

## 터보팬을 모사한 소형 엔진에서의 바이패스 비에 따른 적외선 신호 측정

최재원<sup>a</sup> · 장현식<sup>b</sup> · 김혜민<sup>a,\*</sup> · 최성만<sup>b,\*</sup>

## Infrared Signal Measurement with Bypass Ratio in a Small Engine Simulating a Turbofan

Jaewon Choi<sup>a</sup> · Hyeonsik Jang<sup>b</sup> · Hyemin Kim<sup>a,\*</sup> · Seongman Choi<sup>b,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Aeronautical Mechanical Design Engineering, Koera National University of Transportation, Korea

<sup>b</sup>Aerospace Engineering Department, Jeonbuk National University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: enok2695@ut.ac.kr, E-mail: csman@jbnu.ac.kr

### ABSTRACT

In modern air combat, infrared signals play an important role in the detection of opponents and must be reduced to improve survivability and stealth. In particular, IR signals generated in the wake of aircraft engines have high intensity and short wavelengths, so most heat-tracking missiles detect these signals. Accordingly, the measurement and characteristic analysis of Gas radiation signals from the engine's wake were carried out in this study. Micro turbojet engine has been configured to simulate a real aircraft turbofan engine, and the characteristics of IR signal reduction by adjusting the bypass ratio were identified. Through this, the IR signal characteristics for each wavelength are analyzed and verification of signal reduction technologies is performed.

### 초 록

현대 항공전에서 적외선 신호는 상대방 탐지에 있어 중요한 역할을 하며, 생존성 및 스텔스성 향상을 위해 저감되어야 한다. 특히 항공기 엔진 후류에서 발생하는 적외선 신호는 높은 강도를 가지며 파장이 짧아 대부분의 열 추적 미사일이 이러한 신호를 따라 탐지하게 된다. 이에 따라 본 연구에서는 엔진 후류에서 발생하는 Gas radiation 신호 측정 및 특성 분석을 수행하였다. 실제 항공기 터보팬 엔진을 모사하기 위해 마이크로 터보제트 엔진을 구성하였으며, 바이패스 비 조절을 통한 적외선 신호 저감 특성을 파악하였다. 이를 통해 각 파장 별 적외선 신호 특성을 분석하고 신호 저감 기술들에 대한 검증을 수행한다.

Key Words: Infra Red(적외선), Stealth(스텔스), Bypass Ratio(바이패스 비), Gas Radiation(가스 복사량) Micro Turbojet Engine(마이크로 터보제트엔진), Wavelength(파장)

Received 8 May 2020 / Revised 21 August 2020 / Accepted 25 August 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

## 1. 서 론

현재 운용되는 대부분의 항공기 엔진은 탄화수소계열 연료를 사용하며 이에 따라 고온의 엔진 표면 및 배기가스에서 적외선(Infra red : IR) 신호가 필연적으로 발생한다. 발생한 적외선 신호는 현대의 항공전에서 상대방을 탐지 및 요격하는데 있어 매우 중요한 요소이다[1]. 특히 엔진은 온도가 높으므로 여기서 발생하는 적외선 신호는 파장이 짧고 신호 강도가 높아 대부분의 열 추적 미사일이 탐지하기 수월하다. 과거 열 추적 미사일의 경우, 플레어, 태양 등 다른 열원에서 발생하는 적외선 신호와의 구분능력이 떨어져 전술적인 방법으로 회피 가능하였으나 현대의 열 추적 미사일은 기술 개발이 지속적으로 진행되어 엔진 후류 신호와 다른 열원을 구분할 수 있고 특정 파장의 적외선 신호 추적이 가능하다[2,3]. 이러한 상황에서 현대 군용 항공기는 적외선 신호의 추적을 피하고 항공기 생존성을 높이기 위해 전술적인 방법보다는 항공기 엔진에서 발생하는 적외선 신호 자체를 감소시킬 필요가 있다.

항공기 엔진에서 발생하는 적외선 신호는 고온의 엔진 표면에서 발생하는 Surface radiation과 배기가스에서 발생하는 Gas radiation으로 구분할 수 있다[4,5]. Surface radiation의 경우 플랑크 법칙에 따라 대부분 연속적인 신호를 발생시키지만 Gas radiation은 배기가스 기체가 들뜸 상태에 도달되며 이에 따라 특정 파장대역에서 불연속적인 적외선 신호를 발생시킨다. 따라서 항공기 적외선 신호 탐지에 있어 엔진 배기가스의 특정 파장대역 신호는 항공기와 다른 열원과 구분되는 중요한 요인이다. 이에 따라 현대의 열 추적 미사일의 경우, 대부분 항공기 후류에서 발생하는 Gas radiation을 탐지하는 방법을 사용한다.

