

손상변수기반 점진적 파손이론을 이용한 복합재 이중 겹침 볼트 체결부의 강도 해석

김상국* · 권진희**†

Strength Analysis of Composite Double-lap Bolted Joints by Progressive Failure Theory Based on Damage Variables

Sang-Kuk Kim*, Jin-Hwe Kweon**†

ABSTRACT: A three-dimensional finite analysis method was proposed to predict the failure of composite double-lap bolted joints, which is based on the stiffness degradation method using damage variables and Hashin's three-dimensional failure criteria. Ladeveze's theory using damage variables to consider the matrix/shear damage was combined with stiffness degradation in fiber direction. Four different failure modes were considered including matrix compression/shear, matrix tension/shear, fiber compression, and tension failures. The friction between bolt and composite and the clamping force were considered using a commercial finite element software ABAQUS. The damage model was incorporated using the user-defined subroutine of the software. The predicted result was verified with the existing test result for bearing tension double shear and showed the deviation ranging 7~16% from test results.

초 록: 복합재 이중-겹침 볼트 체결부의 파손을 예측하기 위해 손상계수를 고려한 강성저하 방법과 Hashin의 3차원 파손판정식에 근거한 3차원 유한요소해석 방법을 제안하였다. 기지 혹은 면내(In-plane) 전단 손상을 고려하기 위해 손상변수를 이용하는 Ladeveze 이론을 섬유방향 강성저하와 연계하여 사용하였고, 수직 압축/전단, 수직 인장/전단, 섬유 압축, 섬유 인장 등 4가지 파손모드를 고려하였다. 상업용 유한요소 프로그램인 ABAQUS를 이용하여 마찰력과 볼트 체결력을 고려하였고, 강성저하모델 처리를 위해 ABAQUS의 사용자 정의 부프로그램을 이용하였다. 제안된 유한요소해석 방법을 검증하기 위해 복합재 이중겹침 볼트 체결부 시험 결과와 파손강도를 비교한 결과 7~16% 오차를 보임을 확인하였다.

Key Words: 볼트 체결부(bolted joint), 복합재(composite), 손상변수(damage variable), 점진적 파손이론(progressive failure theory)

1. 서 론

복합재 부품의 조립을 위해서는 볼트, 리벳 등의 체결재(Fastener)나 접착제(Adhesive)가 이용된다. 그 중 체결재를 이용하여 구조물을 조립하기 위해서는 복합재에 구멍(Hole)

을 가공해야 하며, 이러한 구멍이 복합재 구조물의 구조적 성능 저하를 일으키게 된다. 일반적으로 체결재를 이용한 기계적 체결부의 파손모드는 Fig. 1에서와 같이 인장파손(Net tension), 전단파손(Shear-out), 베어링(Bearing), 클리비지(Cleavage) 등으로 구분되고, 체결재가 모재에서 뺏혀서

접수: 2012년 12월 05일, 수정: 2013년 3월 25일, 게재승인: 2013년 3월 28일

*한국항공우주산업(주)

**† 경상대학교 항공우주시스템공학과/항공기부품기술연구소, Corresponding author(E-mail: jhkweon@gnu.ac.kr)

분리되는 파손(Fastener pull-through)도 있을 수 있다. 다양한 파손모드 중 구조물의 설계에서 권장하는 파손모드는 베어링 파손이다. 베어링 파손은 다른 파손모드에 비해 상대적으로 점진적으로 발생하기 때문에 구조물의 갑작스런 치명적 파손을 피할 수 있게 된다. 항공기의 설계에서 베어링 파손에 대한 설계허용치는 일반적으로 시험을 통해서 구하게 된다.

복합재 체결부의 시험은 시편의 폭, 두께, 끝단거리, 적층 순서, 환경조건, 체결재 형태, 체결재 토크 값 등을 변수로 하여 수행되며, 하나의 재료에 대한 체결부 시험을 수행하기 위해 1,000여개의 시편을 필요로 하게 된다. 따라서 시편 수를 줄이기 위해서는 해석적인 기법을 이용한 체결부 파손 강도 예측 알고리즘이 필요하다.

복합재 체결부 강도를 예측하기 위해, 파괴역학에 기반을 둔 강도예측 방법(IBOLT; [1]), 특성길이 방법[2,3], 역학이론에 기반을 둔 방법[4] 등이 사용되어 왔다. 그러나 이러한 방법들은 강도를 예측하는 데는 유용하지만, 파손 과정 및 파손모드를 예측하기에는 한계가 있기 때문에, 가해지는 하중이 증가함에 따라 발생하는 국부적인 손상에 의한 강성저하를 고려하는 점진적 파손해석 기법이 연구되고 있다.

Wang과 Hung[5-7]은 이중겹침(Double-lap) 복합재 볼트 체결부의 강도를 예측하기 위해 누적손상모델(점진적 파손이론)을 제안하였으며, 시험을 통해 이를 검증하였다. 이들은 Hashin 파손판정식[8]에 기초하여, 볼트 직경, 시편 두께의 함수인 손상면적, 전단응력/변형률의 비선형성과 볼트 체결력을 고려하여 2차원 해석을 수행하였다. 기지 인장파손 하중과 전단파손 하중을 균열밀도의 함수로 표시하여 기지균열밀도(Matrix crack density)에 따라 허용치가 변하도록 파손판정식을 정의하였다.

