

## 항공기 IR 신호 분석을 위한 다양한 비행 조건에서의 노즐 열유동장 해석

전 수 환,<sup>1</sup> 양 영 록,<sup>2</sup> 문 혁,<sup>3</sup> 명 노 신,<sup>4</sup> 조 태 환<sup>4</sup>

### COMPUTATIONAL INVESTIGATION OF NOZZLE FLOWFIELDS AT VARIOUS FLIGHT CONDITIONS FOR AIRCRAFT INFRARED SIGNATURE ANALYSIS

S.H. Chun,<sup>1</sup> Y.R. Yang,<sup>2</sup> H. Moon,<sup>3</sup> R.S. Myong<sup>\*4</sup> and T.H. Cho<sup>4</sup>

*Aerothermodynamic flowfields of aircraft engine nozzles are computationally investigated at various flight conditions for infrared signature analysis. A mission profile of subsonic unmanned combat aerial vehicle is considered for the case study and associated engine and nozzles are selected through a performance analysis. Computational results of nozzle and plume flowfields using a density-based CFD code are analyzed in terms of thrust, maximum temperature, length and optical thickness of plume. It is shown that maximum temperature, length, and optical thickness of nozzle plume increase for lower altitude and higher Mach number.*

**Key Words :** 무인전투기 노즐(UCAV nozzle), 플룸 열유동장(Plume aerothermodynamic flowfield), 전산유체역학(CFD)

#### 1. 서 론

IR 신호는 열 추적 탐지기의 표적이 되기 때문에 IR 감소 기술이 항공기 생존성 향상의 핵심기술 중에 하나가 된다. 항공기에서 IR 신호를 발생시키는 요소들로는 엔진과 노즐, 배기 플룸(plume), 공력에 의한 표면 가열, 표면 방사, 그리고 태양 반사 등이 있다[1,2]. 이 중 엔진과 노즐, 플룸에서는 높은 수준의 IR 신호가 방사되기 때문에 엔진과 노즐, 플룸에서의 IR 감소기술이 항공기 생존성 향상의 핵심기술 중 하나이다.

노즐과 플룸에 관한 연구는 노즐의 압력비 변화에 의한 유동의 변화에 대한 실험[3], 수치해석을 통한 플룸 유동장에 관한 해석적 연구[4-6] 등이 수행되었다. 현재까지의 연구에서

는 주로 노즐 내부 조건 변화에 의한 플룸에서의 변화에 초점을 맞추고 있으며, 다양한 비행조건에 따른 노즐 및 플룸 열유동장 해석에 대한 연구는 매우 미흡한 편이다. 한편 Decher의 연구[7]에서는 노즐출구 형상에 따른 플룸의 변화가 IR 신호 강도에 주요한 영향을 미치는 것을 확인하였다. Banken의 연구[8]에서는 광학적 두께(optical thickness)가 증가할 경우 플룸 유동장에 의한 IR 신호가 증가한다는 결과를 풍동시험을 통해 보여주었다. 또한 사각노즐은 엔진 고온부 영역의 차폐가 용이하며, 원형노즐에 비해 구조적으로 가변이 용이하므로 추력편향노즐 설계에 유리하다. 따라서 최근에 개발되었거나 현재 개발이 진행 중에 있는 UCAV (Unmanned Combat Aerial Vehicle)의 경우, 대부분 사각노즐을 사용하는 추세에 있다. 이러한 이유로 다양한 비행조건에 따른 원형 및 사각노즐의 열유동장 해석은 IR 저감 설계 연구에 핵심적 요소가 된다고 할 수 있다.

따라서 본 연구에서는 고온기체, 충격파, 경계층, 제트 경계면 등 수치적 계산이 간단하지 않는 물리적 현상이 혼재하는 노즐 및 플룸에서의 열유동장을 다양한 비행조건에서 해석하고 플룸에 의한 IR 신호에 대한 정성적 이해를 도모하고자 한다. 먼저 구체적 대상 항공기로 가상의 아음속 무인전투기를 선정하 다음, 임무분석, 성능해석을 통해 가상 엔진을

접수일: 2011년 5월 12일, 수정일: 2011년 8월 10일,

계재확정일: 2011년 8월 11일.

