

研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.5.058>

비행조건에 따른 항공기 배기플룸의 IR 신호 특성

고건영* · 김만영**† · 백승욱***

Effects of Flight Conditions on IR Signature from Aircraft Exhaust Plume

Gun Yung Go* · Man Young Kim**† · Seung Wook Baek***

ABSTRACT

The IR signature and radiative base heating from an aircraft plume have been important factors for aircraft survivability in modern battle fields. In order to enhance the aircraft survivability and reduce the base heating, infrared signatures emitted from an aircraft exhaust plume should be determined. In this work, therefore, IR signatures and radiative base heating characteristics are examined in the plume exhausted from the aircraft with operating at altitude of 5 km in M=0.9 and 1.6, respectively. As a result, it is found that the particular wavelength IR signature has high spectral characteristics because of H₂O and CO₂ gases in the plume, and the radiative heat flux coming into the base plane increases with higher Mach number and shorter distance.

초 록

기술 수준에 의해 그 우위가 결정되는 현대 전장에서 항공기 플룸과 복사저부가열은 항공기의 생존성에 관련된 중요한 요인이다. 항공기의 생존성을 향상시키기 위해서는 저부가열, 그리고 항공기 플룸으로부터 방사되는 IR 신호가 감소되어야 한다. 본 연구에서는 IR 신호와 복사저부가열 특성을 고도 5 km에서 마하수 0.9와 1.6의 조건으로 설정하여 플룸 내 유동 및 열복사 특성을 고찰하였다. 이를 통해 플룸에서의 IR 신호는 H₂O와 CO₂의 영향으로 인한 높은 방사특성을 확인하였다. 그리고 마하수가 높고 거리가 가까울수록 저부면에서의 복사열유속이 증가됨을 확인하였다.

Key Words: Infrared Signatures(IR, 적외선 신호), Searchlight Emission(SE), Plume Emission(PE), NB-Based WSGGM(좁은밴드를 적용한 회색가스가중합법), Survivability(생존성), Pre-Conditioning Method(예조건화 기법), Finite-Volume Method(유한차분법)

접수일 2012. 5. 22, 수정완료일 2012. 9. 14, 게재확정일 2012. 9. 21

* 학생회원, 전북대학교 항공우주공학과

** 정회원, 전북대학교 항공우주공학과

*** 종신회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: manykim@jbnu.ac.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 춘계학술대회(2012. 5. 17-18, 금오공과대학교) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

최근, 전 세계 대부분의 국가들은 국방력을 강화하기 위해 힘을 쏟고 있다. 특히 전장의 핵심

전력인 항공기는 적군의 IR 유도 미사일이나 탐지기에 의해 생존성의 위협을 받기 때문에 항공기의 생존성을 증가시키는 스텔스 기술은 현대 전장 환경에서 매우 중요하다. 또한 배기플룸의 높은 온도가 저부면에 전달되면서 저부면에서의 IR 신호 감소문제와 저부면의 가열현상에 의해 항공기 내부의 전자 장비 등에 영향을 끼칠 위험이 존재한다. 이러한 문제를 해결하기 위해서는 항공기와 배기플룸에서의 IR 신호 저감 기술이 필요하다. 그러나 이러한 항공기의 생존성 향상을 위한 연구는 국외로의 기술 유출에 대한 철저한 통제가 이루어지고 있다. 그러므로 배기플룸으로부터의 IR 신호, 그리고 항공기 저부 가열에 관한 국내 자체 연구가 절실한 실정이다.

Mahulikar *et al*[1]은 저고도 항공기에서 IR 신호의 주요 원인을 분석하고, IR 신호 수준에 따른 항공기의 민감성을 연구하였고, Sonawane *et al*[2]은 항공기와 IR 유도 미사일의 속도차에 따른 항공기의 생존성을 연구하였다. 최근에는 Yi *et al*[3]이 IR 신호 감소를 위한 항공기 후방 동체의 온도변화에 대해 연구하였다. 플룸의 IR 신호 수준이나 저부가열을 연구하기 위해서는 입자를 고려한 복사열전달이나 열유동장에 관한 연구가 필요하다. 이에 따라 지난 수십 년 동안에는 복사저부가열을 계산하기 위한 많은 공학적 방법이나 모델들이 널리 연구되어 왔다. Stockham and Love[4]는 플룸을 흡수, 방사, 그리고 비등방 산란을 하는 입자들로 채워진 원통형 구름으로 가정하였고, Watson and Love[5]등은 Monte-Carlo 방법을 이용하여 고체로켓 부스터 플룸에서 축방향 또는 반경방향으로 물성치가 변할 때의 현상을 해석하였다. 그리고 Baek and Kim[6], 그리고 Tan *et al*[7]은 각각 finite volume method와 backward Monte-Carlo method를 사용하여 plume emission과 searchlight emission에 의한 저부가열을 연구하였다. 최근, Kim *et al*[8]은 입자와 비회체가스를 고려하여 배기플룸에서 searchlight emission과 plume emission에 의한 복사저부가열을 연구하였다. 한편, Lee and Baek[9]은 NB-based WSGGM을 사용하여 노즐 벽에서의 복사열유속