Kweon 등[9]은 일방향 테이프와 평직이 혼합된 평판의 핀 조인트에 대해 여러 가지 파손판정식을 적용하여 2차원 점진적 파손해석을 수행하였다. McCarthy 등[10,11]은 평판의 볼트 체결부에 대해 Hashin 파손판정식을 사용한 3차원 점진적 파손해석을 수행하여 구멍의 유격(Clearance)이 강도에 미치는 영향을 연구하였다. Tserpes 등[12]은 평판에 볼트가 체결된 부위에 대해 여러 가지 파손판정식을 적용하여 3차원 점진적 파손해석을 수행하였다.

Camanho 등[13]은 기계적 체결부에 대해 Hashin 파손판정식을 이용하여, 파손 후 강성이 일정하게 감소한다는 가정하에 3차원 유한요소해석을 수행하였다. Hashin 파손판정식의 중간전단허용응력 대신 면내전단허용강도를 사용하였고, 최종파손 판정에 대한 기준은 섬유 파손이 와셔의 끝단에 이르는 것으로 하였다. ABAQUS를 사용하여 각 파손모드별 파손 양상을 제시하였으며 더 정확한 해석을 수행하기 위해 층간분리를 고려해야 한다고 주장하였다.

Sun 등[14,15]은 이중겹침(Double-lap) 복합재 볼트 체결

부의 강도 예측을 위해 볼트 체결력 및 강도, 와셔 크기 등을 고려하여 수지 균열밀도(Matrix crack density)에 따라 강성을 저하하는 방법으로 3차원 해석을 수행하였다.

Ladeveze 등[16]은 복합재 단층(Lamina) 수준에서 재료의 강성저하를 응력 수준과 연계하여 응력이 증가함에 따라 각 복합재 층이 점진적으로 파손되어 가는 양상을 예측하였다. Ladeveze의 방법을 사용하면 기지의 미소균열(Matrix micro-cracking), 섬유/기지 접착분리(Debonding) 등 미세적인 손상의 영향을 고려할 수 있기 때문에 베어링 파손의 예측에 적합하다.

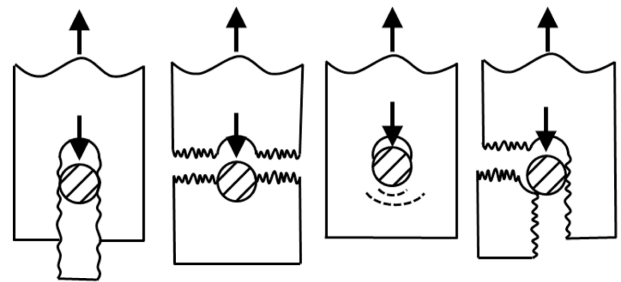
본 연구에서는 Ladeveze의 손상변수 모델을 사용하여, 볼트 체결력과 마찰계수를 고려한 3차원 볼트 체결부 파손 예측 모델을 제안하고자 한다. 재료의 응력수준에 따라 변하는 손상변수는 별도의 시험을 통해 결정하였고, 손상변수에 의한 강성저하는 ABAQUS[17]의 사용자 정의 부프로그램을 이용하여 처리하였다. 두 종류의 적층순서를 갖는 복합재 이중 겹침 체결부에 대한 시험 결과와 비교를 통해 해석방법의 타당성을 검증하였다.

2. 파손 예측을 위한 해석 방법

본 연구에서 제안하는 볼트 체결부 파손예측모델에 사용된 가정은 다음과 같다.

- 1) 복합재 볼트 체결부 파손모드는 전단 파손(Shear-out), 인장 파손(Net-tension), 베어링 파손(Bearing), 클리비지(Cleavage) 뿐이고, 볼트가 뽑히는 현상이나 볼트 자체의 파손은 무시한다.
- 2) 손상은 섬유(기지) 압축(인장) 및 전단 손상이 복합적으로 고려되며, 이들 손상은 하중 단계별로 평가한다.
- 3) 평가된 손상의 정도에 따라 강성이 저하된다.
- 4) 볼트와 복합재의 체결력 및 마찰력을 고려한다.

손상 발생시 강성을 저하시키는 방법은 기지 혹은 면내(In-plane) 전단 손상과 섬유 손상의 경우로 나눌 수 있다. 기지 혹은 면내(In-plane) 전단 손상에서 강성저하 방법은 손상변수를 이용하는 Ladeveze 이론[16]을 사용하였으며, 섬유방향의 강성저하 방법은 손상 발생에 따라 강성을 완



(Shear out) (Net-tension) (Bearing) (Cleavage)

Fig. 1. Various failure modes of composite mechanical joints.

전히 저하시키는 방법과 일정 강성을 유지하는 방법[13]을 사용하였다.