1 정회원, 경상대학교 대학원 기계항공공학부

2 종신회원, 국방과학연구소

3 경상대학교 대학원 기계항공공학부

4 종신회원, 경상대학교 항공우주시스템공학과 및 항공기 부품기술연구소

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

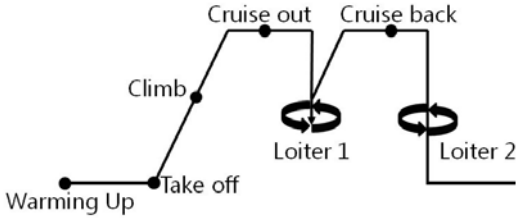


Fig. 1 UCAV mission profile

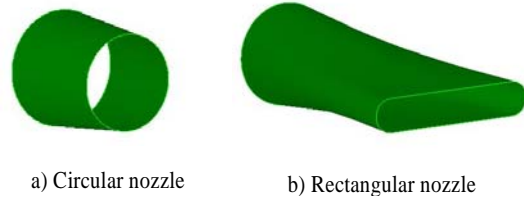


Fig. 3 Nozzle shape

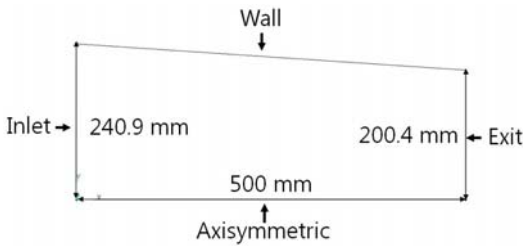


Fig. 2 Basic nozzle geometry

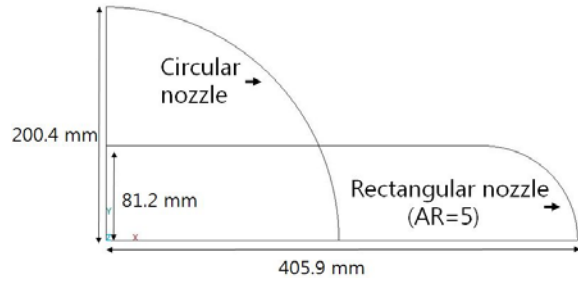


Fig. 4 Nozzle exit cross section

선정한다. 다음으로 각 임무를 만족시키는 원형노즐과 사각노즐을 각각 설계하였다. 이를 바탕으로 비행조건에 따른 열유동장 해석을 수행하여 IR 신호에 직접 영향을 미치는 비행조건에 따른 플룸의 최대 온도 및 특정온도 이상을 갖는 영역의 플룸의 길이와 광학적 두께의 변화를 분석한다. 본 연구를 통해 비행조건에 따른 IR 신호 변화에 대한 정성적 정보를 도출하고자 한다.

2. 엔진 성능 분석을 통한 노즐 설계

노즐 및 플룸 열유동장 해석과 IR 신호 분석에 앞서 가상항공기의 노즐형상 및 노즐입구조건을 도출하였다. 또한 가상무인항공기에 대한 임무분석을 통해 대표적 노즐을 설계하였다. 설정된 임무는 Fig. 1에 제시하였으며, 임무분석을 통해 설계된 노즐 형상은 Fig. 2와 같다.

일반적으로 원형노즐 출구 형상에 비해 사각노즐 출구 형상이 노즐의 코어(core) 플룸 온도를 감소시켜 IR 신호 감소에 도움이 되기 때문에 먼저 설계된 원형 노즐 토대로 노즐 출구형상을 사각으로 설계하였다. 설계한 전체 노즐형상은 Fig. 3에 나타내었으며, Fig. 4는 원형노즐 출구 면적과 동일하게 설계한 사각노즐 출구형상이다. 설계시 사용한 사각노즐의 가로세로비는 5이다. 사각노즐의 경우 노즐의 입구와 출구의 급격한 형상 변화에 의한 손실을 줄이기 위하여 노즐의 길이를 원형 노즐의 3배로 설계하였다[9].

