

# 항공기 Serration 형상 노즐의 열유동장과 피탐지성에 관한 전산해석

신 창 민,<sup>1</sup> 류 석 희,<sup>1</sup> 정 경 진,<sup>2</sup> 명 노 신<sup>\*1</sup>

<sup>1</sup>경상국립대학교 대학원 기계항공공학부

<sup>2</sup>국방과학연구소 국방소재/에너지 센터

## COMPUTATIONAL ANALYSIS OF THERMAL FLOW FIELD AND OBSERVABILITY OF AIRCRAFT SERRATED NOZZLES

C.M. Shin,<sup>1</sup> S.H. Ryu,<sup>1</sup> K.J. Jung<sup>2</sup> and R.S. Myong<sup>\*1</sup>

<sup>1</sup>Graduate School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

<sup>2</sup>Material/Energy Center, Agency for Defense Development

*In this study, by applying a serration shape to the exhaust nozzle of an aircraft, the thermal flow field, infrared, and radar cross-section signals were analyzed through computational analysis, and the effect on observability was studied. The length and number of serration shapes were selected as the design variables of the nozzle and the weight change was kept minimal. The temperature distribution and the turbulence kinetic energy of the thermal flow field were examined, and the mixing tendency due to nozzle deformation was compared for each section. The infrared signal was then calculated based on the thermal flow field data. The average infrared radiance value of the serrated nozzles decreased by up to 10.4% compared to the circular shape. Monostatic radar cross-section was calculated for the 10 GHz frequency for the electromagnetic wave analysis, and its effect on the azimuth angle was analyzed. When the serration shape was applied, it turned out that the average radar cross-section value was reduced by up to 7.4%. Overall, the exhaust plume flow was diffused and the infrared and radar cross-section signals were reduced for the serrated nozzles.*

**Key Words :** 톱니형 노즐(Serrated Nozzle), 열유동장(Thermal Flow Field), 전산유체역학(CFD), 적외선 신호(Infrared Signature), 레이더 반사 면적(Radar Cross Section)

### 1. 서 론

스텔스 기술은 항공기의 생존성 향상과 비행 임무 성공에 직결되기 때문에 피탐지 감소 연구가 활발히 이루어지고 있다. 항공기는 육안, 소음 신호, 적외선 신호와 레이더 신호를 통해 탐지되므로 이러한 신호 세기를 낮추는 것이 피탐지 확률을 최소화하는 일차적인 방법이다. 그중 레이더 신호를 낮추는 연구가 과거부터 활발히 진행되고 있으며, 적외선(IR) 신호를 저감하는 스텔스 기술 향상 연구 또한 계속되고 있다.

비행 중인 항공기는 IR 신호 피탐지를 통해 생존성의 위협을 받는다. IR 신호를 발생하는 요소로는 공력 가열에 의한

항공기 표면, 가열된 엔진과 노즐, 고온의 배기 플룸 등이 있다. 특히 엔진에 의한 고온의 배기 플룸은 항공기 주위 넓은 방향으로 IR 신호가 발생하며, 3 ~ 5  $\mu\text{m}$ 의 중적외선 파장대역에서 높은 수준의 IR 신호를 방사한다. 휴대성이 용이한 MANPADS(Man Portable Air Defense System)의 지대공 미사일과 AIM-9의 공대공 미사일 등은 IR 신호를 추적한다. 따라서 항공기에서 발생하는 IR 신호를 차폐하거나 저감시켜 항공기의 생존성을 향상시킬 필요가 있다.

항공기 레이더 신호는 안테나로부터 방사된 전자기파 에너지가 항공기에 부딪혀서 반사된 에너지를 수신하여 포착하게 된다. 이렇게 포착된 레이더 반사 면적인 RCS(Radar Cross Section)를 감소시키는 방법으로 항공기 생존성을 향상할 수 있다. RCS를 감소시키기 위해서는 비행체의 주요 RCS 발생원의 형상을 변화하거나, 전자기파를 흡수하는 재료를 적용하는 방법, 전파 방해를 통해 적의 레이더 시스템을 교란시키는 방법 등을 통해 RCS 크기를 낮출 수 있다.

Received: December 2, 2022, Revised: March 23, 2023,

Accepted: March 23, 2023.

\* Corresponding author, E-mail: myong@gnu.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2023.28.1.001>

© KSCFE 2023

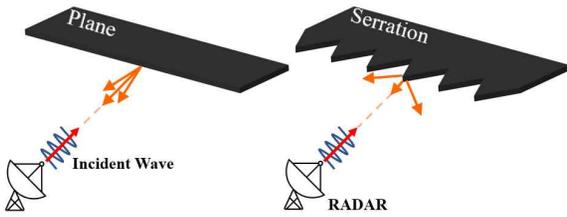


Fig. 1 Schematic of electromagnetic wave scattering according to shapes

항공기 노즐 출구에 톱니 형상의 Serration을 적용하면 배기 플룸의 고온 유동이 Serration 형상을 따라 주변의 차가운 공기와 만나는 지점이 변화하여 유동이 변화한다. Callender 등은 Serration(또는 Chevron) 형상에 대해 측정 실험을 통해 유동이 노즐 반경 방향으로 확산됨에 따라 TKE(Turbulence Kinetic Energy)와 속도 변화의 연구를 수행하였다[1]. Kanmaniraja 등[2]은 여러 Chevron 형상에 대한 전산해석을 통해 속도 변화와 압력, TKE 변화를 비교하여 유동이 변화하여 소음이 저감되는 영향을 확인하였다. Uzun 등[3]은 Large Eddy Simulation을 이용하여 Turbulence Intensity와 속도 비교를 통해 Serration 형상으로 인한 유동 흐름을 분석하는 연구를 진행하였다. 또한 Kong 등[4]의 연구에서는 초음속 유동에서의 Serration 형상 개수에 따른 수치해석 연구를 진행하였다. 이때, 형상 변형 시 유동 방향으로 속도가 감소하였고, 온도는 증가하는 경향성을 확인하였다.

항공기의 생존성을 확보하기 위한 국외의 IR 신호 저감의 연구 중 Shan and Zhang[5]은 터보팬 엔진에 Lobed Mixer를 장착하여 노즐 내부에서 고온의 플룸과 외부 공기가 잘 혼합되게 하고 결과적으로 온도를 감소시키는 연구를 수행하였다. 또한 국내 연구에서는 배기 플룸의 IR 저감 연구로, Lee 등[6]은 형상 변형 노즐의 온도 저감과 그에 따른 IR 신호 감소를 계산하였다. 노즐의 최대 면적 변화율에 따라 Double Serpentine 노즐을 설계하고 비행 조건에서 그 성능을 분석하였다. Lee 등[7]은 항공기 노즐의 열유동장과 IR 신호 해석기법, IR 저감 설계기법의 타당성을 분석 연구를 진행하였다. 또한 Lee 등[8], Shin 등[9]은 입자를 분사하여 배기 플룸을 냉각하고 IR 신호를 차폐하는 연구가 수행되었다.

