

고체로켓모터의 적외선 신호에 관한 수치적·실험적 연구

김상민^a · 김민택^a · 송순호^a · 백국현^b · 윤웅섭^{a,*}Numerical and Experimental Study on
Infrared Signature of Solid Rocket MotorSangmin Kim^a · Mintaek Kim^a · Soonho Song^a · Gookhyun Baek^b · Woongsup Yoon^{a,*}^aSchool of Mechanical Engineering, Yonsei University, Korea^bAdvanced Propulsion Technology Center, Agency for Defense Development, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: wsyoon@yonsei.ac.kr

ABSTRACT

Infrared signature of rocket plume plays an important role for detection, recognition, tracking and minimizing for low observability. Infrared signatures of rocket plume with reduced smoke propellant and smokeless propellant are measured. In order to estimate the infrared signature of rocket plume, CFD analysis for flow structure of plume is performed, and layered integration method for estimating of infrared signature is used. Numerical and experimental results were in good agreement. Both propellants had similar infrared signature. Strong peak at 4.3 μm region in the experimental results is appeared due to experimental error arising from the calibration procedure.

초 록

미사일의 탐지, 인식 및 추적 및 적외선을 줄여 피탐지성을 최소화 하는 데에 있어 로켓 플룸의 적외선 신호는 중요한 역할을 한다. 저연 추진제 및 무연 추진제를 사용하는 소형 고체로켓모터를 사용하여 로켓 플룸의 적외선 신호를 계측하였다. 로켓 플룸의 적외선 신호를 예측하기 위해 플룸의 유동장에 대한 전산모사를 수행하였으며, layered integration 방법을 사용하여 적외선 신호를 예측하였다. 해석 및 계측 결과는 잘 일치하였다. 두 신호 모두 H₂O에 의해 2.5-3.0 μm 영역에서, CO 및 CO₂에 의한 4.5 μm 영역에서 강한 신호를 나타낸다. 계측 결과, 4.3 μm 영역에서 해석 결과와 다르게 강한 신호가 나타나는데, 이는 대기 중의 CO₂에 의한 흡수를 보정하는 과정에서 발생하는 실험 오차로 판단된다.

Key Words: Infrared Signature(적외선 신호), Solid Rocket(고체로켓), Rocket Plume(로켓플룸), CFD(전산유체역학), Atmospheric Absorption(대기 흡수)

Received 3 June 2014 / Revised 2 September 2014 / Accepted 10 September 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 춘계학술대회(2014. 5. 29-30, 서울대학교) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

일반적으로 미사일에 사용하는 고체로켓모

터는 고체 추진제를 연소시켜 고온, 고압의 연소가스를 만들고, 이를 노즐을 사용하여 팽창시킴으로써 추력을 얻는 추진기관으로 다른 추진기관과 비교하여 높은 온도의 연소가스를 외부로 방출한다.

방출된 연소가스는 높은 온도로 인해 적외선 영역에서 강한 복사를 발생한다. 따라서 미사일을 탐지, 인식 및 추적하는 데 있어 적외선은 중요한 요소가 된다.

반면, 미사일의 고체로켓모터를 개발하는 경우, 임무를 성공적으로 완수하기 위해 생존성을 높여야 하며, 고체로켓모터에서 발생하는 적외선을 줄이는 것이 피탐지성을 최소화하기 위한 중요한 요소가 된다. 따라서, 미사일을 탐지하거나 개발하는 입장에서 고체로켓모터가 발생하는 적외선 신호에 대한 이해와 이를 예측하는 것은 매우 중요하다.

플룸의 적외선 신호 연구는 1940년대부터 엔진 저부 가열 연구의 일환으로 연구를 진행되었으며, Zirkind는 고도 효과를 고려하여 고체 및 액체 로켓 플룸의 적외선 신호를 연구하였다[1]. 근래에 들어 탄도미사일방어계획의 일환으로 Ballistic Missile Defense Organization(BMDO)의 지원을 받아 Atlas II 플룸의 적외선 신호를 예측하는 연구가 진행되었다[2,3]. Avital 등은 소형 고체로켓 플룸의 적외선 이미지 및 신호를 예측하고 이를 계측 값과 비교하였다[4]. 그 외에도 로켓 플룸의 적외선 신호를 예측하기 위한 다양한 연구들이 진행되었다[5-10].

