

## 論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.12.1141>

## 노즐 특성에 따른 후방동체 온도 변화 연구

이경주\*, 백승욱\*, 이성남\*\*, 김만영\*\*\*, 김원철\*\*\*\*

Effects of Nozzle Characteristics  
on the Rear Fuselage Temperature DistributionKyung Joo Yi\*, Seung Wook Baek\*, Sung Nam Lee\*\*, Man Young Kim\*\*\*  
and Won Cheol Kim\*\*\*\*

## ABSTRACT

In order to enhance the aircraft survivability, infrared signatures emitted by engine parts should be diminished. For its reduction it is necessary for the rear fuselage temperature to be decreased. In this study, numerical modeling of flow fields and heat transfer of nozzle is performed and its temperature distribution along each component wall is predicted. The effects of material characteristics and shape of nozzle wall and radiation shield on the heat transfer are also investigated. Through this numerical analysis, design parameters related to the susceptibility of aircraft are examined.

## 초 록

항공기의 생존성 향상을 위해서는 추진기관에서 방사되는 적외선 신호를 감소시켜야 하며 이를 위해서는 후방동체의 온도 저감이 필요하다. 본 논문에서는 후방동체 내/외부의 유동 및 열전달 현상을 파악하여 각 벽면의 온도 분포를 살펴보고 노즐 벽면의 재질 특성 및 형상, 복사 차폐막의 유무가 열전달에 미치는 영향을 확인하였다. 이를 통해 항공기의 피탐지성을 낮출 수 있는 설계 조건을 확인하였다.

**Key Words** : Susceptibility(피탐지성), Infrared Signature(적외선 신호), Nozzle Flow(노즐 유동), Rear Fuselage Temperature(후방동체 온도)

## 1. 서 론

기술 수준에 의해 그 우위가 결정되는 현대 전장 환경에서 항공기의 생존성(survivability)은 점차 중요한 요인으로 부각되고 있다. 항공기 개

발단계에서부터 스텔스 기능에 대한 관심이 집중 조명되고 있으며 적군의 미사일이나 탐지 장치에 의한 추격과 관련하여 피탐지성(susceptibility) 문제의 중요성이 높아지고 있다. 육안이나 소리에 의한 1차적인 탐지 외에 적외선(infrared, IR) 신호나 레이더에 의한 탐지를 통해 항공기의 생존성이 위협받게 되는데, 이런 신호를 탐지해내는 장치 기술 역시 더욱 정교하고 다양하게 개발되고 있어 신호 저감 기술 개발이 절실히 요구되는 실정이다. 최근 전략적 상황에서 열 감지 미사일에 의한 항공기의 손실이 증가하고 있어 IR 신호 해석을 통한 항공기 생존성 향상은 매우 중요한 과제라 할 수 있다. 이에 따라 선진국을 중

† 2011년 9월 21일 접수 ~ 2011년 11월 16일 심사완료

\* 정회원, KAIST 항공우주공학과  
교신저자, E-mail: [swbaek@kaist.ac.kr](mailto:swbaek@kaist.ac.kr)  
대전시 유성구 대학로 291

\*\* 정회원, 한국원자력연구원

\*\*\* 정회원, 전북대학교 항공우주공학과

\*\*\*\* 정회원, 국방과학연구소

심으로 생존성 및 피탐지성 관련 연구가 활발하게 진행되고 있지만<sup>(1,2)</sup> 국방 문제와 관련된 사항이기에 해외로의 기술 유출이 철저하게 통제되고 있는 상황이다. 국내에서도 기술 개발의 중요성을 인식하고 관련 연구가 점차적으로 늘어나고 있다<sup>(3)</sup>.

항공기 후방동체에서 방사되는 높은 수준의 IR 신호는 IR 탐지기의 좋은 표적이 되기 때문에 이를 감소시키는 것은 항공기 생존성 향상을 위해 필수적이다. IR 신호는 온도의 함수이기 때문에 후방동체의 온도 분포를 파악함으로써 방사되는 IR 신호를 예측할 수 있다. 이를 위해 노즐 내부 및 외부의 온도를 정확하게 예측하는 연구가 선행되어야 하며 그 결과를 바탕으로 후방동체의 온도를 저감시킬 수 있는 방법이 제시되어야 한다.

본 논문에서는 노즐 유동 해석을 통해 후방동체 온도 저감을 위한 변수를 알아보려고 하였다. 노즐과 그 주위를 둘러싸고 있는 케이싱으로 구성된 후방동체 내부 및 외부의 유동장을 해석하고 그 결과 나타나는 각 벽면의 온도 분포를 살펴봐왔다. 또한 노즐 벽면의 재질 특성이나 형상, 복사 차폐막의 유무가 열전달 현상에 미치는 영향을 관찰하였다.

## II. 적용 이론

### 2.1 노즐 유동

Fig. 1은 본 연구에서 해석한 후방동체의 형상을 보여주고 있다. 노즐은 초음속 유동을 위해 수축-팽창 형태를 띠고 있으며<sup>(4)</sup> 그 주위를 케이싱이 감싸고 있는 형상이다. 노즐 내부로는 연소 과정을 마친 고온의 기체(FLUID 1)가 흐르고 노즐 외벽을 감싸는 케이싱 내부로는 냉각을 위한 공기(FLUID 2)가 흐른다. 케이싱 외부에는 외부

유동장(FLUID 3)이 존재하는데, 이 유동은 대기 상태와 항공기의 비행 속도를 보여준다.

