

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**HAVACILIK ENDÜSTRİSİNDE KULLANILAN
PEKİŞTİRİLMİŞ ALÜMİNYUM PANEL PLAKALARIN
BASMA YÜKÜ ALTINDA SAYISAL VE DENEYSEL
ANALİZİ**

İSMAİL CENGİZ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

2018

**HAVACILIK ENDÜSTRİSİNDE KULLANILAN
PEKİŞTİRİLMİŞ ALÜMİNYUM PANEL PLAKALARIN
BASMA YÜKÜ ALTINDA SAYISAL VE DENEYSEL
ANALİZİ**

**NUMERICAL AND EXPERIMENTAL ANALYSIS OF
STIFFENED ALUMINUM PANELS USED IN AEROSPACE
INDUSTRY UNDER COMPRESSION**

İSMAİL CENGİZ

Başkent Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin
MAKİNE Mühendisliği Anabilim Dalı İçin Öngördüğü
YÜKSEK LİSANS TEZİ
Olarak hazırlanmıştır.

2018

“Havacılık Endüstrisinde Kullanılan Pekiştirilmiş Alüminyum Panel Plakaların Basma Yüğü Altında Sayısal ve Deneysel Analiz” başlıklı bu çalışma, jürimiz tarafından, 06/02/2018 tarihinde, **MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI’nda YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Başkan (Danışman) :
Prof. Dr. Ömer Faruk ELALDI

Üye :
Doç. Dr. Ahmet Hakan ARGEŞO

Üye :
Yrd. Doç. Dr. B. Cenk BALÇIK

ONAY
/02/2018

Prof. Dr. Emin AKATA
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

TEŐEKKÜR

Öncelikle gerek bu çalışmanın sonuca ulaőtırılmasında benden yardımlarını esirgemeyen, rehberlik ve desteğiyle tezimi yönlendirilen gerekse yüksek lisansım sürecim boyunca her konuda her zaman yardımcı, sabırlı ve yol gösterici olan tez danışmanım saygıdeğer hocam Prof. Dr. Faruk ELALDI' ya en içten teőekkürlerimi sunarım.

Test düzeneğinin kurulumu ve testlerin gerçekleőtirilmesi konularındaki destekleri sebebiyle Ufuk Akcihan 'a ve Salim alıőkan'a gönülden teőekkür ederim.

Son olarak, çalıőmalarım boyunca anlayıőları ve kesintisiz destekleri için babam Mesut Cengiz, annem Fatoő Cengiz, kardeőim Hira Cengiz'e ve eőim Gonca Cengiz'e minnettar olduğumu belirtmek isterim.

ÖZ

HAVACILIK ENDÜSTRİSİNDE KULLANILAN PEKİŞTİRİLMİŞ ALÜMİNYUM PANEL PLAKALARIN BASMA YÜKÜ ALTINDA SAYISAL VE DENEYSEL ANALİZİ

İsmail CENGİZ

Başkent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Havacılık endüstrisinde birincil yapıların ağırlıklarının azaltılması, işletme maliyetlerinin düşürülmesi açısından önemli ve zorlayıcı bir konudur. Hava platformlarının yarı-monokok gövde yapılarında temel bileşen olarak kullanılan pekiştirilmiş panel yapıların operasyonel koşullar zarfında bölgesel burkulmasına izin verilerek önemli ağırlık kazanımları sağlanabilir. Bu tez çalışma ile sunulan projede, “*Burkulma Sonrası (Post-Buckling Design)*” yaklaşımı ile güncel hava aracı tasarım yöntemleri benimsenerek tasarlanan pekiştirilmiş alüminyum panel numunesi basma yükü altındaki yük taşıma yeteneği ve burkulma davranışı deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. ‘Z’ tipi kirişlerle pekiştirilmiş ve Alüminyum malzemedен üretilen panel basma yükü altında test edilmiştir. Burkulma davranışı 3 – Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon analizleri ve gerinim ölçer çiftleri vasıtası ile incelenmiştir. Yapı davranışını olabildiğince gerçekçi olarak yansıtan ve yanıltıcı sonuçlardan arındırılmış bir sonlu eleman prosedürü doğrusal olmayan malzeme davranışları göz önünde bulundurularak oluşturulmuştur. Sayısal model kullanılarak farklı pekiştirici sayısı ve panel kalınlığı değerleri için ‘*Burkulma Sonrası Tasarım*’ tekniğine göre panel tasarımları üretilmiştir. Bu paneller ile emniyetli bir biçimde aynı yükü taşıyacak ‘*Burkulma Dayanımı Tasarım*’ tekniğine göre tasarlanmış bir panelin ağırlık tasarrufu açısından karşılaştırılması “yapısal etkinlik katsayısı” vasıtasıyla değerlendirilmiştir.

ANAHTAR SÖZCÜKLER: Burkulma Sonrası, Pekiştirilmiş Panel, Alüminyum, Basma Yükü, Doğrusal Olmayan Sonlu Eleman Modeli, Yapısal Etkinlik.

Danışman: Prof. Dr. Faruk ELALDI, Başkent Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü.

ABSTRACT

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL ANALYSIS OF STIFFENED ALUMINUM PANELS USED IN AEROSPACE INDUSTRY UNDER COMPRESSION

İsmail CENGİZ

Başkent University, Institute Science and Engineering

Department of Mechanical Engineering

Reducing the weight of primary structures in the aviation industry is an important and challenging issue in terms of decreasing operating costs. Significant weight gains can be achieved by allowing localized buckling of the stiffened panels considered as one of the basic structure of an airframe during operational conditions. In this thesis study, the load carrying ability and buckling behavior of a stiffened aluminum panel designed by adopting current design application and 'Post-Buckling Design' approach were investigated experimentally and numerically. The test specimen that is reinforced by 'Z' type stiffeners and manufactured from Aluminum 2024 T3 Clad material was tested under compressive load. Buckling behavior was observed by means of 3 –Dimensional Digital Image Correlation (DIC) analyzes and strain gauge pairs. The experimental study was followed by developing an efficient and reliable finite element model whose ability to predict the behavior of the stiffened panel that is used in this project is verified. While finite element model is being prepared, all nonlinearities about material behavior and geometrical imperfections of stiffened panel are considered. Panel designs were produced for different number of stiffeners and panel thickness values using the numerical model according to the '*Post-Buckling Design*' technique. A comparison of the weight saving of a panel designed according to the '*Buckling Resistant Design*' technique, which will carry the same load safely with these panels, has been evaluated through the concept of 'Structural Efficiency'.

KEYWORDS: Post-Buckling, Stiffened Panel, Aluminum, Compression, Non-Linear Finite Element Method Structural Efficiency

Advisor: Prof. Dr. Faruk ELALDI, Başkent Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü

İÇİNDEKİLER LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
ÖZ	i
ABSTRACT.....	ii
İÇİNDEKİLER LİSTESİ.....	iii
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	v
ÇİZELGELER LİSTESİ.....	viii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ.....	ix
1 GİRİŞ.....	1
2 LİTERATÜR ARAŞTIRMASI.....	7
3 TEST PANELİ	19
4 TEST DÜZENİĞİNİN KURULUMU	22
5 TEST SONUÇLARI	29
5.1 Gerinim ölçümleri	29
5.2 Burkulma modu	34
5.3 Yük – kısalma eğrisi	37
6 SONLU ELEMAN MODELİNİN HAZIRLANMASI VE AÇIKLANMASI	42
6.1 Malzeme özellikleri.....	46
6.2 Sonlu eleman ağının oluşturulması	48
6.3 Pekiştirici ve panel arayüzü.....	53
6.3.1 Bağlayıcıların modellenmesi.....	53
6.3.2 Pekiştiriciler ve panel arasındaki temas tanımının oluşturulması ve değerlendirilmesi	56
7 SAYISAL SONUÇLARIN DENEYSEL VERİLERLE KARŞILAŞTIRILMASI VE DEĞERLENDİRİLMESİ.....	62
7.1 İdeal panel.....	64

7.2	Geometrik kusurların sayısal analiz modeline tanımlanması.....	69
7.2.1	Doğrusal özdeğer analizi.....	72
8	ALÜMİNYUM PEKİŞTİRİLMİŞ PANELLERİN YAPISAL PERFORMANSI ..	82
9	SONUÇLAR VE YORUMLAR.....	89
	KAYNAKLAR LİSTESİ	89
	EKLER LİSTESİ.....	96

ŞEKİLLER LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 1.1 Örnek bir yarı-monokok gövde yapısı	2
Şekil 2.1 Yarı – Monokok Bir Hava Aracı Gövdesinin Temel Bileşenleri	8
Şekil 2.2 Pekiştirilmiş Panel Üzerinde Bölgesel Burkulmaların Oluşumu [5]	9
Şekil 2.3 Bölgesel Burkulmaların artan Yüke Oranla Gelişimi [5]	9
Şekil 3.1 Pekiştirilmiş Test Panelinin Genel Görünümü.....	19
Şekil 3.2 Pekiştirilmiş Test Panel Ölçüleri	20
Şekil 3.3 Test Panelinin Alt ve Üst Kenarlarına Uygulanan Destek Blokları	21
Şekil 4.1 Instron 5985 B10422 Elektro Mekanik Test Cihazı	22
Şekil 4.2 Test Numunesinin Test Aşamasındaki Yerleşimi.....	23
Şekil 4.3 Ön Test Aşamasında Pekiştirilmiş Panelinin Merkez Kesitine Yerleştirilen Gerinim Ölçerlerin Konumları.....	24
Şekil 4.4 Merkez Pekiştiriciler Arasında Yerleştirilen Gerinim Ölçerlerin Konumları	25
Şekil 4.5 Pekiştiriciler Üzerindeki Gerinim Ölçerlerin Konumları.....	26
Şekil 4.6 GOM ARAMIS 3 - Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon Sistemi	27
Şekil 5.1 Merkez Pekiştiriciler Arasına Konumlandırılmış Gerinim Ölçer Çiftlerine Ait Yük - Gerinim Eğrileri	30
Şekil 5.2 Pekiştiricilerin Gövdesine Konumlandırılmış Gerinim Ölçer Çiftlerine Ait Gerinim - Yük Eğrileri	31
Şekil 5.3 Pekiştiricilerin Keplerine Konumlandırılmış Gerinim Ölçer Çiftlerine Ait Gerinim - Yük Eğrileri	32
Şekil 5.4 Pekiştiricilerin Flanşlarına Konumlandırılmış Gerinim Ölçer Çiftlerine Ait Gerinim - Yük Eğrileri	33
Şekil 5.5 Farklı Yük Değerleri için Bölgesel Burkulmaların Oluşumu ve Gelişimi	35
Şekil 5.6 Yük Kısılma Eğrisi.....	38
Şekil 5.7 Yük Kısılma Eğrisi – İlk Burkulma ve Çökme Yüğü.....	39
Şekil 5.8 Çökme Sonucunda Oluşan Bölgesel Burkulmalar – Ön Görünüm.....	41
Şekil 5.9 Çökme Sonucunda Oluşan Bölgesel Burkulmalar – Arka Görünüm....	41
Şekil 6.1 Sonlu Eleman Modelinin Genel Görünümü.....	44
Şekil 6.2 Sınır Koşulları	44

Şekil 6.3 Alüminyum 2024 - T3 Clad Malzemesine Ait Gerilme - Gerinim Grafiği.....	47
Şekil 6.4 Eleman Boyutları 1mm ve 10 mm olan Sayısal Modellere Ait Burkulma Desenleri	50
Şekil 6.5 Farklı Eleman Boyutlarına Sahip Modellerin Yük - Kısalma Eğrileri	52
Şekil 6.6 Pekiştirilmiş Panel Ait Sayısal Ağ Yapısı	53
Şekil 6.7 Örnek Bir Boyutlu Bağlayıcı Modeli	54
Şekil 6.8 Perçin Bağlantı Biçimleri a)Tek Kesme 'Single Shear' b) Çift Kesme 'Double Shear'	55
Şekil 6.9 Temas Tanımlarının Sayısal Analiz Sonuçlarına Etkilerinin Değerlendirilebilmesi	57
Şekil 6.10 Pekiştiricilerin Kesit Alanlarında Oluşan Yerel Bozulma	58
Şekil 6.11 Yapay Olarak Sönümlenen Enerjini Toplam Gerinim Enerjisine Oranının Analiz Boyunca Değişimi	59
Şekil 7.1 Sayısal analiz ve gerçekleştirilen 3 – Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon analizleri sonucundan elde edilen düzlem dışı deformasyonlar.....	63
Şekil 7.2 Sayısal Analiz Sonucunda Elde Edilen Yük - Kısalma Eğrisi - İdeal Panel	64
Şekil 7.3 Sayısal ve Deneysel Olarak Elde Edilen Yük - Kısalma Eğrilerinin Karşılaştırılması – İdeal Panel.....	66
Şekil 7.4 Sayısal ve Deneysel Eksenel Gerinimlerin Karşılaştırılması - İdeal Panel	67
Şekil 7.5 İnce Cidarlı Bir Panel için Düzlemsel Bozukluğun Örnek Gösterimi	70
Şekil 7.6 Pekiştirilmiş test Panelinin İlk İki Burkulma Modu	73
Şekil 7.7 Farklı Düzlemsel Bozukluk Oranları için Sayısal Analiz Sonuçları.....	75
Şekil 7.8 Analizler Sonucunda Elde Edilen Yük - Kısalma Eğrilerinin Karşılaştırılması.....	77
Şekil 7.9 Sayısal ve Deneysel Olarak Elde Edilen Yük - Kısalma Eğrilerinin Karşılaştırılması.....	78
Şekil 7.10 Sayısal ve Deneysel Eksenel Gerinimlerin Karşılaştırılması.....	79
Şekil Ek 1. 1 Alüminyum 2024 T3 Clad Malzemenin Mekanik Özellikleri [33]	98
Şekil Ek 3.1 Panelin Burkulmaya Başlama Anı - Panele Dik Yöndeki Yer Değiştirmeler	111

Şekil Ek 3.2 Panelin Kirişler Arasında Kalan Bölgelerindeki	Burkulma
Şekilleri.....	111
Şekil Ek 3.3 Kirişlerin Burkulmaya Başlama Anı.....	112
Şekil Ek 3.4 Kiriş Destekli Panelin Çökme Anı - Panele Dik Yöndeki Yer	
Deformasyonlar	112

ÇİZELGELER LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Tablo 4.1 Ön Test Aşamasına Ait Gerinim Ölçümleri	24
Tablo 6.1 Kabuk Eleman Tiplerinin Karşılaştırılması	49
Tablo 6.2 Eleman Boyutları ile Tahmin Edilen Çökme Yükleri.....	50
Tablo 6.3 Eleman Boyutları ile Tahmin Edilen İlk Burkulma Yükleri	51
Tablo 8.1 Alüminyum Panellere Ait Yapısal Etkinlik Değerleri.....	83
Tablo 8.2 Kompozit Panellere Ait Yapısal Etkinlik Değerleri	87

SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

A	Yüzey Alanı
d	Bağlayıcı Çapı
{D}	Deformasyon Vektörü
E	Young Modülü
t	Kalınlık
k	Bağlayıcıların Kesme Kuvveti Yönündeki Rijitliği
[K]	Rijitlik Matrisi
L	Panel Uzunluğu
n	Ramberg – Osgood Sabiti
\bar{N}	Uygulanan Yükün Panel Genişliğine Oranı
{R}	Yük Vektörü
P	Test Yüğü
P_{cr}	İlk Burkulma Yüğü
S	Yapısal Etkinlik Katsayısı
W	Panel Ağırlığı
ε	Mühendislik Gerinimi
ε_{pl}	Plastik Gerinim
ε_T	Gerçek Gerinim
ε_{toplam}	Toplam Gerinim
σ	Mühendislik Gerilimi
σ_T	Gerçek Gerilim
σ_y	Malzemenin Akma Gerilim

1 GİRİŞ

Havacılık endüstrisinde birincil yapıların ağırlıklarının azaltılması, işletme maliyetlerinin düşürülmesi açısından önemli ve zorlayıcı bir konudur. Yüksek eğilme ve burkulma direncine sahip kiriş destekli paneller, eşit aralıklarla boylamasına yerleştirilmiş ve çeşitli kesit alanlarına sahip olabilen kiriş elemanlar yardımıyla desteklenmiş düz ya da kavisli plakandan oluşturulan yapısal elemanlar, hafif yapılar elde etmek amacıyla havacılık endüstrisinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Dayanım – ağırlık oranı açısından yüksek verimliliğe sahip olan kiriş destekli paneller diğer bir adıyla pekiştirilmiş paneller bir hava aracının kanat, gövde ya da kuyruk iskeleti gibi yarı monokok yapılar (Şekil 1.1) göz önüne alındığında uçuş yüklerinin önemli bir kısmını taşıyan temel yapısal elemanlar olarak düşünülebilir.

Genellikle, bir hava aracı gövde yapının birincil yapısal elemanlarından biri olan pekiştirilmiş paneller uçuş yükleri altında basma veya çekme (eksenel kuvvet), eğilme ve kesme kuvvetlerinden oluşan bileşik bir yükleme durumuna maruz kalmaktadır. Bu tür yapıların karmaşık olan genel yük durumu altında teste tabi tutmak ve analizlerini gerçekleştirmek uygulanabilirliği kolay olmayan ve zaman alan bir durumdur. Bunun yerine yük bileşenlerinin etkilerinin ayrı olarak araştırılması ve her bir yük bileşenin etkilerinin bir araya getirilerek sonuca ulaşılması genel yaklaşım olarak kabul görmektedir. Bu tür araştırmaların birçoğu minimum tasarım ağırlığı gibi temel tasarım gereksinimleri ile yakından ilişkilidir. Kiriş destekli panel yapılarda, kiriş elemanları arasında kalan panel bölümlerinin operasyonel uçuş koşulları altında bölgesel olarak burkulmasına izin verilerek önemli ağırlık kazançları sağlanabilir [1].

Genel havacılık uygulamalarında pekiştirilmiş panel yapıların limit yük altında bölgesel burkulmalara izin verecek şekilde tasarlanması yaygın olarak görülen bir tasarım yaklaşımıdır. Limit yük, bir hava aracının operasyonel uçuş koşulları boyunca karşılaşması muhtemel en yüksek yük değeri olarak tanımlanabilir. Pekiştirilmiş panel yapıların tasarımında iki farklı tasarım kavramı benimsenebilir. “*Burkulma Sonrası Tasarım (Post – Buckling Design)*”i uçuş esnasında limit yüke ulaşılmadan önce yapı üzerinde bölgesel burkulmalara izin veren tasarım yaklaşımı olarak havacılık endüstrisinden ön plana çıkarken, “*Burkulma Dayanımı*

Tasarım (Buckle – Resistant Design)” ise operasyonel koşullar altında limit yüke ulaşılan dek hiçbir şekilde bölgesel burkulmalara izin verilmediği tasarım yaklaşımıdır. Bir hava aracı iskeletinde temel yapısal bileşen olan pekiştirilmiş paneller bölgesel burkulmaların başlaması tahmin edilen yük değerinden birkaç kat daha fazla yük taşıma kapasitesine sahip olacak şekilde tasarlanır. Bu tür bir yaklaşımı benimsemiş tasarımlarda “*Burkulma Dayanımı Tasarım* “ yaklaşımı benimsenmiş bir tasarıma oranla önemli ağırlık kazanımları sağlanabilmektedir. Bu iki tasarım yaklaşımı arasındaki en çarpıcı fark “*Burkulma Sonrası Tasarım* “ yaklaşımını benimsemiş bir tasarımda panel için kullanılacak malzemelerin bir kısmını pekiştiricilere transfer ederek hem ağırlık düşüşü hem yük taşıma kabiliyeti açısından daha efektif bir çözüm sağlamasıdır. Bu sebeplerden ötürü havacılık endüstrisinde “*Burkulma Sonrası Tasarım* “ kavramı son zamanlarda daha fazla dikkat çekmektedir [1].



Şekil 1.1 Örnek bir yarı-monokok gövde yapısı

Yaklaşık 1930’lu yıllardan beridir alüminyum alaşımlar hava aracı yapısal bileşenleri için birincil malzeme konumundadır. Fiber takviyeli kompozit malzemeler hem askeri hem de sivil havacılık platformlarında son zamanlarda yaygın kullanılan bir malzeme olarak ön plana çıksa da birincil yapısal bileşenler

açısından alüminyum alaşımlar halen önemli bir alternatif olarak yerini korumaktadır [2].

Yapısal bileşenlerin üretilmesi açısından tercih edilebilir bir malzeme olan fiber takviyeli kompozitlerin yüksek üretim ve sertifikasyon maliyetleri, göreceli olarak düşük darbe dayanımları ve çevresel koşullara karşı hassas olması gibi sebepler tasarımcıların bazı noktalarda metalik yapılara yönelmesini sağlayabilmektedir. Malzeme karakteristiği açısından yüksek hâkimiyetin geçen zamanla birlikte oluşması, üretim maliyetlerinin düşük olması, iyi bilinen ve oturmuş tasarım - üretim - muayene yöntemleri ve ağırlık kazanımlarının sağlanabilmesine elverişli olması alüminyum alaşımların günümüz havacılık platformlarının üretiminde halen yüksek oranda tercih edilmesinin sebeplerinden sadece birkaçı olarak görülebilir. Alüminyum alaşımlardaki ilerlemeler de fiber takviyeli kompozit malzemeler karşısında önemli bir seçenek olarak yerini korumasında büyük önem taşımaktadır [2].

Alüminyum – bakır alaşımları yani 2000 serisi alaşımlar özellikle ana tasarım kıstasının yorulma dayanımı olduğu hava aracı iskeleti uygulamalarında başlıca kullanılan alaşımlardır. 2000 serisi alüminyum alaşımlar için 2024 ve 2014 en iyi bilinen örneklerdir. 2024 T3 Clad alüminyum alaşımları arasında hava aracı gövde üretimi için en yaygın olarak tercih edilen alaşımdır. 2024 T3 Clad alüminyum alaşımı yapıda oluşan yorulma çatlaklarının ilerlemesine karşı yüksek dirence sahip olması ve hasara tolerans davranışının iyi olması ile önemli bir hava aracı yapısal malzemesi olarak kalacaktır [3] .

Boyutsal tasarımı tamamlanmış karmaşık geometriye sahip kiriş destekli panel (pekiştirilmiş panel) yapılarının tasarım değerlendirmelerinin yapılabilmesi için yapı prototipinin ya da tüm yapının tam ölçekli olarak servis esnasında beklenen koşullara mümkün olduğunca yakın yükleme koşulları ile test edilmesi öncelikli ve en güvenilir seçenek olarak görülebilir. Ancak, bu çok pahalı ve zaman gerektiren bir operasyondur. Bu dezavantaja ek bir dezavantaj ise bileşen ya da yapı tasarımının belirli bir olgunluğu erişmeden testlerin gerçekleştirilememesidir. Testler sonucunda bir tasarım problemi ile karşılaşılması durumunda tasarımın düzeltilmesi ve değerlendirme için tekrar test edilmesi zor ve meşakkatli bir süreçtir. Eğer bileşenin ya da yapının tasarımsal olarak değerlendirilebilmesi doğru

ve güvenilir bir şekilde tasarım süreci içinde yapılabilir ise geç kalınmış değişikliklere ihtiyaç duyulmaz. Bu doğrultuda, benzer yapıların test sonuçlarına dayanan yarı – deneysel analiz modelleri literatürde oluşturulmuştur.

“*Burkulma Sonrası Tasarım* “ yaklaşımını benimsenmiş tasarım uygulamalarında yarı ampirik (yarı deneysel) analiz yöntemleri pekiştirilmiş panellerin boyutlandırılmasında yaygın olarak kullanılmıştır. Yarı ampirik analiz yöntemlerin basitlik, uygulama kolaylığı ve ihtiyatlı analiz sonuçlarının elde edilebilmesi açısından tasarım değerlendirilmelerinde kullanımı tasarımcılara cazip gelmiştir. Lakin bu analiz yöntemlerin temel dezavantajı, ihtiyatlı analiz sonuçlarına bağlı ağırlık kazancının azalmasının yanı sıra, deneysel çalışmalara dayalı olarak oluşturulan bu analiz yöntemlerinin belirli sınırlamalar ve yapı benzetimi ya da yapının basitleştirilmesi gibi olası hatalara yol açabilen bazı kabuller içermesidir. Yarı ampirik modellerin hatalarını ve kısıtlamalarını önlemek için, sonlu elemanlar metoduna dayanan sayısal simülasyonlar günümüzde sıklıkla tercih edilmektedir.

Bu tez ile savunulan temel nokta, alüminyum hava aracı gövde iskeletlerinin tasarımında geleneksel ‘ *Burkulma Dayanımı Tasarım (Buckle Resistant Design)*’ tasarım yaklaşımının benimsenmesi yerine ‘*Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Desin)*’ kavramının benimsenmesiyle yapısal bütünlük korunarak ağırlık açısından önemli kazançların sağlanabildiğinin gösterilmesidir. Bu amaç doğrultusunda “*Burkulma Sonrası Tasarım* “ yaklaşımı benimsenerek tasarlanmış alüminyum 2024 T3 Clad malzemedен üretilen bir pekiştirilmiş panel numunesi basma yükü altında incelenmiştir. Bu maksatla söz konusu panelin basma yükü altındaki davranışı sayısal ve deneysel olarak analiz edilmiştir. Öncelikle deneysel olarak yapılan çalışmada, numune yük taşıma yeteneğini kaybedene kadar devam ettirilen test boyunca alınan gerinim ölçümleri ve dijital görüntü korelasyon analizleri ile yapının burkulma sonrası davranışı detaylı olarak araştırılmıştır. Deneysel çalışma vasıtasıyla ulaşılan veriler pekiştirilmiş panel yapılarının basma yükü altındaki burkulma davranışlarını tahmin etme amacıyla bir sayısal analiz yönteminin geliştirilmesinde kullanılmıştır.

‘*Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)*’ kavramının yapısal verimlilik açısından sağladığı kazanımların değerlendirilebilmesi adına test numunesine benzer bir alüminyum pekiştirilmiş panel yapısı ‘ *Burkulma Dayanımı Tasarım*

(*Buckle Resistant Design*)' kavramı temel alınarak ile oluşturulmuştur. Bu yapının basma yükü altındaki burkulma davranışı ve dayanımı doğrulanmış sonlu eleman modeli yardımıyla incelenmiştir.

“*Burkulma Sonrası Tasarım*” kavramına göre farklı tasarım parametreleri ile (pekiştirici sayısı ve panel kalınlıkları) tasarlanan alüminyum pekiştirilmiş panellerin yapısal performansları “*Burkulma Dayanımı Tasarım*” kavramına göre tasarlanmış panelin ‘Yapısal Etkinlik Katsayısı’ yöntemi kullanılarak değerlendirilmiştir. Bu değerlendirme sonucunda “*Burkulma Sonrası Tasarım*” kavramının ilk burkulma yükünün üstünde, çökme yükünün altında geniş bir emniyetli çalışma alanı bıraktığı, bunun ise önemli ölçüde ağırlık kazancı sağlayabileceğini göstermektedir.

Diğer yandan ‘Yapısal Etkinlik’ kavramı alüminyum pekiştirilmiş panel yapıların kompozit yapılar karşındaki uygulanabilirliğinin değerlendirilebilmesi maksadıyla da kullanılmıştır. Literatürden edilen ‘*Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)*’ tasarım yaklaşımının benimsendiği ve yük taşıma kapasitesi açısından alüminyum numunenin eşleniği olan fiber takviyeli kompozit pekiştirilmiş panel yapılar için hesaplanan yapısal etkinlik katsayıları ile alüminyum panel yapılarına ait yapısal etkinlik katsayıları karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma ile ulaşılmak istenen sonuç ise kompozitler karşında alüminyum pekiştirilmiş panellerin kabul edilebilir bir yapısal verimlilikle ağırlık kazanımlarının sağlanabilmesine elverişli bir alternatif olarak yerini koruyabildiğini göstermektedir.

