

## 부분 모델을 이용한 접촉하중을 받는 코팅층이 있는 부재의 열적/기계적 응력해석

권영두<sup>†</sup> · 김석삼 · 신세현 · 추상우\*

경북대학교 기계공학부, \*경북대학교 기계공학과 대학원

### Thermo-Mechanical Stress Analyses of Part with Coated Layer under Contact Load Using Partial Model

Young-Doo Kwon<sup>†</sup>, Seock-Sam Kim, Sehyun Shin and Sang Woo Choo\*

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

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

**Abstract** – Generally, space structures are subjected to severe situations, such as, sublimation, strong evaporation of lubricants, thermal stresses, high temperature gradients, irradiation, impacts by microscopic meteorites, and other factors. Recently, various kinds of coatings are applied to the parts under heavy contact stresses, in order to insure long wear-free lives and/or reduce friction coefficients. In space structures, molybdenum disulfide is using frequently. Moreover TiN, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, PTFE(Poly Tetra Fluor Ethylene) are introduced recently for space structure. In this part we are going to apply the partial model method, developed in reference[11] to analyze part with coated layer. In reference[11], we compute the reasonable size of partial model and aspect ratio. Using these data, we analyze the structures coated with TiN, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, PTFE under contact load, temperature and crack model. Beside, we consider the stress analysis under time dependent load and transient thermal effect.

**Key words** – Finite element method, Saint-Venant's principle, aspect ratio, coating materials.

#### 1. 서 론

최근 항공우주 산업 발전에 따라 우주의 특수한 환경 하에서 운동하는 기계요소의 중요성이 부각되고 있을 뿐 아니라, 그의 원활한 기능과 성능이 요구되고 있는 실정이다. 또한, 우주 환경: 진공, 무중력, 급격한 온도 변화에 따른 열교변현상, 극심한 온도차로 인한 열 충격하중, 유성체의 영향등 극한 환경에 견딜 수 있는 특성을 가져야한다. 이러한 혹독한 환경 하에서 구조 부재는 내구 연한인 15~20년 동안 견디는 것이 필요하다[1]. 최근 극한 조건 하에서 구조 부재의 내구성을 높이는 방법의 하나로 코팅에 대한 연구가 활발히 진

행 되고 있다. 그 중 molybdenum disulfide는 우주환경 하에서 우수한 코팅재료로 알려져 있다.

그 외에도 세라믹으로 TiN과 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, 그리고 PTFE(Poly Tetra Fluor Ethylene)등이 널리 사용 된다[1].

여러가지 목적으로 코팅 처리된 부재에 대하여 극한 우주환경 하에서의 열적/기계적 응력해석이 이루어져야 정밀한 설계를 수행할 수 있다. 코팅층의 특성에 따른 부재내의 응력 변화에 대해 중점적인 연구가 필요하다.

본 연구에 앞서 참고문헌[11]에서는 일반적인 접촉하중을 받는 코팅층이 있는 부재의 열적/기계적 해석을 수행하기 위하여 부분모델을 개발하였고, 적정 aspect ratio를 도출하였다. 본 논문에서는 위의 문헌에서 개발한 부분모델의 크기와 aspect ratio를 사용하여 여러가지 해석을 수행하였다.

- 부분모델의 크기 : 최대변형의 10000배인  
20 mm × 10 mm
- 코팅층의 aspect ratio : 1.0
- 가우스 적분차수 : 3 × 3

접촉문제는 국부적인 현상이므로 응력이 급변하는 부분의 영역이 매우 작다는 특성이 있으며 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 위와 같은 부분모델을 이용하여 해석을 수행한다. 이 방법은 Saint-Venant의 원리를 이용한 것이다[2]. 그리고, 부분모델에 적절한 aspect ratio를 적용하여 보다 정밀한 해석을 수행 한다.

이러한 방법을 이용하여 본 논문에서는 TiN과 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>와 PTFE의 코팅층이 있는 우주항공용 부재에 대한 접촉하중과 온도, 크랙 등의 영향을 유한요소해석을 통하여 살펴보고 우주항공용 구조 설계 및 코팅층 선정에 도움이 되고자 한다.

