

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(1), 10-19(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.1.10>

노즐형상 및 대기조건에 따른 항공기의 플룸 IR 신호 연구

강동우*, 김인덕*, 명노신*, 김원철**

Investigation of Aircraft Plume IR Signature for Various Nozzle Configurations and Atmospheric Conditions

Dong-Woo Kang*, In-Deok Kim*, Rho-Shin Myong* and Won-Cheol Kim**

Department of Aerospace and System Engineering and Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang National University*, Agency for Defense Development**

ABSTRACT

Nozzle configurations and atmospheric conditions play a significant role in the infrared signature level of aircraft propulsion system. Various convergent nozzles of an unmanned aircraft under different atmospheric conditions are considered. An analysis of thermal flow field and nozzle surface temperature distribution is conducted using a compressible CFD code. It is shown that the IR level in rear direction is considerably reduced in deformed nozzles, whereas the IR level in adjacent azimuth angles is increased in aspect ratios around 6 due to the plume spreading effect caused by high aspect ratio of nozzles. In addition, an analysis of atmospheric transmissivity for various seasons and observation distance is conducted using the LOWTRAN 7 code and subsequently plume IR signature is calculated by considering atmospheric effects. It is shown that the IR signature is reduced significantly in summer season and near the band of carbon dioxide in case of relatively close distance.

초 록

항공기 추진 시스템의 IR 피탐지성은 노즐형상 및 대기조건에 큰 영향을 받게 된다. 그 영향성을 분석하기 위해 대표적 스텔스 무인 항공기와 그 추진 시스템의 형상변형 수축노즐을 고려하였다. 먼저 압축성 CFD 코드를 이용하여 IR 신호 계산에 필요한 열유동장 및 노즐표면 온도 정보를 산출하였다. 플룸 IR 신호를 계산해 본 결과 측방향 신호수준은 상당히 감소하는 반면, 노즐의 좌우 측면에서는 노즐의 가로세로비 증가로 인해 플룸이 좌우로 확장되어 특정 가로세로비에서 상대적으로 증가된 플룸 IR 신호가 발생함을 확인하였다. 다음으로 LOWTRAN 7 코드와 연계하여 계절 및 관측거리 변화에 따른 대기 투과율을 분석하고 그 결과를 바탕으로 대기효과가 고려된 플룸 IR 신호를 계산하였다. 계산 결과 계절이 여름일 경우와 비교적 근접의 관측거리에서 이산화탄소 밴드에서 IR 신호가 현저히 감소하는 것을 확인하였다.

Key Words : Infrared signature(적외선 신호), Plume flow field(플룸 유동장), Atmospheric transmissivity(대기 투과율)

† Received: October 16, 2013 Accepted: December 26, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>

* Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

1. 서론

최근 전쟁에서의 우위는 기술 수준에 의해 결정되고 있으며, 전장 환경의 변화에 따라 생존성(survivability)[1-2]이 중요 요소 중 하나로 부각되고 있다. 현대 전장에서 중요한 역할을 하는 유/무인 전투기나 헬리콥터의 경우 전투 생존성 향상이 더욱 절실히 요구되고 있는 실정이다. 생존성은 피탐지성(susceptibility)과 취약성(vulnerability) 두가지 개념으로 나눌 수 있는데, 이중 아군 무기체계의 존재가 적에게 탐지되는 피탐지성을 감소시키는 스텔스 기술이 항공기 생존성 향상에 매우 중요한 요소 중 하나이다. 현재 항공기 스텔스와 관련된 기술은 미국이 독보적인 기술을 보유하고 있으며, 국내외 여러 국가에서 활발히 연구가 진행되고 있다. 그러나 국내의 항공기 스텔스 기술의 수준은 선진국에 비해 많이 뒤쳐져 있으며, 선진국의 항공기 스텔스 기술은 계속해서 진보하고 있다. 또한 항공기를 탐지하는 탐지기 분야의 활발한 연구로 인해 점점 더 정밀한 탐지기가 개발되고 있으며, 이러한 탐지기들에 의한 항공기의 탐지를 최소화하기 위해서 항공기 피탐지성 관련 신호 저감 기술 개발이 절실하게 요구되고 있다. 항공기의 피탐지성과 관련된 신호에는 적외선 신호[3-5], 레이더 파[6], 음파, 가시광선 등이 있으며, 대략적으로 적외선 신호의 경우 온도 25%, 레이더 파의 경우 레이더 포착면적(RCS) 12 dB, 소음의 경우 6 dB를 감소시키면 항공기의 탐지거리를 절반으로 줄일 수 있게 된다. 이와 같은 목적을 달성하기 위해서는 항공기 개발 초기단계부터 피탐지성 감소를 위한 핵심기술을 파악해야 하며, 특히 개발 후반부에 수정이 불가능한 항공기 형상 및 추진기관의 설계는 항공기 피탐지성 감소를 위해 매우 중요하다. 항공기 피탐지성과 관련된 신호 중 적외선 신호를 발생시키는 요소들로는 엔진/노즐, 배기가스, 배기가스에 의한 가열부분, 공력에 의한 표면가열, 표면방사, 방빙 및 제빙 장치, 태양 반사 등이 있으며, 이 중 항공기 추진기관에서 발생하는 배기가스 및 고온의 노즐 표면으로부터 방사되는 높은 수준의 적외선 신호는 열 추적 탐지기의 좋은 표적이 되기 때문에, 항공기 추진기관의 적외선 감소기술이 항공기 생존성 향상의 핵심 기술이라고 할 수 있다.

항공기 IR 신호 감소에 관한 연구는 국내외 다른 연구자들에 의해 다양하게 진행되었다. Thompson에 의해 작성된 시험보고서[7]에서는 IR suppressor 장착 유무에 대한 배기가스의 적

외선 신호 영향성을 연구하였다. Decher[8]는 노즐 출구 형상이 IR 신호에 미치는 영향성을 분석하였다. 이외에도 Mahulikar [9]는 항공기 plume 적외선 신호를 수치적으로 계산하는 연구를 수행하였고, Rao[10]는 대기 투과율과 방사휘도가 항공기 적외선 신호에 미치는 영향에 대해서 연구하였다. 이를 통해 대기환경이 IR 신호에 미치는 영향에 대한 정보를 획득하였다. 국내에서는 안선용 등[11]이 엔진 노즐 형상이 플룸 IR 신호에 미치는 영향에 대해 연구가 진행된 사례가 있다. 그 외에도 김준영 등[12]은 항공기 비행환경에 따른 플룸 IR 신호 영향성 연구를 수행하였고, 고건영 등[13]은 관측 각도와 비행 고도에 따른 대기효과를 고려한 항공기 플룸 IR 신호에 대해 연구한 바 있다. 하지만 지금까지의 논문에서는 주로 노즐특성 및 내부 조건 변화에 따른 플룸의 특성 변화에 초점을 맞추고 있으며, 노즐의 형상 변화 및 대기조건 변화에 따른 IR 신호의 분석에 대한 연구는 미흡한 편이다.