적외선 신호를 해석하기 위해서는 복사 열전달 지배방정식인 Radiative Transfer Equation(RTE)의 해를 구한다. 이 RTE의 해를 구하는 다양한 방법이 있으나, 로켓 플룸의 적외선 신호를 예측하기 위한 방법으로 Layered Integration Method[5,8], Finite Volume Method(FVM) 또는 Ordinate Method(OM)[10], Flux Method[2,3,7] 및 Monte Carlo Method(MCM)[6,9]의 다양한 기법이 사용되었다.

RTE의 해를 구하기 위해 복사를 방출하는 공간의 온도, 압력 및 화학종의 몰분율이 필요하며 이를 구하기 위해 전산유체역학을 사용하여 고

Table 1. Combustion gas properties from CEA calculation results.

	P1	P2
Propellant	Reduced smoke	Smokeless
Temperature(K)	3008.8	2618.3
Pressure(atm)	65	76
Species mole fraction		
CO	0.12	0.21
CO ₂	0.11	0.14
HCl	0.18	0.05
H ₂	0.06	0.16
H ₂ O	0.40	0.22
N ₂	0.10	0.21
Particle	ZrO ₂	ZrO ₂

체로켓 플룸의 유동장에 대한 해석을 수행한다.

따라서 고체로켓모터의 적외선 신호를 예측하는 방법은 일반적으로 고체로켓모터 플룸의 유동장 해석을 수행하고, 이 결과를 바탕으로 RTE의 해를 구하는 프로그램을 사용하는 두 과정으로 나뉘게 된다.

본 연구는 고체로켓모터 플룸의 적외선 신호를 예측하기 위해서 난류, 반응 모델을 포함하는 유동장 해석을 수행하였으며, 이 결과를 바탕으로 layered integration 기법을 사용하여 적외선 신호를 예측하였다. 또한 이 과정을 검증하기 위해 저연 및 무연 추진제를 사용하는 소형 고체로켓모터의 적외선 신호를 계측하였고 이를 해석 결과와 비교하였다.

2. 고체로켓모터의 적외선 신호 계측

2.1 실험 대상

실험에 사용된 고체로켓모터는 연소실 직경이 100 mm이며, 추진제 그레이는 side burning 형태를 갖는다. 노즐 목이 14.5 mm, 확산각 15도를 갖는다. 실험에 사용되는 추진제는 저연추진제와 무연추진제로, 설계된 압력에서 각각의 연

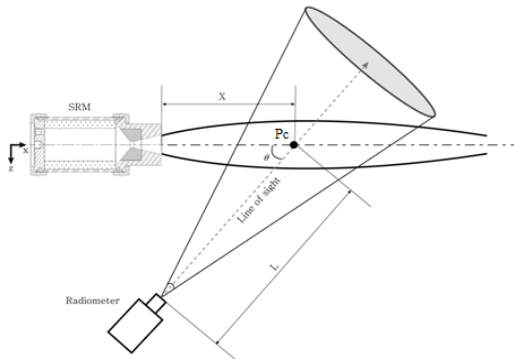


Fig. 1 Simple schematic of measurement.

소가스의 특성은 Table 1과 같다. 두 추진제 모두 후방연소를 방지하기 위한 ZrC가 포함되어 연소생성물로 ZrO_2 생성된다. 그러나 본 연구에서 입자에 대한 영향은 고려하지 않았기 때문에 유동장 해석 및 적외선 신호 해석에서 ZrO_2 에 대한 영향은 무시하였다.

