

## 접착층의 두께가 용사 열차폐 코팅의 열응력에 미치는 영향에 관한 연구

김형남\* · 최성남\* · 장기상\*

\*한전 전력연구원

### A Study on the Effects of the Thickness of Bond Coating on the Thermal Stresses of a Sprayed Thermal Barrier Coating

Hyung-Nam Kim\*, Sung-Nam Choi\* and Ki-Sang Jang\*

\*Nuclear Power Laboratory, KEPRI, Korea Electric Power Corporation, Taejeon 305-380, Korea

#### Abstract

Based on the principle of complementary energy, an analytical method is developed which focuses on the end effects for determining thermal stress distributions in a three-layered beam. This method gives the stress distributions which completely satisfy the stress-free boundary conditions. A numerical example is given in order to verify this method. The results show that the present analytical solutions have the values of stress in excellent agreement with the solutions derived by other investigators. Using this method, the effects of the thickness of bond coat on the thermal stresses of a typical sprayed thermal barrier coating, which consists of IN738LC substrate, MCrAlY bond coat and  $ZrO_2-8wt\%Y_2O_3$  top coat, were investigated. (Received November 22, 2000)

Key Words : Thermal stress, Layered beam, End effects, Delamination, Variational method, Thermal barrier coating

#### 1. 서 론

하나의 기계 부품에서 필요로 하는 물리적 성질이 한 가지 재료로부터 얻을 수 없을 때 모재에 코팅이나 클래딩을 하여 서로 다른 재료의 유리한 성질을 이용하게 된다. 클래딩의 경우는 고온, 고압을 이용하여 압접을 하기 때문에 클래드 재료와 모재 사이의 친화력이 큰 문제가 되지 않으나(물론 클래딩은 두 재료 사이의 친화력이 크게 요구되지 않는 곳에 사용함), 코팅의 경우는 코팅 재료와 모재 사이의 친화력이 낮으면 코팅층이 모재로부터 쉽게 박리(delamination)가 되어 박리(delamination 혹은 chipping) 혹은 좌굴(buckling, chipping의 원인이 됨)에 이르게 된다. 이에 대한 해결 방안으로 코팅층과 모재 사이에 두 재료와 모두 친화력을 가지고 있는 재료를 이용하여 접착층을 형성시킨다. 코팅 재료와 모재의 열팽창계수 차이가 너무 큰 경우에는 기계부품이 온도 변화에 민

감하게 되므로 코팅층과 모재 사이에 두 재료의 중간 정도의 열팽창계수를 가진 재료를 이용하여 이 문제를 해결한다. 세라믹 재료를 이용한 일반적인 열차폐 코팅의 경우 열차폐 코팅 재료와 모재 사이의 친화력 문제와 고온, 고압에 의한 모재의 산화 문제를 해결하기 위하여 열차폐 코팅층과 모재 사이에 접착 코팅층을 형성시킨다.

가스터빈 등에 사용되는 열차폐 코팅은 IN738LC 모재에 MCrAlY 접착층 및  $ZrO_2-8wt\%Y_2O_3$  세라믹 층으로 이루어진다. MCrAlY 접착층은 IN738LC 모재의 산화를 방지하고  $ZrO_2-8wt\%Y_2O_3$  세라믹 열차폐층이 모재에 잘 붙도록 하는 역할을 하지만 접착층으로 사용되는 MCrAlY의 열팽창계수가 IN738LC 및  $ZrO_2-8wt\%Y_2O_3$ 의 열팽창계수 보다 크기 때문에 온도 변화에 따라 부품의 신뢰도에 영향을 미치는 미세 균열이나 박리의 원인이 되는 큰 열응력이 발생할 수 있다. 그러므로 부품의 건전성을 확보하기 위해서 열차폐 코팅의 열응력 해석은 필수적이라 할 수 있다.

접층 구조물에 대한 열응력 문제는 Grimado<sup>1)</sup> 이후 전자부품 제조, 표면처리 등 여러 분야에서 널리 연구 되어 왔다. Chen et. al<sup>2)</sup>과 Kuo<sup>3)</sup>는 접착 코팅층과 같은 중간층의 두께 변화에 따른 열응력을 계산하였으나 Chen의 연구 결과는 접착층의 응력이 두께 방향으로 변화가 없다고 가정하였기 때문에 접착층이 얇은 경우에만 응용이 가능하고 Kuo의 연구 결과는 자유단에서 경계조건을 만족시키지 못했기 때문에 박리가 일어나는 자유단 부분에서의 응력해석에는 적합하지 않다. 접층보의 경계면을 따라 작용하는 열응력을 구하기 위하여 Yin<sup>4,5)</sup>은 응력함수를 이용한 변분법을 이용하였다. 그의 연구는 끝단 효과(end-effects)에 중점을 두어 접층보의 자유단에서 경계조건을 만족하는 경계면의 응력을 구하는데 중점을 두었다. Yin의 연구는 온도가 일정하게 상승 또는 강하하는 경우를 취급하였기 때문에 플라즈마 용사법이나 납땜(soldering)에서와 같이 서로 다른 온도의 물체가 만나서 결국 같은 온도가 되는 경우에는 적용이 불가능하다.

