

## 마이크로 터보제트 엔진 노즐 유동장에 관한 CFD 전산해석 및 스케일링 특성 연구

이 현 진,<sup>1</sup> 안 창 환,<sup>1</sup> 명 노 신,<sup>\*1,2</sup> 최 성 만,<sup>3</sup> 김 원 철<sup>4</sup>

<sup>1</sup>경상대학교 대학원 기계항공공학부

<sup>2</sup>경상대학교 항공우주및SW공학전공 및 항공기부품기술연구소

<sup>3</sup>전북대학교 항공우주공학과

<sup>4</sup>국방과학연구소 제7기술연구본부

### COMPUTATIONAL INVESTIGATION OF NOZZLE FLOWFIELD IN A MICRO TURBOJET ENGINE AND ITS SCALING CHARACTERISTICS

H.J. Lee,<sup>1</sup> C.H. An,<sup>1</sup> R.S. Myong,<sup>\*1,2</sup> S.M. Choi<sup>3</sup> and W.C. Kim<sup>4</sup>

<sup>1</sup>Graduate School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang Nat'l Univ.

<sup>2</sup>Dept. of Aerospace and Software Engineering & Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang Nat'l Univ.

<sup>3</sup>Dept. of Aerospace Engineering, Chonbuk Nat'l Univ.

<sup>4</sup>The 7th Research and Development Institute, Agency for Defense Development

*Thermal flowfield of a micro turbojet engine was computationally investigated for exhaust nozzles with different aspect ratio and curvature. Special attention was paid to maximum and average temperature of the nozzle surface and the exhaust nozzle plume. The IR signatures of the micro turbojet engine nozzle were then calculated through the narrow-band model based on thermal flowfield data obtained through CFD analysis. Finally, in order to check the similarity of thermal flowfields and IR signature of the sub-scale micro turbojet engine model and the full-scale UCAV propulsion system, several non-dimensional parameters associated with temperature and optical property of plume were introduced. It was shown that, in spite of some differences in actual values of non-dimensional parameters, the scaling characteristics on spectral feature of IR signature and effects of aspect ratio and curvature of nozzle configuration remain similar in sub-scale and full-scale cases.*

**Key Words :** 열유동장(Thermal Flowfield), 마이크로 터보제트 엔진(Micro Turbojet Engine), 적외선 신호(IR Signature), 스케일링(Scaling)

### 1. 서 론

최신 유/무인 전투기의 성능 우위는 기술적 수준에 의해 결정되는데, 특히 생존성의 중요성이 높아지고 있다[1]. 생존성은 피탐지성(susceptibility)과 취약성(vulnerability) 두 가지의 개념으로 나눌 수 있는데, 적에게 아군의 무기체계가 탐지되는 피탐지성을 감소시키는 저피탐 스텔스 기술이 항공기의 생존성을 높이는 대표적인 방법이다. 현재 스텔스와 관련된

기술은 미국이 독보적이며, 전 세계 여러 국가에서 활발히 연구를 진행하고 있다. 그러나 국내의 항공기 스텔스 기술은 계속적으로 발전하는 선진국에 비해 그 수준이 많이 뒤쳐져 있는 실정이다. 또한 항공기를 탐지하는 탐지 장치 분야의 활발한 연구로 인해 점점 더 정밀한 탐지기가 개발되고 있다.

아군 무기체계의 탐지를 최소화하기 위해서 우선적으로 항공기 피탐지성 관련 신호 저감 기술 개발이 절실하게 요구되고 있다. 항공기 피탐지성과 관련된 신호 중 적외선 신호를 발생시키는 요소들로는 공력에 의한 표면 가열, 엔진 및 노즐, 배기가스, 표면 가열, 표면 방사 등이 있다. 이 중 항공기 추진기관에서 발생하는 고온의 배기가스와 노즐 고체표면은 높은 수준의 적외선 신호를 방사한다. 이러한 신호는 열 추적 탐지기의 좋은 표적이 되기 때문에, 항공기 추진기관의 적외

Received: July 20, 2016, Revised: March 6, 2017,

Accepted: March 6, 2017.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2017.22.1.043>

© KSCFE 2017

선 감소기술이 항공기 생존성 향상의 핵심 기술 중에 하나라고 할 수 있다. 하지만 적외선 신호 저감 기술은 제3국으로의 유출을 차단하고 있어서 자체기술로 개발해야 하는 실정이다.

항공기 추진기관 IR 감소에 관한 연구는 국내외의 다수 연구자들에 의해 진행되어 왔다. Thompson은 IR suppressor 장착 유무에 따른 배기가스의 적외선 신호 영향성[2]을 연구하였다. 또한 IR 신호 전문가인 Mahulikar는 emissivity에 따른 항공기의 IR 신호 강도[3]에 대해 심층적으로 연구하였다. 국내에서는 안전용 등이 엔진 노즐 형상이 플룸 IR 신호에 미치는 영향[4]에 대해 연구를 수행한 사례가 있다. 또한 전수환 등은 다양한 비행고도 및 속도에 따른 플룸 열유동장 특성 분석[5] 연구를 수행하였다. 김준영 등은 항공기 비행환경에 따른 플룸의 IR 신호 영향성[6] 연구를 수행한 바 있다.