## 2. 코팅된 부재의 열응력 문제

권[11]에서와 같이 Fig. 1에는 하나의 우주항공용 부재를 나타내었으며, 서론에서 언급했듯이 우주항공용 부재는 아주 극한 환경하에서 사용이 된다. 본 연구에서는 Fig. 1에서처럼 코팅층이 있는 부재에 접촉하중이 작용하고, 외부의 온도는 -170~150°C까지 변화하는 것으로 환경을 설정하여 해석을 수행하였다[1].

그리고 TiN, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, PTFE 각각의 코팅 재료에 따라 응력 분포 상태를 살펴 보았으며, 크랙의 영향 및 시간의존적 해석을 수행하였다.

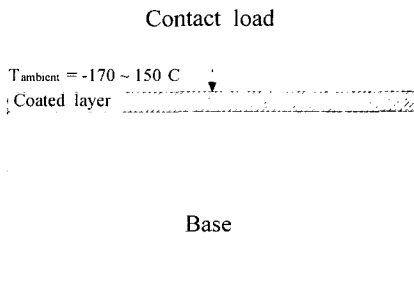


Fig. 1. Schematic model of space parts with coating layer.

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

## 3. 유한요소 부분 모델링

참고문헌[11]에서 제시한 부분모델의 형상을 이용하여 해석 절차를 사용하여 각 코팅재료에 따른 해석을 수행하며, 크랙이 존재하는 코팅층 주변의 시간에 따른 열응력 해석을 수행 한다.

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

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

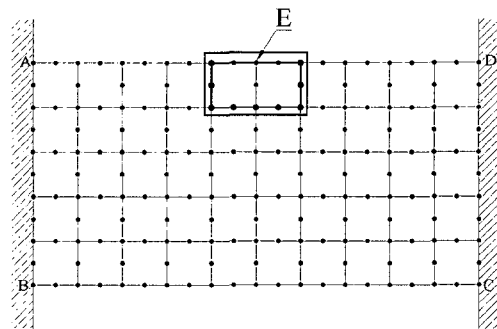


Fig. 2-1. Global finite element model.

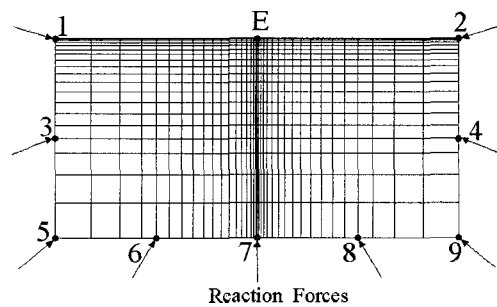


Fig. 2-2. Local finite element model.

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

부분모델의 크기로 최대변형의 10,000배인 Fig. 3-2의 모델 ② (20 × 10)를 선택하여 사용하고, 부분모델의 요소는 코팅층의 가로세로비를 1.0으로 하고 19요소(NA=15, NB=4[11])로 분할한 8절점 평면요소를 사용하여 다양한 하중을 받는 경우를 해석하였다.

### 4. 해석결과 및 고찰

열적 기계적 하중이 가해졌을 경우 (1) 코팅층의 두께, (2) 코팅층의 종류, (3) 크랙의 영향, (4) 시간의존적 열적 기계적 해석을 수행하였다. 모재의 재료는 일반강을 사용하였고, 코팅에 사용된 재료는 TiN, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, PTFE이고, 사용된 재료의 물성치는 Table 3에 나타내었다.

#### 4-1. 코팅층 모델

접촉하중은 2차 포물선 형태의 분포하중이고 온도가

Table 1. Properties of material

Material Name	E(MPa)	$\nu$	$k$ (W/mK)
Steel	207000	0.30	40
TiN	600000	0.25	19
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	366000	0.22	28
PTFE	46000	0.46	0.25

E : Young's modulus  
 $\nu$  : Poisson's ratio  
 k : Thermal conductivity

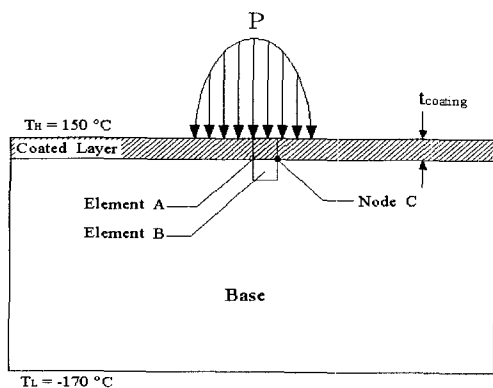


Fig. 3. Various coated layer's thickness.

