

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(10), 779-787(2013)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.10.779>

## 무인항공기 노즐 형상 변화에 따른 IR 신호 영향성 연구

강동우\*, 김준영\*, 명노신\*, 김원철\*\*

## Computational Investigation of the Effect of UAV Engine Nozzle Configuration on Infrared Signature

Dong-Woo Kang\*, June-Young 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

The effects of various nozzle configurations on infrared signature are investigated for the purpose of analysing the infrared signature level of aircraft propulsion system. A virtual subsonic aircraft is selected and then a circular convergent nozzle, which meets the mission requirements, is designed. Convergent nozzles of different configurations are designed with different geometric profiles. Using a compressible Navier-Stokes-Fourier CFD code, an analysis of thermal flow field and nozzle surface temperature distribution is conducted. From the information of plume flow field and nozzle surface temperature distribution, IR signature of plume and nozzle surface is calculated through the narrow-band model and the RadThermIR code. Finally, qualitative information for IR signature reduction is obtained through the analysis of the effects of various nozzle configurations on IR signature.

## 초 록

항공기 추진 시스템의 IR 피탐지성 감소 연구를 위해 항공기 노즐형상 변화에 따른 IR 신호의 영향성을 연구하였다. 이를 위해 가상의 아음속 무인기를 선정하고, 임무분석 및 성능 해석을 통해 엔진을 결정한 후 전체 임무를 만족시키는 원형 노즐을 설계하였다. 또한 다수의 설계변수를 적용하여 다양한 형상의 노즐을 설계하였다. 압축성 CFD 코드를 이용하여 열유동장 및 노즐표면 온도를 분석하였다. 또한 열유동장 해석 결과를 바탕으로 narrow-band 모델과 RadThermIR을 기반으로 하여 항공기 플룸 및 노즐표면 IR 신호를 계산하였다. 계산된 플룸 및 고체 IR신호를 분석, 비교하여 항공기 IR 신호 특성에 관한 정성적 정보를 도출하였다.

**Key Words** : Infrared signature(적외선 신호), UAV nozzle(무인항공기 노즐), Plume flow field(플룸 유동장)

## 1. 서 론

최근 전장의 무기체계가 대단위로 통합되고 관련 기술이 발달함에 따라 단일 비행체가 담당

하는 임무의 범위가 과거에 비해 급격하게 증가하고 있다. 이에 따라 고정익 및 회전익 항공기, 무인 비행체의 생존성[1-2] 향상이 절실히 요구되고 있다. 생존성(survivability)은 적에게 아군 무

† Received: June 22, 2013 Accepted: September 23, 2013

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

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

기체계의 존재가 탐지되는 피탐지성(susceptibility)과 탐지된 후 타격을 받아 임무의 계속적 수행에 심각한 영향을 주는 취약성(vulnerability)의 두 가지 개념으로 나눌 수 있다. 이 중 탐지의 가능성을 감소시키는 스텔스 기술이 보다 중요하다. 현재 스텔스 기술은 미국이 독보적인 기술을 확보하고 있고 유럽, 인도, 중국, 일본 등과 같은 국가에서도 활발한 연구가 진행되고 있다. 그러나 기술 보유국들이 자국 내 기술을 엄격하게 보호하고 있어 기술 이전이 불가능한 상태에 있으므로, 현재 국내에서 개발 중인 무기체계에 있어서 피탐지성 관련 신호 저감 기술 개발이 절실하게 요구되고 있다. 특히 그 중에서도 추진기관에 관련된 고려요소가 핵심적 기술문제로 부각되고 있다. 비행체의 피탐지성에 관련된 신호로는 적외선 신호[3-5], 레이더 파[6], 음파, 가시광선 등이 있으며, 이 중 적외선 신호를 발생시키는 요소들로 항공기의 경우 공력가열 현상, 고열의 엔진, 엔진 배기가스, solar reflection 및 skin emission 등이 있다. IR 신호를 감소시키기 위한 방법으로 열원과 배기가스의 온도를 줄이는 방법, 열원의 표면 방사를 줄이는 방법 및 표면에서 방사되는 부분을 줄이거나 차폐시키는 방법 등이 있다[7]. 특히 항공기 추진기관에서 방사되는 높은 온도의 배기 플룸과 항공기의 고온 노즐표면에 의해 발생하는 IR 신호에 대한 감소기술이 항공기 생존성 향상의 핵심기술이라고 할 수 있다.

