

로켓노즐에 장착된 제트베인 표면의 열전달 특성

유만선* · 김병기** · 조형희* · 황기영*** · 배주찬***

Heat transfer on a jet vane surface installed in a rocket nozzle

Cho, Hyung Hee* · Yu, Man Sun* · Kim, Byung Ki** · Hwang, Ki Young*** · Bae, Ju Chan***

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. Small space for installation and rapid response are considered as its merits but it is ablated thermally and mechanically by the combusted gas having high velocity and temperature produced in a combustion chamber. In this study, as the fundamental study for the ablation analysis of jet vane, the heat transfer into a jet vane which is located in the supersonic flow field.

초 록

로켓추진기관의 발사초기 자세제어와 조정 안정성의 확보를 위해 로켓노즐 출구부에 장착되어지는 제트베인(jet vane)은 작은 설치 공간 및 빠른 응답성등과 같은 장점과 함께 엔진 연소실에서 발생한 고온고속의 연소가스에 직접 노출되어 삭마(ablation)되는 단점 또한 안고 있다. 본 연구는 제트베인의 삭마해석을 위한 기초연구로서 균일 초음속 유동장내에 위치한 단일 제트베인으로서의 열전달 특성 해석을 수행하여 보았다.

1. 서 론

제트베인은 로켓의 초기 자세제어의 목적으로 노즐 후미에 장착되어지는 요소로서 다른 추력 벡터 제어 시스템(Thrust Vector Control system, TVC)에 비하여 작은 설치 공간 및 빠른 응답성과 같은 장점을 지닌다.[1] 그러나, 제트베인은 로켓모터에서 발생한 연소가스에 직접적으로 노출

되어 삭마되기 때문에 열적으로는 가장 불리한 방식이라 할 수 있다.[2] 또한, 추력증가의 목적으로 추진제내에 함유되는 알루미늄 분말은 연소후 산화알루미늄 액적의 형태로 연소가스와 함께 부유함으로써 노즐과 제트베인등의 요소에 추가적인 열전달 효과가 발생하고[3], 이로 인한 삭마의 가속화도 예상된다. 이러한 제트베인의 성능을 올바르게 파악하기 위해서는 로켓발사후

* 연세대학교 기계공학과

** LG 전선 (LG cable)

*** 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

약 5, 6초에 해당하는 베인 작동 시간동안[4]의 베인 삭마에 의한 형상변화를 예측하는 것이 필수적이라고 할 수 있다.

본 연구에서는 제트베인의 삭마해석을 위한 초기단계의 연구로서 고온고속의 가스에 의한 베인 표면으로의 열전달 특성 해석을 수행하여 보았다. 일반적으로 유동장으로부터 베인 내부의 열전도 계산을 포괄할 수 있는 FDM(Finite Difference Method) 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.[5] 본 연구에서는 이러한 문제의 해결을 위하여 베인 주위 유동장에 대한 해석과 베인내 온도분포에 대한 해석을 이원화하여 수행하였다. 제트베인 주위의 초음속 비점성 유동은 Fluent vs5.4.3을 이용하여 해석하였으며, 제트베인 표면근방에서의 이러한 열유동값들을 바탕으로 열경계층 적분법(Thermal boundary-layer integral method)를 통해 베인 표면으로의 열전달율을 계산할 수 있었다. 열경계층 적분법은 Ansys vs5를 이용한 제트베인 내부의 열전도 해석과 함께 이루어지도록 하기 위하여 APDL(ANSYS Parametric Design Language)를 통하여 코드화되었다. 이와 같은 베인 열전도 계산의 방법은 비점성 유동 계산 결과의 사용이 가능하고, 계산 모델에 사용되어지는 격자의 수가 적으며, 베인파 같은 단순한 형상에 대하여 이론식의 적용이 가능하다는 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 한

다. 따라서 계산시에는 제트 베인 주위의 유동장을 Fig. 1과 같이 몇 개의 영역으로 나누는 것이 바람직 하다.

제트베인의 선단 근방에 위치한 유동 정체 영역(stagnation region)은 매우 낮은 가스속도를 지니며 유동 정체점과 근접한 위치에 있다. 베인의 선단 전면에는 수직 충격파가 발생하며, 이로 인하여 이 영역에는 높은 정압과 온도를 지닌 유체가 위치하게 된다. 특히 제트베인의 선단과 노즐벽이 만나는 영역에서는 발생된 충격파와 경계층의 상호작용으로 인하여 λ-충격파와 같은 복잡한 유동 구조가 존재하게 되며, 유동의 박리 및 순환과 같은 현상이 발생한다.

베인 선단의 정체구간을 지난 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[6], 이 영역은 천이 음속 영역(transient sonic region)으로 구분된다.

마지막으로 천이 음속 영역을 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.

