Research Paper

Journal of Aerospace System Engineering
Vol.13, No.6, pp.26-35 (2019)

ISSN 1976-6300
EISSN 2508-7150
http://dx.doi.org/10.20910/JASE.2019.13.6.26

점진적 강성 저하 모델을 이용한 복합재 이중 볼트 체결부의 점진적 파손 해석 연구

김평화[1] · 김성민[1] · 도성철[1] · 윤동현[2] · 박정선[3,†]

[1]한국항공대학교 대학원
[2]충남대학교 대학원
[3]한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

Progressive Filure Analysis of Composite Double Bolted Joints using Gradual Degradation Model

Pyunghwa Kim[1], Sungmin Kim[1], Sungchul Doh[1], Donghyun Yoon[2] and Jungsun Park[3,†]

[1]Graduate School of Korea Aerospace University
[2]Graduate School of Chungnam National University
[3]School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

In this paper, progressive failure analysis is performed on composite joints widely used in various industries such as the aerospace industry. The analysis was conducted on single bolted joints to confirm its reliability and in succession on double-bolted composite joints as well to study the characteristics of progressive failure. Hashin failure criteria and EGDM (energy based gradual degradation model) were used for the analysis. Failure variables are defined by four failure modes, respectively. According to the variables, stiffness degradation has been calculated. As a result of comparing the test and analysis results of single-bolted joints, the error was below 5% and it showed that the analytical results are rather credible. Also, the parametric analysis consequences were obtained conducting the process-progressive failure analysis on the double-bolted composite joints considering edge-distance ratio (e/d ratio) and bolt spacing.

초 록

본 논문에서는 항공우주분야 등 여러 분야에서 사용되는 복합재 볼트 체결부에 대해 점진적 파손 해석을 수행하였다. 단일 볼트 체결 시편에 대한 해석을 통해 해석 방법에 대해 검증하고 이를 이용해 이중 볼트 체결 시편의 점진적 파손에 관해 연구하였다. 점진적 파손 해석을 위해 Hashin 파손 판정식과 에너지 기반 점진적 파손모델을 사용하였다. 복합재료의 4가지 파손모드에 대해 손상변수를 정의했다. 이에 따른 물성저하를 계산하였다. 단일 볼트로 체결된 시편에 대해 시험 및 점진적 파손해석을 수행하여 시험 및 해석결과를 비교한 결과 약 5% 이하의 오차로 해석의 신뢰성을 확인하였다. 이중 볼트 체결 시편에 대해 점진적 파손해석을 이용해 볼트 원공으로부터 모서리까지의 거리와 볼트 사이의 간격을 고려하여 이중 볼트 체결부에 대한 매개변수 분석을 수행하였다.

Key Words : Finite Element Method(유한요소법), Progressive Failure Analysis(점진적 파손 해석), Hashin Failure Criteria(Hashin 파손 판정식), Gradual Degradation Model(점진적 강성 저하 모델), Composite Bolted Joint(복합재 볼트 체결부)

Received: Dec. 13, 2018 Revised: Jul.. 03, 2019 Accepted: Sep. 20, 2019
† Corresponding Author
Tel: +82-02-300-0114, E-mail: jungsun@kau.ac.kr
Ⓒ The Society for Aerospace System Engineering

1. 서 론

섬유 강화 복합재는 무게 대비 비강도, 비강성 등의

구조 성능이 우수하여 항공 우주 구조물에 많이 사용되어 왔다[1]. 최근에는 복합재의 가공 기술이 발달함에 따라 그 적용 분야가 항공 우주 분야를 포함하는 다양한 분야로 넓혀지고 있다. 항공기나 발사체 등에 사용되는 복합재 구조물에는 여러 체결부가 존재 하게 된다. 일반적으로 복합재 구조물 체결방법에는 접착 체결방법과 기계적 체결방법이 있다. 접착 체결방법은 기계적 체결방법에 비해 하중을 넓은 면적으로 전달하고 볼트나 리벳 등의 금속 부품을 사용하지 않아 경량화에 장점이 있지만, 체결 후 분해가 어려우며 온도 및 습도와 같은 구조물의 작동환경에 의해 접착 강도가 약해질 수 있는 단점이 있다. 기계적 체결방법은 복합재 구조물에 원공을 가공하고 그 공간에 볼트나 리벳 등의 금속 부품을 체결하여 구조물을 고정시키는 방법이다. 복합재에 적용하는 경우 복합재 구조물의 유지 및 보수가 용이하고, 체결력이 강한 장점과 원공에 의한 섬유의 연속성 파괴 및 응력 집중 현상 등의 단점이 있다.

기계적 체결부의 파손은 베어링 파손(local bearing failure), 인장 파손(net tension failure), 쐐기형 분할 파손(wedge type splitting failure), 전단 파손(shear our failure), 인장/전단파손(tension with shear out failure)으로 분류할 수 있다. 여러 파손모드 중 베어링 파손모드는 체결부에 손상이 발생하더라도 하중 전달 능력을 완전히 상실하지 않고 국부적인 파손이 발생하게 된다. 따라서 복합재 볼트 체결부 설계 시 베어링 파손모드로 파손이 발생하도록 설계하는 것을 권장하고 있다[2].

