

접촉하중을 받는 코팅층이 있는 부재의 응력해석을 위한 부분 모델 방법의 개발

권영두[†] · 김석삼 · 구남서 · 박정규*

경북대학교 기계공학부, *경북대학교 기계공학과 대학원

The Development of Partial Model for Thermo-Mechanical Stress Analyses of Part with Coated Layer under Contact Load

Young-Doo Kwon[†], Seock-Sam Kim, Nam Seo Goo and Jung-Gyu Park*

Department of Mechanical engineering, Kyungpook National Univ. Taegu, Korea

*Graduate School, Department of Mechanical Engineering, Kyungpook National University, Taegu, Korea

Abstract – This paper is the first step for thermo-mechanical stress analyses of part with coated layer under contact load. A lot of coated material is applied in many structures to endure severe situation, like thermal stresses, high temperature gradients, irradiation, impacts by microscopic meteorites, and so on. In this part we are going to apply the FEM to analyze space parts with a coated layer subjected to a contact load thermo-mechanically. Coating layer is very thin in comparison with the structure, therefore it should take more times and behaviors to analyze whole model. In these reason we develop the FEM method of analyzing part with coated layer under contact load using partial model. Steady state temperature distribution of the part is obtained first, and then we apply quasi-static external load on the part. To obtain the final stage of solution, we compute the total solution, and by subtracting the thermal strain from the total ones we get the mechanical strains to compute stresses of the parts. In using the FEM, one has to discretize the model into many sub-domain, finite elements. The method is consisted of two steps. First step is to analyze the whole model with rather coarse meshes. Second step we cut a small region near the loading point, and analyze with very fine meshes. This method is allowable by the Saint-Venant's principle. And then, we finally shall check the thermal load on the stresses of the space part with coating layer with or without substrate cracks. Then, we predict the actual behaviors of the part used in space.

Key words – finite element method, Saint-Venant's principle, aspect ratio.

1. 서 론

우주 환경은 지구보다 훨씬 가혹하며 대기가 없기 때문에 특히 온도의 변화가 크다. 실제로 달에서는 낮과 밤의 기온차가 커 -170°C ~ 150°C 의 온도분포를 가진다 [1]. 따라서 이러한 혹독한 환경 하에서 구조 부재는 내구 연한인 15~20년 동안 견디는 것이 필요하다. 최근 극한 조건 하에서 구조 부재의 내구성을 높이는 방법의 하나로 코팅을 하고 있으며 많은 코팅재료들이 소개

되고 있는 실정이다. 예를 들어 molybdenum disulfide는 우주환경하에서 우수한 코팅재료로 소개되고 있다. 그 외에도 세라믹에는 TiN과 Al_2O_3 , 그리고 PTFE (Poly Tetra Fluor Ethylene)가 알려져 있다[1].

이러한 코팅 처리된 부재에 대하여 극한 우주환경하에서의 열적/기계적 응력해석이 이루어져야 신뢰성있는 설계를 수행할 수 있다. 특히 코팅층의 재료에 따른 구조 부재의 거동 변화에 대해 중점적인 연구가 필요하다. 본 연구는 코팅층이 있는 부재의 효율적인 해석 방법을 제안하고 이를 토대로 실제 코팅 재료에 대한 거동을 예측하려 한다.

[†]주저자 · 책임저자 : ydkwon@knu.ac.kr

본 논문에서는 접촉하중을 받는 코팅층이 있는 우주항공용 부재의 열적/기계적 해석을 수행하기 위해 유한요소법을 사용한다[2-8]. 먼저, 정상상태 온도분포를 구한 다음 정적외력(static external force)을 부재에 적용한다. 부재에 가해지는 총하중은 기계적 하중과 온도분포에 의한 열적 하중으로 나눌 수 있다. 하중에 의한 변위장이 구해지고 이로부터 변형률이 계산된다. 그리고, 부재의 응력을 계산하기 위해서는 계산된 전 변형률에서 열적 변형률을 제거한 순기계적 변형률로부터 부재의 응력분포를 구한다.

먼저 아주 얇은 코팅층이 있는 우주항공용 부재를 생각한다. 이 코팅층의 두께는 전체모델에 비해 매우 얇다. 따라서 유한요소 모델을 작성함에 아주 작은 세밀한 요소로 나누어야 한다. 이때 요소의 개수는 메모리의 용량, 수치적인 정확도, 계산시간 등에 의해 제한을 받는다. 또한 요소의 가로세로비(aspect ratio)는 수치해석 결과의 정밀도에 많은 영향을 미치므로 적정 종횡비를 사용하는 것이 필요하다. 본 논문에서는 여러 측면에서 적정 종횡비를 계산한다.

접촉문제는 국부적인 현상이므로 응력이 급변하는 부분의 영역이 매우 작다는 특성이 있다. 또한 하중이 작용하는 부분과 크랙(crack)이 존재하는 부분에는 요소를 아주 세밀하게 나누어 주어야 한다. 그러나, 하중과 크랙이 존재하는 부분의 작은 요소크기로 전체 모델을 나눌 수 없기 때문에 다음과 같이 부분모델의 해석 방법을 제안한다. 부분 모델은 2단계로 나누어져 있다. 첫 번째는 전체 모델을 비교적 큰 요소로 나누어 해석하고, 두 번째로 응력이 급변하는 부분을 잘라내어 아주 미세한 요소로 나누고 첫 번째 단계에서 얻은 등가절점력을 부분모델의 경계조건으로 적용하는 것이다[9-10]. 이 방법은 Saint-Venant의 원리를 이용한 것이다. 부분모델과 전체모델의 경계 부근의 변위 등을 비교하여 신뢰할 수 있는 부분모델의 크기를 구한다.

본 논문에서는 여러재료의 코팅층의 해석에 앞서 간단한 예를 통하여 부분모델의 유용성 및 열탄성응력을 고찰하고 코팅층의 영향과 크랙의 영향에 따른 일반적 모델의 열탄성응력의 분포를 살펴본다.

