

## 소형 제트엔진 배기플룸의 열유동장 및 화학성분의 IR 신호 영향성 전산해석

채 준혁,<sup>1</sup> 이지현,<sup>2</sup> 이지원,<sup>3</sup> 하남구,<sup>4</sup> 김동건,<sup>4</sup> 장현성,<sup>4</sup> 명노신<sup>\*1,3</sup>

<sup>1</sup>경상대학교 항공우주특성화대학원

<sup>2</sup>경상대학교 항공기부품기술연구소

<sup>3</sup>경상대학교 기계항공공학부

<sup>4</sup>LIG 넥스원

### COMPUTATIONAL ANALYSIS OF EFFECTS OF THERMAL FLOW FIELD AND CHEMICAL COMPONENTS ON THE IR SIGNATURE IN THE EXHAUST PLUME OF A MICRO JET ENGINE

J.H. Chae,<sup>1</sup> J.H. Lee,<sup>2</sup> J.W. Lee,<sup>3</sup> N.K. Ha,<sup>4</sup> D.G. Kim,<sup>4</sup> H.S. Jang<sup>4</sup> and R.S. Myong<sup>\*1,3</sup>

<sup>1</sup>Specialized Graduate School of Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

<sup>2</sup>Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang National University

<sup>3</sup>Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

<sup>4</sup>LIG Nex1, Co., Ltd.

*Because of high levels of infrared signature generated by engine exhaust plume, aircraft can be detected by infrared guided missiles equipped with a modern detector. In order to investigate the characteristics of plume IR and reduce the level of its signature, the exhaust plume around an engine nozzle was calculated with a Navier-Stokes-Fourier computational code. The narrow-band model was employed to calculate the spectral characteristics of the IR signature. Computational models were compared with the experimental results of a micro jet engine. By considering an aircraft flying at an altitude of 20,000 ft, the effects of thermal flow field and chemical components on the IR signature was investigated. As expected, the plume IR signature showed the greatest effect at 4~4.5  $\mu\text{m}$  CO<sub>2</sub> and 5~8  $\mu\text{m}$  H<sub>2</sub>O, and the temperature affected the IR signature over the whole band. In addition, the molar fraction change in CO<sub>2</sub> and H<sub>2</sub>O resulted in higher variation in plume IR signature.*

**Key Words :** 전산 유체 역학(CFD), 배기 플룸(Exhaust Plume), 적외선 신호(IR Signature), 협대역 모델(Narrow-Band Model)

### 1. 서 론

현대 전장에서는 항공기 플룸에서 발생하는 적외선 신호가 항공기 생존성에 중요한 요인이 되고 있다. 항공기에서 IR (Infrared) 신호를 발생시키는 요소들로는 엔진과 노즐, 배기 플룸, 공력에 의한 표면 가열, APU 배기가스, 표면 복사, 그리고 태양 반사 등이 있는데, 특히 항공기의 추진기관에 의해

가열되는 테일 파이프, 노즐 등의 고온 고체 부분과 연소에 의한 배기 플룸 가스는 높은 수준의 적외선 신호를 발생시킨다. 이러한 단파, 중파, 장파 영역의 적외선 신호는 InSB, HgCdTe 등의 최신 탐지기 기반으로 작동하는 적외선 추적 미사일에 포착될 수 있어 항공기의 생존성에 큰 위협이 되고 있다. 적외선 추적 미사일은 목표물과 주변 배경의 적외선 복사 에너지 차이를 감지하여 목표물을 탐지하고 추적한다. 적외선은 절대온도 0 K 이상의 모든 물체에서 발생하는 열복사 에너지로 온도의 4 제곱에 비례하기 때문에 고온의 물체일수록 탐지 및 식별이 비교적 용이하다. 초창기 적외선 추적 미사일은 항공기에서 발생하는 적외선 에너지 중 고온의 엔진과 그 주변부 및 배기가스에서 발생하는 3 ~ 5  $\mu\text{m}$  대역의 적

Received: September 9, 2019, Revised: September 20, 2019,

Accepted: September 20, 2019.

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

DOI http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2019.24.3.101

© KSCFE 2019

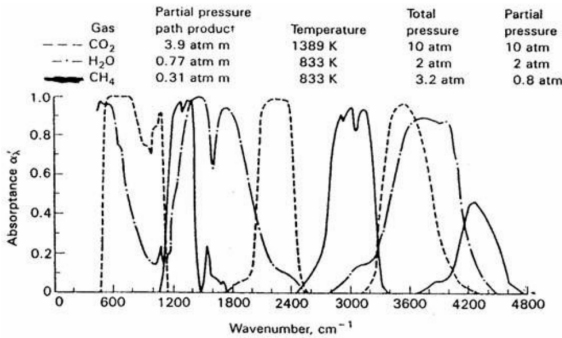


Fig. 1 Absorption coefficient band spectrum per gas[7]

외선 신호를 탐지 및 추적할 수 있도록 설계되었다. 그러나 최근 비교적 저온이라 할 수 있는 표면온도 300 K 내외의 8 ~ 12  $\mu\text{m}$  영역까지 탐지가 가능하며, 이로 인해 FLIR (Forward Looking Infrared) 이나 IRST (Infrared Search & Track)와 같은 추적 장비가 개발 되었고, 탐지영역의 증가로 인해 최신의 적외선 유도 미사일들은 항공기를 모든 방향에서 격추할 수 있게 되었다.

기체입자 복사에너지의 흡수 및 방출은 매우 좁은 파장 범위 내에서 발생한다. 일반적인 연소 조건에서 최대 복사는 1 ~ 6  $\mu\text{m}$ 의 적외선 부분에서 발생하므로 진동-회전 (Vibration-Rotation) 대역 구간에서 복사열전달이 가장 중요하다고 알려져 있으며, 이산화탄소의 경우 열전달에 미치는 영역에 약 106 개의 흡수선이 존재하게 된다. 복사에너지 계산에는 전체 스펙트럼을 Planck 함수 및 입자 또는 벽면의 복사 물리적 특성에 변화가 없는 파장 구간을 밴드로 설정하여 그 밴드의 복사 성질을 평균하여 나타내는 Band 모델이나, 전체 스펙트럼에 대해 복사 성질을 대표하여 나타내는 Full-Spectrum 모델이 주로 이용된다. 또한, 이런 복사 물성 모델은 흡수계수(Absorption Coefficient)를 직접 구하는 방법과 투과율(Transmissivity)을 구하는 방법으로 구분될 수 있는데, 복사 열전달 방정식(Radiative Transfer Equation, RTE)의 해석 기법에 직접 적용이 가능한 흡수계수를 직접 모델링 하는 방법이 해석에 훨씬 유리하다[1]. Fig. 1에서 보는 바와 같이, 복사 열전달은 흡수되거나 방출되는 양이 파장에 따라 다르고 기체의 종류에 따라 그 경향도 다르게 나타나기 때문에 기체 별로 파장에 따른 효과를 고려해 주어야 한다.

적외선 신호 해석 상용 소프트웨어로는 미국 Thermo-Analytcs사의 MuSES와 프랑스 OKTAL-SE사의 SE-Workbench 등이 있다. MuSES와 SE-Workbench는 공통적으로 플룸에서 발생하는 파장별 복사신호를 예측하기 위해 Ray Tracing 기법을 이용하여 산란, 흡수, 반사 과정을 거쳐 센서에 도달하는 일정 파장 구간에서의 복사 물성치를 평균하여 나타내는 모

델을 사용하고 있다[2,3]. 이 외에도 국내의 대학 단위로 적외선 계산 모델 개발에 관한 연구도 되어 왔다. Rao and Mahulikar[4]은 항공기 후방동체 표면 및 배기가스로부터 플룸의 복사 파장 강도를 Narrow-Band 모델을 이용하여 계산하였다. Gu 등[5]은 Narrow-Band 모델 기반의 회색가스가중합법을 도입하여 밴드별 IR 신호를 계산하고 1 차원적인 모델을 검증을 통해 신뢰성을 확보하였다. Choi 등[6]은 물체로부터 방출되는 성분, 태양복사 및 대기복사에너지가 물체 표면에서 반사되는 성분 및 물체에 도달되지 않고 대기에서 산란되는 성분을 고려하여 합적의 적외선 신호를 영상으로 생성한 바 있다. 그러나 항공기 추진기관 및 배기 플룸 전 영역에서 IR 신호 해석 연구 및 파장 별 복사 신호 분석 관련 연구는 아직 충분히 진행되지 못한 실정이다.

