

비행 조건에서의 입자 분사에 따른 엔진 배기플룸 냉각 및 차폐 영향성 연구

신 창 민,¹ 이 유 렬,¹ 김 재 원,² 명 노 신*¹

¹경상국립대학교 대학원 기계항공공학부

²국방과학연구소 (부설) 항공기술연구원

COOLING AND SHIELDING EFFECTS OF ENGINE EXHAUST PLUME BY PARTICLE INJECTION UNDER A FLIGHT CONDITION

C.M. Shin,¹ Y.Y. Lee,¹ J.W. Kim² and R.S. Myong*¹

¹Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering, Graduate School, Gyeongsang National University

²Aerospace Technology Research Institute, Agency for Defense Development

Cooling and shielding effects of injecting micro-scale particles into the exhaust plume of an aircraft engine flying at high speed at an altitude of 6,096 m (=20,000 ft) were studied using computational methods. A discrete phase model was used to calculate a multiphase flow composed of exhaust plume and particles (liquid water mist and solid carbon). The IR radiation of the plume incident on the particle layer was first calculated, and then the radiation absorption coefficient of the injected particles was calculated using the discrete ordinate model. Furthermore, the change of the thermal flowfield of the exhaust plume according to the particle injection flow rate and the injection material, and the cooling and shielding effects were analyzed. The transmittance of the exhaust plume IR signal passing through the particle layer was determined through the maximum absorption coefficient at each point.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 다상모델(Multiphase Model), 입자 분사(Particle Injection), 열 유동장(Thermal Flowfield), 적외선 저감(IR Suppression)

1. 서 론

전장에서 임무를 수행하는 항공기는 스텔스 기술의 유무에 따라 생존성에 크게 영향을 준다. 항공기는 레이더 탐지, 소음 및 육안 탐지 그리고 적외선 (Infrared) 신호를 통해 포착된다. 현재 적외선 탐지 기술이 집중되고 있고, IR 추적 유도 미사일은 더욱 정교하게 개발되고 있다. 그중 휴대가 가능한 MANPADS (Man-Portable Air-Defense System)의 사용에 따라 항공기 생존성이 크게 위협받고 있다.

IR 신호는 온도에 지배적이므로 온도를 감소시키는 것이 탐지되는 IR 신호를 줄이는 직접적인 방법이다. 항공기에서

Received: September 9, 2021, Revised: September 26, 2021,

Accepted: September 26, 2021.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2021.26.3.054>

© KSCFE 2021

IR 신호를 발생하는 요소들은 엔진과 노즐, 배기 플룸, 공력에 의한 표면 가열, 보조 동력 장치의 배기 플룸 등이 있다. 특히 항공기 엔진에 의한 배기 플룸이 항공기 전체에 대하여 가장 넓은 방향으로 IR 신호를 발생시킨다. 고온의 배기 플룸에 의한 IR 신호는 3 ~ 5 μm 파장 대역에서 높은 수준의 IR 신호를 방사하며, IR 유도 미사일의 주요 추적 파장 대역이다. 따라서 항공기 엔진과 노즐의 고온 영역과 엔진으로부터 생성되는 플룸을 탐지요소로부터 차폐하거나 온도를 줄이는 것이 중요하다. 비행 중 Lock-on 된 상황에서 항공기의 가장 큰 열원인 엔진을 정지시킬 경우, 발사된 IR 추적 미사일로부터 피할 수 있는 확률이 증가할 수 있다. 하지만 재시동하기 위해서는 최소 가동 회전수가 필요하며, 항공기의 기동성이 급격히 떨어져 오히려 더 위험한 상황이 될 수 있다.

이러한 이유로 후방 동체 및 노즐 형상 변형을 통해 고온의 배기 플룸을 냉각시키거나 차폐하여 IR 신호를 저감하는 연구가 진행되어왔다. Shan and Zhang[1]은 터보팬 엔진에

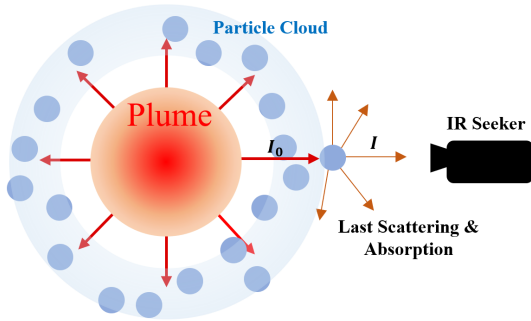


Fig. 1 Schematic of plume radiation scattered and absorbed from particles [17]

Lobed Mixer를 장착하여 노즐 내부에서 고온의 플룸과 외부 공기가 잘 혼합되게 하고 결과적으로 온도를 감소시키는 연구를 수행하였다. Rao and Kushari[2]은 노즐 출구에 After-deck을 부착하여 지대공 미사일로부터 플룸의 고온 부분을 차폐하는 연구를 수행하였다. Kang 등[3]은 배기 노즐 출구의 세장비와 곡률을 변화에 따른 형상 변형 노즐을 설계하였다. 주변의 차가운 대기와 혼합을 통해 온도가 감소하며, 이에 따른 IR 신호의 영향성을 분석하였다. Chun 등[4]은 IR 신호 분석을 위한 다양한 비행 조건에서 노즐 출구 면적을 변화시킨 형상의 열 유동장 해석을 수행하였다. Lee 등[5]은 IR 신호 저감을 위해 형상 변형을 설계한 다음, 전산 기법을 이용하여 항력 및 추력 영향성을 분석하였다. Lee 등[6]은 형상 변형 노즐의 온도 저감과 그에 따른 IR 신호 감소를 계산하였다. 노즐의 최대 면적 변화율의 위치와 비행 조건을 설계 변수로 선정하여 Double Serpentine 노즐을 설계하고 그 성능을 분석하였다. Lee 등[7]은 전산해석과 실제 실험 결과를 비교하여 노즐 열 유동장과 IR 신호 해석기법, IR 저감 설계기법의 타당성을 분석하였다.

형상 변형을 통한 IR 저감 방법은 고비용, 중량 증가, 추력 페널티 등을 고려해야 하고, 기존 항공기에는 적용하기 어려운 문제가 있다. 반면 배기 플룸에 입자를 분사할 경우, 온도 저감 및 차폐를 통해 IR 신호를 감소시킬 수 있다. Fig. 1은 입자 분사에 따른 IR 신호의 차폐 효과를 도식화하였다. 입자 분사 방식은 기존의 항공기 형상을 크게 변형할 필요가 없고, 비행 중 조종사가 능동적으로 수초 ~ 수십 초 대의 원하는 시간 동안 적용할 수 있다.

입자 분사를 통한 IR 신호 저감의 연구는 국외에서 꾸준히 진행되어왔다. Guarnieri and Cizmas[8]는 터보 제트 엔진에 물을 분사하여 고온의 배기 플룸의 냉각 영향성을 분석하는 실험을 하였다. 실험 결과, 분사된 물이 얇은 막을 생성하였고, 물 분사 전과 비교하여 최대 423 K 만큼의 온도 감소가 나타

났다. Yi 등[9]은 물 분사를 통한 로켓 엔진의 배기가스 냉각 연구를 전산해석과 실험으로 진행하였다. 전산해석 결과, 물 분사 시 최대 660 K의 온도 감소를 나타내었고, 실험 결과와 최대 약 9%의 오차를 확인하였다. Han[10]은 엔진 배기가스의 중심에서 입자의 크기, 유량, 분사 위치 등에 따른 물 분사 전산해석을 진행하여 냉각 효과를 분석하였다. 최대 200 K 만큼 온도가 감소하였고, 물 분사를 통한 온도 저감 시 입자의 크기가 중요한 변수임을 확인하였다. Weisrose 등[11]은 터보팬 엔진에 탄소 입자를 분사하는 실험을 통해 적외선 신호의 특성을 연구하였다. 바이패스 공기에 탄소 입자를 함께 분사하였고, 이때 4 ~ 5 μm 파장 대역에서 약 90%의 IR 신호가 저감되는 것을 확인하였다. 분사된 탄소 입자들로 형성되는 Aerosol Cloud를 IR 파장대의 전자기파가 전파되면서 높은 수준의 산란과 흡수가 일어나기 때문이다.