RCS 저감 연구는 과거부터 꾸준히 이루어지고 있다. 국외의 항공기 노즐 형상 변형에 따른 RCS 영향 연구 중 He 등[10]은 Serpentine 노즐에 출구 면적 변화에 따른 RCS 전산해석을 진행하였으며, 최적 설계된 노즐은 최대 RCS가 비교 형상에 비해 83% 감소하였다. Guo 등[11]은 RAM(Radar Absorbing Material) 적용 유무에 따른 Serpentine 노즐의 RCS 전산해석을 진행하였다. 이때 Pitch and Yaw 각도에 따른

RCS 저감 영향성을 확인하였다. 국내 연구에서 Song 등[12]은 UCAV의 후방동체 변형과 RAM 적용 유무에 따른 RCS 변화를 전산해석을 통해 계산하였고 전반적으로 낮은 RCS 값을 확인하였다.

현재 운용 중인 F-35 전투기의 Nozzle Edge는 RCS 저감을 위해 Serration 형상을 적용하였다. Fig. 1과 같이 Serration 형상은 방사된 전자기파가 산란되어 탐지되는 RADAR 신호를 저감시켜 RCS 크기를 감소시킨다. Serration의 형상에 관한 국내의 연구로는 RCS 산란과 유동 분석, 소음 저감 연구로 이루어지고 있으며, 그중 소음 저감 연구가 큰 비중을 차지한다.

Serration 형상에 대한 RCS 영향성 연구 중 항공기 노즐에 적용한 연구로, Zhou and Huang[13]의 논문에서는 다양한 노즐 형상 중 Serration 형상의 RCS 영향 연구를 진행하였다. Chen 등[14]은 Serration 형상을 Plate에 적용하여 각도에 따른 RCS를 계산하였으며, Serration 형상에 의해 RCS의 크기가 감소됨을 확인하였다. Choi 등[15]은 항공기 날개 뒷전에 Serration 형상 적용에 따라 RCS 감소의 효과를 분석하였다.

본 연구에서는 항공기 노즐 끝단에 Serration의 길이와 개수에 따른 형상을 모델링한다. 이러한 형상 적용한 후 열유동장 전산 유동해석을 통해 배기 플룸의 유동 변화와 온도 분포를 비교 및 분석한다. 또한 유동장 전산해석 결과를 이용하여 IR 신호를 계산하고, 형상 모델에 대한 RCS 신호 변화와 Serration 형상이 피탐지성에 미치는 영향을 확인하고자 한다.

## 2. 수치해석 기법

### 2.1 압축성 Navier-Stokes 방정식

항공기 노즐 끝단에 위치한 Serration 형상이 고온의 배기 노즐에 미치는 영향을 확인하기 위해 배기플룸의 열 유동 전산해석을 수행하였다. 엔진의 배기플룸 열유동장 계산은 점성 및 압축성 효과를 묘사할 수 있는 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식 기반의 CFD 코드를 사용하였다 [16]. 배기 플룸의 난류를 계산하기 위해 DNS, LES 기법에 비해 계산 시간이 효율적인 RANS 기법을 사용하였다. 이 기법은 유동 해석 시 Navier-Stokes 방정식을 시간에 대해 평균하여 데이터를 도출한다.

질량과 운동량 보존 방정식은 아래와 같이 표현된다.

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

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) + \nabla p = \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{\tau}_t) \tag{2}$$

여기서  $\rho$ 는 밀도,  $\mathbf{v}$ 는 속도,  $p$ 는 정압,  $\boldsymbol{\tau}$ 는 점성 전단응력 텐서,  $\boldsymbol{\tau}_t$ 는 난류 항을 나타낸다. 그리고 에너지 보존 방정식은 아래와 같이 표현된다.

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

위 식에서  $h$ 는 엔탈피,  $k$ 는 열전도도,  $k_t$ 는 난류 전달에 의한 전도도,  $S_h$ 는 복사 열전달과 같이 추가적인 열에 관련된 항이다. 엔진에서 연료가 연소가 되어 발생하는 화학종의 변화는 선형 Fick's Law를 사용하였으며,  $J_i$ 는 아래의 식과 같이 계산된다.

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

$$Sc_t = \frac{\nu_t}{D_i} \quad (5)$$

위 식에서  $Sc_t$ 는 Schmidt Number로 운동량 확산율과 화학종의 질량 확산율의 비율로 정의되는 무차원수로,  $Sc_t$ 가 높을수록 운동량 확산이 증가한다.  $\nu_t = \mu_t/\rho$ 는 운동량 확산율,  $D_i$ 는 질량 확산율이다[17].

유동 해석은 유한체적법(Finite Volume Method) 기반의 상용 소프트웨어인 ANSYS Fluent v.2021을 사용하였다. 수치 기법으로는 정상(Steady) 유동 해석, 밀도 기반(Density-Based), 내재적 시간 전진법(implicit), 2차 풍상차분법(Second Order Upwind)을 적용하였다. 플럭스 계산 기법으로는 Riemann 근사해법의 Roe FDS (Flux Difference Splitting)를 적용하였다. 난류 모델은 점성계수 계산을 위해 Two Equation을 사용하는 Model 중 수렴성이 높아 많은 범위로 이용하는 k- $\omega$  SST (Shear Stress Transport)를 적용하였다. 해당 모델은 k- $\epsilon$  모델과 k- $\omega$  모델을 결합한 모델로, 두 모델 계산의 장점을 살릴 수 있도록 벽 근처에서는 k- $\omega$  모델이 계산되고 그 외의 영역에서는 k- $\epsilon$  모델이 적용되어 계산하는 모델이다.

$$\frac{Dk}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} [(\nu + \sigma_k \nu_t) - \frac{\partial}{\partial x_j}] \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \frac{D\omega}{Dt} = & \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} [(\nu + \sigma_\omega \nu_t) - \frac{\partial \omega}{\partial x_j}] \\ & + 2(1 - F_1) \sigma_\omega \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (7)$$

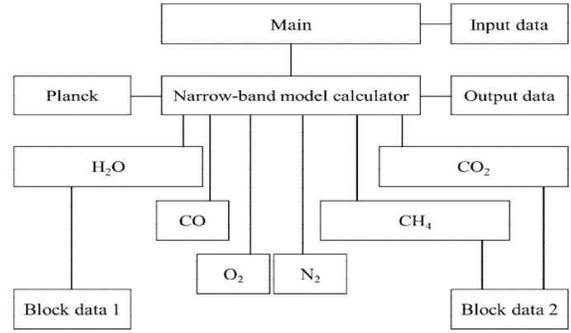


Fig. 2 Structure of the narrow-band model program [19]

식 (7)에서 Blending 함수  $F_1$  값에 의해서 k- $\omega$  난류 모델과 표준 k- $\epsilon$  난류 모델이 자동으로 적용된다[18].