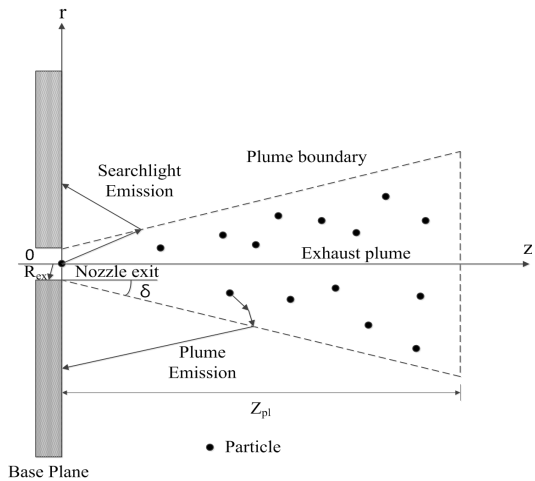


Fig. 1 Schematic of the plume and searchlight emissions from the aircraft exhaust plume

과 파장별 복사강도를 연구하였다.

본 연구에서는 항공기 배기플룸에서의 IR 신호와 복사저부가열 특성을 연구하기 위하여 예조건화 기법과 NB-based WSGGM을 유한체적복사해법과 결합하여 사용하였다. 아음속과 초음속의 노즐 조건을 이용하여 플룸의 각 위치에 따른 IR 신호를 조사하였다. 또한 항공기 배기플룸의 SE(searchlight emission)과 PE(plume emission)에 의한 복사저부가열을 해석하였다.

2. 지배방정식

2.1 항공기플룸 저부가열 모델

Searchlight emission(SE)과 plume emission(PE)에 의한 복사저부가열 모델을 Fig. 1에 도시하였다. 여기에서, δ , R_{ex} , 그리고 Z_{pl} 은 각각 플룸 원추각도, 노즐 출구 반경, 그리고 배기플룸의 길이를 나타낸다.

SE는 광자(photon)에 의해 발생하는 것으로서 Fig. 1에 나타낸 것처럼 노즐 안쪽으로부터 방사되어 배기플룸에서 저부면을 향해 산란하는 것을 말하며, 배기플룸에서 곧바로 광자가 저부면을 향해 방사하는 것을 PE라 한다. 본 연구의 해석모델에서는 두 개의 서로 다른 조건에 따라

발생된 플룸조건을 적용하였다. 즉, H₂O와 CO₂의 2상 혼합물, 그리고 다른 투명한 가스와 입자 구름이 복사에 참여하는 조건으로 하였다. 또한 입자는 구로 가정하였고 저부면은 차가운 흑체로 가정하였다.

2.2 예조건화 기법

플룸의 열/유동장을 해석하기 위해서는 2차원 축대칭 압축성 Navier-Stokes 방정식을 풀어야 한다. 본 연구에서는 아음속과 초음속 영역 모두에 대해 해의 수렴성과 강건성을 갖게 하는 Weiss and Smith[10]의 예조건화 행렬을 사용하였다. 예조건화 기법이 적용된 지배방정식은 다음과 같다.

$$\Gamma \frac{\partial Q_v}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(E - F_v)}{\partial y} = H_s \quad (1)$$

여기에서 Γ 는 예조건화 행렬, Q_v 는 예조건화 과정으로 변형된 원시변수 벡터이며 E 와 F 는 비점성 유속벡터, E_v 와 F_v 는 점성 유속벡터, 그리고 H_s 는 축대칭 좌표계를 사용할 때 생성되는 벡터이다. 여기에서 Γ 는 다음과 같이 표현된다.[3, 9]

