

# 해석방법 및 연소가스특성 적용에 따른 로켓 노즐 대류열전달계수의 매개변수적 비교 고찰

김용구\* · 배주찬\*<sup>†</sup> · 김진옥\*

## Parametric comparative study of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficient Application of Combustion gas characteristic and Method of Analysis

Yonggu Kim\* · Joochan Bae\*<sup>†</sup> · Jinok Kim\*

### ABSTRACT

Experimental results of 30°-15° nozzles were compared with numerically calculated convective heat transfer coefficients using FLUENT, Boundary Layer Integration Method and Bartz predictions. Also, the convective heat transfer coefficients were calculated by using FLUENT and boundary layer integration method for NASA HIPPO nozzles according to the characteristics of combustion gas and the correlation between pressure and pressure was compared. Finally, thermal analysis of NASA HIPPO nozzle was performed to compare the ablation thickness and char depth according to the combustion gas characteristics.

### 초 록

30°-15° 노즐의 실험결과와 FLUENT, 경계층 적분법, Bartz 예측식을 사용하여 수치계산한 대류열전달계수를 서로 비교하였다. 또한 NASA HIPPO 노즐을 대상으로 FLUENT와 경계층 적분법을 이용하여 연소가스특성에 따른 대류열전달계수를 계산하고 압력과의 상관관계를 비교하였다. NASA HIPPO 노즐을 대상으로 열반응 해석을 실시하여 연소가스특성에 따른 삭마두께와 숏 깊이를 비교하였다.

Key Words: Solid Rocket Engine(고체로켓엔진), AP 추진제(AP Propellant), Heat Transfer Coefficient(열전달계수), Standard Wall Function(벽함수), Low Reynolds Number Model(저레이놀즈수 모델), 삭마(Ablation)

### 1. 서 론

로켓노즐은 로켓 연소실에서 생성된 연소가스를 유동으로 배출하며 운동에너지를 얻는 장치이며 이 때 고온의 연소가스에 의해 노즐의 열적 안정성이 필요하게 되므로 로켓노즐의 열해

\* 한국화이버 설계기술센터  
<sup>†</sup> 교신저자, E-mail: everbjc@hfiber.com

석이 필요하게 된다. 노즐의 열해석은 고온의 연소가스와 노즐 내열재 사이의 열전달 에너지를 정의하는 일과 내열재료들의 열반응을 계산하는 일로 나누어진다.

고온 영역에서는 노즐 표면의 재료가 녹아버리는 삭마가 일어나게 되는데 이 때 열유속을 정확히 예측하는 것이 설계에 있어 중요한 요소로 알려져 있고 이를 위해서 대류열전달계수를 다양한 방법으로 계산할 수 있다.

고체 로켓모터 설계에 필요한 열전달계수는 주로 실험에 의하거나 반경험식으로 구해왔지만 이 방법은 노즐 유동의 특성이 서로 충분히 유사한 경우에만 사용할 수 있다는 단점이 있다. 다른 접근방법은 CFD 수치해석으로서 기본 지배 방정식에 대한 해를 얻음으로써 열유속을 계산하고 이로부터 대류열전달계수를 구하는 것이다. 또한 난류 경계층 미분방정식에 대한 적분법을 통해 대류열전달계수를 계산하는 방법도 존재한다.

종래의 연구에서는 축소부 반각 30°, 확대부 15°인 노즐[1]에 대하여 다양한 조건에 대해서 대류열전달계수를 실험적으로 구하였으며 여러 가지 CFD 상용코드를 이용하여 실험결과와 비교분석하였다[5, 13].

본 연구에서는 기존 고체 로켓노즐의 실험결과를 바탕으로 상용 CFD 코드 FLUENT에서 표준 벽함수(Standard Wall Function)와 저레이놀즈수 모델인 강화된 벽 처리(Enhanced Wall Treatment)의 사용에 따른 대류열전달계수 해석결과와 경계층 적분법(BLIM, Boundary Layer Integral Method)과 Bartz 관계식을 이용하여 계산방법간 대류열전달계수를 서로 비교하였다.

또한 NASA HIPPO 노즐[15]의 형상을 바탕으로 연소실 압력 변화와 연소가스물성에 따른 열역학 및 유체역학적 물성치에 따라 FLUENT와 경계층 적분법을 이용하여 대류열전달계수 계산하여 그 결과들을 바탕으로 압력과의 상관관계를 비교하고 경계층 적분법을 통해 계산된 대류열전달계수를 사용하여 노즐 내열재의 열반응 해석을 실시하였다.

## 2. 지배 방정식

### 2.1 초음속 난류유동 경계층 방정식

로켓 노즐에서 연소가스는 압축성 유동 및 난류 거동을 나타내며, 압축성 난류유동 방정식은 질량가중평균과 시간평균을 혼용하여 표현된다. 하지만 Morkovin의 가설을 이용하면 이를 시간 평균으로만 표현이 가능하며[12], 축대칭 2차원 운동량 방정식과 에너지 방정식은 각각 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\rho u \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \rho u \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = -\frac{d\bar{p}}{dx} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial y} (r\tau_{eff}) \quad (1)$$

$$\rho u \frac{\partial \bar{J}}{\partial x} + \rho u \frac{\partial \bar{J}}{\partial y} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial y} [r(-q_{eff} + \bar{u}\tau_{eff})] \quad (2)$$

$x$ 노즐표면의 접선방향,  $y$ 는 수직방향을 나타내며  $r$ 은 반경방향을 나타낸다.  $\rho$ 는 연소가스 밀도,  $u$ 는 접선방향 속도,  $v$ 는 표면 수직방향 속도,  $p$ 는 압력,  $\tau_{eff}$ 는 유효전단응력,  $J$ 는 전엔탈피,  $q_{eff}$ 는 유효열유속을 나타내며,  $-$ 은 시간평균값을 의미한다.

### 2.2 경계층 적분법

축대칭 2차원 좌표계에서 초음속 난류 경계층에 대한 운동량 및 에너지 적분 방정식은 각각 식 (3)과 식 (4)로 나타낼 수 있다.

$$\frac{d}{dx} (r\rho_c u_c^2 \theta) + r\rho_c u_c^2 \theta \frac{H}{u_c} \frac{du_c}{dx} = r\rho_c u_c^2 C_f (1+B) \quad (3)$$

$$\frac{d}{dx} [r_o \rho u (J - J_w) \theta_T] = r_o \rho u (J - J_w) St \left[ \frac{J_{aw} - J_w}{J - J_w} + B_T \right] \quad (4)$$

여기에서  $\rho$ 는 연소가스 밀도,  $\theta$ 는 운동량 두

계,  $H$ 는 형상계수,  $C_f$ 는 표면마찰계수,  $B$ 는 운동량 경계층 적분 방정식에서의 분출계수이며  $J$ 는 전엔탈피,  $\theta_T$ 는 엔탈피 두께,  $St$ 는 Stanton 수,  $B_T$ 는 에너지 경계층 적분방정식에서의 분출계수를 나타낸다.