이러한 Gas radiation은 비행환경, 배기 온도 및 조성, 등의 다양한 요소에 의해 신호 강도 및 스펙트럼 특성이 각각 다르게 나타나는 것으로 알려져 있으며, 선진국에서는 엔진 배기가스 적외선 신호 레벨을 감소시키기 위한 다양한 연구

를 수행하였다. 그 중 가장 잘 알려진 방법으로는 터보팬 엔진의 바이패스 비를 늘려 엔진 후류를 외부 공기와 혼합하는 방법이다. 주요 원리는 배기가스와 외부 공기의 혼합을 통해 후류 온도를 낮추고 이를 통해 배기가스 적외선 신호를 감소시키는 방법이다[6,7].

이러한 메커니즘을 이용한 연구는 국내에서 또한 진행된 것으로 확인되며 특정 파장대역(7.5~14  $\mu\text{m}$ )에서의 적외선 신호를 측정하는 방식으로 실험을 진행하였다[8]. 특정 파장대역에서의 신호 측정에는 전반적인 적외선 Spectrum 영역에서의 신호 피크점 변화 및 경향성을 파악하기 어려우며, 이에 따라 파장대역별 적외선 신호를 실험적으로 측정하여 바이패스 비 조절에 따른 신호 저감 효과를 정량적으로 확인할 필요가 있다.

본 연구에서는 마이크로 터보제트 엔진에 압축공기를 분사하는 방식의 터보팬 모사 엔진을 제작하고 넓은 Spectrum 영역에서의 바이패스 비 변화에 따른 엔진 후류 신호 변화를 정량적으로 측정하여 바이패스 유량 공급에 따른 적외선 신호 저감 효과를 확인하고자 한다. 본 연구는 향후 실제 엔진을 활용한 Scale-up 연구나 비행시험을 위한 기초자료로서 활용될 수 있을 것이다.

## 2. 실험 장비 구성 및 방법

### 2.1 마이크로 터보제트 엔진

실제 항공기 엔진을 이용한 실험은 실험 비용, 실험 공간 등의 제약 때문에 세계적으로 마이크로 터보제트 엔진이 실험 연구에 이용된다[9,10]. 본 연구에서는 적외선 신호 측정 연구를 위해 항공기 엔진을 모사할 수 있는 AMT사의 Olympus HP Engine을 사용하였으며, 마이크로 터보제트 엔진은 원심 압축기, 직류형 연소기, 축류형 터빈으로 구성되어 있다. Olympus HP Engine은 연료 유량 측정 및 추력 계측 장치가 함께 실험 스탠드에 설치되어있으며, Table 1에 Olympus HP Engine의 제원을 제시하였다.

Table 1. Micro Turbojet engine specification.

Engine parameter	Maximum value
Thrust[N]	230
RPM	108,500
Pressure ratio	3.8
Air Mass flow[kg/s]	0.45
Exhaust gas temperature[°C]	750
Specific fuel consumption[g/kN sec]	46.4

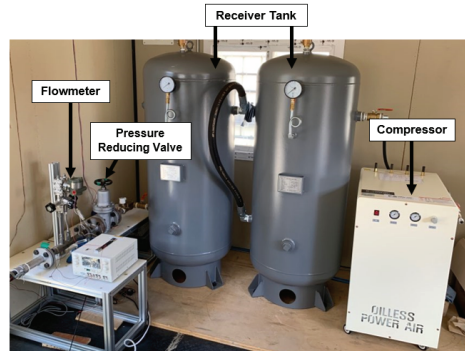


Fig. 2 Picture of air supply system.

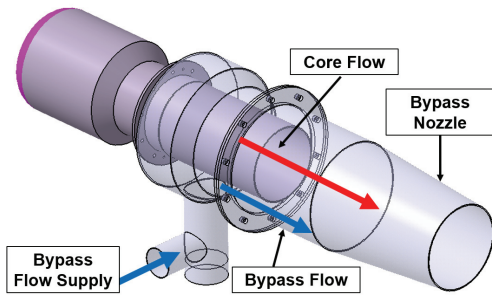


Fig. 1 Engine and bypass nozzle layout.

