Check for updates

Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 25, No. 4, pp. 28-35, 2021

Research Paper
DOI: https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.4.028

소형 터보젯 엔진 후류의 측정 각도 별 적외선 신호 특성

최재원[a] · 장현식[b] · 김혜민[a,*] · 최성만[b,*]

Infrared Signal Characteristics of Small Turbojet Engine Plume by Observation Angle

Jae Won Choi[a] · Hyeonsik Jang[b] · Hye Min Kim[a,*] · Seongman Choi[b,*]
[a]*Department of Aeronautical Mechanical Design Engineering, Koera National University of Transportation, Korea*
[b]*Aerospace Engineering Department, Jeonbuk National University, Korea*
[*]*Corresponding author. E-mail: enok2695@ut.ac.kr, E-mail: csman@jbnu.ac.kr*

ABSTRACT

Infrared (IR) stealth technology to protect aircraft from heat-tracking missiles is a very important factor in the development of military aircraft. In this study, the intensities of signal generation were compared by observing the IR signals generated from the plumes of the engine and identifying them for each measurement angle. To simulate a jet engine applied to an actual aircraft, a small turbojet engine was constructed, the infrared signal characteristics for each wavelength were identified according to the measurement angle, and the total infrared radiance was derived by integrating the signal for each wavelength. Through this study, we intend to present basic data for improving the infrared stealth performance of aircraft.

초 록

열 추적 미사일로부터 항공기를 보호하기 위한 적외선(IR: InfraRed) 스텔스 기술은 군용 항공기 개발에 있어 매우 중요한 요소이다. 본 연구에서는 항공기에서 발생하는 다양한 적외선 신호 중 엔진 후류에서 발생하는 적외선 신호를 관측하고 이를 측정 각도별로 확인하여 신호 강도를 비교하였다. 실제 항공기에 적용된 제트 엔진을 모사하기 위해 소형 터보젯 엔진을 구성하였으며, 측정 각도에 따른 파장별 적외선 신호 특성을 확인하였고 파장별 신호를 적분하여 측정 범위 내 전체 적외선 radiance를 도출하였다. 본 연구를 통해 항공기 적외선 스텔스 성능 향상을 위한 기초 데이터를 제시하고자 한다.

Key Words: Stealth(스텔스), InfraRed(적외선), Measurement Angle(측정 각도), Micro Turbojet Engine(소형 터보젯 엔진)

1. 서 론

현대 항공전에서 적에게 발각되지 않고 은밀히 침투하여 작전을 수행할 수 있는 스텔스(Stealth) 기술은 매우 중요한 요소로, 세계 각국에서 관련 기술을 개발하고 있다[1]. 항공기 스텔스 기술은 전파를 흡수하거나 교란시키는 레

Received 16 March 2021 / Revised 24 June 2021 / Accepted 28 June 2021
Copyright Ⓒ The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

이더 스텔스, 항공기에서 발생하는 적외선(IR: Infra Red) 신호를 저감시키는 적외선 스텔스 등이 잘 알려져 있다[2]. 특히 항공기에서 발생하는 적외선은 고온의 표면에서 필연적으로 발생하는 신호로써 가시광선보다 파장이 길고 산란이 잘 발생하지 않아 원거리 관측에 유리하다는 장점으로 인해 열 추적 미사일은 적외선 신호를 통해 항공기를 추적하게 된다[3].

항공기에서 발생되는 적외선은 크게 고온의 동체 및 항공기 표면에서 방출되는 표면 복사와 엔진 후류에서 방출되는 가스 복사로 구분 할 수 있다[4,5]. 표면 복사의 경우, 표면의 고체 물질에서 방사되는 신호이므로 연속 스펙트럼 신호를 방출하며, 온도가 엔진 후류에 비해 낮아 장파장 대역(8~14 μm)의 신호를 주요하게 방사하는 특징이 있다. 반면 가스 복사는 엔진 후류 내 고온의 기체 분자들의 진동과 회전에 의해 신호가 발생하게 되는데, 이로 인해 불연속 스펙트럼 신호를 방출하며 대부분의 경우, 항공기 표면보다 온도가 높아 중파장 대역 (3~8 μm)의 신호를 주요하게 방출한다. 중파장 대역은 대기의 창 영역에 해당되며, 대기에 의한 신호 흡수가 낮아 항공기 탐지 시 주로 중파장 대역이 활용된다.

