

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(12), 1054-1061(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.12.1054

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 마이크로 터보 엔진 배기 플룸에서의 적외선 신호 측정 및 검증

구본찬\*, 백승욱\*\*, 제갈현욱\*, 최성만\*\*\*, 김원철\*\*\*\*

Measurement and Validation of Infrared Signature  
from Exhaust Plume of a Micro-Turbo Engine

Bonchan Gu\*, Seung Wook Baek\*\*, Hyunwook Jegal\*, Seongman Choi\*\*\* and Won Cheol Kim\*\*\*\*

Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology\*,\*\*

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

7<sup>th</sup> R&D Institute-2, Agency for Defense Development\*\*\*\*

## ABSTRACT

Development of an accurate infrared signature (IR) measurement system is expected to contribute in the development of low observable technology and the spectroscopic analysis of electromagnetic radiation. Application of a spectroradiometer (SR) allows for the measurement of detailed infrared signature from the exhaust plume due to its own heat source. Establishment of a measurement system using a micro-turbo engine is intended to simulate the modelling of the aircraft plume. The engine was installed on a test stand to measure the engine performance. The IR signature was measured by placing the SR perpendicular to the axis line of the exhaust plume. Reference data from the blackbody were also measured to calibrate the raw data, and the infrared signature of the background was also measured for comparison with that of the plume. The calibrated spectral radiance was obtained through the data reduction process and the results were analyzed in specific bands. The experiments revealed that the measurement system established here showed sufficient performance for further comprehensive analysis.

## 초 록

적외선 신호에 대한 측정 시스템은 저피탐 기술 개발 및 전자기 방사의 분광 분석에 기여한다. SR (Spectroradiometer)의 적용은 배기 플룸에서 방사되는 열원만으로 복사량이 측정 가능하다. 마이크로 터보 엔진을 이용한 측정 시스템의 구축은 항공기 플룸을 모사하는데 목적을 두었다. 엔진은 성능 시험을 위해 테이블에 계측 장비와 함께 설치되었다. 배기 플룸 측정 수직을 이루도록 분광복사기를 위치하여 적외선 신호를 측정하였다. 원 데이터에 대한 보정을 위하여 흑체를 사용하여 참조 데이터를 획득하였고 플룸 신호와 비교하기 위해서 배경에 대한 신호도 측정하였다. 보정된 spectral radiance는 데이터 처리를 통해 계산되었고 밴드별로 분석되었다. 본 측정 시스템으로 종합적인 분석 연구가 가능하게 되었다.

**Key Words :** Infrared signature(적외선), Micro turbine engine(마이크로 엔진), Exhaust plume(배기 플룸), Spectroradiometer, Spectral radiance, Blackbody(흑체)

† Received : Agust 23, 2016 Revised : November 25, 2016 Accepted : November 25, 2016

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

## I. 서 론

항공기 추진기관에서는 고온, 고압의 연소 가스가 배출되며 이를 배기 플룸이라고 한다. 배기 플룸에서 방사되는 적외선 신호는 열 추적 미사일과 적외선 레이더에 항공기의 위치 정보를 노출시키는 주요 원인이다. 적외선 신호는 적대적 상황에서 항공기의 작전 수행 능력 및 생존성을 약화시킨다. 적보다 먼저 보고 반응하는 것이 현대전의 주요 양상인데 적외선 신호를 저감함으로써 상당한 이점을 가질 수 있다. 이러한 배기 플룸의 적외선 신호에 관한 연구는 지속적으로 수행되어 왔다[1-5].

적외선 신호의 특성을 파악하기 위해서 많은 실험적 연구가 진행되었다. Weichen, et al. 은 다른 성분을 갖는 고체 추진제에 대해서 로켓 모터 연소를 통해 플룸의 적외선 신호를 실험값과 이론값의 비교 분석 연구를 수행하였다[6]. Yim, et al. 은 로켓 모터의 고체 추진제에 첨가제를 추가하여 적외선 신호 변화를 실험적으로 관찰하였다[7]. Higgins, et al. 은 액체 추진제를 사용하는 로켓 모터의 배기 플룸 신호를 종합적으로 분석하는 등 대부분의 연구가 로켓 모터 및 추진제 성분 변화를 통한 적외선 신호 연구를 수행하였다[8]. 반면, Sircilli, et al. 과 Retief, et al. 은 마이크로 엔진을 이용하여 적외선 신호 측정 연구를 하였다[9-10]. 국외에서 적외선 신호에 관한 다양한 연구들이 수행되고 있으나 국내에는 항공기 추진기관을 모사하고 스펙트럼 분석방법으로 적외선 신호 특성을 정량적으로 연구할 수 있는 시스템 및 결과들이 부족한 상황이다.