2. 문제의 정의

Fig. 1에는 하나의 항공우주용 부재를 나타내었으며, 서론에서 언급했듯이 우주항공용 부재는 아주 극한 환경하에서 사용이 된다.

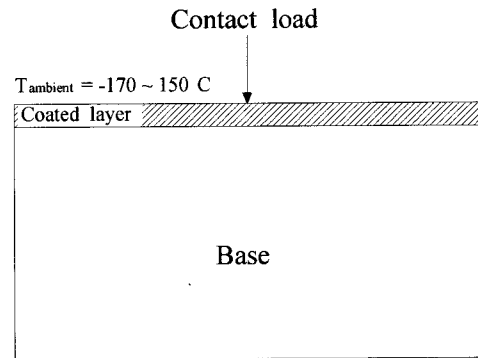


Fig. 1. Schematic model of space parts with coating layer.

본 논문에서는 Fig. 1에서처럼 코팅층이 있는 부재에 접촉하중이 작용하고, 외부의 온도는 $-170\sim 150^{\circ}\text{C}$ 까지 변화하는 것으로 환경을 설정하여 해석을 수행하였다[1].

여기서 코팅층의 두께는 실제로 0.01 mm정도이며 500배정도 확대하여 그렸으며, 모재(base)는 100 mm \times 50 mm 크기로 설정하였다.

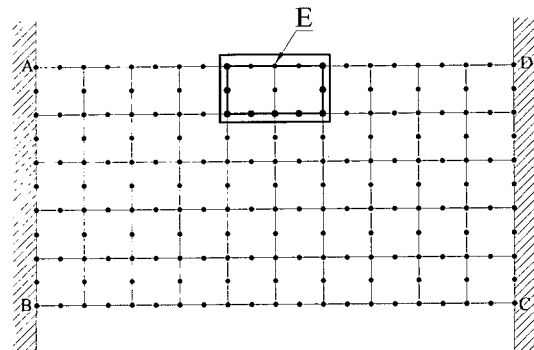


Fig. 2-1. Global finite element model.

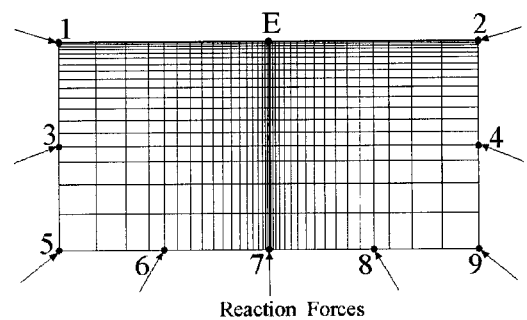


Fig. 2-2. Local finite element model.

3. 유한요소 모델링

Fig. 2에는 코팅된 모재의 유한요소 모델의 한 예를 나타내었다. Fig. 2-1은 전체모델을 비교적 큰 요소로 나누는 것이고 Fig. 2-2는 전체모델에서 분리한 부분모델로 Fig. 2-1에서 굵게 표시된 부분을 확대한 그림이다. 두 모델은 Fig. 2-2에 나타낸 바와 같이 1~9번 절점이 일치한다.

해석 절차는 다음과 같다. 먼저 세가지 조건의 하중 [(1) 하중만 작용, (2) 온도만 작용, (3) 하중과 온도가 같이 작용할 때]에 대하여 전체모델을 해석한다. 전체모델에서 부분모델의 1~9번에 해당되는 등가절점력을 구한 다음 이를 부분모델에 외력으로 부과하게 된다.

전체모델의 크기는 100 mm × 50 mm이며, 8절점 평면요소를 사용하여 모델링하였다. 경계조건은 Fig. 2-1에서 E점에 접촉하중이 작용하였으며, AB구간과 CD구간은 고정경계 조건을 부과하였다. 부분모델의 크기와 요소의 종횡비는 다음과 같이 고찰하였다.

3-1. 부분모델의 크기

해석에 사용할 부분모델의 크기를 결정하기 위하여 여러 가지 크기의 부분모델에 대하여 비교 해석을 수행하였다. Fig. 3-1은 집중하중이 작용하는 전체 모델이고 Fig. 3-2는 하중 작용점 근처의 여러 가지 크기의 부분모델이다. 먼저 균질재료에서 하중에 의한 영향만 고려한다. 전체모델에 대하여 해석해 보면 최대변위가 약 0.001 mm로 계산되어진다. 이를 고려하여 Fig. 3-2의 부분모델의 크기는 다음의 세 가지 경우를 생각하였다.

- ① 10 mm × 5 mm, 최대변형의 5000배
- ② 20 mm × 10 mm, 최대변형의 10000배
- ③ 40 mm × 20 mm, 최대변형의 20000배

위와 같은 세가지 종류의 부분모델에 대하여 변위와 응력을 계산함으로써 Sanit-Venant의 원리를 만족하는 적절한 부분요소의 크기를 결정한다[9]. 즉, 먼저 전체모델에 대한 해석을 수행하여 경계 부분의 등가절점력을 계산한다. 이 등가 절점력을 Fig. 3-2의 부분모델에 부과하여 A 요소의 응력과 B 절점의 변위가 어떻게 변

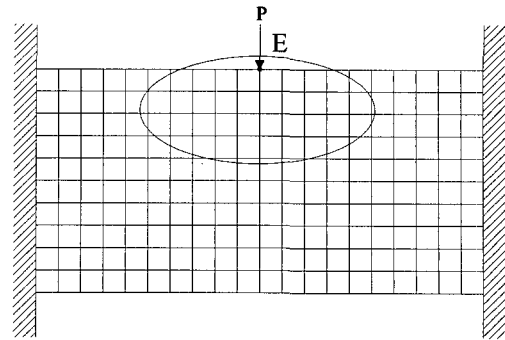


Fig. 3-1. Global finite element model.

