

## CIVATA BAĞLANTILI KARBON/EPOKSİ KOMPOZİT PLAKALARIN KADEMELİ HASAR ANALİZİ

Akın ATAŞ<sup>\*</sup>, T.Kerem DEMİRCİOĞLU<sup>\*\*</sup>, Nurettin ARSLAN<sup>\*\*\*</sup>,  
Constantinos SOUTIS<sup>\*\*\*\*</sup>

\* [akin@balikesir.edu.tr](mailto:akin@balikesir.edu.tr) Balıkesir Üniversitesi, Makine Müh. Bölümü, 10145-Balıkesir

\*\* [tkerem@balikesir.edu.tr](mailto:tkerem@balikesir.edu.tr) Balıkesir Üniversitesi, Makine Müh. Bölümü, 10145-Balıkesir

\*\*\* [narслан@balikesir.edu.tr](mailto:narслан@balikesir.edu.tr) Balıkesir Üniversitesi, Makine Müh. Bölümü, 10145-Balıkesir

\*\*\*\* [c.soutis@sheffield.ac.uk](mailto:c.soutis@sheffield.ac.uk) University of Sheffield Department of Mechanical Eng., S1 3JD-UK

### ÖZET

Bu çalışmada, ANSYS v12.0 [1] sonlu elemanlar programı kullanılarak civata bağlantılı karbon/epoksi kompozit bir plakanın kademeli hasar analizi yapılmıştır. Hasar kriteri olarak matriks ve fiberde meydana gelen hasarı ayrı ayrı tespit edebilen Hashin hasar kriterleri [2] kullanılmıştır. Analiz sonucunda civata bağlantısının maksimum hasar yükü belirlenmiştir. Geliştirilen kademeli hasar analizi programıyla elde edilen hasar yükü deneysel sonuçlarla yaklaşık olarak % 5 oranında farklılık göstermektedir.

**Anahtar Sözcükler:** Kompozit Plakalar, Kademeli Hasar Analizi, Sonlu Elemanlar Yöntemi.

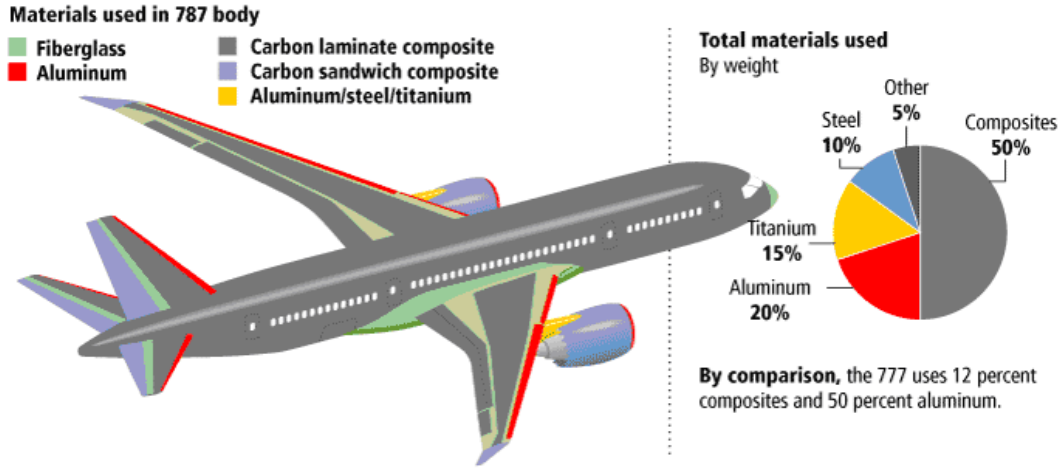
### ABSTRACT

In this study, progressive failure analysis of bolted carbon/epoxy composite plate is performed by utilizing ANSYS v12.0 [1] finite elements program. Hashin failure criteria [2] which are capable of distinguishing between different failure modes of fiber and matrix are used to detect the failure. Maximum failure load of the bolted joint determined by analysis. The results of the progressive failure analysis developed differ from experimental results approximately 5 %.

**Keywords:** Composite Plates, Progressive Failure Analysis, Finite Elements Method.

## 1. GİRİŞ

İleri teknoloji ürünü olan kompozit malzemelerin kullanımı, güncel bir örnek olan Boeing 787 Dreamliner tipi uçaklarda görüldüğü gibi, özellikle havacılık alanında sürekli artmaktadır (Şekil 1.1) [3]. Bu uçakların gövdesi komple kompozit malzemeden üretilmiş olup, uçağın ilk uçuşu değişik sebeplerle birkaç kez ertelenmiştir. Bu ertelemelerden bir tanesinin sebebi de uçağın yapısal olarak büyük önem taşıyan mekanik bağlantılarında



Şekil 1.1. Boeing 787 Dreamliner tipi uçakta kullanılan malzeme oranları [3]

meydana gelen problemlerdir [4]. Bu güncel olay kompozit yapılardaki mekanik (pim/civata) bağlantıların hayati önemini vurgulamaktadır.