본 연구에서는 배기 플룸에서 방사되는 적외선 신호를 측정하고자 전반적인 시스템을 구축하였고 이에 대해서 시험을 수행하였다. 마이크로 터보 엔진을 이용하여 배기 플룸을 생성하였고

엔진 성능 시험을 하였다. 적외선 신호 측정은 분광 복사기를 사용하여 측정하였으며 측정된 신호는 흑체를 이용하여 보정하였다. SR로 들어오는 원 데이터는 후처리 과정을 통해 spectral radiance를 얻었다. 이를 통해 플룸의 적외선 신호 특성을 분석하였다.

## II. 본 론

### 2.1 실험 장치 및 구성

배기 플룸의 적외선 신호 측정을 위한 전반적인 측정 시스템이 Fig. 1에 사진으로 제시되어 있다. 측정 시스템은 크게 마이크로 터보 엔진, 노즐, 흑체, SR로 구성되어 있다. 온도계, 습도계, 기압계를 이용하여 시험 시 주변 환경의 대기 조건을 측정하였다.

#### 2.1.1 마이크로 터보 엔진 및 노즐

마이크로 터보 엔진은 항공기 개발에 대한 실험 및 무선 조종 항공기의 추진용 소형 가스 터빈이다. 실험 비용, 비행 시험의 어려움, 지상 시험 장소, 실제 엔진을 이용한 실험을 수행하는데 제약이 수반되기 때문에 전 세계적으로 여러 연구에 마이크로 터보 엔진이 이용된다[9-10].

본 연구에 사용된 엔진은 AMT의 Olympus HP 가스 터빈 엔진이다. 이는 압축기, 디퓨저(diffuser), 터빈, 수축 노즐로 구성되어 있다. 엔진은 성능 계측 장비와 함께 시험 스탠드에 설치되어 있으며 스탠드 하단 기준 노즐 출구 중심의 높이는 1.253 m 이다. 엔진의 성능은 최대 추력 230 N, 압축비 3.8, 최대 회전수 108,500 rpm, 최대 EGT (Exhaust Gas Temperature) 750 °C 이다. 측정 시험 시 엔진의 작동 조건은 최대 회전수의 91 % 수준인 약 99,000 rpm 이다. 연료는 항공유와 비슷한 탄화수소 계열의 케로신



Fig. 1. Set-up for the measurement system

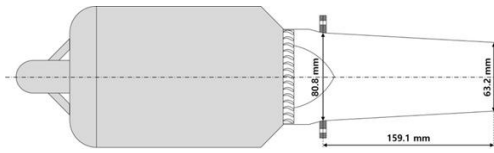


Fig. 2. Schematic diagram of micro turbine engine and circular nozzle

(kerosene)을 윤활유와 부피비 4.5%로 혼합하였다. 엔진 성능 시험 방법 및 계측 절차는 이전 연구에 자세히 제시되어 있다[11].

Figure 2에 마이크로 터보 엔진과 제작된 원형 수축 노즐이 나타나 있다. 엔진과 노즐은 플랜지 방식으로 결합되어 있으며 두 재질의 상이함으로 인한 열 변형을 막고자 동일한 재질인 스테인레스 스틸 (ST-310)로 노즐을 제작하였다. 노즐의 입구 직경은 80.8 mm, 길이는 159.1 mm, 출구 직경은 63.2 mm, 노즐 벽면 두께는 1 mm이다.

### 2.1.2 흑체

흑체는 SR에서 감지하는 신호를 보정하기 위해 사용하였다. 또한, 흑체로부터 얻어진 참조데이터의 적절성을 확인하고자 임의의 온도를 가지는 흑체를 측정하여 이론값과 비교하였고, 흑체의 데이터는 측정 대상과 측정 장비인 SR 사이의 대기 투과도를 얻는데 사용되었다. 실험에 사용된 흑체는 CI Systems의 SR800-4A-HT 장비이다. 흑체 표면의 크기는 4" × 4", 온도 정확도는 0.5 °C, 방사율(emissivity)은 97% ± 3%이다. 흑체를 이용한 참조데이터 획득은 시험 장소의 주변 환경 변화에 의한 요인을 최소화하고자 타겟(target) 측정 이전에 최소 두 차례 수행하였다. 흑체의 위치는 타겟의 위치와 거리, 각도 등과 동일하다. 흑체의 온도 설정은 측정 대상의 적외선 신호 크기에 따라 설정하였다.