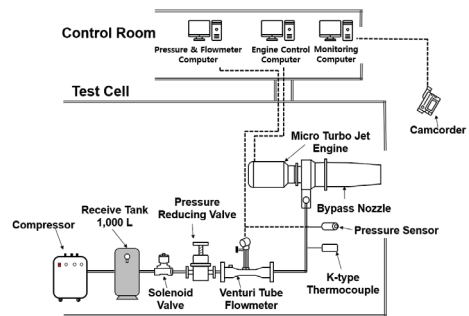


Fig. 3 Schematic of air supply system.

Olympus HP Engine의 최대 추력은 230 N, 압축비는 3.8, 최대 회전수는 108,500 rpm이며 최대 EGT (Exhaust Gas Temperature)는 750°C이다. 연료는 항공유와 유사한 케로신을 운할유 (Mobil Jet Oil 2)와 4.5% 혼합하여 사용한다.

터보팬 엔진의 바이패스 유동을 모사하기 위해 플랜지를 설치한 마이크로 터보제트 엔진에 압축공기 공급이 가능한 바이패스 노즐을 제작하였다. Fig. 1에 마이크로 터보제트 엔진에 바이패스 노즐이 장착된 개념도가 제시되어 있다. 바이패스 노즐은 엔진의 플랜지부에 볼트로 체결되며, 외부 공기는 바이패스 노즐의 하단부에서 공급되어 코어 유동과 혼합된 후 대기로 배출된다. 이때 코어 노즐의 출구 직경은 80.8 mm 이고, 바이패스 노즐의 끝단 직경은 92 mm 로 설정하였다. 바이패스 노즐은 마이크로 터보제트 엔진의 100% rpm 조건에서 외부 공기가 코어 유동과 같은 유량만큼 바이패스 노즐로 공급될 때 노즐의 출구에서 배기가스의 마하수가 0.86이

되도록 하여, 노즐 초킹 이하의 조건에서 엔진이 운용되도록 하였다.

### 2.2 바이패스 유량 조절

바이패스 노즐로 공급되는 압축 공기는 고압의 공기 공급 장치를 사용하여 모사하였다. 장치는 바이패스 비에 따라 압축공기의 유량을 조절하여 공급하고 공기의 온도와 압력을 측정하여 데이터를 수집할 수 있도록 구성하였다. Fig. 2는 압축공기 공급 장치 사진이며, Fig. 3에 압축 공기 장치의 개념도가 제시되어 있다. 공기 압축기를 통해 압축된 공기는 리시버 탱크에 저장되며, 엔진 회전수 43,000 rpm 도달 시 솔레노이드 밸브를 인가하여 압축공기가 바이패스 노즐에 공급되도록 실험을 수행하였다.

공기의 유량은 감압밸브(DRE-F, YNV 사)를 사용하여 조절하며, 공급되는 압축공기의 유량은 벤투리 튜브 유량계(GSAV-4000-S, 한국유량계공업 사)를 이용하여 측정하였다. 이때 압축공기의

공급 압력은 정압센서(PSPHH0500PCPG, Sensys 사)를 사용하여 측정하였다.

2.3 온도측정 기법

마이크로 터보제트 엔진의 배기가스 온도는 X-Y Traverse에 장착된 열전대를 사용하였으며, 엔진 바이패스 노즐 출구로부터 1D, 2D만큼 떨어진 위치에서 배기가스 온도측정을 수행하였다.

X-Y Traverse 온도측정 장치는 X축 방향으로 400 mm, Y축 방향으로 700 mm까지 이동시킬 수 있으며, X축 방향으로 총 16개의 열전대를 20 mm 간격으로 설치하여 총 320 mm 범위의 온도측정이 가능하도록 구성하였다. 온도 데이터는 NI-cRio 9075와 LabVIEW 소프트웨어를 사용하여 각각의 열전대 위치에 따른 실시간 온도를 측정하였다.

X-Y Traverse 온도측정 장치의 위치이동은 PCI Card와 NI사의 UMI-7764가 연결된 컴퓨터를 이용하여 스텝 모터를 2축으로 작동하여 구현하였다. 배기가스 온도측정은 엔진 회전수 43,000 rpm 도달 시 X-Y Traverse 온도측정 장치를 Y축 방향으로 작동시켜 열전대를 노즐 출구 정 후방에 위치시킨 후, 압축공기를 공급하여 측정 신호가 안정화된 후 배기가스 온도를 측정하였다.

