

J. Comput. Fluids Eng.

고체/액체 혼합 입자 분사에 의한 항공기 노즐의 다상 유동에 관한 전산 해석

류 석 희, 이 유 렬, 신 창 민, 명 노 신* 경상국립대학교 대학원 기계항공공학부

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF MULTIPHASE FLOW IN AIRCRAFT NOZZLES BY SOLID/LIQUID MIXED PARTICLE INJECTION

S.H. Ryu, Y.R. Lee, C.M. Shin, R.S. Myong*

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, South Korea

Infrared (IR) signals from the hot exhaust gases of aircraft engines have a significant impact on the survivability of aircraft. Several methods were developed to reduce IR signatures to avoid tracking by IR signatures generated in the exhaust, or decoy flares are used to deceive IR seekers. Research into injecting water particles to lower the exhaust gas temperature or injecting carbon particles to shield the plume has also been previously conducted. In this study, we propose a method for injecting solid/liquid mixed particles that lower the exhaust gas temperature and block IR signal propagation generated in the exhaust gas. The multiphase flow in aircraft nozzles by solid/liquid mixed particle injection was analyzed using the CFD code for the total flow rate of particles corresponding to 5%, 10%, and 20% of the exhaust gas flow rate. After analyzing the characteristics of the mixed particles interacting with the exhaust plume, the optimal flow rate of water and carbon particles with a small thrust penalty was obtained.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 노즐 배기가스(Nozzle Exhaust Plume), 다상유동(Multiphase Flow), 혼합 입자 분사(Mixed Particle Injection), 열유동장(Thermal Flow Field), 적외선 신호(Infrared Signature)

1. 서 론

현대 전장에서는 작전 지역에서 적 공군의 공격 및 침투를 억제하고 아군이 상공을 통제할 수 있는 제공권 확보가 중요 하다. 제공권을 장악하기 위해서는 아군의 무기체계의 피탐지 성을 낮춰 생존성을 높이는 스텔스 기술이 필요하다. 적지에 침투, 정찰, 공중전 등 다양한 임무를 수행하는 스텔스기는 추진기관, 배기가스, 표면 가열 및 방사 등 광범위한 영역에 서 적외선 (Infrared, IR) 신호가 발생한다. 스텔스 기술이 발 전함에 따라 적외선 탐지 기술 또한 발전하고 있으며, 이 중 에 휴대용 지대공 미사일인 MANPADS (Man-Portable Air-Defense Systems)는 아군 무기체계 생존성에 큰 위협이 되고

Received: August 30, 2022, Revised: September 23, 2022,

Accepted: September 23, 2022.

* Corresponding author, E-mail: myong@gnu.ac.kr DOI http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2022.27.3.089 © KSCFE 2022 있다. 최근 러시아-우크라이나 전쟁에서 우크라이나군의 MANPADS에 의해 러시아의 Mi-24 헬기가 격추되는 사례도 있다. IR 신호는 온도에 지배적인 영향을 받으며, Fig. 1에 나 타난 바와 같이 항공기 배기가스에서 중적외선 (Midwave IR, MWIR) 영역의 신호가 주로 발생한다[1,2].

아군 무기체계의 IR 신호 저감을 위하여 배기가스 및 추진 기관의 온도 저감 연구가 다양하게 진행되어왔다. Rütten 등 [3]은 무인전투기(Ummanned Combat Aerial Vehicle, UCAV)에 장착된 터보팬 엔진의 Lobed Mixer 형상 변형을 통해 Hot Core와 Bypass 유동의 혼합을 통해 온도 저감 효과를 분석하 였으며, Splitted 노즐 형상을 통해 배기가스의 중심부 온도 저 감을 통한 IR 신호를 저감시키는 연구를 진행하였다. Lindermeir and Rütten[4]은 UCAV에 장착된 노즐의 형상 변형 을 통하여 배기가스 온도를 저감시킴으로서 배기가스에서 방 출되는 IR 신호를 저감시키는 연구를 진행하였다. Rao and Kushri[5]는 Circular와 Elliptical의 노즐 형상에 After Deck 부 착 여부에 따른 노즐 내부 유동장 실험 연구를 진행하였다.



Fig. 1 MWIR signal distribution around the aircraft[2]

Noh 등[6]은 UCAV에 Serpentine Nozzle을 부착하여 적외선 신 호를 줄이는 연구를 진행하였다. Double Serpentine Nozzle이 엔진 고온부 차폐를 통한 높은 배기가스 IR 신호에 대한 저 피탐 성능을 보였으며, 배기가스로 인한 Solid IR 신호 영향성 을 확인하였다. Lee 등[7]은 Double Serpentine Nozzle 형상의 최대 면적 변화율에 대한 IR 신호 저감 연구를 수행하였다. 배기 플룸 IR은 최대 91.5%, Solid IR은 최대 87% 이상 감소 함을 확인하였다.

노즐의 형상 변형 연구는 고비용, 중량, 추력 감소 등으로 인해 기존의 무기체계에 적용하기 어려운 단점이 존재한다. 이에 반해 배기가스에 입자를 분사하는 경우 기존 항공기의 형상 유지가 가능하다. 입자의 유량은 항공기의 중량을 5% 미만의 수준으로 증가시키며, 형상 변형에 비해 항공기 중량 에 큰 영향을 미치지 않는다. 또한 조종사가 능동적으로 조절 하여 배기가스 온도를 저감하거나, 고온의 배기가스를 차폐하 여 IR Seeker로부터 탐지를 피할 수 있다는 장점이 있다.

