

## 로켓노즐에 장착된 제트베인 표면의 열전달 특성

유만선\* · 조희희\* · 황기영\*\* · 배주찬\*\*

### Heat Transfer on a Jet Vane Surface Installed in a Rocket Nozzle

Man Sun Yu\* · Hyung Hee Cho\* · Ki Young Hwang\*\* · Ju Chan Bae\*\*

#### ABSTRACT

Jet vane is an useful component which is installed at the end of a nozzle for the purpose of the posture control and the secure controlling stability during the initial launching of a rocket. During several seconds from its initial launching moment, the JV driving part is heated due to the direct contact of the vane with the combusted gas and the vane is ablated mechanically or chemically. In this study, as the fundamental study for the thermal analysis of jet vane, the heat transfer into a jet vane which is located in the uniform supersonic flow field is calculated. For this, boundary layer integral method and finite difference method are used simultaneously. Based on the thermal boundary conditions derived from the analysis, the transient heat conduction in the vane is also calculated.

#### 초 록

제트베인은 로켓추진기관의 발사초기 자세제어와 조정 안정성의 확보를 위해 로켓노즐 출구부에 장착되어지며, 발사 수초 후까지 연소가스와의 접촉으로 인해 구동부를 가열시키고, 그 자체도 화학적 혹은 기계적으로 삭마된다. 본 연구는 제트베인의 열해석을 위한 기초연구로서 균일 초음속 유동장내에 위치한 단일 제트베인으로의 열전달 특성 해석을 수행하여 보았다. 경계층 적분법과 유한차분법의 연립해석이 이루어 졌으며, 벽근방에서 도출된 경계조건을 바탕으로 베인 내부의 비정상 열전도 해석도 수행되었다.

Key Words: Jet vane(제트베인), Heat transfer(열전달), Boundary layer integral method(경계층 적분법)

#### 1. 서 론

제트베인은 로켓의 초기 자세제어의 목적으로 노즐 후미에 장착되어지는 요소로서 다른 추력 벡터 제어 시스템(Thrust Vector Control system,

† 2004년 12월 2일 접수 ~ 2004년 12월 23일 심사완료

\* 정희원, 연세대학교 기계공학과

\*\* 정희원, 국방과학연구소 기-4-3

연락처, E-mail: msyoo@yonsei.ac.kr

TVC)에 비하여 작은 설치 공간 및 빠른 응답성과 같은 장점을 지닌다[1]. 그러나, 제트베인은 로켓모터에서 발생한 연소가스에 직접적으로 노출되어 삭마되기 때문에 열적으로는 가장 불리한 방식이라 할 수 있다[2]. 또한, 추력증가의 목적으로 추진제내에 함유되는 알루미늄 분말은 연소 뒤 산화알루미늄 액적의 형태로 연소가스와 함께 부유함으로써 노즐과 제트베인 등의 요소에 추가적인 열전달 효과가 발생하고[3], 이로 인한 삭마의 가속화도 예상된다. 이러한 제트베인의 성능을 올바르게 파악하기 위해서는 로켓발사후 약 5, 6초에 해당되는 베인 작동 시간동안[4]의 베인 삭마에 의한 형상변화 및 베인 구동부로의 열전달을 예측하는 것이 필수적이라고 할 수 있다.

본 연구에서는 이러한 제트베인의 열·삭마 해석을 위한 초기단계의 연구로서 고온고속의 가스에 의한 베인 표면으로의 열전달 특성 해석을 수행하여 보았다. 일반적으로 유동장으로부터 베인 내부의 열전도 계산을 포괄할 수 있는 유한차분법 적용은 올바른 열경계조건 계산에 필수적인 베인 근방에서의 경계층, 충격파 모사등을 위하여 지나치게 많은 수의 격자를 베인 근방에 부여하게 되며, 이 때문에 계산시간의 증가를 불러오게 된다. 또한, 삭마등에 의한 베인 형상의 변화시 밀집된 격자 구성이 깨지게 되어 벽 근방의 경계층 모사가 어려워지는 단점도 있다[5]. 본 연구에서는 이러한 문제의 해결을 위하여 베인 주위의 포텐셜 유동에 대한 해석과 베인내로의 열전달에 대한 해석을 이원화하여 수행하였다. 제트베인 주위의 초음속 비점성 유동 및 베인 내부 열전도는 Fluent vs5.4.3을 이용하여 해석하였으며, 제트베인 표면근방에서의 이러한 열유동값들을 바탕으로 열경계층 적분법(Thermal boundary-layer integral method)을 통해 베인 표면으로의 열전달을 계산할 수 있었다.