본 연구에서는 항공기 IR 신호 저감설계 연구를 위해 이전연구인 무인항공기 노즐 형상 변화에 따른 IR 신호의 영향성 연구[14]을 바탕으로 형상변형 노즐의 관측자 위치 및 대기조건 변화에 따른 플룸 IR 신호의 영향성에 대하여 분석하였다. 노즐 및 배기 플룸에서의 열유동장을 노즐의 출구 가로세로비 및 곡률 변화에 따라서 해석하고, 이를 바탕으로 항공기 플룸 IR 신호를 분석하여 항공기 노즐의 형상변화가 플룸 IR 신호에 미치는 영향을 분석하였다. 또한 계산된 플룸 IR 신호를 바탕으로 계절 및 관측거리 변화에 따른 대기 투과율을 분석하여 대기환경이 IR 신호에 미치는 영향성을 분석하였다. 이를 위해 우선 기존의 무인항공기(nEUROn)의 임무 및 성능 요구조건을 이용하여, AEDsys[15]를 통한 엔진 성능 해석을 수행하였고, 요구조건을 만족하는 원형노즐을 설계하였다. 설계된 원형노즐을 기본으로 무인항공기 nEUROn의 노즐을 참고하여 항공기 노즐의 출구 가로세로비 및 곡률을 변화시켜 형상변형 노즐을 설계하였다. 이를 바탕으로 상용코드인 CFD-FASTRAN[16]을 이용하여 열유동장 해석을 수행하고 그 특성을 분석하였다. 열유동장 해석결과를 바탕으로 노즐 배기플룸 온도 및 성분들의 특성을 분석하였고, narrow-band 모델을 이용하여 항공기 플룸 IR 신호를 계산하였다. 또한 대기전파 해석 기법중의 하나인 LOWTRAN 7[17]을 이용하여 계절과 관측거리의 변화가 플룸 IR 신호에 미치는 영향에 대해서 분석하였다.

II. 본 론

2.1 열유동장 해석을 위한 노즐 형상설계

2.1.1 항공기 성능 분석 및 원형노즐 설계

항공기 후방동체에서의 열유동장 특성을 분석하기 위해서는 항공기 엔진의 성능분석을 통한 노즐 입구의 초기조건 계산과 노즐 형상설계가 선행되어야 한다. 이때 엔진 성능분석에서 가장 중요한 사항은 엔진에 대한 요구조건을 결정하는 것이다. 각 엔진에 대한 요구조건은 항공기의 목적에 따라 다양하다. 본 연구에서는 항공기 엔진 성능 분석을 AEDsys를 사용하여 수행하였고, 엔진 성능분석 과정은 Fig. 1에 요약하였다.

우선 현재 Dassault Aviation에서 개발 중인 무인항공기 nEUROn의 임무 및 성능 요구조건을 참고하여 임무분석을 통해 항공기 엔진의 최종 추력을 계산하였다. 이 후 엔진 주요 요소에 대한 설계 값들을 결정하여 압력, 효율, 질량유량 등을 계산하였고, 이를 통해 고도 11,000m에서 마하 0.8로 순항하는 조건을 만족하는 배기노즐을 설계하였다.

항공기의 임무는 Fig. 2와 같이 이륙 후 아음속 순항 및 체공을 거쳐 목표를 타격 후 최고속력으로 순항한 뒤 착륙하도록 설정하였다. Table 1은 항공기 임무분석 및 성능해석을 통해 설계된 원형 축소노즐의 형상정보 및 노즐 입구조건을 나타낸다.

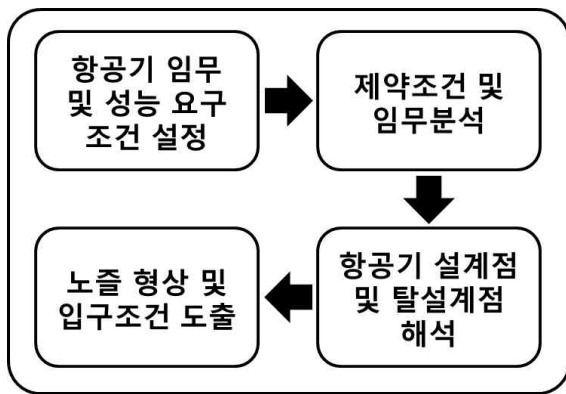


Fig. 1. Engine performance analysis procedure

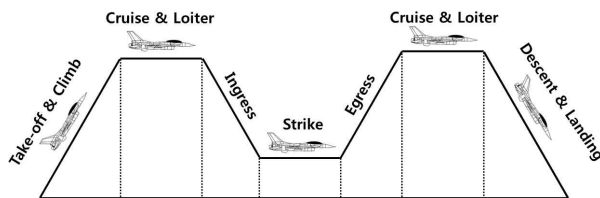


Fig. 2. Mission profile of UCAV

Table 1. Nozzle geometry and inlet condition

Nozzle geometry	Inlet (m ²)	0.18232
	Outlet (m ²)	0.12617
	Length (m)	0.964
Inlet condition	Mass flow (kg/sec)	17.19
	Gamma	1.3477
	Static pressure (Pa)	104,739
	Static temperature (K)	629.86
	Mach number	0.4454

2.1.2 형상변형 설계 변수를 적용한 노즐 설계

IR 신호 저감 설계기법 연구를 위해 설계시 기준이 되는 원형 축소노즐을 이전연구[14]와 동일하게 무인항공기 nEUROn의 노즐 형상을 참고하여 도출한 다양한 형상노즐을 고려하였다. 이 경우 노즐 설계를 위해 사용된 주요 설계변수는 노즐의 곡률과 출구 가로세비이다.

