

군용항공기 기초 스텔스 설계를 위한 엔진 배기가스 적외선 신호 해석 및 검증

정 환^a · 김민석^a · 김태훈^a · 박찬서^a · 서무현^a · 김혜민^{a,*}

Analysis and Verification of Infrared Signals from Engine Exhaust Gases for Basic Stealth Design of Military Aircraft

Hwan Jeong^a · Minseok Kim^a · Taehun Kim^a ·
Chanseo Park^a · Muhyeon Seo^a · Hyemin Kim^{a,*}

^aDepartment of Aeronautical · Mechanical Design Engineering, Korea National University of Transportation, Korea

*Corresponding author. E-mail: enok2695@ut.ac.kr

ABSTRACT

During the development process of an aircraft system, infrared stealth design was performed and a technique was developed and validated for analyzing infrared emissions from engine exhaust gases. Ansys Fluent was used to analyze the thermal flow of the engine exhaust gases and the obtained data on material fraction and temperature field was used to interpret infrared signals using the RADCAL program. To validate the results of the analysis, a comparison was made with existing experimental results using a micro-turbine engine, and it was confirmed that, despite a slightly lower spatial resolution than the experimental results, a high level of accuracy was achieved.

초 록

항공기 체계 개발 과정에서 적외선 스텔스 설계를 수행하고, 이를 검증하기 위한 엔진 배기가스 적외선 해석을 기법을 개발하고 검증하였다. 엔진 배기가스의 열유동을 해석하기 위해 Ansys Fluent를 사용하였고, 이를 통해 획득한 물질 분율 및 온도장 데이터를 활용, RADCAL 프로그램으로 적외선 신호를 해석하였다. 얻어진 해석 결과를 검증하기 위해 마이크로 터빈 엔진을 사용한 기존 실험 결과와 비교를 수행하였으며, 실험 결과에 비해 파수 해상도는 다소 떨어지지만 높은 수준의 정확도를 갖는 것을 확인하였다.

Key Words: IR Stealth(적외선 스텔스), IR Signature(적외선 신호), Engine Plume(엔진 배기가스), Line of Sight(가시선), Gas Radiation(기체 복사)

Received 3 December 2022 / Revised 14 March 2023 / Accepted 21 March 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2022년도 추계학술대회(2022.11.23.~25. 파라다이스호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

현대전에서 군용항공기의 가장 큰 기술적 발전 중 하나로는 스텔스 성능을 꼽을 수 있다. 스

텔스 설계가 반영되지 않은 4세대 전투기와 달리 5세대 전투기는 항공기 스텔스 기술이 적극적으로 도입되어 항공기의 피탐지성 및 작전 성능이 크게 향상되었다. 일례로 최초의 5세대 스텔스 전투기인 F-22의 경우 비스텔스 전투기와 혼련에서 144:0의 경이로운 교전비를 기록하였는데, 이는 상대 전투기가 F-22를 확인 불가능한 상태에서 일방적인 전투가 이루어졌음을 나타낸다[1].

그러나 이러한 스텔스 항공기의 추적을 목표로 하는 카운터 스텔스 기술 또한 다양한 방면에서 개발되고 있는데, 주요한 기술 중 하나는 적외선 (Infrared : IR) 신호 추적 기술이다. 항공기의 엔진 및 공력가열부는 외부 온도 및 항공기 다른 부분에 비해 가열되어 온도가 상승하고 높은 수준의 적외선 신호를 방사하게 되며, 이러한 적외선 신호를 통해 열화상 카메라 등을 통한 항공기의 추적이 가능해진다. 특히 항공기 엔진 고온의 배기가스에서 발생하는 적외선 신호는 기체 복사 특유의 불연속적인 신호 특성으로 인해 사이드와인더, 스텔터와 같은 열추적 미사일이나 열원과 항공기를 구분하는데 사용되는 것으로 알려져 있으며, 레이더 스텔스 항공기의 경우에도 예외없이 격추 가능하다[2].

이러한 항공기 배기가스에서 방출되는 기체 복사는 군용항공기를 식별하고 격추하는데 중요하게 사용되므로 다양한 선행연구에서 배기가스 적외선 신호 특성을 확인하는 연구가 수행되었다. 특히 Gu 등[3]은 엔진 노즐 형상 및 관측 각도에 따른 엔진 배기가스의 적외선 신호를 분석하기 위하여 실험/수치해석을 수행하였다. 일반적인 원형 노즐 대비 종횡비 5인 노즐일 때 최대 75.9%가 감소되는 결과를 확인하였으며, LBL (Line-by-Line) 기법을 통한 적외선 신호 해석 기법의 타당성을 원형 노즐 적외선 신호와 비교하여 검증하였다. 또한 Mahulikar 등[4]은 항공기 엔진 및 배기가스의 적외선 신호를 모델링하여 분석하였고, 항공기 취약성을 Lock-on-Range를 통해 분석하였다. 항공기 배기가스 적외선 신호는 항공기 후면부와 달리 파장에 따라 급격하게 변하며, 보다 넓은 탐지 면적에 의해 복사 조도

가 증가하여 Lock-on-Range가 또한 증가함을 확인하였다.