경계층 적분법은 과거 1960년대부터 실험결과로부터의 반경험식 도출 등을 위해 사용되어왔으며, 로켓 노즐 벽면에서의 마찰계수 및 대류열전달 계수 분포를 계산하는데 유용한 방법이 되어

왔다. 특히, Back과 Cuffel[6]은 수축-확장 노즐에서의 압력구배를 갖는 고속유동장내 난류 경계층에서의 열전달 계산을 위하여 적분형 경계층 방정식을 사용하였으며, 유체의 압축성 효과에 의한 보정을 통하여 실험 결과와 일치하는 경험식 도출에 성공하였다. 또한, Mastanaiah[7]는 경계층내에서의 속도 및 온도 형상 간의 관계에 대한 보정식을 제안하여 계산된 속도-온도 분포의 관계가 실험 결과와 잘 일치함을 확인하였고, 이로부터 경계층 적분법을 적용하여 표면의 운동량, 에너지 전달 특성을 계산하는 방법 또한 제시하였다. Romanenko등[8]은 표면에서의 에너지 전달 특성 계산에 있어 평판에서의 반경험식이 디퓨저와 같은 양압력 구배를 갖는 유동내에서도 적용되어질 수 있음을 열 경계층 조사를 통하여 밝혀내었다.

본 연구에서는 과거로부터 사용되었던 열경계층 적분법을 FDM을 이용한 유동 해석기법과 연립시켜 보고자 하였으며, C 언어에 Fluent solver에서 지원하는 사용자 정의 함수들(User Defined Functions)을 포함시켜 열경계층 적분법을 코드화 하여 이를 현실화하였다. 이와 같은 베인 열전도 계산의 방법은 비점성 유동 계산 결과의 사용이 가능하고, 계산 모델에 사용되어지는 격자의 수가 적으며, 베인과 같은 단순한 형상에 적용되었을 경우, 이론식의 적용에 의한 정확성을 보장 받을 수 있다는 장점을 지니고 있다.

## 2. 본 론

### 2.1 개요

앞에서 언급한 바와 같이 제트베인 표면으로의 열전달은 베인 표면에 나타나는 경계층 방정식의 해에 의해서 서술될 수 있다. 이 때, 베인 표면의 서로 다른 영역에서 층류, 천이 혹은 난류 유동이 전제될 수 있다는 것을 고려해야 한다. 따라서 계산시에는 제트 베인 주위의 유동장을 Fig. 1과 같이 몇 개의 영역으로 나누는 것이 바람직하다[9].

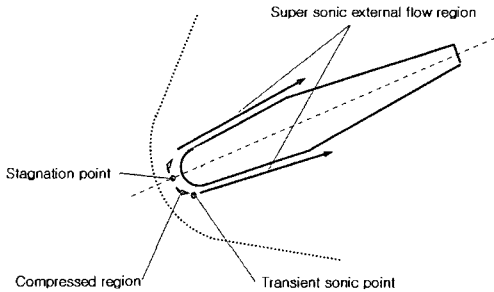


Fig. 1 Schematic diagram for divided regions of flow field around a jet vane

제트베인의 선단 근방에 위치한 유동 정체점(stagnation point)에서는 유동이 이상적으로 0의 속도값을 지니며 완전한 온도 회복을 이루게 된다. 베인의 선단 근방에서는 수직 충격파가 발생하며, 이로 인하여 이 근방에서는 높은 정압과 온도를 지닌 층류 유동이 존재하게 된다. 특히 제트베인의 선단과 노즐벽이 만나는 영역에서는 발생한 충격파와 경계층의 상호작용으로 인하여  $\lambda$ -충격파와 같은 복잡한 유동 구조가 존재하게 되며, 유동의 박리 및 순환과 같은 현상이 발생한다.

