

IR 신호 분석을 위한 비행 조건에 따른 노즐 열유동장 해석

전 수환¹, 양영록², 문혁¹, 김준영¹, 명노신^{3*}, 조태환³

Numerical Analysis of Nozzle Plume Flow-Fields at Various Flight Conditions for Infrared Signature Investigation

S.H. Chun¹, Y.R. Yang², H. Moon¹, J.Y. Kim¹, R.S. Myong^{3*} and T.H. Cho³

Plume flow-fields of aircraft nozzles are numerically investigated at various flight conditions for infrared signature analysis. A mission profile of subsonic unmanned combat aerial vehicle is considered for the requirement of each mission, associated engine and nozzles are selected through a performance analysis. Numerical results of nozzle plume flow-fields using a CFD code are analyzed in terms of thrust, maximum temperature. It is shown that maximum temperature increase for lower altitude and higher Mach number.

Keywords: 플룸 유동장(Plume flow-field), 적외선 신호(Infrared Signature), 무인전투기 노즐(UCAV nozzle)

1. 서 론

본 연구에서는 고온기체, 충격파, 경계층, 제트 경계면 등 수치적 계산이 간단하지 않는 불리적 현상이 혼재하는 노즐 및 플룸에서의 열유동장을 다양한 비행조건에서 해석하고 이를 이용하여 플룸에 의한 IR 신호에 대한 정성적 이해를 도모하고자 한다. 이는 열 추적 탐지기의 표적이 되는 엔진과 노즐, 플룸에서의 IR 신호를 분석하여 항공기 생존성을 향상시키기 위함에 있다[1,2]. 또한 현재까지 진행되고 있는 노즐과 플룸에서의 유동장 연구는 노즐의 압력비 변화에 의한 유동의 변화에 대한 실험 [3], 수치해석을 통한 플룸 유동장에 관한 해석적 연구 [4-6] 등과 같이 주로 노즐 내부 조건 변화에 의한 플룸에서의 변화에 초점을 맞추고 있으며, 다양한 비행조건에 따른 노즐 및 플룸 열유동장 해석에 대한 연구는 매우 미흡한 편이다.

따라서 본 연구에서는 노즐 및 플룸에서의 열유동장을 다양한 비행조건에서 해석하고, 추력과 plume에서의 온도분포의 비교를 통하여 플룸에 의한 IR 신호를 분석하였다. 이를 위해 구체적 대상 항공기로 가상의 아음속 무인전투기를 선정한 다음, 임무분석, 성능해석을 통해 가상 엔진을 선정한다. 다음으로 각 임무를 만족시키는 노즐을 설계하였다. 이를 바탕으로 비행조건에 따른 열유동장 해석을 수행하여 IR 신호에 직

접 영향을 미치는 비행 조건에 따른 추력 및 플룸의 최대 온도를 분석한다. 본 연구를 통해 비행조건에 따른 IR 신호 변화에 대한 정성적 정보를 도출하고자 한다.

2. 엔진 성능 분석을 통한 노즐 설계

IR 신호 분석을 위한 노즐 및 플룸 열유동장 해석에 앞서 가상 무인항공기에 대한 임무분석을 통해 노즐을 설계하고 및 노즐입구조건을 도출하였다. 설정된 임무는 Fig. 1에 제시하였으며, 임무분석을 통해 설계된 노즐 형상은 Fig. 2와 같다.

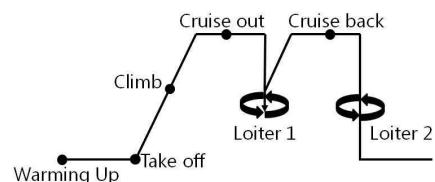


Fig. 1 UCAV mission profile

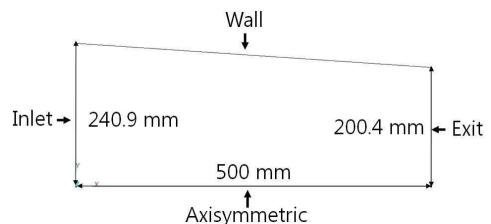


Fig. 2 Basic nozzle geometry

1 정희원, 경상대학교 대학원 기계항공공학부

2 정희원, 경상대학교 항공기부품기술연구소

3 정희원, 경상대학교 항공우주시스템공학과 및 항공기부품기술연구소

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

3.1 수치해석 기법

노즐 내부 및 외부, 플룸 유동장은 충격파, 제트 경계면 등 그 해석이 난해한 영역이 존재하여 일반적으로 그 계산이 쉽지 않다. 본 연구에서는 고온 고속 공기 유동장 해석에 역점을 두어 개발된 상용 CFD 프로그램인 ESI 회사의 CFD-FASTRAN 버전 2010을 이용하였다. 이 코드를 사용한 이유로는 이전 경험상 충격파나 제트 경계면이 존재하는 고아음속, 친음속 및 초음속 유동해석에서 FLUENT와 같은 여타 코드에 비해 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(space 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[7].