2.2 적외선 신호 계측

고체로켓모터의 적외선 신호를 계측하기 위해 ABB사의 radiometric FTIR인 MR304LN 분광기를 사용하였다. 이 장비는 두 개의 센서(MCT, InSb)를 사용하며, InSb는 $2.5\sim 5\ \mu\text{m}$, MCT는 $4\sim 15\ \mu\text{m}$ 의 검출 영역을 갖는다. 두 센서는 모두 액체질소로 냉각된다. 실험 장치의 교정은 실험 당일 흑체를 사용하여 수행되었다. Fig. 1의 Pc에 흑체를 위치시키고, 온도를 300°C 에서 500°C 까지 100°C 간격으로 변경시키며 교정 하였다.

적외선 신호는 공간상의 제약으로 인해 고체로켓모터에서 약 3 m 떨어진 위치에서 계측하였으며, 계측 위치는 노즐에서 1.31 m 떨어진 지점을 대상으로 하였다(Fig. 1). 두 추진제에 대한 실험은 서로 다른 날에 진행되었기 때문에 계측 위치가 조금씩 다르며, 이를 Table 2에 나타내었다.

3. 고체로켓모터의 적외선 신호 예측

3.1 유동장 수치해석 기법

Table 2. Geometry data at experiment.

Propellant	X(m)	L(m)	Θ (degree)
P1	1.31	3.3	68
P2	1.31	3.1	78

난류, 화학 반응을 포함하는 압축성 유동을 계산하기 위해 축대칭의 Reynolds averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식의 해를 구하였다. Gradient는 Green-Gauss cell based 방법을 사용하였으며, 비점성항은 Roe의 Flux Difference Splitting(FDS)를 사용하였다. 난류모델은 standard $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다. 높은 마하수에서 난류 에너지 소산이 크게 발생하므로, 압축성 효과를 고려하였다.

3.2 후방연소 모사를 위한 화학 반응모델

미연소된 연료가 외기의 공기와 만나 연소 반응이 발생하며, 이를 수치적으로 모사하기 위해 유한속도 화학 반응 모델을 사용하였다. Alexeenko 등[3]은 9 화학종 14개의 반응식을 사용하였으며, 본 연구에서도 동일한 반응식을 사용하여 후방연소를 모사하였다. 각 반응식의 반응 속도와 관련된 계수들은 gri-mech 3.0[11]의 값을 사용하였다.

3.3 경계조건

고체로켓모터의 플룸 유동장을 해석하기 위해 해석 범위는 플룸 하류 방향(x축)으로 노즐 직경의 약 300배, 반경 방향(y축)으로 노즐 직경의 약 35배의 영역을 설정하였으며, Fig. 2와 같은 경계조건을 설정하였다. 노즐 출구의 경계조건은 별도로 해석된 노즐 출구의 압력, 온도, 속도 및 물질 조성의 값을 사용하였으며, 대기 입구 경계조건은 상압, 상온의 조건에서 압축성 관계식을 사용하여 해당 마하수에서의 전압력 및 전온도를 구하여 경계조건으로 사용하였다. 출구 경계조건은 초음속 유동일 경우 0차 외삽을, 아음속일 경우 상압, 상온 조건을 만족하도록 설정하였으며, 벽면 경계조건은 점착 경계조건 및 단열 조건을 사용하였다.

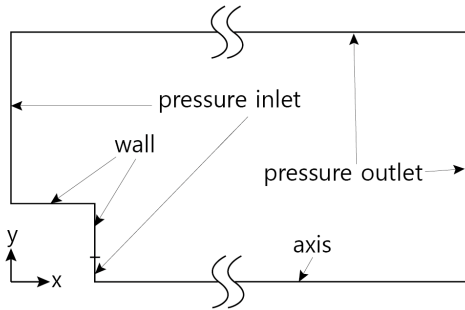


Fig. 2 Schematic of boundary conditions.

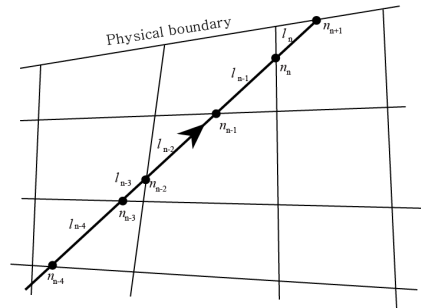


Fig. 3 Simple schematic of discrete rays.