노즐 내부 및 케이싱 내부, 외부 유동을 해석하기 위해 Fig. 1에 도시된 바와 같이 다중 격자(multi-block grid)를 구성하였다. 일반적으로 항공기 IR 신호 저감에 있어 노즐 내부 유동 뿐만 아니라 노즐 출구에서 분사되는 플룸 영역 등의 영향을 받게 된다. 본 논문에서는 내부 유동의 영향에 따른 후방동체 온도 예측 및 온도 감소 방안 연구에 주안점을 두고 있기에 후방동체 내부 및 외부 자유류 영역에 한해 계산을 수행하였다.

C<sub>11</sub>H<sub>22</sub>의 분자구조를 갖는 제트 연료를 사용 할 경우, 노즐 내부로 들어오는 유동은 물분율 기준으로 13%의 CO<sub>2</sub>와 13%의 H<sub>2</sub>O, 74%의 N<sub>2</sub>로 구성되어 있다고 가정할 수 있다. 연소기와 터빈을 지난 유동은 고온고압의 상태가 되는데, 본 연구에서는 노즐 입구 조건으로 전 압력 3.41기압, 전 온도 2,000K을 주었다. 항공기의 비행 속도는 마하 2.05로 가정하였다. 각각의 유동 조건을 정리 하면 다음과 같다.

$$\text{FLUID 1 : } P_T = 3.41 \text{ atm, } T_T = 2,000\text{K}$$

$$\text{FLUID 2 : } P = 1 \text{ atm, } T = 300\text{K, } M = 0.3$$

$$\text{FLUID 3 : } P = 1 \text{ atm, } T = 300\text{K, } M = 2.05$$

### 2.2 경계 조건

노즐 벽면의 온도를 정확하게 예측하기 위해서는 기체장에 의한 노즐 벽면으로의 열전달 현상과 노즐 벽면에 사용된 고체에 의한 열전도 효과를 모델링을 통해 동시에 해석하여야 한다. 기체에 의한 벽면으로의 열전달은 전도와 복사로 이루어지며 다음의 식을 통해 해석이 가능하다.

$$q_{c,g} + q_{r,g} = q_{c,s} \tag{1}$$

이때 아래 첨자 c와 r은 각각 전도(conduction)와 복사(radiation)를 뜻하며 g와 s는

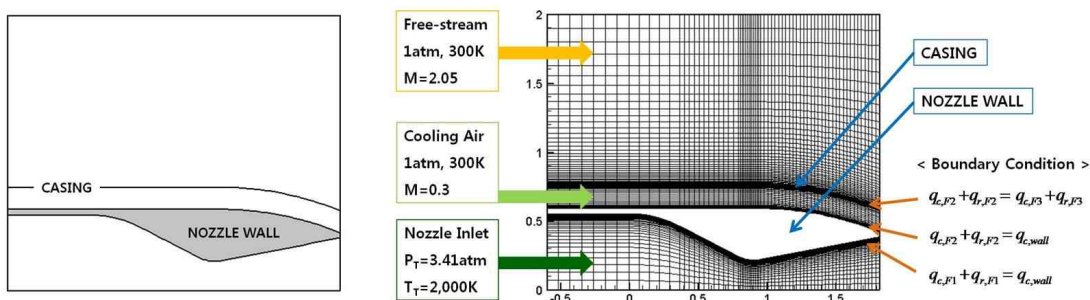


Fig. 1. Schematic of rear fuselage and problem description

기체(gas)와 고체(solid)를 뜻한다. 즉, 식 (1)의 좌변의 두 항은 각각 기체에 의한 열전도와 열복사를 의미하며, 우변 항은 고체에 의한 열전도를 나타낸다.

한편, 케이싱을 얇은 판으로 간주하여 두께를 고려하지 않을 경우 케이싱을 경계로 하여 내부와 외부 각 기체에 의한 전도 및 복사가 동시에 고려되어야 한다. 이를 바탕으로 전도 방정식과 복사 방정식이 결합될 수 있도록 각 벽면의 경계 조건을 다음과 같이 모사할 수 있다.

$$\text{노즐 내부 벽면 : } q_{c,F1} + q_{r,F1} = q_{c,wall}$$

$$\text{노즐 외부 벽면 : } q_{c,F2} + q_{r,F2} = q_{c,wall}$$

$$\text{케이싱 벽면 : } q_{c,F2} + q_{r,F2} = q_{c,F3} + q_{r,F3}$$

여기서, 아래 첨자 F1은 노즐 내부를 흐르는 고온의 기체(FLUID 1), F2는 냉각 효과를 위해 노즐 외부와 케이싱 사이를 흐르는 공기(FLUID 2), F3은 외부 자유류(FLUID 3)를 나타낸다.

### 2.3 수치해석 기법

#### 2.3.1 예조건화 기법

노즐 유동장을 해석하기 위해서 2차원 축대칭 압축성 Navier-Stokes 방정식을 풀게 된다. 노즐 내부 유동은 노즐 목을 지나기 전의 아음속 영역과 이후의 초음속 영역이 공존하게 되는데, 이런 경우 비압축성과 압축성의 차이로 인해 수렴성이 떨어진다. 이때 유동장 내부에서 유체의 속도와 음속의 차이를 판단하여 인공점성을 사용하는 예조건화 기법을 도입하게 되면 수렴 속도를 증진시킬 수 있다. 예조건화 기법은 Navier-Stokes 방정식의 원시변수  $(\rho, \rho u, \rho v, \rho e)$ 를  $(P, u, v, T)$ 로 바꾸어 주기 때문에 밀도항이 특이해를 가지는 단점을 보완해 주어서 아음속과 초음속 영역 모두에 대해 해의 수렴성과 강건성을 갖게 한다. 본 연구에서는 Weiss와 Smith<sup>(5)</sup>의 예조건화 행렬을 사용하였으며, 예조건화가 적용된 지배 방정식은 다음과 같다.