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

$$\begin{aligned} \dot{Q} &= \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{Bmatrix}, \quad \dot{E} = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho u v \\ \rho u w \\ ((\rho e_t + p)u) \end{Bmatrix}, \\ \dot{F} &= \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + p \\ \rho v w \\ ((\rho e_t + p)v) \end{Bmatrix}, \quad \dot{G} = \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho u w \\ \rho v w \\ \rho w^2 + p \\ ((\rho e_t + p)w) \end{Bmatrix}, \\ \overline{E}_\nu &= \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \beta_x \end{Bmatrix}, \quad \overline{F}_\nu = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \beta_y \end{Bmatrix}, \quad \overline{G}_\nu = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ \beta_z \end{Bmatrix} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \beta_x &= u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x & q_x &= -k \frac{\partial T}{\partial x} \\ \beta_y &= u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y & q_y &= -k \frac{\partial T}{\partial y} \\ \beta_z &= u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z & q_z &= -k \frac{\partial T}{\partial z} \end{aligned}$$

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

$$\tau_{ii} = \lambda (\nabla \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial \vec{V}_i}{\partial x_i} \quad \vec{x} = [u, v, w]$$

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

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

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

3.2 계산격자 및 경계조건

노즐 유동의 경우 격자 생성 및 해석에 많은 노력과 시간이 요구된다. 또한 전체 형상에 대해서 CFD 해석을 수행할 경우 노즐 내부 및 외부 유동까지 고려해야 함으로 계산시간이 많이 소요된다. 따라서 계산을 효율적으로 수행하기 위해 축대칭 형상에 대하여 격자를 생성하였다.

외부 유동장 영역의 크기는 노즐 입구의 직경(d)을 기준으로 축방향의 길이를 $100d$, 반경 방향의 길이를 $50d$ 로 하였다. 격자 생성 시에는 압력, 온도 등의 변화가 큰 노즐 벽면, 노즐출구 및 플룸 영역에 격자를 집중하였다. 계산영역과 축대칭 노즐의 격자형상은 Fig. 3에서 나타내었다.

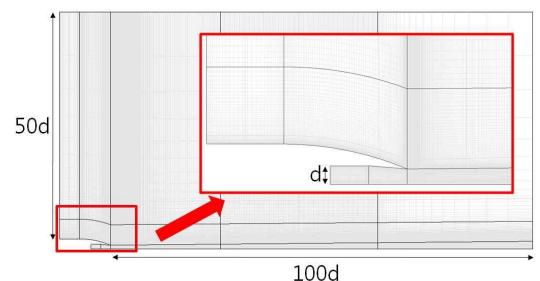


Fig. 3 Grids around nozzle

Fig. 6은 열유동장 해석을 위한 수치 경계조건을 나타낸다. 노즐 입구의 초기 조건은 임무분석을 통해 도출된 결과를 이용하였다. 노즐의 경우 열전달 문제로 인해 내열성의 재료를 사용하므로, 벽면은 단열로 가정하였다.

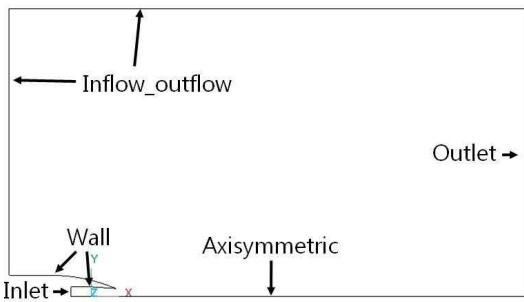


Fig. 4 Numerical boundary conditions (circular nozzle)

3.3 비행 조건에 따른 열유동장 해석

원형노즐의 열유동장 해석에서는 비행고도와 비행 마하수를 변화하면서 해석을 수행하였다. 해석에 사용한 비행조건에 따른 대기조건과 해석 조건은 Table 1에 나타내었다.

Table 2는 비행조건에 따른 추력 및 플룸에서의 최고온도를 나타내고 있다. 해석결과 동일한 마하수에서는 비행고도가 낮아질수록 최대 온도가 높아지며, 동일한 고도에서는 마하수가 증가할수록 최대온도가 높아지는 것으로 나타났다. 고도가 낮아질수록, 비행 마하수가 증가 할수록 필요 추력이 증가하게 되고, 이에 따라 플룸에서의 최고온도가 증가하였다.

