10. ULUSAL HAVACILIK VE UZAY KONFERANSI
18-20 Eylül 2024, Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Ankara

UHUK-2024-021

KARBON/KEVLAR HİBRİT KUMAŞ KULLANIMININ FİBER DESTEKLİ HAVACILIK YAPILARININ BURKULMA SONRASI PERFORMANSINA ETKİSİ

Şevval ONGUN[1]
Orta Doğu Teknik Üniversitesi/Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Ankara

Görkem Eğemen GÜLOĞLU[2]
Orta Doğu Teknik Üniversitesi/Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Ankara

ÖZET

Bu makalede karbon/aramid hibrit kumaş kullanımının fiber destekli kompozit yapılarda burkulma sonrası performansına etkisi incelenmiştir. Çalışmada havacılık yapılarında oldukça fazla kullanılan panel yapıları teorik olarak Rayleigh-Ritz metoduyla incelenmiş, kritik burkulma yükü sonlu elemanlar yöntemi ile bulunup elde edilen model doğrusal olmayan analiz bulgusuyla karşılaştırılmıştır. Ayrıca karbon/aramid hibrit örgü kompozit plakalar mikro modellenmiş ve elde edilen sonuçlar doğrusal olmayan analiz için girdileri oluşturmuştur. Kompozit malzemenin düz bir panelde sıkıştırma yükü altında burkulmaya uğramasından sonra yük yollarındaki değişiklik ve yapının karakteristik değişimi incelenmiştir.

GİRİŞ

Yük taşıyan kompozit malzemeler yüksek dayanım ve düşük ağırlıkları nedeniyle havacılık, otomotiv, uzay bilimleri alanlarında oldukça fazla kullanıma sahip malzemelerdir [Meola & Carlomagno, 2014]. Kompozit malzemelerinin kullanım alanlarından olan havacılık yapıları uçuş esnasında ve yerde statik ve dinamik yüklere maruz kalmaktadır [Bruhn, 1973]. Statik yüklerden bükme, kesme ve sıkıştırma yükleri tek tek veya birleşik yük olarak yapılarda burkulmaya ve yapının beklenenden önce kırımına neden olabilir [Bruhn, 1973]. Ağırlığın çok önemli olduğu havacılık yapılarında ağırlık azaltma yöntemlerinden biri yapının burkulma sonrası performansına bağlı olarak burkulmaya izin verilebilmesidir. Bu sebeple yapının burkulma ve burkulma sonrası karakteristiğini değerlendirmek gerekmektedir.

Yapı sıkıştırma yükü altında burkulma eğilimi gösterir. Bu durumda aniden yük ve uzama artışı görülür. Zamana bağlı yapıda görülen yük ve uzama değerleri doğrusallıktan doğrusal olmayan bir eğriye geçiş yapar. Bu da yapının artık yük yollarının değiştiğini gösterir. Yapıda gözle görülür bir içe göçme olması durumunda artık yapı geometrisini de kaybetmiştir. Bu da malzeme katılığını etkiler. Burkulmanın olduğu yerden uzaklaştıkça malzeme katılığı değişimini ve geometri bozulmasını doğru simüle etmek için doğrusal olmayan analiz yapmak gerekir [Namdar et al.,2017].

[1] Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: sevval.ongun@metu.edu.tr
[2] Asst. Profesör, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: gguloglu@metu.edu.tr

Hibrit örgü kompozitlerin malzeme özellikleri fiber uzanımları doğrultusunda örgü tipinden dolayı her bir fiber değişiminde değişiklik gösterdiği için enine izotropik olarak değerlendirilemeyebilir [Schneider, 2009]. Bu tarz yapıların modellenmesi için temsili hacim elemanı (RVE) metodu ile mikro modelleme yöntemi kullanılabilmektedir. Temsili hacim elemanı kompozitler gibi çok ölçekli mimarilere sahip malzemelerin karakterizasyonunda yaygın olarak kullanılmaktadır [Li & Sitnikova, 2020]. Bu yöntem düşük ölçekli malzeme bileşenlerinin özelliklerinden çok ölçekli homojenleştirilmiş makroskobik malzeme özellikleri elde etmeye olanak sağlar.

Yapının burkulma ve burkulma sonrası karakteristiğini öğrenmek için literatürde analitik, deneysel ve numerik metotlar bulunmaktadır. Panel yapıda burkulma sonrası yapının davranışını görmek için kullanılan analitik metotlar temelinde enerji değişimi ve yarı analitik yaklaşımlarla desteklenir. Bu metotlardan Rayleigh-Ritz metodu enerji değişimi prensibine dayanan, yapının burkulma analizinde kullanılan ve kritik burkulma yükünü bulduran literatürde oldukça sık kullanıma sahip bir metottur [Xu et al., 2013]. Panel yapı sonlu elemanlar metodu ile modellenip maruz kaldığı yüke karşı uygun sınır koşulları verilerek doğrusal veya doğrusal olmayan analiz ile davranışı değerlendirilir. Bu noktada elde edilen yük ve uzama değerleri grafikleştirilerek yapının doğrusallıktan doğrusal olmayan bölgeye geçişi burkulmayı temsil eder.

Karbon-aramid kompozit malzemesi gösterdiği sağlamlık ve hafif olma özellikleri nedeniyle havacılık alanında oldukça önemlidir [Khusiafan, 2018]. Bu kompozit malzemeli yapının burkulma sonrası analizi günümüzde hala tam bilinmemekle beraber analiz edilmesi de malzeme karakteristiğinin değişimi nedeniyle komplikedir. Bu çalışmada sıkıştırma yüküne maruz bırakılan kompozit malzemeli yapının materyal özelliklerinin bulunup bu özelliklerin analiz edilmesi ve davranışının gözlemlenmesi beklenmektedir.

