

# 인장하중방향 변화를 받는 의사등방성 복합재 적층판의 피로손상

김인권\*, 김택현\*\*, 이동하\*\*\*, 박상기\*\*\*

## Fatigue Damage of Quasi-Isotropic Composite Laminates Under Tensile Loading in Different Directions

In-Kweon Kim\*, Taek-Hyun Kim\*\*, Dong-Ha Lee\*\*\*, Sang-Gee Park\*\*\*

### Abstract

The purpose of this work is to investigate fatigue damage of quasi-isotropic laminates under tensile loading in different directions. Low cycle fatigue tests of [0/-60/+60]<sub>s</sub> laminates and [+30/-30/90]<sub>s</sub> laminates were carried out. Material systems used are AS4/Epoxy and AS4/PEEK. The fatigue damage of [+30/-30/90]<sub>s</sub> is very different from that of [0/-60/+60]<sub>s</sub>. The position of delamination generated at AS4/Epoxy and AS4/PEEK laminates were differentiated by the matrix difference that is, we suppose, the value of both  $G_{Icr}$ (critical energy release rate of mode-I) and  $G_{IIIcr}$ (critical energy release rate of mode-III) difference.

Keywords : Quasi-Isotropic Composite Laminates(의사등방성 복합재 적층판), Fatigue Damage(피로손상), Delamination(층간박리), Tensile Loading Direction(인장하중방향), Matrix(모재)

### 1. 서론

항공 우주기에 주로 사용되는 복합재료 적층판에서는 자유단의 층간에서 응력 특이성이 존재하기 때문에 층간 박리가 일어나며, 최종 강도의 저하로 이어지는 경우가 많다. 이와 같은 현상은 정적인 강도에 있어서도 반복 하중을 받는 경우의 피로 강도에서도 볼 수 있다.<sup>(1,2)</sup> 복합재

재료 중에서도 적층판 평면내에서 강성이 등방성인 의사 등방성 복합재료 적층판은 사용하기 쉬운 성질이 있으므로 일반적으로 잘 사용되고 있다. 즉, 의사등방성 복합재료 적층판에 걸리는 면내 하중방향이 변화하여도 적층판의 강성은 같다고 하는 것이다. 이 의사등방성 복합재료 적층판에 대하여 항공우주분야에서 실제로 생기는 문제점으로써 하중방향이 변화할 때 정적강도나 피로손상과 같은 역학적 특성이 어떻게 달라지는가 밝혀지지 않았다. 이

\* 조선대학교 기계기술연구소

\*\* 조선대학교 기계공학부

\*\*\* 조선대학교 대학원

와 같은 배경으로 항공기 구조물에 일반적으로 많이 사용되는 의사등방성 복합재료 적층판의 적층구성인  $[0/-60/+60]_s$  적층판과 이 적층판이 어떤 이유에 의해 하중방향이 Fig. 1과 같이  $\theta = 30^\circ$  로 하여  $[+30/-30/90]_s$  적층판의 경우와 똑같이 하중이 가해진다면 역학적 특성이 어떻게 되는가를 알아 보았다.

적층구성의 검토는 유한요소법으로 스트레인 에너지 해방률이나 층간응력을 계산한 결과<sup>(3)</sup> 두 적층구성이 가장 대조적인 결과로서 설명이 가능하다고 판단되어서 선정하였다. 또한, 같은 적층구성 일지라도 모재의 차이에 의한 피로손상과정이나 층간박리의 발생 및 전진위치가 다르다는 것이 보고되고 있다.<sup>(4-7)</sup>

## 2. 인장 피로시험

### 2.1 시험편

본 실험에서 이용한 의사등방성 복합재료 적층판의 정적 인장 시험편 및 인장 피로 시험편의 종류와 구성을 Table 1에 나타낸다. 여기서 시험편의 명칭의 E는 Epoxy, P는 PEEK, Q는 의사등방성(quasi-isotropic)을 표현하고, 01은  $[0/-60/+60]_s$  적층판을, 02는  $[+30/-30/90]_s$  적층판을 표현하고 있다.