$$\Gamma \frac{\partial Q_v}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial y} = H_s \quad (2)$$

여기서,  $\Gamma$ 는 예조건화 행렬이고  $Q_v$ 는 예조건화 과정으로 변형된 원시변수 벡터이다.  $E$ 와  $F$ 는 비점성 유속벡터를,  $E_v$ 와  $F_v$ 는 점성 유속벡터를 나타내며  $H_s$ 는 축대칭 좌표계를 사용할 때 생성되는 벡터이다. 식 (2)에 표현된 변수들은 다음과 같다.

$$Q_v = (P, u, v, T, k, \omega, Y_i)^T$$

$$E = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uh, \rho uk, \rho u\omega, \rho u Y_i)^T$$

$$F = (\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vh, \rho vk, \rho v\omega, \rho v Y_i)^T$$

$$E_v = (0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} - q_x, \tau_{kx}, \tau_{\omega x}, q_{ix})^T$$

$$F_v = (0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} - q_y, \tau_{ky}, \tau_{\omega y}, q_{iy})^T$$

$$H_s = \frac{1}{r} (\rho v, \rho uv, \rho v^2, \rho vh, \rho vk, \rho v\omega, \rho v Y_i)^T + \frac{1}{r} (0, \tau_{xy}, \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} - y, \tau_{ky}, \tau_{\omega y}, q_{iy})^T$$

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \Theta & 0 & 0 & \rho_T & 0 & 0 & 0 \\ \Theta u & \rho & 0 & \rho_T u & 0 & 0 & 0 \\ \Theta v & 0 & \rho & \rho_T v & 0 & 0 & 0 \\ \Theta H - 1 & \rho u & \rho v & \rho_T H + \rho C_p & 0 & 0 & 0 \\ \Theta k & 0 & 0 & \rho_T k & \rho & 0 & 0 \\ \Theta \omega & 0 & 0 & \rho_T \omega & 0 & \rho & 0 \\ \Theta Y_i & 0 & 0 & \rho_T Y_i & 0 & 0 & \rho \end{bmatrix}$$

$$\Theta = \frac{1}{\theta} - \frac{1}{a^2} + \frac{1}{RT}$$

$$\theta = \min[a, \max(V, V_{free} \times 0.5)]^2$$

#### 2.3.2 비점성 유속 해석 : AUSM<sup>+</sup>-up

검사체적(control volume) 내부의 질량 유속을 정확하게 예측하지 못하면 수치해석 과정에서 많은 오차가 발생하게 된다. 전 속도 영역에 대해 안정적이고 정확한 해를 얻기 위해 풍상(upwind) 기법의 하나인 AUSM 기법을 이용하였다. Liou<sup>(6)</sup>가 개발한 AUSM<sup>+</sup>-up 기법은 천이점에 대한 정보를 제공하고 예조건화를 적용함으로써 충격파 포착 시 발생하는 수치진동 현상을 피할 수 있다.

$$E, F = \dot{m}_{1/2} \begin{Bmatrix} \vec{\phi}_L \\ \vec{\phi}_R \end{Bmatrix} + P_{1/2} \quad (3)$$

여기서,

$$\vec{\phi} = (1, u, v, H)^T$$

$$\dot{m}_{1/2} = u_{1/2} \rho_{L/R} = a_{1/2} M_{1/2} \begin{cases} \rho_L & \text{if } u_{1/2} > 0 \\ \rho_R & \text{otherwise} \end{cases}$$

$$M_{1/2} = M_{(4)}^+(M_L) + M_{(4)}^-(M_R) + M_p$$

$$P_{1/2} = P_{(5)}^+(M_L)P_L + P_{(5)}^-(M_R)P_R + P_u$$

이때 검사체적 경계면 좌(L)/우(R)에서의 유동 상태값  $(\cdot)_{L/R}$ 는 limiter 함수를 이용해 계산하였다<sup>(7)</sup>.

2.3.3 난류 해석 : SST 모델

노즐 벽면 근처와 자유류에서의 정확한 난류 계산을 위해  $k-\omega$  모델과  $k-\epsilon$  모델을 혼합한 shear-stress transport(SST) 모델을 적용한다<sup>(8)</sup>.  $k-\epsilon$  모델은 자유류 영역에서 민감하게 작용하지 않는 반면,  $k-\omega$  모델은 벽면 부근 유동 해석에 더 적합하며 복잡한 형상에 대해서도 지배 방정식의 간결화로 인해 오차가 그만큼 줄어든다고 알려져 있다.

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \tag{4}$$

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2\rho(1-F_1) \frac{\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \tag{5}$$

여기서,

$$\mu_t = 0.31 \rho k / \max(0.31\omega, |\Omega| F_2)$$

위에서 사용된  $\mu$ 와  $\mu_t$ 는 각각 점성과 난류 점성을 의미한다.

2.3.4 복사 열전달 해석 : FVM

노즐 내부 유동과 같이 고온 기체의 경우 열전달에 있어 복사가 중요한 역할을 하기 때문에 이를 고려해 주어야 한다. 복사 열전달 해석을 위해서는 임의의 위치  $\vec{r}$ 에서 경로  $\vec{s}$ 를 따라 흡수 및 방사하는 매질의 복사강도(intensity)  $I$ 를 계산하는 다음의 복사 전달 방정식<sup>(9)</sup>을 풀어야 한다.

$$\frac{dI(\vec{r}, \vec{s})}{ds} = -\beta_0 I(\vec{r}, \vec{s}) + \kappa_a I_b(\vec{r}) \tag{6}$$

여기서,  $\beta_0$ 와  $\kappa_a$ 는 각각 소멸 계수와 흡수 계수이며, 비산란성 매질이라고 가정한다.