한편 국내에서는 Jung and Jo[12]는 물 분사를 통한 IR 신호 저감의 연구 동향을 분석하였다. Lee and Jung[13]은 배기가스 냉각과 IR 신호 저감을 위한 두 종류의 물 분사 장치 개념을 제시하였다. Im 등[14]은 물 분사를 통해 배관 고온의 연소 가스 온도 저감에 대한 1차원 해석을 진행하였고, 분사 유량의 변화에 따라 최대 1,167 K 만큼의 온도 감소가 가능함을 보여 주었다. Jung 등[15]은 고온의 엔진 배기가스를 효과적으로 냉각시키는데 필요한 분사 유량을 선정하기 위한 분석을 진행했다. 배기가스 최종 온도가 150 K 만큼 감소하는 분사 유량과 온도 감소량의 관계를 분석하였다. 또한 Lee 등[16]은 IR 신호 저감을 위한 터보제트 엔진의 배기가스에 물 분사하는 기법을 전산기법을 이용하여 분석하였다. 2D 모델 해석을 통해 물 분사량 범위를 선정하고, 분사 적용 유무에 따른 3D 모델 해석을 통해 배기 플룸의 유동 특성을 분석하였다. 물 분사 시 일정 유량 이상에서 배기 플룸이 비대칭과 불안정성을 보였으며, 최대 300 K 정도의 온도 감소를 확인했다.

입자 분사를 통한 항공기 IR 신호 저감에 대한 연구는 최근 증가하는 추세이다. 비행 중인 항공기에 분사 물질을 공급하는 것은 제한적이고, 다량의 물질을 적재할 시 항공기의 무게 증가에 대한 영향성과 물 분사의 경우 비행운의 생성을 고려해야 하는 단점이 있다. 또한 입자가 분사된 항공기의 추력 페널티에 대한 영향이 최소화되어야 한다. 따라서 입자 분사 적정량에 대한 심층적 연구가 필요하다.

고속 비행 중인 항공기에 대한 실제 IR 신호 및 온도 측정 실험은 고비용 및 다양한 기상 조건과 같은 변수들로 인하여 수행되기 어렵다. 또한 분사된 입자로 인한 주변의 압력 및 추력 변화 측정 등의 어려움을 고려할 때, 전산 유체 해석이 실험에 비해 유리하다. 본 연구에서는 전산해석을 통해 고속 비행 중인 항공기의 상황을 모사하고, 분사 입자, 분사 유량

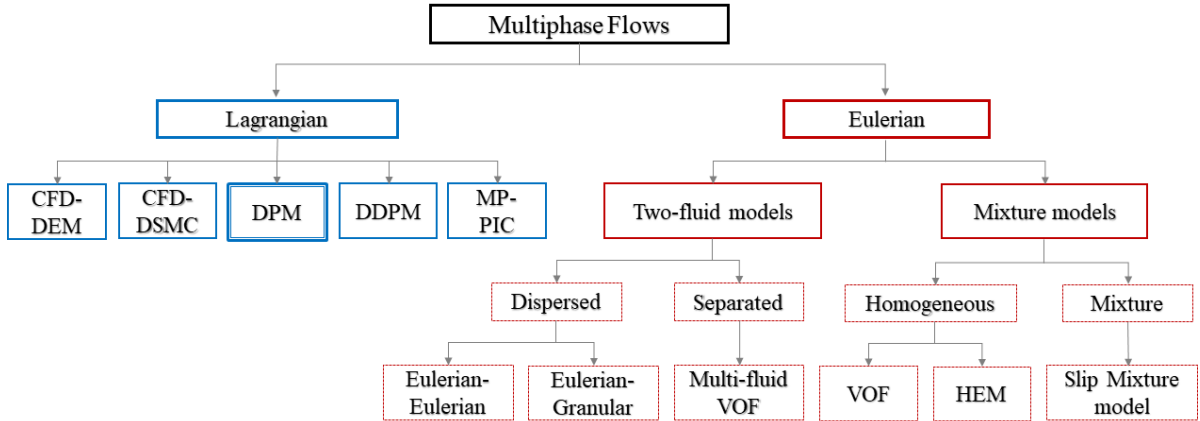


Fig. 2 Numerical models for multiphase flows [16]

을 해석 변수로 선정하여 열 유동장과 냉각 및 차폐 효과성에 대한 영향성을 확인하고자 한다.

2. 수치해석 기법

2.1 압축성 Navier-Stokes 방정식

비행 중 항공기의 노즐 내/외부 유동과 고온 배기 플룸의 고속 열 유동장을 계산하기 위해 점성 및 압축성 효과를 묘사할 수 있는 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식 기반의 CFD 코드를 사용하였다.

질량과 운동량 보존 방정식은 아래와 같이 표현된다.

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

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

여기서 ρ 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.

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

여기서 h 는 엔탈피, T 는 온도, k 는 열전도도, k_t 는 난류 전송에 의한 전도도, S_h 는 복사 열 전달 등의 추가적 열에 관련된 항을 나타낸다. 화학종의 질량 확산을 지배하는 방정식은 아래와 같다.

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

식 (4)의 Schmidt 수는 $Sc_t = \mu_t / \rho D_i$ 로 정의된다. 선형 Fick의 법칙을 사용하였다.

유동 해석은 유한체적법 (Finite Volume Method) 기반의 상용 소프트웨어인 ANSYS Fluent v.2019를 사용하였다. 수치 기법으로는 정상 (Steady)/비정상 (Unsteady) 유동 해석, 밀도기반 (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 k- ω SST (Shear Stress Transport)를 적용하였다. 이 모델은 전진적인 유동 영역에서 높은 수렴도를 보여주는 k- ϵ 모델과 벽면 근처에서 높은 정확도를 갖는 k- ω 모델을 결합하여 해석의 정확성을 확보하는 난류 모델이다.

2.2 다상 유동 해석

2.2.1 Discrete Phase 모델

엔진의 배기 플룸과 입자가 혼합된 다상 유동 해석은 Fig. 2와 같이 크게 Eulerian 방법과 Lagrangian 방법으로 나누어진다. Eulerian 방법은 입자들을 연속체로 가정하여 좌표 시스템에 대해 편미분 방정식으로 흐름 특성을 계산한다. Lagrangian은 계산 영역에 대해 운동방정식을 기반으로 각각의 입자를 추적하는 방식이다.

Eulerian-Lagrangian 모델은 다상 유동 해석의 대표적인 기법이다. 해당 연구의 항공기 배기 플룸에 대한 해석은 Eulerian 방법으로, 분사되는 입자 거동에 대한 해석은

Lagrangian 방법을 적용하는 모델이다. 두 해석을 연계하여 각 상의 경계에서 질량, 운동량, 에너지 전달을 상 간의 작용에 반영하여 해석한다.