YÖNTEM

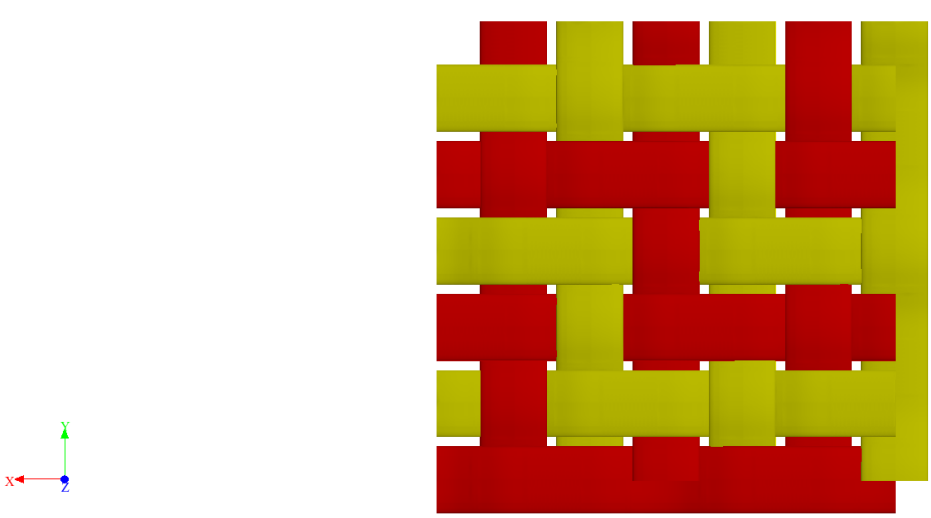
Bu çalışmada karbon-aramid hibrit malzemenin karakter matrislerini bulmak için Digimat-FE programı kullanılarak malzemenin mikro modellemesi yapılmıştır. Temsili hacim elemanı ile oluşturulan örgü(twill) yapılı bu modelde malzemenin bileşenlerini homojenleştirerek makro düzeyde katılık ve uysallık matrisleri ve malzeme karakteristiği elde edilmiştir. Bulunan malzeme karakteristiği sonlu elemanlar analizinde malzemenin girdisi olarak kullanılmaktadır. Elde edilen sonuçlar literatürde var olan malzeme özellikleriyle karşılaştırılmıştır [Hexcel Corporation,2023]. Yapının katılık ve uysallık matrisleri literatürde bulunan karbon-aramid malzemelerin katılık ve uysallık matrisleriyle uyuşmaktadır. Mikro modelden makro modele geçme aşamasında karbon-aramid malzemeli model sonlu elemanlar analizi ile modellenmiş ve sıkıştırma yükü altında analizler yapılmıştır. Yapının zamana bağlı katılığı değişeceğinden [Lindgaard & Lund, 2010] doğrusal analiz yeterli olmadığından doğrusal olmayan analiz yapılmıştır. Kritik burkulma yükü doğrusal olmayan statik analiz programında bulunmuş ve daha sonra doğrusal olmayan burkulma analizinde bu yükü uygulayarak zamana bağlı burkulma karakteristiği incelenmiştir. Bu analizin yanı sıra daha önce literatürdeki çalışmalarda da kullanılmış olan analitik metot, Rayleigh-Ritz, ile kritik burkulma yükü bulunup sonlu elemanlar analiziyle doğruluğu karşılaştırılmıştır. Bu metotta ilk olarak uzama enerji yaklaşımı kullanılmıştır. Sonlu elemanlar metodu kullanılarak oluşturulan modele eş sınır koşul fonksiyonu tanımlanmıştır. Sınır koşullarına uygun çökme(deflection) fonksiyonu tanımlanarak bu fonksiyonun çözümüyle en düşük kritik burkulma yükü hesaplanmıştır. Burada önemli olan plakanın bükülmüş durumdaki sapmasını doğru bir şekilde tanımlamak ve aynı zamanda sınır koşullarını sağlamak için uygun bir yer değiştirme şekil fonksiyonunun seçilmesidir [Xu et al., 2013].

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Karbon/Aramid Hibrit Malzemenin Mikro modellenmesi

Bu aşamada kullanılan Digimat programında örgü yapılı hibrit malzeme modellenmiştir (Şekil 1). Burada amaç temsili hacim metoduyla küçük bir hacme sığdırılan kumaş özelliklerinin malzeme karakteristiğine yansıtılmasıdır. Burada girilen girdiler literatürde var olan malzemelerin [Hexcel Corporation,2023] özelliklerine göre oluşturulmuştur. Daha sonra yapı örgü ağıyla örülmüş

(meshing), katılık ve uygunluk matrislerine ulaşılmıştır. Programın arka planında yer alan temsili hacim metodu sayesinde, mikro düzeyde istenen dizilim, malzeme ve iplik düzeninde birçok malzeme oluşturulabilmektedir. Yapılan çalışmada havacılık alanında geniş kullanıma sahip karbon/aramid hibrit malzeme kullanılacağından ayrı ayrı malzemelerin mekanik özellikleri girdileri oluşturmaktadır. Resin olarak kullanılan epoxy ise matrix olarak girilmektedir. Program kendi içinde karbon fiber ve aramid fiber olarak iki malzeme için ayrı ayrı malzeme özelliklerini ilk aşamada vermektedir. Mikro yapı için karbon fiber, aramid fiber ve matris tanımlandıktan sonra yapı hibrit örgü ağının oluşturulması için geometrik olarak tekrar tanımlanır.



Şekil 1: Digimat örgü yapılı karbon-aramid malzeme mikro model gösterimi

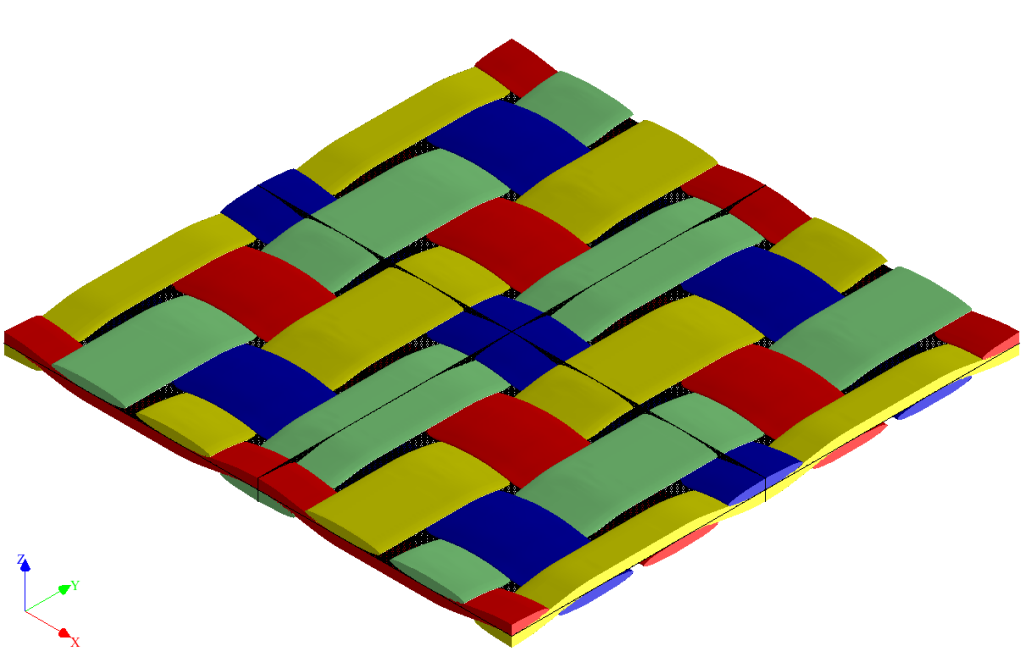
Programın temsili hacim metodu ile çözümleme yapması için istenen girdiler Tablo 1 de verilmiştir. Karbon, aramid ve epoksi için ayrı ayrı mekanik özellikler veri sayfalarına göre girilmiştir [Hexcel Corporation,2023] ve Tablo 2'de verilmiştir. Burada önemli olan girdilerin örgü yapı için uyumlu olması ve analizin zaman ve maliyetten kazançlı bir şekilde çözümüne olanak sağlamaktır. Bu nedenle yapı 2D çözdürülmüş ve dörtlü örgü ağıyla örülmüştür (Şekil 2). Periyodik sınır koşulu ve çekme yüklemesi ile çözdürülen mikro model sonucunda malzemenin karakteristik özellikleri elde edilmiştir. Elde edilen mikro modelin hacimdeki fiber oranı gerçekte var olan fiber hacim yoğunluğuyla uyumlu elde edilmiştir (Tablo 3). Bu mikro model ile elde edilen katılık ve uysallık matrisi aslında yapının yatay ve dikey elastik modülüsü, yapının yatay ve dikey uzama oranı ve enine uzama katsayısı gibi bilgileri içerir. Oluşan matrisler bilgisayar ortamında yapılacak analizler için girdiyi oluşturur.