이처럼 군용항공기의 생존성 향상을 위한 적외선 신호 피탐지 스텔스 기술은 날로 중요해지고 있지만, 다양한 설계 및 시험방안이 수립된 레이더 스텔스 기술과 달리 적외선 스텔스의 경우 별다른 설계 기준 및 시험 방안이 존재하지 않는 실정이다. 그러나 날이 갈수록 항공기 적외선 스텔스의 중요도가 높아지고 있고, 적외선 스텔스 설계를 적용한 타 국가 항공기들이 속속 등장하고 있는 현시점에서, 가까운 시일 내 국산 군용항공기의 적외선 스텔스 설계는 군용항공기 개발과정 간 주요한 고려사항이 될 가능성이 높다[5].

본 연구에서는 향후 진행될 군용항공기 체계 개발 과정 간 적외선 스텔스 설계에 대응하기 위해 다양한 각도에서의 엔진 배기가스 적외선 신호를 해석할 수 있는 새로운 방안을 개발하고 이를 Choi 등[6]이 진행한 마이크로 터빈 엔진 실험 결과와 비교하여 검증하고자 한다. 본 연구를 통해 군용항공기 기초 설계 과정에서 적외선 스텔스 성능 설계 검증을 위해 엔진 배기가스 적외선 신호를 적절한 수준으로 예측할 수 있는 기술의 획득이 가능할 것으로 기대된다.

2. 프로그램 구성 및 해석 방법

항공기 배기가스 적외선 신호 해석을 위해서는 먼저 배기가스 내 구성 입자의 물질 분율 및 온도장 데이터를 산출하고, 이를 활용한 복사 열전달 방정식 연산이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 상용 소프트웨어를 통한 엔진 열유동 해석을 수행하여 배기가스의 물질 분율 및 온도장 데이터를 산출하였고, 획득된 데이터를 통해 복사 열전달 방정식을 계산하여 적외선 신호를 획득하였다[7].

획득된 결과의 검증을 위해서는 항공기 가스 터빈 엔진 배기가스의 적외선 신호 데이터가 필요하다. 그러나 엔진 제조국의 기술 보안 문제로 인해, 실제 항공용 가스터빈 엔진의 적외선 신호

데이터를 확인한 연구 결과는 전무한 실정이다. 따라서 본 연구에서는 프로그램의 검증에 위해 마이크로 터빈 엔진 배기가스의 적외선 신호를 관찰한 이전 연구 결과를 검증용으로 사용하였다[8]. 마이크로 터빈 엔진은 모형 항공기에 사용되는 엔진으로, 크기는 작지만 엔진 구동 특성, 사용 연료 등이 유사하므로 검증 데이터로 사용하기에 충분하다고 판단되었다. 이전 연구에서는 측정 각도별 (30°, 60°, 90°) 항공기 배기가스의 적외선 신호 특성을 관찰하였으므로, 본 연구에서도 동일한 방법으로 해석을 진행하였다.

2.1 프로그램 구성 및 해석 순서

본 프로그램은 유동해석을 위한 상용 소프트웨어 (Ansys Fluent)[9] 와 적외선 신호 해석을 위한 프로그램 (RADCAL 2.0)[10]으로 구성되어 있다. 프로그램을 통한 적외선 신호 해석 절차는 엔진 유동 해석을 거친 후, 획득된 물질 분율 및 온도장 데이터를 활용하여 적외선 신호 해석을 수행하게 된다.

본 연구에서는 먼저 상용 소프트웨어를 통한 엔진 배기가스 해석을 수행하였다. Ansys Fluent를 사용하여 엔진 배기가스 유동장 해석을 수행하고 물질 분율 및 온도장 데이터를 얻고 난 후, 이 데이터를 바탕으로 적외선 신호를 해석하였다. 적외선 신호 해석을 위해 NIST에서 개발된 오픈 소스 프로그램인 RADCAL을 사용하였다. RADCAL은 원래 화염 적외선 신호를 위해 개발된 Narrow-band 모델 기반의 기체 복사 해석 프로그램으로 1D-Line of Sight (LOS) 상의 적외선 신호를 해석할 수 있다. 유동장 해석을 통해 얻어진 LOS 상의 물질 분율 및 온도장 데이터를 추출한 후 RADCAL 프로그램에 입력하면 파수별 적외선 신호를 얻을 수 있다. 이때 RADCAL에서 사용되는 복사 열전달 지배 방정식은 Eq. 1과 같다.

$$I_{\omega_0}(s) = I_{b,\omega_0}(T_w)\bar{\tau}(\omega_0;0 \rightarrow s) + \int_0^s I_{b,\omega_0}(T(s')) \frac{\delta \bar{\tau}}{\delta s}(\omega_0;s \rightarrow s') ds' \quad (1)$$

여기서 T_w 는 흑체 온도, s 는 관심 대상까지의 거리, ω_0 는 협대역 중심 파장, $\bar{\tau}$ 는 평균 투과율, 그리고 I_{ω_0} 는 관심 대상 복사 강도, I_{b,ω_0} 는 흑체 복사 강도를 나타낸다. Eq. 1에서 우변 첫 번째 항은 중간 매질을 투과한 복사 강도를 의미하고, 우변 두 번째 항은 중간 매질의 자가 흡수 및 방출로 인해 발생한 복사 강도를 나타내며, 위 두가지 항의 합을 통해 파수별 적외선 신호 산출할 수 있다.

