



XIX. ULUSAL MEKANİK KONGRESİ

24-28 Ağustos 2015, Karadeniz Teknik Üniversitesi, Trabzon

## KİRİŞ DESTEKLİ KOMPOZİT BİR PLAKANIN BİR ARADA UYGULANAN EKSENEL VE KESME YÜKÜ ALTINDA BURKULMA VE BURKULMA SONRASI DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ

Erkan Akay<sup>1</sup>, Yavuz Yaman<sup>2</sup>

<sup>1</sup> TAI, Ankara

<sup>2</sup>ODTÜ-Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, Ankara

### ABSTRACT

In this study, the buckling and post buckling behavior of stiffened carbon fiber reinforced composite panels under compressive axial and shear combined loading were investigated. When both shear and axial load (tension or compression) act on a stiffened panel at the same time, the state of stress developing in the post-buckling skin is quite complicated. The necessary computational model is usually based on Finite Element Modelling (FEM). In this study after verifying the FEM and completing the sensitivity studies; the buckling and post buckling phenomena were examined in order to see the effects of shear loading as well as the axial compressive loading on a stiffened composite panel.

### ÖZET

Bu çalışmada kesme ve eksenel basma yükü altında, tabakalı karbon fiber takviyeli kompozit bir plakanın burkulma öncesi ve sonrası davranışları araştırılmıştır. Eksenel basma yükünün yanında eş zamanlı kesme yüküne de maruz kalan kiriş destekli plakalarda, özellikle burkulma sonrası davranışların oldukça karmaşık olmasından dolayı sonlu elemanlar yöntemi gibi sayısal tabanlı bir çözücü olmadan panel davranışlarını hesaplamak oldukça zordur. Bu çalışmada, sonlu elemanlar modelleme yönteminin doğrulanması ve hassasiyet çalışmalarının tamamlanmasının ardından, kiriş destekli plakanın burkulma ve burkulma sonrasındaki davranışında eksenel basma yükünün yanında kesme yükünün de etkisi incelenmiştir.

### GİRİŞ

Günümüzde hafiflik ve yüksek mukavemetten dolayı kullanımları yaygınlaşsa da, kompozit yapılar üzerindeki çalışmalar hala metal yapılar kadar yaygın değildir. Özellikle kiriş destekli kompozit yapıların burkulma sonrası yük analiz hesapları önemli kullanım alanlarına karşın çok yaygın olarak bulunamamaktadır [1, 2].

Guo et al. [3] çalışmasında kiriş yüksekliğinin panel kalınlığına oranının panelin burkulma yüküne ve modşekillerine etkisini analitik yöntem ile araştırmış ve kirişin kritik burkulma yükünü artırmada belli bir orana kadar etkili olduğunu göstermiştir. Rahimi et al. [4] kiriş geometrisinin eksenel basma yükü altındaki silindirik yapılarda burkulma sonrası davranışlarına etkisini sonlu elemanlar yöntemi ile araştırmıştır. Jain et al. [5] farklı kesitlere sahip kirişlerin kesme yükü altındaki kiriş destekli panellerde burkulma davranışlarına etkisini araştırmıştır.

Kiriş destekli kompozit yapıların uçaklarda kullanımının yaygınlaşmasına rağmen, yapılan çalışmaların çoğunluğu bu yapıların eksenel basma yükü altında ki burkulma karakteristiğini

incelemeye ilişkin olmuştur[1,6]. Bu çalışmada ise kiriş destekli bir panelin eksenel yükün yanında kesme yüküne de maruz bırakılarak, burkulma karakteristiğine etkisi sonlu elemanlar tabanlı bir program kullanılarak araştırılacaktır.

Bu kapsamda öncelikle, sonlu elemanlar modeli literatürdeki çalışmalar ile karşılaştırılarak doğrulanmış ve gerekli hassasiyet (sensitivity) analizleri de yapılmıştır. Ardından bu model kullanılarak kirişle güçlendirilmiş panelin farklı yükler altındaki davranışı incelenmiştir.