Tablo 1: Mikro Modelleme Girdi Tablosu

Mekanik Özellik-ler	**Temsili Hacim Elemanı**	**Mikro yapı**		**Mekanik Yükleme**
Yoğunluk (ρ)	İplik lineer yoğunluğu	**Elyaf parametreleri**	Dokuma deseni	Sınır koşul türü
Elastik Modülü (E)	Filament sayısı		Yatay/Dikey iplik sayısı	Yükleme Kaynağı
Poisson Oranı (v)	Fiber çapı		Katman sayısı	Geçmiş
	Fiber hacim oranı		Dokuma derinliği/adımı	
	İplik kesit alanı	**Dokuma parametreleri**	Yatay/Dikey iplik sayısı	
			İplik boşluk oranı	
			İplik kıvrımı	

Tablo 2: Girdilerin numerik değerleri

			Karbon	**Kevlar49**	**Epoksi**
Mekanik Özellikler	Yoğunluk [g/cm^3]		1.78	1.44	1.3
	Young's modülü [GPa]		231	112.4	3.5
	Poisson oranı		0.3	0.36	0.3
Temsili Hacim Elemanı	İplik lineer yoğunluğu [g/cm^2]		280	63	
	Filament sayısı				
	Fiber çapı[mm]		0.0069	0.012	
	Fiber hacim oranı		0.002	0.003	
	İplik kesit alanı[mm]	Yükseklik	0.22	0.22	
		Genişlik	1250	1250	
Mikro yapı	**Elyaf Parametreleri**	Dokuma deseni	Twill (Örgü)		
		İplik sayısı	4		
		Dokuma derinliği	2		
	Dokuma Parametreleri	İplik sayısı [iplik/cm]			
		İplik boşluk oranı	0		
		İplik kıvrımı	0.5		
Mekanik Yükleme	Sınır koşul türü		Periyodik		
	Yükleme kaynağı		Digimat		
	Geçmiş		Monotonik		



Şekil 2: Digimat örgü yapılı karbon-aramid hibrit malzemenin temsili hacim metoduyla örgü ağıyla örülmesi

Tablo 3: Fiber hacim oranları grafiği

	Fiber hacim oranı
Mikro model (Digimat FE)	0.56
Gerçek değer[Hexcel Corporation,2023]	0.55

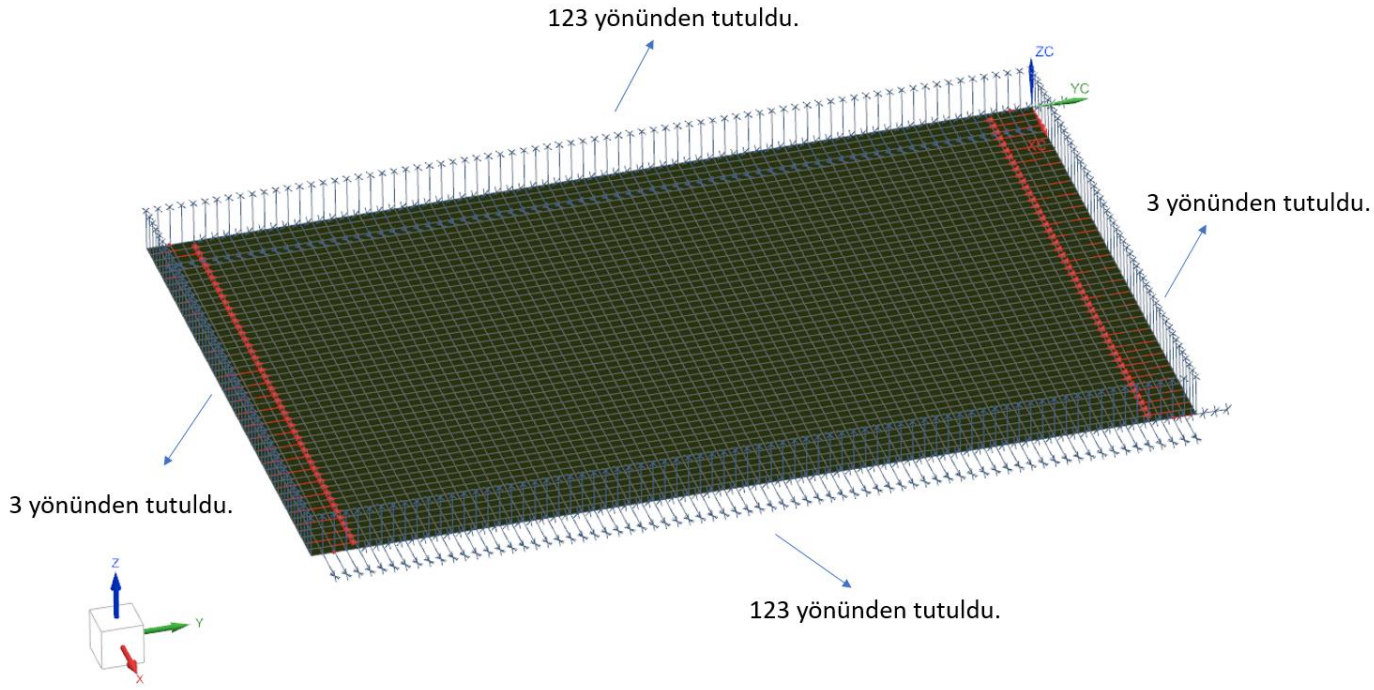
Modelin makro düzeyde incelenmesi

Elde edilen malzeme özellikleri (Tablo 4) modelin makro düzeyde incelenmesi için girdileri oluşturmaktadır. Modelin sonlu eleman analizi ile modellenmesinde NX Nastran çözücüsü kullanılmaktadır. Bu aşamada ilk olarak doğrusal burkulma analizi yapılmıştır. Fakat kompozit yapıların mekanik özelliklerinden kaynaklı doğrusal analizin burkulma sonrası analizinde gerçeğe yakın sonuçlar vermesi beklenmemektedir [Novoselac et al., 2012]. Bu çalışmada kullanılan model düz bir plaka olduğundan ve enine izotropik olmasından kaynaklı doğrusal burkulma analizinin kritik burkulma yükü için bir öngörü vermesi beklenmektedir. Çalışmada kullanılan model Şekil 3 de görülmektedir.

Tablo 4: Örgü yapılı karbon/aramid kompozit malzemenin mekanik özellikleri (Priyanka et al., 2023)