베인 선단 근방의 아음속 영역을 지나서 유동은 베인의 형상 특성과 경사충격파를 지나 보다 큰 운동량을 지니는 외부유동의 유입으로 인하여 급격히 가속되며, 결국 음속선(sonic-line)을 발생시키고 음속화하게 된다. 음속선의 위치는 베인 선단의 곡률 중심(center of curvature)에서 베인 선단을 잇는 선을 기준으로 약  $\pm 40^\circ \sim 50^\circ$ 에 위치하는데[9], 이 지점은 천이 음속점(transient sonic point)으로 구분된다.

마지막으로 천이 음속점을 지난 유동은 초음속 유동의 특성을 나타내며, 베인 측면을 따라 흐르게 되는데 이를 초음속 유동 영역(supersonic flow region)으로 구분한다.

이와 같은 영역 구분을 통하여 서로 다른 경계층 방정식을 적용, 베인 표면의 열전달 특성을 얻어내어 보았다.

## 2.2 영역에 따른 열전달 계수 계산 방법

### 2.2.1 유동 정체 영역(Stagnation region)

수직면에 충돌하는 유동 정체점에서의 Nusselt 수는 다음과 같이 근사된다[10].

$$Nu_x = 0.57 Re_x^{1/2} Pr^{0.4} \quad (1)$$

실린더 형상의 정체점 부근에서의 표면 방향의 자유유동 속도  $u_\infty$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$u_\infty = \frac{2Vx}{R} \text{ for small } \frac{x}{R}$$

이 때,  $V$ 는 베인 선단 상류에서의 유동 속도이며,  $R$ 은 실린더의 곡률 반경이다. 위의 식을 식(1)에 대입하여 정리하면  $R$ 로 표현된 Nusselt수로 정리할 수 있다.

$$Nu_R = 0.8061 Re_R^{1/2} Pr^{0.4} \quad (2)$$

정체점에서의 회복온도는 가스의 총온도와 일치한다.

$$T_r = T_0 \quad (3)$$

### 2.2.2 천이 음속 영역(Transient sonic region)

천이음속영역에서 밀도 변화가 크지 않고( $\rho = \text{const}$ ), 표면방향( $x$ )으로의 속도변화에 비해 온도변화가 무시할만하다( $dT_w/dx=0$ )고 가정하면 다음과 같이 단순화된 적분형 에너지 경계층 방정식을 얻을 수 있다[10].

$$u_\infty \cdot St = \frac{d}{dx} [A_2 \cdot u_\infty] \quad (4)$$

또한, 난류 경계층 유동에서 엔탈피 두께( $\Delta_2$ )로 표현된 Reynolds수에 대한 국소 Stanton 수의 근사식은 다음과 같이 표현된다.

$$St = 0.0125 Pr^{-0.5} \left(\frac{T_w}{T_r}\right)^{-0.3125} Re_{\Delta_2}^{-0.25} \quad (5)$$

식(5)를 식(4)에 대입하여  $\Delta_2(x)$ 에 대해 정리해보면 다음과 같다.

$$\Delta_2(x) = 0.0206 Pr^{-0.4} \left(\frac{T_w}{T_r}\right)^{-0.25} \times x \left(\frac{\rho \beta x^2}{\mu}\right)^{-0.2} \quad (6)$$

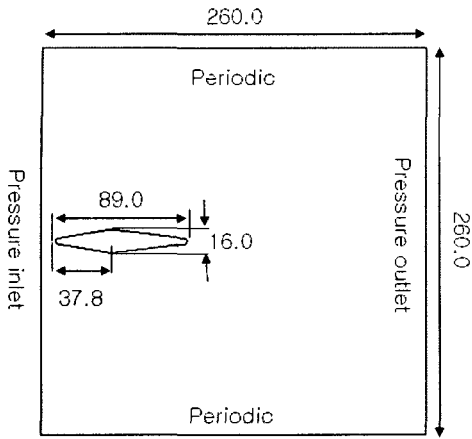


Fig. 2 Schematic diagram of calculation domain

천이 음속점에서의 회복 온도는 마하수 1과  $r \sim \text{Pr}0.33$ 의 관계를 가정하여 다음의 식으로부터 계산되어진다.