3.4 적외선 신호 예측 기법

산란을 제외한, 흡수와 방사가 존재하는 매질에서, 광선이 진행함에 따른 복사 강도의 변화는 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{dI_{\eta}}{ds} = \kappa_{\eta}(I_{b\eta} - I_{\eta}) \quad (1)$$

여기서 I는 복사 강도, s는 물리적 거리, κ 는 흡수계수를 나타내며, 하첨자 b는 흑체률, η 는 파수(wavenumber)를 의미한다.

Eq. 1을 거리 s에 대해 적분하고, 광선이 통과하는 선을 온도와 압력 및 물질 조성이 동일한 유한한 부분선으로 이루어져있다고 가정하면, Eq. 1은 다음과 같이 간단하게 나타낼 수 있다.

$$I_{\eta} = \sum_{i=1}^n I_{\eta,i-1} - (1 - \tau_{\eta,i}) I_{\eta,i} \quad (2)$$

여기서 τ 는 투과율(transmissivity)이며, 하첨자 i는 각 구분선을 나타낸다. 각 구분선은 계측시의 광선 진행 정보를 유도장 격자 정보에 대입하여 구할 수 있다. Fig. 3에서 볼 수 있듯이, 특정 방향으로 진행되는 광선은 격자 요소에 따라 구분할 수 있으며, 각 구분선의 물리적 길이는 격자 정보를 통해 계산 가능하며, 온도, 압력 및 화학종의 몰분율은 해당 요소의 유동장 결과값을 사용한다.

3.5 복사 물성치 예측

Eq. 2에서 나타난 것과 같이 복사 강도는 투과율에 의해 결정된다. 본 연구에서는 고려한 물질은 CO₂, H₂O 및 CO이며 온도, 압력 및 물질 조성에 따른 투과율을 구하기 위해 Soufani의 Statistical Narrow Band(SNB) 모델[12]을 사용하였다.

4. 해석 결과

4.1 유동장 해석 결과

P1 및 P2 추진제의 플룸 유동장 해석 결과를 Fig. 4와 Fig. 5에 각각 나타내었다. 그림은 노즐 출구부터 플룸의 온도 등곡선을 나타내며, 그림의 흰색 점선은 실험에서 line of sight를 나타낸 것이다. Fig. 4에서 궁형 충격파와 반사충격파를 관찰할 수 있으며, 후방으로 멀어질수록, 즉 x가 증가할수록 충격파 구조가 약해지고, 외기와 혼합으로 인해 온도가 감소하며, 플룸이 점차 넓어지는 것을 확인할 수 있다.

이러한 현상은 P2 추진제의 플룸에서도 동일하게 나타난다(Fig. 5). P2 추진제가 P1과 다른 점은 P1 추진제의 플룸은 첫 번째 충격파 후단에서 가장 높은 온도를 보이며 후방으로 갈수록 온도가 감소하는 반면, P2 추진제는 플룸의 경계에서 온도가 높게 나타나며, 특히 x가 1.5 m에서 가장 고온의 영역이 나타난다. 이러한 차이점은 P2 추진제에서 후방연소가 많이 발생하기 때문인데 Table 1에서도 볼 수 있듯이 P2 추진제의 연소가스에서 CO와 H₂가 많이 발생하는 것

으로 유추할 수 있다. 보다 정확한 확인을 위해 화학 평형 프로그램인 CEA를 사용하여 노즐 출구에서의 화학종 분포를 계산하고 이를 Table 3에 도시하였다. Table 3에 나타난 화학종은 후방 연소를 모사하기 위해 사용한 반응 메커니즘에 포함된 화학종이다. 표에서도 볼 수 있듯이, H, O 및 OH는 두 추진제에서 공통적으로 나타나지 않지만, H₂의 경우 약 3.3배, CO의 경우 약 3.6배 정도 P2 추진제에 많이 포함되어 있다. 따라서 H₂는 최종 생성물인 H₂O로, CO는 CO₂로의 발열반응으로 인해, 비록 연소가스의 온도는 P1이 높지만 플룸의 온도는 P2 추진제가 더 높게 나타난다. 후방연소로 인해 P2 추진제 플룸의 길이가 길어지며, 두께도 두꺼워지는 것을 확인할 수 있다.