### 2.1.3 Spectroradiometer

적외선 신호 탐지기는 감지 원리에 따라 열 감지(thermo sensitive) 방법과 양자 감지(quantum sensitive) 방법으로 나뉜다. 열 감지 방식의 탐지기는 넓은 적외선 영역에서 반응하지만 상온에서만 측정 가능하고 느린 반응속도와 낮은 감도를 가지며 주로 열화상 카메라에 많이 사용된다. 반면, 양자 감지 방식은 열 반응에 민감하여 탐지기의 냉각(77 K)이 필요하지만 높은 감도와 빠른 반응 속도로 인하여 적외선 영역의 신호 특성 파악에 용이하여 군사장비에 많이 사용된다[12].

본 연구에서는 양자 감지 방식의 탐지기를 사

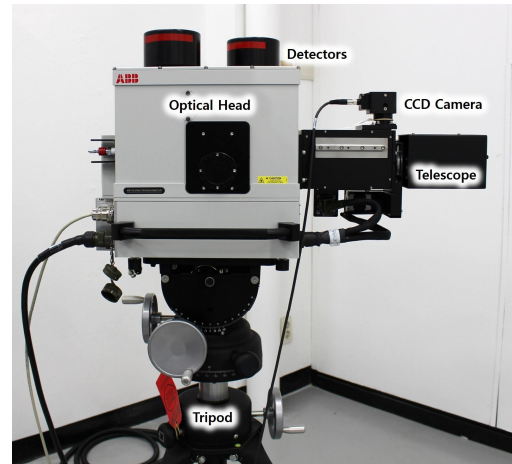


Fig. 3. Spectroradiometer

용하였고 넓은 적외선 영역을 커버하고자 두 종류의 감지기가 적용된 ABB사의 MR170 장비를 사용하였으며 Fig. 3에 보여주고 있다. 탐지기는 중적외선 영역에서 감도가 좋은 InSb (Indium Antimonide)와 넓은 영역에서 감지할 수 있는 HgCdTe (Mercury Cadmium Telluride)를 사용하며 각각 1800 cm<sup>-1</sup> ~ 5000 cm<sup>-1</sup>, 833 cm<sup>-1</sup> ~ 5000 cm<sup>-1</sup>의 감지 영역을 갖는다. 그리고 탐지기는 모노 픽셀(mono pixel) 방식으로 공간상에서 입체각 내에 들어오는 적외선 신호를 측정한다.

SR의 구성은 Fig. 3에 표시되어 있으며 SR의 인터페이스(interface)로 타겟을 조준하고 시각적 정보를 제공하는 망원경(telescope)과 입체각(solid angle)을 조정하고 신호의 간섭을 일으켜 인터페로그램(interferogram)을 생성하는 광학 장비(optical head) 부분으로 구성된다. 탐지기에 최종적인 신호가 도달하며 정확한 측정을 위해서 탐지기는 액체 질소 (Liquid Nitrogen, LN<sub>2</sub>)로 지속적으로 냉각된다. SR이 조준하고 있는 대상의 시각적 정보를 얻기 위해서 CCD (Charge-Coupled Device) 카메라를 장착하였다. CCD 카메라를 통해서 타겟이 설정된 FOV (Field-Of-View)에서 차지하는 영역 정보를 확인할 수 있다. 또한, 장비의 수평 조절과 높이 및 각도 조절이 가능한 삼각대를 사용하였다.

Figure 1에 나타나듯 실험 장비들은 현장 시험으로 진행되는 데 각 장비들의 정확한 배치가 이루어져야 한다. 엔진 장비를 구성하는 테이블은 수평계를 이용하여 수평을 맞추었다. 측정 대상인 배기 플룸과 SR은 레이저 레벨기를 이용하여 수평 및 수직이 되도록 하였다. 그리고 각 장비의 높이 및 상호간의 거리를 측정하였다. 시험

시 주변 환경의 대기조건 변화를 관측하고 데이터 보정에 이용하고자 온도계, 압력계, 기압계를 이용하였다.

## 2.2 실험 조건

본 연구에서는 일정한 작동 조건을 갖는 엔진의 배기 플룸에서 방사되는 신호를 측정하기 위한 실험을 수행하였다.

마이크로 터보 엔진의 작동 조건은 시험 시 안정성과 수명을 고려하여 앞서 언급한 대로 최대 RPM의 91 % 수준으로 하였다.

Figure 4는 마이크로 터보 엔진과 SR의 평면도를 보여주고 있다. 배기 플룸의 축과 SR의 LOS (Line-Of-Sight)는 수직을 이루도록 배치하였고 망원경의 특성을 고려하여 측정 타겟과 6.151 m 거리를 두었다. 배기 플룸에서 발생하는 적외선 신호를 측정하고자 SR의 FOV 특성을 고려하여 타겟의 위치는 엔진 노즐 출구로부터 0.1 m로 설정하였다.