입자를 포함한 다상 유동 해석의 경우, 입자의 밀집도에 따라 입자와 유동 간 상호작용이 달라지므로 적절한 Lagrangian 해석 모델을 적용해야 한다. 입자의 밀집도는 공간과 체적 분율을 통해 계산되며, 본 연구의 체적 분율은 10% 미만이라는 제한조건을 가지므로 Dilute 입자 유동 해석의 Discrete Phase Model (DPM) 기법을 적용했다. 분사된 수많은 입자를 Lagrangian 방법으로 각각 계산하기 위해서는 시간적 손실이 크다. 이를 위해 DPM 기법은 입자의 크기, 속도, 온도 등 동일 특성에 대한 입자들을 묶어서 계산하는 단위인 Parcel을 적용한다.

2.2.2 DPM 기법을 통한 입자 유동 계산

본 연구에서는 입자 분사 유동에 DPM 기법을 적용하였다. 연속체 상의 유동을 계산하고, 입자를 투입하여 이산 상의 거동을 해석한다. 각 상의 경계에서 질량, 운동량, 에너지 전달을 계산하여 상 간의 작용을 해석한다. 또한 유동장 내 입자의 위치는 각 Time-step에서의 계산이 완료된 후 Update 된다.

연속체 내에 존재하는 입자는 구형으로 가정하며, 입자의 x 방향 운동방정식은 아래와 같이 계산된다.

$$\frac{d\mathbf{v}_p}{dt} = F_D(\mathbf{v} - \mathbf{v}_p) + \mathbf{g}_x \frac{(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + \mathbf{f}_x \tag{5}$$

$$F_D = \frac{18\mu}{\rho_p d_p^2} \frac{C_D Re}{24} \tag{6}$$

식 (5)의 \mathbf{v} , ρ , d 는 각각 유동의 속도, 밀도, 입자의 지름을 나타내고, 아래 첨자 p 는 입자임을 나타낸다. μ 는 점성계수, F_D 는 단위 입자에 작용하는 항력에 관련된 항으로 단위는 1/sec이다. \mathbf{g}_x 는 중력가속도를 나타내고, \mathbf{f}_x 는 유동의 밀도가 액적의 밀도보다 높을 때 단위 입자에 추가로 작용되는 항이다.

$$Re = \frac{\rho D_p |\mathbf{v}_p - \mathbf{v}|}{\mu} \tag{7}$$

$$C_D = a_1 + \frac{a_2}{Re} + \frac{a_3}{Re^2} \tag{8}$$

입자에 대한 Re 는 상대 레이놀즈수로 식 (7)과 같이 표현되고, C_D 는 입자의 항력 계수로 식 (8)로 표현되며 a_1, a_2, a_3 은

Re 의 범위에 따라 구형 입자에 적용되는 상수이다.

2.2.3 입자의 질량 및 온도 변화

분사되는 입자는 고온의 배기가스와 만나고, 이로 인해 열 전달이 일어난다. 물 입자의 경우 기화가 발생하며, 이때 질량 변화는 아래와 같은 식으로 간단히 표현된다.

$$\frac{dm_p}{dt} = -N_i A_p M_{w_i} \tag{9}$$

$$N_i = k_c (C_{i,s} - C_{i,INF}) \tag{10}$$

A_p 는 액적의 표면적을 나타내고, M_{w_i} 는 화학종에 따른 분자량을 나타낸다. N_i 는 수증기의 몰 유량, 즉 기화율을 나타낸다. k_c 는 질량 변화 계수를 나타내고, $C_{i,s}$, $C_{i,INF}$ 는 각각 액적 표면과 플룸에 대한 증기 농도를 나타내며 다음과 같이 정의된다.

$$C_{i,s} = \frac{P_{sat}(T_p)}{RT_p} \tag{11}$$

$$C_{i,\infty} = \frac{P_{operating}}{RT_\infty} \tag{12}$$

$$N_i \propto \frac{T_{INF} - T_p}{T_{INF} T_p} \tag{13}$$

식 (11), (12)의 $P_{sat}(T_p)$ 와 $P_{operating}$ 을 상수로 가정하면, N_i 는 온도에 대해 식 (13)과 같은 관계성을 가진다. 여기서 T_{INF} , T_p 는 각각 유동과 입자의 온도를 나타낸다.

$$\frac{dr_p}{dt} = -\frac{1}{\rho_p} N_i M_{w_i} \tag{14}$$

식 (9)를 정리하면 식 (14)와 같이 간단히 나타낼 수 있다. 또한 $(1/\rho_p)M_{w_i} = const.$ 로 가정하면 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{dr_p}{dt} = f\left(\frac{T_p - T_{INF}}{T_p T_{INF}}\right) \tag{15}$$

식 (15)에 따라 액적의 질량 변화의 주요 인자는 입자의 크기와 온도인 것을 확인할 수 있다. 아래는 열적 평형에 따른 액적의 온도 변화를 나타낸다.

$$m_p c_p \frac{dT_p}{dt} = h A_p (T_\infty - T_p) + \frac{dm_p}{dt} h_{fg} + \epsilon_p A_p \sigma (\theta_R^4 - T_p^4) \quad (16)$$

여기서 c_p 는 액적의 열용량을 나타내고, h 는 대류열전달 계수, h_{fg} , ϵ_p , θ_R , σ 는 잠열, 입자의 방사율, 복사 온도, Stefan-Boltzmann 상수를 각각 나타낸다. 우측의 세 항은 차례로 액적의 열전도, 기화, 열복사를 나타낸다. 탄소 입자의 경우 배기가스 출구 온도인 약 440 K에서 상변화가 발생하지 않는다. 따라서 탄소 입자의 경우, 질량 변화 항은 고려되지 않는다.

분사되는 입자 중 물 입자는 노즐의 배기가스로 인해 기화 및 분열된다. 분열된 입자의 적절한 해석을 위해 높은 Weber 수 ($We > 100$) 유동에 적합하고, Kelvin-Helmholtz 불안정성에 기반을 둔 Wave Model을 적용한다.

$$We = \frac{\rho_p v_p^2 d_p}{\sigma_s} \quad (17)$$

Weber 수는 액적의 표면장력에 대한 유체의 상대적인 관성을 나타내는 수로, 식 (17)과 같이 표현된다. 여기서 ρ_p 와 d_p 는 각각 입자에 대한 밀도와 지름이고, v_p 는 액적 및 입자의 속도이고, σ_s 는 표면장력이다.