### 2.2 IR 신호 해석 기법

Serration 형상이 적용된 항공기 노즐의 배기 플룸에서 발생하는 파장별 적외선 신호를 계산하기 위해 Narrow-band Model을 이용하였다[19]. 이 모델은 파장 구간에서의 복사 물성치를 평균하여 나타내는 방법으로 많은 시간이 요구되는 Line-by-Line Band 모델보다 효율적인 계산이 가능하다.

$$i'_\lambda(l) = i'_{\lambda,w} e^{-\tau_\lambda(l)} + \int_0^{\tau_\lambda(l)} i'_{b,\lambda}(l^*) e^{-(\tau_\lambda(l) - \tau_\lambda(l^*))} d\tau_\lambda(l^*) \quad (8)$$

- $i'_\lambda$  : Spectral Radiance
- $w$  : Bounding Wall Condition
- $i'_{b,\lambda}$  : Planck Blackbody Radiance
- $\tau_\lambda \equiv \int_0^l \kappa_\lambda(l^*) dl^*$  : Optical Thickness
- $\kappa_\lambda$  : Absorption Coefficient
- $\lambda$  : Wavelength

방향 차이에 대한 평균 Spectral Intensity는 위의 식을 Solid Angle  $\omega$ 에 대하여 적분하여 구할 수 있으며, 두 가지 흡수 계수를 사용하여 정의할 수 있다.

Incident-mean 흡수 계수 :

$$\overline{i'_\lambda(l)} = \frac{1}{4\pi} \int i'_\lambda(l) d\omega \quad (9)$$

$$\kappa_i(l) \equiv \int_0^\infty i'_\lambda(l) \kappa_\lambda(l) d\lambda / i'_i(l)$$

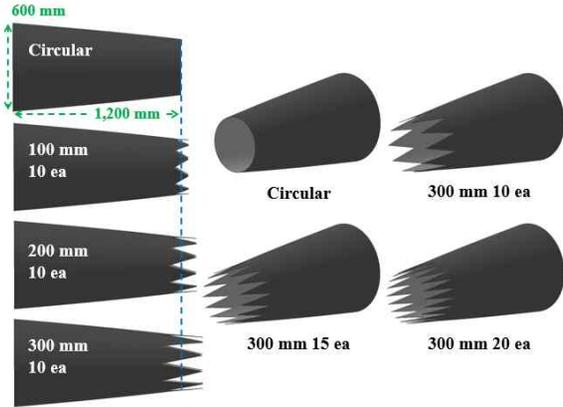


Fig. 3 Geometry of circular and serration nozzle shapes

Planck-mean 흡수 계수 :

$$\kappa_P(l) \equiv \int_0^\infty i'_{b,\lambda}(l) \kappa_\lambda(l) d\lambda / i_b(l)$$

Incident-mean과 Planck-mean 식의 분모들은 식 (9)를 파장 길이에 대하여 적분한 평균 Incident와 Blackbody의 Intensity이다. 매질은 일반적으로 비균질이기 때문에 거리 1의 기능은 계속된다. Fig. 2에서와같이 각 지점의 온도, 압력, 화학종에 대한 Input Data 파일로부터 Narrow Band 모델 계산을 수행한다. 이때 온도 및 파장에 따른 흡수 계수 등을 계산하여 Spectral Intensity를 도출한다.

### 3. 노즐 형상 모델링 및 전산해석

#### 3.1 Serration 형상 노즐 모델링

항공기 노즐로부터 반사되는 전자기와 산란을 통해 그 RCS 신호를 감소시킬 수 있는 형상이 배기 유동 흐름에 미치는 영향을 확인하고자 배기 노즐에 Serration 형상을 모델링하였다. 본 연구의 항공기 엔진 및 배기 노즐 모델은 Low Bypass Turbo-fan 엔진인 Volvo 사의 RM12로 선정하였고, Fig. 3와 같이 노즐 입구 지름은 600 mm, 노즐 전체 길이 1,200 mm, 두께는 3 mm로 설정하였다.

Serration Nozzle의 형상 변수는 삼각형의 높이에 해당하는 길이와 삼각형의 개수로 선정하여 배기 노즐 끝단에 적용하였다. 먼저 길이 100 mm의 형상은 Serration이 정삼각형이고 10개이다. 이후 200 mm, 300 mm 길이에 대해 모델링하였고 이등변 삼각형 형태이다. 또한 개수 변수는 10개인 길이 300 mm 형상을 기준으로 추가로 15개와 20개로 선정하였다.

형상 변형 시 무게 변화를 최소화하는 목적으로 Fig. 3의

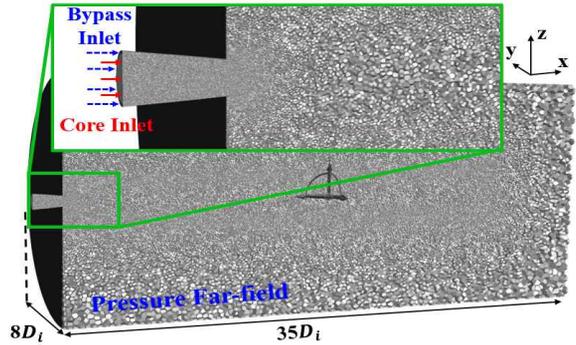


Fig. 4 Computational grids and boundary conditions

왼쪽 그림과 같이 Serration의 절반에 해당하는 위치가 기준 Circular 형상의 끝단 위치와 동일하게 설계하여 표면적의 변화를 적게 설계하였다. 이때 기준 Circular 형상에 비해 최대 중량이 증가한 형상은 Serration 20개에서 약 0.76%로 표면적과 무게 변화는 적게 모델링하였다.

#### 3.2 Serration 형상 변형에 따른 열유동장 해석

##### 3.2.1 격자계 및 해석 조건

Serration 노즐에 대한 열유동장 전산해석을 위한 격자 계는 Polyhedral 격자를 이용하여 Fig. 4와 같이 생성했다. 해석의 정확성을 위해 노즐 내부, 끝단 주위와 배기가스 영역에 BOI(Body of Influence)를 이용하여 관심 영역 주위에 격자 조밀성을 증가시켰다. 해석 유동장의 크기는 노즐 입구(D<sub>i</sub>)로부터 유동 진행 방향으로 약 35배의 크기를 가지도록 하여, 격자 수 약 380만 개로 구성하였다.

Table 1은 해석에 적용된 경계조건 및 해석조건을 나타내었다. 대기 조건은 국제 표준 대기표를 활용하여 해당 고도에 서의 압력 및 온도를 이용하였다[20]. Core에서 유입되는 유동은 N<sub>2</sub> 74%, H<sub>2</sub>O 13%, CO<sub>2</sub> 13%의 몰 비율을 가지도록 하여 Soot가 없는 완전 연소로 가정하였다.