복합재 볼트 체결부의 파손 하중이나 파손 모드를 예측하는 방법으로는 복합재료의 파손 판정식을 이용하는 방법이 있다. 응력해석을 통해 복합재 볼트 체결부의 응력을 계산하고 이를 Tsai-wu, Hashin, Sun, Puck 등의 파손 판정식을 적용하여 재료의 파손여부를 확인할 수 있다[3-5]. 최근에는 유한요소법을 이용하여 재료의 손상 정도에 따라 복합재의 강성을 점진적으로 저하시켜 최종 파단까지 모사할 수 있는 점진적 파손해석(PFA; progressive failure analysis)에 대한 연구가 많이 진행되었으며, 이를 이용하여 복합재 볼트 체결부에 대한 해석 연구를 수행한 사례들도 많이 보고되고 있다. K. I. Tserpes는 Hashin이 제안한 섬유 인장, 섬유 압축, 기지 인장, 기지 압축의 4가지 파손 모드에 섬유와 기지 사이의 전단에 의한 파손 모드와 인장 및 압축력에 의한 층간분리(delamination) 파손 모드까지 고려할 수 있는 점진적 강성 저하 모델을 통해 복합재 볼트 체결부의 점진적 파손 해석을 수행하였다[6]. Buket Okutan는 Hashin 파손 판정식이 적용된 PDNLPIN code를 이용하여 복합재 볼트 체결부의 점진적 파손해석을 수행하였고, e/D(edge-distance ratio)와 w/D(width-distance ratio) 값에 변화를 주어 복합재 볼트 체결부에서 발생할 수 있는 베어링 파손 모드(bearing failure mode), 인장 파손 모드(net tension failure mode), 전단 파손 모드(shear out failure mode)와 각각의 경우에 대한 파손 하중 특성을 연구하였다[7]. Jacob M. Hundley와 Thomas Hahn은 섬유 인장, 섬유 압축, 기지 인장, 기지 압축의 4가지 파손 모드가 고려된 Hashin 파손 판정식을 적용하여 점진적 강성 저하 모델을 정의하여 복합재 볼트 체결부의 점진적 파손해석을 수행하였다. 그리고 e/D값에 변화를 주어 복합재 볼트 체결부의 파손 하중 특성을 연구하였다[8]. 그리고 Alvaro Olmedo는 복합재의 비선형 전단 응력-변형률 관계를 고려할 수 있는 개선된 Chang Lessard 기준을 적용한 강성 저하 모델을 제안하여 복합재 볼트 체결부의 점진적 파손해석을 수행하였고, 결과를 Hashin 파손 판정식을 통해 얻은 파손 해석 결과와 비교하였다[9]. 또한, Whitney와 Nuismer는 유한요소법을 이용한 점진적 파손해석에 사용되는 특성 곡선 방법(characteristic curve method)[10], 특성 점 방법(characteristic point method)[11-13], 개선된 등가 방법(corresponding modified method)[14-16]과 같은 특성 길이 방법(characteristic length method)의 핵심 개념인 특성 길이(characteristic length)를 실험을 통해 처음으로 제안하였고 이를 복합재 볼트 체결부 파손해석에 적용하였다[11].

본 논문에서는 유한요소법을 이용하여 복합재 볼트 체결부의 점진적 파손해석을 수행하고 복합재 볼트 체결 시편 시험 결과와 해석 결과를 비교하였다. 점진적 파손해석을 위해 Hashin의 파손 판정식과 파손 에너지를 바탕으로 한 점진적 강성 저하 모델을 정의하고 사용자 서브루틴을 작성하였다. 이를 이용하여 볼트

체결된 복합재 시편에 대해 점진적 파손해석을 수행하고 시험결과와 비교하였다. 최종적으로 복합재 이중 볼트 체결부의 설계변수에 대한 매개변수 분석을 수행하고 경향성을 분석하였다.

2. 복합재의 점진적 파손해석

2.1 점진적 파손해석 모델

복합재 볼트 체결부의 파손은 점진적으로 발생한다. 베어링 파손모드가 발생하도록 설계된 복합재 볼트 체결부의 경우 국부적인 재료의 손상이 발생하더라도 최종 파단이 될 때까지 하중 전달 능력을 잃지 않는다. 본 논문에서는 복합재 볼트 체결부의 점진적 파손을 모사하고 파손 하중을 예측하기 위해 점진적 파손 모델을 정의하였다. 유한요소해석은 상용 프로그램 ABAQUS/Standard를 이용하였으며 이용자 서브루틴(UMAT; user subroutine)을 이용하여 점진적 파손 모델을 적용하였다.

복합재료의 점진적 파손은 섬유나 기지에 손상이 발생함에 따라 강성이 점진적으로 저하되게 되고 최종적으로 완전히 파단이 발생한다[17]. 강성저하 모델은 국부적인 응력-변형률 관계로부터 물성저하를 설명하는 EGDM(energy based gradual degradation model)을 사용하였다[18]. 복합재료와 같이 취성인 재료는 응력-변형률 관계에서 소성 영역이 없이 응력이 극한강도에 도달하여 파손이 발생하는 것이 특징이다. GDM에서는 Fig. 1과 같이 탄성 영역을 지나 응력 및 변형률이 σ_i와 ε_i에 도달하여 재료의 손상이 시작되고 이후 파단이 발생할 때까지 선형적으로 응력이 감소한다. 복합재료의 초기손상 이후 과정을 이와 같이 가정함으로서 손상 변수(damage variable)를 정의하여 복합재료의 점진적 파손해석을 수행할 수 있다.

복합재료의 물성은 3차원에서 6×6행렬로 표현된다. 손상이 발생하여 저하된 강성을 수학적으로 표현하기 위해 손상변수를 도입하고 이를 포함하는 강성 행렬을 정의해야 한다. 손상된 강성을 정의하기 위해 손상된 컴플라이언스 행렬(damaged compliance matrix), $[S_{ij}]$을 먼저 계산한다.