본 연구에서는 항공기에서 발생하는 배기 열유동장과 플룸의 적외선 복사에너지 계산을 위해 Navier-Stokes-Fourier 전산 해석 모델과 Narrow-Band 모델 사용하였다. 본 계산에 앞서 CFD 코드 및 Narrow-Band 모델 코드에 대해 검증하였다. IR 신호 계산을 위한 Input 데이터 생성을 위해 ANSYS사의 FLUENT를 이용하여 원형 노즐 및 변형 노즐의 열유동 해석을 수행한 뒤 항공기 배기 플룸의 직선 방향으로 다수의 계산점으로 나누어 각 지점에서의 온도 및 화학종의 데이터를 수집하였다. 그 후 수집된 데이터를 고려하여 Narrow-Band 모델 코드로 복사 에너지를 계산하였고, 이를 통해 플룸 내 적외선 복사 신호 특성을 화학종 및 온도, 모델 형상별로 분석하였다.

## 2. 압축성 Navier-Stokes-Fourier 기반 CFD 코드

### 2.1 전산해석 기법

항공기 노즐 주위 배기 플룸의 효과적인 해석을 위해 ANSYS FLUENT의 Navier-Stokes-Fourier 구성 법칙에 기초한 질량, 운동량, 에너지 방정식과 화학종 방정식, 난류 방정식, 복사 열전달 방정식을 사용하였다[8]. 주요 수치 기법으로 밀도기반, 셀기반 유한 체적법, 내재적 시간 전진법, 공간 이산화로 2차 풍상 차분법을 사용하였다. 플럭스 계산 기법으로 Riemann 근사해법에 기초한 Roe 기법을 사용하였다. 난류 해석을 위해  $k-\epsilon$  모델과  $k-\omega$  모델을 가중 함수를 사용하여 결합한 Menter의 SST (Shear Stress Transport) 모델을 사용하였다. SST 모델은 두 모델의 장점을 살릴 수 있도록 벽 근처에서는  $k-\omega$  모델이 사용되고 그 이외의 영역에서는  $k-\epsilon$  모델이 사용된다. 그리고 Finite Rate Chemistry 화학종 모델을 적용하였다.

### 2.2 배기노즐 모델 선정 및 격자 생성

본 연구에서는 원형 노즐과 변형 노즐[9]이 적용된 두 가

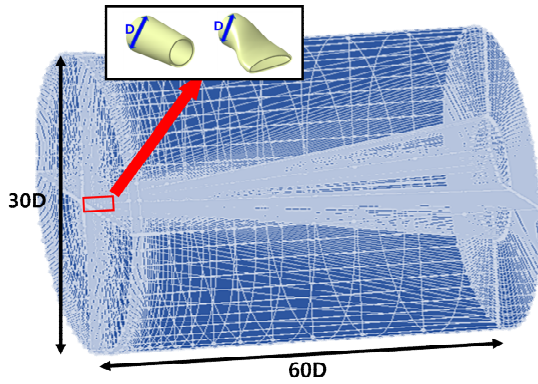


Fig. 2 3D grid in circular and deformed nozzles

지 경우를 고려하였다. Fig. 2는 원형 노즐과 변형 노즐의 설계 모델 및 격자 정보를 나타낸다. 각 노즐의 출구 모양이 다르기 때문에 입구 지름을 D로 동일하게 설정하여 이를 기준으로 플룸이 충분히 구현되도록 후방으로 60 D, 반경 방향으로 15 D의 3 차원 도메인을 설정하였고, 플룸이 생성될 구역에 격자가 집중되도록 설정하였다.

원형 노즐과 변형 노즐의 차이점은 원형 노즐에 비해 변형 노즐은 곡률이 적용되어 있으며, 출구 단면에 세장비가 적용되어 가로방향으로 길고 세로방향으로 짧은 것을 확인할 수 있다. 변형 노즐에서 곡률은 플룸의 방향을 위 또는 아래로 유도하여 특정 상황에서의 IR 신호 탐지 영역에 변화를 줄 수 있다. 또한 출구 단면의 높은 세장비는 플룸이 좌우로 퍼지도록 유도하여 외부의 차가운 자유류와 효율적으로 혼합되어 온도를 감소시키는 역할을 한다.

### 2.3 실험 데이터와 CFD 코드 검증

상용 소프트웨어를 사용하여 계산한 열유동장을 검증하기 위해 소형 터보제트 엔진을 사용하여 온도를 측정하였다 [9,10]. 본 연구에서 사용한 소형 터보제트 엔진은 노즐 직경이 13 cm 정도인 네덜란드의 AMT사의 University Olympus HP 엔진을 사용하였다. 이 엔진은 추력 230 N, EGT(Exhaust Gas Temperature) 1,023 K까지 모사 가능하다.

Fig. 3에 실험 방법에 대해 나타내었다. 소형 터보제트 엔진에 원형 노즐을 장착하고 노즐로부터 300 mm 떨어진 곳에 Rake를 설치하였다. Rake에는 x축, y축 각각 8개씩 온도 측정 장치를 부착하였고, 이를 통해 위치별 온도 데이터를 얻었다.

실험을 통해 얻은 위치별 온도 데이터와 CFD 결과를 Fig. 4에 비교하였다. 실험 데이터를 보면 CFD 값과 다르게 원형 노즐임에도 x축과 y축에서 얻은 값의 차이가 생기는데, Rake에 설치된 온도 측정 장치의 장착 위치 오차, 바람의 영향 등으로 인해 발생된 것으로 보인다. 그럼에도 불구하고 각 그래

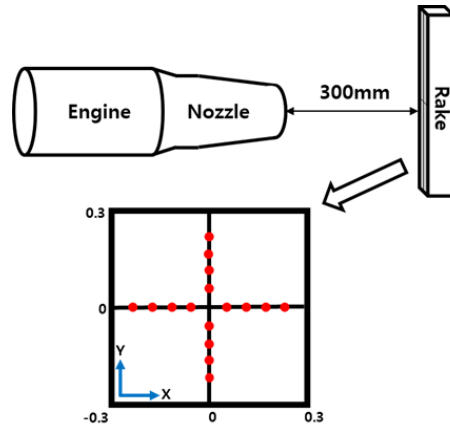


Fig. 3 Measurement of plume temperature in micro turbojet engine test

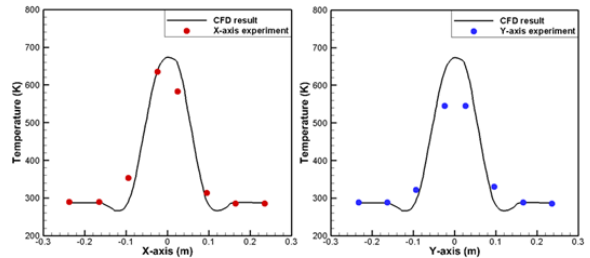


Fig. 4 CFD code validation on x,y-axis

프를 보면 대체적으로 실험 및 CFD 데이터가 유사한 것을 확인할 수 있다.