2.2.4 분사 입자와 배기 플룸의 유동 관계

분사되는 입자가 배기 플룸 유동에 미치는 영향은 Stokes Number를 통해 판단될 수 있다. Stokes Number는 입자 반응 시간(τ_r)과 유동 반응시간(t_{ref})의 비로 나타낸다.

$$\text{Stokes Number} = \frac{\tau_r}{t_{ref}} \quad (18)$$

여기서 $\tau_r = \rho_p d_p^2 / 18\mu_g$ 이며, μ_g 는 Gas의 동점성 계수이다. $t_{ref} = L_{ref} / U_{ref}$ 는 특성 길이와 특성 속도로 정의된다. Stokes Number가 1보다 작다는 것은 입자 반응시간보다 유동의 반응시간이 더 큰 것을 나타낸다. 이 경우 유동은 입자 거동에 마찰저항이나 난류로 영향을 주지만, 입자 거동은 유동에 영향을 주지 않는 One-way Coupling으로 작용한다. 또한 입자의 Stokes Number가 1보다 크면 Two-way Coupling으로써 유동은 입자 거동에 영향을 주고, 입자들도 유동의 질량, 운동량, 에너지 방정식 등의 영향을 주도록 작용하게 계산된다. Fig. 3와 같이 본 연구의 분사 입자의 크기는 10 μm 로, 물과

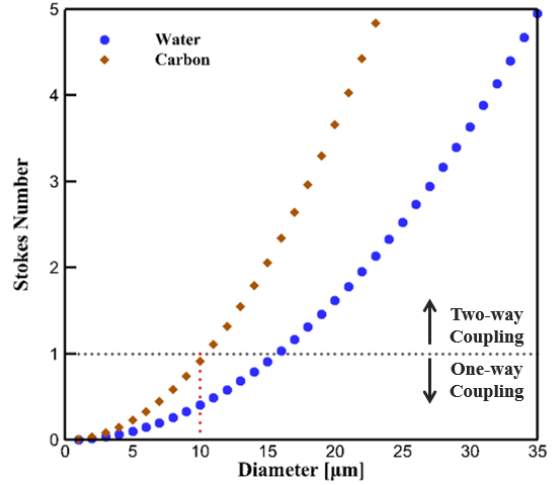


Fig. 3 Stokes number according to the size of water droplet and carbon particle

탄소 입자의 Stokes Number는 각각 0.4와 0.9로 계산되어 One-way Coupling으로 적용된다. 탄소 입자의 밀도는 물 입자에 비해 2배 높기 때문에 동일한 입자 크기에도 탄소 입자의 Stokes Number가 물에 비해 크다.

2.3 입자에 의한 플룸 Radiance 흡수

산란하지 않고 흡수와 방출을 하는 경우 배기 플룸의 Radiance 전달 방정식은 직선상의 일정한 요소에 대해 분자모델과 흡수 계수에 대한 통계표를 사용하여 아래와 같이 계산할 수 있다[18,19].

$$i'_\lambda(l) = i'_{\lambda,w} e^{-\tau_\lambda(l)} + \int_0^{\tau_\lambda(l)} i_{b,\lambda}(l^*) e^{-(\tau_\lambda(l) - \tau_\lambda(l^*))} d\tau_\lambda(l^*) \quad (19)$$

$$\overline{i_\lambda(l)} = \frac{1}{4\pi} \int i'_\lambda(l) d\omega \quad (20)$$

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

식 (19), (20)을 이용하여 열 유동장 해석 결과를 바탕으로

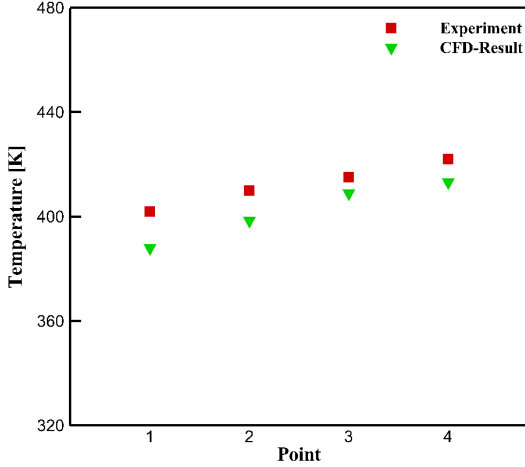


Fig. 4 Comparison between experimental and CFD results

도출한 플룸 영역 특정 지점에 대한 온도 및 대기 성분의 분압 값 등을 입력하여 플룸으로부터 방출되어 분사된 입자 Cloud로 입사되는 Radiance를 계산할 수 있다[20]. 한편, 식 (19)를 Solid Angle w 에 대하여 적분하면 평균 Spectral Radiance를 식 (20)과 같이 계산할 수 있다.

Optical Thickness는 배기 플룸의 복사 에너지가 대기 및 입자를 통과하면서 흡수에 의해 감쇄되는 강도를 나타내고, κ_λ 는 흡수 계수이다. 시뮬레이션 해석 설정으로는 FVM 해석과 Discrete Ordinate (DO) 모델을 통해 분사된 입자로 인한 Radiation 및 흡수 계수를 계산할 수 있다. DO 모델은 복사 전달 방정식 (Radiative Transfer Equation)을 계산하는 모델 중 하나로 방사 강도의 변화율, 흡수, 방출, 산란을 계산하며, 아래와 같이 표현된다[21].

$$\begin{aligned} \nabla \cdot (I_\lambda(\mathbf{r}, \mathbf{s})\mathbf{s}) + (\kappa_\lambda + \sigma_s)I_\lambda(\mathbf{r}, \mathbf{s}) \\ = \kappa_\lambda I_{b\lambda} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I_\lambda(\mathbf{r}, \mathbf{s}')\Phi(\mathbf{s} \cdot \mathbf{s}') d\Omega' \end{aligned} \quad (21)$$

여기서 \mathbf{r} 과 \mathbf{s} 는 각각 Position Vector와 Direction Vector를 나타내고, \mathbf{s}' 는 산란된 Direction Vector이다. 또한 $I_{b\lambda}$ 는 Black body Intensity이고, Φ 와 Ω' 는 각각 Phase 함수와 입체각을 나타낸다.

2.4 다상 유동 해석 기법 검증

본 연구에서 다상 유동 기법인 DPM 모델을 사용해 입자 분사를 하였다. 사용된 해석 모델을 검증하기 위해 Yi 등[9].이 수행한 실험을 전산해석을 통해 수행했다. 해당 연구는 로켓 모터에서 발생하는 배기 플룸에 물을 분사하여 냉각 효과

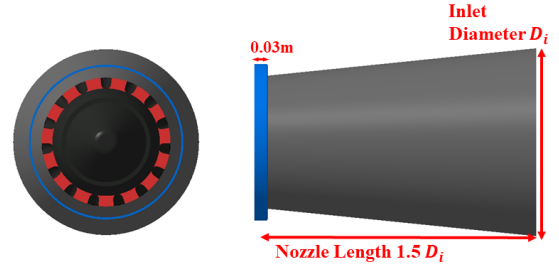


Fig. 5 Geometries of nozzle with injector

를 로켓 모터로부터 1.75 m의 떨어진 위치에서 온도를 측정했다. Yi 등이 수행한 실험을 DPM을 통하여 동일한 전산해석을 수행해 측정 지점의 온도를 Fig. 4에 나타냈다. 로켓 모터의 배기가스 온도는 약 3,000 K의 온도를 가지며, 물 분사 온도는 300 K을 가지는 상황을 모사했다. Fig. 4의 온도결과를 확인할 경우, 최대 3.5% 이내의 오차를 확인했다. 배기가스 온도가 가장 높은 위치에서 결과 값을 비교할 경우, 약 1.5%의 오차가 발생하여 높은 정확성을 확인했다.

3. 형상 모델링 및 경계조건

3.1 엔진 노즐 및 입자 분사 장치

본 연구의 배기 플룸 열 유동장 해석은 터보팬 엔진을 모델로 하였고, 입자 분사 장치 형상은 Fig. 5와 같다. 해당 엔진은 고 바이패스 엔진이며, 차가운 바이패스 공기와 고온 엔진의 배기가스의 혼합을 위해 Lobed Mixer를 장착하여 해석을 수행하였다. 노즐의 입구 지름(D_i)은 0.468 m이며, 노즐의 길이는 입구 지름의 1.5배로 선정했다.