현재까지의 연구에서는 주로 고도, 속도 등의 비행조건과 노즐 특성 및 내부조건 변화에 따른 full-scale 항공기의 후방 동체와 열유동장의 특성을 전산해석을 통하여 연구해왔다. 하지만 아직까지 실제 항공기의 비행시험을 통한 검증은 비용, 보안 등의 이유로 보고된 바 없으며, 전산 해석을 통해 적외선 저감 효과를 확인하는 수준에 머물러 있다.

본 연구에서는 이러한 항공기 노즐 열유동장, IR 신호 해석기법 및 IR 저감 설계기법을 검증할 목적으로 먼저 지상에서 실제 시험이 가능한 마이크로 터보제트 엔진에 적용하였다. 축소 모형인 마이크로 터보제트 엔진 노즐의 열유동장 예측과 시험은 시간과 예산을 아낄 수 있는 방법이기 때문이다. 이를 위해 본 연구에서는 상용 CFD 프로그램인 ANSYS의 FLUENT[7]를 이용하여 열유동장 해석을 수행하고 노즐 출구의 온도 및 압력, 추력 등 그 특성을 분석하였다. 그리고 마이크로 터보제트 엔진 노즐에 대한 CFD의 해석값과 최신 무인전투기 중에 하나인 Dassault Aviation의 nEUROn 급 항공기의 full-scale 추진기관 노즐의 열유동장과 특정 파장대에서의 IR 신호 수준을 비교하였다. 이를 통하여 full-scale 전투기와 마이크로 터보제트 엔진 노즐 유동 및 IR 신호 특성의 상관관계를 분석하고 궁극적으로 지상에서의 마이크로 터보제트 엔진을 통한 축소 모형 시험의 타당성을 점검하고자 하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 마이크로 터보제트 엔진

nEUROn급의 엔진을 획득하여 시험하는 것은 많은 시간과 예산의 문제로 어렵기 때문에, 효과적이고 다양한 조건에서의 검증을 위해 본 연구에서는 노즐 직경이 13 센티미터 정도인 소형 마이크로 터보제트 엔진을 고려하였다. Fig. 1은 네덜란드의 AMT사의 University Olympus HP 엔진 형상을 보여준다. 이 엔진으로 추력 230 N, EGT(exhaust gas temperature) 1,023

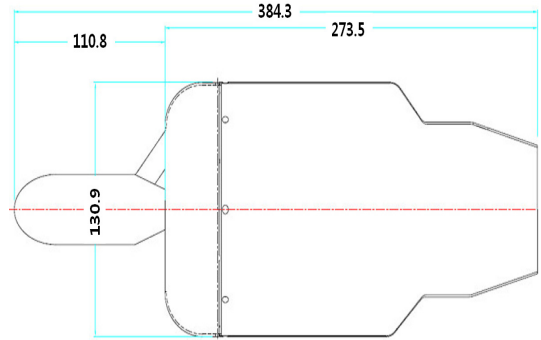


Fig. 1 Micro turbojet engine configuration

K까지 모사가 가능하며, 케로신이 주연료로 사용된다. 마이크로 터보제트 엔진에 대한 상세 사양은 Table 1에 나타내었다.

### 2.2 노즐형상 및 해석조건

노즐 및 플룸 열유동장 특성을 분석하기 위해서는 추진계통에 대한 분석이 필요하다. 추진 시스템에 대한 연구는 엔진 성능 분석을 통한 노즐 입구의 초기조건 계산과 엔진 배기 노즐 형상 설계로 이루어진다. 본 연구에서는 네덜란드 AMT의 마이크로 터보제트 엔진의 성능분석을 통하여 얻은 노즐 입구의 조건들을 이용하였다. 설계된 노즐은 지상조건외부 대기 조건하에 작동되며, 노즐 출구의 형상과 세장비 그리고 노즐의 곡률을 변화시키며 해석하였다. 노즐 입구로 유입되는 유동은 Soot가 존재하지 않는 완전연소를 가정하여 N<sub>2</sub> 74%, H<sub>2</sub>O 13%, CO<sub>2</sub> 13%로 물분율 기준에 따라 설정하였다.

### 2.3 형상 변형 노즐

마이크로 터보제트 엔진의 변형 노즐을 해석하기 위해서 형상 변형을 위한 기준 형상을 설정하였다. 기준 형상으로 Dassault Aviation에서 개발한 nEUROn의 노즐을 참고하였다. 엔진의 곡률을 변형하기 위해 nEUROn과 유사한 곡선을 가지는 hyperbolic tangent 함수를 적용하였다[8]. 노즐의 단면적이 바뀌면 그 특성이 바뀌기 때문에, 최대한 같은 면적을 가지는 노즐을 이용하여 계산하기 위해, Fig 2의 원형 노즐을 기준으로 하여 변형 노즐을 설계 하였다. 먼저 엔진 성능 분석을 통해 얻어진 원형 축소 노즐을 x축 방향으로 8등분을 하였다.