Table 3. Species mole fraction for after-burning at nozzle exit (CEA result).

	P1	P2
H	0.000	0.000
H ₂	0.080	0.262
O	0.000	0.000
OH	0.000	0.000
CO	0.083	0.302

Fig. 6과 Fig. 7에 line of sight를 진행함에 따른 플룸의 온도 및 화학종의 몰분율을 나타내었다. P1 추진제의 경우 일반적인 제트의 형태를 나타내고 있다. 따라서 중심축을 지나서 1.31 m에서 온도 및 몰분율이 가장 큰 값을 갖는다.

반면 P2 추진제의 경우, 약해지기는 했지만 충

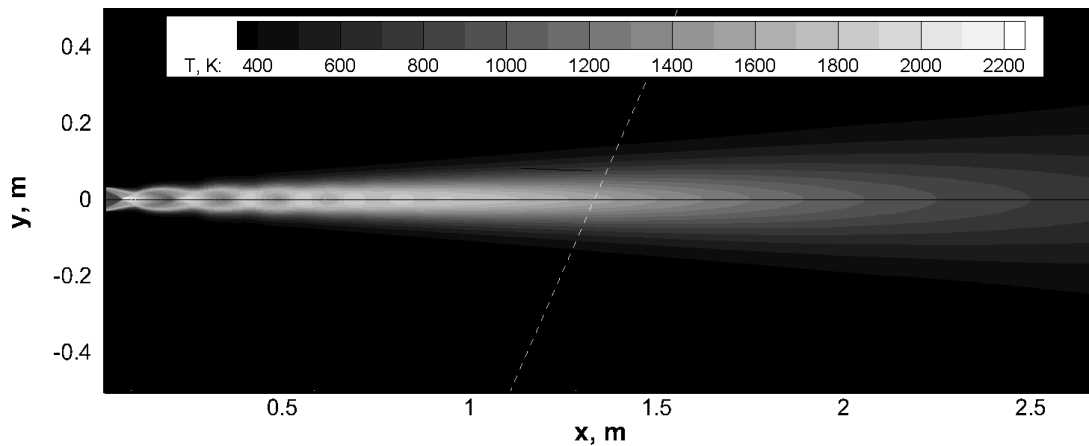


Fig. 4 Temperature contour of exhaust plume of P1.

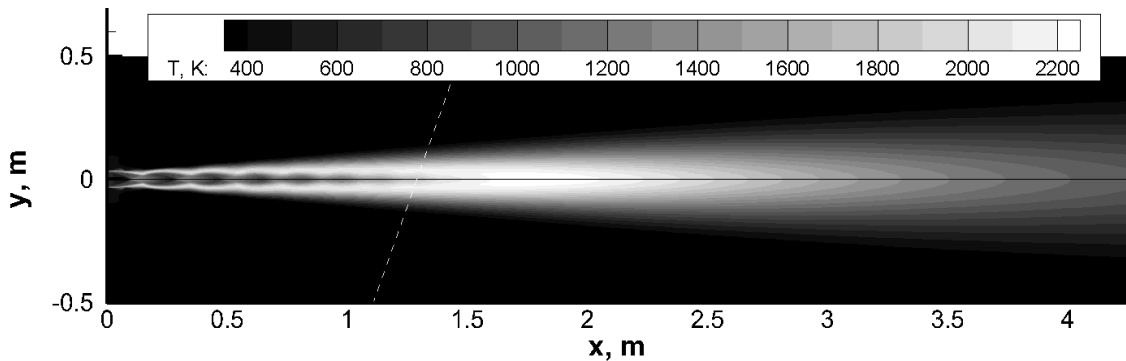


Fig. 5 Temperature contour of exhaust plume of P2.