특히 항공기 후류의 가스 복사의 경우, 후류에 포함된 CO_2, H_2O 등의 분자에 의해 특정 영역에서 강한 신호가 발생하게 되며, 이러한 신호는 타 열원과 항공기 후류를 구분 짓는 중요한 요소가 된다. 일례로 초기의 열 추적 미사일의 경우 신호 강도만을 파악하여 플레어나 태양에 기만당하는 경우가 잦았지만 최신 열 추적 미사일의 경우, Imaging 기술을 활용하고 있으며 이를 통해 항공기 후류의 특징적인 적외선 신호를 파악하여 타 열원의 기만에 강건한 것으로 알려져 있다[6]. 이러한 항공기 적외선 추적기술에 대응하기 위해 항공기 엔진 후류의 가스 복사를 저감시키고자 하는 많은 연구가 진행되었다[7]. 그러나 관련 기술은 군사 기밀로 실용적인 연구데이터는 찾기 어려운 실정이며, 대부분 실험적 결과가 아닌 수치 해석을 통한 연구 데이터를 제시하고 있다[8]. 따라서 적외선 스텔스 기술 자립화를 위한 첫걸음으로 다양한 조건에서의 엔진 후류 적외선 신호 특성을 정량적으로 파악할 필요가 있다.

본 연구에서는 항공기 엔진 후류에서 방사되는 적외선 신호 특성을 간접적으로 확인하기 위해 소형 터보젯 엔진 후류의 적외선 신호를 측정하는 실험을 수행하였다. 엔진 후류의 관측 각도별 적외선 신호 특성을 실험적으로 확인하여 측정 각도에 따른 피탐지성을 확인하였으며 이를 토대로 항공기 적외선 신호 저감을 위한 기초 데이터를 제시하고자 한다.

2. 실험 구성 및 방법

2.1 소형 터보젯 엔진

터보젯 엔진 후류의 각도별 적외선 신호 특성을 파악하기 위해서는 실제 항공기 엔진을 이용한 실험이 가장 이상적이지만 실제 엔진 실험에

Fig. 1 Engine Plume IR Signal measurement.

Table 1. Micro turbojet engine specification.

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

따른 비용 및 실험 공간 등 여러 측면에서 제약이 있다. 이에 따라 본 연구에서는 Fig. 1과 같이 소형 터보젯 엔진 시스템을 구성하고 엔진에서 나오는 후류의 각도별 적외선 신호 측정 실험을 진행하였다[9,10]. 소형 터보젯 엔진은 AMT사의 Olympus HP Engine을 사용하였다.

소형 터보젯 엔진은 원심 압축기, 직류형 연소기, 축류형 터빈으로 구성되며, 추력 계측 및 연료 유량 장치를 엔진과 함께 실험 스탠드에 설치하였다. Olympus HP Engine의 최대 RPM은 108,500, 최대 추력은 230 N이며, Table 1에 엔진의 제원을 자세하게 나타내었다[11].

2.2 엔진 후류 온도 측정 장치

소형 터보젯 엔진 후류의 온도 분포를 확인하기 위해 X-Y Traverse 온도 측정 장치를 구성하였으며 이를 Fig. 2, 3에 나타내었다[12]. X-Y Traverse는 Step-motor를 이용하여 X축, Y축에 따라 측정 위치를 이동할 수 있으며, X축 방향으로 20 mm 간격에 16개의 K-type 열전대를 장착하여 최대 320 mm 범위에서 엔진 후류의 온도 측정이 가능하다[13].

엔진 후류 온도 데이터는 NI-cRio 9075와 LabVIEW 프로그램을 이용하여 실시간으로 획득하였으며, 노즐 중심부터 노즐 외각까지 각 열전대 위치에 따른 엔진 후류 온도 분포를 확인하였다.

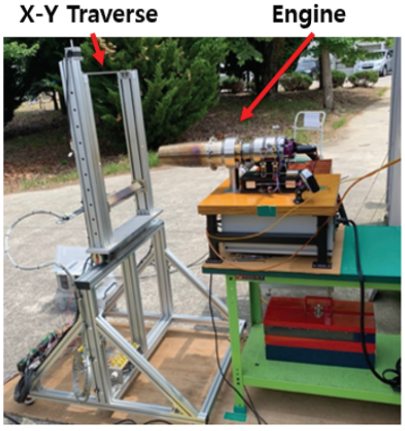

Fig. 2 X-Y Traverse temperature measurement system.