항공기의 IR 신호 감소에 관한 연구는 국내/외 다른 연구자들에 의해 다양하게 진행되었다. Thompson에 의해 작성된 시험보고서[8]에서는 IR suppressor 장착 유무에 대한 배기가스의 적외선 신호 영향성을 연구하였다. IR 신호 전문가인 Mahulikar[9]는 emissivity에 따른 항공기의 IR신호 강도 및 lock-on range에 대한 영향성 연구를 하였다. 이를 통해 동체표면의 emissivity의 변화에 따른 IR신호의 변화에 대한 결과를 획득하였으며, 이와 같은 기술은 중량 및 항력 증가, 추력감소 등과 같은 페널티가 발생하지 않아 최근 관련 기술 연구개발이 활발히 진행되고 있다. 핀란드의 Finnish Defence Force Technical Research Centre와 스웨덴 Swedish Defense Research Agency[10]가 공동으로 재질 emissivity의 변화에 따른 IR 신호의 변화에 대한 연구를 수행하였다. 국내에서는 안선용 등[11]이 엔진 노즐 형상이 플룸 IR 신호에 미치는 영향에 대해 연구가 진행된 사례가 있다. 그 외에도 이경주 등[12]은 노즐 벽면의 재질 및 형상, 복사

차폐막 유무에 따른 후방동체 온도 변화 연구를 수행 하였다. 전수환 등[13]은 다양한 비행 고도 및 속도에 따른 플룸 열유동장 특성 분석 연구를 수행하였고, 김준영 등[14]은 항공기 비행환경에 따른 플룸 IR 신호 영향성 연구를 수행한 바 있다. 현재까지의 연구에서는 주로 노즐특성 및 내부 조건 변화에 따른 플룸의 특성 변화 연구에 초점을 맞추고 있으며, 노즐의 형상 변화에 따른 IR 신호 분석에 대한 연구는 미흡한 편이다.

본 연구에서는 항공기 IR 신호 저감설계 연구를 위하여 항공기 노즐 형상변화에 따른 IR 신호의 영향성을 분석하였다. 노즐 및 배기 플룸에서의 열유동장을 엔진 배기 노즐의 형상 변화에 따라서 해석하고, 이를 바탕으로 IR 신호의 변화를 관찰하여 항공기 엔진 배기 노즐의 형상변화가 IR신호에 미치는 영향을 분석하였다. 이를 위해 우선 가상의 임무요구조건을 설정하여 AEDsys[15]를 통한 엔진 성능 해석을 수행하였고, 요구조건을 만족하는 원형노즐을 설계하였다. 설계된 원형노즐을 기본으로 무인항공기(nEUROn)를 참고하여 노즐 출구 가로세로비 및 곡률을 변화시켜 형상변형 노즐을 설계하였다. 이를 바탕으로 상용코드인 CFD-FASTRAN[16]을 이용하여 열유동장 해석을 수행하고 특성을 분석하였다. 열유동장 해석결과를 바탕으로 노즐 벽면온도 및 배기플룸 성분들의 특성을 분석하여 narrow-band모델 및 RadThermIR[17]을 이용하여 항공기 플룸 IR 신호 및 노즐표면의 고체 IR 신호 해석을 수행하였다.

## II. 노즐 형상에 따른 항공기 후방동체 열유동장 해석

### 2.1 가상 항공기 성능 분석 및 원형노즐 설계

항공기 후방동체에서의 열유동 특성을 분석하기 위해서는 추진계통에 대한 분석이 필요하다. 추진시스템에 대한 연구는 엔진 성능분석을 통한 노즐 입구의 초기조건 계산과 엔진 배기노즐 형상 설계로 이루어진다. 엔진 성능에 있어 가장 중요한 사항은 엔진에 대한 요구조건을 결정하는 것이다. 항공기 목적에 따라 요구조건이 다양하며, 그중 민간 여객기는 비교적 간단한 임무 요구조건을 필요로 하지만, 군용항공기의 경우 그 임무가 매우 복잡하다. 본 연구에서는 엔진성능 분석을 AEDsys를 사용하여 수행하였고, 엔진 성능분석 과정은 Fig. 1에 나타내었다.

우선 유사한 임무를 갖는 항공기를 참고하여

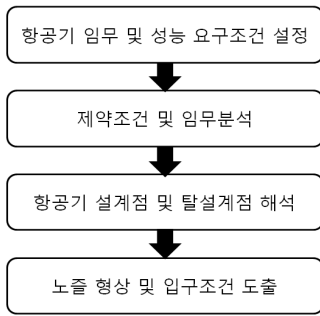


Fig. 1. Engine performance analysis procedure

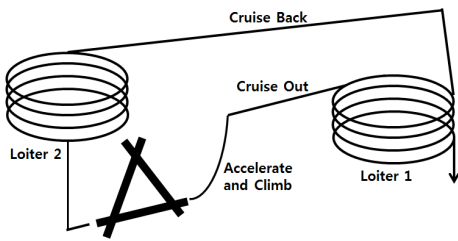


Fig. 2. Mission profile of a virtual subsonic aircraft

Table 1. Performance requirements of UCAV

Items	Requirement
Payload(weapon)	726kg
Takeoff/landing distance	1646m
Max. Mach number	0.8M at 12192m
Acceleration	Mach 0 → 0.9 at sea level
Mission radius	1852km

임무 및 성능 요구조건을 설정하고, 성능 요구조건을 토대로 항공기의 대략적인 크기와 추력을 정한 후 임무분석을 통해 항공기 엔진의 최종 추력을 계산하였다. 이 후 엔진 주요 요소에 대한 설계 값들을 결정하여 압력, 효율, 질량유량 등을 계산하였고, 이를 통해 Table 1에 나타난 성능을 만족하는 배기노즐을 설계하였다. 설계된 배기노즐의 주요성능은 최고 속도 마하 0.8, 고도 36,000ft에서 순항하는 조건이다.