손상변수에 의한 강성저하법에서 복합재의 강성저하 수준은 손상변수(Damage variables)와 조합하중(Associated force)의 함수로 표시되며, 복합재 각 층 내에서는 손상이 일정하다고 가정한다. Ladeveze는 조합하중(Y_2 , Y_6)과 손상변수(d_2 , d_6)를 아래와 같이 정의한다.

$$Y_2 = \frac{\partial E_D}{\partial d_2} = \frac{\sigma_{22}^2}{2E_2(1-d_2)^2} \quad (1)$$

$$Y_6 = \frac{\partial E_D}{\partial d_6} = \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}(1-d_6)^2} \quad (2)$$

$$Y_p = Y_b + b \cdot Y_2 \quad (3)$$

$$d_2 = 1 - \frac{G_{12}^d}{G_{12}} = \frac{\sqrt{Y_p} - \sqrt{Y_0}}{\sqrt{Y_c}} \quad (4)$$

$$d_6 = 1 - \frac{E_{22}^d}{E_{22}} = \frac{\sqrt{Y_p} - \sqrt{Y_0'}}{\sqrt{Y_c'}} \quad (5)$$

여기서 E_D 는 변형률에너지(Strain energy), E_{22} 와 G_{12} 는 손상 전의 면내 횡방향 강성과 전단강성이고, E_{22}^d , G_{12}^d 는 각각 이들의 손상후의 강성을 의미하고, σ_{22} , σ_{12} 는 각각 면내 횡방향 수직응력과 전단응력을 의미한다. Ladeveze는 σ_{22} 가 인장인 경우에만 강성저하를 고려하였지만, 본 연구에서는 볼트에 의한 압축하중을 주요 하중으로 고려하기 때문에 인장 및 압축 모두에 대해 강성저하를 고려하였다. 상수 b 는 재질에 따라 결정되고, Y_0 , Y_c 는 시험을 통해 결정되는 손상진전계수(Damage evolution parameter)이며, Y_p 는 Y_2 와 Y_6 의 함수이다. d_i 는 손상변수이며, 하첨자 i 는 응력의 방향을 뜻한다. 하첨자에 따른 손상변수의 상태는 다음과 같다.

- $d_i = 0$: 손상이 없는 상태(virgin state)
- $d_i = 1$: 파손이 된 상태
- $0 < d_i < 1$: 손상이 된 상태(damaged state)
- $i = 2$: 기지방향 수직응력
- $i = 6$: 전단응력

식 (1)과 (2)는 변형률에너지를 손상변수로 미분한 값을 조합하중으로 나타낸 것이다[16]. Ladeveze는 이러한 조합하중의 선형함수로 Y_p 를 식 (3)과 같이 정의한 후, 식 (4)와 (5)에서 손상변수를 이 선형함수의 함수로 정의하였다. 면내 횡방향 손상변수를 d_2 , 전단방향 손상변수를 d_6 로 하였을 때, 이들 손상변수는 기지방향의 조합하중(Y_2 , Y_6)과 재료에 따라 결정되는 b 의 함수인 Y_p 로 표시될 수 있다. Fig. 2에서와 같이 $\sqrt{Y_p}$ 가 임계수준($\sqrt{Y_0}$, $\sqrt{Y_0'}$) 이상이 되면 손상이 시작되고, 임계수준($\sqrt{Y_c} + \sqrt{Y_0}$, $\sqrt{Y_c} + \sqrt{Y_0'}$) 이상이 되면 완전파손 즉 잔류강성이 전혀 없는 상태에 도달했다고 판정하게 된다.

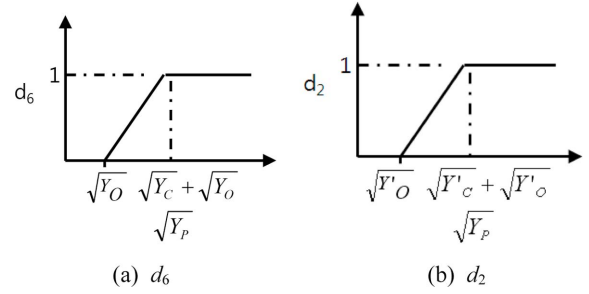


Fig. 2. Typical damage evolution model [18].

3. 손상변수 결정을 위한 시험

3.1 d_6 결정 시험

손상변수 결정을 위한 시험은 인위적인 손상을 시편에 가하는 시험으로서, 하중을 가하고 제거하는 반복적인 과정을 거치게 된다. 이 때 부가하는 하중은 시편의 파손시험을 통해 정해지게 된다.

본 연구에서 하중 부가와 제거의 반복을 위해 피로시험 전용장비인 Instron 8801(유압 그립, 10톤)을 사용하였으며, 시편 설치 시 발생할 수 있는 초기 굽힘을 측정하기 위해 시편의 중앙 앞뒷면에 각각 변형률게이지를 부착하여 $500 \mu\epsilon$ 이내에서 초기 굽힘에 관한 시험을 수행하여 시편의 정렬 상태에 문제가 없는 것을 확인하였다.

시험을 위한 시편 형상은 Fig. 3에 보였고, 시편의 폭과 전체 길이가 각각 25 mm, 200 mm이며, 재료는 T700G/#2510 일방향 탄소/에폭시 복합재[19]이다. 전단파손을 유도하기 위해 적층순서는 $[45/-45]_{48}$ 로 결정하였다. 손상변수 결정을 위한 시험에는 특별한 규격이 없으므로, 일반적인 적층판 인장시험 규격인 ASTM D3518[20]에 따라 상온에서 실시하였다.

손상변수 결정을 위한 시험에는 4개의 시편이 사용되었고, 첫 번째 시편의 파손하중을 구한 후 4개의 하중 재 부가 지점을 선정하여 변위 제어를 통해 하중을 가하고 제거하는 과정을 반복한다. 이와 같은 과정을 통해 하중의 크기가 증가함에 따라 재료의 강성이 저하되는 정도를 측정한다.

