

추력방향조종용 제트베인의 3차원 온도분포 해석

황기영*

An Analysis on 3-Dimensional Temperature Distribution of Jet Vanes for a Thrust Vector Control

Ki-Young Hwang**

ABSTRACT

A computational investigation has been carried out to study the heat transfer characteristics of jet vane assembly used for the thrust vector control(TVC) of a vertical launch motor. In this study, the coefficients of convective heat transfer on the jet vane are calculated using the solutions of thermal boundary-layer equation and several semi-empirical equations. The calculation of 3-dimensional temperature distribution for the jet vane assembly was performed using the softwares called PATRAN and ABAQUS. The accuracy of the present numerical method is verified by comparing with the measured and calculated temperatures within jet vane shaft. The temporal variation of jet vane temperatures for three deflection angles(0o, 12.5o, 25o) was discussed.

초 록

수직발사 추진기관의 추력방향조종(TVC)용으로 사용되는 제트베인 조립체의 열전달 특성을 고찰하기 위해 수치해석을 수행하였다. 본 연구에서 제트베인 주위의 대류열전달계수는 열경계층 방정식의 해와 반실험식을 사용하여 구하였다. 제트베인 조립체의 3차원 온도분포에 대한 해석은 PATRAN과 ABAQUS 소프트웨어를 사용하여 수행되었다. 본 수치해석 기법의 타당성은 제트베인 축 내부에서 측정된 온도와 열해석 결과의 비교를 통해 검증하였다. 제트베인의 3개 편향각(0o, 12.5o, 25o)에 대해 연소시간별 제트베인의 온도변화를 고찰하였다.

Key Words: Thrust Vector Control(추력방향조종), Jet Vane(제트베인), Solid Rocket Motor(고체추진기관), Convective Heat Transfer(대류열전달)

1. 서 론

위성 발사체나 대륙간 탄도 미사일과 같이 공기가 희박한 높은 고도에서 비행자세 제어 및 궤도를 수정하거나, 지대공이나 공대공 유도탄처럼 발사 직후 저속에서 임의의 방향으로 급선회

* 국방과학연구소 제1기술연구본부 5부

† 교신저자, E-mail: kiyhwang@naver.com

해야 할 경우에는 노즐의 배기가스 방향을 직접 조절하여 모멘트를 발생시키는 추력방향조종 (Thrust Vector Control, 이하 TVC) 장치가 필수적이다. 지대공이나 함대공 유도탄에 추력방향조종 장치를 설치하면 운용측면에서 수직발사가 가능함으로써 유도탄의 전 방위 감시뿐만 아니라 발사 직후에 급선회가 가능하며, 각 유도탄의 목적에 따라 최적 궤도로 단시간에 진입시킬 수 있다[1].

제트베인은 고체추진기관 노즐의 출구 부위에 보통 90° 간격으로 4개가 장착되어 추력방향조종에 사용되는 장치로, 하나의 노즐에서 pitch, yaw 뿐만 아니라 roll의 3축 제어가 가능하고 또한 다른 TVC에 비해 작은 설치 공간과 빠른 응답특성으로 인해 전술유도탄에서 널리 적용된다[2, 3]. 제트베인은 고온의 연소가스에 직접적으로 노출되어 열적으로 아주 불리하며, 이로 인해 제트베인 내부의 온도분포는 제트베인 조립체의 구성품 열설계 및 재료 선정시 중요한 고려 대상이 된다[4, 5].

본 논문에서는 제트베인 주위의 복잡한 열전달 특성을 분석하고 이를 통해 제트베인의 span과 chord 방향으로 대류열전달계수를 계산하였다. 제트베인 각 구성품의 3차원 모델링은 PATRAN으로 수행하였으며, 열적하중은 위치 및 시간의 함수로, 재료 물성치는 온도의 함수로 처리하고 solver는 ABAQUS를 사용하였다. 제트베인 축 내부에서 계측한 온도와 수치해석으로 얻은 온도의 비교를 통해 본 수치해석 기법의 타당성을 확인하였고, 제트베인 편향각 및 추진제 초기온도 변화에 따른 제트베인 열해석을 수행하였다.