측정 시 SR의 스펙트럼 해상도는 가스에서 방사되는 복사 신호의 측정 가능한 최대 해상도인  $2 \text{ cm}^{-1}$ 로 설정하였다. FOV 설정에 따라 발생하는 에러를 줄이고자 배기 플룸만을 조준하는 시준기(collimator)의 조리개(aperture) 직경은 3.2 mm로 책정하였다. 이에 따라 FOV는 14.0 mrad, FOV의 직경은 8.3 cm 이다. 이에 대한 값은 Table 1에 나타나 있다. Fig. 5는 SR 관점에서 바

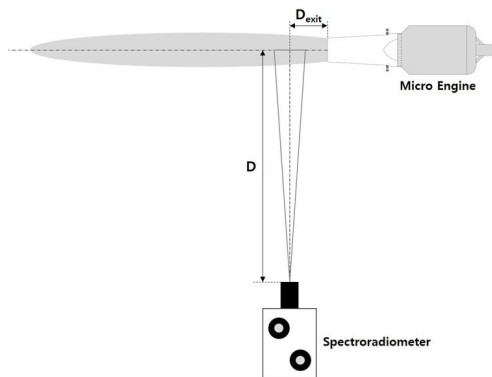


Fig. 4. The plan view of the main experimental apparatus

Table 1. Status conditions

Distance, D	6.151	m
Distance, $D_{exit}$	0.1	m
Field Of View, FOV	14.0	mrad
Diameter of FOV, $D_{FOV}$	8.3	cm

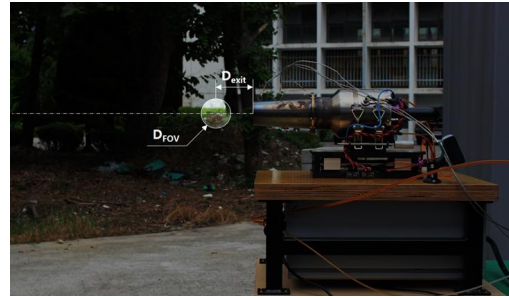


Fig. 5. The side view from the spectroradiometer

라보는 타겟의 위치를 사진으로 보여주고 있다. 흑백 처리되지 않은 부분이 SR이 보는 FOV 상의 타겟 위치이다.

측정 실험은 참조 데이터 획득과 타겟의 신호 측정으로 구분된다. 참조 데이터는 흑체를 사용하여 획득하며 흑체의 온도는  $150 \text{ }^\circ\text{C}$ 와  $250 \text{ }^\circ\text{C}$ 에서 수행하였다. 타겟은 임의의 온도( $200 \text{ }^\circ\text{C}$ )를 갖는 흑체, 배기 플룸, 배경으로부터 신호를 측정하였다.

모든 측정 실험은 위와 동일한 조건에서 수행된다. 측정 시험 동안 대기 온도는  $33.2 \text{ }^\circ\text{C} \pm 2 \text{ }^\circ\text{C}$ , 습도는  $63.5 \% \pm 3.5 \%$ , 대기압은  $1005.4 \text{ hPa} \pm 0.2 \text{ hPa}$ 로 변화 폭을 가졌다.

## 2.3 실험 결과 및 토의

### 2.3.1 엔진 성능 시험

마이크로 터보 엔진의 성능 시험 분석 결과가 Fig. 6에 제시되어 있다. EGT와 추력은 시간에 대한 비슷한 변화를 보여주고 있으며 총 엔진의 작동 시간은 180 초이다. 엔진 작동 후 40~50 초 정도 아이들(idle) 구간을 지난 후 엔진이 일정하게 성능을 나타내고 있다. 일정한 구간은 60 초부터 120초 가량 지속된다. 대기 조건에 따라 약간씩 달라지는 엔진의 특성을 보정하기 위해서 EGT와 추력(F)은 다음 보정식을 이용하여 계산된다[13].

$$EGT_{corrected} = EGT \times \frac{T_{std}}{T_\infty} \quad (1)$$

$$F_{corrected} = F \times \frac{P_{std}}{P_\infty} \quad (2)$$

$T_\infty$ 와  $P_\infty$ 는 측정 시 외부 대기 온도와 대기압이고  $T_{std}$ 와  $P_{std}$ 는 표준 온도 및 압력이다. 본 논문에서 언급하는 EGT와 추력은 수정된 값을 뜻한다. 일정한 구간 내에서 평균 EGT는  $555.92 \text{ }^\circ\text{C}$ , 평균 추력은  $139.44 \text{ N}$ 이다. EGT와 추력의

편차는 각각 최대 0.86 %, 0.78 %로 시간에 따른 변화가 없다고 볼 수 있으며 본 구간에서 일정한 배기 플룸으로 부터 적외선 신호 측정이 가능하다.

