

BÜKÜMLÜ [0] ve [0/90] KOMPOZİT LAMİNATLARDA DİNAMİK DELAMİNASYONUN DENEYSEL ARAŞTIRILMASI

Uyar İ* ve Arca M. A†
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, ANKARA

ÇÖKER D.‡
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, ANKARA

ÖZET

Havacılık ve rüzgar türbini endüstrilerinde metal ağırlıklı olan kiriş ve kutu yapıları yerini bükümlü kompozit parçalara bırakmaktadır. L-şekilli kompozit laminatlarda katmanlar-arası açma gerilimleri, katmanlar-arası kesme gerilmeleriyle beraber oluşur ki bu durum karmaşık durumlu delaminasyon kırılmalarına yol açar. Dinamik delaminasyon probleminin araştırılması için sanki-statik kesme kuvveti uygulayan deneysel bir düzenek oluşturulmuştur. Deneyde tek yönlü [0] ve çapraz katlı [0/90] olmak üzere iki farklı dizilim kullanılmış ve kırılma mekanizmaları arasındaki farklılıklar anlatılmıştır. Deneyler esnasında saniyede 1,000,000'a kadar fotoğraf çekebilen hızlı kamera kullanılmış ve delaminasyon başlangıcı ve ilerlemesi yakalanmıştır. Deney yapılmış ve kırılmaya uğramış numuneler mikroskop altında incelenmiştir. Mikroskop sonuçları dizilim farklılıklarının farklı kırılma yapılarının oluşturduğu gözlenmiştir. Tek yönlü [0] laminatlarda birden fazla delaminasyon tek bir yük düşüşü esnasında oluşmuştur. İlk açılma orta laminatlar arasında oluşmuş, peşisıra bu ilk çatlağın simetri ekseninde alt ve üstlerde simetrik delaminasyonlar olduğu gözlenmiştir. Diğer taraftan çapraz katlı [0/90] laminatlarda ise iç yarıçaptan dışa doğru sıralı bir biçimde her yük düşüşüne karşılık gelen tekli delaminasyonlar olduğu gözlenmiştir. Delaminasyon ilerleme hızları hesaplandığında, iki farklı dizilim içinde intersonik hızlara çıktığı ilk defa gözlenmiştir.

GİRİŞ

Uzay ve hava taşıtlarının kullanımında kanat, kanatçık, elevatör ve kuyruk kısımları statik (P,L) darbesel (gust-impact) ve yorulma yüklerine maruz kalmaktadır. Bu yükleri en fazla L-kesitli üretilen kaburga, çita ve bağlantı elemanları taşımaktadır. Havacılık sektörünün hafif yapılar kullanmak amacıyla son yıllarda kullanmaya başladığı KETP kompozit malzemeler, L-kesitli yapılara da uygulanmaya başlanmıştır. Kompozit malzemeden oluşturulan bağlantı elemanları bağlantıyı sağlamak için kullanılan parça sayısını, maliyetini ve en önemlisi yapısal ağırlığı azaltığı için çok büyük avantaj sağlamaktadır [Airbus,2009].

Kompozit yapılarda malzemeler mikro düzeyde birbirlerinden ayrı konumlandıklarından ötürü, metal alaşımlarından farklı bir karaktere sahiptirler. Maruz kaldıkları yükler karşısında kırılma mekanizmaları farklıdır. Kompozit yapılar fiber kopması, matris çatlama ve fiber-matris ayrılması (debonding) ve katmanların birbirinden ayrılması (delaminasyon) gibi kırılma mekanizmalarına sahiptir [Airbus,2009]. Uçaklardaki köşe elemanlarının radyus (dirsek) bölgelerinin maruz kaldığı temek yükler, çekme P, kesme V ve moment M yükleridir (Şekil 1a). Söz konusu

* Araştırma Görevlisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: imren.uyar@metu.edu.tr

† Araştırma görevlisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: aydan.arca@metu.edu.tr

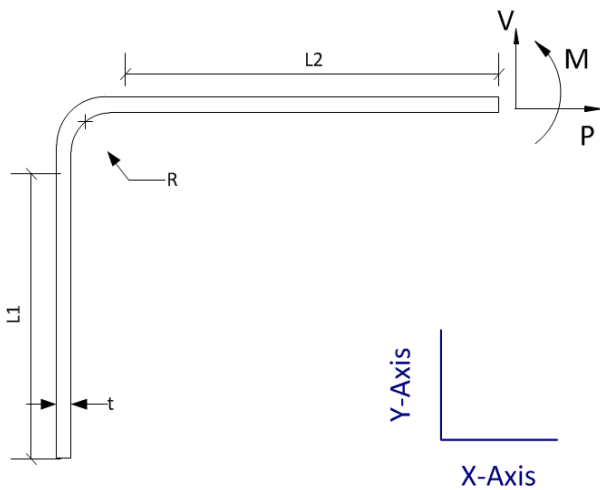
‡ Doç. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: coker@metu.edu.tr

yükler, köşe yapılarının radyus (dirsek) bölgesinde düzlem dışı yükler yaratmakta ve delaminasyona neden olmaktadır. Bu problem ilk olarak, Martin [Martin R.H., Jackson W.C., 1991] tarafından 90°'lerde NASA'da ortaya konmuştur. Martin, L-şekilli yapılar gibi, sert bükümlü kompozit yapılarda ana problemin delaminasyon olduğunu test ve sayısal çalışmalar ile göstermiştir. Ancak, Martin delaminasyonu sadece kesme V yükleme durumu için kuasi-statik analizlerle ve tek yönlü dizilimli sabit L-şekilli yapılarda incelemiştir.

