

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(8), 640-647(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.8.640>

항공기 배기 플룸의 파장별 IR 신호 해석

구본찬*, 백승욱**, 이경주***, 김만영****, 김원철*****

Spectral Infrared Signature Analysis of the Aircraft Exhaust Plume

Bonchan Gu*, Seung Wook Baik**, Kyung Joo Yi***, Man Young Kim**** and Won Cheol Kim*****

Division of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology* **

Korea Institute of Nuclear Safety***

Department of Aerospace Engineering, Chonbuk National University****

Agency for Defense Development*****

ABSTRACT

Infrared signature of aircraft exhaust plume is the critical factor for aircraft survivability. To improve the military aircraft survivability, the accurate prediction of infrared signature for the propulsion system is needed. The numerical analysis of thermal fluid field for nozzle inflow, free stream flow, and plume region is conducted by using the in-house code. Weighted Sum of Gray Gases Model based on Narrow Band with regrouping is adopted to calculate the spectral infrared signature emitted from aircraft exhaust plume. The accuracy and reliability of the developed code are validated in the one-dimensional band model. It is found that the infrared radiant intensity is relatively more strong in the plume through the analysis, the results show the different characteristic of the spectral infrared signature along the temperature, the partial pressure, and the species distribution. The continuous spectral radiant intensity is shown near the nozzle exit due to the emission from the nozzle wall.

초 록

추진기관 배기 플룸의 적외선 복사(Infrared radiation :IR) 신호는 항공기 생존성에 영향을 미치는 주요 요인이다. 항공기의 생존성 향상을 위해 IR 감소 설계 기술이 적용된 추진기관의 정확한 IR 신호 예측이 필요하다. 본 연구는 유동 및 열전달 해석 코드를 이용하여 노즐 내부, 외부 자유류, 플룸 영역의 열유동장을 수치 해석하였다. 비회색가스의 특성을 효율적으로 해석하는 좁은밴드 기반의 재조합 회색가스가중합법을 적용하여 항공기 플룸에서 방사되는 파장별 IR 신호를 계산하였다. 개발된 프로그램의 정확성과 신뢰성을 확보하고자 1차원 모델에 대한 검증을 거친 후 항공기 추진기관의 열유동장 및 파장별 IR 신호 해석을 수행하였다. 해석을 통하여 상대적으로 플룸 내부에서 IR 복사강도가 높은 것을 확인하였고 온도, 분압, 화학종에 따라 다른 파장별 IR 신호 특성을 파악하였다. 노즐 출구 부근에서는 노즐 벽면의 고체 방사로 인하여 파장별 IR 복사강도가 연속적으로 나타났다.

Key Words : Infrared signature(적외선 신호), WSGGM-NB-Regroup(좁은 밴드 기반의 재조합 회색가스가중합법), Spectral Radiant Intensity(파장별 복사강도), Plume(플룸), Non-gray gas(비회색 가스)

† Received: June 2, 2014 Accepted: July 22, 2014

** Corresponding author, E-mail : swbaek@kaist.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서론

군사용 항공기 설계 단계에서 스텔스 기술 적용은 적대적 환경 하에서 항공기의 생존성을 향상 시키는 주된 기술이다. 항공기의 피탐지성과 취약성을 감소시키는 기술이 적용된 항공기는 현대 전장에서 중요한 역할을 하고 있다. 특히, 레이더 시스템과 적외선 탐지기 [1] 등 다양한 탐지 기술의 발달로 인하여 피탐지 감소 기술이 항공기 무기 체계에서 중요한 위치를 차지하고 있다. 이에 각국에서는 자국 항공기의 생존성 향상을 위한 피탐지 기술을 보유하고 있고 항공기의 적외선 신호와 레이더에 의한 탐지를 감소시키는 연구가 국내외에서 진행되고 있다[2].

항공기의 다양한 피탐지 요인 중 엔진 배기관 및 플룸에서 방사하는 높은 복사강도 신호는 열추적 미사일로 인한 항공기 손실의 주요 원인으로, 이에 대응하는 항공기의 적외선 신호 감소 기술 연구는 필수적이다. 또한 이에 선행하여 항공기 배기관 및 플룸에서 발생하는 적외선 신호를 정확히 예측하는 모델 개발이 매우 중요하다.

항공기에서 발생하는 적외선 감소 연구는 국내/외에서 다양한 방법으로 진행되었다. Shan et al. [3]은 터보팬 엔진의 배기장치에 잎 모양 혼합기(lobed mixer)를 적용하여 적외선 신호 감소 연구를 하였고, Mahulikar et al. [4]는 항공기에서 발생하는 적외선 신호 및 대기 환경을 고려하여 생존성 관련 연구를 수행하였다. Kang et al[5]는 노즐 형상 변화에 따른 적외선 신호의 영향성 연구한 바 있다. 그러나 항공기 추진기관 및 배기 플룸 전 영역에서 적외선 신호 해석 연구와 파장별 복사 신호 분석관련 연구는 아직 충분히 진행되지 못한 실정이다.