Cıvata bağlantıları özellikle yüksek yük taşıma/iletme kapasitesine sahip olmaları, pahalı yüzey hazırlama işlemleri gerektirmemeleri, çevre koşullarından fazla etkilenmemeleri ve maliyetlerinin düşük olması gibi nedenlerle tercih edilmektedirler. Bu avantajlarına rağmen, birleştirilecek olan parçalara açılan delikler nedeniyle yapının mukavemetini düşürmektedirler. Gerekli tasarım önlemleri alınmadığında, bu delikler etrafında oluşan gerilme yığılmaları nedeniyle başlayan hasar ilerleyerek tüm yapının hasara uğramasına, işlevini kaybetmesine neden olmaktadır. Bu nedenle, zincirin zayıf halkası olarak tabir edilebilecek olan mekanik bağlantıların hasar analizi büyük önem taşımaktadır. Son yıllarda kademeli hasar analizi olarak adlandırılan teknik sayesinde, gerçek koşullar altında karşılaşılan hasar mekanizmaları sonlu elemanlar tekniğini (FEM) kullanan paket programlar yardımıyla oldukça gerçekçi şekilde modellenebilmektedir. İlk olarak iki boyutlu olarak modellenip sadece düzlem içi gerilmeleri hesaba katan analizler [5-10] bilgisayar teknolojilerindeki gelişmelerle yerini üç boyutlu analizlere bırakmıştır [11-18]. Üç boyutlu analizler, cıvataya uygulanan ön yüklemeye kuvvetinin de dikkate alınmasına imkân vermektedir. Böylece, delik çevresinde meydana gelen düzlem dışı normal gerilme ( $\sigma_z$ ) ve kayma gerilmeleri ( $\tau_{xz}$ ,  $\tau_{yz}$ ) de hasar analizine dahil edilebilmektedir.

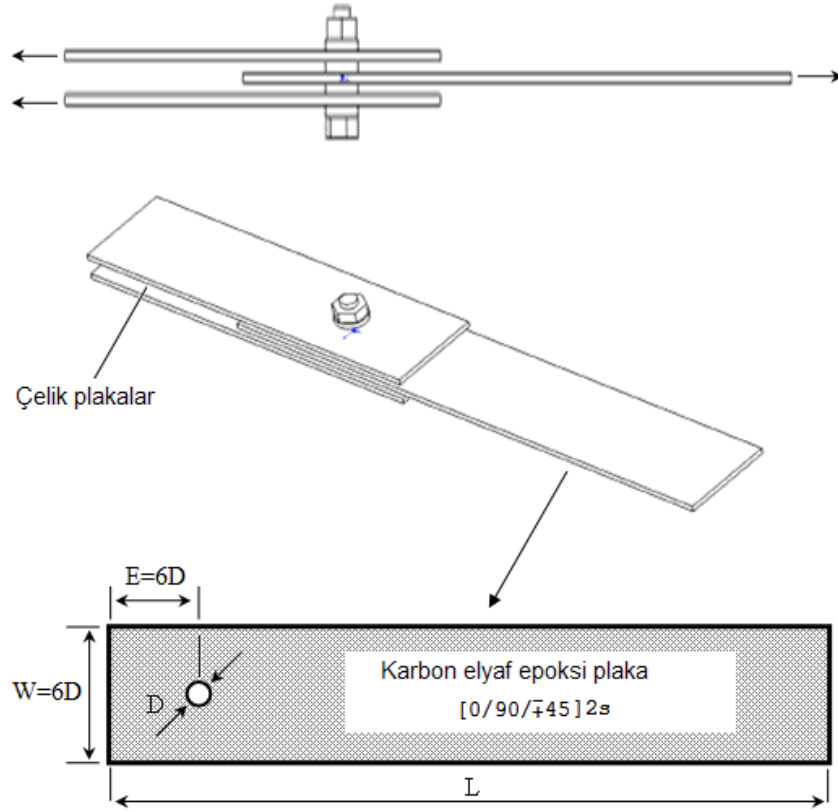
Bu çalışmada, tabakalar arası ayrılmanın (delaminasyon) cıvata bağlantılı kompozit plakaların hasar yükü ve yorulma davranışı üzerindeki etkilerini araştırmak için yürütülen projenin bir bölümü verilmektedir. Burada, geliştirilen kademeli hasar analiz programı ile literatürde verilen malzeme elastik özellikleri ve geometrisi [11] kullanılarak cıvata bağlantılı kompozit plakanın statik hasar analizi yapılmıştır. Bu analize düzlem dışı delaminasyon hasarı dahil edilmeyip sadece düzlem içi hasar tipleri olan matriks ve fiber hasarları dikkate alınmıştır. Hesaplanan hasar yükünün deneysel değerlerle çok yakın olması (% 5 fark), delaminasyonun cıvata bağlantılı kompozit plakanın statik hasar yükü üzerinde belirgin bir etkisi olmayacağını göstermektedir. Bununla birlikte, yapılan çalışmalar tabakalar arasında oluşan matriks ve fiber hasarının kademeli olarak delaminasyona sebep olduğunu göstermektedir. Statik yük altında çok kısa sürelerde oluşan matriks ve fiber hasarları delaminasyonun önemli ölçüde yayılmasını engellemektedir. Bu nedenle, uzun zaman aralıklarına yayılan tekrarlı yorulma yükleri altında delaminasyon hasarının çok daha fazla etkili olacağı düşünülmektedir.

