

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.9.737>

입자에 의한 항공기 플룸의 열복사 가열에 관한 연구

고건영*, 이경주**, 이성남***, 김원철****, 백승욱**, 김만영*

Investigation of the Radiative Heating from Aircraft Plume with Particles

Gun Yung Go*, Kyung Joo Yi**, Sung Nam Lee***, Won Cheol Kim****, Seung Wook Baek** and Man Young Kim*

ABSTRACT

The finite volume method for radiation is applied for the analysis of radiative base heating by SE and PE of the aircraft exhaust plume. The exhaust plume is considered as an absorbing, emitting, and scattering medium, while the base plane is assumed to be cold and black. The radiative properties of non-gray gases are obtained through the WSGGM, and the particle is modelled as spheres. The present method is validated by comparing the results with those of the backward Monte-Carlo method and then the radiative base heating characteristics are analyzed by changing such various parameters as particle concentration, temperature, and scattering phase function. The results show that the radiative heat flux coming into the base plane decreases with altitude and distance, but it increases as the particle temperature increases. The forward scattering of particles increases PE while it decreases SE.

초 록

유한체적법을 이용하여 설정된 가상의 노즐 조건에 따라 비행체 배기플룸의 SE와 PE에 의한 열복사 저부가열 해석 연구를 수행하였다. 저부면에서의 복사열유속을 얻기 위해 배기플룸은 흡수, 방사 및 산란하는 매질을 고려하였다. 저부면은 차가운 흑체이고 비회색가스와 입자의 복사 물성치는 회색가스가중합법(WSGGM)을 사용하였다. 후방 몬테카를로 방법을 사용한 기존의 연구와 비교하여 검증한 후, 입자의 농도, 온도, 그리고 등방성 또는 이방성 산란에 따른 복사저부가열을 해석하였다. 그 결과, 복사열유속은 노즐 출구와의 거리가 멀어지거나 비행 고도가 증가할수록 감소하고 입자의 온도가 높아질수록 복사열유속은 증가한다. 또한 전방산란은 PE를 증가시키고 후방산란은 SE를 증가시켰다.

Key Words : Aircraft Plume Base Heating(항공기 플룸 저부가열), Exhaust Plume(배기 플룸), Finite Volume Method(유한체적법), Radiative Heat Flux(복사열유속), Searchlight Emission(SE), Plume Emission(PE), Weight Sum of Gray Gas Model(회색가스가중합법)

† 2012년 3월 19일 접수 ~ 2012년 8월 13일 심사완료

* 정회원, 전북대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : manykim@jbnu.ac.kr

전북 전주시 덕진구 덕진동1가

** 정회원, KAIST 항공우주공학과

*** 정회원, 한국원자력연구원

**** 정회원, 국방과학연구소

기 호 설 명

a	: 이산화방정식의 계수	w	: 가중치인자
D_{ci}^m	: 방향가중치	ω_0	: 산란알베도, $= \sigma_{sp} / (\kappa_g + \sigma_{sp})$
I_b	: 흑체 복사강도, $W/(m^2 \cdot sr)$	Φ	: 산란위상함수
n_i	: 표면 i 에서의 단위법선벡터	τ_0	: 광학두께
q_z^R	: 저부면의 복사열유속, W/m^2	Ω	: 입체각, sr
\vec{r}	: 위치벡터	상점자	
\vec{s}	: 복사방향벡터	m, m'	: 복사방향
R_{ex}	: 노즐 출구 반경	$m+, m-$: 제어각도의 경계
r_{pi}	: i 그룹에 속한 입자의 반경	하점자	
T	: 온도, K	g	: 가스
ΔA_i	: 제어체적 경계면의 면적	k	: k 번째 gray band
ΔV	: 제어체적의 체적	P	: 격자점
κ	: 흡수계수, m^{-1}	p	: 입자
σ_s	: 산란계수, m^{-1}	w	: 저부면
ϵ	: 방사도	E, W, N, S, T, B	: 격자점 P 주위의 격자점
N_i	: 수밀도(number density)	e, w, n, s, t, b	: 제어체적 주위의 경계면
μ, η, ξ	: r, ϕ, z 방향의 방향코사인		

1. 서 론

로켓플룸에 의한 저부가열의 예측은 로켓이 개발되기 시작한 초기부터 매우 활발하게 진행되어 왔으며 최근에는 여러 나라에서 체계적으로 저부가열을 줄이기 위한 모델 연구가 이루어지고 있다. 기본적으로 배기플룸 내의 기체와 입자들은 흡수, 방사 및 산란특성을 지니고 있어서 복사열전달에 영향을 미치게 된다. 따라서 위의 특성을 고려한 저부가열의 모델링에 있어서 열복사 모델 및 해석 방법이 요구되고 있다[1]. 이러한 연구는 복사열전달을 고려하기 때문에 항공기의 생존성 측면에서 바라보면 적군의 미사일이나 탐지기에 의한 추격과 관련하여 IR(적외선) 신호 감소가 요구되는 스텔스 항공기 개발과 많은 연관성을 가지고 있다. Sonawane and Mahulikar[2]은 IR 유도 미사일에 대응하여 항공기와 미사일의 속도 차를 고려한 항공기의 생존성을 연구하였고, Yi *et al.*[3]은 항공기 피탐지성과 관련하여 IR 신호를 감소시키기 위한 노즐의 내부 및 외부 유동장을 해석하고 복사차폐막을 고려한 후방동체의 온도변화를 연구하였으며, Mahulikar *et al.*[4]은 항공기의 적외선 탐지와 관련하여 IR 센서의 민감도를 증가시키는 외부요인인 햇빛, 대기에 의한 산란방사선, 그리고 지구반사광에 의한 IR 신호를 연구하였다.