-170~150°C로 선형적으로 변환다[Fig. 3]. 이 때 코팅층의 두께에 따른 거동과 코팅층의 재료에 따른 거동을 살펴본다. 여기서  $E_{coating}$ ,  $\nu_{coating}$ ,  $k_{coating}$ 은 각 재료의 코팅층의 탄성계수, 프이송비, 열전도계수이며 Table 1에 나타나 있다.  $t_{coating}$ 은 코팅층의 두께이다.

#### 4-1-1. 코팅층의 두께

Fig. 3에서 코팅층의 두께의 변화에 따른 변형량과 응력을 살펴보기로 한다. 모재의 크기는 변하지 않는다. 먼저 모재와 코팅층의 재료는 강을 사용하였다. 이 때 Fig. 3에서 A요소와 B요소의 중간점에서의 응력 및 C점점의 변위를 살펴보았으며, 그 결과를 아래의 그래프로 나타내었다.

Fig. 4-1를 보면 코팅층내의 요소인 A요소의 응력 ( $\sigma_{xx}$ ,  $\sigma_{yy}$ )은 코팅층의 두께가 커질수록 줄어드는 것을 알 수 있다. 그리고 모재 내의 요소인 B요소의 응력도 코팅층의 두께가 커질수록 줄어든다. 코팅재인 A요소의 응력보다 모재인 B요소의 응력이 적게 나타난다.

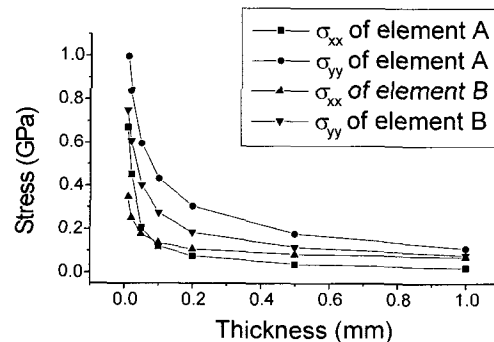


Fig. 4-1.  $\sigma_{xx}$ ,  $\sigma_{yy}$  distribution of element A, B according to coating layer's thickness.

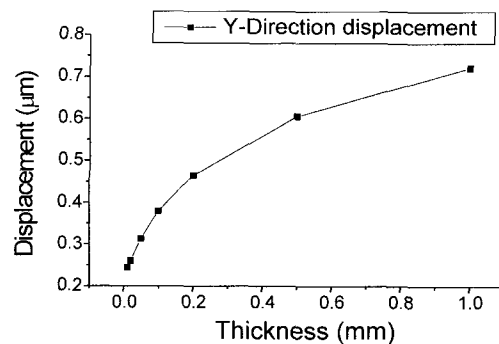


Fig. 4-2. Displacement of node C according to coating layer's thickness.

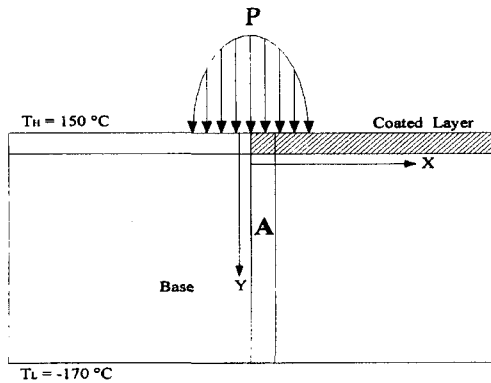


Fig. 5. Various coated layer's material.

Fig. 4-2를 보면 C절점의 변위는 온도에 의한 영향으로 코팅층의 두께가 커질수록 점차 커지는 것을 알 수 있다.

4-1-2. 코팅층의 재료

모재의 재료는 강이고 코팅층의 두께는 0.01 mm일 때 코팅층의 재료가 TiN, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>과 PTFE일 각각의 경

우에 변형량과 응력을 살펴본다. 각 재료 물성치는 Table 1에 나타나 있다.