복사 열전달은 방향성을 갖기 때문에 검사체적 뿐만 아니라 검사각도(control angle)에 대해서도 해석을 해야 한다. 검사체적과 검사각도 내에서 복사강도의 크기가 일정하다고 가정하고 유한체적법(finite volume method, FVM)을 적용하여 식 (6)을 차별화하면 다음과 같은 차별방정식을 얻을 수 있다<sup>(10)</sup>.

$$a_P^{mn} I_P^{mn} = \sum_{E \in W, S, N} a_I^{mn} I_I^{mn} + b_P^{mn} \tag{7}$$

III. 결과 및 고찰

3.1 해석 코드 검증

앞서 설명한 수치기법을 바탕으로 노즐 유동 특성을 파악할 수 있는 해석 코드를 개발하였다. 코드의 신뢰성을 확보하기 위해 기존에 수행된 연구 결과<sup>(11,12)</sup>와 비교해 보기로 한다. 노즐 유동 해석 코드 검증 시 널리 사용되는 JPL 노즐에 대해 내부 유동 기체를 공기로 가정하고 전 압력과 전 온도를 각각  $P_0 = 1.0342 \text{ MPa}$ ,  $T_0 = 555 \text{ K}$ 으로 설정한 후 해석을 수행하였다. 노즐 중심과 벽면 근처에서의 압력 분포를 살펴본 결과, Fig. 2에 나타난 바와 같이, 정확하게 예측하는 것을 확인할 수 있었다. 검증된 프로그램을 이용하여 노즐 내부 및 외부 유동장을 해석하기로 한다.

3.2 유동장 해석 결과

2장에서 설명한 바와 같이, 노즐 내부로는 전 압력 3.41기압, 전 온도 2,000K의 연소 후 기체가 흐르고, 케이싱 내부로는 1기압, 300K의 냉각 공기가 마하 0.3의 속도로 흐른다고 가정하였다. 항공기 비행 속도는 마하 2.05로 주었고 후방동체 반경의 약 3배에 해당하는 지점까지를 외부 자유류 영역으로 설정하였다. 노즐 벽면은 니켈 합금으로 되어 있다고 가정하고 열전도계수를  $k = 20 \text{ W/m/K}$ 로 주어 열전도 현상을 고려해 주었다.

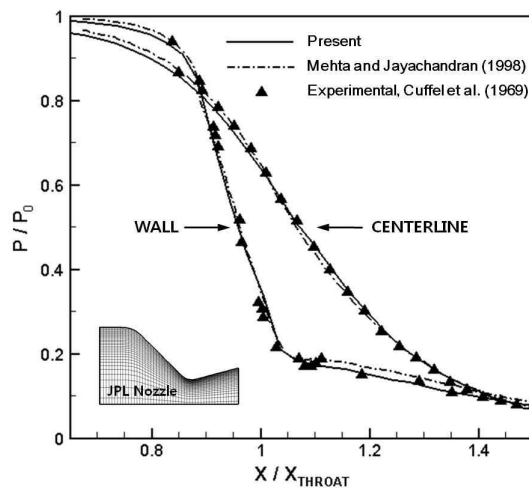
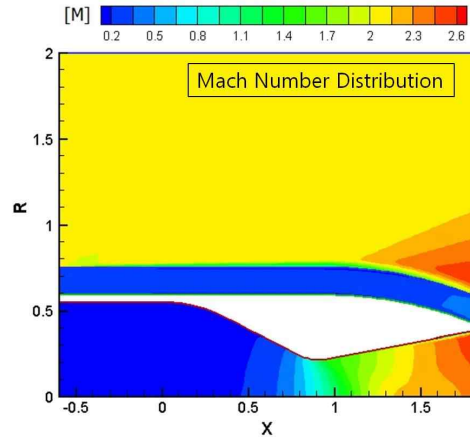


Fig. 2. Code validation using JPL nozzle analysis

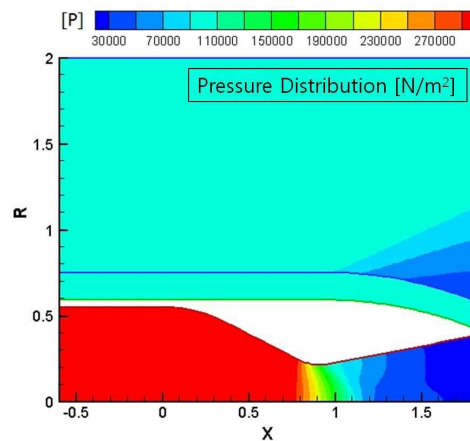
Fig. 3은 해당 조건에서의 유동 속도 및 압력, 온도 분포를 보여준다. 수축-확산 노즐 내부를 지나면서 유동은 초음속이 되며 압력과 온도가 줄어든다. 이때 노즐 목 근처에서의 유동은 노즐 중심에 비해 벽면 근처에서 더 큰 마하수를 가지게 되는데, 이는 노즐 목을 지나면서 벽면에서의 압력 팽창이 중심보다 급격히 일어나기 때문이다. 이런 현상은 JPL 노즐 내부에서도 발생하며 Fig. 2를 보면 확인할 수 있다. 외부 자유류 영역에서는 케이싱 형상의 굴곡에 의해 팽창과가 발생하면서 마하수가 커지고 압력이 낮아지는 것을 알 수 있다. 한편, 노즐 벽 내부에서는 전도 현상에 의해 열전달이 발생하는데 이에 따른 벽 내부의 온도 분포를 Fig. 3의 (c)에 도시하였다.