IR 신호 저감을 위해 진행된 입자 분사 연구로 Kraeutle 등 [8]은 로켓 엔진의 배기가스에 탄소 입자를 분사하여 탄소 입 자가 배기가스에 미치는 영향에 대해 실험 연구를 진행하였 다. Weisrose 등 [9]은 터보팬 엔진을 이용하여 Bypass에 흡수 계수가 높은 고체 입자를 분사하여 적외선 신호의 특성을 연 구하는 실험을 하였다. 4 ~ 5 µm 영역에서 높은 IR 신호 저 감을 확인하였으며, 최대 70% 이상의 IR 신호 저감을 확인하 였다. Guarnieri and Cizmas[10]는 터보제트 엔진에 물 입자를 분사하여 고온 배기가스의 온도 저감 영향성에 대한 실험 연 구를 진행하였다. 실험결과, 분사된 물 입자가 얇은 막을 생 성하였으며 물의 냉각 효과로 인해 최대 423K의 온도 감소가 나타났다. Tyagi and Subbarao[11]는 Burner Exhaust Facility에 서 액적 크기, 주입 속도, 구성 및 분사기 유형에 대한 변화 를 주어 실험을 진행하였다. 물 입자 분사 시 최대 67%의 IR 신호가 감소하였지만, 최적량 이상으로 분사 시 유량 증가에 따른 저감효과는 없음을 확인하였다. Han[12]은 엔진 배기가 스 내부에서 입자 크기, 분사 유량, 분사 장치의 위치에 따른 물 분사 전산 시뮬레이션을 진행하여 물 입자의 냉각 효과를 분석하였다. 최대 200K 온도 저감을 확인하였고, 온도 저감을 위한 물 분사 시 입자의 크기가 큰 영향을 미침을 확인하였 다. Ramprasad and Jayakumar[13]는 로켓 엔진에 주입 각도 및 액적 크기에 따른 물 입자 분사의 냉각 효과를 수치해석을 통해 분석하였다. 입자 분사 시 약 350K의 온도 저감 효과를 보였으며, 입자 분사 장치의 간격과 각도에 의해 온도 저감 효과가 영향을 받는 것을 확인하였다.

입자 분사에 따른 국내 연구도 활발히 진행되어왔다. Jeong 등[14]은 가상 엔진을 모사하여 물 입자 분사를 통한 배기플 룸의 냉각 효과를 연구하였다. 배기가스의 온도에 따른 적절 한 물 유량을 계산하여, 분사유량과 배기가스 온도 감소량의 관계를 확인하였다. Lee 등[15]은 터보제트 엔진 배기 플룸에 물을 분사하여 분사량에 따른 열유동장에 대한 수치해석 연 구를 진행하였다. 2D 시뮬레이션을 통해 적절한 물 분사 유 량을 선정하였으며, 3D 시뮬레이션을 통해 배기 플룸의 유동 에 대해 분석하였다. 일정 유량 이상에서 배기 플룸의 비대칭 성과 불안정성을 확인하였으며, 약 300K의 냉각 효과를 확인 하였다. Shin 등[16]은 비행환경에서 물 입자 및 탄소 입자 분 사를 통한 배기 플룸의 영향성에 관한 연구를 수치해석으로 진행하였다. 물 입자와 탄소 입자 각각에 대한 분사 유량을 선정하였으며, 물 입자는 배기 플룸의 냉각, 탄소 입자는 배 기 플룸을 차폐하는 현상을 확인하였다. 이러한 연구에 대해 물 입자와 탄소 입자의 기화 특성 및 열흡수를 통한 배기 플 룸의 냉각과 차폐 효과를 보다 효율적으로 적용하며, 분사 유 량의 중량을 고려한 IR 신호를 저감시키는 연구가 필요하다.

본 연구에서는 고도 20,000 ft에서 순항하는 항공기를 모사 하여 배기가스 IR 신호 저감을 위한 물 입자와 탄소 입자를 혼합하여 분사하는 수치해석 연구를 진행한다. 터보팬 엔진을 사용하여 배기가스 유동을 모사하고, 입자 분사 장치를 통해 혼합 입자를 분사한다. 각 입자의 분사 유량을 해석 변수로 선정하여 열유동장을 분석한다. 분사된 입자가 배기가스에 미 치는 영향에 대해 분석하며, 배기가스와의 상호작용으로 발생 하는 입자의 거동 특성에 대해 분석하고자 한다.

2. 수치해석 기법

2.1 압축성 Navier-Stokes 방정식

Turbofan 엔진을 사용하는 항공기는 순항 중에 고온·고압의 배기가스를 배출하는데, 이때 유체의 점성 및 압축성 효과를 고려하여 항공기 배기가스의 열유동장 계산이 이루어진다. 본 연구에서는 점성과 압축성 효과를 고려해 유체 흐름에 대한 시간을 평균하여 운동 방정식을 계산하는 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식을 기반으로 열유동장에 대한 전 산 해석을 진행하였다.

RANS 방정식의 질량 보존 방정식과 운동량 보존 방정식 은 아래와 같이 계산된다.

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_i \boldsymbol{v}) = \nabla \cdot J_i$$
(1)

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

위 식에서 v는 유동의 속도, J_i는 질량 확산량, p는 유체의 정압, r는 점성 전단응력 텐서와 난류 항을 나타내는 r_t가 있다. 에너지 보존 방정식은 다음과 같다.

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

위 식에서 h는 엔탈피, k는 열전도도, k_t는 난류 전달에 의 한 전도도, S_h는 복사 열전달과 같이 추가적인 열에 관련된 항이다. 엔진에서 연료가 연소가 되어 발생하는 화학종의 변 화는 선형 Fick's Law를 사용하였으며, J_i는 아래의 식과 같 이 계산된다.

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

$$Sc_t = \frac{\nu_t}{D_t} \tag{5}$$

위 식에서 Sc_t 는 Schmidt Number로 운동량 확산율과 질량 확 산율의 비율로 정의되는 무차원수로, Sc_t 가 높을수록 입자의 운동량 확산이 증가한다. $\nu_t = \mu_t / \rho$ 는 운동량 확산율, D_t 는 질량 확산율이다.