따라서, 본 연구에서는 Autoclave로 성형(130°C, 2시간  $6\text{kg/cm}^2$ )한 열경화성 Epoxy 938(177°C cure, fiberite co : U.S.A)와 열가소성 PEEK( $T_g=143^\circ\text{C}$ ,  $T_m=334^\circ\text{C}$ , I.C.I. : U.K.)인 양 모재에 대하여 동일한 AS4(12K, Hercules co : U.S.A) 섬유를 사용하였다.

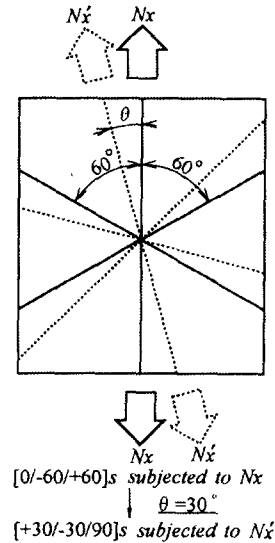


Fig. 1 Directional of applied axial load

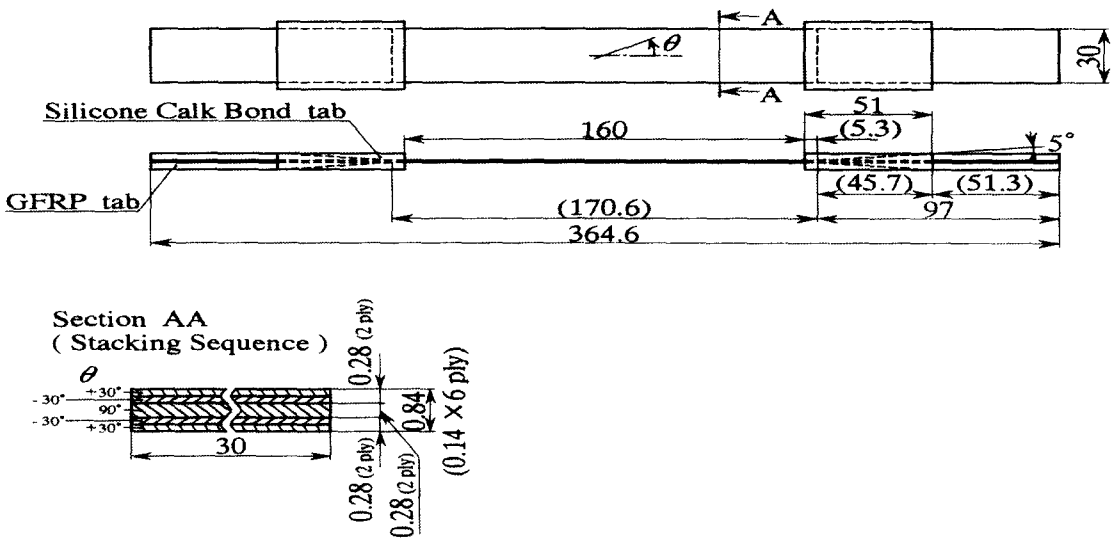


Fig. 1 Configuration of specimen

시험편의 형상 및 치수를 Fig. 2에 나타낸다. 시험편은, GFRP계 탭을 사용하고, 탭의 접착에는 FM-123(열경화 에폭시)를 사용하였다. 피로시험의 경우에 탭의 부근은 응력 집중에 의한 파손 및 박리가 발생하기 쉽다. 이것을 방지하기 위해 Fig. 2에서처럼 탭 부근을 비교적 강성이 낮은 재료로 도포하면 탭 부근에서의 응력 집중을 완화할 수 있다고 하는 해석 결과에 따라, 탭에 5°의 테이퍼각을 주고,<sup>(8)</sup> 동시에 탭 선단부에 실리콘 코우크 본드를 도포한다(Fig. 2 참조).

