

# 샌드위치 복합재 구조의 손상에 의한 잔류 강도 연구

## A Study on Residual Strength of Damaged Sandwich Composite Structure

공창덕\*  
Kong, Changduk

박현범\*\*  
Park, Hyunbum

김상훈\*\*\*  
Kim, Sanghoon

송민수\*\*\*\*  
Song, Minsu

### ABSTRACT

This study aims to investigate the residual strength of sandwich composites with Al honeycomb core and carbon fiber face sheets after the quasi-static indentation damage by the experimental investigation. The 3-point bending test and the edge-wise compressive strength test were used to find the mechanical properties. The quasi-static point load and damaged hole was applied to introduce the simulated damage on the Each damaged specimens were finally assessed by the 3-point bending test and the compressive strength test. The investigation results revealed the residual strength of the damaged specimens due to the quasi-static indentation.

### 1. 서 론

최근 국내 광역시, 도의 질 낮은 대중교통 서비스 문제로 인해 교통체증 문제가 심각해지고 있어 그 대안으로 BRT(Bus Rapid Transit) 시스템 활용을 위해 건설교통부 교통체계효율화 사업으로 버스와 철도의 장점을 결합한 저상굴절 차량 연구가 진행 중이다. 연구 대상 차량은 최근 항공분야를 중심으로 다양하게 적용되고 있는 복합재료를 적용하여 제작할 계획이며, 특히 경량화를 위해 허니컴 샌드위치(Honeycomb sandwich) 구조가 다양히 채택될 예정이다. 그런데 복합재료는 강도가 우수한 반면 충격 흡수 능력이 취약하고 충격 후 손상에 의해 압축강도 또한 매우 약하다는 결점이 있다. 따라서 최근 복합재료 손상에 관한 연구가 다양히 수행되고 있다[1, 2].

본 연구에서는 허니컴 샌드위치 복합재료의 손상에 따른 잔류강도 특성을 알아보려고 한다. 따라서 허니컴 샌드위치 복합재료 적층판을 오토클레이브 성형법을 이용하여 제작하고, 단계별 손상의 표현을 위해 준정적 압입실험을 수행하여 각 시편에 단계별 손상을 모사하였다. 손상이 없는 경우와 단계별 손상이 있는 시편을 각각 굽힘 및 압축 실험을 수행하여 허니컴 샌드위치 복합재료의 손상 크기에 따른 변형 및 손상 거동과 강도를 확인하였다. 실험결과와 이론적 해석결과의 비교 분석을 위해 유한 요소 해석을 수행하여 구조 거동을 비교하였다.

\* 조선대학교 항공우주공학과

E-mail : cdgong@chosun.ac.kr

TEL : (062)230-7188 FAX : (062)230-7188

\*\* 조선대학교 항공우주공학과

\*\*\* 조선대학교 항공우주공학과

\*\*\*\* (주)한국화이바

## 2. 시편 제작 및 실험 방안

본 연구에서 허니컴 샌드위치 구조의 손상에 관한 특성을 확인하기 위해 연구 대상 시편을 제작하였다. 허니컴 샌드위치 복합재료 적층판 성형시 면재는 카본/에폭시 일 방향 프리프레그(carbon/epoxy unidirectional prepreg, 한국화이버 HT145/RS1222)를 상하면에 각 4장씩  $[0/90]_2$  와 같이 적층하였다. 심재는 알루미늄 허니컴 코어(Al-3/8" -5052-0.0026")를 사용하였다. 제작된 시편으로부터 ASTM을 참고하여 각 실험에 맞는 시편 규격으로 재단하였다. 그림 1은 시편 제작 진행 과정을 나타낸 것이다. 시편 실험은 첫째 손상이 없는 상태의 굽힘 및 압축 실험을 수행한 시편과 준정적 압입 실험으로부터 단계적 손상이 모사된 시편 실험 결과와 비교하였다. 두 번째는 시편에 홀을 가공하여 홀 크기에 따른 손상 거동을 비교하였다.

