



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 51(7), 477-486(2023)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2023.51.7.477>

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

UCAV의 피탐지성 최소화를 위한 Single Serpentine Nozzle 형상 최적설계

강민제¹, 류석희², 정경진³, 이학진⁴, 명노신⁵

Shape Optimization of Single Serpentine Nozzle to Minimize Observability of UCAV

Min-Je Kang¹, Seok-Hee Ryu², Kyoung-Jin Jung³, Hakjin Lee⁴ and Rho-Shin Myong⁵School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea^{1,2,4,5}The 4th R&D Institute, Agency for Defense Development, Daejeon, Republic of Korea³

ABSTRACT

Ensuring survivability of unmanned combat aerial vehicle (UCAV) is important to complete various missions in a battlefield environment. In particular, the infrared signal emitted from the exhaust gas plume of UCAV is tracked by infrared detectors, and it is one of the major threats to UCAV survivability. To solve this problem, a serpentine nozzle has been developed to reduce the observability of infrared signals. In this study, a shape design optimization of the single serpentine nozzle is performed to minimize the infrared signals. The design optimization framework proposed in this paper consists of three major parts: nozzle flow simulation, narrow-band model, and gradient-free optimization algorithm. Reynolds-averaged Navier-Stokes simulation is used to predict the propulsive performance and flow field around the single serpentine nozzle at the ground condition. Infrared signature characteristics are calculated using the narrow-band model. The Kriging surrogate model is used to construct the response surface that provides fast approximations of time-consuming function evaluation, and a genetic algorithm is used to find the optimal solution. The objective function is to minimize the infrared signal and six design factors are defined as the design variables that deform the shape of nozzle. As a result of shape optimization, 10.3% and 83.6% of the maximum infrared signal reduction are achieved in the azimuth and altitude angles, respectively, compared to the baseline nozzle.

초 록

UCAV는 전장에서 다양한 임무를 완벽하게 수행하고 이탈할 때까지 생존성을 확보하는 것이 중요하다. 특히 임무 수행 후 이탈할 때, 항공기의 배기가스 플룸에서 발생하는 IR 신호는 적의 IR 탐지기에 추적되어 생존성을 위협한다. 본 연구에서는 항공기 엔진에 적용되는 단일 S형 노즐의 피탐지성이 최소가 되도록 형상 최적설계 연구를 진행하였다. 3차원 Reynolds-Averaged Navier-Stokes 지배 방정식으로 열유동장 해석을 수행하였고, Narrow-band Model을 사용하여 노즐 후방에서 발생하는 적외선 신호 해석에 대해 방위각 및 고도각에 따라 IR 신호를 예측하였다. 최적설계의 목적함수는 IR 신호 최소화로 설정하였고, 설계변수는 노즐의 형상을 변형시키는 6개의 설계 인자로 선정하였다. 설계 과정에서 목적함수의 반복적인 평가는 크리깅 근사모델로 대체하였고, 유전자 알고리즘을 통해 최적 노즐 형상을 도출하였다. 최적의 설계변수를 적용하였을 때, 최적 노즐 형상이 초기 노즐 형상 대비 IR 신호 최댓값 기준 방위각에서는 10.3%, 고도각에서는 약 83.6% 감소하였다.

† Received : January 23, 2023 Revised : May 23, 2023 Accepted : June 3, 2023

^{1,2} Graduate Student, ³ Principal Researcher, ^{4,5} Professor⁵ Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-1424-6728

© 2023 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Key Words : Single Serpentine Nozzle(단일 S형 노즐), Design Optimization(최적설계), Kriging Surrogate Model(크리깅 근사모델), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

I. 서 론

최근 무기체계 개발 사업이 경제성 측면을 고려하여 대 단위로 통합되고 있을 뿐만 아니라, 각종 전자센서 등 관련 기술의 발달로 인해 단일 비행체가 수행하는 임무의 범위가 이전에 비해 넓어지고 있다[1,2]. 단일 비행체인 무인 전투기(Unmanned Combat Aerial Vehicle;UCAV)는 정찰, 감시가 목적인 무인기에서 확장되어 전장에서 탐지 및 추적과 목표를 타격하는 임무를 수행하는 항공기를 말한다. UCAV는 전장과 같은 극한의 상황에서도 다양한 임무를 성공적으로 수행하고 이탈(Egress)할 때까지 생존성(Survivability)을 확보하는 것이 중요하다. UCAV의 생존성을 높이기 위해서는 적의 레이더, 적외선 탐지기(Infrared; IR) 등에 탐지되는 피탐지성을 감소시키는 스텔스 기술이 중요하다. 그 중 적외선 탐지기는 항공기의 엔진 노즐에서 발생하는 고온 고속의 가스 유동을 통해 적외선 신호를 탐지한다. 항공기에서 방사되는 고온의 배기가스 플룸은 3~5 μm 의 파장 대역과 저온의 배기가스 플룸은 8~12 μm 에서 높은 IR 신호를 발생시킨다[3-5]. 최근 적외선을 통해 항공기를 추적하는 적외선 유도 미사일이 빠르게 개발되는 추세이고 이는 무인 전투기의 생존성을 크게 위협한다[6].

UCAV의 생존성을 향상시키기 위해 배기가스 플룸에서 발생하는 IR 신호 저감 연구는 국내외에서 활발히 수행되고 있다. 국외에서는 Decher[7]가 노즐의 세장비에 따른 IR 신호 영향성에 관하여 연구하였다. Thompson 등[8]은 IR Suppressor의 장착 유무에 따른 배기가스 플룸에서 발생하는 IR 신호 영향성에 대한 연구를 수행하였다. Rao 등[9]은 군용기의 터보팬 엔진에 Bypass를 이용하여 배기가스의 온도를 줄여 IR 신호를 감소시키는 연구를 수행하였다. 국내에서도 IR 신호 특성 및 감소시키는 연구를 수행하였다. 채준혁 등[10]은 배기가스 플룸에서 발생하는 화학 성분 및 온도의 변화로 인해 발생하는 IR 신호의 영향성 분석 연구를 수행하였다. 신창민 등[11]은 배기가스 플룸에 액체와 고체 입자를 분사하여 냉각 및 차폐 효과에 관한 연구를 수행하였다. 노수영 등[12]은 직선형 노즐, 단일 S형 노즐, 이중 S형 노즐에 따른 유동 특성과 IR 신호에 대해 비교 분석하였다. 안창환 등[13]은 원형 노즐과 다양한 S형 노즐에 대해 배기가스 플룸 IR 신호를 분석하였으며, S형 노즐의 경우 축 방향으로 IR 신호가 원형 노즐에 비해 저감되는 것을 확인하였다. 이유철 등[14]은 다양한 물질의 종류, 입자 크기, 분포 패턴에 따른 IR 신호 차폐를 위한 연구를 수행하였다. 이처럼 다양한 방법으로 배기가스 플룸에서 발생하는 고온의 적외선 신호를 감소시키기 위한 연구가 지속적으로 수행되고 있고 피탐지성을 저감시키기 위한

설계 연구도 수행되고 있지만, 노즐의 형상 최적 설계를 통해 IR 신호를 저감한 연구 사례는 많이 보고되지 않은 실정이다.