Fig. 5에서 Y좌표(A부분)에 따른 모재의 응력분포를 Fig. 6에서 살펴보았다. Fig. 6-1에서  $\sigma_{xx}$ 를 보면 TiN에서 가장 크게 나타난다. 이는 코팅층의 영율과 연관되는 것으로 생각된다. Fig. 6-2에서  $\sigma_{yy}$ 를 살펴보면 PTFE에서 가장 크게 나타남을 알 수 있다. 이는 압축응력으로 PTFE의 영율이 가장 작기 때문으로 생각된다.

Fig. 5에서 코팅층의 빗금친 부분(⊘)의 X좌표에 따른 세가지 재료의 응력분포를 살펴보면 Fig. 7-1과 Fig. 7-2와 같이 된다.

Fig. 7-1에서  $\sigma_{xx}$ 는 코팅층의 영율에 따라 구분이 명확하며 TiN이 그중 가장 큰값을 나타내고, Fig. 7-2에서  $\sigma_{yy}$ 는 압축응력으로 하중이 주어지는 부분을 제외한 구간은 거의 같은 값으로 나타났다.

4-2. 크랙과 코팅층 모델

Fig. 8에서 다 같은 온도가 작용하며(-170°C~150°C) 과 포물선 형태의 분포하중( $X_L=0.515$  mm)을 적용하고,

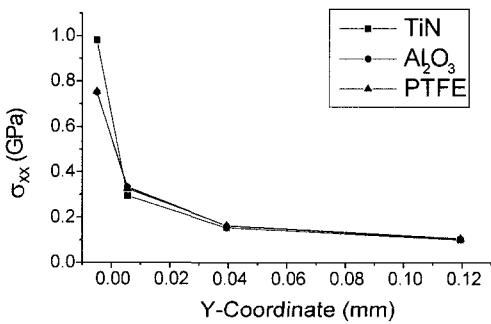


Fig. 6-1.  $\sigma_{xx}$  distribution for various coating layer's material.

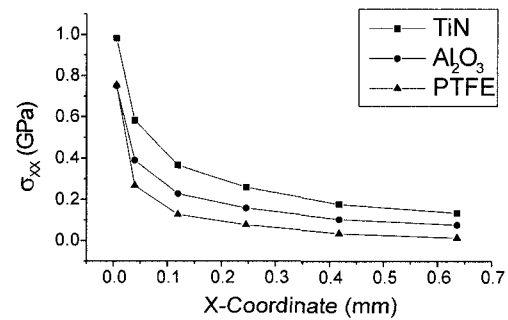


Fig. 7-1.  $\sigma_{xx}$  distribution for various coating layer's material.

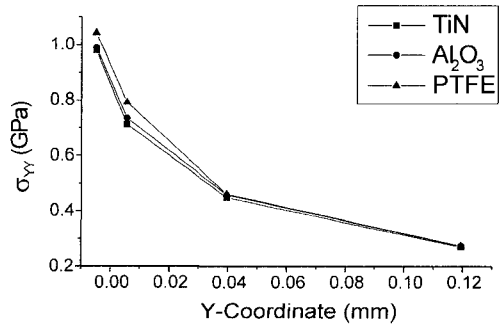


Fig. 6-2.  $\sigma_{yy}$  distribution for various coating layer's material.

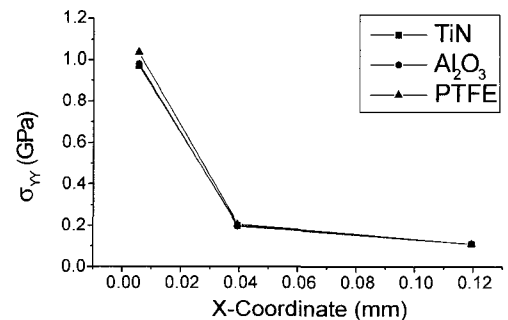


Fig. 7-2.  $\sigma_{yy}$  distribution for various coating layer's material.

크랙이 존재( $X_1=0.171$  mm,  $X_2=0.515$  mm)하는 경우를 해석하였다. 이때 Fig. 8의 코팅층의 빗금친 부분(㉔)의 응력을 구하여 코팅층의 두께에 따른 응력변화를 살펴본다. 여기서 코팅층의 두께는 0.01, 0.02, 0.05 mm 세가지 경우로 하였다. 그 결과를 Fig. 9, 10, 11에 나타내었다.