Fig. 4는 후방동체 각 벽면의 온도 분포를 나타낸다. 노즐 내부로 들어온 고온의 기체에 의해 바깥쪽으로 열전달이 일어나면서 노즐 외부 벽면과 케이싱의 온도가 상승한다. 노즐 내부를 지나면서 유동의 압력과 함께 온도가 점차 떨어지게 되며, 이와 더불어 케이싱 내부를 흐르는 냉각 공기의 영향으로 동체 외부 벽면 온도도 하강한다. Fig. 4를 보면, 노즐 외부 벽면 및 케이싱과는 달리 노즐 내부 벽면에서는 노즐의 수축 형상이 시작되는 지점( $x=0$ )부터 노즐 목 지점( $x=0.91$ ) 구간에서 온도 변화 추이가 바뀌는 것을 확인할 수 있다. 이는 노즐 벽면의 두께 변화에 의한 결과로서, 열전달 현상에 있어서 저항의 역할을 하는 노즐 벽면이 두꺼워짐에 따라 노즐 외부로 빠져나가는 열량이 줄어 국부적으로 내부 벽면의 온도가 상승하는 것이다. 이때 상승하던 온도가 갑작스런 하강 곡선을 보이는 지점이 발생하는데 이는 노즐 목 주변의 곡률이 시작되는 지점으로, 앞서 설명한 바와 같이, 노즐 목 부근의 벽면에서 급격한 압력 팽창이 발생하면서 온도가 빠르게 떨어지게 된다. 한편, 노즐 외부 벽면의 경우 온도가 점차 떨어지다가 출구 쪽에서 다시 온도가 상승하는 현상이 나타나는데, 이는 노즐 벽면의 형상에 의한 영향으로 3.4장에서 살펴보기로 한다.

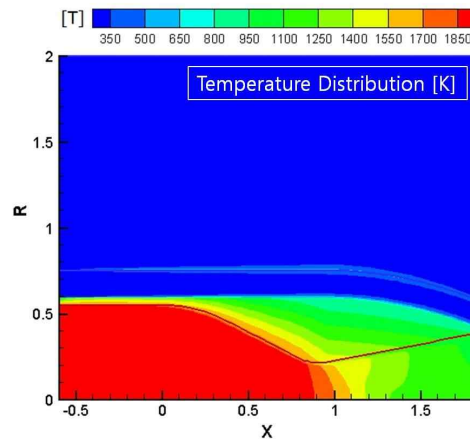
각 벽면의 온도를 비교해 보면, 케이싱의 온도가 노즐 내부 벽면에 비해서는 약 800~1,000K 정도, 노즐 외부 벽면과 비교해서는 약 200~400K 정도 낮게 나타나는 것을 알 수 있다. 노즐 주위로 케이싱을 두어 냉각 공기를 흐르게 함으로써 후방동체의 온도가 낮아지게 되었고 그 결과 외부에서 탐지할 수 있는 IR 신호를 감소시키는 효과를 가져 옴을 확인할 수 있다.



(a) Mach number contour



(b) Pressure contour



(c) Temperature contour

Fig. 3. Contour plots of the (a) Mach number, (b) pressure, and (c) temperature fields

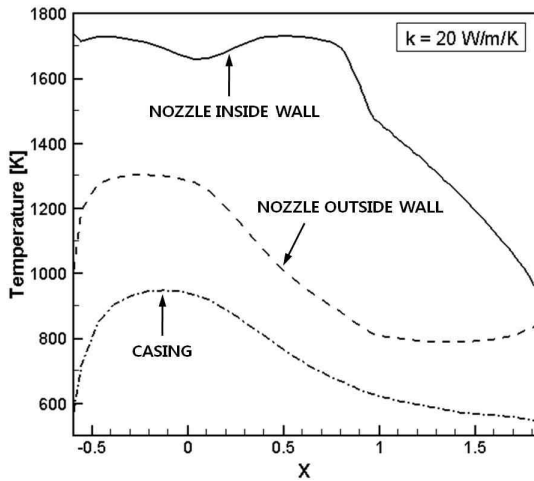


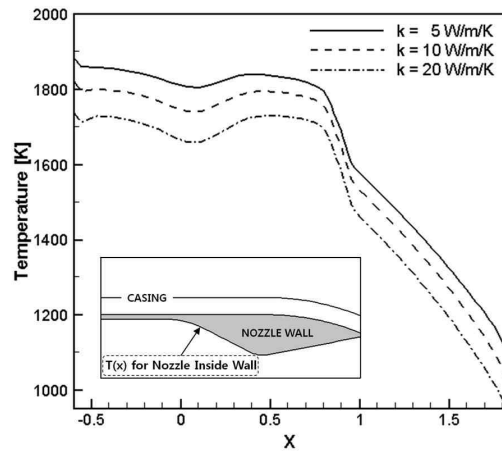
Fig. 4. Temperature distribution along the nozzle inside, outside walls and casing

