

KOMPOZİT RÜZGAR TÜRBİNİ KANADININ MUKAVEMET ÖZELLİKLERİNİN İLERLEMELİ HASAR ANALİZİ YARDIMIYLA İYİLEŞTİRİLMESİ

Can Muyan¹, Demirkan Çöker²

^{1,2}ODTÜ Rüzgar Enerjisi Araştırma Merkezi, Ankara
^{1,2}ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, Ankara
¹can.muyan@metu.edu.tr, ²coker@metu.edu.tr

ÖZET

Rüzgar türbininin ana bileşenleri arasında bulunan kompozit kanatların uzun süreli yapısal bütünlüğü, nihai kırılmalara yol açabilecek hasar mekanizmalarının detaylı araştırılması ve anlaşılmasıyla sağlanabilir. Bu bağlamda, tam ölçekli yapısal testler, çeşitli yükleme koşullarında kanatların mekanik davranışlarını gözlemlememizi sağlar. Ancak bu testler nümerik simülasyonlarla desteklenmelidir, çünkü bu sayede hasar gelişiminin fiziksel nedeni anlaşılabilir. Bu çalışmada, ODTÜ RÜZGEM bünyesinde bulunan 5 metrelik cam elyaf takviyeli polimer rüzgar türbin kanadının sonlu elemanlar modeli ANSYS ACP ortamında oluşturulmuştur. ANSYS APDL kodu aracılığıyla, Puck kriterleri ve elastik özellikleri kötüleştirme kurallarına dayanan kanat ilerlemeli hasar analiz algoritması geliştirilmiştir. Kelebekleme yönündeki eğilme yükü altında gerçekleştirilen tam ölçekli test simülasyonunda rüzgar türbini kanadının kırılmasına neden olabilecek ana hasar mekanizmasının, spar rijitliğinin yetersizliği sonucu hücum ve firar kenarında oluşan yapışkan ayrılması olduğu görülmektedir. Yapılan analiz sonucu daha dayanıklı bir kanat tasarımı için sparın açık şapka şeklindeki kesit konstrüksiyonunun eğilmeye ve burulmaya daha dayanıklı kapalı kutu spar ile değiştirilmesi önerilmektedir.

1. GİRİŞ

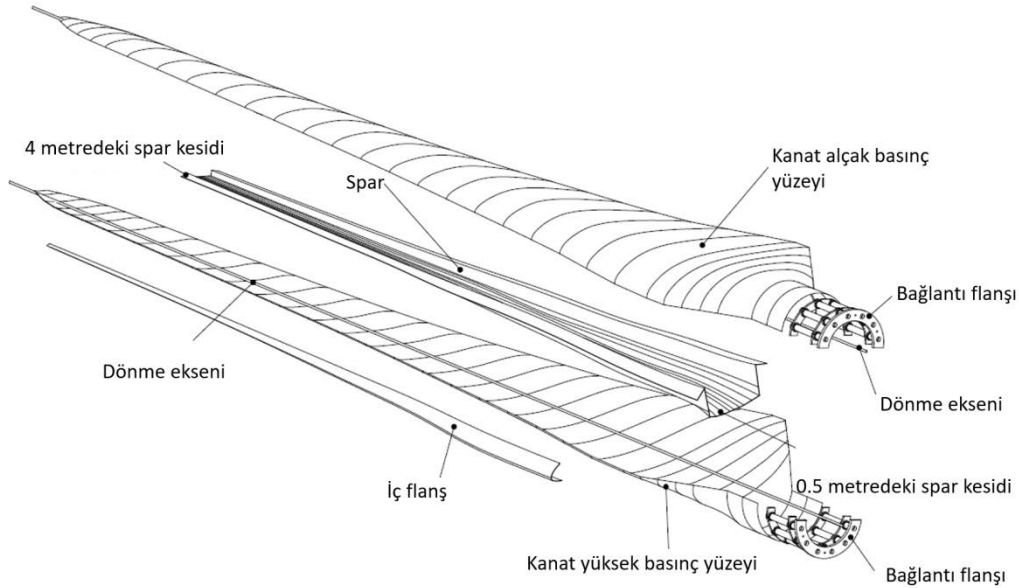
Çevre dostu ve temel yenilenebilir enerji kaynakları arasında olan rüzgar türbinleri, 20 yıllık bir kullanım ömrüne sahip olacak şekilde tasarlanmaktadır. Bu nedenle, özellikle ulaşımı zor olan bölgelerde çalıştırılması planlanan rüzgar türbini bileşenlerinin yapısal güvenilirliği yüksek üretim, muayene ve onarım maliyetleri göz önüne alındığında önem arz etmektedir [1]. Kompozit kanatlar rüzgar türbinin en kritik bileşenleri arasında olup, karmaşık yüklenme durumlarına maruz kalmaktadırlar. Yeterli mekanik dayanımın sağlanması için kanatlar testlere ve/veya analizlere tabi tutulmaktadır. Test metodu, test makinası tasarım ve kurulum zorluğu nedeniyle oldukça maliyetlidir. Bu sebeple, Chen ve diğerleri [2] makalelerinde ilerlemeli hasar mekanizmalarının tespit edilebilmesi ve fiziksel temellerinin doğru anlaşılabilmesi için, test metodunun nümerik analiz ile desteklenmesi gerekliliği vurgulamaktadır. Ayrıca, hasar başlangıç ve nihai kırılma yükü testten önce ilerlemeli hasar modelleri kullanılarak belirlenebilir.