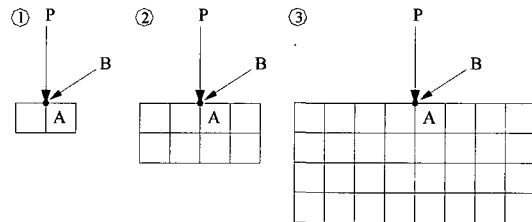


Fig. 3-2. Several sizes of local models.

Table 2. The value of NA for several NB

N_A	2	5	10	15	20	25	30	35	40
N_B	1	2	3	4	5	6	6	7	8

하는가를 조사하여 최적의 크기의 부분모델을 결정한다.

Table 2에는 ①, ②, ③ 각각의 경우에 해당하는 Fig. 3-2의 B 절점의 변위와 A 요소의 응력을 나타내었고, 괄호안의 값은 ②번 부분모델과의 차이를 백분율로 나타낸 값이다.

Table 2에서 알 수 있듯이 모델 ②의 결과는 모델 ①과 모델 ③의 중간값을 가지고, 세가지의 경우에서 차이가 거의 없음을 알 수 있었다. 따라서 본 논문에서는 중간값인 최대변형의 10000배인 모델 ②를 부분모델로 선택하였다.

3-2. 부분모델의 요소 종횡비

3-1절에서 결정된 부분모델 ②에 대하여 코팅층을 모델링하는 요소의 최적 가로세로비를 고찰하였다. 이때

Table 1. Displacement and stress

	10 mm × 5 mm	20 mm × 10 mm	40 mm × 20 mm
Displacement of node B (mm)	-0.1088E-2 (0.37%)	-0.1092E-2	-0.1090E-2 (0.18%)
Von-Mises stress of element A (MPa)	99.88 (0.32%)	100.2	100.4 (0.20%)

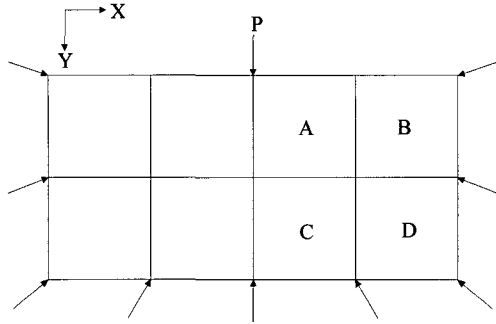


Fig. 4. Mesh generation of coated layer.

요소의 형태는 하중이 주어지는 곳에서 멀어질수록 일정한 비율로 커지도록 하였다. 이 때 반력이 작용하는 위치와 요소를 나누는 절점의 위치를 일치시켜야 하며, 일정한 비율로 커져야 한다. 이렇게 요소를 나누는 방법을 Fig. 4를 참고로 설명한다.

Fig. 4에서와 같이 A, B, C, D 4개의 구간으로 나누어 생각한다. A, B, C, D 모두 정사각형으로 한 변의 길이를 모두 L로 하고, 요소 하나하나의 X좌표 Y좌표를 각각 X_A, X_B, X_C, X_D 와 Y_A, Y_B, Y_C, Y_D 로 한다.

먼저 A 영역에서는 가로와 세로의 비를 일정한 비율 R_A 로 N_A 개의 요소로 분할한다. 이때 이용되는 식은 아래와 같다.

$$L = a_A(1 + R_A + R_A^2 + \dots + R_A^{N_A-2} + R_A^{N_A-1}) \quad (1)$$

$$X_{Ai} = a_A(1 + R_A + R_A^2 + \dots + R_A^{i-2} + R_A^{i-1}) \quad (2)$$

$$Y_{Ai} = X_{Ai} \quad (i = 1, N_A) \quad (3)$$

여기서, L값은 알고 있는 값이며 a_A 는 A영역의 가장 작은 요소의 한 변의 길이이다. 식 (1)을 통해 N_A 의 변화에 따른 R_A 의 값을 구한 다음 식 (2)와 (3)을 이용해 X와 Y의 좌표값을 구한다. B영역에서의 X좌표와 Y좌표는 아래식을 이용하여 구한다.

$$X_{Bj} = X_{AN_A} + a_A R_A^{N_A-1} (R_A + \dots + R_A^{N_B-1}) \quad (4)$$

$$Y_{Bj} = Y_{Ai} \quad (i = 1, N_A, j = 1, N_B) \quad (5)$$

이때 R_A 와 R_B 의 값이 가장 비슷하고 N_B 의 값이 정수가 되게 하는 N_A 값을 결정한다. 여기서 코팅층의 두께를 0.01 mm로 하므로 가로세로비를 1로 하는 a_A 의 값을 0.01로 주고 N_A 의 값에 따른 N_B 의 값을 Table 3에 나타내었다.

Table 2에서 요소의 개수가 너무 작으면 해석의 정확도가 떨어지고, 너무 많으면 컴퓨터의 계산속도나 용량등에 영향을 주므로 중간값인 $N_A=10, 15, 20$ 세가지의 경우를 생각한다.

각 영역의 좌표값 사이의 관계는 다음과 같다. B영역의 X좌표가 C의 Y좌표가 되고 B의 Y좌표가 C의 X좌표가 된다.

$$X_{Ci} = Y_{Bi} \quad (6)$$

$$Y_{Cj} = X_{Bj} \quad (i = 1, N_A, j = 1, N_B) \quad (7)$$

D영역의 X좌표는 B영역의 X좌표와 같고, Y좌표는 C영역의 Y좌표와 같다.

$$X_{Di} = X_{Bi} \quad (8)$$

$$Y_{Di} = Y_{Ci} \quad (i = 1, N_B) \quad (9)$$

식 (1)~(9)를 통해 A, B, C, D영역의 좌표값을 구하고 대칭인 나머지 부분의 좌표값도 구한다. 이렇게 계산된 좌표값으로 요소를 만들어 Fig. 6에 나타내었다.