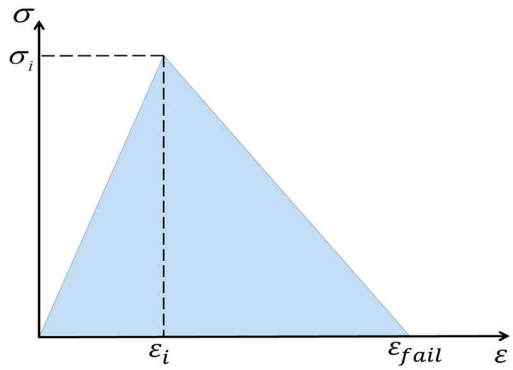

Fig. 1 Stress-strain Relationship

$$S_{11} = \frac{1}{E_1(1-d_f)} \tag{1}$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_2(1-d_m)} \tag{2}$$

$$S_{33} = \frac{1}{E_3(1-d_m)} \tag{3}$$

$$S_{44} = \frac{1}{G_{12}(1-d_s)} \tag{4}$$

$$S_{55} = \frac{1}{G_{13}(1-d_s)} \tag{5}$$

$$S_{66} = \frac{1}{G_{23}(1-d_s)} \tag{6}$$

$$S_{12} = -\frac{v_{21}}{E_2} \tag{7}$$

$$S_{13} = -\frac{v_{31}}{E_3} \tag{8}$$

$$S_{21} = -\frac{v_{12}}{E_1} \tag{9}$$

$$S_{23} = -\frac{v_{32}}{E_3} \tag{10}$$

$$S_{31} = -\frac{v_{13}}{E_1} \tag{11}$$

$$S_{32} = -\frac{v_{23}}{E_2} \tag{12}$$

$$[C_{ij}] = [S_{ij}]^{-1} \tag{13}$$

복합재료의 강성저하를 표현하기 위해 손상변수를 섬유, 기지 및 전단에 대해 다음과 같이 정의하였다.

$$d_f = \begin{cases} d_{ft} \\ d_{fc} \end{cases} \tag{14}$$

$$d_m = \begin{cases} d_{mt} \\ d_{mc} \end{cases} \quad (15)$$

$$d_s = 1-(1-d_{ft})(1-d_{fc})(1-d_{mt})(1-d_{mc}) \quad (16)$$

여기서 d_{ft}와 d_{fc}는 각각 섬유의 인장 및 압축에 대한 손상 변수(damage variable)이며, d_{mt}와 d_{mc}는 기지의 인장 및 압축에 대한 손상 변수이다. 또한, d_s는 전단손상에 대한 손상 변수로 정의한다. 이 손상 변수들을 이용해 Matzenmiller 등이 제안한 유효응력을 통한 파손판정을 수행한다[19]. 유효응력 $\hat{\sigma}$을 계산하기 위해 손상 연산자(damage operator) M을 도입한다.

$$\hat{\sigma_i} = M_i \sigma_i \quad (17)$$

$$M_{11} = \frac{1}{1-d_f} \quad (18)$$

$$M_{22} = \frac{1}{1-d_f} \quad (19)$$

$$M_{33} = \frac{1}{1-d_m} \quad (20)$$

$$M_{44} = \frac{1}{1-d_s} \quad (21)$$

$$M_{55} = \frac{1}{1-d_s} \quad (22)$$

$$M_{66} = \frac{1}{1-d_s} \quad (23)$$

손상 연산자를 통해 얻은 유효응력을 이용해 복합재료의 파손판정식을 통해 파손 여부를 판정한다. 본 논문에서는 Hashin의 파손 판정식을 이용해 복합재료의 초기 파손을 정의하였다. Hashin의 파손 판정식은 섬유 인장 파손 모드, 섬유 압축 파손 모드, 기지 인장 파손 모드, 기지 압축 파손 모드의 총 4가지 파손모드에 대한 파손기준을 제시하고 있다[20].

$$f_{ft} = (\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X_T})^2 + \frac{\hat{\tau}_{12}^2 + \hat{\tau}_{13}^2}{S_A^2} \quad (24)$$

$$f_{fc} = -\frac{\sigma_{11}}{X_C} \quad (25)$$

$$f_{mt} = (\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{Y_T})^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_T^2} + \frac{\tau_{12}^2+\tau_{13}^2}{S_A^2} \quad (26)$$

$$f_{mt} = [(\frac{Y_C}{2S_T})^2 - 1]\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{Y_C} + (\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{2S_T})^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_T^2} + \frac{\tau_{12}^2+\tau_{13}^2}{S_A^2} \quad (27)$$

여기서 f_{ft}는 섬유 인장에 대한 파손 판정 값이며, f_{fc}는 섬유 압축에 대한 파손 판정 값, f_{mt}는 기지 인장 파손판정 값, f_{mc}는 기지 압축에 대한 파손 판정 값으로 정의한다. 각각의 파손 판정 값이 1에 도달하면 해당 요소에 손상이 시작된다. Hashin의 파손 판정식에 의해서 해당 요소의 파손이 시작되면 손상 계수가 0보다 커지게 되며 1에 도달하면 최종 파단 상태가 된다. 각각의 파손모드에 대해 등가 응력 및 등가 변형률을 다음과 같이 정의하여 손상변수를 계산한다.

$$\delta_{eq}^{ft} = L_c \sqrt{< \varepsilon_{11} >^2 + \gamma_{12}^2 + \gamma_{13}^2} \quad (28)$$

$$\sigma_{eq}^{ft} = \frac{< \sigma_{11} >< \varepsilon_{11} > + \tau_{12}\gamma_{12} + \tau_{13}\gamma_{13}}{\varepsilon_{eq}^{ft}} \quad (29)$$

$$\delta_{eq}^{fc} = L_c < -\varepsilon_{11} > \quad (30)$$

$$\sigma_{eq}^{fc} = \frac{< -\sigma_{11} >< -\varepsilon_{11} >}{\varepsilon_{eq}^{fc}} \quad (31)$$

$$\delta_{eq}^{mt} = L_c \sqrt{< \varepsilon_{22} >^2 + < \varepsilon_{33} >^2 + \gamma_{12}^2 + \gamma_{23}^2 + \gamma_{13}^2} \quad (32)$$

$$\sigma_{eq}^{mt} = [< \sigma_{22} >< \varepsilon_{22} > + < \sigma_{33} >< \varepsilon_{33} > + \tau_{12}\gamma_{12} + \tau_{23}\gamma_{23} + \tau_{13}\gamma_{13}] / \varepsilon_{eq}^{mt} \quad (33)$$

$$\delta_{eq}^{mc} = L_c \sqrt{< -\varepsilon_{22} >^2 + < -\varepsilon_{33} >^2 + \gamma_{12}^2 + \gamma_{23}^2 + \gamma_{13}^2} \quad (34)$$

$$\sigma_{eq}^{mc} = [< -\sigma_{22} >< -\varepsilon_{22} > + < -\sigma_{33} >< -\varepsilon_{33} > + \tau_{12}\gamma_{12} + \tau_{23}\gamma_{23} + \tau_{13}\gamma_{13}] / \delta_{eq}^{mc} \quad (35)$$

$$d_i = \frac{\delta_{I,eq}^f (\delta_{I,eq} - \delta_{I,eq}^0)}{\delta_{I,eq} (\delta_{I,eq}^f - \delta_{I,eq}^0)} \quad (36)$$

