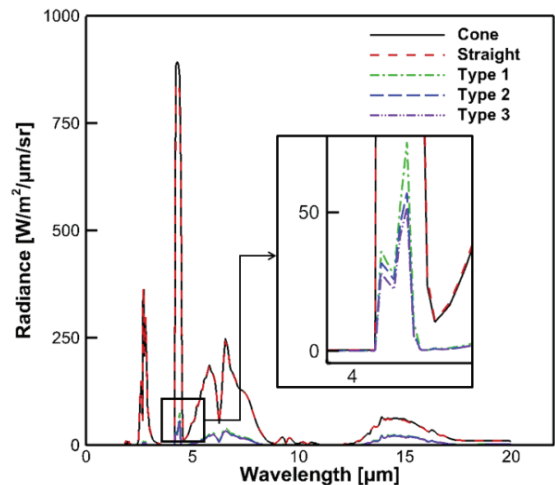


Fig. 12. Spectral radiance for rear LOS

최대 IR Radiance가 발생하는 CO<sub>2</sub> Band인 4.0~4.4  $\mu\text{m}$ 에서의 값이 크게 감소하는 것을 확인할 수 있다. Straight 노즐의 경우 4.3  $\mu\text{m}$  파장 대역에서 821  $\text{W/m}^2/\mu\text{m/sr}$ 의 최댓값을 갖는 반면, Type 1 Double Serpentine 노즐은 약 87.2% 저감된 67  $\text{W/m}^2/\mu\text{m/sr}$

의 Radiance를 갖는 것을 확인할 수 있다. 이는 노즐 간 Shield Ratio의 차이에 의해 발생하는 것으로 판단된다. Straight 노즐의 경우 Shield Ratio가 0이라 노즐 내부 및 엔진 고온부가 탐지기에 직접적으로 노출된다. 하지만 Double Serpentine 노즐의 경우 정후방에서 노즐 내부 일부가 관측되어도 배기가스 고온부 및 엔진 등 고온 부분은 관측되지 않기 때문에 Straight 노즐과 비교하여 낮은 IR Radiance를 갖는 것으로 판단된다.

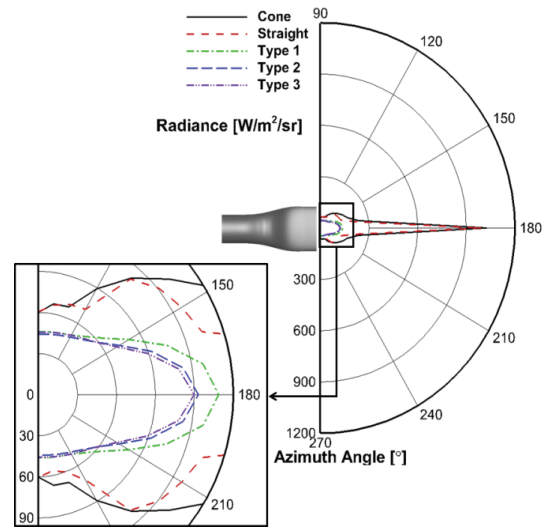
Figure 13은 고도각 방위각에 따른 1.0~20.0 μm 파장대역에 대한 각도별 Total IR Radiance를 나타낸다. Table 2는 Cone 노즐의 IR Radiance를 기준(100%)으로 선정하여 백분율로 비교한 값을 나타낸 것이다.

Figure 13(a)와 Table 2의 방위각에 따른 Total IR Radiance 분포로부터 최대 Radiance 값이 나타나는 180°에서 약 최대 88%의 차이가 발생하는 것을 알 수 있다. 이는 Straight 노즐 내부의 고온 배기가스가 외부 탐지에 노출되어 높은 IR Radiance를 발생시키며, Double Serpentine 노즐의 경우 Shield Ratio로 인해 엔진 고온부 및 고온 배기가스가 관측되지 않기 때문이다. Straight와 Type 1-3 노즐을 비교할 경우, 노즐 중심 커브의 곡률로 인한 Bypass와 Core 가스의 Mixing 효과 차이로 인하여 90°, 270°에서의 IR Radiance가 16.8% 차이가 발생하였다.