본 논문에서는 열하중을 받는 서로 다른 물질로 이루어진 3층 보의 평형 방정식과 자유단에서의 응력조건을 포함한 모든 경계조건을 만족하고 complementary 에너지법을 통하여 간접적으로 기하학적 적합조건을 만족하는 응력분포를 구할 수 있도록 Kim et. al<sup>6)</sup>의 방법을 일반화하였다. 이 방법은 두께 방향의 온도변화 및 이에 따른 재료의 물리적 성질이 변하는 경우(non-homogeneous 재료인 경우)에도 적용이 가능하다.

Glaser<sup>7)</sup>의 유한요소법에 의한 수치해 및 Yin<sup>4,5)</sup>의 응력함수를 이용한 해와 본 논문에서 소개된 해석적 방법에 의한 결과를 서로 비교, 검증하였다. 또한 IN738LC 모재에 MCrAlY 접착층 및 ZrO<sub>2</sub>-8wt%Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 세라믹층을 코팅시킨 전형적인 열차폐 코팅에 대하여 접착층의 두께에 따른 열응력을 검토하였다.

## 2. 지배방정식

Fig. 1은 양쪽 끝이 자유단이고 폭이 1(unit)인 3층으로 이루어진 전형적인 열차폐 코팅의 기하학적 크기 및 물리적 성질을 보여준다.

각 층에서의 온도 변화가  $\Delta T_k$ 인 경우 2-차원 등방성(isotropic) 탄성체의 응력-변형도 관계는 다음과 같다.

$$\sigma_x^k = \frac{E_k}{1-\nu_k^2} (\epsilon_x^k + \nu_k \epsilon_y^k) - \frac{\alpha_k E_k \Delta T_k}{1-\nu_k} \quad (1)$$

$$\sigma_y^k = \frac{E_k}{1-\nu_k^2} (\epsilon_y^k + \nu_k \epsilon_x^k) - \frac{\alpha_k E_k \Delta T_k}{1-\nu_k} \quad (2)$$

$$\tau_{xy}^k = \frac{E_k}{1+\nu_k} \gamma_{xy}^k \quad (3)$$

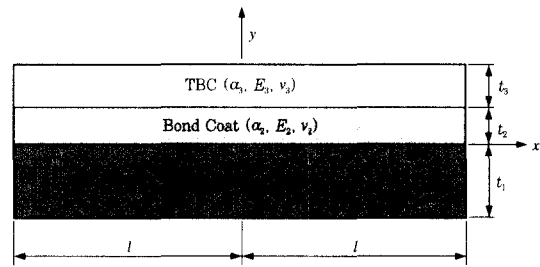


Fig. 1 Material properties of each layer and coordinate system of a typical TBC

여기서, 위 첨자  $k$ 는  $k$ -번째 ( $k=1, 2, 3$ )층을 의미한다.  $k$ -번째 층에 대한 평형 방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{\partial \sigma_x^k}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}^k}{\partial y} = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial \tau_{xy}^k}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y^k}{\partial y} = 0 \quad (5)$$

편의를 위하여 온도 변화가  $\Delta T_k$  ( $k$ 는  $k$ -번째 ( $k=1, 2, 3$ )층을 의미)인 경우 2-차원 등방성 탄성체에 대하여 다음과 같은 관계식을 도입하자.

$$\sigma_x^k = \hat{\sigma}_x^k - \frac{\alpha_k E_k \Delta T_k}{1-\nu_k} \quad (6)$$

$$\sigma_y^k = \hat{\sigma}_y^k - \frac{\alpha_k E_k \Delta T_k}{1-\nu_k} \quad (7)$$

$$\tau_{xy}^k = \hat{\tau}_{xy}^k \quad (8)$$

각 층의 기계적 성질이 일정하다는 가정하에 식 (6), (7), (8)을 평형 방정식(식 (4), (5))에 대입하면 다음과 같은 새로운 평형 방정식을 얻는다.

$$\frac{\partial \hat{\sigma}_x^k}{\partial x} + \frac{\partial \hat{\tau}_{xy}^k}{\partial y} = 0 \quad (9)$$

$$\frac{\partial \hat{\tau}_{xy}^k}{\partial x} + \frac{\partial \hat{\sigma}_y^k}{\partial y} = 0 \quad (10)$$

위 식에 대해서 자유단의 응력이 "0"이 되기 위한 조건은 다음과 같다.

$$\hat{\sigma}_x^k(\pm l, y) = \frac{\alpha_k E_k \Delta T_k}{1-\nu_k} \quad (11)$$

$$\hat{\tau}_{xy}^k(\pm l, y) = 0 \quad (12)$$

$$\hat{\sigma}_x^k(x, t_2+t_3) = \frac{\alpha_3 E_3 \Delta T_3}{1-\nu_3} \quad (13)$$

$$\hat{\tau}_{xy}^k(x, t_2+t_3) = 0 \quad (14)$$

$$\hat{\sigma}_y^1(x, -t_1) = \frac{\alpha_1 E_1 \Delta T_1}{1-\nu_1} \quad (15)$$

$$\hat{\tau}_{xy}^1(x_1, -t_1) = 0 \tag{16}$$

서로 다른 층이 접하고 있는 경계면에서의 힘 평형에 의한 조건은 다음과 같다.