2. 제트베인의 온도해석

2.1 제트베인 주위의 열유속

연소가스로부터 제트베인 표면으로의 열전달 과정은 제트베인 부근의 유동특성, 충격파 형성, 와류영역 등에 의해 지배되며, 제트베인에 인접한 영역에서 온도, 압력, 속도는 위치에 따라 크

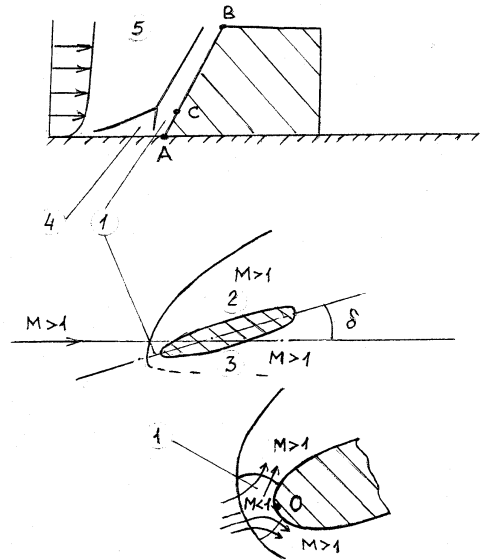


Fig. 1 Schematic Diagram for Flow Field around a Jet Vane

게 변화하므로 제트베인 부근의 유동특성에 따라 Fig. 1과 같이 4개 영역으로 크게 나눌 수 있다[6].

노즐 출구를 빠져나온 초음속 유동은 제트베인 선단에서 발생된 충격파로 인해 정체하게 되어 아음속으로 떨어지게 되고 compressed layer가 형성된다. 유동 정체점(stagnation point)인 O에서는 유동이 0의 속도 값을 지니며 완전히 온도 회복을 이루게 된다. 베인 선단 부근에서는 수직 충격파가 발생하며, 이로 인해 이 부근에서는 높은 정압과 온도를 지닌 층류유동이 존재하게 된다. 특히 제트베인 선단과 노즐벽면이 만나는 영역에서는 충격파와 경계층의 상호작용으로 충격파와 같은 복잡한 유동구조가 존재하여 유동 박리 및 재순환 현상이 발생한다. 제트베인 선단부근의 아음속 영역(Fig.1의 영역 1)의 유동은 베인의 형상특성과 경사충격파를 지나 보다 큰 운동량을 지닌 외부 유동의 유입으로 급격히 가속되어 음속선(sonic line)을 발생시킨다. 음속선을 지난 유동은 초음속 유동 특성을 나타내며, 베인 측면을 따라 흐르고 초음속 유동 영역이 된다.

2.1.1 영역 1 (유동 정체 영역)

제트베인 선단의 정체점(Fig. 1의 O점)에서 열 유속을 구하기 위해 White[7]는 초음속 유동방정식에 근사해법을 도입하여 Eq. 1을 산출한 후 베인 측면방향으로의 속도구배를 반 실험식에 근거한 도표(베인의 두께, 충격과 앞의 속도 및 마하수 함수)에서 구하도록 하였다.

$$q_w = 0.57 \text{ Pr}^{-0.6} \sqrt{\beta \rho_s \mu_s} \left[\frac{\rho_w \mu_w}{\rho_s \mu_s} \right]^{0.1} (I_s - I_w) \quad (1)$$

여기서

μ, I : 밀도, 점성계수, 엔탈피

하첨자 w : 벽면

s : 충격과 뒤 영역

그러나 Mironov[6]는 제트베인의 형상 요소들을 고려하여 상기 Eq. 1을 약간 변형한 후, 를 초음속 유동의 해로부터 도출된 식으로 구하였다. 즉,

$$\frac{h}{c_p} = 0.57 \text{ Pr}^{-0.6} \sqrt{\beta \rho_s \mu_s} \left[\frac{\rho_w \mu_w}{\rho_s \mu_s} \right]^{0.1} \frac{u_{1n} \cos \delta \kappa_\lambda}{u_1} \quad (2)$$

여기서

c_p : 연소가스의 비열

u_1 : 충격과 앞에서 연소가스 속도

u_{1n} : 베인 선단각이 90° 이하 일 때 선단면에서 수직방향 속도성분

: 베트베인 편향각

: 베인의 유동 정체점 부근에서 강한 난류 유동으로 인한 열전달 증가 보정계수(제트베인의 경우 보통 1.6 적용)

상기 Eq. 2에서 는 아래 Eq. 3으로 구한다.