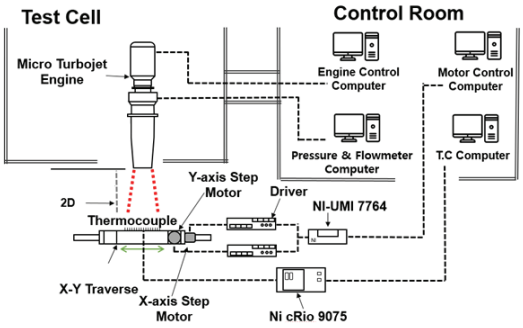

Fig. 3 Layout of temperature measurement system.

2.3 적외선 분광계

본 연구에서는 소형 터보젯 엔진 후류의 적외선 신호 측정을 위해 ABB사의 MR170 FTIR 분광계를 사용하였으며, 이에 대한 제원은 Table 2에 나타내었다[13]. MR170 의 경우, 분광기(IR Spectroradiometer), CCD Camera 및 망원경(Telescope) 등으로 구성되며, 망원경은 타겟의 FOV 설정을 위해 설치되었고 타겟의 광학적 데이터 획득을 위해 CCD Camera를 장착하였다.

Table 2. MR170 FTIR Spectrometer specifications.

Model	MR170
Detector	InSb, MCT
Spectral range, cm^{-1}	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	better than 0.01 cm^{-1}
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 (NESR)	NESR $\leq$ $2.5 \cdot 10^{-9}$ $W/cm^2/sr/cm^{-1}$

또한 2개의 검출기를 이용하여 넓은 스펙트럼 영역에서 적외선 신호를 측정 할 수 있으며, MCT(Mercury Cadmium Telluride) 검출기는 장파장영역, InSb(Indium Antimonide) 검출기는 중파장 영역을 각각 측정하여 두 검출기의 결과를 프로그램을 통해 동시에 나타낼 수 있다. 측정된 신호 데이터는 전압값(raw data)으로 저장되며, 이를 후보정하여 본 연구에서 나타내고자 하는 Radiance 데이터로 변환할 수 있다[14].

적외선 분광계를 통해 측정된 원 데이터 신호를 실제 Radiance 값으로 보정하기 위해 흑체를 사용하여야 한다. 본 연구에서는 측정된 적외선 신호에 대한 보정을 수행하기 위해 CI System사의 SR800-4A-HT 흑체를 촬영하였으며, 획득한 참조 데이터에 대한 유효성을 판별하기 위해 특정 흑체 온도를 측정하여 이론값과 비교하였다. 실험값을 비교한 결과, 이론값과 매우 유사한 형태를 나타내는 것으로 확인되며, 이를 통해 신호에 대한 보정이 적절하게 수행되었음을 확인하였다. 신호 보정 관련한 자세한 사항은 참조논문에 나타나 있다[13].

2.4 적외선 신호 측정 방법

소형 터보젯 엔진 후류의 각도별 적외선 신호 측정을 위해 Fig. 4와 같이 각도를 설정하였다. 엔진과 적외선 분광계와의 거리는 약 5.2 m에서 측정하였으며, 이는 적외선 분광계 Telescope의 최소 시야 거리(5 m)를 고려한 것이다. 또한 각도별 적외선 신호 특성을 파악하기 위해 엔진축을 기준으로 30°, 60°, 90°에 각각 적외선 분광계를 배치하여 실험을 수행하였다. 이때 FOV (Field of view) 직경은 약 4.7 cm이며, 노즐 출구 직경은 약 9.2 cm이다. 측정 범위 1D와 2D는 각각 엔진 후류 범위 내 노즐 출구 직경(D)을 기준으로 1배, 2배 거리에 해당되며, FOV 타겟 점을 측정범위 정중앙으로 조정하여 측정을 진행하였다. 또한 측정 범위 1D에서는 특정 각도에서 엔진 노즐 벽면에서 발생하는 표면 복사가 관측될 수 있으므로, 본 연구에서는 측정 범위 2D에서 실험을 진행하였다.