$$\hat{\sigma}_y^1(x, 0) = \hat{\sigma}_y^2(x, 0) + \frac{\alpha_1 E_1 \Delta T_1}{1 - \nu_1} - \frac{\alpha_2 E_2 \Delta T_2}{1 - \nu_2} \tag{17}$$

$$\hat{\tau}_{xy}^1(x, 0) = \hat{\tau}_{xy}^2(x, 0) \tag{18}$$

$$\hat{\sigma}_y^2(x, t_2) = \hat{\sigma}_y^3(x, t_2) + \frac{\alpha_2 E_2 \Delta T_2}{1 - \nu_2} - \frac{\alpha_3 E_3 \Delta T_3}{1 - \nu_3} \tag{19}$$

$$\hat{\tau}_{xy}^2(x, t_2) = \hat{\tau}_{xy}^3(x, t_2) \tag{20}$$

### 3. 지배방정식의 변환

각층에 생기는 x-축 방향의 응력을 다음과 같이 가정 하자.

$$\sigma_y^k(x, y) = \sum_{i=1}^{n_k+1} \sigma_{(i)}^k(x) \left(\frac{y}{t_k}\right)^i \tag{21}$$

여기서,  $n_k(k=1, 2, 3)$ 는 임의로 선택된 다항식의 최대 차수이고  $\sigma_{(i)}^k(x)$ 는  $(n_k+1)$ 개의 결정해야 되는 함수이다. 각 층의 자유단( $x = \pm l$ )에서의 경계조건은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\sigma_y^k(\pm l) = \frac{\alpha_k E_k \Delta T_k}{1 - \nu_k} \tag{22}$$

$$\sigma_y^k(\pm l) = 0 \quad (m = 1, 2, 3, \dots, n_k) \tag{23}$$

여기서, 위 첨자  $n_k(k=1, 2, 3)$ 는 k-번째 층을 의미 한다.

식 (9), (10), (13)~(16), (21)에 의해서 각 층에서 미지의 함수  $\sigma_{(i)}^k(x)$ 와  $\hat{\tau}_{xy}^k(x, y)$  및  $\hat{\sigma}_y^k(x, y)$ 의 관계는 다음과 같이 표현된다.

i) 첫번째 층

$$\hat{\tau}_{xy}^1(x, y) = \sum_{i=1}^{n_1+1} \frac{t_1}{i} \left\{ (-1)^i - \left(\frac{y}{t_1}\right)^i \right\} \frac{d\sigma_{(i)}^1}{dx} \tag{24}$$

$$\begin{aligned} \hat{\sigma}_y^1(x, y) = & \sum_{i=1}^{n_1+1} \left\{ \frac{(-1)^{i+1}}{i+1} t_1^2 + \frac{(-1)^{i+1}}{i} t_1 y \right. \\ & \left. + \frac{t_1^2}{i(i+1)} \left(\frac{y}{t_1}\right)^{i+1} \right\} \frac{d^2\sigma_{(i)}^1}{dx^2} + \frac{\alpha_1 E_1 \Delta T_1}{1 - \nu_1} \end{aligned} \tag{25}$$

ii) 두번째 층

$$\begin{aligned} \hat{\tau}_{xy}^2(x, y) = & \sum_{i=1}^{n_2+1} \frac{(-1)^{i+1}}{i+1} t_1^2 + \frac{d\sigma_{(i)}^1}{dx} \\ & - \sum_{i=1}^{n_2+1} \left(\frac{y}{t_2}\right)^i \frac{d\sigma_{(i)}^2}{dx} \end{aligned} \tag{26}$$

$$\begin{aligned} \hat{\sigma}_y^2(x, y) = & \sum_{i=1}^{n_2+1} \left\{ \frac{(-1)^{i+1}}{i+1} t_1^2 + \frac{(-1)^{i+1}}{i} t_1 y \right\} \frac{d^2\sigma_{(i)}^1}{dx^2} \\ & - \sum_{i=1}^{n_2+1} \frac{t_2^2}{i(i+1)} \left(\frac{y}{t_2}\right)^{i+1} \frac{d^2\sigma_{(i)}^2}{dx^2} + \frac{\alpha_2 E_2 \Delta T_2}{1 - \nu_2} \end{aligned} \tag{27}$$

iii) 세번째 층

$$\hat{\tau}_{xy}^3(x, y) = \sum_{i=1}^{n_3+1} \frac{t^3}{i} \left\{ \left(1 + \frac{t^2}{t^3}\right) - \left(\frac{y}{t_3}\right)^i \right\} \frac{d\sigma_{(i)}^2}{dx} \tag{28}$$

$$\begin{aligned} \hat{\sigma}_y^3(x, y) = & \sum_{i=1}^{n_3+1} \left\{ \frac{t^3}{i} \left(1 + \frac{t^2}{t^3}\right)^{i+1} - \left(1 + \frac{t^2}{t^3}\right)^i \right. \\ & \left. + \frac{t_3}{i(i+1)} \left(\frac{y}{t_3}\right)^{i+1} \right\} \frac{d^2\sigma_{(i)}^2}{dx^2} + \frac{\alpha_3 E_3 \Delta T_3}{1 - \nu_3} \end{aligned} \tag{29}$$

식 (12)에 의해서 부가적인 경계조건이 다음과 같이 얻어진다.

$$\left. \frac{d\sigma_m^k}{dx} \right|_{x=\pm l} = 0 \quad (m = 1, 2, 3, \dots, n_k) \tag{30}$$

경계면에서 첫 번째 층과 두 번째 층의 수직응력과 전단응력이 같다는 조건(식 (17), (20))을 이용하면 중간층에서의 미지함수( $\sigma_{(i)}^2, \sigma_{(i)}^3, \dots, \sigma_{(i)}^n$ ) 중 2개가 결정되어 전체 응력분포를 알기 위해서 구해야 하는 미지함수의 수는  $(n_1 + n_2 + n_3 + 1)$ 개 이다.