우선 곡률변화를 위해 nEUROn의 노즐 형상과 가장 유사하도록 총 4가지(소, 중소, 중대, 대)의 곡률을 도출하였으며, 가로세로비가 다른 3가지(AR2, AR6, AR10)의 노즐 출구 형상을 도출하였다. 또한 노즐의 특성 변화를 최소화하기 위해 노즐의 단면적이 최대한 변하지 않도록 하였다. 이를 위해 기본 원형 노즐을 x축 방향으로 8등분하여 얻은 총 9개의 세션의 단면적을 형상 변형 노즐에 동일하게 적용하였다.

노즐의 입구는 원형 노즐과 동일하게 원형으로 설정하고 노즐 출구 부분은 앞서 도출한 가로세로비가 적용된 타원 형상을 적용하였다. 또한 출구의 형상이 변하게 되면 입구와 출구를 제외한 중간 영역의 단면 또한 변하게 되는데, 이때의 중간 영역 단면은 hyperbolic tangent 함수를 이용하여 계산하였다[14]. 계산된 장축과 단축의 길이를 가지는 타원 형상을 각 단면에 적용하면

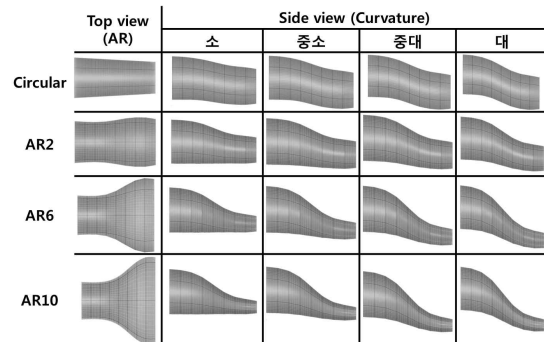


Fig. 3. Designed various nozzle shapes

기본 원형노즐과 같은 단면적을 가지는 형상 변형 노즐을 설계할 수 있는데, 이렇게 설계된 형상 변형노즐은 Fig. 3에 정리하였다.

2.2 노즐 형상에 따른 열유동장 해석

2.2.1 계산격자 및 경계조건

고온기체, 충격파 등 수치적 계산이 난해한 노즐 유동의 경우 해석에 많은 시간이 요구된다. 따라서 효율적인 계산을 위해 대칭 형상의 격자를 생성하였다. 외부 유동장의 크기는 노즐입구 지름(D)을 기준으로 반경방향 30배, 축방향 50배로 설정하였다.

노즐 입구 조건은 앞서 엔진 성능해석을 통해 도출한 결과를 사용하였다. 또한 열전달 문제로 인하여 단열성 재료를 주로 사용하는 노즐 벽면의 경우에는 단열조건을 부여하고 해석을 수행하였다.

대기 중의 분포하는 각각의 화학종은 파장대별로 플룸 IR 신호에 미치는 영향이 다르기 때문에 정확한 플룸 IR 신호 분석을 위해서는 노즐 내부 및 외부 대기에서의 화학종 성분을 정확히 분석하는 것이 중요하다. 이를 위해 본 연구에서는 이전연구[14]와 동일하게 노즐 외부 공기는 실제 대기성분과 유사한 성분의 화학종을 고려하였고, 노즐 내부유동은 C₁₁H₂₂의 분자구조를 갖는 제트 연료의 연소로부터 발생한 기체를 가정하여 화학종을 설정하였다. 계산에 사용된 노즐 내/외부에서의 화학종 구성비를 Table 2에 나타내었다.

2.2.2 열유동장 해석 결과의 타당성 검증

노즐 내부 및 플룸 열유동장 해석을 위해 충격파나 제트 경계면이 존재하는 고아음속, 천음속 및 초음속 유동해석에서 상대적으로 정확도 및 수렴도가 높은 코드인 CFD-FASTRAN을 사용하였다. 주요 수치기법은 이전연구[12,14]를 통해 그 신뢰도를 부분적으로 검증한 밀도기반, 셀기반 유한체적법, 내재적 시간전진법, $k-\epsilon$ 난류 모델 기법을 사용하였다. 유동장은 열적평형상태로 가정하였으며, 화학종의 질량확산은 Fick의

Table 2. The component ratio of species at nozzle

Species	Nozzle inside	Free-stream
N ₂	74%	78%
O ₂	-	21%
CO ₂	13%	1%
H ₂ O	13%	-

법칙에 따른 Schmidt수를 사용하였다.

또한 검증의 완성도를 높이기 위해 이전연구 [14, 18]에서 고려된 경우 외에 추가적인 검증 케이스를 고려하였다. 검증은 다양한 축소각을 갖는 노즐에 대해서 노즐 입구 압력과 외부 대기 압력비(NPR)에 따른 열유동장을 CFD를 통해 계산하여 실제 풍동 실험결과와의 노즐 벽면 근처 마하수와 비교하였다. 여러 해석 모델 중 축소각이 15°, 25°, 40°인 축소노즐을 선정하여 해석을 수행하였다. 노즐입구 압력과 외부 대기의 압력비는 2, 4, 7로 설정하였고, 대기조건은 해면고도에서 속도가 0인 조건을 사용하였다. 노즐 벽면 근처 마하수 비교결과를 Fig. 4~5에 나타내었다.

해석기법 검증을 위해서 각 모델에 대한 전산 해석결과와 풍동 실험의 벽면 마하수 분포 결과를 비교, 분석하였다. 그 결과 전산해석 결과와 풍동 실험결과 값이 정성적으로 일치 한다는 것을 알 수 있었다. 또한 노즐의 축소각과 노즐 입구압력과 대기압의 차이가 클수록 전산해석 결과의 정확성이 높아진다는 것을 확인하였다. 또한

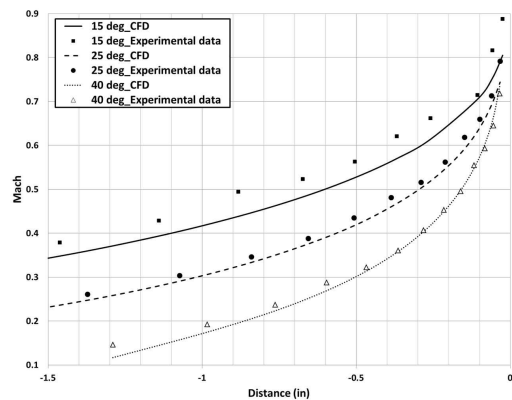


Fig. 4. Comparison of CFD result and wind tunnel data (NPR2)