입자 분사 장치는 노즐 내부의 입자 고착 및 증기압으로 인한 추력 페널티를 고려하여 노즐 외부에서 분사되도록 설계하였다. 분사되는 입자의 방향은 입자 분사를 통해 차폐를 목적으로 배기 플룸의 평행한 방향이 되도록 설계하였다. 분사 장치는 엔진 노즐의 출구 중심으로부터 길이 0.3 m만큼 떨어진 위치에서 분사 출구의 폭은 0.005 m으로 분사하도록 설계하였다.

3.2 격자 계 및 경계조건

전산해석을 수행하기 위한 격자 계는 Polyhedral 격자를 이용하여 Fig. 6와 같이 생성했다. 해석의 정확성을 위해 노즐 내부, 배기가스 및 입자 분사 영역에 BOI (Body of Influence)를 이용하여 격자 조밀성을 증가시켰다. 해석 유동장의 크기는 입구 지름의 약 20배의 크기를 가지도록 하여, 격자 수 480만 개로 구성했다.

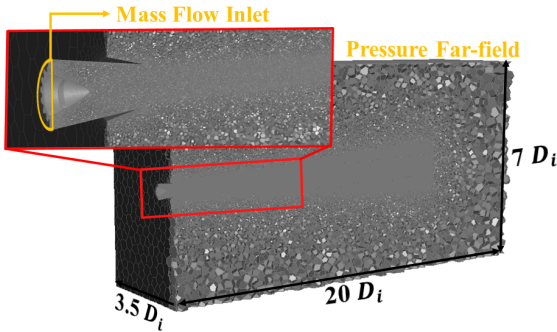


Fig. 6 Computational grids and boundary conditions

Table 1은 해석에 적용된 경계조건 및 해석조건을 나타내었다. 대기 조건은 국제 표준 대기표를 활용하여 해당 고도에 서의 압력 및 온도를 이용하였다[22]. Core에서 유입되는 유동은 N_2 74%, H_2O 13%, CO_2 13%의 몰 비율을 가지도록 하여 Soot가 없는 완전 연소로 가정하였다.

항공기의 최대 항속거리와 항속시간 효율을 증가시키기 위해 항공기의 무게를 줄이는 것이 중요한 요소이다. 따라서 동일 입자 및 유량에 따라 IR 신호 저감 및 차폐 효과에 대한 최적의 분사량을 찾는 것이 중요하다. 입자 분사 해석은 DPM 기법을 통해 시간 간격에 따라 비정상 상태 유동으로 계산을 진행하고, 분사되는 시간은 총 5초로 선정하였다. 이는 마하 0.7의 항공기가 입자를 분사하면서 약 1.2 km를 비행할 수 있는 시간이다.

본 연구에서는 물과 탄소 입자를 분사 입자로 선정하였고, 입자의 크기를 10 μm 로 분사하였다. 또한 분사되는 유량을 주요 변수로 지정하였고, 항공기 노즐 전체 유량의 각각 5, 10, 20%의 값으로 선정하였다[16].

Table 1 Boundary conditions

Cruise condition (6,096 m)		
Free-stream	Pressure [Pa]	46,563
	Temperature [K]	248.5
	Mach	0.7
Particle injector	Particle material	Water, carbon
	Particle diameter [μm]	10
	Velocity [m/s]	50
	Temperature [K]	248.5
	Time-step [s]	0.005
Core inlet	Flow rate [kg/s]	3.5
	Temperature [K]	798.1
	Pressure [Pa]	88,625
Bypass inlet	Flow rate [kg/s]	10.51
	Temperature [K]	321.3
	Pressure [Pa]	94,602
Wall	No-slip, adiabatic	

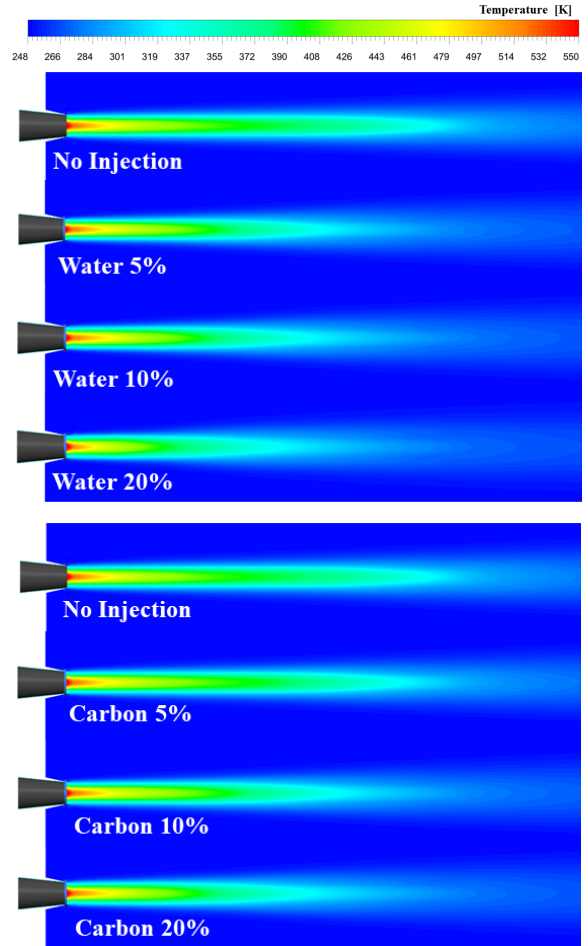


Fig. 7 Temperature distribution for different particle injecting conditions

4. 입자 분사에 따른 해석 결과

4.1 입자 분사에 따른 유동 해석 및 냉각 효과 분석

분사 입자와 유량 변화에 따른 항공기 배기 플룸의 영향성 해석을 분석하였다. 입자 분사에 대한 추력 페널티는 최대 0.01%의 차이를 확인했으며, 분사에 따른 추력 영향성은 없는 것으로 판단하였다.

Fig. 7은 분사 조건에 따른 온도 분포를 나타낸다. 탄소 입자 분사보다 물 입자의 분사가 온도 냉각에 많은 영향을 미치는 것을 확인할 수 있다. 입자 분사를 통해 전체적인 배기 플룸의 길이가 줄어든 것을 확인할 수 있다. 배기 플룸의 길이 변화는 350 K의 온도 영역에 대하여 분석했다. 350 K 이하에서는 낮은 IR 신호가 발생하고, 350 K의 온도가 배기 플

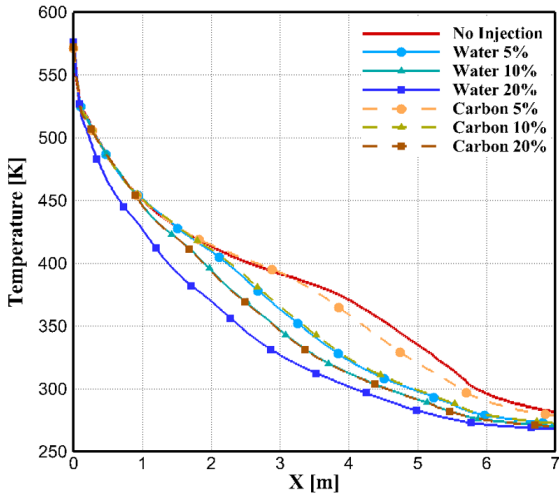
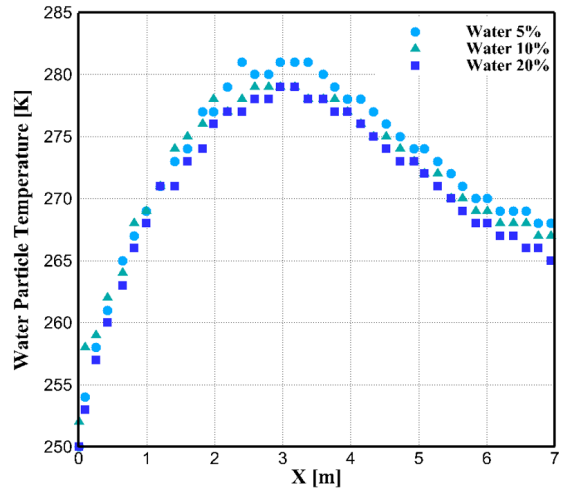