### 3. IR 신호 계산 프로그램 개발 및 검증

#### 3.1 Narrow-Band 모델을 이용한 Spectral Radiance 계산

복사 열전달 해석 기법에는 비회색 가스 (Non-gray Gas)의 복사 물성치인 투과율 및 흡수 계수 등을 모사하기 위해 여러 모델들이 개발되어왔다[11]. 복사 열전달은 흡수되거나 방출되는 양이 파장에 따라 다르고 기체의 종류에 따라 그 경향도 다르게 나타난다. 따라서 기체 별로 파장에 따른 효과를 고려해 주어야 한다. Fig. 5와 같이 비회색 가스 해석 기법 밴드 모델로는 Lin-By-Line 모델, Narrow-Band 모델, Wide-Band 모델이 있다. Line-By-Line 모델은 비회색 가스 해석 모델 중 정확성이 가장 높은 모델로 매우 좁은 파장 영역인 25 cm-1의 구간에서도 수백 개의 흡수선이 존재하는데 각각의 흡수선을 고려하여 전체 파장 영역의 복사 열전달을 계산한다. 그러나 가장 정확한 모델인 반면에 다른 모델에 비해 엄청난 양의 계산 시간이 필요하다. 그래서 효율성도 우수하면서 정

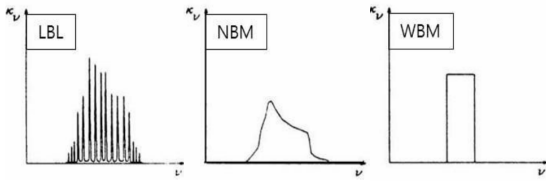


Fig. 5 Non-gray gas band models [7]

확정도 고려한 근사 방법들이 요구되어 왔으며 그 중 한정된 파장 구간에서의 복사 물성치를 평균하여 나타내는 방법으로 Narrow-Band와 Wide-Band 모델이 제안되었다. Narrow-Band 모델은 하나의 파장영역의 파동 수가 5 ~ 50 cm-1 가 되도록 나누고 Wide-Band 모델은 100 ~ 1000 cm-1 가 되도록 나누어 각각의 파장 영역에서 평균적인 물성치를 계산한다. 이 모델들 중 정확성과 효율성을 모두 고려하기에 적합한 Narrow-Band 모델이 현재 가장 많이 사용되고 있다. 본 연구에서는 Grosshandler[12]의 연구내용을 바탕으로 Narrow-Band 모델을 이용하여 Spectral Radiance 계산을 수행하였다.

산란하지 않고 흡수와 방출을 하는 경우의 Radiance 전달 방정식은 직선상의 일정한 요소에 대하여 분자모델과 흡수계수에 대한 통계표[13,14]를 사용하여 아래의 식과 같이 계산이 가능하다. 식 (1)과 (2)는 열유동장 해석 결과를 바탕으로 도출한 플룸 영역 특정 지점의 온도 및 대기 성분의 분압 값들을 입력하여 계산을 수행하는 후처리 과정에 적용된다.

$$i'_\lambda(l) = i'_{\lambda,w} e^{-\kappa_\lambda(l)} + \int_0^{\kappa_\lambda(l)} i_{b,\lambda}(l^*) \exp[-(\kappa_\lambda(l) - \kappa_\lambda(l^*))] d\kappa_\lambda(l^*) \quad (1)$$

$i'_\lambda$  : Spectral Radiance

$w$  : Bounding Wall Condition

$i_{b,\lambda}$  : Planck Blackbody Radiance

$\kappa_\lambda \equiv \int_0^l a_\lambda(l^*) dl^*$  : Optical Thickness

$\lambda$  : Wavelength

방향의 차이에 대한 평균 Spectral Radiance는 위 식 (1)을 Solid Angle  $w$ 에 대하여 적분하면 구할 수 있으며, 다음의 두 가지의 흡수계수를 사용하여 정의할 수 있다.

$$\overline{i_\lambda(l)} = \frac{1}{4\pi} \int i'_\lambda(l) dw \quad (2)$$

$$a_i(l) \equiv \int_0^\infty \overline{i_\lambda(l)} a_\lambda(l) d\lambda / i_i(l)$$

: Incident-Mean 흡수계수

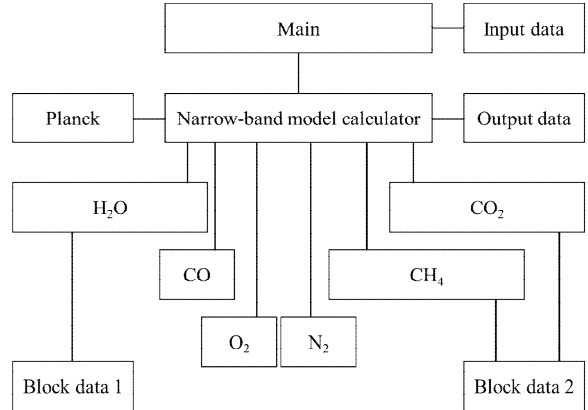


Fig. 6 Structure of the narrow-band model program

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

: Planck-Mean 흡수계수

Incident-mean과 Planck-mean 식의 분모들은 식 (2)를 파장의 길이에 대하여 적분한 평균 Incident Radiance와 Blackbody Radiance이다. 매질은 일반적으로 비균질이므로 거리  $l$ 의 기능은 계속된다. 이러한 방정식을 바탕으로 임의의 두 지점 사이에 존재하는 정보를 이용하여 복사 열전달을 계산하였다.

### 3.2 Narrow-Band 모델 코드 알고리즘

본 계산에서 사용한 Narrow-Band 모델 코드의 구성은 Fig. 6에 나타나 있다. 코드의 수치적인 계산은 Input Data 파일로부터 온도와 6가지 화학종의 몰분율을 읽는 Main 프로그램 안에 구성되어 있으며, Main 프로그램에서는 Ludwig 등에 의해 생성된 데이터 표[14]를 바탕으로 계산을 수행하기 위해 Narrow-Band 모델 계산식을 호출한다. Narrow-Band 모델 계산식은 CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O, CO, CH<sub>4</sub>, O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub> 각 파라미터들을 계산한다. 그 중 H<sub>2</sub>O, CO<sub>2</sub>, CH<sub>4</sub>는 추가로 블록 데이터 파일을 가지고 있는데, H<sub>2</sub>O 블록 데이터 파일에는 온도 및 파장의 함수로 나타난 H<sub>2</sub>O 흡수계수를 포함하고 있다. CO<sub>2</sub>와 CH<sub>4</sub> 블록 데이터 파일에는 15 μm 대역의 CO<sub>2</sub> 및 3.3 & 7.4 μm 대역의 CH<sub>4</sub>에 대한 흡수계수 정보와 Ludwig 등의 선 확장 파라미터들[10]도 포함되어 있다.

복사에너지 계산은 각각의 새로운 공간 요소가 복사 경로에 추가될 때 광학 깊이를 사용하여 Spectral Radiance와 투과율을 계산한다. 이 때, Planck 흑체 방정식도 고려한다. 벽면으로부터 떨어진 복사에너지는 경로의 전체 길이를 따라 계산된 투과율에 의해 감소된 후 계산된다.

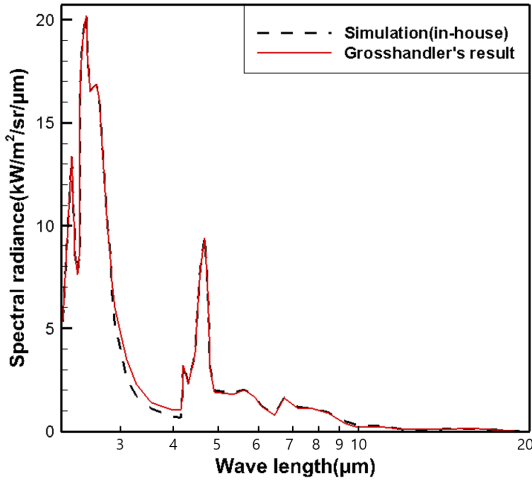


Fig. 7 Comparison of IR signature with Grosshandler's results

3.3 Narrow-Band 모델 코드 검증

3.3.1 비교 검증

배기 플룸 IR 신호 해석에 앞서 계산에 적용할 Narrow-Band 모델 코드에 대한 검증 연구를 진행하였다. 검증에는 Grosshandler 논문[12]에 제시되어 있는 조건 중 하나를 선정하였다. 선정된 조건은 CO<sub>2</sub>와 H<sub>2</sub>O, Soot가 포함된 1 m 직경의 화염이며, 여기서 발생하는 IR 신호의 데이터와 Narrow-Band 모델 코드의 해석 결과를 비교하였다. Fig. 7과 같이 Narrow-Band 모델 코드 결과 값이 Grosshandler 논문의 결과와 거의 일치함을 확인하였다.

