슬롯형 냉각라이너에서의 열해석

정해승* · 황기영* · 윤현걸*

Heat calculation in the slotted cooling liner

Haeseung Jeong* · Kiyoung Hwang* · Hyungull Yoon*

ABSTRACT

Film cooling is used to protect thermally the inner wall of combustion chamber exposed to hot gas in air-breathing propulsion system and specially film cooling using slotted cooling liner has been investigated to improve the cooling characteristics for a long time. In this paper results from gas dynamic and heat transfer calculations were presented in the combustion area and cooling area of multi-slotted cooling liner.

초 록

막냉각은 고온의 연소가스에 장시간 노출되어 있는 공기흡입식 추진기관의 연소실 내벽을 열적으로 보호하기 위해 사용하고 있으며, 슬롯형 냉각라이너를 이용한 막냉각 방법은 냉각특성을 향상시키기 위해 오랫동안 연구되어 왔다. 본 논문에서는 다중 슬롯형 냉각라이너의 연소영역과 냉각영역에서의 기체역학적 유동 및 열전달 계산에 대한 연구결과를 기술하였다.

Key Words: Cooling liner(냉각라이너), 열전달(Heat Transfer)

1. 서 론

공기흡입식 추진기관의 연소실은 고온의 연소가스로 인하여 열부하를 받게 되며, 연소가스로부터 전달된 열이 장시간 연소실에 작용하게 될 경우 손상을 입을 수 있다. 따라서 연소실의 내벽을 열적으로 보호하기 위하여 흡입구로부터 유입된 공기의 일부를 연소실 내벽에 공기 막을 형성하도록 함으로 연소실 벽면을 냉각시킨다.

* 국방과학연구소 1-5
연락저자, E-mail: crossmusic@hanafos.com

공기흡입식 추진기관의 연소실이나 분사노즐 등을 보호하여 동 부품의 수명을 연장하기 위해 해석적으로나 실험적으로 많은 연구가 진행되어 왔다. 특히 슬롯을 통해 연소실 내부 연소가스의 경계층으로 냉각 공기를 분사하여 고온의 연소가스와 벽면 사이에 단열 막을 형성하는 슬롯 막냉각 방법을 적용한 냉각라이너에 대한 연구를 들 수 있다.

기존의 슬롯형 냉각라이너를 이용한 막냉각 방법에 대한 연구는 막냉각 효율을 높이기 위해 슬롯의 형상, 분사방법, 냉각공기의 분사속도비 변화, 추진기관 구성품의 형상변화에 따른 영향

등에 대한 실험을 수행하여 연소가스 측의 냉각 특성(막냉각 효율, 속도분포 등)에 대한 연구가 주를 이뤘다.[1-4] 또한, 슬롯형 냉각라이너에서의 열전달 현상을 규명하기 위해 수치 해석적으로 막냉각 특성을 예측하는 노력도 있었으나, 앞서 언급한 실험적인 연구와 마찬가지로 연소가스 측의 냉각특성에 대한 연구에 머물렀다.[1,5-6] 본 논문은 슬롯형 냉각라이너의 연소가스 측과 냉각공기가 흐르는 냉각채널 측에서 기체역학적 유동 및 열전달 계산 프로그램을 개발하여, 이에 대한 예제 계산을 수행하여 그 결과를 살펴보았다.

2. 본 론

2.1 해석 형상개념 및 계산영역 구분

공기흡입식 추진기관의 다중 슬롯형 냉각라이너를 적용 형상은 Fig. 1에서 디퓨져(단면 A-A로부터 단면 X-X에 이르는 구간), 연소실(단면 X-X로부터 단면 B-B에 이르는 구간)과 노즐(단면 B-B로부터 단면 Th-Th 또는 단면 E-E에 이르는 구간) 등 세 부류로 나눌 수 있다.