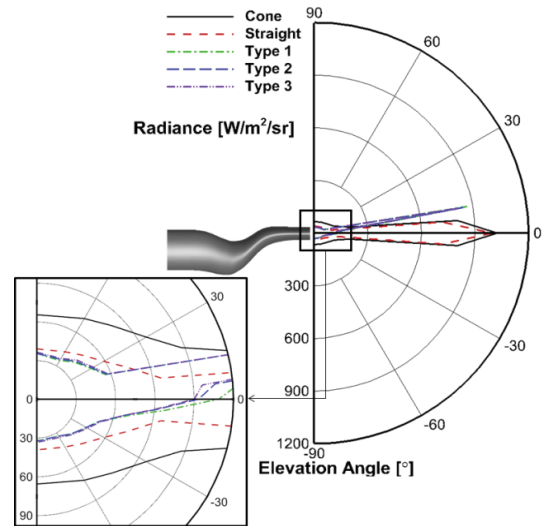
Figure 13(b)는 Elevation Angle Total IR Radiance를 나타낸다. 최대값이 계산되는 방위각이 변하는 것을 확인할 수 있다. Straight 노즐의 경우 -5°~5°에서 최대값이 발생하였으며, Type 1-3 노즐의 경우 10°에서 최대값이 발생하였다. Straight와 Double Serpentine 노즐의 최대값을 비교할 경우 18.2%의 차이가 나는 것을 확인하였다. 이는 Double Serpentine 노즐의 Shield Ratio로 인하여 엔진 고온부 및 고온 배기가스가 관측되지 않도록 차폐하기 때문이다.

이와 같이 노즐의 곡률로 적용하여 노즐 내부 및 엔진 고온부를 차폐함으로써 Double Serpentine 노즐은 기존의 Straight 노즐과 비교하여 대부분의 방위각에서 Unmanned Combat Aerial Vehicle (UCAV)의 생존성을 증가시킬 수 있을 것으로 기대된다. 또한, 고도각의 경우 최대 IR Radiance를 감소시키고, 최대 Total IR Radiance가 발생하는 각도를 기존의 Straight 노즐과 비교하여 10°로 변경시킴에 따라 지상에서 공중으로 발사되는 Surface-to-Air Missile (SAM)에 대한 생존성을 증가시킬 수 있을 것으로 판단된다.

Figure 14는 Type 1 Double Serpentine 노즐의 벽면 온도를 나타낸다. Bypass의 차가운 공기로 인하여 배기가스의 열이 노즐 표면으로 전달되지 못하여 노즐 입구 부근은 노즐 출구 부근에 비하여 낮은 온도를 갖는 것을 확인할 수 있다. 노즐의 후방으로 이동함에 따라 표면 온도가 증가하여 최대 온도 469.55 K, 평균 온도 367.08 K에 도달하였다. 배기가스의 온도



(a) Azimuth angle



(b) Elevation angle

Fig. 13. IR radiance at cruise condition

Table 2. IR radiance at cruise condition

Angle[°]	Straight	Type 1	Type 2	Type 3
150	81.27	51.36	45.75	44.67
160	75.66	59.40	52.16	50.05
170	90.89	53.87	47.39	45.76
180	97.27	13.55	12.02	11.71
<b>(a) Azimuth Angle Radiance [%]</b>				
Angle[°]	Straight	Type 1	Type 2	Type 3
-5	89.34	19.47	17.00	15.73
0	97.35	13.56	12.03	11.72
5	89.34	12.18	11.36	11.14
<b>(b) Elevation Angle Radiance [%]</b>				



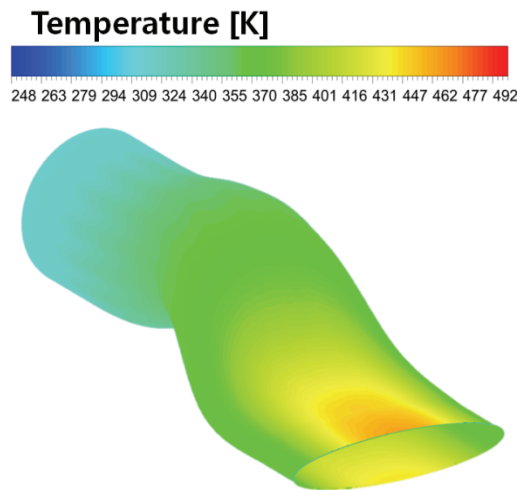


Fig. 14. Type-1 nozzle wall temperature

에 비해 약 50% 낮은 표면 온도를 갖는 것은 높은 Bypass Ratio로 인하여 배기가스에서 발생하는 열이 노즐 표면으로 전달되지 못하기 때문이다. 또한, Bypass 공기에 의해 배기가스가 냉각되기 때문에 노즐 Outlet에서도 배기가스 온도에 비해 낮은 벽면 온도를 보여준다[19,20].