3.3.2 실험 데이터와 비교 검증

실험은 University Olympus HP 엔진으로 진행되었다. 이전 연구[10]에서는 노즐의 가로세로비와 곡률 변형을 통해 IR 신

Table 1 Nozzle inlet condition and boundary conditions in the experiment

Nozzle inlet conditions	Fuel	Kerosene
	Mach number	0.4
	Pressure	134,875 Pa
	Temperature	823.15 K
	CO <sub>2</sub> mole fraction	0.1269
	H <sub>2</sub> O mole fraction	0.1375
Flight conditions	N <sub>2</sub> mole fraction	0.7356
	Altitude	0 km
	Mach number	0.01
	Pressure	101,325 Pa
	Temperature	288.15 K
	N <sub>2</sub> mole fraction	0.7902
	O <sub>2</sub> mole fraction	0.2095
CO <sub>2</sub> mole fraction	0.0003	

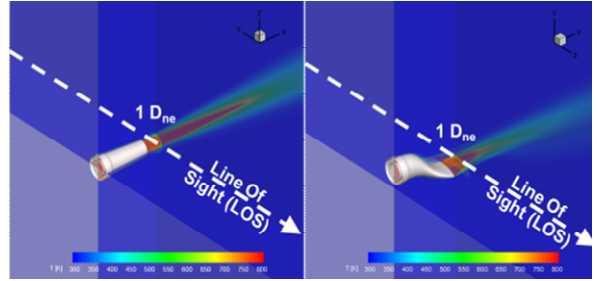


Fig. 8 LOS and temperature distribution in circular and variable nozzles

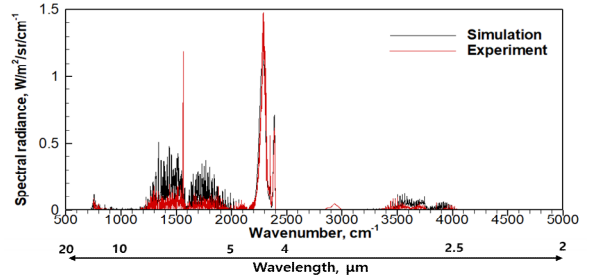


Fig. 9 Comparison of IR signature in circular nozzle

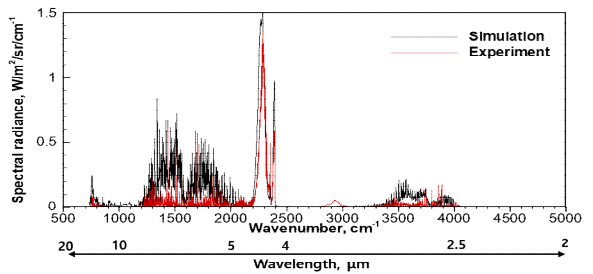


Fig. 10 Comparison of IR signature in deformed nozzle

호 저감 효과를 확인하였다. 이를 바탕으로 Fig. 2와 같은 원형 노즐과 형상 변형 노즐을 선정하였다. 엔진 및 적외선 측정 시험은 지상에서 수행하였고, 사용된 연료는 등유(Kerosene)이다.

소형 터보제트 엔진 실험과 비교하기 위해 Table 1과 같이 실험과 유사한 조건으로 열유동 해석을 수행하였다. 열유동 해석을 통해 Narrow-Band 모델 코드로 계산할 Input 데이터를 생성하였다. Fig. 8에는 열유동 해석을 통한 온도 분포 및 IR 신호를 측정할 LOS(Line Of Sight)를 표시하였다. LOS는 노즐 출구로부터 출구 직경 1 배수 떨어진 위치로 설정하였다.

원형 노즐의 IR 신호 측정 값(Experiment)과 CFD 값(Simulation)의 비교 그래프는 Fig. 9에 나타내었다. 전 영역 그래프에서 보면 알 수 있듯이 대부분의 신호는 2000 ~ 2500

cm<sup>-1</sup>(4 ~ 5 μm)에서 강하게 나타나고 있음을 알 수 있으며 대부분의 스펙트럼 영역에서 잘 일치함을 알 수 있다. 변형 노즐도 원형 노즐 조건과 동일하게 설정하였다. Fig. 8의 온도 분포에서는 원형 노즐과 비교할 때 플룸이 아래 위치에서 형성이 되어 있으며, 온도 분포도가 얇고 넓게 분포되어 있다. 또한 변형 노즐의 Experiment와 Simulation의 비교 그래프인 Fig. 10에도 보면 대부분 잘 일치함을 알 수 있다. 두 그래프 모두 배기가스 구성 성분 중 H<sub>2</sub>O의 특성을 나타내는 영역인 1000 ~ 2000 cm<sup>-1</sup>(5 ~ 10 μm)과 2500 ~ 4000 cm<sup>-1</sup>(2.5 ~ 4 μm) 영역은 Simulation 값이 다소 강한 신호를 보이는데 이는 측정 시 실제 대기에서 흡수되는 신호의 영향이 크다고 판단된다.

### 4. 제트엔진 배기 노즐 해석조건

#### 4.1 제트엔진 비행 조건

Narrow-Band 모델 코드를 이용하여 IR 신호 계산하기 위해서는 온도 및 대기 중 화학종 계산이 고려된 유동장 계산 데이터가 필요하다. 이를 위해 Chun의 논문[15]에 나와 있는 비행조건 중 하나를 선정하여 열유동 해석을 위해 필요한 다양한 조건들을 적용하였고, 이를 Table 2에 나타내었다. 또한 대기 중의 화학종이 플룸 IR 신호에 미치는 영향을 고려하기 위해 외부공기는 N<sub>2</sub> 78%, O<sub>2</sub> 21%, CO<sub>2</sub> 1% 로 설정하였고, 노즐 내부로 유입되는 유동은 물분울 기준으로 N<sub>2</sub> 74%, H<sub>2</sub>O 13%, CO<sub>2</sub> 13% 로 가정하였다[5,10,16,17].

#### 4.2 배기 플룸의 LOS 설정

위와 같은 조건으로 CFD 계산 후 LOS는 노즐 출구로부터 고도각(Elevation Angle, XY 평면), 방위각(Azimuth Angle, ZX 평면) 각각 0도, 30도, 60도, 90도 방향으로 설정하였다. 그 이유는 전투기 배기 플룸에서 나오는 강한 IR 신호가 지대공 미사일과 공대공 미사일의 위협을 받게 되는데, 고도각은 지대공 미사일이 전투기 방향으로 발사할 때를 고려한 상황이며 방위각은 공대공 미사일이 동일한 고도 선상에서 전투기를 쫓아오는 상황을 고려한 것이다. 이는 Fig. 11, 12에 각 노즐 종류별로 나타내었다.