복사열전달에 의한 저부가열을 해석하기 위해 많은 수치적 모델들이 연구되어 사용하고 있다. Tien and Abu-Romia[5]는 균일한 온도와 물성치를 가지고 흡수 및 방사하는 배기플룸을 반무한 원통형으로 해석하였고, Choi and Kim[6]은 초음속 비행체의 저부유동과 플룸 사이의 간섭을 이차원 축대칭으로 해석하고 플룸이 로켓 저부압력에 미치는 영향을 연구하였으며, Yu *et al.*[7]은 축대칭 원통형 좌표계에서 입자 온도나 비회색가스 구성, 그리고 입자 농도에 의한 2상 혼합물(two-phase mixture)의 복사효과를 연구하였다. 한편, Baek and Kim[8]은 보다 정확하고 효율적인 모델을 적용한 축대칭 복사열전달을 해석하기 위하여 수정된 구분중좌법(modified discrete ordinates method, MDOM)을 제시하였고, Kim *et al.*[9]은 로켓배기플룸에서 비회색가스, 2상 혼합물, 그리고 입자구름에 의한 복사저부가열을 수정된 구분중좌법을 사용하여 해석하였다. 또한 Nelson[10]은 후방 Monte-Carlo 방법을 사용하여 비등방 산란과 SE의 중요성을 고찰하였다. Chui *et al.*[11]은 노(furnace)의 복사열전달을 예측하기 위하여 미분탄화염 모델에 유한체적복사해법(finite volume method, FVM)을 적용하였고, Byun *et al.*[12]은 몬테카를로법(Monte-Carlo method, MCM)과 유한체적법(FVM)을 결합하여 몬테카를로 / 유한체적결합법(combined Monte-Carlo and finite volume method, CMC/FVM)을 제안하고 2차원 비직교좌표계에서

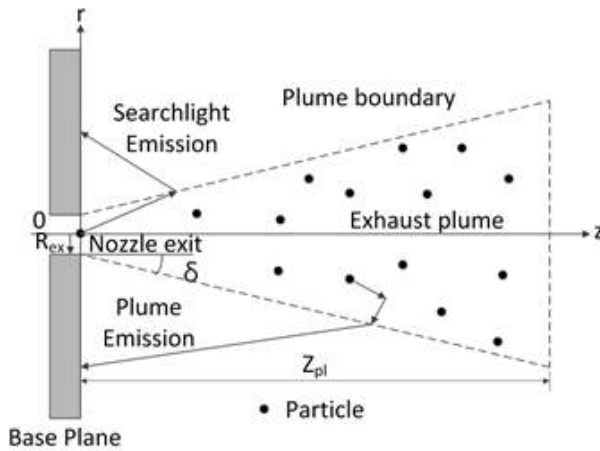


Fig. 1. Schematic of the plume and searchlight emissions from the aircraft plume

흡수, 방사, 그리고 비등방 산란하는 매질에 적용하였다.

배기플룸 내의 가스와 입자는 흡수, 방사, 그리고 산란 특성을 통해 열복사과정에 영향을 미친다. 그러므로 항공기 및 로켓플룸에 의한 저부가열을 보다 정확하게 예측하기 위해서는 배기플룸 내의 가스와 입자의 특성을 고려하여야 한다. 이에 Boutoub and Benticha[13]는 회색가스가중합법(weighted sum of gray gas model, WSGGM)[14]을 통해 매질의 물성치를 고려하고 가스터빈 연소기에 적용하여 벽면 복사열유속을 예측하였다.

본 연구에서는 유한체적법을 이용하여 설정된 가상의 노즐조건에 따라 항공기 배기플룸의 SE(searchlight emission)와 PE(plume emission)에 의한 복사저부가열을 해석하였다. 또한 입자의 농도, 온도, 그리고 산란위상함수가 저부가열에 미치는 영향을 고찰하였다. 배기플룸은 흡수, 방사, 그리고 등방성 또는 이방성 산란을 하는 매질을 고려하였고 저부면은 차가운 흑체로 가정하였다. 또한 비회색가스(nongray gas)와 입자의 복사물성치는 회색가스가중합법(WSGGM)[14]을 이용하여 모델링하였다.

II. 본 론

2.1 이론해석

2.1.1 항공기플룸 저부가열 모델

SE과 PE에 의한 복사저부가열 모델을 Fig. 1에 도시하였다. 여기에서 δ 는 플룸 원추각도,

R_{ex} 는 노즐 출구 반경, 그리고 Z_{pl} 은 플룸의 길이를 나타낸다.