Table 1 Computational conditions

Cruise Condition (12,000 m)		
Free Stream	Pressure [Pa]	19,400
	Temperature [K]	216.7
	Mach	0.85
Core Inlet	Flow Rate [kg/s]	11.24
	Temperature [K]	1,024.38
	Pressure [Pa]	105,649
Bypass Inlet	Flow Rate [kg/s]	3.549
	Temperature [K]	389.26
	Pressure [Pa]	105,117
Wall	No-slip, Adiabatic	

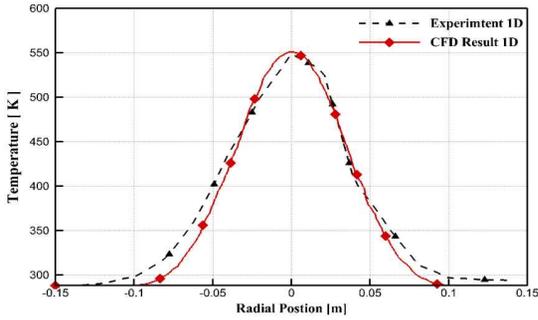


Fig. 5 Comparison of exhaust plume temperature distribution between experiment and CFD result at 1D

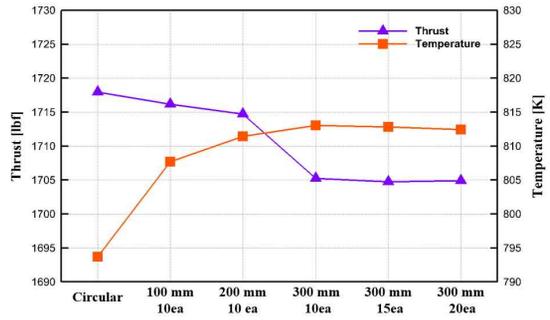


Fig. 6 Comparison of thrust and temperature for nozzles

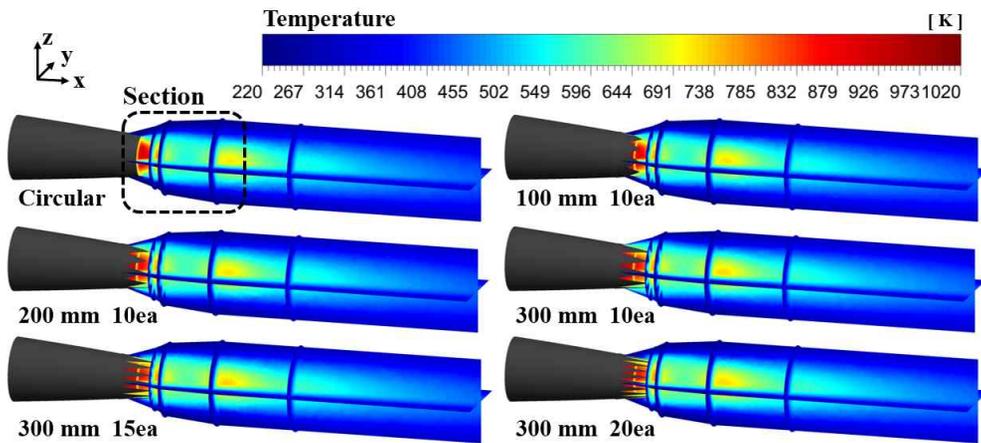


Fig. 7 Temperature contours for different shape nozzles

3.2.2 CFD 열유동장 전산해석 검증

엔진의 배기플룸 열유동장 전산해석을 검증하기 위해 소형 터보 팬 엔진의 실험 데이터를 활용하여 비교하였다. 검증에 사용된 모델은 AMT 사의 Olympus HP Engine에 바이패스 노즐을 개량하여 제작되었다[21,22]. 전산해석의 모델은 실험과 동일한 형상이다. 노즐의 바이패스 비는 1이며 Core와 Bypass의 노즐 입구 온도는 각각 638 K, 300 K로, 압력은 102.3 KPa, 101.5 KPa로 적용하였다. 노즐의 벽면은 단열이고 No-slip 경계조건을 부여하였다. 이때 격자수는 Polyhedral 격자로 약 250 만개로 구성하였으며 해석에 적용한 모델 및 기법은 본 논문의 2.1절과 동일하게 설정하였다.

배기가스에서 발생하는 온도를 측정하기 위해 노즐 출구로부터 1D(92 mm) 만큼 떨어진 위치에서 X-Y Traverse의 열전대를 통해 측정하였다. Fig. 5에서 CFD 해석 결과와 실험 결과를 나타내었다. 이상적인 주변 환경을 가정한 CFD의 경우와 달리 실험의 경우 외부 환경으로 인한 영향으로 좌우 대칭이 이루어지지 않은 것으로 판단된다. 또한 0.1 ~ 0.15 m

범위에서 CFD는 288.15 K의 대기 온도를 나타내었지만, 실험의 경우에는 그보다 조금 더 높은 값의 차이가 나타났다. 1D에서의 두 온도 분포결과는 대부분 위치에서 유사한 경향을 나타내었지만 -0.03 m에서 약 2%의 최대 차이를 확인하였다.

4. 전산해석 결과

4.1 열유동장 전산해석 결과

Serration 형상 적용에 따른 배기 플룸의 유동 영향성을 분석하였다. 형상 변형으로 인한 추력의 변화를 확인하기 위해 노즐 유동이 외부 온도와 접하기 시작하는 위치에서 추력을 계산하였다. Fig. 6는 각 형상의 출구 면적에 대한 평균 온도와 추력을 비교를 나타낸다. 온도는 19.3 K(약 2.4%)의 차이를 확인하였다. 이는 Circular 형상에 비해 Serration의 길이가 늘어남에 따라 출구 면적의 위치가 엔진과 가까워지기 때문이다. 또한 추력은 Serration 적용 시 감소하는 경향을 보였으

며 그 크기는 13 lbf(약 0.76%)의 작은 차이로 추력 변화에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 확인했다.

Fig. 7에서 항공기 배기 플룸의 온도 Contour를 통해 유동을 비교하였다. 유동이 노즐 후방에서 Shock이 발생하여 온도가 증가하는 것을 확인할 수 있다. 또한 Circular 형상과 달리 Serration 적용 형상의 노즐 끝단 유동이 Radial 방향으로 확산되는 경향성을 나타낸다. 전체 배기 플룸에 대한 x 방향으로의 길이는 큰 차이를 보이지 않는다.

Table 2는 유동 흐름 방향으로의 플룸 단면 형상을 나타냈다. 먼저 Circular Exit 지점은 Circular 형상의 출구 면적에 대한 위치(1,200 mm)에 대해 모든 형상의 온도 Contour를 비교하였다. 또한 Section 1은 Serration 길이 300 mm 형상의 끝 지점이며, Section 2와 3은 각각 Section 1에서부터 100, 600 mm 떨어진 지점이다.