### 2.3.2 흑체의 적외선 신호

흑체를 이용하여 얻어진 150 °C와 250 °C의 측정 데이터는 인터페로그램 형식을 갖는데 이를 푸리에 변환(Fourier Transform)인 수학 함수를 통해서 원 데이터(raw spectrum)로 변환된다. Fig. 7은 250 °C와 150 °C에서의 이론값과 SR로 측정된 흑체의 원 데이터를 보여주고 있다. 온도에 대한 흑체의 이론값은 Planck distribution으로 참고 문헌[14]을 통해서 계산할 수 있다. SR로 입사되는 흑체의 신호가 1250  $\text{cm}^{-1}$  ~ 1800  $\text{cm}^{-1}$  (6  $\mu\text{m}$  ~ 8  $\mu\text{m}$ )과 2325  $\text{cm}^{-1}$  (4.3  $\mu\text{m}$ )의 파수

영역에서 흡수가 일어남을 원 데이터를 통해서 알 수 있다. 이 영역에서는 대기 중에 존재하는 이산화탄소( $\text{CO}_2$ )와 수증기( $\text{H}_2\text{O}$ )에 의해서 흡수가 일어나기 때문이다[14-15]. 원 데이터와 이론값은 타겟의 적외선 신호의 데이터 보정 시 사용된다.

흑체로부터 측정된 참조 데이터의 적절성을 확인하고자 임의의 온도 200 °C의 흑체에서 발생하는 신호를 측정하여 참조 데이터를 이용하여 보정하였다. 측정된 신호는 다음 IRF (Instrument Response Function) 식을 통하여 보정된다.

$$R_{\eta} = M_{\eta} \times G_{\eta} + O_{\eta} \quad (3)$$

$\eta$ 는 파수(wavenumber,  $\text{cm}^{-1}$ ),  $R_{\eta}$ 는 보정된 spectral radiance,  $M_{\eta}$ 은 측정된 원 데이터이다.

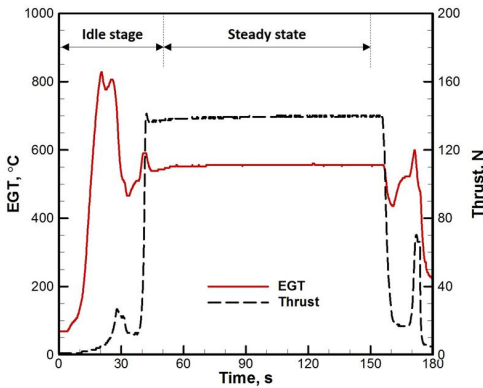


Fig. 6. Temporal variation of EGT and Thrust

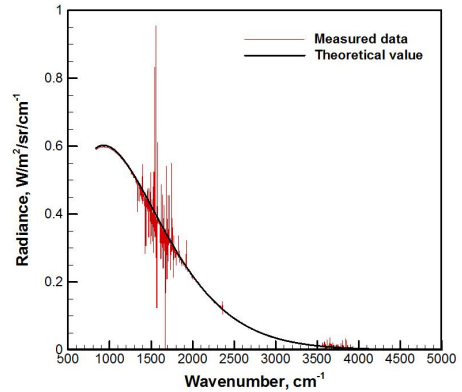


Fig. 8. Comparison of spectral radiance between the measured data and Planck distribution at the temperature (200 °C)

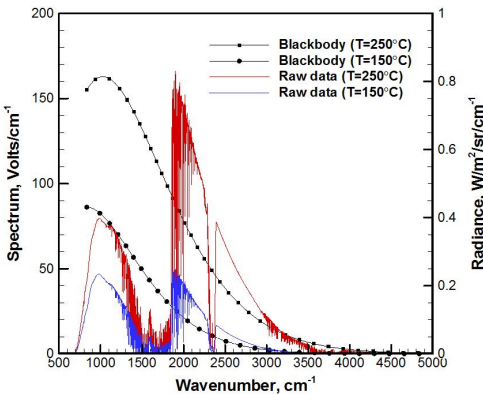


Fig. 7. Spectral variation of raw spectrum and the radiance of the blackbody at T = 250 °C and 150 °C

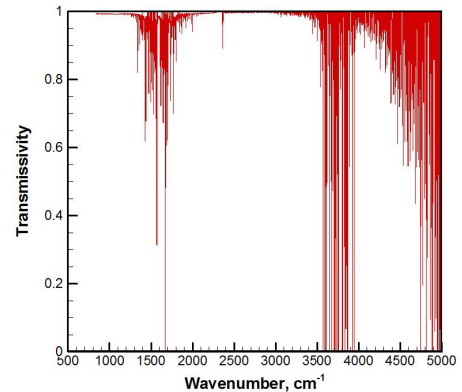


Fig. 9. Spectral transmissivity at a path length of 6.151 m

$G_n$ 와  $O_n$ 는 gain과 offset이며 이는 참조 데이터로부터 계산된다.