Bir sonraki çalışma, Wimmer ve arkadaşları [Wimmer G., Kitzmüller W., Pinter G., Wettermann T., Pettermann H.E., 2009] tarafından gerçekleştirilmiştir. Sayısal modellemeyle delaminasyonun ilerletilmesinden dolayı önceki çalışmalardan daha ileri bir çalışmadır. Aynı zamanda, test sırasında Digital Image Correlation (DIC) optik ölçüm sisteminin kullanımı açısından da güzel bir örnek teşkil etmektedir. Ancak, Wimmer, kritik ilk delaminasyon çatlak boyutundaki bir teflon kâğıdını yapıya yerleştirmek yoluyla öncül delaminasyonu koymuştur. Bu sebeple, delaminasyon ilerleme deneylerinde, ilk delaminasyonun başlatılması müdahale ile gerçekleştiğinden, fenomen bir bütün olarak ele alınamamıştır.

Son olarak, Gözlüklü ve Çöker'in 2012'de L-kesitli dirsek yapılarında ilk defa olarak gerçekleştirdiği sayısal dinamik analizde, delaminasyon oluşum sürecinin, ilerlemesine etkisinin önemli olduğu ortaya çıkarmışlardır [Gozluklu, B., Coker, D., 2012]. Bu çalışmada ise dinamik gerilim dalgalanmalarının ilerleme hızına etkisi olduğu gösterilmiştir. Aynı zamanda söz konusu dalgalanmaların çatlakın ilerlediği yola da etkisinin olabileceği belirtilmiş ve statik analiz yerine dinamik analizin daha uygun olacağı belirtilmiştir.

Bu makalede amaç, farklı dizilimlere sahip kompozit braketlerde (genel olarak bütün L şekilli bağlayıcı yapılarda) büküm bölgesinde ortaya çıkan delaminasyonun deneysel yöntemler kullanılarak izlenmesi ve kırılma mekanizmaları arasındaki farklılıkların kıyaslanmasıdır. Deneylerde kullanılan saniyede 1,000,000'a kadar fotoğraf çekebilen hızlı kamera ile real-time delaminasyon başlaması ve büyümesi gözlemlenerek kırılma mekaniği anlaşılabilir ve hızı hesaplanabilecektir. Literatürdeki deneysel çalışmalarda delaminasyon hızının çok yüksek olmasından dolayı sadece çatlakın durduğu zamanlar ve deney sonunda kırılmış parça gözlemlenebilmiştir. Bundan dolayı delaminasyon yakalayıcı çalışmalar yapılamamış, sayısal modellemeler gerçek anlamda doğrulanamamış ve süreç hakkında tam bilgi alınamamıştır. Projede sunulan hızlı kameralı optik sistem sayesinde, söz konusu problemde ilk defa, süreç gerçek zamanlı gözlenerek söz konusu karmaşık davranışlar ayıklanabilecek ve çatlakın izlediği yol izlenecektir.



(a)

	[0] ₁₇	[0/90] ₁₇
L₁ (mm)	90	90
L₂ (mm)	150	150
R (mm)	10	10
t (mm)	3.13	3.13
w (mm)	30	30

(b)

Şekil 1: (a) L- kesitli yapının maruz kaldığı yükler ve ölçümlendirme sembolleri (b) Kompozit deney numunelerinin ölçüleri.

DENEYSEL YÖNTEM

Deneylerde $[0]_{17}$ ve $[90/0]_{17}$ dizilimlere sahip numuneler için HexPly® AS4 / 8552 UD karbon pre-pregleri kullanılmıştır. Deneylerde kullanılan kompozitlerin ölçüleri Şekil 1(b)'de gösterilmiştir. Tablo 1'de ise lamina özellikleri ve Tablo 2'de de klasik laminat teorisine göre hesaplanmış laminat özellikleri verilmiştir.