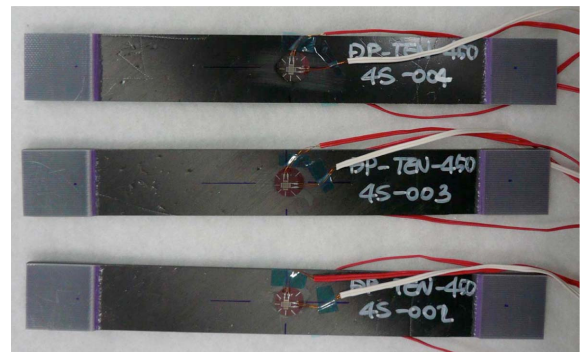


Fig. 3. Test specimens.

하중을 부가하고 제거하는 과정을 여러 번 거쳐야 하므로, 피로시험기로 시험을 수행했으며, 하중을 부가하고 제거하는 과정에서 시편에 영구변형이 생길 수 있으므로, 하중 제거 후 변위를 영(Zero)로 세팅하지 않고, 약간의 인장하중(파손하중의 5% 미만)이 걸리도록 하였다.

$$d_6 = 0.311\sqrt{Y_p} - 0.105 \quad (6)$$

Fig. 4에 보인 바와 같이 응력-변형률의 이력(Hysteresis) 곡선을 통해 하중을 제거한 후 다시 가할 때마다 잔류변형

Table 1. Damage variable d_6

Specimen ID	d_6	$\sqrt{Y_p}$
4S-003	0.075	0.615
	0.184	0.914
	0.248	1.116
4S-004	0.078	0.626
	0.188	0.922
	0.249	1.117
4S-009	0.292	1.222
	0.366	1.512
	0.388	1.652

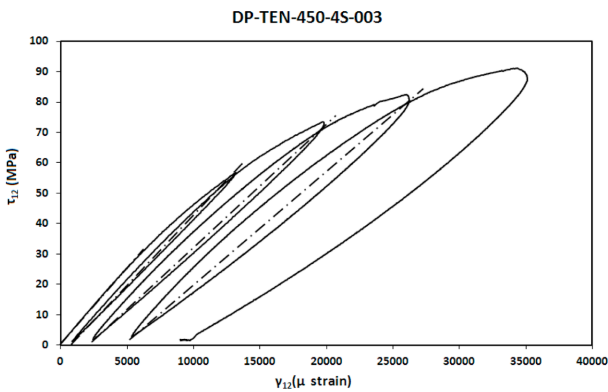


Fig. 4. Stress-strain hysteresis for laminate [45/-45]₄₅.

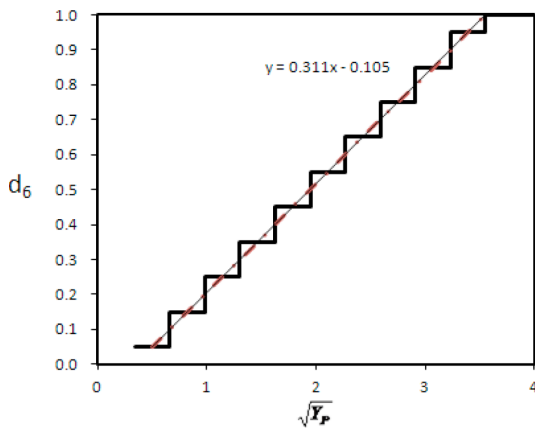


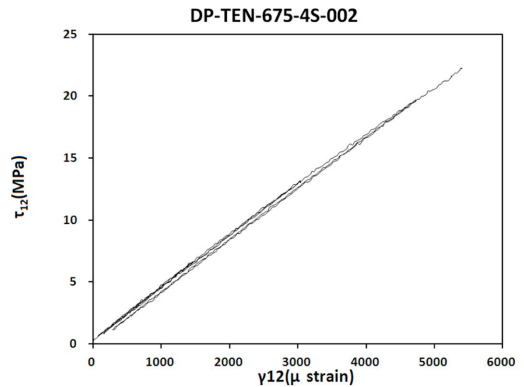
Fig. 5. d_6 and $\sqrt{Y_p}$.

이 존재함을 확인할 수 있었다. 이러한 잔류변형은 손상에 의한 것이며, 이로 인해 전단강성이 점점 감소하는 것을 알 수 있다. 하중 재부가 때마다 전단강성을 구한 후, 손상 전 전단강성과 비교하여 가해진 전단응력 대비 손상계수를 구하였다. 위 시편에서는 $\sigma_{22} = 0$ 이므로, Y_p 는 Y_6 와 같게 되어 식 (3)과 (4)를 이용하면 각 시편 당 3개의 데이터, 총 9개 데이터(Table 1)를 얻을 수 있고, 선형 보간(Interpolation)에 의해 식 (6)을 얻을 수 있다. 이 관계식으로부터 Fig. 5에 보인 바와 같이 구간을 10개로 나누어 각 Y_p 구간에 따른 손상변수를 결정하였다.