Fig. 5-1은 부분모델 ②에 대한 요소 형태 Fig. 5-2

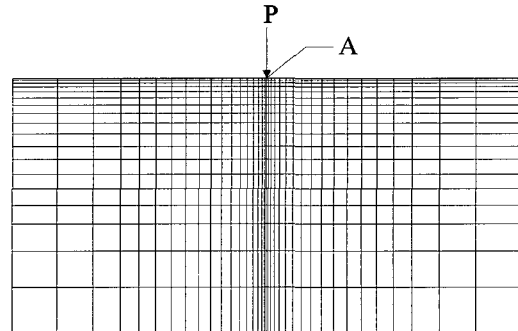


Fig. 5-1. Mesh generation of partial model.

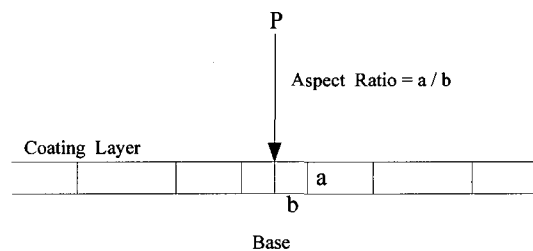


Fig. 5-2. Mesh generation of coated layer.

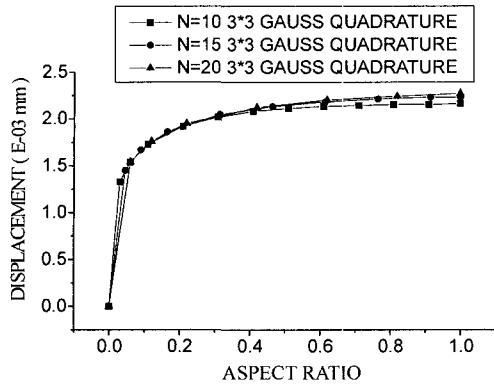


Fig. 6. Displacement of point A with aspect ratio ($N_A=10, 15, 20$).

는 코팅층만 떼어내어 나타낸 것이다. 여기서 가로세로비는 a/b 로 한다.

Fig. 6은 여러가지 N_A 값에 대하여 가로세로비의 변화에 따른 A점의 변위를 나타내었다.

가우스 적분 차수를 2차로 했을 경우는 aspect ratio가 작을 때도 수렴은 하나, 변형된 형상이 약간의 hour-glass mode를 나타내므로 결과의 신뢰성이 떨어진다. 그러므로 본 연구에서는 3차의 적분 차수를 사용하여 해석을 실행하였다.

그래프에서 볼 수 있듯이 aspect ratio가 1.0에 가까워 질수록 일정값에 수렴하는 것을 볼 수 있다. 그리고 요소의 개수에 따른 차이는 거의 없으나, 작을 때 좀더 빠르게 수렴하게 된다. $N_A=15$ 일 경우의 변위와 $N_A=10$ 일 때의 변위와 $N_A=20$ 일 때의 변위의 중간값이 되는 것을 알 수 있다. 오차의 크기가 크지 않으므로 중간값인 $N_A=15$, $N_B=4$ 를 사용한 유한요소 모델로 해석을 수행하였다.

4. 해석 및 결과 고찰

부분모델의 크기로 최대변형의 10,000배인 Fig. 3-2의 모델 ②(20×10)를 선택하여 사용하고, 부분모델의 요소는 코팅층의 가로세로비를 1.0으로 하여 $N_A=15$, $N_B=4$ 로 한 8절점 평면요소를 사용하여 다양한 형태의 하중을 받는 경우를 해석하였다. 하중 형태로는 (1) 하중만 주어졌을 경우, (2) 온도만 주어졌을 경우, (3) 온도와 하중이 같이 주어졌을 경우가 있으며 온도 효과, 하중 분포의 영향, 크랙의 영향 등을 고찰하였다. 사용된 재료의 물성치는 Table 3에 나타내었다.

Table 3. Properties of material

Material Name	E (MPa)	ν	κ (W/mK)
Steel	207000	0.30	40

E : Young's modulus

ν : Poisson's ratio

κ : Thermal conductivity

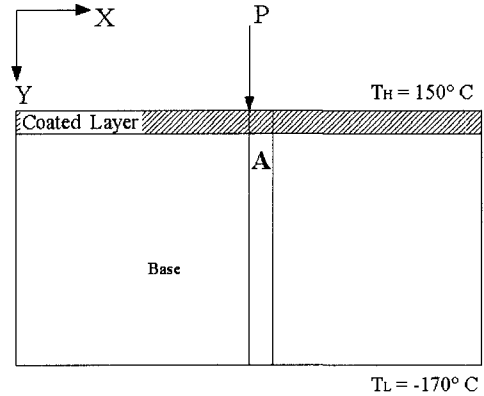


Fig. 7. A model for thermal effect.

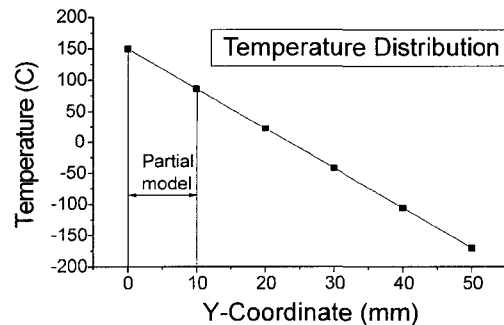


Fig. 8. Temperature distribution of whole model.

4-1. 온도의 영향

Fig. 7은 외부의 온도 조건이 $-170 \sim 150^\circ\text{C}$ 로 변하고 집중하중 P 가 코팅부에 가해지는 모델을 보여주고 있다. 하중 P 는 10 N으로 점하중으로 준다. 코팅층의 두께는 0.01 mm이다.

우주 환경은 온도차이는 상당히 크고 부재내에서의 열발생은 없다고 가정하고, Fig. 7에서와 같이 부재의 윗쪽은 150°C , 아래쪽은 -170°C 로 선형적으로 변하는 온도를 각 절점에 적용하였다.