SE는 광자에 의해 발생되는데 Fig. 1에 나타난 것처럼 노즐 안쪽으로부터 방사되어 배기플룸에서 저부면을 향해 산란하는 것을 나타내며, 배기플룸에서 곧바로 광자가 저부면을 향해 방사하는 것을 PE라 한다.

본 연구의 해석모델에서는 가상 노즐의 입구 조건에 의해 발생된 플룸의 온도를 적용하였으며 비회색가스인 H_2O 와 CO_2 의 2상 혼합물, 그리고 다른 투명한 가스와 입자구름이 복사에 참여하는 조건으로 하였고, 입자는 플룸 내 Al_2O_3 의 대표적인 입자 크기로 알려져 있는 5개의 다른 직경을 가진 구의 형태로 가정하였다.

2.1.2 이론 해석

비회색가스 혼합물에서 저부면의 복사열유속은 k 번째 회색밴드 복사강도의 합계로 정의되며 다음과 같다.

$$q_z^R = \sum_k \int_{\Omega=4\pi} I_k(\vec{r}_w, \vec{s}) (\vec{s} \cdot \vec{n}_w) d\Omega \quad (1)$$

여기에서 $I_k(\vec{r}_w, \vec{s})$ 는 \vec{r}_w 위치에서 \vec{s} 방향으로의 k 번째 회색밴드 복사강도이고, \vec{n}_w 는 저부면에서의 단위법선벡터, 그리고 Ω 는 입체각을 나타낸다.

저부면에서의 복사열유속을 구하기 위해서는 복사전달방정식으로부터 복사강도를 구해야 한다. 비회색가스, 입자의 2상 혼합물의 복사열유속을 얻기 위해서 흡수, 방사 및 산란하는 입자와 혼합된 2상 가스 혼합물을 통해 임의의 위치 r 에서 경로 s 를 따라가는 k 번째 gray band에서의 복사강도는 다음과 같은 복사전달방정식으로부터 얻어진다[9].

$$\begin{aligned} \frac{\mu}{r} \frac{\partial}{\partial r} (rI_k) - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \phi} (\eta I_k) + \xi \frac{\partial I_k}{\partial z} \\ = -(\kappa_{g,k} + \kappa_p + \sigma_{sp}) I_k + w_{g,k}(T_g) \kappa_{g,k} I_{b,g} \\ + w_{p,k}(T_p) \kappa_{p,k} I_{b,p} + \frac{\sigma_{sp}}{4\pi} \int_{4\pi} I_k(s') \Phi(s', s) d\Omega' \quad (2) \end{aligned}$$

여기에서 $\kappa_{g,k}$ 는 혼합가스의 흡수계수, κ_p 는 입자의 흡수계수, σ_{sp} 는 입자의 산란계수, ϕ 는 산란위상함수를 나타낸다. $w_{g,k}(T_g)$ 와 $w_{p,k}(T_p)$ 는 k 번째 gray band와 관련된 가중치인자로서 가스 온도와 입자 온도의 함수이다. 위의 복사전달방정식에서 흡수계수와 가중치인자는 회색가스가중합법(WSGGM)[14]으로 계산하였다. 또한 입자는

흡수, 방사, 그리고 산란특성을 가지고 있지만 Kim *et al.*[9]이 사용한 수식을 적용하여 입자는 회체로 가정하였다.

$$\kappa_p = \epsilon_p \sum_i N_i \pi r_{pi}^2 \quad (3)$$

$$\sigma_{sp} = (1 - \epsilon_p) \sum_i N_i \pi r_{pi}^2 \quad (4)$$

여기에서 ϵ_p 는 입자 방사도, N_i 는 수밀도, 그리고 πr_{pi}^2 는 투영면적이다.

2.1.3 유한체적법

본 연구의 복사저부가열 모델은 축대칭 모델이지만 일반적인 3차원 원통좌표계를 고려한다. 이는 축대칭 복사강도를 3-공간좌표(r, φ_0, z)와 1-방향좌표($\theta, \varphi = 0$)로 변환을 통하여 축대칭 복사열전달 계산을 수행하기 때문이다.

제어체적과 유한한 제어각도 내에서 복사강도는 일정하지만 복사강도의 방향은 변할 수 있다고 가정하고 위의 식 (2)를 제어체적과 제어각도로 적분하여 발산 정리를 적용하면 다음의 유한체적 공식을 얻을 수 있다.

$$\sum_{i=e,w,n,s,t,b} I_i^m \Delta A_i D_{ci}^m = \tau_0 (-I^m + S_r^m)_P \Delta V \Delta \Omega^m \quad (5a)$$

