

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(3), 185-193(2013)
DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.3.185>

항공기 비행환경에 따른 플룸 IR 신호 영향성 연구

김준영*, 전수환*, 명노신*, 김원철**

Computational Investigation of the Effect of Various Flight Conditions on Plume Infrared Signature

Joon-Young Kim*, Soo-Hwan Chun*, Rho-Shin Myong* and Won-Cheol Kim**

Department of Aerospace and System Engineering and Research Center for Aircraft Parts
Technology, Gyeongsang National University*, Agency for Defense Development**

ABSTRACT

The plume infrared signature effects at various flight conditions of aircraft were investigated for the purpose of reducing infrared signature level. The nozzle of a virtual subsonic unmanned combat aerial vehicle was designed through a performance analysis. Nozzle and associated plume flowfields were first analyzed using a density-based CFD code and plume IR signature was then calculated on the basis of the narrow-band model. Finally, qualitative information for the plume infrared signature characteristics was obtained through the analysis of the IR signature effects at various flight conditions.

초 록

항공기 추진 시스템의 IR(infrared; 적외선) 피탐지성 감소 연구를 위해 비행 환경에 따른 플룸 IR 신호의 영향성을 연구하였다. 이를 위해 가상의 아음속 무인기를 선정하고, 임무분석 및 성능 해석을 통해 엔진을 결정한 후 전체 임무를 만족시키는 노즐을 설계하였다. 압축성 CFD 코드를 이용하여 다양한 비행고도와 속도에 따른 열유동장 해석을 수행하였다. 열유동장 해석 결과를 바탕으로 narrow-band 모델을 기반으로 하여 항공기 후방동체 플룸 IR 신호를 계산하였다. 다양한 비행조건에 따른 플룸 IR 신호를 분석하여 항공기 플룸 IR 신호 특성에 관한 정성적 정보를 도출하였다.

Key Words : Infrared signature(적외선 신호), UAV nozzle(무인항공기 노즐), Plume flow field(플룸 유동장), Narrow-band model(협대역 모델)

1. 서 론

최근 전장의 무기체계가 대단위로 통합되고 관련 기술이 발달함에 따라 단일 비행체가 담당하는 임무의 범위가 과거에 비해 급격하게 증가하고 있다. 이에 따라 고정익 및 회전익 항공기,

무인 비행체의 생존성[1, 2] 향상이 절실히 요구되고 있다. 생존성(survivability)은 적에게 아군의 무기체계가 탐지되는 피탐지성(susceptibility)과 탐지된 후 타격을 받아 임무의 계속적 수행에 심각한 영향을 주는 취약성(vulnerability)으로 나눌 수 있다. 이 중 적의 공격을 원천적으로 차단

† Received: August 2, 2012 Accepted: February 26, 2013

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

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

할 수 있는 피탐지성 기술 개발에 대한 중요성을 인지하여 IR 신호나 레이더 신호에 의한 탐지를 줄이고자 하는 연구가 선진국에 의해 다양하게 진행되고 있다. 하지만 동시에 다양한 탐지기술이 개발되고 있어 보다 효과적인 피탐지성 관련 신호 저감기술 개발이 절실하게 요구되고 있다. 특히 열 감지 미사일에 의한 항공기의 손실이 증가하고 있기 때문에 IR 신호 해석을 통한 비행체의 생존성 향상 기술 개발은 매우 중요한 과제라 할 수 있다. 항공기에서 IR 신호를 발생시키는 요인으로는 공력에 의한 표면 가열, 태양 및 대기에 의한 방사, 엔진 배기플룸 등이 있다. 이 중에서 외부로 방출되는 항공기 표면 및 플룸에 의한 IR 신호가 탐지되는 주된 원인이 된다. IR 신호를 저감시키기 위해서 높은 수준의 IR 신호를 방출하는 부분을 차폐시키거나 온도를 줄이는 방식으로 생존성을 향상시킬 수 있다. 특히 엔진의 고온 배기플룸에서 발생하는 IR 신호에 대한 감소기술이 항공기 생존성 향상의 핵심기술이라고 할 수 있다.

엔진 배기 노즐의 플룸에 관한 연구는 다른 연구자들에 의해 다양하게 진행되었다. Hunter [3]는 노즐 압력비 변화에 따른 노즐 내부 유동장 변화를 실험적으로 연구하였다. 이를 통하여 압력차에 따른 노즐에서의 충격파 변화에 대한 결과를 획득하였으며, 현재 이론적 연구의 검증자료로 널리 활용되고 있다. Decher[4]는 노즐 출구 형상이 IR 신호에 미치는 영향성을 분석하였다. 국내에서는 Chun 등[5]에 의해 다양한 비행조건에 따른 노즐 열유동장 해석이 수행되어 플룸의 길이, 광학적 두께 및 최고 온도 등이 비교 분석된 사례가 있다. 이 외에도 항공기 후방동체의 IR 신호 수준을 예측하기 위해 형상계수를 적용한 에너지 방정식과 기체역학 방정식을 이용하여 노즐 내부 및 외부의 온도 차이에 의한 노즐 표면의 온도변화에 대한 연구도 수행된 바 있다[6]. 또한 항공기 후방동체의 solid angle 변화에 따른 IR 신호 해석 관련 연구[7], 수치해석을 통한 플룸 유동장에 관한 해석적 연구[8], 노즐 특성에 따른 후방동체 온도 변화에 대한 연구[9] 등이 있다. 현재까지의 연구에서는 주로 노즐 특성 및 내부 조건 변화에 의한 플룸의 특성 변화 연구에 초점을 맞추고 있으며, 다양한 비행조건에 따른 IR 신호 분석에 대한 연구는 미흡한 편이다.