Table 1 Micro turbojet engine specification

Diameter	131 mm	Thrust@max. rpm	230 N
Length	384 mm	Mass flow@max. rpm	0.456 kg/s
Turbine weight	2,850 gram	Maximum EGT	750 °C
Maximum rpm	108,500		

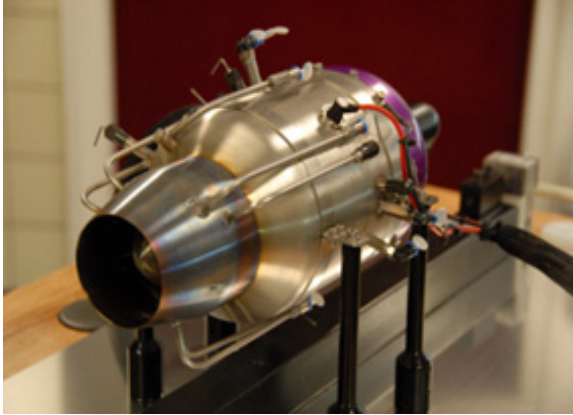


Fig. 2 Picture of a micro turbojet engine

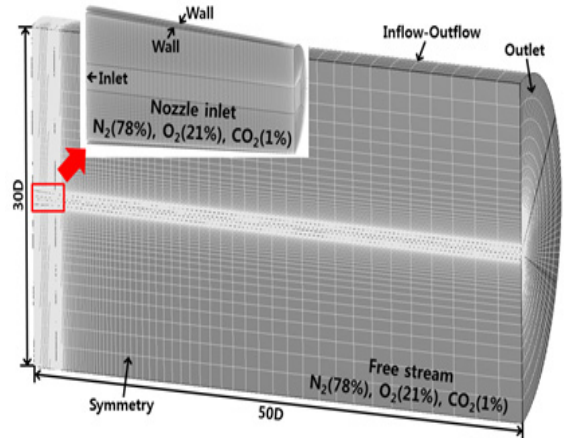


Fig. 4 Grid and numerical boundary conditions

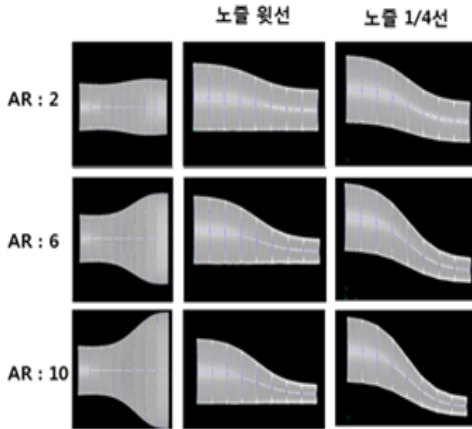


Fig. 3 Nozzle shapes for different curvature and aspect ratio

나누어진 총 9개의 단면적을 형상 변형 노즐에 똑같이 적용하기 위하여 hyperbolic tangent 함수와 타원 방정식을 이용하였다.

$$y = (H_{inlet} - H_{outlet}) \times \tanh(4x/L) \tag{1}$$

먼저 x에 대한 y의 좌표를 식 (1)을 이용하여 먼저 구하고 x, y가 포함된 단면적의 타원 넓이와 타원식을 이용하여 z좌표를 구한다. 그 다음 hyperbolic tangent를 노즐 단축의 가장 윗선과 1/4선에 적용하여 두 가지(소, 대)의 곡률을 생성하였다. 설계된 형상변형 노즐을 Fig. 3에 나타내었다.

### 2.4 계산격자 및 경계조건

노즐 배기가스 열유동의 경우 고온기체, 충격파 등 수치적 계산이 난해한 물리적 현상이 혼재하여 해석에 많은 시간이

요구되므로 최초 격자를 생성할 때 신중하고 정확한 격자를 생성시키는 것이 중요하다. 외부 유동장의 크기는 노즐 입구 지름 D를 기준으로 반경 방향 30배, 축 방향 50배로 설정하였다. 플룸이 형성될 것이 예상되는 부분에 격자의 밀집도와 갯수를 증가시켜서 해석 결과의 정확도를 높였다. Fig. 4에 해석에 사용된 노즐 주변의 격자계를 나타내었다. 열유동장 해석을 위한 경계조건은 Table 2와 같으며, 노즐 입구의 입력 조건은 마이크로 터보제트 엔진 성능분석을 통해 도출된 결과를 적용하였다.