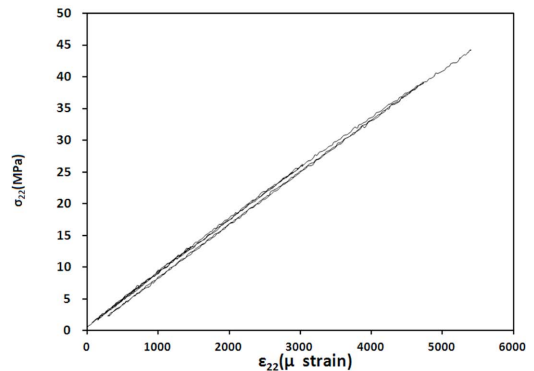
3.2 d_2 결정 시험

d_2 결정을 위한 시험은 시편의 적층순서가 [67.5/-67.5]₄₅인 것을 제외하고는 d_6 결정을 위한 시험과 동일하다. 기지 손상변수(d_2)를 결정하기 위해 [67.5/-67.5]₄₅을 사용한 이유는 면내 횡방향 응력과 전단응력을 효과적으로 발생시킬 수 있기 때문이다[18].

앞에서와 동일하게 첫 번째 시편을 파손하중까지 시험 후 4개의 하중 재 부가 지점을 선정하여 변위 제어를 통해 응력-변형률의 이력곡선을 생성한다(Fig. 6). 전단 응력-변형률과 면내 횡방향 응력(σ_{22})-변형률, 2개의 이력곡선을 생성하게 되고, 그 이력곡선으로부터 d_2 , d_6 를 구하게 된다. 이



(a) Shear stress and strain



(b) Normal stress (matrix) and strain

Fig. 6. Stress-strain hysteresis for laminate [67.5/-67]₄₅.

Table 2. Damage variable d_2 and $\sqrt{Y_p}$

Specimen ID	d_2	d_6	b	$\sqrt{Y_p}$
4S-002	0.0085	0.0024	2.46	0.325
	0.0327	0.0285	1.42	0.503
4S-004	0.0258	0.0250	3.55	0.337
	0.0506	0.0508	1.97	0.517
Avg.	2.13			

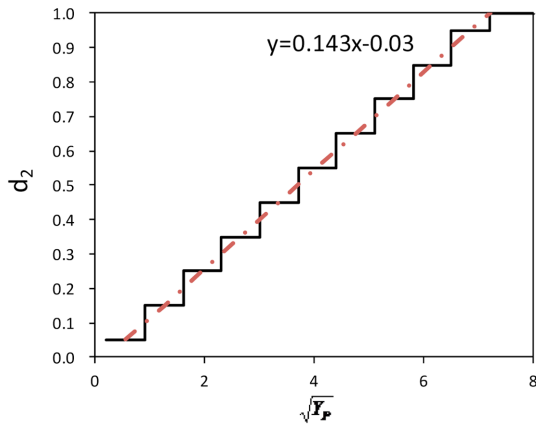


Fig. 7. d_2 and $\sqrt{Y_p}$ [20].

렇게 구해진 d_2, d_6 을 식 (1), (2)에 대입하여 Y_2, Y_6 를 구한다. 다음으로 식 (7)을 이용하여 각각의 b 값을 구한 후 b 의 평균 값을 이용해 식 (3)에 의해 Y_p 를 구하게 된다.

$$b = \frac{(d_6\sqrt{Y_C} + \sqrt{Y_O})^2 - Y_6}{Y_2} \quad (7)$$

이렇게 구해진 d_2 와 $\sqrt{Y_p}$ 를 이용하면 각 시편당 2개, 총 4개 데이터(Table 2)를 얻을 수 있고, 선형 보간에 의해 관계식을 얻을 수 있다. 이 관계식으로부터 구간을 10개로 나누어 각 Y_p 구간에 따른 손상변수를 결정하였다(Fig. 7).

$$d_2 = 0.143\sqrt{Y_p} - 0.03 \Rightarrow Y'_C = 48.9, Y'_O = 0.044, b = 2.13 \quad (8)$$

4. 파손강도 예측

4.1 점진적 파손해석

본 연구에서 사용한 Hashin의 파손판정식[8]에서 파손모드는 다음의 네 가지로 구분된다.

- 기지 압축 혹은 전단 모드

$$\left[\left(\frac{Y_C}{2S_T} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2S_T} \right)^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_T^2} + \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{S_A^2} = 1 \quad (9)$$

- 기지 인장 혹은 전단 모드

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_T} \right)^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_T^2} + \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{S_A^2} = 1 \quad (10)$$

- 섬유 압축 모드

$$\frac{\sigma_{11}}{X_C} = 1 \quad (11)$$

- 섬유 인장 모드

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{S_A^2} = 1 \quad (12)$$

여기서 각 변수들은 다음과 같다.

- X_T : 섬유방향의 인장강도
- X_C : 섬유방향의 압축강도
- Y_T : 섬유직각방향의 인장강도
- Y_C : 섬유직각방향의 압축강도
- S_A : 전단강도
- S_T : 횡전단강도

손상변수를 적용한 복합재의 점진적 파손해석의 특징은 손상 크기에 따른 강성저하를 적용하여 해석을 수행하는 것이다. 하중 부가 초기에는 각 요소의 응력 및 변형률의 관계를 계산하여 Hashin 이론의 4가지 모드(기지 압축 및 전단, 기지 인장 및 전단 모드, 섬유 압축 모드, 섬유 인장 모드)에 대한 손상 여부를 판단하게 된다. 손상이 발생하지 않았으면 강성저하 없이 해석을 수행하고, 손상이 발생하였다면 해당 손상모드에 해당하는 강성을 저하시키게 된다. Fig. 8에는 손상변수를 적용한 경우의 해석 흐름도를 보였다.