본 연구에서는 프로그램의 사용 편의성 및 해석 정확성을 위해 RADCAL 프로그램의 인터페이스 및 일부 모델을 수정하였다. 열유동장 및 적외선 신호 해석을 위한 자세한 조건은 다음 절에 설명되어 있다.

2.2 엔진 배기가스 모델링 및 데이터 산출

항공기 엔진 배기가스의 물질 분율 및 온도장 데이터 획득을 위해 Fig. 1과 같은 경계 조건을 설정하였다. 본 연구와 비교하고자 하는 실험이 원형 노즐을 이용하였으므로 2D 축대칭, 정상 상태 조건으로 해석하였으며, 모델링된 엔진 배기가스 해석 영역은 경계의 주위 간섭을 최소화하기 위하여 가로/세로 길이를 노즐 출구 직경 (D)의 각각 20D, 10D로 설정하였다. 해석에 사용된 격자는 사각형 격자 (Quadrilateral grid)가 사용되었으며, 배기가스 특성을 정확히 해석하기 위하여 주 유동 영역의 격자를 타 영역에 비해 조밀하게 생성하였다. 또한 난류 모델로는 가장

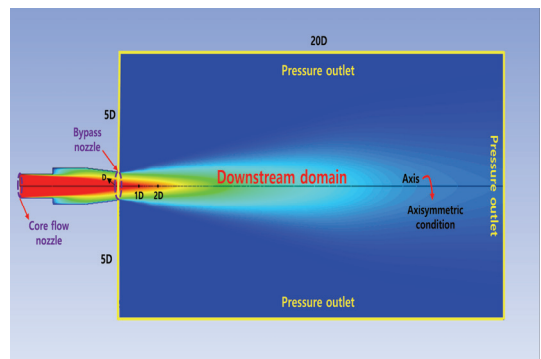


Fig. 1 Modeling of micro engine plume.

Table 1. Boundary condition of Engine inlet and outlet.

	Composition	Velocity	EGT
Engine inlet	N ₂ : 77% O ₂ : 16% CO ₂ : 2.6% H ₂ O : 2.8%	7.9 m/s	480℃
Composition of atmosphere			
Outlet	N ₂ : 78% O ₂ : 21% CO ₂ : 0.033%		

광범위하게 사용되는 standard k-epsilon 모델을 통해 엔진 배기가스의 유동 해석을 수행하였다. 이후 격자 수를 늘려가며 신뢰도 검사를 수행하였다. 격자수가 10만개 이상부터는 중앙 온도 및 물질의 물질분이 5% 이내의 차이가 발생함을 확인하여 최종적으로 약 10만 개의 노드를 설정하여 해석하였다.

실험 내용을 참고하여 엔진 노즐 입구는 공연비 1:75.6의 케로신과 공기 연소물이 실험에서 측정된 EGT(Engine Gas Temperature) 인 약 480℃의 상태로 유입되며, 외부 경계면의 경계 조건은 Table 1과 같이 설정하여 해석을 수행하였다[11].

얻어진 데이터는 적외선 신호 해석을 위해 LOS 상의 데이터를 추출하는 작업이 필요하다. 따라서 엔진 배기가스의 온도장 및 물질 분율 데이터를 Fig. 2와 같이 이전 연구에서 수행하였던 실험과 동일하게 엔진 축 기준 30°, 60°, 90°에 해당하는 LOS 상의 데이터를 추출하였다. 이 데이터는 적외선 해석 프로그램의 해석 입력 조건으로 사용되었다.

2.3 적외선 신호 해석

엔진 배기가스의 열유동 해석을 통해 배기가스 구성 입자의 물질 분율 및 온도장 데이터를 획득할 수 있었으며, 해당 정보를 바탕으로 복사 열전달 방정식 연산을 통해 적외선 신호를 획득하였다.

RADCAL은 Narrow-band 모델을 채택하여 해석하고 있는데, 이 모델의 특징은 적당한 정도의 파수 분해능과 정확도를 가지면서도 계산 시간이 빠르다는 점이다. 가장 정확한 계산 방법으

로 알려진 Line-by-Line 기법은 매우 정확한 연산 결과를 나타내지만, 계산을 위해 방대한 사전 데이터가 필요하며 해석 시간도 케이스별 하루 이상이 걸리는 등 매우 길어 초기 단계 설계에서 사용하기에는 부적절하다[12]. 반면 Wide-band 모델은 파수 분해능이 매우 불량하므로 특정 파장의 특성을 확인하여야 하는 가스 적외선 신호를 해석하기엔 부적절하다. 따라서 본 연구에서 사용하고 있는 Narrow-band 모델이 계산 시간과 정확도 측면에서 초기 설계 단계에서 사용하기 적절한 모델로 판단된다[13].

앞선 열유동 해석을 통해 LOS에서의 물질 분율 및 온도장 데이터를 얻었는데, 복사 해석은 이 데이터를 프로그램에 입력하는 것으로부터 시작된다. 이때, 복사 경로를 Fig. 3과 같이 균일한 온도장과 물질 분율을 갖는 여러 구간으로 분할하여 각 구간별 적외선 신호 흡수 및 방출에 대한 영향을 고려할 수 있다. 이후 소스 코드에서 입력된 데이터를 추출하고, 프로그램 내부에 내장되어 있는 Narrow-band 연산 함수들을 통해 복사 열전달 방정식 연산이 수행된다.