Çalışma kapsamında, ilgili araştırma alanı hakkında genel bir bilgi edinmek için literatür taraması yapılmıştır. İnceleme aynı zamanda araştırmanın dünyanın her yerindeki diğer bilim insanlarının yakın tarihli çalışması ile de uyum içinde olmasını sağlayacaktır. Literatür araştırması kısmından tezin 2.bölümünde bahsedilmiştir. Sonraki üç bölümde, test kurulumu ve test yöntemi kapsamlı bir şekilde anlatılmış ve doğrulama aşamasında kullanılacak test sonuçları sunulmuştur. Sonlu elemanlar yöntemi, yapı geometrisinin oluşturulması, yük ve sınır koşullarının taklit edilmesi, analiz parametrelerinin konfigürasyonu ve istenilen çıktılarının hesaplanması gibi bir modelleme süreci gerektirir. Bu işlem, problemin karmaşıklığına bağlı olarak önemli miktarda zaman tüketebilir. Geometrik ayrıntılar, malzeme özellikleri, sınır koşulları gibi model ayrıntıları, araştırma ve

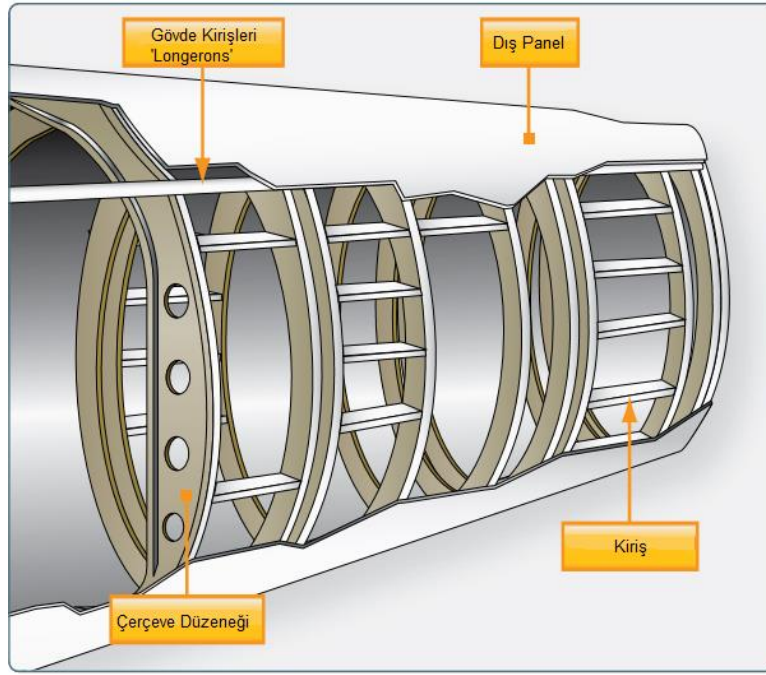
düşünmeyi gerektirir. Ayrıca, model geometrisinin ve malzemelerin doğrusal olmayan davranışlarının da göz önünde bulundurulması modelin daha karmaşık bir hale büründürmesinin yanında analiz süresini de artırmaktadır. Bu doğrultuda, sonlu eleman modelinin oluşturulması detaylı olarak 6.bölümde anlatılmıştır. Nihai doğrulama sadece deneysel çalışmada gözlemlenenlerle sayısal olarak tahmin edilen burkulma deseninin nitel olarak karşılaştırılması ile değil aynı zamanda sayısal olarak hesaplanan ve deneysel olarak ölçülen değerler arasındaki farkların nicel olarak değerlendirilmesiyle de gerçekleştirmiştir. Deneysel verilerin sayısal sonuçlarla karşılaştırılması bölüm 7'de anlatılmıştır. Alüminyum pekiştirilmiş panel yapıların kompozit yapılar karşısındaki uygulanabilirliği 'Yapısal Etkinlik' kavramı vasıtası ile bölüm 8'de değerlendirilmiştir. Son olarak ise bölüm 9'da çalışma kapsamında elde edilen bulgular ve değerlendirmeler ile ulaşılan sonuçlar verilmiş ve çalışmanın ileri adımları hakkında bilgiler verilmiştir.

2 LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Bir hava aracı iskeletinin temel işlevleri, hava platformuna aerodinamik şeklin sağlanabilmesi ve uçuş esnasında karşılaşılan çevresel koşullardan yolcu ve çevresel sistemlerin korunması için yapı üzerinde oluşan yükleri iletmek ve bu yüklere karşı direnmektir. Çoğu hava platformunda bu gereksinimler, yapının dış yüzeyini oluşturan panelin diğer bir adıyla dış kabuğun genellikle boyuna pekiştirilmiş elemanlar tarafından ve enine çerçeve düzenekleri tarafından desteklendiği bölgesel burkulmalara izin verilmeden ya da verilerek uçuş yüklerine direnebilen ince cidarlı yapılarla karşılanmaktadır. Bu tür yapılar yarı-monokok olarak bilinirken, uçuş yüklerine karşı direncin sağlanabilmesi için tamamen dış kabuğun yük taşıma kapasitesinden yararlanan yapılar ise monokok yapılar olarak adlandırılır. [4]

Önceleri hava aracı gövde yapılarında tasarımlarından tercih edilen monokok yapıların dayanım – ağırlık oranı açısından dezavantajının üstesinden gelmek için yarı-monokok yapı olarak adlandırılan yeni bir tasarım yaklaşımına geçildi. Yarı – monokok yapıların temelini monokok yapıların da temelini oluşturan çerçeve düzenekleri (*'Frame Assemblies'*) oluşturmaktadır. Buna ek olarak, yarı-monokok yapılarda dış panel *'Longeron'* adı verilen ve dış panel boyunca uzanan elemanlarla takviye edilmektedir. Dış paneli destekleyen bu elemanlar genellikle yapı içerisindeki birkaç çerçeve düzeneği boyunca uzanır ve yapının uçuş koşulları altında birincil eğilme yüklerini taşımasına yardımcı olur.

Yarı-monokok yapılarda *'Longeron'* adı verilen gövde kiriş elemanlarının yanı sıra dış paneli destekleyen daha küçük kiriş elemanlar da kullanılır. Bu kiriş elemanları, gövde kiriş elemanlarına göre ağırlıkça daha hafiftir ve uzunlukları gövde kirişlerinin aksine sadece iki çerçeve düzeneği arası ile sınırlıdır. Bu tür yapıların bir örneği Şekil 2.1'de gösterilmiştir. Bu pekiştiriciler çeşitli kesit alanlarına sahip olarak üretilebilirler. Gövdenin dış panelini destekleyen bu kiriş yapıları birlikte gövdenin eğilmesinden kaynaklanan çekme ve basma yüklerinin desteklenmesine önemli bir rol üstlenmektedir.

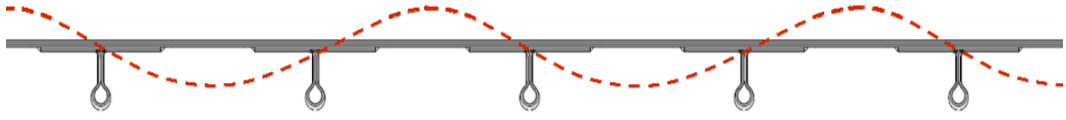


Şekil 2.1 Yarı – Monokok Bir Hava Aracı Gövdesinin Temel Bileşenleri

Özetle, güçlü ve ağır gövde kirişleri çerçeve düzeneklerine, çerçeve düzenekleri ise gövde kirişlerine göre daha hafif ve dayanımı az olan küçük kirişlere bağlıdır. Tüm bu kiriş yapısı gövdenin dış panellerine bağlanarak yarı-monokok gövde yapısı elde edilir. Böyle yapılarda ince cidarlı dış panelin ve panele bağlı, çerçeve düzenekleri arasında kalan küçük kirişlerin birlikte uçuş yüklerinin önemli bir bölümünü taşımaktadır.

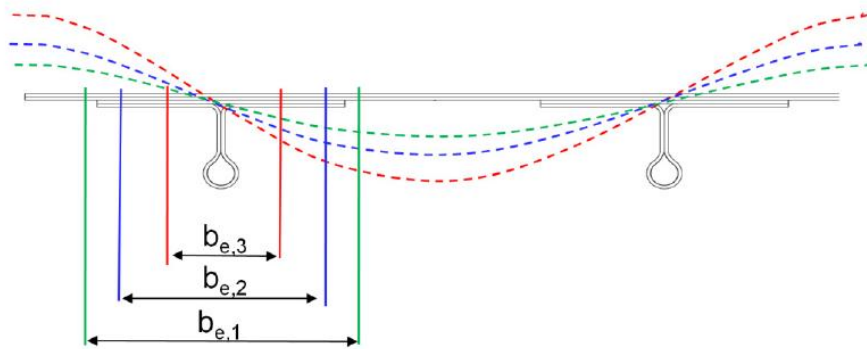
Pratikte, basma yüklemesine maruz kalan ince cidarlı yapılarda, yapının yük taşıma kapasitesini kaybetmeye başladığı bölgedeki gerilmeler yapı malzemesinin basma dayanıma karşılık gelen gerilmenin altında bir değerde iken, burkulma, ani bir çökme durumu olarak ortaya çıkar.

Pekiştirilmiş paneller, yüksek burkulma kararlılığına sahiptir ve basma yükü altındaki dayanımı açısından çok etkili bir yapıdır. Kiriş destekli panel yapılarda, ilk kararsızlık pekiştiriciler arasında kalan panel bölümünün burkulması ile başlar. Pekiştiriciler arasında oluşan bölgesel burkulmalar Şekil 2.2'de bir örnek olması açısından resmedilmiştir [5]. Bu bölgesel burkulma durumu kiriş destekli panel yapısının yük taşıma kabiliyetini kaybettiği anlamına gelmemektedir, çünkü ilk burkulmadan sonra yapının rijitliği hafifçe düşse de yapı halen artan yüke dayanabilmektedir.



Şekil 2.2 Pekiştirilmiş Panel Üzerinde Bölgesel Burkulmaların Oluşumu [5]

Şekil 2.3'de bölgesel burkulmaların artan basma yükü ile birlikte gelişimi resmedilmiştir. Yeşil kesikli çizgi pekiştiriciler arasındaki bölgesel burkulmaların ilk oluşumunu temsil etmektedir. Bölgesel burkulmaların oluşması ile panel yük taşıma yeteneğinin önemli bir kısmını kaybetmektedir. Ancak, bu durum karşında panelin pekiştiricilere yakın olan bölümleri halen bir miktar yük taşımaya devam edecektir. Panelin bu kısmına etkin panel ('Effective Skin') adı verilmiştir. Bölgesel burkulmaların oluşmaya başladığı yük değerinde etkin panel kısmı en yüksek uzunluğa sahip olacaktır. Daha sonra yükün artmasına paralel bölgesel burkulma tepciklerinin panel düzlemine dik yönde olan deformasyonları artacak ve tepcikler büyüme gösterecektir. Burkulma dalgalarının büyümesi ile birlikte etkin panel alanı da gitgide daralacaktır. Şekil 2.3'deki (C.Collier [5]'den uyarlanarak) mavi ve kırmızı kesikli çizgiler artan yük ile birlikte burkulma dalgalarının artan yükte büyümesi ve etkin panel alanının daralmasını yani bölgesel burkulmalarının fiziğini yansıtmaktadır. Operasyonel koşullar altında bir pekiştirilmiş panel üzerinde bölgesel burkulmalara izin vermek, burkulma olayının doğru bir şekilde yansıtılabildiği iyi bir burkulma analiz kabiliyeti gerektirmektedir.



Şekil 2.3 Bölgesel Burkulmaların artan Yüke Oranla Gelişimi [5]

Havacılık endüstrisinin ağırlık kazancı gereksinimlerinin gün geçtikçe artması ağırlığa karşı dayanım oranı açısından daha verimli yapıların elde edilebilmesi için farklı tasarım kavramlarının ortaya atılarak farklı tipte yapıların geliştirilmesini ve malzeme teknolojilerindeki gelişmelerin hızlanmasını büyük oranda tetiklemiştir. Pekiştirilmiş paneller operasyonel koşullar altında uçuş yükünün önemli bir kısmının taşınmasında etken rol oynayan bir yapı olarak görülmektedir. Bir hava aracı iskelet ağırlığının yüzde olarak önemli bir parçasının bu yapılar tarafından olduğu göz önüne alındığında ağırlığa karşılık dayanımının artırılabilmesi açısından pekiştirilmiş paneller önemli bir konumdadır. Bu duruma paralel olarak hava platformu gövde iskelet yapılarının temel yapı taşı olan pekiştirilmiş panellerin dayanımını ve uçuş yükü altındaki davranışlarını konu alan birçok çalışma literatürde yerini almıştır [12] .

Hem alüminyum, çelik gibi metalik hem de karbon fiber ya da cam elyaf takviyeli kompozit malzemelerden üretilen pekiştirilmiş panel yapılarının burkulma sonrası davranışlarını araştırmayı ya da çökme ve ilk burkulma yüklerini elde etmeyi amaçlayan birçok çalışma deneysel veya analitik olarak gerçekleştirilmiştir [29, 43, 44].

Pekiştirilmiş panellerin deneysel olarak karakterize edilmesini konu alan çok geniş bir literatür bulunmaktadır. Hava aracı gövde yapıları açısından yapıyı yük taşıma yeteneğini kaybetmeden büyük ağırlık kazançlarına sağlanmasına elverişli hale getiren "*Burkulma Sonrası Tasarım* " yaklaşımının ortaya atılması ile birlikte bölgesel burkulmalara izin verilen pekiştirilmiş panel yapıları üzerinde gerçekleştirilen kapsamlı çalışmalar geçmişten bugüne literatürün önemli bir bölümü kapsamaktadır [24].

A. Aalberg et al. [6], pekiştirilmiş alüminyum panel yapıların basma yükü altındaki davranışlarını ve dayanımlarını konu alan deneysel bir çalışma yürütmüşlerdir. Çalışma kapsamında 2 farklı konfigürasyona sahip test numuneleri kullanılmıştır. Numunelerden biri açık kesitli profiline sahip L tipi pekiştirici ile desteklenirken diğer numune ise kapalı kesit profiline sahip şapka tipi ('hat type') pekiştiriciler ile desteklenmiştir. Çalışmada iki farklı pekiştirilmiş panel yapının kullanılmasının yanında bu yapıların testi için iki farklı da sınır koşulu kullanılmıştır. İlk sınır koşulu olarak yükleme esnasında numunelerin test cihazı ile temas edecek kenarları çelik

desteklerle çevreli epoksi reçine bloğunun içine alınarak basitçe yani sadece tüm yönlerdeki öteleme hareketleri kısıtlanarak oluşturulurken, ikinci sınırı koşulu test panellerinin yüklenmeyen kenarlarının basitçe desteklenmesidir. Tanımlanan iki sınır koşulunun aynı panel üzerine uygulanabilmesi için test cihazı ve panel arasına bir adaptör tasarlanmıştır. Burada pekiştirilmiş paneller üzerindeki yük dağılımının düzgün olarak sağlanabildiğinden emin olunması amacı ile çelik çerçeve içine epoksi reçine bloğunun önemli rol oynadığı belirtilmiştir. Panellerin test cihazı ile temas içinde olmayan kenarlarına sınır koşulu uygulanabilmesi için serbest kenarlar içerisi teflon ile doldurulmuş ve yükleme esnasında iç içe geçerek yükleme doğrultusunda harekete izin verecek çerçeveler ile desteklenmiştir. Yapıların yük taşıma yeteneklerini kaybedene kadar yüklemenin devam ettiği ve 21 adet numunenin test edildiği deneysel çalışma sonucunda sınır koşulları ve pekiştirici kesit alanı seçiminin yapının burkulma davranışı ve çökme esnasındaki sergilemiş olduğu davranışı üzerinde büyük bir etkiye sahip olduğu sonucuna gözlemlenmiştir. Bunun yanında sınır koşulları ve pekiştirici kesit alanı seçiminin yapının burkulma davranışı ve çökme esnasındaki sergilemiş olduğu davranışı üzerinde büyük bir etkiye sahip olduğu sonucuna da ulaşılmıştır.

F. Elaldı ve L. Çolak [7], bir önceki çalışmaya benzer bir çalışmayı pekiştirilmiş kompozit paneller için gerçekleştirmişlerdir. Kompozit malzemeden üretilen pekiştirilmiş panel yapıların üretiminde benimsenmiş iki farklı üretim yönteminin karşılaştırılması amacıyla yürütülen bu çalışmada, Şapka tipi ('hat type') pekiştiricilerle desteklenmiş olan kompozit düz bir panelin basma yükü altındaki burkulma davranışını deneysel olarak incelemiştir. Pekiştirilmiş panel numunelerinin yükleme esnasında test cihazı ile temas içinde olan kenarlarının epoksi bloklarla desteklenerek sınır koşullarının tanımlanması yöntemi ile bu çalışmada da karşılaşılmıştır. Ancak, sınır koşulları açısından değerlendirildiğinde deneysel çalışmaları arasındaki temel fark bu çalışmada diğer kenarlara sınır koşulu tanımlanmamış olmasıdır. İki çalışma arasındaki diğer farklar ise yapı davranışlarının değerlendirilmesi için kullanılan yöntemlerdir. A. Aalberg [6] tarafından yürütülen deneysel çalışmada yapı davranışları ve dayanımları sadece yük – kısalma eğrilerinin karşılaştırılması ile değerlendirilmişken, bu çalışmada basma yükü altındaki pekiştirmiş panelin yüke karşı sergilemiş olduğu cevabın incelenmesi için sırt sırta yapıştırılan doğrusal gerinim ölçer çiftleri ile bölgesel

gerinim ölçümleri alınmıştır. Gerinim ölçümlerine ek olarak ise yapının burkulma davranışının karakterize edilebilmesinden büyük pay sahibi olan bölgesel burkulma tepeciklerinin oluşumu 'Shadow Moire [45]' yöntemi ile görselleştirilmiştir. Pekiştirilmiş kompozit panellerin basma yükü altındaki davranışlarının detaylı olarak incelenmesine odaklanan böyle bir deneysel çalışma [8] ile bu tür kompozit panellerin bölgesel burkulmaların oluşumu sonrasında ilk burkulma yükünün birkaç katına kadar yük taşıma yeteneğine sahip olduğu ve dolayısıyla bölgesel burkulmalara izin verilerek yapıda önemli ağırlık kazanmalarının sağlanabileceği de gösterilebilir. Bu çalışmalara benzer şekilde pekiştirilmiş düz kompozit ve alüminyum panellerin basma yükü altında burkulma davranışının araştırıldığı birçok çalışma literatürde mevcut bulunmaktadır [9, 10, 11].

Benzer bir çalışmayı ise Shuhua Zhu et al. [12] I-tipi kesit alanına sahip pekiştiriciler ile desteklenen kompozit düz plakalar üzerine yürütmüştür. Farklı kesit alanı ölçülerine sahip pekiştiriciler ile desteklenmiş farklı kalınlıklardaki panel yapılarının test edildiği çalışma kesit alanındaki değişikliklerin basma yükü altında burkulma davranışı üzerindeki etkilerinin irdelenmesine odaklanmaktadır. Shuhua Zhu ve arkadaşları çalışma sonucunda bir taraftan panelin yük taşıma kapasitesinin ve panel üzerinde oluşan burkulma desenlerinin panel kalınlığına önemli ölçüde bağlı olduğu sonucuna ulaşırken diğer taraftan ise pekiştiricilerin tasarımlarının da ilk burkulma yükü üzerinde etkili olduğunu gözlemlemiştir.

Farklı kesit alanına sahip pekiştiricilerin pekiştirilmiş panellerin basma yükü altındaki davranışlarına olan etkinliklerinin açısından F. Elaldı [13] şapka tipi ve 'J' kesitli pekiştiriciler ile pekiştirilmiş farklı panellerin basma yükü altında test edilmesine odaklanan deneysel bir çalışma gerçekleştirmiştir. Farklı pekiştirici tiplerinin yapısal verimliliğe olan etkilerini konu alan çalışma sonucunda her iki pekiştiricinin tipinin de '*Burkulma Sonrası Tasarım*' kavramı benimsenmiş yapılar için uygun olduğunu ama pekiştirici tiplerinin yapının ilk burkulma ve çökme yükleri açısından belirleyici bir faktör olduğu dolayısıyla yapının burkulma sonrası davranışında etkin rol oynadığı kanaatine varılmıştır.

Deneysel çalışmalarda kullanılan numune konfigürasyonları bazı çalışmalarda farklılık göstermiştir. Genel itibarıyla hava aracı gövde yapılarının kavisli bir şekile

sahip olması sebebiyle kavisli ya da silindirik panellerin de basma burkulma yükü altındaki davranışlarını konu alan farklı çalışmalarda literatürde bulunmaktadır. R.Zimmermann et al. [14] , pekiştirilmiş fiber takviyeli kompozit malzemedan üretilen kavisli panellerin basma yükü altında burkulma davranışını incelemek amacıyla deneysel bir çalışma yürütmüşlerdir. Farklı burkulma davranışlarını irdellemek için çift ya da tek sayıda 'T' tipi pekiştiriciler ile desteklenmiş iki farklı yarıçapa sahip kompozit kavisli panel numuneleri yük taşıma yeteneklerini kaybedinceye kadar test edilmiştir. Benzer bir çalışma da B.L. Agarwal [15] tarafından şapka tipi pekiştiricileri ile pekiştirilmiş kompozit kavisli panel yapılarının burkulma davranışlarının ve yük taşıma kabiliyetlerinin değerlendirilebilmesi adına gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmalar ışığında pekiştirilmiş düz plakalar için geçerli olan test yönteminin kavisli plakaların basma yükü altında test edilebilmesi için de uygun bir yöntem olduğu kanısına varılmıştır.

Genel manada kavisli panellerin düz panellerden burkulma davranışının farklı olabileceği düşünülerek farklı bir numune konfigürasyonuna sahip bir diğer çalışma ise C. Bisagni and P. Cordisco [16] tarafından yürütülmüştür. Bu çalışmada karbon fiber takviyeli kompozit malzemedan üretilmiş üç kiriş destekli silindirik panel yapının aksenal basma ve burulma yükleri altında davranışlarını araştırılmıştır. Gözlemlenen en mühim sonuç bileşik yükleme koşulu altında yüklerinin birbirine karşı oranının yapı davranışını ve dayanımını büyük oranda etkilemesidir. Yapının maruz kaldığı burulma yükü ne kadar yüksek ise silindirik numunenin basma yükü altındaki dayanımının ona oranla düştüğünü gözlemlemişlerdir. Bu bulguya paralel olarak bileşik yükleme koşulunda baskın yükün burulma yükü olmasıyla birlikte bölgesel burkulma dalgalarının dağılımında önemli değişimler görülmüştür. Bu çalışma ile özdeş olarak pekiştirilmiş panellerin bileşik yükleme koşulu altındaki davranışlarını ve dayanımlarını silindirik panel numuneler ile inceleyen başka çalışmalar da literatürde bulunmaktadır [17, 18, 19].

Hava araçları gövde ya da operasyonel uçuş koşulları altında maruz kaldığı temel yük bileşenlerinden biride burulmadır. Yapının maruz kaldığı burulma yüklemesi pekiştirilmiş panellerin kesme yükü altında da yüklenmesine sebebiyet verecektir. Bu sebeple, C. Bisagni [16]' nin çalışmasında burulma yüklemesinin gerçek koşulları temsil edebilecek biçimde uygulanabilmesi açısından silindirik numune

kullanılması kritik bir noktadır. Ancak, kesme yükünün pekiştirilmiş paneller üzerindeki etkisi pekiştirilmiş düz panel numuneleri kullanılarak da gerçekleştirilmiştir [20, 21].

Operasyonel koşullar altında '*Burkulma Sonrası Tasarım*' kavramını benimsemiş hava araçlarında kullanılan kiriş destekli panel yapıları bileşik yükler altında tekrarlanan burkulmalara maruz kalarak bir yorulma döngüsü içerisine girmektedir. Bu durum da pekiştirilmiş panel yapıların tasarımları açısından statik dayanımının yanında yorulma dayanımı da göz önünde bulundurulması gereken önemli bir konudur. Yorulma yüklerine bağlı olarak bir çatlak oluşumu ya da oluşan bir hasarın ilerlemesi yapının dayanımı ve davranışı açısından kritik öneme sahiptir. Pekiştirilmiş panel yapıların yorulma dayanımlarına, yorulma ömürlerinin belirlenmesine veya hali hazırda oluşan bir yorulma hasarının yapı davranışı üzerindeki etkilerine odaklanan çalışmalarda pekiştirilmiş panelleri konu alan literatürün belirli bir kısmını oluşturmaktadır. Bu çalışmalar genellikle sayısal bir incelemenin dâhil olmadığı sadece temelde yüklemenin durumuna bağlı olarak uygun olan statik test yöntemi benimsenerek aynı yöntemle tekrarlı yük uygulanmasına dayanan deneysel çalışmalardır. Farklı tipteki hem alüminyum hem de kompozit pekiştirilmiş test panelleri üzerinde gerçekleştirilen yorulma testleri hakkından genel bir kanı oluşması ve bu çalışmanın tamamlanmasını takiben ileri bir adımın belirlenebilmesi amacı ile literatürde bulunan birkaç çalışma incelenmiştir.

Haim Abramovich ve Tanchum Weller [22], tekrarlanan burkulmanın yapının rijitliğini kaybetmesi açısından etkisini değerlendirebilmek için sekiz kiriş destekli eğimli kompozit paneli tekrarlı basma yükü altında test etmiştir. Test panellerinden dört tanesine ya suni delaminasyon hasarı içermektedir ya da suni hasarın yanı sıra darbe ile ek olarak panel üzerinde hasarlar oluşturulmuştur. Bu dört panelden biri sadece panel ve kiriş arasında yapay bir delaminasyon içeriyorken, diğerleri ise hem panel ve kiriş arasında yapay delaminasyon hem de aynı bölgelerde darbeye bağlı hasarlar içermektedir. Her panel yorulma döngüsüne maruz bırakılmadan önce ilk burkulma yükünün elde edilebilmesi için statik olarak test edilmiştir. Ardından tüm paneller sıfırdan ilk burkulma yükünün üstünde belirli bir yük seviyesine kadar bir aralıkta sabit genlikli aksenal basma yüklemesi

uygulanarak tekrarlı burkulma döngüsüne maruz bırakılmıştır. Test sonuçları, panellerin maruz kaldığı döngü sayısı içerisinde ne tekrarlanan burkulmanın ne de suni hasar ve darbeye bağlı hasarların, panellerin rijitliğinin kaybolmasına sebep olmadığını göstermektedir.

Chiara Bisagni ve Potito Cordisco [16], tekrarlı burulma yüklerinin kombine yükleme(basma ve burulma) altındaki kiriş destekli kompozit bir kutu üzerindeki etkilerini yapının burkulma tepkisi (bölgesel ve genel davranışı) ve yapının kırılma davranışı açısından deneysel olarak ele almıştır. Aynı zamanda kombine yükü oluşturan aksel basma ve burulma yüklerinin farklı şekillerde birlikte uygulanmasının yapının burkulma davranışını nasıl etkilediğini de değerlendirmişlerdir. Çalışma kapsamında iki kiriş destekli kompozit kutu statik yükleme ve tekrarlı yükleme durumlarında test edilmiştir. Tek bir panel yüzeyinden oluşan test numunesinin burulma yükü altında test edilmesi karmaşık bir işlem olduğundan, test numunesi olarak dört adet kiriş destekli kavisli kompozit panellerden kapalı bir kutu oluşturan bir yapı kullanılmıştır. Her bir panel üzerine kesme yükleri uygulanabilmesi için numuneye burulma momenti uygulanmıştır. Kullanılan iki numuneden biri basma yükü ve burulma momenti arasındaki etkileşim eğrisinin oluşturulması amacıyla üç farklı kombine yükleme koşulu kullanılarak sadece statik olarak yüklenmiştir. Diğer numune ise, statik testten sonra, basma yükü sabit tutulurken, yüksüz durumdan kutunun burkulma sonrası davranışına denk bir yük değerine kadar sabit aralıkta tekrarlı burulma momentine maruz bırakılmıştır. Numunenin yorulma testleri burulma moment değeri açısından üç farklı sabit genlikli yorulma döngüsü tanımı ile gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın sonuçları açıkça göstermektedir ki; tekrarlı burkulma durumu panelin burkulma davranışını ve yapı üzerindeki gerinme dağılımını önemli ölçüde etkilememektedir.

Literatür araştırmasının bu aşamasında, statik basma yükü ya da tekrarlanan yorulma yükleri altında test edilen bir pekiştirilmiş panele yükün homojene yakın bir dağılımla uygulanabilmesi ve test için gerekli sınır koşullarının sağlanabilmesi için yapının test cihazına temas eden kenarlarına gerekli rijitliği sağlayan çelik çerçeveli epoksi blokların önemi vurgulanmıştır. Pekiştirilmiş panellerin burkulma davranışlarının karakterize edilebilmesi için yapının yük taşıma yeteneğinin temsili olan yük – kısalma (yük eksenine boyunca deformasyon) eğrisinin ve bölgesel

burkulma dalgalarının oluşumlarının görselleştirilebilmenin önemli bir pay sahibi olduğu kanısına varılmıştır. Bunun yanında yapının pekiştiriciler arasında kalan panel bölümlerinde oluşan burkulma dalgalarının sırt sırta yapıştırılan gerinim ölçerler vasıtası ile bölgesel olarak incelenmesi de yapı davranışının daha kapsamlı bir şekilde incelenebilmesi açısından oldukça faydalı ve basit yöntem olarak görülmüştür. Araştırmanın ileri aşamalarında incelenen farklı çalışmalara ait benzer örnekler de kadar ulaşılan bilgileri destekler niteliktedir.