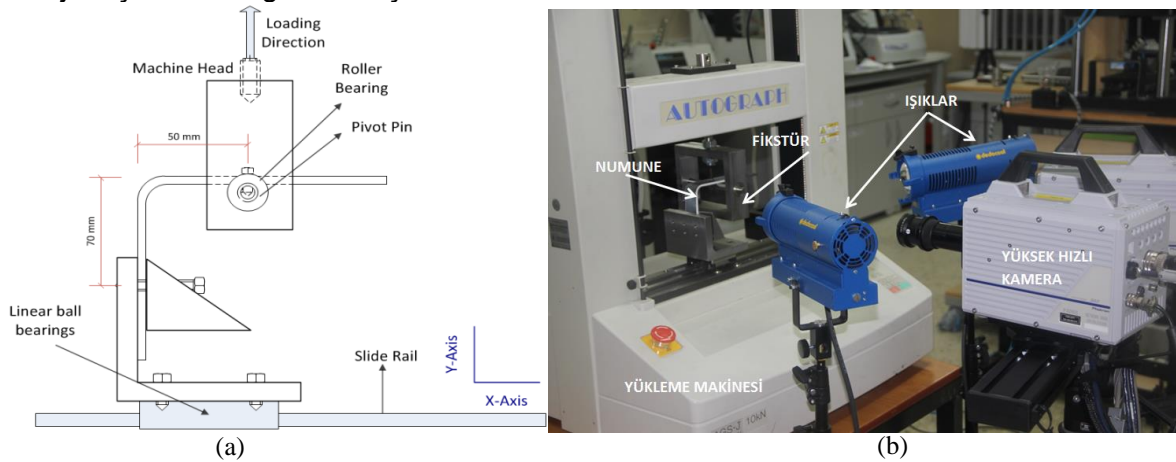
Tablo 1. Lamina Özellikleri

	E_1 (GPa)	$E_2 = E_3$ (GPa)	$G_{12} = G_{13}$ (GPa)	ν	Katman Kalınlığı (mm)	yoğunluk (gr/cm ³)	Nominal Fiber Hacmi (%)
AS4 / 8552 UD	135.0	8.5	4.2	0.29	0.184	1.59	57.42

Table 2. Laminat özellikleri

	E_x (GPa)	E_y (GPa)	G_{xy} (GPa)	ν_{xy}	ν_{yx}
$[0]_{17}$	135.0	8.5	2.8	0.35	0.02
$[90/0]_{17}$	68.5	75.9	2.8	0.04	0.04

Deneyler 10 kN'a kadar çekme, basma ve eğme deneyleri yapabilen deplasman kontrollü test makinesinde yapılmıştır. Tüm testler oda sıcaklığında 3 mm/sn deplasman ilerleme hızına göre yapılmıştır. İstenilen yükleme çeşidinin uygulanabilmesi için yeni bir fikstür dizayn edilmiştir. Fikstürün üst kısmı çekme aletinde civata ile tutturulmuş ve y- ekseninde çekme kuvveti uygulanmıştır. Ayrıca deney numunesi yukarı doğru çekilirken rahatça z- ekseninde dönebilmesi sağlayacak bir rulman-pim sistemi kurulmuştur ve pime numune bir vida ile sabitlenmiştir. Numuneyi sabitlemedeki amaç, moment kolunun deney esnasında sabit kalmasını sağlamaktır. Deney düzeneğinin alt kısmı ise x-ekseninde serbest hareket edebilen bir silindir yatağına monte edilmiştir. Bu yatak, deney esnasında üst kolda meydana gelecek x-yönündeki tepki kuvvetlerini elimine etmek ve numuneyi sadece y-ekseninde etkileyen bir yüke mruz bırakmak amacıyla tasarlanmıştır. Deney fikstürünün çizimi Şekil 2(a) da gösterilmiştir. Şekil 2(b)'de ise deney düzeneği gösterilmiştir. Çekme makinesi, fikstür ve numune ile uygun lens ayarlamaları yapılmış halde radyuslu alana odaklı Photron SA5 yüksek hızlı kamera ve yüksek hızlarda ihtiyaç duyulan halojen ışık sistemi gösterilmiştir.



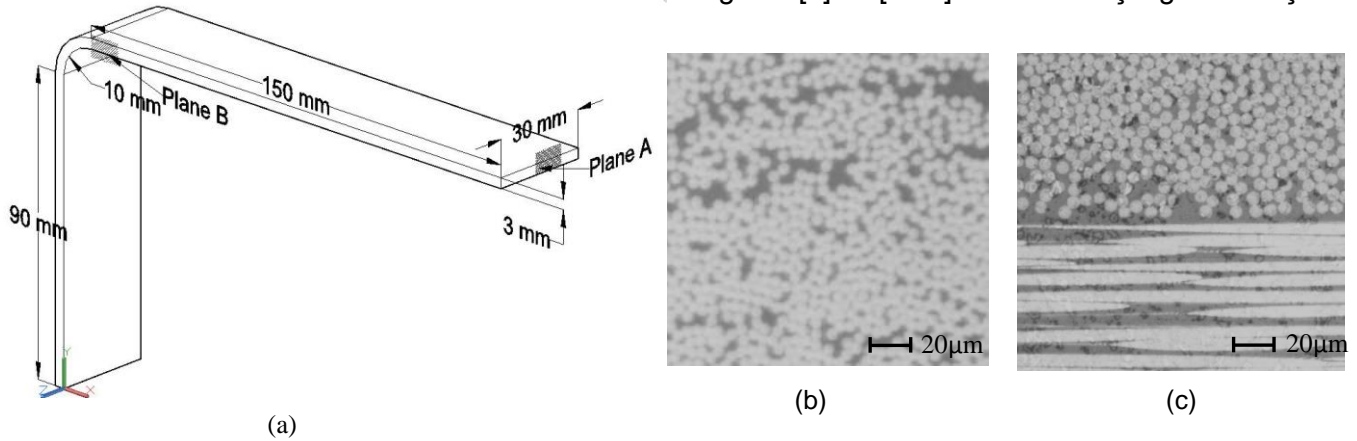
Şekil 2: (a) Deney fikstürü (b) Deney düzeneği (Photron SA5 yüksek hızlı kamera, yükleme makinesi, ışık sistemi, fikstür ve numune)