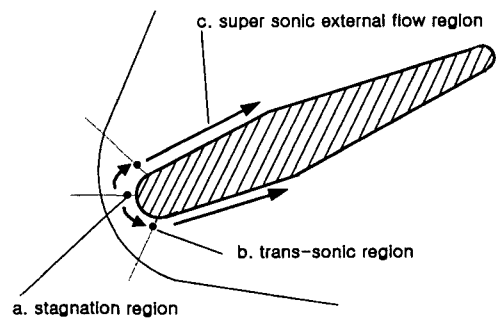


Fig. 1 Schematic diagram for divided regions of flow field around a jet vane

2.2 영역에 따른 열전달 계수의 계산

2.2.1 유동 정체 영역(Stagnation region)

수직면에 충돌하는 유동의 정체점에서의 Nusselt 수는 다음과 같이 근사된다.[7]

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

실린더 형상의 정체점부근에서의 자유유동 속도 u_∞ 는 다음과 같이 정의된다.

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

위의 식을 식(1)에 대입하여 정리하면 R에 대한 다음과 같은 식을 얻어낼 수 있다.

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

정체점에서의 회복온도는 가스의 총온도와 일치한다.

2.2.2 천이 음속 영역(Transient sonic region)

천이음속영역에서 밀도 변화가 크지 않고($\rho = \text{const}$), x방향으로의 속도변화에 비해 온도변화가 무시할만하다($dT/dx=0$)고 가정하면 다음과 같이 단순화된 에너지 방정식을 얻을 수 있다.

$$u_\infty \cdot St = \frac{d}{dx} [\Delta_2 \cdot u_\infty] \quad (4)$$

또한, 난류 경계층 유동에서 국소 Stanton 수의 근사식은 다음과 같이 표현된다.

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

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

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

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

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

식(6)에 마하수 1이 될 때의 정체점으로부터의 거리 x를 대입하여 Δ_2 를 얻은 후, 이를 식(5)에 대입하여 Stanton 수를 구하게 된다. 이렇게 얻은 천이 음속점에서의 열전달 계수와 회복온도값을 정체점에서의 값과 함께 사용하여 아음속 영역을 선형보간하였다. 또한, 식 (6)으로부터 얻은 Δ_2 는 초음속 영역에서의 적분형 경계층 방정식 해석에 초기값으로 사용되어진다.

2.2.3 초음속 유동 영역(Supersonic flow region)

초음속 영역에서의 국소 Stanton 수의 근사식은 다음과 같이 표현된다.

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

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

또한, 이 영역에서의 엔탈피 두께는 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$[\rho_\infty u_\infty \Delta_2(t_0 - t_\infty)]^{1.25} = \quad (9)$$

$$[\rho_\infty u_\infty \Delta_2(t_0 - t_\infty)]_{x_0}^{1.25} + 0.015625 Pr^{-0.5}$$

$$\times \int_{x_0}^x f \frac{(\rho_\infty u_\infty (t_0 - t_\infty))^{1.25}}{\left(\frac{\rho_\infty u_\infty}{\mu_\infty}\right)^{0.25}} dx$$

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

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

2.3 계산 결과

단순 2차원형태의 제트베인에 대하여 열전달 특성계산을 수행하여 보았다. 유동해석은 총압 약 90 atm, 정압 약 1 atm, 총온도 3000 K의 상류 조건하에서 수행하였다.

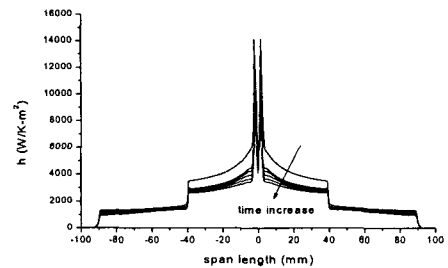
Figure 2는 베인의 회전이 없는 경우에 베인 표면에서 계산된 시간에 따른 열전달 계수(Fig. 2(a)) 및 온도(Fig. 2(b))의 분포를 나타내고 있다. 그림에서 x축은 베인 표면 상에서의 위치

를 나타내며, 0으로 표시되는 베인 선단을 기준으로 '-'방향은 베인 leeward section, '+'방향은 베인 windward section을 의미한다. 계산된 순간은 0초, 0.2초, 0.4초, 0.8초, 1.6초 그리고 3.2초이다. 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 사료된다. 반면, transient sonic region에서 유동은 음속으로 가속되어지며 난류화가 진행되기 때문에 자유유동으로부터의 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 열전도를 증가함에 비하여 밀도의 감소율이 상대적으로 크기 때문에 나타나는 현상이다. 표면 온도분포(Fig. 2(b))의 경우, 선단 근방에서 높은 온도 분포를 나타내고, 측면을 따라서 점차 낮아지는 경향을 보인다. 초기시간대에 베인 선단에서의 온도는 근접한 주위의 온도보다 오히려 낮은 형태를 보이고 있는데, 이는 완전한 연소가스의 온도회복에도 불구하고, 제트베인 선단이 앞서 Fig. 2(a)에 나타난 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 선단에서의 온도값은 근접지역의 값과 유사해지는데, 이는 베인 표면에서 측면방향으로 열전도가 발생하며, 작은 곡률을 갖는 베인 선단의 형상특성으로 인하여 내부방향으로의 열전도 또한 선단표면의 온도변화에 영향을 미치기 때문으로 생각된다.