유한체적법(Finite Volume Method, FVM) 기반인 ANSYS FLUENT v.2019 소프트웨어를 사용하여 전산해석을 수행하였 다. 수치 기법으로는 정상(Steady)과 비정상(Unsteady) 유동을 적용하였으며, 밀도 기반(Density-Based), 내재적 시간 전진법 (Implicit), 2차 풍상 차분법(Second-Order Upwind)을 적용하였 다. Flux 계산으로는 Roe Flux Difference Splitting(FDS)을 적용 하였다. 난류 모델로는 전체 유동에 대해서 해석의 정확도가 높은 k-& 모델과 벽면 근처의 점성 Layer 유동에서 해석의 정 확도가 높은 k-w 모델을 결합한 하이브리드 모델인 k-w SST 모델을 적용하였다.

2.2 입자 유동 해석

2.2.1 Discrete Phase Model (DPM)

본 연구에서는 배기가스의 온도 저감 및 차폐를 위한 액체 상태의 물 입자와 고체 상태의 탄소 입자에 대한 다상유동 해석을 위하여 Discrete Phase Model (DPM) 기법을 적용하였 다. DPM 기법은 다상유동 해석 중 Eulerian-Lagrangian 모델에 해당하는 기법이다. Eulerian 방법은 입자들을 연속체로 가정 하여 좌표 시스템에 편미분에 대한 방정식으로 계산한다. 액 적과 기체 경계 상호작용 계산에 이점이 있지만, 액적의 크기 가 작아짐에 따라 격자의 수가 증가하여 시간적 비용이 많이 소요되는 단점이 있다. Lagrangian 방법은 계산 영역 내 각 입 자에 대한 거동 계산 후 입자의 저항과 증발 속도에 따라 연 속상과 결합하여 계산하며, 입자 간 충돌 및 분열을 비롯한 상호작용을 계산을 고려하는 단점이 있다. DPM 기법은 입자 를 구 형태로 가정하며, 체적분율이 10% 미만일 때 개별 입 자 간 영향력이 크지 않은 Dilute 한 유동해석에 사용된다. 본 연구에서는 Fluent에서 제공하는 DPM 모델을 사용하였다.

배기가스와 입자가 동시에 해석이 진행되는 DPM 기법은 배기가스 유동은 연속체로 가정하여 Eulerian 방법으로, 분사 되는 입자는 각각의 입자를 추적하는 Lagrangian 방법으로 해 석을 진행하게 된다. 분사된 입자는 각 Time Step에 대해서 Unsteady 해석으로 계산되며, 한 Time Step이 끝나면 입자의 데이터가 Update 되어 다음 계산에 영향을 미친다. 입자의 운 동 방정식은 x 방향에 대해서 다음과 같이 계산된다.

$$\frac{du_p}{dt} = \frac{(u-u_p)}{\tau_r} + \frac{g_x(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + F_x \tag{6}$$

$$\tau_r = \frac{\rho_p d_p^2}{18\mu} \frac{24}{C_d Re} \tag{7}$$

위 식에서 u는 유동의 속도, ρ는 유동의 밀도이며, 아래첨자 p는 Particle을 나타낸다. F_x는 유동의 밀도가 액적의 밀도보 다 높을 때 추가로 계산되는 항이다. 우변의 첫 항은 단위 입 자의 저항에 관련된 항으로, τ_r는 입자 완화 시간이다. 이때 μ는 점성계수, d_p는 입자의 지름, C_d는 입자의 항력계수, R_e는 상대 레이놀즈 수이다. 상대 레이놀즈 수와 입자의 항 력계수는 아래의 식 (8), (9)에 나타난다.

$$Re = \frac{\rho d_p |u - u_p|}{\mu} \tag{8}$$

$$C_D = a_1 + \frac{a_2}{Re} + \frac{a_3}{Re^2}$$
(9)

입자의 항력계수는 액적을 구 형태로 가정하여 계산된 식 이며, a_1 , a_2 , a_3 는 구형 입자에 적용되는 상수이며, Re의 범 위에 의해 결정된다.

2.2.2 입자의 질량 및 온도 변화

입자가 분사되면서 고온의 배기 플룸과 같이 유동이 진행 되면, 배기 플룸의 고온의 열로 인해 열전달이 일어나고 상변 화가 발생한다. 물 입자의 경우 기화가 발생하게 되는데, 기 화에 의한 시간에 대한 질량의 변화는 아래의 식과 같다.

$$\frac{dm_p}{dt} = -N_i A_p M_{w_i} \tag{10}$$

N_i는 기화율로 수증기의 몰 유량을 나타내며, A_p는 입자
 의 표면적, M_{wi}는 화학종에 따른 분자량을 나타내는 항이다.
 이때 기화율인 N_i는 아래의 식으로 정의할 수 있다.

$$N_{i} = k_{c}(C_{i,s} - C_{i,\infty})$$
(11)

 k_c 는 질량 변화 계수이며, $C_{i,s}$ 와 $C_{i,\infty}$ 는 각각 액적의 표 면과 플룸의 증기 농도로 아래의 식으로 계산된다. 아래첨자 ∞ 는 배기 플룸의 유동을 나타낸다.

$$C_{i,s} = \frac{P_{sat}(T_p)}{RT_b}$$
(12)

$$C_{i,\infty} = \frac{P_{operating}}{RT_{\infty}}$$
(13)

 $P_{sat}(T_p)$ 는 입자 온도에서의 포화 압력, T_{∞} 는 배기가스 온도를 나타내며, 이때 P_{sat} 와 $P_{operating}$ 을 상수로 가정하면, N_i 는 아래 식 (14)와 같이 배기 플룸 및 입자 온도에 관한 관계식으로 나타낼 수 있다.