보정된 200 °C의 측정값과 이론값의 비교 결과가 Fig. 8에 나타나 있다. 측정값은 이론값과 잘 일치함을 알 수 있다. 그러나 1250  $cm^{-1}$  ~ 1800  $cm^{-1}$ 과 2325  $cm^{-1}$ 의 영역에서 신호 차이가 발생하는데 이는 측정 오차로 판단된다. 대기 중에 흡수가 많이 일어나는 영역에서 SR이 측정하는 신호가 파수별로 온도에 민감하게 반응하는데 이로 인하여 오차가 발생한다. 두 값의 비교 과정을 통해서 참조 데이터 및 데이터 처리 방법에 대한 적절성을 확인하였다.

Figure 9는 흑체와 SR사이에 존재하는 대기의 투과도(transmissivity)를 나타내고 있다. 투과도는 radiance 이론값으로 측정값을 나누었으며 특정 영역에서 발생하는 노이즈(noise)로 인하여 1보다 큰 값은 1로 계산하였다. 1600  $cm^{-1}$ , 3800  $cm^{-1}$ , 4700  $cm^{-1}$ 에서 투과도가 감소하는데 이는 대기 중의 H<sub>2</sub>O에 의한 흡수로 신호가 감소됨을 추측할 수 있다[16].

### 2.3.3 배기 플룸의 적외선 신호

적외선 영역은 파장(wavelength)기준으로 근적외선 (0.75  $\mu m$  ~ 1.4  $\mu m$ ), 단파장 적외선 (1.4  $\mu m$  ~ 3  $\mu m$ ), 중파장 적외선 (3  $\mu m$  ~ 8  $\mu m$ ), 장파장 적외선 (8  $\mu m$  ~ 15  $\mu m$ ), 원 적외선 (15  $\mu m$  ~ 1000  $\mu m$ ) 영역으로 나뉜다. 본 연구에서는 배기 플룸에서 신호가 나오지 않는 영역을 제외하고 밴드별로 적외선 신호 특성을 파악하기 위해서 3개의 밴드로 나누었다. 나누어진 밴드 영역은 Table 2에 나타나 있다.

Figure 10은 1250  $cm^{-1}$  ~ 2000  $cm^{-1}$  영역에서의 배기 플룸과 배경에 대한 적외선 신호를 radiance 값으로 나타내고 있다. 적색의 적외선 신호와 흑색의 배경 신호가 유사하게 나타남을 확인할 수 있다. 이는 배기 플룸에서 방사되는 신호는 대기 중에 존재하는 H<sub>2</sub>O에 의해서 흡수되거나 대기에 의해서 방출되는 신호가 함께 측정된다고 판단된다[17]. 이는 배경에 대한 적외선 신호로부터 확인할 수 있다. 이 영역에서는 H<sub>2</sub>O에 의한 강한 흡수로 인하여 군사용 적외선 탐지

Table 2. Divided spectral bands

Wavenumber, $cm^{-1}$	Wavelength, $\mu m$
1250 ~ 2000	5 ~ 8
2000 ~ 2500	4 ~ 5
2600 ~ 4200	2.4 ~ 3.8

측면에서 어려움이 있어 다른 영역대에서 주로 탐지가 이루어진다. 또한, 적외선 신호를 측정 및 분석할 경우에는 배경에 대한 신호와 함께 비교 분석이 필요하다고 볼 수 있다.

Figure 11은 2000  $cm^{-1}$  ~ 2500  $cm^{-1}$  영역에서 배기 플룸의 적외선 신호를 배경과 비교하여 나타내고 있다. 적색의 배기 플룸 그래프에서 케로신과 공기의 연소 생성물인 CO<sub>2</sub>에 의해 강한 적외선 신호가 나타남을 알 수 있다. 그리고 2064  $cm^{-1}$  ~ 2245  $cm^{-1}$  영역에서 불완전 연소로 발생하는 CO (일산화탄소)의 영향이 약하게 나타남을 알 수 있다[18]. 배경의 적외선 신호 역시 2325  $cm^{-1}$  ~ 2375  $cm^{-1}$  영역에서 나타나는데 대기 중의 CO<sub>2</sub>에 의해서 방사된다. 만약 배기 플룸과 SR 사이의 거리가 증가한다면 위 영역에서