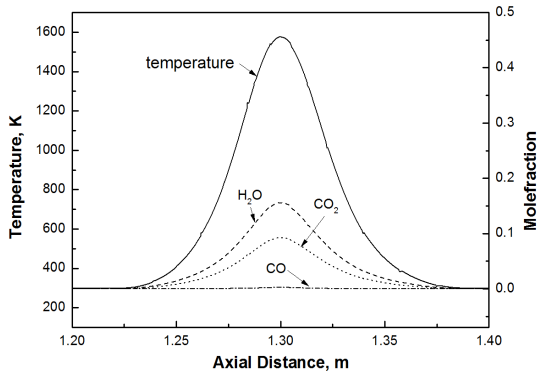


Fig. 6 Temperature and species mole fraction for line of sight of P1 propellant.

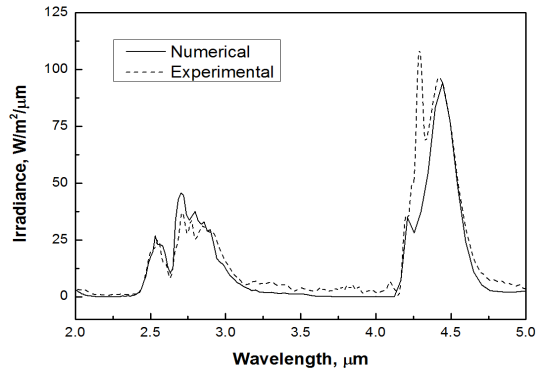


Fig. 8 IR signature of P1 propellant. Solid line: numerical result, dash line: experimental result.

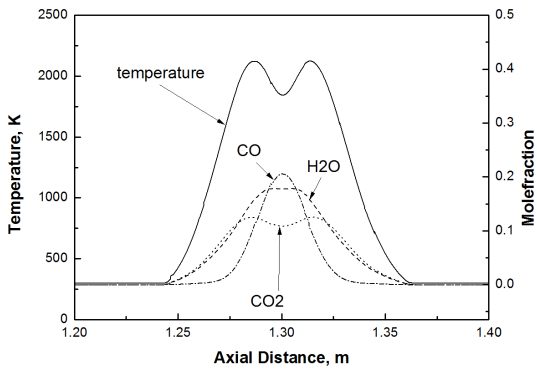


Fig. 7 Temperature and species mole fraction for line of sight of P2 propellant.

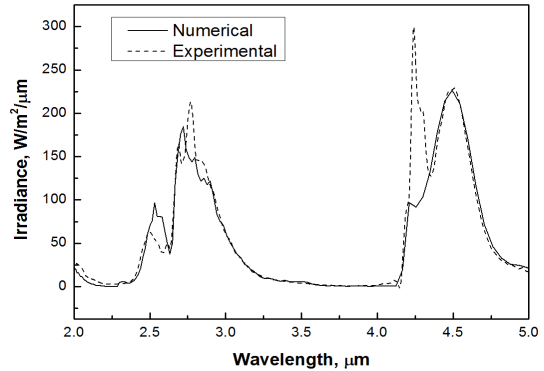


Fig. 9 IR Signature of P2 propellant. Solid line: numerical result, dash line: experimental result.

격과 구조가 남아있기 때문에 그림과 같이 쌍봉의 형태를 나타내게 되며, CO의 몰분율이 높은 것을 보아 후방연소가 진행 중임을 확인할 수 있다.

4.2 적외선 신호

유동장 해석 결과인 온도, 압력 및 화학종 결과를 사용하여 line of sight를 진행하는 광선의 적외선 신호를 해석하였고 이를 Fig. 8과 Fig. 9에 각각 계측 결과와 함께 나타내었다.