$$N_i \propto \frac{T_{\infty} - T_{p}}{T_{\infty} T_{p}}$$
(14)

계산된 식들을 통해 식 (10)을 정리하면, 식 (15)와 같이 나타나며, 이때 $1/\rho_p M_{w_i} = const$ 로 가정하면 식 (16)으로 계 산할 수 있다.

$$\frac{dr_p}{dt} = -\frac{1}{\rho_p} N_i M_{w_i} \tag{15}$$

$$\frac{dr_p}{dt} = f\left(\frac{T_p - T_{\infty}}{T_p T_{\infty}}\right) \tag{16}$$

계산된 식 (16)을 보면 입자의 반지름과 입자 및 배기 플 룸의 온도가 입자의 질량 변화에 영향을 미치는 주요 변수임 을 확인할 수 있다.

$$m_{p}c_{p}\frac{dT_{p}}{dt} = hA_{p}(T_{\infty} - T_{p}) + \frac{dm_{p}}{dt}h_{fg} + \epsilon_{p}A_{p}\sigma(\theta_{R}^{4} - T_{p}^{4})$$
(17)

식 (17)은 열평형에 따른 액적 온도 변화에 대한 식이며, 우측의 세 항은 액적의 열전도, 기화, 열복사를 나타낸다. c_p 는 액적의 열용량, h는 대류 열전달 계수, h_{fg} 는 잠열, ϵ_p 는 입자의 방사율, θ_R 는 복사온도, σ 는 Stefan-Boltzmann 상수를 나타낸다. 열전달을 계산하는 과정에서 입자와 연속상이 열적 균형을 이루게 되면 입자 온도가 Update 되어 후속 연속상 에너지 방정식에 적용된다. 노즐 출구에서 배기 플룸의 평균 온도는 400 ~ 500K으로 물 입자의 기화에는 영향을 미치지 만, 탄소의 경우 상변화 온도는 약 5,000K 이상의 온도에서 발생하므로 탄소 입자의 질량 변화는 고려되지 않는다.

$$We = \frac{\rho_p v_p^2 d_p}{\sigma_s} \tag{18}$$

식 (18)의 Weber Number는 액적의 표면장력에 대한 유체 의 상대적인 관성을 나타내는 무차원수이며, σ는 유체의 표 면장력이다. 본 연구에서는 We > 100 조건으로, 배기가스에 의해서 물 입자는 기화와 분열을 한다. 이를 적용하기 위해 DPM 해석 모델 중 Kelvin-Helmholtz 불안정성이 적용되는 Wave 모델을 사용하였다.

2.2.3 Stokes Number

배기 플룸과 입자 유동을 해석을 계산할 때, 유체 내에서 거동하는 입자가 움직이는 특성에 따라 One-way Coupling과 Two-way Coupling으로 나뉜다. One-way Coupling 해석은 배기 플룸이 입자에 열전달, 저항, 난류 등 영향을 미치지만, 입자 의 거동은 배기 플룸에 영향을 미치지 않는 해석 기법이다.

이와 반대로 Two-way Coupling은 입자들이 배기 플룸에 영 향을 받으면서 동시에 입자 거동이 배기 플룸에 영향을 미쳐 배기 플룸 유동의 운동량, 난류 거동 등 손실을 발생시킨다. One-way Coupling과 Two-way Coupling 해석은 Stokes Number 에 의해 결정된다.



Fig. 2 Comparison with experiment data and CFD results

$$S_t = \frac{\tau_r}{t_{ref}} \tag{19}$$

$$\tau_r = \frac{\rho_p d_p^2}{18\mu_g} \tag{20}$$

식 (19)의 Stokes Number는 유체에 거동하는 입자의 움직 임에 대한 무차원수이다. τ_r 는 입자 반응시간, t_{ref} 는 유동 반 응시간, μ_g 는 유체의 동점성 계수이다. $t_{ref} = L_{rdf}/U_{ref}$ 로 특성 길이와 속도로 결정된다. Stokes Number가 1보다 작으면 입자의 반응시간이 유동 특성 시간보다 짧아져, 입자의 거동 이 배기 플룸 유동에 영향을 미치지 못하게 되어 One-way Coupling 해석이 적합하다. Stokes Number가 1보다 크면 입자 는 배기 속도에 영향을 받지 않고 기존의 입자 속도를 유지 하여, 입자 거동이 유동에 영향을 미치는 Two-way Coupling 해석이 적합하다. 본 연구에서는 물 입자 및 탄소 입자의 지 름은 10 µm로 Stokes Number가 각각 0.293과 0.587이므로 One-way Coupling 해석으로 진행된다.

2.2.4 DPM 기법 검증

본 연구에서 사용되는 다상유동 해석 기법인 DPM 검증을

Table 1 Comparison with experiment data and CFD results at different positions

	0.2 m	0.3 m	0.4 m	0.5 m
Experiment [K]	402	410	415	422
CFD Result [K]	387	398	408	413
Error [%]	3.73	2.93	1.69	2.13



Fig. 3 Non-gray gas models[18]

위하여 Yi 등[17]이 진행한 실험을 통해 검증을 진행하였다. 해당 실험에서는 로켓 엔진에서 배출되는 배기가스 온도 저 감을 위하여 노즐 외부에서 축 방향으로부터 60°의 각도로 물 입자를 분사하였으며, 지상 조건에서 노즐 입구 압력이 7 MPa, 온도가 3,000K으로 실험이 진행되었다. 온도측정 위치는 노즐 출구로부터 1.75 m 뒤에서 원주 방향으로 0.2 m, 0.3m, 0.4 m, 0.5 m 떨어진 위치에서 측정하였다. Table 1과 Fig. 2를 통해 실험값과 해석값의 비교를 나타내었다. 4개의 온도측정 위치에서 실험값과 비교하였을 때 최대 3.73% 오차가 발생하 였으며, CFD 해석 값이 실험값에 근접하게 일치하는 것을 확 인하였다.