Fig. 7의 X방향에 따른 코팅층의 요소와 Y방향(A부분)에 따른 요소의 응력을 비교하였다. 실제 응력은 압축을 받으므로 음의 값이 나오지만 여기서는 그 크기만 생각하였다.

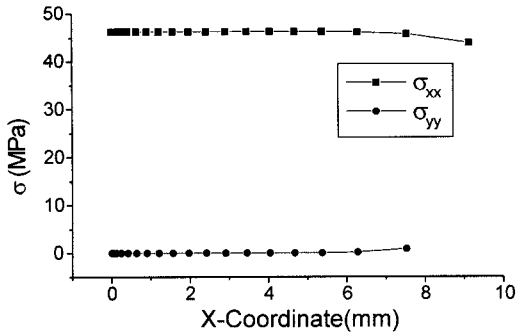


Fig. 9. σ_{xx} , σ_{yy} distribution along X-coordinate subjected to temperature only.

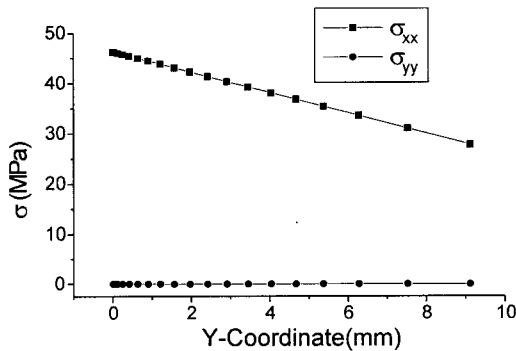


Fig. 10. σ_{xx} , σ_{yy} distribution along Y-coordinate subjected to temperature only.

4-1-1. 온도만 주어졌을 경우

Fig. 9, 10에 결과를 나타내었다. Fig. 9에서와 같이 X축에 따른 응력은 σ_{xx} 의 경우 X좌표에 상관없이 거의 일정한 값을 가지며, σ_{yy} 는 0에 가까운 값을 가진다. Y축에 따른 응력은 Fig. 10에서와 같이 σ_{xx} 의 경우 Y좌표에 따라 선형적으로 감소하지만 σ_{yy} 는 0에 가까운 일정한 값을 가지게 된다.

4-1-2. 온도와 하중이 같이 작용할 경우

Fig. 11과 12에 결과를 나타내었다. Fig. 11에 나타난 X축에 따른 응력분포를 보면 σ_{xx} 의 경우 하중이 가해지는 부분에서의 응력은 크게 나타나고 그외의 영역에는 온도만 주어졌을 때의 응력과 일치하였다. 또한 σ_{yy} 의 경우는 온도만 주어졌을 때의 응력이 0의 값을 가지므로 하중에 의한 응력만 나타나게 된다.

Fig. 12에 나타난 Y축에 따른 응력분포를 보면 σ_{xx} 의 경우는 모델의 가장 윗부분의 응력만 크게 나타나며 그외 영역의 응력은 온도만 주어졌을 때의 응력과 유사하게 선형적으로 변한다. σ_{yy} 는 Y좌표에 따라 점차

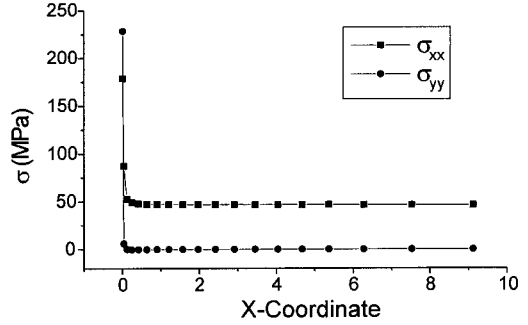


Fig. 11. σ_{xx} , σ_{yy} distribution along X-coordinate subjected to both temperature and load.

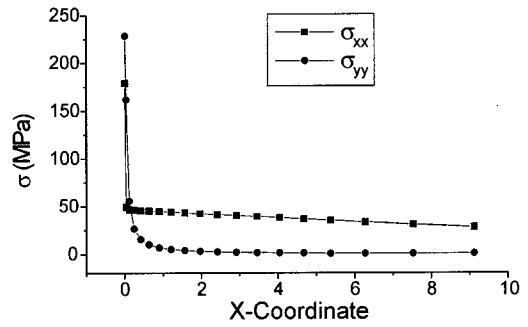


Fig. 12. σ_{xx} , σ_{yy} distribution along Y-coordinate subjected to both temperature and load.

줄어들며 하중이 주어지는 곳에서 멀어지면 0에 가까운 값을 가지게 된다.

이는 온도에 의한 영향과 하중에 의한 영향이 중첩됨을 알 수 있다.

4-2. 하중 분포의 영향

접촉하중을 두가지 형태의 분포하중으로 가정하였으며, 등분포하중과 포물선 형태의 분포하중을 고려하였다. 여기서 하중의 전체 크기의 합은 100 N으로 하고, 코팅과 모재의 재료는 강으로 선택하며 코팅층의 두께는 0.01 mm로 하였다.

이때 분포하중을 등가 점질점으로 변환하여 적용하여야 한다. 변환식은 다음과 같다.

$$\{r_c\} = \int_{-L/2}^{L/2} [N]^T q dx \tag{10}$$

4-2-1. 등분포하중

Fig. 13에 나타난 바와 같이 대칭축을 원점으로 잡고 분포하중이 작용하는 거리를 X_L 라 하였다. 전체 분

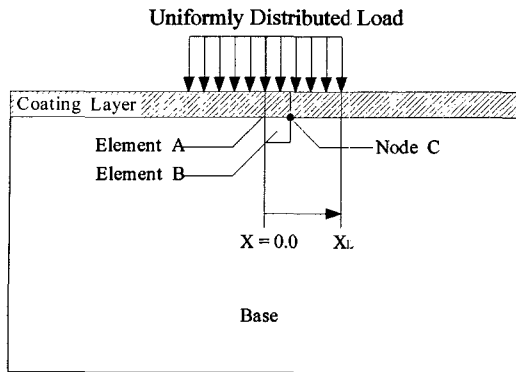


Fig. 13. A model for uniformly distributed load.