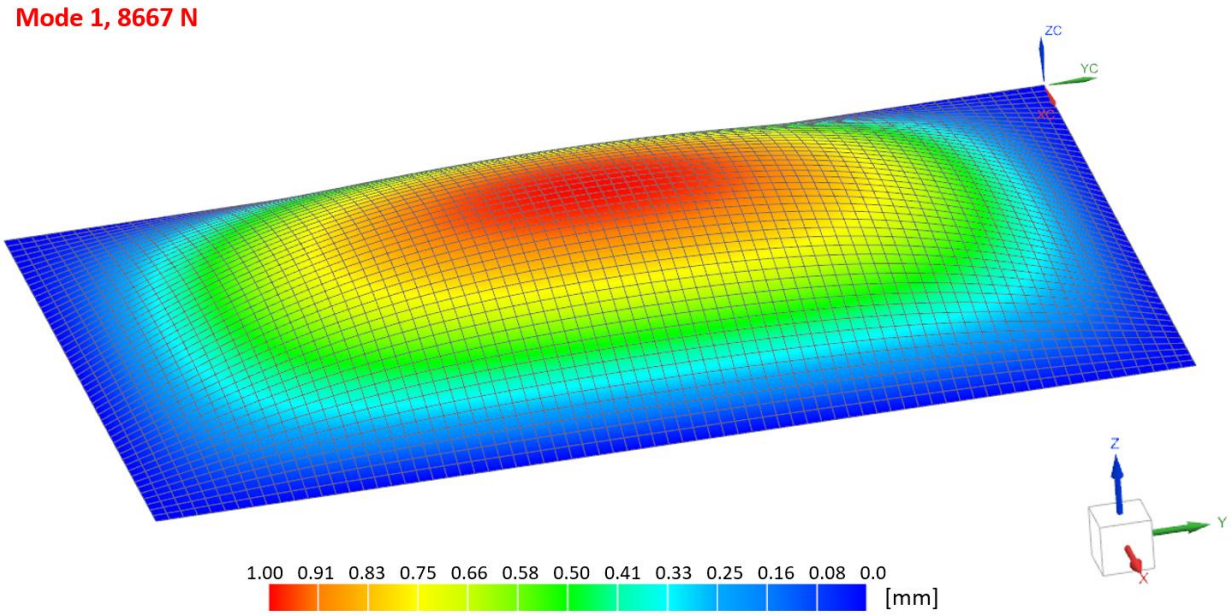
	Karbon/Aramid
$E_{11}[MPa]$	49129
$E_{22}[MPa]$	49075
ν_{12}	0.13
$G_{12}[MPa]$	6375
$G_{23} = G_{13}[MPa]$	4084

Modelde uzun kenar 123 yönden tutulmuş, kısa kenarlar 3 yönünden tutulmuştur. Kısa kenarlar ayrıca yükün uygulandığı bölgelerdir. Kullanılan plakanın malzeme özellikleri mikro modellemeden elde edilen girdiler ile şekillenmiştir. 8 katmandan oluşan plaka $[90/45/-45/0]_s$ dizilimine sahiptir, her katmanın kalınlığı 0.5 mm dir. Dizilim kompozit katmanların dengeli ve simetrik olmasına göre seçilmiştir.



Şekil 3: Analizde kullanılan sonlu elemanlar modeli

Doğrusal burkulma analizinde verilen ilk yük 1 N olarak belirlenmiştir. Bu analizde çıktı olarak verilen katsayılar kritik burkulma yükünün yük katsayılarıdır. Verilen yük ve yük katsayılarının çarpımı kritik burkulma yükünü verir. Analizin arka planında özdeğer yaklaşımı kullanılmaktadır. Bu yaklaşıma göre modelin özdenkleminden özdeğerler elde edilir ve her moda karşılık gelen özdeğerler aslında kritik burkulma yükünün katsayılarını verir. Analizin başlangıcında verilen 1 N sıkıştırma yüküne karşılık gelen Mode 1 için burkulma katsayısı aslında kritik burkulma yüküne eşdeğerdir. Bu değeri doğrulamak için elde edilen değer tekrar modele yük olarak verildiğinde ilk özdeğerin bir olması beklenmektedir. Doğrusal burkulma analizi malzeme ve geometri doğrusal olduğunda kritik burkulma yükünün hesaplanmasında çok fazla yanılmamaktadır. Bu çalışmada kullanılan plaka modelinde doğrusal burkulma analizi kritik burkulma yükü için öngörü vermektedir. Doğrusal burkulma analizinin ilk modu için elde edilen sonuç ve bu moda karşılık gelen özdeğer Şekil 4 de verilmiştir. 1 N a karşılık gelen Mode 1, 8667 N değeri kritik burkulma yükünü verir.



Şekil 4: Düz panel kompozit yapının sıkıştırma yükü altında ilk modu ve o moda karşılık gelen özdeğeri

Elde edilen değer ayrıca literatürde bulunan teorik modellerle karşılaştırılabilir. Bu çalışmada elde edilen değer, Rayleigh-Ritz metodu ile karşılaştırılmıştır ve elde edilen sonuçlar Tablo 5 de verilmiştir. Ritz metodu [Xu et al., 2013] minimum enerji prensibine dayalı bir metottur. Bu prensibe göre, total potansiyel enerji denge durumunda minimum olmalıdır ve bu denge durumuna karşılık gelen yük kritik burkulma yüküdür. Total potansiyel enerji, π;

$$\pi = U(w) + V(w) \tag{1}$$

potansiyel enerji, V ve uzama enerjisinin, U, toplamına eşittir.

Yer değiştirme şekil fonksiyonu, w, ise

$$w(x,y) = \sum_{i=1}^{n} C_i \varphi_i(x,y) \tag{2}$$

ifade edilir. Yer değiştirme fonksiyonundaki bilinmeyen katsayılar, c_{ij}, total potansiyel enerjinin türevinin sıfıra eşitlenmesiyle bulunur ve φ_i geometrik sınır koşullarını sağlamak için gerekli olan kabul edilebilir fonksiyondur.

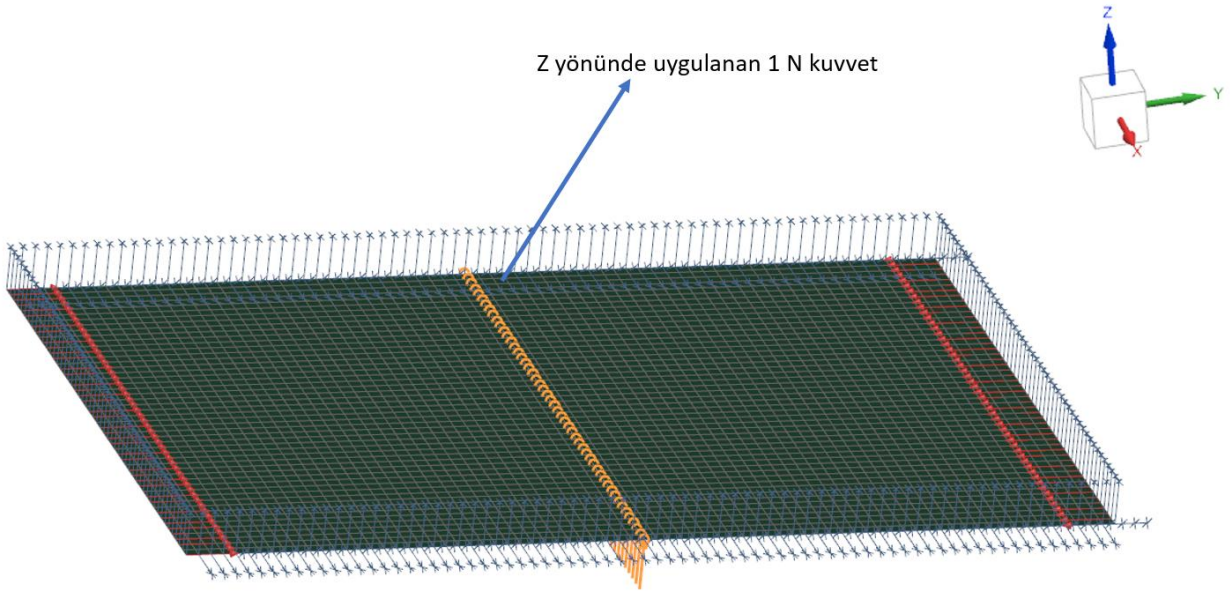
$$\frac{\partial \pi}{\partial C_i} = 0 \tag{3}$$

Bu ifade özdeğer probleminin sonucunu verir ve minimum özdeğer için çözülen denklem kritik burkulma yüküne eşdeğerdir. Bu metot için MATLAB programı kullanılmış ve denklemin çözümünde iterasyon için Newton-Raphson çözümünden yararlanılmıştır.