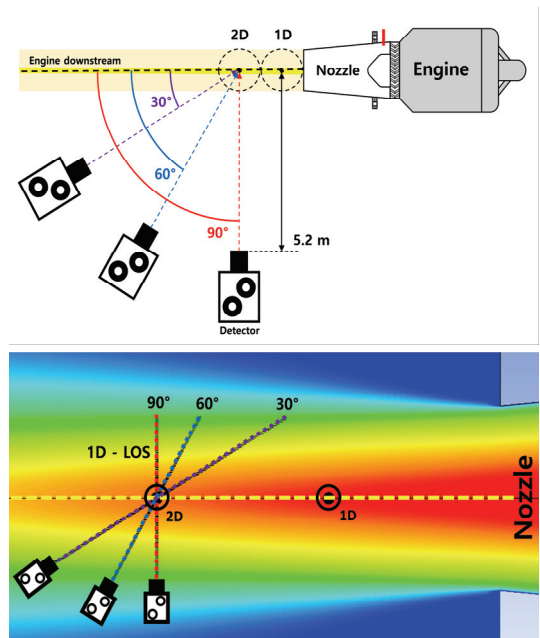


Fig. 2 Experimental method and the schematic of LOS.

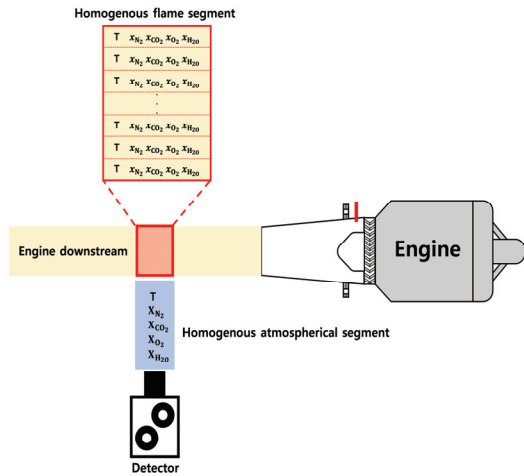


Fig. 3 Schematics of radiation path segment.

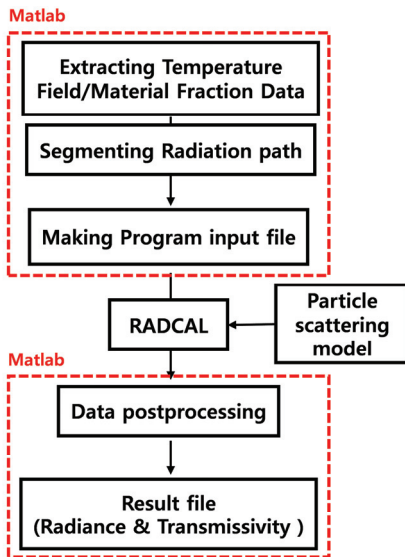


Fig. 4 Schematic diagram of RADCAL operational flowchart.

기존 RADCAL은 FORTRAN 기반의 연산 프로그램이기 때문에 데이터 입/출력 및 후처리에 어려움이 있고, 산란 효과가 고려되지 않았기 때문에 다양한 조건에서 해석의 한계점이 있다. 따라서 본 연구에서는 기존 해석 프로그램보다 유기적이고 정확한 해석을 위하여 Fig. 4와 같은 시스템으로 재구성하였으며, Matlab을 통해 입력력이 가능하도록 하였다.

3. 결과 및 해석

3.1 엔진 배기가스 열유동 해석 결과

본 연구의 관심 파수대역인 1000~5000 cm⁻¹ (2~10 μm) 에서 적외선 신호에 지배적인 영향을 미치는 물질은 H₂O 와 CO₂ 이다[14]. 따라서 정확한 적외선 신호 해석을 위해서는 엔진 배기가스의 온도 및 H₂O 및 CO₂ 물질 분을 분포를 적절히 나타내는 1D-LOS 입력값이 필요하다[15].

본 연구에서는 상용 프로그램을 통해 획득한 마이크로 터빈 엔진 배기가스의 물질 분율(H₂O / CO₂) 및 온도장과 같은 열유동 해석 결과를 토대로 LOS를 설정하였다. Fig. 5는 LOS 데이터의 예로 LOS 상에서 추출된 각 관측 각도별 (30°, 60°, 90°) 온도장 데이터를 나타낸다. 적외선 해석 프로그램에서는 그래프의 각 표시된 각 점 데이터가 해석에 사용되었다. 또한 모든 관측 각도에서 동일한 방법으로 배기가스의 물질 분율 LOS 데이터를 획득하여 적외선 신호 해석을 수행하였다.

3.2 적외선 신호 실험 및 해석 결과 특성 비교

Fig. 6는 적외선 분광계와 엔진이 90°를 이루는 조건에서 측정된 마이크로 터빈 엔진 배기가스 적외선 신호와 동일한 조건에서 프로그램을 통해 해석한 결과를 동시에 나타낸 그래프이다. 측정 및 해석은 1000~5000 cm⁻¹ (2~10 μm) 파수대역 범위에서 진행되었다.