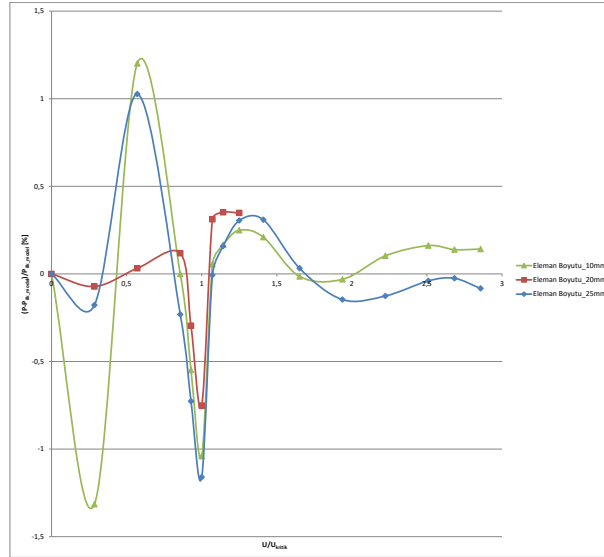
### SONLU ELEMANLAR MODELİ HASSASİYET ÇALIŞMALARI

Doğrulama çalışmalarında kullanılan panel modeli Zhu et al. [7] tarafından yapılan çalışmadan alınmış ve analiz sonuçları belirtilen test sonuçlarına yakınsayana dek bir dizi iterasyon yapılmıştır. Sonuç olarak test değerlerine yakınsama sağlayan modelleme yöntemi ilk model olarak seçilmiştir. İlk model, Shell281 eleman tipli, eleman boyutu 15 mm olan ve “bonded (always)” algoritması kullanan bağlantı (contact) elemanlarından oluşmaktadır.

Daha sonra ilk model, eleman boyutu, bağlantı modelleme teknikleri ve bağlantı (contact) algoritmaları değiştirilerek oluşturulan farklı modeller ile karşılaştırılarak bir dizi hassasiyet çalışması yapılmıştır.

Hassasiyet çalışmaları ile amaçlanan bu tekrarlı analizler sonucunda önerilen ilk modelin en uygunluğunun araştırılmasıdır. Tüm sonlu elemanlar modelleri Shell281 elemanı kullanılarak oluşturulmuştur. 8 düğüm noktasına sahip olan eleman, özellikle burkulma sonrası analizler gibi lineer olmayan çözümlerde tercih edilmektedir.

Hassasiyet çalışmasında öncelikle eleman boyutunun analiz sonuçlarına olan etkisi araştırılmıştır. Eleman boyutuna yönelik yapılan karşılaştırma grafiği Şekil 1’de verilmiştir. Farklı eleman boyutlarına göre elde edilen sonuçlar arasındaki fark 1% oranında olmasına rağmen düşük eleman boyutunda çözüm süresinin uzun olması, eleman boyutunun yüksek olması durumunda ise test sonuçlarında elde edilen burkulma sırasında ki panel şeklinin(mod shape) yakalanamamasından dolayı eleman boyutu 15 mm’nin uygun bir değer olduğu gözlemlenmiştir.



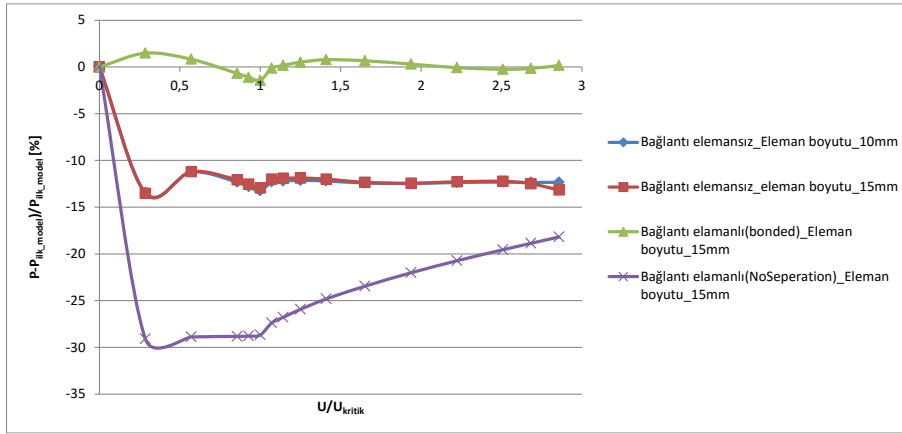
Şekil 1. Eleman boyutuna göre hassasiyet çalışması

Hassasiyet çalışmalarındaki ikinci değişken ise kiriş panel bağlantısı modelleme tekniği seçimidir. Bu kapsamda iki farklı modelleme tekniği öngörülmüştür. İlk modelleme tekniğinde ayrı bağlantı elemanları kullanarak kiriş ve panel yüzeyleri arası bağlantı sağlanmıştır. İkincisinde ise kiriş ve panel yüzeylerinde aynı elemanlar kullanarak bağlantı sağlanmıştır. Şekil 2’de bu iki modelleme tekniği görülebilir.