그림에서 실선은 해석결과이며 점선은 계측 결과이다. 두 추진제 모두 2~5 μm 영역에서 해석 및 계측 결과가 유사함을 확인할 수 있다. 2.5~3.0 μm 영역은 H₂O에 의한 신호가 강하게 나타나며, 4~5 μm 영역에서는 CO₂에 의한 신호

가 강하게 나타난다. 두 추진제의 신호는 유사한 형태를 가지고 있지만 P1 추진제의 경우 CO 및 CO₂에 의한 신호가 H₂O에 의한 신호보다 2배 정도 큰것에 비해 P2 추진제의 경우 1.2배 정도 크다. 또한 P2 추진제의 경우 관측된 영역의 온도가 P1 보다 높기 때문에 전체적으로 강한 신호가 나오는 것을 확인할 수 있다.

두 추진제 모두 4.3 μm 영역에서 실험의 경우 강한 신호가 두 추진제 모두 관측되는데, 이는 계측 시 오차로 판단된다. 로켓 플룸에서 발생하는 적외선 신호는 공기 중을 진행하며 검출기에서 검출되는데, 이 때 4.3 μm 영역에서 공기에 포함된 CO₂에 의한 강한 흡수가 발생한다. Fig. 10은 352°C의 흑체를 계측했을 때의 교정 전 데이터로 흑체는 파장에 따라 연속적으로 신호를

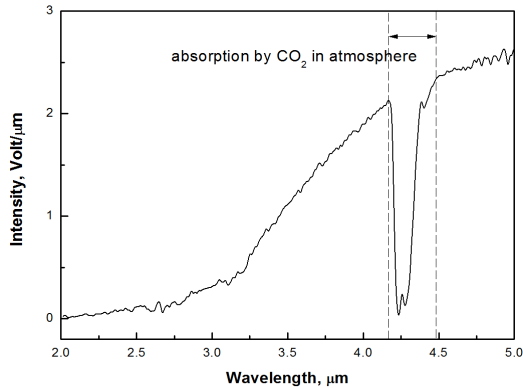


Fig. 10 Uncalibrated measurement data of black body with 352°C. Black body has continuous signal along whole wavelength. But measurement data has discontinuous region at 4.3 μm because of absorption by CO_2 in atmosphere.

발생하지만 그림에서 확인할 수 있듯이 4.3 μm 에서 강한 흡수가 일어남을 알 수 있다. 이를 대기 흡수라고 하며, 장치의 교정 시 보정해 주어야 한다. Fig. 11에 교정된 계측 신호 및 해당 온도에서의 Planck function을 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이, 교정된 신호는 Planck function을 따라 나타나야 하지만 교정 과정에서의 오차로 인해 그림에서와 같이 4.3 μm 에서 강한 신호가 나타나게 된다. 이러한 오류는 추후 연구에서 수정 할 계획이다.

5. 결 론

저연추진제 및 무연추진제를 사용하는 소형 고체로켓모터를 대상으로 로켓 플룸의 적외선 신호를 계측하고 이를 해석하여 비교하였다. 계측은 radiometric FTIR을 사용하였으며, 흑체를 사용하여 교정하였다. 해석은 난류, 반응 모델을 포함한 축 대칭 RANS 방정식의 해를 구하여 플룸의 유동장 예측을 수행하였으며, 예측 결과인 온도, 압력 및 물질조성은 복사신호 예측의 입력 값으로 사용되었다.

복사신호의 해석은 layerd integration 기법을 사용하였으며, 복사 물성치는 Soufani의 SNB를

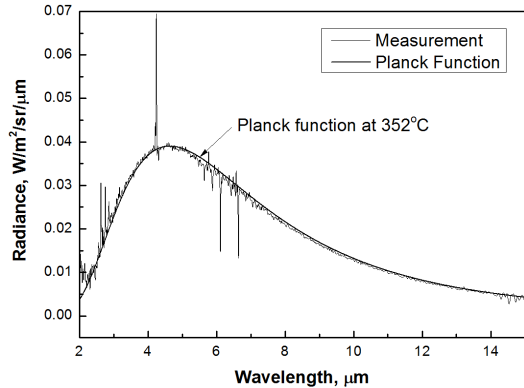


Fig. 11 Calibrated data(narrow line) and Planck function (bold line) at 352°C.