Figure 2는 등가 응력-변형률 그래프이다. 손상변수는 재료의 손상이 시작되어 점진적 파손이 발생하는 부분의 기울기와 관련이 있으며, 이를 식으로 표현하면 다음과 같다. δ_{eq}^{fail}은 등가 응력-변형률 그래프로부터 계산할 수 있으며, 그래프의 면적은 파괴인성(fracture toughness, G_c)으로 정의한다. 복합재료의 두께 효과는 Hashin 파손 판정식에서 3방향의 응력텀

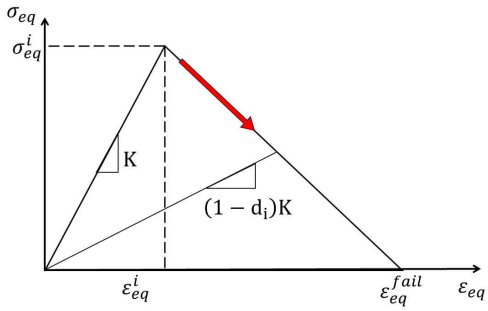

Fig. 2 Equivalent Stress-strain Relationship

에 의해 해당 요소에서 고려할 수 있으며, 섬유와 기지에 대한 파괴인성이 각각 물성으로 사용되기 때문에 두께가 두꺼워 짐에 따라 최종 파단을 야기하는 하중이 높아질 것으로 예상할 수 있다.

2.2 요소 크기에 따른 점진적 파손해석

앞서 소개한 점진적 파손해석 모델을 이용하여 홀이 있는 복합재 시편에 대한 요소의 크기를 달리하여 점진적 파손해석을 수행하였다. 시편 시험은 홀이 있는 복합재 시편에 대한 인장시험이며 유한요소해석은 요소의 크기를 달리 하여 요소 크기에 따른 해석결과를 비교하였다. Figure 3과 같이 요소의 크기를 달리하여

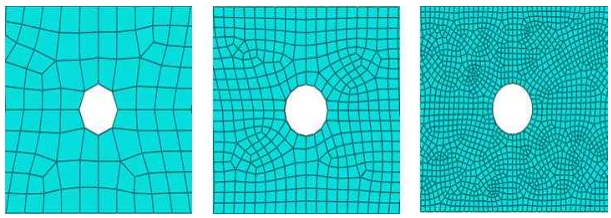

Fig. 3 Finite Element Models of Open Hole Composite Specimen

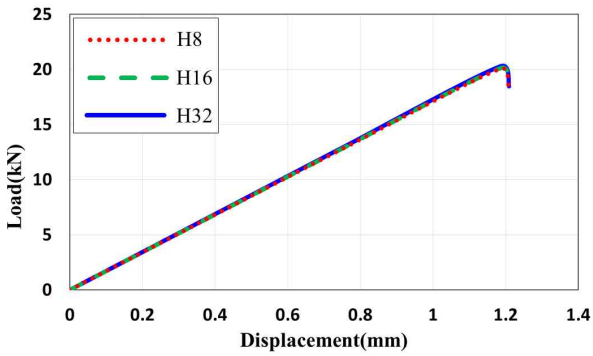

Fig. 4 Load-displacement Curve of Open Hole Composite Specimen

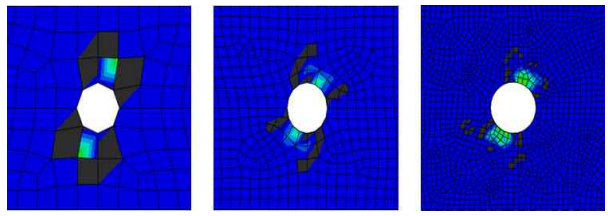

Fig. 5 Failure Criteria contour of Open Hole Composite Specimen

유한요소모델을 작성하였다. 시편은 T700을 이용하여 제작되었으며 적층은 $[(0/45/90/45)_2]_s$로 되어있다. 유한요소해석을 통해 얻어진 평균 파단 하중은 20kN이고, 요소 크기에 따른 해석 결과 및 파손모드는 Fig. 4 및 Fig. 5와 같다. 파손 하중 및 파손모드가 요소크기에 상관없이 유사하게 예측되는 것을 확인할 수 있다.

Figure 5에서 보면 해석 최종상태의 파손판정 값과 손상변수가 홀 주변으로 유사하게 나타남을 볼 수 있다. 이는 앞서 소개한 등가 응력 및 등가 변형률에 포함된 요소의 특성 길이 덕분에 요소의 크기가 해석결과에 거의 영향을 미치지 않는 것을 보여준다.

3. 복합재 볼트 체결부의 점진적 파손해석

3.1 복합재 볼트 체결 시편 시험

복합재 볼트 체결 시편 시험을 통해 체결부의 파단하중 및 파손모드를 확인하였다. Figure 6은 시편 및 지그의 사진이다. 복합재는 T700으로 되어있으며 볼트는 AISI 4340 Alloy steel로 제작되었다. 시험은 ASTM D5961_Procedure C를 따라 수행하였고 시험속도는 분당 1mm이다. 시편은 총 3개를 제작하였으며 시험의 평균값은 46.65kN이다. 일반적으로 볼트 원공으로부터 모서리의 길이(e/D; edge distance ratio)가 약 2.5이상의 값을 가질 때 베어링 모드로 파손이 발생한다고 알려져 있다[8]. 이에 따라 본 연구의 시편은 e/D를 2.78로 하여 시험을 수행하였고, Fig. 7에서 보는바와 같이 베어링 모드로 파손이 발생하는 것을 확인하였다.