Şekil 2. a) Bağlantı elemanı kullanılarak oluşturulan bağlantı b) Ortak eleman kullanılarak oluşturulan bağlantı

Diğer bir değişken ise farklı bağlantı algoritmalarının analiz sonuçlarına etkisidir. Bunlara ait grafikler Şekil 3’de verilmiştir. Bu çalışmaların sonucu Çizelge 1’de verilmiştir. Sonuç olarak ilk model olarak adlandırılan sonlu elemanlar modelleme yönteminin diğer yaklaşımlara göre daha iyi sonuçlar verdiği gösterilmiştir.



Şekil 3. Bağlantı modellemesine göre hassasiyet çalışması

Çizelge 1. Sonlu Elemanlar Yöntemi Hassasiyet Çalışmaları

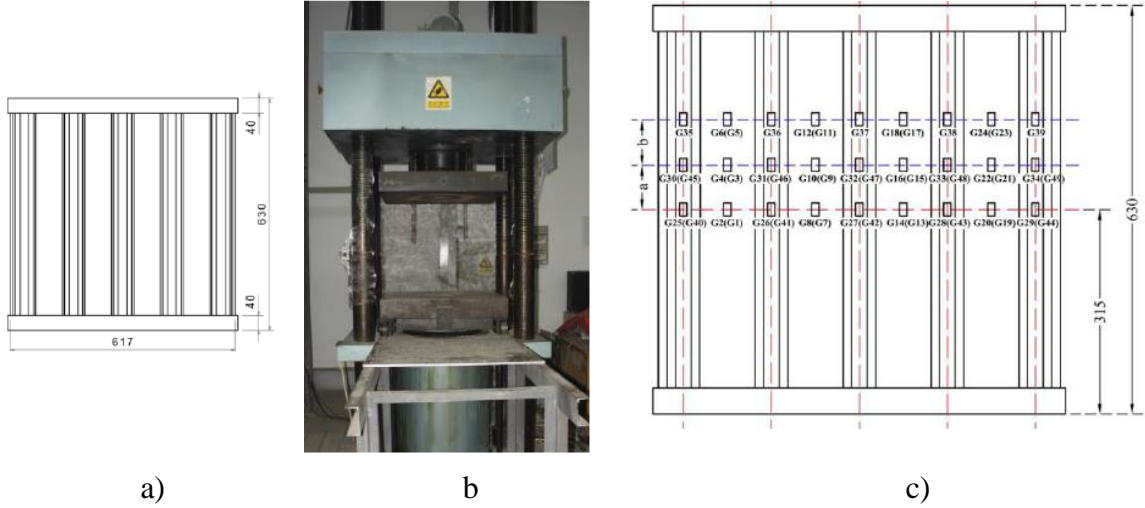
	Ağ Örgüsü (İyileştirme)	Bağlantı Modellemesi	İlk Burkulma Yüğü (Kritik Burkulma)	CPU Zaman	İlk mod şeklinin test sonucuna olan benzerliği
Bonded (Always) contact	İlk model_15mm	<b>Bağlantı (Contact) elemanlı (Bonded-Always)</b>	<b>517 KN</b>	<b>1526</b>	<b>İyi</b>
	10mm	Bağlantı (Contact) elemanlı (Bonded-Always)	517 KN	7846	İyi
	20mm	Bağlantı (Contact) elemanlı (Bonded-Always)	495 KN	1737	Yeterli
	25mm	Bağlantı (Contact) elemanlı (Bonded-Always)	470 KN	618	Yeterli
Ortak elemanlı bağlantı	10mm	Ortak elemanlı bağlantı	434 KN	3040	İyi
	Eleman Boyutu 15mm	Ortak elemanlı bağlantı	453 KN	641	İyi
Farklı Bağlantı (Contact) eleman algortması ile	Eleman Boyutu 15mm	Bağlantı elemanlı (Bonded Contact)	469 KN	2308	Kötü
	Eleman Boyutu 15mm	Bağlantı elemanlı (No Separation Contact)	Burkulma gözlemlenmemiştir.	2021	Kötü