본 연구에서는 항공기 IR 신호 저감설계 연구를 위하여 항공기 비행조건 변화에 따른 IR 신호의 영향성을 분석하였다. 비행고도 및 속도에 따른 노즐 열유동장 해석을 Chun 등의 논문[5]을

참고하여 수행하였고, 플룸 IR 신호 계산을 추가적으로 진행하여 비행조건 변화가 플룸 IR 신호에 미치는 영향을 분석하였다. 먼저 가상의 항공기를 선정하여 각 임무를 만족하는 노즐을 설계하였다. 설계된 노즐에 대해 비행 조건을 다양하게 변화시키며 열유동장 해석을 수행하고 각 조건에 대한 플룸 특성을 분석하였다. 열유동장 해석 결과를 바탕으로 narrow-band 모델을 이용하여 항공기 후방동체 플룸 IR 신호를 계산하였다.

II. 본 론

2.1 엔진 성능분석을 통한 노즐설계 및 해석조건 도출

노즐 및 플룸 열유동장 해석을 통한 항공기 후방동체에서의 열유동 특성을 분석하기 위해서는 추진계통에 대한 분석이 필요하다. 추진시스템에 대한 연구는 엔진 성능분석을 통한 노즐 입구의 초기조건 계산과 엔진 배기노즐 형상 설계로 이루어진다. 엔진 성능에 있어 가장 중요한 사항은 엔진에 대한 요구조건을 결정하는 것이다. 항공기 목적에 따라 요구조건이 다양한데, 민간 여객기는 비교적 간단한 임무 요구조건을 필요로 하지만, 군용항공기의 경우 그 임무가 매우 복잡하다. 엔진 성능분석 과정을 Fig. 1에 나타내었다. 본 연구에서는 엔진 성능해석 프로그램인 AEDsys[10]를 사용하였다.

우선 유사한 임무를 갖는 항공기를 참고하여 임무 및 성능 요구조건을 설정하고, 성능 요구조건을 토대로 항공기의 대략적인 크기와 추력을 정한 후 임무분석을 통해 항공기 엔진의 최종 추력을 계산하였다. 이 후 엔진 주요 요소에 대한 설계 값들을 결정하여 압력, 효율, 질량유량 등을 계산하였고, 이를 통해 임의의 특정조건에서 요구성능을 만족시키는 배기노즐을 설계하였다.

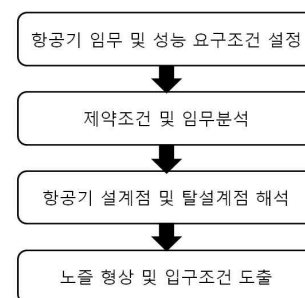


Fig. 1. Engine performance analysis procedure

Table 1. Nozzle inlet conditions

| Flight conditions | | Atmospheric conditions | | Nozzle inlet conditions | | | |
|-------------------|-------------|------------------------|------------------------------|------------------------------|-----------------|----------------|-------------|
| Altitude (ft) | Mach number | Temperature (K) | Pressure (N/m ²) | Pressure (N/m ²) | Temperature (K) | Velocity (m/s) | Mach number |
| 20,000 | 0.8 | 248.6 | 46,594 | 188,171.7 | 698.1 | 232.3 | 0.448 |
| | 0.6 | | | 157,565.9 | 663.4 | 226.0 | 0.447 |
| | 0.4 | | | 138,012.4 | 638.7 | 221.4 | 0.446 |
| 30,000 | 0.8 | 228.8 | 30,144 | 121,892.4 | 642.7 | 222.2 | 0.446 |
| | 0.6 | | | 102,056.2 | 610.7 | 216.2 | 0.446 |
| | 0.4 | | | 89,390.5 | 588.0 | 211.9 | 0.445 |
| 40,000 | 0.8 | 216.6 | 18,820 | 76,152.6 | 608.5 | 215.8 | 0.445 |
| | 0.6 | | | 63,762.7 | 578.3 | 210.0 | 0.445 |
| | 0.4 | | | 55,868.2 | 556.9 | 205.9 | 0.444 |

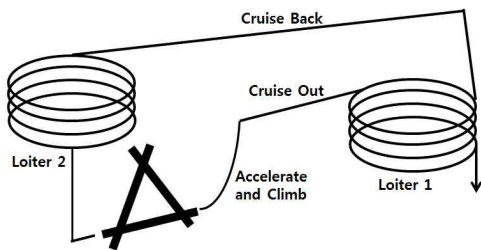


Fig. 2. X-45C Mission profile

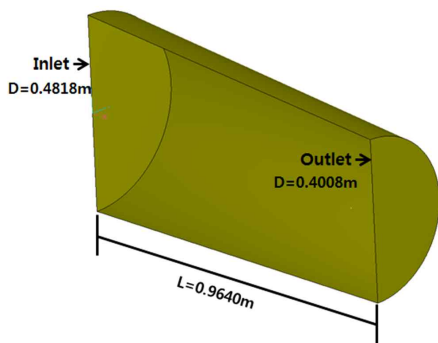


Fig. 3. Nozzle geometry

엔진 성능해석을 위한 참고 비행체로 비슷한 스케일을 가진 X-45C를 선택하였다. Fig. 2와 같이 이륙 후 아음속 순항 및 체공을 거쳐 최고속력으로 순항한 뒤 착륙하는 임무를 갖도록 설정하였다. Fig. 3은 성능해석을 통해 설계된 원형 축소노즐의 형상을 나타낸다.