Bu çalışmada, $[0]_{17}$ ve $[90/0]_{17}$ dizilimindeki numuneler kesme yükü altında test edildi. Delaminasyon başlangıcı ve ilerlemesi hızlı kamera ile görüntülendi. Hızlı kamera sonuçlarından çatlak ilerlemesi ölçüldü ve çatlak hızları hesaplandı. Hesaplanan hızlar malzemenin dalga yayıma hızlarıyla karşılaştırıldı. Dalga yayılma hızları (shear wave speed, longitudinal and transverse wave speeds) aşağıdaki formüllere göre hesaplandı [Coker D., Rosakis A. J., 2001].

$$c_l^{\parallel} = \left(\frac{c_{11}}{\rho}\right)^{1/2}, \quad c_l^{\perp} = \left(\frac{c_{22}}{\rho}\right)^{1/2}, \quad c_s = \left(\frac{c_{66}}{\rho}\right)^{1/2}$$

Formüllerdeki c_{11} , c_{22} , c_{66} 'stiffness matrix' elemanlarını, ρ yoğunluğu ve c_l^{\parallel} 'dilatational wave speed' fiber yönüne paralel, c_l^{\perp} 'dilatational wave speed' fibere dik yönde c_s ise 'shear wave speed' i sembolize eder.

Şekil 3'te gösterilen yönlere numunelerden küçük örnekler alınmış ve mikroskopta incelenmiştir. Şekil 3 (b) ve (c)'de fiberlerin matriks içerisinde dağılımı $[0]$ ve $[0/90]_{17}$ numuneler için gösterilmiştir.



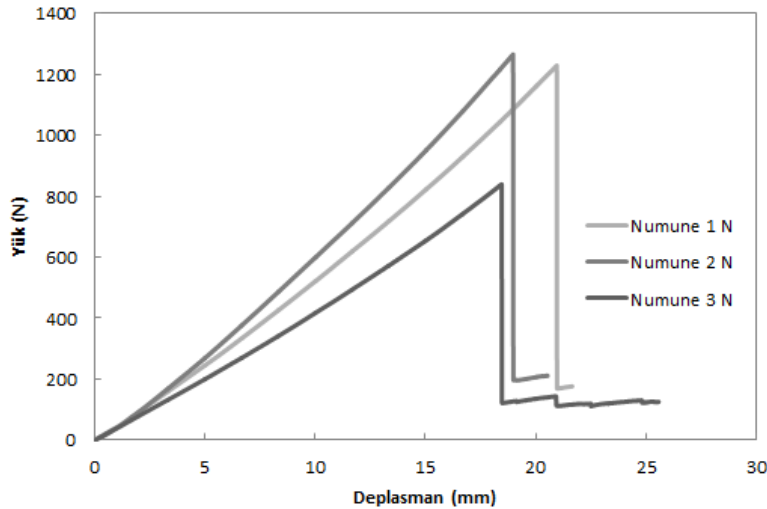
Şekil 3. (a) Mikroskopik analiz için seçilen alanlar.

(b) fiberlerin matriks içerisinde dağılımını gösteren mikroskop sonuçları (b) $[0]_{17}$ 100x büyütme, (c) $[90/0]_{17}$ 100x büyütme