## İLK MODEL DOĞRULAMASI

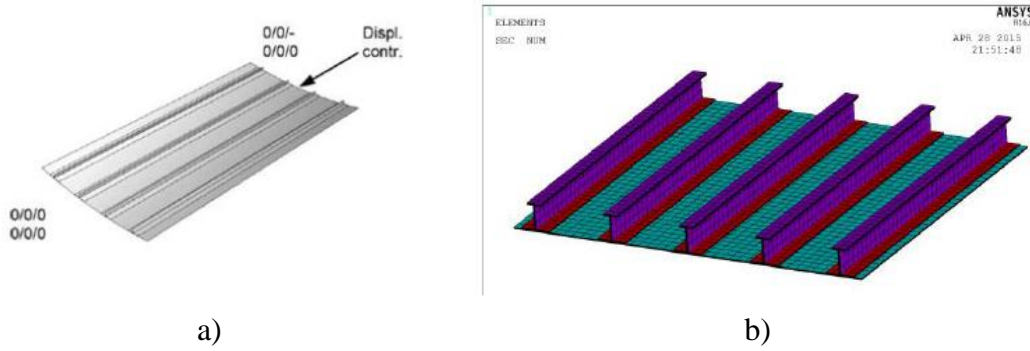
İlk model olarak adlandırılan sonlu elemanlar modelleme yöntemi, farklı panel ve yükleme şartları için literatürde buluna test sonuçları ile karşılaştırılarak doğrulanmıştır. Bu bildiride yalnızca bir örnek gösterilecektir.

### Eksenel Basma Yüğü Altında Kiriş Destekli Bir Panelin Burkulma Analizi

Literatürde [7] yer alan test numunesi Şekil 4a'da, test düzeneği Şekil 4b'de ve numune üzerindeki strain gauge yerleri Şekil 4c'de gösterilmiştir. Oluşturulan sonlu elemanlar modeli ve sınır şartları Şekil 5'de verilmiştir.