2.1 수치해석 기법

노즐 내부 및 외부, 플룸 유동장은 충격파, 제트 경계면 등 그 해석이 난해한 영역이 혼재하여 일반적으로 그 계산이 쉽지 않다. 본 연구에서는 고온 고속 공기 유동장 해석에 역점을 두어 개발된 상용 CFD 프로그램인 ESI 회사의 CFD-FASTRAN Version 2010을 이용하였다. 이 코드를 사용한 이유는 이전 경험상 충격파나 제트 경계면이 존재하는 고아음속, 천음속 및 초음속 유동해석에서 여타 코드에 비해 상대적으로 정확도 및 수렴도가 높은 것으로 나타났으며, 또한 IR 신호 분석 연구에 중요한 요소인 기체-고체로 이루어진 시스템의 대류, 전도, 복사를 포함한 열해석을 지원하기 때문이다. 지배방정식은 아래의 식과 같으며, 주요 수치기법으로 밀도기반(density-based), 셀 기반 유한 체적법(cell-based finite volume method), 내재 시간 전진법(implicit)을 사용하였다. 공간 이산화(spatial discretization)로 2차 풍상 차분법(2nd order upwind scheme)을 사용하였고, 차분법으로는 리만 근사해법에 기초한 Roe 기법을 사용하였다. 난류모델은 유사문제에 많이 사용되는 k-epsilon 모델을 사용하였으며, 문제의 복잡도를 줄이기 위해 화학반응을 고려하지 않고 비열비가 일정한 이상기체로 가정하였다[10].

$$\frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial z} = \frac{\partial \vec{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \vec{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \vec{G}_v}{\partial z} \quad (1)$$

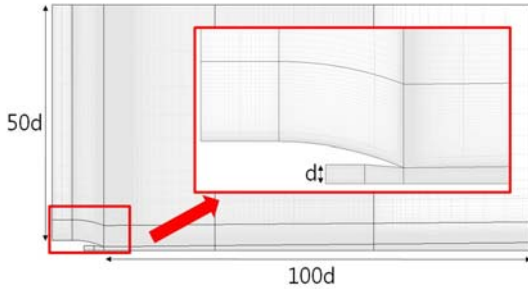


Fig. 5 Grids around nozzle

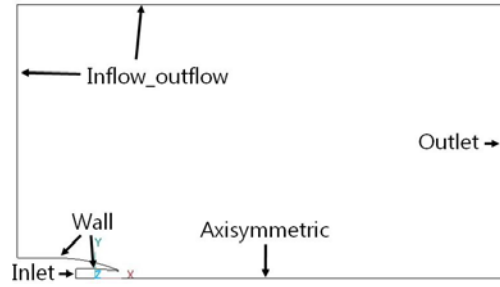


Fig. 6 Numerical boundary conditions (circular nozzle)

$$\vec{Q} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{Bmatrix}, \quad \vec{E} = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho vw \\ (\rho e_t + p)u \end{Bmatrix}$$

$$\vec{F} = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho vw \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho e_t + p)v \end{Bmatrix}, \quad \vec{G} = \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e_t + p)w \end{Bmatrix}$$

$$\vec{E}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \beta_x \end{Bmatrix}, \quad \vec{F}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \beta_y \end{Bmatrix}, \quad \vec{G}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ \beta_z \end{Bmatrix}$$

$$\beta_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \quad q_x = -k \frac{\partial T}{\partial x}$$

$$\beta_y = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \quad q_y = -k \frac{\partial T}{\partial y}$$

$$\beta_z = u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z \quad q_z = -k \frac{\partial T}{\partial z}$$

$$\tau_{ij} = \tau_{ji} = \mu \left( \frac{\partial \vec{V}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \vec{V}_j}{\partial x_i} \right) \quad \vec{V} = [u, v, w]$$

$$\tau_{ii} = \lambda (\nabla \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial \vec{V}_i}{\partial x_i}$$

$$\lambda = \mu' - \frac{2}{3}\mu, \quad \mu: \text{dynamic viscosity} \quad \mu': \text{bulk viscosity}$$

$$\lambda = -\frac{2}{3}\mu \quad \text{by Stoke's hypothesis} \quad (\mu' = 0 \text{ for monatomic gas})$$