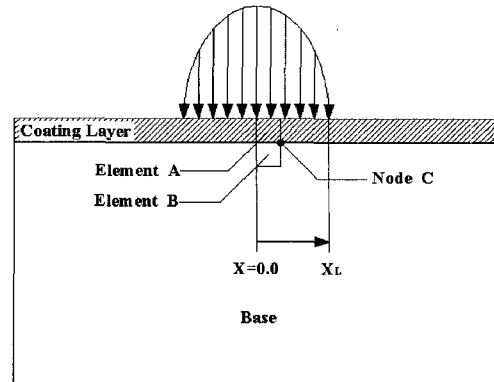


Fig. 15. A model for parabolically distributed load.

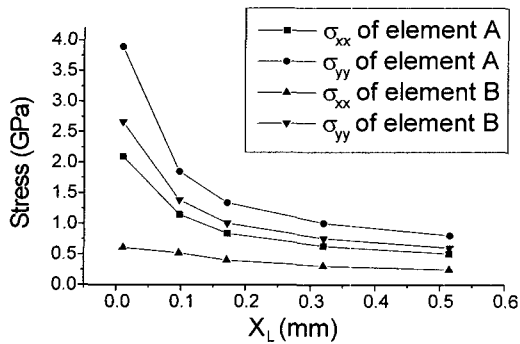


Fig. 14-1. Stress of element A, B subjected to uniformly distributed load.

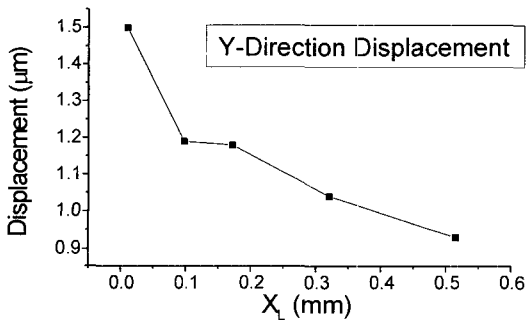


Fig. 14-2. Displacement of node C subjected to uniformly distributed load.

포하중의 합은 100으로 하고 거리에 따라 크기가 일정하다. 이 때 분포하중이 미치는 범위인 X_L 에 따른 요소 A의 중간점에서의 응력(σ_{xx} , σ_{yy})과 요소 B의 중간점에서의 응력(σ_{xx} , σ_{yy})과 절점 C의 Y방향 변위를 계산하였다.

Fig. 14에 계산 결과를 나타내었다.

Fig. 14-1을 보면, 분포하중이 미치는 거리 X_L 이 대칭축에서 멀어질수록 요소 A의 응력은 점차 줄어들고, 요소 B의 응력도 마찬가지로 줄어드는 것을 볼 수 있다. 또한 코팅층내의 요소인 A의 응력보다 모재내의 요소인 B의 응력이 작음을 알 수 있다. Fig. 14-2를 보면 절점 C의 변위도 점차 줄어드는 것을 알 수 있다.

4-2-2. 포물선 형태의 분포하중

Fig. 15에 나타난 바와 같이 대칭축을 원점으로 잡고 분포하중이 미치는 거리를 X_L 이라고 하였다. 이때 하중은 X_L 에 따른 2차 함수를 나타내는 것으로 가정하였다. 전체 분포하중의 합은 100으로 한다. 여기서, 분포하중이 미치는 거리 X_L 에 따른 요소 A의 중간점에서의 응력과 요소 B의 중간점에서의 응력과 절점 C의 변위를 계산하였다.

계산 결과를 Fig. 16에 나타내었다.

Fig. 16-1을 보면 등분포하중이 작용할 때와 마찬가지로 하중이 미치는 거리 X_L 이 대칭축에서 멀어질수록 요소 A의 응력은 점차 줄어들었고, 요소 B의 응력도 줄어드는 것을 알 수 있다. 또한 코팅층내의 요소인 A의 응력보다 모재내의 요소인 B의 응력이 작음을 알 수 있다. Fig. 16-2를 보면 절점 C의 Y방향 변위도 점차 줄어드는 것을 볼 수 있다. 그 양은 등분포하중인 경우보다 크게 계산되었다.

실제의 경우 등분포하중 보다는 2차나 3차 곡선을 그리는 분포하중이 접촉하중으로 작용하므로 다음에 기술할 크랙이 존재할 때의 해석과 코팅층의 변화에 따른 해석을 수행할 때 접촉하중은 2차함수의 분포하중이며 Fig. 15에서 $X_L=0.515$ 까지 적용하는 것으로 가정한다.

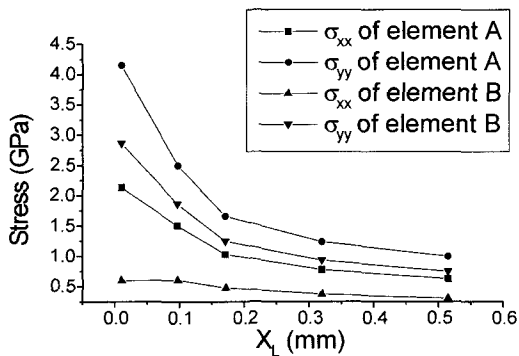


Fig. 16-1. Stress of element A, B subjected to parabolic distributed load.

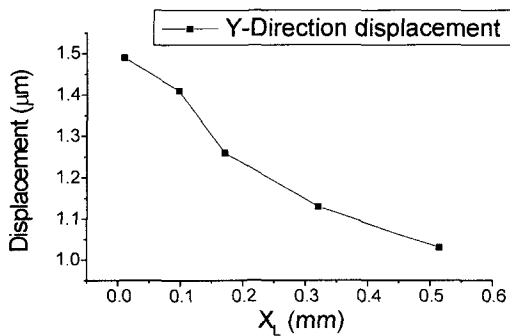


Fig. 16-2. Displacement of node C subjected to parabolic distributed load.