2.4 신호 측정 기법

적외선 신호 측정을 위해 ABB사의 FTIR Spectroradiometer (MR170)을 이용하여 실험을 진행하였다. MR170 에 대한 주요 사양은 Table. 2에 나타내었다. 본 장비는 MCT(Mercury Cadmium Telluride), InSb(Indium Antimonide)센서가 모두 구비되어 있어 MCT 센서 측정범위인 장파장 영역의 833-5000  $cm^{-1}$  과 InSb 센서의 측정범위인 중파장 영역의 1800-5000  $cm^{-1}$  의 영역을 동시에 측정할 수 있다. 이를 통해 배기가스 신호 영역 중 단/중 파장 영역의 신호를 동시에 측정하였다. 측정된 데이터는 자체 프로그램을 통해 푸리에 변환이 이루어져 파수 별 Radiance 데이터를 최종적으로 얻을 수 있다.

MR170 의 경우 자체 신호 보정기능이 없어

Table 2. MR170 Spectroradiometer specifications[11].

Model	MR170
Detector	InSb, MCT
Spectral range[cm]	InSb : 1,800~5,000 MCT : 667~2,500
Spectral technique	FTIR
Spectral resolution[ $cm^{-1}$ ]	1, 2, 4, 8, 16, and 32
Spectral stability[ $cm^{-1}$ ]	better than 0.01
Scan speed[cm/s]	5
Scan rate	1 $cm^{-1}$ : 2 2 $cm^{-1}$ : 5 4 $cm^{-1}$ : 9 8 $cm^{-1}$ : 16 16 $cm^{-1}$ : 30 32 $cm^{-1}$ : 50
Detector cooling	Liquid Nitrogen
Noise equivalent spectral radiance[ $W/cm^2/sr/cm^{-1}$ ]	NESR $\leq 2.5 \cdot 10^{-9}$

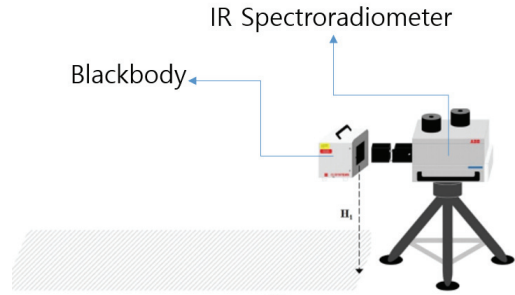


Fig. 4 Calibration method[11].

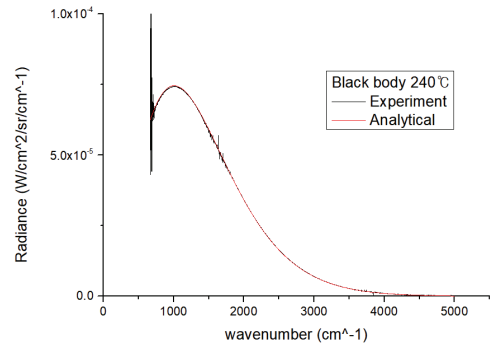


Fig. 5 Calibration verification at 240°C.

CI Systems사의 SR800-4A-HT 흑체를 사용하여 신호 보정을 진행하였다[11]. 보정은 Fig. 4와 같이 Spectroradiometer 와 흑체 사이 거리를 거의 두지 않고 흑체를 촬영하는 방식으로 하였으며, 이 때 온도는 엔진 배기가스의 신호강도를 고려하여 200℃, 260℃와 300℃로 설정하였다.

보정의 유효성을 검증하기 위해 흑체 온도 240℃ 일 때 데이터를 촬영하여 보정된 결과값을 이론값과 비교하였으며 그 결과는 Fig. 5와 같이 거의 유사하게 나오는 것을 확인할 수 있었다. 적외선 신호는 측정 특성 상 fluctuation이 매우 심하게 나타나는데 데이터 시인성을 높이기 위해 원 데이터를 savitzky-golay method를 활용하여 filtering 작업을 수행하였다.

엔진 배기의 신호 측정을 위해 장치는 Fig. 6과 같이 구성하였다. 이 때 엔진과 IR Spectroradiometer 사이의 거리는 약 5.2 m이며, FOV (Field of view) 직경은 약 4.5 cm로 설정하였다. FOV는 Fig. 7과 같이 엔진 배기가스 내 범위 중 엔진 출구직경(D)을 기준으로 1D와 2D 구간 범위를 측정하도록 설정하였고 이를 통해 엔진 배기가스 흐름에 따른 신호 변화를 관찰하였다.