## 2. MATERYAL VE METOT

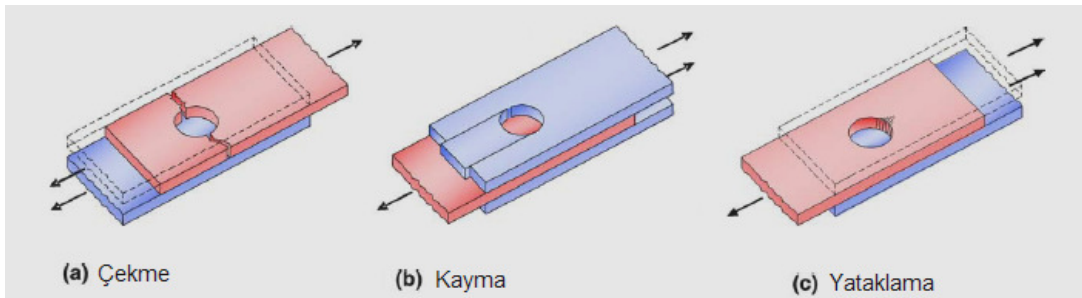
Çalışmada kullanılan cıvata bağlantısının ve kompozit plakanın geometrisi Şekil 2.1’de verilmiştir [11].  $[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]_{2s}$  dizilimindeki kompozit plaka  $2\text{ mm}$  kalınlığında olup delik çapı  $6\text{ mm}$ ’dir. Kompozit plaka ve çelik plakalar arasında yer alan rondelâların iç ve dış çapları sırasıyla  $6\text{ mm}$  ve  $12\text{ mm}$  olup, kalınlıkları  $2\text{ mm}$ ’dir. Kompozit plakanın toplam uzunluğu  $200\text{ mm}$ ’dir.

Özellikle geometrik parametrelere bağlı olmak üzere, cıvata bağlantılarında genellikle çekme, kayma ve yataklama tipi olarak üç farklı hasar tipi görülür (Şekil 2.2) [19]. Yataklama tipi kademeli ve yavaş şekilde, uyarı vererek hasara sebep olduğundan diğer hasar tiplerine tercih edilir. Yapılan deneysel çalışmalar [11,19] bu çalışmada da kullanılan  $E/D=6$  ve  $W/D=6$  oranları için yataklama hasar tipinin oluştuğunu göstermiştir.

Kompozit plakanın elastik malzeme özellikleri ve mukavemet değerleri Tablo 2.1 ve 2.2’de verilmiştir.



Şekil 2.1 Cıvata bağlantısı ve kompozit plaka geometrisi



Şekil 2.2 Cıvata bağlantılarında görülen temel hasar tipleri [19]

Tablo 2.1 Kompozit plakanın elastik malzeme özellikleri [11]

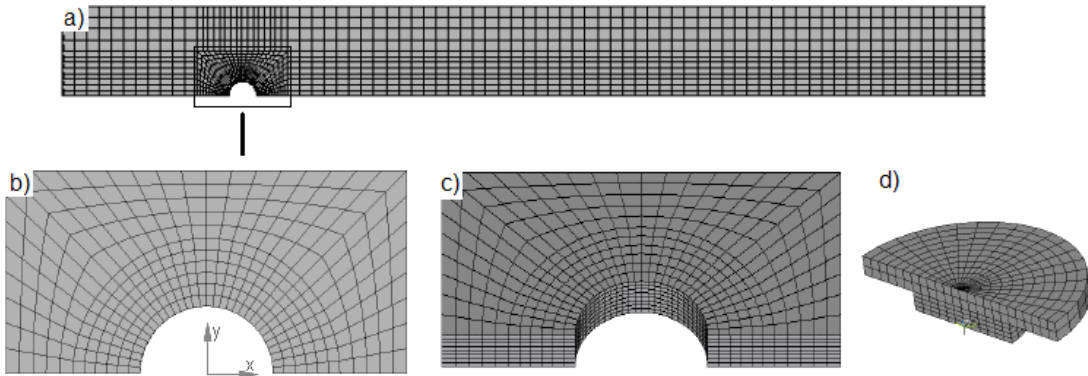
$E_{11}$ (GPa)	$E_{22}$ (GPa)	$E_{33}$ (GPa)	$G_{12}$ (GPa)	$G_{13}$ (GPa)	$G_{23}$ (GPa)	$\nu_{12}$	$\nu_{13}$	$\nu_{23}$
129	9.5	9.8	4.7	4.7	3.2	0.34	0.34	0.52