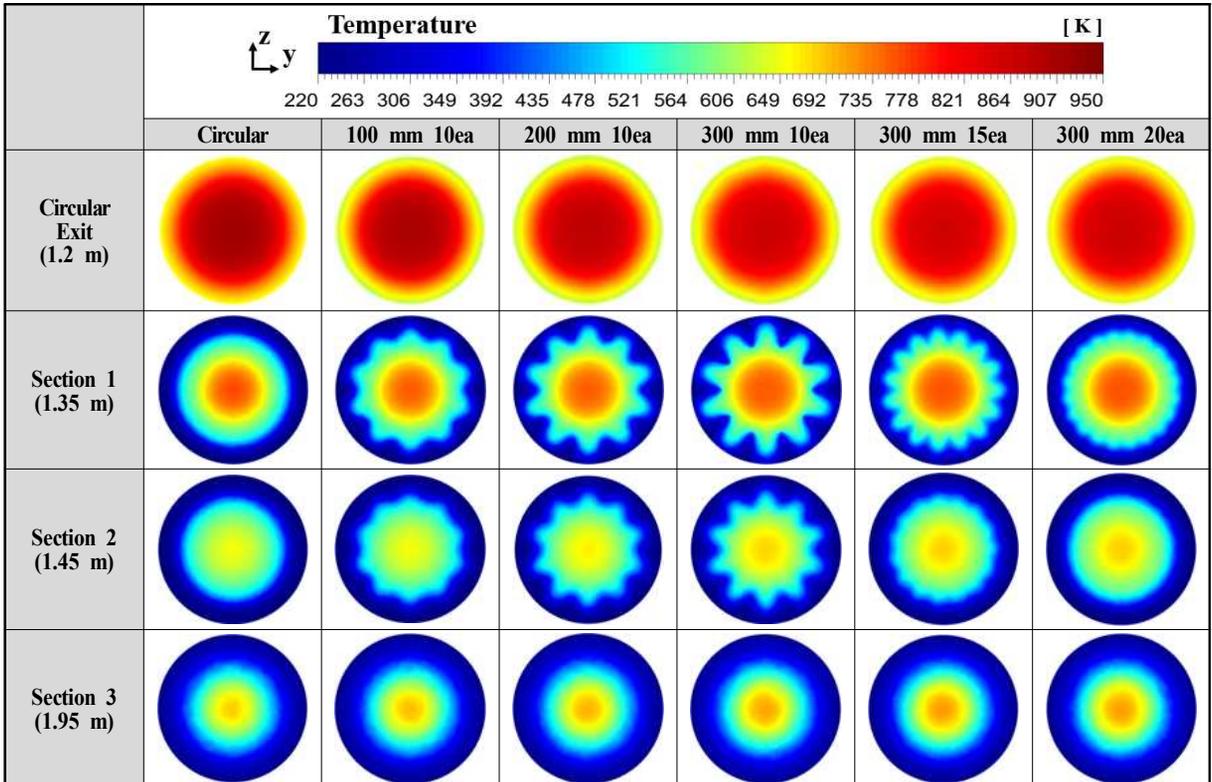
먼저 Circular Exit 지점에서는 Serration 적용에 따라서, Serration의 길이가 길어질수록 고온의 범위가 줄어들었다. Serration 개수에 따라서는 큰 차이가 없었다. Section 1에서 Serration 형상에 의한 유동의 변화를 가장 뚜렷하게 확인할 수 있다. Serration 길이가 길어질수록 유동이 톱니 형상을 띤다. 이는 해당 지점의 위치가 300 mm 형상의 끝단과 매우 가

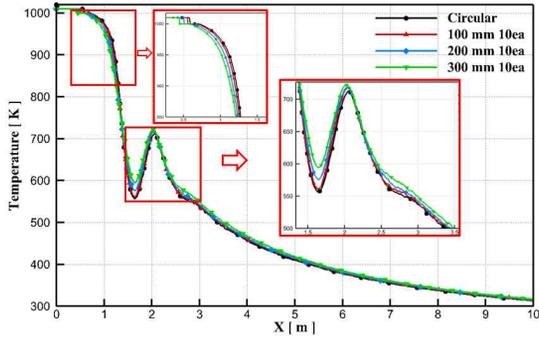
까워 그 영향성이 더 뚜렷하게 나타난다. Serration 개수가 증가함에 따라 Radial 방향으로 확산되는 영향이 작아 원형의 형태를 띠게 된다. 전반적으로 배기 유동의 가장자리에서 큰 변화를 보이고, 고온인 내부에서는 거의 영향을 미치지 않는다.

Section 2에서는 Section 1의 유동과 경향성이 비슷하지만 그 크기는 줄어들었고, 20ea의 형상은 Circular 형상과 비슷한 형태를 나타내었다. Section 3에서는 Serration 적용 모델과 Circular 형상에서 유사한 온도 분포를 나타내었다. 유동이 Section 2에서 3으로 진행하면서 대체로 Circular 형상과 유사해지는 것을 확인하였다. 이는 배기 플룸 단면의 가장자리에서 Serration 형상으로 인해 변화하고 인접의 고온 부위는 그 영향성이 적어 유지되면서 진행되는 것으로 판단된다.

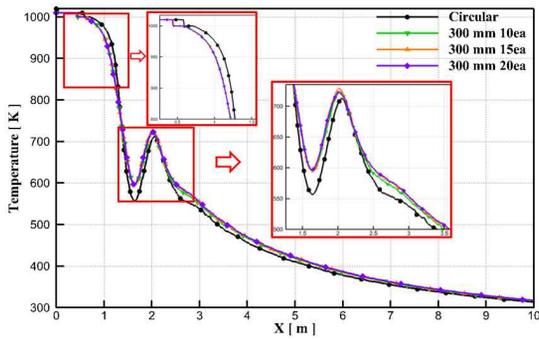
Fig. 8은 이를 확인하기 위해 노즐 입구 (X = 0 m)부터 중심 축에 대한 유동 진행의 온도 분포를 나타냈다. 노즐 출구 쪽에서는 Serration 적용에 따라 온도가 감소했지만, 충격과 발생 전후에서는 온도가 증가하였다. Serration의 길이가 길어질수록 고온에서의 온도 감소는 커졌다. 반면 개수 변화에 따라서는 거의 변화하지 않았다. 또한 Serration 길이 100 mm 형상은 Circular 형상과 유사한 온도 분포를 나타내었다.

Table 2 Comparison of temperature contours at sections



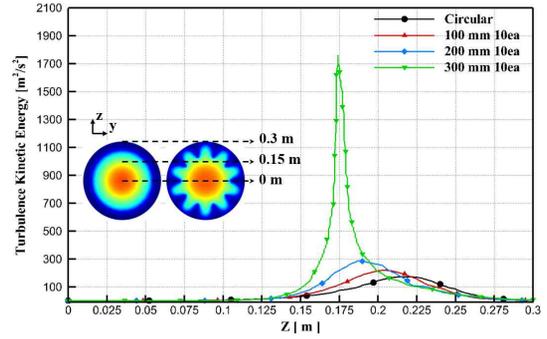


(a) Serration lengths

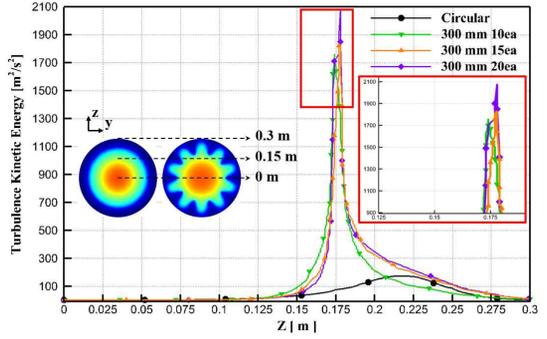


(b) Serration counts

Fig. 8 Temperature distribution for nozzles of different lengths and counts



(a) Serration lengths



(b) Serration counts

Fig. 10 Turbulence kinetic energy distribution of different length and counts

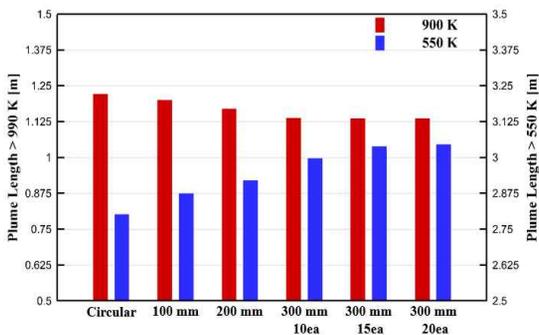


Fig. 9 Comparison of plume length defined by surfaces with temperatures 900 K and 550 K

Fig. 9은 비교적 큰 변화를 보인 900 K과 550 K 이상의 배기 플룸 영역의 길이를 비교하였다. 900 K 이상의 영역 비교에서는 100 mm 형상에서 최소 1.8% (21.8 mm), 개수 15 ea 형상에서 최대 7% (85.6 mm)의 감소를 확인했다. 550 K 이상의 영역 비교에서 100 mm 형상에서 최소 2.58% (72 mm), 개수 20 ea 형상에서 최대 8.7% (244 mm)의 온도 증가를 확인하였다.