Fig. 8 Axial temperature distribution

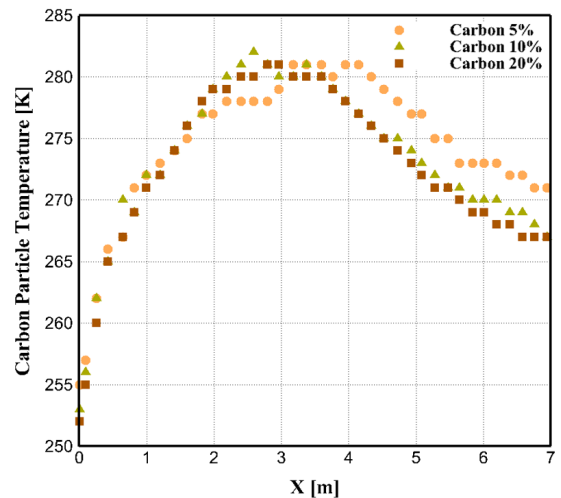
름 온도에 대해 절반 이상의 비중을 차지한다. 분사하지 않았을 때, 배기 플룸의 최대 길이가 약 4.6 m이었다. 최대 감소가 발생하는 물 분사 유량 20%에서 350 K의 영역의 길이가 최대 2.4 m로 41% 감소하였다. 탄소 분사의 경우 유량 20%에서 최대 감소를 보였고, 2.9 m로 약 32% 변화하였다. 차가운 대기로 냉각된 배기 플룸은 입자를 통해 냉각이 한 번 더 이루어진다.

Fig. 8은 노즐 출구(X = 0)에서부터 축 방향의 온도 분포를 나타낸다. 입자 분사하지 않을 때, 4.6 m까지 온도 350 K의 영역을 차지하는 것을 확인하였다. 따라서 해당 영역 이상의 온도를 저감시키는 것이 배기 플룸의 온도를 냉각시키는 데 효과적이며, 이를 통해 열원에서 방출되는 IR 신호를 저감시킬 수 있다.

Fig. 8에서 물 분사 유량 20%의 경우, 출구로부터 가장 짧은 거리에서 냉각하기 시작한다. 분사한 물 유량 5%와 탄소 유량 10%의 온도 저감 경향성은 비슷하였고, 분사한 물 유량 10%와 탄소 유량 20% 또한 경향성이 비슷한 것을 확인할 수 있다. 두 입자 모두 분사 유량이 증가할수록 플룸 길이가 줄어들었지만, 선형적으로 감소하지 않았다. 분사 전과 비교하여, 물 분사 유량 20%일 때 3.8 m 지점에서 가장 큰 온도 차이를 보였으며, 약 70 K의 온도 저감을 확인하였다. 탄소 입자 분사 보다 물 입자 분사에서 배기 플룸의 냉각 효과가 크게 나타났다. 그리고 물 분사 유량 5%에서 350 K의 영역이 약 9.4% 차이가 생겨, 평균적으로 1%가 증가할 때 약 1.88%씩 감소하였다. 이에 반해 물 분사 유량 10%의 경우 14.3% 만큼 길이가 줄어들어, 평균적으로 1%가 증가할 때 약 1.43%씩 감소하였다.



(a) Water



(b) Carbon

Fig. 9 Axial temperature distribution of particles

분사 전과 비교하여 가장 적은 냉각 영향성을 보인 경우는 350 K 영역의 길이가 7.1% 감소한 탄소 입자의 분사 유량 5%이다. 350 K 영역의 길이 변화는 분사 유량 5% ~ 10%에서 17.5% 만큼 감소했다. 이 범위에서 평균적으로 1%씩 증가할 때, 약 3.5%씩 감소한다. 유량 10% ~ 20%에서 10.8%의 차이를 보였으며, 이 범위에서는 약 1% 증가하면 1.08%씩 영역의 길이가 줄어든다. 유량 변화에 따라 큰 변화를 보인 경우는 탄소 분사 유량 5% ~ 10%였다.

5% 분사 유량 기준, 탄소 입자 분사와 비교하여 물 입자 분사가 350 K 영역의 길이가 약 18.6% 만큼 더 짧았다. 또한 분사 유량 10% 분사 시, 물 분사의 경우에서 약 10.5% 만큼

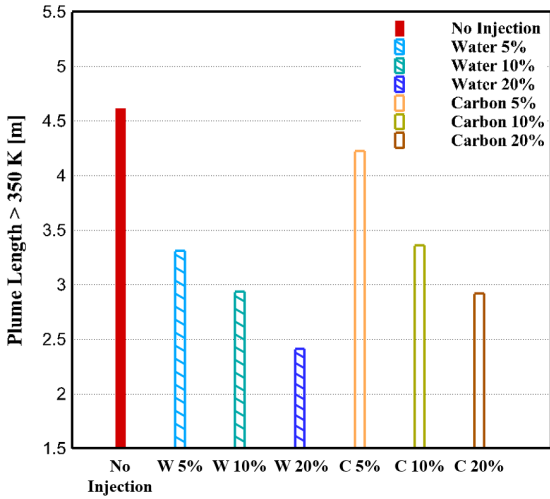


Fig. 10 Comparison of plume length defined by surfaces with temperature 350K

더 짧게 확인되었다. 분사 유량 20%의 경우, 물 입자 분사에서 약 14%의 더 큰 감소 차이를 확인하였다.

Fig. 9은 노즐 유동 진행 방향(X)의 분사된 입자 온도를 나타낸다. 분사 직후 두 입자 모두 최대 282 K까지 온도가 증가된다. 물 분사 유량 20%가 비교적 낮은 온도를 나타냈다. 탄소 또한 열을 흡수하여 온도가 증가했으며, 이 과정에서 배기 플룸이 냉각된 것으로 판단된다. 약 3 m까지 입자의 온도가 지속적으로 증가하며, 3.3 m까지 온도를 유지하고 이후 감소된다. 3 m까지 분사된 탄소와 물 입자가 열을 흡수하고, 이 과정에서 분사되지 않는 경우보다 빠르게 냉각된다.

Fig. 10은 분사 입자 및 유량 변화에 따른 350 K 영역의 최대 길이를 나타낸 것이며, 물 5%와 탄소 10%, 물 10%와 탄소 20%의 350 K 영역의 최대 길이가 비슷한 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 냉각 효과를 위해 동일 분사 유량을 항공기에 적재할 시 물의 효율이 좋은 것을 확인할 수 있다.