엔진 성능해석을 위한 참고 비행체로 비슷한 스케일을 가진 X-45c를 참고하였다. 항공기의 임무는 Fig. 2와 같이 이륙 후 아음속 순항 및 체공을 거쳐 최고속력으로 순항한 뒤 착륙하도록 설정하였다. Fig. 3은 성능해석을 통해 설계된 원형 축소노즐의 형상을 나타낸다.

설계된 원형 축소노즐에 대해 대기 중의 화학종이 플룸 IR 신호에 미치는 영향을 고려하기 위

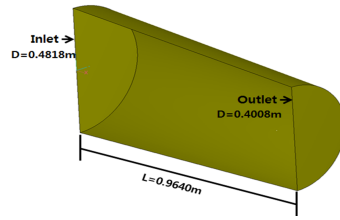


Fig. 3. Nozzle geometry

해 외부공기는 물분을 기준으로  $N_2$  78%,  $O_2$  21%,  $CO_2$  1%로 가정하였다. 또한 노즐 내부유동은  $C_{11}H_{22}$ 의 분자구조를 갖는 제트 연료의 연소로 인하여 생성된 기체로서, 물분을 기준으로  $N_2$  74%,  $H_2O$  13%,  $CO_2$  13%로 가정하였다. 이때 연료의 연소는 미세먼지가 존재하지 않으며, 완전 연소하였다는 가정을 하였다.

### 2.2 계산격자 및 경계조건

노즐 유동의 경우 고온기체, 충격파 등 수치적 계산이 난해한 물리적 현상이 혼재하여 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. 해석에 사용된 노즐 주변의 격자계 및 경계조건을 Fig. 4에 나타내었다.

노즐 입구의 입력 조건은 엔진 성능해석을 통해 도출된 결과를 사용하였다. 노즐 벽면의 경우 열전달에 대한 문제로 인해 주로 단열성의 재료를 사용하므로 노즐 벽면에 단열조건을 부여하고 해석을 수행하였다.

### 2.3 형상 변형 설계변수를 적용한 노즐 설계

IR 저감 설계 기술 연구를 위하여 무인전투기의 후방방향/배기노즐 대표 형상을 설정하고 연구하였다. 대표 형상으로 Dassault Aviation에서 개발 중인 무인항공기 nEUROn의 노즐을 참고하여 연구를 진행하였다. 엔진의 곡률을 변화시키

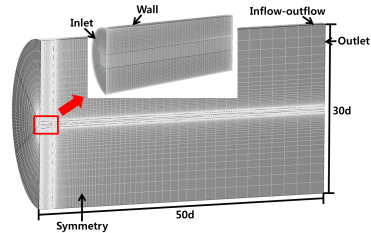


Fig. 4. Grids and numerical boundary conditions

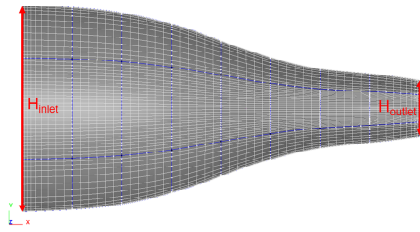


Fig. 5. Design of non-circular nozzle configuration

기 위해 nEUROn의 노즐과 가장 유사한 곡선을 보이는 hyperbolic tangent 함수를 적용하였다. 또한 가로세로비를 변형시켜 다양한 형태의 타원형 노즐을 설계하였다. 앞서 언급한 곡률 및 출구 가로세로비의 2가지 변수를 가지는 형상 변형 노즐을 이용하여 전산해석을 수행하였다.

노즐의 단면적이 바뀌면 그 특성이 바뀌기 때문에 최대한 같은 면적을 가지는 노즐을 이용하여 계산하기 위하여 앞서 엔진 성능분석을 통해 얻어진 원형 축소 노즐을  $x$ 축 방향으로 8등분을 하였다. 이때 나뉜 총 9개 세션의 면적을 구해 형상 변형 노즐에 동일하게 적용시켰다.

입구는 기존의 원형 노즐과 동일하게 원형으로 설정하고 노즐 출구 부분은 원형 노즐의 출구 면적을 가지는 타원 형상을 각 케이스에 맞는 가로세로비를 적용하여 설계하였다. 입구 및 출구 단면을 제외한 중간 영역의 단면은 hyperbolic tangent 함수인  $y = a \times \tanh(bx)$ 에서  $a$ 는  $(H_{inlet} - H_{outlet})/2$ ,  $b = 4/L$ 로 부여하고 그래프를 도출하였다. 이 값은  $x$ 좌표에 대한  $y$ 좌표가 된다. 마지막으로 앞서 구한 단면적을 이용하여 이미 도출해 낸  $y$ 축 좌표를 단축, 미지의 값  $Z$ 축 좌표를 장축으로 가지는 타원을 구하면 원형 축소 노즐과 각 세션의 단면적이 같은 형상 변형 노즐을 설계할 수 있다. 앞의 방법을 이용하여 설계된 형상 변형 노즐을 Fig. 5에 나타내었다.