4.2 유한요소모델 및 최종파손 판정기준

복합재 기계적 체결부의 3차원 유한요소모델을 구현하기 위해 상용 코드인 ABAQUS[17]를 사용하였다. 2차원 셀 요소를 사용하면 고전 적층판 이론에 근거한 응력상태를

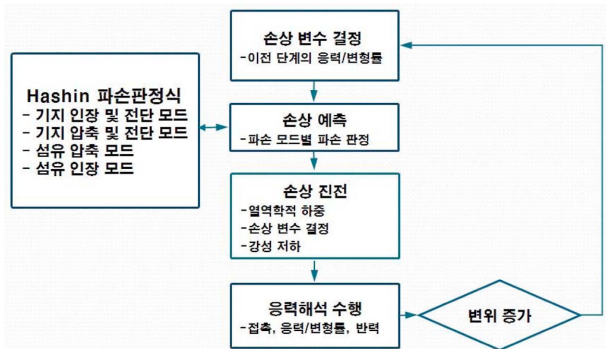


Fig. 8. Flow chart of progressive damage analysis considering damage variables.

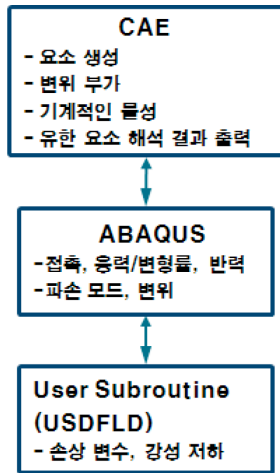


Fig. 9. Interaction between user-subroutine and ABAQUS.

예측할 수 있지만, 두께방향의 응력성분을 고려하지 못하는 단점이 있다. 3차원 고체요소를 사용하는 목적은 두께 방향의 응력성분을 무시할 수 없거나, 층간전단응력을 정확히 예측해야 하는 경우이다. 본 연구에서는 각 단층 당 하나의 8절점 고체요소를 사용하였다. 시험 상황과 동일하게 변위 제어로 총 변위를 20등분하여 순차적으로 변위가 증가하게 하였다.

정확한 해석을 위해 Fig. 9와 같이 볼트, 너트, 적층판, 시험치구 사이의 접촉(Contact)을 모두 고려하였다.

Fig. 9에서 손상변수를 이용한 파손판정방법을 유한요소법과 연계시키는 기본 개념을 보였다. 손상변수에 의한 강성저하법에서는 초기 유한요소해석을 수행한 후 계산된 응력/변형률을 이용하여 d_2, d_6 를 계산하여 Y_2, Y_6, Y_p 를 구한다. 유한요소해석을 통해 구해진 응력을 이용하여 각 요소별, 응력상태를 확인하여 파손판정식을 적용한다. 위 4가지 파손모드에 관해 파손을 판정하여 손상으로 판정되면, Y_p 영역에 따른 손상변수(d_2, d_6)가 결정되고, 이 손상변수가 적용된 강성을 이용하여 다음 단계의 유한요소해석을 수행하여 요소별로 파손을 판정하여 파손이 볼트 머리 영역을 벗어나게 되면, 그때를 파손이라고 판정하였다[13].

4.3 해석방법 검증

손상변수를 사용한 체결부의 파손강도 예측 타당성을 검증하기 위해 참고문헌[19]의 시험 결과와 본 방법을 사용한 해석 결과를 비교하였다. 시험에서 사용한 BTDS(Bearing tension, double shear) 시편(Fig. 13)의 길이는 146 mm, 폭 38 mm, 구멍의 직경은 6.4 mm이다. 볼트는 NAS1134V4A 이고, 볼트 체결을 위해 $4,000 \text{ N} \cdot \text{mm} (= 35 \text{ lbf} \cdot \text{in.})$ [19]이다. 적층순서는 $[45/0/-45/90]_{3S}$, $[45/0/-45/90/0/0/45/0/-45/0]_S$ 의 두 종류이고, 치구의 길이는 146 mm, 두께는 3.0 mm이다.