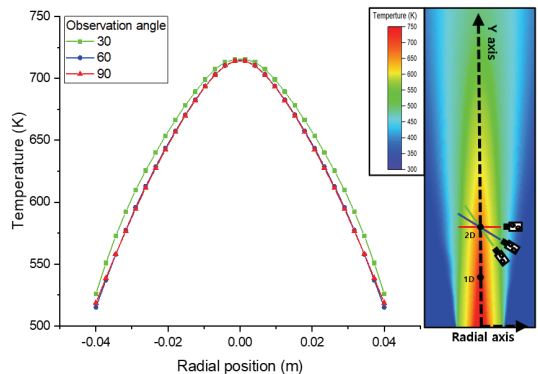


Fig. 5 Temperature distribution of engine plume at observation angle of 90°.

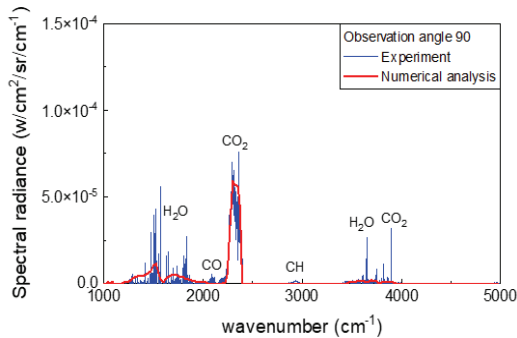


Fig. 6 IR signature of engine plume and numerical analysis at observation angle of 90° .

측정을 통해 얻은 적외선 신호는 전반적으로 불연속적인 신호 특성을 나타내었으며, 이는 전형적인 기체 적외선 특성을 나타낸다고 할 수 있다. 높은 온도에서 기체 분자는 들뜸상태에 이르렀다가 바닥상태로 돌아가면서 특정 영역의 적외선 파장을 발산하게 되는데, 이를 통해 그래프에 표시된 바와 같이 엔진 배기가스 내의 성분을 추정할 수 있다.

구체적으로 $1300\sim 2000\text{ cm}^{-1}$ 대역의 파수는 엔진 배기가스 내의 H_2O , $2000\sim 2100\text{ cm}^{-1}$ 는 CO, $2150\sim 2400\text{ cm}^{-1}$ 는 CO_2 , $2900\sim 3000\text{ cm}^{-1}$ CH 결합, $3450\sim 4000\text{ cm}^{-1}$ 에서의 신호는 H_2O 와 CO_2 가 주요한 신호 방출 분자이다. 이러한 분자들 중 CO_2 와 H_2O 의 경우 엔진 배기가스 내 있을 것으로 예상한 분자이지만, CO와 CH 결합은 일반적으로 엔진 배기가스에 다량으로 발생하지는 않는 분자이다. 참고 논문에서는 CO 및 CH 결합의 방출은 엔진 오일을 연료와 같이 연소시키는 마이크로 터빈 엔진의 작동 특성으로 인해 발생한 불완전 연소가 주요한 원인이라고 하였다. 전체 파수대역 중 신호가 가장 강한 파수 영역은 CO_2 에서 배출되는 $2150\sim 2400\text{ cm}^{-1}$ 이다. 이 결과는 타 논문의 결과와도 동일하며, 2세대 열추적 미사일의 경우 이 대역의 신호를 추적한다고 알려져 있다[16].

해석 결과의 경향은 전반적으로 실험 결과와 유사하였으며, 절대적인 값도 큰 차이가 발생하지 않았다. 구체적으로는 H_2O 에 의해 발생하는 $1300\sim 2000\text{ cm}^{-1}$, CO_2 의 $2150\sim 2400\text{ cm}^{-1}$, H_2O

와 CO_2 의 $3450\sim 4000\text{ cm}^{-1}$ 대역에서의 신호의 경향 및 절대 강도를 적절하게 나타내었다.

다만 해석에서는 좁은 영역의 피크 대역을 표현하지 못하였는데, 예를 들면 $1300\sim 2000\text{ cm}^{-1}$ 영역에서 $5\times 10^{-5}\text{ W/cm}^2/\text{sr/cm}^{-1}$ 까지 나타내는 좁은 영역의 신호들을 모사하지 못하였다. 이는 Narrow-band 모델의 한계로, 특정 파수영역의 신호의 평균값을 나타내는 모델의 특성상 좁은 영역의 신호를 구현할 만한 파수 해상도를 가지지 못하기 때문이다. 이러한 신호를 실제적으로 구현하기 위해서는 Line-by-Line 기법을 통하여 해석하여야 하나 해석 시간이 매우 오래 걸리는 특성상, 적외선 신호의 기초 특성을 확인하는 초기 설계 조건에서는 본 프로그램이 강점을 가진다고 할 수 있다. 또한 실험에서 발생하는 CO ($2000\sim 2100\text{ cm}^{-1}$) 및 CH 결합 영역 ($3450\sim 4000\text{ cm}^{-1}$)의 신호가 해석에서는 표현되지 않았는데, 이는 유동 해석 시 완전 연소를 가정하였기 때문이다. 본 프로그램은 CO 및 CH 결합에 대한 신호 해석이 가능하므로, 만약 엔진 배기가스의 정확한 성분비를 확인 가능하다면 이에 대한 정확도가 더욱 높아질 것으로 예상된다[17].