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \Theta & 0 & 0 & \rho_T & 0 & 0 \\ \Theta u & \rho & 0 & \rho_T u & 0 & 0 \\ \Theta v & 0 & \rho & \rho_T v & 0 & 0 \\ \Theta H - 1 & \rho u & \rho v & \rho_T H + \rho C_p & 0 & 0 \\ \Theta k & 0 & 0 & \rho_T k & \rho & 0 \\ \Theta \omega & 0 & 0 & \rho_T \omega & 0 & \rho \\ \Theta Y_i & 0 & 0 & \rho_T Y_i & 0 & \rho \end{bmatrix} \quad (2a)$$

여기에서,

$$\Theta = \theta^{-1} - a^{-2} + (RT)^{-1} \quad (2b)$$

$$\theta = \min[a, \max(V, 0.5 V_{free})]^2 \quad (2c)$$

2.3 복사전달방정식

비회색가스 혼합물에서 저부면에서의 복사열 유속은 k 번째 gray band intensity의 합계로 정의된다. 즉,

$$q_z^R = \sum_k^K \int_{\Omega=4\pi} I_k(\vec{r}_w, \vec{s}) (\vec{s} \cdot \vec{n}_w) d\Omega \quad (3)$$

여기에서 $I_k(\vec{r}_w, \vec{s})$ 는 \vec{r}_w 위치에서 \vec{s} 방향으로의 k 번째 gray band intensity이고, \vec{n}_w 는 저부면에서의 단위법선벡터, 그리고 Ω 는 solid angle을 나타낸다. 한편, 저부면에서의 복사열유속을 얻기 위해서는 다음의 복사전달방정식[8]으로부터 복사강도를 구해야 한다. 즉,

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

여기에서 $\kappa_{g,k}$ 는 혼합가스의 흡수계수, κ_p 는 입자의 흡수계수, σ_{sp} 는 입자의 산란계수, 그리고 Φ 는 산란위상함수를 나타낸다. 한편, $w_{g,k}(T_g)$ 와 $w_{p,k}(T_p)$ 는 k 번째 gray band와 관련된 가중치인 자료써 가스 온도와 입자 온도의 함수로 나타내어진다. 여기에서 흡수계수와 가중치인자는 회색가스가중합법(WSGGM)[11]으로 계산하였다. 또한 입자는 흡수, 산란특성을 가지고 있지만 Kim et al[8]이 사용한 수식을 사용하여 회체로 가정하였다. 즉,

$$\kappa_p = \epsilon_p \sum_i N_i \pi r_{pi}^2 \quad (5)$$

$$\sigma_{sp} = (1 - \epsilon_p) \sum_i N_i \pi r_{pi}^2 \quad (6)$$

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

3. 수치 해석

3.1 AUSM⁺-up scheme

Navier-Stokes 방정식의 비점성 유속문제를 해결하기 위하여 아음속과 초음속의 전 속도 영역에 대해 안정적이고 정확한 해를 얻을 수 있는 AUSM 기법을 사용하였다. 본 연구에서는 Liou [12]가 개발한 다음의 AUSM⁺-up scheme을 적용하였다. 즉,

$$E, F = \dot{m}_{1/2} \left\{ \begin{array}{l} \vec{\phi}_L \\ \vec{\phi}_R \end{array} \right\} + P_{1/2} \quad (7a)$$

여기에서,

$$\vec{\phi} = (1, u, v, H)^T \quad (7b)$$

$$\dot{m}_{1/2} = u_{1/2} \rho_{L/R} = a_{1/2} M_{1/2} \begin{cases} \rho_L & \text{if } u_{1/2} > 0 \\ \rho_R & \text{otherwise} \end{cases} \quad (7c)$$

$$M_{1/2} = M_{(4)}^+(M_L) + M_{(4)}^-(M_R) + M_p \quad (7d)$$

$$P_{1/2} = P_{(5)}^+(M_L)P_L + P_{(5)}^-(M_R)P_R + P_u \quad (7e)$$

3.2 유한체적복사해법

본 연구에서 유동장은 축대칭이지만, 3차원 원통형 좌표계를 고려하였다. 제어각도와 제어체적 내에서 복사강도의 크기는 변하지 않지만 복사강도의 방향은 변할 수 있다는 가정과 함께 복사전달방정식을 제어각도와 제어체적으로 적분하여 정리하면 다음과 같은 유한체적공식을 얻을 수 있다[8].

$$\sum_{i=e,w,n,s,t,b} I_i^m \Delta A_i D_{\alpha}^m = \tau_0 (-I^m + S_r^m)_P \Delta V \Delta \Omega^m \quad (8a)$$