Table 2 Flight and boundary conditions

Flight conditions	Altitude(ft)	20,000
	Mach No.	0.8
Atmospheric conditions	Temperature(K)	248.6
	Pressure(N/m <sup>2</sup> )	46,594
Nozzle inlet conditions	Pressure(N/m <sup>2</sup> )	188,171.7
	Temperature(K)	698.1
	Velocity(m/s)	232.3
	Mach No.	0.448

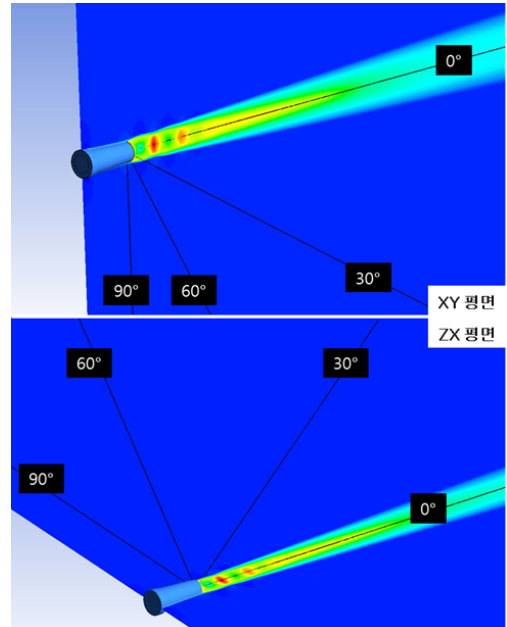


Fig. 11 LOS of circular nozzle at different angles (up : XY plane, down : ZX plane)

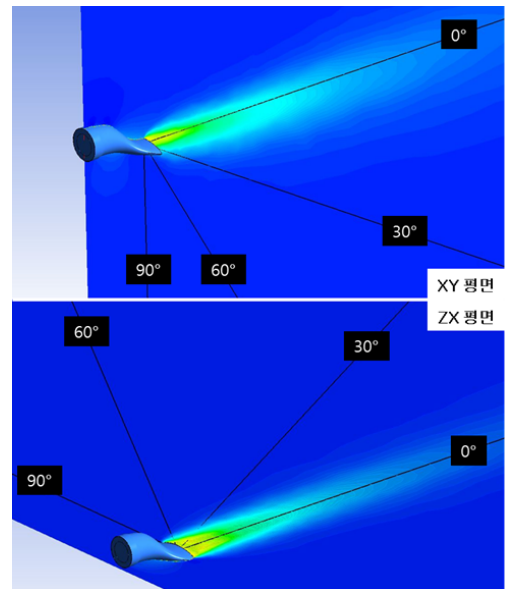


Fig. 12 LOS of deformed nozzle at different angles (up : XY plane, down : ZX plane)

### 5. 화학종 변화에 따른 IR 계산 결과

#### 5.1 물분울 변화

본 연구에서 사용하는 비행 고도는 20,000 ft로, 대기가 안

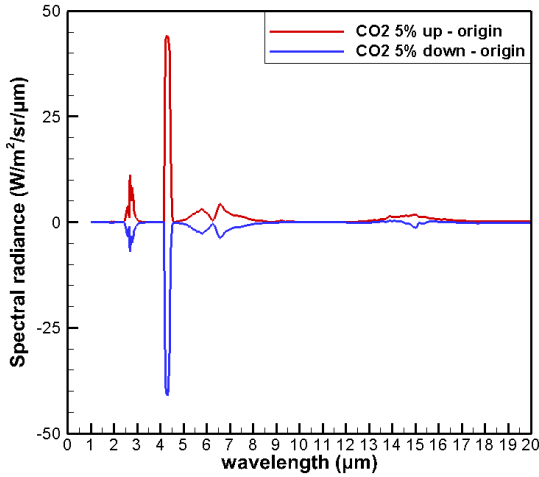


Fig. 13 Spectral radiance variation for the change in CO<sub>2</sub> mole fraction for circular nozzle on XY, ZX plane

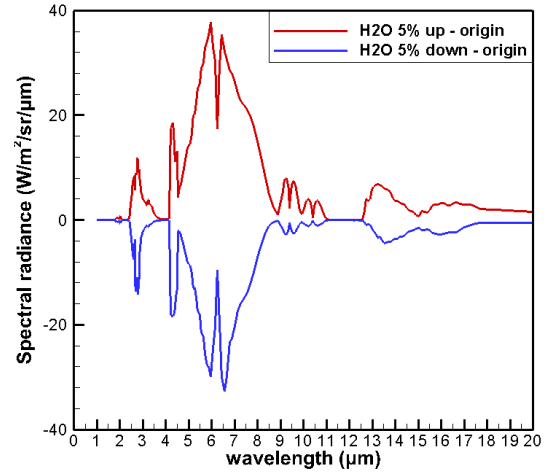


Fig. 14 Spectral radiance variation for the change in H<sub>2</sub>O mole fraction for circular nozzle on XY, ZX plane

정적인 대류권 내에 있으므로 대기 물분율을 N<sub>2</sub> 78%, O<sub>2</sub> 21%, CO<sub>2</sub> 1%로 가정하여도 큰 무리는 없다. 이와 다르게 실제 항공기 엔진 가동 시 엔진 출구에서는 제트 연료와 대기가 혼합된 기체가 엔진 연소실의 고온 및 고압의 영향으로 인해 대기의 물분율과 다른 화학 조성비로 노즐 입구에 도달하게 된다. 실제 엔진 실험 및 이전 연구[5,10,16,17]를 바탕으로 제트 연료인 Jet-A 연료(C<sub>11</sub>H<sub>22</sub>)가 미세 먼지는 존재하지 않고 완전 연소되었을 때, 노즐 입구에 사용되는 기체 물분율은 N<sub>2</sub> 74%, H<sub>2</sub>O 13%, CO<sub>2</sub> 13%로 가정할 수 있다. 이를 통해 기존 비행 고도의 대기 물분율 중 IR 신호에 가장 지배적인 영향을 미치는 CO<sub>2</sub>와 H<sub>2</sub>O 성분이 노즐 입구에서 급격히 증가된 것을 확인할 수 있다.

더 나아가 종류가 다른 제트 연료를 사용하거나 IR 신호 저감과 같은 목적으로 노즐에 액체 및 고체 분말을 분사하면 CO<sub>2</sub>와 H<sub>2</sub>O 성분이 또 달라질 수 있다. 이러한 이유로 원형 노즐 및 변형 노즐 입구에 CO<sub>2</sub>와 H<sub>2</sub>O의 물분율이 각각 5%씩 가감되었다고 가정하여 IR 신호를 계산하였다. 물분율을 증가시킨 화학종은 13%에서 5% 증가시켜 13.65%가 되었고 증가한 만큼 IR 신호에 영향이 적은 N<sub>2</sub> 물분율을 감소시켰다. 감소시킬 때도 13%에서 12.35%가 되고 감소된 값만큼 N<sub>2</sub>에 증가시켰다.

## 5.2 원형 노즐의 물분율 변화

### 5.2.1 CO<sub>2</sub> 물분율 변화에 따른 차이

원형 노즐의 노즐 입구에서 5% 가감된 CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O 물분율이 가감이 적용되지 않은 기존 모델(Origin) 대비 얼마만큼 차이가 발생하는지 계산하였다. Fig. 13, 14는 노즐 출구 길이

방향으로 LOS를 90도로 설정하여 계산된 차이를 나타내었다. 원형 노즐은 중심축을 기준으로 모든 반경 방향에서 유동장의 모양이 동일하게 발생되기 때문에 고도각과 방위각을 따로 구분하지 않아도 된다.

CO<sub>2</sub> 물분율 차이 그래프인 Fig. 13을 보면 5% 가감된 두 데이터는 4 ~ 4.5 μm에서 비교적 큰 차이를 나타내었다. 가장 큰 IR 변화 값은 4.3 μm에서 기존 모델이 353 W/m<sup>2</sup>/sr/μm 발생하였으나, CO<sub>2</sub>를 5% 증가시킨 데이터는 397 W/m<sup>2</sup>/sr/μm로 기존 모델 대비 약 12.5% 정도였다. 이를 통해 다른 구간은 CO<sub>2</sub> 이외의 다른 화학종의 영향을 받고 있지만, 4 ~ 4.5 μm 구간은 CO<sub>2</sub>의 영향이 지배적이기 때문에 물분율의 변화 값인 5%보다 최대 2.5 배 큰 차이를 갖게 된 것으로 볼 수 있다.