본 연구에서는 배기가스 플룸 영역에서 발생하는 높은 IR 신호를 효과적으로 저감하기 위한 노즐의 형상 최적 설계를 수행하였다. 이를 위해 초기 형상으로는 단일 S형 노즐을 이용하였다. 목적함수는 IR 신호 최소화로 선정하였고 노즐의 형상을 정의하는 6개의 인자를 설계변수로 설정하였다. 노즐의 전산 해석 결과를 기반으로 열유동장 특성을 분석하고 다양한 관측 각도 변화에 따른 IR 신호를 측정하기 위해 JSSG-2007A의 IR 신호 측정 요구도를 참고하여 고도각 및 방위각에 대한 IR 신호를 비교 분석하였다. 또한 변경된 노즐 형상에 대한 IR 신호 데이터와 크리깅 근사모델과 유전자 알고리즘이 결합된 최적설계 프레임워크를 활용하여 IR 신호를 최소화할 수 있는 노즐의 형상을 탐색하였다.

II. 수치해석 기법

2.1 열유동장 해석 기법

비행체에 사용되는 터보팬 엔진에서는 작동 시 고온 및 고압의 배기가스를 방출할 때, 유체의 점성과 압축성 효과를 고려한 배기가스의 열유동장 해석이 수행된다. 이러한 유체의 점성과 압축성 효과를 고려하여 시간을 평균하고 운동 방정식을 계산하는 3차원 압축성 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식을 기반으로 해석을 진행하였다. RANS 지배방정식의 질량 보존 방정식과 운동량 보존 방정식은 아래의 식으로 표현된다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (1)$$

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

이때, \vec{v} 는 유동의 속도, p 는 정압, $\bar{\tau}$ 는 응력 텐서를 의미한다. 응력 텐서 $\bar{\tau}$ 는 식 (3)으로부터 주어진다.

$$\bar{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right] \quad (3)$$

이때, μ 는 분자 점성, I 는 단위 텐서, $\nabla \vec{v}^T$ 는 부피 팽창을 나타낸다. 다음으로 에너지 보존 방정식은 아래의 식과 같다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v} (\rho E + p)) \\ & = \nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \vec{v}) \right) + S_h \end{aligned} \quad (4)$$

위에 나타난 식에서 k_{eff} 는 유효열전달계수이며, 이는 유효열전달계수 k 와 난류열전달계수 k_t 를 더한 값이다. 여기서 난류열전달계수 k_t 는 난류 전송에 의한 전도도이고, S_h 는 복사 열전달 등의 추가적인 열에 관한 항을 의미한다. 화학종의 질량 확산은 Schmidt 수 ($Sc_t = \mu_t / \rho D_t$)와 선형 Fick 법칙을 이용하였다. \vec{J}_j 는 질량 확산량으로 식 (5)로 표현한다.

$$\vec{J}_j = -(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t}) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \quad (5)$$

전산 유동 해석은 유한체적법(Finite Volume Method; FVM) 기반인 CFD 상용 소프트웨어 ANSYS Fluent를 사용하였다. 노즐 유동에 대한 전산해석을 위해 2nd Order Implicit Time Integration으로 시간에 대한 이산화, 2nd Order Upwind Scheme으로 공간에 대해 이산화하였다. Least-square Cell-based Gradient를 사용하였고, Roe-FDS (Flux Difference Splitting) Scheme으로 Flux를 계산하였다. 밀도 기반의 해석자(Density Based Solver)를 이용하였고, 난류 모델로는 k-ε Realizable을 사용하였다[15].

2.2 적외선 신호 해석 기법

엔진에서 발생하는 배기가스 플룸 영역에 대해 파장별 IR 신호를 계산하기 위해 RTE(Radiative Heat Transfer Equation)를 Narrow-band Model을 사용하여 아래 식과 같이 나타냈다[10]. 이 기법은 파장 구간 내에서 복사 물성치를 평균하며 계산자원이 많이 필요한 Line-by-Line Band Model보다 효율적인 계산이 가능한 장점이 있다.

$$i'_\lambda(l) = i'_{\lambda,w} e^{-\kappa_\lambda(l)} + \int_0^{\kappa_\lambda(l)} i_{b,\lambda}(l^*) \exp[-(\kappa_\lambda(l) - \kappa_\lambda(l^*))] d\kappa_\lambda(l^*) \quad (6)$$

i'_λ : Spectral Radiance

w : Bounding Wall Condition

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

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

여기서 방향 차이에 대한 평균 Spectral Radiance는 식 (6)에서 Solid Angle인 ω 에 대해 적분하면 구할 수 있으며, 아래의 두 가지의 흡수계수를 사용하여 표현할 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 (7)

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

: Planck-Mean 흡수계수

위에 나타난 Incident-Mean과 Planck-Mean 식에서의 분모들은 식 (7)을 파장의 길이에 대하여 적분한 평균 Incident Radiance와 Blackbody Radiance를 의미한다. 매질은 보통 비균질이기 때문에 거리 l 의 기능을 한다. 방정식을 기반으로 미지의 두 지점 사이에 존재하는 정보를 적용하여 RTE를 계산하였다. 본 연구의 적외선 신호 해석 기법은 선행연구를 통해 검증하였다[10].