결과적으로 압축성 난류유동의 경계층 적분방정식은 운동량 두께( $\theta$ )와 엔탈피 두께( $\theta_T$ )에 대한 미분방정식으로 표현된다. 경계층 적분방정식을 통하여 얻은 운동량 및 엔탈피 두께를 이용하여 표면마찰계수( $C_f$ )와 Stanton 수( $St$ )를 구할 수 있고 이로부터 대류열전달계수를 최종적으로 계산할 수 있다[14].

### 2.3 Bartz 열전달계수 예측식

$$h = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left( \frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right)_o \left( \frac{p_0}{C^*} \right)^{0.8} \left( \frac{D_t}{r_c} \right)^{0.1} \left( \frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (5)$$

로켓 노즐의 대류열전달계수를 간단히 계산하기 위한 노력이 Bartz에 의해 시도되었다. 해당 연구에서는 로켓노즐 내의 유동을 완전전개 된 원형관 내의 난류유동과 유사하다고 가정하여 개략적인 로켓노즐 유동의 열전달계산식을 제안하였다[5].

식 (5)에서 나타나는 각 변수는 노즐목 직경  $D_t$ , 점성계수  $\mu$ , 정압비열  $C_p$ , 프란틀수  $Pr$ , 연소실 압력  $p_0$ , 특성속도  $C^*$ , 곡률 반경  $r_c$ , 노즐목 면적  $A_t$ , 노즐에서의 특정 위치 면적  $A$ , 경계층을 가로지르는 밀도와 점성의 변화를 반영하는  $\sigma$ 이며 하첨자  $o$ 는 연소실에서의 물성치를 의미한다.

Bartz 예측식으로 계산된 대류열전달계수는 본 연구에서 주된 비교대상인 FLUENT와 경계층 적분법으로 계산된 대류열전달계수의 비교값으로 활용하였다.

### 3. 수치해석기법 검증

FLUENT 및 경계층 적분법을 사용한 계산결과를 검증하기 위하여 Back 등[2]이 기존 논문에서 발표한 모델을 적용하였다. 해당 노즐의 형상을 기반으로 각각 유동 조건에 따른 실험결과와 FLUENT와 경계층 적분법, Bartz 예측식의 계산기법에 따른 대류열전달계수의 수치해석 결과를 각각 비교하였다.

#### 3.1 30° - 15° 노즐

해석 형상은 Fig. 1과 같으며, 노즐 중심축과 축소부 벽면은 30°, 확대부 벽면은 15°를 이루며, 노즐목 내경은 45.8mm이다. FLUENT 해석을 위하여 2차원 축대칭 격자를 사용하였으며 입구 및 출구에서의 초기 정체압력/정체온도는 Table. 1에 나타내었다.

점성 모델은 표준  $k-\epsilon$  모델에서 표준 벽함수 및 저레이놀즈수 모델인 강화된 벽 처리 (Enhanced Wall Treatment)를 사용하였고 이에 따른 노즐벽에서부터 첫 번째 격자점까지의 무차원 수직거리  $y^+$ 는 표준 벽함수를 사용하는 모델의 경우 50~450 사이의 값을 갖도록 하였고 강화된 벽 처리 모델의 경우 0.2~8.0 사이의 값을 갖도록 격자계를 구성하였다. 노즐 내부 벽면은 no-slip condition을 적용하였고 벽면온도는 실험값을 입력하여 경계조건으로 활용하였다. 입구 압력에 따른 유동장 계산 영역내 격자수, 무차원 수직거리  $y^+$  등은 각각 Table 2., Table 3., 나타내었다.

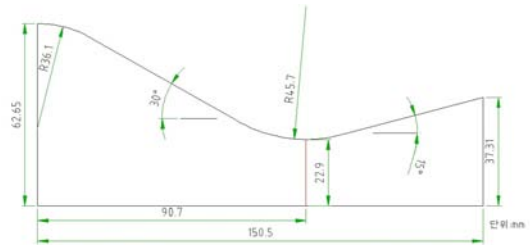


Fig. 1 Schematic of 30°-15° Nozzle

Table 1. 30° - 15° Nozzle Boundary Condition.

Test No. #	Inlet		Outlet	
	Pressure [Psia]	Temp. [K]	Pressure [Psia]	Temp. [K]
269	100.2	839.4	2.9	372
278	150.6	824.4	5.8	365

Table 2. FLUENT Mesh Resolution and NWT\*\* Method of Test no. 269.

No	Grid	B. F.*	Calc*. $y^+$	NWT**
A1	107×20	5	210~360	SWF***
A2	215×40	5	110~190	SWF***
A3	430×160	130	3~5	EWT****
A4	430×160	1500	0.2~0.8	EWT****

\*Bias Factor, \*\*Calculated, \*\*\*Near Wall Treatment, \*\*\*\*Enhanced Wall Treatment.

Table 3. FLUENT Mesh Resolution and NWT\*\* Method of Test no. 268.

No	Grid	B. F.*	Calc*. $y^+$	NWT**
B1	107×20	10	90~350	SWF***
B2	215×40	10	50~110	SWF***
B3	430×160	130	2~7	EWT****
B4	430×160	2250	0.25~0.7	EWT****

\*Bias Factor, \*\*Calculated, \*\*\*Near Wall Treatment, \*\*\*\*Enhanced Wall Treatment.

Back 등[2]은 고온 고압의 유동을 조성하기 위하여 압축된 공기와 메탄올을 혼합시키는 방법을 사용하였으며, 이 때 메탄올의 혼합비가 충분히 희박하여 유동기체를 공기로 간주할 수 있도록 하였다. 이에 따라 본 계산에서 사용한 물질치도 공기에 대한 값을 사용하였다.