Tablo 2.2 Kompozit plakanın mukavemet değerleri [11]

$X_T$ (MPa)	$X_C$ (MPa)	$Y_T$ (MPa)	$Y_C$ (MPa)	$Z_T$ (MPa)	$Z_C$ (MPa)	$S_{XY}$ (MPa)	$S_{XZ}$ (MPa)	$S_{YZ}$ (MPa)
1439	1318	98	215	98	215	79	79	79

## 2.1. Sonlu Elemanlar Yöntemi

Modelleme ve analiz çalışmalarında Ansys v12.0 [1] programı kullanılmıştır. Kompozit plaka ve civatanın sonlu eleman yapıları Şekil 2.3’de verilmiştir. Delik çevresinde oluşan yüksek gerilme değişimlerini hassas şekilde yakalayabilmek için, bu bölgedeki eleman yoğunluğu diğer bölgelere göre daha fazladır. Bu bölgede, eleman en/boy oranı 4 olarak modellenmiştir. Bu oran, yapılan farklı ağ yapısı analizleri ile belirlenmiştir. (Detaylı bilgi sonuçlar ve değerlendirme kısmında verilmiştir). Çalışmada ele alınan bağlantı durumunda önyükleme kuvveti çelik plakalardan kompozit plakaya rondelâlar tarafından iletiildiğinden (Şekil 2.1), sonlu elemanlar modelinde sadece kompozit plaka, rondelâlar ve civata gövdesi modellenmiştir. Civata ve rondelânın aynı elastik özelliklere sahip olduğu kabul edilip tek parça olarak modellendiklerinden, bundan sonra kullanılan civata kelimesi civata ve rondelâyı ifade etmek için kullanılacaktır. En gerçekçi modelleme şekli olduğundan, civata elastik olarak modellenip [19,20] elastisite modülü  $E=110 \text{ GPa}$  ve  $\nu=0.29$  olarak alınmıştır [22]. Civata ve plakalar arasında boşluksuz geçme olduğu kabul edilmiştir.



Şekil 2.3 (a-c) Kompozit plaka ve delik çevresinin ağ yapısı, (d) civata modeli ve ağ yapısı

Kompozit plaka ve civata solid45 eleman tipi kullanılarak modellenmiştir. Civata ve kompozit plaka arasındaki ilişki Ansys programının kontak sihirbazı kullanılarak Conta174 ve Targe170 eleman tipleri ile oluşturulmuştur (*surface-to-surface, flexible-to-flexible*). Civata hedef yüzey, kompozit plaka ise kontak yüzeyi olarak belirlenmiştir. Önceki sonuçlarla [11] kıyaslanabilmesi açısından kontak yüzeyleri arasındaki sürtünme katsayısı sıfır alınmış, civataya herhangi bir ön yüklemeye kuvveti uygulanmayıp sadece kompozit plaka kalınlığı boyunca ( $z$ -ekseni) civatanın hareketi sınırlanmıştır ( $u_z=0$ ).