$$T_r = T_0 \frac{1 + \text{Pr}^{0.33} \frac{k-1}{2}}{\frac{k+1}{2}} \quad (7)$$

식(6)에 자유유동 마하수가 1이 될 때의 정체점으로 부터의 거리  $x$ 를 대입하여 엔탈피 두께를 얻은 후, 이를 식(5)에 대입하여 천이 음속점에서의 Stanton 수를 구하게 된다. 이렇게 얻은 천이 음속점에서의 열전달 계수와 회복온도값을 정체점에서의 값과 함께 사용, 선형보간하여 아음속 영역내의 열전달 계수분포를 계산하였다. 이러한 선형보간의 가정은 아음속 영역이 베인 측면의 전체 영역에 비해 상당히 작은 부분을 차지하기 때문에 가능하다. 또한, 식 (6)으로부터 얻은  $\Delta_2$ 는 초음속 영역에서의 적분형 경계층 방정식 해석에 초기값으로 사용되어진다.

### 2.2.3 초음속 유동 영역(Supersonic flow region)

초음속 영역에서 압축성 효과에 의한 보정식이 포함된 국소 Stanton 수의 근사식은 다음과 같이 표현된다[9,10].

$$St = 0.0125 \text{Pr}^{-0.5} Re_{\Delta_2}^{-0.25} \cdot f(T_w, M_1) \quad (8)$$

이 때, 함수  $f$ 는 가스와 벽온도의 차이 및 압

축성 효과에 의한 가스 물성치 변화를 보정해 주기 위해 존재하며, 다음과 같이 정의된다.

$$f(T_w, M_1) = \left(\frac{T_w}{T_r}\right)^{-0.35} \left(1 + r \frac{k-1}{2} M_1^2\right)^{-0.55}$$

또한, 이 영역에서의 엔탈피 두께는 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$[\rho_\infty u_\infty \Delta_2 (T_0 - T_\infty)]^{1.25} = \quad (9)$$

$$\begin{aligned} & [\rho_\infty u_\infty \Delta_2 (T_0 - T_\infty)]_{x_0}^{1.25} + 0.015625 \text{Pr}^{-0.5} \\ & \times \int_{x_0}^x f \frac{(\rho_\infty u_\infty (T_0 - T_\infty))^{1.25}}{(\frac{\rho_\infty u_\infty}{\mu_\infty})^{0.25}} dx \end{aligned}$$

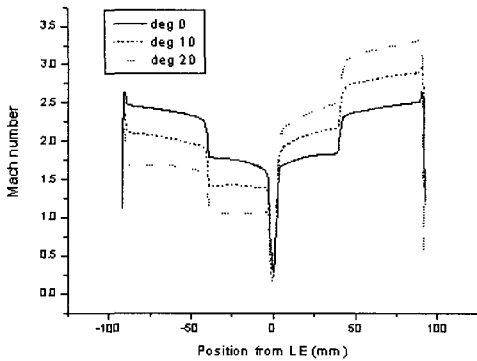
위의 식으로부터 초음속 영역내 각 위치에서의 엔탈피 두께를 계산한 뒤, 이를 식(8)에 대입하여 열전달 계수를 구한다. 회복온도는 다음의 식으로 표현된다.

$$T_r = T_0 \frac{1 + \text{Pr}^{0.33} \frac{k-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2} \quad (10)$$

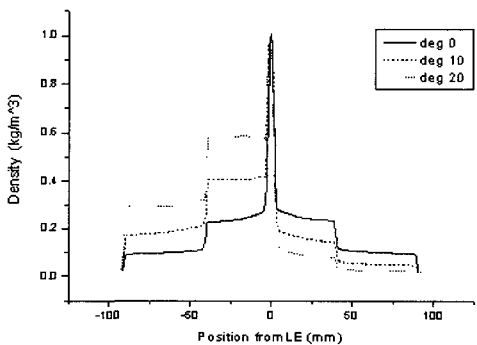
### 2.3 계산 결과

단순 2차원형태의 제트베인에 대하여 열전달 특성계산을 수행하여 보았다. 베인 주위의 비점성 포텐셜 유동해석은 총압 약 90 atm, 정압 약 1 atm, 총온도 3000 K의 상류 조건하에서 수행하였으며, 베인의 유동에 대한 회전은 0°, 10°, 20° 등으로 바꾸어 보았다. Fig. 2는 계산 도메인의 개략도를 보여주고 있다. 베인의 후류에 의한 비수렴성을 낮추기 위하여 베인 길이의약 4배정도로 하류 영역을 주었으며, 베인으로 인해 발생하는 충격파 영향을 줄이기 위하여 베인 상하부의 영역도 충분히 넓히고 상하면에 주기 조건을 주었다. 격자수는 대략 65000개로 하였으며, 대부분의 경우에서 5500번 내외의 반복계산 뒤에 continuity residual이 10<sup>-6</sup>이하로 수렴하였다.