배기가스의 열전달에 의한 노즐 및 Lobed Mixer에서 발생하는 Solid IR 신호를 확인하기 위해 열유동 전산해석 결과를 바탕으로 RadThermIR을 사용하여 Solid IR 신호를 계산하였다. Fig. 15는 노즐 정후방에서 계산된 2~12  $\mu\text{m}$  파장 대역에 대한 Spectral Solid IR Radiance를 나타낸다. Type 1-3 노즐의 표면에서 발생하는 Solid IR 신호는 629~650  $\text{W}/\text{m}^2/\text{sr}$  범위의 Total IR Radiance 값을 보여준다. 이는 본 해석에 사용된 엔진이 매우 높은 Bypass Ratio를 갖기 때문이다. Cone과 Straight 노즐의 경우 노즐 정후방에서의 IR 신호는 매우 높게 예측됨을 알 수 있다. 이는 Double Serpentine 노즐이 엔진의 고온부를

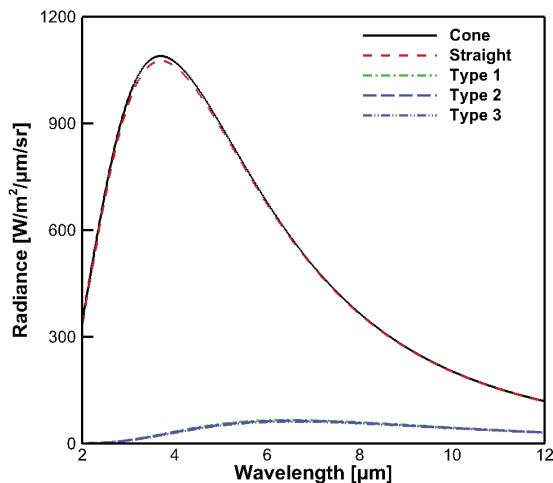


Fig. 15. Solid IR spectral radiance for rear LOS

차폐하지만, Cone과 Straight 노즐의 경우 엔진의 고온부를 차폐하지 못해 그 결과로 엔진의 고온부 및 Lobed mixer가 관측되어 높은 수준의 IR 신호를 발생시키기 때문이다. 특히 엔진에서 발생하는 배기가스에 직접적으로 노출된 Lobed Mixer의 경우 배기가스와 유사한 온도를 갖게 되어 매우 높은 Total IR Radiance가 발생시킨다.

## V. 결론

본 연구에서는 항공기 배기가스 플룸에서 발생하는 IR 신호를 감소시키기 위한 Double Serpentine 노즐에 대해 연구하였다. 노즐의 최대 면적변화율의 위치를 설계 변수로 선정하여 열유동장을 해석하고 IR 신호를 계산하였다.

추력 및 IR 스텔스 성능 비교를 위해 IR 저감 기술이 적용되지 않은 Cone 형 노즐과 출구 Aspect Ratio가 5인 Straight 노즐을 고려하였다. Cone 형 노즐의 추력 및 출구 온도를 기준으로 5개의 노즐에 대해 추력 및 출구 온도를 정량적으로 비교하였다. 그 결과 Type 1 Double Serpentine 노즐이 낮은 추력 페널티를 보여주었다. 나아가 배기가스 플룸에서 발생하는 IR 신호의 저감을 확인하기 위해 고도각, 방위각에 따른 IR 신호를 계산하였다. Narrow-band Model을 사용하여 배기가스 플룸 IR 신호를 계산하였다. Double Serpentine 노즐의 IR Radiance가 4.3  $\mu\text{m}$  파장대에서 Straight 노즐에 비해 91.5% 감소하였다. 또한, RadThermIR을 이용하여 노즐 벽면에서 발생하는 고체 IR 신호를 계산하였다. Straight 노즐의 경우 Lobed Mixer와 엔진 고온부가 직접적으로 관측되어 4.0  $\mu\text{m}$  부근에서 최대 Radiance가 발생하였다. 반면 Double Serpentine 노즐의 경우 차폐 효과로 인하여 Straight 노즐과 비교해 고체 IR 신호가 87%만큼 감소하였다.

항공기 배기가스에서 발생하는 IR 신호를 저감시키기 위한 방안으로 사용되는 Double Serpentine 노즐은 Cone 형 또는 Straight 노즐에 비해 IR 저감 효과가 크지만, 추력 페널티를 수반한다. 본 연구를 통하여 면적 변화율의 조절을 통하여 Double Serpentine 노즐의 추력 페널티를 최소화할 수 있음을 확인하였다. Type 1-3 노즐을 비교했을 때 추력 및 IR 저감 효과를 동시에 고려할 경우 추력 페널티가 가장 낮은 Type 1 노즐이 가장 효과적인 Double Serpentine 노즐이라 판단된다.