## 2.4 열유동장 해석 결과의 타당성 검증

노즐 내부 및 플룸 열유동장 해석을 위해 상용 CFD 해석 코드인 CFD-FASTRAN을 사용하였다. 이 상용 코드를 사용한 이유는 충격과나제트 경계면이 존재하는 고아음속, 천음속 및 초음속 유동해석에서 여타 코드에 비해 상대적으로 정확도 및 수렴도가 높은 것으로 나타났기 때문이다.

주요 수치기법으로 밀도기반(density-based), 셀기반 유한체적법(cell-based finite volume method), 내제(implicit) 시간전진법을 사용하였

다. 공간 이산화로 2차 풍상차분법(2nd order upwind scheme)을 사용하였고, Riemann 근사해법에 기초한 Roe 기법을 사용하였다. 난류 모델은 유사 문제에 많이 사용되는 k-epsilon 모델을 사용하였다. 유동장은 열적평형상태로 가정하였으며, 화학종의 질량확산은 Fick의 법칙에 따른 Schmidt수를 사용하였다.

본격적인 유동장 해석에 앞서 전산해석 기법에 대한 신뢰도를 검증하였다. 신뢰로 검증은 1<sup>st</sup> AIAA Propulsion Aerodynamics Workshop[18]에 직접 참여하여 제공받은 노즐의 형상 및 풍동 실험 결과데이터를 바탕으로 전산해석을 수행하여 그 결과 값을 비교하였다. 다양한 축소각을 갖는 노즐에 대해서 노즐 입구 압력과 외부 대기 압력비에 따른 열유동장 특성을 CFD를 통해 계산하고 실제 풍동 실험결과와 비교하였다. 해석 기법 검증을 위한 연구에서는 해석 조건에 따른 노즐 벽면 근처 마하수를 비교하였다.

### 1<sup>st</sup> AIAA Propulsion Aerodynamics

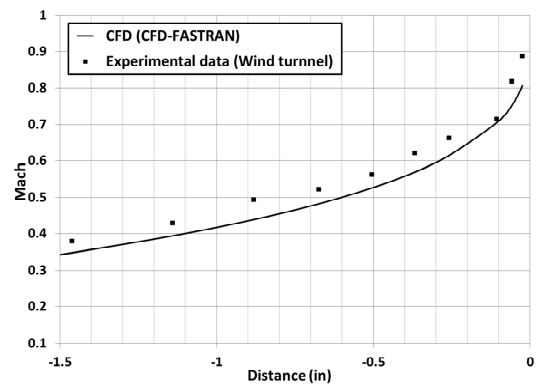


Fig. 6. Comparison of CFD result and wind tunnel data (15°, NPR 2)

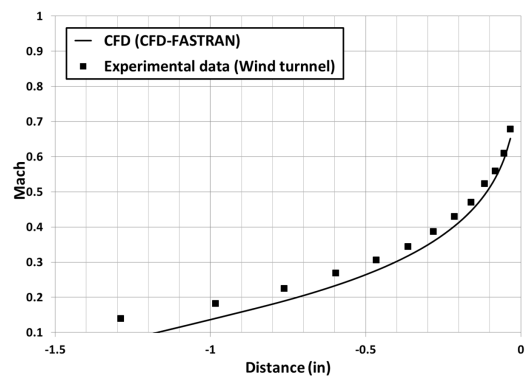


Fig. 7. Comparison of CFD result and wind tunnel data (40°, NPR 2)

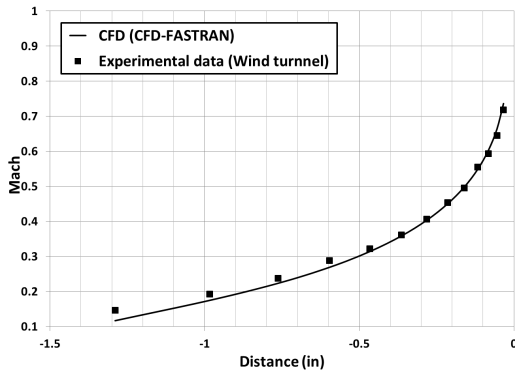


Fig. 8. Comparison of CFD result and wind tunnel data (40°, NPR 7)

Workshop으로부터 제공받은 여러 해석 모델 중 축소각이 15°와 40°인 축소노즐을 대상 모델로 선정하여 전산해석을 수행하였고, 그 결과를 Figs. 6-8에 나타냈다. 노즐입구 압력과 외부 대기의 압력비는 2와 7, 외부 속도는 0인 조건을 부여하였고, 해면고도에서의 대기조건을 사용하였다. 검증에 사용된 정보는 노즐 벽면 근처 마하수 분포이며, 풍동 실험결과 값과 비교한 결과 전산해석결과와 실험결과 값이 거의 동일한 값을 갖는 것을 알 수 있었다. 또한 노즐 입구압력과 대기압의 차이가 클수록 전산해석 결과의 정확성이 높아진다는 것을 관찰할 수 있었다.