본 연구에서는 항공기 배기관, 플룸에서 발생하는 열유동장과 적외선 신호를 노즐 내부, 외부 자유류 및 플룸 영역에서 수치적 해석하였다. 파장별 적외선 신호를 해석하기 위하여 유동 및 열전달 해석 코드와 좁은밴드 기반의 재조합 회색가스가중합법을 적용하였다. 이를 통해 플룸 내부에서 적외선 복사 신호 특성을 파악하였고 복사 물성치에 따라 파장별 적외선 신호를 분석하였다.

II. 본론

2.1 수치 해석 및 경계조건

추진기관에서 발생하는 IR 신호를 해석하기

위하여 항공기 추진기관의 열전달 및 유동 해석을 수행하였다. 이를 해석하기 위해서 2차원 축대칭 Navier-Stokes 방정식, 에너지 방정식, 복사전달 방정식, 화학종 방정식, 난류방정식을 적용하였다.

2.1.1 지배방정식 및 해석기법

2차원 축대칭 유동장을 지배하는 비정상, 점성, 압축성 Navier-Stokes 방정식을 적분형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint_S (F_i - F_v) \cdot \hat{n} dA = \int_V S dV \quad (1)$$

식(1)에서 V 는 제어체적, S 는 제어표면, \hat{n} 는 제어표면의 바깥 방향으로의 법선 벡터를 나타낸다. 본 연구에서는 보존변수(conservative variables) Q 를 Weiss and Smith [6]의 예조건화(preconditioning) 기법을 적용하여 나타내었으며, 다음과 같다.

$$Q = [p, u, v, T, k, \omega, Y_i]^T \quad (2)$$

여기서 보존변수는 차례대로 압력, 축 및 반경 방향 속도, 온도, 난류 운동에너지, 난류의 비소산율, 각 화학종의 질량 분율을 나타낸다.

비점성 플럭스 벡터 F_i 와 점성 플럭스 항 F_v 은 아래와 같다.

$$F_i = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uh \\ \rho uk \\ \rho u\omega \\ \rho u Y_i \end{bmatrix} \hat{i} + \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vw \\ \rho v^2 + p \\ \rho vh \\ \rho vk \\ \rho v\omega \\ \rho v Y_i \end{bmatrix} \hat{j} \quad (3)$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} - q_x \\ \tau_{\kappa x} \\ \tau_{\omega x} \\ q_{ix} \end{bmatrix} \hat{i} + \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} - q_y \\ \tau_{\kappa y} \\ \tau_{\omega y} \\ q_{iy} \end{bmatrix} \hat{j} \quad (4)$$

$$S = -\frac{1}{y} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ \rho vh \\ \rho vk \\ \rho v\omega \\ \rho v Y_i \end{bmatrix} + \frac{1}{y} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} - q_y \\ \tau_{\kappa y} \\ \tau_{\omega y} \\ q_{iy} \end{bmatrix} \quad (5)$$

식 (5)에서 원천항(source term) S 는 축대칭 생성벡터이다.

지배방정식은 정렬 격자를 기반으로 격자 중심(cell-centered)의 유한체적법으로 이산화하였다. 비점성 플럭스 항은 AUSM⁺ 기법 [7]에 예조건화를 적용한 AUSM⁺-up 기법 [8]을 사용하여 계산하였다. 점성 플럭스 항은 중심 차분법(central difference)에 교차확산을 고려하여 계산하였다. 난류 항은 Menter [9]의 $k-\omega$ SST 모델에 압축성 효과를 고려한 보정 난류 모델 [10]을 적용하였다. 시간전진은 완전한 내재적(fully implicit) 방법을 사용하고 시간에 대해 후방 차분(backward differencing)법을 이용하고, 해의 수렴성을 향상시키기 위하여 국부시간 전진기법(local time stepping)을 이용하였다.

2.1.2 복사전달방정식

비회색 가스(nongray gas) 혼합물의 복사 열유속은 n 개의 회색 밴드 복사강도의 합으로 정의되며 다음과 같다.

$$q_r = \sum_{n=1}^N \int_{\Omega=4\pi} I_n(\vec{r}, \vec{s}) (\vec{s} \cdot \hat{n}) d\Omega \quad (6)$$

식(6)의 q_r 은 복사 열유속(radiative heat flux) 벡터, $I_n(\vec{r}, \vec{s})$ 는 임의의 위치 \vec{r} 에서 경로 \vec{s} 를 따라 n 번째 회색 밴드 복사 강도, \hat{n} 은 검사면(control surface)에서의 단위 법선벡터, Ω 는 입체각(solid angle)을 나타낸다.