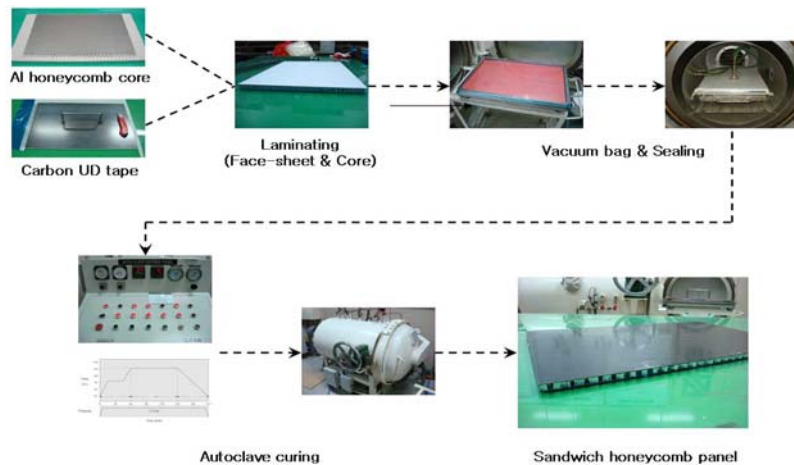


그림1. Co-curing process flow of Al honeycomb sandwich panel

## 3. 손상 전후의 실험 결과 비교

### 3. 1 준정적 압입 손상에 의한 실험

굽힘 및 압축 실험은 본 연구팀이 보유하고 있는 REGER사의 10톤 인장압축 시험기(Universal Test Machine)를 사용하여 실험을 수행하였다. 먼저 손상이 없는 시편에 대한 3점 굽힘 실험을 위해 ASTM C393, D790을 참고 하여 시편 실험을 수행하였다[3,4]. 지지부 사이의 거리(L)는 192mm이며, 폭(b)은 50mm이며, 상부의 고정지지부와 하부에 두 개의 지지부로 구성 되어있고 변위 속도는 0.5mm/min를 유지하였다. 압축실험은 ASTM C364를 참고하여 실험을 수행하였다[5]. 압입속도는 굽힘 실험과 동일하게 0.5mm/min을 유지하면서 실험을 수행하였다.

손상된 구조물 모사를 위해 본 연구에서는 직경 10mm의 인덴터를 사용하여 준정적 압입손상을 모사하였다. 압입속도는 0.5mm/min을 유지하여 코어두께의 70% 까지 압입하면서 압입하중과 압입량에 관한 데이터를 획득하였다.

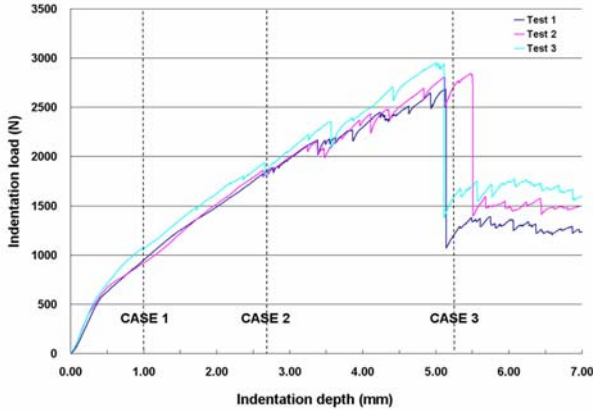
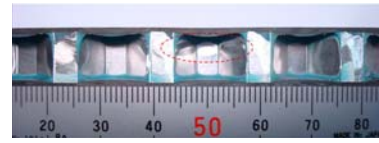
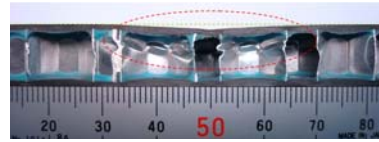


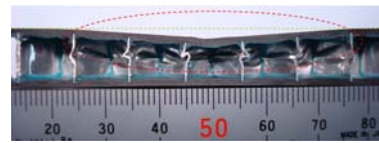
그림2. Load-indentation depth of the quasi-static indentation