Son zamanlarda sayısal hesaplamalar açısından bilgisayar teknolojilerinin gelişmesiyle birlikte, ANSYS, ABAQUS ve NASTRAN gibi burkulma problemleri için çözüm yöntemlerini içeren kodları kullanarak sayısal tahminler yapabilecek ve problemin doğasında bulunun doğrusal olmayan davranışları hesaba katan sonlu elemanlar programları mevcut bulunmaktadır. Kiriş destekli panel yapıların burkulma davranışlarının tahmin edilmesi ve burkulma sonrası davranışlarının analizlerinin yapılabilmesi için malzeme ve geometrik açıdan doğrusal olmayan davranışları modelleyebilen sonlu elemanlar yöntemi son birkaç on yıldan beri yaygın olarak kullanılmaktadır.

Yang Wang [23], üretiminden kaynaklı olan geometrik bozuklukların pekiştirilmiş panel yapıların yük taşıma yeteneğine etkilerine odaklanan bir çalışma gerçekleştirmiştir. Çalışma kapsamında test edilen her bir pekiştirilmiş panel numunelerinin yüzeylerinden ölçümler alınarak, düzlemsel bozuklukların istatistiki olarak dağılımı elde edilmiştir. 'Polynomial Fitting' yöntemini kullanarak istatistiki dağılımı en iyi temsil eden yüzey tanımını oluşturmuştur. İdeal düzlemsellikten uzaklaştırılmış yüzeyi ABAQUS ortamında oluşturmuş olduğu deneysel veriler ile doğrulanmış sayısal modele dâhil ederek yapı dayanımına olan etkisini basma yükü altında incelememiştir. Sonlu eleman modelinin oluşturulması esnasında dikkat edilmesi gereken tüm yönleri detaylı bir şekilde anlatmıştır. Açıklanan detaylar özellikle sayısal ağın kalitesi ve eleman seçimi, pekiştirici ile panel arasındaki bağlantının modellenmesi, analizin başlangıç koşulları ve çözüm yöntemleri üzerinde yoğunlaşmıştır.

Karbon fiber takviyeli kompozit malzemeden imal edilen bir kiriş destekli panel için bir analiz yöntemi geliştirme çalışması L.Boni et al. [24] tarafından yapılmıştır. L.Boni, kompozit kiriş destekli düz panelin burkulma ve burkulma sonrası

davranışını tahmin etmek için, geometrik açıdan doğrusal olmayan davranışları da hesaba katan ve panelin başlangıç kusurlarının (panel boyunca kalınlık değişimi ya da üretim esnasında oluşan geometrik bozukluklar) da dâhil edildiği bir sonlu eleman modelini ABAQUS paket programı vasıtası ile oluşturmuştur. Elde edilen sonlu eleman sonuçlarının yük- yer değiştirme grafiği ve panelin taşıyabileceği yük değerleri açısından deneysel veri ile uyumlu olduğu görülmüştür.

L.Boni ve arkadaşları tarafından yürütülen sayısal çalışma, klasik iki aşamalı analiz yöntemine göre, birbirini takip eden iki aşamadan oluşmaktadır. İlk aşama panelin burkulma şekillerinin (buckling mode shapes) belirlenmesi için doğrusal özdeğer analizinin yapılmasıdır (linear eigenvalue analysis). Diğer aşama ise doğrusal olmayan sonlu eleman modeli ile burkulma analizinin gerçekleştirilmesidir. Analizin ilk aşamasında panel için elde edilen burkulma şekilleri ikinci aşamada oluşturulan sonlu eleman modeline başlangıç koşulu olarak tanımlanmıştır. Bu sayede doğrusal olmayan sonlu eleman modelinin burkulma analizi esnasında yakınsaması kolaylaştırılmış ve panelin incelenmek istenen burkulma modu şeklini alabilmesini sağlamıştır.

Kiriş destekli karbon fiber takviyeli kompozit malzemedan üretilen bir panel yapının aksel basma yükü altındaki burkulma ve burkulma sonrası davranışlarının incelenmesi için bir başka doğrusal olmayan sonlu eleman modeli çalışması K.Ghavami et al. [25] tarafından ANSYS paket programı kullanılarak yürütülmüştür. Oluşturulan sonlu eleman modeli ANSYS paket programı içerisinde hâlihazırda bulunan 'Arc-Lenght [50]' yöntemi kullanılarak çözdürülmüştür. Ancak, ANSYS paket programını kullanan benzer örneklere literatür taraması esnasında nadir olarak rastlanmıştır.

Luca Lanzi [26]'de doğrusal olmayan sonlu elemanlar yöntemi ile kiriş destekli düz bir kompozit panelin basma yükü altındaki davranışını incelemiştir. Bu çalışmada dört farklı yöntem kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir. Kullanılan yöntemler sırası ile ilk burkulma yükünün ve panelin burkulma şekillerinin tahmin edilmesi için özdeğer (eigenvalue) analizi, panel davranışının tahmin edilmesi için ise 'Modified Riks' Metodu ile doğrusal olmayan statik analiz ve hem örtük hem açık dinamik analiz yöntemleridir. 'Modified Riks [47,48.49]' yönteminin ve örtülü dinamik analiz yönteminin sonlu eleman modelinde bulunan yakınsaklık parametrelerine (sayısal

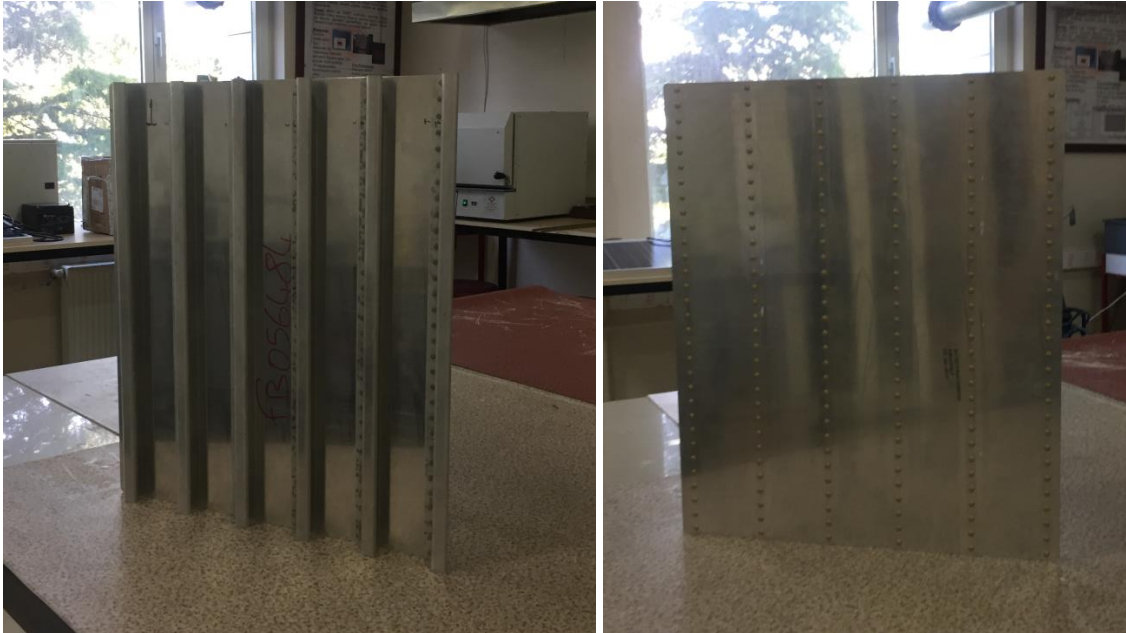
ağın yoğunluğu, bağlayıcılar arası uzaklık vb.)karşı hassas olduğu gözlemlenmiştir. Öte yandan, açık dinamik analiz yönteminde böyle bir hassasiyet gözlemlenmemiştir. Açık dinamik analizi metodunu kullanılarak yakınsama parametrelerinden bağımsız olarak her zaman kesin sonuçlar elde edildiği belirtilmiştir. Bu nedenle bu yöntem 'Modified Riks' metodunun ya da örtülü dinamik analiz yönteminin kullanılacağı sonlu eleman modellerinde yakınsama parametrelerinin ayarlanması için verimli bir şekilde kullanılabilir. Sonlu elemanlar analizleri yürütülürken panel boyunca kalınlık değişimi gibi geometrik kusurlarda modele dâhil edilmiştir.

ABAQUS bu tür hem geometrik açıdan hem de malzeme açısından doğrusal olmayan davranışları modelleyebilme yeteneği ile diğer sonlu eleman kodlarını içeren paket programlarına göre daha avantajlı bir konumdadır.

Kiriş destekli bir panel yapının burkulma davranışının ve dayanımının incelenebilmesi için gerekli deneysel yöntemler ve test düzeneklerinin oluşturulması birçok çalışmada benzerlik göstermektedir. Ama test panelinin yük altındaki burkulma davranışını önemli ölçüde karakterize eden burkulma dalgalarının görselleştirilebilmesi için iki farklı yöntem literatüre girmiş çalışmalarda yaygın olarak kullanılmıştır. Bu yöntemlerden ilki uzun yıllardır geçerliliğini koruyan 'Shadow Moire' [12,45] tekniği iken diğeri ise günümüz teknolojik koşullarında giderek gelişen ve kullanımı artan 3- Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon [14,46] araçlarıdır. Hem deneysel çalışmadan daha kullanılabilir veriler elde edebilmek açısından hem de güncel gelişmeleri takip etmek amacıyla bu çalışmada 3- Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon araçları üzerinde durulmaya karar verilmiştir.

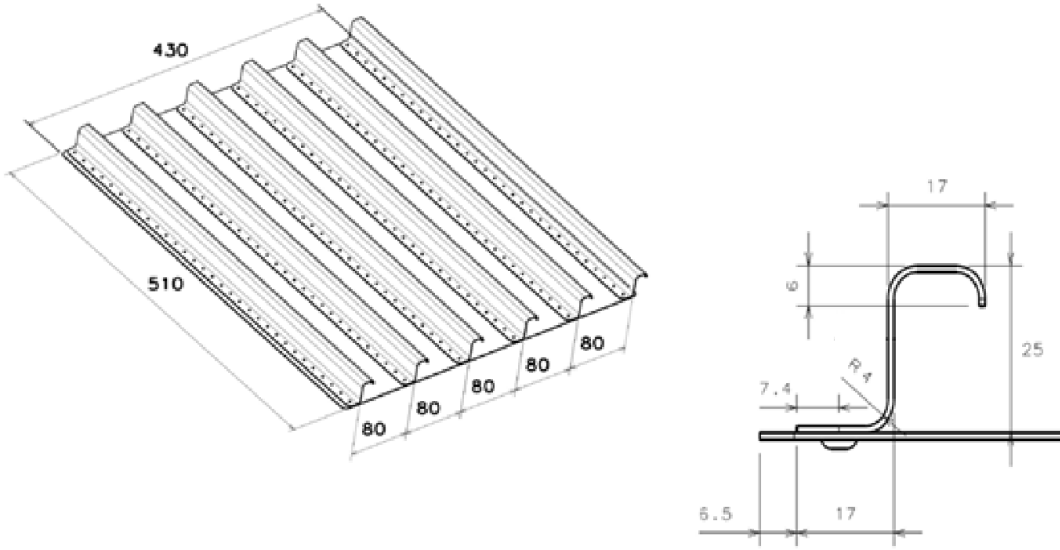
3 TEST PANELİ

Test numunesinin konfigürasyonu ülkemizdeki havacılık endüstrisinde bir hava aracının gövde, kanat veya kuyruk konisi gibi önemli yapısal bileşenlerini oluşturmak için kullanılan yarı-monokok yapılarının ortak en küçük parçasını temsil edecek şekilde belirlenmiştir. Temel olarak, alüminyum gövde yapılarının bir bölümünü temsil eden yarı – monokok yapıların diğer bileşenleri olan gövde kirişleri ve çerçeve düzenekleri söz konusu konfigürasyona dâhil edilmemiştir. Çünkü bu çalışmadaki birincil amaç bir hava aracının gövde yapısını oluşturan alt bileşenlerden birini test etmekten çok pekiştirilmiş alüminyum panellerin burkulma yükleri altındaki doğrusal olmayan davranışlarını incelemeye yöneliktir. Bu doğrultuda test numunesine dâhil edilmeyen bu bileşenlerin yerine panelin serbest kenarlarına panelin test esnasında uygun sınır koşulların tanımlanması tercih edilmiştir. Hem testin sınır koşullarını daha karmaşık bir hale getirmemek hem de serbest kenarların test esnasında olması gerekenden daha erken burkulmasını engellemek için gerekli rijitliğin sağlanması amacıyla bu bölgelere ek pekiştiriciler yerleştirilmiştir. Tasarlanan burkulma test numunesinin genel bir görüntüsü aşağıda gösterilmiştir.



Şekil 3.1 Pekiştirilmiş Test Panelinin Genel Görünümü

Z kesitli 5 adet pekiştirici kiriş (ülkemiz havacılık endüstrisine ait özgün platformlarda en çok tercih edilen pekiştirici tipidir) ile desteklenen düz bir panel olan test numunesinin tasarımında yapı üzerinde bölgesel burkulmaya izin veren 'Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)' yaklaşımı benimsenmiştir. Test esnasında tahmin edilen nihai yük değerine ulaşıncaya kadar artan yük ile birlikte önemli yük boşlukları ve süreksizlikler olmadan dayanabilmesi açısından panel üzerindeki pekiştiricilerin aralıkları olabildiğince dar seçilmeye çalışılmıştır. Bu doğrultuda iki bitişik pekiştirici arasındaki mesafe panel üzerinde bölgesel burkulmalara izin verme hususu da göz önüne alınarak 80 mm olarak belirlenmiştir. Her bir pekiştirici kiriş eşit aralıklarla yerleştirilen 3.2 mm çapında MS20470AD4_C standart kodlu 31 adet alüminyum perçin yardımıyla panele monte edilmiştir. Test numunesinin her bileşeni havacılık endüstrisinde bu tür yapıların üretiminde sıkça kullanılan Alüminyum 2024 T3 Clad malzemesi kullanılarak üretilmiştir. Numunenin boyutları ayrıntılı olarak aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



Şekil 3.2 Pekiştirilmiş Test Panel Ölçüleri

Daha önce de belirtildiği üzere bu çalışma kapsamında konfigürasyonu günümüz havacılık yapılarını temsil edebilecek şekilde belirlenmiş olan kiriş destekli bir alüminyum panelin aksenal basma yükü altındaki burkulma öncesi ve burkulma sonrası davranışı incelenecektir. Aksenal test yükü numunenin üst kenarından uygulanırken numunenin alt kenarı sabitlenecektir. Numunenin alt ve üst kenarları çelik çerçeve ile çevrili epoksi reçine bloğu ile desteklenmiştir (Şekil 3.3). Böylece panelin bu kenarları sabit sınır koşullarına (fixed point) tabi olacaktır. Çelik çerçeveler işlenerek hem alt ve üst kenarın kendi içlerinde birbirine paralellığı sağlanırken hem de cihazın yükleme eksenine dik düzlemler elde edilebilmiştir. Bu şekilde bir yandan test yükünün numune üzerine düzgün bir dağılımla uygulanabilmesi sağlanırken diğer yandan ise numunenin alt ve üst kenarlarında test için gerekli sınır koşullarının sağlanabilmesi için yeterli rijitlik ihtiyacı karşılanmış olacaktır. Numunenin nominal uzunluğu ve nominal eni sırasıyla 510 mm ve 430 mm 'dir. Ancak, epoksi reçineden oluşan destek bloklarının her birinin en boyutununun 40 mm olması sebebiyle test bölgesinde kalan numune boyu 510 mm'den 430 mm'ye düşmüştür.



Şekil 3.3 Test Panelinin Alt ve Üst Kenarlarına Uygulanan Destek Blokları

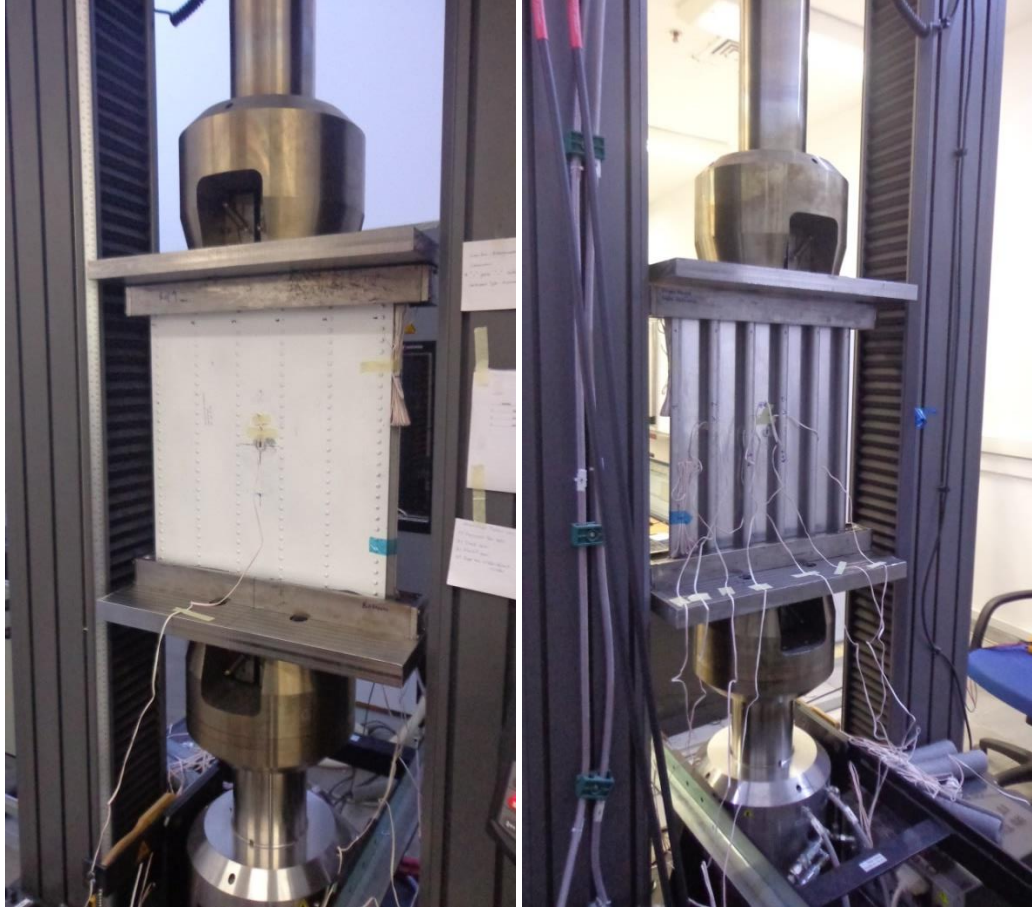
4 TEST DÜZENİNİN KURULUMU

Pekiştirilmiş alüminyum panelin tek eksenli basma yükü altındaki burkulma testi maksimum yükleme kapasitesi 250 kN olan Instron 5985 B10422 elektromekanik test cihazı ile gerçekleştirilmiştir (Şekil 4.1). Cihaz üzerinde bulunan iki adet platformdan üst platform numunenin yüklenebilmesi için servomekanik eyleyiciler vasıtası ile hareket edebilirken, alt platform sabit durumdadır. Test sırasında kiriş destekli alüminyum panel, test cihazının iki platformu arasında içi epoksi ile dolu çelik bloklar yardımıyla sıkıştırılırken, diğer kenarları serbest bırakılmıştır. Test cihazının yükleme eksenin hizalanması 'ASTM E1012 Class 5' gerekliliklerine göre doğrulanmıştır. Numunenin cihaz üzerindeki yerleşimi Şekil 4.2'de gösterilmiştir.



Şekil 4.1 Instron 5985 B10422 Elektro Mekanik Test Cihazı

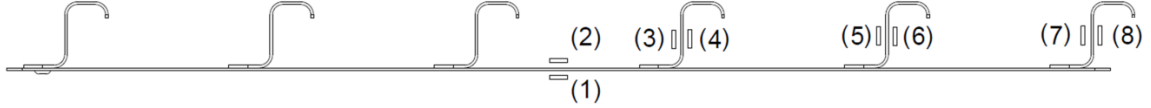
İçi epoksi dolu çelik bloklar yükün numune üzerinde homojene yakın bir şekilde dağılımının sağlanabilmesi için yeterli görülmektedir. Ancak, cihazın yükleme platformunun genişliği numunenin nominal eninden daha küçük olması sebebiyle numune üzerinde düzgün bir yükleme dağılımı sağlandığından emin olmak amacıyla cihazın her iki platformunun yükleme alanları adaptörler yardımıyla genişletilmiştir. 40 mm kalınlığında 42CrMoS4 alaşımına sahip çelik malzemedен işlenen adaptörün boyutları 270 mm x 520mm'dir ve her bir adaptör test cihazının platformlarına 4 adet M16 civata vasıtası ile sabitlenmiştir.



Şekil 4.2 Test Numunesinin Test Aşamasındaki Yerleşimi

Hem kullanılan adaptör ile numune üzerinde yük dağılımının düzgün olarak sağlandığından emin olmak hem de numune konumunu ayarlamak amacı ile bir ön yükleme testi gerçekleştirilmiştir. Ön test aşamasında pekiştirilmiş test panelinin merkez kesitine denk gelecek şekilde 8 adet gerinim ölçer sırt sırta olacak şekilde yapıştırılmıştır (Şekil 4.3)ve bu gerinim ölçerlerden test süresince ölçüm alınmıştır. 8 adet gerinim ölçerden 6 tanesi pekiştiriciler arasındaki yük dağılımının

gözlemlenebilmesi için pekiştiricilerin gövdesine konumlandırılmıştır. Kalan 2 adet gerinim ölçer ise pekiştiriciler ve alüminyum panel arasındaki gerinim farklarının gözlemlenebilmesi için merkez pekiştiriciler arasındaki panel bölgesine konumlandırılmıştır.



Şekil 4.3 Ön Test Aşamasında Pekiştirilmiş Panelin Merkez Kesitine Yerleştirilen Gerinim Ölçerlerinin Konumları

Ön test esnasında numune üzerinde herhangi bir kalıcı deformasyon oluşmasını önlemek için yapının dayanması tahmin edilen maksimum yük miktarının yaklaşık olarak %10'una tekabül eden bir yük değerine kadar yüklenmiştir. Bu yük değerine kadar alınan gerinim ölçümleri (Tablo 4.1) göstermiştir ki, pekiştirilmiş alüminyum test paneli homojene yakın bir yük dağılımı sağlanarak yüklenebilmektedir.

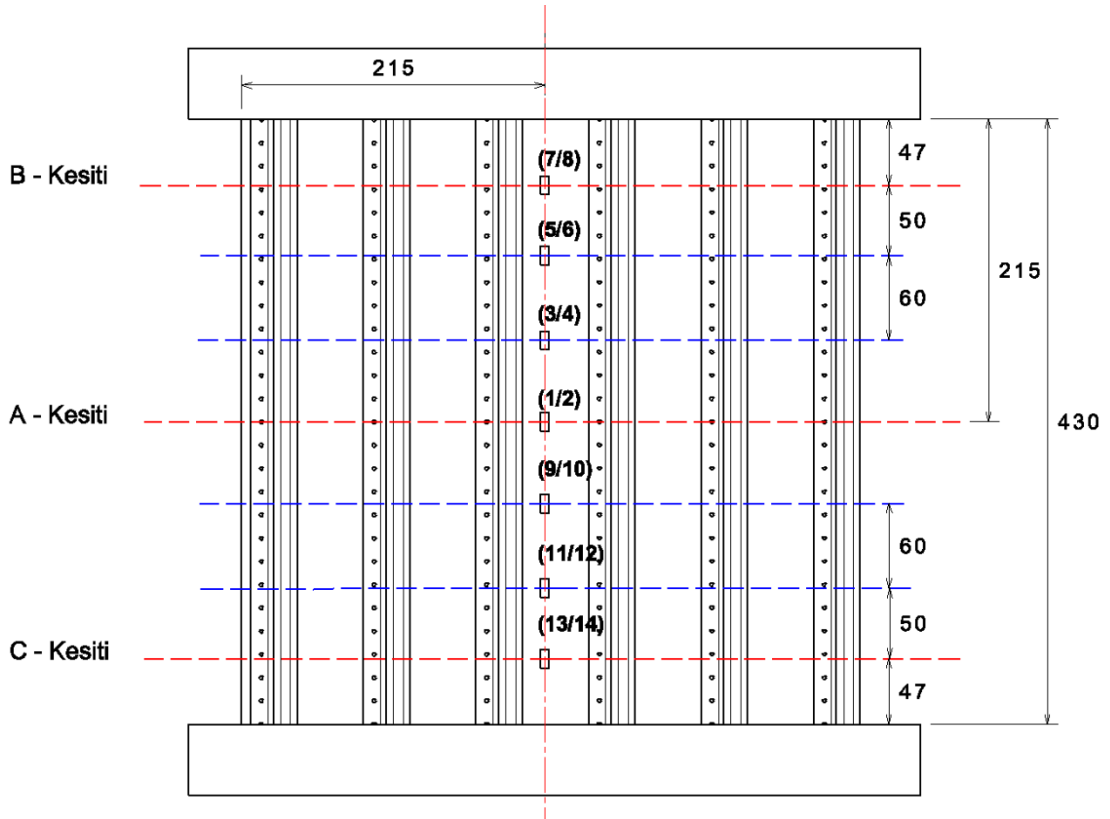
Tablo 4.1 Ön Test Aşamasına Ait Gerinim Ölçümleri

Ön Yükleme [-]	Gerinim Ölçer Numaraları	Gerinim Ölçümleri [$\mu\epsilon$]
$P/P_{cr} = 0.39$	(1-2)	310 - 290
	(3-4)	270 - 270
	(5-6)	270 - 260
	(7-8)	300 - 290

Burkulma testi deplasman kontrollü olarak gerçekleştirilmiştir. İdeal statik test koşullunun olabildiğince karşılanabilmesi adına yükleme hızı 0.03 mm/sn olarak belirlenmiştir ve yükleme hızı test boyunca sabit tutulmuştur. Test paneline uygulanan aksenal yük, cihazın kendi yük hücresi vasıtası ile anlık olarak ölçülmüştür. Panel üzerine basma kuvvetini uygulayan hareketli test platformunun yer değiştirmesi yani panelin basma yükü altındaki kısalma miktarı da cihazın kendi 'Doğrusal Değişkenli Diferansiyel Transformatör (Linear Variable Differential Transformer (LVDT))' sistemi yardımı ile anlık olarak ölçülmüştür.

Kiriş destekli alüminyum test panelinin basma yükü altındaki burkulma davranışının detaylı olarak incelenebilmesi adına iki farklı yöntem kullanılmıştır. İlk yöntem, panel ve paneli destekleyen pekiştiriciler üzerine yerleştirilen doğrusal gerinim ölçerler yardımıyla test boyunca gerinim ölçümü yapılmasıdır. Test panelinin burkulma yükü altındaki davranışının tam anlamıyla yakalanabilmesi açısından gerinim ölçerlerin yerleri önemli bir rol oynamaktadır. Doğrusal gerinim ölçerlerin panel üzerindeki yerleri 'ABAQUS/Standard' ortamında oluşturulan doğrusal olmayan sonlu eleman modeli temel alınarak seçilmiştir.

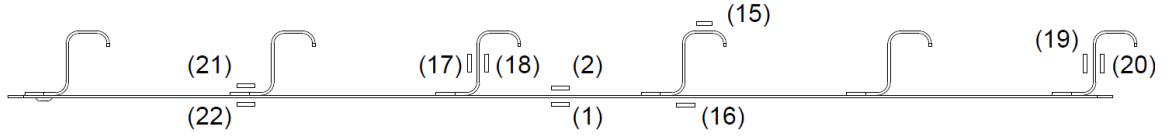
Test esnasında ilk burkulma yükünün belirlenebilmesi için en verimli yöntem, numune üzerinde pekiştirici kirişler arasından kalan panel yüzeylerine gerinim ölçerler yerleştirmektir. Merkez pekiştiriciler arasında kalan alüminyum panelin her iki yüzeyine de sırt sırta yapıştırılan 14 adet doğrusal gerinim ölçerin panel üzerindeki yerleri sonlu eleman modelinde görülen burkulma çıkıntılarının tepelerine denk gelecek şekilde seçilmiştir. Panel yüzeyine yapıştırılan tüm doğrusal gerinim ölçerlerin ölçüm yönü yükleme doğrultusuna paraleldir (Şekil 4.4).