UYGULAMALAR

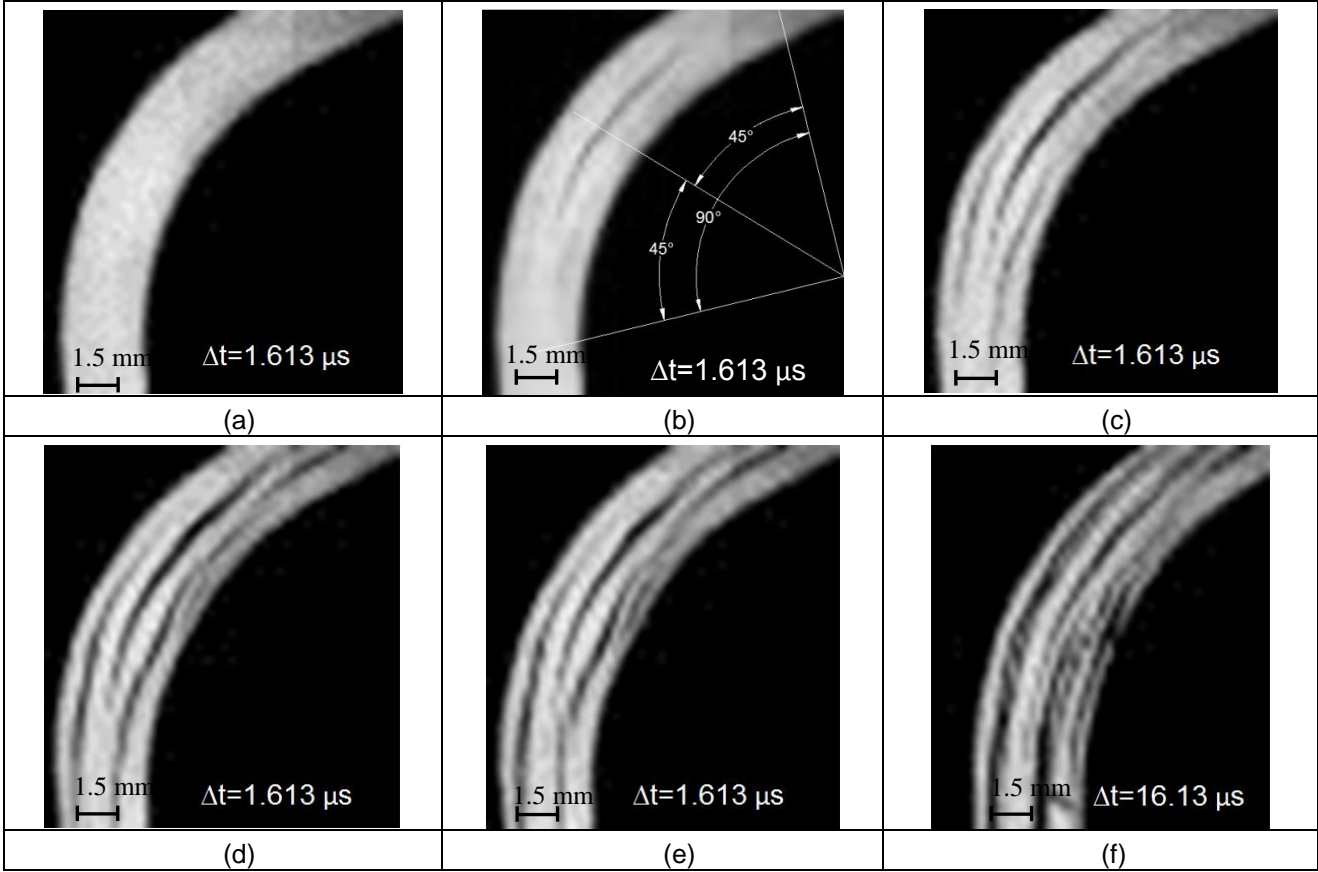
$[0]_{17}$ Bükümlü Laminat Deneyi

Deney esnasında yük deplasman grafiği datası çekme makinasından alınmıştır. Sonuçlara göre $[0]_{17}$ numuneleri 1000 N'un üstünde bir dayanıma sahiptir. Ancak maksimum yüke ulaştıktan sonra kırılmaya uğramış ve kırılmış numune maksimum yükün %10'una yakın bir yükü ancak kaldırabilmiştir.



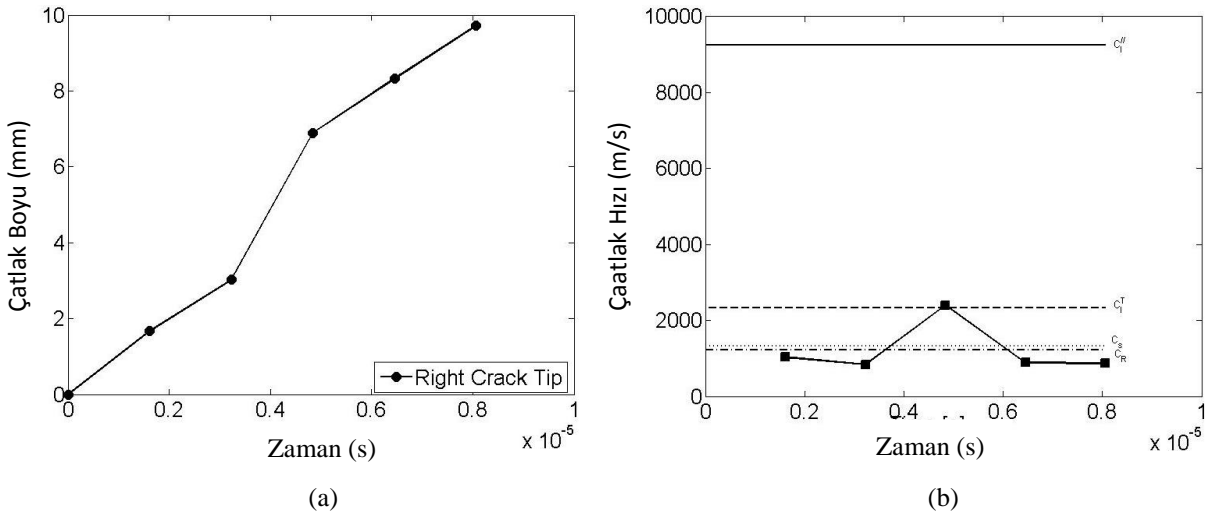
Şekil 4: $[0]_{17}$ laminant deneylerinin yük-deplasman grafiği