Figure 3은 계산된 유동 해석 결과로부터 베인 표면에서의 유동값들을 추출하여 도시해 본 것이다. X축에서 0은 베인 선단을 의미하며 음수부분은 베인 회전시 선단으로부터 유동방향면



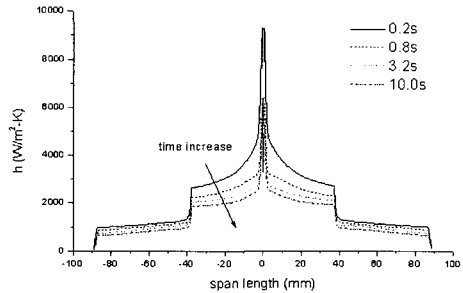
(a) Mach number distribution



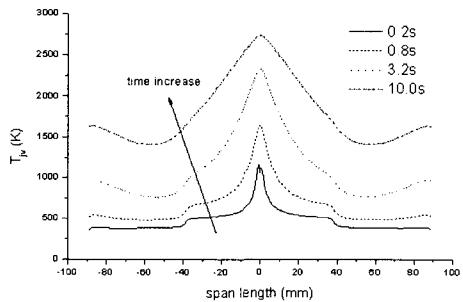
(b) Density distribution

Fig. 3. Flow information on vane surface

(windward surface)의 특정 거리를 양수부분은 유동반대면(leeward surface)의 거리를 나타낸다. 마하수 분포의 경우(Fig. 3(a)), 정체점에서 최소값을 가지고 표면을 따라 급격하게 증가하며 측면에서는 비교적 일정한 값을 지니는 것을 알 수 있다. 그러나 베인 측면 위치 약±40mm에서는 베인의 회전과 관계없이 유동의 급격한 가속 팽창이 일어나는 것을 확인할 수 있는데 이는 Fig. 2에서 나타나는 바와 같이 해당위치 근방에서 표면 경사가 급격히 바뀌고 있어, 팽창과 팽 (expansion fan)이 발생하기 때문이다. 베인의 회전이 있는 경우, 회전각이 커질수록 유동 반대면(leeward surface)상에서의 유동 마하수가 유동면(windward surface)에 비하여 전체적으로 높아지는 것을 확인할 수 있다. 밀도분포(Fig. 3(b))는



(a) Heat transfer coefficient



(b) Wall temperature

Fig. 4 Heat transfer coefficient and temperature distribution for the vane turning angle of 0°

마하수 분포 경향과 반대로 나타나고 있으며, 선단근방의 아음속 영역 및 측면 위치 약±40mm에서 각각 가속팽창효과와 팽창팬의 영향으로 그 값이 급격하게 낮아지는 것을 관찰할 수 있다. 베인 주위에서의 비점성 유동해석 결과를 바탕으로 2.2절에서 설명된 적분형 경계층 방정식을 적용하여 베인 표면에서의 열전달 특성치를 계산하여 보았다.

Figure 4는 베인의 회전이 없는 경우에 베인 표면에서 계산된 시간에 따른 열전달 계수(Fig. 4(a)) 및 온도(Fig. 4(b))의 분포를 나타내고 있으며, 도시된 시간은 각각 0.2초, 0.8초, 3.2초 그리고 10.0초이다. 전도해석을 위한 베인은 현재 주로 사용되어지고 있는 재질인 CIT (Copper Infiltrated Tungsten)을 사용하였으며, 밀도, 열