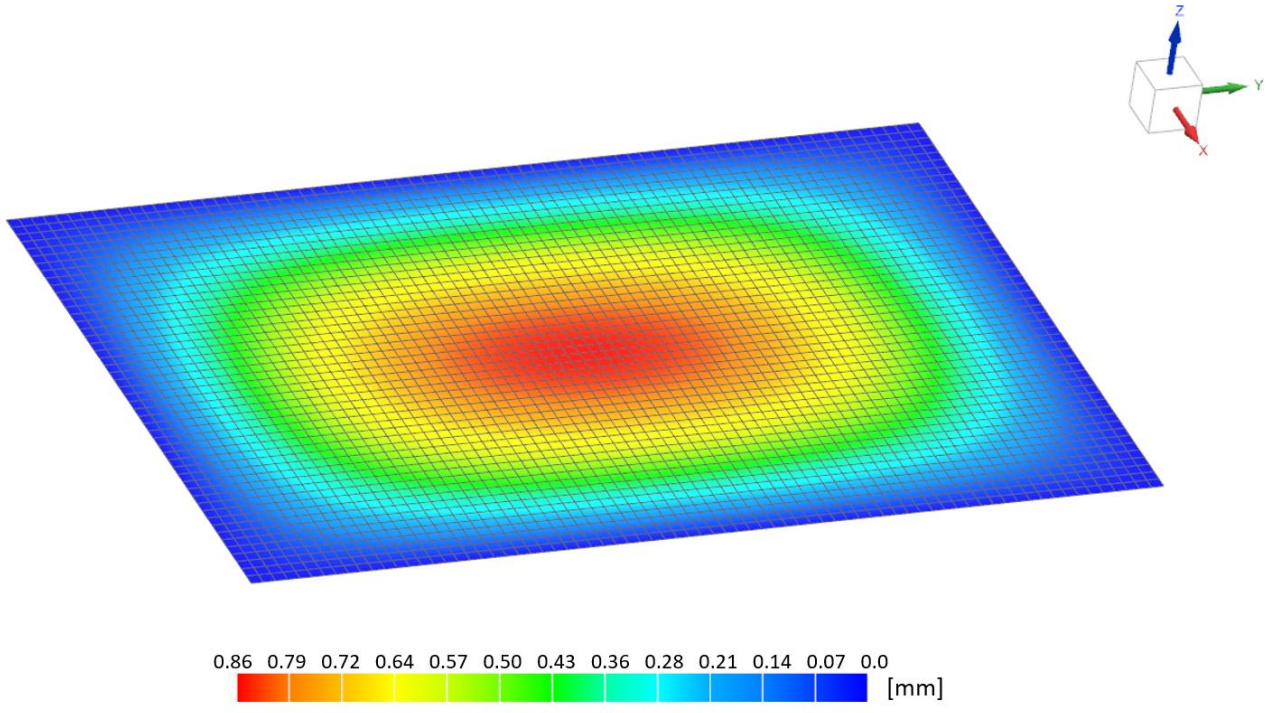
Tablo 5 de 3 farklı yöntem için kritik burkulma yükü verilmiştir. Rayleigh-Ritz analitik metodu, doğrusal ve doğrusal olmayan analiz sonuçlarından elde edilen değerler oldukça yakın çıkmaktadır. Kompozit malzemenin burkulmaya başlamasından önce gösterdiği doğrusal davranıştan dolayı sonuçlar birbirini destekler niteliktedir.

Doğrusal burkulma analizi ve teorik modellemeler geometrik olarak komplike olmayan yapılarda kritik burkulma yükünü hesaplarken yaklaşık bir öngörü verirken, burkulma sonrası yapının

davranışı hakkında bilgi vermez. Burkulma sonrası yapının yük yollarını gözlemlemek ve davranışını incelemek için doğrusal olmayan analize ihtiyaç duyulur. Çalışmanın devamında doğrusal olmayan analiz ile kritik burkulma yükü elde edilmiş daha sonra yapının burkulma sonrası davranışı incelenmiştir. Doğrusal olmayan analizde kullanılan yapı düz bir panel olduğundan yapının burkulmasını kolaylaştırmak ve yapıya düzensizlik (nonlinearity) katması açısından küçük tedirginlik yükü (small perturbation load) verilmiştir. Çünkü panel gibi basit geometriye sahip yapılar bilgisayar ortamında mükemmele yakın bir şekilde örülmektedir(meshing). Gerçeklikten uzak olan bu metodu iyileştirmek için yapının örülmesi bozulabilir ya da yapıya bir kusur (initial imperfection) verilebilir. Yapının tam ortasından +z yönünde küçük bir yük verilmiştir (1 N) ve yapının mükemmelliği bozulmuştur (Şekil 5.1-2).