설계된 원형노즐에 대해 비행고도를 20,000 ft, 30,000 ft, 40,000 ft 로 변화시키며 비행마하수가 0.4, 0.6, 0.8 일 때의 노즐 주변 열유동장 특성을 예측하였다. Table 1은 해석에 사용된 비행조건을 나타낸다. 또한 대기 중의 화학종이 플룸 IR

신호에 미치는 영향을 고려하기 위해 외부공기는 N₂ 78 %, O₂ 21 %, CO₂ 1 % 로 가정하였다. 또한 C₁₁H₂₂의 분자 구조를 갖는 제트 연료를 사용할 경우, 미세 먼지는 존재하지 않고 연료가 완전 연소하였다는 가정을 하였을 때 노즐 내부로 유입되는 유동은 물분을 기준으로 N₂ 74 %, H₂O 13 %, CO₂ 13 % 로 가정할 수 있다.

2.2 계산격자 및 경계조건

노즐 유동의 경우 고온기체, 충격파 등 수치적 계산이 난해한 물리적 현상이 혼재하여 해석에 많은 시간이 요구된다. 따라서 효율적인 계산을 위해 축대칭 형상에 대하여 격자를 생성하였다. 외부 유동장의 크기는 노즐입구 지름(d)을 기준으로 반경방향 50배, 축방향 100배로 설정하였다. 해석에 사용된 노즐 주변의 격자계를 Fig. 4에 나타내었다.

열유동장 해석을 위한 경계조건은 Fig. 5와 같으며, 노즐 입구의 입력 조건은 엔진 성능해석을 통해 도출된 결과를 사용하였다. 노즐 벽면의 경우 열전달에 대한 문제로 인해 주로 내열성의 재료를 사용하므로 단열조건을 부여하고 해석을 수행하였다.

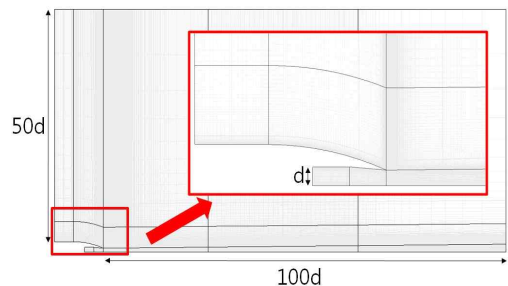


Fig. 4. Grids around nozzle

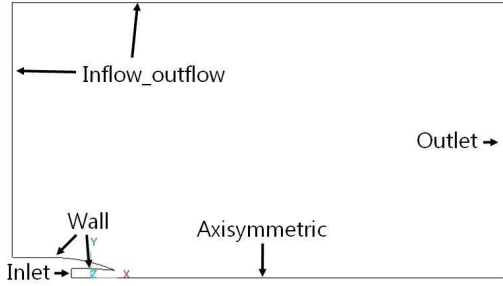


Fig. 5. Numerical boundary conditions (circular nozzle)

2.3 전산 예측결과와 검증

노즐 내부 및 플룸 열유동장 해석을 위해 상용 CFD 해석 코드인 CFD-FASTRAN[11]을 사용하였다. 이 상용 코드를 사용한 이유는 충격파나 제트 경계면이 존재하는 고아음속, 천음속 및 초음속 유동해석에서 여타 코드에 비해 상대적으로 정확도 및 수렴도가 높은 것으로 나타났고, IR 신호 분석 연구에 중요한 요소인 대류, 전도, 복사를 포함한 열해석을 지원하기 때문이다. 열유동장 해석 지배방정식으로 식 (1)로 표현되는 Navier-Stokes-Fourier 방정식을 사용하였다. 주요 수치기법으로 밀도기반(density-based), 셀중심 유한체적법(cell-based finite volume method), 내제(implicit) 시간전진법을 사용하였다. 공간 이산화로 2차 풍상차분법(2nd order upwind scheme)을 사용하였고, Riemann 근사해법에 기초한 Roe 기법을 사용하였다. 난류 모델은 유사 문제에 많이 사용되는 k-epsilon 모델을 사용하였다. 유동장은 열적 평형상태로 가정하였으며, 화학종의 질량확산은 Fick의 법칙에 따른 Schmidt수를 사용하였다. 본 연구에서는 문제의 단순화를 위해 복사열전달을 고려하지 않았으나, 향후에 추가할 예정이다.

$$\frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial z} = \frac{\partial \vec{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \vec{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \vec{G}_v}{\partial z} \quad (1)$$

$$\vec{Q} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{Bmatrix}, \quad \vec{E} = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho e_t + p)u \end{Bmatrix},$$

$$\vec{F} = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho e_t + p)v \end{Bmatrix}, \quad \vec{G} = \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e_t + p)w \end{Bmatrix},$$

$$\vec{E}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \beta_x \end{Bmatrix}, \quad \vec{F}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \beta_y \end{Bmatrix}, \quad \vec{G}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ \beta_z \end{Bmatrix},$$

$$\beta_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x, \quad q_x = -k \frac{\partial T}{\partial x}$$

$$\beta_y = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y, \quad q_y = -k \frac{\partial T}{\partial y}$$

$$\beta_z = u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z, \quad q_z = -k \frac{\partial T}{\partial z}$$

$$\tau_{ij} = \tau_{ji} = \mu \left(\frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right), \quad \vec{V} = [u, v, w]$$

$$\tau_{ii} = \lambda (\nabla \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial V_i}{\partial x_i},$$

$$\lambda = \mu' - \frac{2}{3}\mu,$$

μ : dynamic viscosity μ' : bulk viscosity

$$\lambda = -\frac{2}{3}\mu \text{ by Stoke's hypothesis}$$

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + 110.4}{T + 110.4} \quad \text{Sutherland's law}$$