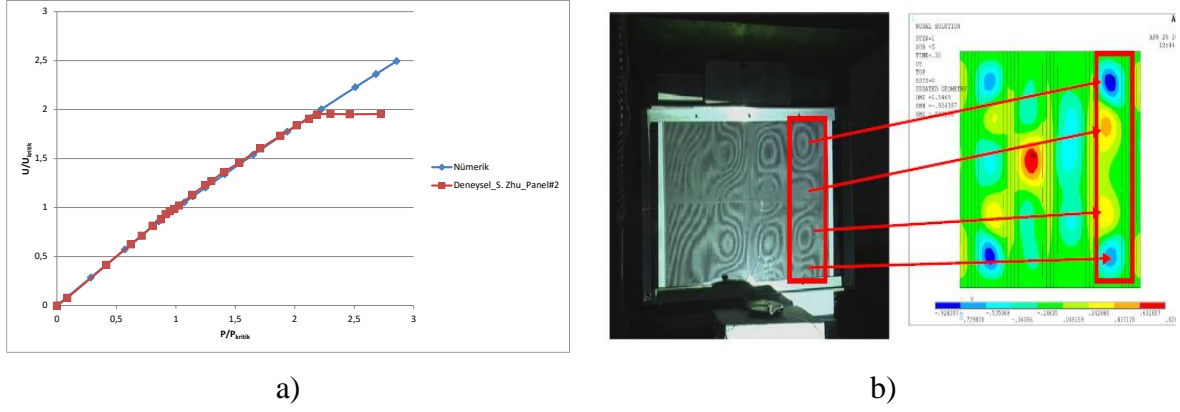


Şekil 4. Test Numunesi a) ön görünüş b) Test düzeneği ve c) strain gauge yerleri



Şekil 5. a) Sınır şartları ve yükleme yönü b) sonlu elemanlar modeli

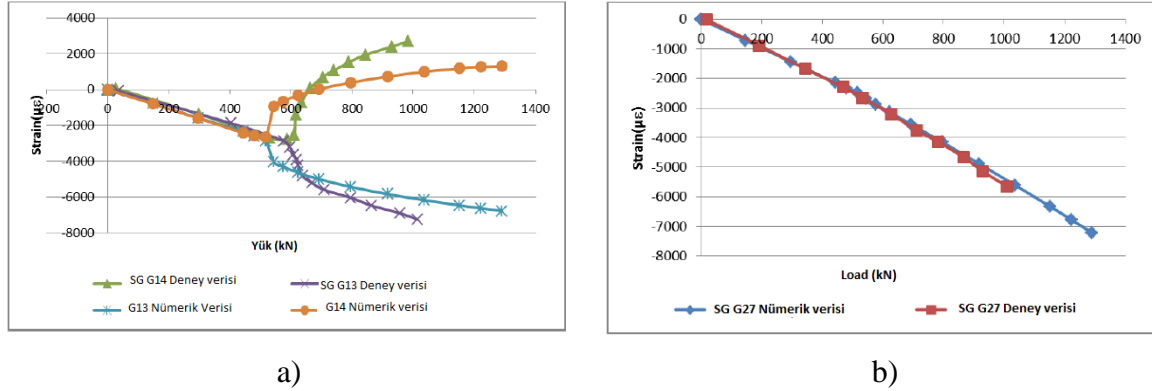
Analizler doğrusal olmayan(non-linear) yaklaşımla yapılmıştır. Eksenel yükleme ile birlikte oluşan çökme miktarı test ve sayısal analiz sonuçlarının karşılaştırması ile kritik burkulma mod'ları karşılaştırması sırası ile Şekil 6a ve Şekil 6b'de gösterilmiştir. Bu kapsamda test ve analiz sonuçları birbirine oldukça yakın çıkmıştır. 2.20 P/Pcr den sonra meydana gelen ayrışmanın test numunesinde oluşan kiriş-panel ayrılması gibi hasarlardan dolayı gerçekleştiği düşünülmektedir.



Şekil 6. a) Çökme miktarı-yük karşılaştırması b) Mod şekilleri karşılaştırması

Çökme miktarı karşılaştırma analizlerine ilave olarak panel ve kiriş üzerinde belirlenen noktalardaki gerinme verilerinin yüklemeye bağlı olarak grafikleri hem test hem de modeller için elde edilmiş ve sonuçlar Şekil 7’de gösterilmiştir. Örnek olarak, Şekil 5’de gösterilen panel üzerindeki G14/G13 noktasındaki test gerinme verisi aynı noktadaki sayısal sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Şekil 7a’da görüldüğü üzere özellikle burkulma öncesi oldukça yakın sonuçlar alınmasına rağmen burkulma sonrası test numunesinde meydana gelmiş olan tabaka ayrılması gibi nedenlerden dolayı test ve sayısal sonuçlar ayrılmaya başlamıştır. Kritik burkulma yükünün oluştuğu noktalar arasındaki fark ise %6 civarındadır.

Orta kirişin merkezinden okunan test gerinme verisi ile sayısal gerinme eğrileri de Şekil 7b’de görülebileceği gibi oldukça yakın sonuçlar vermiştir.



Şekil 7. a) Gerinme-Yük Karşılaştırması-Panel b) Gerinme-Yük Karşılaştırması-Kiriş

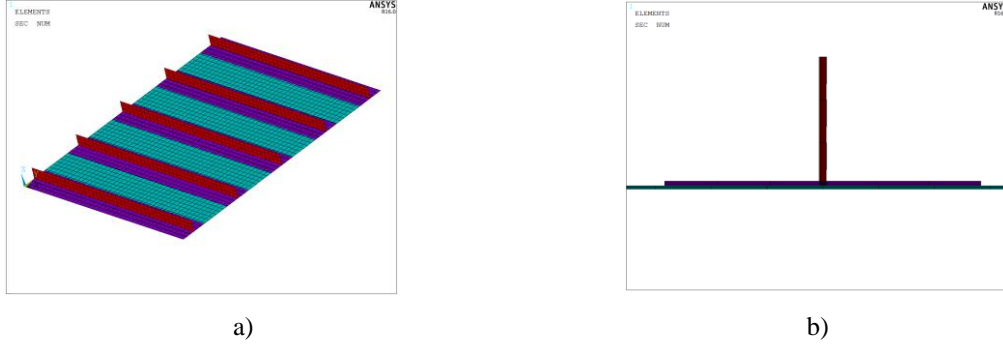
### SAYISAL SONUÇLAR

Doğrulama çalışması yapılan kiriş destekli düz bir panelin uygulanan aksenal yük ve ona ilaveten uygulanan kesme yükünün gerek burkulma, gerekse de burkulma sonrasına olan etkisi bu bölümde incelenmiştir. Sonuçların karşılaştırması için 3 farklı panel kullanılmıştır.