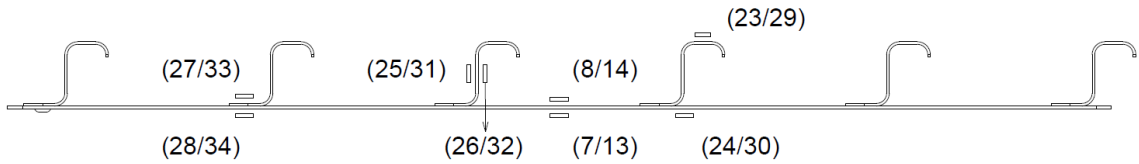
Şekil 4.4 Merkez Pekiştiriciler Arasında Yerleştirilen Gerinim Ölçerlerin Konumları

Kiriş destekli test panelinin burkulma yükü altındaki genel davranışının anlaşılabilmesi için pekiştiricilerin bu yük altındaki davranışlarının doğru bir şekilde anlaşılabilmesi gereklidir. Basma yükü altında kiriş destekli test numunesinin pekiştiriciler arasında kalan panel bölümlerinde bölgesel burkulmaların oluşmasıyla birlikte test numunesi bir bütün olarak yük taşıma yeteneğinin önemli bir kısmını kaybeder. Dolayısıyla pekiştirilmiş panelin genel rijitliğinde de bir düşüş yaşanır. Bu durum neticesinde panelin maruz kaldığı test yükü pekiştiriciler üzerinde yeniden dağılır. Pekiştiricilerin basma yükü altındaki davranışlarının değerlendirilebilmesi için yerleri sonlu elemanlar modelinden alınan sonuçlar temelince belirlenen 3 farklı kesite denk gelecek şekilde 20 adet doğrusal gerinim ölçer pekiştiricilerin kesitleri etrafında çeşitli yüzeylere yine sırt sırta gelecek şekilde yapıştırılmıştır. Gerinim ölçerlilerin kesit üzerindeki dağılımları aşağıdaki şekilde belirtilirken, kesitlerin test numunesi üzerindeki konumları bir önceki şekilde gösterilmiştir. Şekilde belirtilen A kesiti numunenin merkezine denk gelirken, B ve C kesitleri numunenin merkezinden sırasıyla 168 mm yukarıya ve 168 mm aşağıya konumlandırılmıştır.

A - Kesiti



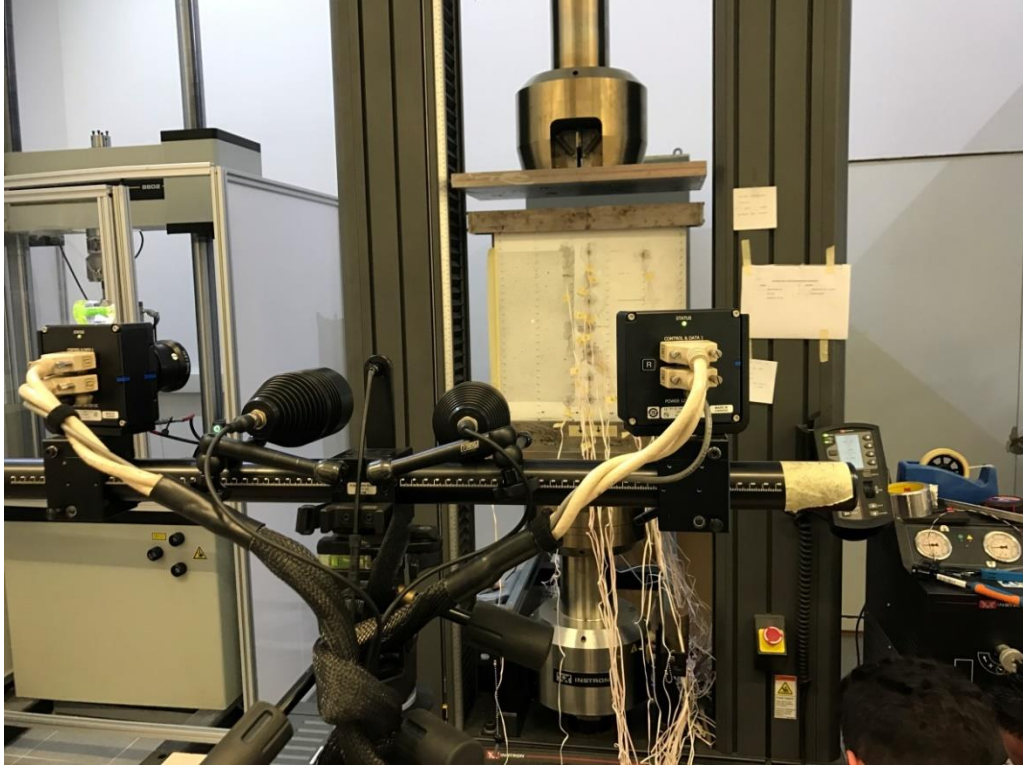
B / C - Kesiti



Şekil 4.5 Pekiştiriciler Üzerindeki Gerinim Ölçerlerin Konumları

Yapının basma yükü altındaki kararsız davranışının bir sonucu olarak pekiştiriciler arasında oluşan bölgesel burkulma dalgalarının oluşum sayılarının ve artan yüke bağlı gelişiminin incelenebilmesi de yapının burkulma davranışının anlaşılabilmesinde büyük bir pay sahibidir. Panel üzerinde oluşan burkulma desenin görselleştirilebilmesi ve bu deseni oluşturan dalgaların panel düzlemine

dik doğrultudaki deformasyon yönlerinin ve miktarlarının belirlenebilmesi için sıklıkla tercih edilen 'Shadow Moire' tekniği günümüzde yerini Dijital Görüntü Korelasyon sistemlerine bırakmaktadır. Bu sebeple, test panelinin burkulma davranışının incelenmesinde ikinci yöntem olarak belirtilen 3- Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon aracı (GOM ARAMIS) pekiştiriciler arasındaki bölgesel burkulma mod çizgilerinin görselleştirilebilmesi için kullanılmıştır (Şekil 4.6).



Şekil 4.6 GOM ARAMIS 3 - Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon Sistemi

ARAMIS sistemi temel olarak optik bir sayısallaştırma yöntemidir ve standart ARAMIS sistemi bir çift kamera kullanarak test numunesini yük altında kayıtlar. Test gerçekleştirilmeden önce test numunesinin ölçüm alınacak yüzeyi, beyaz renkte ince bir tabaka üzerine rastgele sıklıktaki siyah noktalarla oluşturulmuş gri-ölçekli bir desen halinde hazırlanmalıdır. Yüzeyde oluşturulan desen temel alınarak ölçüm yüzeyi sistem tarafından küçük kare yüzeylere bölünür. Yükleme işleminden sonra, bu yüzeylerin merkezlerinin 3 boyuttaki koordinatları dijital görüntü işleme temel alınarak hesaplanır ve sonuç olarak her yöndeki yer değiştirme bilgisi haritalandırılmış bir şekilde gösterilebilir.

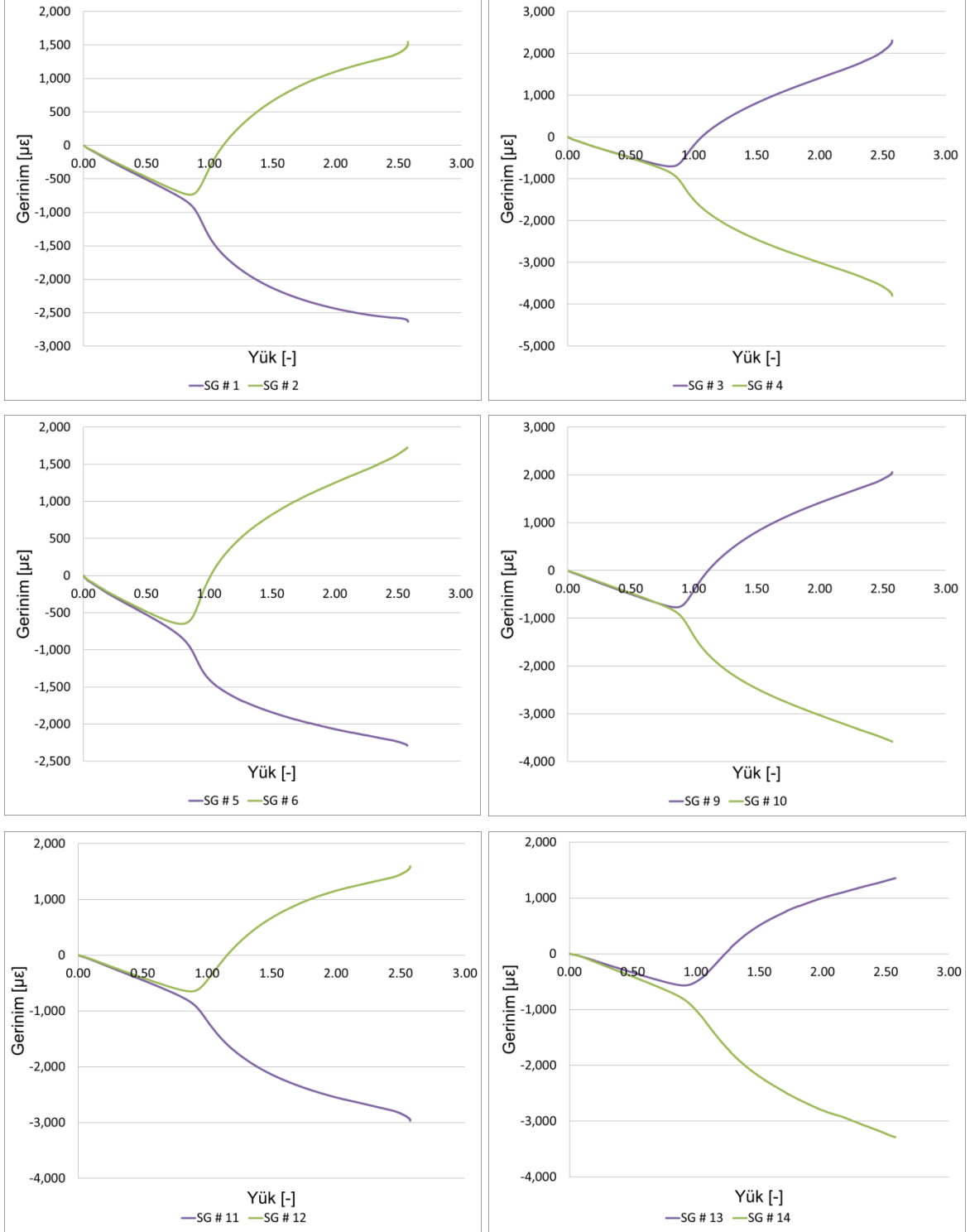
3 boyutlu GOM Aramis optik görüntüleme sistemi test öncesinde bir kalibrasyon paneli kullanılarak kalibre edilmiştir. Pekiştirilmiş test paneli üzerinde 300mm x 200 mm'lik bir alanın görüntülenebilmesi için 50mm'lik kamera lensleri kullanılmıştır. Test paneli üzerinde görüntüleme için en uygun desen birkaç farklı deneme sonucunda elde edilmiştir. Gerinim ölçer yerleşimi belirlenirken panel yüzeyindeki görüntüleme için ayrılmış alana denk gelen bir gerinim ölçer olmamasına özellikle dikkat edilmiştir ve gerinim ölçerlerin kabloları görüntüleme yüzeyini kapatmayacak şekilde düzenlenmiştir. Gerinim ölçümleri ile GOM Aramis görüntüleme sisteminden alınan görüntüleri senkronize etmek için 16 kN'a kadar iki kez numuneye ön yükleme yapılmıştır ve görüntüleme zamanlaması (görüntüleme frekansı) saniyede bir resim alınabilecek şekilde ayarlanmıştır

5 TEST SONUÇLARI

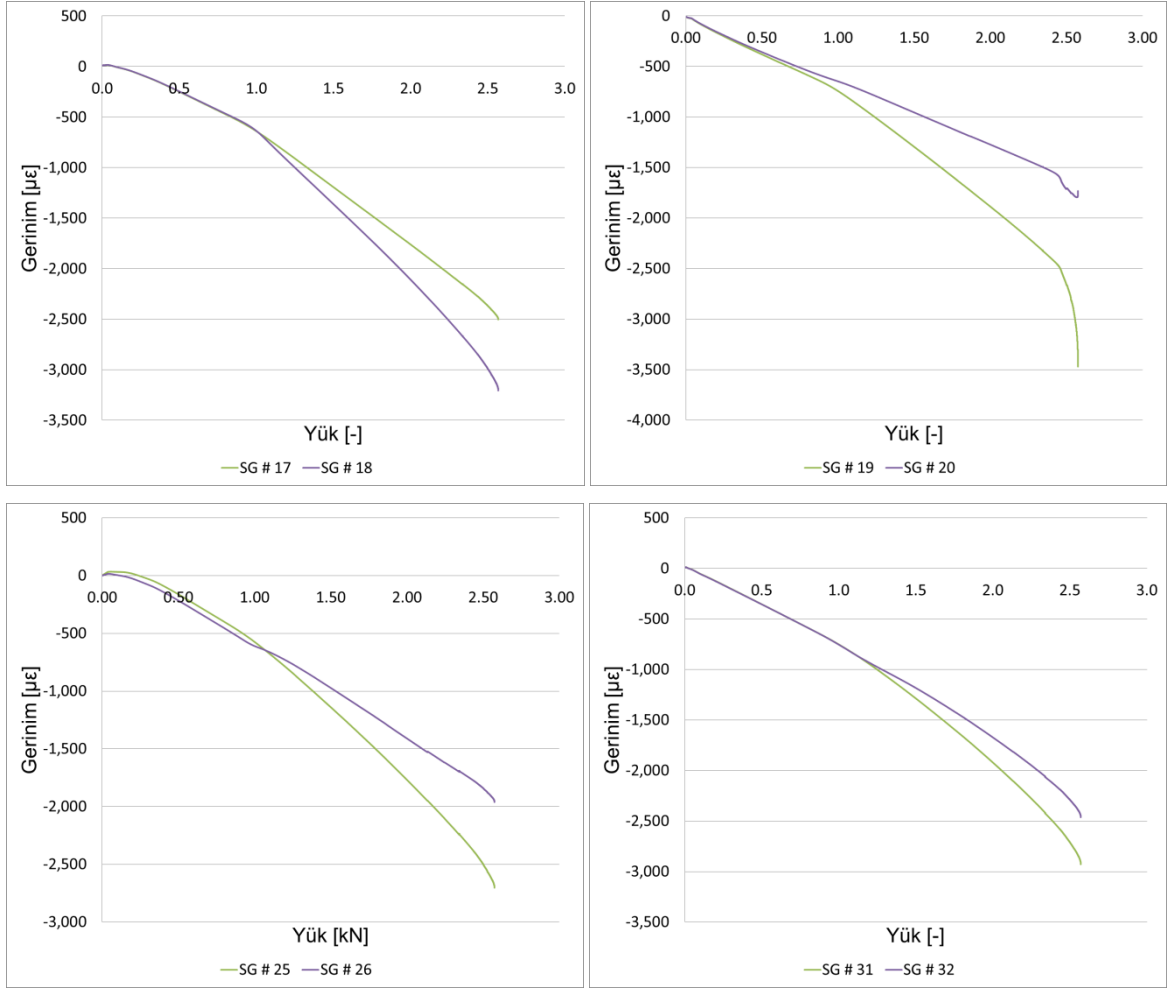
5.1 Gerinim Ölçümleri

Gerinim ölçer verilerinin toplanabilmesi için 40 kanallı MLS SCADAS veri toplama sistemi kullanılmıştır. Veri toplama sistemi yardımı ile test boyunca kayıt edilen veriler kullanılarak her bir gerinim ölçer çifti için gerinim – yük eğrileri oluşturulmuştur. Pekiştiriciler arasına konumlandırılmış olan gerinim ölçer çiftlerine ait gerinim – yük grafikleri incelediğinde panelin ilk burkulma yükü kolayca tahmin edilebilir. (Şekil 5.1’de gösterildiği gibi tüm yük – gerinim eğrileri, deneysel ilk burkulma yükü kullanılarak normalize edilmiştir.) . İlk burkulma noktası, sırt sırta yapıştırılan doğrusal gerinim ölçerden okunan gerinim değerlerinin ayrılmaya başladığı nokta olarak ya da diğer bir tanımla yükün bir fonksiyonu olarak çizdirilen gerinim eğrilerinin eğimlerinin aniden ters iki yöne değişiminin görüldüğü ilk nokta olarak tanımlanabilir. Bu yöntem pekiştirilmiş panellerin ilk burkulma yükünün belirlenebilmesi için basit ve yaygın bir yöntem olarak kullanılmaktadır.

Numunenin üretiminden kaynaklı bozuk yüzey düzlemsellikleri ve panel boyunca kalınlık değişimi gibi kaçınılmaz geometrik kusurlar nedeniyle panel üzerindeki bölgesel burkulmalar eş zamanlı olarak oluşmamıştır. En erken burkulma (5-6) numaralı doğrusal gerinim ölçer çiftinin bulunduğu bölgede görülmüştür. Merkez pekiştiriciler arasında gerinim ölçerler ile ölçüm alınan bölgede en geç görülen burkulma ise (13-14) numaralı gerinim ölçer çiftinin bulunduğu konumda meydana gelmiştir.



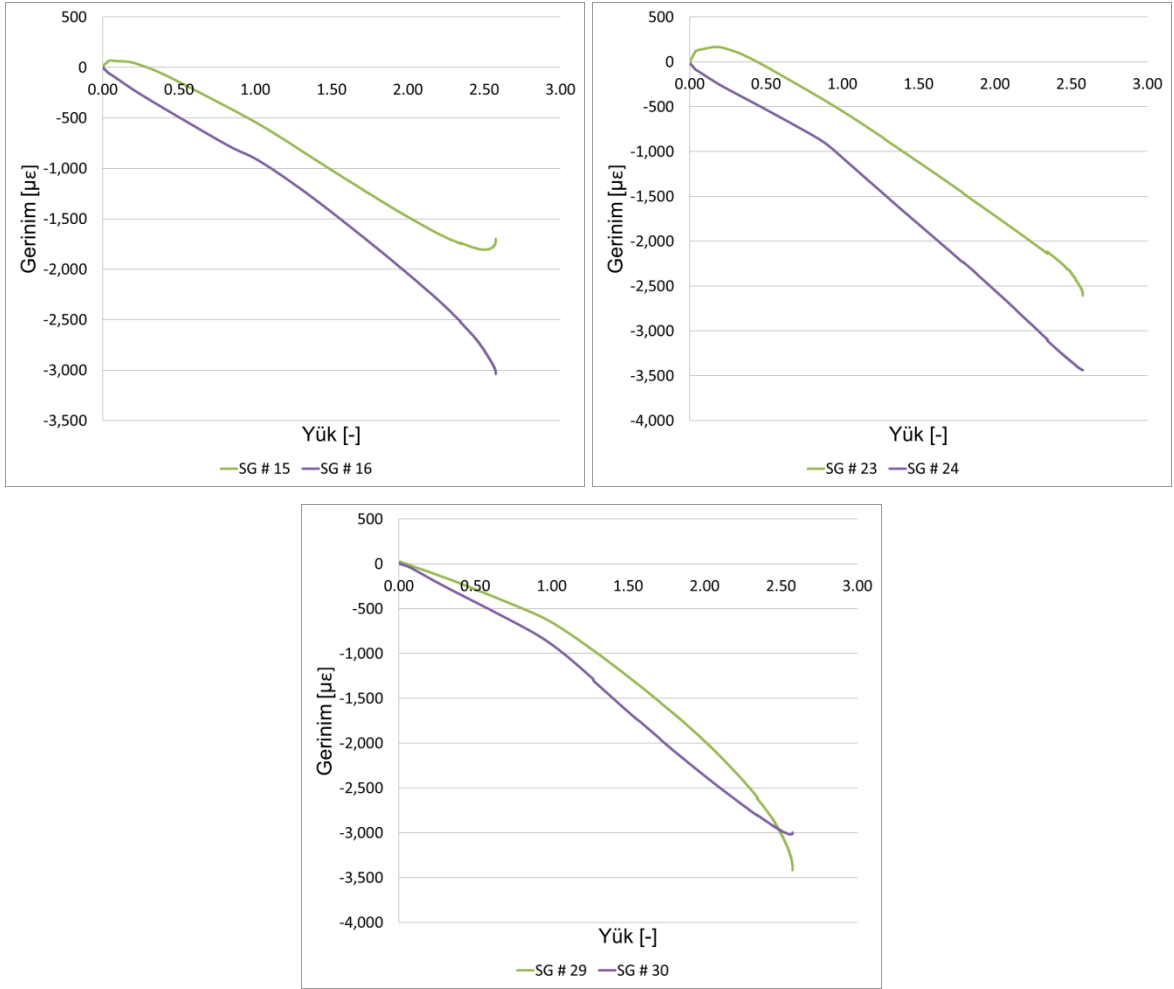
Şekil 5.1 Merkez Pekiştiriciler Arasına Konumlandırılmış Gerinim Ölçer Çiftlerine Ait Yük - Gerinim Eğrileri



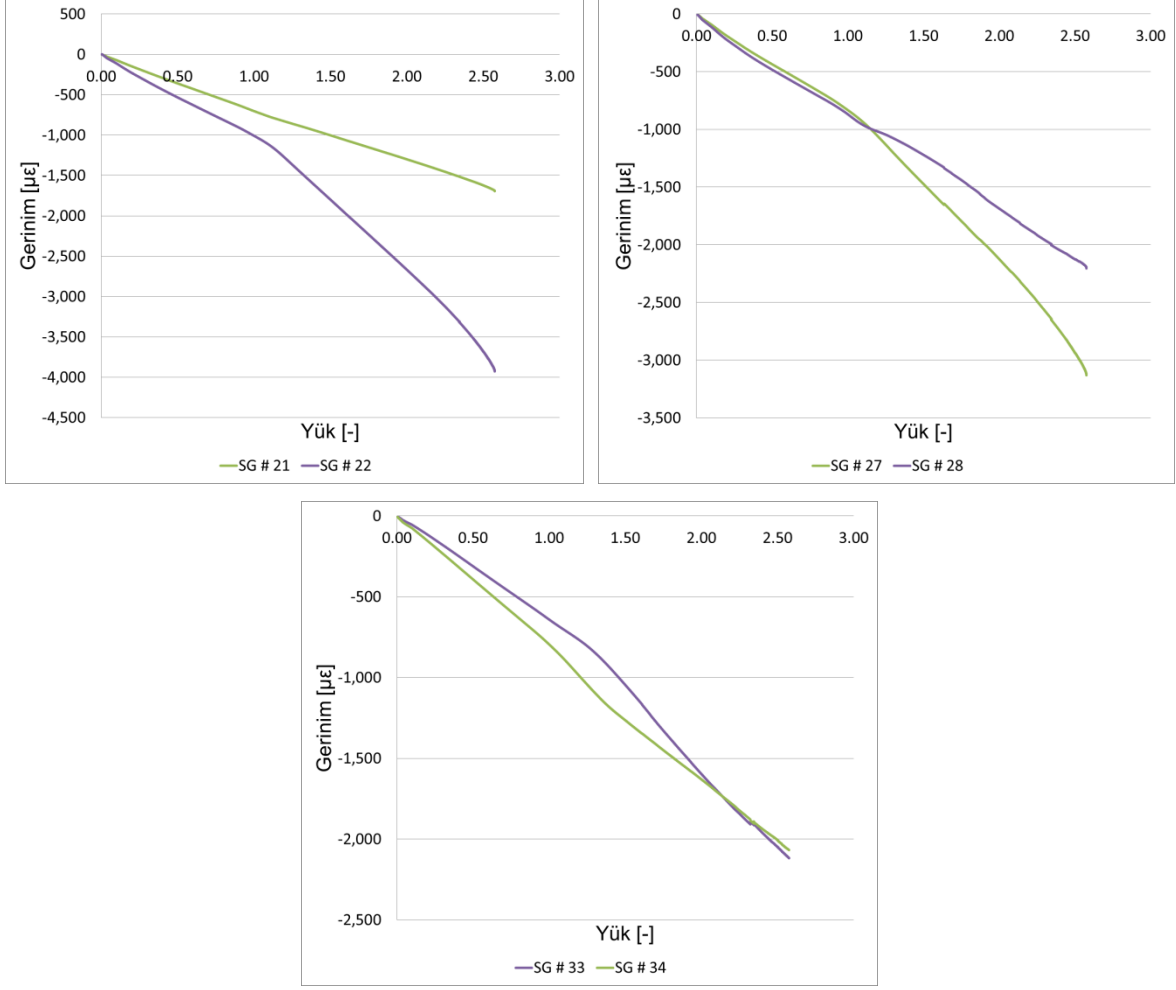
Şekil 5.2 Pekiştiricilerin Gövdesine Konumlandırılmış Gerinim Ölçer Çiftlerine Ait Gerinim - Yük Eğrileri

Şekil 5.2, Şekil 5.3 ve Şekil 5.4 pekiştiriciler üzerine konumlandırılan doğrusal gerinim ölçer çiftlerine ait gerinim - yük eğrilerini göstermektedir. Bu eğrilerden açıkça görülebilir ki, panel üzerinde bölgesel burkulmaların gözlemlenmeye başladığı nokta itibariyle eğrilerin eğimlerinde ufak değişiklikler oluşmaya başlamıştır. Eğrilerde görülen eğim değişikliğinin sebebi panelde oluşan bölgesel burkulmalara bağlı olarak panelin yük taşıma yeteneğinin önemli bir kısmını kaybetmesi ve dolayısıyla test edilen yapının da yük taşıma yeteneğinin bir kısmını kaybetmesi olarak açıklanabilir. Her ne kadar panel yük taşıma yeteneğinin önemli bir kısmını kaybetse de panelin pekiştiricilere yakın olan bölgeleri halen bir miktar yükü taşımaya devam edebilir. Yapının rijitliğinde gözlemlenen düşüşe rağmen yapı artan basma yüküne karşı pekiştiriciler ve panelin pekiştiricilere yakın bölgeleri ile birlikte dayanmaya devam edecektir. Böylece basma yükü rijitlik oranına göre pekiştiriciler arasında tekrar dağılacaktır ve diğer yandan, gerinim

değerlerinin basma yükünün artmasıyla birlikte tekrar doğrusal olmaya devam ettiği görülmüştür.



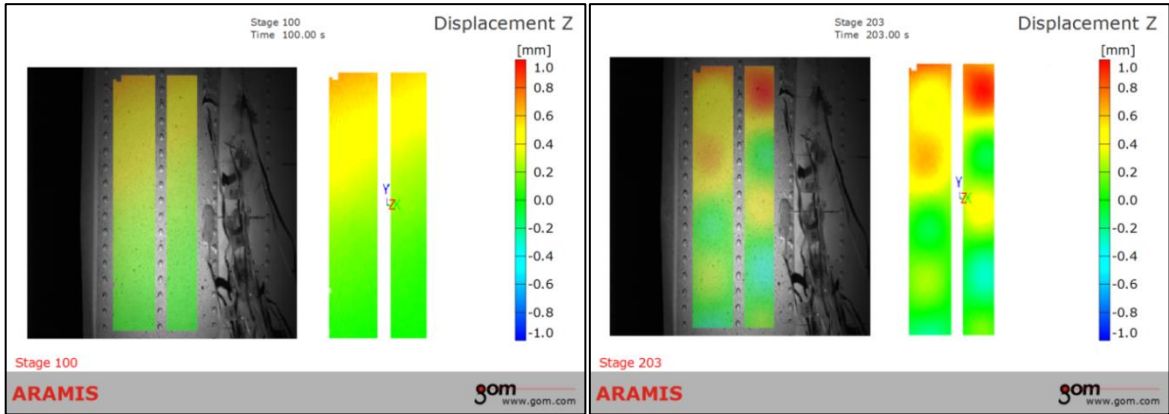
Şekil 5.3 Pekiştiricilerin Keplerine Konumlandırılmış Gerinim Ölçer Çiftlerine Ait Gerinim - Yük Eğrileri



Şekil 5.4 Pekiştiricilerin Flanşlarına Konumlandırılmış Gerinim Ölçer Çiftlerine Ait Gerinim - Yük Eğrileri

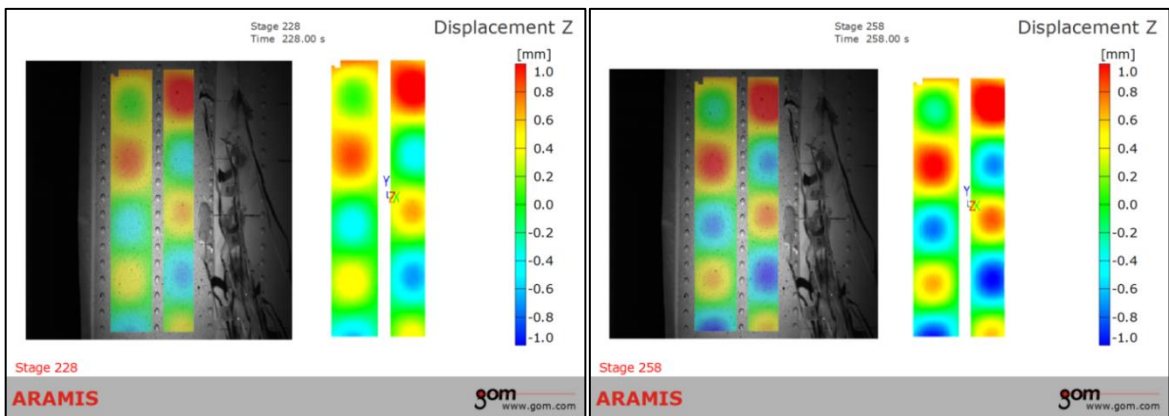
5.2 Burkulma Modu

GOM ARAMIS yazılımı ile gerçekleştirilen 3 – Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon analizleri sonucunda panel düzlemine dik doğrultuda elde edilen deformasyon değerleri yardımı ile yapının burkulma modunu oluşturan bölgesel burkulma çizgilerinin oluşumu ve artan yüke oranla gelişimi gözlemlenmiştir. Yapının burkulma sonrası davranışını karakterize eden bu burkulma modunun oluşumu gözlemlenerek bölgesel burkulmaların başladığı yük değeri ayrıca nitel olarak da tahmin edilebilir. Basma yükü altında test numunesi üzerinde oluşan bölgesel burkulmaların oluşumu ve gelişiminin gözlemlenebilmesi için panel düzlemine dik doğrultudaki deformasyon konturu seçilen sekiz farklı yük için aşağıdaki resim dizisinde verilmiştir.