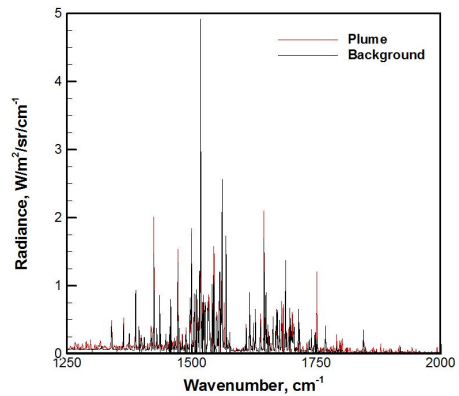


Fig. 10. Spectral distribution of the Plume and background in the band of 1250  $cm^{-1}$  ~ 2000  $cm^{-1}$

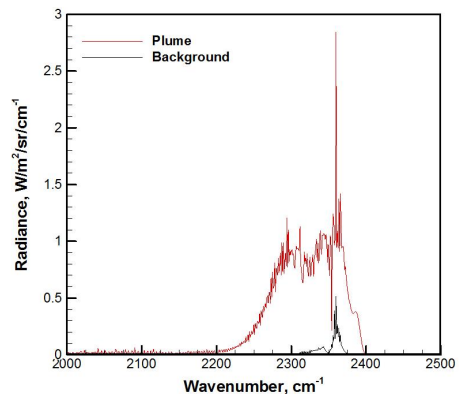


Fig. 11. Spectral distribution of the Plume and background in the band of 2000  $cm^{-1}$  ~ 2500  $cm^{-1}$

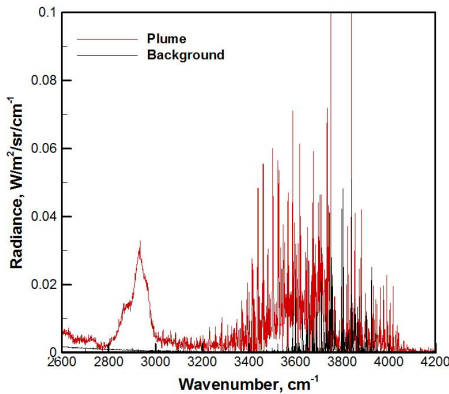


Fig. 12. Spectral distribution of the Plume and background in the band of  $2600\text{ cm}^{-1} \sim 4200\text{ cm}^{-1}$

는 흡수로 인하여 신호가 줄어들 것으로 추측된다.

Figure 12는 배기 플룸과 배경의 적외선 신호를  $2600\text{ cm}^{-1} \sim 4200\text{ cm}^{-1}$  영역에 제시하고 있다. 먼저, 배경의 적외선 신호가  $3600\text{ cm}^{-1} \sim 3800\text{ cm}^{-1}$  영역에서 나타나는데 이는 대기 중의  $\text{H}_2\text{O}$ 에 의한 영향이 지배적임을 알 수 있다[16]. 배기 플룸은 연소 생성물인  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}_2$ ,  $\text{CO}$ 로 인해서  $3400\text{ cm}^{-1} \sim 4000\text{ cm}^{-1}$  영역에 걸쳐 적외선 신호가 방사됨을 알 수 있다. 배경 신호에 비해 상대적으로 신호가 강하게 나타난다. 이외에도  $2800\text{ cm}^{-1} \sim 3000\text{ cm}^{-1}$  영역에서 적외선 신호가 방사되는데 메탄 ( $\text{CH}_4$ )의 영향 때문이다. 대부분의 탄화수소계열의 연료는 이 영역에서 강한 흡수가 일어난다고 한다[19]. 불완전 연소로 인하여 발생하는 신호는 완전 연소시켜서 줄일 수 있다고 판단된다.

### III. 결 론

본 연구를 통해 마이크로 터보 엔진의 배기 플룸에서 방사되는 적외선 신호 측정 시스템을 구축하고 구성 장비들의 시험을 통해서 적외선 신호를 측정하였다. 측정된 데이터의 보정은 데이터 처리 과정을 통해서 적외선 신호를 도출하고 분석하였다. 마이크로 터보 엔진의 성능 시험을 통해서 정상상태 구간에서 적외선 신호 측정 시험을 진행하였다. 동일한 실험 조건에서 참조 데이터, 플룸, 배경 신호를 획득하여 스펙트럼별 특성을 파악하고자 신호가 나타나는 특정 밴드로 나누어 분석을 수행하였다. 본 연구의 결과는 다

음과 같다.

1. 대기를 구성하고 있는  $\text{CO}_2$ 와  $\text{H}_2\text{O}$ 에 의해 흡수가 많이 일어나는 영역에서는 SR의 탐지기로 입사되는 신호가 민감하게 반응하여 측정오차가 발생한다. 이 영역을 제외하고는 적외선 신호를 정확하게 측정하는 것을 확인하였다.

2.  $1250\text{ cm}^{-1} \sim 2000\text{ cm}^{-1}$  영역에서는 배기 플룸의 신호 외에 대기 중에서 방사되는 신호도 측정된다. 배경 신호와 비교를 통해 대부분의 신호는 대기에서 방사되는 영향이 크다는 것을 보였다.