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + 110.4}{T + 110.4} \quad \text{Sutherland's law}$$

2.2 계산격자 및 경계조건

노즐 유동의 경우 격자 생성 및 해석에 많은 노력과 시간

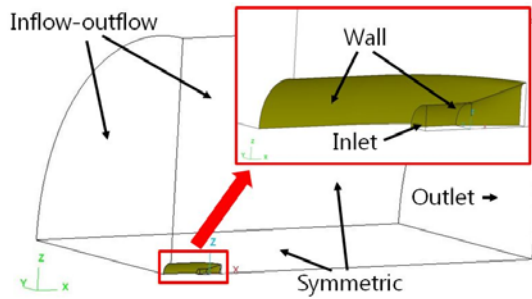


Fig. 7 Numerical boundary conditions (rectangular nozzle)

이 요구된다. 또한 전체 형상에 대해서 CFD 해석을 수행 할 경우 노즐 내부 및 외부 유동까지 고려해야 함으로 계산시간 이 많이 소요된다. 따라서 계산을 효율적으로 수행하기 위해 원형노즐과 사각노즐의 경우 각각 축대칭 및 1/4의 형상에 대 하여 격자를 생성하였다.

외부 유동장 영역의 크기는 노즐 입구의 직경(d)을 기준으 로 축방향의 길이를 100d, 반경 방향의 길이를 50d로 하였 다. 격자 생성 시에는 압력, 온도 등의 변화가 큰 노즐 벽면, 노즐출구 및 플룸 영역에 격자를 집중하였다. 계산영역과 축 대칭 노즐의 격자형상은 Fig. 5에서 나타내었다.

Fig. 6은 열유동장 해석을 위한 수치 경계조건을 나타낸다. 노즐 입구의 초기 조건은 임무분석을 통해 도출된 결과를 이 용하였다. 노즐의 경우 열전달 문제로 인해 내열성의 재료를 사용하므로, 벽면은 단열로 가정하였다. 사각 노즐의 경우 Fig. 7과 같이 전체형상의 1/4에 대하여 xy와 xz 평면에 대칭 조건을 적용하였다. 대칭조건을 제외한 경계조건은 축대칭 노즐에서의 경계조건과 동일하게 적용하였다.

2.3 비행 조건에 따른 열유동장 해석

원형노즐의 열유동장 해석에서는 20000ft, 30000ft, 40000

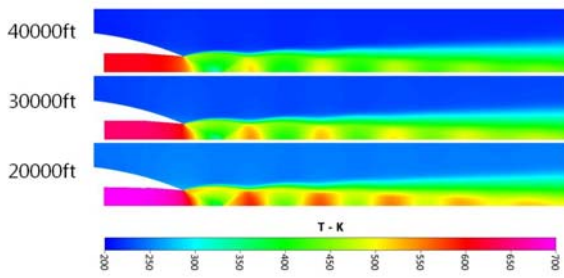


Fig. 8 Contours of temperature (circular nozzle, M=0.8)

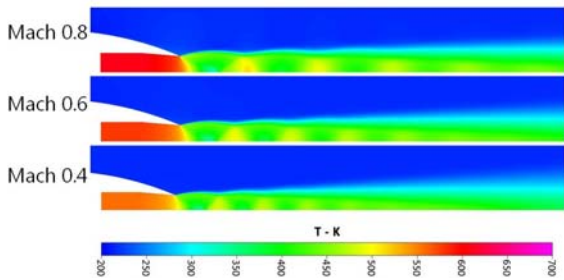


Fig. 9 Contours of temperature (circular nozzle, 40000 ft)

ft의 비행고도에서 비행 마하수를 0.4에서 0.8까지 변화시키며 해석을 수행하였다. 해석에 사용한 대기조건과 해석 조건은 Table 1에 나타내었다.