본격적인 유동장 해석에 앞서 전산해석 기법을 검증하였다. Thornock의 논문[12]에서 제시되어 있는 축소노즐의 열유동 특성에 대한 이론적 예측결과와 전산해석 결과를 비교하였다. Thornock는 다양한 축소각을 가지는 노즐에 대해 노즐 입구 압력과 외부 대기 압력비에 따른 열유동장 특성을 이론적으로 계산하고 실험결과와 비교하였다. 해석 기법검증을 위한 연구에서는 해석 조건에 따른 노즐 내부 및 외부에서의 마하수 분포나 sonic line의 위치, 추력계수 등을 검증하였다.

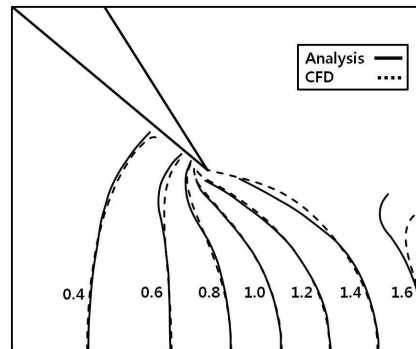


Fig. 6. Lines of constant Mach number (nozzle angle 40°, NPR 4)

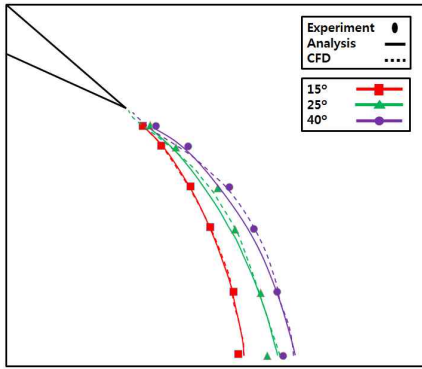


Fig. 7. Sonic lines for various nozzle angles (NPR 2.5)

여러 해석 모델 중 축소각이 40° 인 축소노즐을 대상 모델로 선정하여 전산해석을 수행하였고, 그 결과를 Fig. 6에 나타냈다. 노즐입구 압력과 외부 대기의 압력비는 4, 외부 속도는 0인 조건을 부여하였고, 해면고도에서의 대기조건을 사용하였다. 검증에 사용된 정보는 마하수 분포이며, 이론값과 비교한 결과 마하수 1.6을 제외한 다른 마하수 분포에서 이론값과 전산해석결과가 거의 일치함을 확인하였다.

또한 동일한 압력비인 경우의 노즐 축소각에 따른 sonic line의 위치를 이론값과 실험값에 대해 비교하였다. 그 결과 Fig. 7과 같이 전산해석 결과가 이론값 및 실험값과 거의 일치함을 확인하였다. 동일한 압력비인 경우 노즐 축소각이 커질수록 sonic line이 점차 후방으로 이동하였다. 전산해석기법 검증을 위해 수행한 연구를 통해 전산해석 결과의 신뢰성을 확립하였다.

2.4 플룸 IR 해석 코드의 검증

플룸 IR 신호 해석에 앞서 계산에 적용할 in-house 코드에 대한 검증 연구를 진행하였다.

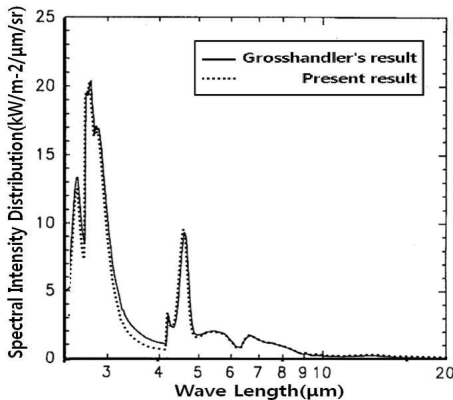


Fig. 8. Validation of the narrow band model

검증에는 Grosshandler 논문[13]에 제시되어 있는 조건 중 하나를 선정하여 논문의 데이터와 in-house 코드 해석 결과를 비교하였다. Fig. 8에서 나타난 것과 같이 점선으로 나타난 in-house 결과 값이 Grosshandler 논문[13]의 결과와 거의 일치함을 확인하였다.

III. 항공기 플룸 IR 신호예측

항공기의 IR 신호에 의한 피탐지 특성을 분석하기 위해서는 우선적으로 후방동체 및 플룸에서 발생하는 파장별 복사신호를 정확히 예측해야한다. Line-by-line 모델을 이용한 복사열전달 해석은 복사에너지 전달에 관계하는 모든 흡수선을 고려하여 계산하므로 복사 물성치를 고려함에 있어 가장 높은 정확도를 보여준다. 하지만 계산량이 너무 방대하고 막대한 계산 시간을 요구하기 때문에 다차원의 복사열전달 계산에서는 사용하기 어렵다. 이를 보완하고자 정확성과 효율성을 함께 고려한 근사 방법이 제안되었다. 근사 방법 중 하나로 한정된 파장구간에서의 복사 물성치를 평균하여 나타내는 방법인 밴드(band) 모델이 있다. 밴드의 영역에 따라 narrow-band 모델과 wide-band 모델로 나눌 수 있는데, narrow-band 모델은 하나의 파장 영역의 파동수가 5~50 cm⁻¹, wide-band 모델은 100~1,000 cm⁻¹으로 나눈 후, 이들 각각의 파장영역에서 평균적인 물성치를 계산하는 방식이다. 본 연구에서는 Grosshandler 논문[13]의 연구내용을 바탕으로 narrow-band 모델을 이용하여 spectral intensity 계산을 수행하였다.