$$\beta = C \frac{a_*}{R} \sqrt{\frac{k+1}{k}} \quad (3)$$

여기서

a_* : 음속 ($a_* = \sqrt{k R_g T_*}$)

k, R_g : 비열비, 가스상수

$$T_* : \text{노즐목에서 온도 } (T_* = \frac{T_0}{1 + \frac{k-1}{2}})$$

$$C = \sqrt{1 - \frac{p_1}{p_0}}$$

p_1, p_0 : 충격과 앞, 뒤의 정압

2.1.2 영역 2 및 3 (Windward 및 Leeward 영역)

유동방향에 접하는 영역인 Windward 영역(Fig. 1의 영역 2)에서는 제트베인 선단면의 영향이 베인두께의 2~3배 영역까지만 나타나며, 그 이후에는 일정한 각도로 유동을 회전시킴으로써 야기되는 경사 충격과의 하류에서 발생하는 초음속 유동양상을 나타낸다. 그러나 유동방향의 반대쪽 영역인 Leeward 영역(Fig. 1의 영역 3)에서는 영역 1에서 가속된 초음속 연소가스가 팽창과내에서 추가적으로 가속되며, 두께가 얇은 제트베인인 경우 Prandtl-Mayer 유동과 유사한 특성을 나타낸다.

난류경계층 유동의 열전달량에 대해 Nunn 등 [8]은 아래 Eq. 4을 제시하였으며, 이는 제트베인 밑면에서 약간 떨어진 영역에서 적용 가능하다.

$$St = 0.0296 \text{ Pr}^{-0.67} Re_l^{-0.2} \text{ for } 5 \times 10^5 < Re_l < 10^7 \quad (4)$$

여기서 $Pr = \frac{4\gamma}{9\gamma - 5}$

그러나 Mironov[6]는 열경계층 적분방정식과 초음속 유동에 대한 열전달 관계식으로부터 열전달량을 계산하였다.

$$\frac{d}{ds} [\rho_1 u_1 \theta (I_e - I_w)] = \rho_1 u_1 (I_e - I_w) St \quad (5)$$

여기서

s : 베인 측면방향의 좌표

: 경계층 에너지두께 손실

u_1 : 경계층 끝단에서 질량유량

$$St = 0.013 \left[\frac{\rho_1 u_1 \theta}{\mu_1} \right]^{-0.25} \text{ Pr}^{-2/3} f(\bar{T}_w, M_1) \quad (6)$$

상기 Eq. 6에서 f 는 연소가스와 벽면온도의

차이 및 압축성 효과에 의한 가스물성치 변화를 보정해 주는 것으로 Eq. 7과 같다.

$$f(\bar{T}_w, M_1) = \left(\frac{T_w}{T_e}\right)^{-0.35} \left(1 + r \frac{k-1}{2} M_1^2\right)^{-0.55} \quad (7)$$

2.2 제트베인 조립체의 3차원 모델링 및 경계조건

본 해석에 사용된 제트베인은 이중 썸기 에어포일(double wedge airfoil) 형상으로, 제트베인의 span과 chord 길이는 각각 58mm, 89mm이었다. 제트베인 조립체의 구성품인 제트베인은 CIT(10% Copper), 베인축과 내열판은 TZM, 베인 체결볼트는 Tantalum, 확장부 내열재는 규소/페놀릭 소재가 적용되었고, 각 구성품의 열전도도와 비열은 열해석시 온도의 함수로 고려하였다.

제트베인 조립체의 각 구성품(제트베인, 베인축, 베인내열판, 베인체결볼트, 확장부내열재, 베인몸체)의 3차원 모델링은 PATRAN으로 수행하였으며, 원주방향으로 1/4만 모델링하였고 그 결과는 Fig. 2와 같다. 여기서 유한요소는 3차원 8절점요소인 DC3D8(Diffusion Continuum 3-D 8 nodes)로 21,444개이었고, solver는 ABAQUS를