2.3 복사 전달 방정식

본 연구에서는 Narrow-Band 모델을 이용하여 Spectral Radiance를 계산하였다. 파장 구간에 대해 복사 성질을 평균 해 계산해내는 Band 모델을 통해 복사에너지를 계산하였다. Fig. 3에 나타난 Band 모델로는 Line-By-Line, Narrow-Band, Wide-Band 모델이 있다. Line-By-Line 모델은 25 cm⁻¹ 파장 영 역 구간에서 수백 개의 흡수선을 통해 전체 파장에 대해 복 사 열전달을 계산한다. Narrow-Band 모델은 한정된 파장 구간 에서의 복사 물성치를 평균하여 나타내는 방법으로 하나의 파장 영역의 파동 수가 5 ~ 50 cm⁻¹이 되도록 나누며, Wide-Band 모델은 하나의 파장 영역의 파동 수가 100 ~ 1000 cm⁻¹ 이 되도록 나누어 각 파장 영역에 대해서 평균적인 물성치를 계산한다. 3가지 Band 모델 중 시간 비용 대비 정확성이 높은 Narrow-Band 모델을 통해 계산하였다[18].

산란하지 않고 흡수와 방출을 하는 경우의 Radiance 전달 방정식은 직선상의 일정한 요소에 대해 분자 모델과 흡수계 수에 대한 통계표[19,20]를 사용하여 식 (21)이 계산되며, 방정 식을 통해 배기가스 유동의 특정 지점에서의 대기 성분을 계 산한다.

$$\dot{i_{\lambda}}(l) = \dot{i_{\lambda,w}}e^{-k_{\lambda}(l)} + \int_{0}^{\tau_{\lambda}(l)} [\dot{i_{b,\lambda}}(l^{*})e^{-(\tau_{\lambda}(l) - \tau_{\lambda}(l^{*}))}]dk_{\lambda}(l^{*})$$
(21)

$$k_{\lambda}(l) = \int_0^l a_{\lambda}(l^*) dl^* \tag{22}$$

 i'_{λ} : Spectral Radiance k_{λ} : Optical Thickness $i_{b,\lambda}$: Plank Blackbody Radiance λ : Wavelength l : Characteristic Length

식 (21)에서 Solid Angle *w*에 대해 적분을 하면 입사각 방향에 대한 평균 Spectral Radiance를 계산할 수 있으며 식 (23) 에 나타낸다.

$$\overline{i_{\lambda}(l)} = \frac{1}{4\pi} \int \dot{i_{\lambda}}(l) dw$$
(23)

식 (23)은 흡수계수인 Incident-Mean (a_i) 과 Plank-Mean (a_p) 을 통해 정의된다. 흡수계수의 분모들은 식 (23)을 파장 길이 에 대해 적분한 평균 Incident Radiance와 Planck Radiance이다. 이러한 방정식을 사용하여 두 지점 사이에 존재하는 데이터 를 이용하여 복사 열전달을 계산한다.

$$a_i(l) = \int_0^\infty \frac{\overline{i_\lambda(l)} a_\lambda(l) d\lambda}{i_i(l)}$$
(24)

$$a_{p}(l) = \int_{0}^{\infty} \frac{i_{b,\lambda}(l)a_{\lambda}(l)d\lambda}{i_{b}(l)}$$
(25)

3. 형상 모델링 및 경계 조건

3.1 노즐 및 입자 분사 장치 형상

C

본 연구에서 1,300 lbf 급의 Turbofan 엔진을 사용하여 배기 가스의 열유동장을 모사하였고, Plume의 유동 방향이 x-축 방 향으로 진행되도록 설계되었다. Fig. 4는 16개의 개별 분사 장 치로 구성된 입자 분사 장치를 나타낸다. 해당 엔진의 경우 Bypass의 유량이 Core 유량의 약 3배이며, 원활한 배기 배출 및 배기 플룸 온도 저감을 위하여 뜨거운 Core 배기와 차가 운 Bypass의 혼합을 하기 위한 Lobed Mixer를 장착하였다. 입 자 분사 장치는 노즐 내부 유동에 영향을 주지 않고 배기 유 동을 차폐할 수 있도록 노즐 외부에 위치하며, 노즐 출구와 분사 장치의 출구 중심을 동일선상에 위치시켰다. 분사 장치 의 각도는 입자가 배기 플룸의 고온부에 효과적으로 침투할 수 있도록 x-축 방향에 45°를 이루는 각도를 이루는 16개의



Fig. 4 Geometry of nozzle and injectors



Fig. 5 Boundary conditions and computational grid

입자 분사 장치를 설계하였다.

노즐 입구 지름 (Inlet Diameter, D_i)은 468 mm, 노즐의 길 이 (Length, L)는 1.5D_i로 노즐 출구 방향으로 면적이 감소하 는 Co-axial 형상의 노즐을 설계하였다. 입자 분사 장치의 지 름 (Injector Diameter, D_{mjector})은 10 mm이며, 길이 (Injector Length, L_{injector})는 30 mm이다. 입자 분사 장치에서 입자들이 분사되는 과정에서 입자들끼리 충돌 현상을 배제하기 위해 입자 분사 장치의 지름을 액적 지름의 10³배로 선정하였다.