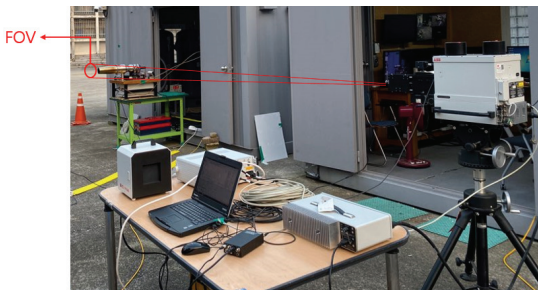


Fig. 6 IR Signal measurement.

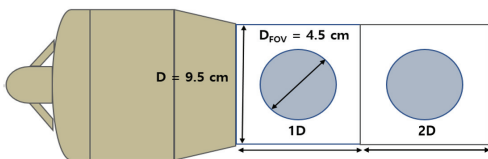


Fig. 7 Measuring range.

### 3. 실험 결과

마이크로 터보제트 엔진의 작동상태에서 일정량의 압축공기를 공급하여 코어 유동과 바이패스 유동의 혼합 배기가스의 온도를 열전대를 사용하여 온도분포를 측정하고, 동시에 Spectrometer를 통한 배기가스의 적외선 신호 측정을 수행하였다.

#### 3.1 바이패스 유량 측정

마이크로 터보제트 엔진의 회전수가 43,000 rpm일 때 슬레노이드 밸브를 인가하여 리시버 탱크에 저장된 공기를 바이패스 노즐로 약 10초간 공급하며 이때 압축공기의 유량과 압력을 측정된 결과를 Fig. 8에 제시하였다. 바이패스 비는 측정 데이터에서 최대 유량인 시점을 기준으로 일정 시간 동안의 평균 유량을 사용해 엔진의 유량과 비교하여 바이패스 비를 계산하였다.

#### 3.2 엔진 후류 온도 특성

Fig. 9에 바이패스 비와 측정 거리에 따른 2차

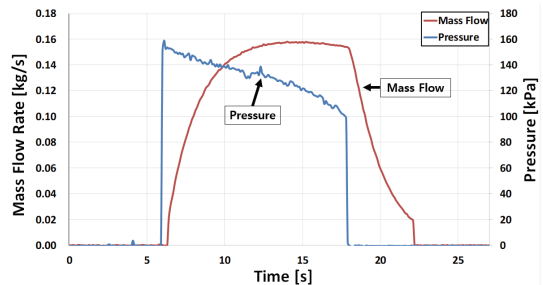


Fig. 8 Bypass flow with time.

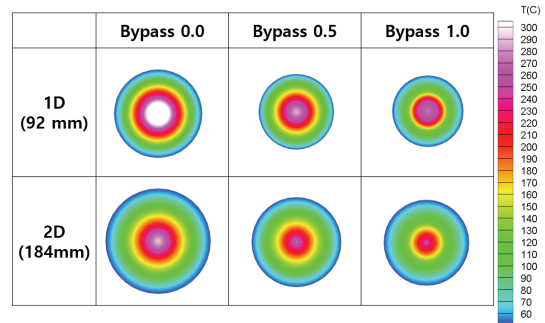


Fig. 9 2-D Temperature distribution with bypass ratio.



원 온도분포를 나타내었다. 바이패스 비가 증가함에 따라 압축공기와 혼합으로 배기가스 온도는 감소한 것을 볼 수 있으며, 노즐 출구로부터 거리가 멀어질수록 주변 공기의 영향으로 배기가스 온도는 더 낮아진다.

Fig. 10은 바이패스 비에 대한 노즐 출구로부터의 거리에 따른 배기가스 온도측정 결과이다. 그림에서 반경 위치 0은 노즐 중심 위치이며, 그래프의 점선은 엔진 회전수가 43,000 rpm일 때 압축공기 공급 전 (Bypass 0.0)의 온도 측정값을 나타내고 실선은 압축공기 공급 후 공기 유량이 최대일 때의 온도 측정값을 나타낸다. 바이패스 비 0.5의 경우 압축공기 공급 후 노즐 출구로부터 1D 떨어진 거리에서 중심부(반경 위치 0)의 배기가스 온도는 약 31°C 감소하였으며, 2D 떨어진 거리에서는 20°C 감소하였다. 바이패스 비 1.0의 경우 노즐 출구에서 1D 떨어진 위치에서 압축공기 공급 후 중심부에서 배기가스 온도는 약 45°C 감소하였으며, 2D 위치에서는 약 40°C 감소하였다. 따라서 바이패스 비가 증가할수록