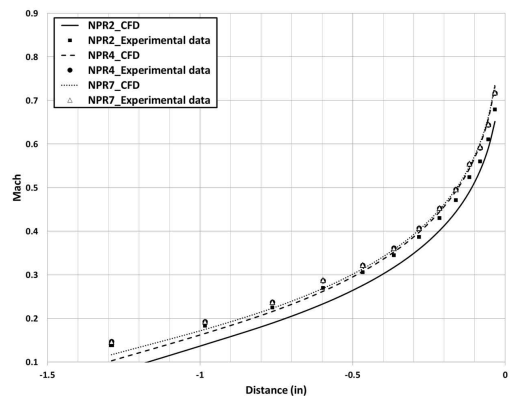


Fig. 5. Comparison of CFD result and wind tunnel data (convergence angle 40°)

본 연구의 경우 노즐 입구압력과 대기압의 비가 4.6으로서 비교적 정확한 열유동장 해석 결과 값을 얻을 수 있을 것으로 예상된다.

2.3 노즐 형상에 따른 IR 신호 분석

2.3.1 Narrow-band 모델을 이용한 spectral intensity 계산

항공기의 IR 신호에 의한 피탐지 특성 분석에서 후방동체 및 플룸에서 발생하는 파장별 복사 신호 특성이 중요하다. 본 연구에서는 이전연구 [14, 19]에서 사용된 근사기법 narrow-band 모델을 이용하여 플룸 IR 신호를 계산하였다. 이 기법은 파장구간에서의 복사 물성치를 평균하여 나타내는 방법인 밴드(band) 모델로서 많은 계산시간이 요구되는 line-by-line band 모델보다 효율적인 계산이 가능하다.

이 기법의 경우 산란하지 않고 흡수와 방출을 하는 경우의 복사 열전달 방정식을 기반으로 직선상의 일정한 요소에 대하여 분자모델과 흡수계수에 대한 통계표를 사용하여 계산한다. 방향의 차이에 대한 평균 spectral intensity는 복사 열전달 방정식을 solid angle에 대하여 적분하여 구할 수 있으며, incident-mean, Planck-mean 두 가지의 흡수계수를 사용하여 정의할 수 있다. 이러한 방정식을 바탕으로 임의의 두 지점 사이에 존재하는 정보를 이용하여 복사 열전달을 계산하였다. 플룸 IR 신호 해석 수행 시 각각의 지점에 온도, 압력, 혼합물의 물질에 따른 분압을 도출하여 spectral intensity의 계산을 수행하였다.

2.3.2 LOWTRAN 7을 이용한 대기 투과율 계산

적외선 탐지기에서 탐지되는 항공기의 IR 신호를 예측하기 위해서는 최초에 항공기에서 발생하는 IR 신호가 적외선 탐지기까지 얼마만큼 전파되는지를 계산을 해야 한다. 이를 위해 대기전파 분석 모델인 LOWTRAN 7[17]을 이용하여 특정 고도에서 계절 및 관측거리의 변화에 따른 대기 투과율을 계산하였다. 이 때 계절은 확연한 차이를 보이는 여름과 겨울, 그리고 전형적인 대기모델로 설정하였고, 관측거리는 1km, 5km, 10km로 설정하였다. 또한 관측 물체의 고도는 실제 항공기가 비행하는 11,000m로 설정하고, 관측자의 위치는 노즐로부터 정 후방의 위치에 있다고 가정하였다.

계산된 대기투과율을 narrow-band 모델을 통해 계산한 플룸 IR 신호에 적용하여 최종적으로 대기효과를 고려한 플룸 IR 신호를 계산하였다. 대기투과율 계산을 위해 설정한 적외선 탐지기의 위치를 Fig. 6에 나타내었다.

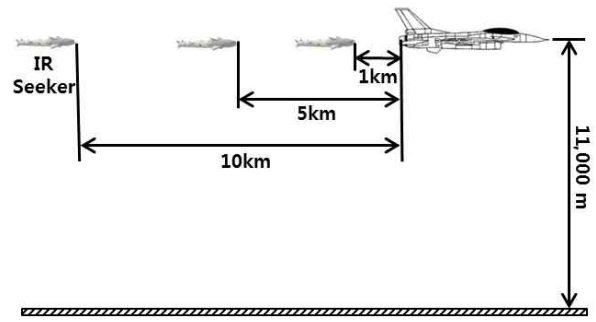


Fig. 6. The seeker positions used in calculation of atmospheric transmissivity

2.4 결과 및 분석

2.4.1 형상변형에 따른 열유동장 해석 결과

해석결과 원형노즐 대비 형상 변형 노즐에서 출구 평균온도가 최대 6.1%(30K) 감소하였고, 노즐 벽면 근처의 최고온도가 최대 6%(33K) 감소하였다. 또한 형상변형노즐의 온도 감소뿐만 아니라 각종 페널티의 영향도 같이 고려하기 위해 해석결과로부터 도출한 노즐 출구에서의 압력, 속도, 질량유량을 이용하여 각 노즐 형상별 추력을 계산하였다. 계산 결과 형상 변형 노즐에서의 추력이 원형노즐 대비 최대 10.7%의 감소를 보였으며, 추력의 감소는 가로세로비가 크거나 곡률이 클수록 더 크게 나타났다. 이와 같은 결과는 노즐 출구에서의 압력이 형상변형으로 인해 감소하기 때문이다.

Figure 7의 형상변형에 따른 항공기 플룸의 온도분포에서 알 수 있듯이 원형노즐 대비 형상 변형 노즐에서 플룸의 길이가 짧아지고 고온의 플룸이 좌우로 넓게 퍼지는 것을 확인하였다. 이와 같은 결과는 노즐 출구의 가로세로비가 커짐으로 인해서 노즐 출구에서 배출되는 고온의 가스가 원형노즐에서처럼 중심으로 집중되어 배출되지 않고 좌우로 넓게 퍼져 배출됨으로 인해 외부 대기의 공기층과 빨리 혼합되기 때문으로 판단된다.

또한 노즐에 곡률을 적용하였을 경우 플룸의 방향이 원형 노즐보다 아랫방향으로 기울어져서 형성되는 것을 확인하였다. 이와 같은 결과는 노즐에 곡률이 적용되었을 때 노즐의 출구 위치가 입구 위치보다 아랫방향에 위치하게 되고, 이로 인해 생긴 노즐 입구와 출구간의 기울기를 따라 노즐 내부유동 또한 아랫방향으로 기울어져 흐르기 때문에 노즐 출구에서 나오는 유동이 아랫방향으로 기울어지는 것으로 판단된다.