공기의 밀도는 이상기체(Ideal Gas), 점성계수와 비열은 온도에 대한 Polynomial 함수로 나타내었고 그 관계식은 식 (6)와 식 (7)과 같다. 이때 식 (7)의 각 상수값은  $C_0 = 3.6359$ ,  $C_1 = -1.33736 \times 10^{-3}$ ,  $C_2 = 3.29421 \times 10^{-6}$ ,  $C_3 = -1.91142 \times 10^{-9}$ ,  $C_4 = 2.75462 \times 10^{-13}$ 이고 R은 공기의 특정기체상수로서  $287.06 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$ 의 값을 가진다[16].

$$\mu = 4.261 \times 10^{-7} T^{0.666} \quad (6)$$

$$\frac{C_p}{R} = (C_0 + C_1 T + C_2 T^2 + C_3 T^3 + C_4 T^4) \quad (7)$$

FLUENT에서의 노즐벽면의 대류열전달계수는 식 (8)로 계산하였으며 여기에서  $q_w$ 는 벽면에서의 열유속,  $T_{aw}$ 는 단열벽면온도,  $T_w$ 는 벽온도이며  $T_{aw}$ 은 식 (9)로부터 계산할 수 있다.

$$h = \frac{-q_w}{T_{aw} - T_w} \quad (8)$$

$$R = \frac{T_{aw} - T_c}{T_o - T_c} \quad (9)$$

여기에서 R은 회복인자,  $T_o$ 는 정체온도,  $T_c$ 는 경계층 온도이며 회복인자  $R = Pr^{1/3}$ 은 공기의 경우 0.89를 적용하였다[4].

이상으로 Back의 30° - 15° 노즐의 실험 결과를 바탕으로 Bartz 예측식, 경계층 적분법, FLUENT의  $y^+$ 에 따른 대류열전달계수를 비교하였다.

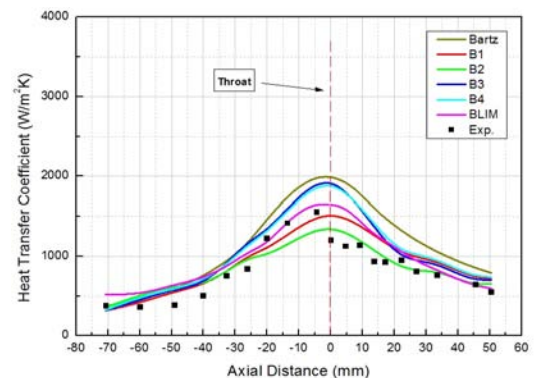


Fig. 2 Comparison of the Predicted Heat Transfer Coefficients with the Experimental Data (Test no. 269).

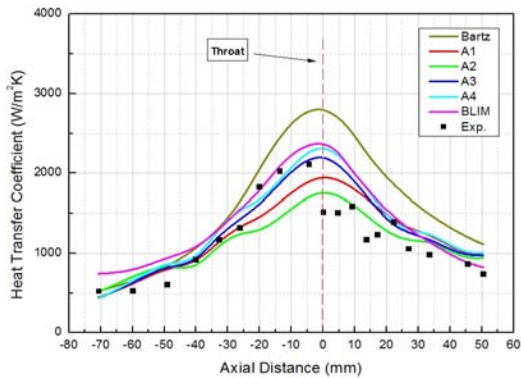


Fig. 3 Comparison of the Predicted Heat Transfer Coefficients with the Experimental Data (Test no. 268).

Bartz 예측식을 이용한 계산결과를 실험결과와 비교하여 전체적으로 크게 예측되었으며 각각 100.2 psi, 150.6 psi의 압력조건에 따라 노즐목에서 83%, 57% 크게 예측되었다.

FLUENT의 경우 벽 근처의 수직 무차원 거리  $y^+$ 와 벽근처의 경계층 해석 방법에 따라서 대류 열전달계수가 상이하게 나타났으며 노즐목 근방에서 격자 해상도에 따라 과도 및 과소 예측되는 경향이 나타났다.

표준 벽함수(Standard Wall Function)는 격자 셀 중심의 첫 번째 격자점이 로그 경계층 영역(logarithmic layer)에 놓여있어야 하며  $30 < y^+ < 300$ 의 광범위한 벽 근처의 경계층의 유동에 대해 합리적으로 잘 작동하는 편이지만 초음속 유동이나 벽 근처의 유동이 심한 압력 구배를 겪으며 유동이 강하지 않은 비평형 상태에서는 예측 정확도가 감소하여 열전달 효과를 적절히 반영하지 못하는 단점이 있다[6, 10].

강화된 벽 처리(Enhanced Wall Treatment)는 이를 보완하기 위한 2-layer 기반의 저레이놀즈수(Low Reynolds Number) 모델이며 어떠한 무차원 수직거리  $y^+$ 라도 격자가 완만한 곳에서는 벽함수가 사용되고 조밀한 영역에서는 저레이놀즈수 방정식이 사용되는 스위칭 모델이다. 그러나 2-layer 기반의 저레이놀즈수 모델도 정상적으로 작동하기 위해서는  $y^+=1$  미만의 격자 해상

도가 필요하며 천이영역인 Buffer Layer 구간에서는 격자 해상도에 따라 수치적 불안정이 발생하기도 한다[7].

반면에 경계층 적분법은 FLUENT의 유한차분법과는 다르게 유동장 영역내 격자 해상도에 영향을 받지 않고 적절한 경계조건만 주어진다면 FLUENT의 예측결과와 유사한 정확도의 대류 열전달계수 값이 얻어지고 수치적 안정성 및 비용 절감 면에서 상대적으로 우수한 특성을 보인다.

#### 4. 연소가스물성에 따른 대류열전달계수 비교

일반적으로 로켓의 열역학적인 성능을 제대로 예측하기 위해서는 노즐에서의 팽창 과정에서 화학 성분의 변화는 물론 이에 따른 열량적 변화를 잘 예측하여야 한다.

유체역학적인 측면에서 보면 비열과 수송 물성치(Transport Properties)등 만을 적절히 고려하여 동결 유동 해법으로 해석하는 것이 편리하여 보이지만 유체의 물성은 온도와 화학 성분 조성의 함수이므로 성분 변화를 고려하지 않고서 물성의 변화를 정확히 고려할 수 있는 방법은 없다.

더욱이 동결 해법으로는 성분 조성이 변화하면서 화학적 에너지가 열 및 운동 에너지로 환원되는 것을 예측할 수 없기 때문에 동결 해법을 통하여 예측되는 성능은 주어진 연소실 조건에서 노즐의 최소 성능을 의미하게 된다[16].

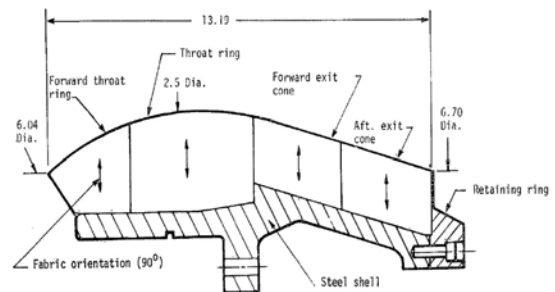


Fig. 4 NASA HIPPO Nozzle Geometry.