여기에서

$$D_{ci}^m = \int_{\Delta \Omega^m} (\vec{s} \cdot \vec{n}_i) d\Omega^m \quad (5b)$$

$$\vec{s}^m = \sin\theta \cos\varphi \Omega^m \vec{e}_x + \sin\theta \sin\varphi \Omega^m \vec{e}_y + \cos\theta \Omega^m \vec{e}_z \quad (5c)$$

$$\vec{n}_i = n_{x,i} \vec{e}_x + n_{y,i} \vec{e}_y + n_{z,i} \vec{e}_z \quad (5d)$$

$$S_r^m = (1 - \omega_0) T^4 + \frac{\omega_0}{4\pi} \int_{\Omega^m=4\pi} I^m \Phi^{m'm} d\Omega^m \quad (5e)$$

$$\Delta \Omega^m = \int_{m^-}^{m^+} d\Omega^m = \int_{\varphi_{\Omega^m}^-}^{\varphi_{\Omega^m}^+} \int_{\theta^m}^{\theta^{m+}} \sin\theta d\theta d\varphi_{\Omega^m} \quad (5f)$$

위 식 (5a)의 좌변항은 제어각도 내에서 제어체적의 경계면을 통한 복사에너지의 순유출량을 나타내고, 우변항은 제어체적과 제어각도 내에서 흡수, 방사, 그리고 산란에 의한 복사에너지의 증가량을 나타낸다. 또한 이 식에서 정의된 방향가중치 D_{ci}^m 는 부호에 따라 제어면을 통해 복사에너지의 유출입을 나타내므로 정확한 계산이 필요하다.

한편, 격자점의 복사강도와 경계면의 복사강도를 연결시키기 위해서는 보간법이 필요하다. 따

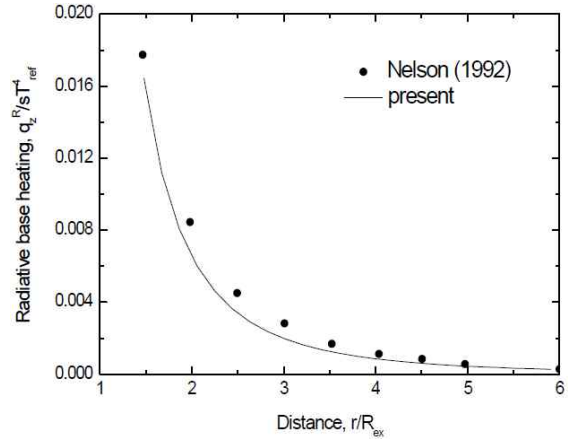


Fig. 2. Base heating due to searchlight emission for the case of $\delta = 0^\circ$. The exhaust plume has $\omega_0 = 1$ and $\tau_0 = 0.5$. Scattering is isotropic.

라서 격자점의 복사강도와 경계면의 복사강도를 연결시키기 위해서 계단차분법(step scheme)[15]을 사용하였다.

$$a_P^m I_P^m = a_E^m I_E^m + a_W^m I_W^m + a_N^m I_N^m + a_S^m I_S^m + a_T^m I_T^m + a_B^m I_B^m + b_P^m \quad (6a)$$

여기에서

$$a_I^m = \max(\Delta A_i D_{ci}^m, 0) \quad (6b)$$

$$a_P^m = \sum_{i=e,w,n,s,t,b} \max(\Delta A_i D_{ci}^m, 0) + \tau_{0,P} \Delta V \Delta \Omega^m \quad (6c)$$

$$b_P^m = (\tau_0 S_r^m)_P \Delta V \Delta \Omega^m \quad (6d)$$

위 식 (6b)에서 하첨자 I 는 격자점 P 주위의 격자점 E, W, N, S, T, B 를 나타내고 i 는 각각 대응하는 제어체적 주위의 경계면 e, w, n, s, t, b 를 나타낸다.

2.2 결과 및 고찰

2.2.1 모델 검증

본 연구의 해석방법을 검증하기 위해 backward Monte-Carlo 방법을 사용한 Nelson[10]의 결과와 비교하였다. 배기플룸은 원추각도가 0도인 원통형이고 배기플룸의 길이는 $Z_{pl} = 10R_{ex}$ 이며 차가운 매질이고 노즐 출구의 온도는 T_{ref} 이다. 한편, 플룸의 광학두께는 $\tau_0 = 0.5$ 이고 PE를 고려하지 않고 SE만을 고려했기 때문에 산란알베도 $\omega_0 = 1$ 인 순수 산란만을 한다.

Table 1. Calculation condition of nozzle inlet

	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
Flight mach Number	0.9	0.9	1.6	1.6
Altitude (km)	5	10	5	10
Total Pressure (kPa)	160.28	160.28	299.35	299.35
Total Temperature (K)	747.8	747.8	2000	2000
Ambient Pressure (kPa)	54.05	26.5	54.05	26.5
Ambient Temperature (K)	255.65	223.25	255.65	223.25