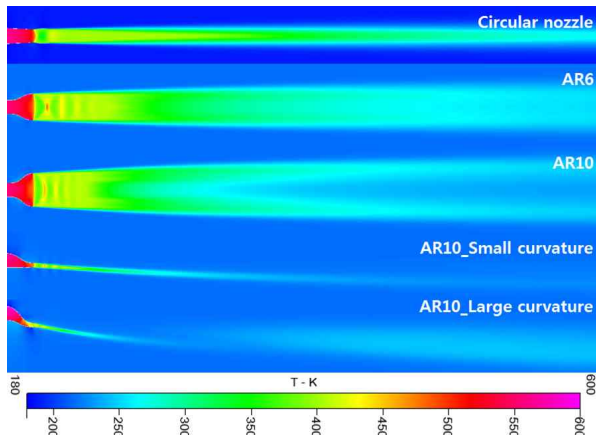


Fig. 7. Plume temperature distribution of various nozzle shapes

2.4.2 플룸 IR 신호 분석 결과

Figure 8에 노즐 형상에 따른 플룸 IR 신호의 결과의 한 예를 보여준다. 이 계산에서 관측자는 노즐 정 후방 20m 지점에 위치한다고 가정하였다.

계산 결과 원형 노즐 대비 형상 변형 노즐에서 IR 신호가 4~4.5 μm 밴드 기준으로 최대 76% 감소하였다. 또한 CO₂ 영역 4~4.5 μm , H₂O 영역 6~7 μm 를 포함한 전 파장영역에서 노즐 곡률 및 출구 가로세로비에 비례해서 IR 신호가 감소하는 것을 알 수 있다. 이는 열유동장 해석결과와 일치하는 결과로써 원형노즐 대비 형상 변형노즐에서 형성되는 플룸의 온도가 평균적으로 낮고, 또한 플룸이 형성되는 범위가 원형노즐 처럼 노즐 정 후방에 밀집되어 형성되지 않고 넓고 짧게 분포하기 때문으로 판단된다.

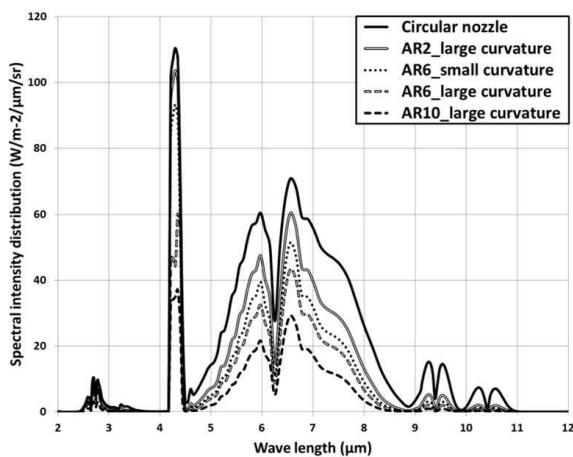


Fig. 8. Plume IR signature of various nozzle shapes

열유동장 해석결과에서 알 수 있듯이 노즐 출구의 가로세로비가 커지면 플룸이 좌우로 넓게 퍼지며, 곡률이 커질수록 플룸이 아랫방향으로 기울어지는 것을 알 수 있다. 이러한 현상이 관측자 위치에 따라 어떤 영향을 미치는지를 분석하기 위해 관측자 위치를 10도 간격으로 변경시켜가며 IR신호를 계산하였다. Fig. 9는 해석을 수행한 관측자 위치에 대한 정보를 나타낸다. 또한 이때의 최대 IR 신호를 Figs. 10-11에 나타내었다.

관측자 위치에 따른 IR 신호 분석결과 5~8 μm 영역에서 노즐의 형상변형으로 영향이 두드러지게 나타났다. 고도각의 변화에 따라 IR 신호를 측정했을 경우 대부분의 형상변형 노즐에서의 IR 신호가 Fig. 10과 같이 노즐 정 후방 및 아랫방향 10도 부근에서 높게 관측되었다. 이는 곡률이 적용된 노즐에서의 플룸이 아랫방향으로 기울어져 형성됨으로써 플룸 내부의 고온부가 많이 포착되기 때문이다. 한편 노즐 출구 가로세로비가 6이고 곡률이 소인 형상의 경우 노즐 정 후방에

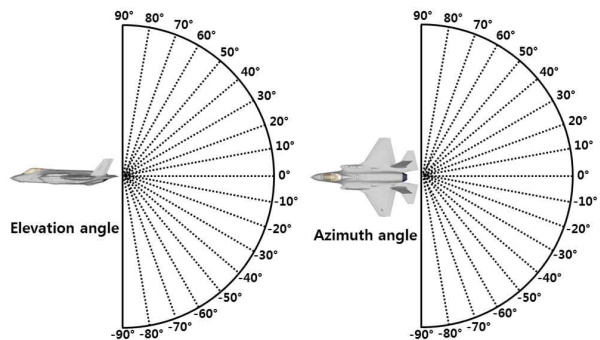


Fig. 9. The position of plume IR observation

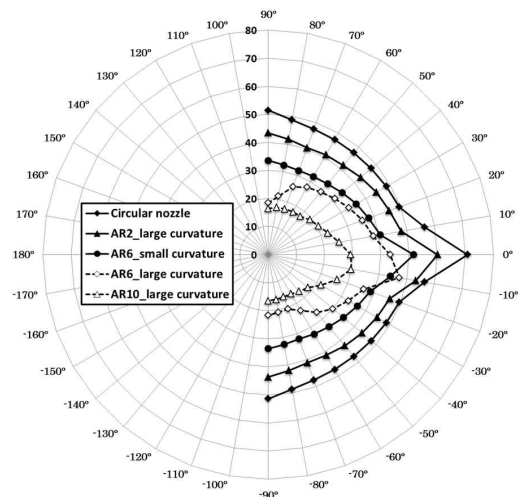


Fig. 10. Maximum IR signature at different elevation angles (5~8 μm) (W/m²/μm/sr)