복사 열유속을 얻기 위하여 매질의 복사강도를 다음 복사전달방정식(radiative transfer equation, RTE)을 이용하여 계산한다.

$$\frac{dI(\vec{r}, \vec{s})}{ds} = \beta_0 \{-I(\vec{r}, \vec{s}) + S_R(\vec{r}, \vec{s})\} \quad (7)$$

$$S_R = \kappa_a I_b(\vec{r}) + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_{\Omega=4\pi} I(\vec{r}, \vec{s}') \Phi(\vec{s}' \rightarrow \vec{s}) d\Omega \quad (8)$$

여기서 $\beta_0 = \kappa_a + \sigma_s$ 는 소멸계수(extinction coefficient), κ_a 는 흡수계수, σ_s 는 산란 계수, Φ 는 유입되는 방향 \vec{s}' 으로부터 산란 방향 \vec{s} 로 복사에 관한 산란위상함수이다. 본 연구에서 항공기 추진기관은 로켓 추진기관과 달리 배기가스내 입자형태의 물질(soot)이 많지 않기 때문에 복사 전달방정식에서 산란 성질은 무시하였다.

본 연구에서는 유한체적법(finite-volume method for radiation, FVM) [11]을 사용하여 복사전달방정식을 해석하였다. 복사열전달의 해석시 열전달의 방향성 때문에 검사 각도를 고려해

야한다. 검사 각도는 입체각과 같으며 전체 입체각, 4π 는 $(N_\theta \times N_\phi)$ 개로 차분화되고 임의의 구간에서 천정각(polar angle, θ)과 방위각(azimuthal angle, ϕ)은 각각 N_θ 와 N_ϕ 개로 등간격을 갖도록 설정하였으며 이를 Fig. 1에 도시하였다. 이산화 방정식을 얻기 위하여 식 (7)을 Fig. 1의 검사 각도와 Fig. 2의 검사 체적에 대하여 적분하였다. 복사강도는 검사 체적과 검사 각도 내에서 일정하고 복사방향(radiation direction)에 대해 변한다고 가정하여 다음의 유한체적식을 얻었다.

$$\sum_i I_i^{mm} \Delta A_i \int_{\Delta\Omega^{mm}} (\vec{s} \cdot \hat{n}) d\Omega^{mm} = \beta_0 (-I^{mn} + S_R^{mm})_P \Delta V \Delta\Omega^{mm} \quad (9)$$

$$\hat{s} = \sin\theta \cos\phi \vec{e}_x + \sin\theta \sin\phi \vec{e}_y + \cos\theta \vec{e}_z \quad (10)$$

$$\vec{n}_i = n_{x,i} \vec{e}_x + n_{y,i} \vec{e}_y \quad (11)$$

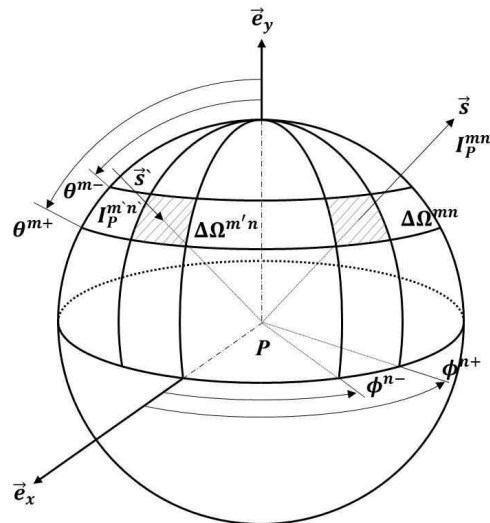


Fig. 1. Control angle

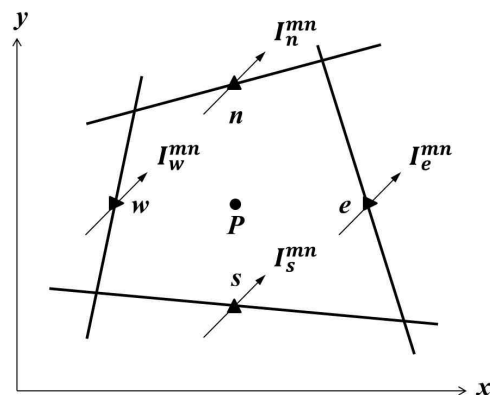


Fig. 2. Control volume

$$\Delta\Omega^{mn} = \int_{\phi^{m-}}^{\phi^{m+}} \int_{\theta^{m-}}^{\theta^{m+}} \sin\theta \, d\theta \, d\phi \quad (12)$$

식 (9)의 좌변항은 검사 체적의 경계면에서 복사에너지의 유출입을 나타내고, 우변항은 검사 체적과 검사 각도 내에서 복사에너지의 증가 또는 감소되는 양을 나타낸다. $\int (\vec{s} \cdot \hat{n}) d\Omega^{mn}$ 는 방향가중치(directional weights, D_{ci})[12]로 부호에 따라 복사에너지의 유출입을 나타내기 때문에 정확한 계산이 필요하며 결정된 검사 체적과 검사 각도에서 해석적으로 계산할 수 있다.