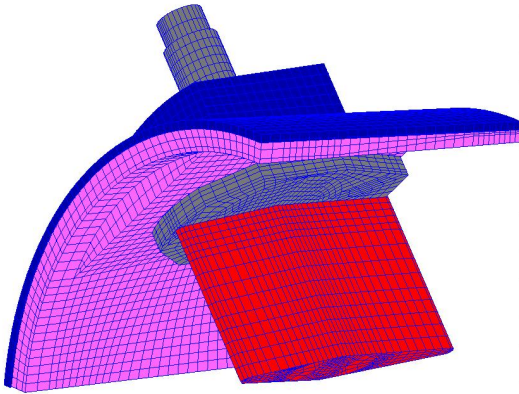


Fig. 2 Grid Structure of a Jet Vane Assembly

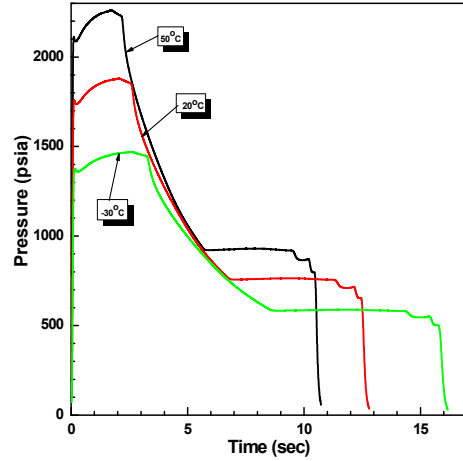


Fig. 3 Temporal Variations of Pressure for Three Initial Temperatures of Propellant

사용하였다. 그리고 제트베인 조립체의 각 부품 간의 접촉면에는 Contact Element를 정의하고 ABAQUS 입력파일에 이를 추가하였으며, 부품들의 접촉저항이 아주 작아 열적으로 완전히 접촉하여 접촉면에서 온도 연속성이 유지되도록 하였다. 또한 제트베인 삭마량이 미소(측면기준 3.5~4%)하여 고정격자를 사용하였다.

Figure 3에서 보듯이 연소실 압력이 시간에 따라 크게 변하는 2단계의 압력특성을 보이므로 이를 고려하기 위해 먼저 일정한 압력(10MPa)을 기준으로 제트베인 주위에서의 열전달계수를 계산하였다. 그 후 대류열전달계수는 압력의 함수이므로 시간에 따른 압력 변화를 식(8)로 보정한 열전달계수를 사용하였다. 따라서 PATRAN에서 경계조건 입력자료 생성시 열적 하중(열전달계수)은 2개의 함수, 즉 제트베인 표면의 위치 및 연소시간의 함수로 만들어 적용하였다.

$$\frac{h(P_c)}{h(P_o)} = \left(\frac{P_c}{P_o}\right)^{0.8} = \left(\frac{P_c}{10MPa}\right)^{0.8} \quad (8)$$

3. 제트베인 조립체의 수치해석 결과

3.1 수치해의 타당성 검토

제트베인축 내부온도 계측을 위해 Fig. 4와 같이 베인축에 구멍을 뚫고 고온 측정용 C-type 열전대를 설치하였다. 온도 측정시 열전대 연장도선에서 접점 형성을 방지하기 위해 구멍 2개 뚫린 세라믹 봉을 사용하였으며 또한 연소시험 중 발생하는 진동으로 열전대 접점이 측정점에서 이탈되는 현상을 방지하기 위하여 베인 축과