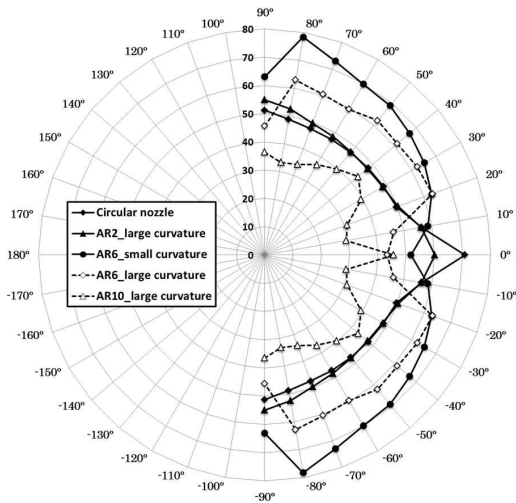


Fig. 11. Maximum IR signature at different azimuth angles (5~8 μ m) ($W/m^2/\mu m/sr$)

서 상대적으로 더 많은 IR 신호가 포착되는 것을 확인하였는데, 이는 노즐 곡률이 줄어들수록 곡률이 큰 노즐에 비해 플룸이 아랫방향으로 적게 기울어져서 노즐 정 후방에서 플룸 내부의 고온부가 더 많이 포착되기 때문이다.

또한 방향각의 변화에 따라 IR 신호를 측정했을 경우 대부분의 형상변형 노즐에서의 IR 신호가 Fig. 11과 같이 정 후방보다 좌우 측면에서 높게 관측되었다. 이는 노즐의 가로세로비가 커질수록 플룸이 좌우로 많이 퍼져서 형성됨으로써 노즐의 좌우 측면에서 플룸 내부의 고온부가 많이 포착되기 때문이다. 한편 노즐 출구 가로세로비가 6이고 곡률이 소인 노즐에서 관측자 위치와 관계없이 다른 타원형 형상에 비해 IR 신호가 더 두드러지게 나타나는 것을 알 수 있었다. 이는 다른 케이스에 비해 플룸의 평균적인 온도가 더 높고, 또한 노즐의 곡률이 다른 타원형 노즐에 비해서 작음으로써 플룸의 방향이 아래로 덜 기울어져서 상대적으로 방향각에 따라 IR 신호를 측정할 때 플룸의 고온부가 더 많이 포착되기 때문이다. 또한 노즐 출구 가로세로비가 2인 노즐의 경우 노즐의 출구 형상이 변화 되었음에도 불구하고 IR 신호가 좌우 측면 보다 정 중앙에서 더 두드러지게 나타나는 것을 확인하였는데, 이는 노즐 출구 가로세로비가 2일 때 플룸이 좌우로 넓게 형성되지 못함으로써 상대적으로 플룸 내부의 고온부가 노즐 정 후방에 집중적으로 분포하기 때문이다.

2.4.3 대기효과를 고려한 플룸 IR 신호 분석 결과

LOWTRAN 7을 이용하여 계절과 관측 거리에 따른 대기 투과율을 계산하였다. 특히 본 연구에

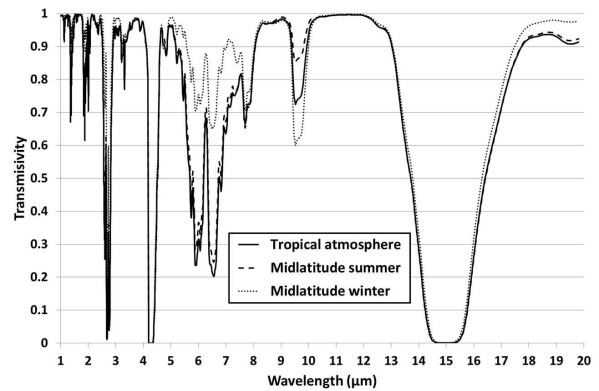


Fig. 12. Transmissivity at different seasons (observation range 10km)

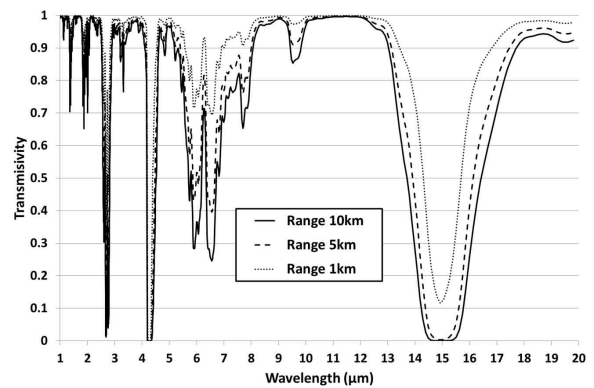


Fig. 13. Transmissivity at different ranges (tropical atmosphere)

서는 Fig. 6에서 설명했듯이 공대공 미사일 탐지기를 기준으로 계산하였다. 계절 및 관측거리에 따른 대기투과율을 Figs. 12-13에 나타내었다.

계산결과 겨울보다 여름에 5.5~7.5 μ m 밴드 영역에서의 대기 투과율이 더 낮게 나타났다. 이는 겨울보다 여름에 H₂O가 대기 중에 더 많이 분포하고, 5.5~7.5 μ m 밴드 영역이 H₂O에 의한 신호 흡수가 일어나는 영역이므로 겨울보다 여름에 더 많은 신호 흡수가 일어나기 때문이다.

또한 관측거리가 길어질수록 대기 투과율이 낮게 나타났다. 이는 관측거리가 길어질수록 처음 항공기로부터 방사된 IR 신호가 더 많은 대기 성분을 통과해야 되고, 이로 인해 대기에 의한 신호의 흡수가 더 많이 일어나기 때문이다. 또한 탐지기의 위치에 대한 효과를 보기 위해서 노즐로부터 아래 방향으로 10 km 위치에서 탐지기가 있는 경우를 추가로 고려하였고, 이때의 대기투과율을 Fig. 14에 나타내었다.