III. 노즐 형상 최적설계 프레임워크

3.1 최적설계 프레임워크

최적설계 기법은 민감도 기반의 최적설계와 탈민감도 기반의 최적설계로 분류하며 설계변수의 변화에 따른 목적함수의 변화를 의미하는 민감도의 사용 유무에 따라 정해진다. 민감도 기반의 최적설계는 최적해 탐색을 위해 민감도를 사용하며, 민감도를 정확하게 계산한다면 설계 범위 내에서 효율적인 탐색이 가능하다. 하지만 일반적인 공학 문제에서는 다양한 설계변수에 대해 목적함수의 민감도를 정확하게 계산하기란 쉽지 않다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 Adjoint 기법[16] 및 자동미분법(Automatic Differentiation)[17]이 제안되었으며, 해당 방법을 활용하면 설계변수의 개수가 증가하더라도 민감도를 효율적으로 계산이 가능하다. 반면에 탈민감도 기반의 최적설계에서는 모든 설계 공간 내에서 전역적인 탐색을 통해 전역 최적해를 도출한다. 대표적인 기법으로 인간의 유전자 진화론이 기원인 유전자 알고리즘이 있다[18]. 확률론적 접근방식에 근거하여 설계 공간이 넓고 복잡할지라도 지속적인 반복 탐색을 통하여 최적해로 수렴하게 된다. 따라서 본 연구에서는 유전자 알고리즘을 사용하여 IR 신호를 최소화할 수 있는 노즐 형상을 탐색하는 최적설계를 수행하였다. 하지만 유전자 알고리즘에서 요구되는 많은 양의 목적함수 평가를 위해 고 정확도의 전산 유동 해석을 반복해서 수행하면 계산자원의 소모가 크게 발생한다.

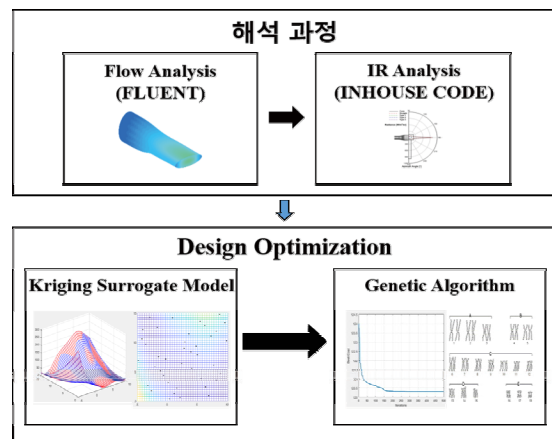


Fig. 1. Framework of shape optimization for minimizing observability of UCAV

따라서 본 연구에서는 설계 공간을 대표하는 실험점 점들에 대한 전산 해석을 수행한 결과를 기반으로 구현된 크리깅 근사모델을 이용하여 목적함수 평가를 대체하였고, 전역적 탐색 능력이 우수한 유전자 알고리즘으로 최적해를 탐색하였다. IR 신호 저감을 위한 노즐 형상 최적설계 프레임워크는 Fig. 1과 같다.

3.2 유전자 알고리즘(Genetic Algorithm)

유전자 알고리즘은 최적화 기법 중 보편적으로 사용되고 있으며, 세대(Generation)수를 거듭할수록 우수한 개체(Population)만 살아남는 인간의 유전자 진화론을 기원으로 개발되었다. 한 세대에서 열등한 개체는 소멸하거나 다른 우수한 개체들로 대체되는 과정을 반복하면서 살아남은 개체 중에서 최적해를 탐색한다. 매 세대에서 개체들은 이전 세대에서 살아남은 우수한 개체들과 한 세대를 다시 구성하여 서로 간의 비교우위 판단을 통해 이후 세대로 진화할 개체들만 선택된다. 이와 같이 유전자 알고리즘은 일정한 확률로 설계 범위 내의 위치한 미지의 개체를 선택하는 과정을 통해 전역적으로 탐색한다. 하지만 유전자 알고리즘에서 개체 간의 비교우위를 결정하기 위해 세대마다 선택된 우수한 개체에 대한 지속적인 목적함수의 평가가 수행되어야 한다. 따라서 목적함수 평가를 위해 고 정확도의 전산 유동 해석을 필요로 하는 설계 문제에서는 유전자 알고리즘을 적용하기 쉽지 않다. 이런 문제점을 극복하기 위해 현재 많은 연구자들은 유전자 알고리즘과 목적함수 평가를 반복적으로 수행할 수 있는 근사모델 기법을 동시에 사용한다. 본 논문에서는 유전자 알고리즘의 최대 세대수는 700세대, 매 세대 개체 수는 100개체로 선정하였고, 균등교배 확률은 100%, 돌연변이 발생 확률은 3%로 선정하였다. 유전자 알고리즘 수렴 조건은 최대 세대수에 도달하면 종료하는 것으로 선정하였습니다. 세대마다 반복적으로 요구되는 개체들에 대한 목적함수 평가는 크리깅 근사모델로 대체하였다.

3.3 크리깅 근사모델(Kriging Surrogate Model)

본 연구에서는 단일 S형 노즐 피탐지성 최소화 설계를 위해 Design and Analysis of Computer Experiments (DACE)의 크리깅 근사모델을 이용하였다[19,20]. 식 (8)은 전역적 근사화를 위한 크리깅 근사모델 $y(x)$ 를 나타냈다.

$$y(x) = f(x) + z(x) \quad (8)$$

$f(x)$ 는 x 의 함수이며 $z(x)$ 는 가우스 분포를 따르며 평균이 0이고, 분산이 σ^2 인 분포를 가지는 확률변수를 말한다. $f(x)$ 는 상수 β 이며 식 (8)은 식 (9)와 함께 쓸 수 있다.

$$y(x) = \beta + z(x) \quad (9)$$

그리고 $\hat{y}(x)$ 를 근사모델로 하면 $y(x)$ 와 $\hat{y}(x)$ 사이의

오차가 최소화일 때 $\hat{y}(x)$ 는 식 (10)과 같이 표현된다.

$$\hat{y}(x) = \hat{\beta} + r^T(x)R^{-1}(y - \hat{\beta}f) \quad (10)$$

$\hat{\beta}$ 은 β 의 추정치를 의미하며 R^{-1} 는 상관행렬인 R 의 역행렬이다. r 은 상관벡터이고, y 는 n_s 개의 샘플 데이터를 가진 관측 데이터를 말한다. f 는 n_s 개의 성분이 모두 1인 벡터이며 상관벡터는 식 (11)으로 표현한다.

$$R(x^i, x^k) = \exp\left[-\sum_{i=0}^n \theta_i |x_i^j - x_i^k|^2\right] \quad (11)$$