Hızlı kamera sonuçları 620000 fps hızında çekilmiştir. Görüntüler Şekil 5'te gösterilmiştir. İlk çatlakın kavisli yapının orta kısmında açıldığı ve hemen peşi sıra 4 simetrik çatlakın bu ilk çatlakın alt ve üstünde açılarak büyüdüğü gözlenmiştir. 16.13 μ s sonrasındaki görüntüde açılan çatlakların kollara doğru büyüdüğü ve yeni daha küçük çatlakların açıldığı gözlenmiştir. Tüm delaminasyonlar tek bir yük düşüşü esnasında oluşmuştur.



Şekil 5: $[0]_{17}$ laminant deneylerinin 620000 fps hızında ve 1.613 μ s süre aralığında çekilmiş hızlı kamera görüntüleri

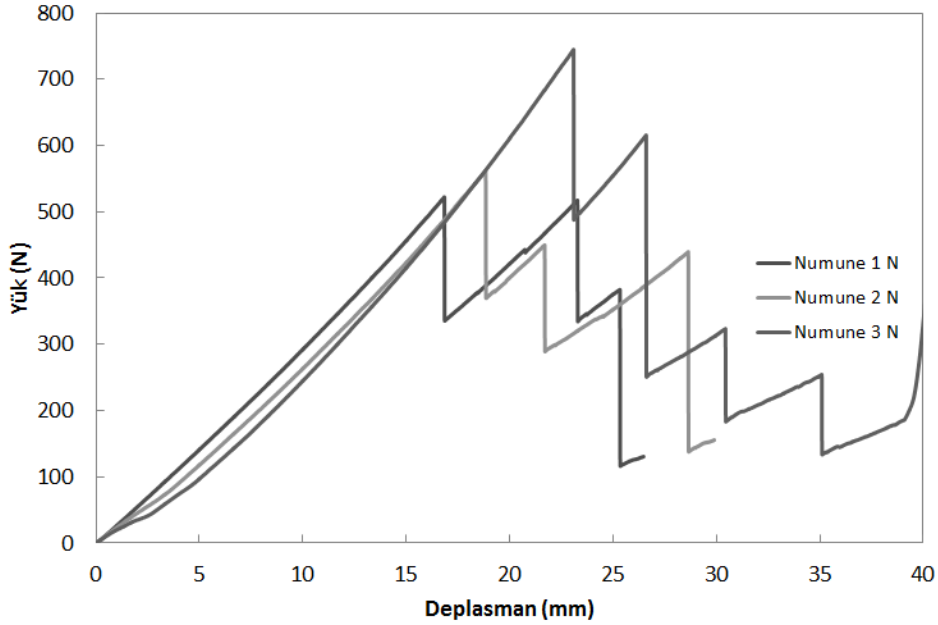
Şekil 5'teki görüntüler üzerinde çalışılarak çatlakın boyu ve ilerleme hızı hesaplanmıştır. Grafikler Şekil 6 (a) ve (b)'de gösterilmiştir.



Şekil 6: Sağ yöne doğru ilerleyen çatlak için (a) çatlak ilerlemenin zamana karşı davranışı (b) çatlak ilerleme hızının zamana karşı davranışı ve dalga hızlarıyla karşılaştırılması.

[90/0]₁₇ Bükümlü Laminat Deneyi

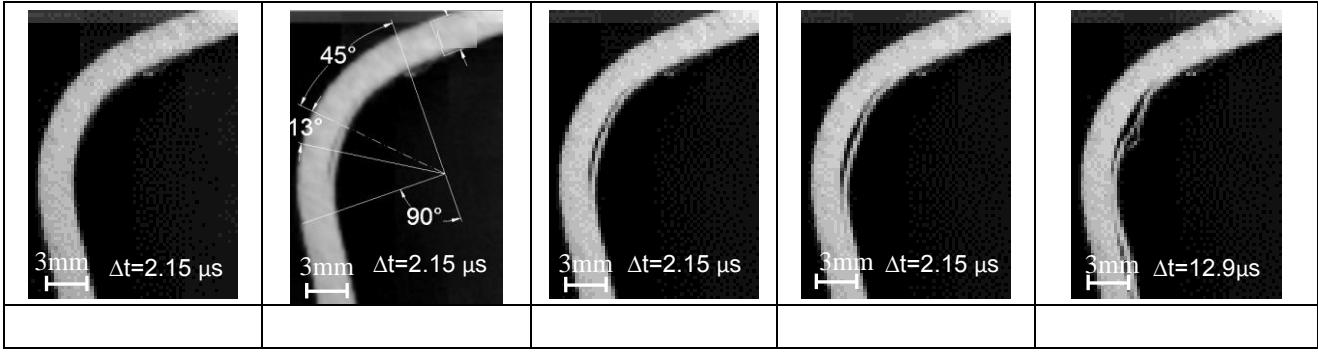
[90/0]₁₇ deneyi için yük deplasman grafiği Şekil 7’de gösterilmiştir. Bu laminat dizilimi için dayanımk maksimum 700 N’a kadardır. Ancak tüm yük taşıma kapasitesini bir kırılmada kaybetmemektedir. 3 ile 4 kırılma sonucunda bile hala %15’lik bir yük taşıma kapasitesine sahiptir. Yük düşüşü ilk kırılmadan sonra maksimum yükün yaklaşık 200N kadar altına inip tekrar yaşımaya devam etmiştir.