### 5.2.2 H<sub>2</sub>O 물분율 변화에 따른 차이

Fig. 14는 H<sub>2</sub>O 물분율 차이에 따른 경향성을 보여준다. H<sub>2</sub>O가 5% 가감된 데이터는 전 구간에서 대체적으로 큰 차이를 보였고, 그 중 특히 5.97 μm에서 기존 모델이 105 W/m<sup>2</sup>/sr/μm, H<sub>2</sub>O가 5% 증가한 값은 143 W/m<sup>2</sup>/sr/μm로 약 36.2% 차이가 발생하였다. 5% 감소한 값 또한 유사한 수치를 보였다. 이는 H<sub>2</sub>O가 대체적으로 모든 밴드에 영향을 미치나, 그 중에서 5 ~ 8 μm에서 가장 많은 효과가 발생하며 물분율 변화율보다 최대 7 배만큼 차이가 난 것을 알 수 있다. 이는 이 영역에서 흡수계수가 크기 때문이다. CO<sub>2</sub>가 4 ~ 4.5 μm에서 지배적인 영향을 미치는 이유도 이와 같다.

### 5.2.3 CO<sub>2</sub> 물분율 변화에 따른 LOS 각도별 계산

플룸 내 발생하는 IR 신호 영역 중 4 ~ 4.5μm에서 가장

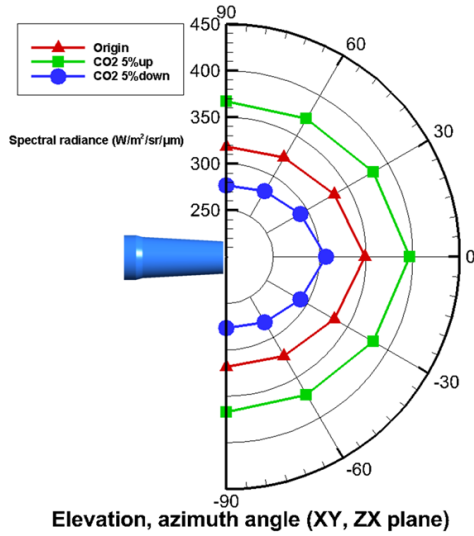


Fig. 15 Maximum IR signature of circular nozzle for different CO<sub>2</sub> mole fractions on XY, ZX plane

큰 신호가 발생하였다. LOS 각도별 효과를 분석하기 위해 LOS는 30도 각도별로 설정하였다. Fig. 15로 부터 0도에서 가장 큰 신호를 보이고 위아래로 갈수록 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이러한 결과는 이전 연구[18] 결과와 유사하다. 그 이유는 가장 높은 온도 및 화학종 분포를 갖는 플룸의 중심 부분이 0도에서 가장 많이 반영되었기 때문이다. 그리고 전체 적으로 CO<sub>2</sub> 몰분율 5%를 증가시킨 데이터가 다른 데이터에 비해 가장 큰 값을 나타내었고 기본 모델, 5% 감소시킨 데이터 순으로 IR 최댓값을 나타내었는데 CO<sub>2</sub> 몰분율의 변화가 4-4.5 μm에서 잘 반영된 것으로 볼 수 있다.

### 5.3 변형 노즐의 몰분율 변화

#### 5.3.1 CO<sub>2</sub> 몰분율 변화에 따른 차이

변형 노즐의 노즐 입구에서도 5% 가감된 CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O 몰분율이 가감이 적용되지 않은 기존 모델 대비 얼마만큼 차이가 발생하는지 계산하였다. 변형 노즐은 원형 노즐과 달리 고도 각과 방위각의 유동장 모양이 각각 다르다. 그 중 변형 노즐의 특징이 플룸이 좌우로 넓게 퍼지는 양상을 보이기 때문에, LOS는 ZX평면의 방위각 90도로 설정하여 IR 신호가 변하는 경향성을 살펴보았다.

Fig. 16의 ZX 평면 그래프로 부터 CO<sub>2</sub> 몰분율이 5% 감소된 데이터(파랑)가 기존 모델 대비 2.5 ~ 3 μm와 4 ~ 4.5 μm, 5 ~ 8 μm 등에서 감소함을 알 수 있다. 특히 CO<sub>2</sub> 영향을 가장 많은 받는 영역인 4 ~ 4.5 μm 구간 중 4.44 μm에서 가장 큰 감소 폭을 볼 수 있었는데, 기존 모델은 128 W/m<sup>2</sup>/sr/μm 만큼 발생하였고 CO<sub>2</sub>가 5% 감소된 값은 121 W/m<sup>2</sup>/sr/μm 이

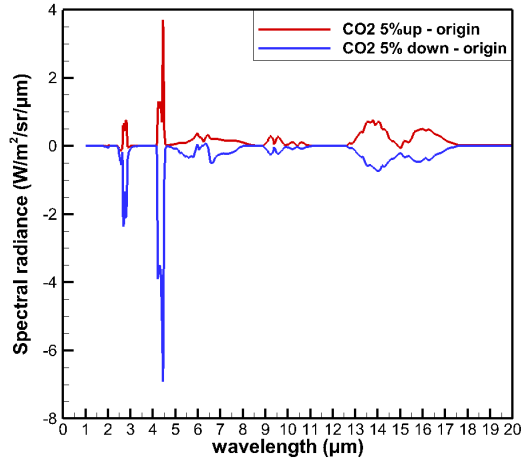


Fig. 16 Spectral radiance variation for the change in CO<sub>2</sub> mole fraction for deformed nozzle on ZX plane

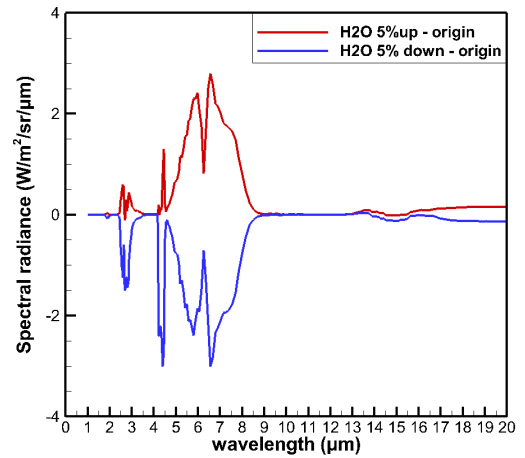


Fig. 17 Spectral radiance variation for the change in H<sub>2</sub>O mole fraction for deformed nozzle on ZX plane

었다. 그 변화율은 5.5%로 이러한 결과는 5% 증가된 데이터(빨강)에서도 확인할 수 있는데, 기존 모델 대비 약 3.12% 차이의 데이터를 보여주었다. Fig. 13의 데이터와 차이가 발생하는 정도를 비교해보면 변형 노즐은 원형 노즐에 비해 그 규모가 현저히 적은 것을 알 수 있는데, 이는 형상으로 인해 원형 노즐보다 몰분율의 증감을 변화로 인한 영향을 덜 받았다고 볼 수 있다.

#### 5.3.2 H<sub>2</sub>O 몰분율 변화에 따른 차이

다음으로 H<sub>2</sub>O의 몰분율을 5%씩 가감하여 배기 플룸 IR 신호를 확인해 보았다. Fig. 17은 ZX 평면에서 계산된 기존 모델 대비 5% 가감된 데이터의 차이를 나타낸 그래프이다.