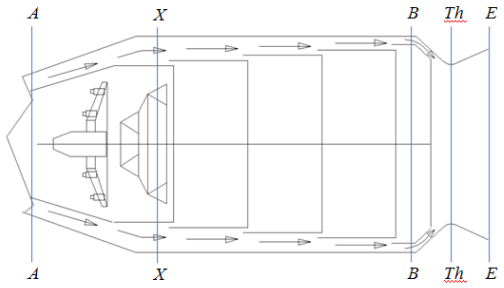

Fig. 1. Scheme of Air-breathing Combustor with Multi-Slotted Cooling Liner

열해석 계산영역은 다시 연소가 이뤄지는 연소영역과 냉각라이너와 연소실 내벽 사이의 냉각 공기가 흐르는 냉각영역으로 나뉜다. 연소영역은 연료와 공기가 완전하게 혼합되어 연소가 이뤄지는 영역이다. 냉각영역은 흡입구로부터 유입된 공기의 일부를 이용해 고온의 연소가스에 대한 연소실 벽을 보호하는 영역으로, 냉각라이너에 의해 연소영역과 구분된다. 냉각공기는 냉각라이너 사이의 간극을 통해 냉각영역으로부터 연소영역으로 분출되면서 냉각라이너 벽을 보호하는 막을 이루게 된다. 노즐 입구에 놓이는 냉각라이너는 노즐의 아음속 부분 형상에 따라 경사를 이루도록 하였다. 연소영역에서의 연소가스 유동과 냉각영역에서의 공기 유동은 1차원으로 가정한다. 또한 연소 생성물이 냉각영역으로 유입되지 않는다고 가정한다.

2.2 열해석 흐름도

슬롯형 냉각라이너에서의 열해석은 다음과 같은 절차에 따라 수행하였다.

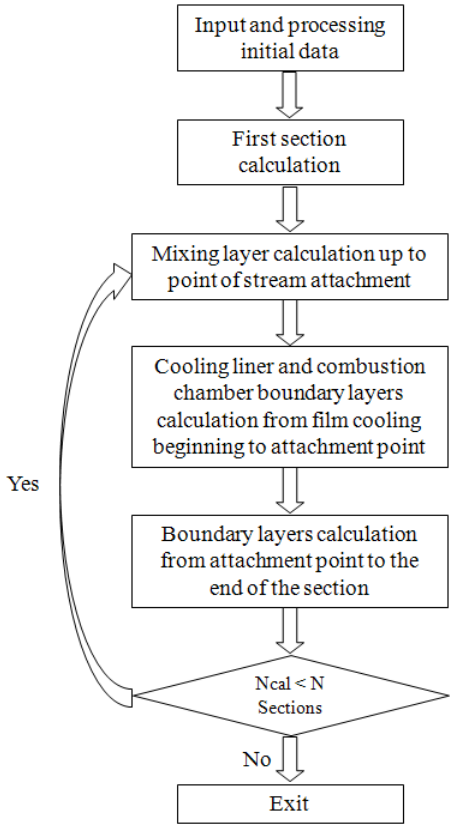

Fig. 2. Calculation Flow Chart

2.3 계산 방법

냉각라이너에서의 열해석은 크게 각 영역에서의 기체역학적 하중(gasdynamic load) 계산과 열하중(thermal load with boundary layer) 계산

으로 나눌 수가 있다.

먼저 냉각라이너에서의 기체역학적 하중 계산은 연소기 유입구(Fig. 1의 단면 A-A)부터 노즐 목(단면 Th-Th)까지 전영역에 걸쳐서 유량, 압력, 유량 등의 파라미터 들을 구하게 되는데, 각 계산영역에서 소위 “choking" 현상이 일어나지 않으며, 노즐 입구에 있는 냉각라이너의 냉각공기 출구에서 연소영역과 냉각영역에서의 정압력이 같다는 전제로 계산을 수행하였다. 앞서 언급한 바와 같이 연소영역과 냉각영역에서의 가스 유동은 냉각라이너에 의해 분리된다.(Fig.3 참조) 연소영역에서 연소가스의 주유동과 냉각공기에 의한 막냉각 유동은 냉각라이너 아래에서 합쳐지게 되며, 이 영역에서의 유동 파라미터들은 연소가스와 연소영역으로 유입된 냉각공기의 혼합된 상태로 계산된다. 냉각라이너에서의 유동에 의한 마찰과 유동에 의한 마찰이 연소영역에서 유동 파라미터들에 미치는 영향은 무시하였다.