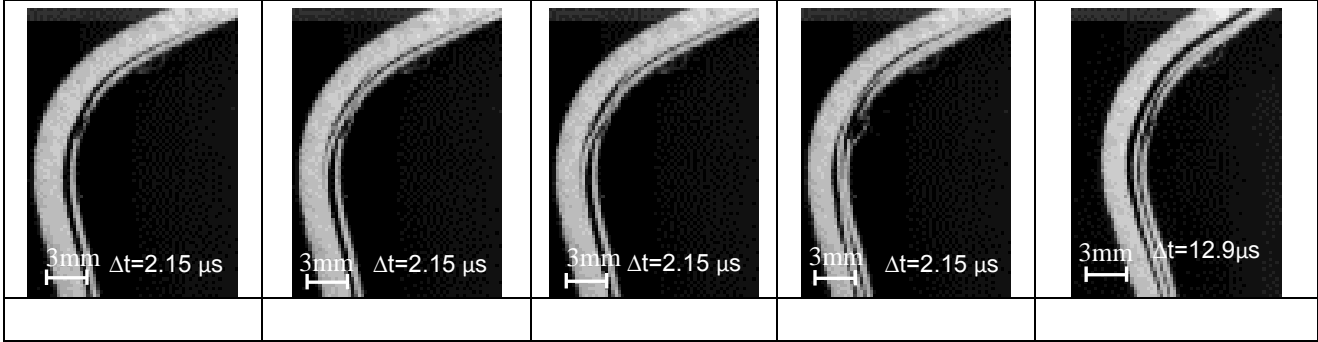
Şekil 7: [90/0]₁₇ laminant deneylerinin yük-deplasman grafiği

Hızlı kamera sonuçları Şekil 8’de gösterilmiştir. Fotoğraflar ‘specimen3’e aittir. İlk yük düşüşüne karşılık gelen delaminasyon oluşumu Şekil 8 (a)’da gösterilmiştir. İlk delaminasyon bükümlü kısmın iç tarafında başlamıştır. Başlama açısı hesaplandığında bükümlü kısmın ortasından 13 derece soldan açıldığı ve iki kola doğru büyüdüğü gözlenmiştir. İkinci yük düşüşüne karşılık gelen hızlı kamera sonuçları Şekil 8 (b)’de gösterilmiştir. İkinci delaminasyon ilkinin biraz üstünde benzer bir açıyla açılmış ve kollara doğru büyümüştür. Son yük düşüşüne karşılık gelen görüntüler Şekil 8(c)’de gösterilmiştir. Bu sefer bir yük düşüşüne karşılık iki delaminasyon oluşumu gözlenmiştir ancak içten dışa doğru sıralı olarak başlama ve büyüme olmuştur.

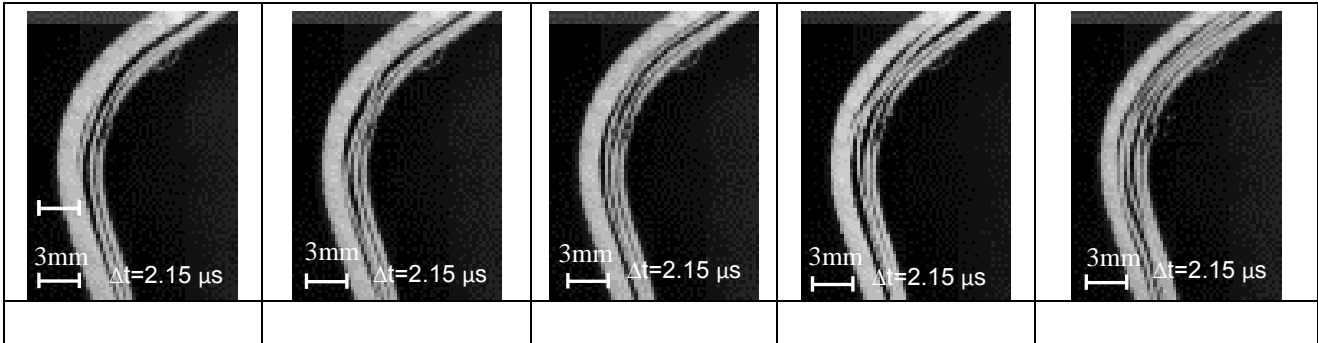
Hızlı kamera sonuçları kullanılarak ilk delaminasyonun ilerleme miktarı ve ilerleme hızı hesaplanmıştır. Şekil 9’da sonuçlar gösterilmiştir. Şekil 8(a)’da çatlağın ilk açılma konumu gösterilmiş ve bu konuma göre ilerlemesi ölçülmüştür. Hızlar ise ‘Backward Difference’ numerik metodu kullanılarak hesaplanmıştır.