Serration 형상이 배기 플룸 단면을 기준으로 내부가 아닌 가장자리에 영향을 미치는 것을 확인하기 위해 Fig. 10과 같이 Section 1에서 Radial 방향인 Z축으로 0.3 m의 선에 대한 TKE 분포를 추출하였다. TKE는 노즐 출구에서 전단층으로 인해 생성되는 난류 유동에 대한 단위 질량 당 평균 운동에너지이다. 이는 확산 또는 열에너지로 소산될 수 있으므로 TKE 값이 증가한다면 Serration 형상으로 인해 난류 발생으로 확산됨을 암시할 수 있다.

모든 노즐의 경우 외부 유동과 배기 플룸의 유동이 혼합되면서 TKE가 증가하다가 Peak Point 이후 급격히 감소한다. 배기 플룸의 내부(~ 0.125 m)에서는 모든 형상에서 변화가 없었다. 이후 영역에서는 Circular 노즐에 비해 Serration 적용에 따라 TKE의 크기가 증가하였다. 길이 300 mm 형상에서는 TKE의 크기가 다른 형상에 비해 크게 나타났다. 이는 노즐의 끝단과 Section 1의 지점이 가깝기 때문이다.

Serration 길이가 길어질수록 TKE의 Peak 지점이 배기 플룸의 중심 쪽에 가까워지는 것을 통해 길이가 길수록 내부에서 더욱 난류가 발생할 수 있다. 또한 Serration의 개수 변화에서는 TKE가 증가하는 위치는 큰 차이가 없었으며, 개수가 많아질수록 TKE의 최대값이 증가하는 경향성을 확인하였다.

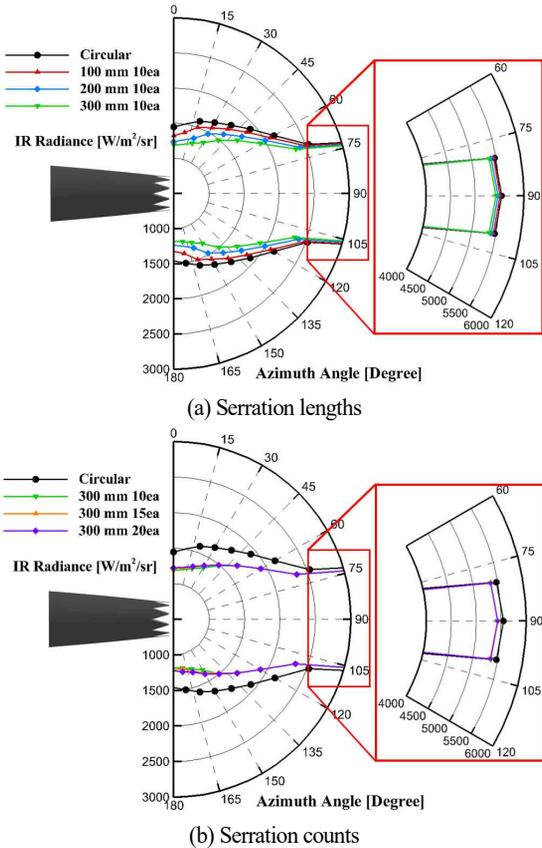


Fig. 11 IR radiation with lengths and counts change

4.2 Serration 형상에 따른 IR 신호 분석

Serration 형상 변화에 따른 열유동장 전산해석 결과를 이용하여 배기가스에서 발생하는 IR 신호를 비교하였다. 방위각 10 Degree에 따라 노즐 내부를 고려하여 1 ~ 20 μm의 파장대역에 대한 IR Radiance를 비교하였다. 전반적으로 Serration 형상 적용에 따라 IR 신호가 감소하였다. Fig. 9에서 550 K 이상의 온도 영역이 증가하였지만, 고온에 지배적인 IR 신호는 900 K 이상의 영역이 감소하면서 그 크기가 줄어들었다.

Fig. 11(a)는 Serration 길이 변화에 따른 IR 신호 비교하였다. 노즐 내부에서 가장 고온인 엔진 입구가 보이는 75 ~ 105 Degree 범위에서는 높은 IR 신호를 나타내었고 정 후방인 90 Degree에서 가장 큰 IR Radiance를 확인하였다. 그 외의 범위에서는 Serration 길이가 길어질수록 IR 신호는 줄어들었다. Fig. 11(b)는 개수 변화에 따른 IR 신호 비교이며 Serration의 개수가 변화함에 따라 IR 신호의 변화는 거의 없었다. 측면인 0 ~ 15 Degree에서는 Serration 길이가 줄어들수록 IR 신호가 감소하였다.

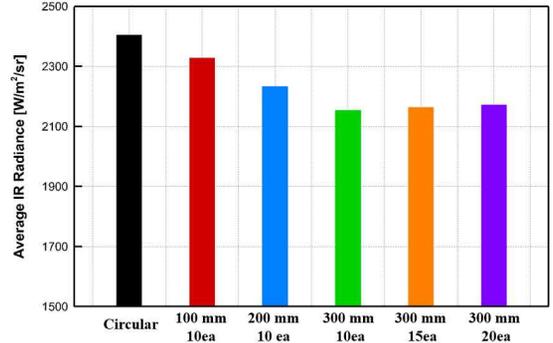


Fig. 12 Comparison of average IR signal by various nozzles

Fig. 12는 전체 방위각에 대한 평균 IR 신호를 나타낸다. Serration 길이가 길어짐에 따라 평균 IR 신호는 감소하였고, 개수가 증가함에 따라 IR 신호가 증가하는 경향을 보였다. 길이 변화 100 mm 형상에서 최소로 3.2% (약 77 W/m²/sr) 감소하였고 300 mm 형상에서 최대로 10.4% (약 250 W/m²/sr)의 IR 신호 감소를 확인했다.