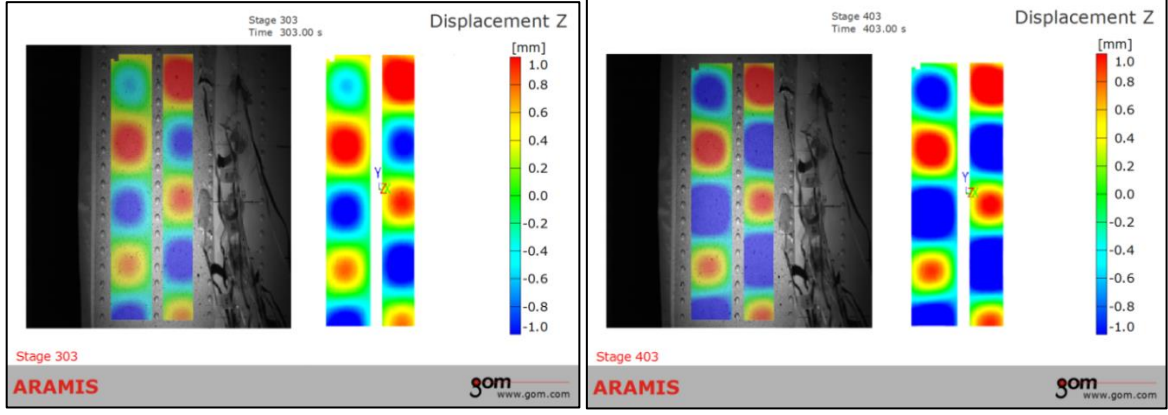
(a) $P/P_{cr} = 0.36$

(b) $P/P_{cr} = 1$



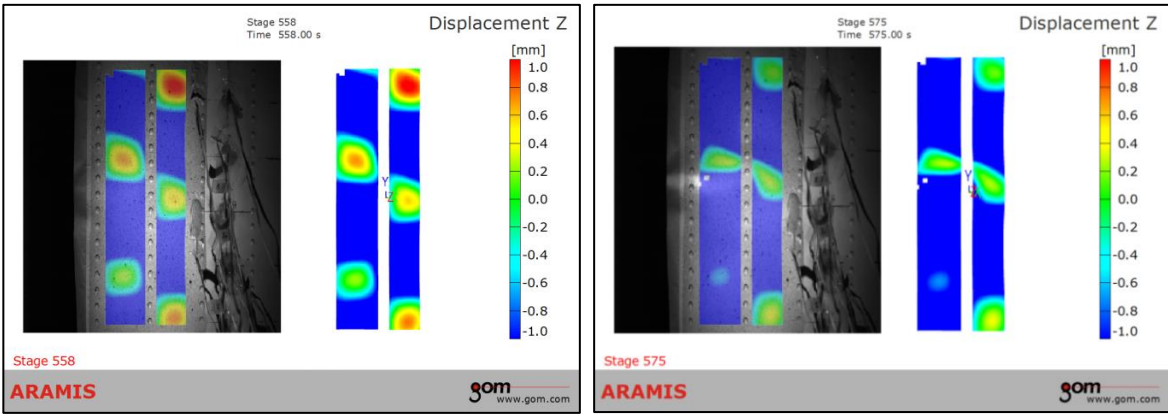
(c) $P/P_{cr} = 1.14$

(d) $P/P_{cr} = 1.34$



(e) $P/P_{cr} = 1.58$

(f) $P/P_{cr} = 1.95$



(g) $P/P_{cr} = 2.57$

(f) $P/P_{cr} = 2.44$

Şekil 5.5 Farklı Yük Değerleri için Bölgesel Burkulmaların Oluşumu ve Gelişimi

Yapının burkulma sonrası rejime girmesi ile birlikte pekiştirilmiş alüminyum panelin basma yükü altındaki kararsız davranışının bir sonucu olarak GOM ARAMIS ile görüntüleme yapılan bölge içerisinde 5 adet burkulma dalgasının oluşmaya başladığı gözlemlenmiştir. Ancak, daha önce de bahsedildiği gibi numunenin üretiminden kaynaklı olarak oluşan geometrik kusurlar sebebi ile bölgesel burkulmaların oluşumu Şekil 5.5'de de görülebileceği üzere eş zamanlı oluşmamıştır. İlk burkulma yükünün belirlenebilmesi için görüntülenen alan içerisinde kalan kısımda tüm bölgesel burkulmaların gözlemlendiği an seçilmiştir.

Numune üzerinde görüntüleme yapılan bölgede 5 adet bölgesel burkulma ile oluşan burkulma deseninde test boyunca değişiklik gözlemlenmemiştir. Bu durum yapının burkulma sonrası davranışı karakterize eden burkulma modunun test boyunca artan yüke bağlı olarak herhangi bir değişim içine girmediğini göstermektedir. Yapının maruz kaldığı basma yüküne bağlı olarak oluşan

burkulma modunun test esnasındaki oluşumu ve gelişimi merkez pekiştiriciler arasında yerleştirilen gerinim ölçer çiftleri yardımıyla elde edilen gerinim – yük eğrileri kullanılarak da incelenmiştir. Merkez pekiştiriciler arasına yerleştirilen doğrusal gerinim ölçer çiftlerine ait gerinim - yük eğrilerinde bölgesel burkulmaların oluşmasıyla birlikte gözlemlenen ilk ayırım noktası haricinde test boyunca gerinim değerlerinde başka benzer bir ayırım noktası gözlemlenmemiştir. Bu durum test boyunca burkulma modunun değişmediğini gösteren diğer bir işarettir.

Pekiştiriciler arasında kalan bir bölge içerisinde oluşan burkulma tepeciklerinin sayıları hem görüntüleme sonuçları hem de merkez pekiştiriciler arasına konumlandırılan doğrusal gerinim ölçer çiftlerine ait gerinim – yük eğrilerinden elde edilen sonuçlar birleştirilerek belirlenmiştir. Her ne kadar GOM ARAMIS yazılımı ile gerçekleştirilen 3 – Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon analizleri ile numunenin belirli bir kısmı görüntülenmiş olsa da alüminyum panel yüzeylerine sırt sırta gelecek şekilde yapıştırılan gerinim ölçer çiftlerinden elde edilen veriler referans alınarak bu alanda oluşan burkulma tepeciklerinin sayıları belirlenebilir.

Merkez pekiştiriciler arasında kalan bölgede sadece yüzeylerden birine yapıştırılan gerinim ölçerlerden herhangi alt alta iki gerinim ölçer seçilerek ölçülen gerinim değerleri yükün bir fonksiyonu olarak incelediğinde bölgesel burkulmaların oluşması ile birlikte gerinim ölçerlerden alınan değerlerinin farklı yönlerde doğru hareket ettiği görülmektedir. Gerinim değişimlerinde görülen bu durumun en temel sebebi alt alta oluşan bölgesel burkulmaların birbirlerine göre ters yönde oluşmalarıdır. Yani, panel düzlemine referans alındığında alt alta oluşan burkulmalardan biri panel düzleminden dışarı oluşurken diğeri ise panel düzleminden içeri doğru oluşacaktır. Aynı durum yan yana oluşan bölgesel burkulmalar için de geçerlidir.

Şekil 5.1’de verilen gerinim – yük eğrilerinden aynı renk ile çizdirilen gerinim değerleri aynı yüzeye yapıştırılan doğrusal gerinim ölçerlerden alınan ölçümleri temsil etmektedir. Bu doğrultuda, merkez pekiştiriciler arasına konumlandırılan gerinim ölçer çiftlerinden sadece aynı yüzeye yapıştırılan gerinim ölçerler temel alınarak numune boyunca gerinim değerlerinin test yüküne göre değişimi incelendiğinde bu bölgede toplamda 7 adet iç bükey ve dış bükey burkulma tepeciği olduğu sonucuna varılmıştır. Gerinim – yük eğrilerinden elde edilen bu

sonuç Dijital Görüntü Korelasyon analizi sonucunda elde edilen sonuçlar ile karşılaştırıldığında elde edilen sonuçların tutarlı olduğu ve diğer pekiştiriciler arasında kalan kısımlarda da 7 burkulma tepesi olduğu kanaatine varılmıştır.

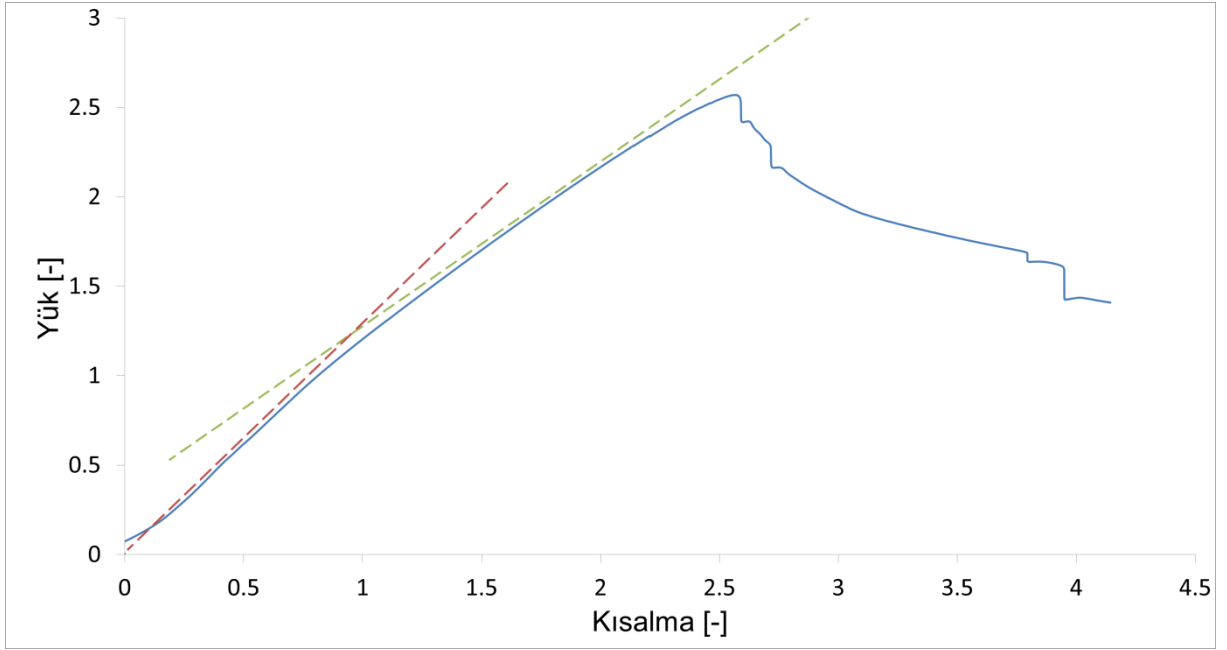
Yapılan değerlendirmeler sonucunda yapının burkulma sonrası davranışının pekiştiriciler arasında kalan her bölge için 7 burkulma tepesi ile karakterize edildiği ve basma yüküne maruz kalan yapıda bölgesel burkulmalar sonucunda oluşan bu burkulma modunun yapı yük taşıma yeteneğini tamimiyle kaybedene kadar değişmediği sonucuna ulaşılmıştır.

5.3 Yük – Kısalma Eğrisi

“*Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)*” ‘ yaklaşımı benimsenerek tasarlanan bir pekiştirilmiş panelin basma yükü altındaki burkulma davranışının incelenmesi için, sırt sırta olacak şekilde numunenin birçok yerine konumlandırılan gerinim ölçer çiftleri ile gerinim değerlerinin okunması ve basma yükü altında panel üzerinde oluşan bölgesel burkulmaların görüntülenmesinin yanı sıra panelin yük uygulanan kenarının basma yükü altında kısılmasının ölçülmesi ile oluşturulan yük – kısalma (yük – yer değiştirme) eğrisi de kullanılabilir.

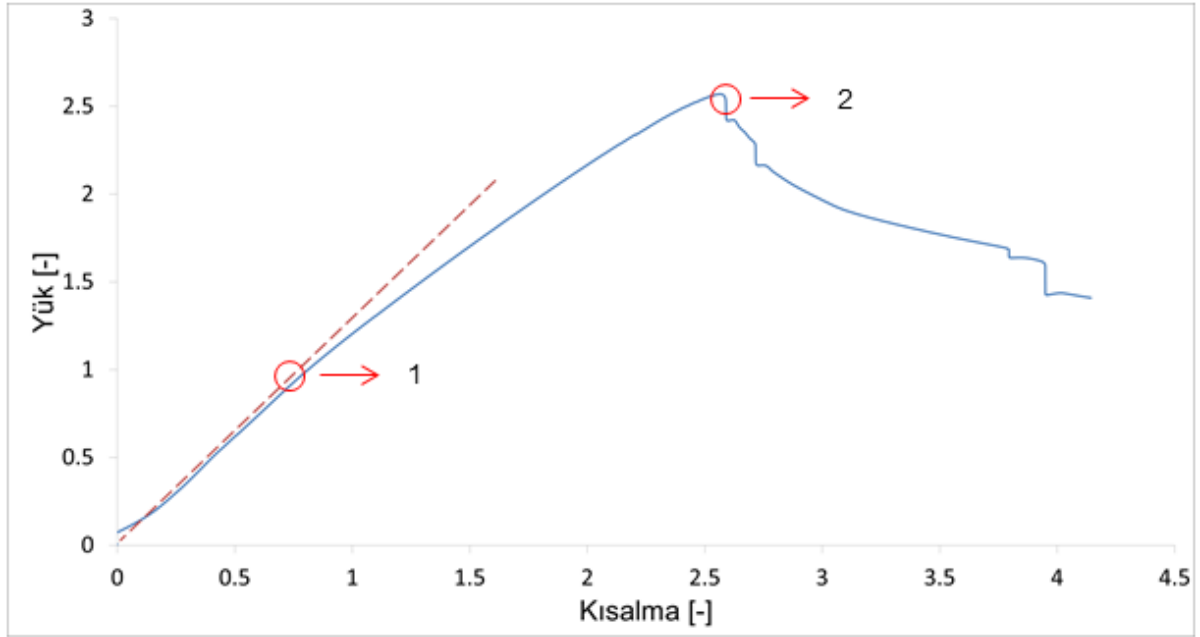
‘Burkulma Sonrası Tasarım’ kavramı ile tasarlanmış bir pekiştirilmiş panel yükleme başlangıcından bölgesel burkulmaların oluşumuna kadar olan aralıkta ve panel üzerinde bölgesel burkulmaların oluşumunda pekiştiricilerin yük taşıma yeteneğini kaybetmesine kadar olan aralıkta iki ayrı doğrusal davranış sergiler. Ancak, test sonucundan elde edilen yük – kısalma eğrisi incelendiğinde doğrusal davranış bölgelerinin ilk bakışta kolayca ayırt edilemediği görülmektedir. Farklı eğime sahip bu iki bölgenin ayırt edilebilmesini kolaylaştırmak amacı ile eğimleri yaklaşık olarak doğrusal bölgelerin eğimleri ile aynı olan iki farklı doğru ek olarak eğri üzerine çizdirilmiştir. Yük – kısalma eğrisinde doğrusal bölgelerin eğimleri yapının bu bölümdeki rijitliğini temsil eder. Bu sebeple pekiştirilmiş panelin burkulma öncesi rijitliğini belirten doğru eğiminin burkulma oluştuktan sonra bir miktar düşmesi bölgesel burkulmaların oluşumu sebebiyle yapıda görülen rijitlik düşüşü ile ilişkilidir. Ancak, bölgesel burkulmaların eş zamanlı olarak oluşmadığı da göz önünde bulundurulduğunda anlık bir rijitlik düşüşünden daha ziyade bölgesel burkulmaların oluşmaya başlaması ve artan yük ile birlikte tüm panel yüzeyine

yayılmaması arasında gerçekleşen bir rijitlik düşüşü aralığından bahsetmek daha doğru olacaktır.



Şekil 5.6 Yük Kısılma Eğrisi

Başlangıçta eğimin sabit olduğu bu bölge yapının burkulma öncesi doğrusal davranışını temsil ederken, yapının burkulma öncesinde sergilemiş olduğu doğrusal davranışın bozulmaya başladığı ilk nokta yani yük – yer değiştirme eğrisinin doğrusal olmayan şekilde hareket etmeye başladığı bölge panel üzerindeki bölgesel burkulmaların başlangıcını simgeleyen nokta olarak değerlendirilebilir. Bu nokta Şekil 5.6'da gösterilen eğri üzerinde (tüm yük – kısalma eğrileriyle burkulma yükü ve buna tekabül eden ölçülen uç kısalması kullanılarak normalize edilmiştir.) bir numaralı kırmızı çerçeveye işaretlenen bölgeye karşılık gelmektedir. Bölgesel burkulmaların görülmeye başladığı noktanın rahat bir şekilde belirlenebilmesi için, eğrinin başlangıç eğimine paralel bir doğru ek olarak çizilmiştir.



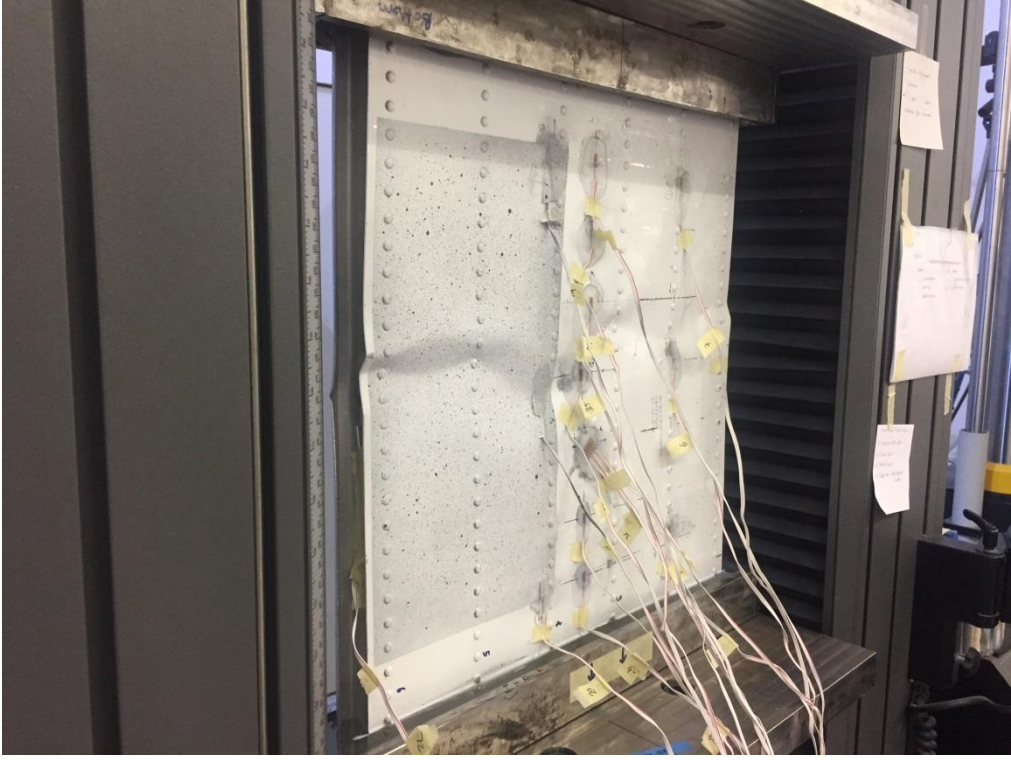
Şekil 5.7 Yük Kısılma Eğrisi – İlk Burkulma ve Çökme Yükü

Bölgesel burkulmaların oluşması ile birlikte panel üzerinde burkulmanın olduğu kısımların rijitliği kullanılamaz ve test yükü pekiştiriciler arasında yeniden dağılır. Test yükünün panel tarafından taşınan kısmının pekiştiricilere aktarılması ile birlikte pekiştirilmiş test numunesi artan basma yüküne karşı dayanmaya devam edecektir. Test yükü pekiştiricilerin yük taşıma kapasitesine eriştiğinde pekiştiricilerin kesit geometrisinde yaşanan bölgesel burkulma sonrasında pekiştiricilerde gözlemlenen ani ve büyük sehim ile yapı yük taşıma yeteneğinin tamamı kaybeder ve çökme meydana gelir. Pekiştiricilerin kesit geometrisinde gözlemlenen burkulmaların genellikle numunenin merkez kesitine denk gelen bir çizgi boyunca olduğu görülmektedir (Şekil 5.7). Çökme terimi burada, yük – kısalma eğrisinde yükün ani bir şekilde azaldığı nokta için kullanılmıştır ve yapının dayanabileceği en yüksek yük değerinin görüldüğü nokta olarak değerlendirilebilir. Eğri üzerinde kırmızı çerçeve ile işaretlenen iki numaralı bölgeye karşılık gelmektedir.

Pekiştirilmiş bir alüminyum test panelinin basma yükü altındaki davranışlarına odaklanan bu tezin kapsamında deneysel olarak üretilen veriler çalışmanın ilk aşamasıdır. Deneysel çalışma ile toplanan tüm veriler ışığında Z kesitli pekiştirici kirişler ile takviye edilen alüminyum panelin burkulma davranışını karakterize eden önemli bilgiler özetlenmiştir. Panelin ilk burkulma yükü yük – kısalma eğrisi,

merkez pekiştiriciler arasına yerleştirilen gerinim ölçer çiftlerine ait gerinim – yük eğrileri ve GOM ARAMIS yazılımı aracılığı gerçekleştirilen 3 – Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon analizleri vasıtası ile tahmin edilmiştir.

Yük – kısalma eğrisi ve dijital görüntü korelasyon analizlerinde elde edilen ilk burkulma yükleri gerinim – yük eğrilerinden elde edilenlerin aksine biraz daha yüksek olduğu görülmektedir. Gerinim ölçer çiftleri yardımıyla belirlenen burkulma yüklerinin daha düşük değere sahip olması gerinim ölçerlerin yapıştırılması sırasında pürüzlü bir yapışma alanı oluşturmak amacıyla uygulanan zımpara işleminin bölgesel olarak panel kalınlığını azaltması ile ilişkilendirilmiştir. Bölgesel etkilerden arındırılmış sonuçlara ulaşabilmek için yük – kısalma eğrisinden ve dijital görüntüleme analizlerinden elde edilen değerlerin temel alınması daha doğru olacaktır ve değerlerin birbirlerine yakın değerler olduğu görülmektedir.



Şekil 5.8 Çökme Sonucunda Oluşan Bölgesel Burkulmalar – Ön Görünüm



Şekil 5.9 Çökme Sonucunda Oluşan Bölgesel Burkulmalar – Arka Görünüm

6 SONLU ELEMAN MODELİNİN HAZIRLANMASI VE AÇIKLANMASI

Havacılık endüstrisinde sıklıkla kullanılan tipik bir kiriş destekli panel yapısının burkulma ya da çökme yüklerinin elde edilebilmesi ve burkulma sonrası davranışının gözlemlenebilmesi için doğrusal olmayan sonlu eleman modelleri günümüze yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu sebeple tez çalışmasında test numunesi konfigürasyonunun belirlenebilmesi ve test numunesi üzerinde burkulma sonrası gerilme dağılımının tahmin edilebilmesi amacı ile sonlu elemanlar metodunun kullanılmasına karar verilmiştir. Bu doğrultuda kullanılacak sonlu elemanlar yöntemini kullanan birçok paket program mevcut bulunmaktadır. Geometri ve malzeme modelleri açısından doğrusal olmayan problemleri hızlı ve doğru çözüme yeteneğine sahip olmasından dolayı sonlu elemanlar modelleri ABAQUS [6.14] paket programı kullanılarak hazırlanmıştır.

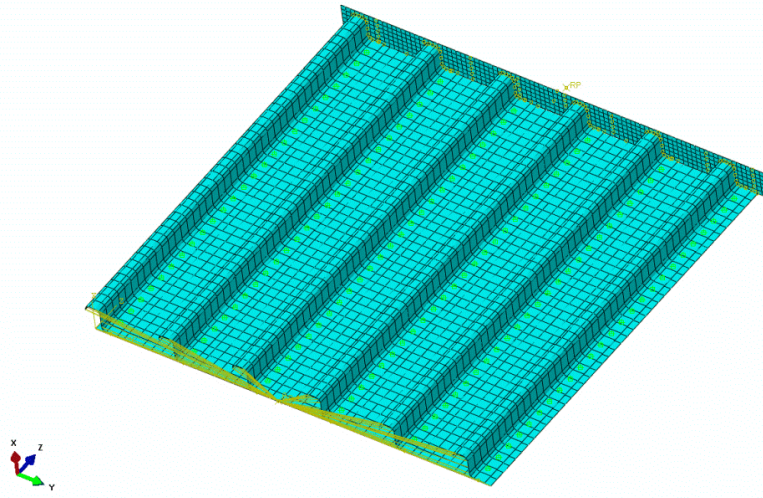
Yapılan kapsamlı literatür taraması ilk aşamasında ince cidarlı bir panelin burkulma analizlerinin dört farklı sayısal yöntem kullanılarak gerçekleştirilebileceği görülmüştür. Bu yöntemler; doğrusal özdeğer analizi ('Linear Eigen Value Analysis'), 'Modified Riks' metodu ile doğrusal olmayan statik analiz ('Non-linear Static Analysis with Modified Riks Method'), örtülü ve açık dinamik analiz (Implicit and Explicit Dynamic Analysis) yöntemleridir [24,26] . Bu yöntemlerden 'Modified Riks' metodu ve örtülü dinamik analiz metodu yakınsama parametrelerine (sayısal ağın eleman boyutları, bağlayıcı arası mesafeler, panel kalınlıkları vb.) karşı hassas iken açık dinamik analiz yönteminin bu parametrelerden bağımsız olarak her zaman kesin ve doğru sonuçlar verdiği için daha önce bahsedilmiştir. Kiriş destekli bir kompozit panelin burkulma öncesi ve burulma sonrası davranışının modellendiği bir çalışmada yukarı bahsettiğimiz yöntemlerin her biri ile elde edilen sonuçların birbirleriyle tutarlı olduğu gözlemlenmiştir. Ancak analiz süreleri açısından bakıldığında açık dinamik analiz yöntemi diğer yöntemlere göre dezavantaja sahiptir. Bu sebeple dinamik analiz yönteminin kesin sonuçlara ulaşılmasında kullanılmasından daha ziyade yakınsama parametrelerinin ayarlanmasında kullanılması daha etkili olacaktır. Gerekli parametreler ayarlandığında açık dinamik analiz metodu ile benzer sonuçlar vermesi ve analiz süreleri açısından avantajı nedeniyle 'Modified Riks' metodu diğer çözüm yöntemleri arasında biraz daha ön plana çıkmıştır.