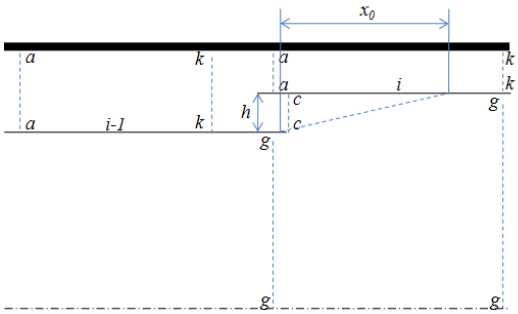

Fig. 3. Geometry for Gasdynamic Calculation in the Cooling Liner

유동 파라미터의 계산식은 다음과 같다. 먼저 총 유량과 임펄스는

$$G_k = G_c + G_a \quad (1)$$

$$I_k = I_c + I_a \quad (2)$$

여기서 $G = p_0 F q(\lambda)\sqrt{\frac{\gamma}{RT_0}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$,

$I = p_0 F f(\lambda)$

F는 상대면적($F_a + F_c = F_k = 1$)

냉각공기가 분기되는 지점에서 단면 k-k와 단면a-a/단면 c-c에서의 전압력은 일정하다고 가정하였다.

$$p_{0k} = p_{0a} = p_{0c} \quad (3)$$

소위 “choking" 현상이 발생하지 않도록 냉각영역 출구와 연소영역 출구에서의 정압력이 일치하지 않으면 계산을 반복하도록 하였다.

$$\frac{p_k(N) - p_g(N)}{p_k(N)} < \epsilon \quad (4)$$

여기서 N은 슬롯형 냉각라이너의 수이며, ϵ은 아주 작은 값($10^{-5} \sim 10^{-4}$)으로 값의 크기에 따라서 계산시간이 변동하게 된다.

계산 초기에는 냉각영역 입구에서 냉각공기의 속도를 설정해 줄 필요가 있다. 식 (4)의 제약조건에 따라서 냉각공기의 속도는 냉각영역 입구에서 가능한 속도의 최대, 최소값의 중간값을 택하는 interval bisection method에 따라 구한다.

열하중 계산은 아래와 같이 냉각라이너와 연소실 벽에 대한 대류열전달 및 복사열전달의 평형방정식을 통해 냉각라이너와 연소실 벽의 온도를 구하게 된다.

$$q_{radg} + q_{convg} + q_{radc} + q_{convc} = 0 \quad (5)$$

여기서 q_{radg}는 연소영역에서의 복사열전달량, q_{convg}는 연소영역에서의 대류열전달량, q_{radc}는 냉각영역에서의 복사열전달량, q_{convc}는 냉각영역에서의 대류열전달량을 말한다.

냉각라이너와 연소실 내벽 사이에서의 대류열전달은 다음의 경험식을 이용하였다.

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} \mathrm{Pr}^{0.4} \quad (6)$$

여기서 $\alpha_c = Nu\frac{k}{2H}$, $Re = \frac{\dot{m}}{A}\frac{2H}{\mu}$, H는 냉각채널의 높이, A는 냉각 채널의 단면적.

연소영역에서의 대류열전달은 평판에서의 난류경계층에 대한 경험식을 사용하였다. 난류경계층에 대한 경험식은 Pr≈1인 길이방향에서 $Nu = 0.029 Re^{0.8}$, 공기(Pr=0.72)에 대해서는 $Nu = 0.0316 Re^{0.8}$을 사용하였다.

연소영역에서 연소가스로부터의 복사열유속은 $q_{radg} = \sigma \frac{1+\epsilon_w}{2} \epsilon_g (T_g^4 - T_w^4)$을 사용하였으며, σ는 스테판-볼쯔만 상수이고, ϵ_g는 연소생성물의 방사계수(emissivity coefficient)이며, ϵ_w는 냉각라이너 및 연소실 벽의 방사계수(emissivity coefficient)이다. T_g는 연소온도, T_w는 냉각라이너의 온도이다.

연소영역에서 냉각라이너 측에서의 대류열전달은 $q_{convg} = \alpha_g (T_{wa} - T_w)$을 사용하였다. 여기서 α_g는 연소영역에서의 대류열전달계수로 다음의 Nusselt 수 계산식을 이용하여 구하였다.

$$Nu = 0.029 Re^{0.8} \mathrm{Pr}^{0.25}$$

여기서 Reynold 수는 냉각공기가 연소영역으로 유입될 때인 단면 c-c에서의 유동 파라미터를 사용하였다.