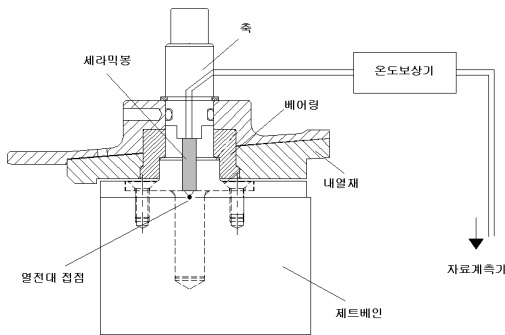


Fig. 4 Thermocouple Installed inside a Vane Shaft

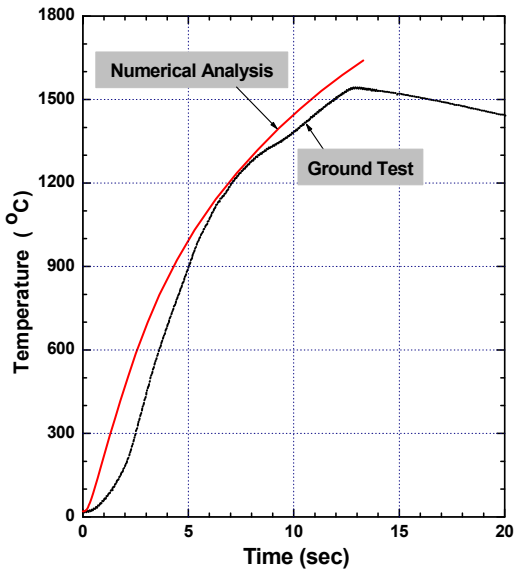


Fig. 5 Comparison of Measured and Calculated Temperatures Inside a Vane Shaft

세라믹 봉이 서로 기계적으로 구속되도록 설치하였으며, 열전대 도선과 연장도선 사이에서 발생하는 열기전력 보상을 위해 온도보상기를 사용하였다. 베인 편향각이 0° 일 때 계측된 온도는 5초에서 900°C , 12.7초(연소종료)에서 $1,540^\circ\text{C}$ 이었다.

제트베인축 내부에서 측정된 온도와 수치해석 결과를 비교하면 Fig. 5와 같으며, 수치해가 측정치보다 온도가 약간 높게 나타났다. 수치해석에서는 제트베인 주변의 연소가스 온도가 처음부터 정상상태에 있다고 가정함으로 인해 연소 초기에 과도한 열유속 부과 및 실험 계측 오차 등을 고려하면 본 수치해석 모델링 기법은 비교적 적절한 것으로 판단된다.

3.2 제트베인의 온도해석 결과 고찰

Figure 6은 제트베인 편향각이 0° 이고 추진제 초기온도가 50°C 인 경우에 연소시간 2초, 4초, 6초, 8초일 때 제트베인 조립체의 중간 단면에서

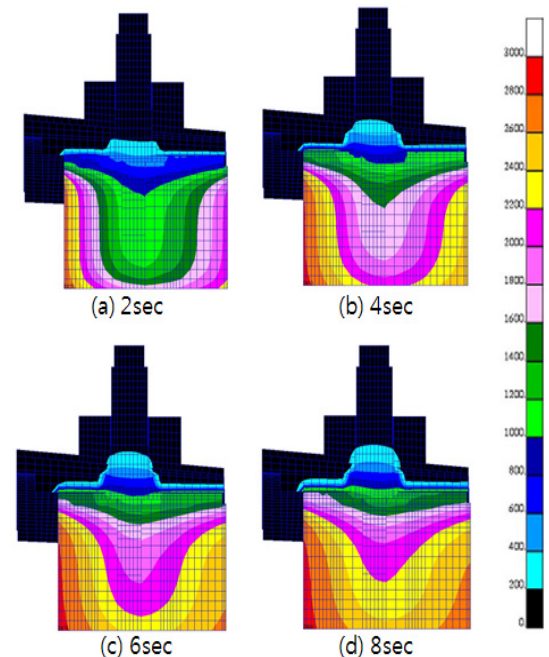


Fig. 6 Temperature Distribution of Jet Vane Assembly with Deflection Angle of 0°

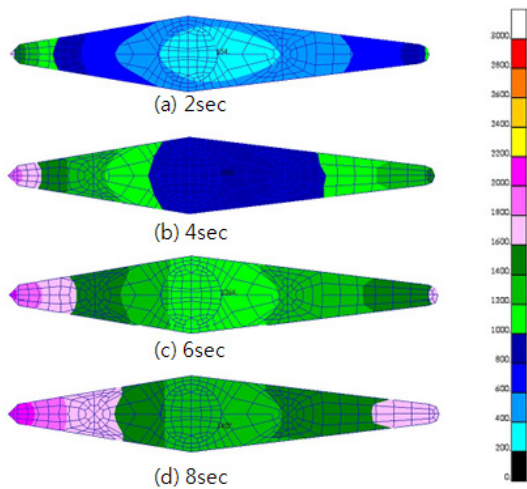


Fig. 7 Temperature Distribution at the Bottom of Jet Vane with Deflection Angle of 0°

온도변화를 보여주며, 시간이 지날수록 베인 내부 온도가 점차적으로 상승함을 볼 수 있다. Fig. 7은 Fig. 6과 같은 조건일 때 베인 내열판에 인접한 제트베인 밑면에서 온도변화를 보여주며, 시간이 지날수록 베인 온도는 상승하지만, 편향각이 0° 이기 때문에 베인 단면에서 온도는 대칭