여기에서,

$$D_{\alpha}^m = \int_{\Delta \Omega^m} (\vec{s} \cdot \vec{n}_i) d\Omega^m \quad (8b)$$

$$\vec{s}^m = \sin\theta \cos\varphi_{\Omega} \vec{e}_x + \sin\theta \sin\varphi_{\Omega} \vec{e}_y + \cos\theta \vec{e}_z \quad (8c)$$

$$\vec{n}_i = \vec{n}_{x,i} \vec{e}_x + \vec{n}_{y,i} \vec{e}_y + \vec{n}_{z,i} \vec{e}_z \quad (8d)$$

$$S_r^m = (1 - \omega_0) T^4 + \frac{\omega}{4\pi} \int_{\Omega' = 4\pi} I_{\Omega'}^m \Phi^{m'm} d\Omega' \quad (8e)$$

$$\Delta \Omega^m = \int_{\theta^{m-}}^{\theta^{m+}} d\theta \int_{\varphi_{\Omega}^{m-}}^{\varphi_{\Omega}^{m+}} \sin\theta d\varphi_{\Omega} \quad (8f)$$

Equation 8a의 좌변항은 제어각도 내에서 제어체적의 경계면을 통한 복사에너지의 순유출량을 나타내고, 우변항은 제어각도와 제어체적 내에서 흡수, 방사, 그리고 산란에 의한 복사에너지의 증가량을 나타낸다. 또한 Eq. 8b의 방향가중치는 그 부호에 따라 제어면을 통한 복사에너지의 유출입을 나타낸다.

격자점에서의 복사강도와 경계면에서의 복사강도를 연결시키기 위해서 계단차분법[8]을 적용하였다.

$$a_{PP}^m I_P^m = a_{EE}^m I_E^m + a_{WW}^m I_W^m + a_{NN}^m I_N^m + a_{SS}^m I_S^m + a_{TT}^m I_T^m + a_{BB}^m I_B^m + b_P^m \quad (9a)$$

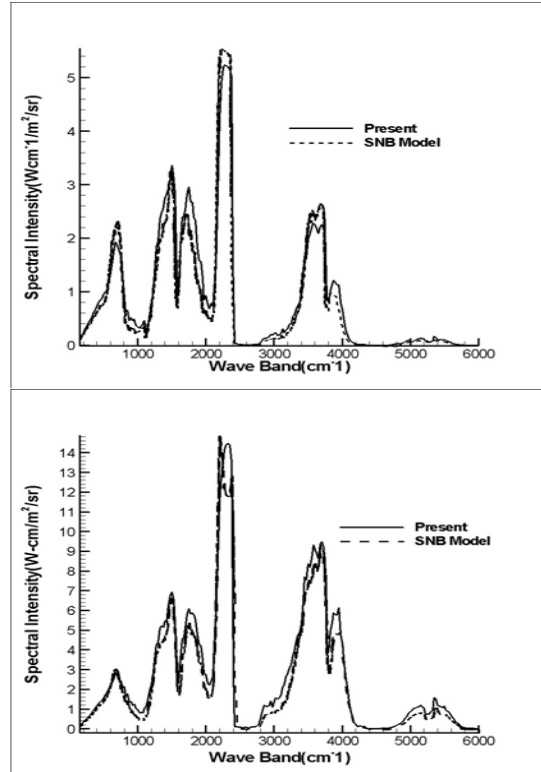


Fig. 2 Spectral intensity for the case of (a) constant temperature and mole fractions and (b) variable temperature and mole fractions

여기에서,

$$a_I^m = \max(\Delta A_i D_{ci}^m, 0) \quad (9b)$$

$$a_P^m = \sum_{i=e,w,n,s,t,b} \max(\Delta A_i D_{ci}^m, 0) + \tau_{0,P} \Delta V \Delta \Omega^m \quad (9c)$$

$$b_P^m = (\tau_{0,S_r}^m)_P \Delta V \Delta \Omega^m \quad (9d)$$

Equation 9b에서 하첨자 I 는 E, W, N, S, T, B 를 나타내고 하첨자 i 는 e, w, n, s, t, b 를 나타낸다.