### III. 노즐 형상에 따른 IR 신호 분석

#### 3.1 Narrow-band 모델을 이용한 spectral intensity 계산

항공기의 IR 신호에 의한 피탐지 특성을 분석하기 위해서는 우선적으로 후방동체 및 플룸에서 발생하는 파장별 복사신호를 정확히 예측해야한다. Line-by-line band를 이용한 복사열전달 해석은 복사에너지 전달에 관계하는 모든 흡수선을 고려하여 계산하므로 복사 물성치를 고려함에 있어 가장 높은 정확도를 보여준다. 하지만 계산량이 너무 방대하고 막대한 계산 시간을 요구하기 때문에 다차원의 복사열전달 계산에서는 사용하기 어렵다. 이를 보완하고자 정확성과 효율성을 함께 고려한 근사 방법이 제안되었다. 근사 방법 중 하나로 한정된 파장구간에서의 복사 물성치를 평균하여 나타내는 방법인 밴드(band) 모델이 있다. 밴드의 영역에 따라 narrow-band 모델과 wide-band 모델로 나눌 수 있는데, narrow-band 모델은 하나의 파장영역의 파동수가 5~50 cm<sup>-1</sup>,

wide-band 모델은 100~1,000 cm<sup>-1</sup>으로 나눈 후, 이들 각각의 파장영역에서 평균적인 물성치를 계산하는 방식이다. 본 연구에서는 Grosshandler 논문[19]의 연구내용을 바탕으로 narrow-band 모델을 이용하여 spectral intensity 계산을 수행하였다.

산란하지 않고 흡수와 방출을 하는 경우의 intensity 전달 방정식은 직선상의 일정한 요소에 대하여 분자모델과 흡수계수에 대한 통계표를 사용하여 아래의 식과 같이 계산이 가능하다.

$$i'_\lambda(l) = i'_{\lambda,\omega} e^{-\kappa_\lambda(l)} + \int_0^{\kappa_\lambda(l)} i_{b,\lambda}(l^*) \exp[-(\kappa_\lambda(l) + \kappa_\lambda(l^*))] d\kappa_\lambda(l^*) \tag{1}$$

$i_{b,\lambda}$  : Planck blackbody intensity

$\kappa_\lambda \equiv \int_0^l a_\lambda(l^*) dl^*$  : Optical thickness

$\lambda$  : Wave length

방향의 차이에 대한 평균 spectral intensity는 위 식 (1)을 solid angle  $\omega$ 에 대하여 적분하여 구할 수 있으며, 다음의 두 가지의 흡수계수를 사용하여 정의할 수 있다.

$$\overline{i_\lambda(l)} = \frac{1}{4\pi} \int i'_\lambda(l) d\omega \tag{2}$$

$$a_i(l) \equiv \int_0^\infty \overline{i_\lambda(l)} a_\lambda(l) d\lambda / i_i(l)$$

: Incident-mean 흡수계수

$$a_p(l) \equiv \int_0^\infty i_{b,\lambda}(l) a_\lambda(l) d\lambda / i_b(l)$$

: Planck-mean 흡수계수

Incident-mean과 Planck-mean 식의 분모들은 식 (2)를 파장의 길이에 대하여 적분한 평균 incident intensity와 blackbody intensity이다. 매질은 일반적으로 비균질이므로 거리  $l$ 의 기능은 계속된다. 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.

#### 3.2 RadThermIR을 이용한 노즐 표면 고체 IR신호 해석

IR 신호 해석을 위하여 미국에서 개발된 상용

IR 신호 해석코드인 RadThermIR을 사용하였다. RadThermIR은 유한차분법으로 비정상 상태의 삼차원 열전도를 고려하여 표면온도를 계산하며, 이를 이용하여 적외선 신호를 예측할 수 있는 코드이다. 노즐 표면의 IR 신호를 분석하기 위해 우선 전산해석 결과를 토대로 얻은 노즐 표면의 온도 값을 이용하여 식 (3)과 같이 단위면적당 복사에너지를 계산한다.

$$M_e = \epsilon \sigma T^4 \quad (W/cm^2) \quad (3)$$

여기서  $\epsilon$ 은 방사율을 의미하고,  $\sigma$ 는 복사상수로서  $5.67 \times 10^{-12} (J \cdot cm^{-2} \cdot K^{-4})$ 이며,  $T$ 는 절대온도를 의미한다. 또한  $M_e$ 는 아래의 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$M_e = \int_0^\infty M_\lambda d\lambda \quad (4)$$

$$M_\lambda = \frac{\epsilon_\lambda C_1}{\lambda^5 [\exp(C_2/\lambda T) - 1]}$$

$$C_1 = 3.742 \times 10^{-16} W/cm^2, C_2 = 14388 \mu m K$$

분광 복사 출력(spectral radiant exitance,  $M_\lambda$ )을 이용하여 특정 파장에서 IR 신호(radiance)를 파장간의 적분을 통해 구한다. RadThermIR에서는 radiance로 결과 값을 나타내기 때문에, 아래 식과 같이 해석을 통하여 구한 radiance 값에 격자의 넓이를 곱하여 IR intensity로 변환하는 과정이 필요하다.

$$\begin{aligned} & \text{Radiance}(W/m^2 sr) \times \text{Pixel Size}(m^2) \\ & \times \text{Number of Pixel} = \text{Intensity}(W/sr) \end{aligned} \quad (5)$$

#### IV. 결과 및 분석

##### 4.1 형상변형에 따른 열유동장 해석 결과

플룸 IR 신호 및 노즐표면 고체 IR 신호 계산에 앞서 열유동장 해석을 수행하였다. 항공기가 최고 추력상태인 이륙 시와 고도 36,000 ft에서 최고속력(Mach 0.8)일 경우의 노즐 출구의 가로세로비(AR 2, AR 6, AR 8)와 노즐 곡률(4단계)에 따라 총 20가지의 형상유형을 설정하여 열유동장을 분석하였다.