3.2 복합재 볼트 체결부의 점진적 파손해석

본 연구에서는 유한요소법을 이용한 점진적 파손 해석

Fig. 6 Bolted Composite Joints Tensile Test

Fig. 7 Bolted Composite Joints Tensile Test Result

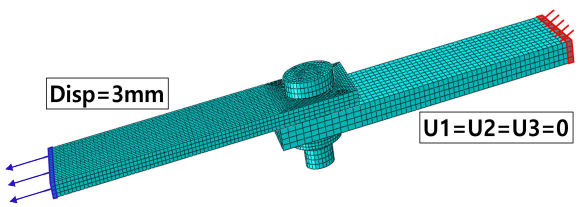

Fig. 8 Finite Element Model of Bolted Composite Joint

기법을 통해 복합재 볼트 체결부에 대한 해석을 수행하고 파단 하중 및 파손모드를 확인하였다. Figure 8은 해석에 사용된 유한요소모델이다. 지그에 해당하는 스틸 판의 끝단에 3자유도 구속의 경계조건을 부여하였으며 복합재료 끝단은 3 mm의 변위 하중 조건을 적용하였다. 복합재료에는 11320개의 노드 및 8544개의 요소로 모델링하였으며, 스틸 판은 4790개의 노드와 3484개의 요소를 사용해 모델링 하였다. 해석은 상용프로그램 ABAQUS를 이용하여 수행하였으며, 앞서 제작된 서브루틴(UMAT)을 적용하였다. Figure 9는

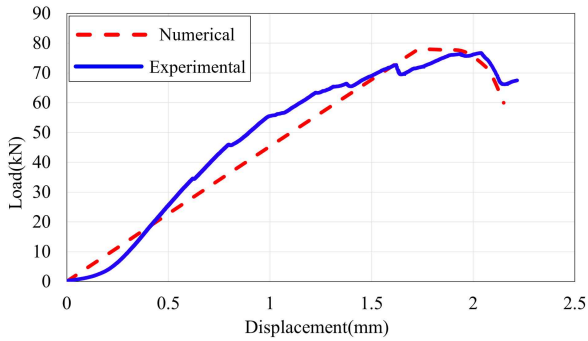

Fig. 9 Fiber Tensile Failure Mode f_{ft} of Double Bolted Composite Joint

시편 시험 및 해석을 통한 하중-변위 선도이다. 그래프에서 보는 것과 같이 해석 결과 47.89 kN의 파손 하중 값을 나타내었고, 시편 시험결과 45.65 kN의 파손 하중 값을 갖으며 4.68%의 오차로 예측되었다. Table. 1에 해석과 시험을 통해 얻은 파단 하중을 표시하였다. Figure 10은 복합재 볼트 체결부의 섬유 인

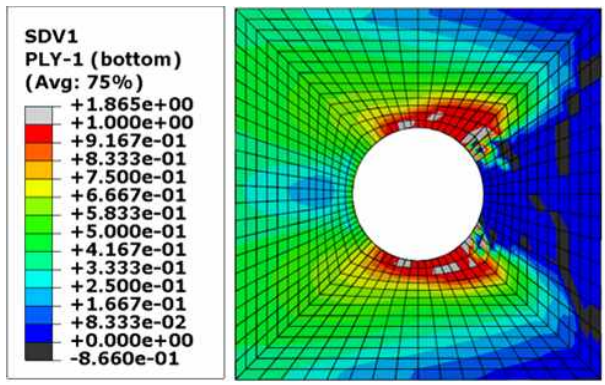

Fig. 10 Fiber Tensile Failure Mode f_{ft} of Bolted Composite Joint

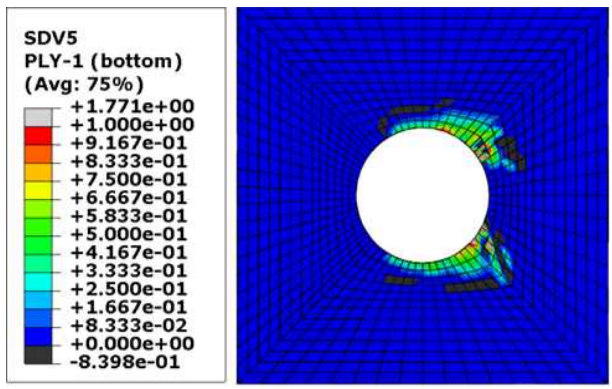

Fig. 11 Fiber Tensile Damage Variable d_{ft} of Bolted Composite Joint

Table 1 Failure Loads of Bolted Composite Joint

	Failure load[kN]	Error[%]
Experimental	45.65	4.68
Numerical	47.89	

장 파손 모드, Fig. 11은 섬유 인장 방향 손상 변수, Fig. 12는 기지 인장 파손 모드, Fig. 13은 기지 인장 방향 손상 변수이다. 파손 판정 값이 1이 넘어 Fig. 10 및 Fig. 11에서 적색으로 표시된 요소에서 재료의 손상이 시작 되었고, 손상 변수가 1이 넘어 적색으로 표시된 요소에서 완전한 파손이 발생했다고 볼 수 있다.