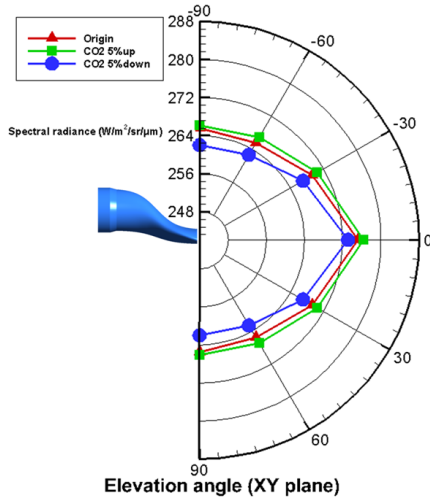


Fig. 18 Maximum IR signature of deformed nozzle for different CO<sub>2</sub> mole fractions on XY plane

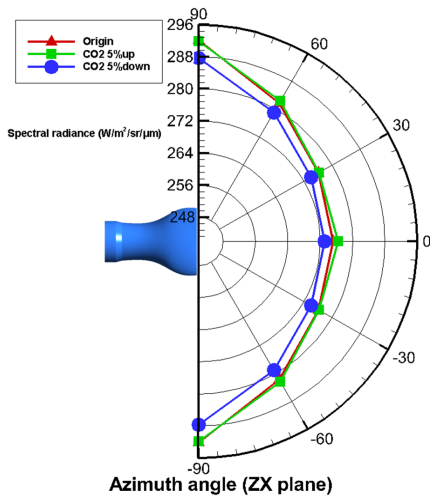


Fig. 19 Maximum IR signature of deformed nozzle for different CO<sub>2</sub> mole fractions on ZX plane

두 데이터를 보면 2.5 ~ 3 μm, 4 ~ 4.5 μm, 5 ~ 8 μm 등에서 IR 신호 차이를 보였고, 원형 노즐 케이스와 같이 5 ~ 8 μm 에서 가장 큰 차이가 발생하였다. 특히 6.557 μm에서 기존 모델은 110 W/m<sup>2</sup>/sr/μm, H<sub>2</sub>O가 5% 증가된 값은 113 W/m<sup>2</sup>/sr/μm 로 약 2.7% 증가하였고, 물분율이 5% 감소한 값 또한 유사하였다. 변형 노즐에서는 물분율의 증감율에 따라 증감되기는 하지만 적용된 수치만큼은 반영되지 않았고 오히려 그 이하의 값도 보이기도 하였는데, 이를 통해 변형 노즐에서는 물분율의 변화에 따라 특정 Band에서의 IR 값을 큰 차이로 변화시키는 것은 어렵다는 것을 확인할 수 있었다.

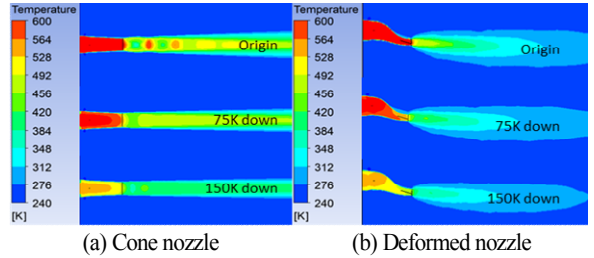


Fig. 20 Temperature distribution of nozzles for different inlet temperatures

### 5.3.3 CO<sub>2</sub> 물분을 변화에 따른 LOS 각도별 계산

마지막으로 변형 노즐의 배기 플룸을 고도각, 방위각 별로 30도 간격으로 계산하였다. 플룸 내 가장 큰 IR 신호에 영향을 미치는 CO<sub>2</sub>가 가장 흡수계수가 높은 영역인 4 ~ 4.5 μm에서의 최대 IR 신호 값을 나타내었다. Fig 18에서는 변형 노즐 후방의 고도각 30도 별로 IR 신호 최댓값을 나타내었는데, 0도에서 가장 큰 신호를 보이고 위아래로 갈수록 감소하는 것을 확인하였다. 또한 Fig 19를 보면 변형 노즐 후방의 방위각 30도 별 IR 신호 최댓값이 좌우로 갈수록 더 커지는 경향을 보였다. 이는 이전 연구결과[18]와 동일한 결과를 나타내며, 이를 통해 변형 노즐이 원형 노즐에 비해 공기와의 원활한 혼합으로 인해 전체적으로 IR 신호 값이 감소하고, 플룸이 좌우로 확산되어 고도각 보다 방위각 방향으로 강한 IR 신호가 발생하는 것을 알 수 있다.

## 6. 배기가스 온도 변화에 따른 IR 계산 결과

### 6.1 노즐 입구 배기가스 온도 변화

전투기의 생존성을 향상시키기 위해 배기가스에서 발생하는 IR 신호를 감소시키는 방법으로 높은 IR 신호에 많은 영향을 미치는 화학성분의 물분율을 감소시키는 방법이 있다. 다른 방법으로는 공기나 물, 액화질소 등을 배기가스 플룸에 주입하여 제트 엔진의 온도를 낮추는 방법도 있다. 그 중 배기가스 물 분사 실험으로 최대 150 K까지 감소시킨 연구 결과[19]가 있다. 이를 착안하여 Fig. 20과 같이 기본 모델의 배기가스 플룸에 물 분사가 적용되지만 H<sub>2</sub>O 물분율은 변함없다 가정하고, 온도만 50% 수준인 75 K, 100% 수준인 150 K을 감소시켜 CFD 해석을 수행하였다.

### 6.2 원형 노즐 입구 배기가스의 온도 변화

변형 노즐과의 비교를 위해 방위각의 LOS는 90도로 설정한 후, 원형 노즐의 기본 모델 조건에서 노즐 입구 온도를 각각 75 K, 150 K 감소시켜 CFD 해석 후 길이 방향으로 IR 신호

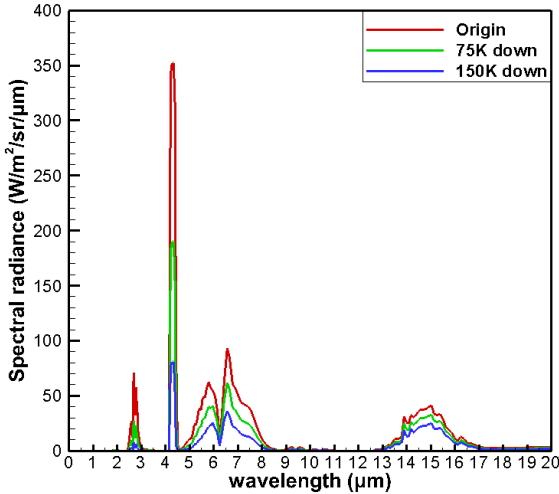


Fig. 21 Plume IR signature of circular nozzle for different inlet temperatures on ZX plane

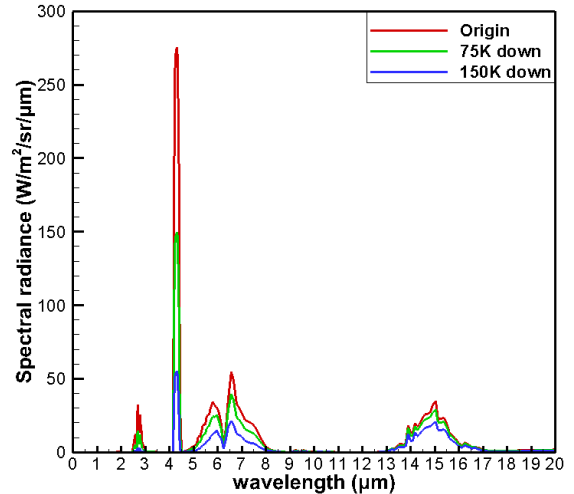


Fig. 22 Plume IR signature of deformed nozzle for different inlet temperatures on ZX plane

호를 계산하였다. Fig. 21에 3개 케이스의 LOS 길이 방향에 따라 발생하는 플룸 IR 신호 그래프를 나타내었다. 노즐 입구 온도가 감소함에 따라 전체적으로 IR 신호가 감소하였고, 특히 온도가 150 K 감소한 케이스는 기본 모델에 비해 상당히 감소함을 볼 수 있다. 이는 Fig. 20의 좌측 원형 노즐 온도 분포도로 부터 기본 모델에는 플룸 내에 고온이 밀집된 Hot Spot이 형성이 되어있지만 온도가 감소한 계산 케이스에선 발생하지 않았기 때문에 비교적 IR 신호가 작게 발생하였다고 할 수 있다. 이를 통해 온도는 물분율과 같이 특정 밴드의 IR 신호를 조절하는 게 아닌 전체적인 IR 신호에 영향을 미치는 것을 확인할 수 있었다.