해석 시간을 줄이기 위해 Fig. 10에서와 같이 시험 형상의 1/4만을 유한요소모델로 구성하여 대칭 경계조건을 부

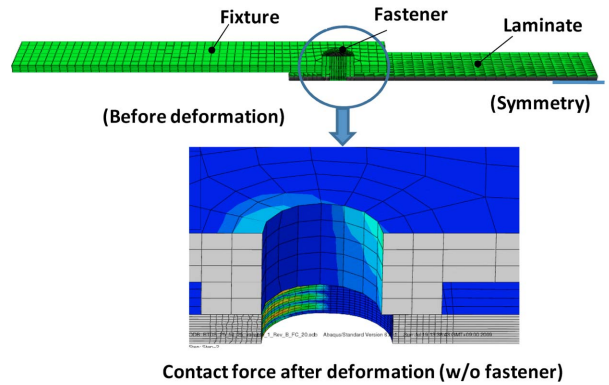
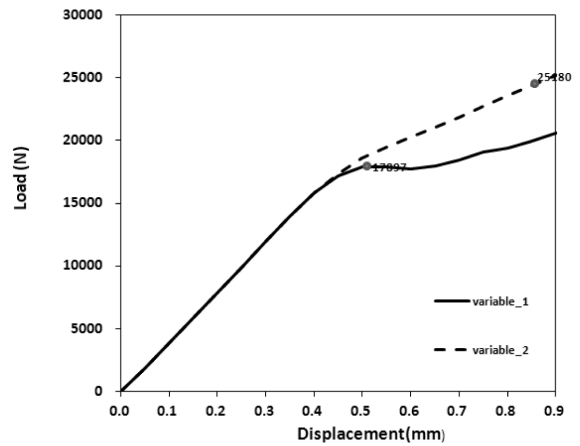
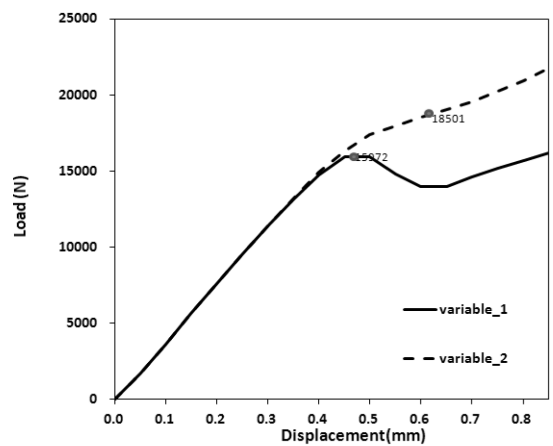


Fig. 10. Finite element model.



(a) Case 1: $[45/0/-45/90]_{3S}$



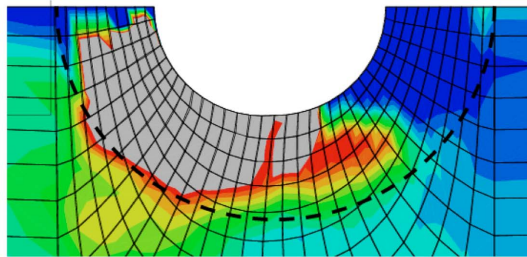
(b) Case 2 : $[45/0/-45/90/0/0/45/0/-45/0]_S$

Fig. 11. Load-displacement curve (simulation).

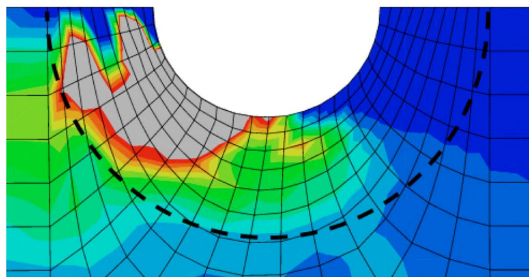
여하였고, 시편과 치구의 마찰계수는 0.25로 설정하였다. 파손 판정은 파손영역이 볼트 머리 영역을 벗어나게 될 때로 정하였으며, 파손 판정시 하중-변위 선도는 Fig. 11에 보였다. -45도 층의 기지 인장/전단 파손모드가 가장 먼저 나타났고 파손에 직접적인 영향을 주는 것으로 예측되었다(Fig. 12). 기지 혹은 면내(In-plane) 전단 손상시 손상변수를

Table 3. BTDS analysis result

Ply pattern	Test failure load [19] (N)	variable 1		variable 2	
		Failure load (N)	Error (%)	Failure load (N)	Error (%)
Case 1	21,661	17,897	-17.4	25,180	16.2
Case 2	19,723	15,972	-19.0	18,501	-6.2



(a) Case 1:[45/0/-45/90]_{3S}



(b) Case 2 :[45/0/-45/90/0/0/45/0/-45/0]_S

Fig. 12. Dominant damage response (simulation, variable 2, 14th ply(-45°)). (■ : damaged area, dotted line : head of fastener).

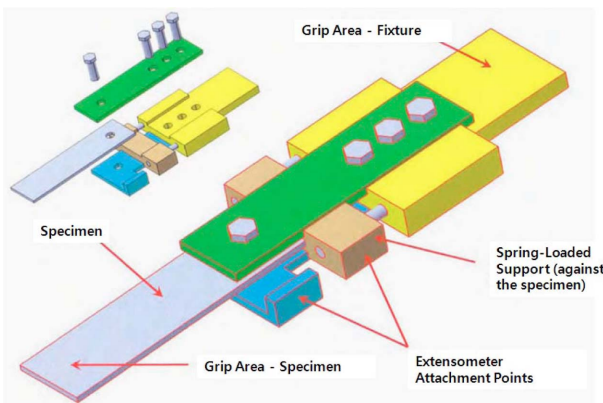


Fig. 13. Double shear bearing test fixture assembly [19].

이용하고, 섬유방향은 손상 발생시 강성을 완전히 저하시키는 방법(variable 1)과 일정 강성을 유지하는 방법(variable 2)을 사용하였다. 그 결과, 섬유방향은 일정 강성으로 유지하는 방법(variable 2)이 시험결과와 더 근사함을 알 수 있었다(Table 3). 여기서 일정강성저하는 섬유방향의 손상 발

생시 7%로 강성을 저하시키게 된다[13].