산란하지 않고 흡수와 방출을 하는 경우의 열전달 방정식은 직선상의 일정한 요소에 대하여 분자모델과 흡수계수에 대한 통계표를 사용하여 아래의 식과 같이 계산이 가능하다. 식 (2)와 (3)은 열유동장 해석 결과를 바탕으로 도출한 플룸 영역 특정 지점의 온도 및 대기 성분의 분압 값 등을 입력하여 계산을 수행하는 후처리 과정에 적용된다.

$$i'_{\lambda}(l) = i'_{\lambda,w} e^{-\kappa_{\lambda}(l)} + \int_0^{\kappa_{\lambda}(l)} i_{b,\lambda}(l^*) \exp[-(\kappa_{\lambda}(l) + \kappa_{\lambda}(l^*))] d\kappa_{\lambda}(l^*) \quad (2)$$

i'_{λ} : Spectral intensity

w : Bounding wall condition

$i_{b,\lambda}$: Planck blackbody

$\kappa_{\lambda} \equiv \int_0^l a_{\lambda}(l^*) dl^*$: Optical thickness

λ : Wave length

방향의 차이에 대한 평균 spectral intensity는 위 식 (2)를 solid angle ω 에 대하여 적분하여 구할 수 있으며, 다음의 두 가지의 흡수계수를 사용하여 정의할 수 있다.

$$\overline{i_\lambda(l)} = \frac{1}{4\pi} \int i'_\lambda(l) d\omega \quad (3)$$

$$a_i(l) \equiv \int_0^\infty \overline{i_\lambda(l)} a_\lambda(l) d\lambda / i_i(l) : \text{Incident-mean}$$

$$a_p(l) \equiv \int_0^\infty i_{b,\lambda}(l) a_\lambda(l) d\lambda / i_b(l) : \text{Planck-mean}$$

Incident-mean과 Planck-mean 식의 분모들은 식 (3)을 파장의 길이에 대하여 적분한 평균 incident intensity와 blackbody intensity이다. 매질은 일반적으로 비균질이므로 거리 l 의 기능은 계속된다. 이러한 방정식을 바탕으로 임의의 두 지점 사이에 존재하는 정보를 이용하여 복사 열 전달을 계산하였다.

IV. 결과 및 분석

4.1 비행조건에 따른 열유동장 해석 결과

플룸 IR 신호 계산에 앞서 열유동장 해석을 수행하였다. 비행고도가 20,000 ft, 30,000 ft, 40,000 ft 일 경우에서 비행마하수를 0.4, 0.6, 0.8로 변화시킬 때의 열유동장을 분석하였다.

해석 결과 플룸에서의 최고온도는 비행고도가 낮을수록, 비행마하수가 높을수록 증가하였다. 이는 고도가 낮아질수록 일정한 비행 마하수를 유지하는데 더 큰 추력이 필요하기 때문이다. 또한 비행 마하수가 높아질수록 필요추력이 증가하는데, 이에 따라 엔진 내부의 온도와 압력도 증

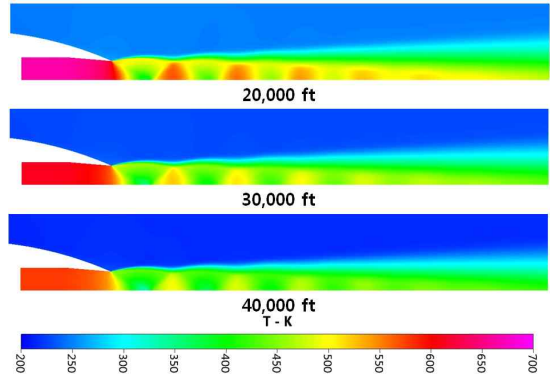


Fig. 10. Contours of temperature (Mach 0.8)

가하게 된다. 이로 인해 노즐 입구의 압력과 온도도 증가하게 되어 배출되는 플룸의 온도가 증가함을 알 수 있었다.

4.2 비행조건에 따른 플룸 IR 신호 예측결과

전산해석결과를 바탕으로 narrow-band 모델을 이용한 IR 신호 계산을 수행하였다. 계산에는 Grosshandler 논문[13]을 바탕으로 작성된 in-house 코드를 사용하였다. 또한 관측자가 노즐 출구의 중심점에서 10m 거리에 있고, 항공기 정후방을 기준으로 0°, 45°, 90°에 위치에 있다고 가정하였다.

Figure 11은 해석을 수행한 관측자의 위치와 정보를 도출한 직선을 나타내고 있다. 플룸 IR 신호를 계산하고자 하는 지점에 해당하는 직선을 1,000 등분하여 각 점에 대한 온도, 압력, 혼합물의 물질에 대한 분압을 도출하여 계산하였다.