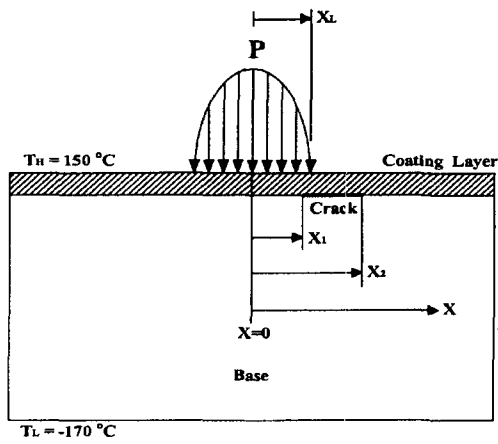


Fig. 8. Cracked and coated model.

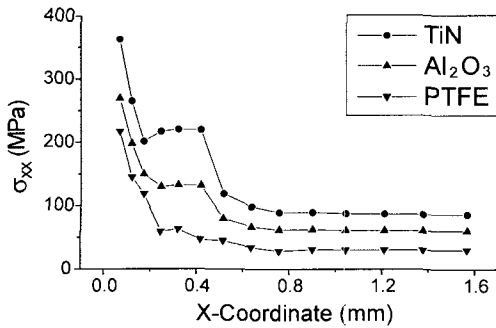


Fig. 9.  $\sigma_{xx}$  distribution when  $t_{coating}=0.01$ .

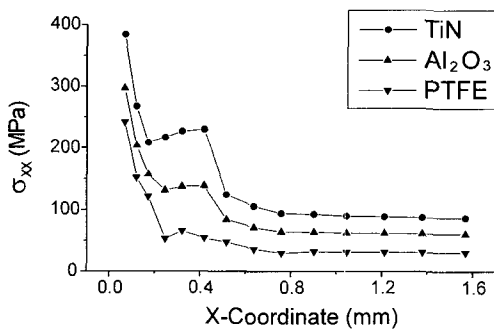


Fig. 10.  $\sigma_{xx}$  distribution when  $t_{coating}=0.02$ .

위의 그림들을 살펴보면 크랙이 존재할 때 코팅층의 두께와 재료의 변화에 따른 응력의 변화를 알 수 있다. 응력  $\sigma_{xx}$ 의 불연속성이 나타났으며 제시되지 않았으나  $\sigma_{yy}$ 의 경우는 연속적이었다. 코팅재의 영율은 순수 열응력부( $X \geq 1.6$ )에도 영향을 주며, 크랙의 존재와 함께 응력에 큰 변화를 주고 있다. 그리고 코팅

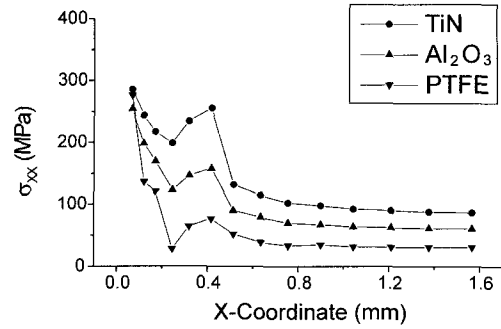


Fig. 11.  $\sigma_{xx}$  distribution when  $t_{coating}=0.05$ .

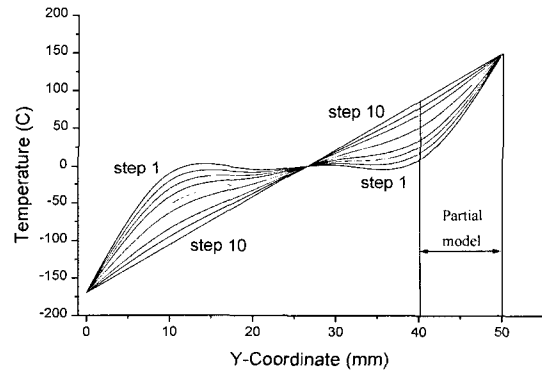


Fig. 12-1. Transient temperature distribution of whole model.