Literatürde kompozit kanatların yapısal davranışlarıyla ilgili pek çok çalışma mevcuttur. Örneğin Fagan ve diğerleri [3] denizaltı gelgit türbin kanadının yapısal analizini yaparken Puck fenomenolojik elyaf ve matris kırılma kriterlerinden faydalanmıştır. Böylece kanadın çeşitli yükleme durumlarında ne kadar hasar göreceğini tahmin edilebilmiştir ve dayanımı hakkına bilgi sahibi olunmuştur. Jensen ve diğerlerinin [4] çalışması 34 metre rüzgar kanadının tam ölçekli testi ve doğrusal olmayan sonlu elemanlar analizi ile ilgilidir. Çalışmada yükleme-deplasman eğrileri çıkartılarak nihai kırılmaya neden olabilecek hasar başlangıç noktaları belirlenmiştir. Test ve simülasyon sonuçları karşılaştırılarak aerodinamik kabukta oluşan delaminasyonun ve devamında oluşan burkulmanın ana hasar mekanizması olduğu belirlenmiştir.

Chen ve diğerleri [2] makalelerinde 52.3 metre rüzgar türbini kanadı tam ölçekli nihai kırılma testinde gözlemlenen sıralı hasar mekanizmalarını kaydettiği video görüntüleri yardımıyla açıklamıştır. Bunun yanısıra, yeni DNV GL standartları [5] gereği aerodinamik kabukta oluşabilecek delaminasyon veya yapışkan yüzey ayrılması gibi hasarların önceden tespit edilebilmesiyle ilgili yeni bir metodoloji önermişlerdir. Ozyildiz ve diğerlerinin [6] yaptıkları çalışma ilerlemeli hasar analizinin kullanıldığı 5 metrelik RÜZGEM kanadının dayanım analizi ile ilgilidir. Bu çalışmada Puck hasar kriterleri kullanılarak doğrusal ve ilerlemeli hasar analizinin kullanıldığı doğrusal olmayan mukavemet analizleri yapılmıştır. Çalışma ilerlemeli hasar analiz tekniğinin kullanıldığı doğrusal olmayan modelin, doğrusal modele oranla kırılma mekanizmalarını daha gerçekçi gösterdiğini ortaya koymuştur.

Bu çalışmanın ana hedefi kelebekleme yönündeki aşırı yükleme altında gerçekleştirilecek tam ölçekli test sonucu kanadın nihai kırılmasına sebep olabilecek ana kırılma mekanizmasının ve/veya hasar modunun ilerlemeli hasar analizi yardımıyla tespit edilmesidir. Yapılan analiz sonuçlarının incelenmesi sonucunda kırılma başlangıç noktalarının kanadın firar kenarı, iç flanş ve hücum kenarı olduğu belirlenmiştir. Çalışmanın sonucunda kırılma mekanizmaları temel alınarak yapısal olarak daha iyileştirilmiş bir kanat tasarımı önerilmektedir.

İmalatı tamamlanmış olan kanat, RÜZGEM – ODTÜ Rüzgar Enerjisi Teknolojileri Araştırma ve Uygulama Merkezi ile Yunanistan'ın Patras Üniversitesi bünyesinde faaliyet gösteren Core Team tarafından yürütülen proje kapsamında tasarlanmıştır [7]. Kanat 30 kW'lık nominal güce sahip 10 m/s rüzgar hızında çalışacak rüzgar türbini için tasarlanmıştır. Adı geçen kanat Şekil 1'de görüldüğü üzere beş ana bileşenden oluşmaktadır. Bunlar, kanat alçak basınç yüzeyi, kanat yüksek basınç yüzeyi, iç flanş, şapka şeklindeki keside sahip spar ve bağlantı flanşıdır.



Şekil 1. 5-metre RÜZGEM kanadı montaj şeması [7].

2. METOD

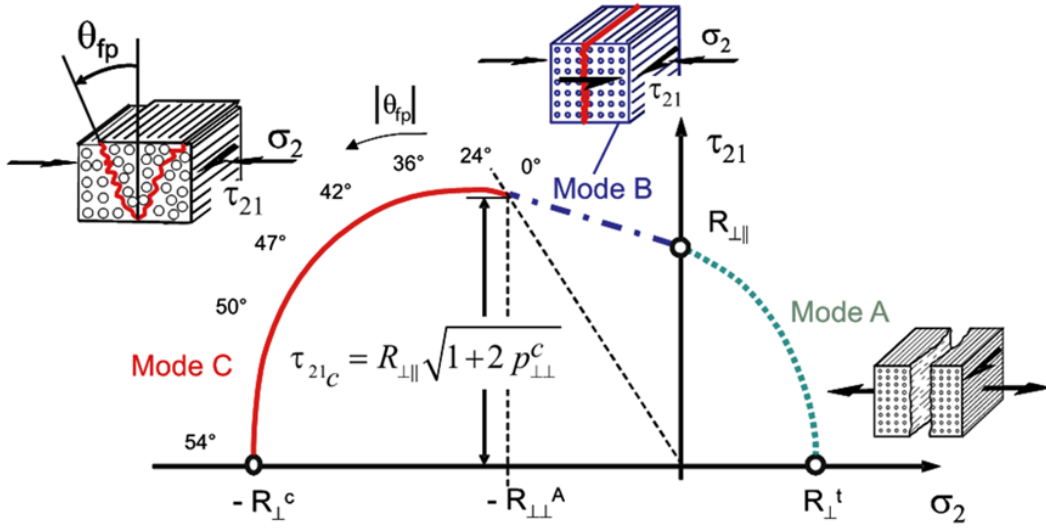
Kanadın ilerlemeli hasar analizi için aşağıda anlatılan Puck hasar kriterleri kullanılmıştır. Puck kriterleri kompozit laminatların mukavemet analizi için yaygın olarak kullanılan ve gelişmiş kriterler arasındadır [8]. Puck teorisi tabakalı laminatların yükleme altında kırılmasıyla ilgili gözlemlere dayanmaktadır. Yaptığı gözlemler sonucu Puck kompozitlerin kırılmasının gevrek malzemelerin kırılmasına benzediği sonucuna varmıştır. Bu sonuç onu Mohr Coulomb'un gevrek malzemeler için geliştirdiği hipoteze yönlendirmiştir ve teorisi bu hipoteze dayanmaktadır. Puck elyaf (FF) ve matris kırılma (IFF) modlarının ayrı ayrı incelenmesi

gerektiği üzerinde durmuştur. Bu durumda elyaf kırılması için aşağıdaki denklemler kullanılmaktadır:

$$f_{E(FF)}^T = \frac{\sigma_1}{R_{\square}^t} = 1 \text{ eğer } \sigma_1 > 0 \quad (1)$$

$$f_{E(FF)}^C = \frac{\sigma_1}{-R_{\square}^c} = 1 \text{ eğer } \sigma_1 < 0 \quad (2)$$