Figure 7의 시편 시험 후의 사진과 Fig. 11 및 Fig. 13을 비교했을 때, 시편 시험과 같은 베어링 파손모드가 예측되었다. 마찬가지로, 볼트가 2개 체결된 이중 볼트 체결부에 대해서도 ABAQUS와 이용자 서브루틴

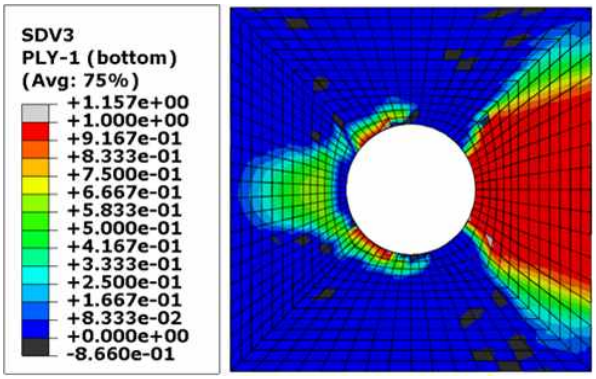

Fig. 12 Matrix Tensile Failure Mode f_{mt} of Bolted Composite Joint

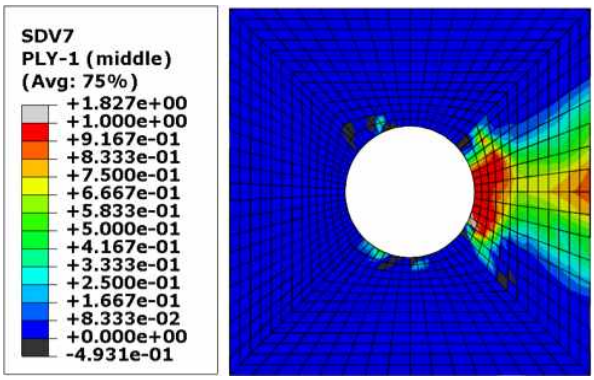

Fig. 13 Matrix Tensile Damage Variable d_{mt} of Bolted Composite Joint

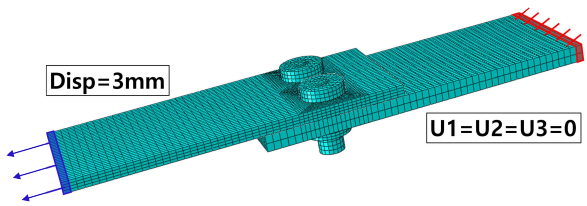

Fig. 14 Finite Element Model of Double Bolted Composite Joint

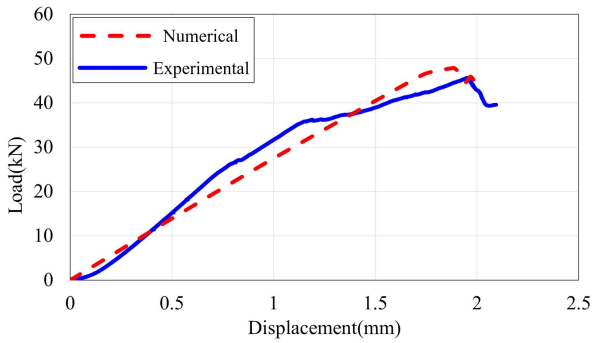

Fig. 15 Load-displacement Curves of Bolted Composite Joint

(UMAT)을 이용하여 점진적 파손해석을 수행하였다. Figure 14는 복합재 이중 볼트 체결부의 유한요소모델이다. 한 개의 볼트로 체결된 경우와 마찬가지로 스틸 판 끝단에 3자유도를 구속하는 경계조건을 적용하고 복합재료 판 끝단에 3 mm 변위 하중을 적용하였다. 복합재료는 14,030개의 노드와 10,624개의 요소로 모델링하였으며, 스틸 판은 8,418개의 노드와 5,312개의 요소로 모델링하였다. Figure 15의 하중-변위 그래프와 Table. 2의 파손 하중 비교 결과를 보면 해석을 통한 76.74 kN의 파손 하중과 시편 시험에 의한 79.98 kN의 파손 하중 값이 약 4%의 오차를 보인다. Figure 16은 복합재 이중 볼트 체결부의 섬유 인장 파손 모드, Fig. 17은 기지 인장 파손 모드, Fig. 18은 섬유 인장 방향 손상 변수, Fig. 19는 기지 인장 방향 손상 변수이다. 볼트 1개로 체결된 복합재 볼트 체결부의 해석 결과와 마찬가지로 볼트 2개로 체결된

Table 2 Failure Loads of Double Bolted Composite Joint

	Failure load(kN)	Error(%)
Experimental	76.74	4.05
Numerical	79.98	

복합재 볼트 체결부 또한 점진적 파손 해석 결과 베어링 파손모드가 예측되었다.

3.3 이중 볼트 체결부의 매개변수 분석

복합재 구조물에서 볼트를 이중 혹은 다중으로 체결해야 하는 경우가 많다. 이에 따라 앞서 인장시험 시편 및 단일 볼트로 체결된 복합재 볼트 체결부 해석에 사용된 방법을 이용해 이중으로 체결된 복합재 볼트 체결부에 대한 점진적 파손해석을 수행하고 e/D와 더불어 볼트 사이의 간격을 매개변수로 하여 매개변수 분석을 수행하였다. 해석에 사용된 유한요소모델은 Fig. 14와 같은 복합재 이중 볼트 체결부 모델이다. Figure 20은 앞선 점진적 파손 해석 기법과 같은 방법을 통해 얻은 매개변수 분석 결과를 나타내며 이를 통해 볼트 사이의 간격 및 e/D에 따른 파손하중을 나타내었다. 그 결과 e/D는 증가할수록 파손하중이 커지는 경향을 보인다. 이는 복합재 끝단으로부터 볼트 구멍이 멀어질수록 파손하중이 커지는 것을 의미한다. 또한, 두 개의 볼트 사이 간격이 커짐에 따라 파손하중이 증가하지만 볼트 사이 간격이 30 mm에서 최댓값을 갖고 볼트 사이 간격이 더 멀어짐에 따라 파손하중이 낮아지는 결과를 보였다.