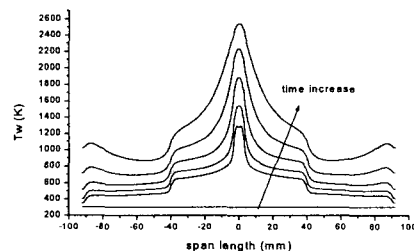
Figure 3은 계산된 베인 내부의 시간에 따른 온도분포를 나타내고 있다. 그림에 나타나는 바와 같이 베인 forward part에서의 열전달이 backward part에 비하여 크게 나타나고 있으며, 시간이 지남에 따라 베인 선단부에서의 온도가 크게 증가하는 것을 확인할 수 있다.

베인의 회전에 따른 표면 열전달 특성을 보기 위해서 베인 회전각 20° 인 경우에 표면 열전달 계수(Fig. 4(a)) 및 온도분포(Fig. 4(b))를 도시하여 보았다.

그림에 나타나는 바와 같이 베인의 회전에 의해서 windward 면과 leeward 면 양측의 전반적인 열전달 계수값이 회전각 0° 인 경우와 차이를 보이고 있으며, leeward 면에서 보다 낮은 분포를 나타내고 있다. 이러한 현상은 경사충격파를 통과하여 높은 밀도값을 지나는 windward쪽의 가스가 팽창과만을 지나 매우 낮은 밀도값을 지나는 leeward 쪽의 가스보다 베인 표면에 더 높은 열전달 효과를 나타내기 때문으로 생각



(a) Heat transfer coefficient



(b) Wall temperature

Fig. 2 Heat transfer coefficient and temperature distribution for the vane turning angle of 0°

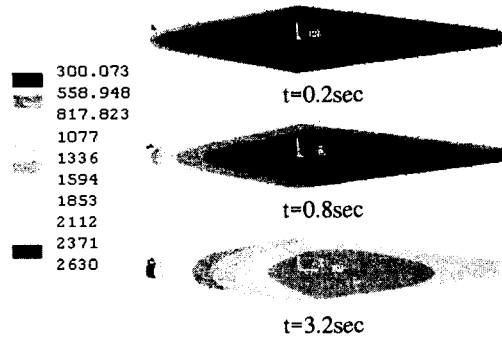


Fig. 3 Temperature distribution inside vane for the turning angle of 0°

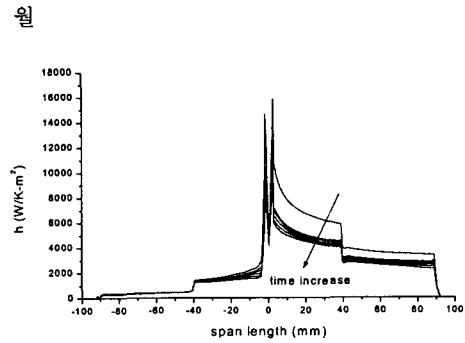
된다. 온도분포는 예상한 바와 같이 windward 면에서의 온도분포가 leeward 면에 비하여 전반적으로 높은 값들을 유지하고 있다. 또한, 3.2 초의 시간에 베인 leading edge와 trailing edge 근방에서의 온도값들은 베인 양 측면에서 서로 유사한 온도대를 보여주고 있는데, 이는 leading edge와 trailing edge 근방에서의 베인 두께가 얇고, 베인 내부로의 열전도가 상당시간 발생하여, 양쪽 표면의 온도가 평균화되어 나타나기 때문이라고 생각된다.

3. 결론

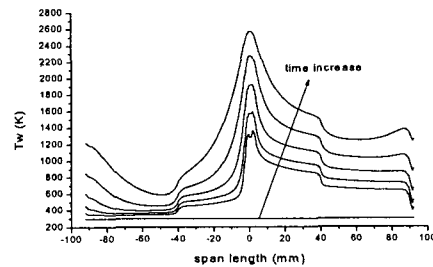
제트베인의 삭마해석을 위한 초기단계의 연구로 베인 표면에서의 열전달 특성해석을 열경계층 적분법을 사용하여 수행하여 보았다. 계산된 결과들은 물리적인 타당성을 보여주었으며, 실험결과와의 비교등을 통한 검증단계를 거쳐 추후의 연구에 사용될 수 있으리라 생각된다.

참고 문헌

1. 윤현걸, 장승교, 박익수, 장석태, "구룡 추진기관을 이용한 제트베인 추력방향 제어장치 시험/분석," 한국항공우주학회지 제27권 제2호, 1999년 4월, pp.141-148
2. 김원훈, 오종윤, 이방업, 황기영, 문순일, "제트베인 추력 방향 조정 장치," 제 8차 유도 무기 학술대회, 추진 기관 분야, 1998년 10



(a) Heat transfer coefficient



(b) Wall temperature

Fig. 4 Heat transfer coefficient and temperature distribution for the vane turning angle of 20°

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. "PPJV description and program manual," Milestone 3, Task 3. Agreement NKR - 2000A085, 2000
7. Kays W. M. and Crawford M. E., "Convective heat and mass transfer," 3rd edition, McGraw Hill Inc., 1993