3.3 각도별 적외선 신호 특성 비교

Fig. 7은 참고 논문의 각도별 적외선 신호를 해석 결과와 동시에 나타낸 그래프이다. 프로그램 해석 결과는 모든 각도에서 전반적인 경향과 절대적인 수치 모두 실험 결과와 유사하였다. 특히 엔진 배기가스에서 가장 높은 수준의 신호인 $2150\sim 2400\text{ cm}^{-1}$ 구간의 신호 강도는 실험과 거의 유사한 형상과 크기를 보여주었다. 결과를 통해 볼 때, 본 프로그램을 통해 항공기를 초기 설계할 경우 모든 관측 각도에서 높은 신뢰도로 적외선 신호를 예측할 수 있음을 알 수 있다.

Fig. 8은 Fig. 7의 값을 비교하기 위해 세 각도의 측정 및 해석값을 동시에 나타낸 그래프이다. 최대 신호 지점에서의 신호 크기를 비교하기 위해 $2100\sim 2400\text{ cm}^{-1}$ 영역을 확대하였다. 실험 결과에서 최대 신호 지점에서의 신호는 30° 에서 가장 크고 90° 에서 가장 작는데, 참고 논문에서는 그 주요한 이유로 관측 각도가 작아질수록

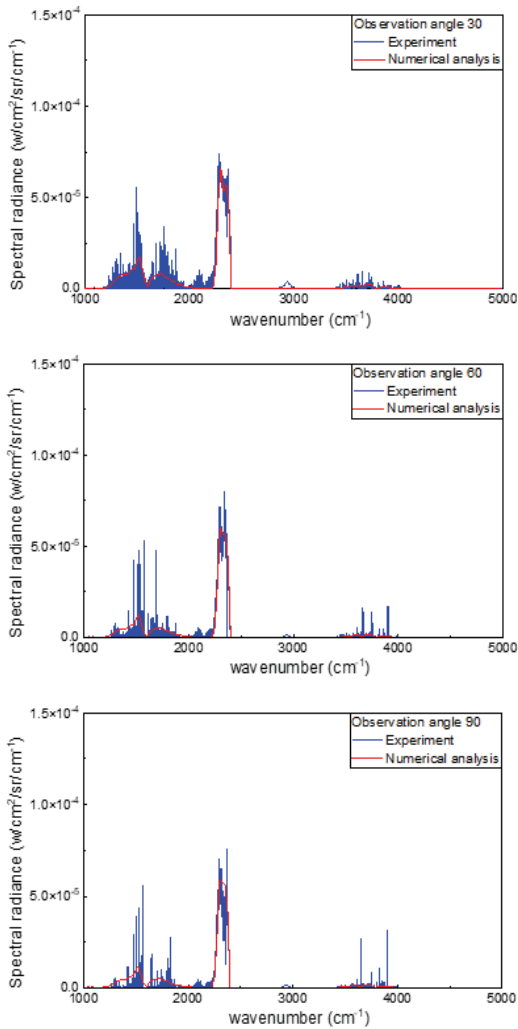


Fig. 7 IR signature of engine plume and numerical analysis results.

배기가스를 통과하는 관측선의 길이 (The length of the path) 가 길어지기 때문으로 설명하였다. 이러한 결과는 Fig. 8의 프로그램 해석 결과로도 동일하게 구현 가능한데, 앞서 설명한 바와 같이 엔진 배기가스의 뜨거운 부분을 지나는 측정선의 길이가 30°일 때 가장 길었으며, 각도가 증가할수록 길이가 짧아졌다. 이에 따라 엔진 배기가스 적외선 해석에 사용되는 segment의 길이도 30°에서 가장 길고, 90°에서 가장 짧아졌으며, 해석 신호 강도도 segment의 길이가 가장 긴 30°에서 가장 크게 나타났다. 참고로 60°와 90°의