Panellerin kalınlıkları ve tabaka serimleri ile kiriş alt tabanları aynı olup sırası ile  $(-45, 45, 90, 0)_s$  ile  $(-45, 0, 45, 90, 0)_s$  şeklinde tasarlanmıştır. 3 panelin farklı olan kısmı kiriş dikmesinin kalınlığı ve tabaka serimidir. Panel-1 kiriş dik kesmesinin kompozit tabaka yerleştirilmesi  $(0, 90, 45, 0, (-45)_2, 0, 45, 90, 0)_s$ , Panel-2 kiriş dik kesmesinin kompozit tabaka yerleştirilmesi  $(0, 90, 45, 0, (-45)_2, 0, 45)_s$  ve Panel-3 kiriş dik kesmesinin kompozit tabaka yerleştirilmesi ise  $(90, 45, 0, -45, 0)_s$  olarak tasarlanmıştır. Her bir tabaka kalınlığı 0.117 mm’dir.

Bu bölümde ilk olarak Panel-1 olarak adlandırılan panel üzerinde daha detaylı burkulma sonrası panel davranışı incelenecektir. Daha sonra kirişin burkulma üzerinde etkisini görmek

için iki farklı orta dikme kalınlığı olan Panel-2 ve Panel-3 de benzer analizler yapılacaktır. Tüm paneller aynı boyutlara, benzer yükleme ve sınır şartlarına sahip olup; karbon takviyeli kompozit elyaftan yapıldıkları varsayılmıştır. Panelin boyu 600 mm, eni 800 mm olup, 5 kiriş ile desteklenmiştir. Şekil 8a'da panele ait sonlu elemanlar modeli, Şekil 8b'de kiriş-panel kesit alanı verilmiştir.

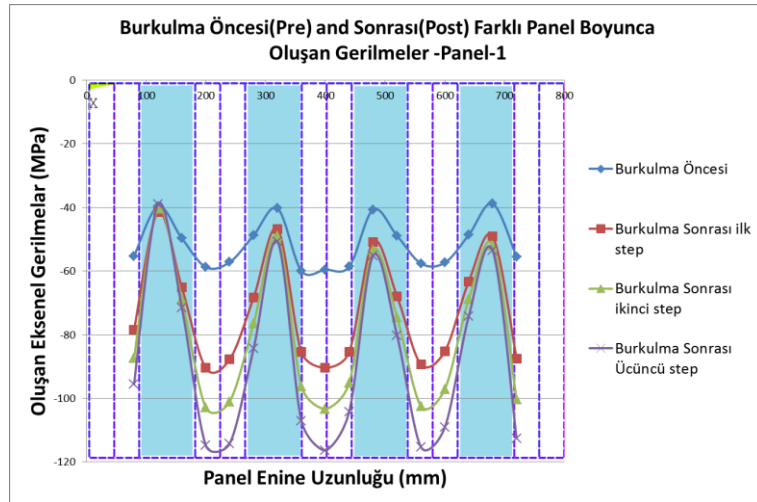


Şekil 8. a) Panel sonlu elemanlar modeli b) Panel-1,2 ve 3 kiriş-panel profili

Yüklemeler yer değiştirme kontrollü (displacement control) olarak uygulanmıştır. Dolayısı ile aksenal basma yükü X eksenini boyunca ( $U_x$ ) ve kesme yükü ise Y eksenini boyunca ( $U_y$ ) yer değiştirme olarak uygulanmıştır. Yük Oranı  $U_x/U_y$  olarak tanımlanmıştır.

İlk olarak sadece aksenal basma yükü altında Panel-1'in davranışı incelenmiş ardından ilave olarak farklı yük oranlarında kesme yükü uygulanarak burkulma yükü ve burkulma sonrasında Panel-1 yatay eksenini boyunca meydana gelen gerilme dağılımları karşılaştırılmıştır.

Şekil 9'da yalnız aksenal basma yükü altında burkulma sonrası Panel-1'in yatay kenarı boyunca oluşan gerilme dağılımı gösterilmiştir. Burkulma sonrası özellikle kiriş destekli panel bölgelerinde taşıma kapasitesi yük ile birlikte artmasına rağmen kirişlerin orta bölgelerindeki desteksiz alanlarda ilk burkulma sonrası elde ettiği taşıma kapasitesini muhafaza ettiği görülmektedir. Bu da literatürde verilen ve burkulma sonrası kiriş destekli yapılarda panelin bir kısmının halan etkili olduğunu savunan sonuçları doğrulamaktadır.