(a)

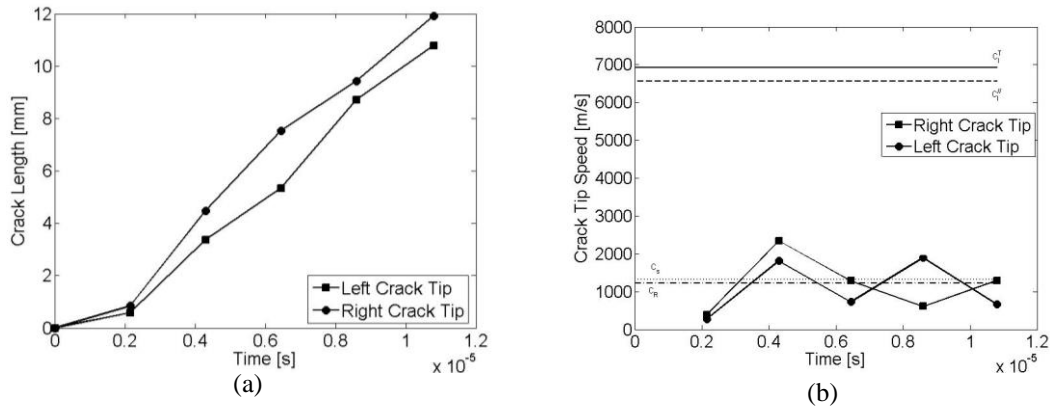


(b)



(c)

Şekil 8:[90/0]₁₇ laminat deneyinin 465000 fps hızında çekilmiş kırılma fotoğrafları (a) 1. yük düşmesi esnasında(b) 2. yük düşmesi esnasında (c) 3. yük düşmesi esnasında



Şekil 9: (a)Çatlağın açıldığı noktadan sağa ve sola doğru ilerlemesi esnasında çatlak boylarının zamana karşı davranışı (b) sağa ve sola doğru çatlak ilerleme hızının zamana karşı davranışı

SONUÇ

L-Şekilli köşe elemanlarında oluşan dinamik delaminasyon sorunu irdelenmiştir. İki farklı dizilim seçilmiş ve dizilim farklılıklarının kırılma mekaniğine olan etkisi araştırılmıştır. Tek yönlü [0] laminatlar ksme yükü (V) altında daha yüksek yüklere çıkarken kırıldıktan sonra yük taşıma kapasitelerinin çoğunu kaybetmektedirler. Çapraz katmanlı laminatlar ise görece daha az yüklere çıkmakta ancak kırılma sonrasında yük taşıma kapasitelerini korumaktadırlar. Tek yönlü [0] laminatlarda birden fazla delaminasyon tek bir yük düşüşü esnasında oluşmuştur. İlk açılma orta laminatlar arasında oluşmuş, peşisıra bu ilk çatlağın simetri ekseninde alt ve üstlerde simetrik delaminasyonlar oluştuğu gözlenmiştir. Diğer taraftan çapraz katlı [0/90] laminatlarda ise iç yarıçaptan dışa doğru sıralı bir biçimde her yük düşüşüne karşılık gelen tekli delaminasyonlar oluştuğu gözlenmiştir. Delaminasyon ilerleme hızları hesaplandığında, iki farklı dizilim içinde intersonik hızlara çıkıldığı ilk defa gözlenmiştir.

Kaynaklar

Airbus to start manufacturing parts for new A350 XWB in late "09", 2009. Engineering News online. <http://www.engineeringnews.co.za/article/airbus-to-start-manufacturing-parts-for-new-a350-xwb-in-late-09-2009-05-11.html>. Alıntı 11 Mayıs.

Coker D., Rosakis A. J., 2001. "Experimental observations of intersonic crack growth in asymmetrically loaded unidirectional composite plates", *Philosophical Magazine A*, vol. 81, No. 3, 571-595.

Gozluklu, B., Coker, D., 2012. "Modeling of the dynamic delamination of L-shaped unidirectional laminated composites," *Composite Structures*, Cilt 94, 1430-1442.

Marlett K., 2011. Hexcel 8552S AS4 Plain Weave Fabric Prepreg 193 gsm & 38% RC Qualification Material Property Data report. National Institute for Aviation Research, Wichita State University, CAM-RP-20110-006.

Martin R.H., Jackson W.C., 1991. *Damage prediction in cross-plyed curved composite laminates*, NASA Technical Memorandum 104089, USAAVSCOM Technical Report 91-B-009.

Martin R.H., 1992. *Delamination failure in a unidirectional curved composite laminate*, *Compos Mater Test*; Cilt 10:365–83, Des.

Wimmer G., Kitzmüller W., Pinter G., Wettermann T., Pettermann H.E., 2009. *Computational and experimental investigation of delamination in L-shaped laminated composite components*, *EngFract Mech*; Cilt 76:2810–20.