Table 5. Propellant Constituents and Properties.

Constituent	Proportion(%)
Ammonium Perchlorate	69.99
Ferric Oxide	0.01
Aluminum	16
PBAN Binder	12.04
Epoxy Curing Agent	1.96

본 연구에서는 Fig. 4에 나타나 있는 NASA HIPPO Nozzle을 대상으로 NASA CEA Code를 통해 압력별 동결(Frozen) 및 평형(Equilibrium) 유동과 대수적인 계산방법(Algebraic Method)을 통해 연소실 가스의 물성치를 정의하고 연소실 압력과 대류열전달계수의 상관관계에 대하여 수치해석 연구를 진행하였다.

연소실 물성치의 CEA Code 해석에 사용한 NASA HIPPO 노즐의 추진제 알루미늄 함량 16%의 AP 추진제의 조성[4]은 Table 5.에 나타내었다. 대수 동결(Algebraic Frozen) 및 대수 평형(Algebraic Equilibrium)의 물성치는 문헌에서의 관계식을 바탕으로 계산하였다[15]. 대수 물성치의 점성과 프란틀 수의 온도에 대한 관계식은 아래와 같다.

$$\mu = 4.261 \times 10^{-7} T^{0.666} \quad (10)$$

$$Pr = \frac{4\lambda}{(9\lambda - 5)} \quad (11)$$

본 절에서는 NASA HIPPO Nozzle에 대하여 네 가지 연소가스 물성 정의 방법 즉 동결, 평형, 대수 동결, 대수 평형의 방법과 연소실 압력이 각각 1000, 1250, 1500, 1750 psi 일 때 FLUENT의 유한차분법 해석과 경계층 적분법을 통하여 노즐 위치별 대류열전달계수를 해석하여 그 결과를 비교하였다.

FLUENT 해석기법은 수치해석검증 단계의 해석기법과 동일하며 실험값이 따로 존재하지 않으므로 벽면 온도는 상온 300K으로 가정하였으며 벽면 근처에서의 경계층 계산은 표준 벽함수

(Standard Wall Function)를 사용하였다.

유동 물성치는 CEA Code 해석을 통해 얻어진 결과값을 이용하였고 FLUENT 해석에 이용된 연소실 압력 1000, 1250, 1500, 1750 psi 에 따른 물성치는 각각 Table 6., Table 7., Table 8., Table 9.에 나타내었다.

$$C_p \equiv \left( \frac{\partial h}{\partial T} \right)_p = N \bar{Z} \left( \frac{\partial x}{\partial T} h_i + x_i \frac{\partial h_i}{\partial T} \right) \quad (12)$$

압력에 따른 연소실 물성치를 살펴보면 정압 비열이 압력에 가장 큰 영향을 받는 것으로 나타나는데 식 (12)에서처럼 물분율  $x_i$ 가 온도 및 압력에 관계없이 일정한 경우 비열을 온도만의 함수로 보는 동결 유동의 해법이 되며 이 때는 기본 반응 및 생성물에 대한 엔탈피만을 고려하기 때문이다. 반면에 화학반응에 의한 물분율의 변화를 고려하는 화학 평에서는 화학 반응 수반에 의한 물분율 변화에 의한 엔탈피까지 고려하게 되므로 정압비열 값이 크게 증가하는 원인이 된다[8].

NASA HIPPO 노즐의 각 위치에서 FLUENT와 경계층 적분법으로 계산한 대류열전달계수 계산 결과는 1000psi일 때 FLUENT와 경계층 적분법의 비교 결과는 Fig. 5, Fig 6., 1250psi일 비교 결과는 Fig. 7, Fig 8., 1500psi일 때는 Fig. 9, Fig 10., 1750psi일 때는 Fig. 11, Fig. 12에 나타내었다.

NASA HIPPO 노즐에서의 대류열전달계수 해석결과 FLUENT의 경우에는 평형 물성치를 사용했을 때의 대류열전달계수가 가장 높게 나타났으며 경계층 적분법의 경우에는 대수 평형일 때의 대류열전달계수가 가장 높게 나타났다.

동결 및 대수 동결, 대수 평형 유동의 물성치를 사용했을 때에는 노즐목에서의 FLUENT와 경계층 적분법의 대류열전달계수가 거의 유사하게 나타났지만 평형 유동의 물성치를 사용했을 때에는 FLUENT의 해석 결과가 경계층 적분법에 비해 약 30% 정도 높게 예측되었다.

Table 6. Transport Properties On Chamber Pressure 1000 psi.

	Fr*	Eq**	Al-Fr***	Al-Eq****
$\mu$	1.0089e-4	1.0089e-4	8.056e-5	8.056e-5
$C_p$	2003.4	3714.5	2003.4	3714.5
Pr	0.5209	0.3546	0.8376	0.8699
$\gamma$	1.1835	1.1359	1.1835	1.1359
$k$	0.3880	1.0568	0.1927	0.3439

\*Frozen,\*\*Equilibrium,\*\*\*Algebraic-Frozen,\*\*\*\*Algebraic-Equilibrium

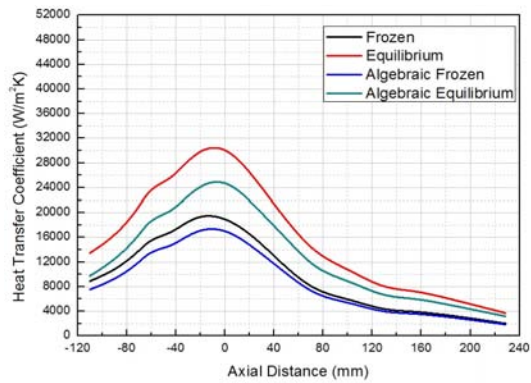


Fig. 5 Comparison of the Predicted Heat Transfer Coefficients by Combustion Gas Properties on FLUENT (1000psi).

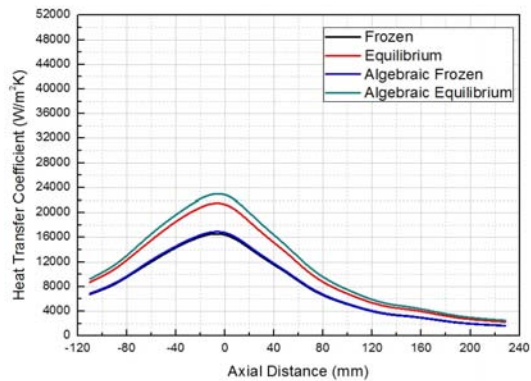


Fig. 6 Comparison of the Predicted Heat Transfer Coefficients by Combustion Gas Properties on BLIM (1000psi).

Table 7. Transport Properties On Chamber Pressure 1250 psi.