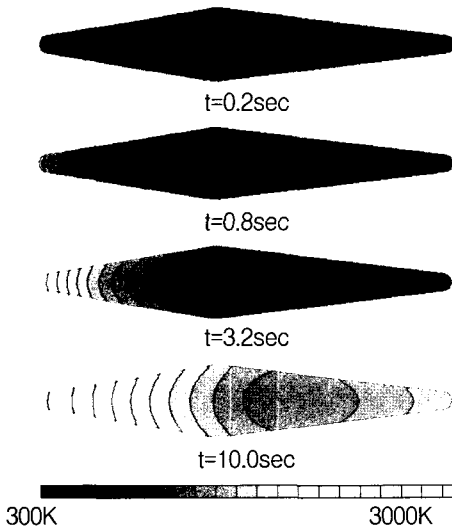


Fig. 5 Temperature distribution inside vane for the turning angle of  $0^\circ$

전도도 그리고 비열 등의 물성치들은 각각  $\rho = 165000.0 \text{ kg/m}^3$ ,  $k = 59.0 \text{ W/m-K}$ ,  $c_p = 202.0 \text{ J/kg-K}$ 로 하였다. 시간과는 관계없이 모든 열전달 계수 분포는 서로 비슷한 형태를 보이고 있는데 베인의 회전이 없는 상태에서 상하부의 대칭성이 잘 나타나고 있으며, 베인 선단에서는  $4000 \text{ W/K} \cdot \text{m}^2$ 대의 상대적으로 낮은 값을 보이다가 근접한 transient sonic region까지 급격하게 증가한다. 베인 선단에서 나타나는 낮은 열전달 계수 값은 선단 근방에 생성되는 수직 충격파의 영향으로 생각되는데, 고속으로 진행하던 유동이 충격파를 통과하여 운동량을 크게 잃고 선단에 충돌함으로써 열전달 능력이 약해지기 때문으로 생각된다. 반면, transient sonic region에서 유동은 음속으로 가속되어지며 난류화가 진행되기 때문에 자유 유동으로부터의 높은 에너지가 베인 내부로 쉽게 전달되어 높은 열전달 특성을 나타내게 된다. 시간에 따른 베인 표면의 가열에 의하여 열전달 계수는 전체적으로 낮아지고 있는데, 이는 벽면 온도 증가에 따른 가스의 열전도율 증가량에 비하여 밀도의 감소율이 상대적으로 크기 때문에 나타나는 현상이다. 표면 온도 분포(Fig. 4(b))의 경우, 선단 근방에서 높은 온도 분포를 나타내고,

측면을 따라서 점차 낮아지는 경향을 보인다. 0.2초의 초기시간대에 베인 선단에서의 온도는 근접한 주위의 온도보다 오히려 낮은 형태를 보이고 있는데, 이는 완전한 연소가스의 온도회복에도 불구하고, 제트베인 선단이 앞서 언급한 바와 같이 낮은 열전달 계수를 보이는 지점에 위치하고 있기 때문에 근접한 지역에 비하여 효과적인 열전달을 이루지 못하는 것으로 설명할 수 있다. 그러나, 시간이 흐름에 따라 베인 표면에서 측면방향으로 열전도 및 작은 곡률을 갖는 베인 선단의 형상특성으로 인하여 베인 선단에서의 온도는 낮은 근접지역의 값과 유사해지게 된다.

Figure 5은 회전이 없는 베인 내부의 시간에 따른 온도분포를 나타내고 있다. 그림에 나타나는 바와 같이 상하부에서의 온도 변화가 대칭적으로 잘 나타나고 있으며, 열전달 특성이 높게 나타나는 베인 전단부가 후단부에 비하여 빠르게 가열되고 있다. 시간이 지남에 따라 전단부의 온도는 가스의 총온도와 유사한 3000K까지 상승하는 것을 확인할 수 있다.

베인의 회전에 따른 표면 열전달 특성을 보기 위해서 베인 회전각  $10^\circ$  및  $20^\circ$ 인 경우에 표면 열전달 계수와 온도분포를 Fig. 6에 도시하였다.

그림에 나타나는 바와 같이 베인의 회전에 의해서 유동면과 유동 반대면 양측의 전반적인 열전달 계수값이 회전각  $0^\circ$ 인 경우와 차이를 보이고 있으며, 유동 반대면에서 보다 낮은 분포를 나타내고 있다. 이러한 현상은 경사충격파를 통과하여 높은 밀도값을 지나는 유동면 쪽의 가스가 팽창과 만을 지나 매우 낮은 밀도값을 지나는 유동 반대면 쪽의 가스보다 베인 표면에 더 높은 열전달 효과를 나타내기 때문으로 생각된다. 온도분포는 예상한 바와 같이 windward 면에서의 온도분포가 leeward 면에 비하여 전반적으로 높은 값들을 유지하고 있다. 또한, 3.2초의 시간에 베인 leading edge와 trailing edge 근방에서의 온도값들은 베인 양 측면에서 서로 유사한 온도대를 보여주고 있는데, 이는 leading edge와 trailing edge 근방에서의 베인 두께가 얇고, 베인 내부로의 열전도가 상당시간 발생하여, 양쪽 표