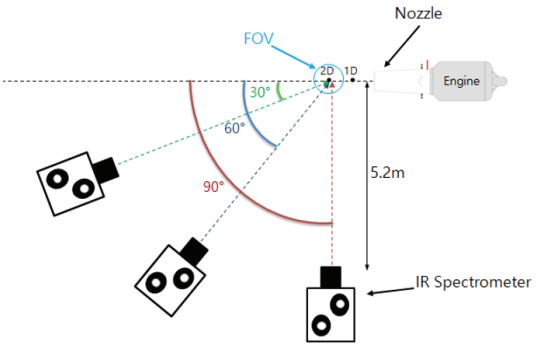

Fig. 4 Experimental schematic.

3. 실험 결과

3.1 엔진 후류 온도 특성

X-Y Traverse 온도 측정 장치를 통해 적외선 신호 측정위치인 2D 지점에서 터보젯 엔진 후류의 온도 특성을 확인하였으며 이를 Figs. 5, 6에 나타내었다. 본 실험은 엔진 추력 21 N, 43,500 RPM 조건을 기준으로 수행하였으며, 실험 케이스에 따라 측정 각도 30°, 60°, 90°에서의 EGT (Exhaust Gas Temperature)는 각각 470℃, 473℃, 479℃이다. 또한 연구 특성 상 야외에서 실험을 진행하였으며, 당시 대기 온도는 약 24~28℃, 습도는 39~42%, 기압은 1028.2 ± 0.7 hpa에서 오후 3~5시 사이 2시간 정도 실험을 수행하였다.

Fig. 5는 측정 범위 2D 구간에서의 2차원 온도 분포를 나타낸다. 중심부의 온도가 가장 높으며 이후 반경 방향으로 멀어질수록 외부 공기와의 혼합으로 인해 온도가 점차 감소하는 특성을 보였다. 이 결과를 중심축을 포함하는 단면으로 자르면 Fig. 6과 같은 온도 분포를 확인할 수 있다. 2D 중심부 최고 온도는 약 300°C이며, 중심부에서 멀어질수록 온도가 점차 감소하여 중심으로부터 150 mm 가량의 지점에서는 대기온도에 도달하였다. 이를 통해 2D 지역에서 엔진 후류의 중심부는 아직 대기와 완벽하게 혼합된 상태가 아니며, 높은 가스 온도로 인해 높은 수준의 적외선 신호가 발생할 것으로 예측되었다. 이는 물체의 열 에너지에 따라 적외선 파장 및 속

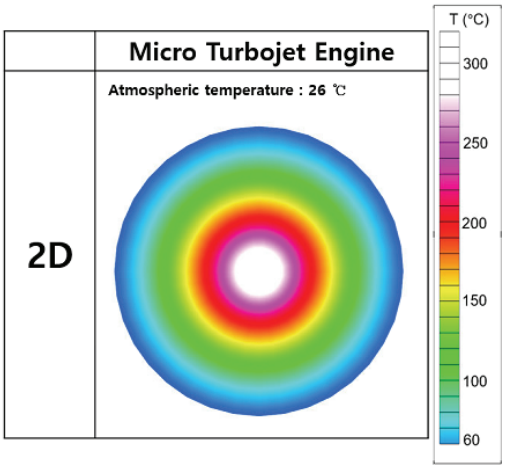

Fig. 5 2-Dimension temperature distribution.

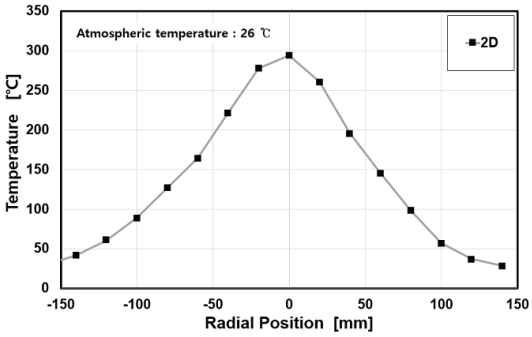

Fig. 6 2D temperature distribution.

도가 변화하며, 온도가 높을수록 강한 적외선이 방출되기 때문이다[4].

3.2 엔진 후류 적외선 신호 특성

엔진 후류의 파수별 적외선 신호 특성을 파악하기 위해 측정 각도 90°에 분광계를 배치하여 측정을 진행하였다. Fig. 7은 833~5,000 cm^{-1} 파수대역 범위 내에서 측정된 엔진 후류 적외선 신호를 나타낸다. 그래프에서 확인할 수 있듯이, 1,300~2,000 cm^{-1}, 2,150~2,400 cm^{-1}, 3,450~4,000 cm^{-1} 파수대역에서 불연속적인 신호가 발생하였으며, 이전 연구의 엔진 측정 데이터를 나타낸 Fig. 8과 비교하였을 때, 이는 엔진 후류에서 나타나는 가스 복사 특성으로 확인된다[14,15].