3. 배기 플룸에서 방사되는 대부분의 신호는  $2200\text{ cm}^{-1} \sim 2400\text{ cm}^{-1}$  영역에 집중되어 있으며 연소 생성물인  $\text{CO}_2$ 의 영향이 크다는 것을 확인하였다.

4. 불완전 연소로 인하여  $\text{CO}$  ( $2325\text{ cm}^{-1} \sim 2375\text{ cm}^{-1}$ )와  $\text{CH}_4$  ( $2800\text{ cm}^{-1} \sim 3000\text{ cm}^{-1}$ )의 영역에서 신호가 나타나는 것을 알 수 있었다.

### 후 기

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

### References

- 1) Mahulikar, S. P., Rao, G. A., and Kolhe, P. S., "Infrared signature studies of aerospace vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 43, 2007, pp.218~245.
- 2) Rao, G. A. and Mahulikar, S. P., "Aircraft Powerplant and Plume Infrared Signature Modelling and Analysis," *43<sup>rd</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, January, 2005.
- 3) Kim, J. Y., Chun, S. H., Myong, R. S., and Kim, W. C., "Computational Investigation of the Effect of Various Flight Conditions on Plume Infrared Signature," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 3, 2013, pp. 185~193.
- 4) Kang, D. W., Kim, I. D., Myong, 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 Sciences*, Vol. 42, No. 1, 2014, pp. 10~19.
- 5) 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 and Space Sciences*, Vol. 42, No. 8, 2014, pp. 640~647.

6) Weichen, W., Shipeng, L., Qiao, Z., and Ningfei, W., "Infrared radiation signature of exhaust plume from solid propellants with different energy characteristics," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 25, No. 3, 2013, pp. 594~600.

7) Yim, Y. J., Jang, M. W., Park, E. Y., Lee, J. S., Han, H., Lee, W. B., Song, S. H., Kim, M. T., Yoo, J. C., and Yoon, M. W., "Infrared Irradiance Reduction in Minimum Smoke Propellants by Addition of Potassium Salt," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 40, Issue 1, 2015, pp.74~80.

8) Higgins, C., Watts, D., Smithson, T., Fournier, P., Ringuette, S., and Coxhill, I., "Characterizing the Infrared Signature of a Liquid Propellant Engine Plume," *52<sup>nd</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2016.

9) Sircilli, F., Retief, S. J. P., Ribeiro, L. R., Zanandrea, A., Brink, C., Nascimento, M., and Dreyer, M. M., "Infrared Characterization of a Micro Turbine Engine Plume," *ITA*, 2013, pp. 107~121.

10) Retief, S. J. P., Dreyer, M. M., and Brink, C., "Infrared recordings for characterizing an aircraft plume," *Proceedings of SPIE*, Vol. 9257, 2014.

11) Park, G., Kim, S. Choi, S., Myung, R. S., and Kim, W. C., "Experimental Study of the

Micro Turbo Jet Engine Performance and IR Signal with Nozzle Configuration," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 5, 2016, pp. 1~8.

12) Rogalski, A., "Infrared Detectors for the Future," *Optical and Acoustical Methods in Science and Technology*, Vol. 116, No. 3, 2009, pp. 389~406.

13) Walsh, P. P. and Fletcher, P., "Gas Turbine Performance 2<sup>nd</sup> edition," *Blackwell Science Ltd*, 2004.

14) Modest, M. F., "Radiative Heat Transfer," *Third edition, Academic Press*, 2013.

15) Lee, H., Oh, C., and Hahn, J. W., "Calibration of a mid-IR optical emission spectrometer with a 256-array PbSe detector and an absolute spectral analysis of IR signatures," *Infrared Physics & Technology*, Vol. 57, 2013, pp. 50~55.

16) Smith, F. G., "Atmospheric Propagation of Radiation," *volume 2 of The Infrared & Electro-Optical Systems Handbook*, 1993.

17) Anthes, R. A., Panofsky, H. A., Cahir, J. J., Rango, A., "The atmosphere," *Charles E. Merrill Pub Co. 2<sup>nd</sup> edition*, 1978.

18) Zhang, L., Zhang, L., Li, Y., Lin, B., and Wang, J., "Study of Combustion Properties of Solid Propellant by Highly Time-Resolved Passive FTIR," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 35, No. 5, 2006, pp. 410~414.

19) Henry, J. Husson, N. Andia, R., and Valentin, A., "Infrared Absorption Spectrum of Methane from 2884 to 3141 cm<sup>-1</sup>," *Journal of Molecular Spectroscopy*, Vol. 36, 1970, pp. 511~520.