4. 결과 및 토론

4.1 모델 검증

NB-based WSGGM을 검증하기 위하여 파장별 복사강도를 statistical narrow band model(SNB Model)을 통한 예측값[9]과 비교하였다. 배기플룸의 가스는 CO_2 20%, H_2O 10%, 그리고 N_2

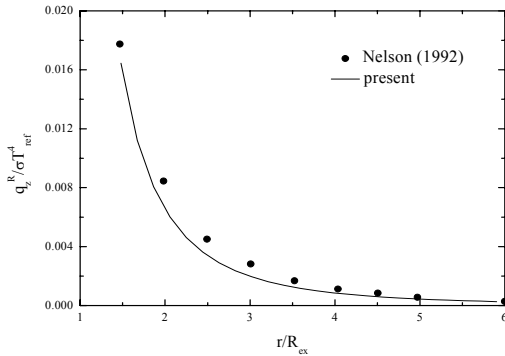


Fig. 3 Base heating due to searchlight emission for the case of $\delta = 0^\circ$

Table 1. Calculation condition of nozzle inlet

	Case 1	Case 2
Flight Mach Number	0.9	1.6
Altitude (km)	5	5
Total Pressure (kPa)	160.28	299.35
Total Temperature (K)	747.8	2000
Ambient Pressure (kPa)	54.05	54.05
Ambient Temperature (K)	255.65	255.65

70%로 구성되어 있으며 가스의 온도는 1,000 K로 설정하였다.

Figure 2(a)는 참고문헌[9]에서 얻은 present와 SNB 예측값으로부터 파장별 복사강도를 비교하여 보여주고 있다. 하지만 실제 배기플룸의 물성치는 거리에 따라 변하기 때문에 매질의 온도는 $T = 1200(1 - 2|x - 0.5|/3 + 1)$, CO_2 의 몰분율

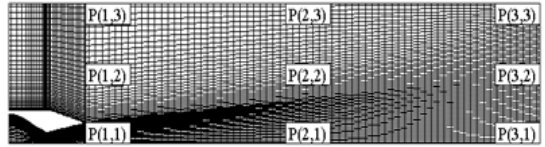
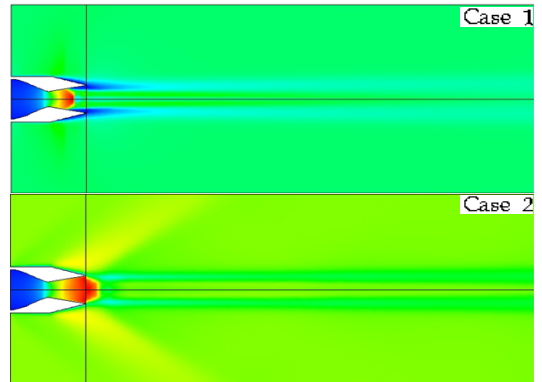
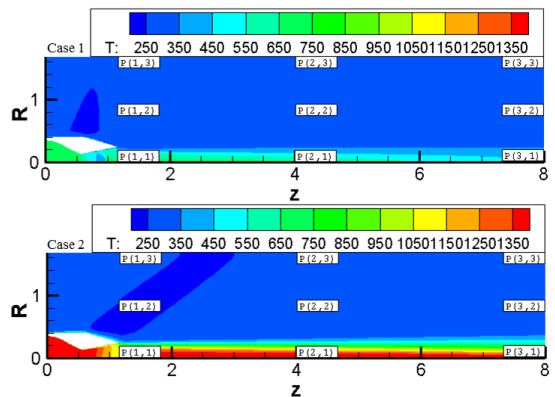


Fig. 4 Illustrations of the mesh systems adopted and IR signature measuring points



(a) Mach number contours



(b) Temperature contours

Fig. 5 Flow characteristics in the aircraft exhaust plume for the Cases 1 and 2

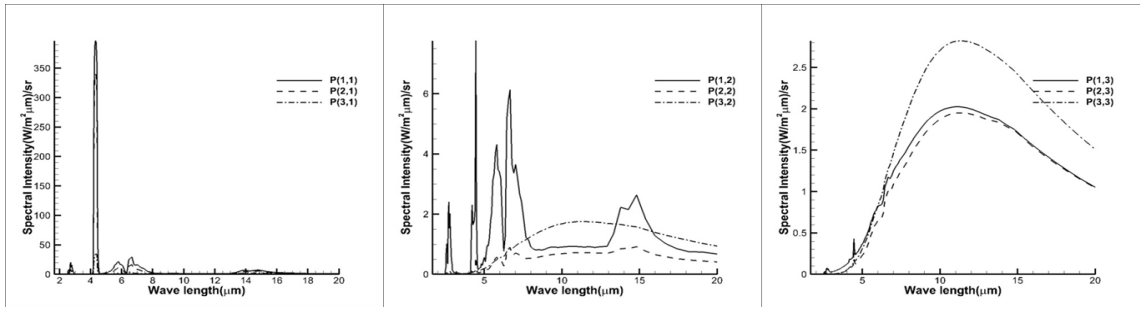
$X_{CO_2} = 0.1 - 0.16|x - 0.5|$, H_2O 의 물분율
 $X_{H_2O} = 0.2 - 0.32|x - 0.5|$, 그리고 N_2 의 물분율
 $X_{N_2} = 1 - X_{CO_2} - X_{H_2O}$ 로 하여 SNB Model과 비교
 하여 Fig. 2(b)에 나타내었다. 두 경우 모두 잘
 일치하는 결과를 확인할 수 있다.