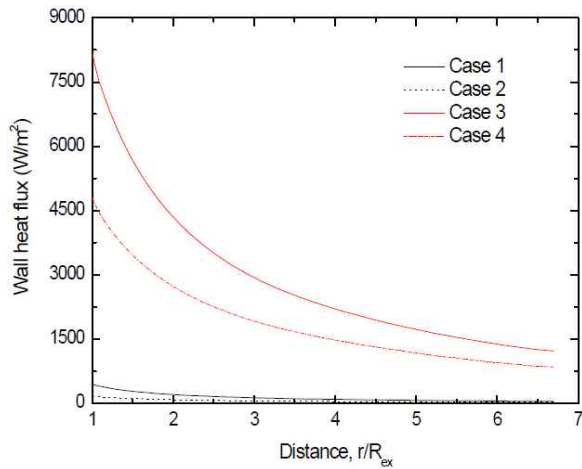


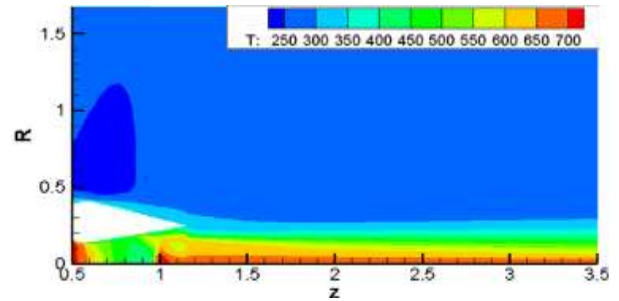
Fig. 3. The effect of nozzle inlet conditions on the base heating.

무차원 거리에 따른 저부면에서의 무차원 복사열유속을 Fig. 2에 도시하였다. r/R_{ex} 가 증가할수록 저부면에서의 무차원 복사열유속이 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이는 플룸과 저부면의 거리가 점점 멀어질수록 플룸에서 산란에 의해 저부면에 도달하는 광자의 개수가 적어지기 때문이다. 이 결과는 backward Monte-Carlo 방법을 사용한 Nelson[10]의 연구 결과와도 일치함을 보이고 있다.

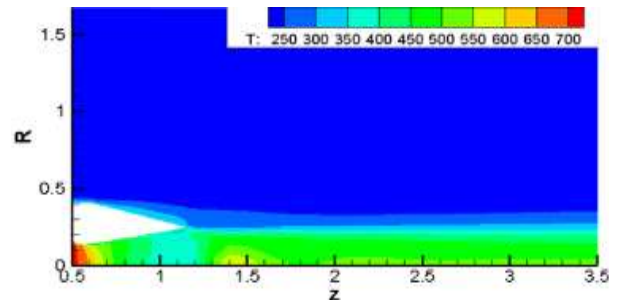
2.2.2 항공기 플룸 저부가열

배기플룸에 의한 저부면에서의 복사열유속을 알아보기 위해 마하수와 비행고도를 매개변수로 설정한 가상의 노즐 입구 조건을 Table 1에 나타내었다. Cases 1과 2는 마하수가 0.9이고 비행고도가 5 및 10km의 조건을 적용하였으며 Cases 3과 4는 마하수가 1.6이고 비행고도가 5 및 10km인 조건을 적용하였다. 배기플룸은 H₂O 13%,

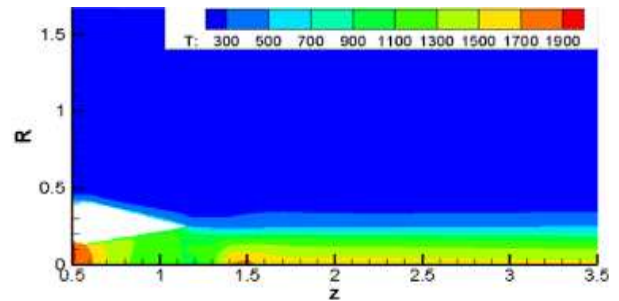
CO₂ 13%, 그리고 74%의 투명한 가스들로 구성되어 있으며 입자는 고려하지 않았고 등방성 산란을 고려하였다.



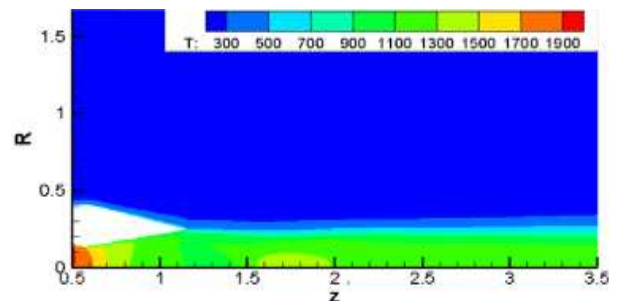
(a) Case 1 (M=0.9, H=5km)



(b) Case 2 (M=0.9, H=10km)



(c) Case 3 (M=1.6, H=5km)



(d) Case 4 (M=1.6, H=10km)

Fig. 4. Temperature profiles of an aircraft exhaust plume with different flight mach number and altitude (Mach No., Altitude)