계산 결과 노즐로부터 아래 방향으로 10 km의 위치에 탐지기가 있을 경우에 대기투과율이 전체적으로 낮게 나타났다. 이는 노즐로부터 방

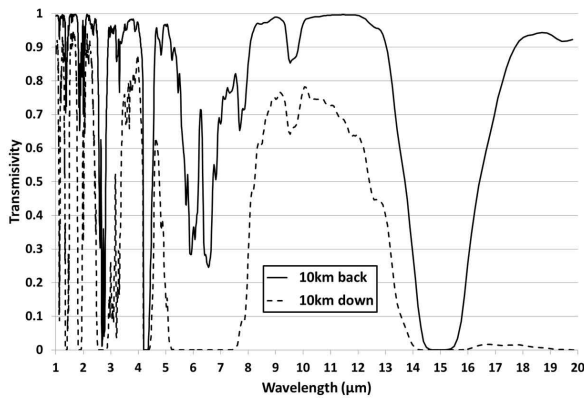


Fig. 14. Transmissivity at different observation positions (tropical atmosphere)

사되는 IR 신호가 낮은 고도에 위치한 탐지기로 전달될 때 CO₂, H₂O 등과 같은 성분의 밀도가 높은 대기층을 통과하여 더 많은 신호의 흡수가 일어나기 때문이다.

한편 모든 경우에서 1.4 μm, 1.9 μm, 2.7~3.2 μm, 4.3~4.5 μm, 5.5~7.5 μm, 14~16 μm 영역에서 낮은 대기 투과율 값을 가지는 것을 확인하였다. 이는 대기 중의 H₂O 성분에 의해 1.4 μm, 1.9 μm, 5.5~7.5 μm 영역의 신호가 흡수되고, CO₂ 성분에 의해 2.7~3.2 μm, 4.3~4.5 μm, 14~16 μm 영역의 신호가 흡수되기 때문이다.

앞서 계산한 IR 신호와 대기투과율을 바탕으로 대기효과가 고려된 IR 신호를 계산하였고, 그 결과를 Figs. 15-16에 나타내었다. 계산결과 모든 경우에서 IR 신호가 평균적으로 감소하였고, 특히 4.3~4.5 μm, 5.5~7.5 μm 영역에서 IR 신호가 가장 많이 감소하는 것을 확인하였다. 이는 4.3~4.5 μm 영역에서 대기 중의 CO₂에 의해, 5.5~7.5 μm 영역에서 대기 중의 H₂O에 의해 IR 신호가 흡수되기 때문이다.

한편 모든 결과에서 4.3μm의 파장에서 CO₂ 성분에 의한 흡수 효과로 발생하는 red spike와 blue spike 중 4.3μm 이상의 파장에서 발생하는 red spike는 나타났으나, 4.3μm 이하의 파장에서 발생하는 blue spike는 나타나지 않았다. 이는 대기효과 고려를 위해 사용한 기본 IR 신호가 4.3μm 이하의 영역에서 0에 가까운 IR 신호를 가지기 때문이다. 또한 Fig. 15의 결과의 경우 red spike의 최대치가 거의 일정한 값을 갖지만, Fig. 16의 결과의 경우 관측거리가 가까울수록 red spike의 최대치가 높게 나타났다. 이는 대기 중의 CO₂ 성분의 분포가 계절 변화와 관계없이 거의 일정하기 때문이고, 또한 관측거리가 가까울수록 투과해야 되는 대기층이 짧아서 더 적은 신

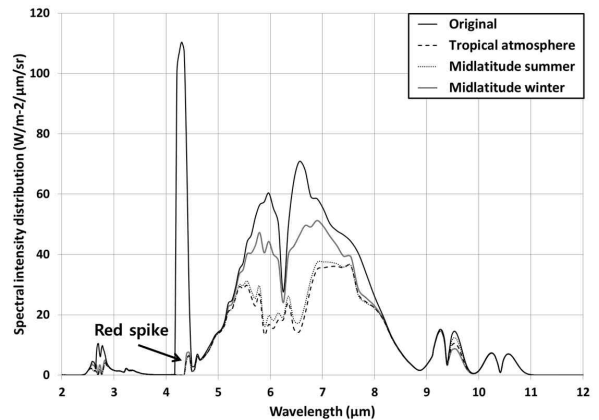


Fig. 15. IR signature at different seasons (observation range 10km)

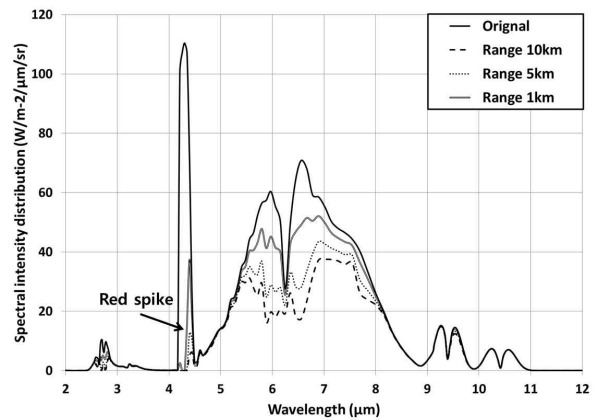


Fig. 16. IR signature at different ranges (tropical atmosphere)

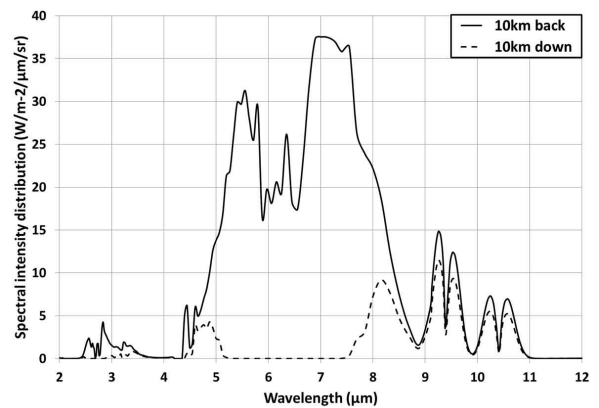


Fig. 17. IR signature at different observation positions (tropical atmosphere)

호의 흡수가 일어나기 때문이다.

또한 Fig. 17의 탐지기 위치에 따른 IR 신호 결과에서 알 수 있듯이 탐지기가 정 후방에 있을 때보다 아래방향에 있을 때 더 많은 IR 신호 감소하였다. 이는 IR 신호가 낮은 고도에 위치한

탐지기로 전달될 때 대기 밀도가 높은 대기층을 통과하여 더 많은 신호의 흡수가 일어나기 때문이다. 한편 5.5~7.5 μm 의 영역에서는 거의 0에 가까운 IR 신호를 가지는 것을 알 수 있는데, 이는 5.5~7.5 μm 영역의 IR 신호가 대기를 투과하면서 H_2O 에 의해 대부분 흡수되기 때문이다.