Figs. 8과 9는 항공기의 비행고도와 마하수에 따른 열유동장 해석 결과이며, Table 2는 비행조건에 따른 추력 및 플룸에서의 최고온도를 나타내고 있다. 동일한 고도에서 비행속도가 빨라지거나, 동일한 비행속도를 낮은 고도에서 내기 위해서는 필요추력이 증가하게 되고, 이에 따라 엔진 내부의 온도와 압력도 증가하게 된다. 해석결과 필요추력과 비례하여 노즐입구의 압력과 온도가 높아졌으며, 노즐 입구의 온도에 비

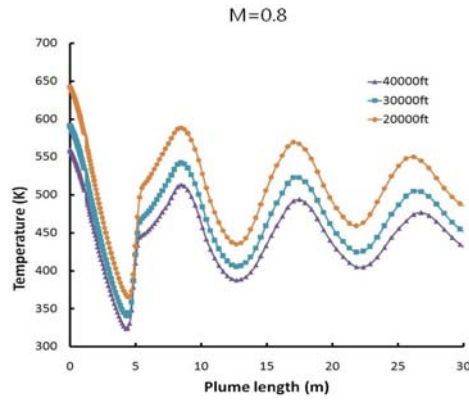


Fig. 10 Axial plume temperature vs. altitude change

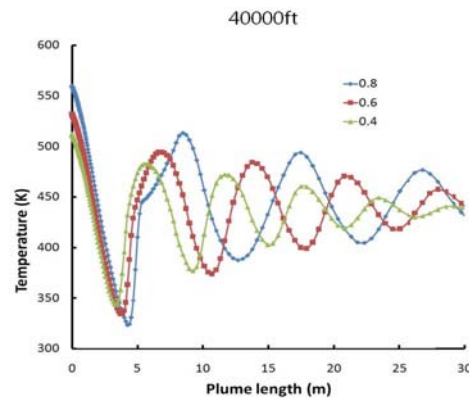


Fig. 11 Axial plume temperature vs. Mach number variations

례하여 플룸에서의 최고온도가 증가하였다.

Fig. 10은 동일한 마하수(M=0.8)일 경우 고도에 따른 플룸의 중심축에서의 온도 분포를 나타낸다. 고도가 높아짐에 따라 중심축에서 전체적인 플룸의 온도가 감소하는 것으로 나타났다. 또한 Fig. 11은 동일한 고도(40000ft)에서 마하수가

Table 1 Nozzle inlet conditions

Flight conditions		Atmospheric conditions		Nozzle inlet conditions			
Altitude (ft)	Mach number	Temperature (K)	Pressure (N/m <sup>2</sup> )	Pressure (N/m <sup>2</sup> )	Temperature (K)	Velocity (m/s)	Mach number
40000	0.8	216.6	18820	76152.6	608.5	215.8	0.445
	0.6			63762.7	578.3	210.0	0.445
	0.4			55868.2	556.9	205.9	0.444
30000	0.8	228.8	30144	121892.4	642.7	222.2	0.446
	0.6			102056.2	610.7	216.2	0.446
	0.4			89390.5	588.0	211.9	0.445
20000	0.8	248.6	46594	188171.7	698.1	232.3	0.448
	0.6			157565.9	663.4	226.0	0.447
	0.4			138012.4	638.7	221.4	0.446

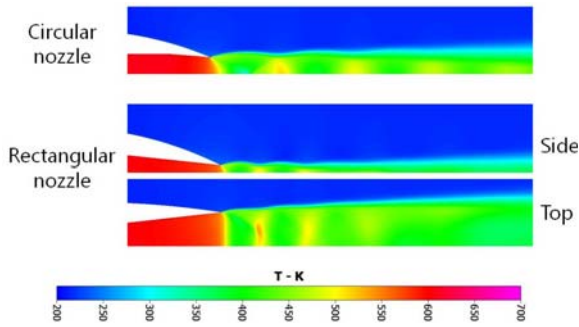


Fig. 12 Contours of temperature (rectangular nozzle, 20000 ft, M=0.8)

증가함에 따라 플룸에서의 최대온도 분포가 축방향으로 늘어 나는 것으로 나타났다.