### 2.2 시험방법

인장 피로시험은 준정적 인장 강도의 약 60%의 인장 반복 응력을 부가하여 행하였다. Fig. 3에 나타낸 바와 같이 하중 부가 방법은 최대 응력의 80%까지 하중을 걸어서 정지시키고, 변형률과 하중의 데이터를 기록한 다음 레플리카(Replica)법으로 단면의 상태를 기록한다. 하중은 평균 응력까지 내리고 반복 하중을 5Hz로 걸고 동시에 AE를 측정하며, 응력을 최소 응력까지 내려서 측정한다. 이상의 조작은 1, 2, 5, 10, ...,  $1 \times 10^6$ 회까지 행한다. 즉, 최대 응력의 80%까지 하중을 주어서 정지시키는 조작은 반복 회수에 더하지 않는다. AE는 50회 반복후부터 50회마다 측정한다. 본 실험은 변형률의 측정에 (株)共和의 스트레인 게이지 및 응력 집중 게이지, 신장계를 이용하였다. 신장계는 Instron Co.의 게이지 길이 12.5 mm, 최대 변위량  $\pm 2.5$  mm인 것을 사용하였다. 레플리카의 채취에 의해 자유단에서의 층간 박리 진전 등의 피로 손상 과정을 관찰한다.

### 3. 시험 결과 및 고찰

의사등방성 복합재료 적층판의 하중방향이나, 모재가 다른 경우, 피로 손상 과정이 어떻게 달라지는가를 조사하였다. 우선, 레플리카법에 의한 층간 박리 파단면의 관찰 결과에 대해 서술하고, 다음으로 PC로 기록한 변형률, 하중, AE 데이터로부터 얻은 실험 결과를 서술한다.

Table 1 Family of Specimen

Specimen	Stacking Sequence	Composite Materials
EQ01	[0/-60/+60] <sub>s</sub>	AS4/Epoxy
EQ02	[+30/-30/90] <sub>s</sub>	AS4/Epoxy
PQ01	[0/-60/+60] <sub>s</sub>	AS4/PEEK
PQ02	[+30/-30/90] <sub>s</sub>	AS4/PEEK

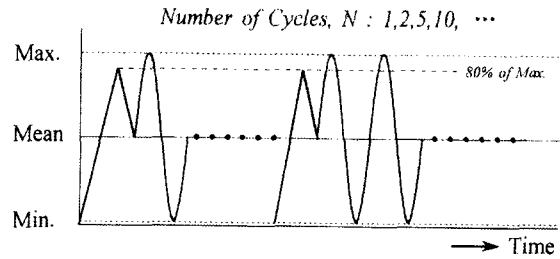


Fig. 3 Waveform of cycle loading

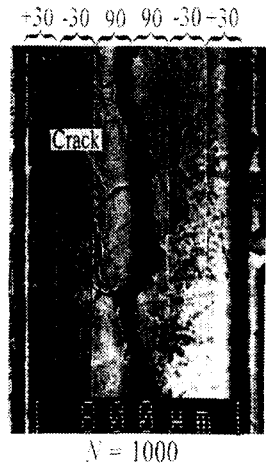


Fig. 4 Photographs of edge-replica of the [+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/Epoxy specimen



Fig. 5 Photographs of edge-replica of the [+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/PEEK specimen

최대 하중의 80%까지 인장한 상태로 하중을 정지하고, 자유단에서의 층간 박리가 발생한 장소를 찾고 레플리카

를 채취하였다. 채취한 레플리카는 현미경으로 관찰하고 손상이 보이는 곳을 선택하여 사진을 찍는다.

[0/-60/+60]<sub>s</sub> 적층판은 Epoxy, PEEK 둘 다 최종 파단까지 자유단의 레플리카로부터 피로 손상은 관찰되지 않았다.

Fig. 4에 나타낸 [+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/Epoxy 적층판의 레플리카 사진에서는 대략 100회부터 90° 층 안에 박리가 관찰되었다. 그 후, 박리는 반복 회수의 증가에 따라 90° 층 안의 Transverse crack을 동반하면서 개구해서 진전했다. Fig. 4는 반복회수 N=1000회 때의 자유단을 레플리카로 채취하여 현미경으로 관찰한 것이다.

Fig. 5에 나타낸 [+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/PEEK 적층판의 레플리카 사진에서는 1000회부터 +30° /-30° 층 안에서 박리가 관찰되고, 반복 회수의 증가와 함께 진전해 가는 것을 알 수 있었다. Fig. 5는 반복회수 N=5000회 때의 자유단을 레플리카로 채취하여 현미경으로 관찰한 것이다.

다음에 변형률, 하중, AE 등의 데이터로부터 얻은 실험 결과를 나타낸다.