	Fr*	Eq**	Al-Fr***	Al-Eq****
$\mu$	1.0127e-4	1.0127e-4	8.089e-5	8.089e-5
$C_p$	2004.6	3598.5	2004.6	3598.5
Pr	0.5214	0.36	0.8379	0.8691
$\gamma$	1.183	1.1369	1.183	1.1369
$k$	0.3893	1.0122	0.1935	0.3349

\*Frozen,\*\*Equilibrium,\*\*\*Algebraic-Frozen,\*\*\*\*Algebraic-Equilibrium

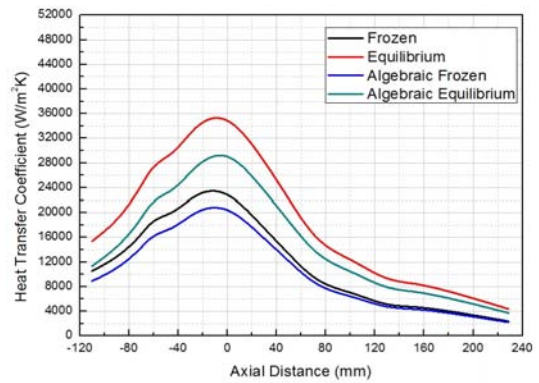


Fig. 7 Comparison of the Predicted Heat Transfer Coefficients by Combustion Gas Properties on FLUENT (1250psi).

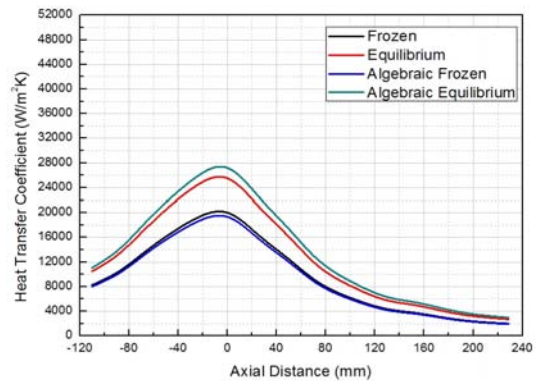


Fig. 8 Comparison of the Predicted Heat Transfer Coefficients by Combustion Gas Properties on BLIM (1250psi).



Table 8. Transport Properties On Chamber Pressure 1500 psi.

	Fr*	Eq**	Al-Fr***	Al-Eq****
$\mu$	1.015e-4	1.015e-4	8.1116e-5	8.1116e-5
$C_p$	2005.4	3508.9	2005.4	3508.9
Pr	0.5219	0.3647	0.8383	0.8685
$\gamma$	1.1825	1.1378	1.1825	1.1378
$k$	0.3903	0.9773	0.1941	0.3278

\*Frozen,\*\*Equilibrium,\*\*\*Algebraic-Frozen,\*\*\*\*Algebraic-Equilibrium

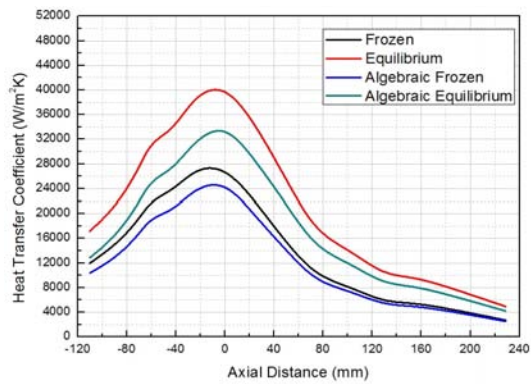


Fig. 9 Comparison of the Predicted Heat Transfer Coefficients by Combustion Gas Properties on FLUENT (1500psi).

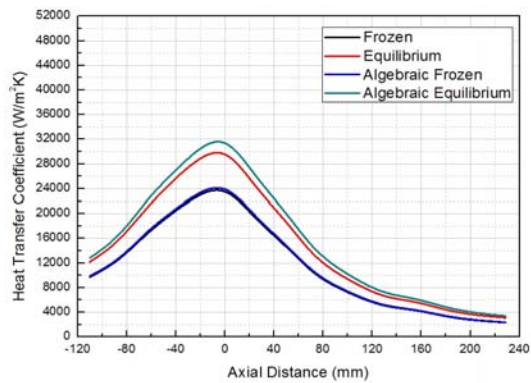


Fig. 10 Comparison of the Predicted Heat Transfer Coefficients by Combustion Gas Properties on BLIM (1500psi).

Table 9. Transport Properties On Chamber Pressure 1750 psi.

	Fr*	Eq**	Al-Fr***	Al-Eq****
$\mu$	1.018e-4	1.018e-4	8.1380e-5	8.1380e-5
$C_p$	2005.89	3436.94	2005.89	3436.94
Pr	0.5222	0.3687	0.8385	0.8681
$\gamma$	1.1822	1.1384	1.1822	1.1384
$k$	0.3912	0.9492	0.1947	0.3222

\*Frozen,\*\*Equilibrium,\*\*\*Algebraic-Frozen,\*\*\*\*Algebraic-Equilibrium

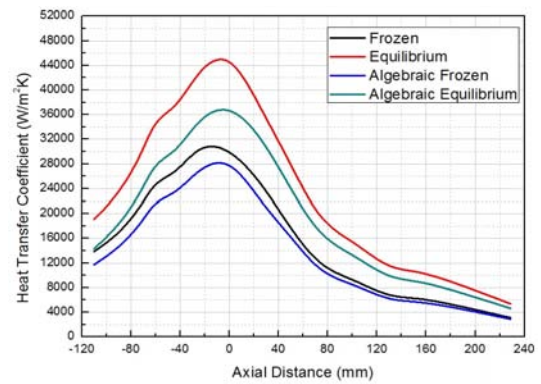


Fig. 11 Comparison of the Predicted Heat Transfer Coefficients by Combustion Gas Properties on FLUENT (1750psi).

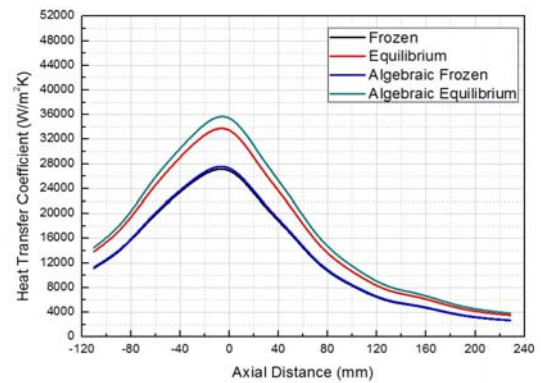


Fig. 12 Comparison of the Predicted Heat Transfer Coefficients by Combustion Gas Properties on BLIM (1750psi).