4.3 Serration 형상 적용에 따른 RCS 신호 분석

4.3.1 전자기파 해석 및 경계 조건

Serration 노즐 형상이 피탐지성에 미치는 영향을 확인하기 위해 10 GHz 고주파수에 대해 방위각에 대한 Monostatic RCS 해석을 진행하였다. 전자기파 전산해석을 진행하기 위해 Maxwell 방정식 기반의 FEKO 상용 소프트웨어를 사용하였으며 해석기법은 Surface Current를 계산하여 산란과 고주파수 영역(2 ~ 18GHz)에서 높은 정확도를 가지는 PO(Physical Optics) 고주파 근사 기법을 사용하였다. 이에 더해 Edge and Tip Diffraction을 고려하는 PTD(Physical Theory of Diffraction)를 적용하여 Serration 형상으로 인한 전자기파 산란과 회절 등을 고려한 해석을 수행하였다[23].

$$RCS(m^2) = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi R^2 \frac{|E_s|^2}{|E_i|^2} \tag{10}$$

물체와 레이더 사이의 거리인 r이 무한대로 표현할 때

Table 3 RCS analysis conditions

Parameters	Conditions
Frequency	10 GHz
Radar Type	Monostatic
Polarization	VV-Polarization
Solver	PO
Azimuth Angle	0° - 180° (Interval 1°)

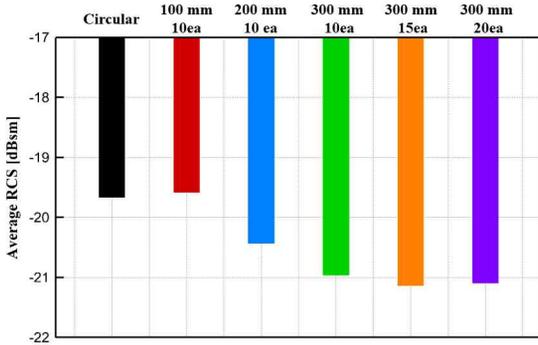


Fig. 13 Comparison of average RCS by various nozzles

RCS는 식 (10)처럼 나타낼 수 있으며, 이때  $E_i$ 는 레이더로부터의 입사전계 (Incident Electric Filed),  $E_s$ 는 물체로부터의 산란전계 (Scattered Electric Filed)이다[12].

Cavity Nozzle에 대한 전자기파 해석 격자는 Fine( $N/10$ )의 크기로 약 100 만개의 격자를 생성하였다. 전자기파 해석조건은 Table 3와 같다. 이후 외피와 해석 노즐의 내부 표면 및 Serration Edge 부위는 PEC(Perfect Electric Conductor)로 적용하였다. 또한 노즐 내부로 들어간 전자기파는 엔진 터빈의 블레이드와 스테이터, 팬 축 등에서 산란이 발생한다. 본 연구에서는 노즐의 형상에 의한 전자기파 산란 비교를 통해 분석하기 위해 노즐 입구를 PEC로 설정하여 전자기파 전산해석을 진행했다.

4.3.2 RCS 계산 결과 분석

다양한 Nozzle 형상에 대한 Azimuth Angle의 Monostatic RCS 해석하였고 Fig. 14에서 Serration 형상 변형에 따라 RCS 값을 확인할 수 있다. 정 후방인 90 Degree 기준으로 대칭적인 경향성을 나타낸다. 또한 길이 변화와 각도 변화의 RCS 결과 중 약 90 Degree에서 최대 Peak 값을 나타내는데, 이는 노즐 입구에 정반사되어 높은 값을 나타낸다. 또한 약 3 Degree 에서는 방사된 전자기파가 노즐 벽면과 수직으로 반사되어 높은 RCS 신호를 보였다. 정면과 측면이 아닌 범위에서 주로 RCS 신호 크기가 줄어들었다. 길이와 개수 변화에 따라 그 변화의 폭은 큰 차이가 없었다.

Fig. 13은 전체 방위각에 따른 평균 RCS를 비교하였다. Serration 길이 100 mm에서는 약 0.4% (0.08 dBsm)로 아주 작게 증가하였다. 최대로 증가한 Serration 15개의 경우 약 7.4% (1.47 dBsm) 감소했다.

5. 결 론

본 연구에서는 항공기 배기 노즐 끝단을 Serration 형상으

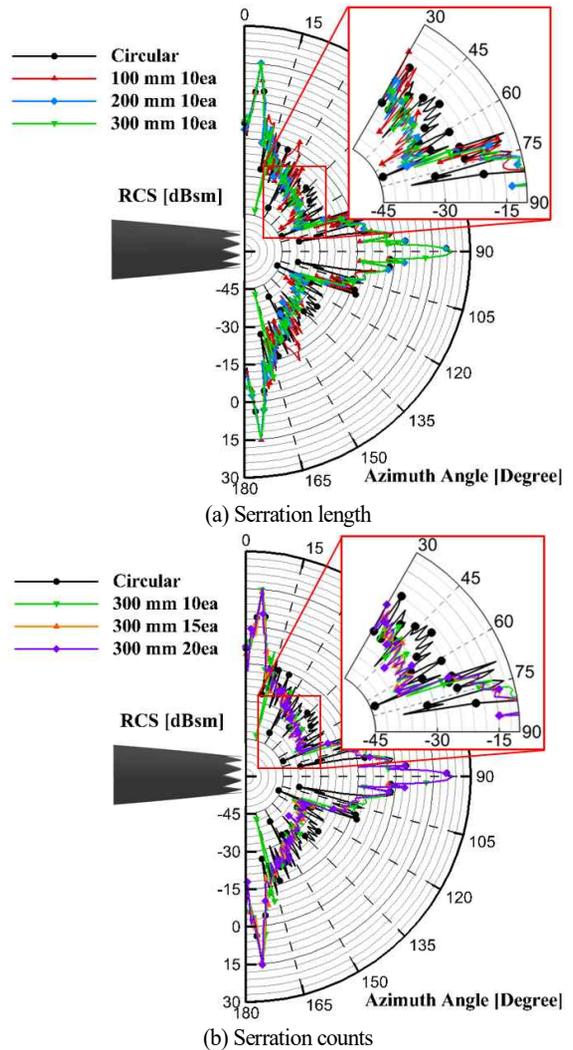


Fig. 14 Comparison of RCS according to nozzle shapes

로 변형하여 그에 따른 열유동장 변화를 분석하고, 이러한 형상이 IR과 RCS 신호에 미치는 영향을 확인하였다. Serration 형상은 길이와 개수를 설계 변수로 선정하고 노즐의 무게 변화가 적도록 모델링하였다.

유동 전산해석 결과 형상 변형 적용 시 최대 0.76%의 추력 감소로 그 영향성은 적었다. 노즐 출구로부터 일정 지점에 따른 배기 플룸 단면의 온도 Contour를 비교하였다. Serration 길이가 증가할수록, 개수가 작을수록 확산되는 형태가 뚜렷함을 확인했다. 온도 변화를 파악하기 위해 배기 플룸 유동의 중심 축에 대한 온도 분포를 확인하였다. Serration 적용에 따라 고온에서는 온도가 감소하였고 노즐에서 멀어질수록 Circular 형상에 비해 온도가 높았다. 이후 모든 형상에서 비

슷한 온도 분포로 진행되었다. 확산되는 영향성을 파악하기 위해 Section 1지점에서 Radial 방향으로 TKE를 비교하였다. Serration 적용에 따라 Circular 형상에 비해 Serration 형상 모두 플룸 내부 중심(~ 0.125 m)영역에서는 변화가 없었으며 이후 영역에서는 TKE의 값이 증가하는 변화를 보였다. Serration 길이가 길수록, 개수가 많을수록 TKE의 Peak 값은 증가하였다. 이러한 분석을 통해 Serration 형상은 Radial 방향으로 배기 플룸의 중심(~ 0.125 m)까지 영향을 미치지 못하고 그 이후 영역에서 형상에 의한 변화 경향성을 확인하였다.