Yukarıdaki denklemlerde $f_{E(FF)}^T$ ve $f_{E(FF)}^C$ sırasıyla çeki ve bası gerilmeleri altında hasar indeksi olarak tanımlanmıştır. Değerleri 1'i aştığında hasar meydana geleceği sonucuna varılır. σ_1 elyaf yönündeki gerilme değeridir. R_{\square}^t ve R_{\square}^c ise sırasıyla laminanın elyaf yönündeki çeki ve bası dayanımını gösteren değerlerdir. İki eksenli yükleme durumunda ortaya çıkan kırılma modları aşağıda Şekil 2'de gösterilmiştir:



Şekil 2. İki eksenli yükleme altında kompozit laminada oluşan hasar diyagramı [9].

İki eksenli lamina hasar diyagramında bulunulan bölgeye göre hasar indeksini hesaplamak için aşağıda uygun olan denklemlerden biri kullanılır:

$$f_{E(IFF)}^A = \left[\left(\frac{\tau_{21}}{R_{\perp}} \right)^2 + \left(1 - p_{\perp}^{(t)} \frac{R_{\perp}^t}{R_{\perp}} \right)^2 \left(\frac{\sigma_2}{R_{\perp}^t} \right)^2 \right]^{1/2} + p_{\perp}^{(t)} \frac{\sigma_2}{R_{\perp}} = 1 \text{ eğer } \sigma_2 \geq 0 \quad (3)$$

$$f_{E(IFF)}^B = \frac{1}{R_{\perp}} \left\{ \left[(\tau_{21})^2 + (p_{\perp}^{(c)} \sigma_2)^2 \right]^{1/2} + p_{\perp}^{(c)} \sigma_2 \right\} = 1 \text{ eğer } \begin{cases} \sigma_2 < 0 \\ \left| \frac{\sigma_2}{\tau_{21}} \right| \leq \frac{R_{\perp}^A}{\tau_{21C}} \end{cases} \quad (4)$$

$$f_{E(IFF)}^C = \left[\left(\frac{\tau_{21}}{2(1 + p_{\perp}^{(-)})R_{\perp}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{R_{\perp}^c} \right)^2 \right] \frac{R_{\perp}^c}{(-\sigma_2)} = 1 \text{ eğer } \begin{cases} \sigma_2 < 0 \\ \left| \frac{\sigma_2}{\tau_{21}} \right| \geq \frac{R_{\perp}^A}{\tau_{21C}} \end{cases} \quad (5)$$

Yukarıdaki denklemlerde $p_{\perp}^{(t)}$, $p_{\perp}^{(c)}$ ve $p_{\perp}^{(e)}$ hasar diyagramında eğimi belirleyen parametrelerdir. σ_2 matris yönündeki gerilme değeri olup, R_{\perp}^t ve R_{\perp}^c sırasıyla laminanın elyafa dik yöndeki çeki ve bası mukavemet değerleridir. Kayma gerilmesi ve kayma mukavemeti sırasıyla τ_{12} ve R_{\perp} ile gösterilmiştir. Eğer hasar endeksi 1'i geçerse hasar meydana gelir. Mod A çeki ve kayma gerilmeleri sonucu oluşan kırılma modudur. Mod B ise bası ve kayma gerilmeleri altında oluşur. Mod C daha ileri derece bası ve kayma gerilmeleri sonucu oluşabilecek tehlikeli bir kırılma modu olup, nihai kırılmayı tetikleyebilir.

İlgili Puck denklemleri kullanılarak tespit edilen kırılma modlarına bağlı uygulanması gereken malzemenin elastik özelliklerini kötüleştirme kuralları aşağıdaki Çizelge 1'de özetlenmiştir. Çizelgede E_2 matris elastisite modülü olup, G_{21} elyaf-matris düzlemindeki kayma modülü ve ν_{21} aynı düzlemdeki Poisson oranıdır.

Çizelge 1. Kırılma moduna bağlı olarak elastik özellikleri kötüleştirme kuralları

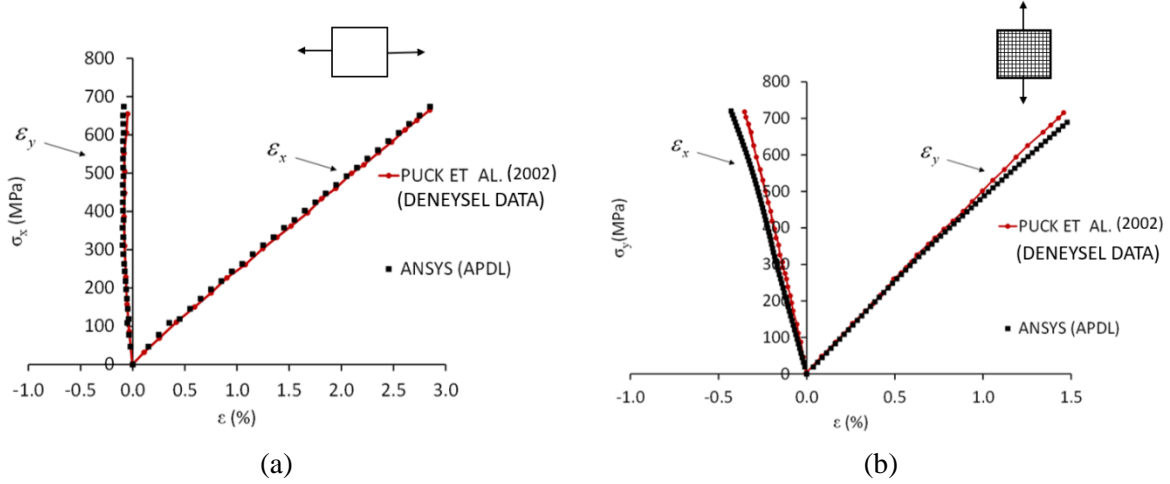
Kırılma Modu	Elastik özellikleri kötüleştirme kuralı
FF (çeki/bası) veya 3 ya da daha fazla lamina görülen IFF(C)	Laminat'ın kırılması
IFF (A)	$E_2 = \eta \cdot E_2$ $G_{21} = \eta \cdot G_{21}$ $\nu_{21} = \eta \cdot \nu_{21}$
IFF (B)	$E_2 = \eta \cdot E_2$ $G_{21} = \eta \cdot G_{21}$ $\nu_{21} = \eta \cdot \nu_{21}$
IFF (C)	$E_2 = 0.1 \cdot E_2$ $G_{21} = 0.1 \cdot G_{21}$ $\nu_{21} = 0.1 \cdot \nu_{21}$