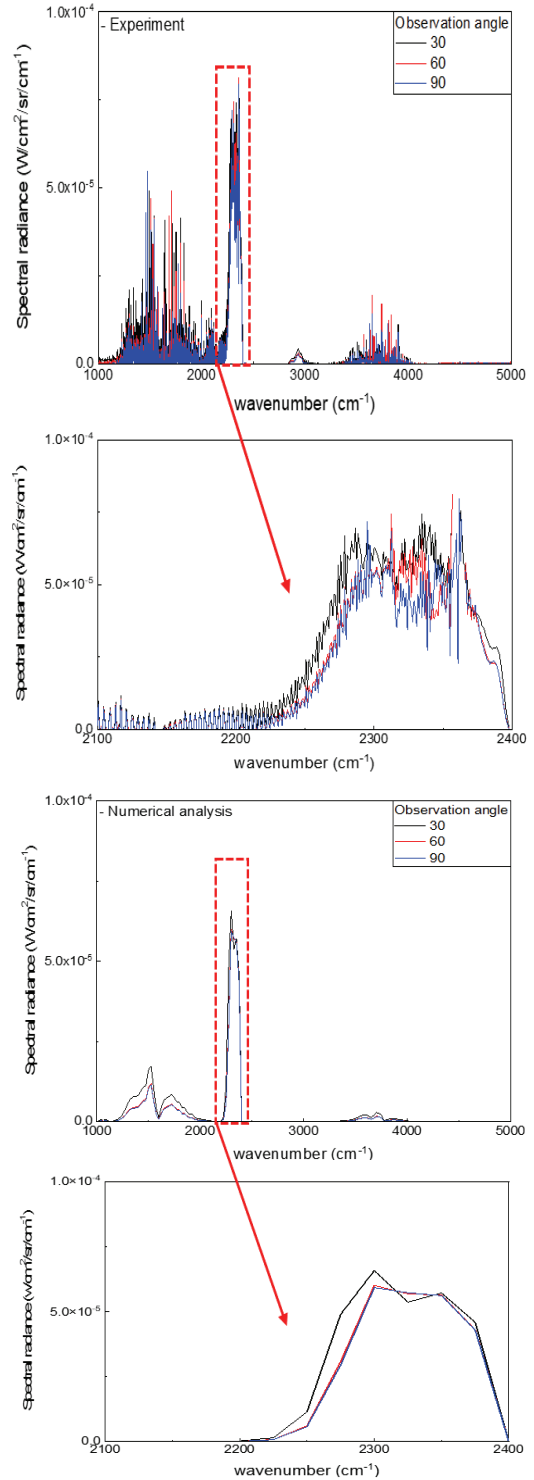


Fig. 8 IR signature of engine plume and numerical analysis at different observation angles.

최대 신호값의 차이가 미미한 이유는 기하학적 요인으로 인해 관측 선의 길이 차이가 매우 짧아졌기 때문이다. 이러한 결과를 토대로 볼 때, 해석 프로그램은 측정 방향에 따른 적외선 신호 해석에 대해서도 충분한 유효성을 나타냄을 확인할 수 있었다.

개발된 해석 방법을 활용하여 적외선 스텔스 설계 검증을 다음의 예시를 통해 나타내 보았다. 검증 데이터로 사용된 마이크로 터빈 엔진의 적외선 스텔스 성능을 검증하기 위해 상대방의 엔진 배기가스 측정 각도별 (15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90°) 적외선 신호를 1000~5000 cm⁻¹의 파수영역에서 적분하여 나타낸 총 복사 강도와 열추적 미사일의 주요한 탐지 범위인 중파장 대역 (2000~3333 cm⁻¹) 파수영역에서 적분하여 나타낸 중파장 복사 강도를 도출하였으며, 이를 Fig. 9에 나타내었다. 참고 측정 각도 중 15°, 45°, 75°의 적외선 신호 결과는 선행 연구를 통해 측정되지 않았으며, 본 연구에서 사용된 프로그램을 통해 얻어진 추정치이다.

먼저 해석 결과에서 보듯이 15° 부근 중파장 및 총 파장영역에서 가장 높은 수준의 신호 특성을 보여주었으며, 이 외 관측 각도에서는 관측 각도가 증가할수록 신호가 감소하는 경향을 확인할 수 있다. 이는 엔진 배기가스를 통과하는

관측 선의 길이가 기하학적 특성에 의해 관측 각도가 증가할수록 감소하기 때문이다 모든 관측 각도에서 고온 복사의 특성인 중파장 대역의 복사 강도가 총 복사 강도의 약 80% 이상에 해당하는 비율을 차지함을 확인하였다. 이러한 결과를 토대로 볼 때 군용항공기의 적외선 스텔스 성능을 극대화하기 위해서는 노즐 설계 변경 등을 통해 엔진 후방 작은 각도에서의 관측 가능성을 최소화하고, 중파장 대역의 적외선 신호를 저감시키기 위해 배기가스의 온도를 낮추는 기술을 개발하여야 함을 알 수 있다.

본 연구를 통해 도출된 해석 프로그램의 결과는 실험 결과와 비교해 볼 때 파수별 해상도는 다소 떨어지지만 전반적인 신호 경향성은 우수함을 보여주었다. 또한 측정 각도별 신호 변화를 적절히 해석하였으며, 이를 통해 실험에서는 시간 및 비용 문제로 인해 확인하기 어려운 세밀한 관측 각도를 해석할 수 있었다. 앞서 확인한 스텔스 설계 검증 예시를 통해 프로그램의 유효성을 검증하였다.

본 해석 방법을 통해 군용항공기 엔진 배기가스의 적외선 스텔스 성능을 항공기 설계 과정에서 신속하게 예측할 수 있을 것으로 생각되며, 향후 항공기 작전 요구도에 포함될 군용항공기 적외선 스텔스 설계 및 인증에 충분히 대응 가능할 것으로 기대된다.

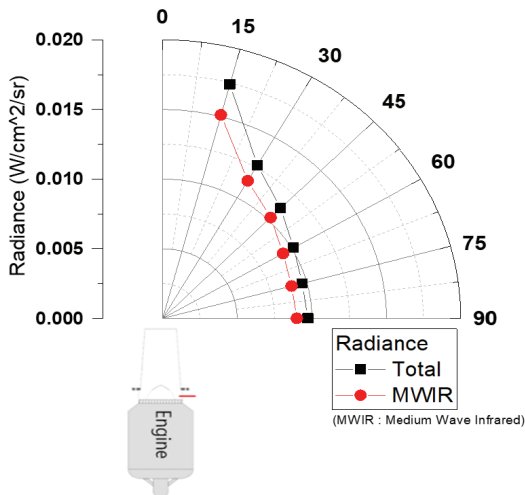


Fig. 9 Total numerical radiance & MWIR numerical radiance at different observation angles.