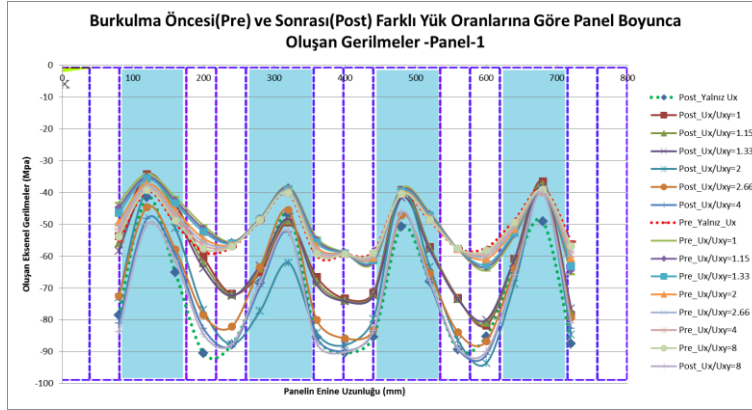


Şekil 9. Panel-1 yatay eksenini boyunca aksenal basma yükü altında gerilme dağılımı

Şekil 10'da ise aksenal basma yüküne ilave olarak farklı yük oranlarında kesme yükünün uygulanması ile burkulma öncesi ve sonrası panel-1 yatay eksenini boyunca oluşan gerilme dağılımı gösterilmektedir. Genel olarak burkulma öncesi tüm yük oranları için taşıma kapasitesi benzer bir çizgiyi takip ederken burkulma sonrası değiştiği gözlemlenmiştir. Burkulma sonrası Yük Oranına bağlı olarak 3 fazlı bir durum olduğu gözlemlenmiştir. İlk



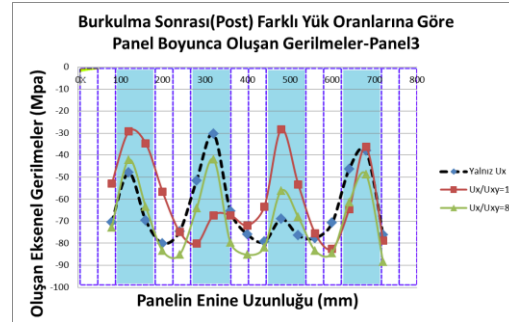
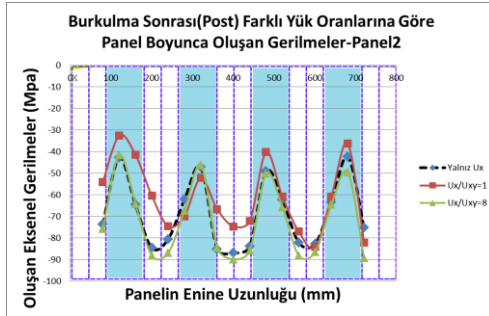
faz Yük Oranı 1 ile 1.33 arasındaki bölgede gerçekleşmiş ve burada panelin tüm bölgelerde yük taşıma kapasitesinin düştüğü gözlemlenmiştir.



Şekil 10. Panel-1 yatay eksenine boyunca farklı yük oranlarında altın gerinme dağılımı

İkinci faz bir tür geçiş aşamasını temsil etmekte ve Yük Oranı 2 ile 2.66 civarlarına denk gelmektedir ki burada kimi bölgelerde yük taşıma kapasitesi artmış kimi bölgelerde azalmıştır. Yük Oranı 4 ve sonrasında ise panel taşıma kapasitesinin yalnız aksel yük uygulandığı duruma yakın veya çok az üstünde artış gösterdiği gözlemlenmiştir.

Panel-2 ve Panel-3 için de benzer burkulma analizleri yapılmıştır. Şekil 11'de iki panel içinde yalnız aksel yükün uygulandığı, kesme ve aksel yükün eşit olduğu ve kesme yükünün aksel yüke göre 8 de biri olan durumlar için karşılaştırmalı olarak panel üzerindeki gerinme dağılımı gösterilmiştir.



Şekil 11. Farklı Yük Oranlarına göre Panel-2 ve Panel-3 de oluşan gerinme dağılımları

Kesme yükünün yüksek olduğu durumlarda panelin tüm kenarı boyunca taşıma kapasitesi düşerken kesme yükünün göreceli olarak düşük olduğu durumlarda panelin taşıma kapasitesinin arttığı gözlemlenmiştir. Bu durum ayrıca 3 panel için yük oranlarına bağlı olarak kritik burkulma yükünün verildiği Çizelge 2'de de görülebilmektedir. Kesme yükünün düşmesi ile birlikte kritik burkulma yükünün arttığı gözlemlenmiştir.