열유동장 전산해석 결과를 통해 IR 신호를 계산하였다. 전 반적으로 Serration 적용 시 IR 신호가 감소했으며 측면에서 크게 변화였다. 방위각에 대한 평균 IR 신호 비교 시 최대 10.4% 만큼 감소하였다. Serration의 길이 변화가 개수 변화에 비해 IR 신호의 변화 폭이 컸으며 길이가 길수록, 개수가 적을수록 IR 신호가 감소하였다. Serration 형상에 대해 RCS 전자기파 전산해석을 수행하였다. 측면과 정 후방에서는 RCS 증감이 나타나지 않았고, 이외의 각도에서는 Circular 형상에 비해 감소하였다. 형상 변수에 따라서는 그 변화의 폭이 작았다. IR 신호와 동일하게 방위각에 대한 평균 RCS를 비교하였고 최대 7.4% 만큼 RCS 신호가 감소하였다.

Serration 노즐 형상 적용 시 전산 유동해석을 통해 배기 플룸의 유동 확산과 IR과 RCS 신호 저감의 경향을 확인하였다. 이후 Serration 침투 각도 변화와 Serration 각도를 고정한 길이 변화, Serpentine 노즐에 적용하는 방법으로 연구를 확장시킬 수 있다. 형상 변화에 따라 유동해석을 통해 소음 저감 연구 또한 진행할 수 있다. 다방면의 연구를 통해 최적화된 Serration 형상을 실제 항공기에 적용함으로써 항공기의 임무를 위한 피탐지성을 감소하여 생존성을 증가시킬 수 있다.

## 후 기

본 연구는 국방과학연구소가 지원하는 Plume 특성이 RCS 에 미치는 영향 연구(UD2100251D) 사업의 일환으로 수행되었습니다.

## Reference

- [1] 2008, Callender, B., Gutmark, E. and Martens, S., "Near-field Investigation of Chevron Nozzle Mechanisms," *AIAA Journal*, Vol.46, No.1, pp.36-45.
- [2] 2014, Kanmaniraja, R., Freshipali, R., Abdullah, J., Niranjana, K., Balasubramani, K. and Kumar, V.S., "3D Numerical Studies on Jets Acoustic Characteristics of Chevron Nozzles for Aerospace Applications," *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, Vol.8, No.9, pp.1530-1536.
- [3] 2011, Uzun, A., Bin, J. and Hussaini, M.Y., "High-fidelity Numerical Simulation of a Chevron Nozzle Jet Flow," *International Journal of Aeroacoustics*, Vol.10, No.5&6, pp.531-564.
- [4] 2013, Kong, F., Kim, H.D. and Jin, Y., "Computational Study of Supersonic Chevron Ejector Flows," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.17, No.6, pp.89-96.
- [5] 2009, Shan, Y. and Zhang, J.Z., "Numerical Investigation of Flow Mixture Enhancement and Infrared Radiation Shield by Lobed Forced Mixer," *Applied Thermal Engineering*, Vol.29, No.17, pp.3687-3695.
- [6] 2021, Lee, Y.R., Lee, J.W., Shin, C.M. and Myong, R.S., "Characteristics of Flow Field and IR of Double Serpentine Nozzle Plume for Varying Cross Sectional Areas and Flight Conditions in UCAV," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.49 No.8, pp.689-698.
- [7] 2017, 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, pp.43-50.
- [8] 2022, Lee, Y.R., Lee, J.W., Shin, C.M., Kim, J.W. and Myong, R.S., "Particle Layer Effects on Flowfield and Infrared Characteristics of Aircraft Exhaust Plume," *Journal of Aircraft*, Vol.59, No.5, pp.1-17.
- [9] 2021, Shin, C.M., Lee, Y.Y., Kim, J.W. and Myong, R.S., "Cooling and Shielding Effects of Engine Exhaust Plume by Particle Injection under a Flight Condition," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.26, No.3, pp.54-65.
- [10] 2021, He, Y., Yang, Q. and Gao, X., "Comprehensive Optimization Design of Aerodynamic and Electromagnetic Scattering Characteristics of Serpentine Nozzle," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol.34, No.3, pp.118-128.
- [11] 2016, Guo, X., Yang, Q., Yang, H. and Du, K., "Radar Cross Section Measurement of Double S-shaped Nozzle with Radar Absorbing Material," *Selected Papers of the Chinese Society for Optical Engineering Conference*, Vol.10255, pp.924-931.
- [12] 2018, Song, D.G., Yang, B.J. and Myong, R.S., "Effects of IR Reduction Design on RCS of UCAV," *Journal of the*

- Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.46, No.4, pp.297-305.
- [13] 2021, Zhou, Z. and Huang, J., "Mixed Design of Radar/Infrared Stealth for Advanced Fighter Intake and Exhaust System," *Aerospace Science and Technology*, Vol.110, pp.106490.
- [14] 2011, Chen, H.Y., Deng, L.J., Zhou, P.H. and Xie, J.L., "Tapered Impedance Loading for Suppression of Edge Scattering," *IET Microwaves, Antennas & Propagation*, Vol.5, No.14, pp.744-1749.
- [15] 2020, Choi, W.H., Kwak, B.S. and Nam, Y.W., "Radar Absorbing Serrated Edge for Broadband Radar Cross Section Reduction," *Microwave and Optical Technology Letters*, Vol.62, No.3, pp.1112-1116.
- [16] *ANSYS FLUENT Theory User's Manual v2021*, ANSYS.
- [17] 2022, Ryu, S.H., Lee, Y.R., Shin, C.M. and Myong, R.S., "Computational Analysis of Multiphase Flow in Aircraft Nozzles by Solid/Liquid Mixed Particle Injection," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.27, No.3, pp.89-99.
- [18] 2019, Jo, J.H., Raj, L.P., Lee, Y.M., Lee, J.H. and Myong, R.S., "Computational Simulation of Flows over a Ridge Iced Airfoil using RANS and LES," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.24, No.3, pp.8-18.
- [19] 2019, Chae, J.H., Lee, 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, pp.101-111.
- [20] 1975, *Standard Atmosphere*, ISO 2533:1975, International Organization for Standardization.
- [21] 2019, Joo, M.L., Jo, S.P., Choi, S.M. and Jo, H.N., "An Experimental Study of the Infrared Signal for Exhaust Plume with Bypass Ratio," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.23, No.5, pp.1-9.
- [22] 2020, Choi, J.W., Jang, H.S., Kim, H.M. and Choi, S.M., "Infrared Signal Measurement with Bypass Ratio in a Small Engine Simulating a Turbofan," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.24, No.5, pp.34-42.
- [23] 2015, *FEKO Comprehensive Electromagnetic Solutions, User's Manual, Suite 14.0*, Altair.