사용하였다. 예측 및 계측 결과는 서로 잘 일치 하였으나, 계측 시 CO_2 에 의한 대기 흡수 보정의 오차로 인해 4.3 μm 영역에서 강한 신호가 계측되었다.

본 연구는 공간상의 한계로 인해 플룸의 일부 영역에 대한 적외선 신호를 계측하였고, 해석과 비교함으로써 적외선 예측 프로그램을 검증하였다. 추후 연구에서는 플룸 전체의 적외선 신호를 계측하고 이를 해석 결과와 비교함으로써 적외선 예측 프로그램을 추가 검증할 계획이다.

후 기

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

References

1. Zirkind, R., "Radiation from Rocket-Exhaust Plumes," *Symposium on Combustion*, Vol. 11, No. 1, pp. 613-620, 1967.
2. Hong, J., Deborah, L., Robert, C., Jonathan, E. and Alan, T., "Comparison of Atlas Ground Based Plume Imagery with

- Chemically Reacting Flow Solutions," *32nd Thermophysics conference*, Atlanta, GA, U.S.A., AIAA 97-2537, Jun. 1997.
3. Alexeenko, A., Gimelshein, N.E., Levin, D.A., Collins, R.J., Rao, R., Candler, G.V., Gimelshein S.F., Hong, J.S. and Schilling, T., "Modeling of Flow and Radiation in the Atlas Plume," *J. Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 16, No. 1, pp. 50-57, 2002.
 4. Avital, G., Cohen, Y., Gamss, L., Kanelbaum, Y., Macales, J., Trieman, B., Yaniv, S., Lev, M., Stricker, J. and Sternlieb, A., "Experimental and Computational Study of Infrared Emission from Underexpanded Rocket Exhaust Plumes," *J. Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 15, No. 4, pp. 377-383, 2001.
 5. Tejwani, G., "Transmittance and Radiance Computations for Rocket Engine Plume Environments," *2003 ASME Heat Transfer Conference*, Nevada, LV, U.S.A., HT2003-47406, Jul. 2003.
 6. Surzhikov, S.T., "3-D Model of the Spectral Emissivity of Light-scattering Exhaust Plumes," *High Temperature*, Vol. 42, No. 5, pp. 763-775, 2004.
 7. Rapanotti, J.L., "Fluent-based Modelling of Rocket Exhaust Signatures," *Proc. of SPIE*, Orlando, FL., U.S.A., Vol. 6239, Apr. 2006.
 8. Ye, Q., Sun, X., Zhang, C., Shao, L. and Wang, Y., "Modeling and Simulation of Infrared Radiation from Rocket Plume at Boosting Stage," *International Symposium on Photoelectronic Detection and Imaging*, Beijing, China, Jun. 2009.
 9. Dargaud, J.B., Troyes, J., Lamet J.M., Tessé, L., Vuillot, F. and Bailly, C., "A Study of Solid Rocket Motor Ignition Overpressure Waves: Jet Flow Development and IR Radiation," *4th European conference for aerospace science*, Saint Petersburg, Russia, Jul. 2011.
 10. Wang, W., Li, S., Zhang, Q. and Wang, N., "Infrared Radiation Signature of Exhaust Plume from Solid Propellants with Different Energy Characteristics," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 26, No. 3, pp. 594-600, 2013.
 11. Frenklach, M., Bowman, C.T., Smith, G.P. and Gardiner, W.C., "Gri-Mech," World Wide Web location http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/, Version 3.0, 1999.
 12. Soufinani, A., Hartmann, J.M. and Taine, J., "Validity of Band-model Calculations for CO₂ and H₂O Applied to Radiative Properties and Conductive-Radiative Transfer," *J. Quant. Spectrosc. Radiat. Transfer*, Vol. 33, No. 3, pp. 243-257, 1985.