식 (11)에서 n 은 설계변수의 수이며, θ_i 는 i 번째 설계 변수에 상응하는 i 번째 매개변수를 뜻한다. 본 연구에서는 6개의 매개변수들을 이용하였고, 상관벡터는 식 (12)와 같이 된다.

$$r(x) = [R(x, x^{(1)}), \dots, R(x, x^{(n_s)})]^T \quad (12)$$

n_s 는 표본점의 수이고, 최대 우도 함수(Maximum Likelihood Function)인 L 은 식 (13)과 같이 정의된다.

$$L(y; \theta, \beta, \sigma^2) = \frac{(2\pi\sigma^2)^{-n/2}}{\sqrt{|R|}} e^{-\frac{(y - \beta f)^T R^{-1} (y - \beta f)}{2\sigma^2}} \quad (13)$$

여기서 미분한 로그 우도 함수는 β 와 σ^2 으로 미분한 값이 0인 조건을 이용하면 $\hat{\beta}$ 과 $\hat{\sigma}^2$ 는 다음 식 (14)과 (15)로 표현된다.

$$\hat{\beta} = (f^T R^{-1} f)^{-1} f^T R^{-1} y \quad (14)$$

$$\hat{\sigma}^2 = \left[\frac{(y - \hat{\beta} f)^T R^{-1} (y - \hat{\beta} f)}{n_s} \right] \quad (15)$$

$\hat{\beta}$ 과 $\hat{\sigma}^2$ 은 매개변수 θ_i 의 함수를 말하고, 매개변수가 결정되면 크리깅 근사모델이 구현된다.

IV. 전산해석 기법 검증 및 최적설계 문제 정의

4.1 열유동장 해석 기법 검증

본 연구에서 사용한 전산 해석 기법을 검증을 위해 소형 터보젯 엔진의 실험 데이터를 사용하였다[21,22]. 해석 모델의 검증을 위해 AMT사의 Olympus HP Engine을 활용하였다. 엔진을 가동하여 추력과 거리에 따른 배기가스 온도를 측정하였고 이를 전산 해석 모델의 결과와 비교하였다. 해석을 수행하기 위해 엔진을 100,622 RPM으로 가동한 후 33.1 lbf 추력과 노즐 출구에서의 배기가스 온도는 약 823 K으로 유지하였다. Fig. 2는 엔진에서 발생하는 배기가스의 온도를 측정하기 위한 실험을 도식화하였다. 노즐 출구에서 0.3 m 떨어진 위치에

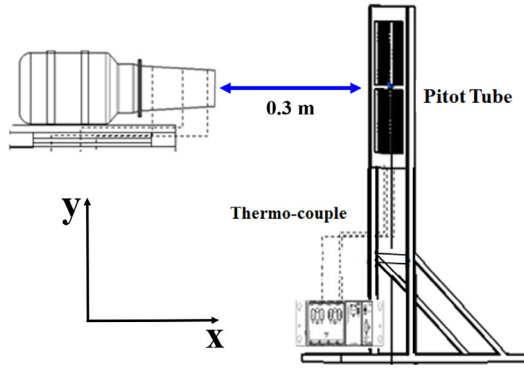


Fig. 2. Schematics of experiments

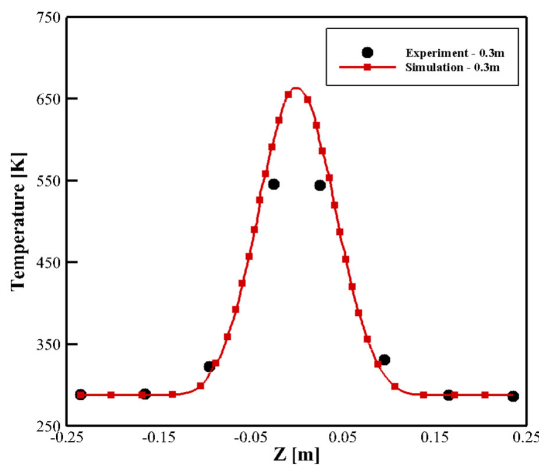


Fig. 3. Comparison of temperature distribution obtained from the experiment and CFD simulation

온도 측정이 가능한 피토투브를 설치하여 배기가스의 온도를 측정하였다.

실험을 통해 측정된 배기가스 온도와 전산 해석을 통해 계산된 배기가스 온도를 비교하여 Fig. 3에 나타냈다. 0.3m 기준으로 전산 해석을 통해 얻은 결과값과 실험값이 약 1.33% 차이가 나타났다[23]. 이러한 결과를 통해 본 연구에서 적용한 전산 해석 기법이 비교적 정확하게 예측함을 확인하였다.

4.2 최적설계 문제 정의

본 연구에서는 UCAV의 노즐 형상을 변형시키기 위한 다양한 파라미터를 활용하여 IR 신호 저감을 위한 단일 S형 노즐의 최적 형상을 탐색하였다. 목적함수는 고도각과 방위각에서 전체 IR 신호 면적 최소화로 선정하였다. 설계 변수는 노즐의 입구 중심에서 최저점까지의 높이(ΔY_1), 노즐의 중심선의 곡률(b_{center}), 중심선에서 $\Delta Y_1/2$ 가 위치하는 X/L 지점, 노즐의 면적 함수의 곡률($\Delta A_{Curvature}$), 면적함수의 $\Delta A_{Curvature}/2$ 가 위치하는 X/L 지점, 노즐 출구에서의 세장비(AR)를 포함하여 총 6개를 선정하여 Fig. 4에 나타냈다. 전체적인 최적설계 문제와 범위는 Table 1과 같이 정의하였으며, 범위는 초기 노즐 형상의

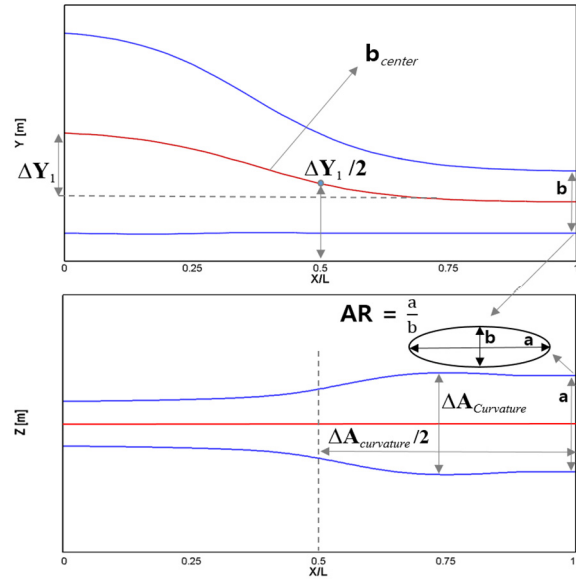


Fig. 4. Geometry of single serpentine nozzle

Table 1. Definition of optimization problem

목적함수	$I = I_{IR}$
제약조건	$T \geq 0.98 T_{baseline}$
설계변수	$0.1 \leq \Delta Y_1 \leq 0.5$ $0.36 \leq X/L_{\Delta Y_1/2} \leq 0.8$ $2 \leq b_{center} \leq 0.8$ $2 \leq \Delta A_{Curvature} \leq 7$ $0.3 \leq X/L_{\Delta A/2} \leq 0.8$ $3 \leq AR \leq 9$