### 2.5 CFD 코드 및 벤치마크 JPL 노즐 검증

노즐 내부 및 외부의 효과적인 해석을 위해서는 문제의 조건에 적당한 수치해석 기법을 적용하는 것이 중요하다. 본 연구에서는 열유동장 및 열전달을 해석하기 위해서 Navier-Stokes-Fourier 구성법칙에 기초한 질량, 운동량, 에너지 방정식, 화학종 방정식, 난류 방정식, 복사 열전달 방정식을 사용하였다. 상용 프로그램인 ANSYS FLUENT[7]를 사용하였으며, 주요 수치기법으로 밀도기반, 셀기반 유한 체적법, 내제 시간 전진법, 공간 이산화로 2차 풍상 차분법을 사용하였다. 플럭스 계산기법으로는 Riemann 근사해법에 기초한 Roe 기법을 사용하였다. 난류 해석을 위해 k-ε 모델과 k-ω 모델을 가

Table 2 Flight and nozzle inlet conditions

Operating Condition			
height(m)	Temperature(K)	Pressure(Pa)	Speed(m/s)
0	288.15	101,325	0
Nozzle Inlet Condition			
Mass Flow Rate(kg/s)	Temperature(K)	Pressure(Pa)	Specific Heat Ratio γ
0.456	973.15	167,848	1.3477

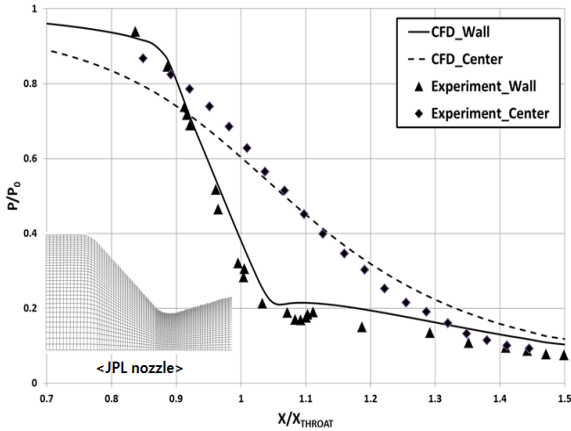


Fig. 5 Validation of the CFD code using a benchmark JPL nozzle

중합수를 사용하여 결합한 SST 모델을 사용하였다. SST 모델은 두 모델의 장점을 살릴 수 있도록 벽 근처에서는  $k-\omega$  모델이 사용되고 그 이외의 영역에서는  $k-\epsilon$  모델이 사용된다.

질량 보존 방정식은 아래 식과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_i \mathbf{v}) = \nabla \cdot \mathbf{J}_i \quad (2)$$

운동량 보존 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) + \nabla p = \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{\tau}_t) \quad (3)$$

$p$ 는 정압,  $\boldsymbol{\tau}$ 는 점성 전단응력 텐서,  $\boldsymbol{\tau}_t$ 는 난류항을 나타낸다. 에너지 보존 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho h) + \nabla \cdot (\rho h \mathbf{v}) = \nabla \cdot [(k + k_t) \nabla T] + S_h \quad (4)$$

$k$ 는 열전도도,  $k_t$ 는 난류 전송에 의한 전도도,  $S_h$ 는 복사열 전달 등의 추가적 열에 관련된 항을 나타낸다. 화학종의 질량 확산은 Schmidt 수( $Sc_t = \mu_t / \rho D_t$ )와 선형 Fick의 법칙을 사용하였다.

$$\mathbf{J}_i = -(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t}) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \quad (5)$$

사용된 수치코드 FLUENT의 노즐 열유동장 해석에 관한 신뢰성을 확보하기 위해 해석코드 검증시 널리 사용되는 JPL

노즐 실험값[9]을 고려하였다. 공기의 전 압력, 전 온도를 각각 1.032 MPa, 550 K로 설정하였다. 그 결과를 Fig. 5에 나타내었는데, 노즐 표면과 중심에서의 압력분포가 실험값과 정성적으로 일치하는 것을 확인하였다. 이를 통해 본 연구에서 사용된 전산해석 기법의 신뢰성을 확보하였다.

### 2.6 Narrow-band 모델을 이용한 파장별 강도(spectral intensity) 계산

플룸 및 후방동체에서 발생하는 파장별 복사신호는 항공기 추진기관 IR 신호분석에 있어서 중요하다. 이전 연구[8,10-12]에서 사용된 근사기법 narrow-band 모델을 이용하여 플룸 IR 신호를 계산하였다. 이 모델은 각 파장대에서의 복사 물성치를 평균을 내어 나타내는 밴드(band) 모델의 일종으로 많은 계산시간이 요구되는 line-by-line 밴드 모델보다 효율적 계산이 가능하다. Narrow-band 모델은 산란은 하지 않고 흡수와 방출만을 하는 경우의 복사 열전달 방정식을 기반으로 계산하며, 흡수계수에 대한 통계표를 사용하여 계산된다. 플룸 IR 신호 해석수행 시, 각 지점의 온도, 압력, 혼합물의 물질에 따른 분압을 도출하여 파장별 강도를 도출하였다.