해석결과 원형노즐 대비 형상 변형 노즐에서 출구 및 벽면온도가 감소하였다. 또한 노즐 출구의 압력, 속도, 질량유량을 이용하여 추력을 계산하였다. 노즐 출구에서의 추력은 원형노즐 대비

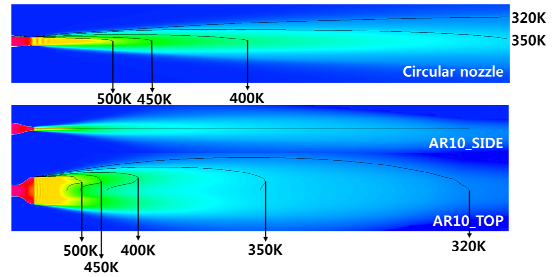


Fig. 9. Plume temperature distribution of circular and AR10 nozzles

Table 2. Comparison of temperature and thrust of non-circular nozzle configurations

Exit AR	Curvature	Exit temperature (K)		Wall temperature (K)		Thrust (N)
		Average	Max.	Average	Max.	
Circular	없음	487.1	493.5	553.4	564.0	5152.3
	소	485.2	492.7	548.3	566.0	5135.4
	중소	485.0	492.6	549.1	568.6	5129.7
	중대	484.6	492.5	548.2	571.2	5120.9
	대	483.9	493.0	547.1	573.6	5107.3
2	없음	483.1	490.6	540.4	561.7	5042.2
	소	485.6	491.9	540.2	564.0	5029.8
	중소	485.3	492.4	539.7	566.5	5017.8
	중대	484.9	493.9	538.8	569.2	4999.7
	대	484.3	496.1	537.5	570.2	4849.2
6	없음	479.0	485.6	537.9	560.9	5020.3
	소	481.0	485.7	537.2	569.7	4980.7
	중소	480.1	495.6	535.8	573.8	4940.1
	중대	479.2	501.66	532.9	578.0	4870.3
	대	467.4	508.1	520.1	583.6	4697.7
10	없음	477.0	487.7	535.9	562.5	5010.5
	소	478.5	508.4	534.8	572.3	4908.6
	중소	477.6	509.8	532.7	576.8	4900.8
	중대	471.5	515.8	526.2	582.0	4782.7
	대	457.3	525.6	522.5	588.2	4602.2

형상 변형 노즐에서 약 10.7%의 감소를 보였으며, 추력의 감소는 가로세로비가 크거나 곡률이 클수록 더 크게 나타났다. 이는 노즐의 출구 가로세로비 및 곡률이 커짐에 따라 항공기 노즐 출구에서의 압력이 감소함으로써 전체적인 추력 또한 감소하는 것으로 판단된다. 노즐 형상에 따른 노즐 출구 및 벽면에서의 온도 값과 추력을 Table 2에 나타내었다.

Figure 9의 원형노즐 및 형상변형노즐의 등온선 분포 그림에서 알 수 있듯이 원형노즐 대비 형상 변형 노즐에서 플룸의 등온선 분포가 짧아지고 고온의 플룸이 좌우로 넓게 퍼지는 것을 확인하였다. 이와 같은 결과는 노즐 출구의 가로세로비가 커지면서 플룸의 두께가 얇아지고 폭이 넓어지면서 차가운 대기와 더 혼합이 잘되기 때문으로 추측된다.

### 4.2 플룸 IR 신호 분석 결과

전산해석결과를 바탕으로 narrow-band 모델을 이용한 IR 신호 계산을 수행하였다. 여기서 관측자의 위치는 노즐 출구의 중심점에서 20m 거리에 있고, 항공기 노즐출구를 기준으로 정 후방에 있을 경우, 위아래 4도 방향의 위치에 있을 경우, 측방향 4도의 위치에 있을 경우로 가정하였다. Fig. 10은 해석을 수행한 관측자의 위치와 정보를 도출한 직선을 나타내고 있다. 플룸 IR 신호를 계산하고자 하는 지점에 해당하는 직선을 1,000 등분하여 각 점에 대한 온도, 압력, 혼합물의 물질에 대한 분압을 도출하여 계산하였다.