플룸 IR 계산 결과 4~4.5 μm 와 6~7 μm 밴드에서 spectral intensity가 다른 파장에 비해 두드러지게 나오는 것을 확인하였는데, 이는 플룸 및

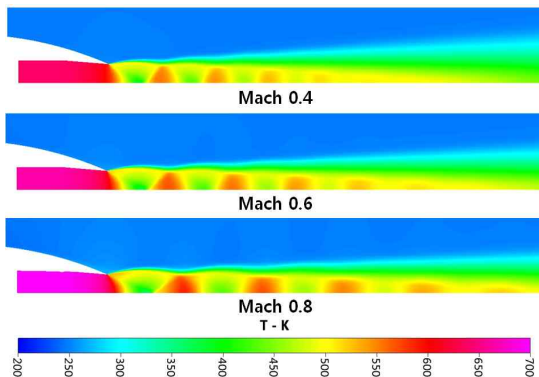


Fig. 9. Contours of temperature (20,000 ft)

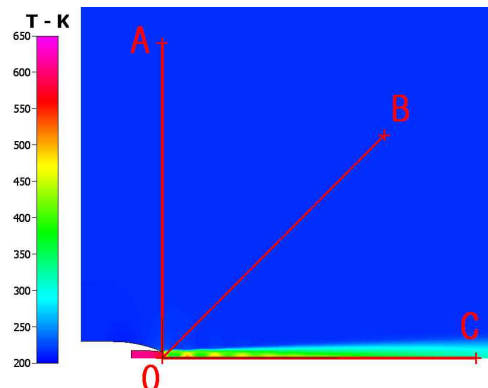


Fig. 11. The position of plume IR observation

대기성분 중 CO₂의 고유진동수가 4~4.5 μm 밴드에 영향을 미치고 H₂O의 고유진동수가 6~7 μm 밴드에 큰 영향을 미치기 때문이다. 또한 관측자의 위치에 따라 spectral intensity의 값이 변화하는 것을 확인하였다. 관측자가 정후방에 위치하고 있을 때 가장 높은 값을 보였는데, 플룸에서 가장 높은 온도가 분포하는 플룸 코어 부분이 가장 많이 포착되는 위치이고 외부 대기에 의한 영향이 가장 적기 때문이다. 모든 계산 결과에서 4~4.5 μm 밴드에서 최대의 spectral intensity 값을 나타냈다. 이는 플룸 IR 신호에 대부분의 영향을 미치는 CO₂ 과장의 대기 투과 특성과 일치한다. 한편 본 연구에서는 플룸의 영향에 의한 IR 신호만을 예측하였다. 따라서 지상의 IR seeker 등 멀리 떨어져 있는 관측자에 의한 측정값과 차이가 있다. 대기 중의 수증기나 미세 먼지 등에 의해 IR 신호가 변화하기 때문이다. 이와 같은 대기효과를 고려한 IR 신호 예측은 향후 LOWTRAN 등의 대기 적용 모델을 적용시켜 진행할 예정이다.

Figure 12는 20,000 ft 상공에서 마하수 0.4로 비행할 경우의 spectral intensity 분포를 나타낸 것이다. 관측자의 위치가 45°일 경우보다 90°일 경우에 더 높은 수준의 IR 신호가 예측되었는데 이는 Fig. 13과 같이 노즐 후류에서 일어나는 현상과 관계가 있다. 노즐 후류에는 고온과 저온의 영역이 교대로 발생하는 hot spot 영역이 발생한다. 따라서 바라보는 각도에 따라 온도가 급격하게 변화하는데 IR 신호 변화에 큰 영향을 주는 CO₂, H₂O의 비율이 높은 영역인 1 m 까지 평균 온도는 오히려 90°에서 약 50 K 높게 나타났다. 이로 인해 90°에서 더 높은 IR intensity가 예측되었다.

또한 비행속도와 비행고도 변화에 따른 플룸의 IR 신호를 비교하였다. Fig. 14에서 나타낸 것과 같이 동일 고도에서는 비행 마하수가 커질수록 spectral intensity의 값이 증가함을 확인하였다. 또한 Fig. 15에서 비교한 것과 같이 동일한

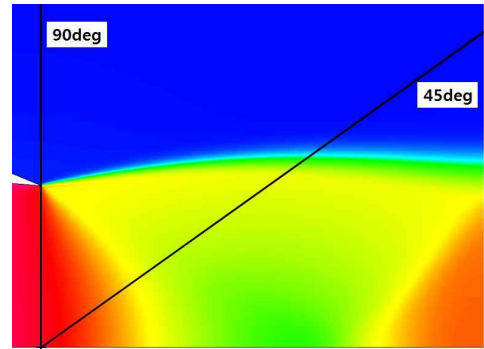


Fig. 13. Contours of temperature (20,000ft, Mach 0.4)

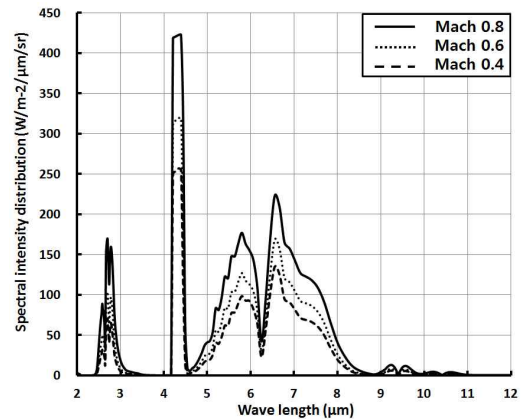


Fig. 14. Spectral intensity with wavelength (20,000 ft, angle 90°)