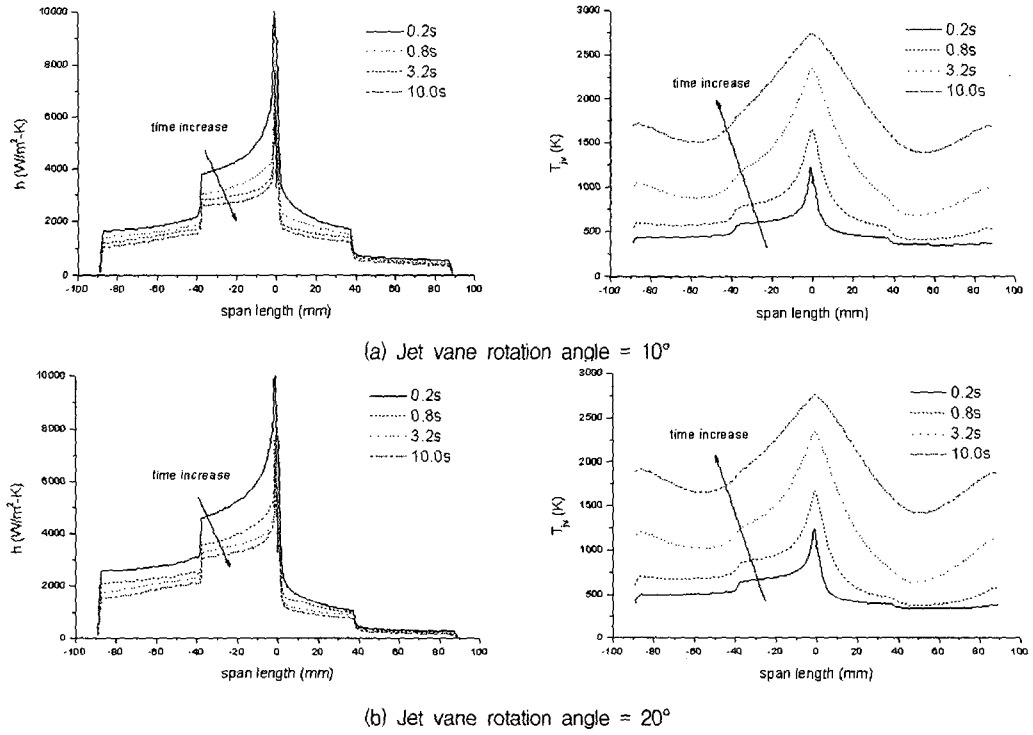


Fig. 6 Heat transfer coefficient and temperature distribution for the vane turning angles of 10° and 20°