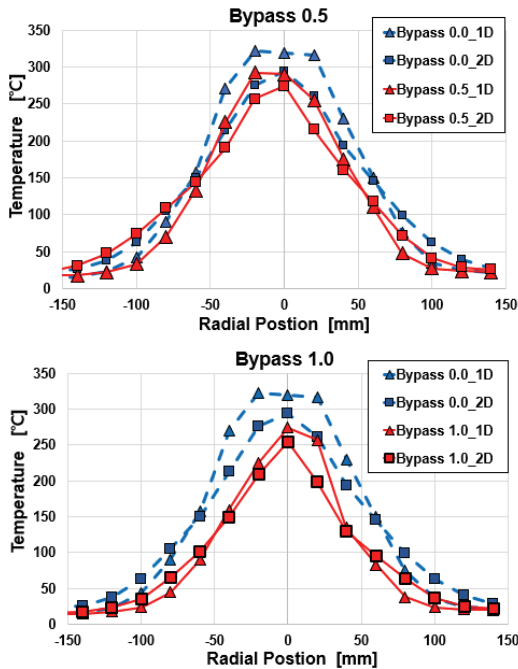


Fig. 10 Plume temperature distribution with bypass ratio.

노즐 중심부의 고온부의 온도감소 폭은 커짐을 알 수 있다.

### 3.3 적외선 신호강도 특성

바이패스 비 0, 0.5, 1 인 제트엔진 상태에서 1D 및 2D에서 측정된 파장별 적외선 신호 특성은 Fig. 11 와 같이 나타난다. 1D 및 2D 위치 모두에서 1500~1800 cm<sup>-1</sup>, 2100~2300 cm<sup>-1</sup>, 3500~4000 cm<sup>-1</sup> 파장대역의 불연속적인 신호증가가 관찰되었다. 이는 전형적인 항공기 엔진 후류에

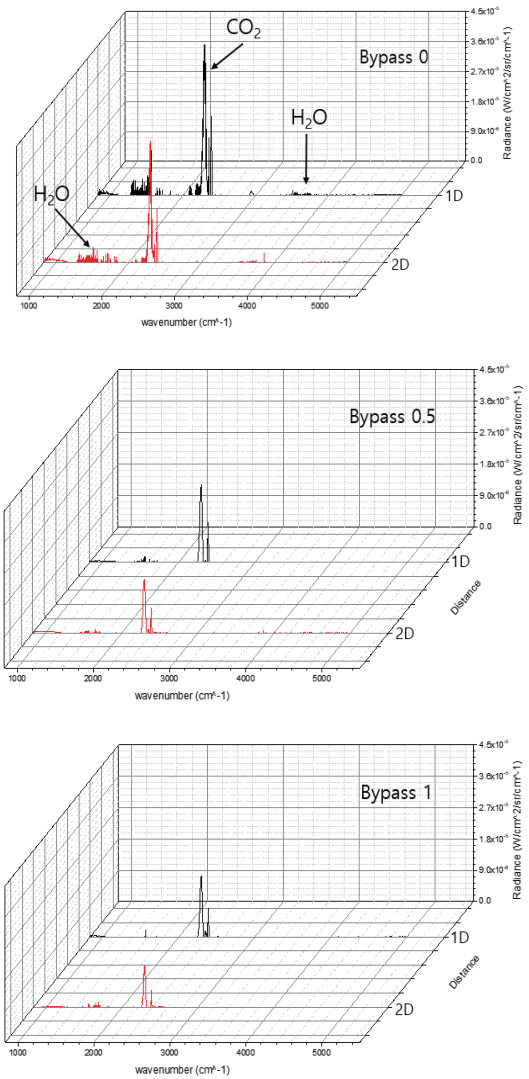


Fig. 11 1D & 2D comparison at Bypass ratio 0, 0.5, 1.

서 발생하는 신호대역으로  $\text{CO}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$  의 들뜸 상태에 의해 발생하는 Gas radiation 신호이다 [12].

1D 와 2D 신호의 가장 큰 차이로는 2D 의 신호 강도 감소이다. 이는 엔진 배기가스가 엔진 으로부터 분출됨에 따라 냉각되고 주위 공기와 의 혼합에 의해 온도가 감소하기 때문이다. 이는 엔진 후류 온도 데이터 결과와도 일치한다.