플룸 IR 신호 계산 결과 원형 노즐 대비 형상 변형 노즐에서 값이 낮게 나타났다. 동일한 위치에서 관찰자가 있다고 가정하였을 경우 출구 가로세로비가 커질수록 최대 spectral intensity의 값이 감소하였고, 동일한 가로세로비를 가질 경우에는 곡률이 커질수록 spectral intensity의 값이 감소하였다. Fig. 11에 노즐 형상별 플룸 IR 신호를 나타내었다.

또한 관측자의 위치에 따라 spectral intensity의 값이 변화하는 것을 확인하였다. 곡률이 없는

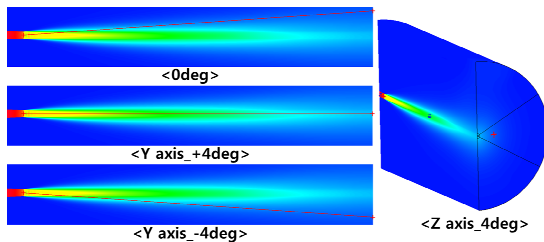


Fig. 10. The position of plume IR observation

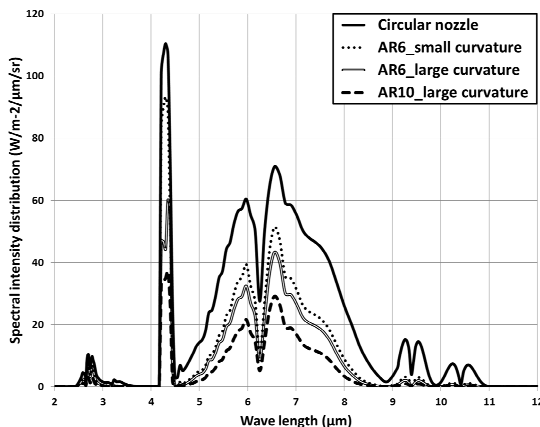


Fig. 11. Plume IR signature of various nozzle shapes

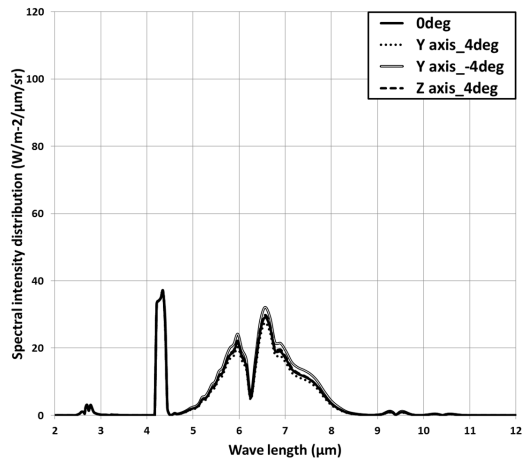


Fig. 12. Plume IR signature at different observation positions (AR10: large curvature)

노즐과 곡률이 있는 노즐의 플룸을 각각 4도와 (-)4도 위치에서 관측했을 때 가장 높은 spectral intensity의 값을 보였는데, 플룸에서 가장 높은 온도가 분포하는 플룸 코어 부분이 가장 많이 포착되는 위치이고 외부 대기에 의한 영향이 가장 적기 때문이다. Fig. 12에 관측자 위치별 플룸 IR 신호를 나타내었다.

한편 모든 경우에서 약 4~4.5 μm 와 6~7 μm 밴드에서 spectral intensity가 다른 파장에 비해 두드러지게 나오는 것을 확인하였는데, 이는 플룸 및 대기성분 중 CO<sub>2</sub>의 고유진동수가 4~4.5 μm 밴드에 영향을 미치고 H<sub>2</sub>O의 고유진동수가 6~7 μm 밴드에 큰 영향을 미치기 때문이다.

### 4.3 노즐 표면 고체 IR 신호 예측 결과

전산해석 결과를 바탕으로 RadThermIR을 이용하여 노즐 표면의 고체 IR 신호를 계산하였고, Figs. 13-14에 그 결과를 나타내었다. 고체 IR 신호 계산 결과 원형 노즐 대비 형상 변형 노즐에서 낮은 수준의 값이 도출 되었다. 동일한 위치에서 관찰자가 있다고 가정하였을 경우 노즐 출구의 가로세로비가 커질수록 평균 radiance intensity의 값이 감소하였고, 동일한 가로세로비를 가질 경우에는 곡률이 커질수록 평균 radiance intensity의 값이 감소하였다. 이는 노즐 출구의 가로세로비와 곡률이 커질수록 노즐 벽면 평균 온도가 감소하기 때문이다. 또한 동일한 가로세로비를 가지는 노즐의 경우 곡률이 커질수록 최대 radiance intensity가 증가하였다. 이는 노즐 벽면의 최대 온도가 곡률이 커질수록 증가하기 때문이다.