이상으로 압력조건이 1000, 1250, 1500, 1750 psi 일 때 FLUENT의 유한차분법과 경계층 적분법에 따른 대류열전달계수를 계산하여 비교하였고 압력에 대한 노즐목 대류열전달계수의 상관관계를 살펴보기 위하여 식 (13)의 거듭제곱형태 (Power from)를 통해 회귀분석(Regression Analysis)을 실시하였다.

$$h = aP^k \quad (13)$$

Table 10. Regression Coefficient of Convective Heat Transfer Coefficient depending on Pressure by Combustion Gas Properties. (FLUENT).

	Fr*	Eq**	Al-Fr***	Al-Eq****
$a$	54.391	212.55	41.748	112.32
$k$	0.8471	0.7161	0.8696	0.7792
$R^2$	0.9995	0.9991	0.9981	0.9881

\*Frozen,\*\*Equilibrium,\*\*\*Algebraic-Frozen,\*\*\*\*Algebraic-Equilibrium

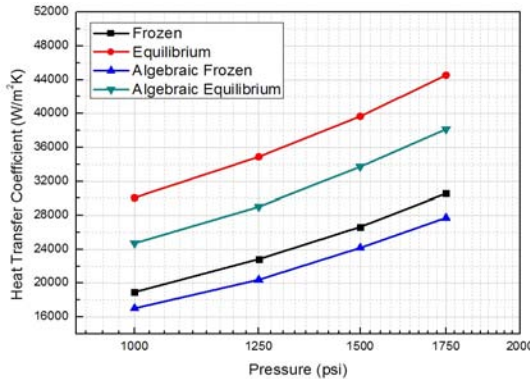


Fig. 13 Regression Results of Convective Heat Transfer Coefficient depending on Pressure by Combustion Gas Properties (FLUENT).

FLUENT의 경우에는 압력에 대한 대류열전달계수의 회귀계수(Regression Coefficient)  $k$ 가 동결과 대수 동결 연소가스 물성치의 사용하였을 때에는 각각 0.8471, 0.8696으로 Bartz 관계식의 0.8보다 높게 나타났고 평형과 대수 평형 연소가스 물성치를 사용하였을 때에는 각각 0.7161, 0.7792로 0.8보다 낮게 나타났다.

Table 11. Regression Coefficient of Convective Heat Transfer Coefficient depending on Pressure by Combustion Gas Properties (BLIM).

	Fr*	Eq**	Al-Fr***	Al-Eq****
$a$	65.179	261.21	44.968	105.33
$k$	0.8661	0.7408	0.8746	0.7923
$R^2$	0.9999	0.9999	0.9996	0.9998

\*Frozen,\*\*Equilibrium,\*\*\*Algebraic-Frozen,\*\*\*\*Algebraic-Equilibrium

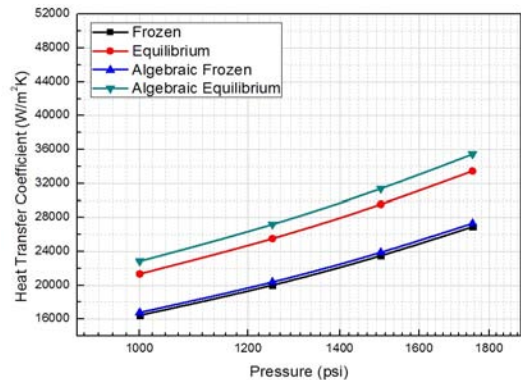


Fig. 14 Regression Results of Convective Heat Transfer Coefficient depending on Pressure by Combustion Gas Properties (BLIM).

경계층 적분법의 경우에는 압력에 대한 대류열전달계수의 회귀계수  $k$ 가 동결과 대수 동결 연소가스 물성치의 사용하였을 때에는 각각 0.8661, 0.8746으로 Bartz 관계식의 0.8보다 높게 나타났고 평형과 대수 평형 연소가스 물성치를 사용하였을 때에는 각각 0.7408, 0.7923로 0.8보다 낮게 나타났다.

결과적으로 해석방법에 연소물성치에 따라서 다소 차이는 있지만 FLUENT와 경계층 적분법을 통해 계산한 대류열전달계수는 Bartz의 기존 연구와 유사하게 연소실 압력의 0.8승에 근사하게 비례하는 것을 확인하였다.

## 5. NASA HIPPO 노즐 열반응 해석

본 절에서는 NASA HIPPO 노즐을 대상으로 경계층 적분법으로부터 얻어진 대류열전달계수

를 이용하여 표면으로 전달되는 열유속을 산출하고 노즐 탄소/페놀릭 내열재 소재에 대하여 유한차분법을 통한 비정상 열반응 해석을 수행하였다.

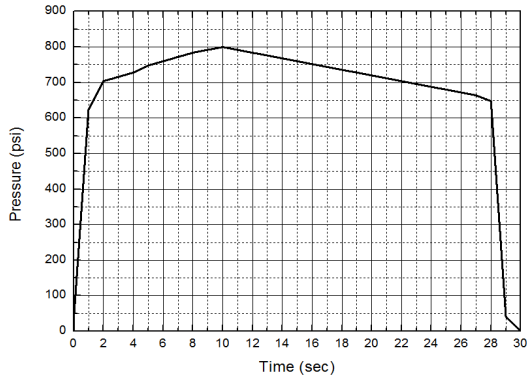


Fig. 15 NASA HIPPO Nozzle Pressure-Time Curve.

HIPPO 노즐의 평균 압력은 650 psi, 노즐 작동 시간은 30초이며 압력-시간 선도는 Fig. 15에 나타내었다. 노즐 내부의 열역학 및 수송 물성치는 CEA Code를 통해 계산되었으며 각각 동결 (Frozen) 물성치와 평형(Equilibrium) 물성치를 사용하여 카본 내열재의 열반응 해석을 실시하였고 노즐 내열재는 카본/페놀릭 MX4926 (FMC rayon-fabric precursor)의 물성치를 사용하였다 [1].

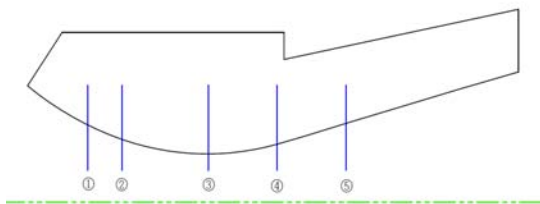


Fig. 16 NASA HIPPO Nozzle Calculated Location.