바이패스 비 0.5 및 1.0 과 바이패스 비 0 실험결과의 가장 큰 차이점은 전반적인 신호강도의 감소이다. 엔진에 바이패스 공기가 공급됨에 따라 모든 스펙트럼 구간에서 신호 강도가 절반 가량 감소하는 것을 확인 가능하다. 이를 자세히 확인하기 위해 측정 위치 별 바이패스 비에 따른 적외선 신호 그래프를 Fig. 12와 같이 나타내었다.

그래프를 통해 볼 때 1D 및 2D 지역에서 바이패스 유량이 공급됨에 따라 모든 구간에서 적

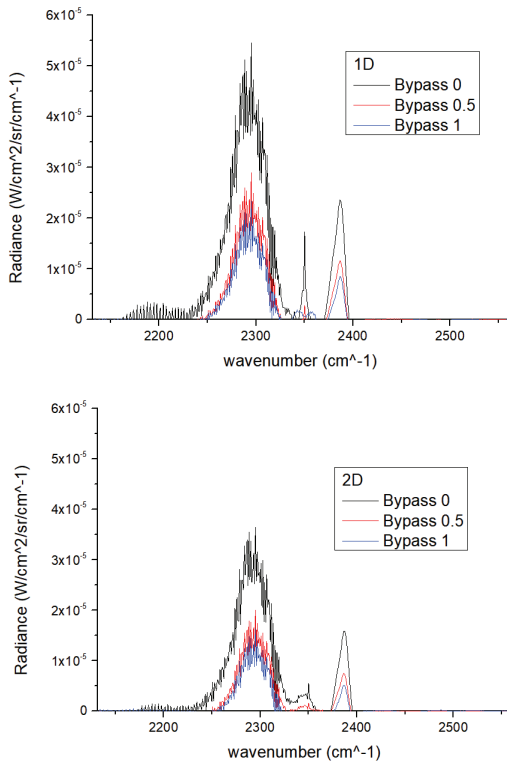


Fig. 12 Ir Signal according to bypass ratio. (2200~2500  $\text{cm}^{-1}$ )

외선 신호 강도가 절반가량으로 감소함을 확인할 수 있다. 이는 엔진 배기가스와 압축공기의 혼합 효과에 따른 것으로 혼합에 따라 배기가스의 온도가 감소하였기 때문이다. 이 결과는 Fig. 9에서도 확인 가능하다. 다만 바이패스 비가 0에서 0.5 증가하는 경우에 비해 바이패스 비가 0.5에서 1로 증가할 경우 신호 저감 효과가 상대적으로 많이 미비하였으며, 2D 에서의 측정 결과 또한 동일한 경향을 보여주었다. 이는 바이패스 비 증가가 FOV 내의 엔진 코어 유동 온도 변화에 큰 영향을 주지 않았기 때문이다.

Fig. 9를 확인할 때, 바이패스 비 0에서 0.5로 증가할 경우 코어온도의 급격한 하강 및 코어 범위의 축소를 확인할 수 있었지만, 0.5에서 1로 증가하는 경우에는 코어 온도 및 코어 범위의 큰 차이가 발생하지 않았다. 즉, 본 실험 조건에서는 엔진 코어와 바이패스 유동의 혼합이 활발히 이루어지지 않아 바이패스 비 증가에도 FOV 내의 코어 신호는 큰 변화가 발생하지 않았다는 점을 확인할 수 있다.

또한 바이패스 및 코어 유동의 혼합으로 인해 배기가스 내  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}_2$  의 물분율이 감소됨에 따라 신호 저감 효과가 나타날 수 있지만 이와 관련된 연구에서 나타난 신호 저감보다 본 실험 결과에서 나타난 적외선 신호 저감 범위가 더욱 크게 나타난 것으로 확인된다[13]. 이는 본 실험에서의 적외선 신호 저감은 유동 혼합에 따른 배기 온도 감소가 주요 요인인 것으로 확인되며 이에 따라 전체적인 파장대역에서 신호가 저감된 것을 볼 수 있다.

본 실험 결과는 바이패스 공기와 엔진 코어 공기 유동의 혼합이 활발하게 일어나지 않는다면 작은 FOV 측정조건에서는 신호 저감 효과가 크지 않다는 점을 보여준다. 따라서 엔진의 배기가스에 의한 Gas radiation 신호 저감 설계를 수행해야 한다면 바이패스 유량을 늘리기만 하는 것 보다는 엔진 코어 유동과 바이패스 유동의 혼합을 향상시켜 전반적인 배기 온도를 저감시키는 것이 더욱 중요하다는 것을 확인할 수 있다.