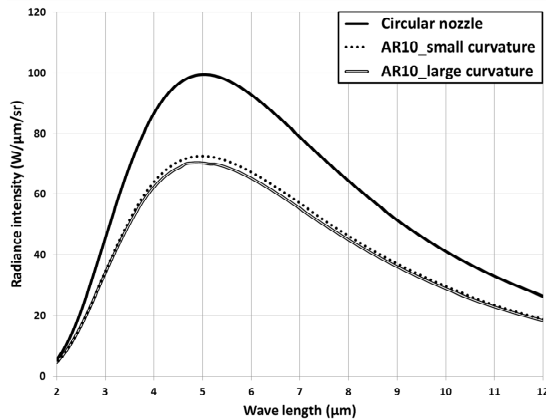


Fig. 13. Solid IR signature of various nozzle shapes (average intensity)

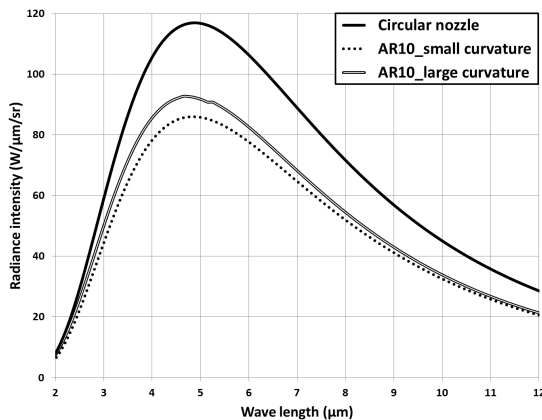


Fig. 14. Solid IR signature of various nozzle shapes (maximum intensity)

## V. 결 론

본 논문에서는 항공기 IR 저감 설계 연구를 위하여 엔진 노즐 형상에 따른 IR 신호의 영향성을 관찰하였다. 이를 위해 가상의 무인 항공기에 대한 엔진 성능분석을 수행하고, 설정된 임무를 만족하는 원형 축소노즐을 설계하였다. 무인항공기 노즐 형상에 따른 IR 신호의 영향성을 관찰하기 위하여 무인 전투기 nEUROn의 노즐 형상을 벤치마킹하여 출구 가로세로비 및 곡률을 변화시킨 형상 변형 노즐을 설계하였다.

설계된 형상 변형 노즐에 엔진 성능 분석에서 도출한 노즐 입구 조건을 적용하여 상용 코드 CFD-FASTRAN을 이용한 열유동장 해석을 수행하였다. 그 결과 원형노즐 대비 형상 변형 노즐의 출구 및 벽면에서 약 6%의 온도 저감 효과가

있었다. 또한 배기 플룸의 영역에서도 더 낮은 온도가 분포함을 확인하였다. 이는 출구 가로세로비 및 노즐 곡률이 증가하면 고온의 배기 플룸의 두께가 얇아지고 폭이 넓어지며 차가운 대기와의 혼합이 더 활발하게 되기 때문에 생기는 현상이라고 판단할 수 있다. 또한 출구 가로세로비의 증가로 인해 출구에서 방출되는 와유동이 점점 증가하여 주된 제트 유동에 더 큰 영향을 미치게 되어 원형 노즐 보다 형상 변형 노즐에서 더 낮은 온도 분포를 나타내는 것으로 판단된다. 하지만 원형노즐 대비 형상 변형 노즐에서 최대 10.7%의 추력이 감소하는 것을 확인하였다. 이와 같은 결과로 인해 IR 신호 저감을 위한 노즐 설계 시 온도뿐만 아니라 추력 등 다른 성능 측면도 고려해야 된다는 것을 알 수 있다.

앞서 도출한 전산 해석 결과를 바탕으로 IR 신호를 계산하였다. 계산결과 원형 노즐 대비 형상 변형 노즐에서 더 낮은 IR 신호 값을 도출하였다. 이는 형상 변형 노즐 표면 및 플룸에서의 온도가 더 낮기 때문으로 판단된다. 이를 통해 무인항공기 노즐 형상변화에 따른 IR 신호 변화에 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/](http://www.bahdayton.com/surviac/)
- 3) Simmons, F. S., *Rocket Exhaust Plume Phenomenology*, The Aerospace Press, 2000.
- 4) Anonym, "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) Mahulikar, S. P., Sonawane, H. R., Rao, G. A., "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 43,



2007, pp. 218-245.

8) 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.

9) Mahulikar, S. P., Rao, G. A., Kolhe, P. S., "Infrared Signatures of Low Flying Aircraft and their Rear Fuselage Skin's Emissivity Optimisation," *AIAA Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 1, 2006, pp. 226-232.

10) Hallberg, T., Niinimäki-Heikkilä, T., Hedborg-Karlsson, E., Salonen, P. S., Nilsson, C., Janis, A., "Development of Low-emissive Camouflage Paint ; Final Report," *Scientific Report*, 2005.

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) Lee, K. J., Baek, S. W., Lee, S. N., Kim, M. Y., Kim, W. C., "Effects of Nozzle Characteristics on the Rear Fuselage Temperature Distribution", *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 39, No. 12, 2011, pp. 1225-1348.

13) Chun, S. H., Yang, Y. R., Moon, H., Myong, R. S., Cho, T. H., "Computational Investigation of Nozzle Flowfields at Various Flight Conditions for Aircraft Infrared Signature Analysis", *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 16, No. 3, 2011, pp. 15-21.

14) 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.

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

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

17) *RadThermIR: Thermal and Infrared Simulation Software*, Thermo Analytics Inc., 2006.

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.