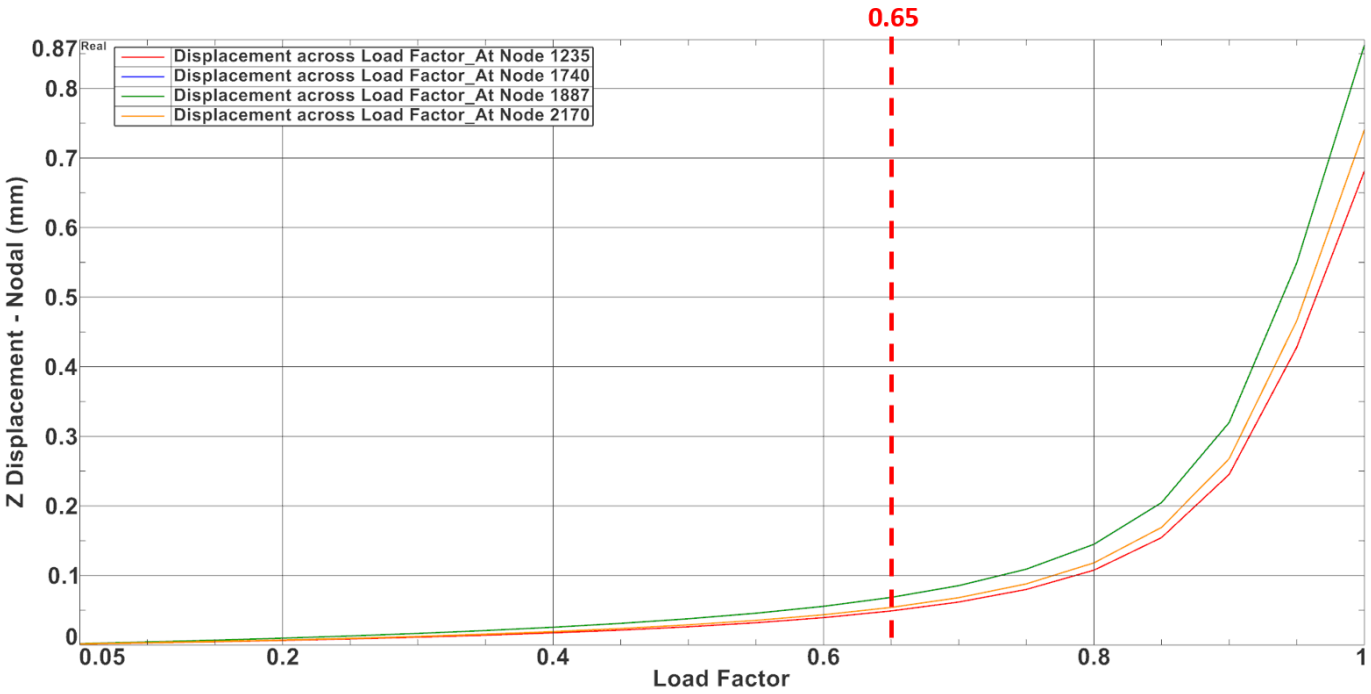


Şekil 5.1: Doğrusal olmayan statik analiz modeli

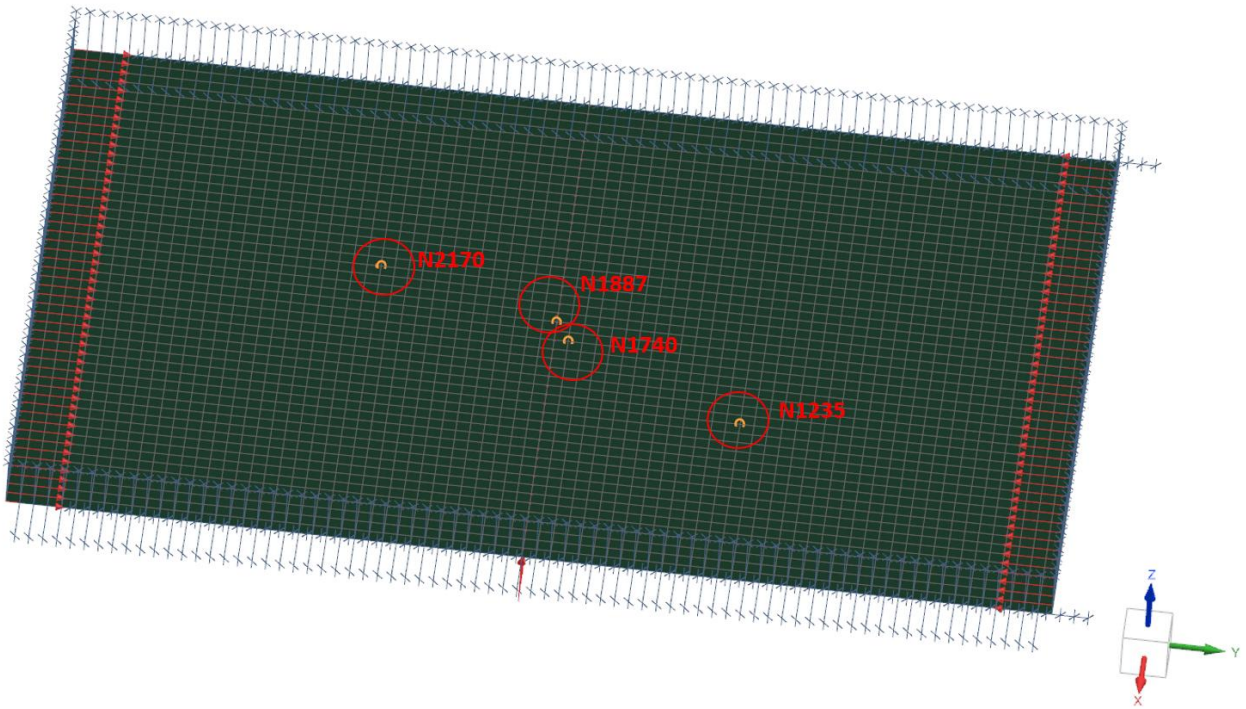


Şekil 5.2: Doğrusal olmayan statik analiz için burkulma yüküne denk gelen yer değiştirme gösterimi

Doğrusal olmayan statik analizde her 0.05 yük faktöründe katılık(stiffness) hesaplaması yapılmaktadır ve yapının hangi yük faktörleri arasında burkulmaya maruz kaldığı görülmektedir. Düz panel modeli için yapının yük faktörüne göre yer değiştirmesi Şekil 6. 1 de görülmektedir. Grafikte verilen bölgeler yapının maksimum yer değiştirmesinin olduğu, burkulmanın görüldüğü yerlere göre seçilmiştir (Şekil 6. 2). Doğrusal olmayan statik analizde yapıya 9000 N yük verilmiştir. Bu yük yapının doğrusal analiz sonucundan referans alınarak seçilmiştir. Yapıya verilen 9000 N yük 0.05 yük faktörü şeklinde uygulanan yükün katı olarak uygulanmaktadır. Her yük faktörüne denk gelen iterasyonda katılık hesaplanıp yer değiştirme elde edilmiştir.



Şekil 6. 1: Yük faktörüne göre yer değiştirme grafiği



Şekil 6. 2: Grafikte yer alan node ların gösterimi

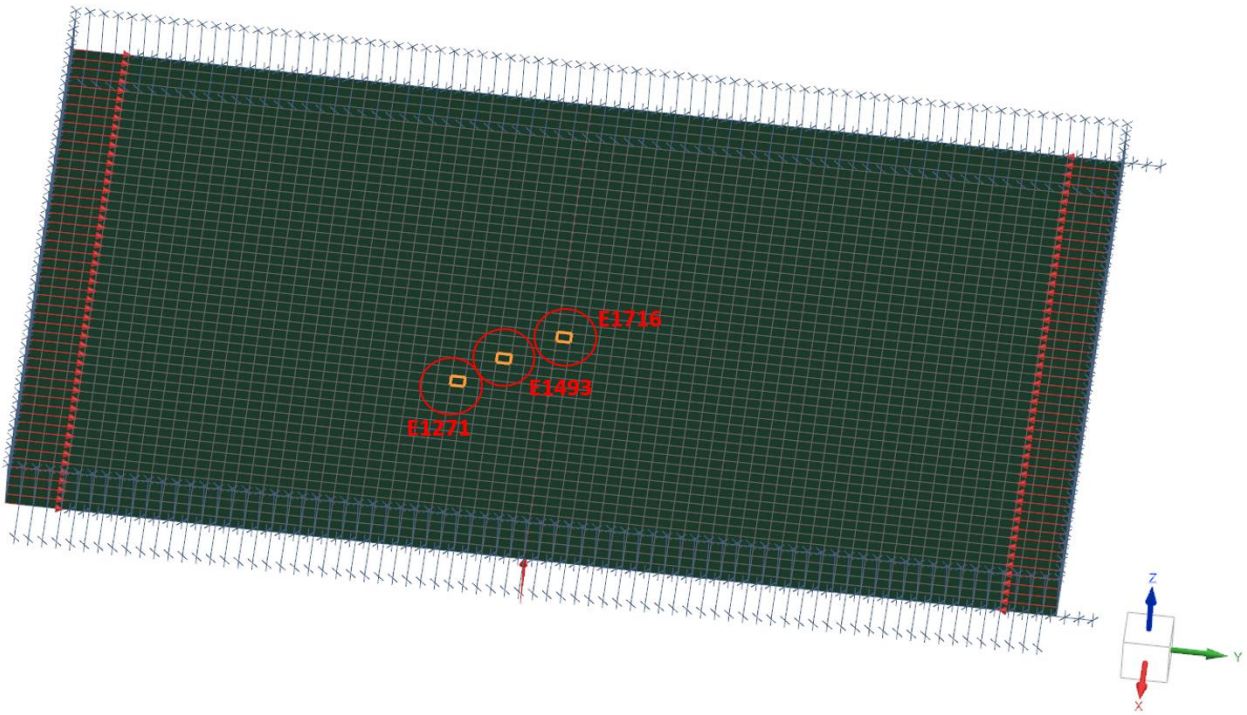
Şekil 6. 1 de görüldüğü gibi yapı 0.65 yük faktöründe doğrusallıktan çıkmaktadır. Bu da yapının verildiği yükün 0.65 katından sonra burkulmaya maruz kaldığını göstermektedir (Şekil 5.2). Daha sonra bu yük faktörü için yapıya tekrar yük verilip (9000 N × 0.65) doğrusal olmayan burkulma analizi yapılmış ve elde edilen kritik burkulma faktörü ile kritik burkulma yükü doğrusal olmayan tabanlı özdeğer burkulma analizi için, nihai burkulma yükünü hesaplamaya yönelik denklem şu şekildedir [Feng-Lian, 2010];

$$P_{kritik} = P_{uygulanan} + \alpha \frac{P_{uygulanan}}{artış\ sayısı} \tag{4}$$