### 4. 에너지법

평형 방정식과 경계조건을 이용하여 구한 응력장 (auxiliary stress field)이 유일해가 되기 위해서는 다음과 같은 기하학적 적합 조건에 관한 식을 만족해야 한다.

$$\frac{\partial^2 \varepsilon_x^k}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varepsilon_y^k}{\partial x^2} = \frac{\partial^2 \gamma_{xy}^k}{\partial x \partial y} \tag{31}$$

그러므로 기하학적 적합조건은 실제 상태의 응력을 구하기 위한 필요 조건이며 complementary 에너지 법에 근거한 변분법에 의해서 우회적으로 만족시킬 수 있다. Complementary 에너지 변분법은 "물체의 내부와 힘이 작용하는 일부 표면에서 평형 조건을 만족하는 모든 응력 중에서 기하학적 적합조건을 만족하는 응력은 complementary 에너지 변분을 0으로 만든다"로 설명된다.

2차원 응력 문제에서 complementary 에너지는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} V^* = & \int_{-l}^l \int_{-l}^l \sum_{k=1}^3 \frac{1}{2E_k} \{ (\hat{\sigma}_x^k)^2 + (\hat{\sigma}_y^k)^2 \\ & - 2\nu_k \hat{\sigma}_x^k \hat{\sigma}_y^k + 2(1+\nu_k)(\hat{\tau}_{xy}^k)^2 \} dy dx \end{aligned} \tag{32}$$

탄성계수와 Poisson비를 안다면 식 (32)는 y에 대

해서 적분을 할 수 있다. 식 (22), (23), (30)에 의해 전체 경계조건을 알려져 있으므로 변분을 취하여 이를 "0"으로 놓으면(complementary 에너지 변분법) 다음과 같은 함수를 미지함수로 하는 연립 상미분 방정식이 얻어진다.

$$\begin{aligned} \sigma_{m_1}^1(x) \quad (m_1=0, 1, 2, \dots, n_1) \\ \sigma_{m_2}^2(x) \quad (m_2=0, 1, 2, \dots, (n_2-2)) \\ \sigma_{m_3}^3(x) \quad (m_3=0, 1, 2, \dots, n_3) \end{aligned}$$

행렬 형태로 연립 상미분 방정식을 표현하면

$$[L]\{\sigma\} = \{a\} \tag{33}$$

와 같다. [L]은 square symmetric 행렬로 이의 성분  $L_{rs}(r, s = 1, 2, 3, \dots, (n_1+n_2+n_3+1))$ 는 다음의 형태를 취하는 선형 연산자(linear operator)이다.

$$L_{rs} = A_{rs} \frac{d^4}{dx^4} + B_{rs} \frac{d^2}{dx^2} + C_{rs} \tag{34}$$

여기서, 상수  $A_{rs}, B_{rs}, C_{rs}$ 는 식 (32)를 y-좌표에 대하여 적분을 하고 변분을 취하는 과정에서 결정되는 상수이다(column matrix {a}의 성분도 이 과정에서 결정됨). column matrix {a}의 성분은 다음과 같다.

$$\{\sigma\} = [\sigma_0^1, \sigma_1^1, \dots, \sigma_0^2, \sigma_1^2, \dots, \sigma_{n_2-1}^2, \sigma_0^3, \sigma_1^3, \dots, \sigma_{n_3}^3]^T \tag{35}$$

경계조건(식 (22), (23), (30))과 함께 식 (33)에 의해 주어진 지배방정식의 해는 잘 알려진 방법<sup>8)</sup>에 의해서 구해진다. 또한 식 (21)에서 어떤  $n_k(k=1, 2, 3)$ 를 선택하더라도 위와 같은 방법으로 해가 구해짐은 쉽게 증명<sup>9)</sup>된다.

### 5. 수치 예

앞에서 설명한 방법의 정확성을 보이기 위하여 Yin<sup>4,5)</sup>의 응력함수를 이용한 해 및 Glaser<sup>7)</sup>의 유한요소법에 의한 수치해와 본 논문에서 개발된 해석적 방법에 의한 결과를 서로 비교하였다. 여기에서 사용된 각 층의 두께 및 기계적 성질은 Table 1과 같다.

Beam의 길이  $l$ 은 15.24mm 이고 온도 변화  $\Delta T_k$ 는 모든 층에 대하여 240℃를 주었다. 본 예제의 경우 각 층의 높이가 길이에 비해서 작고 온도 변화가 두께의 함수가 아니기 때문에 축방향 응력을 각 층의 경계에서 불연속인 선형 함수로 가정해도 충분히 정확한 값을 얻을 수 있으므로  $n_k(k=1, 2, 3)$ (식 (21))를 모두 1로 선택하였다.