4.2 입자에 의한 Radiation 차폐 효과

입자 분사에 따라 배기 플룸의 차폐 효과를 분석하였다. Fig. 11은 분사된 입자의 온도 분포를 나타낸 것이며, 이를 통해 분사된 이후 분사 방향과 평행하게 유지하며, 플룸 주변을 감싸는 것을 확인할 수 있다. 분사된 입자들을 Cloud로 가정하여 배기 플룸으로 인한 Incident Radiation과 흡수 계수를 통해 투과율을 계산할 수 있다.

$$I = I_0 e^{-\tau_\lambda} \tag{22}$$

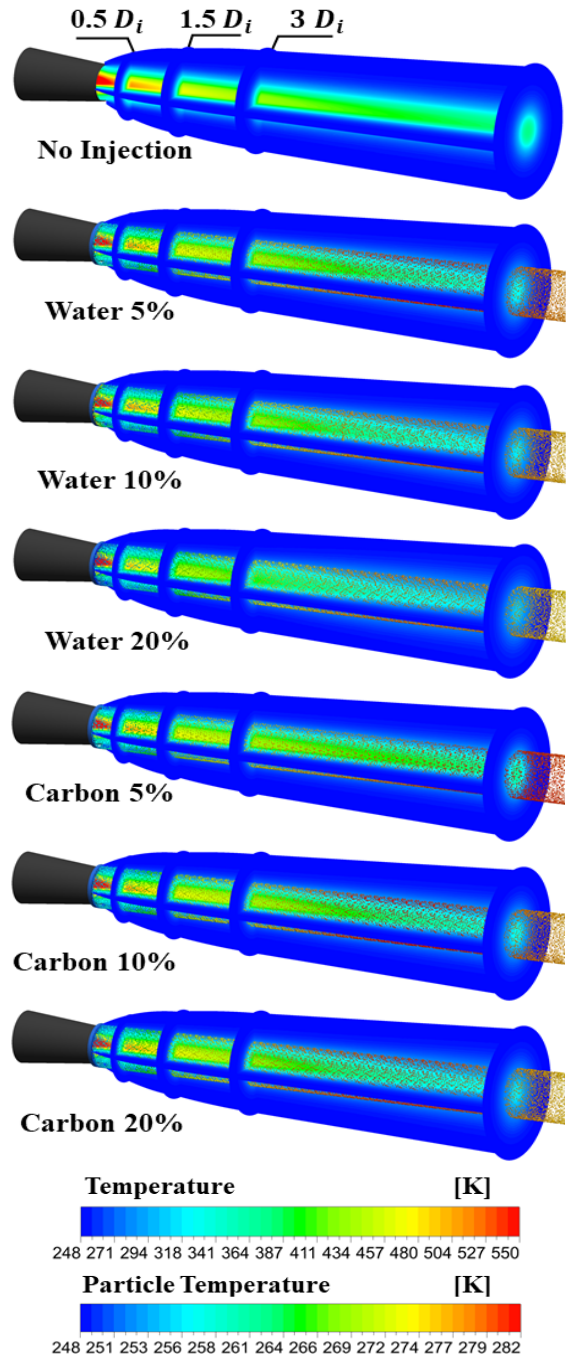
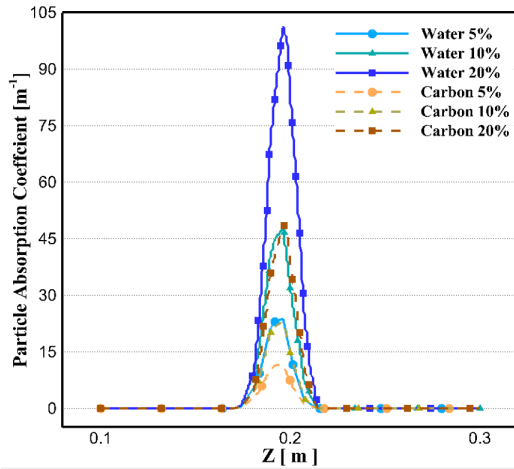
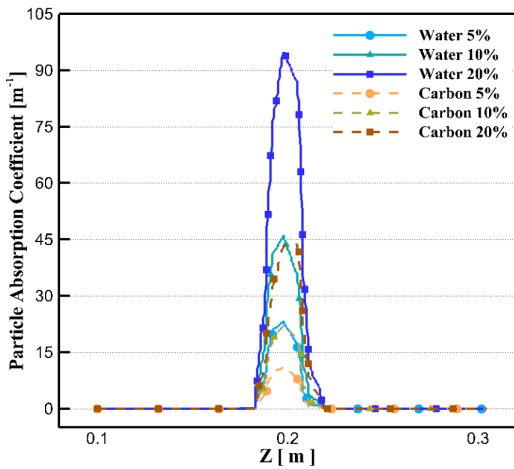


Fig. 11 Continuous phase and particle temperatures

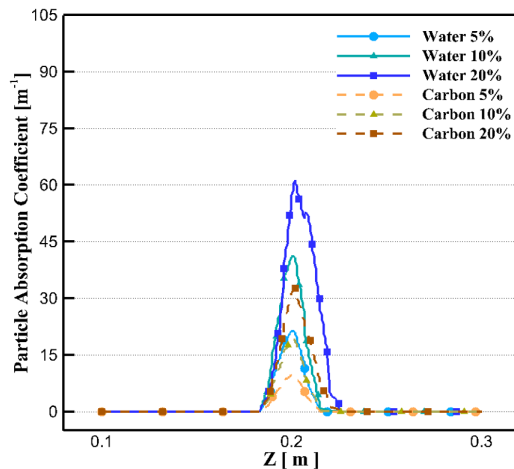
$$\tau_\lambda = \int_0^s \kappa_\lambda ds \tag{23}$$



(a) $0.5D_i$



(b) $1.5D_i$



(c) $3D_i$

Fig. 12 Particle absorption coefficient at different position

Beer-Lambert Law에 따라 분사된 입자의 Cloud에 대한 Radiation의 투과되는 강도(I)는 식 (22)와 같이 나타내고, I_0 는 입사되는 Radiation 강도이며, 식 (23)의 s 는 분사된 입자로 인한 Cloud의 특성길이를 나타내며, τ_λ 는 Cloud에 따라 흡수되는 정도인 Optical Thickness를 나타낸다. 해석 결과, Cloud 특성 길이는 약 0.04 m의 길이를 확인했다. 식 (22)와 (23)을 통해 흡수 계수가 높을수록 I 의 강도가 낮아진다는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 11에서 중간 Plane은 노즐 출구에서부터 각각 $0.5D_i$, $1.5D_i$, $3D_i$ 지점을 나타낸다. $0.5D_i$ 는 약 0.9 m로, Fig. 7에서 확인할 수 있듯이, 물 분사 유량 20%에서 냉각이 시작되는 지점이다. 또한 $1.5D_i$ 는 물 분사 유량 10%와 탄소 분사 유량 20%가 냉각되는 지점이며, $3D_i$ 는 물 분사 유량 5%와 탄소 분사 유량 10%가 냉각되는 지점이다. 배기 플룸으로부터 떨어진 거리에서 입자의 분포에 따라 흡수 계수를 확인하고자 해당 지점 내 길이 0.2 m의 Line에 대한 Sample 데이터 추출 하였고, 이를 통해 Table 2와 Fig. 12를 분석하였다.

Table 2는 각 지점에서 입자의 최대 흡수 계수를 나타낸 것이다. 출구로부터 가까울수록, 유량이 증가할수록 흡수 계수가 높았다. 또한 분사된 입자의 유동 흐름 방향으로 이동하면서 확산하게 되고, 이에 따라 흡수 계수가 감소하게 된다. 이때, 분사 유량이 증가할수록 흡수 계수가 선형으로 증가하는 경향성을 확인하였다. 각 지점에서 해석을 통해 계산된 입사 Radiation의 최대 강도와 Table 2의 값을 이용하여 흡수율을 계산하였고, Table 3에 나타내었다. $1.5D_i$ 에서 물 분사 유량 20%일 때, 98.3%의 가장 큰 흡수율을 확인하였다.