Yukarıda çizelgede kullanılan elastik özellikleri kötüleştirme katsayısı aşağıdaki bağıntıdan hesaplanır:

$$\eta = \frac{1 - \eta_r}{1 + c(f_{E(IFF)} - 1)^{\xi}} + \eta_r \quad (6)$$

Yukarıdaki bağıntıda c, η_r ve ξ , [10]'da tavsiye edilen malzeme değerlerine uygun olarak alınır. Kompozit laminatın sonlu elemanlar yöntemiyle yapılan ilerlemeli hasar analizi ANSYS Parametric Design Language (APDL) kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Geliştirilen algoritmaya göre öncelikle ANSYS kodlama dili kullanılarak laminatı oluşturan her bir elemanın her bir katmanına farklı malzeme numaraları verilir. Bu adım gereklidir, çünkü ilerlemeli analiz sırasında elemanların farklı laminalarına farklı elastik özellikleri kötüleştirme kuralları uygulanır. Daha sonra, kelebekleme yönündeki aşırı yük sonlu elemanlar modeline aşamalı olarak uygulanır ve statik analiz gerçekleştirilir. Analiz sonrası aşamada gerilme değerleri okunur. Okunan gerilme değerleri elyaf, FF (1)-(2) ve matris, IFF(3), (4), (5) Puck kırılma kriterlerine konularak hasar endeksleri hesaplanır. Çizelge 1'deki kurallara göre herhangi bir laminanın hasar görüp görmediği kontrol edilir. Eğer eleman seviyesinde elyaf kırılması ya da üç veya daha fazla katmanda IFF (C) görülecek olursa, laminatı oluşturan elemanın tamamen hasar gördüğü sonucuna varılır ve bu elemanın mukavemeti sıfırlanır. Eğer IFF (A) ya da IFF (B) veya üçten az katmanda IFF (C) saptanırsa, bu durumda kademeli kötüleştirme kuralları uygulanır. Malzeme modeli yeni elastik özelliklere göre güncellenir ve yük aşamalı olarak artırılarak analize devam edilir. Yük artışı analiz sonucu yakınsamayınca kadar sürdürülür.

Eğer analiz sonucu yakınsamaz ise kanadın nihai hasara uğradığı sonucuna varılır ve analiz durur. Herhangi bir kötüleştirme kurallarına göre matris ya da elyaf hasara uğramadığı sürece yük artırılır ve analize devam edilir. Hazırlanmış olan APDL kodu ile tek eksenli çeki yükü altındaki $[0/90]_s$ cam elyaf takviyeli polimer MY750 laminat ve karbon elyaf takviyeli $[0/\pm 45/90]_s$ polimer AS4 3501-6 laminatın gerilme-gerinim davranışı simüle edilmiştir. Simülasyon sonuçlarının deney sonuçlarıyla karşılaştırılması Şekil 3’de görülmektedir. Şekilden deney sonuçları ile simülasyon sonuçlarının uyumlu olduğu anlaşılmaktadır.



Şekil 3. APDL kodun ilerlemeli hasar analizi yardımıyla doğrulanması (a) $[0/90]_s$ MY750 cam elyaf takviyeli laminat tek eksenli σ_x yükü altında (b) $[0/\pm 45/90]_s$ AS4 3501-6 karbon elyaf takviyeli laminat tek eksenli σ_y yükü altında [11].