식 (9)에서 제어 체적의 경계면과 격자점에서 복사강도의 관계는 계단차분법(step scheme)을 이용하여 다음의 이산화방정식으로 나타낸다.

$$a_P^{mn} I_P^{mn} = \sum_I a_I^{mn} I_I^{mn} + b_P^{mn} \quad (13)$$

$$a_I^{mn} = \max(-\Delta A_i D_{ci}^{mn}, 0) \quad (14)$$

$$a_P^{mn} = \sum_i \max(\Delta A_i D_{ci}^{mn}, 0) + \beta_{0,P} \Delta V \Delta\Omega^{mn} \quad (15)$$

$$b_P^{mn} = (\beta_0 S_r^{mn})_P \Delta V \Delta\Omega^{mn} \quad (16)$$

위 식을 통하여 복사강도를 구하고 에너지 방정식의 복사열유속을 계산하였다.

2.1.3 경계조건

본 연구에서 사용한 계산영역은 Fig. 3에 나타난 바와 같이 추진기관의 노즐 유동과 외부 유동장을 포함한 영역이다. 노즐 입구에서는 전압력과 전온도 조건으로 설정하였고 외부 유입류(inlet)는 자유류 값으로 설정하였다. 유출류(outlet) 조건은 외삽하였다. 노즐 벽면에서는 점착조건(no-slip condition)을 노즐 축에서는 대칭조건을 적용하였다.

전체 계산영역은 열유동 특성 및 격자 구성의 용이성을 고려하여 다중 격자로 설정하였다. 각 블록은 노즐 내부, 외부 자유류, 플룸 영역으로 구성하였고, 외부 유동장의 크기는 노즐 출구 반지름을 기준으로 축방향 14배, 반경방향 6배로

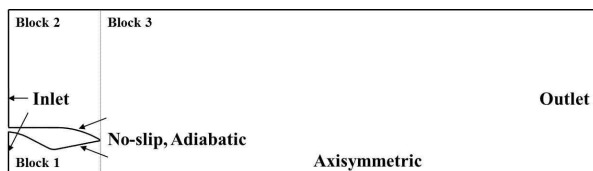


Fig. 3. Boundary conditions and multi-block

설정하였다.

2.2 IR 신호 해석 모델

배기플룸의 복사 물성치는 파장, 분압, 온도에 따라 다른 비회색 가스(non-gray gas)의 특성을 가지며 플룸을 구성하는 화학종에 따라 변화한다. 특히 파장(wavelength) 또는 파수(wavenumber)에 따라 복사 물성치의 변화가 크기 때문에 식 (7)에 파수를 고려하여 다음의 식을 통하여 복사강도를 계산하였다.

$$\frac{dI_\eta(\vec{r}, \vec{s})}{ds} = \kappa_{\alpha, \eta} \{-I_\eta(\vec{r}, \vec{s}) + I_{b, \eta}(\vec{r})\} \quad (17)$$

여기서 η 는 파수를 나타낸다.

비회색 가스의 물성치를 계산하는 방법에는 Line-by-Line(LBL) 모델, Wide-Band 모델(WBM), Narrow-Band 모델(NBM), Full-Spectrum 모델로 분류할 수 있다. LBL 모델은 해석 시 각 파장에 따라 모든 흡수계수를 고려하여 많은 계산량이 필요하다. WBM과 NBM은 임의로 밴드 두께를 설정하여 평균 복사 물성치를 이용하여 해석하며 정확도가 높으나 투과율을 모델링하므로 복사 강도와 상관을 고려해야 하기 때문에 계산이 복잡하다.

본 연구에서는 파장에 따라 변화가 없는 복사 물성치를 이용하여 복사 특성을 나타내고 복사열 전달 방정식에 쉽게 적용이 가능하며 공학적인 해석에서 계산 효율성이 높은 회색가스가중합법(Weighted Sum of Gray Gases Model, WSGGM) [13]을 사용하여 열유동장을 해석하였고, 파장 혹은 파수별 복사 강도 해석 시 좁은밴드(narrow band, NB)기반의 흡수계수의 크기가 비슷한 회색가스들을 재조합한 모델(WSGGM based on NB with Regrouping) [14]을 적용하였다.