Fig. 2는 두 번째 층(layer 2, Fig. 1의 bond

layer에 해당)과 세 번째 층(layer 3, Fig. 2의 TBC에 해당)의 경계면에서 세 번째 층을 따라 작용하는 축방향 응력분포를 보여준다. 본 논문에서 개발된 방법으로 계산한 결과와 Yin 및 Glaser의 결과가 매우 잘 일치함을 알 수 있다. 두 번째 층과 첫 번째 층 경계면에서 첫 번째 층에 작용하는 축방향 응력분포가 Fig. 3에 나타나 있다. 세가지 다른 방법에 의한 결과가 잘 일치하고 있으며 자유단 표면에서의 경계조건(자유단에서 가해지는 외력(surface traction)이 없으면 표면에 응력이 발생하지 않음)을 만족하고 있음을 알 수 있다.

축방향 응력은 각 층의 표면에 발생하는 크랙 및 좌굴과 관련된 응력이며 경계면에 수직인 방향의 응력은 각 층의 박리와 관련된 응력이다. 특히, 경계면을 따라

Table 1 Mechanical properties of each layer

	Thickness $t$ (mm)	Young's modulus $E$ (GPa)	Poisson's rate $\nu$	Thermal expansion coefficient $\alpha$ ( $1/^\circ\text{C}$ )
Layer 1	2.032	68.95	0.33	$23.6 \times 10^{-6}$
Layer 1	.0508	13.0	0.30	$11.7 \times 10^{-6}$
Layer 3	.508	120.66	0.28	$3.20 \times 10^{-6}$

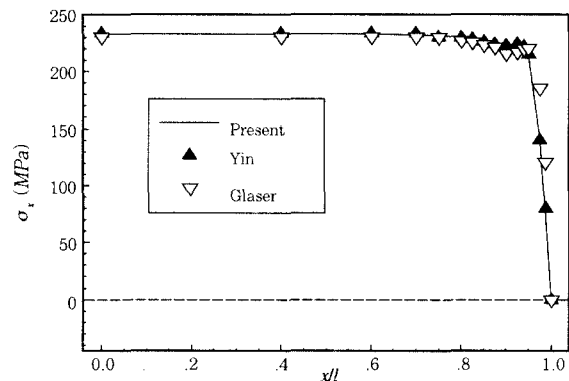


Fig. 2 Comparison of axial stress distribution along interface 1

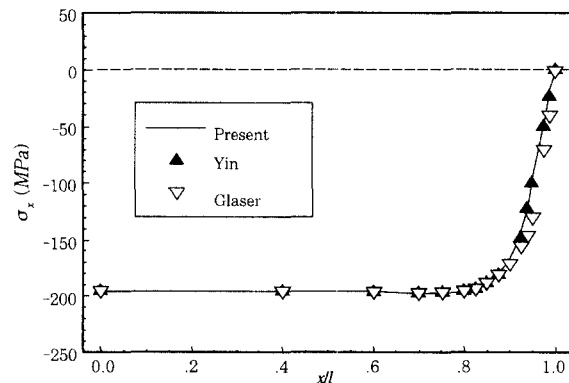


Fig. 3 Comparison of axial stress distribution along interface 2

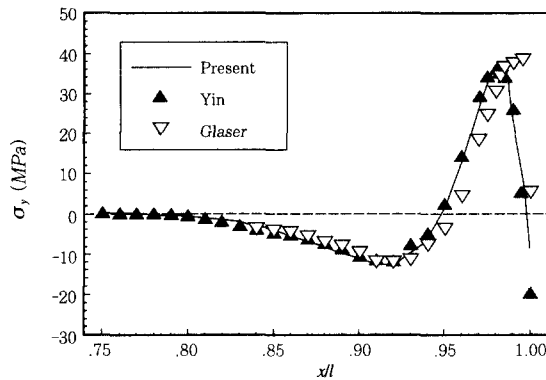


Fig. 4 Comparison of average normal stress distribution in bond layer

작용하는 수직응력은 각 층의 박리와 직접적인 관련이 있다. Fig. 4는 두 번째 층에서의 평균 수직 응력분포를 보여준다. 본 논문에서 유도한 방법으로 계산한 수직 응력은 Yin의 결과는 매우 잘 일치하지만 Glaser의 결과와는 끝단 부분에서 차이를 보인다.

이러한 현상은 전단응력분포에서 더욱 두드러지게 나타난다(Fig. 5). Fig. 5는 경계면을 따라 작용하는 전단응력 분포도이다. 경계면의 전단응력은 대부분의 영역에서 "0"이고 자유단 근처에서 최대값을 가진다.