연소영역으로 유입된 냉각공기가 냉각라이너에 부착되는 길이(x_0)는 다음과 같은 식을 사용하였다.

$$\frac{x_0}{h} = \left[\left(0.107 + 0.037 \frac{V_c}{V_g} \right) \frac{V_g - V_c}{V_g + V_c} \right]^{-1} \quad (7)$$

$0 < x < x_0$에서 막냉각 효율은 1이된다. 이때 냉각라이너의 단열벽 가까이에서의 냉각공기 막의 온도는 냉각공기 막 입구에서의 공기온도와 같게 된다.($T_{wa} = T_b$)

$x > x_0$인 구간에서 냉각라이너의 단열벽 가까이에서의 냉각공기 막의 온도는 아래의 막냉각 효율 식을 통해 구하였다.

$$\theta = \frac{T_{wa} - T_g}{T_b - T_g} = \left(1 + 0.24 Re^{-0.25} \frac{V_g (x - x_0)}{V_c h} \right)^{-0.8} \quad (8)$$

냉각라이너와 연소실 벽 사이에서의 복사열전달은 $q_{radc} = \sigma \epsilon (T_k^4 - T_w^4)$로 구하였다. 여기에서 ϵ은 $\epsilon = \frac{\epsilon_w}{2 - \epsilon_w}$을 사용하였다.

2.4 계산 예

앞 절에서의 기체역학적 유동 및 열전달 계산 방법을 이용하여 기존 연구[4]에서도 적용된 형상과 유사하게 아래 그림과 같은 형상에 대해 계산을 수행하였다.

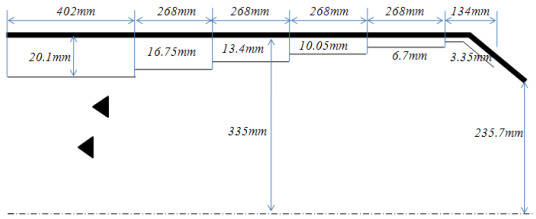

Fig. 4 Example Geometry

계산조건은 Mach 수 0.8, 고도 0km로 하였고, 탄화수소계 연료를 사용하는 연소기를 모델로 하였다. 냉각라이너의 벽 두께와 연소실 벽 두께는 모두 1mm로 하였고, 열전도도는 20 W/mK으로 하였다.

기체역학적 유동계산 결과, 냉각공기의 연소실로의 분출속도 및 유량은 Fig. 5~7과 같은 분포를 나타내었다.

냉각공기의 분출속도는 Fig. 5에서 알 수 있듯이 두 번째 슬롯까지 줄어들다가 이후 다시 증가하고 있다. 여 노즐 디퓨져 부분에서의 분출속도가 가장 빠름으로 그 영역에서의 온도상승을 차단하는 역할을 하는 것으로 보인다.

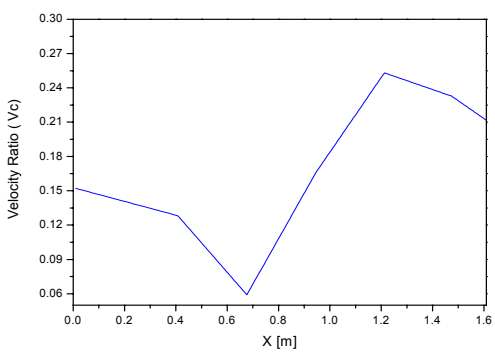

Fig. 5 Velocity Distribution of the Injected Cooling Air in the Cooling Liners

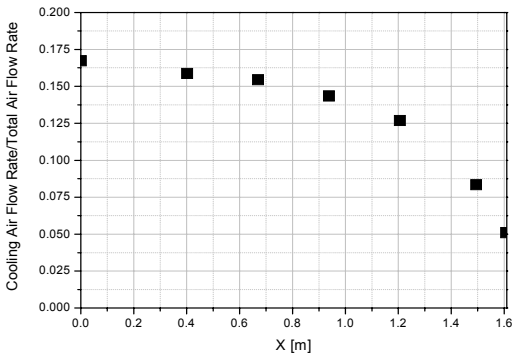

Fig. 6 Distribution of Cooling Air Flow Rate in Each Cooling Entrance

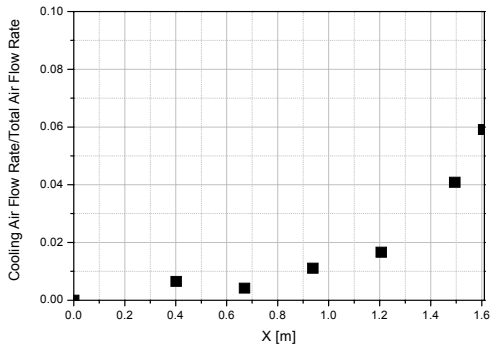

Fig. 7 Cooling Air Flow Rate Ratio in Each Cooling Liner Exit

Figure 6와 7은 각 슬롯형 냉각라이너를 통해 연소실 내부로 분출되는 냉각공기의 유량을 나타낸 것이다. 계산 형상에서는 약 17%정도의 공기가 냉각라이너와 연소실 벽 사이로 유입되어, 각 냉각라이너를 통해 연소실 내부로 분출되는 것으로 계산되었다.