각 Case의 노즐 입구조건에 따른 벽면에서의 복사열유속을 Fig. 3에 도시하였고 플룸에서의 온도 분포를 Fig. 4에 나타내었다. 모든 경우에서 저부면과 배기플룸의 거리가 증가할수록 복사열 유속이 감소함을 확인할 수 있다. 이것은 r/R_{ex} 가 증가할수록 배기플룸에서 저부면 쪽으로의 형상계수가 감소하여 더 적은 복사에너지가 전달되기 때문이다. 한편, Cases 1과 2를 비교하면 Case 2는 Case 1에 비해 벽면에서의 복사 열유속이 적게 나타난 것을 확인할 수 있다. 이는 Fig. 4를 통해 확인할 수 있듯이 고도가 5km에서 10km로 높아짐에 따라 배기플룸이 주변의 차가운 공기와 섞이면서 온도가 낮아지기 때문에 나타나는 현상이다. 마찬가지로 Cases 3과 4를 비교해보면 Case 4가 고도가 더 높으므로 상대적으로 낮은 주변의 차가운 공기와 플룸이 섞이면서 온도가 Case 3에 비해 낮아지게 된다. 따라서 Case 4의 벽면 복사열유속은 Case 3에 비해 낮은 결과를 Fig. 3을 통해 확인할 수 있다.

2.2.3 입자 농도의 영향

기본적으로 배기플룸 내의 기체와 입자들은 흡수, 방사 및 산란특성을 지니고 있기 때문에 복사열전달에 영향을 미친다. 따라서 입자의 농도 변화에 따른 저부면에서의 복사열유속을 Fig. 5에 도시하였다. 노즐 입구조건은 Table 1에서 마하수가 0.9, 그리고 비행고도가 5km인 Case 1을 적용하였다. 배기플룸은 H₂O 13%, CO₂ 13%, 그리고 74%의 투명한 가스들로 구성되어 있으며 등방성 산란이고 입자의 온도는 가스의 온도와 같다(즉, $T_p=T_g$)고 가정하였다. 여기에서 입자는 Al₂O₃로 가정하였고 입자의 농도는 0부터

0.1kg/m³까지 변화시켰다. 입자의 방사도는 0.3, 입자의 직경은 각각 0.79, 1.28, 1.76, 2.44 및 3.95 μm으로 설정하였고 질량을 기준으로 각각 20%의 가중치인자를 갖는다고 가정하였다[16]. 또한 입자의 밀도는 3700kg/m³이다[17]. 입자의 농도가 0에서부터 0.1kg/m³까지 증가함에 따라 저부면에서의 복사열유속도 점점 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이는 입자의 농도가 증가하면 배기플룸 내에서 더 많은 복사에너지를 방사하기 때문으로 사료된다. 한편, 입자의 농도가 0일 때를 살펴보면 PE와 PE+SE가 일치하는 것을 볼 수 있는데 이것은 저부면에서 SE가 존재하지 않는 것을 의미한다. 그 이유는 노즐 출구로부터 방사된 광자가 배기플룸 내에 입자가 없으므로 저부면으로의 산란이 불가능하기 때문이다. 한편, 모든 농도에서 SE는 PE에 비해 매우 적은 복사열유속을 보이는데, 이것은 산란에 의한 영향보다 배기플룸 내에서 직접 저부면을 향해 방사하는 PE의 영향이 크기 때문이다.

2.2.4 입자 온도의 영향

실제 배기플룸에서 입자의 온도와 가스의 온도는 같지 않으며, 그 이유는 노즐에서 팽창유동을 하는 동안 입자는 주위의 가스보다 온도가 천천히 감소하기 때문이다. 따라서 일반적으로 노즐과 플룸에서의 입자의 온도는 입자를 둘러싼 가스의 온도보다 높다. Fig. 6에서는 입자의 온도가 가스의 온도와 같은 경우와 입자의 온도가 가스의 온도보다 100K 및 200K씩 높은 경우에 대한 열복사 저부가열을 보여주고 있다. 노즐 입구조건은 Table 1에서 마하수가 0.9, 비행고도가 5km인 Case 1을 적용하였다. 배기플룸은 H₂O 13%, CO₂ 13%, 그리고 74%의 투명한 가스들로 구성되

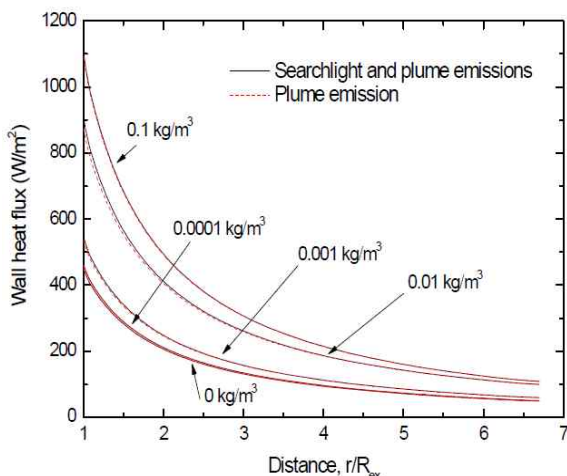


Fig. 5. The effect of particle concentration on the base heating.