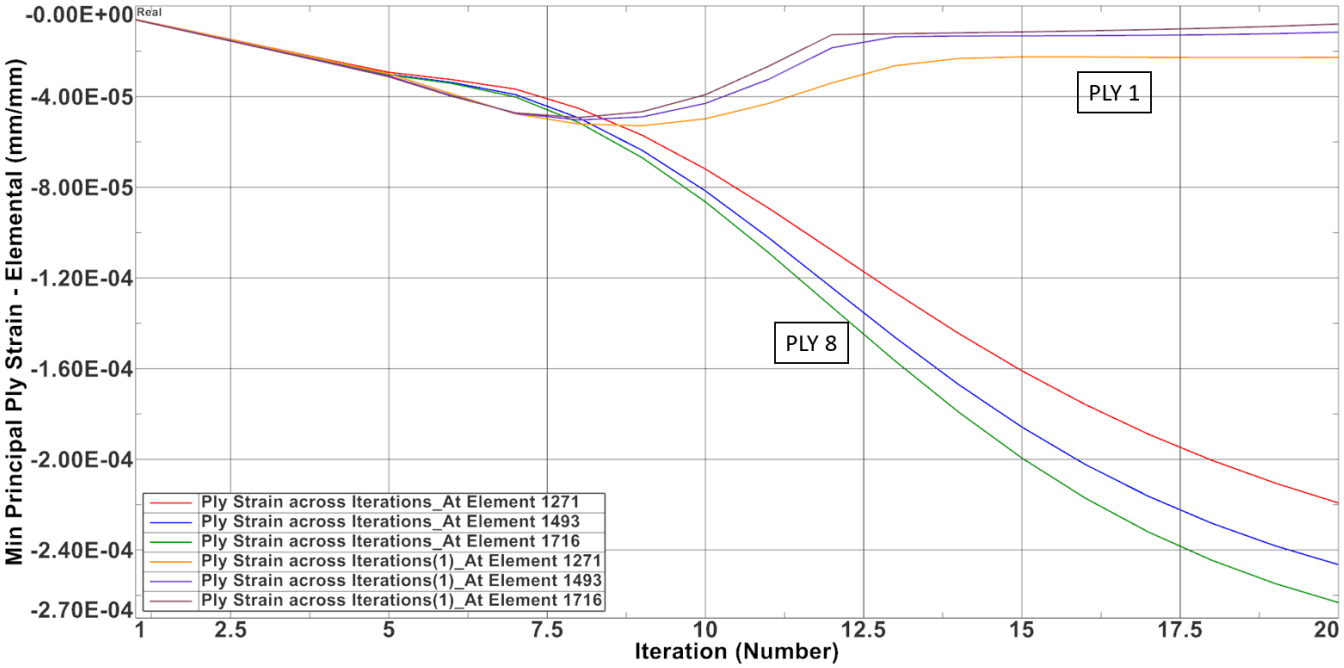
Tablo 5: Kritik burkulma yüklerinin farklı metotlarla karşılaştırılması

	Ritz method	Doğrusal burkulma analizi	Doğrusal olmayan burkulma analizi
Kritik burkulma yükü	8596 N	8667 N	8655 N

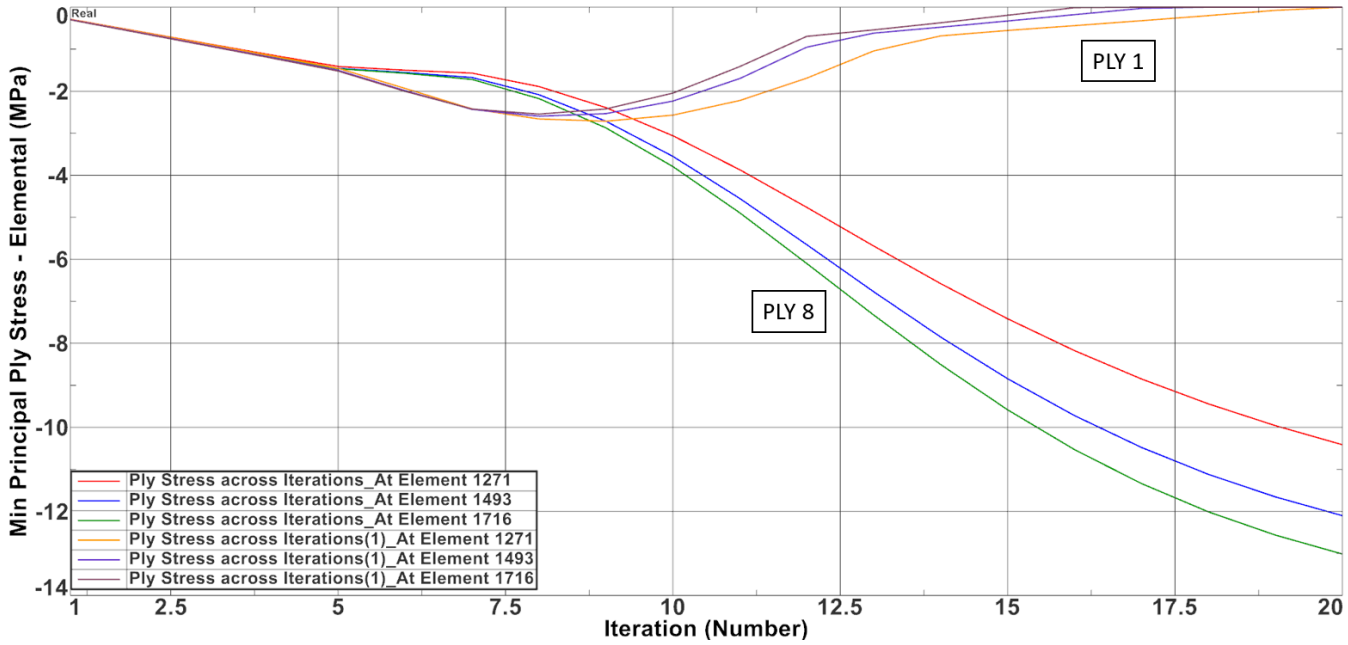
Yapının burkulma sonrası analizinde 8 katmanlı 2 mm kalınlığında karbon/aramid hibrit malzemeli panel yapı için burkulmaya maruz kaldığı yerlere göre seçilen elamanlar ayrıntılı bir şekilde Şekil 7.1 de gösterilmektedir ve uzama grafiği Şekil 7.2 de verilmiştir.