Geometrik açıdan doğrusal olmayan davranış, temelde yapı deforme oldukça rijitliğin de değişmesi manasına gelmektedir. Yapı rijitliğinin deformasyona bağlı olarak değişmesi yapı içerisindeki yük dağılımının değişmesine de sebep olacaktır. Bu tür doğrusal olmayan problemlerde rijitlik ve hatta yükler deformasyonun bir fonksiyonu haline gelir. Doğrusal problemlerin çözümü için kullanılan yapısal denklemin en basit hali olan $[K] \{D\} = \{R\}$ denkleminde $[K]$ rijitlik matrisi ve $\{R\}$ yük vektörü doğrusal olmayan problemlerde $\{D\}$ deformasyon vektörünün bir fonksiyonu olacaktır. Bu doğrultuda $\{D\}$ deformasyon vektörünün analitik bir çözümü mümkün olmamaktadır. Çünkü $[K]$ matrisi ve $\{R\}$ vektörü de denklemden bilinmezler haline dönüşmüştür. Denklemin çözülebilmesi için sayısal yöntemlere başvurulması gereklidir. Bu tür denklemlerin sonuca ulaştırılabilmesi için içerisinde iteratif bir süreci barındıran birçok yöntem bulunmaktadır. Burkulma problemleri özelinde 'Arc- Length' yöntemini temel alan ve ABAQUS paket programında hâlihazırda tanımlı bulunan 'Modified Riks' çözücüsü yukarıda bahsedilen seçenekler arasında kullanılabilir bir seçenek olarak değerlendirilmiştir. Ancak, literatür araştırmasının ilerleyen aşamalarında doğrusal olmayan problemlerin çözümünde 'Newton-Raphson' iterasyon yöntemini kullanan 'STATIC, General' çözücüsünün de burkulma problemlerinin çözümünde kullanılabilen önemli bir alternatif olduğu görülmüştür. Literatür araştırmaları esnasında 'Modified Riks' çözüm yönteminin yerine 'Newton-Raphson' iterasyon yöntemini kullanan 'STATIC, General' çözücüsünün tercih edildiği birçok çalışma ile karşılaşılmıştır [11,14,24, 27, 28, 29, 30, 31].

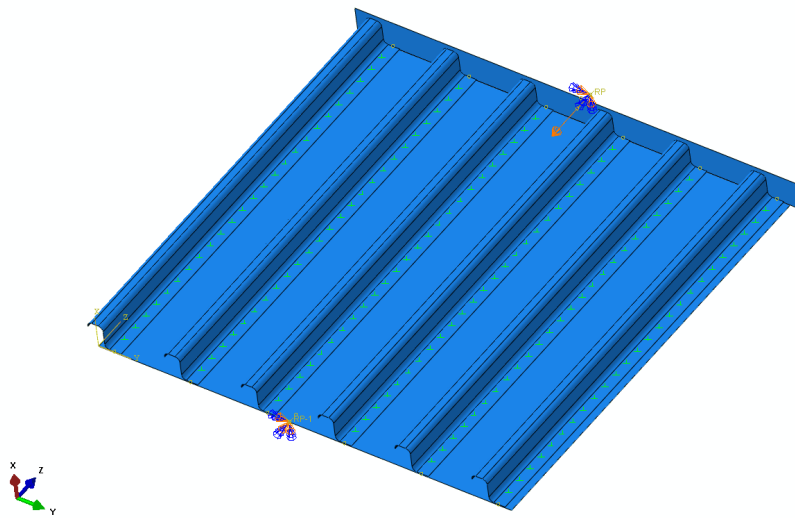
Öncelikle kullanılacak analiz yönteminin seçilmesi amacı ile deneysel çalışmada kullanılan numune referans alınarak bu panelin bir sonlu eleman modeli kurulmuş ve yukarıda bahsedilen yöntem ile burkulma analizi gerçekleştirilmiştir. Deneysel çalışma ile benzer koşullarının sağlanabilmesi adına panelin yük uygulanan kenarındaki çelik çerçevelerle desteklenmiş epoksi bloklarını temsile eden sonsuz rijitliğe sahip bir yüzey sonlu eleman modelinde yükün tanımladığı kenara yerleştirilmiştir. Bu yüzeyin sayısal ağı pekiştirilmiş paneli temsil eden sayısal ağı göre çok daha büyük eleman boyutları ile oluşturulmuştur. Bu yüzey pekiştirilmiş alüminyum panelin kenarlarına 'Tie Constraint' kullanılarak bağlanmıştır. ABAQUS ortamında 'Tie Constraint' farklı yüzeye ait olan düğüm noktalarından birbirine en

yakın olan düğüm noktalarının aktif serbestlik derecesini eşitleyerek parçaları birleştiren ideal bir bağlantı olarak tanımlanır.

Sayısal modellerin çözümü esnasında yakınsama sorunlarının olabildiğince elimine edilebilmesi adına basma yükü deneysel çalışmada olduğu gibi deplasman kontrollü olarak panelin üst kenarından uygulanmıştır. Panel alt kenarından ise altı serbestlik derecesinde sabitlemiştir. Diğer kenarlara bir sınır koşulu tanımlanmadan serbest bırakılmıştır (Şekil 6.2). Sayısal model ile ilgili diğer detaylar ilerleyen bölümlerde anlatılmıştır.



Şekil 6.1 Sonlu Eleman Modelinin Genel Görünümü



Şekil 6.2 Sınır Koşulları

'*STATIC, General*' çözücüsü doğrusal olmayan problemlerin çözümü için *Newton-Raphson*' iterasyon yöntemini uygular. Bir burkulma analizinin geometrik açıdan doğrusal olmayan yapısı nedeniyle, çözüm esnasında kararsızlıklar baş göstermektedir. Bölgesel kararsızlıkların *üstesinden* gelebilmek adına '*STATIC, General*' çözücüsü stabilizasyon prosedürü ile birlikte kullanılmalıdır. Bu doğrultuda, sayısal modelin yakınsamasını kolaylaştırmak adına '*Adaptive Automatic Stabilization*' seçeneği aktif hale getirilmiştir. '*Dissipated Energy Fraction*' 0.0002 olarak tanımlanırken '*Maximum Ratio of Stabilization to Strain Energy*' değeri 0.05 olarak girilmiştir. ABAQUS tarafından önerilen değerler olup değiştirilmeden kullanılmıştır. Diğer bir taraftan ise, ABAQUS '*Modified Riks*' çözüm yöntemin için herhangi bir ek seçeneğin işaretlenmesi ya da tanımlanmasına gerek duymamaktadır. Her iki çözücü tanımında '*NLGEOM*' seçeneği de modele geometrik manada doğrusal olmayan davranışların hesaba katılabilmesi için aktif hale getirilmiştir.

Referans numune için burkulma analizi yapı yük taşıma yeteneğini kaybedene kadar devam ettirilmiştir. Her iki yöntemle gerçekleştirilen sayısal analizde esnasında '*Modified Riks*' çözüm yöntemi kullanılan modelde çözüm esnasında birçok noktada yakınsama sorunları ile karşılaşmıştır. Gerek yapının burkulma esnasında gerekse burkulma sonrası evrede yapının göstermiş olduğu davranışa benzer bir davranışın sayısal analizlerde görülebilmesi için yakınsama parametreleri olan sayısal ağ, yoğunluğu, bağlayıcıların tanımlanması gibi parametrelerin değiştirilmesi ile birçok farklı deneme yapılması gerekmiştir. Bu denemeler sonucunda '*Modified Riks*' metodu ile pekiştirilmiş panel için elde edilen sonuçların modelin başlangıç koşullarına göre değişkenlik gösterdiği görülmüştür. Doğrusal Özdeğer Analizi ile elde edilen yapının birinci burkulma modu sayısal analize başlangıç koşulu olarak tanımlansa da halen yakınsama sorunlarının tam olarak giderilmediği görülmüştür. Hatta bazı noktalarda ise çözümün fiziksel bir karşılığı olmayan bir yükleme yolunu takip ettiği da gözlemlenmiştir. Bu duruma karşılık olarak '*STATIC, General*' çözücü vasıtası ile alınan çözümlerde herhangi bir yakınsama sorunu ile karşılaşmadan deneysel çalışmada gözlemlenen sonuçlara daha benzer sonuçlar elde edilebilmiştir. Bu nedenle, '*STATIC, General*' çözüm yönteminin burkulma analizleri için daha uygun olacağına karar verilmiştir.

6.1 Malzeme Özellikleri

Pekiştirilmiş test panelinin burkulma davranışını simüle etme yeteneğine sahip bir sonlu eleman modelinin oluşturulabilmesi için uygun bir malzeme modelinin kullanılması kilit öneme sahip noktalardan biridir. Pekiştirilmiş panel yapıların yük taşıma kapasiteleri ve yapının basma yük altında dayanımını kaybedip çöktüğü esnada göstermiş olduğu davranışlar alüminyum malzemenin plastik bölgedeki doğrusal olmayan davranışına doğrudan bağlıdır. Pekiştirilmiş test panelinin yapımında tercih edilen alüminyum 2024-T3 Clad malzemenin doğrusal olmayan davranışlarının uygun bir modelle hesaba katılabilmesi kullanılabilir analiz sonuçları elde edilebilmek adına üzerinde durulması gereken önemli bir noktadır. Alüminyum 2024-T3 Clad malzemenin doğasından kaynaklanan doğrusal olmayan davranışlarının analizlere hesaba katılabilmesi için sadece malzemenin elastik özelliklerini belirten Young modülünün ve Poisson oranının tanımlanması yeterli olmayacaktır. Bu sebeple alüminyum 2024-T3 Clad malzemenin tek eksenli yükleme altında doğrusal olmayan davranışının modellenebilmesi için yaygın ve güvenilir bir malzeme modeli olan Ramberg-Osgood formülasyonu ile tanımlanmıştır [32].

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + K \left(\frac{\sigma}{E} \right)^n \quad (6.1)$$

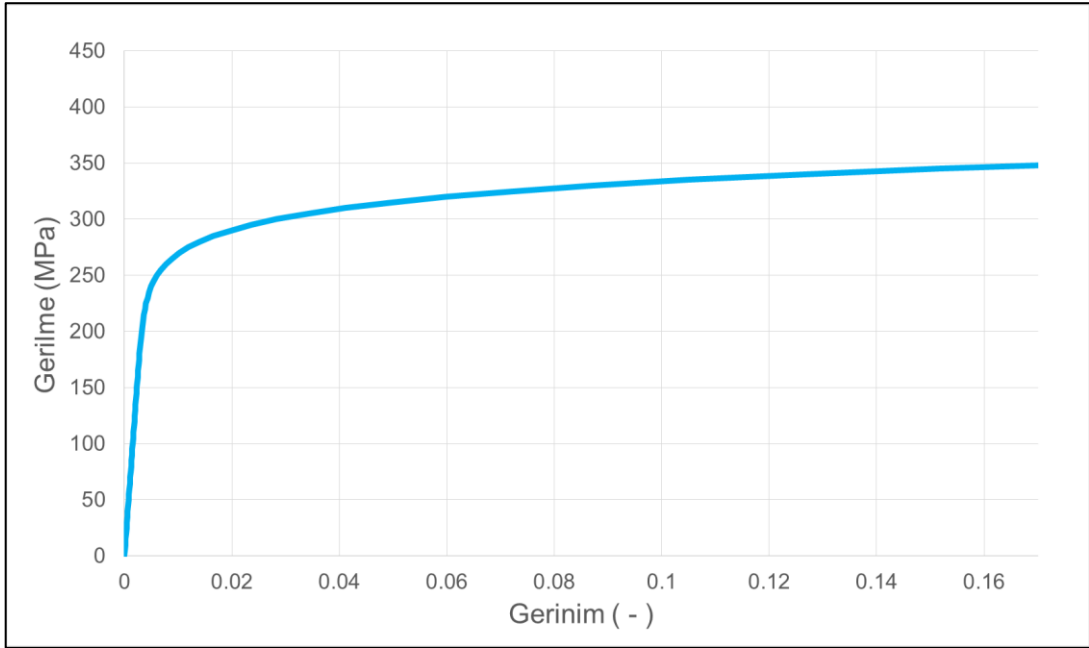
Burada E, σ ve ε sırasıyla Young modülü, eksenel gerilme ve gerinim değerlerini temsil ederken, n ise Ramberg-Osgood sabitini temsil etmektedir.

Ramberg - Osgood formülasyonu gerilme-gerinim ilişkisinin direkt olarak hesaplanabilmesi için direkt bir yol sunmaktadır. Farklı malzemeler için formülasyondaki K ve n sabitleri '*Metallic Materials Properties Development and Standardization*' (MMPDS) [33] veri tabanında bulunmaktadır. Ancak, veri tabanında formülasyon başka bir formda tanımlanmıştır. Aşağıda tanımlanan bu formüldeki σ_y malzemenin akma gerilmesini temsil etmektedir.

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + 0.002 \left(\frac{\sigma}{\sigma_y} \right)^n \quad (6.2)$$

2024 – T3 Clad malzemesine ait malzeme özelliklerinin belirlenebilmesi amacıyla kupon testlerinin bu çalışma kapsamı dışında tutulması sebebiyle malzemenin modellenmesi ve davranışının incelenebilmesi için gerilme – gerinim eğrisi MMPDS’de yayınlanan malzeme parametreleri kullanılarak oluşturulmuştur. Alüminyum 2024 - T3 Clad için malzeme özellikleri aşağıda listelenmiştir.

- Young Modülü (E) : 72395 N/mm^2
- Poisson Oranı (ν) : 0.33
- Akma Gerilimi (σ_y) : 248 N/mm^2
- Ramberg – Osgood Sabiti (n) : 13



Şekil 6.3 Alüminyum 2024 - T3 Clad Malzemesine Ait Gerilme - Gerinim Grafiği

2024 – T3’den farklı olarak alüminyum 2024 - T3 Clad malzemesi korozyona karşı bir tür kaplama içermektedir. Bu tür kaplamalı malzemelerin birincil ve ikincil olmak üzere iki esneklik modülü vardır. Kaplama malzemesi, kendi akma dayanımına kadar asıl malzemenin rijitliğine önemli bir katkıda bulunur. Ancak, kaplama malzemesinin dayanımı genellikle çok düşüktür. Örneğin, 2024 – T3 Clad alüminyumun birincil elastiklik modülü 40 MPa’ya kadar geçerlidir. Bir tür kaplamalı

alüminyumdan yapılmış bir yapının tasarımı ve analizlerinde ikincil elastikiyet modülünün kullanılması gerektiği önerilmektedir [33]. Bu nedenle, ikincil elastikiyet modülü önerilen şekilde 65500 N/mm^2 olarak malzeme modeline tanımlanmıştır.

Malzemelerin plastik davranışını modelleyebilmek için gerçek gerilme ve bu gerilme değerine karşılık gelen gerçek gerinim verilerine ihtiyaç duymaktadır. Öncelikle mühendislik gerilme – gerinim eğrisi (6.2) numaralı formül kullanılarak hesaplanmıştır. Daha sonra, mühendislik gerilme – gerinim eğrisi aşağıda verilen formüller ile gerçek gerilme – gerinim eğrisine dönüştürülmüştür [34].

$$\sigma_T = \sigma (1 + \varepsilon) \quad (6.3)$$

$$\varepsilon_T = \ln(1 + \varepsilon) \quad (6.4)$$

ABAQUS'de malzeme tanımı oluşturulurken malzemenin elastik davranışını tanımlayan Young modülü ve Poisson oranı girildikten sonra malzemenin plastik davranışı modellenebilmesi için gerçek plastik gerinim değerleri girilmiştir. Bu doğrultuda, elde edilen gerçek gerilme gerçek gerinim grafiğinden plastik gerinimler aşağıdaki gibi hesaplanmıştır.

$$\varepsilon_{pl} = \varepsilon_{toplam} - \frac{\sigma}{E} \quad (6.5)$$

6.2 Sonlu Eleman Ağının Oluşturulması

Burkulma analizi için sonlu eleman modeli kurulurken parçaların kalınlıkları diğer boyutlarına göre ihmal edilebilir olduğundan tüm parçalar kabuk elemanlarla modellenmiştir. Kabuk elemanlarla modelleme için ABAQUS'de S4,S4R ve S4R5 olarak üç temel kabuk eleman tipi bulunmaktadır. Elemanları tiplerinin karşılaştırılması tablo olarak verilmiştir.

Tablo 6.1 Kabuk Eleman Tiplerinin Karşılaştırılması

Eleman Tipi	Tanımı	
S4	4- Düğüm noktalı kabuk eleman Tam entegrasyon	- Yüksek çözüm hassasiyeti -Yüksek çözüm süresi
S4R	4- Düğüm noktalı kabuk eleman Mertebe olarak düşürülmüş entegrasyon	-Yüksek doğrulukta sonuç verme -Birçok uygulama için uygunluk
S4R5	4- düğüm noktalı kabuk eleman Mertebe olarak düşürülmüş entegrasyon	-Sadece doğrusal olan modellerde kullanılabilme -Çok büyük modeller için en uygun süreli çözüm -Her düğüm noktasında 5 serbestlik derecesi kullanır

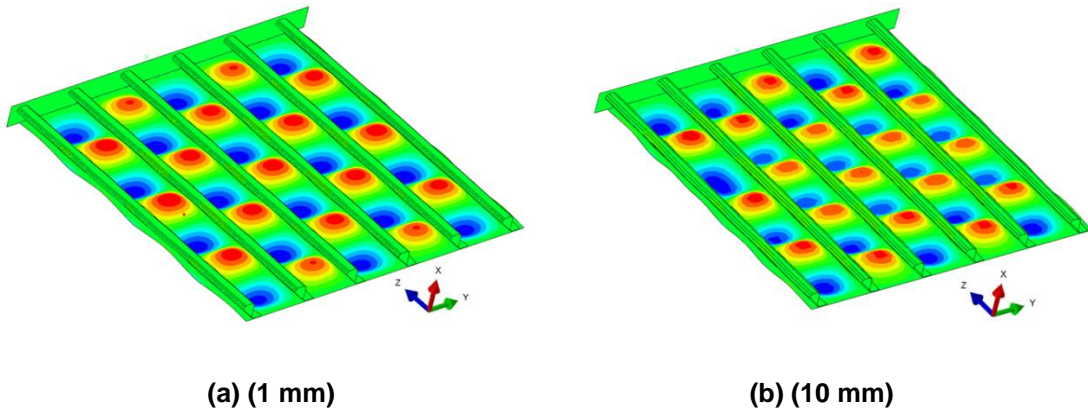
S4 eleman tipinin çok yüksek çözüm hassasiyetinin olmasına rağmen modelin çözüm süresi açısından diğer eleman tiplerine göre büyük bir dezavantaja sahiptir. S4R ve S4R5 eleman tipi kullanılan modellerde çözüm süresi ortalama %20 azalmaktadır. Ancak S4R5 eleman tipinin kullanılabilmesi problemler sınırlıdır ve S4 eleman tipine göre yaklaşık %1 oranında çözüm doğruluğu düşmektedir. S4R eleman tipi ise S4 eleman tipine göre çözüm süresini azaltırken, S4R5 eleman tipine göre daha yüksek çözüm hassasiyetine sahiptir. Bu sebeple parçalar modellenirken S4R tipi kabuk eleman kullanılmıştır.

Parçaların modellenmesinde kullanılacak olan eleman tipi seçildikten sonra her parça için sayısal ağ yoğunluğunun belirlenmesi gerekmektedir. Sayısal ağ yapısı yapısal davranışın doğru modellenebilmesi için yeterli yoğunluğa sahip olmalıdır. Sayısal ağ yoğunluğunu belirlenebilmesi için parçalar beş farklı sayısal ağ boyutu kullanılarak modellenmiş ve elde edilen çökme yükleri karşılaştırılmıştır (Tablo 6.2). Sayısal ağ yapısının burkulma analizinde bir yakınsama parametresi olduğu da göz önüne alınarak sayısal ağ boyutlarının 1mm*1mm olmasına karar verilmiştir. (bir milimetre eleman boyutlarına sahip model ile tahmin edilen çökme yükü ilk burkulma yükü tahminlerinin normalize edilmesi için kullanılmıştır)

Tablo 6.2 Eleman Boyutları ile Tahmin Edilen Çökme Yükleri

Eleman Boyutu [mm]	Eleman Sayısı	Çökme Yükü [-]
1	329380	1.000
2	83635	1.045
4	22020	1.086
8	6480	1.166
10	4429	1.183

Farklı sayısal boyutları için tahin edilen çökme yükleri incelendiğinde mesh boyutunun küçülmesiyle birlikte yapının yük taşıma yeteneğinin de azaldığı görülmektedir. Genel olarak bu durumun temel sebebi analiz edilen yapının boyutlarına oranla büyük sayısal ağ boyutları kullanılmasının yapıya sanal bir rijitlik katması olarak görülebilir. Yani yapıyı temsil eden sayısal elemanın boyutu ne kadar büyük ise sayısal model yapının gerçek rijitliğini temsil etmekten o kadar uzak olacaktır. Basitçe düşünüldüğünde büyük boyutlu sayısal elemanlar bölgesel deformasyonu engelleyerek sayısal analizde yapının olduğundan daha fazla yük taşımaya sebep olmaktadır. Bu doğrultuda en az ve en çok eleman sayısına sahip eleman sayısına sahip sonlu eleman modeli vasıtası ile elde edilen burkulma desenleri de farklılık gözlemlenmiştir. Gözlemlenen en temel farklılık pekiştiriciler arasında kalan panel bölgelerinde oluşan burkulma tepeciklerinin sayılarıdır. En az eleman sayısına sahip sayısal modele ait sonuçlarda yan yana pekiştiriciler arasında iç bükey ve dış büyük olmak üzere toplam 8 adet burkulma tepeciği oluşumu görülmüşken en çok eleman sayısına sahip modelde ise burkulma tepeciği sayısı 7'ye düşmüştür.



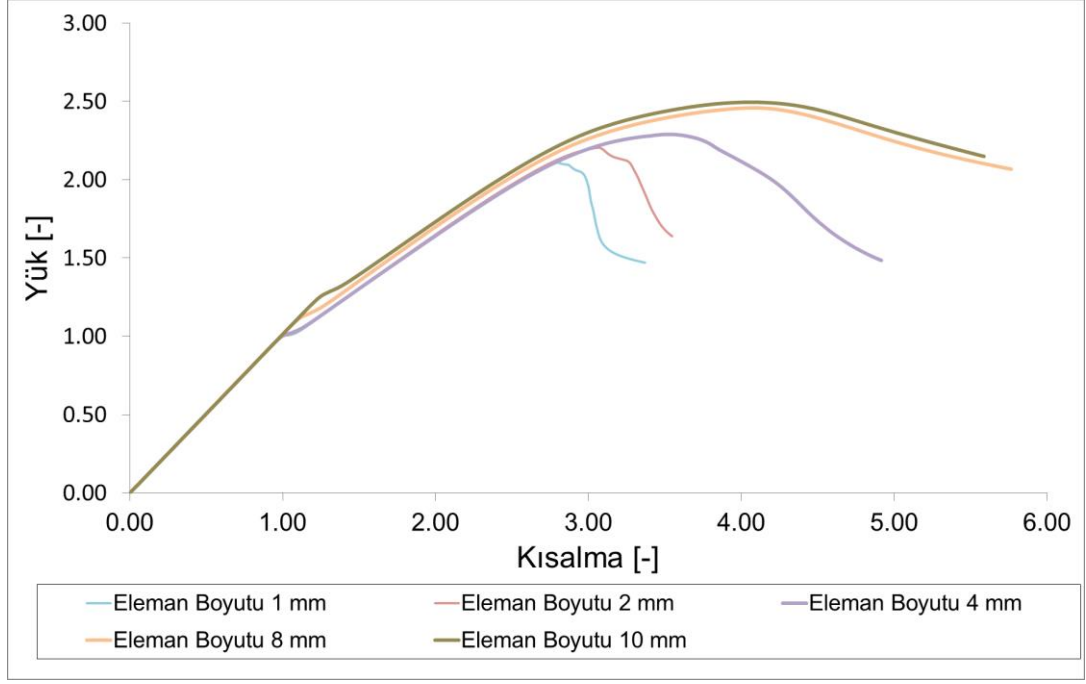
Şekil 6.4 Eleman Boyutları 1mm ve 10 mm olan Sayısal Modellere Ait Burkulma Desenleri

Sayısal modellerin sayılarına göre tahmin edilen yaklaşık ilk burkulma yükleri Tablo 6.3'de verilmiştir (bir milimetre eleman boyutlarına sahip model ile tahmin edilen burkulma yükü ilk burkulma yükü tahminlerinin normalize edilmesi için kullanılmıştır). Beklendiği gibi eleman sayısı azaldıkça ilk burkulma yükünde de bir azalma gözlenmiştir. Tabloda bir, iki ve dört milimetre eleman boyutlarına sahip modelleri ile tahmin edilen burkulma yüklerinin benzer oldukları gözlemlenmiştir.

Tablo 6.3 Eleman Boyutları ile Tahmin Edilen İlk Burkulma Yükleri

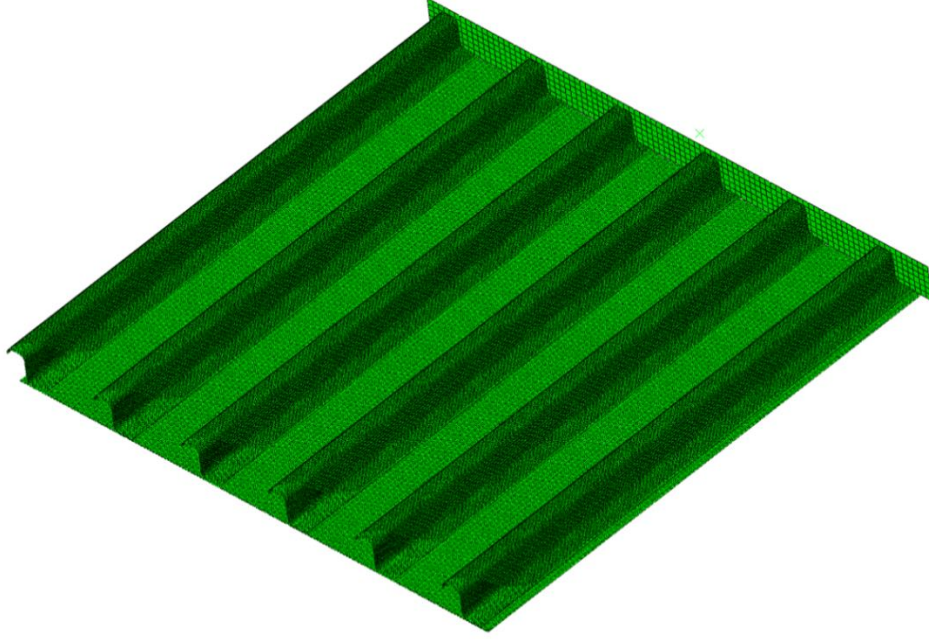
Eleman Boyutu [mm]	Eleman Sayısı	Burkulma Yükü [-]
1	329380	1.000
2	83635	1.012
4	22020	1.022
8	6480	1.120
10	4429	1.254

Deneyisel çalışma ile elde edilen sonuçlar ve farklı eleman boyutları için elde edilen sayısal sonuçlar ilk burkulma yükü ve yapının taşıyabileceği en yüksek yük değeri kabaca karşılaştırıldığında 1 mm eleman boyutu ile en çok eleman sayına sahip olan sayısal modelin daha tutarlı sonuçlar verdiği görülmektedir. Tez çalışmasının ana amacı doğrultusunda modellerin analiz süresi açısından herhangi bir kısıt bulunmadığından pekiştirilmiş panel yapının en çok eleman bulunduran model ile temsil edilmesinde bir sorun görülmemiştir. Yapının farklı eleman boyutları için yük – eğilme eğrileri Şekil 6.5'de gösterilmiştir (sonuçlar, ilk burkulma yükü ve buna tekabül eden ölçülen uç kısalması kullanılarak normalize edilmiştir) .



Şekil 6.5 Farklı Eleman Boyutlarına Sahip Modellerin Yük - Kısalma Eğrileri

Farklı eleman boyutlarının analiz sonuçlarına etkilerinin rahatça görülebilmesi için üst üste çizdirilen yük – kısalma eğrileri de çıkarılan sonuçları destekler nitelikte olduğu görülmektedir. Burada 1 mm ve 2 mm eleman boyutuna sahip model ile elde edilen eğri incelendiğinde yapının yük taşıma yeteneğini kaybetme esnasında gösterdiği davranışın deneysel çalışmada gözlemlenen davranışa daha benzer olduğu görülmektedir. Pekiştirilmiş panel yapının rijitliğini temsil etme açısından diğerlerine oranla deneysel sonuçlara daha yakın olan bu iki modelin yük – kısalma eğrilerinde yapının yük taşıma yeteneğini kaybetmesi ile birlikte ani bir rijitlik düşüşü gözlemlenirken diğer modellerde bu düşüşün ani olmadığı ve bir aralık içinde olduğu görülmektedir. Bu durum büyük eleman boyutlarının yapının gerçek rijitliğini temsil etmekten uzak olduğunu gösteren diğer bir ibaredir. Diğer bir yandan da ilk burkulma sonrasındaki doğrusal bölgede görülen eğim farklılıkları yapılan çıkarımların doğrulması niteliğindedir. Farklı eleman boyutları için sayısal sonuçların karşılaştırılması sonucunda pekiştirilmiş test paneli için sayısal ağ yapısının 1mm boyutundaki S4R tipi elemanla oluşturulmasına karar verilmiştir. Test paneli için oluşturulan sayısal ağ yapısı aşağıda görülebilir.