(a) CASE 1

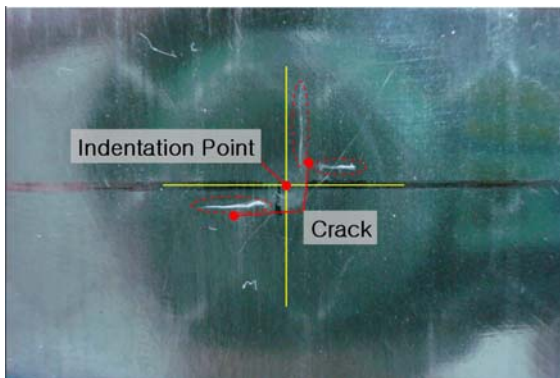


(b) CASE 2

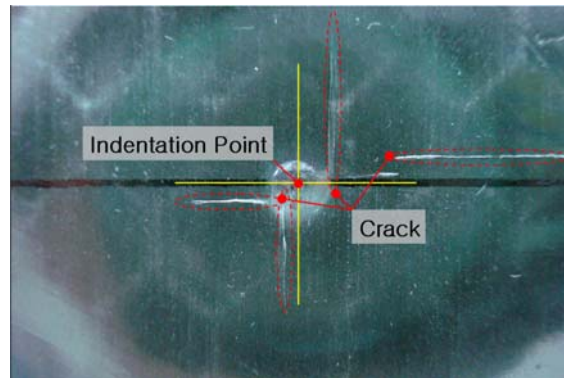


(c) CASE 3

그림3. Cutting section of the indentation specimen



(a) Indentation depth : 2.70mm



(b) Indentation depth : 5.25mm

그림4. Shape of the damaged facesheet after quasi static indentation test

그림 2는 허니컴 샌드위치 복합재료 시편의 압축 하중-압입량 곡선을 나타내고 있다. 실험을 통해 얻은 시편의 하중-압입량 곡선을 통해, 아래의 각 시편에 적용할 압입량을 세 단계로 나누어 손상을 가정하고, 손상 후 잔류 강도를 평가하였다[6]. Case 1은 압입에 의한 심재의 선형탄성 구간이 끝나는 시점으로 첫 번째 항복구간이며, Case 2는 코어의 탄성구간 이후 면재에 크랙(Crack)이 진전되기 시작하는 구간이다. 마지막 Case 3은 심재의 붕괴와 더불어 면재의 크랙이 크게 진전되면서 더 이상 압입 하중을 견디지 못하는 구간으로 압입하중이 급격히 감소하는 구간이다. 따라서 각 Case 1, 2, 3의 압입 깊이는 1mm, 2.7mm, 5.25mm로 정하였다. 그림 3-4는 압입에 의해 손상된 단면 형상과 압입량에 따른 면재의 손상부위 형상이다.

손상을 받은 샌드위치 복합재 시편이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우 두 가지에 대한 3점 굽힘 실험을 수행하였다. 두 가지 경우 유사한 경향을 보였다. 시편의 손상정도에 따른 결과를 보면, Case 1에 해당하는 경우 손상 전과 비교하여 동일한 결과를 보였다. 이는 1mm에 해당하는 압입량은 면재의 손상도 없었고, 코어에서만 국부적으로 좌굴이 생기는 시점으로 샌드위치 복합재료 시편의 강도

에 큰 영향을 끼치지 못하였다. 하지만 일반적으로 손상이 있는 경우는 잔류강도가 감소하여야 하나 압입량이 1mm인 경우는 압입손상에 의한 잔류 굽힘 강도가 소폭 상승하였다. 이는 변형을 일으킨 시편 내부의 압축 잔류응력이 굽힘 강도를 증가시켜 준 것으로 판단된다[7]. 하지만 그 이상의 압입량에서는 강도의 저하가 오히려 급격하게 일어났다. Case 2에서는 2.7mm의 압입량으로 면재의 영구 압입이 나타났고, 절단된 시편의 단면에서도 알 수 있듯이 코어의 붕괴가 일어난 것을 볼 수 있는데 잔류강도를 비교해 보면 손상부위에서 인장, 압축 시 각각 4.7%, 5.1% 강도가 떨어진 것을 알 수 있었다. 압입량이 5.25mm인 Case 3에서는 앞 절에서 압입량 결정시 면재의 파괴가 일어났던 구간으로 앞 절에서 예상했던 것과 같이 현저한 잔류강도의 감소가 나타났다. 인장 시 본래 강도의 22.3%감소했으며, 압축 시 조금 더 증가한 28.3%가량 잔류강도가 감소하는 경향을 보였다. 또한 복합적층 구조재의 경우 인장 하중에 대하여 대체로 우수한 특성을 보이거나 일반적으로 압축 및 전단에 대해서는 특성이 좋지 못한 일반적인 특성을 가진다. 본 실험에서도 손상부위가 인장인 경우 보다 대체로 압축인 경우 잔류강도의 감소가 크게 나타남을 확인하였다. 그림 4에 3점 굽힘 실험에 의한 손상 전후의 하중-변위 곡선을 나타내었다.