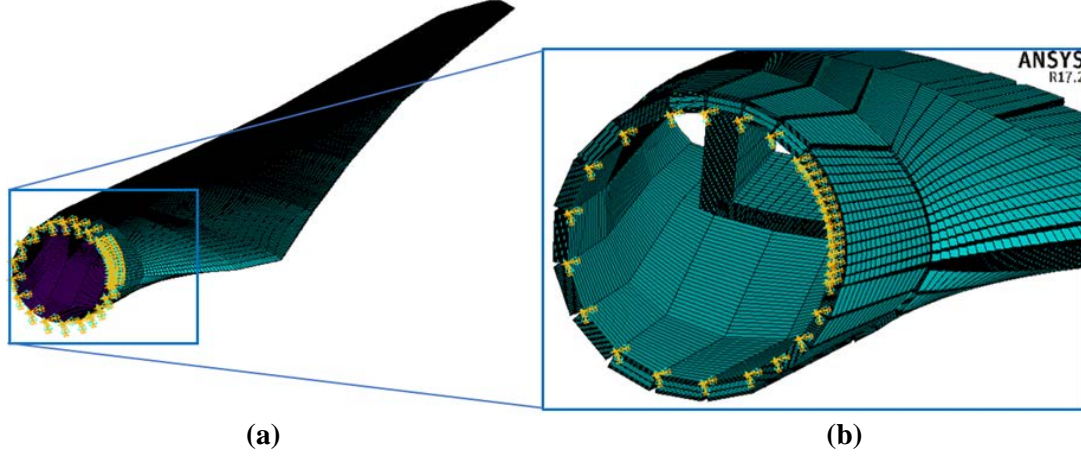
2. SONLU ELEMANLAR MODELİ

Kanadın aerodinamik tasarım detaylarından veter uzunluğu, burulma açısı gibi bilgileri içeren teknik resimler Patras Üniversitesi’nden Core Team tarafından sağlanmıştır. Teknik resimlerden kanadın üç boyutlu katı modeli NX 10.0 ortamında oluşturulmuştur. Çizelge 2’de kanadın malzeme özellikleri ve statik analiz için mukavemet değerleri listelenmiştir. Çizelgedeki malzeme mukavemet değerleri GL 2005 standartlarında [12] öngörülen emniyet katsayıları kullanılarak hesaplanmıştır. Kanadın mukavemetine önemli bir etkisi olmadığından jel kaplama, CSM 300 kaplama ve Divinycell H45 köpük, kanat sonlu elemanlar modeline koyulmamıştır.

Çizelge 2. RÜZGEM kanadı statik analizi için malzeme özellikleri ve mukavemet değerleri

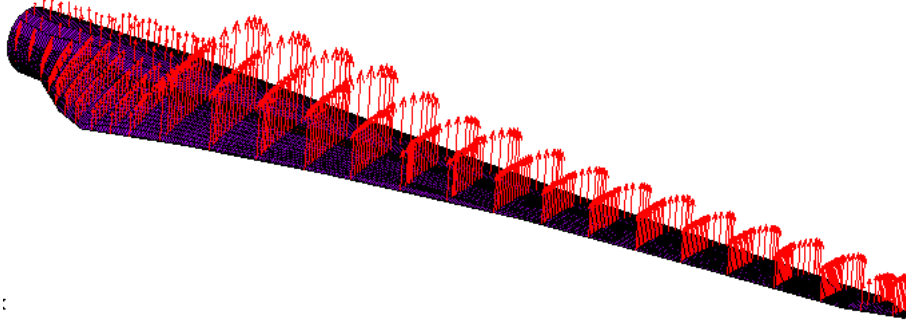
Malzeme Özellikleri		Tek yönlü lamina	Çelik	Jel kaplama	CSM 300	Divinycell H45
Yoğunluk, ρ	[kg/mm ³]	1896	7850	1200	1896	200
Kalınlık, h	[mm]	0.716	5.3	0.9	0.358	5 veya 10
E_1	[GPa]	24.84	210	3.98	9.14	55×10^{-3}
E_2	[GPa]	9.14				55×10^{-3}
ν_{12}		0.29	0.3	0.34	0.29	0.4
G_{12}	[GPa]	2.38				15×10^{-3}
R_{\square}^t	[MPa]	191.73	581.8	35.29	16.86	1.4
R_{\square}^c	[MPa]	101.16				0.6
R_{\perp}^t	[MPa]	16.86				1.4
R_{\perp}^c	[MPa]	50.41				0.6
$R_{\perp \square}$	[MPa]	11.29				0.56

Kanat malzeme modeli ANSYS ACP programı yardımıyla 20.013 adet iki boyutlu elemanlar kullanılarak oluşturulmuştur. Aşağıdaki Şekil 4’de kanadın sanal ortamda yapılan tam ölçekli test simülasyonunda kullanılan sonlu elemanlar modeli ve sınır koşulları görülmektedir. Kanadın kök kısmı ankastre bir şekilde sabitlenmiştir. Şekil 4b’de iki boyutlu elemanların temsili kalınlıkları görülmektedir.

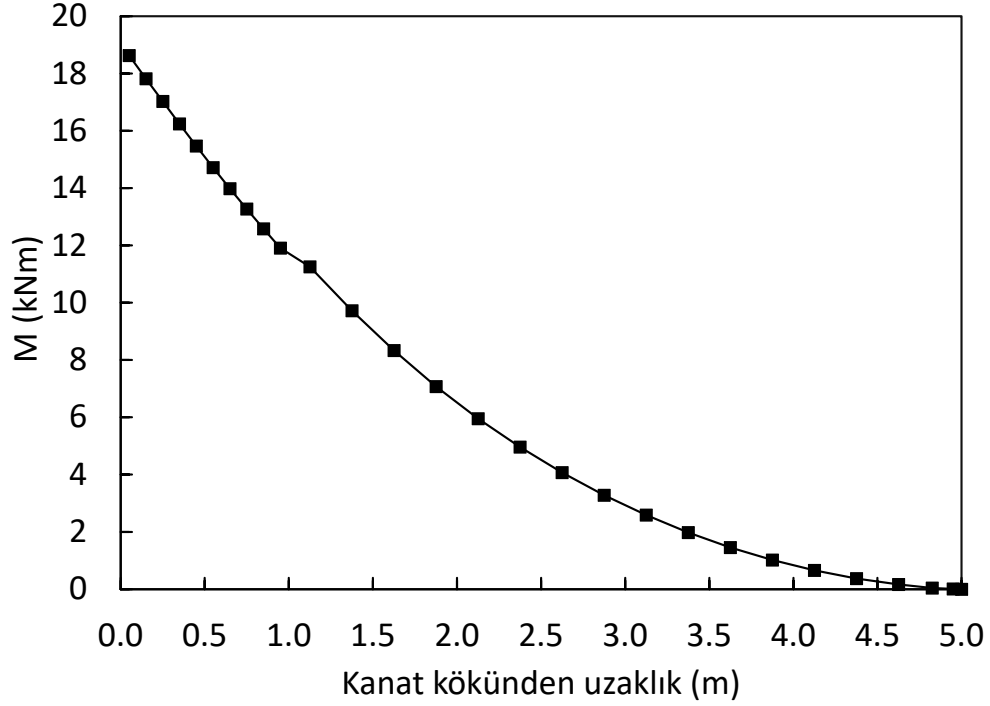


Şekil 4. Kanat sonlu elemanlar modeli (a) sınır koşulları (b) kanat kök bölgesi detayı.