Figure 3은 배기플룸의 길이에 대한 무차원 복
 사열유속을 보여주고 있다. 여기에서, 배기플룸
 은 차갑고 순수 산란만을 고려하였으며, 플룸의
 온도는 T_{ref} 이고 광학두께 τ_0 는 0.5로 하였다.

r/R_{cx} 가 증가할수록 저부면에서의 복사열유속
 이 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이것은 플룸
 과 저부면의 거리가 멀어질수록 플룸에서 산란
 에 의해 저부면에 도달하는 광자의 개수가 적어
 지기 때문이다. 이 결과는 Nelson[14]의 결과와
 도 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다.

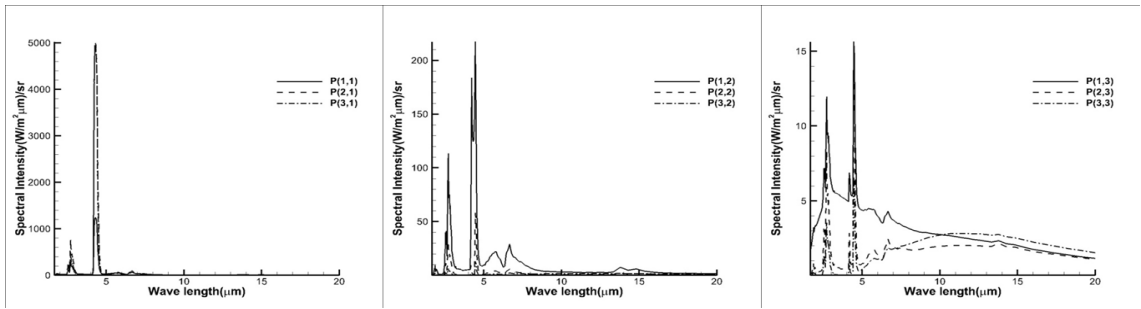
4.2 항공기 플룸의 IR 신호

본 연구에서는 플룸에서의 IR 신호를 살펴보
 기 위하여 두 개의 서로 다른 조건을 고려하였
 다. 즉, Case 1은 고도 5 km, 마하수는 0.9 이며,
 Case 2는 고도 5 km, 마하수는 1.6으로 설정하
 였다. 여기에서 화학종의 구성은 CO_2 13%, H_2O
 13%, 그리고 N_2 74%로 하였다. 한편, Fig. 4는
 본 연구에 사용한 수축확대노즐과 격자시스템을
 보여주고 있다. 여기에서, 격자시스템의 축방향
 길이는 플룸의 유동특성을 파악하기 위하여 노
 즐 지름의 50배로 확장하였다. 또한, IR 신호를
 측정하기 위해 격자에서의 각 위치를 $P(i, j)$ 로
 설정하였다. 여기에서, $P(i, 1)$ 과 $P(i, 3)$ 은 플룸의
 안쪽과 바깥쪽이며 $P(i, 2)$ 는 유동조건에 따라 플
 룸의 안쪽 또는 바깥쪽이다. 마하수와 매질의 온
 도에 따른 플룸 내부의 유동 특성을 Fig. 5에 도
 시하였다. Fig. 5의 Case 2에 해당하는 Mach
 counter에서는 초음속 유동으로 인한 충격과 현
 상을 확인할 수 있다. 또한, Case 2의 플룸 내부



(a) Measuring points P(i, 1) (b) Measuring points P(i, 2) (c) Measuring points P(i, 3)

Fig. 6 Spectral intensity at different measuring points for Case 1 with Mach number 0.9



(a) Measuring points P(i, 1) (b) Measuring points P(i, 2) (c) Measuring points P(i, 3)

Fig. 7 Spectral intensity at different measuring points for Case 2 with Mach number 1.6

온도가 Case 1에 비해 매우 높은 것을 확인할 수 있다. 따라서 가스 구성이 같은 경우에는 복사열유속은 온도에 의존하기 때문에 초음속 유동에서 더 많은 복사 열전달이 있음을 예상할 수 있다.