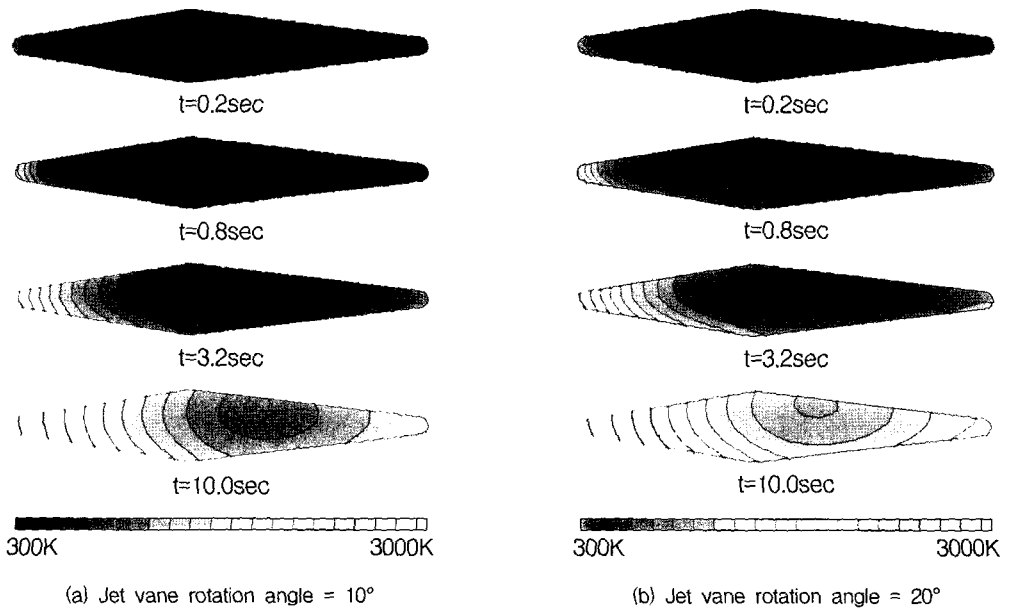


Fig. 7 Temperature distribution inside vane for the turning angle of 10° and 20°

면의 온도가 평균화되어 나타나기 때문이라고 생각된다.

회전시의 내부 온도분포 변화가 Fig. 7에 나타나 있다. 앞서 Fig. 6에서 보여진 열경계조건하에서 예측할 수 있듯이 회전에 의해 유동면에 인접한 부분이 유동 반대면측에 비해 빠르게 가열되고 있다. 그러나, 베인 선단 근방 영역의 경우, 측면에 비해 매우 높은 열전달 및 형상 특성으로 인하여 회전에 관계없이 비교적 균일한 가열효과를 보여주고 있다.

### 3. 결 론

제트베인의 열 해석을 위한 초기단계의 연구로 균일 초음속 유동장내에 위치한 단일 베인 표면에서의 열전달 특성을 유한차분법과 열경계층 적분법을 동시에 사용하여 수행하여 보았다. 해석 결과, 측면에 비하여 베인 선단 근방 영역에서의 높은 열전달 특성을 확인할 수 있었으며, 이러한 경향은 베인 회전 시에도 크게 변화하지 않았다. 또한, 베인 표면의 가열에 의하여 전체적인 열전달 특성은 떨어지게 됨을 확인하였다. 이러한 결과들은 실험결과와의 비교 등을 통한 검증단계를 거쳐 추후의 연구에 유용하게 사용될 수 있으리라 생각된다.

### 후 기

본 연구는 국방과학연구소에서 지원한 기초 연구 과제 중의 일부분으로 진행되었으며, 이에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

- [1] 윤현걸, 장승교, 박익수, 장석태, "구룡 추진기관을 이용한 제트베인 추력방향 제어장치시험/분석", 한국항공우주학회지 제27권 제2호, 1999년 4월, pp.141-148
- [2] 김원훈, 오종윤, 이방업, 황기영, 문순일, "제트베인 추력 방향 조정 장치", 제 8차 유도무기 학술대회, 추진 기관 분야, 1998년 10월 16일, pp.111-119
- [3] Donald J. C. and Richard F. H., "Particle drag and heat transfer in rocket nozzles," AIAA Journal Vol. 2 No. 11, 1964 Nov., pp.1980-1984
- [4] Gubertov A., "Development of the JV system," KRC research report 3-A, June 2000
- [5] M. S. Yu, B. G. Kim, H. H. Cho, K. Y. Hwang and J. C. Bae, "Boundary layer analysis for heat transfer on the jet vane in a rocket nozzle," The fifth JSME-KSME Fluids Engineering Conference, Nov. 17-21, 2002
- [6] L. H. Back and R. F. Cuffel, "Turbulent Boundary Layer and Heat Transfer Measurements Along a Convergent-Divergent Nozzle," Journal of Heat Transfer, Vol. 93, 1971, pp.397-407
- [7] K. Mastanaiah, "Prediction of Skin-friction and Heat Transfer from Compressible Turbulent Boundary Layers in Rocket Nozzles," International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 21, 1978, pp.1403-1409
- [8] P. N. Romanenko, A. I. Leont'ev and A. N. Oblivin, "Investigation on Resistance and Heat Transfer of Turbulent Air Flow in Axisymmetrical Channels with Longitudinal Pressure Gradient," International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 5, 1962, pp. 541-557
- [9] "PPJV description and program manual," Milestone 3, Task 3. Agreement NKR - 2000A085, 2000
- [10] Kays W. M. and Crawford M. E., "Convective heat and mass transfer," 3rd edition, McGraw Hill Inc., 1993