Şekil 7.1. Seçilen elemanların ayrıntılı gösterimi



Şekil 7.2: Yer değiştirmenin maksimum olduğu yerde elemanların üst ve alt bölgesinde minimum tabaka uzama dataları



Şekil 7.3: Burkulmanın görüldüğü plakanın üst bölgesinde iterasyona bağlı minimum katman stres dataları

Yapıya uygulanan sıkıştırma yüküne bağlı oluşan iterasyon-uzama grafiğinde yapı 5. iterasyonda eğilme ataletinden kaynaklı doğrusal davranıştan çıkarak farklı bir rejim göstermeye başlamaktadır. Bu noktadan sonra 8.iterasyon adımında burkulma davranışı gözlemlenmektedir. Şekil 7.2 deki grafik incelendiğinde plakanın üst katmanının burkulmaya kadar sıkıştırma yüküne maruz kaldığı ve buna bağlı uzamanın tersi yönünde davranış gösterdiği gözlemlenmiştir. Burkulma sonrası yapının gerilme eğilimi gösterdiği görülmektedir. Fazla gerilmenin sonucunda katmanın koptuğu, artık yük almadığı ve uzamanın dengede olduğu görülmektedir. Bunun yanı sıra alt katmanın sıkışmanın etkisiyle daha çok uzadığı ve üst katmanın kopmasından kaynaklı fazla yükün alt katmandan aktığı görülmektedir.

Şekil 7.3 deki stres grafiği incelendiğinde uzamanın benzeri bir davranış gözlemlenmektedir. Grafikten yola çıkarak yapının üst bölgesinin verilen yüke dayanamayıp koptuğu alt kısmın ise üst kısmın koptuğu yerden sonra daha çok streslendiği görülmektedir. Panelin üst bölgesindeki katmanın kopması (delamination) sonucu oluşan yük alt katmana geçmiştir [Lopes et al., 2008]. Bu da yapıdaki yük yollarını etkilemektedir. Oluşan fazla yük grafiklerde fazla stres olarak alt katmanda görülmektedir.

SONUÇ

Bu çalışmada karbon/aramid hibrit örgü malzemeli düz panel yapının sıkıştırma yükü altında davranışı incelenmiştir. Doğrusal ve doğrusal olmayan analizlerde kullanılan karbon/aramid hibrit örgülü yapının mikro modellenmesinde temsili hacim metodundan yararlanılmış ve malzeme karakterize edilmiştir. Enine izotropik olan yapının doğrusal ve eksenel yükte aynı katılığı vermesi beklenmektedir. Çıkan sonuçlarla bu model desteklenmiştir. Zaman ve maliyetten kazanç sağlayan mikro modelleme metodu ile malzeme karakterizasyonu hızlı bir şekilde yapılabilmektedir.

Yapıda oluşması beklenen burkulmanın hangi yük durumunda oluşacağı teorik olarak Rayleigh-Ritz, analitik olarak doğrusal ve doğrusal olmayan analizlerle hesaplanmıştır. Kritik burkulma yükünü bulduran bu metotlar birbirini destekler niteliktedir. Kritik burkulma yükünün elde edilmesinin ardından yapının burkulma sonrası davranışının incelenmesi için doğrusal olmayan analiz yapılmış ve yapının stres ve uzama eğrileri elde edilmiştir. Verilen sınır koşulları ve yük faktörüne göre oluşan burkulma bölgesinde 8 katmanlı yapıda en üst katmanda gerilme en alt katmanda bükülme olduğu gözlemlenmiş ve yükün artması durumunda ilk olarak üst katmanın kopacağı görülmüştür. Her iterasyonda görülen uzama ve stres grafiklerinin bekleneceği üzere üst ve alt tarafta ters eğilim gösterdiği görülmüştür. Yapılan çalışmalar ayrıca daha kapsamlı deneysel veriler ile doğrulanması gerekmektedir.

Teşekkür

Bu araştırmanın yapılmasını mümkün kılan [11423] numaralı proje kapsamında ODTÜ Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinasyon Birimi tarafından sağlanan mali destek için teşekkürlerimizi sunarız.

Kaynaklar

Bruhn, E. F. (1973). Analysis and design of flight vehicle structures. http://ci.nii.ac.jp/ncid/BA2868224X

Feng-Lian, T. (2010). Eigenvalue buckling analysis of the bearer frame based on ANSYS. Journal of Hebei University of Technology. https://en.cnki.com.cn/Article_en/CJFDTOTAL-HBGB201003003.htm

KEVLAR® ARAMID FIBER TECHNICAL GUIDE. (1971). In DuPont. https://www.dupont.com/content/dam/dupont/amer/us/en/safety/public/documents/en/Kevlar_Technical_Guide_0319.pdf

Hexcel Corporation, “HS06K Carbon Fabric 462781”, 2023

Hexcel Corporation, “HS03K Hybrid Fabric 73210”, 2023

Hexcel Corporation, “Aramid Fabric 20796”, 2023

HexTow® AS4C Carbon Fiber Product Data Sheet. (2023). https://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/AS4C_Aerospace_HexTow_DataSheet1.pdf

Khusiafan, F. J. (2018). Use of KEVLAR ® 49 in aircraft components. Engineering Management Research, 7(2), 14. https://doi.org/10.5539/emr.v7n2p14

Li, S., & Sitnikova, E. (2020). Representative volume elements and unit cells. In Elsevier eBooks (pp. 67–77). https://doi.org/10.1016/b978-0-08-102638-0.00004-9

Lindgaard, E., & Lund, E. (2010). Nonlinear buckling optimization of composite structures. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 199(37–40), 2319–2330. https://doi.org/10.1016/j.cma.2010.02.005

Lopes, C. S., Gürdal, Z., & Camanho, P. P. (2008). Variable-stiffness composite panels: Buckling and first-ply failure improvements over straight-fibre laminates. Computers & Structures, 86(9), 897–907. https://doi.org/10.1016/j.compstruc.2007.04.016

Meola, C., Boccardi, S. ve Carlomagno, G.M., 2017 (Eds.) Chapter 1-Composite Materials in the Aeronautical Industry. In Infrared Thermography in the Evaluation of Aerospace Composite Materials; Woodhead Publishing: Philadelphia, PA, USA, 2017; pp. 1–24

Namdar, Ö., & Darendeliler, H. (2017). Buckling, postbuckling and progressive failure analyses of composite laminated plates under compressive loading. Composites Part B Engineering, 120, 143–151. https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2017.03.066

Novoselac, S., Ergic, T., & Balicevic, P. (2012). Linear and nonlinear buckling and post buckling analysis of a bar with the influence of imperfection. ResearchGate. https://www.researchgate.net/publication/289258416_Linear_and_nonlinear_buckling_and_post_buckling_analysis_of_a_bar_with_the_influence_of_imperfection

Priyanka, P., Mali, H. S., & Dixit, A. (2023). Carbon–Kevlar intraply hybrid fabric polymer composites: mechanical performance. Iranian Polymer Journal, 32(5), 633–645. https://doi.org/10.1007/s13726-023-01150-3

Schneider, J., Hello, G., Aboura, Z., Benzeggagh, M.L. ve Marsal, D., 2009. A meso-FE voxel model of an interlock woven composite. ICCM International Conferences on Composite Materials.

Xu, J., Zhao, Q., ve Qiao, P., 2013. A critical review on buckling and post-buckling analysis of composite structures. Frontiers in Aerospace Engineering. 2. 157-168.