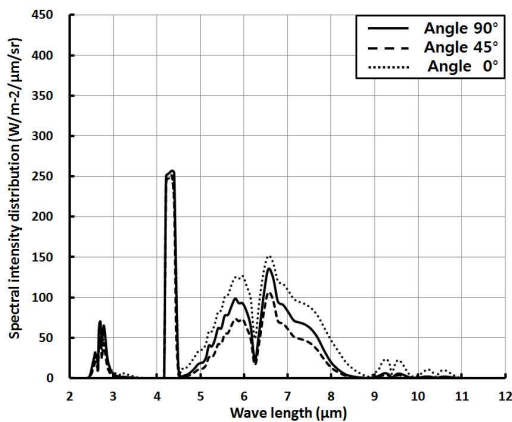


Fig. 12. Spectral intensity with wavelength (20,000 ft, Mach 0.4)

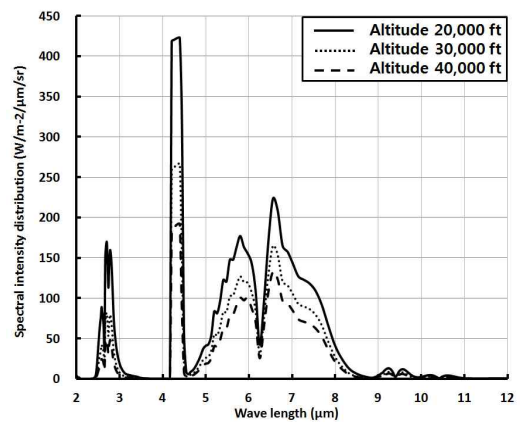


Fig. 15. Spectral intensity with wavelength (Mach 0.8, angle 90°)

Table 2. The average and maximum spectral intensity at various flight conditions ($W/m^2/\mu m/sr$)

| Angle (°) | Band (μm) | Altitude Mach | 40,000 ft | | | 30,000 ft | | | 20,000 ft | | |
|-----------|------------------|------------------|-----------|-------|-------|-----------|-------|-------|-----------|-------|-------|
| | | | 0.8 | 0.6 | 0.4 | 0.8 | 0.6 | 0.4 | 0.8 | 0.6 | 0.4 |
| 0 | 3~5 | Ave. | 20.8 | 14.7 | 11.2 | 30.3 | 21.8 | 16.8 | 51.7 | 38.1 | 30.0 |
| | | Max. | 186.5 | 134.3 | 104.0 | 259.3 | 190.1 | 149.1 | 413.4 | 310.8 | 248.9 |
| | 8~12 | Ave. | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 |
| | | Max. | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 |
| 45 | 3~5 | Ave. | 18.7 | 12.9 | 9.6 | 26.9 | 18.8 | 14.2 | 45.1 | 32.2 | 24.8 |
| | | Max. | 188.0 | 135.7 | 105.1 | 261.2 | 191.9 | 150.6 | 415.8 | 313.2 | 250.8 |
| | 8~12 | Ave. | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 |
| | | Max. | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 |
| 90 | 3~5 | Ave. | 21.3 | 14.6 | 11.0 | 30.6 | 21.3 | 16.1 | 51.5 | 36.4 | 28.0 |
| | | Max. | 192.1 | 139.5 | 108.8 | 266.7 | 196.5 | 155.2 | 422.8 | 319.6 | 257.1 |
| | 8~12 | Ave. | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 | 10.2 |
| | | Max. | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.9 | 11.8 | 11.9 | 11.9 | 11.9 |

비행마하수의 경우에는 비행고도가 낮아질수록 spectral intensity의 값이 증가하였다. 이는 플룸 최고온도 분포 변화의 경향성과 일치한다. 필요추력의 증가가 플룸 IR 신호 강도에 절대적 영향을 미친다는 것을 확인하였다.

비행조건을 변화시키며 해석한 모든 모델에 대한 spectral intensity의 값을 Table 2에 나타내었다. 다양한 파장 영역 중에 3~5 μm 밴드와 8~12 μm 밴드에서의 최대값 및 평균값으로 비교하였다. 그 이유는 우선 전장에서 운용되고 있는 IR seeker 및 지대공 미사일의 특성을 조사한 결과 주로 3~5 μm 밴드를 주로 탐지하고 있기 때문이다. 또한 노즐에서 방출되는 플룸의 최대온도는 500~700 K 사이인데 이 온도영역에서 최대 radiant emittance를 가지는 파장대가 3~5 μm 밴드로 플룸 IR 신호 수준이 최대로 나타나 가장 취약한 영역이기 때문이다. 한편 8~12 μm 밴드는 주로 동체 표면의 온도에 의해 탐지되는 영역으로 향후 항공기 동체에 의한 IR 신호를 분석하여 플룸 IR 신호 연구와 종합하고자 선정하였다.

비행 조건의 변화에 큰 영향을 받는 3~5 μm 밴드와는 달리 동체 표면 온도에 의한 영향을 받는 8~12 μm 밴드의 경우 플룸에서 탐지되는 수준이 매우 낮았고 비행 환경에 따른 변화도 적었다. 하지만 비행 조건에 따른 플룸의 특성 변화로 인해 노즐 벽면이나 동체의 온도가 변화하여 8~12 μm 밴드에서의 IR 신호에 대해 영향을 미치므로 이에 대한 영향성을 관찰하기 위해서는 노즐 벽면 및 동체를 포함한 IR 신호 분석 연구

가 추가적으로 수행되어야 할 것으로 판단된다.