길이 방향 압축실험은 ASTM C364를 참조하여 실험을 수행하였다. 시편의 규격은 압입전과의 비교를 위해 동일한 실험조건을 부여 하였다. 실험결과 그림 6과 같이 손상 전보다 최대 압축하중이 크게 감소하였다. 이는 3점 굽힘 실험결과와는 달리 Case 1을 적용한 시편 실험에서부터 손상부위를 중심으로 면재의 파괴가 생기면서 확인한 차이를 보였다. 하지만 면재의 손상이 없었던 Case 1 시편의 경우 손상이 없는 경우의 하중-변위 그래프와 거의 동일한 변화를 보이다 약 24.6kN에서 면재의 파괴가 발생 하면서 급격히 하중이 감소하였다. Case 2, 3의 경우는 압입에 의해 이미 면재의 파괴가 발생한 경우 이기 때문에 급격한 하중감소는 보이지 않았지만 전체적으로 면재의 파괴가 진전되면서 손상이 없는 시편의 경우보다 강도가 확연히 감소하였음을 확인하였다. 압입량이 증가할수록 최대 압축하중이 점차 감소하였고, Case 3에서는 손상이 없는 경우와의 비교에서 62.7%의 하중 감소를 보였다. 전체적으로 손상을 받은 쪽이 압축을 받으며 심재의 심한 변형과 함께 굽힘이 발생하며, 최종적으로 면재 파괴가 진전되는 동일한 결과를 보였다. 그림5는 압축 실험에 의한 손상 전후의 하중-변위 곡선을 보여주고 있다.

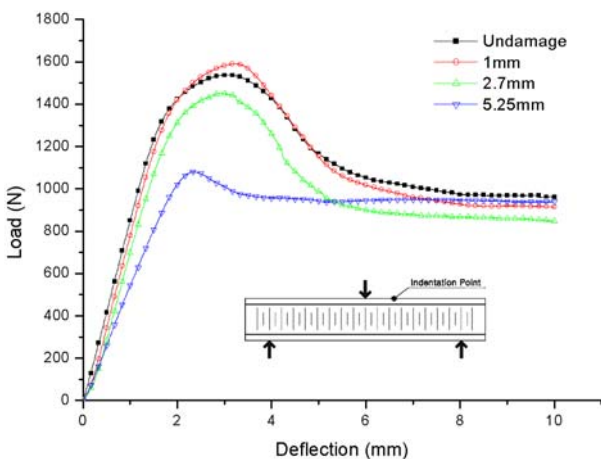


그림5. Load-deflection curves according to 3-point bending test

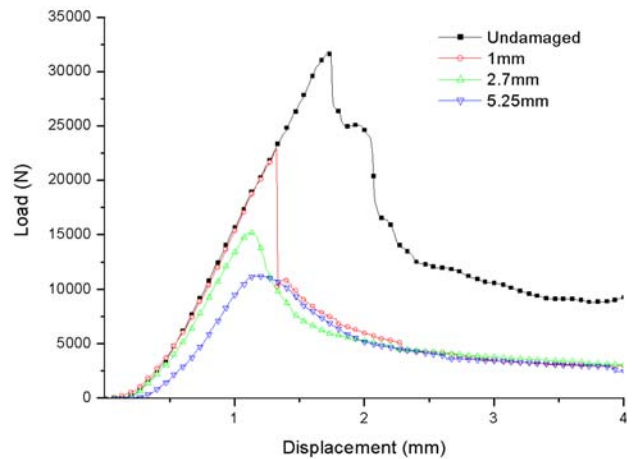


그림6. Load-displacement curves of the edge-wise compressive tests

### 3. 2 시편 구조 해석

실험값과 이론값을 비교 검증하기 위해 3점 굽힘 시험용 샌드위치 복합재 구조 시편을 MSC. NASTRAN 을 이용하여 유한요소 해석을 수행하였다. 시편의 모델링은 면재는 2차원 쉘 요소(QUAD4)를 사용하고, 심재는 3차원 솔리드 요소(HEXA8)를 사용 하였다. 실험조건과 동일하게 하단의 두 지지부 사이의 길이는 192mm이며, 폭은 50mm로 형상 및 하중조건의 대칭성을 이용하여 1/2만 해석을 수행하였다. 그림 7 은 위와 같은 방법으로 모델링한 결과를 나타낸다.