여기서 그림의 N 값은 피로 시험의 반복 회수이며, Strain Gage는 변형률 게이지에 의해 얻어진 값을 표시하고, Extensometer는 신장계에 의해 얻어진 값을 표시하고 있다. [0/-60/+60]<sub>s</sub> AS4/PEEK 적층판의 인장 피로시험으로부터 얻어진 응력-변형률 선도를 Fig. 6에 나타낸다. Fig. 6의 응력-변형률 선도로부터 구해지는 적층판의 강성 저하 상태를 Fig. 7에 나타낸다. [0/-60/+60]<sub>s</sub> 적층판에서는 최종 파단까지는 대부분 강성은 저하하지 않고, 또한 레플리카로부터도 피로 손상은 관찰되지 않았다.

[0/-60/+60]<sub>s</sub> AS4/Epoxy 적층판에 대해서도 현저한 강성 저하는 일어나지 않고, 피로 손상도 관찰되지 않았다. 파단에 이르기까지의 손상으로는 거시적인 관찰 방법으로는 관찰할 수 없을 정도의 섬유와 수지 사이의 미소한 계면 박리 등이 발생할 것으로 생각되어진다.

[+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/Epoxy 적층판의 피로시험으로부터 얻어진 응력-변형률 선도를 Fig. 8에 나타낸다. Fig. 8에서 알 수 있듯이 반복회수의 증가에 따라 기울기의 현저한 변화가 보였다. 또 이 적층판의 강성저하를 AE발생률과 함께 Fig. 9에 나타낸다. Fig. 9에서 알 수 있듯이 반복회수가 100회 정도에서 AE발생률이 증가하고 강성이 저하하여 가는 것을 알 수 있다. 이 원인은 Fig.

4에 나타낸 바와 같이 N=100회 이하인 레플리카 사진에서 90° 층 안에서 박리를 관찰할 수 있었기 때문에, 피로 손상에 의한 90° 층 안에서 발생한 박리의 진전에 있다고 생각된다.