3.2 격자 형성 및 경계조건

전산 해석 수행을 위하여 노즐 및 입자 분사 장치에 대한 격자를 생성하였다. 상용 소프트웨어인 ANSYS FLUENT v.2019를 사용하여 3D 격자를 Fig. 5와 같이 Polyhedral 격자로 생성하였다. Polyhedral 격자는 Tetrahedral 격자에 비해 격자수 를 최대 50% 절감하며 높은 정확성을 가지는 격자로, 많은 격자수와 높은 해석의 정확성이 요구되는 항공기 유동 해석 에 널리 사용된다. 해석의 정확성을 향상시키기 위하여 배기 플룸의 유동 영역과 입자가 분사되는 영역에 대하여 Body of Influence (BOI)를 사용하여 격자의 밀집도를 증가하였다. 전 체 유동장의 크기는 반경 방향으로 15D,와 길이 방향으로 25D,이며, 전체 3D 격자수는 약 400만 개로 구성하였다.

경계조건은 국제표준대기의 20,000 ft에서 압력 및 온도와 순항 마하수 0.7 조건을 사용하였으며, Table 2에 나타내었다. 입자는 물 및 탄소 입자를 혼합하여 분사하였으며, 입자의 크 기는 10 µm로 선정하였다. 입자의 유량은 배기 플룸 유량의 5%, 10%, 20%로 설정하였으며, 물 및 탄소 입자의 비율은 Table 3에 나타내었다. 혼합 입자 분사에 따른 입자의 배기 플룸 냉각 효과 및 IR 신호 저감에 대해 분석하였다. 배기가 스의 Core와 Bypass의 초기조건은 엔진 해석 프로그램인 GASTURB를 통해 도출된 데이터를 사용하였고, 엔진에서 연 료가 연소되어 노즐 Core로 유입되는 유동은 Soot가 없는 완 전 연소를 가정하였으며, H₂O 13%, CO₂ 13%, N₂ 74%로 구성 되는 화학종을 가정하여 계산하였다.

4. 입자 혼합 분사에 따른 해석 결과

4.1 입자 혼합 분사에 따른 열유동장 분석

분사 입자와 유량 변화 및 혼합 비율에 따른 배기가스 열 유동장을 분석하였다. Fig. 6에서 입자 분사 시 1.084% 이내 의 추력 감소를 확인하였으며, 분사되는 입자가 추력에 미치 는 영향은 없는 것으로 판단하였다.

Cruise Conditions (20,000ft)					
Free Stream	Pressure [pa]	46,563			
	Temperature [K]	248.5			
	Mach number	0.7			
Core	Mass flow rate [kg/s]	3.47587			
	Pressure [pa]	88,625			
	Temperature [K]	798.1			
Bypass	Mass flow rate [kg/s]	10.51			
	Pressure [pa]	94,602			
	Temperature [K]	321.3			
Particle	Motorial	Water			
	Wateria	& Carbon			
	Diameter [µm]	10			
	Velocity [m/s]	5			
	Temperature [K]	248.5			
Wall	Non-slip, Adiabatic				

Table 2 Boundary conditions at altitude 20,000 ft

Table 3 Particle material and mass flow rate

Casa	Mass Flow Rate (%)				
Case	Total	Water	Carbon		
1	5	2.5	2.5		
2	10	5	5		
3		10	10		
4	20	15	5		
5		5	15		



Fig. 6 Thrust reduction compared to no injection



Fig. 7 Axial temperature distribution of exhaust plume

Fig. 7은 노즐 출구 중심부(x = 0)를 기준으로 x-방향의 온 도 분포를 나타낸다. 노즐 내부에서 평균 온도가 575K까지 감소한 후, 노즐 출구에서부터 약 1.25 m 동안 대기와 혼합되는 과정에서 300K까지 급격하게 감소하며, 이후 감소하는 경 향성이 줄어들면서 대기와 유사한 온도 분포를 나타낸다. 입자 분사 시 노즐 출구 후방에서 온도 감소 효과를 보였으며, 유량이 20%일 때 최대 38K의 배기가스 냉각 효과를 나타내었다. 또한 입자의 혼합 비율에 따라 배기가스 온도가 받는 영향이 변하였는데, 전체 유량보다 물 입자의 유량에 따른 차이를 보였다. 물 입자 유량이 15%로 가장 높은 Case 4의 경우, 배기가스 중심부 온도의 10.9% 저감이 발생하여 가장 높



Fig. 8 Spectral radiance of exhaust plume at rear of nozzle

은 냉각 효과를 확인하였다. 전체 유량은 다르지만 물 입자 비율이 5%로 동일한 Case 2와 Case 5는 유사한 냉각 효과를 보였다. 물 입자 유량별 온도 차이는 2 ~ 3K으로 극소하였으 나, 위 결과는 탄소 입자에 비해 물 입자가 배기가스 냉각 효 과에 더 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 배기가스 냉각 효과가 작은 이유는 노즐의 중심부 온도 분포이기 때문에, 입 자의 영향이 크지 않은 것으로 판단된다.

배기가스 중심부보다 배기가스 외측부에서의 냉각 효과는 더 큰 영향을 미치게 된다. Case 3의 배기가스 외측부에 해당 하는 300 ~ 450K 온도 영역에서 반경 방향으로 약 18.97 mm 감소하였으며, 이는 배기가스가 노즐 출구에서 배출되는 시점 에서 Plume의 반경으로 약 8.1% 감소함을 알 수 있다. 또한 300 ~ 450K 온도 영역에서 Plume 유동의 방향으로 약 Plume 의 길이가 113.31 mm 감소하였고, 이는 No Injection에 비해 약 25.56% 감소하였다.

Fig. 8은 노즐 정후방에서 관측한 파장 대역별 적외선 신 호를 나타낸다. Fig. 8에서 최대 IR 신호는 4.3µm 영역에서 약 7.4%의 차이로, Spectral Radiance의 큰 저감이 발생하지 않 았음을 확인하였다. 입자에 의한 냉각 효과만 고려하였고, 입 자에 의한 중적외선 신호 차폐 효과는 고려되지 않았다. Narrow-band 모델의 경우 온도에 의한 적외선 신호의 저감만 확인할 수 있으며, 분사량이 배기가스에 비해 적은 양을 분사 하였기 때문에 냉각 효과가 크지 않은 것으로 판단된다. 하지 만 입자에 의한 중적외선 신호 차폐 효과를 동시에 고려할 경우, 저감 효과가 증가할 것으로 판단된다.