### 3.3 벽면 열전도계수에 의한 영향

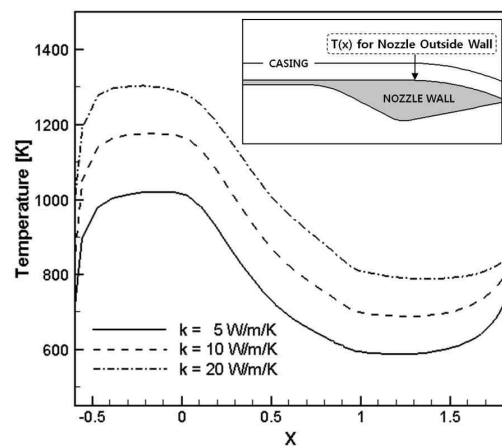
연소 반응 후의 고온고압 기체가 들어오는 노즐의 벽면 재질로는 일반적으로 니켈 합금이 사용되며 이의 열전도계수는  $k=20\text{ W/m/K}$ 이다. 벽면에 사용된 재질의 특성에 따라 변화하는 열전달 현상을 살펴보기 위해, 열전도계수를 변화시키면서 연구를 수행하였다. Fig. 5는 각 벽면에서의 온도가 벽면 재질의 열전도계수 값에 따라 어떻게 변하는지를 보여주고 있다. 니켈 합금의 열전도계수 값을 기준으로 하여  $k$  값을 낮추어 가며 열해석을 하였다. Fig. 5를 보면 열전도계수 값이 작아질수록 노즐 내부 벽면의 온도는 올라가고, 반대로 노즐 외부 벽면과 케이싱의 온도는 내려간다. 벽면에 사용된 금속의 열전도계수 값이 작으면 고온의 노즐 내부 유동에 의해 외부로 방출되는 열전달량이 작아지기 때문에 안쪽에 열이 축적되어 내벽의 온도는 더욱 높아진다. 반면, 외벽의 온도는 낮아지게 되고 케이싱 역시 그 경향성을 그대로 따르며 온도가 떨어진다. 즉, 후방 동체의 형상이 같더라도 항공기 제작에 쓰인 재질의 종류에 따라서 외부에서 감지되는 온도는 변하게 되며 이는 항공기의 생존성에 영향을 미치게 된다.

### 3.4 벽면 형상에 의한 영향

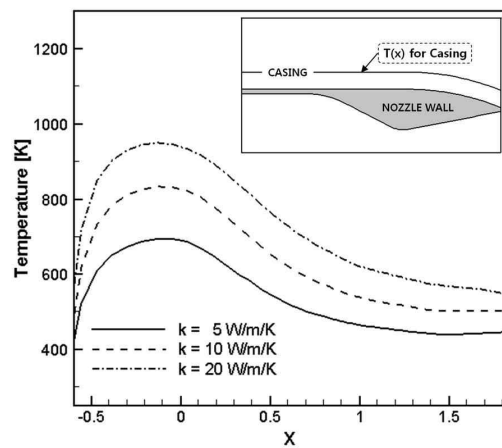
3.2장에서 잠시 언급했듯이, 노즐 외부 벽면의 온도는 유동 흐름 방향을 따라 점차 감소하다가 노즐 출구 부근에서 다시 증가하는 분포를 가진다. 이런 분포 양상의 원인으로 노즐 벽면의 형



(a) Nozzle inside wall



(b) Nozzle outside wall



(c) Casing

Fig. 5. Effect of conductivity of the nozzle wall on temperature

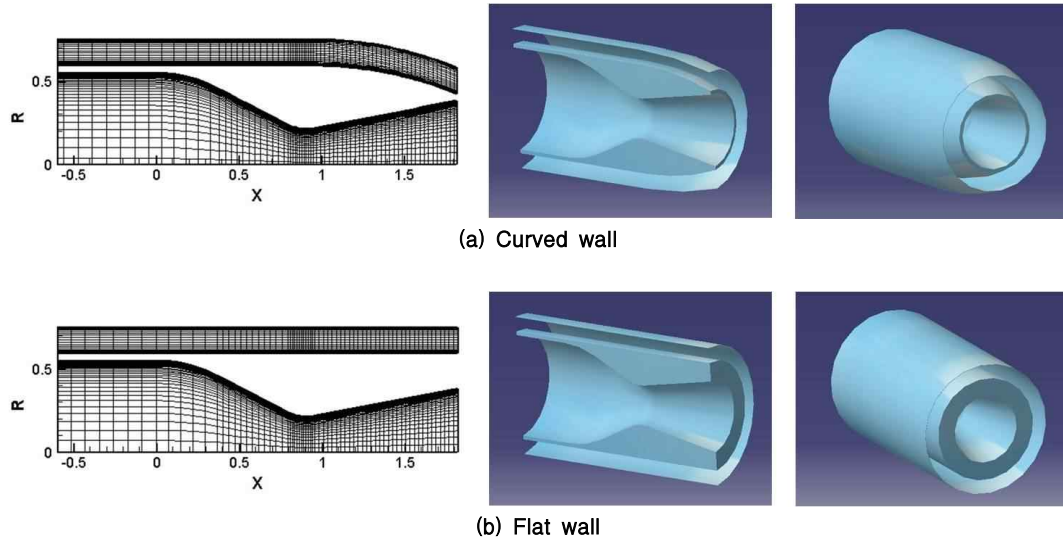


Fig. 6. Comparison of the nozzle wall shape

상을 고려할 수 있다. 해석에 사용된 노즐 형상을 보면 벽면의 두께는 노즐 수축 형상이 시작되는 지점부터 두꺼워지다가 노즐 목을 기점으로 다시 얇아지고 있다. 저항 역할을 하는 노즐 벽면의 두께가 줄어들면 이로 인해 노즐 내부 고온 기체의 영향을 더 많이 받게 되어 국부적으로 외부 벽면 온도의 상승을 가져오게 된다. 노즐 벽면의 형상에 의한 영향을 자세히 살펴보기 위해 Fig. 6의 (b)와 같이 노즐 외부 벽면의 곡선 형태를 없애고 평평하게 설정한 후 후방동체 온도 변화를 살펴보았다. 이때 케이싱 역시 노즐 외부 벽면과 같이 평평한 형태를 띤다. Fig. 7에 나타나 있듯이, 노즐 출구 쪽의 벽면 두께를 일정량 늘리면 외부 벽면의 온도 상승 현상을 막을 수 있다. 또한 케이싱의 출구 쪽 온도도 이전 형상에 비해 낮아지는데 그 감소량이 노즐 벽면에 비해서는 상대적으로 작은 편이다. 출구 단면을 기준으로 했을 때, 노즐 외부 벽면은 약 110K 가량 감소하는 반면 케이싱의 경우 약 40K 정도 감소하는데, 이를 백분율로 표기해 보면 각각 13.4%, 7.7%의 감소폭을 보인다. 노즐 외벽에 비해 케이싱 온도 감소폭이 작은 이유는 냉각 공기에 의해 이미 온도가 많이 떨어졌을 뿐만 아니라 노즐과의 거리가 멀어져 노즐 벽면에 비해 노즐 유동의 영향을 덜 받기 때문이라 생각할 수 있다. 감소량이 작기는 하나 외부에서 감지되는 동체 온도가 낮아졌기 때문에 피탐지성 측면에서는 긍정적인 효과를 가져왔음을 알 수 있다.