UCAV에 장착될 수 있는 범위 내에서 설계변수들이 서로 독립적으로 움직일 수 있는 최소 및 최대 범위로 선정하였다. 설계변수의 범위는 각각 독립적으로 변할 수 있게 선정하였고, 초기 노즐 형상은 범위의 최댓값과 최솟값의 중간값으로 선정하였다. 제약함수는 초기 노즐의 추력 대비 98% 이상 추력을 갖도록 설정하였다.

4.3 격자 구성 및 경계 조건

Table 2는 열유동장 해석 조건을 나타내었고, Fig. 5는 열유동 해석을 수행하기 위한 격자를 나타내었다. Polyhedral 격자를 사용하여 약 300만개의 격자를 구성하였고, 난류의 유동해석을 위해 RANS 모델과 Wall Function을 사용하였다. 배기가스 플룸 영역에는 격자의 조밀성을 증가시키기 위해 BOI(Body of Influence)로 설정하였다. 전산 해석을 위한 노즐 입구에서의 조건은 엔진의 성능을 분석하는 프로그램인 GASTURB를 활용하여 PW-615F 터보팬 엔진의 압력 및 온도 등 계산하여 노즐로 유입되는 유동을 적용하였다. 항공기 엔진에서 연료가 연소되어 노즐로 유입되는 배기가스만 고려했

Table 2. Boundary condition

Ground (0 ft)		
Free Stream (Pressure Outlet)	Pressure	101,352.58 Pa
	Temperature	288.15 K
	Mach	0
Nozzle Core (Mass Flow Inlet)	Pressure	146,375 Pa
	Temperature	811.8 K
	Mass Flow Rate	5.3 kg/s
Nozzle Bypass (Mass Flow Inlet)	Pressure	150,305 Pa
	Temperature	334.3 K
	Mass Flow Rate	15.2 kg/s
Wall	No-slip, Adiabatic	

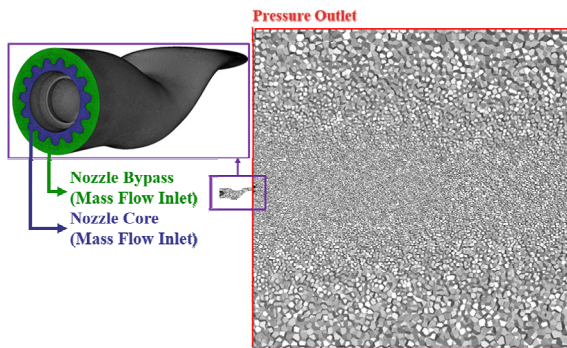


Fig. 5. Computational grid system and boundary conditions

고, 배기가스 유동에서 추가적인 화학반응은 발생하지 않기 때문에 화학반응은 고려하지 않았다. Ground 조건은 지상 정지 상황을 나타내며, 엔진에서 발생하는 배기가스의 생성 과정은 Soot가 발생하지 않는 완전 연소로 가정하였다. 배기가스의 물분율은 N_2 74%, CO_2 13%, H_2O 13%를 가지도록 하였고 Bypass에는 N_2 79%, O_2 21%를 가지고 외부 유동의 유입으로 가정하였다. 대기 조건의 경우 국제 표준 대기표(The U.S. Standard Atmosphere, 1976)를 기준으로 해당 고도에서의 압력과 온도를 사용하였다.

V. 최적설계 결과

5.1 최적설계 결과 및 형상

크리깅 모델 구현을 위한 초기 실험점은 라틴방격법 (Latin Hypercube Sampling)을 활용하여 설계 공간 내에서 임의로 73개를 추출하였고, 해당 실험들에 대해서는 고 정확도의 열유동장 해석을 수행하고 IR 신호를 계산하였다. 73개의 실험점 정보를 바탕으로 최적설계 공간 내에서 임의의 노즐 형상에 대해 IR 신호값을 추정할 수 있는 크리깅 근사모델을 생성하였다. 생성된 근사모델을 활용하여 임의의 노즐 형상에 대한 IR 신호값을 정확하

게 추정하기 위해서는 최적설계 공간을 대표할 수 있는 근사모델을 구현하는 것이 중요하다. 유전자 알고리즘을 통해 추출한 최적 후보점에 대해 크리깅 근사모델이 예측한 값과 고 정확도의 전산 시뮬레이션의 결과값을 비교함으로써 최적 설계 과정의 타당성을 검증하고 크리깅 모델의 성숙도를 판단하였다. 그 결과, 유전자 알고리즘으로 탐색한 최적점의 목적함수 값과 동일한 최적점에 대해 고 성능의 전산해석으로 예측한 IR 신호값은 약 3.6%의 오차를 보였다. 구현한 크리깅 근사모델의 예측 정확성을 검증하기 위해 임의의 실험점 20개에 대한 Cross Validation을 수행하였다. 크리깅 근사에서 예측한 결과와 전산해석을 통해 얻은 결과를 비교했을 때 평균 약 4.2% 오차가 발생하였다. 이를 통해 본 연구에서 구현한 크리깅 근사모델의 예측 정확성에 대한 검증을 완료하였다.

초기 노즐 형상과 최적 노즐 형상을 다양한 각도에 따라 Fig. 6에서 비교하였다. 최적 형상이 초기 형상에 비해 세장비가 증가한 모습을 보이며 노즐 출구의 위치도 아래에 위치하였다. Fig 7은 초기 노즐 형상과 최적 노즐 형상의 단면을 옆에서 본 모습이다. 앞에서 언급했듯이 최적 노즐 형상의 출구가 초기 노즐 형상에 비해 아래에 위치한 것을 확인할 수 있다. 또한 X/L 0.5 지점에서 곡률이 급격하게 변하는 것을 보여준다.