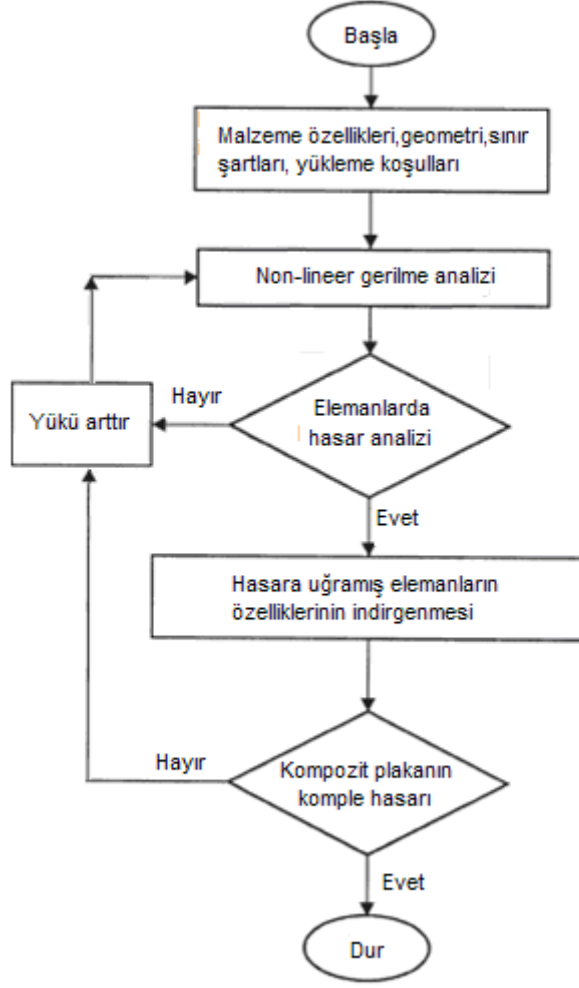
Analiz süresini kısaltmak için civata bağlantısının  $XY$  ve  $XZ$  düzlemlerindeki simetri özelliğinden dolayı sadece  $1/4$ 'ü modellenmiştir. Her tabaka bir eleman kalınlığında ayrı ayrı modellenip birleştirilmiştir [11,14,15].

## 2.2. Kademeli Hasar Analizi

Tabakalı kompozit malzemelerin hasar analizi metallere göre oldukça karmaşıktır. Metallerde genellikle tek bir çatlağın oluşumu ve ilerlemesinden meydana gelen hasar mekanizması kompozit malzemelerde matriks hasarı, fiber hasarı, fiber/matriks ayrılması (*debonding*), tabakalar arası ayrılma (*delaminasyon*) ve bunların bileşimlerini içeren çok farklı şekillerde meydana gelebilmektedir. Dolayısıyla, kompozit malzemelerin hasar analizinin bütün bu hasar mekanizmalarını tespit edebilecek kabiliyete sahip olması gerekmektedir. Bu çalışmada matriks ve fiberde meydana gelen hasarı ayrı ayrı tespit edebilen ve bu özelliğinden dolayı oldukça sık kullanılan Hashin hasar kriterleri [2] kullanılmıştır.

Kademeli hasar analizi, sonlu elemanlar programıyla birlikte kullanılarak malzeme elastik özelliklerini indirgeme (*zayıflatma*) kurallarına göre malzemedeki hasar başlangıcının ve ilerlemesinin benzetimini yapmaktadır. Kademeli hasar analizi temel olarak üç ana adımdan meydana gelmektedir: gerilme analizi, hasar analizi ve malzeme özelliklerinin indirgenmesi. Kademeli hasar analizine ait tipik akış şeması Şekil 2.4'te verilmiştir. Analiz adımları şu şekilde açıklanabilir:

1. Eleman tipi, malzeme özellikleri, plaka ve cıvata geometrileri, sınır şartları ve yükleme koşullarının girilerek modelin oluşturulması.
2. Non-lineer gerilme analizinin yapılması.
3. Tablo 2.1'deki kriterlere göre, elemanların hasar kontrolünün yapılması:



Şekil 2.4 Kademeli hasar analizi akış şeması

- Hasar yoksa, yük artımı ( $P_i = P_{i-1} \times 1.1$ ) ve 2. adıma dönüş.
  - Hasara uğrayan eleman varsa bir sonraki adımla devam.
4. Hasara uğrayan elemanların uygun hasar tipine göre elastik özelliklerinin indirgenmesi (Tablo 2.1).
  5. Kompozit plakanın komple hasar kontrolünün yapılması:
    - Hasar oluşmuşsa, dur.
    - Hasar oluşmamışsa, yükü arttırıp tekrar non-lineer analiz yap.
  6. Kompozit plakanın komple hasarına kadar bu döngüyü devam ettir.

Fiberlerde oluşan hasar rondelâ köşesine ulaştığında, cıvata bağlantısının tamamen hasara uğradığı kabul edilmiştir [11].

Hasar analizinden sonra, temel olarak hasara uğrayan elementin ilgili elastik özellikleri (Tablo 2.1) sıfıra indirgenmektedir [23]. Sonlu elemanlar programındaki işlem hatalarını önlemek amacıyla elastik özellikler sıfır yerine çok küçük sayılara indirgenmiştir.