### 6.3 변형 노즐 입구 배기가스의 온도 변화

변형 노즐도 방위각의 LOS를 90도로 설정하고 길이 방향으로 IR 신호를 계산하여 3가지 케이스를 비교하였다. Fig. 22은 ZX 평면 기준으로 계산된 IR 신호를 나타내었다. 3 가지 케이스 모두 노즐 입구 온도의 감소에 따라 IR 신호도 전체적으로 감소하는 경향성을 보여주었다. 또한 원형 노즐과 각각의 케이스를 모두 비교했을 때 변형 노즐이 원형 노즐에 비해 적은 IR 신호를 보여주었다. 이는 노즐 입구 온도 감소의 영향 뿐 만 아니라 곡률 및 가로세로비가 적용된 변형 노즐의 출구에서 고온의 가스가 외부 비행 고도의 온도와 원활히 혼합되어 감소하는 영향까지 고려된 것으로 분석된다. 이러한 영향으로 Fig. 20 우측 그림에도 변형 노즐은 원형 노즐에 비해 비교적 플룸 내의 온도도 낮고 길이도 짧다. 그러므로 변형 노즐은 똑같은 입력 조건이었지만 원형 노즐에 비해 IR 신호가 전반적으로 적은 데이터를 얻게 된 것이다.

## 7. 결 론

본 연구에서는 항공기 배기 플룸에서 발생하는 온도 및 화학 성분의 변화로 인해 발생하는 IR 신호의 영향성을 분석하였다. 열유동장 해석은 ANSYS사의 FLUENT, IR 신호 계산은 Narrow-Band 모델 코드를 사용하였고, 본 계산에 앞서 CFD 코드와 IR 신호 계산 프로그램의 검증을 위해 소형 제트 엔진의 실험 결과와 비교하였다. 해석 모델은 원형 노즐과 변형 노즐을 사용하였다.

먼저 화학 성분은 항공기 배기 플룸 내 가장 많은 영향을 미치는 CO<sub>2</sub>와 H<sub>2</sub>O의 물분율을 기준 각각 13%에서 5%씩 가감시켰다. CO<sub>2</sub>를 가감시켰을 때는 4 ~ 4.5 μm, H<sub>2</sub>O를 가감시켰을 때 5 ~ 8 μm에서 가장 큰 변화를 보였다. 원형 노즐에서는 물분율 변화에 따라 CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O 변화율이 각각 최대 2.5 배, 7 배 만큼 나타났다. 만약 물분율의 증감률이 더 커진다면 IR 신호도 그만큼 더 큰 변화를 볼 것으로 예상되며, 특정 밴드에서 IR 값을 낮추고자할 때는 물분율을 통해 조절할 수 있다는 것을 알 수 있었다. 그러나 변형 노즐에서는 형상의 영향으로 인해 그 효과가 미비하게 나타났다.

두 노즐의 후방면 기준으로 30도 각도별 최대 IR 값의 변화도 살펴보았다. 원형 노즐은 중심축을 기준으로 모든 반경 방향에서 유동장의 모양이 동일하게 발생되기 때문에 XY 평면과 ZX 평면에서 각도별 최대 IR 값은 동일하게 나왔다. 그 값은 0도에서 가장 크게 발생하였다. 그러나 ZX 평면에서는 이와 반대 결과가 나타났다. 또한 지대공 및 공대공 미사일에 탐지되는 상황을 고려하였을 때, 변형 노즐이 원형 노즐보다

더 유리한 상황이 될 것으로 예측할 수 있었다.

다음으로 노즐 입구 배기가스 온도 변화에 따른 IR 신호의 변화를 분석하였다. 온도는 기존 모델의 노즐 입구 온도에서 각각 75 K, 150 K으로 감소시켰다. 그 결과 특정 구간에서만 IR 신호가 감소하던 물분을 변화 케이스와는 다르게 전 구간에서 IR 신호가 감소하였다. 원형 노즐과 변형 노즐 모두 IR 신호가 감소하는 유사한 양상을 보였는데, 차이점은 두 모델 모두 똑같은 노즐 입구 조건을 설정하였어도 IR 신호의 크기는 원형 노즐이 더 크음을 볼 수 있다. 같은 입력 조건의 경우 변형 노즐이 원형 노즐에 비해 플룸의 온도가 더 감소하였고, 이는 CFD 열유동장 해석 결과를 통해서도 확인할 수 있었다. 본 연구에서 노즐의 배기가스 상태 변화에 인한 IR 저감 효과를 확인할 수 있었지만, 향후 엔진 추력 및 안정성과 같은 측면도 종합적으로 고려되어야 할 것으로 판단된다.

## 후 기

본 연구는 LIG넥스원과 방위산업기술지원센터가 지원하는 대역별 적외선 표적 특성 연구 사업의 일환으로 수행되었습니다.

## References

- [1] 2003, Park, W.H., "Study on the Radiative Transfer Characteristics by Nongray Gas Mixtures and Application on Combustion Systems," Chung-Ang University, Ph.D. Thesis.
- [2] 2017, MuSES, ThermoAnalytics.
- [3] 2011, SE-Workbench, OKTAL-SE.
- [4] 2005, Rao, A. and Mahulikar, S., "Aircraft Powerplant and Plume Infrared Signature Modelling and Analysis," *43rd AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, p.221.
- [5] 2014, Gu, B., Baek, S.W., Yi, K.J., Kim, M.Y. and Kim, W.C., "Spectral Infrared Signature Analysis of the Aircraft Exhaust Plume," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.42, No.8, pp.640-647.
- [6] 2017, Choi, J.H., Kim, D.H., Han, K.I., Ha, N.K., Jang, H.S., Lee, S.H., Kim, D.G. and Kim, T.K., "Analysis of IR Signal Characteristics Of a Ship For Non-uniform Atmospheric Conditions," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.22, No.1, pp.88-94.
- [7] 2012, Chun S.H., "Computational Investigation of Aircraft Afterbody Flows and Plume IR Signature at Various Flight Conditions," Gyeongsang National University, Master's Thesis.
- [8] 2019, ANSYS Fluent 2019 R2 User's Guide, ANSYS Inc.
- [9] 2017, 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.
- [10] 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.
- [11] 2003, 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 Korean Society of Mechanical Engineers B*, Vol.27, No.2, pp. 227-235.
- [12] 1993, Grosshandler, W.L., "RADCAL: a Narrow-Band Model for Radiation," Calculations in a Combustion Environment, NIST Technical Note, Vol.1402.
- [13] 1995, Goody, R.M. and Yung, Y.L., *Atmospheric Radiation: Theoretical Basis*, Oxford University Press.
- [14] 1973, Ludwig, C.B., Malkmus, W., Reardon, J.E., Thomson, J.A.L., Goulard, R., *Handbook of Infrared Radiation from Combustion Gases*, NASA-SP-3080.
- [15] 2012, Chun, S.H., Yan, Y.R., Moon, H., Myong, R.S. and Cho, T.H., "Computational Investigation of Nozzle Flowfields at Variable Flight Conditions for Aircraft Infrared Signature Analysis," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.16, No.3, pp.15-21.
- [16] 2013, Kim, J.Y., Chun, S.H., Myong, R.S. and Kim, W.C., "Computational Investigation of the Effect of Variable Flight Conditions on Plume Infrared Signature," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.41, No.3, pp.185-193.
- [17] 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," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.41, No.10, pp.779-787.
- [18] 2016, An, C.H., Kang, D.W., Baek, S.T. and Myong, R.S., "Analysis of Plume Infrared Signatures of S-Shaped Nozzle Configurations of Aerial Vehicle," *Journal of Aircraft*, Vol.53, No. 6, pp.1768-1778.
- [19] 2005, Guarnieri, J.A., "Thermal Signature Reduction through Liquid Nitrogen and Water Injection," Texas A&M University, Ph.D. Thesis.