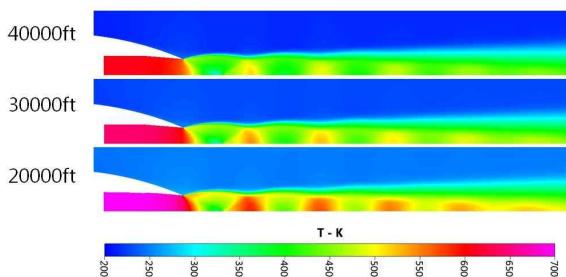


Fig. 5 Contours of temperature (circular nozzle, M=0.8)

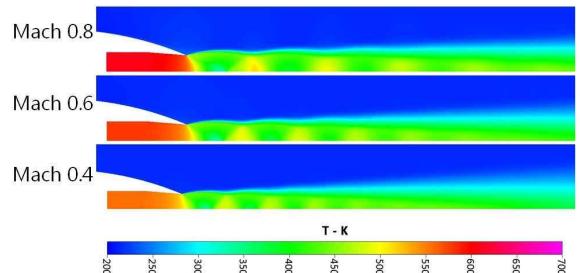


Fig. 6 Contours of temperature (circular nozzle, 40000 ft)

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

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

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(40000 ft)에서 마하수가 증가함에 따른 플룸의 중심축에서의 온도 분포를 나타낸다. 마하수가 증가함에 따라 플룸에서의 전체적인 온도는 증가하고, 온도 분포는 축방향으로 늘어나는 것을 확인하였다.

Flight conditions		Atmospheric conditions		Nozzle inlet conditions			
Altitude (ft)	Mach	Temperature (K)	Pressure (N/m^2)	Pressure (N/m^2)	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

Table 1 Nozzle inlet conditions

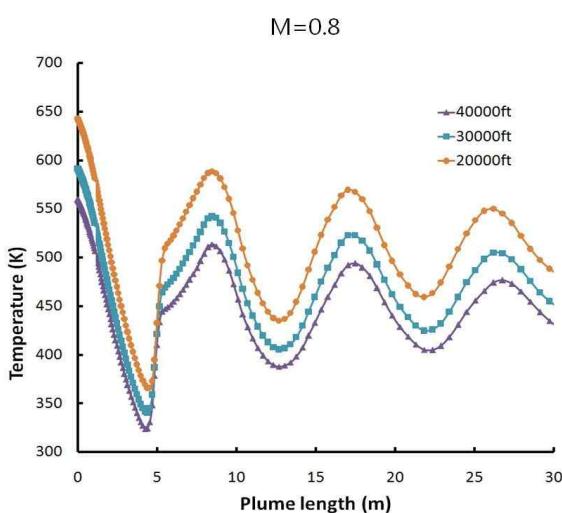


Fig. 7 Axial plume temperature vs altitude change

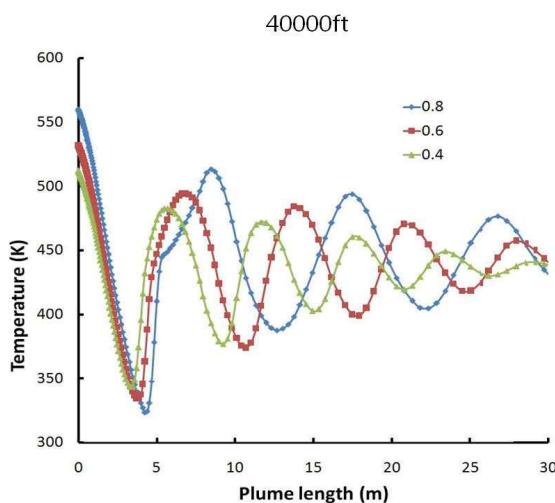


Fig. 8 Axial plume temperature vs Mach number variations

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 임

무분석을 통하여 노즐을 설계하고, 이를 바탕으로 분석된 비행 조건에 따른 열유동장 해석을 수행하였다. 플룸에서의 IR 신호 분석을 위하여 열유동장 해석을 통해 도출된 최대온도와 전체적인 열유동장 변화를 분석하였다. 분석 결과 비행고도가 낮아질수록, 비행 마하수가 증가할수록 필요 추력이 증가하기 때문에 플룸에서의 최고온도가 함께 증가함을 확인하였다. 또한 비행 마하수가 높아질수록 플룸에서의 전체적인 온도는 증가하고, 온도 분포는 축방향으로 늘어나는 것을 확인하였다.

후 기

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

참고문현

- [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, 김성조, 김정수, 최종욱, "수치계산에 의한 2 차원 초음속 노즐에서 압력비와 길이비에 따른 흐름 특성," *한국항공우주학회지*, 제35권, 제4호, pp.281-286.
- [5] 1999, 김영목, "배기플룸을 포함한 로켓 노즐 유동의 수치 해석," *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] 1999, 김영목, "로켓 배기플룸에 관한 3차원 수치해석," *한국전산유체공학회 1999년도 추계 학술대회논문집*, pp.71-76.