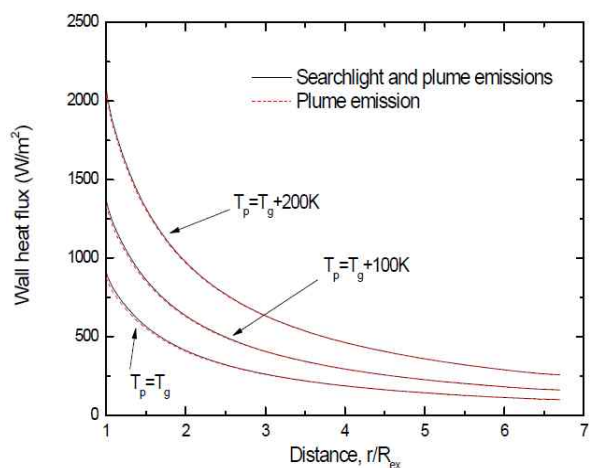


Fig. 6. The effect of particle temperature on the base heating.

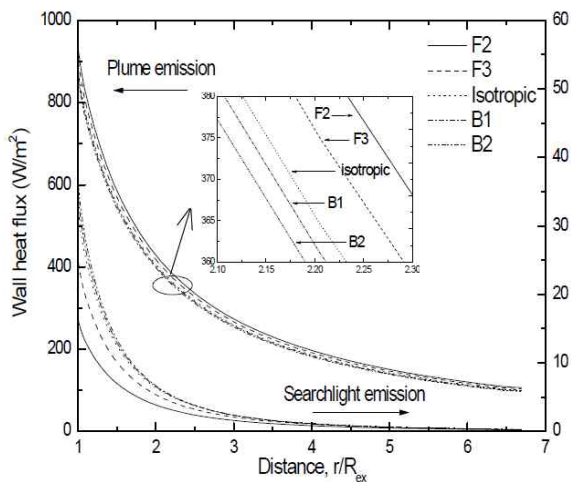


Fig. 7. The effect of the scattering phase function on the base heating

어 있으며 입자의 농도는 0.01kg/m^3 이고 등방성 산란을 고려하였다. 입자의 온도가 가스의 온도보다 높을수록 저부면에서의 복사열유속이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 그 이유는 입자의 온도가 증가할수록 입자에서 더 많은 복사에너지가 방사하고 산란하기 때문이다. 한편, SE의 경우는 입자의 온도가 가스의 온도와 같거나 또는 더 높게 변하더라도 거의 영향이 없는 것을 확인할 수 있다.

2.2.5 산란위상함수의 영향

산란은 SE와 PE로 이루어져있는 저부가열에 영향을 미치기 때문에 본 절에서는 등방산란과 비등방산란인 경우의 열복사 저부가열을 비교하였다. 산란위상함수는 Kim and Lee[18]의 전방산란함수 F2와 F3, 등방산란함수, 그리고 후방산란함수 B1과 B2를 사용하였다. Fig. 7은 산란위상함수의 변화에 따른 SE 및 PE를 나타내고 있다. 여기에서 F2, F3, 등방산란, B1 및 B2의 비대칭인자(asymmetry factor)는 각각 0.670, 0.40, 0.0, -0.188 및 -0.40 이다. 노즐 입구조건은 Table 1에서 마하수가 0.9, 그리고 비행고도가 5km인 Case 1을 적용하였다. 배기플룸은 H_2O 13%, CO_2 13%, 그리고 74%의 투명한 가스들로 구성되어 있으며 입자의 농도는 0.01kg/m^3 이고 입자의 온도와 가스의 온도는 같다고 가정하였다. PE의 경우 F2에서 복사열유속이 최대이고 B2에서 최소이므로 PE는 전방산란에 가까울수록 높은 복사열유속을 보이고 후방산란에 가까울수록 낮은 복사열유속을 보인다. 하지만 SE는 B2에서 복사열유속이 최대

이고 F2에서 최소이다. 이러한 반대현상은 PE와 SE가 저부면을 향하는 방향이 반대이기 때문이다. 한편, PE와 SE를 고려한 저부면에서의 복사열유속을 살펴보면 PE는 SE보다 약 20배 이상의 높은 수치를 보여주고 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 유한체적법을 이용하여 설정된 가상의 노즐조건에 따라 항공기 배기플룸의 searchlight emission과 plume emission에 의한 복사저부가열을 해석하였다. 또한 입자의 농도, 온도, 그리고 산란위상함수가 저부가열에 미치는 영향을 관찰하였고 주요결과는 다음과 같다.

- 1) 모든 가상의 비행조건에서 플룸과 노즐 출구와의 거리가 멀어질수록 플룸이 저온의 대기와 섞이면서 플룸의 온도가 낮아짐에 따라 벽면으로의 복사열유속은 감소한다.
- 2) 항공기의 고도가 높아짐에 따라 플룸이 주변의 차가운 공기와 섞이면서 복사열유속이 감소한다.
- 3) 배기플룸 내의 입자농도가 증가할수록 더 많은 복사에너지를 방사하므로 벽면으로의 복사열유속은 증가한다.
- 4) 배기플룸 내의 입자온도가 가스의 온도보다 높아질수록 입자에서 더 많은 복사에너지가 방사하고 산란함에 따라 벽면으로의 복사열유속이 증가한다.
- 5) 배기플룸 내에서 입자의 존재와 관계없이 가스의 농도는 벽면으로의 복사열유속을 증가시키지만 SE의 경우에는 온도에 크게 의존하지 않는다.
- 6) 산란위상함수에 따라 입자의 전방산란은 PE를 증가시키고 후방산란은 SE를 증가시킨다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방 피탐지 감소기술 특화연구센터의 지원에 의하여 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

1) Baek, S. W. and Kim, M. Y., "Analysis of

Radiative Heating of a Rocket Plume Base with the Finite-Volume Method," *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 40, No. 7, May. 1997, pp. 1501~1508.