## 3. 결과 및 분석

### 3.1 열유동장 결과

해석 결과 원형 노즐에 비하여 형상 변형 노즐의 출구 평균온도가 최대 33% 감소하였고, 노즐 벽면 근처의 평균온도가 최대 5% 감소하였다. 온도 변화에 관한 해석결과는 아래 Table 3에 나타내었다. 한편 형상 변형 노즐의 온도 감소뿐만 아니라, 각종 페널티에 대한 영향도 같이 고려해야 하므로, 노즐출구의 압력, 속도, 질량 유량을 이용하여 각 노즐 형상별 추력을 계산하였다. 그 결과 형상 변형 노즐에서의 추력이 원형 노즐 대비 최대 12%의 감소를 보였으며, 추력의 감소는 가로세로비가 크거나 곡률이 클수록 더 크게 나타났다. 이와

Table 3 Comparison of temperature and thrust in various nozzle configurations

Exit AR	Curvature	Exit Temperature(K)		Wall Temperature(K)		Thrust (N)
		Average	Maximum	Average	Maximum	
Circular	NA	560	872	548	566	997
	2	579	859	540	564	983
6	Small	561	865	537	570	964
	Large	561	858	537	569	980
10	Small	525	817	520	583	893
	Large	479	762	534	572	941
		373	862	522	588	877

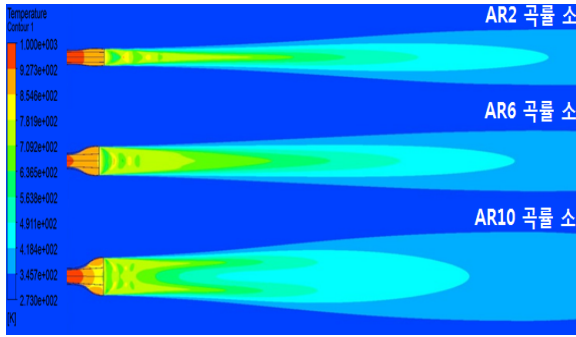


Fig. 6 Temperature contours for different nozzles(top view)

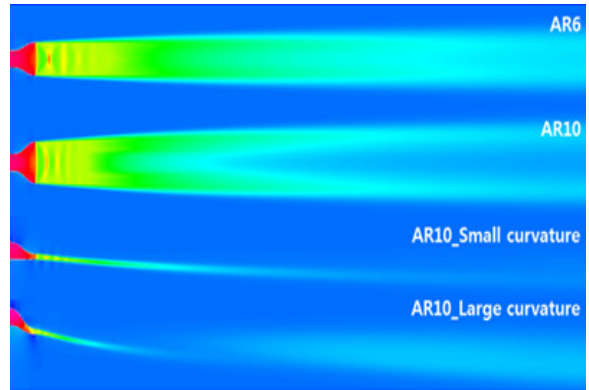


Fig. 8 Temperature contours for full scale nEUOn nozzle (top view)

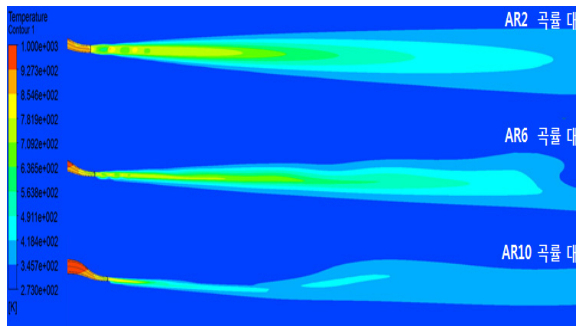


Fig. 7 Temperature contours for different nozzles(side view)

같은 결과는 노즐 출구에서의 압력이 형상변형으로 인해 감소하고 노즐 출구 방향 변화로 인해 추력 방향 성분이 줄어들었기 때문으로 판단된다.

Fig. 6의 세장비(aspect ratio; AR) 변화에 따른 마이크로 터보제트 엔진 노즐의 플룸의 온도분포를 보면, AR이 커질수록 플룸의 고온부의 길이가 짧아지고 고온의 플룸이 양끝으로 퍼지는 것을 확인 할 수 있다. 이는 노즐 출구의 AR이 커짐에 따라 노즐 출구에서 배출되는 고온의 가스가 원형노즐처럼 중심으로 집중되지 못하고 넓게 퍼진 형태로 배출되어 외부 공기와의 혼합이 빠르게 일어나므로 나타나는 현상으로 판단된다.

또한 노즐에 곡률이 적용되었을 경우 Fig. 7과 같이 플룸의 방향이 아래쪽으로 형성되는 것을 확인하였다. 이와 같은 결과는 곡률을 노즐에 적용했을 때 노즐의 출구와 입구의 위치 차이와 곡률로 인한 기울기를 따라 노즐 내부유동 또한 벽면을 타고 아래방향으로 기울어지기 때문에 노즐 출구에서 나오는 유동이 아래방향으로 기울어져 형성된 것으로 판단된다.

**3.2 Full-scale 열유동장과 비교**

Fig. 8은 이전연구[10]에서 해석된 nEUOn급 노즐의 열유동장 해석결과를 나타낸다. 마이크로 터보제트 엔진 노즐의

해석결과와 유사한 점을 쉽게 찾을 수 있다. 먼저 같은 곡률을 적용한 경우 AR이 커질수록 플룸이 측면으로 넓게 형성되고 플룸의 온도 또한 중앙이 아닌 측면에서 높게 나타남을 알 수 있다. 또한 곡률이 커질수록 고온부의 넓이가 축소되고 플룸의 유동이 y-방향으로 기울는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 스케일은 다르지만 마이크로 터보제트 엔진과 nEUOn 열유동장의 특성이 세장비 및 AR 설계 변수에 따라 유사한 경향성을 보이는 것을 확인할 수 있다. 결과적으로 마이크로 터보제트 엔진 노즐의 열유동장 해석결과와 nEUOn의 열유동장 해석결과를 정성적으로 예측하는 것이 가능함을 의미한다고 할 수 있다.