## 4. 결 론

본 연구에서는 항공기 엔진 후류 적외선 신호를 측정하기 위해 축소 모형 터보제트 엔진을 구성하여 실제 엔진을 모사하였다. 실험을 진행한 결과, 실제 항공기 엔진 후류 적외선 신호와 유사한 특성이 나타났으며, 바이패스 비 증가에 따른 후류 적외선 신호 특성 변화 및 저감 효과를 파악하였다.

본 실험을 수행한 결과, 엔진 후류 배출 거리가 증가할수록 주위 공기와의 혼합 및 냉각으로 인한 온도 감소로 적외선 신호 또한 감소되었음을 확인하였다. 또한 바이패스 비 증가에 따라 코어 및 바이패스 유동의 혼합으로 인한 코어 온도 및 범위 감소로 인해 적외선 신호는 크게 저감되는 것으로 나타났으나 엔진 Plume mixing 정도에 따라 신호 저감 효과는 달라질 수 있음을 확인하였다. 본 연구를 통해 유동 혼합이 신호 저감에 있어 중요한 요소임을 확인할 수 있었으며 이에 대한 추가적인 연구가 필요할 것으로 판단된다.

본 연구는 바이패스 비 조절을 통한 적외선 신호 저감 기술을 검증하였으며, 향후 다양한 적외선 신호 저감 기술들에 대한 시험 및 검증이 가능할 것으로 판단된다.

## 후 기

본 연구는 국방과학연구소가 지원하는 항공기 생존성 향상을 위한 추진계통 IR 신호 감소 형상설계 파라메트릭 과제(UD 180038JD)로 수행되었습니다.

## References

1. Qinglin NIU, et, al. "IR radiation characteristics of rocket exhaust plumes under varying motor operating conditions", Chinese Journal of Aeronautics, Vol. 30, No. 3, pp. 1101-1114, 2017.
2. Nidhi Baranwal., et al., "Review of Infrared signature suppression systems using optical blocking method", Defence Technology, Vol. 15, Issue. 3, pp. 432-439, 2019.
3. Jack R. White, "Aircraft Infrared Principles, Signatures, Threats, and Countermeasures", Naval Air NAWCWD TP 8773, 2012.
4. Michael F. Modest, *Radiative Heat Transfer*, 2nd ed, Academic press, California, San Diego, U.S.A., Ch. 3, 2003.
5. Hines, R.N., and Mavris, N.D. "A Parameter Design Environment for Including Signatures Analysis in Conceptual Design," AIAA Paper 2000-01-5564, 2001.
6. Mahulikar, S.P., Sonawne, S. Rao, G.A. "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles", Progress in Aerospace Sciences, Vol. 43, Issues 7-8, PP. 218-245, 2007.
7. Arvind Gangoli Rao, Jos P. van Buijtenen, "The Effect bypass Ratio on Aircraft Plume Infrared Signatures", AIAA ISABE-1194, 2009.
8. Milee Joo, Sungpil Jo, Seongman Choi and Hana Jo, "An Experimental Study of the Infrared Signal for Exhaust Plume with Bypass Ratio", Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 23, No. 5, pp. 1-9, 2019.
9. Sircilli, F., Retief, S. J. P., Magalhaes, L. B., Ribeiro, L. R., Zanandrea, A., Brink, C., Nascimento, M., Dreyer, M. M. "Measurements of a micro gas turbine plume and data reduction for the purpose of infrared signature modeling", IEEE, Vol. 51, Issue. 3, pp. 3282-3293, 2015.
10. Young Shan, Jing-zhou Zhang, Guo-ping Huang. "Experimental and numerical studies on lobed ejector exhaust system for



- micro turbofan engine”, *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 5, No. 1, pp. 141-148, 2011.
11. Gu. Bonchan, “Characterization and Reduction of Infrared Signature of a Micro Turbine Engine”, Ph.D. Dissertation, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea, Daejeon, 2018.
  12. H. Zheng, T. Bai, Q. Wang, F. Cao, L. Shao, Z. Sun, “Experimental study of multispectral characteristics of an unmanned aerial vehicle at different observation angles”, *Sensors*, Vol. 18, No. 2, p. 428, 2018.
  13. J.H. Chae et al., “Computational Analysis of Effects of Thermal Flow Field and Chemical Components on the IR Signature in The Exhaust Plume of A Micro Jet Engine”, *Korean Society for Computational Fluids Engineering*, Vol. 24, No. 3, pp. 101-111, 2019.