Tablo 2.1 Hashin hasar kriterleri ve ilgili indirgeme katsayıları [23]

Hasar Tipi	Hasar Kriteri	İndirgenen Malzeme Elastik Özellikleri
Matriks Çekme Hasarı ( $\sigma_{yy} > 0$ )	$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}}\right)^2 \geq 1$ (1)	$E_{yy} = 0$ $\nu_{xy} = 0$
Matriks Basma Hasarı ( $\sigma_{yy} < 0$ )	$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}}\right)^2 \geq 1$ (2)	
Fiber Çekme Hasarı ( $\sigma_{xx} > 0$ )	$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xz}}{S_{xz}}\right)^2 \geq 1$ (3)	$E_{xx} = E_{yy} = E_{zz} = 0$ $G_{xy} = G_{yz} = G_{xz} = 0$
Fiber Basma Hasarı ( $\sigma_{xx} < 0$ )	$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_C}\right)^2 \geq 1$ (4)	$\nu_{xy} = \nu_{yz} = \nu_{xz} = 0$

### 3. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

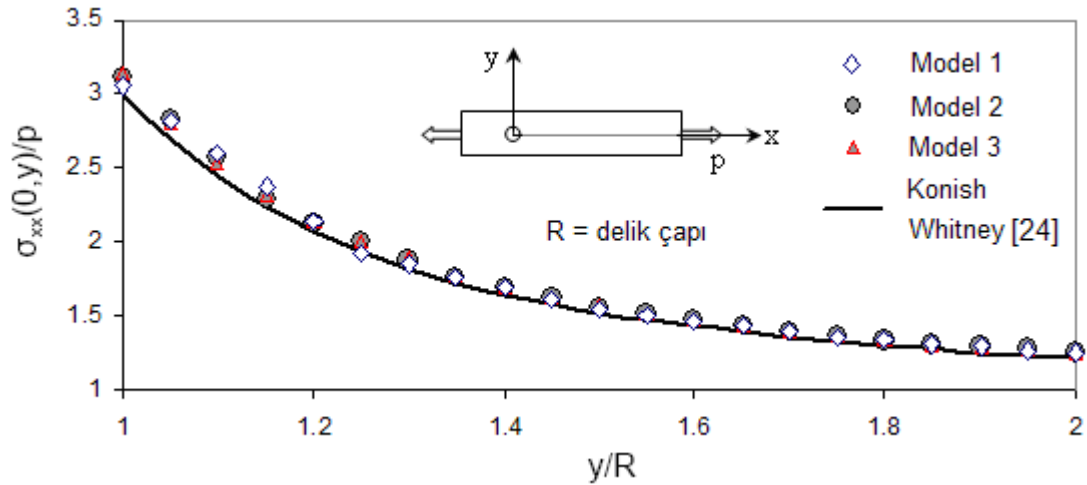
Kademeli hasar analizini kabul edilebilir zaman aralığı ve doğrulukta yapabilmek için bir ön analiz yapılmıştır. Bu analizde, Şekil 3.1’de gösterilen farklı ağ yapılarına sahip delikli kompozit plakada  $x$  ekseninde uygulanan  $p$  yükü için  $y$  eksenini boyunca çizilen  $\sigma_x$  gerilme dağılımları Şekil 3.2’de verilmiştir. Bu analizde kullanılan kompozit plaka ile kademeli hasar analizinde kullanılan kompozit plaka aynı dizilime ve malzeme özelliklerine sahiptir. Farklı ağ yapılarına ait gerilme dağılımları aynı zamanda analitik gerilme dağılımı eğrisi [24] ile de karşılaştırılmaktadır. Şekil 3.1’de verilen eleman sayıları gösterilen bölgedeki değil tüm kompozit plakadaki eleman sayılarıdır.

Bütün gerilme dağılımlarının yakın bir şekilde analitik gerilme dağılımı eğrisini takip ettiği görülmektedir. Bununla birlikte özellikle deliğe yakın bölgede *Model 2* eğrisi *Model 1* eğrisine göre analitik eğriye daha yakın değerler vermektedir. Artan eleman sayısı nedeniyle *Model 3* eğrisi doğal olarak daha kesin sonuçlar vermesine rağmen analiz süresinin çok fazla artmasından dolayı kademeli hasar analizi için *Model 2* ağ yapısı kullanılmıştır.