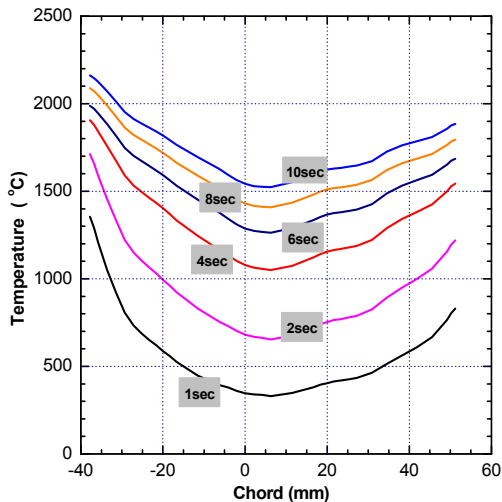


Fig. 8 Temperature Variation along Vane Chord Direction at the Bottom of Jet Vane with Deflection Angle of 0°

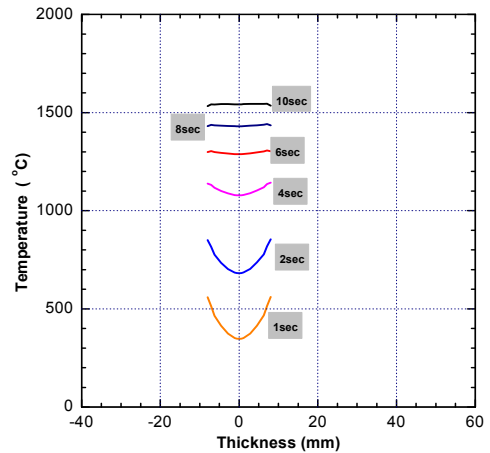


Fig. 9 Temperature Variation along Vane Thickness Direction at the Bottom of Jet Vane with Deflection Angle of 0°

적인 분포를 보여주고 있다.

Figure 8과 9는 제트베인 편향각이 0° 이고 추진제 초기온도가 50°C 인 경우(Fig. 6, 7과 동일 조건)에 연소시간 1초, 2초, 4초, 6초, 8초, 10초 일 때 제트베인 밑면의 베인 중심축에서 베인 chord 방향 및 베인 두께방향으로 온도변화를

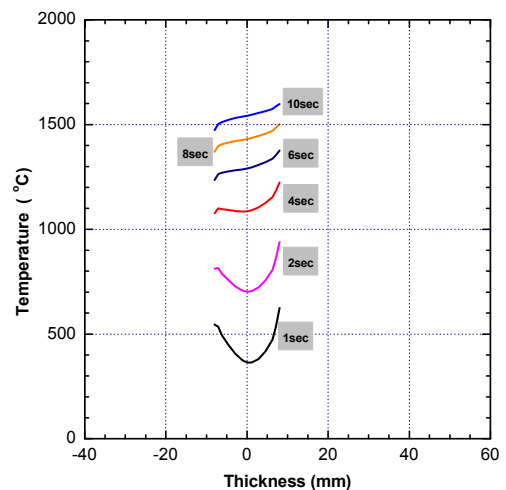


Fig. 10 Temperature Variation along Vane Thickness Direction at the Bottom of Jet Vane with Deflection Angle of 12.5°

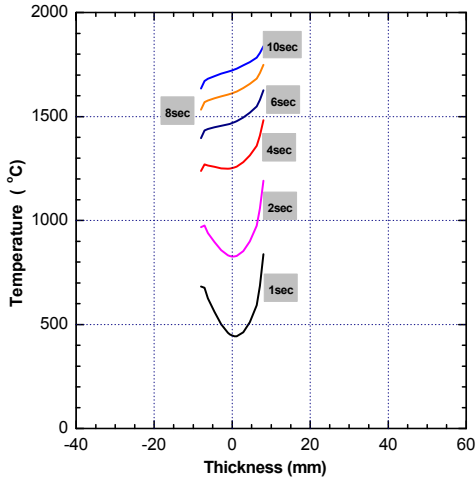


Fig. 11 Temperature Variation along Vane Thickness Direction at the Bottom of Jet Vane with Deflection Angle of 25°

각각 보여주며(여기서, chord 방향 좌표값 0은 베인축 중심을 나타내며 베인축 직경은 12.5mm임), 시간이 지날수록 베인축 단면에서 온도는 올라가고 베인축 중심과 가장자리간의 온도차이가 줄어드는 것을 볼 수 있다. Fig. 8에서 chord 방향으로 베인 끝단간 온도차이는 연소시간 1초에서 525°C, 10초에서 296°C이었다. 베인 두께방향으로는 Fig. 9에서 보듯이 베인축 중심과 가장자리간의 온도 차이는 연소시간 1초에서 215°C, 8초 이후에는 온도차이가 거의 없이 정상상태에 도달하였다.