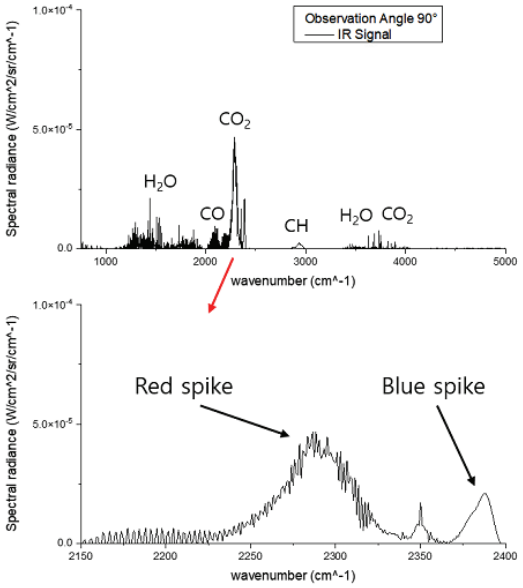

Fig. 7 IR Signal of Micro turbojet engine plume at 90° observation angle.

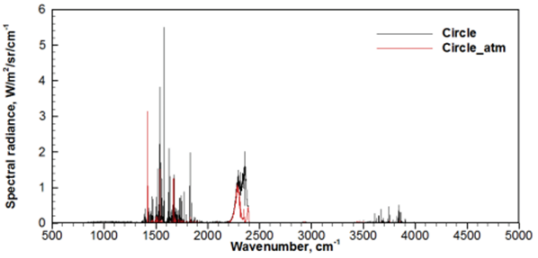

Fig. 8 IR Signal from previous engine data.

이러한 파수대역에서의 신호는 엔진 후류 내 H_2O, CO_2 분자들이 가열되어 들뜸 상태에 도달되고, 바닥 상태로 돌아가는 동안 특정 영역에서 파장을 방출하기 때문에 특정 대역에서 가스 복사가 발생한 것이다. 특히 2,150~2,400 cm^{-1} 구간에서 CO_2에 의한 신호가 전체 신호 중 가장 강하게 발생하였다. 본 데이터는 대기 흡수 후 엔진 후류 신호를 나타내며, 원거리 측정에 따라 측정되는 적외선 신호는 대기를 통과하게 되고, 이 때 대기 상의 기체 분자들에 의해 적외선 신호가 특정 파장에서 투과 및 흡수된다. H_2O, CO_2는 흡수를 일으키는 대표적인 분자이며,

Fig. 7의 아래 그래프에서 볼 수 있듯이 신호 중 중간부분이 대기 중 CO_2에 의해 흡수되어 피크점이 Red/Blue spike의 2지점으로 분할되어 나타났다[16]. 또한 2,000~2,150 cm^{-1}, 2,800~3,000 cm^{-1} 구간에서 신호가 발생하였는데, 이는 엔진의 불완전 연소에 의한 CO와 불연소된 연료 성분에 의한 신호로 생각된다[17].

3.3 측정 각도별 적외선 신호

소형 터보젯 엔진의 측정 각도에 따른 적외선 신호 특성을 확인하기 위해 엔진축과 적외선 분광계의 LOS(Line-of-Sight)가 이루는 각도 30°, 60°, 90°에서 측정을 수행하였다.

Fig. 9는 측정 각도별 엔진 후류 적외선 신호를 나타내며, 신호 피크대역인 2,150~2,400 cm^{-1} 구간을 구분하여 나타내었다. 측정 각도에 따른 적외선 신호 차이를 비교한 결과, 측정 각도 30°에서 신호 강도가 가장 크게 나타나는 것을 볼 수 있으며 각도가 증가할수록 신호 강도가 전반적으로 감소하였다. 특히 피크대역인 2,300 cm^{-1} 부근에서 측정 각도 90°의 경우, 30°에 비해 신호 강도가 약 30% 이상 감소하였다. 이러한 결과의 가장 큰 이유는 측정 각도에 따라 LOS가 통과하는 후류의 길이가 달라지기 때문이다. 측정 각도 30°에서 엔진 후류를 관측할 경우, 분광계 관측 방향에서 엔진 후류를 통과하는 LOS 범위가 상대적으로 길어지며, 이에 따라 적외선 신호 강도가 증가하게 된다. 하지만 측정 각도가 증가할수록 엔진 후류를 통과하는 LOS의 범위가 점차 짧아지게 되며, 이에 따라 적외선 신호가 감소된다.