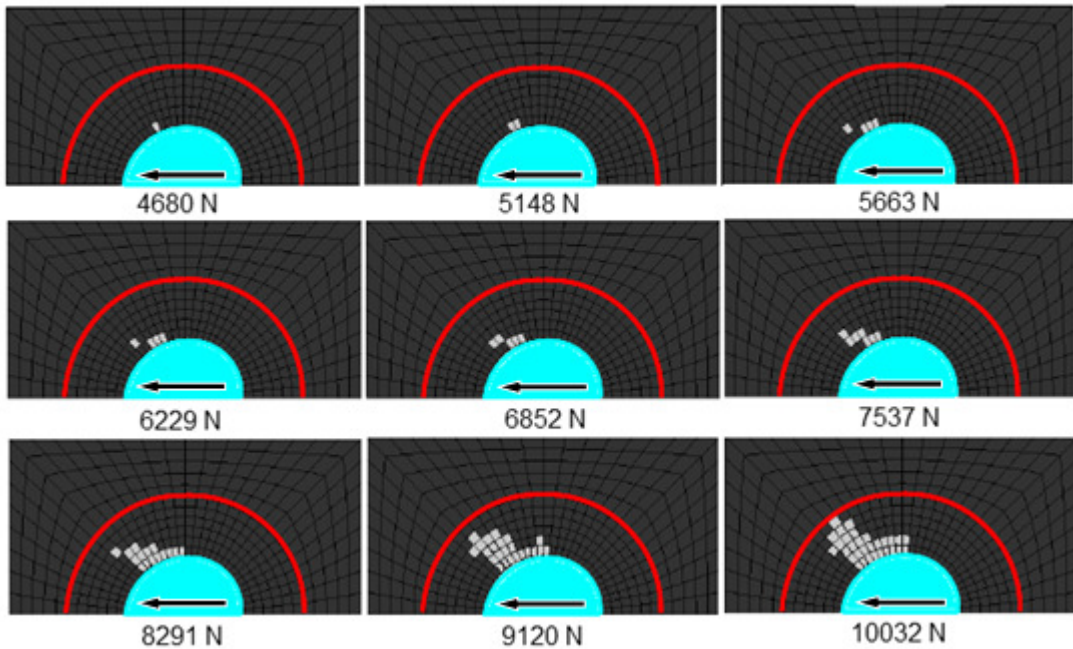
Kademeli analiz aşamasında cıvatanın hareketi bütün yönlerde sınırlanmış ( $All dof=0$ ) ve kompozit plakanın serbest ucuna  $P_i = P_{i-1} \times 1.1$  şeklinde artan bir çeki gerilmesi uygulanmıştır. Başlangıç yükü olarak  $[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]_{2s}$  dizilimindeki plakanın ilk  $0^\circ$  tabakadaki (*dış yüzey*) ilk fiber hasarının oluştuğu  $4680 N$  uygulanmıştır (Şekil 3.3). Artış miktarının  $20 MPa$ ’dan fazla olduğu durumlarda analizlerin hatalı sonuçlar verdiği belirlenmiştir [5]. Bu çalışmada kullanılan artış miktarı  $6.5 MPa$  olup bu değer doğru sonuçlar elde etmek için yeterli olduğu düşünülmektedir. Daha düşük artışların daha hassas sonuçlar vereceği açık olmakla birlikte gereken analiz süreleri kabul edilebilir sınırların dışına çıkabilecektir.



Şekil 3.1 Farklı ağ yapısı modelleri: a) Model 1: 1728 eleman, b) Model 2: 2816 eleman, c) Model 3: 11424 eleman



Şekil 3.2 Farklı ağ yapıları için y eksenini boyunca  $\sigma_x$  gerilme dağılımı ve yaklaşık analitik sonuçla [24] karşılaştırılmaları



Şekil 3.3  $[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]_{2s}$  dizilimindeki plakanın ilk  $0^\circ$  tabakasındaki fiber hasarının kademeli olarak ilerlemesi

$[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]_{2s}$  dizilimindeki kompozit plakanın ilk  $0^\circ$  tabakasındaki fiber hasarının başlangıcından itibaren kademeli olarak ilerlemesi Şekil 3.4'de verilmiştir. Şekilde görülen kırmızı halka rondelâ sınırlarını, yeşil kısım cıvata gövdesini, ok işareti de uygulanan



yükün yönünü göstermektedir. 0° tabakalar kompozit plakaların yük taşıyan ana elemanları olduğundan kompozit plakanın mukavemeti bu tabakanın mukavemeti ile ilişkilendirilmiştir.

Tabaka hasarı yükleme eksenine göre yaklaşık 60–65 derecelik bir açı yapan elementte 4680 N. yük değerinde başlamaktadır. Yük arttıkça hasar kademeli olarak artmaktadır. Uygulanan yük 10032 N. değerine ulaştığında hasar ilerlemesi rondelâ köşesine ulaşmaktadır. Bu yük değeri cıvata bağlantısının mukavemet değeri olarak belirlenmiştir. Elde edilen mukavemet değeri deneysel çalışmalardan elde edilen değerle [11] yaklaşık olarak %5 oranında farklılık göstermektedir.