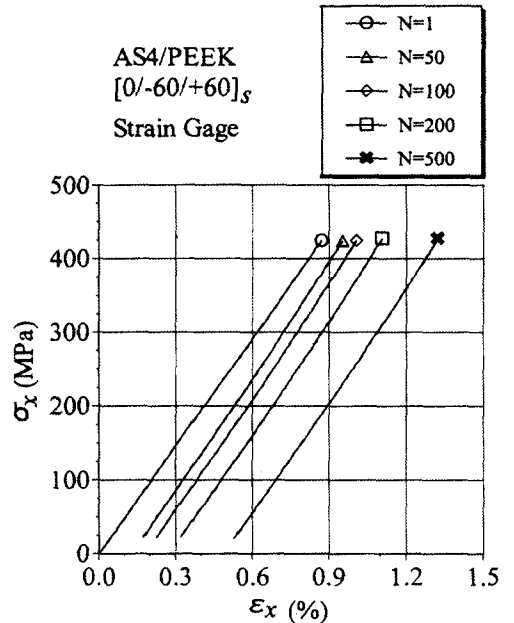


Fig. 6 Stress-strain curve of the [0/-60/+60]<sub>s</sub> AS4/PEEK specimen

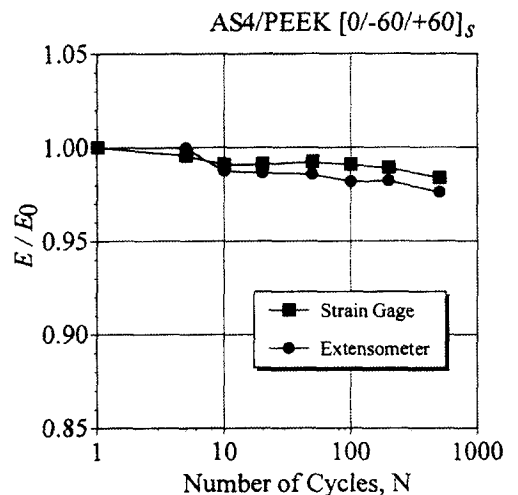


Fig. 7 Stiffness loss of the [0/-60/+60]<sub>s</sub> AS4/PEEK specimen

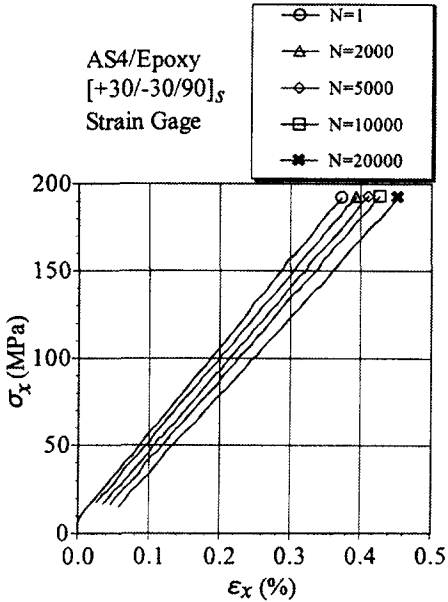


Fig. 8 Stress-strain curve of the [30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/Epoxy specimen

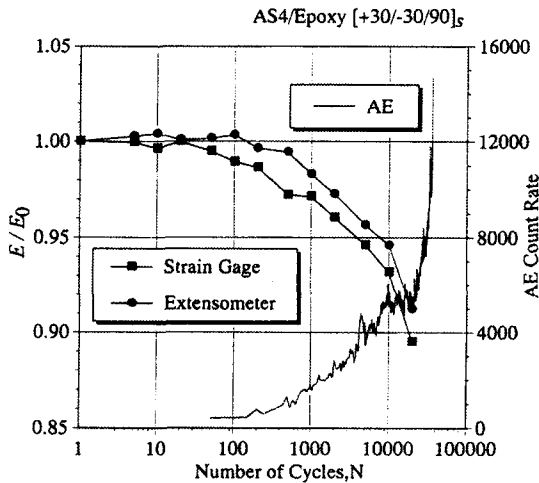


Fig. 9 Stiffness loss and AE count rate of the [30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/Epoxy specimen

Fig. 10은 시험편 표면의  $y$ 축 폭방향 변형률  $\epsilon_y$ 를 판쪽에 따라 플로트한 것이다.  $\epsilon_y$ 분포는 반복 회수  $N$ 과 함께 증가하고 있다는 것을 알수 있다. 이 원인은 시험편 자

유단에 발생한 박리가 진전하고, 박리부 상면측 굽힘 변형이 크게 되기 때문이라고 생각한다.

[+30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/PEEK 적층판의 응력-변형률 선도를 Fig. 11에 나타낸다. Fig. 11로부터 알수 있듯이 반복 회수의 증가에 따라 기울기의 현저한 변화를 볼 수 있었다. 이 적층판의 강성 저하의 상태를 AE 발생률과 함께 Fig. 12에 나타낸다.

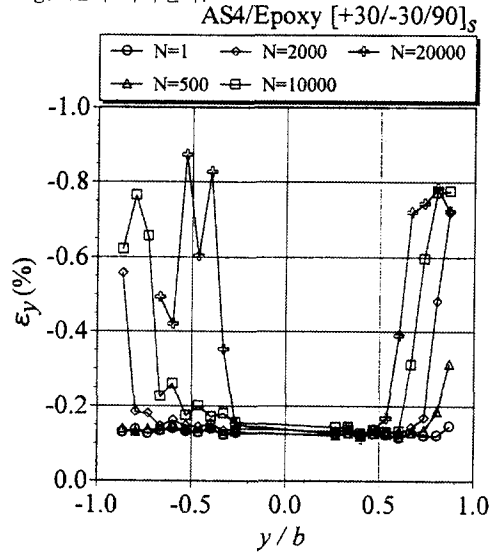


Fig. 10 Distribution of  $\epsilon_y$  along width in [30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/Epoxy specimen