2.2.1 회색가스가중합법

회색가스가중합법은 비회색 가스의 흡수계수를 다수의 회색가스에 의한 총 방사율을 가중치를 이용하여 다음과 같이 나타낸다.

$$\epsilon = \sum_{i=0}^I W_{\epsilon, i}(T) (1 - e^{-k_i PL}) \quad (18)$$

$$W_{\epsilon, i} = \sum_{j=1}^J b_{\epsilon, i, j} T^{j-1} \quad (19)$$

여기서 I 는 회색가스 수, $W_{\epsilon, i}$ 는 각 회색가스의 가중치, k_i 는 i 번째 회색가스 흡수계수, P 는 혼합물의 분압들의 합, L 은 경로길이, $b_{\epsilon, i, j}$ 는 가

스 온도 다항식 계수(polynomial coefficients)를 나타내며 k_i 와 $b_{\epsilon,i,j}$ 는 Smith et al.(1982)의 데이터를 사용하였다.

2.2.2 좁은밴드 기반의 회색가스가중합법

주어진 온도와 경로길이에서 좁은밴드 평균 투과율(narrow band mean transmissivity, $\bar{\tau}_\eta$)은 다수의 회색가스에 의한 방사율을 가중치를 이용하여 다음과 같이 나타낸다.

$$\bar{\tau}_\eta = \sum_i^I W_i(\eta) e^{-k_i L} \quad (20)$$

여기서 $W_i(\eta)$ 는 파장별 가중치를 나타낸다. 흡수계수 k_i 는 다음 식을 이용하여 계산하였다.

$$k_i = k_{io} \frac{P_{abs}}{T^2} e^{-\alpha_i/T} \quad (21)$$

여기서 P_{abs} 는 화학종의 분압, T 는 온도, k_{io} 와 α_i 는 모델 상수로 Kim과 Song(1997)의 데이터를 이용하여 계산하였다[15].

CO₂와 H₂O로 구성된 혼합가스는 각 가스의 평균 투과율을 곱하여 계산하였다. 본 연구에서 사용된 회색가스의 수는 CO₂는 30개, H₂O는 15개이다.

2.2.3 재조합

플룸의 혼합가스 해석에 고려해야할 회색 가스는 수백 개이며, 계산 시 많은 시간이 요구된다. 이에 흡수계수의 크기가 비슷한 회색가스들을 재조합하여 분류하는 과정을 적용하였다. 각 회색가스의 투과율의 크기를 기준으로 N_{new} 개의 그룹으로 재조합하였다. 재조합된 i 번째 그룹의 파장별 가중치 $W_{i, re}$ 는 그룹에 속한 모든 회색가스의 가중치를 합하여 다음 식과 같이 계산하였다.

$$W_{i, re}(\eta) = \sum_n^{N_{new}} W_{n, mix}(\eta) \quad (22)$$

본 해석에서는 파동수 기준 25 cm⁻¹ 간격으로 좁은 밴드를 구성하여 가중치를 적용하고 CO₂ 30개, H₂O 15개로 총 450개의 회색가스를 7개의 그룹으로 재조합하였다. 파장별 복사강도는 온도, 분압, 복사방향 외에도 미소체적을 구성하는 화학종 분포의 영향도 있다.

2.3 해석 코드 및 IR 해석 모델 검증

축대칭 엔진의 노즐 내부와 외부 자유류의 열 유동장을 수치 기법을 사용하여 해석하였다. 이

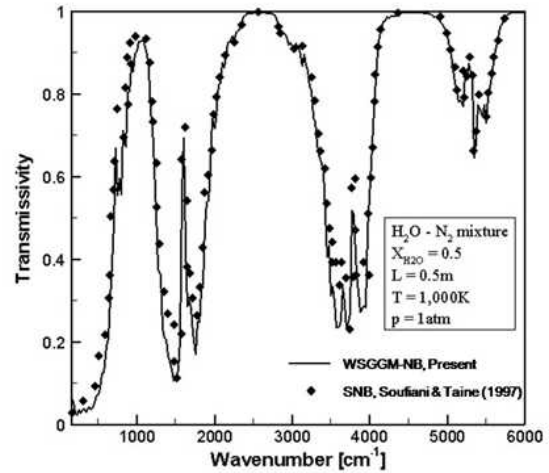


Fig. 4. Transmissivity of a CO₂-N₂ mixture

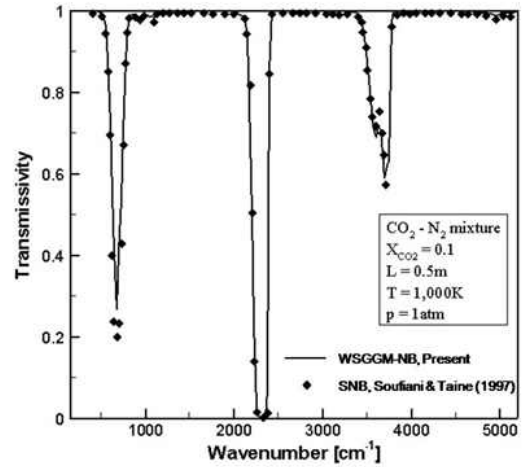


Fig. 5. Transmissivity of a H₂O-N₂ mixture

전연구[16, 17]를 통하여 코드의 신뢰성 확보 및 검증을 수행하였다.