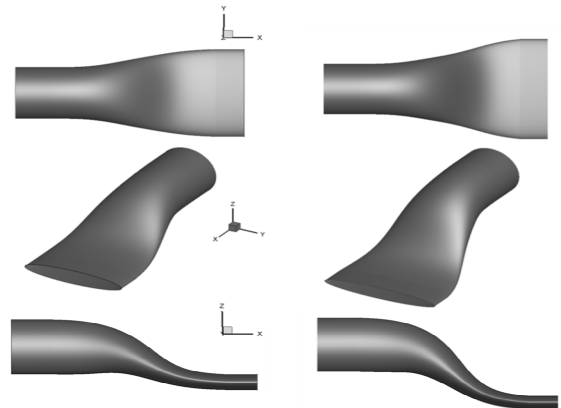


Fig. 6. Geometry of single serpentine baseline nozzle(left) and optimized nozzle(right)

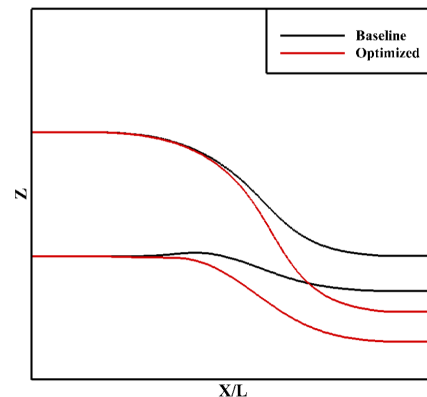


Fig. 7. Side view of baseline nozzle and optimized nozzle

5.2 열유동장 해석 결과

Figure 8은 Ground 조건에서 초기 노즐 형상과 최적 노즐 형상의 내부 압력을 나타낸다. 최적 노즐 형상에서 노즐의 곡률 증가로 곡률이 끝나는 지점에서 압력이 감소하는 것을 확인하였다. 하지만 노즐의 곡률 이후 노즐이 일직선으로 설계되었기 때문에 노즐 출구에서의 압력은 약 87.38 Pa 차이로 유사한 것을 확인하였다. 또한 노즐 출구에서의 속도, 압력, 질량유량을 이용하여 두 노즐에 대해 추력을 계산하였다. 계산 결과 초기 노즐과 최적 노즐의 추력은 약 0.1% 차이로 유사한 것을 확인하였다.

Figure 9는 두 노즐에 대해 Static Temperature를 나타냈다. 최적 노즐 형상은 초기 노즐 형상에 비해 노즐의 곡률과 출구에서의 세장비가 증가했지만 노즐 출구에서의 평균 온도가 약 0.44 K 차이로 유사하였다. 하지만 세장비가 증가하면 노즐 출구에서의 고온의 가스가 외부

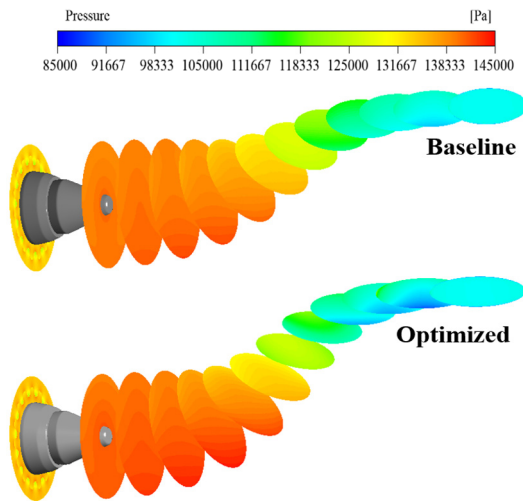


Fig. 8. Comparison of nozzle pressure contour for baseline nozzle and optimized nozzle

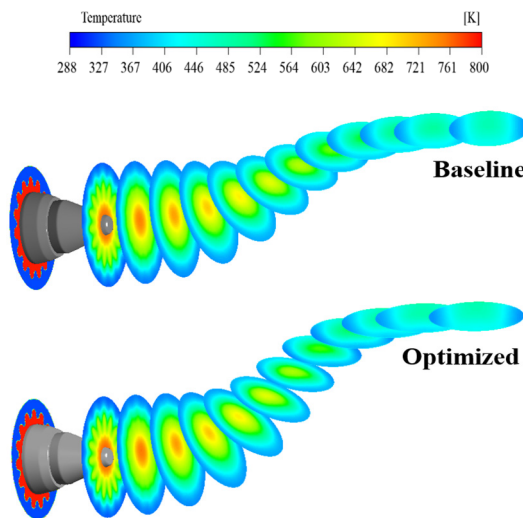


Fig. 9. Comparison of nozzle temperature contour for baseline nozzle and optimized nozzle

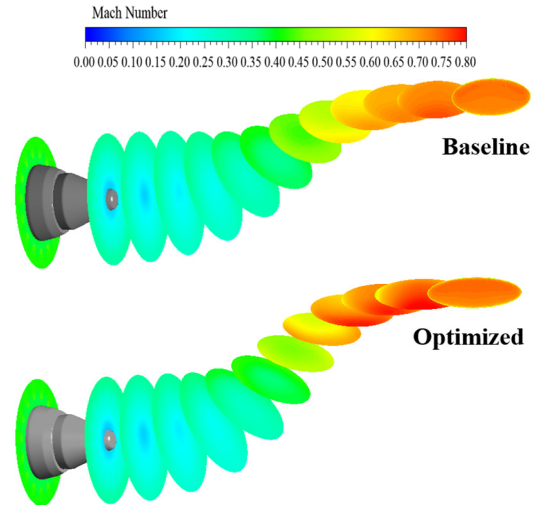


Fig. 10. Comparison of nozzle mach number contour for baseline nozzle and optimized nozzle

고도의 온도와 원활히 혼합되어 감소할 것으로 예상된다. 또한 최적 노즐의 곡률이 노즐 전방에 위치함에 따라 온도가 약 400 K을 초과하는 Hot Core는 낮게 나타나는 것을 확인하였다. 이는 노즐의 곡률이 노즐 전방에 위치하여 Bypass와 배기가스의 혼합효과가 증가했기 때문이라고 판단된다.