추력 및 플룸 최고온도 변화에 따른 spectral intensity의 영향을 살펴보기 위해 Table 3에 결과를 정리하였다. 고도가 낮아질수록, 비행마하수가 증가할수록 추력 및 플룸 최고온도가 증가함을 확인하였다. 이는 경향성 분석에서 예측한 바와 동일하게 추력이 커짐에 따라서 플룸의 온도가 높아지게 되고, 이에 따라 spectral intensity가 증가하는 것으로 판단된다. 이러한 분석을 통해 비행조건에 따른 플룸 IR 신호 변화에 대한 정성적인 정보를 도출할 수 있었다.

Table 3. Results (thrust, temperature and maximum spectral intensity) at various flight conditions

| Altitude (ft) | Mach | Thrust (N) | Temperature (K) | Spectral intensity |
|---------------|------|------------|-----------------|--------------------|
| 40,000 | 0.8 | 7,187.4 | 559.9 | 192.1 |
| | 0.6 | 6,399.9 | 532.1 | 139.5 |
| | 0.4 | 6,035.6 | 512.4 | 108.8 |
| 30,000 | 0.8 | 11,690.1 | 591.5 | 266.7 |
| | 0.6 | 10,366.7 | 562.1 | 196.5 |
| | 0.4 | 9,730.6 | 541.1 | 155.2 |
| 20,000 | 0.8 | 18,460.4 | 642.7 | 422.8 |
| | 0.6 | 16,275.9 | 610.7 | 319.6 |
| | 0.4 | 15,190.4 | 587.9 | 257.1 |

V. 결 론

본 연구에서는 항공기 비행환경에 따른 노즐 및 플룸 열유동장의 전산해석 결과를 바탕으로 플룸 IR 신호를 계산하였다. 이를 위해 가상의 아음속 항공기에 대한 엔진 성능분석을 수행하고 설정된 임무를 만족하는 노즐을 설계하였다. 비행환경에 따른 전산해석을 수행하기 위하여 항공기의 비행고도와 비행속도를 변화시키며 노즐 입구조건을 도출하였다. 도출된 조건을 바탕으로 다양한 비행환경에 따른 열유동장 해석을 수행하였다. 열유동장 해석 결과 비행고도가 높아질수록, 비행 마하수가 낮아질수록 플룸의 광학적 두께와 축방향 온도 분포가 축소됨을 확인하였다. 이러한 변화는 동일한 고도에서 비행속도가 줄어들거나, 동일한 비행속도를 더 높은 고도에서 유지하기 위해서는 필요추력이 감소하게 되고, 이에 따라 엔진 내부의 압력과 온도가 감소하는 원인 때문이다.

열유동장 해석결과와 narrow-band 모델을 사용하여 플룸 IR 신호 계산을 수행하였다. 각각의 비행환경에 대하여 spectral intensity 변화를 분석한 결과 플룸 IR 신호 중 3~5 μm 밴드의 경우 전산해석결과와 플룸 최고 온도와 비례하는 것을 확인하였다. 이러한 현상은 추력이 증가함에 따라 플룸의 온도 및 압력이 높아지게 되고, 고온의 가스가 영향을 미치는 영역이 확대되어 플룸의 길이가 길어지고 광학적 두께가 증가하기 때문이다. 관측자 위치에서 바라보았을 경우 더 높은 온도 및 분압을 가지는 CO_2 , H_2O 등을 포착하게 되어 spectral intensity 역시 증가하는 것으로 판단된다. 이를 통해 항공기 비행환경에 따른 플룸 IR 신호 변화에 대한 정성적인 정보를 도출하였다.

후 기

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

References

- 1) Ball, R. E., *The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design*, AIAA Education Series, 2nd Edition, 2003.
- 2) Survivability/Vulnerability Information Analysis Center, www.bahdayton.com/surviac/.

- 3) Hunter, C. A., "Experimental Investigation of Separated Nozzle Flows," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 3, 2004, pp. 527-532.
- 4) Decher, R., "Infrared Emissions from Turbofans with High Aspect Ratio Nozzle," *Journal of Aircraft*, Vol. 18, 1981, pp. 1025-1031.
- 5) 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, 2011, pp. 15-21.
- 6) Mahulikar, S. P., Kolhe, P. S., and Rao, G. A., "Skin-Temperature Prediction of Aircraft Rear Fuselage with Multimode Thermal Model," *Journal of Thermodynamics and Heat Transfer*, Vol. 19, No. 1, 2005, pp. 114-124.
- 7) Mahulikar, S. P., Potnuru, S. K., and Kolhe, P. S., "Analytical Estimation of Solid Angle Subtended by Complex Well-Resolved Surfaces for Infrared Detection Studies," *Applied Optics*, Vol. 46, No. 22, 2007, pp. 4991-4998.
- 8) Kim, Y. M., "Navier-Stokes Solutions of Rocket Nozzle Flows Containing an Exhaust Plume," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 35, No. 4, 1999, pp. 101-110.
- 9) 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," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 12, 2011, pp. 1141-1149.
- 10) Mattingly, J. D., Heiser, W. H., and Pratt, D. T., *Aircraft Engine Design*, 2nd Edition, AIAA Education Series, 2002.
- 11) *CFD-FASTRAN*, ESI, 2011.
- 12) Thornock, R. L., and Brown, E. F., "An Experiment Study of Compressible Flow Through Convergent-Conical Nozzles, Including a Comparison with Theoretical Results," *Journal of Basic Engineering*, Vol. 94, 1972, pp. 926-930.
- 13) Grosshandler, W. L. "RADCAL: A Narrow-Band Model for Radiation Calculations in a Combustion Environment," *National Technical Information Service*, TN 1402, 1993.