본 해석에 적용된 좁은밴드 기반의 회색가스 가중합법(WSGGM-NB)을 검증하고자 Soufiani와 Taine(1996)의 논문 결과와 비교하였다[18]. 25cm⁻¹ 간격으로 좁은 밴드를 나누고 가스의 온도는 1000 K, 압력은 1 atm으로 설정하고 CO₂ 10%와 N₂ 90%로 구성된 혼합물과 H₂O 50%와 N₂ 50%로 구성된 혼합물에 대하여 계산하였다.

Figure 4와 5는 참고문헌의 statistical narrow band(SNB) 모델과 본 연구에 사용된 WSGGM-NB 모델의 해석 결과를 비교하여 보여 주고 있다. 두 모델은 혼합물에 대하여 투과율이 잘 일치함을 알 수 있고, 이는 본 연구에 적용된 모델의 정확성을 입증하였다.

2.4 플룸의 IR 신호 해석

플룸의 파장별 IR 복사강도를 해석하고자 노즐 목 면적 0.002785 m^2 , 팽창비(expansion ratio) 1.797의 축소-확장 노즐[19]을 고려하였다. 해석은 F-16급 엔진 조건으로 지상시험, 전온도 888 K, 노즐 압력 비 1.86으로 설정하였다. 노즐 입구에서 Jet-A 연료($\text{C}_{11}\text{H}_{22}$)의 완전연소 후 연소 가스는 CO_2 13%, H_2O 13%, N_2 74%의 물분율을 가지는 화학종으로 구성하였고 외부 자유류는 대기 성분과 동일하다고 가정하였다.

열유동 해석 시 계산 시간의 절감을 위하여 파장별 물성치를 고려하지 않고 회색가스가중합법을 이용하여 복사열전달을 계산하였다.

Figure 6은 열유동장의 해석 결과에서 마하수와 온도 분포도를 나타내고 있다. 결과는 플룸 영역에서 온도 분포는 노즐 출구에서 멀어질수록 일정하게 감소하지 않음을 보여주고 있다. 이는 본 해석 조건에서 팽창비가 커 유동박리가 발생하기 때문이며 수직 및 램다 충격파로 인하여 온도분포가 국부적으로 높게 나타나기 때문이다.

수렴조건을 만족하는 열유동장 해석 결과를 바탕으로 파장별 IR 복사강도를 좁은밴드 기반의 재조합된 회색가스가중합법을 이용하여 계산하였

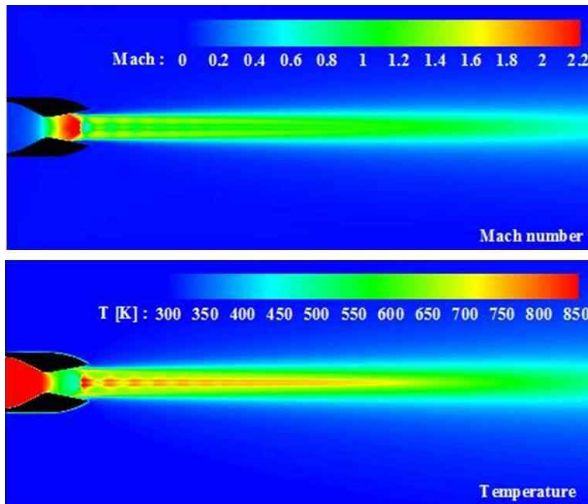


Fig. 6. Mach number and temperature

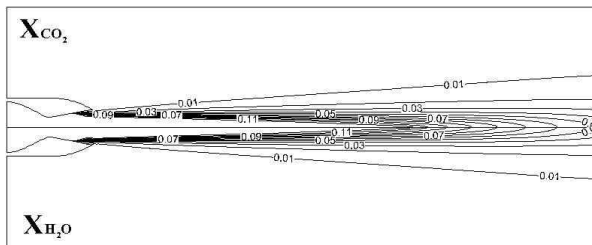


Fig. 7. Mole fraction of CO_2 and H_2O

다. Fig. 7은 플룸 영역에서 CO_2 와 H_2O 의 물분율을 나타내고 있다. 결과에서 두 화학종은 유사한 분포를 보이며, 특히 플룸 후류로 갈수록 동일한 분포를 가지는데 이는 노즐 입구 조건으로 같은 물분율로 구성하였기 때문이다.