Tam ölçekli kanat mukavemet testi için kullanılan kelebekleme yönündeki yük dağılımı Philippidis ve Roukis tarafından hazırlanan teknik rapordan [7] alınmış olup, Şekil 5’de gösterilmektedir. Kelebekleme yönündeki yük dağılımında kullanılan emniyet katsayıları IEC 61400-23 uluslararası standartlarına [13] uygun şekilde seçilmiştir. Şekil 6’da ise yük dağılımının kanat üzerinde doğurduğu moment diyagramı görülmektedir. IEC 61400-23 uluslararası standartlarına göre uygulanan yük kanat tamamen kırılana kadar aşamalı olarak artırılmaktadır.



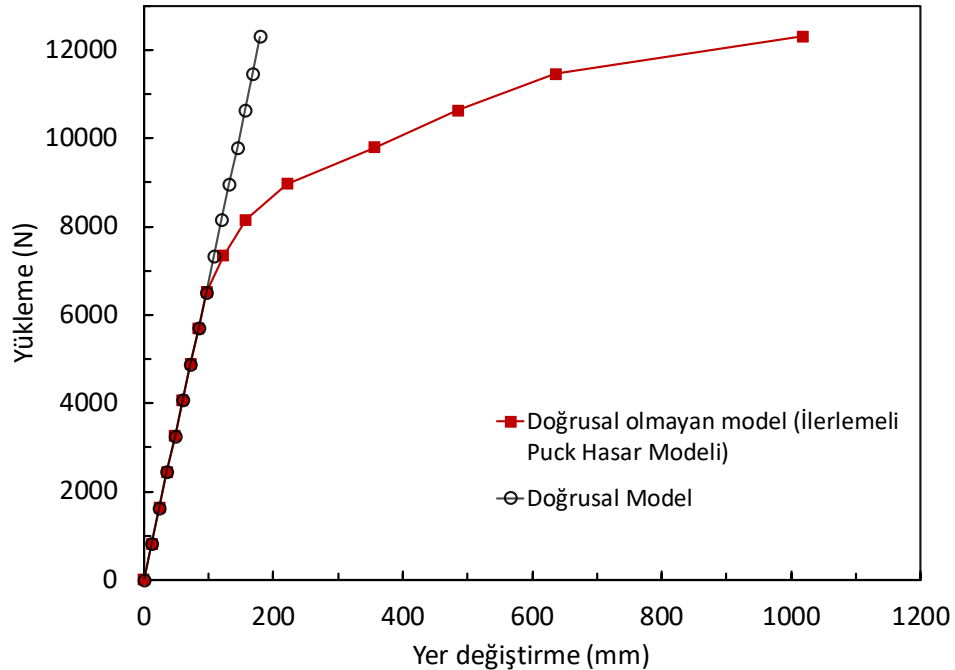
Şekil 5. Kanat sonlu elemanlar modeline kelebekleme yönündeki aşırı dış yük uygulaması.



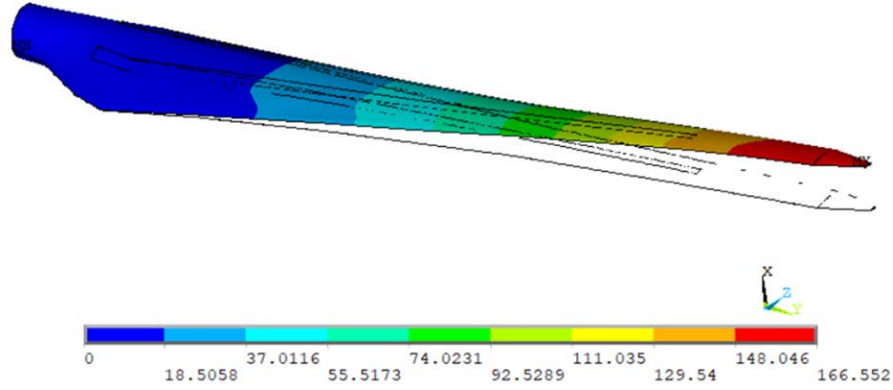
Şekil 6. Sonlu elemanlar modelinde kanat boyunca aşırı dış yük uygulaması sonucu oluşan eğilme momenti.

2. SONUÇLAR

Şekil 7’de doğrusal ve doğrusal olmayan sonlu elemanlar modeli kullanılarak çıkarılan yüklemeye yer değiştirme grafiği görülmektedir. Doğrusal olmayan modelde Puck hasar kriterleri kullanılarak ilerlemeli hasar analiz yapılmıştır. Grafikte kanat deplasmanının kelebekleme yönündeki aşırı yüklemenin %80’inden sonra doğrusal olmayan değişimi görülmektedir. Şekil 8’de ise 1.5 kat artırılmış ölçekte %100 yüklemeye altında kanadın deforme olmuş şekli vardır.