Fig. 6의 두 형상을 비교해 봤을 때, (b)는 노

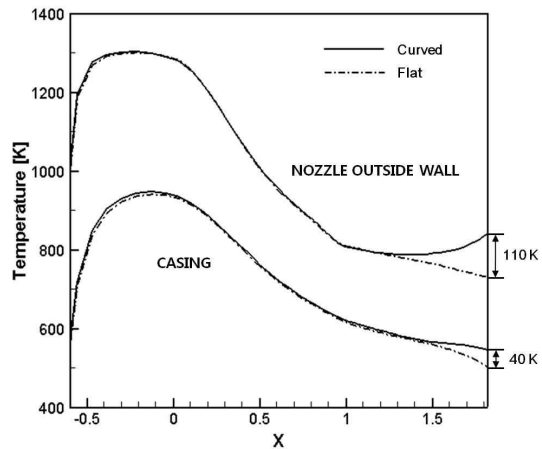


Fig. 7. Effect of the nozzle wall shape on temperature

즐 벽면을 평평하게 함으로써 (a)에 비해 노즐 및 케이싱의 직경이 커지게 되어 후방동체 전체 출구 직경의 증가가 눈에 띈다. 그러나 형상을 3차원으로 살펴보면, 탐지기가 항공기 후방에서 탐지한다고 가정할 때 탐지기는 단순히 출구 단면만을 보는 것이 아니라 출구 쪽으로 투영된 전체 면적을 보게 된다. 두 가지 노즐 형상을 비교해 봤을 때 케이싱이나 노즐 벽면의 최대 직경이 동일하므로 외부에서 탐지되는 면적은 같게 되며, 상대적으로 온도가 낮은 (b)의 경우가 피탐지성 측면에서 더 유리하다. 하지만 벽면 두께의 증가로 인해 항공기 전체 중량의 증가를 초래할



수 있으며 노즐 기저부 두께가 두꺼워짐으로 인해 추가 항력이 발생할 수 있어 추력적인 면에서는 불리한 결과를 가져올 수 있다.

### 3.5 복사 차폐막에 의한 영향

복사 차폐막(radiation shield)은 보통 단열이 필요한 조건에서 복사로 인한 열손실을 줄이기 위해 사용된다. 두 표면 사이에 얇은 금속막을 한 개 이상 설치함으로써 효과적으로 복사열을 차단할 수 있는데, 이를 후방동체에 적용하면 노즐에서 외부로 전달되는 열을 감소시켜 후방동체의 온도를 낮출 수 있다<sup>(13)</sup>. Fig. 8에 도시된 바와 같이, 노즐과 케이싱 사이에 차폐막을 두고 그 내/외부로는 냉각을 위한 공기(FLUID 2)가 흐르도록 하였다. 이때 차폐막은 케이싱과 마찬가지로 얇은 판이라 가정하여 두께를 고려하지 않았으며 경계 조건은 2.2장에서 설명한 케이싱의 경계 조건과 동일한 원리를 적용하여 다음과 같이 모사할 수 있다.

$$q_{c,F2_i} + q_{r,F2_i} = q_{c,F2_o} + q_{r,F2_o}$$

여기서, 편의상 차폐막 안쪽 유동을 F2\_i로, 바깥쪽 유동을 F2\_o로 표기하였다.

Fig. 9는 동일한 높이의 케이싱 내부에 차폐막이 있을 때와 없을 때의 온도 해석 결과를 비교하고 있다. 차폐막이 없을 경우 케이싱의 온도는 약 550~950K 범위를 유지하는데 반해, 차폐막을 케이싱 내부에 두게 되면 차폐막이 열을 일차적으로 차단하면서 케이싱 온도가 370~640K 범위를 나타내며 지점 별로 약 26~40%까지의 온도 저감 효과를 얻을 수 있다. 향후, 차폐막의 두께나 반사율까지 고려한다면 더 나은 온도 저감을 가져올 수 있는 변수를 찾을 수 있으리라 기대한다.