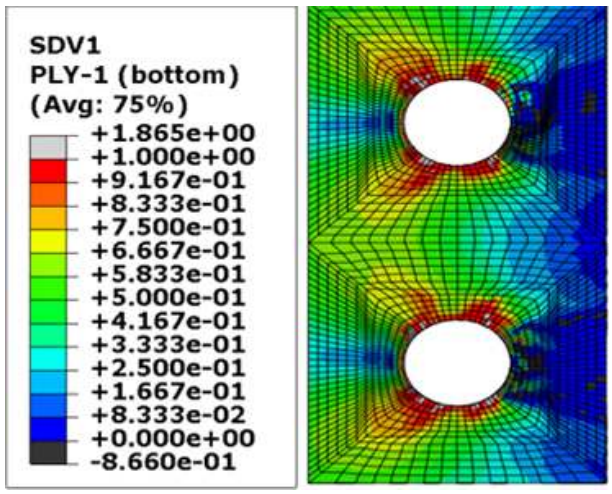

Fig. 16 Fiber Tensile Failure Mode f_{ft} of Double Bolted Composite Joint

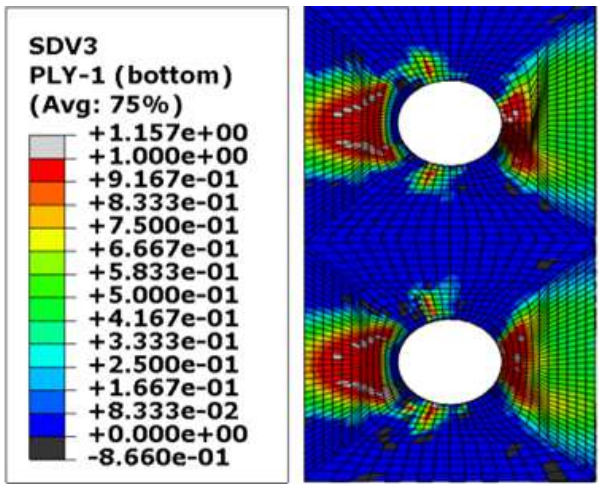

Fig. 17 Matrix Tensile Failure Mode f_{mt} of Double Bolted Composite Joint

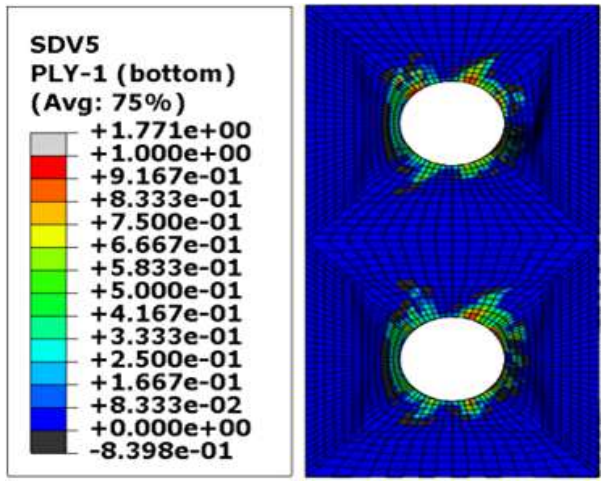

Fig. 18 Fiber Tensile Damage Variable d_{ft} of Double Bolted Composite Joint

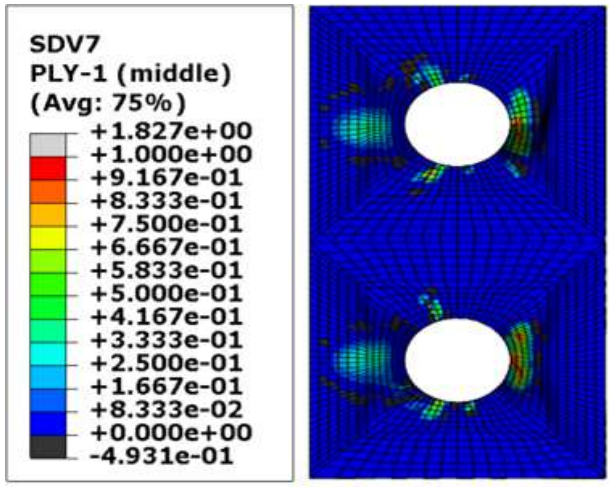

Fig. 19 Matrix Tensile Damage Variable d_{mt} of Double Bolted Composite Joint

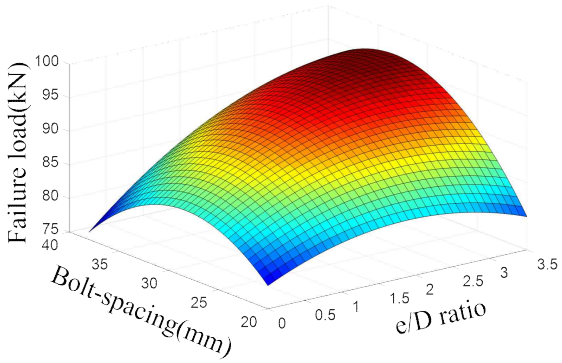

Fig. 20 Parametric Study Result of Double Bolted Composite Joint

4. 결 론

본 연구는 복합재 볼트 체결부의 점진적 파손해석을 수행하여 시편 시험 결과와 비교하였고, 이중 볼트 체결부에 대한 매개변수 분석을 수행하여 설계 변수에 따른 볼트 체결부의 성능을 분석하였다. 점진적 파손해석은 Hashin의 파손 판정식을 이용해 초기 재료의 손상을 예측하고 에너지 바탕의 강성저하 모델을 이용하여 점진적으로 발생하는 복합재의 파손을 모사하였다. 특히 요소의 특성길이를 이용하여 요소크기에 따른 해석결과가 거의 동일하게 나타남을 확인하였다. 이를 이용하여 단일볼트를 이용한 복합재 볼트 체결부의 시편 시험 및 점진적 파손해석을 수행하였으며, 그 결과 시험과의 오차는 4.68%, 파단 하중은 47.89 kN으로 체결부의 성능을 예측하였다. 마찬가지로 두 개의 볼트로 체결된 복합재 볼트체결부에 대한 시험과 해석을 수행하였다. 그 결과 해석을 통해 얻은 파손하중은 79.98 kN이며, 시험을 통해 얻은 파손하중은 76.74 kN이다. 4.05%의 오차로 파손하중을 예측할 수 있었다. 해석에서는 볼트의 나사산을 고려하지 않고 복합재료와 볼트, 스틸 판과 볼트에 대한 접촉조건을 적용하였다. 그리고 실제 시편의 경우 볼트와 판 사이에 미세한 유격이 있을 수 있기 때문에 해석과 시험결과에 차이가 발생할 수 있다. 이중으로 체결된 복합재 볼트 체결부에 대한 민감도 분석을 수행하여 설계변수에 따른 파단 하중을 분석하였다. 그 결과 볼트 사이의 간격은 30 mm, e/D는 3일 때 이중으로 체결된 복합재 볼트 체결부의 파단하중이 가장 높게 나타나는 것을 확인하였다. 볼트사이 간격은 시편의 치수에 따라 결과가 달라질 수 있지만, 볼트 사이가 너무 가까운 경우 두 원공에 미치는 응력이 서로 영향을 주게 되어 파손하중이 낮아질 수 있다. 볼트 사이 간격이 너무 멀어지는 경우는 본 해석의 경우 시편 치수를 고정하였기 때문에 볼트사이 간격이 멀어질수록 횡방향으로 볼트 원공과 모서리 간격이 짧아지기 때문에 파손하중이 낮아지는 결과를 초래한다. e/D의 경우 시험적으로 3부근에서 최대 파손하중 값을 갖는 사례들이 있다[8]. 또한 본 해석을 통해서도 e/D가 3인 경우 최대 파손하중을 보임을 확인하였다.