**3.3 IR 신호 분석**

전산해석 결과를 바탕으로 narrow-band 모델을 이용한 IR 신호 계산을 수행하였다. 관측 위치는 실제 실험 상황과 유사하게 설정을 하였다. 노즐출구를 기준으로 5 m의 위치에서 고도각과 방위각에 대하여 계산하였다. IR 신호를 계산하고자 하는 지점에서 노즐 중심까지의 직선거리를 1000등분 하여 각 점에 대한 온도, 압력, 분압을 도출했다. IR 신호 계산 결과 같은 지점에서 계산 하였을 때, Fig. 9과 같이 AR이 커질수록 최대 파장별 강도 값이 감소하는 경향을 보였고, 곡률이 커질수록 파장별 강도 값이 감소하는 경향을 보였다. 또한 고도각, 방위각에 따라 파장별 강도의 값이 변화하는 것을 확인하였다. Fig. 10은 AR 6 곡률 대 경우의 고도각에 따른 IR 신호의 결과를 나타내었다. 0도에서 가장 높게 파장별 강도 값이 측정된 이유는 가장 높은 온도 분포를 갖는 플룸의 중심 부분이 가장 많이 반영되기 때문이다.

모든 IR 신호의 결과를 살펴 보았을 때, 약 4.45 μm와 6-7 μm 밴드에서 파장별 강도가 다른 파장에 비해 두드러지게 나오는 것을 확인하였다. 이와 같은 결과는 대기와 플룸에

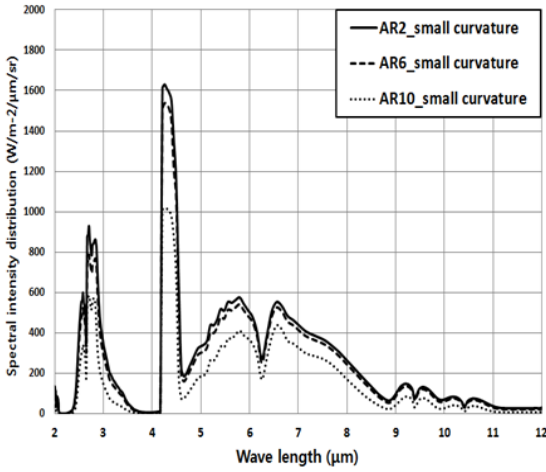


Fig. 9 IR signature for various nozzle shapes

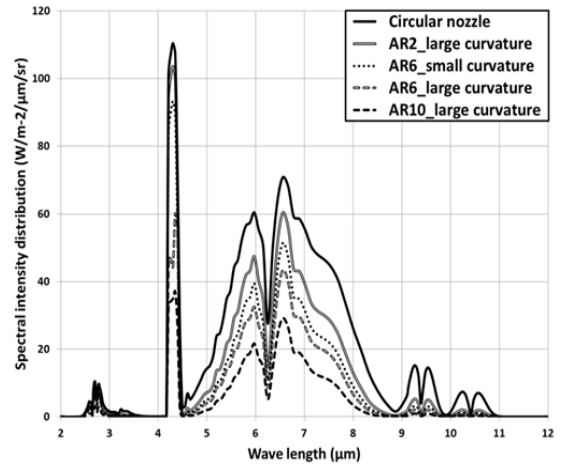


Fig. 11 IR signature for various nozzle shapes (full-scale nEUROn)

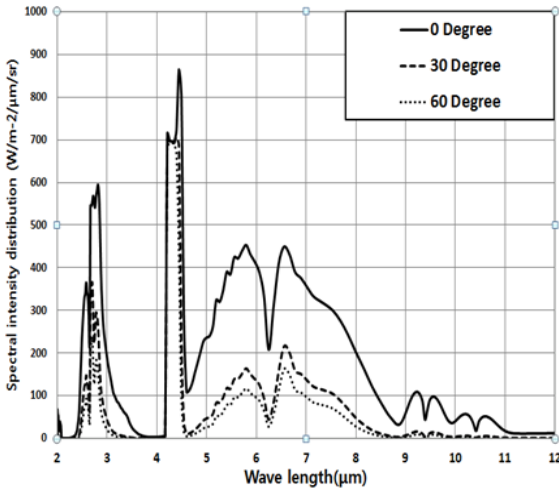


Fig. 10 IR signature for different observation positions

존재하는 CO<sub>2</sub>의 고유진동수가 4.45 μm 밴드에 영향을 미치고, H<sub>2</sub>O의 고유진동수가 6-7 μm 밴드에 영향을 미치는 때문이다.