MSC.NASTRAN을 이용한 유한요소 해석결과에서 얻은 하중에 따른 시편의 중앙지점에서의 변위와 실험 에서 얻은 하중-처짐 곡선 데이터와 비교를 하였다. 선형탄성 영역에서는 이론값과 실험값이 일치하였 으나 유한요소 해석결과와는 전체적인 변형양상은 실험결과와 유사하였으나 결과 값에 있어서 이론값 과 차이가 있었다. 선형영역 이후에서 발생하는 오차는 면재와 누름자 사이의 접촉에 의한 국부적 압 입과 면재와 심재의 비선형 변화를 고려하지 않은 것에서 발생하는 오차일 것으로 판단된다. 3점 굽힘 유한요소해석 결과 값과 샌드위치 구조재의 변형 형상은 그림 8과 9에 나타내었다.

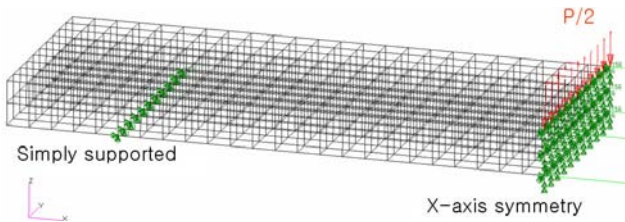


그림7. Modeling result of sandwich panel for 3-point bending FRM analysis

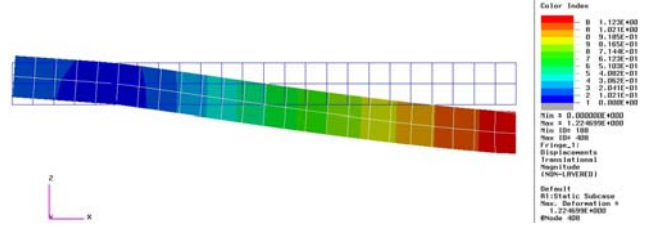


그림8. Deflection shape of sandwich honeycomb panel (Load : 1200N)

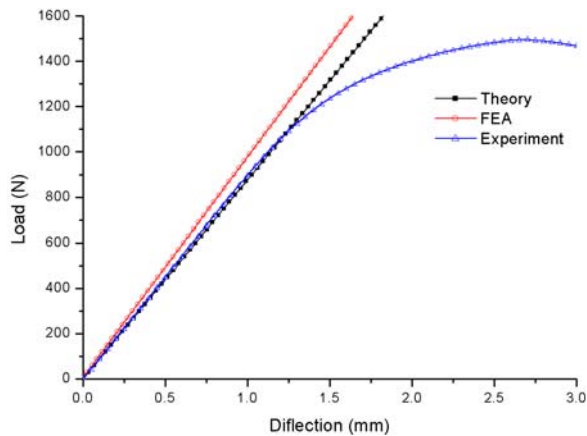


그림9. Comparison of the load-deflection curves

압축 실험 결과와 비교를 위한 시편 모델링은 심재에 8절점 HEXA8 요소를 사용하고, 면재는 4절점 QUAD4 요소를 사용해 모델링을 수행하였다. 시험지그의 하중조건과 가장 흡사한 하중조건 부여를 위해 RBE2 요소를 사용하여 하중을 표현하였다. 그림 10과 같이 압축 시험기 지그가 시편의 양 끝단을 잡아 준다. 따라서 이에 적절한 경계조건을 만들어 주어야 한다. 본 실험에서는 압축 시험 수행 시 지그의 그림이 시편의 두께 방향으로 잡아주기 때문에 그림 10과 같이 하중조건을 주었다. RBE2요소를 통해 하

중을 받는 부분은 하중에 의한 시편의 X축 방향 변위를 고려해 풀어주었다.