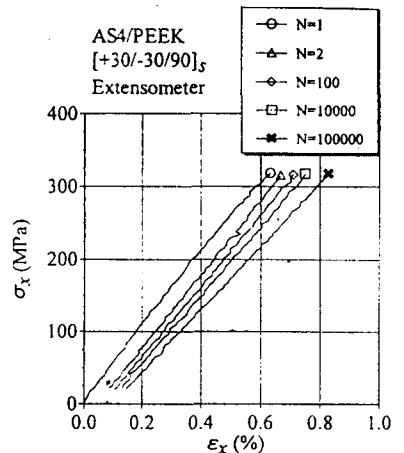


Fig. 11 Stress-Strain curve of the [30/-30/90]<sub>s</sub> AS4/PEEK specimen

Fig. 12로부터 알 수 있듯이 반복 회수가 1000회 정도에서 증가하고, 강성이 저하해 가는 것을 알 수 있다. 이것은 Fig. 5에 나타낸 바와 같이 N=1000회 이하인 레플리카 사진에서 +30° /-30° 층 사이에서 박리를 관찰할 수 있었기 때문에 피로 손상에 의한 +30° /-30° 층 사이에서 발생한 박리의 진전에 있다고 생각된다.

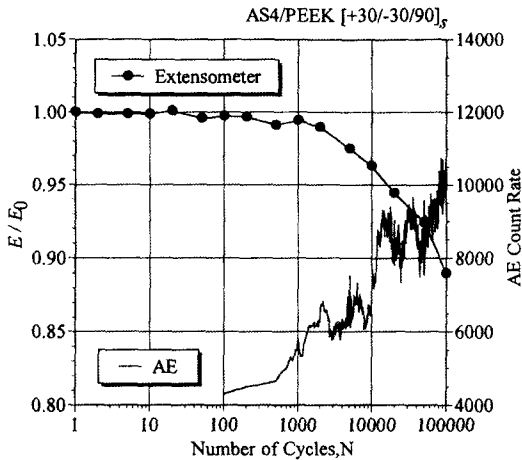


Fig. 12 Stiffness loss and AE count rate of the [30/-30/90]s AS4/PEEK specimen

#### 4. 결론

의사등방성 복합재료 적층판의 하중방향이나, 모재가 서로 다른 경우에 있어서 피로손상과정이 어떻게 달라지는가를 비교·검토한 결과 다음과 같은 결론을 알 수 있었다.

- (1) [0/-60/+60]s 적층판에서는 Epoxy, PEEK 둘 다 현미경 사진이나 레플리카로부터 피로 손상은 관찰되지 않았다. 또한, 자유단 층간 박리도 발생하지 않았다.
- (2) [+30/-30/90]s AS4/Epoxy 적층판에서는 레플리카 사진으로부터 90° 층 안에서 박리의 발생을 관찰할 수 있었다.

- (3) [+30/-30/90]s AS4/PEEK 적층판에서는 레플리카 사진으로부터 +30° /-30° 층간에서 박리를 관찰할 수 있었다.

따라서, 의사등방성 복합재 적층판에 가해지는 하중 방향이 다르면 피로 손상 과정은 크게 달라졌다. 또한, 같은 적층구성 일지라도 AS4/Epoxy와 AS4/PEEK 적층판에 발생하는 층간 박리의 위치는 모재의 차이에 의해 달라졌다. 이것은 양자의 임계에너지해방율  $G_{Icr}$ ,  $G_{IIIcr}$ 의 값이 다르기 때문이라고 생각된다.

#### 참고 문헌

- (1) Pipes, R. B. and Pagano, N. J. : J. Compos. Mater., 4, 1970, pp.538-548.
- (2) O'Brien, T. K. : Damage in Composite Materials, ASTM STP 775, 1982, pp.140-167.
- (3) Uda, N., Kunoo, K., and Kim, I. K., Theoretical and Applied Mechanics, 1995, Vol.44 pp127-135.
- (4) Wang, H., Khanh, T. V., and Le, V. N. : J. Compos. Mater., 1995, Vol.29, pp.833-849
- (5) Corleto, C. R., and Bradley, W. L., : Fracture, ASTM STP 1012, Vol.2, 1989, pp.201-221.
- (6) Prel, Y. J., Davies, P., Benzeggagh, M. L., and de Charentenay, F. -X., Composite Materials : Fatigue and Fracture, Second Volume, ASTM STP 1012, 1989, pp.251-269.
- (7) Mall, S., Yun, K. -T., and Kochhar, N. K., Composite Materials : Fatigue and Fracture, Second Volume, ASTM STP 1012, 1989, pp.296-310.
- (8) 金仁權, 擬似等方性複合材料積層板의疲勞損傷に及ぼす荷重方向變化の影響に関する研究, 九州大學博士學位論文, 1997.