### 3.4 Full-scale IR 신호와 비교

이전연구[11]에서 분석된 nEUROn급 full-scale 노즐 플룸의 파장별 강도의 값을 Fig. 11에 나타내었다. 2.5-3.5 μm, 4.45 μm, 6-7 μm에서 파장별 강도의 값이 높게 나타나는 것을 확인할 수 있다. Scale의 크기와 IR 신호의 관측 거리 등이 서로 다르지만, CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O의 특성은 동일하게 작용을 하고, AR과 곡률이 증가 할수록 파장별 강도의 값이 낮게 나타나

는 특성을 보여 준다. 이를 통해 마이크로 터보제트 엔진 결과로부터 full-scale의 결과를 정성적으로 유사하게 예측하는 것이 가능함을 보여준다.

### 3.5 스케일링(scaling) 특성 분석

UCAV와 마이크로 터보제트 엔진의 상사성에 관한 이전연구[13]를 확장하여 운용조건 및 스케일 차이에 따른 무차원수 분석을 수행하였다. 본 연구에서는 노즐 열유동장 및 IR 신호의 스케일 효과를 분석하기 위해 에너지 보존 편미분 방정식의 대류(convection)항과 복사(radiation)항의 비인 Bo(Boltzmann number)[14], 전도(conduction)항과 복사항의 비인  $N_R$ (Stark number)를 도입하였다.

$$Bo = \frac{\rho c_p L}{\sigma T^3} \tag{6}$$

$N_R$ 를 계산하기 위해서는 Pe(Péclet Number)와 Pr(Prandtl Number)의 값들이 필요하며 수식은 다음과 같다.

$$Pr = \frac{\nu}{\alpha} = \frac{c_p \mu}{k} \tag{7}$$

$$Pe = \frac{LV\rho c_p}{k} = Re Pr \tag{8}$$

위 식들을 활용하면 최종적으로  $N_R$ 은 아래와 같은 식으로 표현된다.

$$N_R = \frac{\tau Bo}{Pe} = \frac{\tau k}{\sigma T^3 V} \tag{9}$$

여기서  $\sigma$ 는 Stefan Boltzmann constant, 그리고  $V$ 는 노즐 출구에서의 속도를 나타낸다. 그리고  $M$ (Mach number)와  $Re$ (Reynolds number),  $\tau$ (optical thickness)를 도입하여 분석하였다.

$$M = \frac{V}{\sqrt{\gamma RT}} \tag{10}$$

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \tag{11}$$

$$\tau = \alpha L \tag{12}$$

식 (12)에서  $\alpha$ 는 absorption coefficient를 나타낸다.

이 들 무차원수들은 열유동장( $Re$  및  $M$ ), 온도 및 광학적 특성 (자유류, 벽면, 플룸의 온도비,  $Bo$ ), 플룸의 광학적 특성 ( $N_R$  또는  $\tau$ ), IR 신호의 파장별 특성 등으로 구분될 수 있으며 이들을 통해 스케일링 특성을 알 수 있다. 주요한 다섯 개의 무차원수에 대한 결과를 full-scale 노즐과 마이크로 터보제트 엔진 열유동장에 대해 Table 4에 요약하였다. 온도 및 광학적 특성에 관한 무차원 수인  $Bo$ 은 온도에 민감하며, 플룸의 광학적 특성에 관한  $N_R$ 은 상대적인 크기는 차이 나지만 그 값이 매우 작음을 확인하였다. 전체적으로 무차원수의 값의 크기(order)는 큰 차이가 나지 않아 무차원수가 비슷한 크기로 유지되는 이상적인 상황에 근접하다고 할 수 있다. 또한 앞서 확인하였던 열유동장과 특정 밴드의 IR 신호에는 무차원수의 일부 차이가 그리 큰 영향을 끼치지 않음을 확인할 수 있다.

### 4. 결 론

본 연구에서는 항공기 IR 저감 설계 연구를 위하여 마이크로 터보제트 엔진 노즐의 열유동장 특성을 CFD 전산코드로 분석하였다. 마이크로 터보제트 엔진 성능분석을 통하여 노즐 입구에서의 열유동 조건을 도출하였다. Full-scale에 관한 이전 연구와의 비교를 위하여 nEUROn의 노즐의 형상 변수(AR 및

곡률) 형태를 벤치마킹하여 여러 개의 노즐을 설계하였다.

전산 해석결과 노즐출구에서 최대 33% 노즐 벽면에서 최대 5%의 온도 저감 효과가 있는 것을 확인하였다. 또한 플룸의 온도 분포가 AR과 곡률이 증가할수록 고온부의 영역이 좁아지고 양 끝단으로 고온 부분이 집중되는 현상을 확인하였다. 이는 AR과 곡률이 증가하면 고온의 배기 플룸이 얇아지고 폭이 넓어지며 차가운 대기와 혼합 효율이 훨씬 증가하여 생기는 현상이다. 한편 AR과 곡률이 증가할수록 온도 저감 효과가 있지만, 추력의 페널티도 함께 고려를 해야 한다. 계산 결과 원형 노즐 대비 최대 12%의 추력 감소를 확인하였다. 이와 같은 결과를 통해 IR 신호 저감을 위한 노즐 설계 시 온도 저감 뿐만 아니라 추력의 페널티도 함께 고려를 해야 한다는 것을 알 수 있다.