해석 결과 좌굴형상은 Fig. 40과 같다. 좌굴하중 해석 결과는 1차 모드에서  $P_{cr}=89.8\text{KN}$  으로 나왔다. 이론값과는 15%정도의 오차를 보이니 실험결과인 32.6KN과는 큰 차이가 나타났다. 이는 실험에서 좌굴 모드 발생 전 압축에 의한 면재의 파괴가 먼저 발생하였기 때문에 발생하는 오차와 시편 절단 시 발생한 양 끝단의 평행도 오차에서 기인한 것으로 판단된다.

평행도 오차가 발생할 경우 압축시험 시 양쪽의 면재중 어느 한쪽이 먼저 하중을 받게 될 것이다. 따라서 이러한 경우를 고려하여, 표 1에  $n=0.5$ 인 경우와 유사하다고 가정하고, 유한요소 해석을 재 수행한 결과와 비교하여 나타내었다. 그 결과 좌굴하중은 33.4KN으로 나왔고 이때의 이론 좌굴하중은 37.6KN이다. 이는 실험결과와 약 2.4%의 오차를 보임을 알 수 있었다. 따라서 하니컴 샌드위치 복합재의 좌굴시험에 있어서 시편의 양 끝단의 치수오차가 상당히 큰 변수로 작용된다고 판단된다.

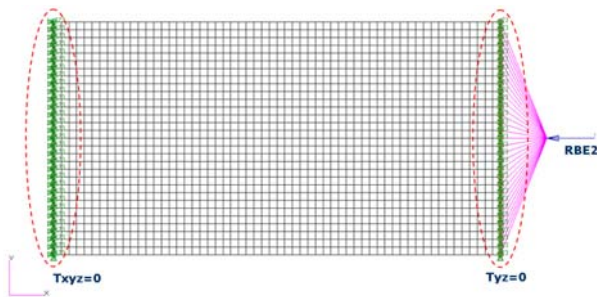


그림10. Modelling result of sandwich panel for edge-wise compressive FEM analysis

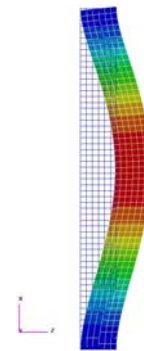


그림11. Buckling shape of honeycomb sandwich panel

표1 Result of the Edge-wise compressive test

	Experiment	n=1		n=0.5 (Modified)	
		Theory	FEM	Theory	FEM
Buckling load (KN)	32.6	70.3	71.8	33.5	33.4

#### 4. 결론

본 연구에서는 하니컴 샌드위치(Honeycomb sandwich) 복합재료의 손상에 따른 잔류강도 특성 연구를 수행하였다. 단계별 손상의 표현을 위해 준정적 압입실험을 수행한 결과를 바탕으로, 각 시편에 단계별 손상을 모사하여 굽힘 및 압축 실험을 수행하여 손상이 없는 경우와 비교하였다. 손상된 복합재료 구조의 내부는 본 연구 결과를 바탕으로 다양한 손상 범위에 대한 연구를 추가적으로 수행하여 비교 분석을 통해 복합재료의 손상 연구에 대한 기초 자료로 활용할 수 있을 것으로 사료된다.

#### 후 기

본 연구는 건설교통기술연구개발과제인 “신에너지 저장 고품질 차량 유지 보수 시스템 개발” 사업과 지방대학혁신역량강화(NURI) 사업의 일환으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

## 참고문헌

1. John Newman, "Shearography NDT of Aerospace Structures", Advanced Testing Conference, 2006.
2. John Newman, "New Compact, Portable Shearography System for Composite Repairs", Airline Transportation Association 49th. NDT Forum, 2006.
3. ASTM C393 : Standard Test Methods for Flexural Properties of Sandwich Construction.
4. ASTM D790 : Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials.
5. ASTM C364 : Standard Test Methods for Edgewise Compressive Strength of Sandwich Construction.
6. Maizlinda. I. Idris, Tania Vodenitcharova and Mark Hoffman "Contact Damage Response of Carbon Fibre Skin/Closed-Cell Aluminum Foam Sandwich Composites", 16th ICCM Conference.
7. 윤홍수, "낙하식 충격에 의한 알루미늄 하니컴 샌드위치 복합재료의 변형 및 강도 특성" 한양대학교, 석사학위 논문, 2006.