측정 각도 변화에 따른 전체 복사량 변화를 확인하기 위해 스펙트럼별 radiance로 나타낸 Fig. 9의 그래프를 전체 파수대역(833~5,000 cm^{-1}) 및 중파장 대역(2,000~3,333 cm^{-1}) 내에서 적분하여 Fig. 10로 나타내었다. 전반적으로 전체 파수대역과 중파장대역의 Radiance 경향은 유사하였다. 파장별 결과와 동일하게 전체 파수대역 및 중파장 대역 모두 측정 각도 30° 일 때, 가장 높은 수준의 신호를 나타내었으며 이후 각도가 증가할수록 감소하였다. 특히 각도가 30°에서 60°로 변할 때가 60°에서 90°로 변할 때보다 신호 변화폭이 30% 이상 컸는데, 이는 측정 각도가 커질수록 엔진 후류를 통과하는 LOS 범위

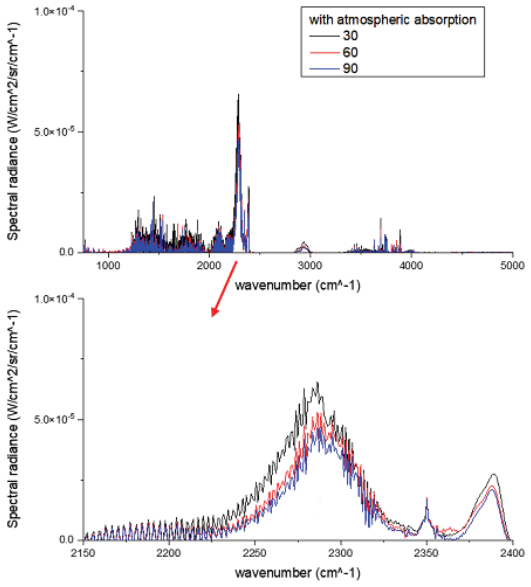

Fig. 9 IR Signal in different observation angles.

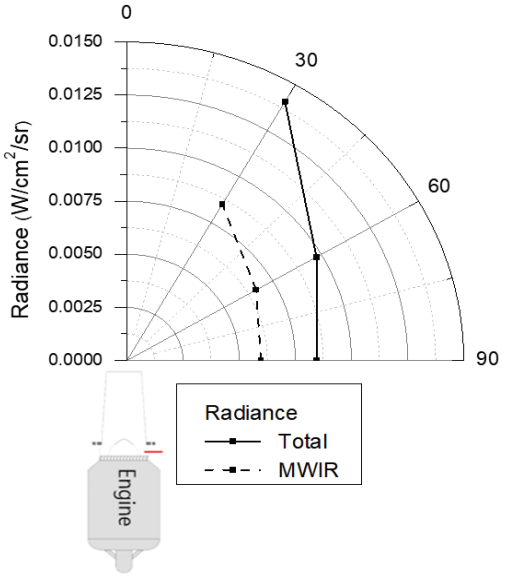

Fig. 10 Total & MWIR radiance envelope in different observation angles.

변화가 커지지 않기 때문으로 생각된다.

본 실험 결과는 항공기 후류 적외선 측정 시 측정 각도가 작을수록 탐지에 유리하여 항공기 피탐지성을 더욱 악화시킨다는 것을 나타낸다. 따라서 향후 항공기 적외선 스텔스 설계 시 작은 측정 각도에서의 적외선 저감 방안을 수립하여야 할 것으로 생각된다.

4. 결 론

본 연구에서는 실제 항공기 엔진을 모사한 소형 터보젯 엔진을 구성하여 엔진 후류에서의 적외선 신호를 측정하였다. 실험 결과는 다음과 같이 정리할 수 있었다.