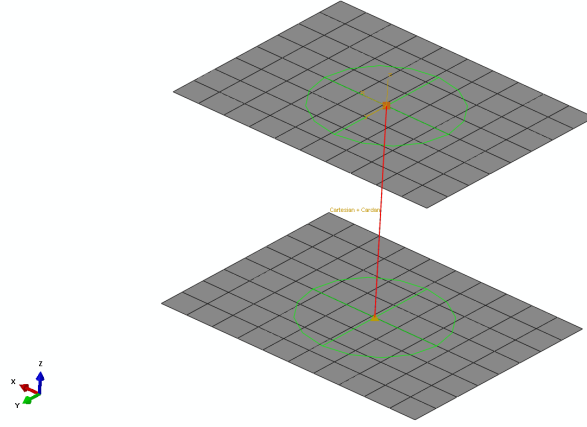


Şekil 6.6 Pekiştirilmiş Panel Ait Sayısal Ağ Yapısı

6.3 Pekiştirici ve Panel Arayüzü

6.3.1 Bağlayıcıların Modellenmesi

Sonraki önemli konu ise bağlayıcıların modellenmesidir. Her bir destek kiriş panele 31 adet perçin yardımıyla bağlanmıştır. Bağlayıcı sayısının fazla olması nedeniyle bağlayıcıları katı modellenmesi sayısal modeli daha karmaşık bir hale getirecektir. Bunun yerine ABAQUS'un içinde hali hazırda tanımlı bulunan '*Mesh Independent Fastener*' modülü kullanılarak bağlayıcılar tek boyutlu elemanlar olarak modellenmiştir. Tek boyutlu elemanın her bağlantı noktası, etki alanı adı verilen bağlantı noktasının hemen yakınında yüzeydeki bir grup düğüm noktası ile ilişkilendirilir. Doğruluk açısından, bu etki bölgesi perçinin çapı ile tutarlı olmalıdır. Örnek bağlayıcı modeli aşağıda gösterilmiştir.



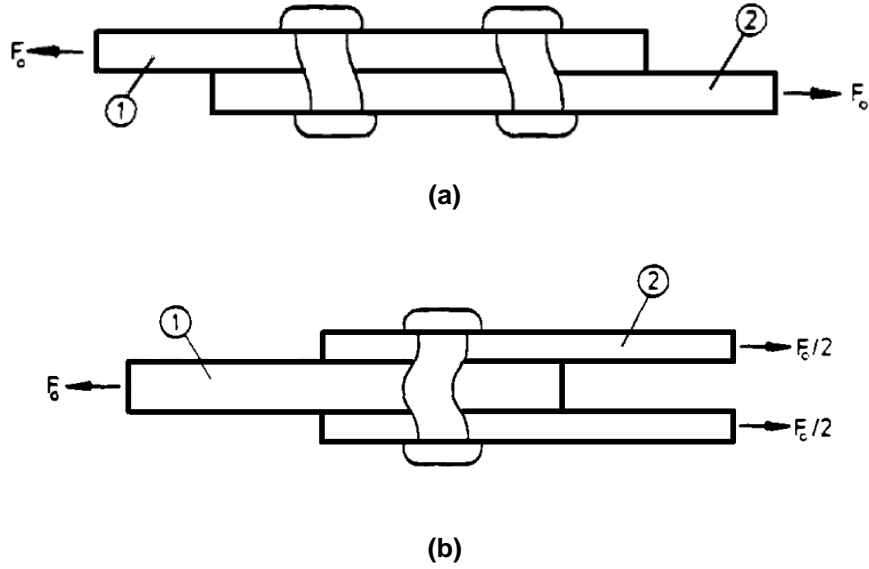
Şekil 6.7 Örnek Bir Boyutlu Bağlayıcı Modeli

Bağlantılarda doğru yük aktarımının sağlanabilmesi ve bir boyutlu eleman olarak modellenen perçin bağlantılarının davranışlarının simule edilebilmesi açısından perçin esnekliklerinin modele doğru bir şekilde tanımlanması büyük bir önem taşımaktadır. ABAQUS bağlayıcıların farklı yönlerindeki esnekliklerinin ifade edilebilmesi için '*Mesh Independent Fastener*' modülü içinde '*Cartesian - Cardan*' adı ile anılan bir bağlayıcı tanımı sunmaktadır. Bu tanım ile birlikte bağlayıcıların farklı yönlerdeki esneklikleri o yöndeki rijitliği simgeleyen bir katsayı ile temsil edilmektedir. Temel olarak yay eleman mantığını esas olan bu yöntem esnekliklerin tanımlanabilmesi için en kolay ve en uygun yöntem olarak önerilmektedir [35].

Kesme yükleri perçin bağlantılarının havacılık yapılarında en sık maruz kaldığı yük bileşenidir. Bu sebeple bu yöndeki rijitlik bağlayıcılar arasındaki yük aktarımında en etkin rolü oynamaktadır. Sadece bağlayıcının özelliklerinin bilinmesi perçin bağlantılarının kesme kuvveti yönündeki rijitliklerinin doğru olarak hesaplanması için yeterli değildir. Bu yöndeki rijitliğin hesaplanabilmesi için perçin vasıtası ile birbirine birleştirilen parçaların da rijitliklerinin göz önünde bulundurulması gereklidir. Kesme yönündeki rijitliğin hesaplanması için yaygın olarak kullanılan yarı deneysel bir formülasyon kullanılmıştır [36]. Eksenel yöndeki rijitlik değeri ise temel Hooke kanunu yardımı ile hesaplanmıştır.

$$\frac{1}{k} = \left(\frac{t_1 + t_2}{2d} \right)^a \frac{b}{n} \left(\frac{1}{t_1 E_1} + \frac{1}{nt_2 E_2} + \frac{1}{nt_1 E_3} + \frac{1}{2nt_2 E_3} \right) \quad (6.6)$$

Burada k katsayısı perçin bağlantısının kesme yönündeki rijitlik değerini temsil etmektedir ve birimi N/mm'dir. Formülasyondaki a ve b katsayıları perçin bağlantıları için sırasıyla 0.4 ve 2.2 değerlerini alırken n katsayısı ise perçin bağlantısının türüne göre 1 veya 2 değerini almaktadır. Peçin bağlantılarında genel olarak iki tip bağlantı biçimi tanımlanabilir. Bu bağlantı biçimleri Şekil 6.8'de resmedilmiştir. Pekiştirilmiş test panelindeki peçin bağlantısı Şekil 6.8 gösterilen bağlantı şekillerinden üstteki bağlantı şekline benzer olduğundan dolayı n katsayısının değeri 1 olarak alınmıştır. E_1 ve E_2 tahmin edilebileceği gibi parçaların malzemesine ait Young modülünü temsil ederken sırasıyla t_1 ve t_2 parçaların kalınlıklarını temsil eden katsayılardır.



Şekil 6.8 Perçin Bağlantı Biçimleri a)Tek Kesme 'Single Shear' b) Çift Kesme 'Double Shear'

6.3.2 Pekiştiriciler ve Panel Arasındaki Temas Tanımının Oluşturulması ve Değerlendirilmesi

Pekiştiriciler ve panel arasındaki temas tanımının oluşturulması pekiştiriciler ve panel arasındaki etkileşimin gerçeğe olabildiğince yakın bir biçimde yansıtılabilmesi açısından diğer önemli bir konudur. Bu kısımda pekiştiricilerin flanşları ve panel yüzeyleri arasındaki etkileşimin yapı davranışına etkilerinin tamamının hesaba katılabilmesi için temas tanımında modelin çözümünü kolaylaştırmak adına herhangi bir basitleştirme yapılmamıştır.

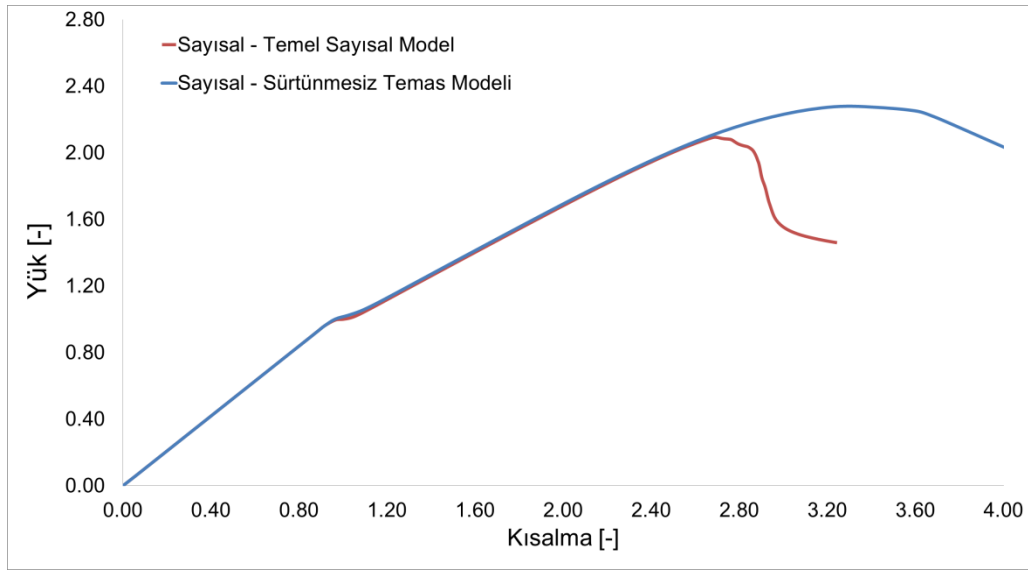
iki farklı yüzey arasında deformasyona bağlı temasın tanımlanabilmesi için ABAQUS paket programında hali hazırda '*Interaction*' modülünün içinde bulunan '*Surface to Surface*' komutu kullanılmıştır. Birbirine temas edecek iki farklı yüzeyin oluşturduğu temas çiftini tanımlanabilmesi için yüzeylerden bir ABAQUS terminolojisine göre '*master*' yani efendi olarak seçilirken diğer yüzeyin ise köle yani '*slave*' olarak seçilmesi gereklidir. Bu yaklaşımda, köle '*slave*' olarak seçilen yüzeye ait düğüm noktalarının efendi '*master*' yüzeyi oluşturan bölümlerden herhangi birine nüfuz edemez olarak kabul edilmektedir.

Temas çiftini yüzeylerinin rolleri belirlenirken dikkat edilmesi gereken diğer bir nokta ise yapıdaki yük akış yolunun ya da yapı davranışının göz önüne alınmasıdır. Aksi takdirde sayısal analizde gerçekçi sonuçlara ulaşılabilmesi mümkün olmayacaktır. Pekiştirilmiş panel yapılarında bileşenler arasındaki ilk temas panelde oluşan bölgesel burkulmalar ile başlayacağından dolayı panel yüzeyi efendi '*master*' olarak seçilirken pekiştiricilerin flanşları ise köle yani '*slave*' olarak seçilmiştir.

Yüzeylerin tanımlanmasından sonra ki adım yüzeyler arasındaki temas halindeki yüzeyler arasındaki davranışın yönetilebilmesi için mekanik özelliklerin tanımlanmasıdır. Genel olarak iki yüzey arasındaki temasın modellenebilmesi için en gerekli olan özellik sürtünme modelinin ve sürtünme katsayısının belirlenmesidir. Ancak pekiştirilmiş test numunesinde sık aralıklı ve yoğun bir perçin bağlantısı olduğundan dolayı parçalar birbirlerine göre hareket edemeyeceklerdir. Bu sebeple parçalar arasına herhangi bir sürtünme tanımı oluşturulmamıştır ve temasın normal davranışı sürtünmesiz olarak kabul edilmiştir.

Bu kısımda 'Finite Sliding' ve 'Hard Contact' ABAQUS tarafından önerilen ayarlar olarak değiştirilmeden kullanılmıştır.

Bu aşamada pekiştiriciler ve panel arasındaki etkileşimin modellenmesi adına oluşturulmuş olan temas tanımlarının sayısal analiz sonuçlarına etkilerinin değerlendirilebilmesi adına temas tanımı bulmayan bir modelden alınan sonuçlar ile temas tanımının dâhil edildiği sayısal analiz sonuçları yük – kısalma eğrisi cinsinden karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma Şekil 6.9 'de görülebilir.



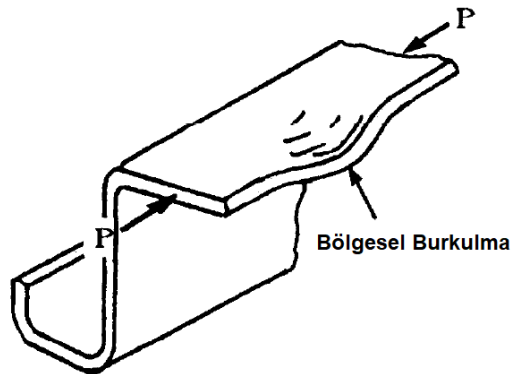
Şekil 6.9 Temas Tanımlarının Sayısal Analiz Sonuçlarına Etkilerinin Değerlendirilebilmesi

Yük kısalma eğrileri karşılaştırıldığında temas tanımının modele eklenmesi ile birlikte yapının yük taşıma yeteneğinde gözle görülür bir artış meydana gelmiştir. Bu artışın dışında bölgesel burkulmaların oluşumundan önceki ve sonraki evrelerde temas tanımının sayısal sonuçları önemli ölçüde etkilemediği görülmüştür.

Temas tanımının dâhil edildiği modelden alınan sonuçlarda dikkat çeken diğer bir konu ise pekiştiricilerin basma yükü altında burkulması ile birlikte yapının yük taşıma yeteneğini ani olarak kaybetmemesidir. Bu durum deneysel çalışma ile gözlemlenen davranışın tam tersi bir davranışı yansıtmaktadır. Deneysel çalışmada pekiştiricilerin flanşlarının da bölgesel burkulmaların baş göstermesiyle pekiştirilmiş panelin yük taşıma yeteneğini anlık olarak kaybettiği ve yapıda bir ani bir çökme durumu olduğu gözlemlenmiştir (Şekil 5.8). Parçalar arası temasın tanımladığı sonlu eleman sonuçlarında ise bu durumun tersine yapının yük taşıma

kapasitesine ulaşması ile yapının yük taşıma yeteneğini yavaş yavaş kaybettiği ve ani bir çökme durumunun oluşmadığı görülmektedir. Temas tanımının dâhil edildiği modele ait yük – kısalma eğrisinde göze çapan diğer bir farklılık ise maksimum yükün görüldüğü tepe noktasına ulaşılmadan önce ki geniş bir aralıkta eğrinin doğrusal olmayan bir davranış sergilemesidir. Bu kısımda panelin yük uygulanan kenarının kısalması ile birlikte ölçülen tepki kuvveti değerinin artışıdaki oranın sabit kalmadığı yani eğrinin maksimumum yük değerine yakınsayarak yaklaştığı görülmektedir.

Sayısal analiz sonucunda görülen bu davranış basma yükü altındaki ince cidarlı yapılarda geometrik kararsızlığa bağlı ani bir çökme durumu olarak oluşan burkulma olayının doğasını yansıtmayan bir davranış olarak değerlendirilmiştir. Yük- kısalma eğrilerinde negatif rijitlikle kendini belli eden kararsızlık durumunda yapı kararlı hale geri dönebilmesi için bir miktar gerinim enerjisini serbest bırakacaktır ('*strain energy release*'). ABAQUS/Standart bu tür problemlerin çözümünde söz konusu olan yapının kararlı hale tekrar dönebilmesini yapay bir sönümlenme uygulayarak sağlamaktadır. Bölgesel burkulmaların olduğu bölgelerde ani burkulmaları ya da çökme durumunu önlemek adına yapının bu bölgelerine sönümlenme için yeterince büyük ancak yapının genel davranışını etkilemeyecek yapay kuvvetler uygulanır. Bu bölgesel kararsızlıkların baş gösterdiği kısımlarda temas halindeki yapının bileşenleri arasında birbirine temas eden bölgelerden yerel bir gerinim enerjisi transferiyle de yapay sönümlenme söz konusu olacaktır.

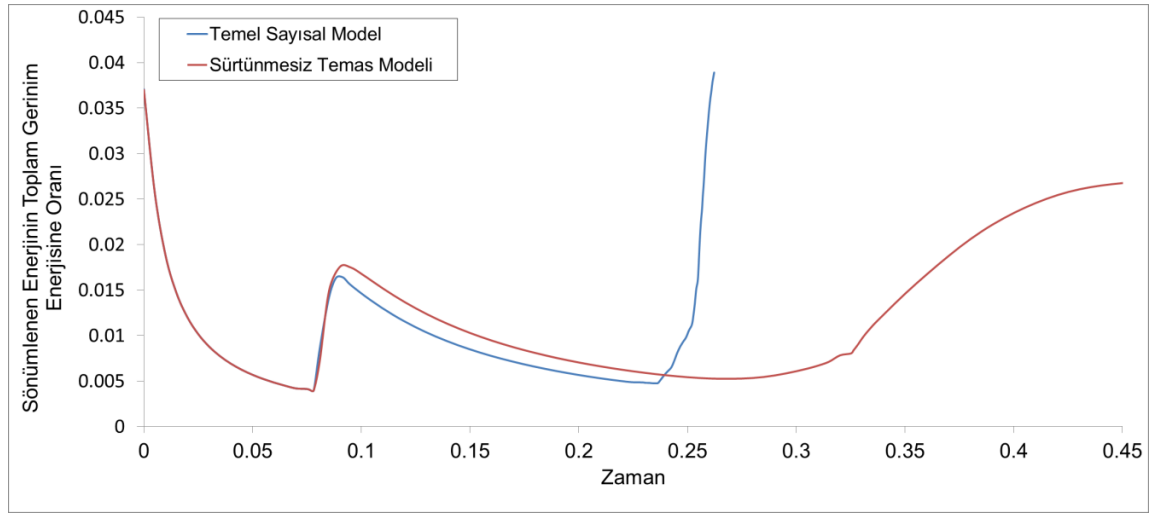


Şekil 6.10 Pekiştiricilerin Kesit Alanlarında Oluşan Yerel Bozulma

Deneyisel çalışma ile birlikte yapının yük taşıma yeteneğini kaybetmesi pekiştiricilerin flanşlarında oluşan bölgesel burkulmalar ile ilişkilendirilmiştir (Şekil

6.10). Literatürde '*Stringer Cripling*' olarak adlandırılan bu hata modu ('*failue mode*') pekiştiricilerin kesit alanlarında oluşan yerel bir bozulma olarak görülür [37].

Bu durumda pekiştiricilerde bölgesel burkulmaların başlaması ile noktasal gerinim enerji geçişlerinin ve yapay sönümlenmenin yoğunlaştığı düşünülmüştür. Sayısal modele parçalar arası temasın tanımlanması sebebiyle ek yapay sönümlenmelerin pekiştiricilerde bölgesel burkulmaların olduğu andan itibaren sonuçları olumsuz olarak etkilediği kanısına varılmıştır. Bu yorumun doğruluğu için yapay olarak sönümlenen gerinim enerjisinin toplam gerinim enerjisine oranının analiz süresince değişiminin görülebileceği Şekil 6.11'deki eğriler vasıtası ile değerlendirilmiştir.



Şekil 6.11 Yapay Olarak Sönümlenen Enerjini Toplam Gerinim Enerjisine Oranının Analiz Boyunca Değişimi

Her iki sayısal model içinde geçerli olmak üzere sayısal analizler süresince sönümlenen gerinim enerjisinin toplam enerjiye oranının %5'i geçmediği görülmektedir ki bu durum uygulanan sanal sönümlenmenin yapının genel davranışını etkilemediğinin bir göstergesidir. ABAQUS tarafında da her sayısal analiz sonucunda bu kontrolün yapılması önerilmektedir.

En yüksek yapay sönümlenme miktarı analiz sürecinin başlangıcında görülmüştür. Bu değer başlangıç durumu olarak kabul edilebilir. Yapay sönümlenme miktarındaki azalmaları temsil eden eğrilerdeki düşüş bölgeleri yapının kararlı daha kararlı hale geldiğini gösteren simgelerdir. Eğrilerden yapay sönümlenme oranının ani bir artış gösterdiği ilk kısım panel üzerinde bölgesel burkulmaların

oluştugu anı temsil etmektedir. Bu andan sonra eğrilerde görülen düşüş yapının yavaş yavaş kararlı bir hale büründüğünün göstergesidir. Yapay sönümlenme oranının ani bir artış gösterdiği ana kadar her iki sayısal modelde de yapay olarak sönümlenen gerinim enerjinin toplam enerjiye olan oranının değişiminin oldukça benzer olduğu eğrilerin karşılaştırılmasında görülmektedir. Çünkü bu ana kadar her iki modelde de pekiştiriciler ve panel arasında herhangi bir temas oluşumu gözlenmemiştir. Ancak pekiştiriciler arasındaki kısımlarda bölgesel burkulmaların baş göstermesi ile birlikte parçalar arası temasın tanımlandığı sayısal modelde test numunesinin bileşenleri arasında bölgesel temasların oluşmaya başladığı görülmüştür. Temas modelinin tanımlandığı sayısal analize ait eğriye bakıldığında parçalar arası temasın başlaması ile birlikte sönümlenme oranının diğer modele nazaran biraz daha fazla olduğu görülmektedir. Bu durum noktasal temaslar vasıtası ile parçalar arası yerel bir gerinim enerjisi ile oluşan yapay sönümlenmeden kaynaklı oluşmaktadır ve analiz sürecinin bu noktadan sonraki kısımlarda da temas tanımının dâhil edilmediği modele göre yapay sönümlenme miktarının daha yüksek olduğu belirgindir. Mavi renk ile gösterilen temas tanımı bulunmayan modele ait eğride gözlemlenen ikinci ani artışın başladığı nokta ise yapısal genelinde oraya çıkan geometrik kararsızlık sonucunda yapının yük taşıma yeteneğini anlık olarak kaybettiği çökme anını göstermektedir. Yapının yük taşıma yeteneğini kaybetmesi sonucunda ortaya çıkan kararsızlık durumuna karşı yapının kararlı hale geri dönebilmesi için bir miktar gerinim enerjisini serbest bıraktığı için yapay sönümlenme oranı da anlık bir artış göstermiştir.

Bu durumun tersine temas tanımının bulunduğu modelde, bileşenler arası temas yoluyla gerinim enerjisinin pekiştiricilerden panele aktarımının artan test yükü ile giderek yoğunlaşması uygulanan yapay sönümlenme nedeniyle yapının kararlı davranışının korunabilmesi adına etkin bir rol oynamıştır. Buna bağlı olarak modele pekiştiricilerde ani bir yapısal kararsızlık sonucu çökme durumunun oluşmasını sağlayacak gerinim enerjisinin birikmesini ve tüm yapının belirli bir kararlılığa ulaşana kadar yük taşıma yeteneğini kaybetmesini engellemektedir. Temas tanımı olmayan modele ait eğride yapının çökmesine bağlı ani yapay sönümlenme miktarının artmasına rağmen temas tanımının dâhil edildiği eğride halen yapay sönümlenme miktarının düşerek yapının kararlılığını artırması bu durumun en önemli göstergesidir. (Aynı sayısal modele ait yük – kısalma eğrisinde

yükün önce bir değere yakınsaması ve daha sonra yapının yük taşıma yeteneğini kaybetmesi durumu da bu şekilde açıklanabilir.) Daha önce de bahsedildiği üzere bu davranış basma yükü altındaki burkulma olayının doğasını doğru yansıtmayan bir davranış olarak değerlendirilmiştir.

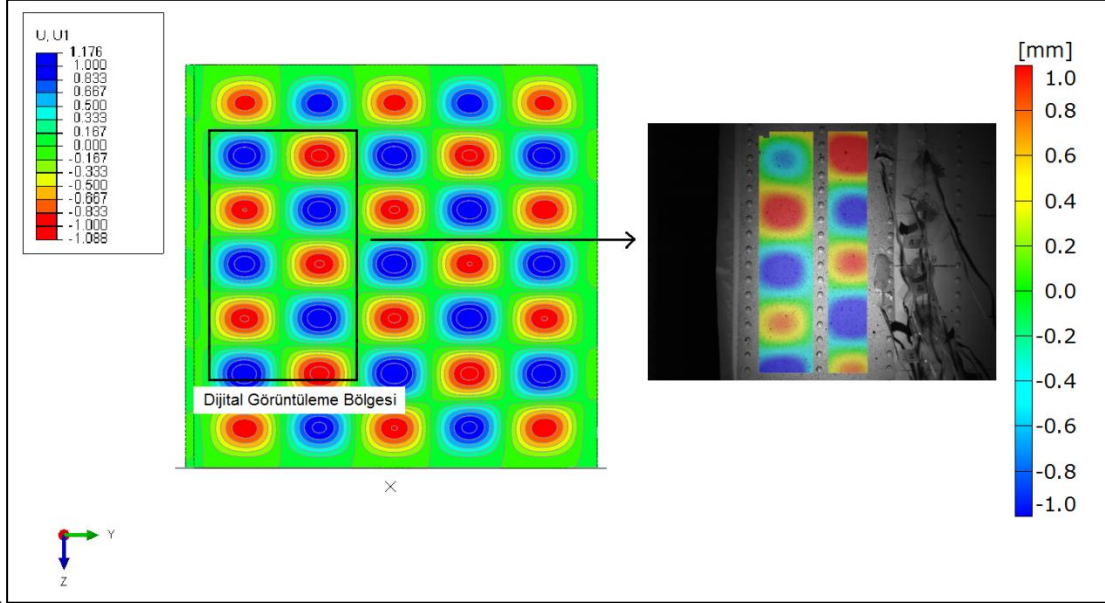
7 SAYISAL SONUÇLARIN DENEYSEL VERİLERLE KARŞILAŞTIRILMASI VE DEĞERLENDİRİLMESİ

Bu bölümde sayısal analizden elde edilen sonuçların deneysel veriler ile karşılaştırılması yoluyla ABAQUS ortamında oluşturulan sonlu eleman modelinin basma yükü altındaki test numunesinin burkulma davranışını simule edebilme yeteneği değerlendirilmiştir. Nihai değerlendirme yalnızca deneyde gözlemlenen ve sayısal analiz sonucunda elde edilen burkulma desenlerinin niteliksel olarak karşılaştırılması ile değil, aynı zamanda sayısal olarak tahmin edilen ve ölçüm yolu ile elde edilen yük – kısalma eğrileri ve bölgesel gerinim ölçümleri arasındaki farkların nicel olarak karşılaştırılması ile de gerçekleştirilmiştir. Değerlendirmenin ilk adımında üretim sürecine bağlı olarak oluşan geometrik kusurlar hesaba katılmadan ideal düzlemselliğe sahip bir numune ile gerçekleştirilirken sayısal analiz sonuçları göz önünde bulundurulurken, ikinci adımın da ise başlangıçta ihmal edilen geometrik kusurlar analiz modeline dâhil edilmiştir. Doğrusal Özdeğer Analizi ('*Linear Eigen Value Analysis*') vasıtası ile edinilen burkulma modlarının doğrusal kombinasyonu ile temsili geometrik kusurlar oluşturulmuş ve elde edilen bu temsili dağılım temel alınarak pekiştirilmiş panel numunenin ideal düzlemselliği bozulmuştur. Asıl dağılımı bilinmeyen geometrik kusurların pekiştirilmiş test panelinin burkulma davranışı üzerindeki etkisinin analizlerde simule edilebilmesi adına bu yöntem en uygulanabilir yöntem olarak değerlendirilmiştir.

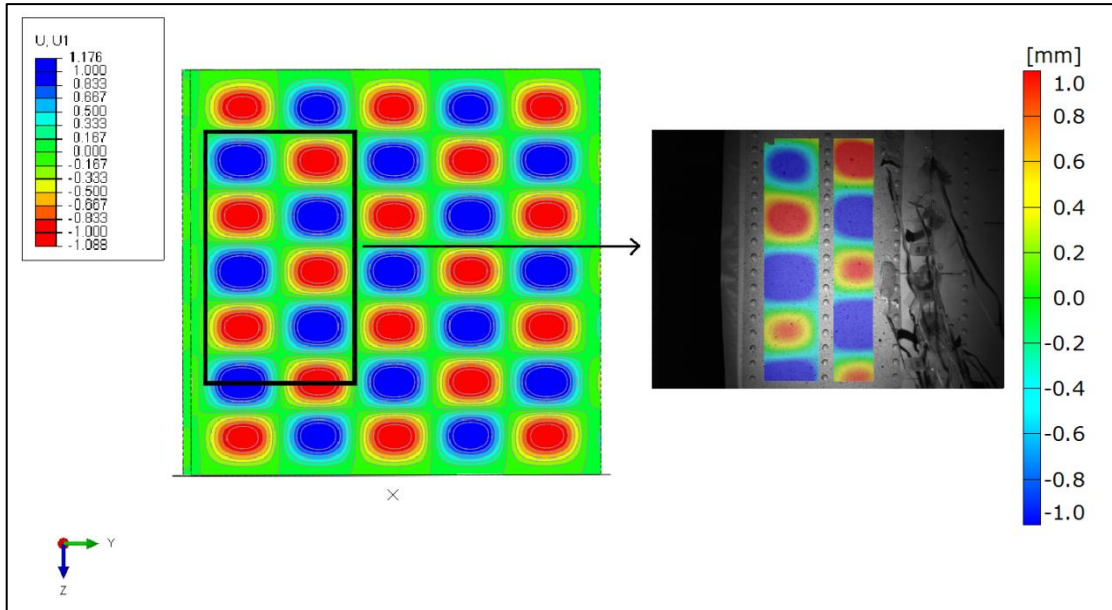
Bölgesel burkulmaların oluşumunun ve artan yüke bağlı gelişiminin yapının burkulma sonrası davranışının karakterize edilebilmesi açısından önemli bir yere sahip olduğu önceki bölümlerde bahsedilmişti. Bu doğrultuda, oluşturulan sonlu elemanlar modeli ile yapının burkulma davranışının doğru bir şekilde yakalanabildiği öncelikle bölgesel burkulma dalgalarının dağılımları karşılaştırılarak değerlendirilmiştir.