### 2.4 사각노즐 열유동장 해석

고도 40000 ft, 비행 마하수 0.8인 비행 상태에서 사각노즐의 열유동장 해석을 수행하였다. 유동장 해석 결과는 Fig. 12와 Table 3과 같다. 사각 노즐출구 형상인 경우 원형 노즐출구 형상에 비해 추력과 출구에서의 평균온도, 플룸에서의 최대온도가 각각 2%, 1%, 2.5% 감소한 것으로 나타났다.

Fig. 13는 노즐 출구형상에 따른 플룸의 중심축에서의 온도 분포를 나타내고 있다. 사각 노즐출구 형상인 경우 원형 노즐출구 형상에 비해 전체적으로 플룸의 온도가 감소하였고 축방향으로 플룸에서의 온도가 빠르게 감소하는 것으로 나타났다.

### 3. IR 신호 분석을 위한 복사강도 분석

Decher의 연구[7]에 따르면 플룸에서의 복사강도(I)는 노즐 출구의 가로세로비와 플룸 길이(L)에 따라서 달라지며 IR 신호

Table 2 Results (thrust and temperature) at various flight conditions

Flight conditions		Computational results	
Altitude (ft)	Mach	Thrust (N)	Temperature (K)
40000	0.8	7187.4	559.9
	0.6	6399.9	532.1
	0.4	6035.6	512.4
30000	0.8	11690.1	591.5
	0.6	10366.7	562.1
	0.4	9730.6	541.1
20000	0.8	18460.4	642.7
	0.6	16275.9	610.7
	0.4	15190.4	587.9

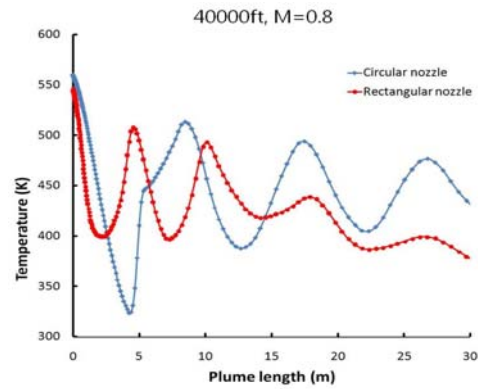


Fig. 13 Axial plume temperature vs. nozzle type

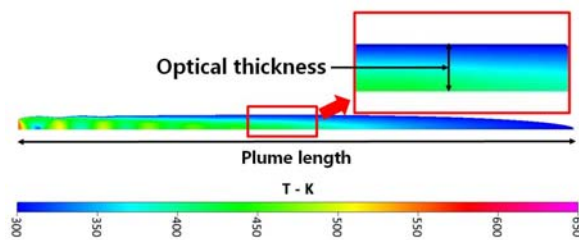


Fig. 14 Plume length and optical thickness

호는 다음과 같이 정의된다.

$$I = \int_0^L BH(x)(1 - e^{-kW(x)})dx \tag{2}$$

$$L \propto H_0 \frac{(u_6 + u_0)}{(u_6 - u_0)} \tag{3}$$

여기서 B는 흑체복사강도이고,  $H(x)$ 와  $W(x)$ 는 각각 노즐 출구의 높이와 폭을 의미한다.  $u_0, u_6, k, x$ 은 각각 외부속도, 노즐출구 속도, 광학적 흡수계수, 축방향 좌표를 나타낸다.