Figure 8은 플룸 영역 A($2D_e$), B($5D_e$), C($6.5D_e$) 위치에서 파장별 IR 복사강도를 나타내고 있다. 이때 D_e 는 노즐 출구 지름길이이다. 결과는 대부분 위치에서 2~3, 4.3, 5~8 μm 파장 영역에서 다른 파장보다 높은 강도의 신호를 보여주고 있다. 이는 외부 대기과 배기가스 성분 중 CO_2 와 H_2O 의 영향으로 CO_2 의 경우 4.3 μm 파장, H_2O 의 경우 2~3, 5~8 μm 영역에서 흡수계수가 크기 때문이다.

노즐 출구로부터 먼 플룸 영역에서는 온도와 분압이 낮기 때문에 가까운 영역보다 낮은 강도의 신호를 방출 하였다.

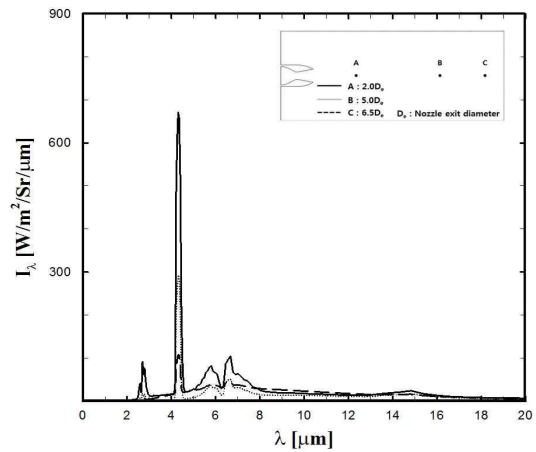


Fig. 8. Spectral radiance intensity at plume

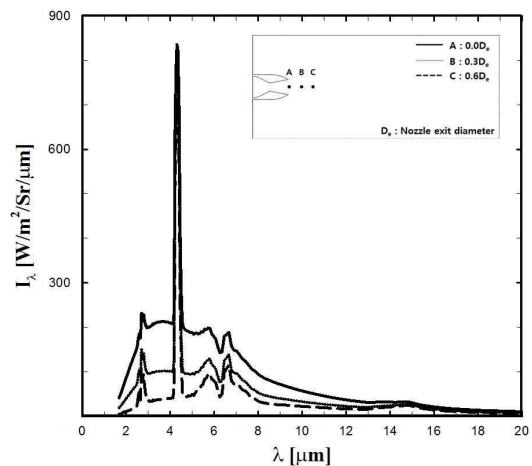


Fig. 9. Spectral radiance intensity at several points near the nozzle exit

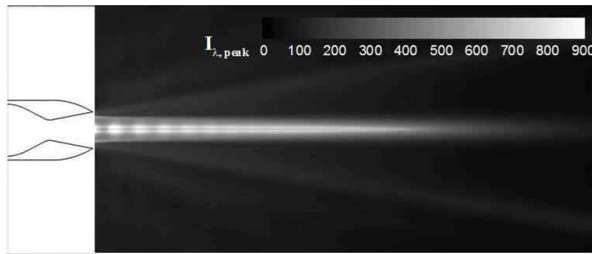


Fig. 10. Peak radiance intensity at plume region

Figure 9는 노즐 출구 부근에 높은 온도를 갖는 세 위치에서 파장별 IR 복사강도 결과를 보여주고 있다. 세 위치 A, B, C는 각 노즐 출구, 출구로부터 $0.3D_e$, $0.6D_e$ 이다. 노즐 출구로부터 거리가 증가할수록 신호 세기가 감소함을 확인할 수 있다. 여기서 결과는 Fig. 8의 IR 복사강도와 상이한 분포를 나타내고 있다. 이는 노즐 출구 근처에서 노즐 벽면으로부터 고체에 의한 연속 방사에 의한 영향이 크기 때문이다. 반면에 플룸의 기체에 의한 선 방사의 경우 기체 복사 특성에 따라 파장에 따라 분연속적인 신호를 나타낸다.