5. 결 론

본 연구에서는 접착으로 인한 마찰과 볼트 체결력이 고려된 복합재 이중겹침 체결부의 파손하중을 손상변수와 유한요소모델을 이용하여 예측하였다. 강성저하 방법은 기지와 섬유를 분리하여 적용하였으며, 손상을 판단하기 위해 Hashin의 파손판정식을 사용하여 기지 압축 및 전단 모드, 기지 인장 및 전단, 섬유 압축 및 인장의 네 가지 파손모드를 고려하였다. 유한요소해석 프로그램인 ABAQUS의 사용자 정의 부프로그램을 이용하여 층간응력을 고려한 3차원 해석을 수행하였다. 제안한 방법의 타당성 검증을 위해 참고문헌[19]의 이중겹침 체결부에 대한 시험결과와 비교한 결과, 예측된 파손하중과 시험 결과는 6~16%의 차이를 보임을 확인하였다. 시험과 해석의 오차는 파손 판정 전의 전단 응력-변형률의 비선형성을 고려하지 않은 것과 인장에 대한 손상변수를 압축에 그대로 적용했기 때문으로 판단되며, 향후 추가적인 연구가 필요한 상황이다.

후 기

본 연구는 2011년 정부(교육과학기술부) 재원 한국연구재단의 대학중점연구소 지원 사업(2011-0031383)과, 지식경제부, 한국산업기술진흥원, 동남광역경제권 선도산업지원단의 광역경제권 선도산업 육성사업으로 수행된 연구결과입니다.

참고문헌

- Eisenmann, J.R., and Rousseau, C.Q., "IBOLT: A Composite Bolted Joint Static Strength Prediction Tool," *Joining and Repair of Composite Structures, ASTM STP 1455*, ASTM International.
- Ahn, H.S., Kweon, J.H., and Choi, J.H., "A New Method to Determine the Characteristic Lengths for the Failure Analysis of Composite Joint," *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 16, No. 4, 2003, pp. 10-21.
- Chang, F.K., and Scott, R.A., "Strength of Mechanically Fastened Composite Joints," *Journal of Composite Materials*, Vol. 16, 1982, pp. 470-494.
- Manalo, A., and Mutsuyoshi, H., "Behavior of Fiber-reinforced Composite Beams with Mechanical Joints," *Journal of Composite Materials*, Vol. 46, 2011, pp. 483-496.
- Wang, H.S., Hung, C.L., and Chang, F.K., "Bearing Failure of Bolted Composite Joints. Part I : Experimental Characterization," *Journal of Composite Materials*, Vol. 30, No. 12, 1996, pp. 1284-1313.
- Hung, C.L., and Chang, F.K., "Bearing Failure of Bolted Composite Joints. Part II : Model and Verification," *Journal of*

- Composite Materials*, Vol. 30, No. 12, 1996, pp. 1359-1400.
7. Hung, C.L., and Chang, F.K., "Strength Envelope of Bolted Composite Joints under Bypass Loads," *Journal of Composite Materials*, Vol. 30, No. 13, 1996, pp. 1402-1435.
 8. Hashin, Z., "Failure Criteria for Uni-directional Fiber Composites," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47, 1980, pp. 329-334.
 9. Kweon, J.H., Shin, S.Y., and Choi, J.H., "A Two-dimensional Progressive Failure Analysis of Pinned Joints in Uni-directional-Fabric Laminated Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 41, 2007, pp. 2083-2104.
 10. McCarthy, C.T., McCarthy, M.A., and Lawlor, V.P., "Progressive Damage Analysis of Multi-Bolt Composite Joints with Variable Bolt-Hole Clearance," *Composites Part B : Engineering*, Vol. 36, 2005, pp. 290-305.
 11. McCarthy, M.A., and McCarthy, C.T., "Finite Element Analysis of the Effects of Clearance on Single-shear, Composite Bolted Joints," *Plast, Rubber Compos*, Vol. 32, No. 2, 2002, pp. 65-70.
 12. Tserpes, K.I., Labeas, G., Papanikos, P., and Kermanidis, Th., "Strength Prediction of Bolted Joints in Graphite /Epoxy Composite Laminates," *Composites Part B: Engineering*, Vol. 33, 2002, pp. 521-529.
 13. Camanho, P.P., and Matthews, F.L., "A Progressive Damage Model for Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 33, No. 24, 1999, pp. 2248-2280.
 14. Sun, H.T., Qing, X., and Chang, F.K., "The Response of Composite Joints with Bolt- clamping Loads, Part I:Model Development," *Journal of Composite Materials*, Vol. 36, No. 1, 2002, pp. 47-67.
 15. Sun, H.T., Qing, X., and Chang, F.K., "The Response of Composite Joints with Bolt- clamping Loads, Part II : Model Verification," *Journal of Composite Materials*, Vol. 36, No. 1, 2002, pp. 69-91.
 16. Ladeveze, P., and Dantec, E.L., "Damage Modelling of the Elementary Ply for Laminated Composites," *Composites Science and Technology*, Vol. 43, 1992, pp. 257-267.
 17. ABAQUS 6.7 User's Manual, Simulia, Inc., 2007.
 18. Hearakovich, C.T., *Mechanics of Fibrous Composites*, John Wiley & Sons, Inc., 1998.
 19. Tomblin, J., and Seneviratne, W., *Laminate Statistical Allowable Generation for Fiber-reinforced Composite Materials: Lamina Variability Method*, DOT/FAA/AR- 06/53, 2009.
 20. ASTM D3518, Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a $\pm 45^\circ$ Laminate.