Figure 6은 Case 1의 측정 위치에서의 파장별 복사강도 분포를 보여주고 있다. 즉, 거의 모든 지점에서 2.8, 4.3 μm 에서 CO_2 , 6, 7 μm 에서 H_2O 로 인한 높은 파장별 복사강도를 확인할 수 있다. Fig. 7은 Case 2의 측정 위치에서의 파장별 복사강도를 나타내고 있다. 여기에서, Fig. 6에서와 마찬가지로 노즐 출구와의 거리가 멀어질수록 파장별 복사강도가 약해지는 것을 확인할 수 있는데, 이것은 플룸의 온도 또한 노즐 출구와의 거리가 멀어질수록 낮아지기 때문이다. 이 현상은 모든 수평 위치에서도 확인할 수 있다. 그리고, 수평 위치가 높아짐에 따라 복사강도의 크기는 크게 감소하는데, 이것은 Figs. 6(b)와 (c)가 뜨거운 플룸의 바깥쪽에 위치하기 때문이다. 또한, Figs. 6(c)와 7(c)에서 측정위치가 배기플룸으로부터 멀어짐에 따라 플룸이 대기성분과 섞이면서 파장별 복사강도의 분포가 연속적인 특성을 나타내고 있음을 확인할 수 있다. 여기에서, 초음속 유동인 Fig. 6(c)가 아음속 유동인 Fig. 7(c)보다 파장별 복사강도의 크기가 높게 나타나고 있는데 이것은 가스 온도의 효과이다.

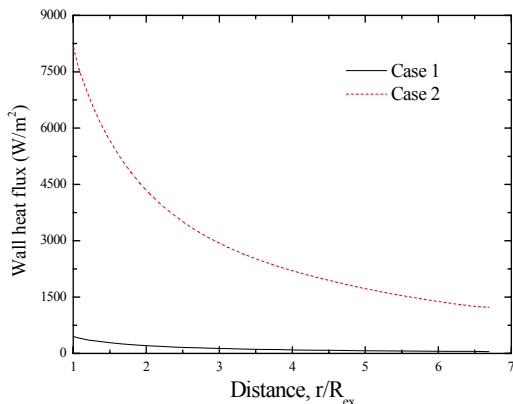


Fig. 8 The effect of nozzle inlet conditions on the base heating

4.3 항공기플룸 저부기열

Figure 8은 Case 1과 2에 의한 배기플룸으로부터의 벽면 복사열유속을 보여준다. 가스의 구성은 CO_2 13%, H_2O 13%, 그리고 N_2 74%이다. 입자는 고려하지 않았고 등방성 산란으로 가정하였다. 플룸과 저부면의 거리가 멀어짐에 따라 벽면에서의 복사열유속이 감소되는 것을 알 수 있다. 이것은 Fig. 5의 온도분포를 통해 확인할 수 있듯이 플룸이 노즐 출구에서 멀어질수록 저온의 대기와 섞이면서 플룸의 온도가 낮아지기 때문이다. 또한 Case 1의 저부면의 복사열유속은 Case 2에 비해 매우 낮은 것을 확인할 수 있다. 이것은 Case 2에서 배기플룸의 온도가 Case 1에 비해 매우 높기 때문이다.

4.4 입자 농도의 효과

입자와 가스 분포는 항공기 배기플룸에 많은 영향을 끼친다. 그러므로 복사저부기열에서 입자 농도의 효과는 고려되어야 한다. 입자의 온도와 가스의 온도는 같게 하였고 등방성 산란을 고려하였으며, 입자의 농도는 0에서부터 0.1 kg/m^3 까지 변화시켰다. 여기에서, 배기플룸 내의 고체 입자는 Al_2O_3 로 가정하였다. 입자의 크기는 플룸 내 Al_2O_3 의 대표적인 입자 크기로 알려져 있는 0.79, 1.28, 1.76, 2.44, 그리고 3.95 μm 으로 설정하였고 질량을 기준으로 각각 20%의 가중치인자를 갖는다고 가정하였다. 그리고 입자의 밀도는