계산에 사용된 다항식의 수(식 (19)의  $n_x$ )를 크게 할수록 최대값의 위치가 자유단에 접근하고  $n_x$ 를 무한대로 취하면, 자유단에서 전단응력은 최대값과 "0"인 두 값을 가질 것이다. 이러한 현상은 경계면의 자유단에서 특이점(singular point)이 있어 이곳에서는 유일해가 존재하지 않고 응력의 크기는 특이점으로의 접근 방향에 따라 결정된다. 즉, 보의 바깥쪽(즉,  $x$ 의 좌표가  $\pm(l + |\epsilon|)$ )에서 자유단으로 접근하게 되면 자유단 표면에 가해지는 외력이 없기 때문에 자유단 표면에서의 전단응력이 "0"이 되고 보의 안쪽(즉,  $x$ 의 좌표가  $\pm(l - |\epsilon|)$ )에서 자유단으로 접근하면 전단응력이 "0"이 아닌 어떤 값을 갖는다. Nissley<sup>10)</sup>를 비롯한 많은 연구자들은 이러한 응력 특이성(stress singularity) 때문에 일반적인 유한요소법으로 자유단 부분의 응력을 정확히 해석할 수 없음을 지적하고 있다. Glaser<sup>7)</sup>는 비교적 간단한 형상을 가진 2차원 beam을 무려 6,440개의 2차원 사변형 유한요소(plane stress quadrilateral elements)로 나누어 해석을 했다(13,206 자유도(degree of freedom)). 더 많은 유한요소를 이용하면 전단응력이 "0"에 가까워질 것이나 경계조건인 "stress-free"는 만족시킬 수 없다. 식 (4)와 (5)의 평형방정식에서 보는 바와 같이 각 응력은 서로 커플이 되어 있어 한 응력값이 다른 응력값에 영향을 주게 된다. 그러므로 Fig. 5에서 확실한 경계조

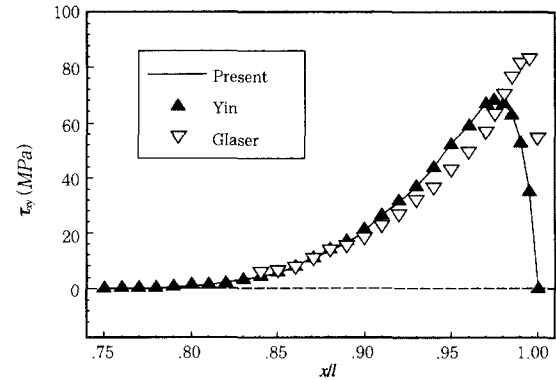


Fig. 5 Comparison of average shear stress distribution in bond layer

건을 만족하지 못한 전단응력으로 인하여 Glaser가 채택한 유한요소법으로는 코팅에서 가장 취약한 부위인 자유단에서의 응력해석은 부적절하다고 할 수 있다.

접착층의 두께가 온도 변화에 의한 열차폐 코팅의 건전성에 미치는 영향을 알아보기 위하여 IN738LC 소재에 MCrAlY 접착층 및  $ZrO_2-8wt\%Y_2O_3$  세라믹층을 코팅시킨 전형적인 열차폐 코팅(Fig. 1 참조)에 대한 열응력을 검토하였다. 길이  $2l$ 은 25.4mm 이고 온도 변화  $\Delta T_k$ 는 모든 층에 대하여 100℃를 주었다. 본 논문에서 개발된 방법은 탄성계수와 같은 기계적 성질이 온도의 함수인 경우도 적용 가능하나, 상온에 대하여 100℃정도 상승했을 때의 기계적 성질 변화는 크지 않으므로 기계적 성질은 상온에서의 값과 차이가 없다고 가정하였다. 여기에서 사용된 각 층의 두께 및 기계적 성질은 Table 2와 같다. 일반적으로 가스터빈 블레이드 표면과 같이 곳에 열차폐를 목적으로 코팅을 할 때 접착층의 두께는 127 $\mu m$ , 열차폐층의 두께는 접착층 두께의 2배(254 $\mu m$ )를 채택한다. 그러나 본 논문에서는 접착층의 두께 변화에 따른 열차폐층에 발생하는 열응력을 검토하기 위해서 열차폐층의 두께는 254 $\mu m$ , 접착층의 두께는 열차폐층 두께의 0.1~1.0 배로 변화를 주었다.

열차폐 코팅 제조 과정에서 잔류응력의 발생은 필연적이다. 이러한 잔류응력은 실제 사용 환경에서 열하중과 같은 외력과 더해져 열차폐 코팅의 건전성에 영향을 미치게 된다. 그러므로 기계부품에 열차폐 코팅 처리를 한 후에는 열처리 등과 같은 방법을 사용하여 잔류응력의 크기를 최소화한다. 여기에서는 열차폐 코팅 제조 과정중 생긴 잔류응력은 고려하지 않고 사용중 생기는 온도 변화에 의한 열응력 해석-물론, 실제 응력의 크기는 제조 과정에서 생긴 잔류응력과 여기서 구한 열응력을 합한 값이다-에 주안점을 두었다.

Table 2 Mechanical properties of plasma sprayed TBC

	Young's modulus $E$ (GPa)	Poisson's rate $\nu$	Thermal expansion coefficient $\alpha$ ( $1/^\circ\text{C}$ )
Substrate	200	0.3	$16 \times 10^{-6}$
Bond coat	160	0.3	$17 \times 10^{-6}$
Top coat	150	0.3	$11 \times 10^{-6}$

Fig. 6은  $y$ -축을 따라 발생하는  $x$ -축방향 응력 ( $\sigma_x(0, y)$ )의 경계면에서 불연속을 보여준다. 접착층의 두께가 얇을수록 접착층 자체의  $x$ -축방향 응력은 커지나 열차폐층에 발생하는 응력(Fig. 7 참조)은 작아짐을 알 수 있다. 접착층에 발생하는 접착층의 두께 변화에 따른  $x$ -축방향 평균 응력분포 ( $\int_0^{t_2} \sigma_x^2(x, y)/t_2 dy$ )가 Fig. 8에 주어져 있다. 접착층의 두께  $t_2$ 가 작아질수록 접착층에는 큰 압축응력이 발생하고 자유단 부근에서의 응력변화도 커짐을 알 수 있다. Fig. 9는 접착층의 두께 변화에 따른 열차폐층에 발생하는  $x$ -축방향 평균 응력분포 ( $\int_{t_2}^{(t_2+t_3)} \sigma_x^2(x, y)/t_3 dy$ )이다. 접착층의 두께  $t_2$ 가 얇을수록 열차폐층에 작용하는  $x$ -축방향 응력이 작아 크랙과 같은 결함이 생길 가능성이 낮아짐을 알 수 있다.