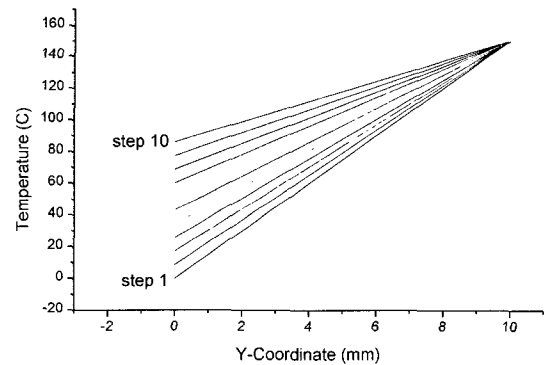


Fig. 12-2. Transient temperature distribution of partial model.

층의 두께가 증가함에 따라 크랙의 영향도 커짐을 알 수 있다.

4.3. 시간 의존적 열응력

하중이 작용하지 않고 시간에 따른 온도변화만 살펴 본다. Step1에서 시작하여 step10까지의 시간에 따른 온도분포를 Y축에 따라 나타내었으며 이때 step10이 steady-state 상태가 된다. 먼저 전체모델의 시간에 따른 온도분포를 살펴보면 Fig. 12-1과 같이 된다. 여기서 step1에서의 내부의 온도는 0°C이며, 상부의 온도는 150°C이고 하부의 온도는 -170°C이다. 부분모델의 시간에 따른 온도분포를 살펴보면 Fig. 12-2와 같으며, 선형적으로 변한다.

Fig. 12-2의 온도분포를 부분모델에 적용하여 시간에 따른 부분모델의 열응력을 살펴보면 다음과 같이 된다.

Fig. 13에서 볼 수 있듯이  $\sigma_{xx}$ 의 분포는 온도분포와 유사한 형태로 분포하며, 정상 상태인 step10으로 갈수록 부분모델의 하부의 응력이 증가함을 볼 수 있다.  $\sigma_{yy}$ 는 step에 상관없이 온도분포상 0의 값을 가진다.

4.4. 시간 의존적 응력

접촉하중이 시간에 따라 Fig. 14와 같이 X축을 따라 이동하게 된다. 접촉하중이 미치는 폭은 1 mm이며, 총 하중은 100 N으로 한다. 대칭축에서의 X를 0으로 하고 하중중심의 위치  $X_p$ 에 따른 절점 A에서의 응력 변화를 살펴본다.

Fig. 15-1과 Fig. 15-2를 살펴보면 하중이 절점 A를 지날 때( $X_p=0$ )  $\sigma_{xx}$ ,  $\sigma_{yy}$ 가 최대가 됨을 알 수 있다. 하

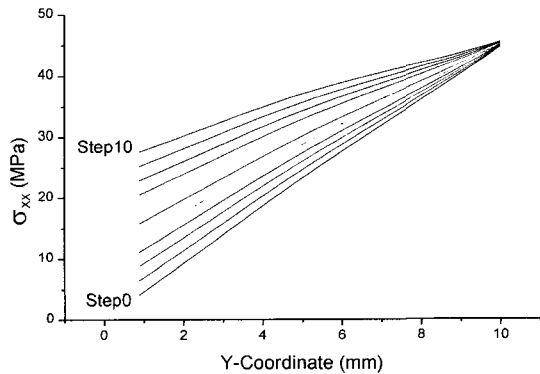


Fig. 13. Transient  $\sigma_{xx}$  distribution of partial model.

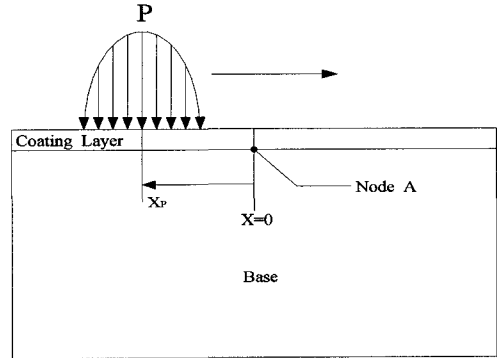


Fig. 14. Modeling for time dependent load.