Figure 10은 제트베인 편향각이 12.5°이고 추진제 초기온도가 50°C인 경우에 연소시간 1초, 2초, 4초, 6초, 8초, 10초일 때 베인 밑면의 베인축 중심에서 두께방향으로 온도변화를 보여준다. 제트베인 회전으로 인해 유동에 인접한 면이 유동에 반대편 면에 비해 열유입량이 많아 온도가 높게 나타났으며, 시간이 지날수록 베인 단면에서 온도는 전반적으로 상승하면서 베인축 중심과 가장자리간의 온도 차이는 줄어들었다. 즉, 연소시간 1초에서 온도 차이는 265°C, 10초에서 60°C이었다.

Figure 11은 제트베인 편향각이 25°이고 추진

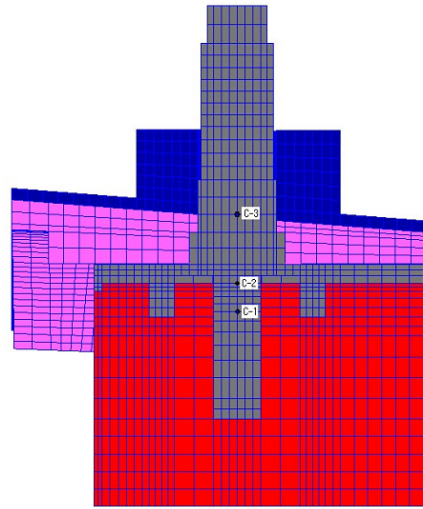


Fig. 12 Locations C-1, C-2, and C-3 Inside a Jet Vane Shaft

제 초기온도가 50°C인 경우에 연소시간 1초, 2초, 4초, 6초, 8초, 10초일 때 베인 밑면의 베인축 중심에서 두께방향으로 온도변화를 보여주며, 시간이 지날수록 베인 온도가 상승하고 베인축 중심과 가장자리간의 온도 차이는 줄어들었다. 즉, 연소시간 1초에서 온도 차이는 395°C, 10초에서 110°C이었다.

Figure 9~11에서 제트베인 편향각이 클수록 베인축 중심과 가장자리간의 온도 차이는 크게 나타났으며, 또한 제트베인의 회전에 의해 유동 방향에 접하는 면은 그 반대면 보다 베인 축 온도가 높았다. 즉, 10초에서 편향각이 0° 또는 12.5°인 경우에는 베인축 중심에서 온도는 약 1,545°C로 거의 비슷하였지만 편향각이 25°인 경우는 1,720°C로 상대적으로 크게 상승하였다. 이러한 현상은 경사 충격파를 통과하여 높은 밀도 값을 가진 유동면 쪽의 연소가스가 팽창과 만을 지나 매우 낮은 밀도 값을 가진 반대쪽 면의 연소가스보다 제트베인 표면에 더 높은 열전달을 부가하기 때문이다.

Figure 12는 제트베인축 내부에서의 C-1, C-2 및 C-3 위치를 보여준다. Fig. 13은 제트베인 편향각이 0°인 경우에 추진제의 3개 초기온도 (+50°C, +20°C, -30°C) 조건에서 시간별 제트베인

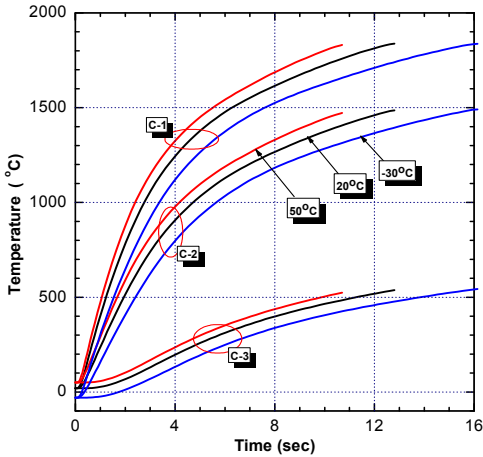


Fig. 13 Temporal Variation of Temperatures at Locations C-1, C-2, and C-3 for Deflection Angle of 0°