Figure 10은 노즐의 형상 변형에 따른 마하수를 Contour로 나타냈다. 최적 노즐의 큰 곡률로 인하여 노즐의 벽면 부근에서 마하수가 급격하게 증가함을 확인할 수 있다. 이는 곡률이 변하면서 유체의 방향이 급격하게 변경되어 압력구배가 발생했기 때문이다. 하지만 노즐의 곡률이 끝나는 지점에서 노즐 출구까지 직선으로 설계되었기 때문에 노즐 출구에서의 마하수 차이는 약 0.006으로 유사하다.

Figure 11은 전산해석을 수행하여 얻은 초기 노즐 형상과 최적 노즐 형상에 대한 배기가스 플룸 영역을 나타낸다. 배기가스 플룸 영역에서 400 K을 초과하는 길이

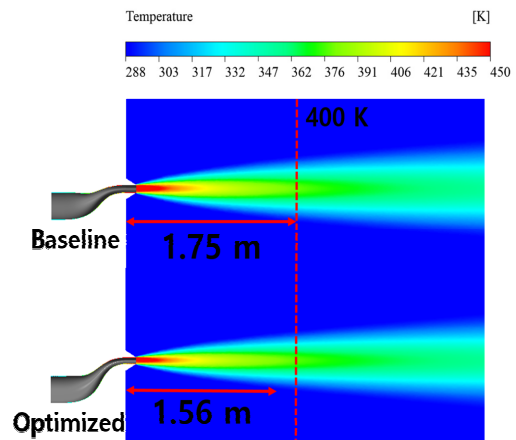


Fig. 11. Comparison of temperature distribution for baseline nozzle and optimized nozzle

를 측정했을 때, 최적 노즐 형상이 초기 노즐 형상에 비해 약 10.86% 감소한 것을 확인하였다. 이는 세장비가 증가하면서 출구 형상에 의해 노즐 후방에서의 유동이 좌우로 넓게 분산되어 외부의 저온 공기와 혼합이 급속도로 이루어졌다. 결과적으로 최적 노즐 형상의 배기가스 플룸 영역의 길이가 짧아짐을 확인하였다.

5.3 IR 신호 해석 결과

노즐의 형상에 따른 IR 신호를 비교하기 위해 JSSG-2007A IR 신호 측정 요구도를 참조하여 방위각 및 고도각에 따른 IR 신호를 계산하였다[20]. Fig. 12과 Fig. 13는 방위각 및 고도각에 따른 1.0~20.0 μm 파장대역의 각도별 전체 IR 신호를 나타내었다. Fig. 12에 나타내듯이 방위각에 따른 전체 IR 신호 분포로부터 최댓값이 나타나는 180°에서 약 10.3%의 차이가 발생하는 것을 확인하였다. 이는 초기 노즐 형상 내부의 고온 배기가스가 외부에서의 탐지에 노출되어 높은 IR 신호를 발생시키며, 최적 형상 노즐의 경우 노즐의 곡률로 인해 엔진의 고온부와 고온 배기가스가 관측되지 않기 때문이다.

또한 Fig. 13을 통해 고도각에 따라 초기 노즐 형상과 최적 노즐 형상의 IR 신호 최댓값 위치가 변하는 것을 확인할 수 있었다. 초기 노즐 형상의 경우 5°에서 IR 신호 최댓값이 발생하였으며, 최적 노즐 형상의 경우 0°에서 최댓값이 발생하였다. 초기 노즐 형상과 최적 노즐 형상의 IR 신호 최댓값을 비교하였을 때, 약 83.6%의 차이가 있음을 확인하였다. 이는 초기 노즐 형상은 노즐의 곡률이 적어 엔진 입구까지 관찰되었고, 최적 형상 노즐의 노즐 곡률로 인해 엔진의 고온 부분과 고온 배기가스가 관측되지 않도록 차폐되었기 때문으로 판단된다.

노즐의 곡률이 작으면 노즐 내부와 엔진 고온부가 적외선 탐지기에 직접적으로 노출된다. 하지만 최적 노즐 형상은 정후방에서 노즐 내부의 일부가 관측되어도 고온의 배기가스 영역과 엔진에서 발생하는 고온 영역은 관

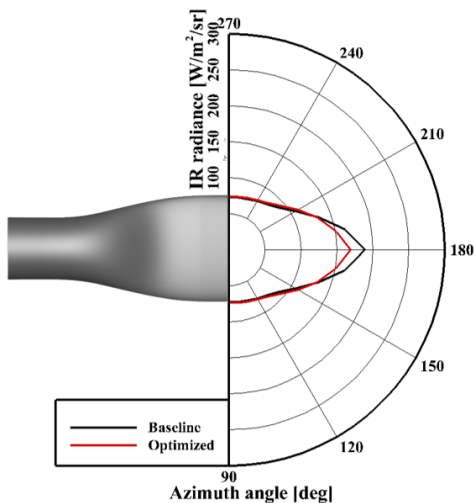


Fig. 12. Comparison of IR radiance depending on azimuth angle at ground condition

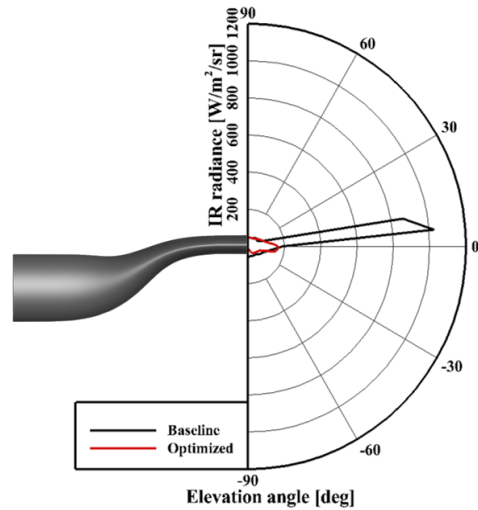


Fig. 13. Comparison of IR radiance depending on elevation angle at ground condition

측되지 않기 때문에 초기 형상과 비교하여 낮은 IR 신호를 갖는 것으로 판단된다. 이러한 노즐의 곡률로 인하여 노즐 내부 및 엔진 고온 영역을 차폐함으로써 최적 형상 노즐은 초기 노즐 형상에 비해 대부분 고도각 및 방위각에서 생존성을 높일 수 있을 것으로 판단된다.