Fig. 12는 각 지점의 0.2 m 길이에 대한 흡수 계수 데이터를 추출하였고, 분사된 입자 Cloud에 대한 흡수를 확인할 수

Table 2 Maximum particle absorption coefficient at different position

Absorption coefficient (m^{-1})		$0.5D_i$	$1.5D_i$	$3D_i$
Water	5 %	23.7	23.2	21.3
	10 %	48.0	46.1	41.2
	20 %	101.4	94.9	61.3
Carbon	5 %	11.6	10.9	9.7
	10 %	23.1	22.1	19.0
	20 %	48.8	43.7	32.6

Table 3 Absorption rate according to position

Absorption rate		$0.5D_i$	$1.5D_i$	$3D_i$
Water	5 %	61.3	60.4	57.4
	10 %	85.3	84.1	80.7
	20 %	98.3	97.7	91.4
Carbon	5 %	37.0	35.4	32.0
	10 %	60.3	58.7	53.2
	20 %	85.8	82.6	72.8

있다. 분사 유량이 증가함에 따라 두 입자 모두 흡수 계수가 증가하였다. $0.5D_i$ 와 $1.5D_i$ 에서 물 유량 5%와 탄소 유량 10%의 차이가 미미했고, 물 유량 10%와 탄소 유량 20%의 경향이 비슷했다. 또한 $3D_i$ 지점에서 두 입자의 분사 유량 20%에서 흡수 계수가 비교적 크게 감소했다. 입자의 유동이 진행됨에 따라 입자는 확산하게 되고, 추가적으로 물 입자는 기화가 발생한다. 이에 따라 입자 간의 거리와 입자의 크기 변화에 따라 흡수 계수가 감소한다.

탄소 입자의 밀도가 물 입자의 밀도에 비해 2배 크기 때문에 동일 분사 유량에서 입자를 분사하는 경우, 단위 부피 당 입자의 개수가 차이 난다. 따라서 물 입자의 흡수율은 탄소보다 높은 경향성을 보였다. 이를 통해 동일 유량에서 물 입자가 탄소 입자보다 큰 흡수를 나타냈고, 유량의 증가를 통한 차폐 효과성을 확인하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 6,096 m (=20,000 ft) 고도에서 고속으로 비행하는 항공기 엔진의 배기 플룸에 액체와 고체 입자를 Inject 시켰을 때의 냉각과 차폐 효과를 전산 기법으로 연구하였다. 분사 입자, 분사 유량을 해석 변수로 선정하였고, 이에 따른 열 유동장 영향성을 먼저 분석하였다. DO 모델을 적용하여 분사된 입자 Cloud의 흡수를 계산하였고, 각 지점에서의 최대 흡수 계수를 통해 입자를 통한 흡수율을 나타냈다. 이를 통해 입자 분사를 통한 배기 플룸의 냉각 및 흡수의 차폐 효과성을 분석하였다.

입자 분사 결과, 물과 탄소 모두 배기 플룸의 온도 저감을 확인하였다. 분사하는 입자 유량을 증가시킬수록 배기 플룸의 온도가 저감되었다. 물과 달리, 탄소 입자 분사는 변화의 폭이 적었으며, 분사 유량이 물 5%와 탄소 10%, 물 10%와 탄소 20%일 때 온도 저감 경향성이 비슷하게 나타났다. 물의 유량 20%에서 노즐과 가까운 지점에서 가장 빠른 냉각이 이루어졌으며, 가장 많은 냉각 효과를 확인하였다.

물과 탄소 입자 모두 분사 직후 배기 플룸의 열을 흡수하여 냉각이 이루어진다. 이에 따라 배기 플룸의 일정 지점에서 분사된 입자의 흡수 계수와 입사되는 Radiation의 강도를 확인하여 분사된 입자 Cloud를 통과한 흡수 Radiation을 계산하였다. 노즐 출구로부터 뒤쪽으로 진행될수록 흡수 계수가 감소하였다. 또한 물 입자가 탄소 입자보다 전체적인 최대 흡수 계수가 높았고, 두 입자 모두 유량이 증가할수록 최대 흡수 계수가 증가하였다. 분사된 입자 Cloud로 입사되는 Radiation과 입자 Cloud를 투과한 Radiation의 투과율을 분석하였다. 그 결과 노즐 출구로부터 가까운 지점에서, 많은 유량일수록 투

과되는 양이 낮게 확인됐다.

입자 분사를 통한 IR 신호가 저감 방법은 배기 플룸의 냉각과 방사되는 양의 감소로 이루어질 수 있다. 분사하는 입자 물질 및 입자의 크기 등을 변화시키고, 밀도를 기준으로 입자의 개수를 고정한 다음 최적 분사 농도를 분석할 필요가 있다. 또한 배기 플룸에 입자가 분사하는 각도에 따라 냉각과 차폐 경향성이 달라질 수 있으므로, 이에 대한 분석이 추가로 요구된다.

후 기

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

Reference

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] 2013, Kang, D.W., Kim, J.Y., Myong, R.S. and Kim, W.C., "Computational investigation of the effect of UAV engine nozzle configuration on infrared signature," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.41, No.10, pp.779-787.
- [4] 2011, Chun, S.H., Yang, Y.R., Moon, H., Myong, R.S. and Cho, T.H., "Computational investigation of nozzle flowfields at various flight conditions for aircraft infrared signature analysis," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.16, No.3, pp.15-21.
- [5] 2018, 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, pp.77-85.
- [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," *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] 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.1-12.
- [9] 2010, Yi, J., Yanli, M., Weichen, W. and Liwu, S., "Inhibition effect of water injection on afterburning of rocket motor exhaust plume," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol.23 No.6, pp.653-659.
- [10] 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.
- [11] 1998, Weisrose, S.A., Davidson, R., Lindner, M., Jacobson, S. and Wallace, J., "Aerosol effects on jet-engine IR radiation. in infrared technology XIV," *International Society for Optics and Photonics*, Vol.972, pp.144-160.
- [12] 2018, Jung, S.M. and Jo, H.N., "Recent studies in IR signature suppression using water spray," *The Korean Society of Propulsion Engineers*, pp.411-415.
- [13] 2019, Lee, C.H., and Jung, S.M., "Conceptual design of a water spray system for reducing IR signature of exhaust gas," *The Korean Society of Propulsion Engineers Conference*, pp.717-720.
- [14] 2015, Im, J.H., Kim, M.H. and Kim, Y.R., "1-D Analysis for water spray cooling of exhaust gas in combustor test facility," *The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.19, No.1, pp.61-67.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 2019, Seok, I.C., Lee, C.M. and Hahn, J.W., "Theoretical analysis of the lock-on range of a man-portable air defense system under foggy conditions with the radiative-transfer equation," *Korean Journal of Optics and Photonics*, Vol.30, No.1, pp.1-7.
- [18] 1995, Goody, R.M. and Yung, Y.L., *Atmospheric Radiation: Theoretical Basis*, Oxford University Press.
- [19] 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*.
- [20] 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.
- [21] ANSYS FLUENT Theory User's Manual v19.1.
- [22] 1975, Standard Atmosphere, ISO 2533:1975, International Organization for Standardization.