플룸의 길이를 나타내는 식(3)은 경험식으로 정확한 플룸의 길이를 계산하기는 어렵다. 하지만 CFD 해석을 통하여 보

Table 3 Thrust and temperature vs. nozzle type

	Thrust (N)	Average temperature (K)	Maximum temperature (K)
Circular nozzle	7187.4	552.9	559.9
Rectangular nozzle	7042.2	545.8	545.9

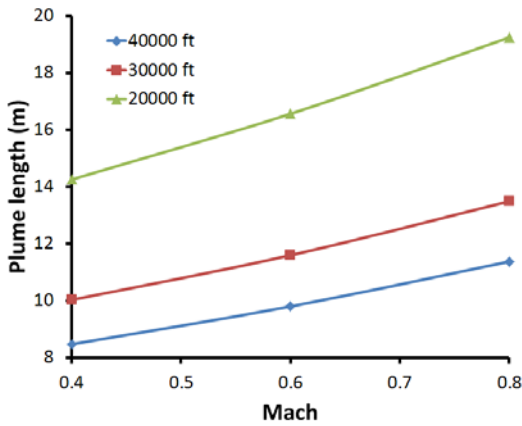


Fig. 15 Plume length vs. altitude change

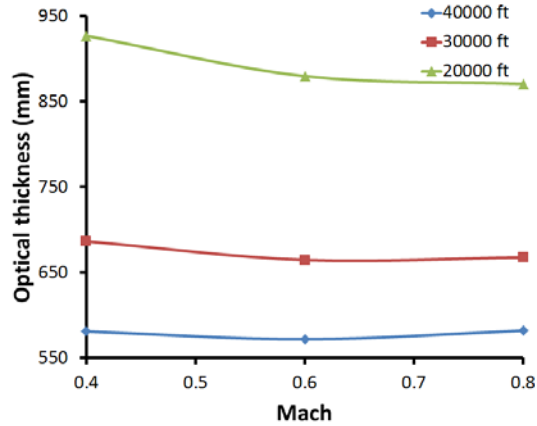


Fig. 16 Optical thickness vs. altitude change

다 정확한 플룸의 길이를 예상할 수 있다. 또한 Banken의 연구[8]에서는 광학적 두께가 커지면 플룸의 IR 신호가 증가한다는 결과를 보여준다. 따라서 현 단계에서는 특정온도 이상을 갖는 플룸 영역의 길이와 광학적 두께를 측정함으로써 플룸에서의 복사강도와 IR 신호에 대한 경향을 분석하고자 한다. 3세대 IR 탐지기의 경우, 고온에서 나오는 파장의 IR 신호만을 탐지하던 이전 세대의 탐지기와는 달리, 8~12 μm의 파장을 가지는 300 K 부근 온도 이상에서 IR 신호 탐지가 가능하다[2]. 따라서 300 K 이상의 플룸 영역을 기준으로 플룸 길이와 광학적 두께를 정하였다. Table 4는 해석조건에 따른 플룸 길이와 광학적 두께의 결과이며, Fig. 14는 CFD 해석을 통하여 도출된 플룸에서 300 K 이상의 온도 분포이다.

Fig. 15에서는 비행조건에 따른 플룸의 길이의 변화를 나타내었다. 측정 결과 코어의 길이는 비행고도가 낮아질수록 길어지고, 비행 마하수가 작을수록 짧아지는 것을 확인할 수 있다. Fig. 16에서는 비행조건에 따른 광학적 두께의 변화를

나타내었다.

Table 5에서는 노즐 출구 형상이 원형인 경우와 사각인 경우 플룸 길이 및 광학적 두께의 변화를 표로 나타내었다. 해석 결과 노즐 출구형상이 사각으로 변함에 따라 플룸의 길이가 짧아짐을 확인하였고, 광학적 두께는 보는 방향에 따라서 달라짐을 확인하였다. 또한 IR 탐지기가 항공기의 수직 방향에 있을 경우 출구 형상이 사각인 노즐이 출구 형상이 원형인 노즐에 비하여 광학적 두께가 현저히 감소하는 것으로 나타났다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 고온기체, 충격파, 경계층, 제트 경계면 등이 혼재하는 노즐 및 플룸 열유동장을 다양한 비행조건에서 해석하였다. 이를 위해 가상의 아음속 무인전투기에 대한 입무분석을 통하여 노즐을 설계하고, 이를 바탕으로 비행 조건에 따른 열유동장 해석을 수행하였다. 플룸에서의 IR 신호 분석을 위하여 열유동장 해석을 통해 도출된 최대온도, 특정온도 이상의 영역에 대한 길이 및 광학적 두께를 분석하였다. 분석 결과 비행고도가 낮아질수록, 비행 마하수가 증가할수록 필요 추력이 증가하기 때문에 플룸에서의 최고온도가 함께 증가하였다. 또한 비행 마하수가 높아질수록 플룸에서의