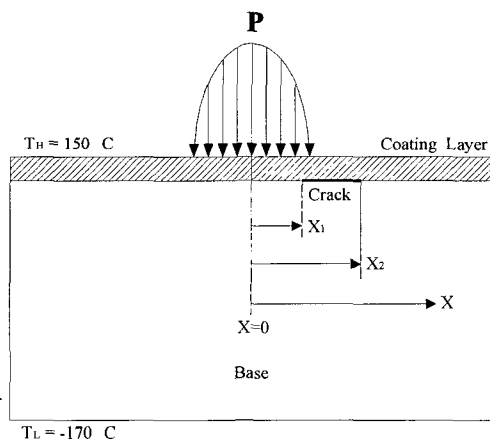


Fig. 17. Cracked model.

4.3. 크랙이 있는 모델

Fig. 17에 나타난 위치에 크랙이 있는 경우에 대하여 2차 포물선 분포하중이 작용하고(Fig. 15에서 $X_L=0.515$ mm), 온도도 작용하는 경우의 응력 해석을 수행

하였다. 코팅층과 모재의 재료를 강으로 하였다. 여기서 크랙은 닫힌 크랙(closed crack)으로 가정하여 크랙이 존재하는 요소 사이의 절점을 합치지 않고 분리함으로 크랙을 모사하였다. 이때 요소가 중첩되는 것을 막기 위해 절점간의 Y방향 변위가 같다는 구속조건을 주었다.

Fig. 17에서 코팅층에서 빗금부분(㉔)에 대하여 응력을 비교하였다. 그 결과를 그래프로 Fig. 18, 19, 20에 나타내었다. 크랙이 위치는 X_1 과 X_2 로 나타내며 [$X_1=0.0, X_2=0.171$], [$X_1=0.171, X_2=0.515$], [$X_1=0.515, X_2=1.044$]의 세 경우를 고려하였다. 크랙의 각 위치에 대하여 코팅층의 σ_{xx} 분포와 코팅층의 σ_{yy} 분포를 살펴본다.

그래프를 보면 코팅층의 크랙의 위치에 따라 크랙이 존재할 때의 응력과 크랙이 존재하지 않을 때의 응력

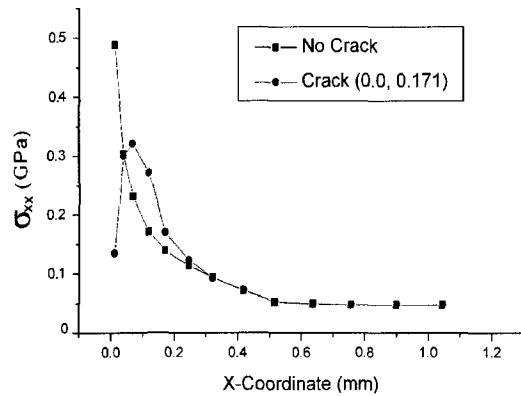


Fig. 18-1. σ_{xx} distribution for cracked model ($X_1=0.0, X_2=0.171$).

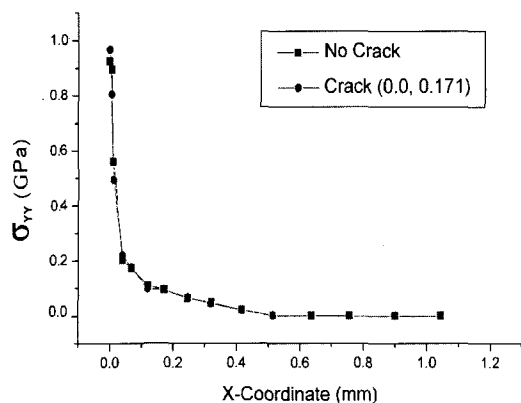


Fig. 18-2. σ_{yy} distribution for cracked model ($X_1=0.0, X_2=0.171$).

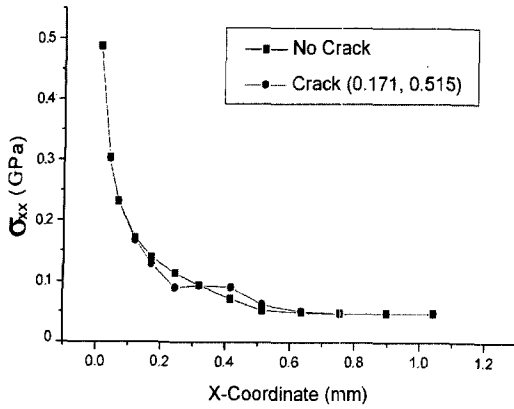


Fig. 19-1. σ_{xx} distribution for cracked model ($X_1=0.171$, $X_2=0.515$).

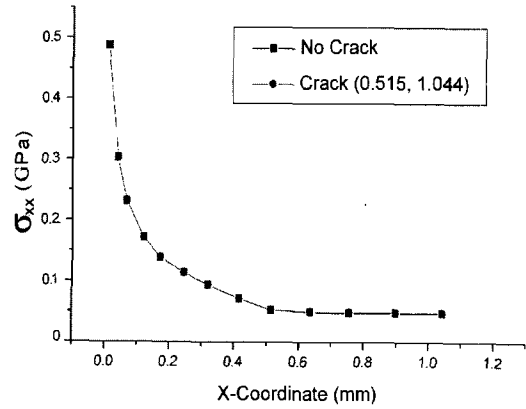


Fig. 20-1. σ_{xx} distribution for cracked model ($X_1=0.515$, $X_2=1.044$).