VI. 결 론

본 연구에서는 단일 S형 노즐의 IR 신호 최소화를 위해 크리깅 근사모델과 유전자 알고리즘을 사용하여 노즐 형상 최적설계를 수행하였다. 우선 유동 해석자 검증을 위해 소형 터보젯 엔진에 대한 실험값과 전산 해석 결과를 비교하여 전산해석 기법의 정확성을 검증하였다. 단일 S형 노즐의 형상을 정의하는 형상 변수 6개를 설계변수로 선정하였고 라틴방격법을 이용하여 초기 실험점 73개를 추출하였다. 설계변수에 따른 목적함수인 전체 IR 신호를 계산하기 위해 열유동장 해석 수행과 Narrow-band Model을 이용하여 배기가스 플룸 영역 IR 신호를 계산하였다. 전산 해석 결과를 바탕으로 크리깅 근사모델을 구현하였고 탈 민감도 기반의 최적화 기법인 유전자 알고리즘을 통해 최적의 단일 S형 노즐 형상을 도출하였다.

최적의 설계변수를 적용한 최적 노즐 형상은 두 노즐 모두 단일 S형 노즐이지만 최적 노즐 형상의 경우 초기 노즐 형상에 비해 곡률과 노즐 출구의 세장비가 증가하였다. 추력 및 IR 신호 성능 비교를 위해 초기 노즐 형상과 최적 노즐 형상을 비교하였다. 두 노즐에 대해 추력 및 노즐 출구 온도를 정량적으로 비교하였을 때, 초기 노즐 형상과 최적 노즐 형상의 추력이 유사함을 확인하며 제약함수를 만족하는 결과를 도출하였다. 또한 최적 노즐 형상이 초기 노즐 형상에 비해 노즐 출구의 세장비가 증가하였고, 그 결과 배기가스 플룸 영역의 길이

가 짧아졌다. 이는 노즐 출구의 세장비가 증가하면서 배기가스가 외부 대기와의 혼합이 급속도로 진행된 것으로 판단된다. 그리고 최적 노즐 형상은 곡률 증가로 인해 Bypass와 Core 가스의 혼합 효과 차이와 Hot Core의 차폐로 IR 신호가 저감된 것으로 판단된다. 최적 노즐의 방위각 기준으로는 전체 IR 신호 분포에서 최댓값이 나타나는 180°에서 약 10.3% 감소하였고 고도각 기준으로는 IR 신호 최댓값이 약 83.6% 감소하였다.

향후 이중 S형 노즐에 대해 피탐지성을 최소화하는 연구를 수행하고자 한다. 엔진의 추력 페널티를 최소화하고 IR 신호뿐만 아니라 RCS 신호 또한 저감하는 최적설계를 수행하면 UCAV의 생존성이 크게 증가할 것으로 기대된다.

후 기

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

References

- 1) Jo, Y. M. and Choi, S. I., "Shape Optimization of UCAV for Aerodynamic Performance Improvement and Radar Cross Section Reduction," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 17, No. 4, 2012, pp. 56~68.
- 2) Myong, R. S. and Cho, T. H., "Development of a Computational Electromagnetics Code for Radar Cross Section Calculations of Flying Vehicles," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, No. 4, 2005, pp. 1~6.
- 3) Ball, R. E., *The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability: Analysis and Design*, 2nd Ed., New York: AIAA Education Series, 2003.
- 4) Mahulikar, S. P., Sonawane, H. R. and Rao, G. A., "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 43, No. 7-8, 2007, pp. 218~245.
- 5) White, J. R., "Aircraft Infrared Principles, Signatures, Threats, and Countermeasures," Naval AirWarfare Center Weapons Division, No. NAWCWDTP-8773, 2012.
- 6) Kim, J. Y., Chun, S. H., Myong, R. S. and Kim, W. C., "Computational Investigation of the Effect of Various Flight Conditions on Plume Infrared Signature," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 3, 2013, pp. 185~196.
- 7) Decher, R., "Infrared Emissions from Turbofans with High Aspect Ratio Nozzles," *Journal of Aircraft*, Vol. 18, No. 12, 1981, pp. 1025~1031.
- 8) Thompson, J., "Design of an Infrared Signature Suppressor for the Bell 205(UH-1H) Helicopter Part 1: Aerothermal Design," *11th CASI Propulsion Symposium*, 2017.
- 9) Rao, G., Buijtenen, J. P. and Mahulikar, S. P., "The Effect Bypass Ratio on Aircraft Plume Infrared Signatures," *AIAA ISABE-1194*, 2009.
- 10) Chae, J. H., Lee, J. H., Lee, J. W., Ha, N. K., Kim, D. G., Jung, 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.
- 11) 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, 2021, pp. 54~65.
- 12) Noh, S. Y., Bae, J. Y., Kim, J. Y., Nam, J. Y., Jo, H. N. and Cho, H. H., "Analysis of Flow and Infrared Signature Characteristics according to UCAV Nozzle Shape," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 5, 2019, pp. 27~35.
- 13) An, C. H., Kang, D. W., Baek, S. T., Myong, R. S., Kim, W. C. and Choi, S. M., "Analysis of Plume Infrared Signatures of S-Shaped Nozzle Configurations of Aerial Vehicle," *Journal of Aircraft*, Vol. 53, No. 6, 2016, pp. 1768~1778.
- 14) 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, 2022, pp. 1320~1336.
- 15) *ANSYS Fluent 2019 R2 Use's Guide*, ANSYS Inc., 2019.
- 16) Jameson, A., "Aerodynamic Design via Control Theory," *Journal of Scientific computing*, Vol. 3, No. 3, 1988, pp. 233~260.
- 17) Bischof, C., Corliss, G., Green, L., Griewank, A., Haigler, K. and Newman, P., "Automatic Differentiation of Advanced CFD Codes for Multi-disciplinary Design," *Computing Systems in Engineering*, Vol. 3, No. 6, 1992, pp. 625~637.
- 18) Holland, J. H., "Genetic Algorithms," *Scientific american*, Vol. 267, No. 1, 1992, pp. 66~73.
- 19) Sack, J., Welch, W. J., Mitchell, T. J. and

Wynn, H. P., "Design and Analysis of Computer Experiments," *Statistical Science*, Vol. 4, No. 4, 1989, pp. 409~423.

20) Ryu, M. R., Lee, K. H., Kim, Y. H. and Park, H. S., "Optimization of an Electron Microwave Oven Window Injection Mold using Kriging Based Approximation Model," *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, Vol. 22, No. 7, 2005, pp. 177~184.

21) 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.

22) 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.

23) 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 and Space Sciences*, Vol. 49, No. 8, 2021, pp. 689~698.