#### 4. TEŞEKKÜR

A. Ataş, doktora bursu için Yüksek Öğretim Kuruluna teşekkür eder.

#### 5. KAYNAKÇA

- [1] ANSYS, Version 12.0, Swanson Analysis Systems, Inc., Houston, TX, USA.
- [2] HASHIN, Z., Failure criteria for unidirectional fibre composites, **Journal of Applied Mechanics**, 47, 329-334, (1980).
- [3] <http://www.seattlepi.com/dayart/20070629/787materials.gif> (Erişim tarihi: 27.05.2010)
- [4] <http://www.reinforcedplastics.com/view/9669/boeings-787-trials-tribulations-and-restoring-the-dream> (Erişim tarihi: 27.05.2010)
- [5] TAN, S.C., A progressive failure model for composites with cutouts, **Stress Concentrations in Laminated Composites**, Lancaster, PA: Technomic Publishing Co., Inc., Chapter 16, (1994).
- [6] TAN, S.C., Damage progression and accumulation due to compressive loading, **Stress Concentrations in Laminated Composites**, (1994), Lancaster, PA: Technomic Publishing Co., Inc., Chapter 17, (1994).
- [7] CHANG, F.K., CHANG, K.Y., A Progressive Damage Model for Laminated Composites Containing Stress Concentrations, **Journal of Composite Materials**, 21; 834-855, (1987).
- [8] CHANG, F.K., CHANG, K.Y., Post-failure analysis of bolted composite joints in tension or shear-out mode failure, **Journal of Composite Materials**, 21; 809-833, (1987).
- [9] DANO, M.L., Gendron, G., PICARD, A., Stress and failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates, **Composite Structures**, 50, 287-296, (2000).
- [10] LESSARD, L., SHOKRIEH, M.M., Two-dimensional modelling of composite pinned-joint failure, **Journal of Composite Materials**, 29; 671-697, (1995).

- [11] CAMANHO, P.P., MATTHEWS, F.L., A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates, **Journal of Composite Materials**, 33; 2248-2280, (1999).
- [12] CHANG, F.K., QING, X.L., Strength determination of mechanical fastened joints, **Recent Advances in Structural Joints and Repairs for Composite Materials**, L. Tong and C.Soutis, Ed., Kluwer Academic Publishers, Chapter 4, (2003).
- [13] SHADID, I., CHANG, F.K., An Accumulative Damage Model for Tensile and Shear Failures of Laminated Composite Plates, **Journal of Composite Materials**, 29; 926-981, (1995).
- [14] TSERPES, K.I., PAPANIKOS, P., KERMANIDIS, Th., A three-dimensional progressive damage model for bolted joints in composite laminates subjected to tensile loading, **Fatigue&Fracture of Engineering Materials&Structures**, 24, 663-675, (2001).
- [15] KERMANIDIS, Th., LABEAS, G., TSERPES, K.I., PANTELAKIS, Sp., Finite element modelling of damage accumulation in bolted composite joints under incremental tensile loading, **European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering**, ECCOMAS 2000, Barcelona, (2000).
- [16] SHOKRIEH, M.M., LESSARD, L.B., POON, C., Three-dimensional progressive failure analysis of pin/bolt loaded composite laminates, McGill University, **Bolted/Bonded Joints in Polymeric Composites**, Canada, (1997).
- [17] McCARTHY, C.T., McCARTHY, M.A., LAWLOR, V.P., Progressive damage analysis of multi-bolt composite joints with variable bolt-hole clearances, **Composites: Part B**, 36, 290-305, (2005).
- [18] DURSUN, T., Cıvata Bağlantılı Tabakalı Kompozit Levhalarda Hasar Analizi, Doktora Tezi, Gazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, (2006).
- [19] LIM, T.S., KIM, B.C., LEE, D.G., Fatigue characteristics of the bolted joints for unidirectional composite laminates, **Composite Structures**, Volume 72, Issue 1, 58-68, (2006).
- [20] OSKOUEI, R.H., KEIKHOSRAVY, M., SOUTIS, C., Estimating clamping pressure distribution and stiffness in aircraft bolted joints by finite-element analysis, **Proc. IMechE Part G: J. Aerospace Engineering**, Vol. 223, 863-871, (2009).
- [21] MONTGOMERY, J., Methods for modeling bolts in the bolted joint, **ANSYS User's Conference**, (2002).
- [22] IREMAN, T., Three-dimensional stress analysis of bolted single-lap composite joints, **Composite Structures**, 43, 195-216, (1999).
- [23] SHOKRIEH, M.M., LESSARD, L.B., Progressive Fatigue Damage Modelling of Composite Materials, Part I: Modelling, **Journal of Composite Materials**, 34, 1056, (2000).

[24] KONISH, H.J., WHITNEY, J.M., Approximate stresses in an orthotropic plate containing a circular hole, **Journal of Composite Materials**, 9, 157-166, (1975).