Figure 7에서 나타난 것처럼, 노즐 디퓨져 부분으로 분출되는 냉각공기가 가장 많은 것으로 나타났고, 전반적으로 뒤로 갈수록 냉각공기가 슬롯을 통해 많이 분출되는 것으로 나타났다. 실제 노즐 목으로 연소가스가 이동하면서 유속이 빨라지면서 냉각라이너 벽으로 유입되는 열이 커지기 때문에 그만큼의 냉각이 더 필요하게 된다는 점을 생각하면 연소실 끝부분으로부터 노즐 디퓨져 부분으로 유입되는 냉각공기는 상대적으로 많아야 할 것이다.

열전달 계산결과, 냉각라이너 및 연소실 벽에서의 온도는 Fig. 8과 같은 분포를 나타내었다. 지상고도 조건에서 계산을 수행하였기 때문에 연소실 외벽의 온도는 약 50K정도만 상승한 것으로 보인다. 냉각라이너의 벽 온도는 냉각공기의 출구에서 약 500~550K 으로 예측하였다. Figure 7에서 나타난 냉각라이너의 벽 온도분포로 볼 때, 4번째부터 6번째 슬롯까지의 냉각공기는 연소실로 유입되어 약 100mm 이후부터 냉각효율이 하락하는 것으로 보인다. 세 번째 냉각라이너에서의 계산결과를 보면, 연소실의 벽 온도는 큰 변화가 없으나 냉각라이너의 벽 온도가 출구 근처에서 온도가 내려갔다가 다시 올라가는 이상거동을 나타냈다. 다른 계산 파라미터들에서 이와 같은 이상 징후가 나타나지 않아 현 계산 프로그램의 보완이 필요함을 알 수 있었다.

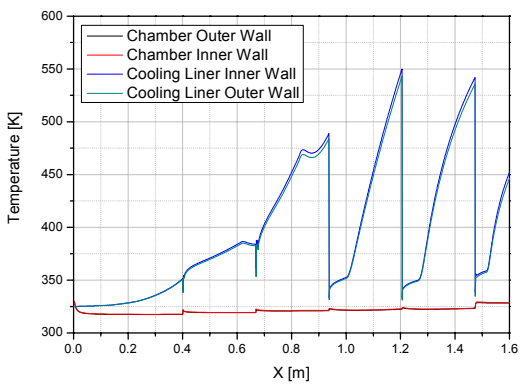

Fig. 8 Distribution of Wall Temperatures

4. 결 론

슬롯형 냉각라이너에서의 연소영역과 냉각영역에서의 기체역학적 유동 및 열전달 계산을 위한 프로그램을 개발하였으며, 예를 통해 냉각라이너를 통해 연소실로 유입되는 공기유량 및 냉각라이너와 연소실 벽의 온도분포 등을 살펴보았다. 향후 계산과정에서 적용한 여러 가정들을 실제 현상에 적합하도록 하는 것과 적용한 방정식 등을 좀더 보완해 나갈 예정이다.

참 고 문 헌

1. 조용일, 유만선, 정학재, 조형희, “축소노즐내 슬롯 막냉각에서의 열전달 특성,” 한국추진공학회지, 제5권, 제1호, 2001, pp.34-41
2. 이세영, 함진기, 조형희, “연소실 냉각성능 개선을 위한 경사슬롯 막냉각에서의 유동 및 열전달 특성,” 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 1999, pp.30
3. 송지운, 이건우, 조형희, 황기영, 함희철, “램제트 연소실에 적용되는 막냉각 시스템 설계,” 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2009, pp.406-407
4. 이건우, 송지운, 조형희, 황기영, "화염안정기 형상이 램제트 연소실에서의 슬롯 막냉각 특성에 미치는 영향," 한국추진공학회 춘계학술대회논문집, 2008, pp.315-320
5. Murray, S. B., “A Calculation Method for Convective Heat and Mass Transfer in Multiply-Slotted Film Cooling Applications, " Suffield Technical Paper No.507, 1980
6. 이준, 김유, “평행 벽 제트-노즐 형상에서 난류모델별 막냉각 예측 능력,” 한국추진공학회지, 제13권, 제1호, 2009, pp.10-18