III. 결 론

본 논문에서는 항공기 IR 저감 설계 연구를 위하여 노즐형상 및 대기조건에 따른 IR 신호의 영향성을 분석하였다. 이를 위해 이전연구[14]를 바탕으로 기본이 되는 원형 축소노즐과 노즐의 곡률과 출구 가로세로비를 변형한 형상변형 노즐을 고려하였다. 노즐 열유동장을 엔진성능 분석으로 도출한 조건을 이용하여 해석을 수행하였다. 그 결과 원형노즐 대비 형상 변형 노즐의 출구 및 벽면에서 평균온도가 최대 6% 감소하였다. 또한 노즐의 곡률 및 출구 가로세로비가 클수록 노즐 출구에서의 압력 감소로 인한 최대 10.7%의 추력 감소를 보였다.

한편 대부분의 형상변형 노즐에서 형성되는 플룸이 원형노즐에 비해 짧고 넓게 분포하며, 플룸의 방향이 아래로 기울어지는 것을 확인하였다. 이는 노즐 출구에 가로세로비가 적용되면 그 형상 효과에 의해 노즐로부터 배출되는 가스가 좌우로 넓게 퍼져 외부 공기와 빨리 혼합되기 때문이다. 또한 노즐 곡률이 변하게 되면 노즐로부터 배출되는 가스가 노즐 입구와 출구로부터 발생하는 노즐 내부 기울기에 영향을 받아 기울어지기 때문이다.

해석을 통해 도출한 열유동장 정보를 바탕으로 노즐 IR 신호를 계산하였다. 그 결과 노즐 정 후방에서의 신호수준은 상당히 감소하는 반면 노즐의 가로세로비 증가로 인해 플룸이 좌우로 확장되어 노즐의 좌우 측면에서 상대적으로 증가된 IR 신호가 발생하였다. 또한 노즐의 곡률의 증가로 인해 플룸이 아랫방향으로 기울어져 형성되어 노즐 정 후방을 기준으로 아랫방향에서 상대적으로 증가된 IR 신호가 발생하였다.

다음으로 계절 및 관측거리 변화에 따른 대기 투과율을 분석하고 그 결과를 바탕으로 대기효과가 고려된 IR 신호를 계산하였다. 주요 결과로는 계절이 여름일 경우와 비교적 근접의 관측거리에서 이산화탄소 밴드에서 IR 신호가 현저히 감소하는 것을 확인하였다. 즉 대기 중에 H_2O 를 성분을 많이 포함하고 있는 여름에 5.5~7.5 μm 밴

드 영역에서의 IR 신호가 겨울에 비해 더 많이 감소하였다. 또한 관측거리의 증가로 인해 노즐로부터 방사되는 IR 신호가 상대적으로 긴 대기층을 투과함으로써 더 많은 신호가 감소하는 것을 확인하였다. 한편 모든 케이스에서 4.3 μm 부근에서 CO_2 의 신호 흡수에 의해 발생하는 red spike를 확인하였으며, 특히 관측거리가 짧을수록 CO_2 에 의한 영향이 줄어들어 red spike의 최대치가 높게 나타났다. 이를 통해 노즐형상 및 대기조건에 따른 플룸 IR 신호에 대한 정성적인 정보를 도출하였다.

후 기

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

References

- 1) Ball, R. E., *The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design*, AIAA Education Series, 2nd Edition, 2003.
- 2) Survivability/Vulnerability Information Analysis Center, www.bahdayton.com/surviac/
- 3) Simmons, F. S., *Rocket Exhaust Plume Phenomenology*, The Aerospace Press, 2000.
- 4) Anonymous, "Self-Protection Upgrade for TH98," *Stealth Conference UK*, 2007.
- 5) Hudson, R. D. Jr., *Infrared System Engineering*, Wiley, 1969.
- 6) Lynch, D. Jr., *Introduction to RF Stealth*, SciTech Publishing Inc, 2004.
- 7) Thompson, J., Birk, A. M., "Design of an Infrared Signature Suppressor for the Bell 205(UH-1H) Helicopter Part 1: Aerothermal Design," *11th CASI Propulsion Symposium*, 2010.
- 8) Decher, R., "Infrared Emissions from Turbofans with High Aspect Ratio Nozzle," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 3, 2004, pp. 527-532.
- 9) Mahulikar, S. P., Rao, G. A., Sane, S. K., Marathe, A. G., "Aircraft Plume Infrared Signature in Nonafterburning Mode," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 19, No. 3, 2005, pp. 413-415.
- 10) Rao, G. A., Mahulikar, S. P., "Effect of

Atmospheric Transmission and Radiance on Aircraft Infrared Signatures," *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 4, 2005, pp. 1046-1054.

11) An, S. Y., Kim, W. C., Oh, S. H., "A Study on the Effect of Engine Nozzle Configuration on the Plume IR Signature", *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 40, No. 8, 2012, pp. 688-694.

12) Kim, J. Y., Chun, S. H., Myong, R. S., Kim, W. C., "Computational Investigation of the Effect of Various Flight Conditions on Plume Infrared Signature," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 41, No. 3, 2013, pp. 185-193.

13) Go, G. Y., Lee, K. W., Yi, K. J., Kim, M. Y., Baek, S. W., Kim, W. C., "Effect of Atmosphere on IR Signature from Aircraft Plume with Observing Angle and Flying Attitude," *KSPE Spring Conference*, 2013, pp. 161-168.

14) Kang, D. W., Kim, J. Y., Myong, R. S., Kim, W. C., "Computational Investigation of the Effect of UAV Engine Nozzle Configuration on Infrared Signature," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 41, No. 10, 2013, pp. 779-787.

15) Mattingly, J. D., Heiser, W. H., Pratt, D. T., *Aircraft Engine Design*, 2nd Edition, AIAA Education Series, 2002.

16) *CFD-FASTRAN*, ESI, 2011.

17) Kneizys, F. X., Shettle, E. P., Abreu, L. W., Chetwynd, J. H., Amderson, G. P., Gallery, W. O., Selby, J. E. A., Clough, S. A., *User Guide to LOWTRAN 7*, Air Force Geophysics Laboratory, AFGL-TR-88-0177, No. 1010, 1988.

18) *1st AIAA Propulsion Aerodynamics Workshop* <http://aiaapaw.tecplot.com/index.html/>, 2012.

19) Grosshandler, W. L., "RADCAL: A Narrow-Band Model for Radiation Calculations in a Combustion Environment," *National Technical Information Service*, TN 1402, 1993.