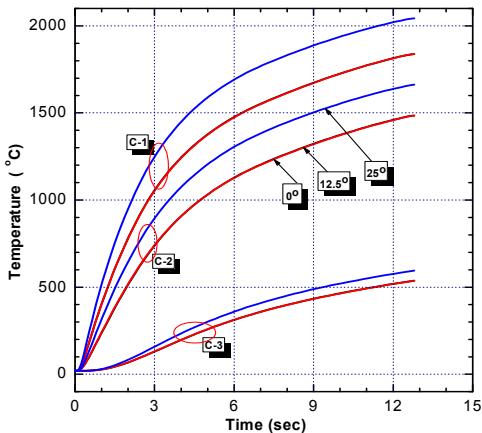


Fig. 14 Temporal Variation of Temperatures at Locations C-1, C-2, and C-3 for Initial Temperature of Propellant with +20°C

온도변화를 보여준다. 제트베인용 베어링이 장착된 인근 위치인 C-2와 C-3 온도의 경우 연소종료시 C-2는 1,500°C, C-3은 500°C이었다. 그리고 C-1, C-2 및 C-3의 각 고정 위치에서 온도를 살펴보면 시간이 지날수록 점차적으로 상승하여 연소 종료시 온도는 추진제 초기온도와는 상관없이 동일하였다. 이의 원인으로서는 추진제 초기온도가 높으면 Fig. 3에서 보듯이 연소실 압력이

높아서 제트베인 주위의 열유속도 증가하여 베인의 온도가 상대적으로 빨리 상승하지만 연소 시간이 상대적으로 짧기 때문에 연소 종료가 빨리 이루어지기 때문이다.

Figure 14는 추진제 초기온도가 +20°C인 경우에 제트베인의 3개 편향각(0°, 12.5°, 25°) 조건에서 시간별 온도 변화를 보여준다. 시간에 따라 온도는 점차적으로 상승하였으며, 편향각 0°와 12.5°에서 온도는 거의 같았고, 편향각 25°에서는 온도가 상대적으로 높았다.

4. 결 론

본 논문에서는 추력방향조정용 제트베인의 3차원 온도분포 해석을 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 제트베인축 내부에서 측정된 온도는 제트베인 열해석으로 구한 수치해와 유사하였으며, 이를 통해 본 수치해석에서 사용된 제트베인 주위의 복잡한 3차원 열유동으로 인한 대류 열유속과 수치해석 모델링 기법의 타당성을 확인할 수 있었다.
- (2) 제트베인의 편향각이 클수록 베인축 중심과 가장자리간의 온도 차이는 크게 나타났고 제트베인축 중심에서 온도도 상승하였다. 따라서 편향각이 클수록 온도측면에서 제트베인축이 상대적으로 취약함을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
2. 김원훈, 오종윤, 이방업, 황기영, 문순일, "제트베인 추력방향 조정장치", 제8차 유도무기 학술대회(추진기관 분야), 1998, pp.111- 119
3. Sung, H. G. and Hwang, Y. S., "Thrust-Vector Characteristics of Jet Vanes Arranged in X-Formation Within a

- Shroud," Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 3, 2004, pp.501-508
4. 유만선, 조형희, 황기영, 배주찬, "로켓노즐에 장착된 제트베인 표면의 열전달 특성", 한국 추진공학회지, 제9권, 제1호, 2005, pp.9-16
 5. Yu, M. S., Cho, H. H., Hwang, K. Y., and Bae, J. C., "Hybrid Method for Jet Vane Thermal Analysis in Supersonic Nozzle Flow", Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 20, No. 3, 2006, pp.614-617
 6. Mironov, V. V., "Thermal Analysis of the Behaviour of Jet Vane", KeRC, 1999
 7. White, F. M., Viscous Fluid Flow, McGraw-Hill, 1974
 8. Nunn, R. H. and Kelleher, M. D., "Jet Vane Heat Transfer Modeling," Naval Postgraduate School, AD-A175340, 1986