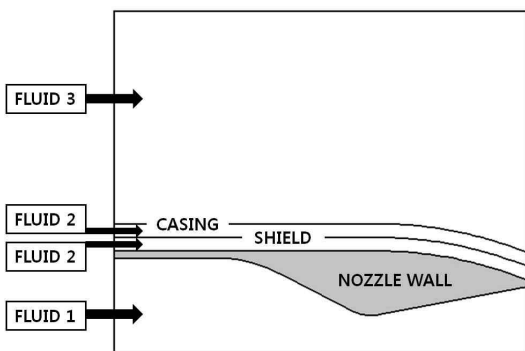


Fig. 8. Schematic of radiation shield

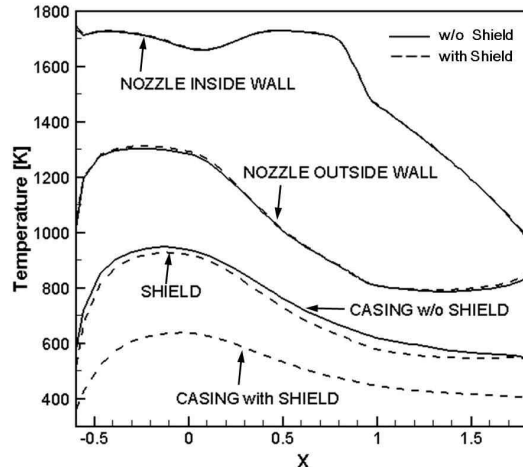


Fig. 9. Effect of radiation shield on temperature

## IV. 결 론

본 논문에서는 항공기 피탐지성과 관련하여 노즐 유동 현상을 연구하였다. 노즐과 그 주위를 둘러싸고 있는 케이싱으로 구성된 후방동체에서 노즐 내부의 고온고압 기체와 케이싱 내부의 냉각 공기에 의해 열전달 현상이 발생하는데 그로 인해 각 벽면의 온도가 어떻게 나타나는지를 살펴해보았다. 또한 후방동체 온도에 영향을 미칠 수 있는 변수로서 노즐 벽면 재질의 열전도계수와 벽면 형상, 그리고 복사 차폐막을 고려하여 비교 해석하였다.

노즐로 유입된 고온의 연소 후 기체는 노즐 반경 방향으로 열을 전달하게 되는데 케이싱 내부의 냉각 공기의 영향으로 후방동체 온도의 상승을 막을 수 있다. 이때 노즐 벽면 두께에 따라 노즐 내부 벽면 온도는 국부적으로 변화를 보이게 된다. 노즐 벽은 열전달에 있어 저항 역할을 하게 되며 벽면의 재질 특성이 후방동체 온도에 영향을 미치게 된다. 재질의 열전도계수가 낮아질수록 외부로의 열전달을 차단해 노즐 내부 벽면의 온도는 높아지게 되고 노즐 외부 벽면 및 케이싱의 온도는 떨어지게 된다. 한편, 노즐 벽면의 형상을 바꾸어 노즐 출구 쪽에서의 벽면 두께를 일정량 늘리면 노즐 내부 유동의 영향을 덜 받게 되어 온도 상승 현상이 사라진다. 이때 탐지기가 감지하는 동체 면적은 출구 단면에 투영된 전체 면적이기 때문에 노즐 출구 직경의 증가



는 외부 탐지에 있어서 부정적인 영향을 주지 않는다. 또한, 케이싱 내부에 복사 차폐막을 설치하면 외부로의 열전달을 감소시켜 외부 케이싱의 온도를 낮출 수 있다.

항공기 후방동체의 고온 영역에서 발생하는 적외선 신호는 적외 탐지기나 미사일 감지의 표적이 될 수 있기 때문에 후방동체의 온도를 낮추는 것은 생존성 문제에서 실로 중요하다. 본 논문에서 다른 연구는 후방동체 온도와 노즐 특성과의 관계를 보여줌으로써 적외선 신호 탐지와 관련하여 항공기 피탐지성을 낮출 수 있는 설계 변수를 찾는 데 도움이 될 것으로 판단된다.

### 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방 피탐지 감소기술 특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었으며, 이에 감사의 뜻을 전합니다.

### 참고문헌

1) Mahulikar, S. P., Sonawane, H. R., and Rao, G. A., "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 43, 2007, pp.218-245.

2) Shan, Y. and Zhang, J. -Z., "Numerical Investigation of Flow Mixture Enhancement and Infrared Radiation Shield by Lobed Forced Mixer," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 29, 2009, pp.3687-3695.

3) 임상민, 김병로, "IR 방사 수준 변화에 따른 항공기 생존성 및 치사성 변화 연구," 한국항공우주학회 2008년도 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp.855-858.

4) Hunter, C. A., "Experimental Investigation of Separated Nozzle Flows", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 3, 2004,

pp.527-532.

5) Weiss, J. M. and Smith, W. A., "Preconditioning Applied to Variable and Constant Density Flows," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 11, 1995, pp.2050-2057.

6) Liou, M. S., "A Sequel to AUSM: AUSM+up for All Speeds", *Journal of Computational Physics*, Vol. 214, 2006, pp.137-170.

7) Hosseini, R., Rahimian, M. H., and Mirzaei, M., "Performance of Two Different High-Accuracy Upwind Schemes in Inviscid Compressible Flow Fields," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 10, No. 1, 2005, pp.99-106.

8) Hellsten, A. and Laine, S., "Extension of k- $\omega$ -SST Turbulence Models for Flows over Rough Surfaces," *AIAA Paper 97-3577*, 1997.

9) Chai, J. C., *A Finite-Volume Method for Radiation Heat Transfer*, Ph. D. Thesis, University of Minnesota, Minneapolis, MN, 1994.

10) 김만영, 열복사를 고려한 3차원 연소기 내의 연소 특성, 박사학위논문, 한국과학기술원, 대전, 1999.

11) Mehta, R. C. and Jayachandran, T., "A Fast Algorithm to Solve Viscous Two-Phase Flow in an Axisymmetric Rocket Nozzle," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 26, 1998, pp.501-517.

12) Cuffel, R. F., Back, L. H., and Massier, P. F., "Transonic Flowfield in a Supersonic Nozzle with Small Throat Radius of Curvature," *AIAA Journal*, Vol. 7, No. 7, 1969, pp.1364-1366.

13) Mahulikar, S. P., Kolhe, P. S., and Rao, G. A., "Skin-Temperature Prediction of Aircraft Rear Fuselage with Multimode Thermal Model," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 19, No. 1, 2005, pp.114-124.