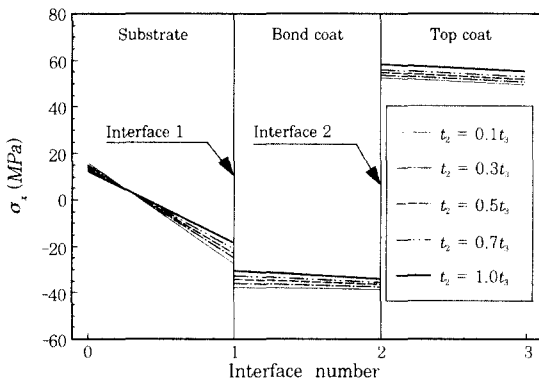


Fig. 6 Axial stress discontinuity along the y-axis

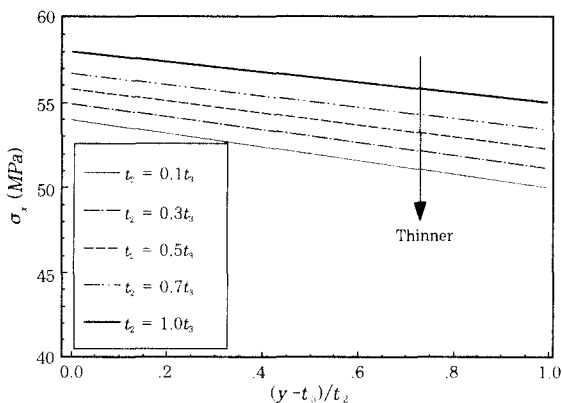


Fig. 7 Axial stress distribution in the top coat along the y-axis

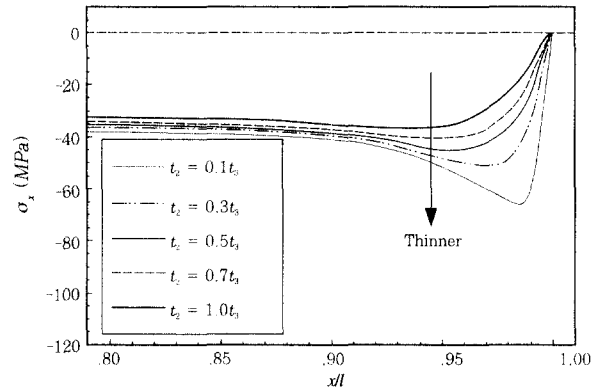


Fig. 8 Average axial stress distributions in the bond coat

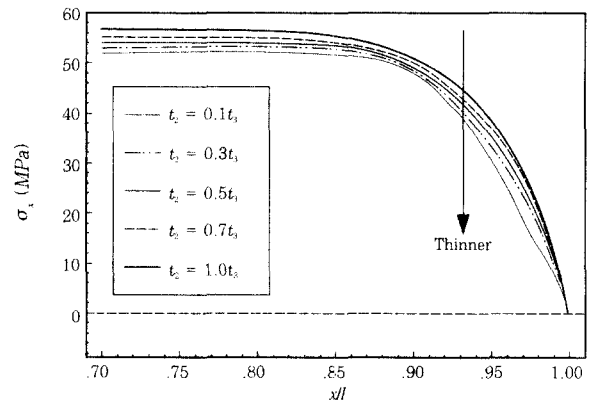


Fig. 9 Average axial stress distributions in the top coat

열차폐층의 박리와 직접 관련이 있는  $y$ -축방향 평균응력 분포 ( $\int_0^{t_2} \sigma_x^2(x, y)/t_2 dy$ )가 Fig. 10에 주어져 있다. 일반적인 겹층판의 열응력분포에서 볼 수 있는 것처럼 자유단 근처에서 매우 변화가 많음을 알 수 있다. 각 경계면을 따라 발생하는  $y$ -축방향 응력분포  $\sigma_y(x, 0)$ 과  $\sigma_y(x, t_2)$ 에 대한 그림은 응력의 크기 차이는 있지만 거의 비슷한 양상을 보이므로 여기에서는 생략하였다. Fig. 11은 자유단에서의  $y$ -축방향 응력 분포  $\sigma_y^2(l, y)$ 이다. 일반적으로 접착층 재료 자체의 강도가 다른 재료에 부착되는 강도보다 크다는 것을 감안하면(물론 정확한 사실은 용사 제작된 코팅의 이중 재료간 부착력과 접착층의 강도 평가가 선행되어야 함) 접착층 두께가 얇을수록 접착층 보다는 경계면에서 박리가 일어나기 쉽고, 접착층 두께가 두꺼울수록 경계면 보다는 접착층이 파손되어 열차폐층의 박리가 일어날 가능성이 커진다는 것을 알 수 있다.