Table 4 Plume length and optical thickness

Flight conditions		Computational results	
Altitude (ft)	Mach	Plume length (m)	Optical thickness (mm)
40000	0.8	11.38	582.1935
	0.6	9.80	572.0655
	0.4	8.48	581.2395
30000	0.8	13.50	667.7194
	0.6	11.60	664.7854
	0.4	10.03	686.4874
20000	0.8	19.25	870.6193
	0.6	16.57	879.9193
	0.4	14.26	927.2192

Table 5 Plume length and optical thickness vs. nozzle type

	Plume length (m)	Optical thickness (mm)	
Circular nozzle	11.38	582.2	
Rectangular nozzle	8.44	Top	207.0
		Side	1224.9

온도 분포가 축방향으로 확장되는 것을 확인하였다.

플룸의 복사강도를 결정하는 주요한 요소는 플룸의 길이와 노즐출구 형상, 그리고 IR 탐지기의 방향에 의한 관계로 표현된다. 노즐출구 형상이 사각인 노즐의 경우, 출구형상이 원형인 노즐에 비하여 플룸의 길이가 감소하는 것으로 나타났다. 광학적 두께의 경우 항공기의 수직 방향에 있는 IR 탐지기에 대하여 출구 형상이 사각인 노즐이 원형인 노즐에 비하여 현저히 감소하는 것으로 나타났다. 이러한 플룸의 길이와 광학적 두께의 변화로 인하여 비행 마하수가 감소하거나 출구의 가로세로비가 커짐에 따라 지상에서 관측되는 항공기의 복사강도가 작아지는 것으로 예측되었다.

### 후 기

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

### 참고문헌

[1] 2003, Ball, R.E., The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design, *AIAA Education Series*, 2nd Edition.  
 [2] 2007, Mahulikar, S.P., Prasad, H.S.S. and Rao, G.A.,

"Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.43, pp.218-245.  
 [3] 2004, Hunter, C.A., "Experimental Investigation of Separated Nozzle Flows," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.20, pp.527-532.  
 [4] 2007, 권순덕, 김성초, 김정수, 최종욱, "수치계산에 의한 2차원 초음속 노즐에서 압력비와 길이비에 따른 흐름 특성," *한국항공우주학회지*, 제35권, 제4호, pp.281-286.  
 [5] 1999, 김영목, "배기플룸을 포함한 로켓 노즐 유동의 수치해석," *한국항공우주학회지*, 제27권, 제2호, pp.101-110.  
 [6] 1980, Decher, R., "Computational Fluid Dynamics Analysis of Nozzle Plume Effects on Sonic Boom Signature," *Journal of Aircraft*, Vol.48, pp.368-380.  
 [7] 1981, Decher, R., "Infrared Emissions from Turbofans with High Aspect Ratio Nozzle," *Journal of Aircraft*, Vol.18, pp.1025-1031.  
 [8] 1980, Banken, G.J., Cornette, W.M. and Gleason, K.M., "Investigation of Infrared Characteristics of Three Generic Nozzle Concepts," *16th SAE/ASME Joint Propulsion Conference*.  
 [9] 2002, Mattingly, J.D., Heiser, W.H., Pratt, D.T., *Aircraft Engine Design*, 2nd Edition, *AIAA Education Series*.  
 [10] 1999, 김영목, "로켓 배기플룸에 관한 3차원 수치해석," *한국전산유체공학회 1999년도 추계 학술대회논문집*, pp.71-76.