Çizelge 2. Kesme yükünün kritik burkulma yüküne etkisi

	Panel-1		Panel-2		Panel-3	
	Kritik Burkulma Yüğü (N)-Px	Kritik Burkulma Yüğü (N)-Pxy	Kritik Burkulma Yüğü (N)-Px	Kritik Burkulma Yüğü (N)-Pxy	Kritik Burkulma Yüğü (N)-Px	Kritik Burkulma Yüğü (N)-Pxy
Yalnız Ux(2mm)	24095	0	20699	0	18146	0
Ux/Uxy=1	19916	3470	18864	3530	17807	3470
Ux/Uxy=1.33	20080	2629	21945	1518	20153	1445
Ux/Uxy=4	24085	1056	21889	1009	19849	946
Ux/Uxy=8	24106	543	22022	540	20465	530

## SONUÇLAR

Uçak gövdesi, kanat gibi ana taşıyıcı bölgelerde kullanılan kiriş destekli panellerin burkulma analizlerine ilişkin yapılan çok sayıda çalışmanın genelde yalnız aksel yüklemeye, bir kısmı kesme yükü ve çok az bir kısmı ise birleşik yük altında yapıldığı gözlenmiştir. Bu çalışmada kesme ve aksel yüke aynı anda maruz kalan kiriş destekli panellerin burkulma analizi ve burkulma sonrası analizleri ticari bir sonlu elemanlar programı (ANSYS) kullanılarak yapılmıştır.

Öncelikli olarak yalnız aksel yük altında yapılan çalışmada ilk burkulma sonrası panel taşıma kapasitesinin desteksiz bölgede (iki kiriş arası) az da olsa kaldığı ve bunun yükün artması karşın belirgin olarak artmadığı gösterilmiştir. Bu da metal uçak yapıları analizlerinde burkulma sonrası için kullanılan etkin panel genişliği (effective width) yaklaşımının kompozitlerde de geçerli olabileceğini göstermektedir.

Birleşik yüklemeye altında yapılan analizlerin sonuçlarına göre; ek uygulanan kesme yükünün, uygulanan aksel yüke olan oranına bağlı olacak şekilde, yalnız aksel yüklemeye altında oluşan kritik burkulma yükünü azalttığı veya artırdığı gözlemlenmiştir.

## KAYNAKLAR

- [1] R. Degenhardt, S.G.P.Castro, M.A. Arbelo, R. Zimmerman, R. Khakimova, A. Kling. Future structural stability design for composite space and airframe structures, *Thin Wall Structures*. 81 (2014) 29–38. doi :10.1016/j.tws.2014.02.020
- [2] S. Zhu, J. Yan, Z. Chen, M. Tong, Y. Wang Effect of the stiffener stiffness on the buckling and post-buckling behavior of stiffened composite panels – Experimental investigation, *Composite Structures*. 120 (2015), 334-345. doi:10.1016/j.compstruct.2014.10.021
- [3] M.V. Guo, I.E. Harik, W.X. Ren. Buckling behavior of stiffened laminated plates, *International Journal of Solids and Structures*. (2002);39(11):3039–55. doi:10.1016/S0020-7683(02)00232-9
- [4] G.H. Rahimi, M. Zandi, S.F. Rasouli. Analysis of the effect of stiffener profile on buckling strength in composite isogrid stiffened shell under axial loading, *Aerospace Science and Technology*. 24(1) (2013) 198–203. doi:10.1016/j.ast.2011.11.007
- [5] H.K. Jain, A. Upadhyay, Buckling behavior of blade-, angle-, T-, and hat-stiffened FRP panels subjected to in-plane shear, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. 12 (2010) 3614–23. Doi: 10.1177/0731684410383450
- [6] Y. Mo, D. Ge, J. Zhou. Experiment and analysis of hat-stringer-stiffened composite curved panels under axial compression, *Composite Structures*. 123 (2015), 150-160. doi: 10.1016/j.compstruct.2014.11.074
- [7] S. Zhu , J.Yan, Z. Chen, M. Tong, Y. Wang, Effect of the stiffener stiffness on the buckling and post-buckling behavior of stiffened composite panels – Experimental investigation, *Composite Structures*. 120 (2015) 334-345. doi:10.1016/j.compstruct.2014.10.021
- [8] C.Kassapoglou, Design and Analysis of Composite Structures with Applications to Aerospace Structures, Wiley, 2010