Fig. 9은 노즐 출구에서 배기가스 유동이 분사된 입자에 의해 영향을 받는 그림으로, Fig. 9(a)는 No Injection, Fig. 9(b) 는 Case 3을 나타낸다. No Injection의 경우 배기가스가 대기



248 273 298 324 349 374 399 424 449 475 500 525 550

Fig. 9 Interaction of particles and exhaust plume

와 만나면서 서서히 온도가 저감되지만, 입자를 분사하였을 경우 배기가스가 입자 유동에 영향을 받아 다소 급격하게 온 도가 변하며 냉각되는 것을 확인할 수 있다.

4.2 입자의 거동 특성 분석

Case 3에 대한 물 입자와 탄소 입자 거동에 대한 유동을 Fig. 10에서 확인할 수 있다. Fig. 10(a)는 입자가 분사된 열유 동장을 나타내며, Fig. 10(b), (c)는 노즐 출구 근방의 탄소 및 물 입자 각각에 대한 열유동장이다. 두 입자는 입자 분사 장 치 각도에 의해 45° 각도로 분사되어 배기가스와 만나며, 이 후 배기가스 유속에 의해 배기가스와 평행한 방향으로 진행 된다. 배기가스의 유속은 노즐 출구에서 Mach Number 0.85로, 분사된 입자들이 배기가스의 유동 때문에 Hot Core 내부로 침투하지 못하지만, 300 ~ 450K 온도 영역의 배기가스와 닿 으면서 입자 온도가 증가하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 10(b)와 (c)에서 노즐 출구에서부터 x-방향으로 생성된 Line을 통해 탄소 입자가 물 입자에 비해 배기가스 고온부에 더 깊 게 침투하는 현상과 액적의 온도가 더 높은 현상을 확인할 수 있다. 물 입자와 탄소 입자가 동일한 지름과 유량을 가졌 을 때, 탄소 입자가 약 1.986배 높은 질량을 가진다. 이로 인 해 탄소가 분사되는 속도에 의해 배기가스의 중심으로 물 입







Fig. 11 Change of particle temperature with time (case 3)

자에 비해 더 많이 침투하며 비교적 많은 열전달이 발생한다. Fig. 11은 Case 3에 대한 물 입자와 탄소 입자의 온도 변화 를 나타낸다. 가로축은 입자가 유동 영역에서 거동하는 시간 으로, 입자들이 유동장 내에 머무르는 시간은 0.06s이며, 0.06s 가 지나면 유동장을 완전히 벗어나게 된다. 혼합된 입자를 분 사하였을 때, 물 입자와 탄소 입자의 온도 분포가 다른 것을 확인할 수 있다. 입자 분사 장치 각도에 의해 입자가 배기가 스 내부로 분사되면서 입자의 가열이 시작되며, 약 0.004 ~ 0.005s에 두 입자 모두 최대 온도에 도달한다. 이는 노즐 출 구에서부터 x-축 방향으로 약 1.6 m ~ 1.85 m 구간으로 배기 가스의 온도 저감이 가장 크게 발생했던 구간과 유사하다. 각 입자의 최대 온도는 물 284K, 탄소 311K으로, 초기 온도에 비해 36K과 63K이 증가하였다. 이후 입자들은 Plume의 유속 에 의해 배기가스와 평행한 방향으로 흐르게 되며, 최종적으 로 대기와 유사한 온도를 가지게 된다. 물 입자는 0.034s에, 탄소 입자의 경우 0.06s 이후에 대기 온도인 248K까지 온도가 감소하는 것을 확인하였다.

온도 변화에 따른 입자의 지름 변화는 Fig. 12에 나타내었 다. 물 입자는 탄소 입자에 비해 적은 열 흡수를 하였지만, 지름이 최대 12.3% 감소하였다. 물 입자의 지름이 감소하는 첫 번째 이유로는 고온의 배기가스와 혼합하는 과정에서 물 입자의 표면이 가열되며 증발이 발생한다. 물 입자의 평균 온 도는 최대 36K 증가로 상변화 온도에 근접하지 못하지만, 입



Fig. 12 Change of particle diameter with time (case 3)

자 표면이 고온의 배기가스와 맞닿기 때문에 배기가스의 열 에 의해 증발하게 된다. 두 번째 이유는 We > 100의 고속의 배기가스 유동과 충돌하면서 Breakup Mechanisms에 의해 입 자의 분열하여 지름이 감소한다. 물 입자는 두 가지 요인으로 인해 입자의 지름이 7.17% 감소함을 확인하였다. 반면 탄소 입자의 경우 물 입자에 비해 온도 증가가 높았지만, 탄소의 기화 온도는 5,000K 이상으로 상변화에 영향을 미치지 못한 다. 또한 Breakup Mechanisms는 Droplet에만 적용되므로 탄소 입자의 지름에는 영향이 미치지 않고 초기 상태의 10 µm를 유지하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 고도 20,000 ft 상공에서 순항하는 항공기의 배기가스에서 발생하는 IR 신호를 저감하기 위해서 물 입자 와 탄소 입자를 혼합하여 노즐 외부에서 분사하였다. 분사 입 자, 총 유량, 각 입자의 혼합 비율을 해석 변수로 선정하였으며, 혼합 입자의 총 유량은 배기가스 유량의 5%, 10%, 20%로 분사하였다. 입자를 분사한 경우, 배기가스 유동의 온도에 영 향을 미치는 것을 확인하였다. 입자를 분사한 경우 배기가스 중심부 온도가 최대 38K 저감되었으며, 물 입자 유량에 따라 극소한 변화가 발생하였다. 물 유량이 15%로 가장 많은 Case 4에서 냉각 효과가 가장 뚜렷하였고, 총 유량보다는 물 입자 의 유량이 배기가스 냉각 효과에 미치는 영향이 높았다. 300 ~ 450K 온도 영역인 배기가스 외측부에 대해서는 Plune 기둥 의 반경 방향으로 8.1%, Plune의 유동 방향으로 25.56%가 감 소하였다. IR 신호는 약 7.4%의 차이를 확인하였는데, 입자에

의한 중적외선 신호 차폐 효과를 고려하지 않고 냉각 효과만 을 고려하였기 때문으로 판단된다.