향후 면적변화율 위치뿐만 아니라 노즐 중심 커브의 곡률, 세장비, Shield Ratio, Curve Ratio와 같은 변수를 추가로 고려한 노즐 열유동장 및 IR 신호에 대한 영향성을 분석할 예정이다. 나아가 노즐을 UCAV 후방동체와 결합하였을 경우의 추력 및 IR 저감 특성을 분석할 계획이다.

## 후 기

본 연구는 국방과학연구소가 지원하는 항공기 생존성 향상을 위한 추진계통 IR 신호 감소 형상설계 파라메트릭 연구(UD180038JD) 사업의 일환으로 수행되었습니다.

## References

- 1) Heikel, J., *Electronic Warfare Self-protection of Battlefield Helicopters: A Holistic View*, Ph.D. Dissertation, Helsinki University of Technology, 2005.
- 2) Ball, R., *The Fundamental of Aircraft Combat Survivability: Analysis and Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- 3) Mahulikar, S. P., Hemant, R. S. and Arvind, R., "Infrared signature studies of aerospace vehicles," *Progress in Aerospace Science*, Vol. 43, 2007, pp. 218~245.
- 4) White, J. R., *Aircraft Infrared Principles, Signatures, Threats, and Countermeasures*, Naval Air Warfare Center Weapons Division, No. NAWCWD-TP-8773, 2012.
- 5) Tompson, J. and Birk, A. M., "Design of an infrared signature suppressor for the Bell 205 (UH-1H) helicopter Part 1: aerothermal design," *11th CASI Propulsion Symposium*, 2010.
- 6) Scott, H., Dennis, K. M. and Morris, P. J., "Aft deck effects on the aeroacoustics of dual stream supersonic jets," *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020, pp. 1249~1267.
- 7) Arvind, R. G., Buijtenen, J. P. and Mahulikar, S. P., "The effect bypass ratio on aircraft plume infrared signatures," *AIAA ISBE-1194*, 2009.
- 8) Chen, W., Wang, Z., Zhou, L., Sun, X. and Shi, J., "Influences of shield ratio on the infrared signature of serpentine nozzle," *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 71, 2017, pp. 1~13.
- 9) Shan, Y., Zhou, X., Tan, X., Zhang, J. and Wu, Y., "Parametric design method and performance analysis of double S-shaped nozzles," *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2019, 2019, pp. 1~24.
- 10) Sun, X., Wang, Z., Zhou, L., Shi, J. and Liu, Z., "Experimental and computational investigation of double serpentine nozzle," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 229, No. 11, 2015, pp. 2035~2050.
- 11) Sun, P., Zhou, L., Wang, Z. and Sun, X., "Effect of serpentine nozzle on bypass ratio of turbofan engine exhaust," *Joint Propulsion Conference*, 2018, pp. 4744~4758.
- 12) Chae, J. H., Lee, J. W., Ha, N. K., Kim, D. G., Jang, H. S. and Myong, R. S., "Computational analysis of effects of thermal flow field and chemical components on the IR signature in the exhaust plume of a micro jet engine," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 24, No. 3, 2019, pp. 101~111.
- 13) 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 Science*, Vol. 46, No. 2, 2018, pp. 150~158.
- 14) Lee, H. J., An, C. H., Myong, R. S., Choi, S. M. and Kim, W. C., "Computational investigation of nozzle flowfield in a micro turbojet engine and its scaling characteristics," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 22, No. 1, 2017, pp. 43~50.
- 15) 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 vehicles," *Journal of Aircraft*, Vol. 53, No. 6, 2016, pp. 1768~1778.
- 16) Lee, J. H., Lee, H. J., Myong, R. S., Choi, S. M. and Kim, W. C., "Investigation of IR survivability of unmanned combat aerial vehicle against surface-to-air missile," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 45, No. 12, 2017, pp. 1084~1093.
- 17) *ANSYS Fluent 2019 R2 User's Guide*, ANSYS Inc., 2019.
- 18) Lee J. H., Lee H. J., Yang B. J., Myong R. S. and Kim W. C., "Numerical analysis of thermal flow field according to shape of exhaust nozzle of UCAV and jet on/off," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 23, No. 1, 2018, pp. 77~85.
- 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, 2016, pp. 1~8.
- 20) Kang, D. W., Kim, J. W., Myong, R. S. and Kim, W. C., "Computational investigation of the effect of UAV engine nozzle configuration on infrared signature," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 41, No. 10, 2013, pp. 779~787.