- 적외선 측정 지역인 2D 지점에서 온도 측정을 통해 엔진 후류와 공기가 완전히 혼합되지 않았으며, 중심부의 높은 온도로 인해 적외선 신호 발생 수준이 높았다.
- 소형 터보젯 엔진 후류 적외선 신호는 실제 엔진 후류에서 전형적으로 나타나는 가스 복사 특성과 매우 유사하였다.
- 측정 각도가 증가할수록 엔진 후류를 통과하는 LOS 범위가 짧아지며, 이에 따라 광학 측정 범위가 작아져 전반적인 적외선 신호 강도가 점차 감소하였다.

본 연구에서 측정한 각도별 적외선 신호 특성은 향후 적외선 스텔스 성능을 가지는 항공기 설계를 위한 기초적인 연구로 사용 가능하다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 항공 피탐지 감소기술 특화연구실 사업의 일환으로 수행되었습니다.

References

1. Titterton, D.H., “The Interaction in the Development of Optical Missile Seekers and Jammer Technology,” *Imaging Science Journal*, Vol. 58, No. 5, pp. 276-85, 2010.
2. Fan, X., Qin, Y., Shang, S., Song, D., Sun, W., Li, D. and Luo, X., “Research on the Bastatic RCS Characteristics of Stealth Aircraft,“ *Asia-Pacific Microwave Conference Proceedings*, Nanjing, China, Vol. 3, pp. 9-11, Dec. 2015.
3. Xie, T., Dong, J., Chen, H., Jiang, Y. and Yao, Y., “Experiment Investigation on Deicing Characteristics and Energy Efficiency Using Infrared Ray as Heat Source,“ *Energy*, Vol. 116, No. 1, pp. 998-1005, 2016.
4. Michael, F.M., “Radiative Heat Transfer,“ 2nd ed, *Academic Press*, California, San Diego, U.S.A., Ch. 3, 2003.
5. Hines, N. and Mavris, D., “A Parametric Design Environment for Including Signatures Analysis in Conceptual Design,“ *AIAA Paper 2000-01-5564*, 2000.
6. Rao, G.A., Jos P. van Buijtenen, “The Effect Bypass Ratio on Aircraft Plume Infrared Signatures,” AIAA ISABE-1194, 2009.
7. Birk, A.M. and Davis, W.R., “Suppressing the Infrared Signatures of Marine Gas Turbines,“ *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 111, No. 1, pp. 123-129, 1989.
8. Mahulikar, S.P., Rao, G.A. and Kolhe, P.S., “Infrared Signatures of Low-flying Aircraft and Their Rear Fuselage Skin’s Emissivity Optimization,“ *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 1, pp. 226-232, 2006.
9. Sircilli, F., Retief, S.J.P., Magalhaes, L.B., Ribeiro, L.R., Zanandrea, A., Brink, C., Nascimento, M. and 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. Shan, Y., Zhang, J.Z. and Huang, G.P., "Experimental and Numerical Studies on Lobed Ejector Exhaust System for Micro Turbofet Engine," *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 5, No. 1, pp. 141-148, 2011.
11. Park, G.S., et. al., "Experimental Study of a Micro Turbo Jet Engine Performance and IR Signal with Nozzle Configuration," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 5, pp. 1-8, 2016.
12. Joo, M.L., et. al., "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.
13. Choi, J.W., Jang, H.S., Kim, H.M. and Choi, S.M., "Infrared Signal Measurement with Bypass Ratio in a Small Engine Simulating a Turbofan," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 24, No. 5, pp. 34-42, 2020.
14. Gu, B., "Characterization and Reduction of Infrared Signature of a Micro Turbine Engine," Ph.D. Dissertation, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea, Daejeon, 2018.
15. Zheng, H., Bai, T., Wang, Q., Cao, F., Shao, L. and Sun, Z., "Experimental Study of Multispectral Characteristics of an Unmanned Aerial Vehicle at Different Observation Angles," *Sensors*, Vol. 18, No. 2, p. 428, 2018.
16. Jellison, G.P., Mitchell, H.J. and Miller, D.P., "Theory, Modeling, and Measurements of Gas Plumes," *SPIE Algorithms and Technologies for Multispectral, Hyperspectral, and Ultraspectral Imagery IX*, Vol. 5093, pp. 172-183, 2003.
17. Gu, B.C., Baek, S.W., Jegal, H.W., Choi, S.M. and Kim, W.C., "Infrared Signature Characteristic of a Microturbine Engine Exhaust Plume," *ELSEVIER Infrared Physics & Technology*, Vol. 86, pp. 11-22, 2017.