4. 결 론

본 연구에서는 항공기 엔진 배기가스의 적외선 신호 해석을 위한 새로운 해석 방안을 개발하였고, 이를 실제 축소 엔진 신호와 비교하는 방식으로 검증하였다. 주요 연구 결과는 다음과 같다.

1. 해석 결과와 실제 축소 엔진의 적외선 신호 비교 시 실험 결과에서의 급격한 신호 변화는 해석 프로그램의 모델 특성으로 인해 완벽히 모사할 수는 없었으나, 전반적인 경향 및 수준은 상당히 잘 일치하였다.
2. 관측 각도별 실험 결과와 비교 시 모든 각도

에서 신호의 경향 및 수준이 일치하였으며 해석/실험 결과 모두 관측각도 30°에서 가장 큰 피크 신호를 보였다.

3. 적외선 스텔스 설계 검증 예시를 수행하여 실험으로 수행 시 많은 비용과 시간이 드는 관측 각도별 적외선 신호를 분석하였으며, 문제점과 개선 요구사항을 파악할 수 있었다.

본 해석 방안은 항공기 개발 체계의 초기 설계에 활용 가능할 것이며, 이를 통해 적외선 스텔스 기술이 확보된 군용항공기를 개발할 수 있을 것으로 기대된다. 궁극적으로 자주국방을 실현하는 데 도움을 줄 것이다.

후 기

본 논문은 2022년 공군사관학교 미래 항공우주 학술대회에서 입상하였으며, 추가 논문 투고에 대한 주최측의 허가를 득하였음.

References

1. Zikidis, K., Skondras, A. and Tokas, C., "Low Observable Principles, Stealth Aircraft and Anti-Stealth Technologies," *Journal of Computations and Modelling*, Vol. 4, No. 1, pp. 129-165, 2014.
2. Sexena, V.K., "Stealth and Counter-stealth: Some Emerging Thoughts and Continuing Debates," 2012.
3. Gu, B. "Characterization and Reduction of Infrared Signature of a Micro Turbine Engine Diss," Ph.D. Dissertation, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea, Daejeon, 2018.
4. Rao, A. and Mahulikar, S., "Aircraft Powerplant and Plume Infrared Signature Modelling and Analysis," *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, U.S.A., January, 2005.
5. Rao, A. and Mahulikar, S., "Integrated review of stealth technology and its role in airpower," *The aeronautical journal*, Vol. 106, No. 1066, pp. 629-642, 2002.
6. Choi, J., Jang, H., Kim, H. and Choi, S., "Infrared Signal Characteristics of Small Turbojet Engine Plume by Observation Angle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 4, pp. 28-35, 2021.
7. An, C., Kang, D., Baek, S., Myong, R., Kim, W. and Choi, S., "Analysis of plume infrared signatures of S-shaped nozzle configurations of aerial vehicle," *Journal of Aircraft*, Vol. 53, No. 6, pp. 1768-1778, 2016.
8. Choi, J., Jang, H., Kim, H. and Choi, S., "Plume IR characteristics of microturbine engine in various bypass ratios," *Infrared Physics and Technology*, Vol. 117, 103846, 2021.
9. ANSYS Fluent, "ANSYS fluent user's guide, release 19.0," ANSYS, Inc., Canonsburg, P.A., U.S.A., 2018.
10. Lecoustre, V., "RadCal Improvements to the Narrow-Band Model for Radiation Calculations in a Combustion Environment," NIST Special Publication 1402, 2014.
11. Choi, J., "Plume IR Signature Characteristics of Turbofan Simulation Engine in Different Bypass Ratio and Measurement Angle," Master's thesis, Korea National University of Transportation, Korea, Chungju, 2020.
12. Modest, M. and Mazumder, S., *Radiative heat transfer*, Academic press, Cambridge, Massachusetts, 4th ed., U.S.A., Ch. 10, 2021.
13. Tien, C., "Thermal radiation properties of gases," *Advances in Heat Transfer*, Vol. 5, pp. 253-324, 1969.
14. Coenen, K., Gallucci, F., Mezari, B.,

- Hensen, E. and van Sint Annaland, M., "An in-situ IR study on the adsorption of CO₂ and H₂O on hydrotalcites," *Journal of CO₂ Utilization*, Vol. 24, pp. 228-239, 2018.
15. Cho, P., Gu, B., Baek, S. and Kim, W., "Infrared Signature Analysis of the Aircraft Exhaust Plume with Radiation Database," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 7, pp. 568-575, 2016.
16. Rao, A., "Infrared Signature Modeling and Analysis of Aircraft Plume," *International Journal of Turbo and Jet Engines*, Vol. 28, pp. 187-197, 2011.
17. Chae, J., Lee, J., Lee, J., Ha, N., Kim, D., Jang, H. and Myong, R., "Computational analysis of effects of thermal flow field and chemical components on the IR signature in the exhaust plume of a micro jet engine," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 24, No. 3, pp. 101-111, 2019.