열반응해석은 Fig. 18에 나타난 것처럼 NASA HIPPO 노즐의 축소부 2개소, 노즐목, 팽창부 2개소의 총 다섯 군데의 위치에서 실시되었으며 노즐목에서 시간 경과에 따른 밀도분포 변화를

동결 및 평형 유동에 따라 각각 Fig 18.와 Fig 19에 나타내었다.

동결 및 평형 유동 조건에 따른 연소종료 시점의 내열재 내부의 온도 및 밀도 분포는 Fig 21.에 나타내었고 해석 결과를 살펴보면 평형 유동 조건일 때의 삭마깊이가 동결 유동 조건에 대하여 상대적으로 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다.

이는 평형 유동 조건일 때 계산되는 대류열전달계수가 상대적으로 동결 유동에 비해 크기 때문에 그만큼 높은 열유속이 노즐 내열재 표면으로 전달되어 많은 삭마량이 발생하기 때문이라고 볼 수 있다.

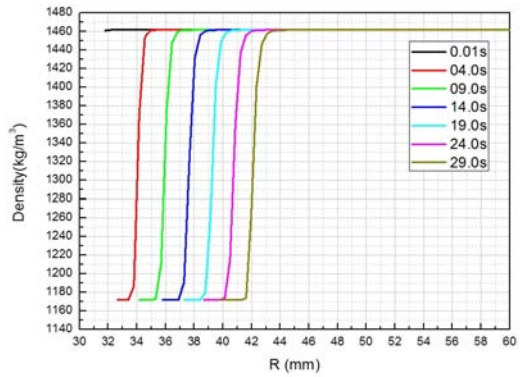


Fig. 17 Nozzle Throat Density Distribution Changes with Elapse of Time (Frozen Properties)

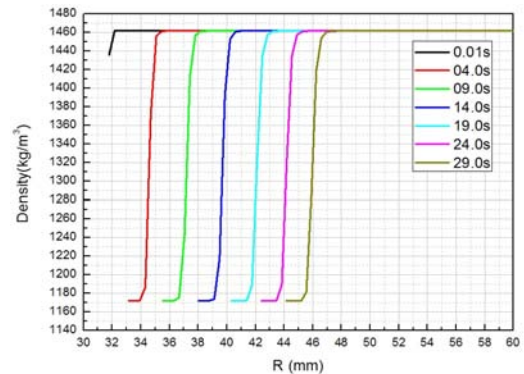


Fig. 18 Nozzle Throat Density Distribution Changes with Elapse of Time (Equilibrium Properties)

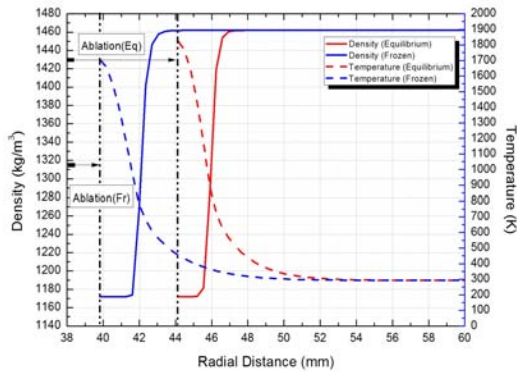


Fig. 19 Comparison with Temperature and Density by Equilibrium and Frozen Properties

또한 노즐 내부의 유동 조건에 의해 삭마깊이에는 차이가 발생하지만 시간 경과에 따른 노즐 내부의 온도 및 밀도분포의 경향성은 매우 유사한데 이는 Fig. 19에서 확인되는 것처럼 고온의 노즐 유동의 영향 아래 있는 카본/페놀릭 내열재는 동결 또는 평형 유동 조건에 관계없이 전체적으로 삭마, 숯, 열분해층, 처너층의 동일한 구조를 가지기 때문이다.

삭마(Ablation)는 고온의 연소가스에 노출된 내열재 표면이 산화에 의한 화학적 반응과 유동장에 의한 전단, 입자 충돌 및 침식에 의한 기계적 삭마, 용융, 증발 또는 승화에 의한 물리적 삭마를 통해 표면 소실 및 표면 후퇴가 일어나는 것을 의미한다. 숯(Char)층에서는 페놀릭 바인더가 열분해하여 탄소 성분만이 남게 되며 열분해가 더 이상 일어나지 않는 상태로 밀도가 일정한 영역이며 열분해층(Pyrolysis zone)서는 페놀릭 바인더가 열분해 과정에서 있기 때문에 밀도가 점진적으로 줄어드는 과정에 있으며 처너층(Virgin Layer)은 재료의 초기 상태로 밀도가 가장 높다.

온도분포를 살펴보면 노즐표면에서 온도가 가장 높고 표면으로부터 거리가 멀어질수록 전달되는 열에너지가 줄어들기 때문에 온도가 점진적으로 감소하는 경향을 보인다. 축소부 2개소, 노즐목, 팽창부 2개소의 삭마 및 숯 해석 결과는 각각 Fig. 21과 Fig. 22에 나타내었다.

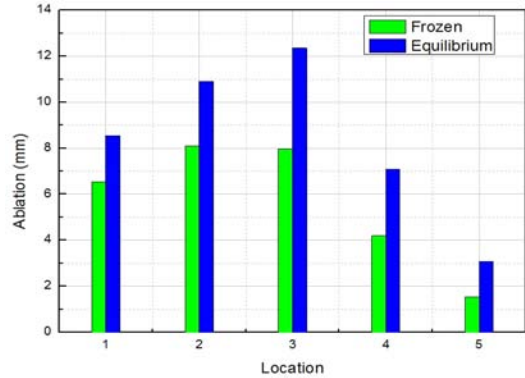


Fig. 20 Comparison with Experimental Value and Predicted Ablation on NASA HIPPO Nozzle.

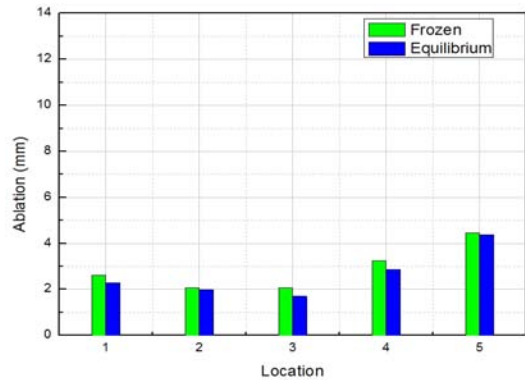


Fig. 21 Comparison with Experimental Value and Predicted Char on NASA HIPPO Nozzle

동결 유동 해석의 경우 노즐에서의 에너지 회복을 고려하지 못하기 때문에 노즐의 최소 성능을 제시해 주는 반면, 화학 평형 해석의 경우는 유속에 비해 반응속도가 매우 빠른 극한에 해당하여 열에너지 회복이 최대인 노즐의 최대 성능을 예측케 하여 준다[9].