분사된 입자는 0.004s ~ 0.005s에 배기가스로부터 최대로 열흡수가 발생하였다. 동일한 질량과 유량을 가졌을 때, 탄소 의 질량이 높아 Injector 각도에 의해 배기가스 중심부로 물 입자에 비해 깊게 침투하였으며, 이로 인해 탄소의 열흡수가 높음을 확인하였다. 물 입자의 경우 배기가스 유동 때문에 입 자 증발과 분열이 발생하여 지름이 최대 13.9% 감소하였다.

본 연구는 중적외선 차폐효과를 고려하기 이전 입자 분사 에 따른 입자와 배기가스의 유동 특성을 도출할 수 있을 것 으로 판단된다. 액체 입자와 고체 입자를 혼합하여 분사함으 로써 배기가스의 냉각과 차폐를 통해 IR 신호 감소로 이어진 다. 입자들의 특징을 바탕으로 혼합하여 분사하였을 때 IR 신 호에 미치는 연구가 필요하며, 탄소 입자는 열흡수를 하면 Solid IR을 방출하기에, 이에 대한 분석이 요구된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 항공 피탐지 감소기술 특화연구실 사업의 일환으로 수행되었습니 다.

References

- 2012, White, J.R., Aircraft Infrared Principle, Signatures, Threats, and Countermeasures, Naval Air Warfare Center Weapons Division, USA, California.
- [2] 2021, Teague, J.R. and Schmieder, D., *The History of Forward-Looking Infrared (FLIR)*, Defense Systems Information Analysis Center(DSIAC), USA, Belcamp.
- [3] 2014, Rütten, M., Karl, S. and Lindermeir, E., "Numerical Investigation of Engine Exhaust Plume Characteristics of Unmanned Combat Air Vehicles," *AIAA* 2014-2838.
- [4] 2018, Lindermeir, E. and Rütten, M., "IR-Signature of the MULDICON Configuration determined by the IR-Signature Model MIRA," AIAA 2018-3166.
- [5] 2020, Rao, A.N. and Kushari, A., "Underexpanded Supersonic Jets from Elliptical Nozzle with Aft Deck," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.36, No.1, pp.138-152.
- [6] 2019, Noh, S.Y., Bae, J.Y., Kim, J.H., 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, pp.27-35.

- [7] 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," *The Korean Society for Aeronautical* & *Space Sciences*, Vol.49, No.8, pp.689-698.
- [8] 1992, Kraeutle, K.J., Wilson, K.J., Lee, M.J., Yu, K.H., Gutmark, E. and Schadow, K.C., "Effect of Carbon Particles and Mixing on Afterburning of Exhaust Plumes," *AIAA*-92-0767.
- [9] 1988, Weisrose, S.A., Davidson, R. and Lindner, M., "Aerosol Effects on Jet-Engine IR Radiation," *Infrared Technology XIV*, Vol.972, pp.144-160.
- [10] 2008, Guarnieri, J.A. and Cizmas, P.G., "A Method for Reducing Jet Engine Thermal Signature," *International Journal of Turbo and Jet Engines*, Vol.25, No.1, pp.1-11.
- [11] 2016, Tyagi, A. and Subbarao, P.M.V., "Feasibility Studies on Use of Water Mist for Plume Infrared Suppression," *International Journal of Engineering Invention*, Vol.5, No.3, pp.33-44.
- [12] 2014, Han, D., "Numerical Analysis on Spray Cooling of Gas Turbine Exhaust Gas," *International Journal of Transport Phenomena*, Vol.13, No.4, pp.267-276.
- [13] 2018, Ramprasad, T. and Jayakumar, J.S., "Numerical Investigation on the Effect of Cooling Water Spray on Hot Supersonic Jet," *International Journal of Pure and Applied*

Mathematics, Vol.119, No.12, pp.59-63.

- [14] 2019, Jung, S.M., Jin, J.Y. and Baek, C.W., "An Analysis of the Mass Flow Rate of Water Sprayed to Reduce IR Signature of an Exhaust Gas," *The Korean Society of Propulsion Engineers Conference*, pp.49-52.
- [15] 2020, Lee, J.W., Lee, Y.Y., Kim, J.W. and Myong, R.S., "Analysis of Characteristics of Aircraft Nozzle Flow by Injecting Water Mist," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.25, No.3, pp.102-112.
- [16] 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.
- [17] 2010, Jiang, Yi., Ma, Y., Wang, W. and Shao, L., "Inhibition Effect of Water Injection on Afterburning of Rocket Motor Exhaust Plume," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol.23, No.6, pp.653-659.
- [18] 2012, Chun, S.H., Computational Investigation of Aircraft Afterbody Flows and Plume IR Signature at Various Flight Conditions, Gyeongsang National University, Master's Thesis.
- [19] 1995, Goody, R.M. and Yung, Y.L., Atmospheric Radiation: Theoretical Basis, Oxford University Press.
- [20] 1973, Ludwig, C.B., Malkmus, W., Reardon, J.E., Thomson, J.A.L. and Goulard, R., "Handbook of Infrared Radiation from Combustion Gases," *NASA*-SP-3080.