피탐지성 측면에서 IR 탐지기는 가용 범위 내 항공기로부터 방사되는 가장 높은 강도의 IR 신호 추적한다. Fig. 10은 해석범위의 전체적인 IR 신호 강도를 나타내고 있다. 결과는 각 위치별 가장 높은 강도의 신호를 대푯값으로 설정하여 표시하였다. 결과는 플룸 내부에서 IR 신호 세기가 상대적으로 강하다는 것을 보여주고 있으며 이는 앞서 설명한 바와 같이 플룸 내부의 높은 온도 때문이다. IR 방사 결과는 온도 분포 및 CO_2 및 H_2O 의 화학종 분포와 유사하게 나타남을 확인할 수 있으며 이를 통해 온도 및 화학종 분포와 IR 방사와의 상관관계를 확인할 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 항공기 플룸에서 방사되는 파장별 IR 신호를 예측하고자 비회색가스의 물성치를 계산하는 해석적 방법에 대하여 연구하였다. 계산의 효율성과 해석 정확도를 높이고자 비회색가스의 특성을 효율적으로 모델링하는 좁은 밴드 기반의 회색가스가중합법을 도입하여 밴드별 IR 신호를 계산하였고 1차원적인 모델 검증을 통하여 신뢰성을 확보하였다. 본 해석 코드를 이용하여 플룸의 IR 신호를 해석하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

1) 상대적으로 IR 신호세기가 강한 플룸 내부

- 에서 CO_2 와 H_2O 에 의해 2~3, 4.3, 5~8 μm 의 파장 영역에서 높은 신호가 관찰되었다.
- 2) 노즐 출구로부터 거리가 증가할수록 온도와 분압의 영향으로 신호 세기가 감소하였다.
- 3) 충격파의 간섭으로 인하여 특정 지점에서 국부적으로 높은 온도 분포가 나타났으며, 신호의 강도도 높았다.
- 4) 노즐 출구 부근에서는 노즐 벽면으로부터 고체에 의한 연속방사로 인하여 플룸과 달리 파장별 연속적 신호가 측정되었다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방 피탐지 감소기술 특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다.

References

- 1) Hudson, R. D., *Infrared System Engineering*, Wiley-Interscience, 1969.
- 2) Mahulikar, S. P., Rao, G. A., and Sane, S. K., "Aircraft Plume Infrared Signature in Nonafterburning Mode," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 19, No. 3, July-Sept, 2005, pp.413~415.
- 3) 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, 2009, pp.3687~3695.
- 4) Mahulikar, Sp. P., Sonawane, H. R., and Rao, G. A., "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Science*, Vol. 43, 2007, pp.218~245.
- 5) Kang, D. W., Kim, I. D., Myon, R. S., and Kim, W. C., "Investigation of Aircraft Plume IR Signature for Various Nozzle ConFigurations and Atmospheric Conditions," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 42, No. 1, 2014, pp.10~19.
- 6) 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
- 7) Liou, M. S., "A Sequel to AUSM: AUSM+," *Journal of Computational Physics*, Vol. 129, No.

256, 1996, pp.364~382.

8) Liou, M. S., "A Sequel to AUSM, Part II: AUSM+_{up} for all speeds," *Journal of Computational Physics*, Vol. 214, 2006, pp.137~170.

9) Mentor, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, Aug. 1994, pp.1598~1605.

10) Wilcox, D. C., "Progress in Hypersonic Turbulence Modeling," *AIAA Paper 91-1785*, June 1991.

11) 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, July-Sept. 1994, pp.419~425.

12) Baek, S. W., Kim, M. Y., and Kim, J. S., "Nonorthogonal Finite-Volume Solutions of Radiative Heat Transfer in a Three-Dimensional Enclosure," *Numerical Heat Transfer, Part B*, Vol. 34, 1998, pp.419~437.

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

14) Park, W. H. and Kim, T. K., "Study on Regrouping of Gray Gases in spectral WSGGM

for Arbitrary Mixtures of CO₂ and H₂O Gases," *Transactions of the KSME B*, Vol. 27, No. 2, 2003, pp.227~235.

15) Kim, O. J. and Song, T. H., "Data base of WSGGM-based spectral model for radiation properties of combustion products," *Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer* Vol. 64, 2000, pp.379~394.

16) Lee, S. N. and Baek, S. W., "Numerical Analysis of Quasi-Steady-Combustion Characteristics in a Solid Rocket Motor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 5, Sept-Oct, 2010, pp.980~986.

17) Yi, K. J., Baek, S. W., Kim, M. Y., Lee, S. N., and Kim, W. C., "The Effects of Heat Shielding in Jet Engine Exhaust Systems on Aircraft Survivability," *Numerical Heat Transfer, Part A*, Vol. 66, 2014, pp.89~106.

18) Soufiani, A. and Taine, J., "High temperature gas radiative property parameters of statistical narrow-band model for H₂O, Co₂ and CO, and correlated-K model for H₂O and CO₂," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 40, No. 4, 1997, pp.987~991.

19) Hunter, C. A., "Experimental Investigation of Separated Nozzle Flow," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 3, 2004, pp.527~532.