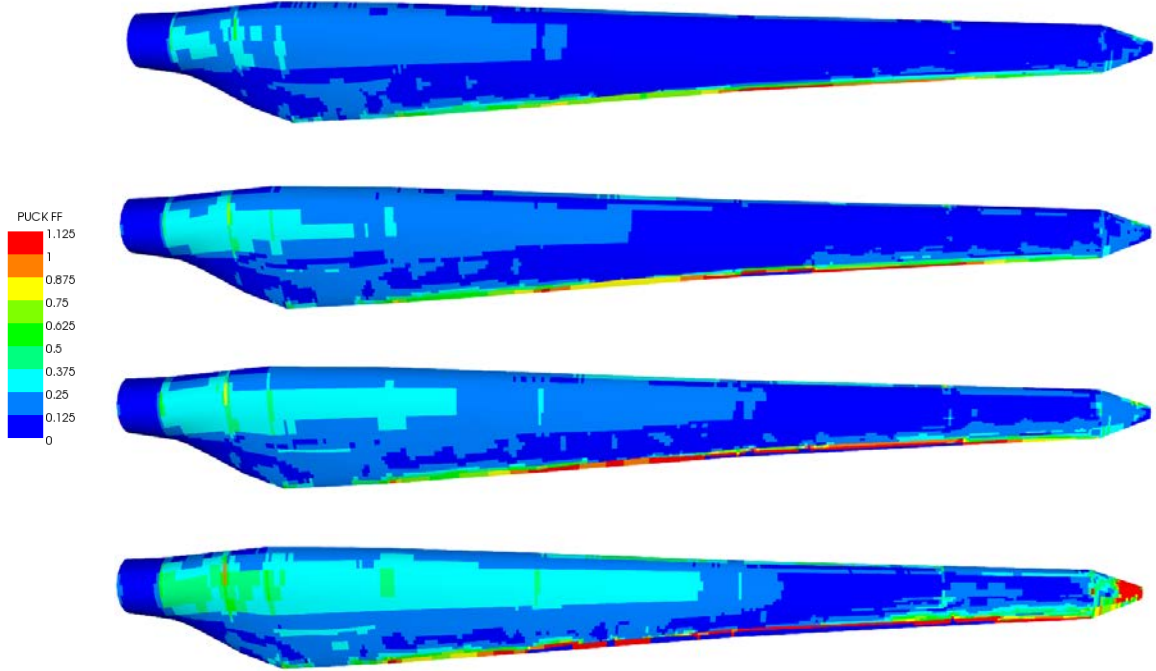


Şekil 7. Doğrusal ve doğrusal olmayan model kullanılarak çıkarılan kanat yük-yer değiştirme eğrisi.

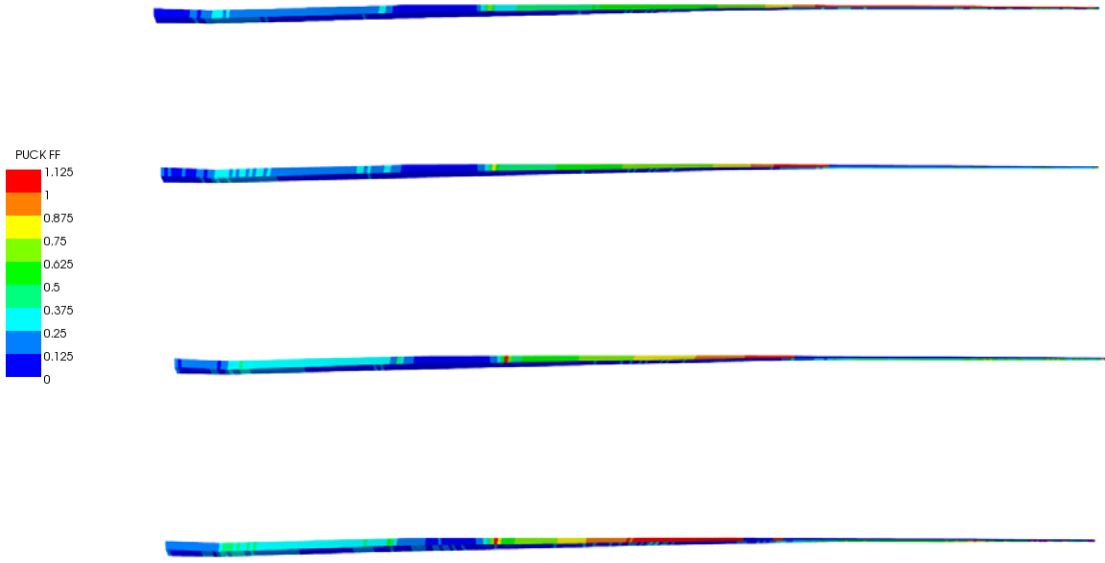


Şekil 8. RÜZGEM kanadının deforme olmamış ve kelebekleme yönünde aşırı yüklemeye altında deforme olmuş şekli (deformasyon şekli için ölçek x1.5).

Kelebekleme yönünde aşırı yüklemeye sonucu kanadın en fazla hasara maruz kalan bileşenleri alçak basınç yüzeyi ve iç flanş olduğundan Şekil 9 ve Şekil 10'da yalnızca adı geçen bileşenlerin üzerindeki hasarlar gösterilmiştir. Sonlu elemanlar modelindeki elemanların yük taşıma özelliklerini sıfırlayan hasar modu olan elyaf kırılma modunun dağılımı şekillerde gözlemlenmektedir. Resimlerde bir sonraki iterasyonda kötüleştirmeye uğrayacak elemanlar kırmızı renkte, elyaf ya da Mod C (IFF C) matris kırılması sonucu yük taşımayan elemanlar ise lacivert renkte görülmektedir. Bu sonuçlara göre hasar başlangıcı alçak basınç yüzeyi firar kenarı ve hücum kenarındaki iç flanş olarak görülmektedir. Bu bölgelerde delaminasyon beklenmektedir. Şekilde Puck hasar kriteri ile kelebekleme yönünde aşırı yüklemenin 80%, 90%, 100% ve 110%'u durumunda elyaf kırılma modu (FF) kontürleri görülmektedir.