본 연구는 복합재 구조물에 기계적 체결방법으로 체결이 되어 있는 시편의 점진적 파손해석을 수행하고 이를 시험과 비교하였다. 점진적 파손 해석을 위해 파손 에너지를 기반으로 한 점진적 파손 해석 알고리즘을 적용하고 이는 이용자 서브루틴(UMAT; user subroutine)을 작성함으로 해석에 적용될 수 있다. 본 논문의 해석 및 시험 결과를 통해 에너지 기반의 점진적 파손해석 기법이 복합재 볼트 체결부의 해석에 유용하게 사용될 수 있음을 확인하였다. 또한 요소 크기에 영향이 비교적 덜 받기 때문에 추후에 볼트 체결부를 포함한 복합재 구조물의 해석에도 사용될 수 있을 것으로 보인다.

References

[1] Reinhart, J. J., “Composite,” ASM International, Vol. 1, pp. 479~495, 1987.

[2] Christos C. Chamis., “Simplified Procedures for Designing Composite Bolted Joints,“ NASA Technical Memorandum, 100281, Nov, 1988.

[3] S. W. Tsai, “Theory of Composite Design,” Think Composites, 1992.

[4] Z. Hashin, “Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites,” Journal of Applied Mechanics, Vol. 47, pp. 329~334, Jun, 1980.

[5] C. T. Sun, “Strength Analysis of Unidirectional Composites and Laminates,” Comprehensive Composite Materials, Vol. 1, pp. 641-666, Dec, 2000.

[6] K. I. Tserpes, P. Papanikos, and Th. Kermanidis, “A Three-Dimensional Progressive Damage Model for Bolted Joints in Composite Laminates Subjected to Tensile Loading,” Fatigue Fracture Engineering Materials & Structures, Vol. 24, pp. 663~675, July, 2001.

[7] Buket Okutan, Ramazan Karakuzu, “The Strength of Pinned Joints in Laminated Composites,” Composites Science and Technology, Vol. 63, pp. 893~905, May, 2003.

[8] Jacob M. Hundley, Thomas Hahn, “Three-Dimensional Progressive Failure Analysis of Bolted Titanium-Graphite Fiber Metal Laminate Joints,” Journal of Composite Materials, Vol. 45, pp. 751~769, Dec, 2010.

[9] Alvaro Olmedo, “On the Prediction of Bolted Single-Lap Composite Joints,” Composite Structures, Vol. 94, pp. 2110~2117, May, 2012.

[10] Chang FK, Scott RA, and Springer GS, “Strength of Mechanically Fastened Composite Joints,” Composite Materials, Vol. 16, pp. 470~494, Nov, 1982.

[11] Whitney JM, Nuismer RJ, “Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations,” Composite Materials, Vol. 8, pp. 253~265, July, 1974.

[12] Ramkumar RL, “Strength Analysis of Composite and Metallic Plates Bolted Toghter by a Single Fastener,” Northrop Corporation, Aircraft Division, Aug, 1985.

[13] Ramkumar RL, Saether ES, and Appa K, “Strength Analysis of Laminated and Metallic Plates Bolted Together by Many Fasteners,” Northrop Corporation, Aircraft Division, July, 1986.

[14] Eriksson I, Backlund J, and Moller P., “Design of Multiple-row Bolted Composite Joints under General In-plane Loading,” Composites Part B: Engineering, Vol. 5, pp. 1051~1068, 1995.

[15] Whitworth HA, Othieno M, and Barton O., “Failure Analysis of Composite Pin Loaded Joints,” Composite Structures, Vol. 59, pp. 261~266, Feb, 2003.

[16] Camanho PP, Lambert M, “A Design Methodology for Mechanically Fastened Joints in Laminated Composite Materials,” Composites Science and Technology, Vol. 66, pp. 3004~3020, Dec, 2006.

[17] Ireneusz Lapczyk, Juan A. Hurtado, “Progressive damage modeling in fiber-reinforced materials,” Composites: Part-A, Vol. 38, pp. 2333~2341, Nov, 2007.

[18] A. Riccio, C. Di Costanzo, P. Di Gennaro, A. Sellitto, and A. Raimondo, “Intra-laminar progressive failure analysis of composite laminates with a large notch damage,” Engineering Failure Analysis, Vol. 73, pp. 97~112, Mar, 2017.

[19] A. Matzenmiller, J. Lubliner, and R. L. Taylor, “A constitutive model for anisotropic damage in fiber composites,” Mechanics of Materials, Vol. 20, pp. 125~152, Apr, 1995.

[20] Z. Hashin, “Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites,” Journal of Applied Mechanics, Vol. 47, pp. 329~334, Jun, 1980.