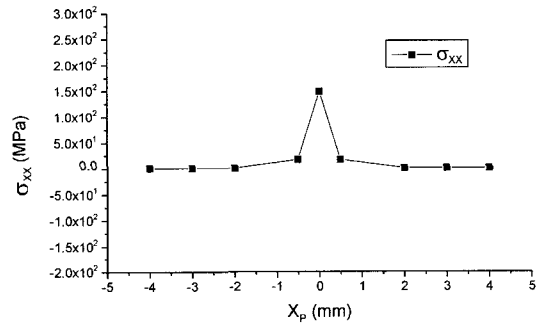


Fig. 15-1.  $\sigma_{xx}$  distribution of node A according to  $X_p$ .

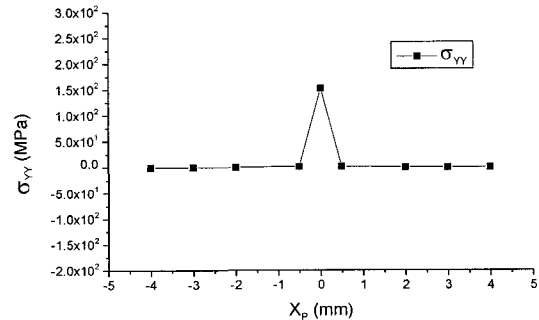


Fig. 15-2.  $\sigma_{yy}$  distribution of node A according to  $X_p$ .

중의 위치가 절점 A와 멀어져 있으면 하중에 의한 영향은 급격하게 감소함을 알 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 코팅층이 있는 부재 해석을 위하여 참고문헌[11]에서 개발한 부분모델 기법을 사용하여 우주 항공용 부재의 열적-기계적 응력해석을 수행하였다.

먼저 코팅층의 두께에 따른 응력의 변화 양상을 고찰하고, 실제로 사용되고 있는 코팅층 재료에 따라 응력 분포의 변화를 검토하였다. 또한 시간에 따라 온도 및 접촉하중의 크기가 변할 때 응력 해석을 수행하였다. 부분모델 기법을 이용하여 관심부분을 적은 시간으로 각각의 코팅층 부분의 정확한 응력해석을 수행할 수 있었으며 해석 결과는 다음과 같이 요약할 수 있다.

(1) 코팅층의 두께에 따른 거동을 고찰한 결과, 코팅층의 두께가 커질수록 코팅층과 모재에서의 응력은 점차 줄어들어 가는 것을 알 수 있었다. 코팅 재료인 TiN, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, PTFE에 따른 응력분포를 비교한 결과, Y좌표에 따른 응력 분포를 살펴보면  $\sigma_x$ 는 TiN에서,  $\sigma_y$ 는 PTFE일 경우 가장 크게 나타났다. X좌표에 따른 응력 분포를 살펴보면  $\sigma_y$ 는 재료에 따라 차이가 거의 없지만,  $\sigma_x$ 는 TiN일 때 가장 큰 값을 나타남을 알 수 있다.

(2) TiN, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, PTFE의 각 코팅재료에 대해 크랙이 있는 경우의 거동과 각각의 두께의 변화에 따른 거동을 살펴보았다.  $\sigma_x$ 는 응력의 불연속성이 나타났으나  $\sigma_y$ 의 경우는 연속적이었다. 그리고 코팅층의 두께가 늘어나면 크랙의 영향이 커짐을 볼 수 있다. 코팅재의 영향은 순수 열응력부( $X \geq 1.6$ )에도 영향을 주며, 크랙의 존재와 함께 응력에 큰 변화를 주고 있다.

(3) 시간 의존적 온도변화에 따른 거동을 살펴보았다. 온도변화의 영향에 따라  $\sigma_x$ 는 온도분포와 유사한 형태로 나타남을 알 수 있으며, 정상 상태인 step10으로 갈수록 부분모델 하부의 응력이 증가함을 알 수 있다. 온도분포상  $\sigma_y$ 는 step에 상관없이 0의 값을 가진다.

(4) 시간 의존적 하중에 따른 부재의 거동을 검토하였다. 접촉하중이 관찰점을 지날 때  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$ 가 최대가 됨을 알 수 있다. 하중의 위치가 관찰점에서 멀어 질수록 하중에 의한 영향은 급격하게 감소함을 알 수 있다.

위의 해석을 수행함으로써 우주항공용 부재의 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.
11. 권영두, 김석삼, 구남서, 박정규, "접촉하중을 받는 코팅층이 있는 부재의 응력해석을 위한 부분 모델 방법의 개발," *윤활학회지*, Vol.18, No.3, 2002.