열유동장 해석결과와 narrow-band 모델을 사용하여 플룸의 IR 신호를 계산하였다. 각각의 AR과 곡률에 대하여 파장별 강도를 분석한 결과 AR이 커질수록 파장별 강도가 약하게 발생하는 것을 확인하였다. 그 이유로는 정 후방에서의 측정되는 고온 부분이 AR이 커질수록 최대 온도가 낮아지고 플룸 범위가 줄어들기 때문이다. IR 신호의 결과 값들에서 공통적인 특징은 배기가스 조성으로 인해 CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O의 고유진동수에 관련된 2.5-3.5  $\mu$ m, 4.4-5  $\mu$ m, 6-7  $\mu$ m에서의 파장별 강도 값이 증가한다는 것이다.

최종적으로 축소 모델인 마이크로 터보제트 엔진과 full-scale nEUROn 급의 노즐 해석결과를 비교하여 스케일링 특성을 분석하였다. 에너지 보존에 기여를 하는 복사 등 여러 물리적 항들의 상대적 값 크기 비교를 통해 플룸의 광학적 특성에 관한 Boltzmann 수와 Stark 수를 도출하였다. 원칙적으로 이러한 무차원수들은 비슷한 크기로 유지하는 것이 이상적이나, 이를 달성하기에는 현실적인 제한이 많다. 축소 마이크로 터보제트 엔진 및 full-scale 노즐 모델에 관한 전산해석 결과를 비교해 보았을 때, 전체적으로 무차원수의 값의 크기에는 두드러진 차이가 나지 않아 두 모델 사이의 상사성이 존재함을 알 수 있었다. 특히 이 무차원 상수들의 일부 차이에도 불구하고, IR 신호 파장대 특성과 세장비 및 곡률에 따른 저감 또는 최적 경향성은 거의 동일하게 유지되어 지상 축소 모델을 통한 IR 신호 저감 설계 개념이 full-scale 모델에 적용이 가능함을 확인하였다.

### 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방피탐지 감소기술 특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다.

Table 4 Comparison of non-dimensional parameters

	$M$	$Re$	$\tau$	$Bo$	$N_R$
Full-scale (nEUROn)	1.30	4.64 x 10 <sup>6</sup>	2.96	34.3	3.20 x 10 <sup>-5</sup>
Micro turbojet engine	1.20	9.01 x 10 <sup>5</sup>	0.67	1.85	1.99 x 10 <sup>-6</sup>

## References

- [1] 2003, Ball, R.E., The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design, *AIAA Education Series*, 2nd Edition.
- [2] 2010, Thomson, J. and Birk, A.M., "Design of an Infrared Signature Suppressor for the Bell 205(UH-1H) Helicopter Part 1: Aerothermal Design," *11th CASI Propulsion Symposium*.
- [3] 2005, Mahulikar, S.P., Rao, G.A., Sane, S.K. and Marathe, A.G., "Aircraft Plume Infrared Signature in Nonafterburning Mode," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol.19, No.3, pp.413-415.
- [4] 2012, An, S.Y., Kim, W.C. and 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, pp.688-694.
- [5] 2011, Chun, S.H., Yang, Y.R., Moon, H., Myong, R.S. and 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, pp.15-21.
- [6] 2013, Kim, J.Y., Chun, S.H., Myong, R.S. and 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, pp.185-193.
- [7] 2013, ANSYS FLUENT 15.0 User's Guide, ANSYS Inc.
- [8] 2013, Kang, D.W., Kim, J.W., Myong, R.S. and 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, pp.779-787.
- [9] 1998, Mehta, R.C. and Jayachandran, T., "A Fast Algorithm to Solve Viscous Two-phase Flow in An Axisymmetric Rocket Nozzle," *International Journal of Numerical Methods in Fluids*, Vol.26, pp.501-517.
- [10] 1993, Grosshandler, W.L., "RADCAL: A Narrow-Band Model for Radiation Calculations in a Combustion Environment," *National Technical Information Service*, TN1402.
- [11] 2014, Kang, D.W., Kim, M.J., Myong, R.S. and Kim, W.C., "Investigation of Aircraft Plume IR Signature for Various Nozzle Configurations and Atmospheric Conditions," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.42, No.1, pp.10-19.
- [12] 2016, An, C.H., Kang, D.W., Baek, S.T., Myong, R.S., Kim, W.C. and Choi, S.M., "Analysis of Plume Infrared Signatures of S-Shaped Nozzle Configurations of Aerial Vehicle," *Journal of Aircraft*, Vol.53, No.6, pp.1768-1778.
- [13] 2016, An, C.H., Lee, H.J., Myong, R.S. and Kim, W.C., "Similarity Analysis of IR Signals and Flowfields of UCAV and Micro Engines," *Low Observable Technology Conference*, Daejeon, Korea.
- [14] 2003, Modest, M.F., Radiative Heat Transfer, 2nd Edition, Academic Press.