본 논문에서 유도된 방법으로 구해진 응력분포는 각 층에서 평형방정식과 모든 경계에서 "traction-free" 조건, 각 층간 경계면에서 수직 및 전단 응력의 연속 조건을 만족한다. 변형율에 대한 기하학적 적합 조건과

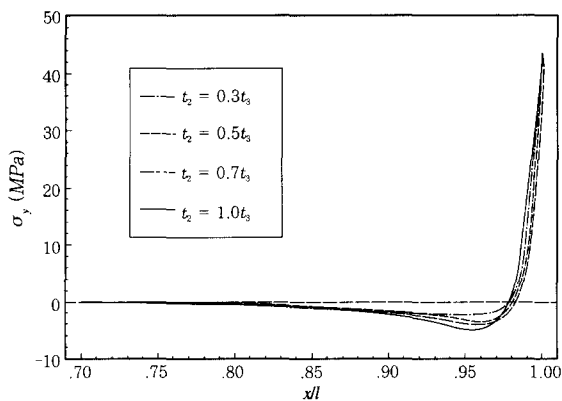


Fig. 10 Average normal stress distributions in the bond coat

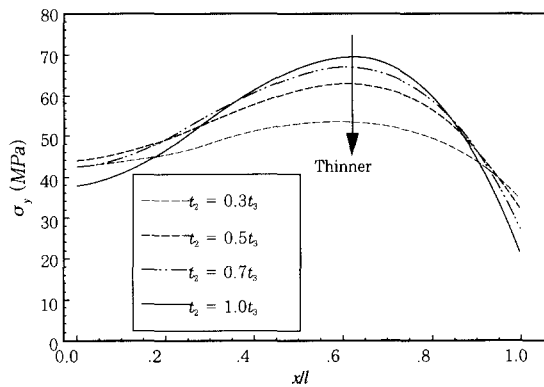


Fig. 11 Normal stress distributions along the edge in the bond coat

층간 경계면에서의 변위의 연속성은 complementary 에너지법에 근거한 변분법에 의해서 우회적으로 만족하고 있다.

### 6. 결 론

모재, 접합층, 열차폐층을 가진 전형적인 용사 열차폐 코팅에 대하여 평형방정식과 경계조건을 만족하고, 기하학적 적합 조건은 complementary 에너지법에 근거하여 우회적으로 만족하는 열응력 분포를 계산할 수 있는 방법을 개발하였다. 내열합금인 IN738LC 모재에 MCrAlY 접착층 및 ZrO<sub>2</sub>-8wt%Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 열차폐층을 가진 전형적인 열차폐 코팅에 대하여 온도가 상승할 경우 접착층의 두께에 따른 열응력을 검토하였다.

용사에 의한 열차폐 코팅을 제작할 때 생기는 잔류응

력을 무시하면 다음과 같은 결론을 내릴 수 있다.

1. 접착층의 두께가 얇아질수록 접착층에 큰 축방향 압축응력이 발생하고 자유단 부근의 축방향 응력 변화도 커진다.

2. 접착층의 두께가 얇아질수록 열차폐층에는 작은 축방향 인장응력이 작용하여 열차폐층에 크랙과 같은 결함이 발생할 가능성이 낮아진다.

3. 접착층 두께가 얇을수록 접착층 보다는 경계면에서 박리가 일어나기 쉽고, 접착층 두께가 두꺼울수록 경계면 보다는 접착층이 파손되어 열차폐층의 박리가 일어날 가능성이 커진다.

### 참 고 문 헌

1. P.B. Grimado: Interlaminar Thermoelastic Stresses in Layered Beams, *Journal of Thermal Stresses*, 1(1974), 75-86
2. D. Chen, S. Cheng and T.D. Gerhardt: Thermal Stresses in Laminated Beams, *Journal of Thermal Stresses*, 5(1982), 67-84
3. A.-Y. Kuo: Effects of Thickness on Thermal Stresses in a Thin Solder or Adhesive Layer, *ASME Journal of Electronic Packaging*, 114(1992), 199-202
4. W.-L. Yin: Thermal Stresses and Free-Edge Effects in Laminated Beams: A Variational Approach Using Stress Functions, *ASME Journal of Electronic Packaging*, 113(1991), 68-75
5. W.-L. Yin: Refined Variational Solutions of the Interfacial Thermal Stresses in a Laminated Beam, *ASME Journal of Electronic Packaging*, 114(1992), 193-198
6. 김형남, 최성남, 장기상: 클래딩 자유단의 열응력 해석, *대한용접학회지*, 18-1(2000), 104-109
7. J.C. Glaser: Thermal Stresses in Compliantly-Jointed Materials, *ASME Winter Annual Meeting*(1989), Paper No. 89-WA/EEP-14
8. F.B. Hilderbrand: *Advanced Calculus for Application* (2nd Edition), Prentice-Hall, Inc., (1976), 18-23
9. H.N. Kim: The Analysis of Free-Edge Effects of a Bilayered Structure due to Phase Change and Variable Temperature Distribution, Ph.D. Dissertation, UW-Madison, (1995)
10. D.M. Nissley: Thermal Barrier Coating Life Modeling in Aircraft Gas Turbine Engines, *Journal of Thermal Spray Technology*, 6(1997), 91-98