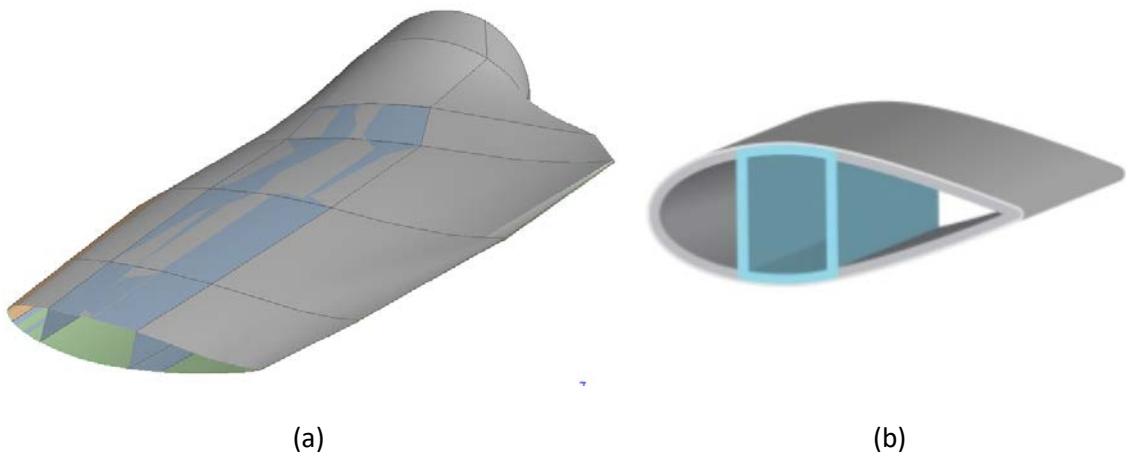


Şekil 9. Puck hasar kriterleri ile kelebekleme yönünde aşırı yüklemenin 80%, 90%, 100% ve 110%'u durumunda kanat alçak basınç yüzeyindeki elyaf kırılma modu (FF) kontürleri.



Şekil 10. Puck hasar kriterleri ile kelebekleme yönünde aşırı yüklemenin 80%, 90%, 100% ve 110% 'u durumunda iç flanş üzerindeki elyaf kırılma modu (FF) kontürleri.

Bu sonuçlara göre, yeni kanat tasarımında kanadın kelebekleme yönünde yükleme durumu için dayanıklılığının artırılabilmesi için eğilme momentine direnci artırılmalıdır. Bu nedenle kanadın eğilme ve burulma yüklerini taşıyan ana yapı elemanı olan sparın mukavemet özelliklerinin iyileştirilmesi gerekmektedir. Bu çalışmada, Şekil 11'de görüldüğü üzere kanat sparının güncel şapka şeklindeki kesit yapısı yerine, eğilme ve burulmaya daha dayanıklı yeni tasarımı için kutu şeklindeki kesit geometrisi önerilmektedir.



Şekil 11. Kanat sparının (a) güncel şapka şeklindeki kesit yapısı (b) sparın yeni tasarımı için tavsiye edilen kutu kiriş şeklindeki kesit geometrisi.

Beş metrelik ODTÜ RÜZGEM kanadının mukavemet analizinden çıkarılabilecek en önemli sonuçlar aşağıdaki gibi özetlenebilir:

1. Kanat kelebekleme yönünde aşırı yüklemenin %80'ine maruz kaldığında doğrusal olmayan davranış göstermektedir ve ileri derecede deformasyon göstermeye başlamaktadır.
2. Ana hasar mekanizmasının kanadın firar ve hücum kenarlarında oluşması beklenen delaminasyon olduğu düşünülmektedir. Delaminasyon hasar modunun simüle edilebilmesi için iki boyutlu elemanlar yerine, kalınlık boyunca gerilme dağılımı gösterebilecek üç boyutlu elemanların kullanılması gerekmektedir.
3. Ana hasar mekanizmasının tespit edilmesi sonucu kanat tasarımında sparın açık şapka şeklindeki kesit geometrisinin kutu kiriş şeklinde modifiye edilmesi önerilmektedir. Ardından tam ölçekli kanat test simülasyonu IEC 64100-23 standardına göre tekrarlanmalıdır.

KAYNAKLAR

- [1] **Holmes, J. W., Sørensen, B. F., Brøndsted P.**, 2007. Reliability of wind turbine blades: an overview of materials testing, *Wind Power Shanghai*.
- [2] **Chen, X., Zhao, X., Xu, J.**, 2016. Revisiting the structural collapse of a 52.3 m composite wind turbine blade in a full-scale bending test. *Wind Energy* 20 s. 1111-1127.
- [3] **Fagan, E.M., Kennedy, C.R., Leen, S.B., Goggins J.**, 2016. Damage mechanics-based design methodology for tidal current turbine composite blades. *Renewable Energy* 97 358-372
- [4] **Jensen, F.M., Falzon, B.G., Ankersen, J., Stang, H.**, 2006. Structural testing and numerical simulation of a 34 m composite wind turbine blade. *Composite Structures* 76 p 52
- [5] **DNV GL Standard DNV GL-ST-0376**, Edition December 2015. Rotor Blades for Wind Turbines, DNV GL.
- [6] **Ozyildiz, M., Muyan, C., Coker, D.**, 2018. Strength Analysis of a Composite Turbine Blade Using Puck Failure Criteria, *Journal of Physics: Conf. Series* 1037.
- [7] **Philippidis, T. P., Roukis, G. A.** 2013. Structure design report of a METUWIND small rotor blade. Confidential Interim Report.
- [8] **Knops, M.**, 2008. *Analysis of failure in fiber polymer laminates the theory of Alfred Puck*. Springer-Verlag, Berlin. ISBN 978-3-540-75764-1.
- [9] **Puck, A., Mannigel, M.**, 2007. Physically based non-linear stress-strain relations for the inter-fibre fracture analysis of FRP laminates, *Composites Science and Technology*. 67 s 1955-1967.
- [10] **Knops, M., Bögle, C.**, 2006. Gradual failure process in fiber/polymer laminates, *Composite Materials Reliability and Life Prediction of Composite Structures*. 66 s 616-625.
- [11] **Puck, A., Schürmann, H.**, 2002. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models, *Composites Science and Technology*. 62 s. 1633-1662.
- [12] **Germanischer Lloyd Guidelines**, Edition 2015. *Guideline for the Certification of Offshore Wind Turbines*.
- [13] **IEC 61400-23 2002 Wind Turbines – Part 23 Full-Scale Structural Testing of Rotor Blades**