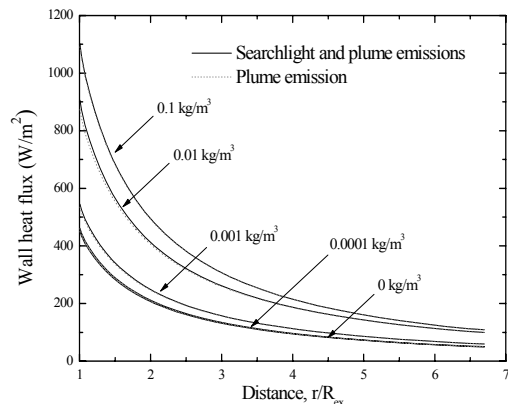


Fig. 9 The effect of particle concentrations on the base heating

3,700 kg/m³, 입자 방사도는 0.3으로 설정하였다 [8]. Fig. 9에서 입자의 농도가 0일 때, 즉, 플룸에 입자가 없는 경우를 살펴보면 SE가 저부면에서 탐지되지 않는 것을 확인할 수 있다. 그 이유는 노즐 출구로부터 방사된 광자가 배기플룸 내에 입자가 없으므로 저부면으로 산란이 불가능하기 때문이다. 한편, 입자의 농도가 0에서부터 0.1 kg/m³까지 증가함에 따라 저부면에서의 복사열유속이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이는 입자의 농도가 증가하면 배기플룸 내에서 더 많은 복사에너지를 방사하기 때문이다.

5. 결 론

본 연구에서는 항공기 생존성 관점에서의 복사특성을 찾기 위하여 아음속과 초음속 유동에서 배기플룸에 의한 IR 신호와 복사저부가열을 고찰하였으며 그 결과를 아래와 같이 정리할 수 있다.

- 1) 거의 모든 측정 지점에서 2.8 및 4.3 μm 에서 CO₂, 그리고 6 및 7 μm 에서 H₂O로 인한 높은 파장별 복사강도가 관찰된다.
- 2) r/R_{ex} 가 증가할수록 저부면에서의 복사열유속은 감소한다.
- 3) 입자의 농도가 증가할수록 저부면에서의 복사열유속은 증가한다.

후 기

이 논문은 2011년도 한국추진공학회 (연구회 지원사업 - 로켓 및 항공기 추진기관 스텔스 기술 연구회) 및 국토해양부 「하늘 프로젝트」의 지원에 의하여 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Mahulikar, S. P., Rao, G. A., and Kolhe, P. S., "Infrared Signatures of Low Flying Aircraft and Their Rear Fuselage Skin's Emissivity Optimisation," *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 1, 2006, pp.226-232
2. Sonawane, H. R. and Mahulikar, S. P., "Tactical Air Warfare: Generic Model for Aircraft Susceptibility to Infrared Guided Missiles," *Journal of Aerospace Science Technology*, Vol. 16, No. 4, 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," *Transactions of the KSAS*, Vol. 39, No. 12, 2011, pp.1141-1149
4. Stockham, L. W. and Love, T. J., "Radiative Heat Transfer from a Cylindrical Cloud of Particles," *AIAA Journal*, Vol. 6, No. 10, 1968, pp.1935-1940
5. Waston, L. W. and Love, A. L., "Thermal Radiation Model for Solid Rocket Booster Plumes," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 14, No. 11, 1977, pp.641-647
6. Baek, S. W. and Kim, M. Y., "Analysis of Radiative Heating of a Rocket Plume Base with the Finite-Volume Method," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 40, No. 7, 1997, pp.1501-1508
7. Tan, H.-P., Shuai, Y., and Dong, S.-K., "Analysis of Rocket Plume Base Heating by Using Backward Monte-Carlo Method," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 19, No. 1, 2005, pp.125-127
8. 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," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 3, 2008, pp.454-458
9. Lee, S. N. and Baek, S. W., "Analysis of Radiative Heat Flux for Nozzle Flow," *Journal of Applied Mechanics and Materials*, Vols. 110-116, 2012, pp.3025-3030

1. Mahulikar, S. P., Rao, G. A., and Kolhe, P. S., "Infrared Signatures of Low Flying

-
10. Weiss, J. M. and Smith, W. A., "Preconditioning Applied to Variable and Constant Density Flows," AIAA Journal, Vol. 33, No. 11, 1995, pp.2050-2057
 11. Smith, T. F., Shen, Z. F., and Friedman, J. N., "Evaluation of Coefficients for the Weighted Sum of Gray Gas Model," Journal of Heat Transfer, Vol. 104, No. 4, 1982, pp.602-608
 12. Liou, M. S., "A Sequel to AUSM: AUSM⁺-up for all Speeds," Journal of Computational Physics, Vol. 214, No. 1, 2006, pp.137-170
 13. Chai, J. C., Lee, H. S., and Patankar, S. V., "Finite-Volume Method for Radiation Heat Transfer," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 8, No. 3, 1994, pp.419-425
 14. Nelson, H. F., "Backward Monte-Carlo Modeling for Rocket Plume Base Heating," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 6, No. 3, 1992, pp.556-558