따라서 실제 연소 유동 조건인 비평형(non-equilibrium) 상태는 평형과 동결 유동 사이에 존재할 것이므로 이는 열반응 해석에 의해 얻어진 결과값이 이론적으로 얻어지는 노즐의 성능에 따른 최소 및 최대 삭마깊이 및 숯 두께라고 추론할 수 있다. [11, 13]

## 6 결 론

FLUENT, 경계층 적분법, Bartz 예측식의 해석 기법에 따른 대류열전달계수의 정확도를 검증하기 위하여 Back 등의 30° - 15° 노즐의 실험결과를 바탕으로 100.2 psi, 150.6 psi 두 가지 압력 조건에 따른 대류열전달계수를 계산하여 비교하였다.

또한 NASA HIPPO 노즐을 대상으로 상용 CFD 코드 FLUENT, 경계층 적분법을 이용하여 각각의 압력조건 1000psi, 1250psi, 1500psi, 1750psi과 연소가스특성에 따라서 동결(Frozen), 평형(Equilibrium), 대수 동결(Algebraic Frozen Equilibrium), 대수 평형(Algebraic Shifting Equilibrium)에 따른 대류열전달계수를 계산하고 압력별 대류열전달계수의 회귀분석(Regression Analysis)을 실시하여 상관관계를 도출하였다.

마지막으로 NASA HIPPO 노즐을 대상으로 수축부 2개소, 노즐목, 팽창부 2개소에 대한 열반응 해석을 실시하고 삭마깊이 및 슛 두께를 비교하였다.

- (1) 30° - 15° 노즐의 실험결과와 FLUENT, 경계층 적분법, Bartz 예측식의 대류열전달계수를 비교하였다. 그 결과 Bartz 예측식의 대류열전달계수가 가장 높게 나타났고 FLUENT에서는 격자 해상도와 벽 근처의 경계층 해석 방법에 따라 해석결과가 상이하게 나타났으며 수치적 불안정성을 보였다. 반면에 경계층 적분법은 FLUENT와 유사한 정확도로 대류열전달계수 값을 예측하였으며 안정성 및 비용 절감 측면에서 상대적으로 우수한 특성을 보였다.
- (2) NASA HIPPO 노즐을 대상으로 연소가스물성과 압력에 따른 대류열전달계수를 비교하고 회귀분석(Regression Analysis)을 실시하였다. 회귀계수(Regression Coefficient)  $k$ 는 동결과 대수 동결 연소가스 물성치를 사용하였을 때에는 각각 0.8661, 0.8746으로 Bartz 관계식의 0.8보다 높게 나타났고 평형과 대수 평형 연소가스 물성치를 사용하였을 때에는

각각 0.7408, 0.7923로 0.8보다 낮게 나타났다. 다소 차이는 있지만 Bartz의 기존 연구와 유사하게 FLUENT와 경계층 적분법을 통해 계산한 대류열전달계수는 연소실 압력의 0.8승에 근사하게 비례하는 것을 확인하였다.

- (3) NASA HIPPO 노즐을 대상으로 경계층 적분법을 통해 계산된 대류열전달계수를 이용하여 열유속을 계산하고 노즐 내열재에 대한 열반응 해석을 실시하였다. 그 결과 평형 유동일 때가 동결유동일 때에 비해 삭마가 많이 일어났으며 노즐 전체 구간 중에서 노즐목에서 가장 높은 삭마가 일어났다. 실제 연소 유동 조건은 비 평형 상태이므로 이는 곧 본 연구에서 연소가스특성에 따른 열반응 해석에 의해 얻어진 해석결과 값이 노즐 성능에 따라 이론적으로 얻어지는 최소 및 최대 삭마깊이 및 슛 두께라고 추론할 수 있다.

## 참 고 문 헌

1. Arnold J., Dobson. J., Laub, B., "Subscale Solid Motor Nozzle Tests Phase IV And Nozzle Materials Screening And Thermal Characterization Phase V" NASA Contractor Report CR, 1979
2. Back, L. H., Massier, P. F., Gier, H. L., "Convective Heat Transfer in a Convergent-Divergent Nozzle (Revision No. 1), NASA Technical Report No. 32-415, 1965
3. Back, L. H., Cuffel, R. F., "Turbulent Boundary Layer and Heat Transfer Measurements Along a Convergent-Divergent Nozzle", Journal of Heat Transfer, Vol 93, 1971. pp.397-407
4. Back, L. H., Massier, P. F. and Cruffel, R. F., "Flow Phenomena and Convective Heat Transfer in a Conical Supersonic Nozzle." J. Spacecraft, Vol. 4, No. 8, 1967, pp.1040-1047
5. Bartz, D. R., "A Simple Equation for Rapid

- Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients", *Jet Propulsion*, pp 49-51, Jan. 1957
6. Bae, J. C., Lee, T. H., "Numerical Study on Turbulent Flow and Heat Transfer in the Rocket Nozzle", *The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, 1997
  7. Bae, J. C., "Study on the Flow and Heat Transfer in Supersonic Nozzles Using the Turbulence Model With Wall Function Boundary Condition", 1993
  8. Choi, J. Y., "Thermochemical Characteristics of Rocket Nozzle Flow and Methods of Analysis", *Korean Society for Computational Fluids Engineering*, 2001
  9. Gordon S., McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I. Analysis", *NASA RP-1311*, 1994
  10. Hahm, H. C., Kang, Y. G., "Comparative Studies of Heat Transfer Coefficients for Rocket Nozzle", *The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, 2012. 4., pp.42~50
  11. Kang, S. I., Huh, H. I., "A CFD Study for Rocket Exhaust Flow Using Single Species, Unreacted Flow Model", *Aerospace Engineering and Technology Vol. 11.*, 2012
  12. Morkovin, M., "Effects of Compressibility on Turbulent Flows", *Mecanique de la Turbulence*, edited by A. Favre, Gordon and Breach, New York, 1962
  13. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 1992
  14. Seo, S. K., Hahm, H. C., Kang, Y. G., "Analysis of Boundary Layer in Solid Rocket Nozzle and Numerical Analysis for Thermal response of Carbon/Phenolic using Finite Difference Method", *The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, 2016, pp.748~755
  15. White, F. M., *Viscous Fluid Flow*, McGraw-Hill, Inc., 1974
  16. Zucrow. M. J. and Hoffman. J. D., *Gas Dynamics : Volume 1*, John Wiley & Sons, Inc., 1976
  17. Ansys., "Ansys 18.0 Version Fluent Theory Guide"., 2017