2) Sonawane, H. R. and Mahulikar, S. P., "Tactical Air Warfare: Generic Model for Aircraft Susceptibility to Infrared Guided Missiles," *J. Aerospace Sci. Tech.*, Vol. 16, No. 4, Jun. 2011, pp. 249~260.

3) Yi, K. J., Baek, S. W., Lee, S. N., Kim, M. Y., and Kim, W. C., "Effects of Nozzle Characteristics on the Rear Fuselage Temperature Distribution," *Trans. of the KSAS*, Vol. 39, No. 12, Nov. 2011, pp. 1141~1149.

4) Mahulikar, S. P., Potnuru, S. K., and Rao, G. A., "Study of Sunshine, Skyshine, and Earthshine for Aircraft Infrared Detection," *Journal of Optics A: Pure and Applied Optics*, Vol. 11, No. 4, Apr. 2009, art. no. 045703.

5) Tien, C. L. and Abu-Romia, M. M., "A Method of Calculating Rocket Plume Radiation to the Base Region," *AIAA J. Spacecraft Rockets*, Vol. 1, No. 4, Jul-Aug. 1964, pp. 433~435.

6) Choi, H. S. and Kim, Y. M., "Navier-Stokes Analysis of Supersonic Rocket Base-Flow/Plume Interaction," *Trans. of the KSAS*, Vol. 29, No. 1, Feb. 2001, pp. 16~24.

7) Yu, M. J., Baek, S. W., and Park, J. H., "An Extension of the Weighted Sum of Gray Gases Non-Gray Gas Radiation Model to a Two Phase Mixture of Non-Gray Gas with Particles," *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 43, No. 10, May. 2000, pp. 1699~1713.

8) Baek, S. W. and Kim, M. Y., "Modification of the Discrete-Ordinates Method in an Axisymmetric Cylindrical Geometry," *Numer. Heat Transfer, B*, Vol. 31, No. 3, Apr. 1997, pp. 313~326.

9) Kim, M. Y., Yu, M. J., Cho, J. H., and Baek, S. Y., "Influence of Particles on Radiative Base Heating from the Rocket Exhaust Plume," *AIAA J. Spacecraft Rockets*, Vol. 45, No. 3, May-Jun. 2008, pp. 454~458.

10) Nelson, H. F., "Backward Monte-Carlo Modeling for Rocket Plume Base Heating," *AIAA J. Thermophy. Heat Transfer*, Vol. 6, No. 3, Jul-Sep. 1992, pp. 556~558.

11) Chui, E. H., Hughes, P. M. J., and Raithby, G. D., "Implementation of the Finite Volume Method for Calculating Radiative Transfer in a Pulverized Fuel Flame," *Combust. Sci. Tech.*, Vol. 92, Nos. 4~6, Mar. 1993, pp. 225~242.

12) Byun, D., Lee, C., and Chang, S. Y., "Radiative Heat Transfer in Discretely Heated Irregular Geometry with an Absorbing, Emitting, and An-isotropically Scattering Medium Using Combined Monte-Carlo and Finite Volume Method," *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 28, No. 5, May. 2004, pp. 580~586.

13) Boutoub, A. and Benticha, H., "Non-gray Radiation Analysis in Participating Media with the Finite Volume Method," *Turkish J. Eng. Env. Sci.*, Vol. 30, Jan. 2006, pp. 183~192.

14) Smith, T. F., Shen, Z. F., and Friedman, J. N., "Evaluation of Coefficients for the Weighted Sum of Gray Gases Model," *ASME J. Heat Transfer*, Vol. 104, No. 4, Nov. 1982, pp. 602~608.

15) Chai, J. C., Lee, H. S., and Patankar, S. V., "Finite-Volume Method for Radiation Heat Transfer," *AIAA J. Thermophy. Heat Transfer*, Vol. 8, No. 3, Jul. 1994, pp. 419~425.

16) Morizumi, S. J. and Carpenter, H. J., "Thermal Radiation from the Exhaust Plume of an Aluminized Composite Propellant Rocket," *AIAA J. Spacecraft Rockets*, Vol. 1, No. 5, Jan. 1964, pp. 501~507.

17) Nelson, H. F., "Influence of Particulates on Infrared Emission from Tactical Rocket Exhausts," *AIAA J. Spacecraft Rockets*, Vol. 21, No. 5, Sep-Oct. 1984, pp. 425~432.

18) Kim, T. K. and Lee, H. S., "Radiative Heat Transfer in Two-Dimensional Anisotropic Scattering Media with Collimated Incidence," *J. Quant. Spectros. Radiat. Transfer*, Vol. 42, No. 3, Sep. 1989, pp. 225~238.