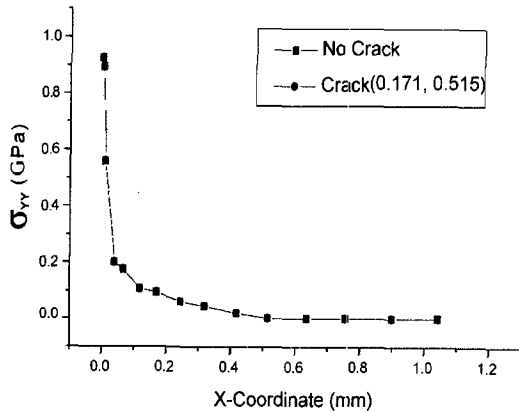


Fig. 19-2. σ_{yy} distribution for cracked model ($X_1=0.171$, $X_2=0.515$).

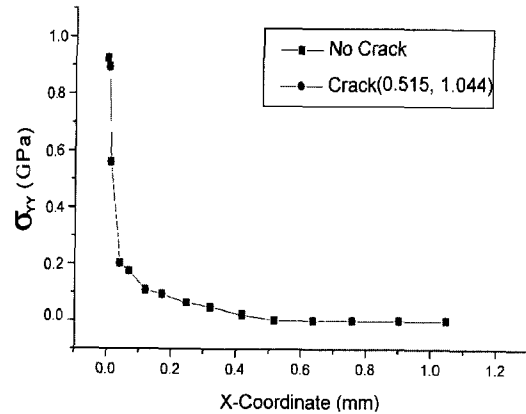


Fig. 20-2. σ_{yy} distribution for cracked model ($X_1=0.515$, $X_2=1.044$).

이 약간 불일치하는 알 수 있다. 또한 Fig. 20에서 알 수 있듯이 크랙의 위치가 하중이 주어지는 부분 (Fig. 15에서 $X_2=0.515$)에서 멀어지면 크랙의 영향도 없어지는 것을 볼 수 있다.

5. 결 론

본 연구는 접촉하중을 받는 코팅층이 있는 부재의 응력해석을 위한 노력의 한 일환으로써 크랙과 코팅층이 존재하는 부분을 보다 정밀한 계산을 수행하기 위해 Saint-Venant's Principle을 이용하여, 크기가 작은 요소를 분리하여 부분모델로 생각함으로써 부분모델의 타당한 크기를 결정하고, 아주 얇은 코팅층의 aspect ratio에 따른 변형을 통해 타당한 코팅층의 aspect

ratio를 결정하였으며, 요소의 개수를 결정하였다.

- 부분모델의 크기 : 최대변형의 10,000배인

20 mm × 10mm

- 코팅층의 aspect ratio : 1.0

- 가우스 적분차수 : 3 × 3

이 부분모델의 크기와 요소의 개수를 해석에 적용함으로써, 크기가 큰 전체 모델에서의 해석이 아닌 관심 부분만 따로 분리하여 해석할 수 있었다. 이로 계산시간을 단축할 수 있었고, 적은 용량으로도 정밀한 해석을 수행할 수 있는 장점을 가질수 있었다.

해석의 결과는 다음과 같다

(1) 온도에 의한 영향으로 열팽창이 일어나고, 이에 해당하는 응력이 발생하며, 하중이 같이 작용할 때는 중첩된 응력이 발생하는 것을 알 수 있었다.

(2) 접촉하중은 X 축에 따른 2차의 함수를 가지는 분포하중으로 가정하였으며 접촉하중이 미치는 범위가 넓어지면 응력이나 변형량도 줄어드는 것을 확인할 수 있었다.

(3) 크랙의 존재로 인해 코팅층에서의 응력의 점프가 일어나며, 그 위치가 하중이 작용하는 곳에서 멀어질수록 크랙의 영향은 작아진다. 그리고 모재에서의 응력점프는 거의 없음을 알 수 있었다.

위의 해석을 수행함으로써 우주항공용 부재의 해석 기법을 정립하여 실제 우주항공하에서의 거동을 예측하고, 적절한 코팅층의 선정에 도움이 될 수 있을 것이다.

후 기

이 논문은 1997년도 한국학술진흥재단 외국석학과의 공동연구과제(1997-011-E00024) 연구비에 의하여 지원되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

1. Yu. N. Drozdov and Seok-Sam Kim, "Tribological Behavior of Mechanical System in the Outer Space," *Journal of Friction and Wear*, Vol 20, No. 1, pp. 8-14, 1999.
2. Klaus-Jurgen Bathe, *Finite Element Procedures*, Prentice-Hall, New Jersey, 1996.
3. Robert D. Cook, David S. Malkus, Michael E. Plesha, *Concepts and applications of finite element analysis*, Third edition, John Wiley & Sons, 1989.
4. Hong Tian and Nannaji Saka, "Finite Element Analysis of Interface Cracking in Sliding Contacts," *Wear*, Vol.155, pp.163-182.
5. D. F. Diao, "Finite Element Analysis on Local Yield Map and Critical Maximum Contact Pressure for Yielding in Hard Coating with an Interlayer under Sliding Contact," *Tribology International*, Vol.32, pp.25-32.
6. H. Djabella and R. D. Arnell, "Two-dimensional Finite-element Analysis of Elastic Stresses in Double-layer Systems under Combined Surface Normal and Tangential Loads," *Thin Solid Films*, Vol.226, pp.65-73.
7. K. S. Lee, J. T. Jinn and Y. Y. Earmme, "Finite Element Analysis of a Subsurface Crack on the Interface of a Coated Material under a Moving Compressive Load," *Wear*, Vol.155, pp.117-136.
8. R. Babaei and S. A. Lukasiewicz, "A Solution Method for Frictional Contact Problems of a Crack in FGMs under Mechanical and Thermal Loads," *Journal of Engineering Mathematics*, Vol. 97, pp. 189-208.
9. Ansel C. Ugural-Saul and K. Fenster, *Advanced Strength and Applied Elasticity*, third edition, Prentice-Hall, New Jersey, 1995.
10. 한국학술진흥재단, 외국석학과의 연구, "우주환경하에서의 트라이보 시스템의 특성평가 기술개발," 최종보고서, 2000.