Şekil 7.1 GOM ARAMIS yazılımı aracılığı gerçekleştirilen 3 – Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon analizleri sonucunda görüntülenen bölge için elde edilen panel düzlemine dik doğrultuda olan deformasyonlar ile sayısal analiz arasındaki bir karşılaştırmayı göstermektedir. Karşılaştırma yapılırken iki farklı yük seviyesine ait düzlem dışı deformasyon konturları referans olarak alınmıştır. Karşılaştırmada sadece burkulma dalgalarının sayısı göz önünde bulundurulmamış, aynı zamanda

yönleri ve genlikleri de göz önüne alınmıştır. Sonlu elemanlar analizi ile elde edilen burkulma deseni ile dijital görüntü korelasyon analizleri ile elde edilen burkulma deseni karşılaştırıldığında birbirleri ile tutarlı olduğu gözlemlenmiştir.



(a) $P/P_{cr} = 1.58$

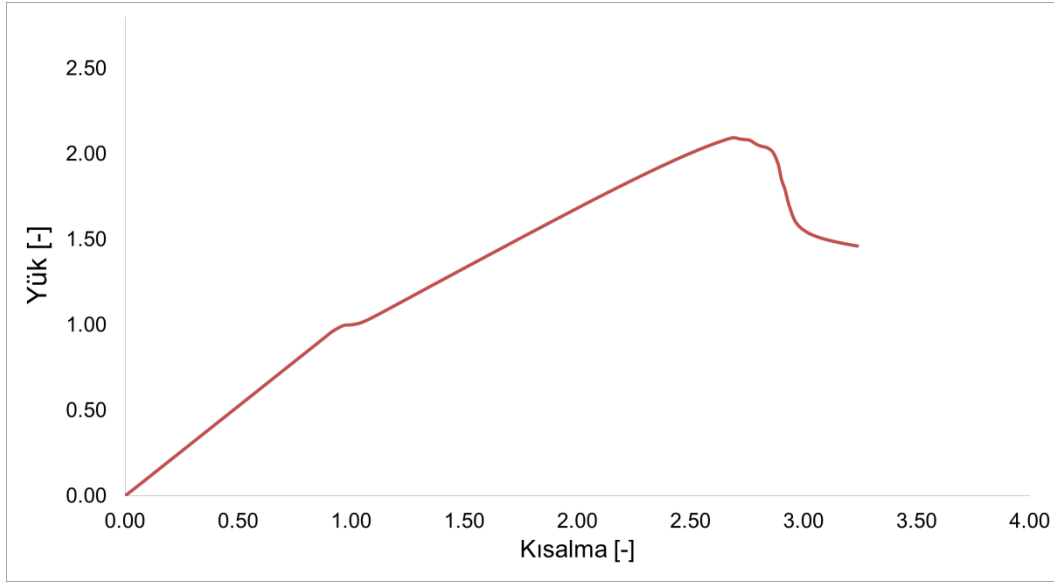


(b) $P/P_{cr} = 1.95$

Şekil 7.1 Sayısal analiz ve gerçekleştirilen 3 – Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon analizleri sonucundan elde edilen düzlem dışı deformasyonlar

7.1 İdeal Panel

Geometrik açıdan kusursuz olarak modellenen söz konusu pekiştirilmiş test paneline dayanan sayısal analizlerin ilk aşamasına ait yük – kısalma eğrisi Şekil 7.2’de görülebilir (tüm sayısal ve deneysel yük – kısalma eğrileri ilk burkulma yükü kullanılarak normalize edilmiştir). Sayısal analiz sonucunda elde edilen eğri incelendiğinde deneysel çalışmada gözlemlenenin aksine bölgesel burkulmaların oluşumuna bağlı yapıda oluşan rijitlik düşüşünün anlık olarak oluştuğu ve basma yükü altındaki panelin burkulma öncesi ve burkulma sonrası davranışını temsil eden eğimin neredeyse sabit olarak kabul edilebileceği iki ayrı doğrusal bölgenin kolayca ayırt edilebildiği görülmektedir. Bu durum göstermektedir ki, geometrik açıdan kusursuz olan bir pekiştirilmiş panelin basma yükü altında göstermiş olduğu kararsız davranış sonucunda oluşan bölgesel burkulmalar tek bir yük değerinde oluşarak ani bir rijitlik düşüşüne sebebiyet vermektedir. Sayısal yük – kısalma eğrisi üzerinde eğimin anlık olarak düşüş gösterdiği ilk bölge referans alınarak geometrik açıdan ideal pekiştirilmiş test panelinin ilk burkulma yükü belirlenmiştir.



Şekil 7.2 Sayısal Analiz Sonucunda Elde Edilen Yük - Kısalma Eğrisi - İdeal Panel

Şekil 5.6’da kesikli çizgilerle gösterilen referans doğruların kesişim noktasına karşılık gelen ve deneysel yük - kısalma eğrisi üzerinde yapay bir anlık eğim düşüş durumunu temsil eden nokta üretim sürecinden kaynaklı olan geometrik hataların olmadığı ideal bir numunenin basma yükü altındaki ilk burkulma noktası

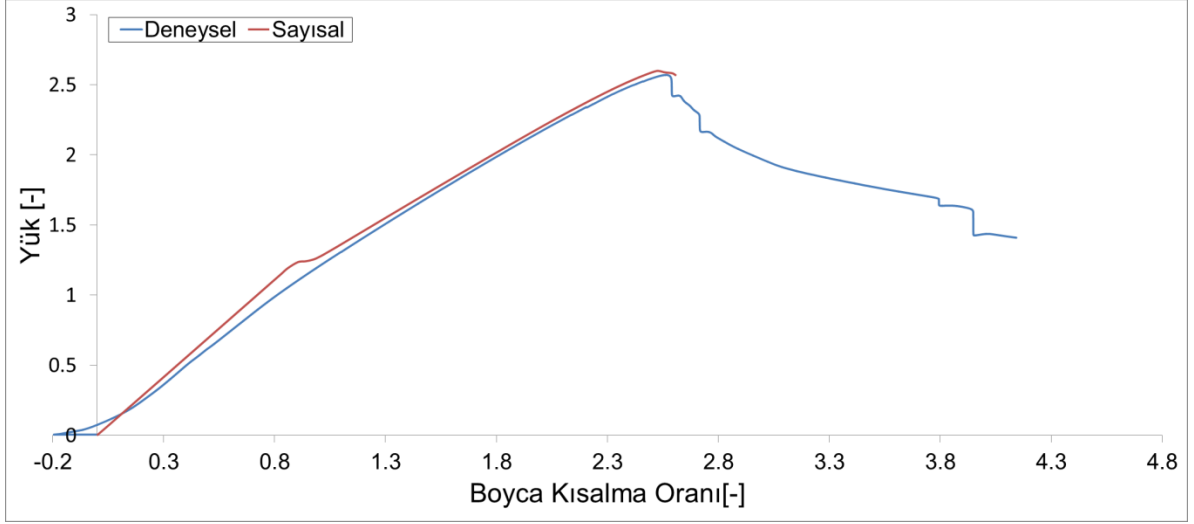
olarak kabul edilebilir. Analiz sürecinin ilk aşamasında test numunesinin bozuk yüzey düzlemsellikleri ve panel boyunca kalınlık değişimi gibi geometrik kusurlardan arındırılmış ideal bir numune olarak modellenmesinden kaynaklı olarak sonuçların karşılaştırılmasında bu noktanın referans olarak kullanılması uygun görülmüştür.

Sayısal analiz sonuçları ve deneysel sonuçlar rakamsal olarak karşılaştırıldığında yapının basma yükü altındaki davranışının anlaşılabilmesi adına önemli parametreler olan ilk burkulma yükünün ve çökme yüklerinin birbirleri ile önemli ölçüde tutarlı olduğu görülmüştür. Buna karşın, sayısal ve deneysel çalışmalar sonucunda ulaşılan bu yük değerlerine karşılık gelen kısalma miktarlarının tutarlı olmadığı gözlenmiştir. Bu durumun oluşmasının sebebi, cihazın LVDT sisteminden alınan kısalma miktarı ölçümlerinde hem cihazın bileşenlerinin yükleme esnasındaki esnemelerinden hem de cihaz ile numune arasına yerleştirilen adaptörün yük altındaki deformasyonundan kaynaklı ölçüm hatalarının oluşması olarak değerlendirilmiştir.

Daha önce de bahsedildiği üzere Burkulma Sonrası Tasarım ('Post – Buckling Design') yaklaşımı benimsenerek tasarlanmış pekiştirilmiş bir panel basma yükü altında iki farklı rijitlik değeri sergileyecektir. Birinci rijitlik değeri panel ve paneli destekleyen kirişlerin birlikte basma yüküne dayanması ile ortaya çıkar ve etkinliğini kiriş elemanları arasında kalan panel bölümünde ilk kararsızlığın yaşanmasına kadar sürdürür. Pekiştiriciler arasında kalan kısımların dayanımını önemli ölçüde kaybetmesi ile yük pekiştiriciler arasında yeniden dağılır. Yapıda bir miktar rijitlik kabına yol açan bu durum sonrasında pekiştiricilerin yük taşıma kapasitesi ile orantılı olarak oraya çıkan ikinci rijitlik değeri ise yapıyı destekleyen pekiştiricilerden birinin yük taşıma yeteneğini kaybetmesi ile birlikte etkinliğini kaybedecektir. Söz konusu pekiştirilmiş test panelinin basma yükü altındaki davranışının doğru bir şekilde simule edilebilmesi olduğunda rakamsal karşılaştırmaların yanında bu rijitlik değerlerinin de karşılaştırılması gerekli görülmüştür.

Bu doğrultuda deneysel çalışma sonucunda elde edilen yük – kısalma eğrisi ile doğrusal olmayan sonlu eleman modeli sonucunda elde edilen yük – kısalma eğrisi üst üste olacak biçimde Şekil 7.3'de çizdirilmiştir.

Eğrilerin karşılaştırılabilmesi adına panelin kısalma miktarı ölçümlerinde kullanılan cihazın, LVDT sisteminden kaynaklı ölçüm hatalarının elimine edilebilmesi için deneysel ve sayısal olarak elde edilen her iki eğrinin basma yükü altında kısalma miktarını gösteren yatay eksen eğriye özgü olarak ilk burkulma yüküne yüke karşılık gelen kısalma miktarı temel alınarak normalize edilmiştir.

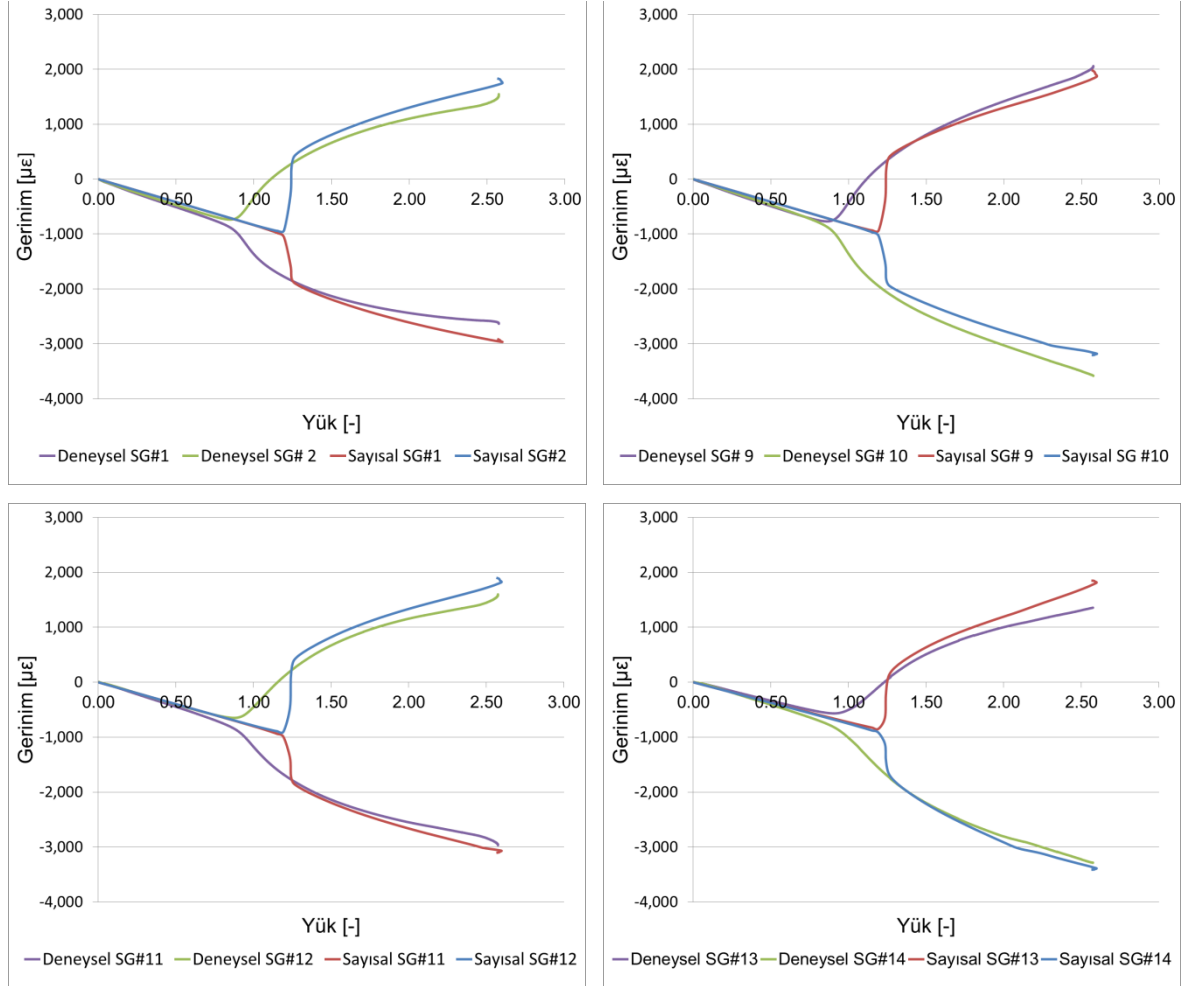


Şekil 7.3 Sayısal ve Deneysel Olarak Elde Edilen Yük - Kısalma Eğrilerinin Karşılaştırılması – İdeal Panel

Üst üste çizdirilen eğriler incelendiğinde özellikle pekiştirilmiş test panelinin sayısal analiz ile elde edilen burkulma sonrası davranışı ile deneysel veriler neredeyse birebir örtüşmektedir. Burkulma öncesi davranışlar karşılaştırıldığında ise eğrilerin başlangıçtaki eğimlerinin birbirine yakın olduğu ancak deneysel yolla elde edilen eğride bölgesel burkulmaların oluşmaya başladığı bölgeye yaklaşılmaması ile birlikte yapı davranışlarının farklılaştığı ve bu bölgede sayısal olarak modellenen panelin biraz daha rijit davrandığı gözlemlenmiştir. Bu durum yorumlandığında arada oluşan bu davranış farklılığının test panelinin ideal olmamasından kaynaklandığı değerlendirilmiştir.

Esasen, yapı üzerindeki geometrik kusurların büyüklüğüne ya da derecesine bağlı olarak erken bölgesel burkulmalar baş gösterecektir. Pekiştirilmiş panel üzerinde bölgesel burkulmaların oluştuğu kısımlar yük taşıma yeteneğini kaybedecek ve teorik olarak ideal olan bir pekiştirilmiş bir panele göre yapıda daha düşük bir yük seviyesinde rijitlik düşüşü gözlemlenmeye başlanır.

Sayısal model sonuçlarını daha kapsamlı olarak yorumlayabilmek adına Şekil 7.4’de sayısal ve deneysel sonuçlar aksenal yöndeki gerinim ölçümleri bakımından da karşılaştırılmıştır. Böyle bir karşılaştırma için numunenin merkez kesiti ve merkez kesitinden aşağıda kalan doğrusal gerinim ölçer çiftlerine ait veriler seçilmiştir.



Şekil 7.4 Sayısal ve Deneysel Aksenal Gerinimlerin Karşılaştırılması - İdeal Panel

Önceki bölümlerde de açıklandığı üzere panelin iki yüzeyine sırt sırta yapıştırılan gerinim ölçerlerden okunan gerinim değerlerinin artan test yüküne göre değişimini gösteren klasik bir gerinim – yük eğrisinde gerinim değerlerinin farklı yönlere ayrılmaya başladığı ilk nokta, bölgesel burkulmaların başlangıcının göstergesidir. Seçilen doğrusal gerinim ölçer çiftlerine ait deneysel ve sayısal yolla elde edilen gerinim – yük eğrileri (Şekil 7.4) incelendiğinde gerinimlerin farklı iki yöne ayrılma başladığı noktanın deneysel ve sayısal sonuçlar için farklılık gösterdiği görülmektedir. Yani burkulmaların oluşumu esnasında görülen davranışın asıl

duruma uygun bir şekilde simule edilemediği de görülmüştür. Bu durum deneysel ve sayısal sonuçlar arasında burkulmaların başlangıcına karşılık gelen yük değerleri açısından bir farklılığın da göstergesidir.

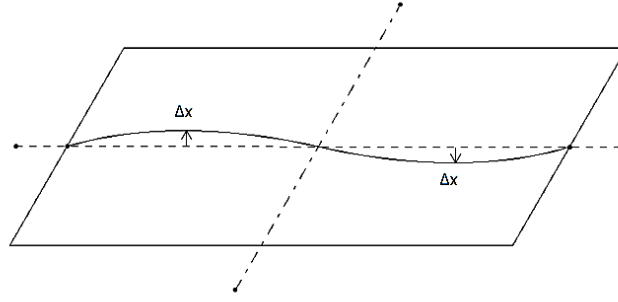
Ancak, gerinim değerlerinin ayrılmaya başladığı bölgeler dışında kalan bölümlerde deneysel ve sayısal gerinim değerlerinin test yüküne göre değişimlerinin benzerliği gerinim – yük eğrilerinde de açık bir şekilde görülebilmektedir. Karşılaştırmaların her ikisi de dikkate alındığında da ideal panel geometrisi ile oluşturulan sayısal modelin pekiştirilmiş alüminyum panel numunenin basma yükü altındaki burkulma öncesi ve burkulma sonrası davranışlarını simule edebilme kabiliyeti açısından oldukça yeterli olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

Özetle, seçilen doğrusal gerinim ölçer çiftlerine ait gerinim – yük grafikleri vasıtası ile ulaşılan sonuçlar deneysel veriler ve sayısal sonuçların yük – kısalma eğrisi açısından yorumlanması ile ulaşılan sonuçları destekler niteliktedir. Bu durumda gerek yapının genel burkulma davranışını gerekse bölgesel burkulma davranışının asıl duruma uygun bir biçimde simule edilebilmesi için üretim esnasından oluşan geometrik kusurların etkilerinin analiz modeline dâhil edilmesi gerekliliği açığa çıkmıştır. Bu sonuca bağlı olarak değerlendirmenin bu aşamasında rakamsal olarak detaylı bir karşılaştırılma yapılmamıştır. Deneysel veriler ile sayısal sonuçların detaylı olarak değerlendirilmesi geometrik kusurların modele tanımlanmasını gerçekleştirilmiştir.

7.2 Geometrik Kusurların Sayısal Analiz Modeline Tanımlanması

Pekiştirilmiş paneller gibi ince cidarlı yapılar ne kadar dikkatli üretilirse üretilsinler geometrik kusurlar bu tür yapılar için kaçınılmaz bir gerçektir. Bozuk yüzey düzlemsellikleri ya da kalınlık değişimleri olarak sınıflandırılabilen geometrik kusurlar ince cidarlı yapıların bileşik ya da tekil yükleme koşulu altında dayanımlarının büyük oranda düşmesine sebep olan en temel unsudur. Düzlemsellikten ne kadar uzaklaşırsa yapının yük altındaki kararlılığı da aynı oranda azalacaktır. Benzer durum kalınlık değişimi için de geçerlidir. Kalınlıklar nominal kalınlık değerinin ne kadar altına düşerse yapı kararlılığı ve dayanımı o kadar azalacaktır. Yapı kararlılığının azalmasıyla yapının kararsız davranışının sonucu olarak ortaya çıkan burkulmalar geometrik açıdan kusursuz bir yapıya göre daha düşük yük değerlerinde baş gösterecektir.

Genellikle geometrik kusurlardan kaynaklı belirsizliklerin hesaplamalarında ya da sayısal tahminlerinde deneysel olarak belirlenen faktörler kullanılmaktadır. Bu yol ile sayısal ya da analitik sonuçlar ile deneysel veriler arasındaki fark telafi edilebilmektedir. Bunun yerine sayısal analiz sonuçları ve deneysel bulgular arasındaki farklılığın telafi edilebilmesi için geometrik kusurların sayısal analiz model geometrilerine direkt olarak tanımlanacağı bir yol tercih edilmiştir. Test geometrisi modellenirken sadece düzlemsel bozukluklar dikkate alınmıştır. Pekiştirilmiş test panelinin üretiminde kullanılan saç levhalar için üreticinin tanımladığı kalınlık değişimi toleranslarının çok dar olmasından dolayı yeterli tutarlılıkta bulunmuş ve kalınlık değişimleri sayısal model oluşturulurken göz önüne alınmamıştır. Düzlemsel bozuklukların temsili gösterimi Şekil 7.5'te resmedilmiştir.



Şekil 7.5 İnce Cidarlı Bir Panel için Düzlemsel Bozukluğun Örnek Gösterimi

Geometrik yönden kusursuz panel geometrisine göre burkulmalarının daha düşük yük değerlerinde oluşmasının yanı sıra burkulmaların başlangıcına karşılık gelen yük değerlerinin bölgeden bölgeye farklılık gösterdiği belirlenmiştir. Farklı yük seviyelerinde bölgesel burkulma başlangıçlarının gözlemlenmesinin sebebi pekiştirilmiş test paneli yüzeyindeki düzlemsel bozuklukların dağılımlarının homojen ve eşit derecede olmamasıdır. Pekiştiriciler arasında kalan bölümlerde burkulmaların başlangıcına karşılık gelen yük değerinin bölgeden bölgeye fark göstermesi deneysel çalışmada kullanılan numune özelinde anlık ve keskin bir yük düşüşü gözlenmemesinin nedeni açıklamaktadır. Test numunesi, panel yüzeyinde ilk bölgesel burkulmanın oluşması sonrasında artan yük ile birlikte burkulmaların oluşmaya devam ettiği bir burkulma rejimi içerisine girmiştir. Başlangıcı yük – kısalma eğrisi üzerinde doğrusal olmayan davranışın görülmeye başladığı ilk noktaya karşılık gelen bu süreç eğrinin tekrar doğrusal olarak davranmaya başladığı noktada son bulmuştur. Bu nokta yaklaşık olarak ideal geometrinin ilk burkulma yüküne karşılık gelmektedir. Bu aralık içerisinde test panelinin rijitliğinin anlık değil bölgesel burkulmaların oluşumu ile birlikte yavaş yavaş azaldığı gözlenmiştir. Bu durum deneysel veriler ve sayısal sonuçları arasında görülen farklılığın temel sebebidir. Sayısal analiz ve deneysel çalışma sonuçları arasında gerçekleştirilen karşılaştırmada gözlemlenen bu davranış farklılığının giderilebilmesi için geometrik kusurların sayısal analiz modeline dâhil edilmesinin gerekli olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

Geometrik kusurlar sonlu elemanlar modeline iki farklı yöntem ile dâhil edilebilir. Bu yöntemlerden ilki pekiştirilmiş test paneli yüzeyinde farklı noktalardan ölçümler alınarak gerçek panel yüzeyin matematiksel olarak tanımlanması ve tanımlanan

bu matematiksel yüzey ile ideal panel yüzeyi arasındaki farklılıklar değerlendirilerek panele ait düzlemsel bozuklukların haritalandırılması temeline dayanmaktadır. Bölgesel olarak düzlemsel bozuklukları temsil eden haritalandırılmış dağılım, ideal panel geometrisi ile ABAQUS ortamında oluşturulan sonlu eleman modelinde panele ait düğüm noktalarının koordinatlarının değiştirilmesi ile tanımlanabilir.

Diğer yandan, gerçek dağılımı bilinmeyen geometrik kusurların pekiştirilmiş test panelinin burkulma davranışı üzerindeki etkisinin analizlerde simule edilebilmesi için Doğrusal Özdeğer Analizinin ('Linear Eigen Value Analysis') kullanılması ikinci bir yöntem olarak ele alınabilir. Bu yöntem ile edinilen ilk burkulma modlarının doğrusal kombinasyonu ile idealliği bozulan bir panel geometrisinin sayısal analizlerde kullanılması panel yüzeyinden ölçüm alınmadığı durumlarda birinci yöntem alternatif ikinci bir yöntem olarak kullanılabilir. Bu yöntem için en önemli iki parametreden biri suni düzlemsel bozuklukların oluşturulabilmesi için hangi burkulma modlarının kullanılacağına karar verilmesi iken diğer parametre ise seçilen burkulma modların katkı oranlarının belirlenmesidir. Geometrik kusurlara karşı hassas olan pekiştirilmiş paneller gibi yapılarda en düşük burkulma yüküne sahip burkulma modu yapı davranışından en etkin rol oynayan mod olarak kabul edilir. Suni düzlemsel bozuklukların panel boyunca dağılımları meydana getiren burkulma modlarının doğrusal kombinasyonu matematiksel olarak aşağıda verilen denklem ile ifade edilebilir.

$$\Delta x_i = \sum_{i=1}^M w_i \Phi_i \quad (7.1)$$

Δx_i : düzlemsellikten sapma miktarı

Φ_i : i. burkulma modu

w_i : i. burkulma modu ile ilişkili ölçek faktörü

7.2.1 Doğrusal Özdeğer Analizi

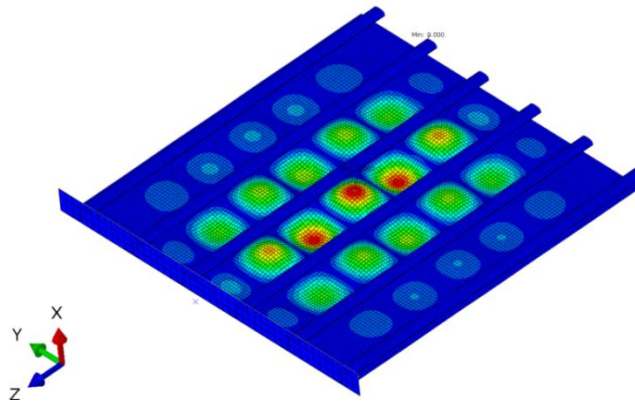
Doğrusal Özdeğer Analizinin ('Linear Eigen Value Analysis') amacı, ilk aşması ideal geometriye sahip numune geometrisi ile tamamlanan sayısal analiz modeline suni geometrik kusurların dâhil edilmesi için yapının basma yükü altındaki burkulma modlarının tanımlanmasıdır.

Pekiştirilmiş test panelinin basma yükü altındaki burkulma modlarının elde edilebilmesi için doğrusal bir pertürbasyon prosedürü olan ve ABAQUS içerisinde tanımlı olarak bulunan '*Buckle*' adımı kullanılmıştır. ABAQUS, doğrusal burkulma analizleri için '*Buckle*' adımının içerisinde '*Lanczos*' ve '*Subspace*' olarak iki farklı çözücü sunmaktadır. ABAQUS kullanıcı kitapçığında [35], '*Lanczos*' çözücüsünün daha kısa sürede sonuç verebildiği, ancak sonlu eleman modelinin yapısına bağlı olarak yakınsama problemi yaşanabileceği ve '*Subspace*' çözücüsü ile alınan sonuçlara nazaran '*Lanczos*' ile alınan sonuçların güvenilirliğinin daha düşük olabileceği belirtilmiştir. Bu sebeple, herhangi bir yakınsama problemi ile karşılaşmamak ve daha kesin sonuçlar elde edebilmek adına çözücü olarak '*Subspace*' seçilmiştir.

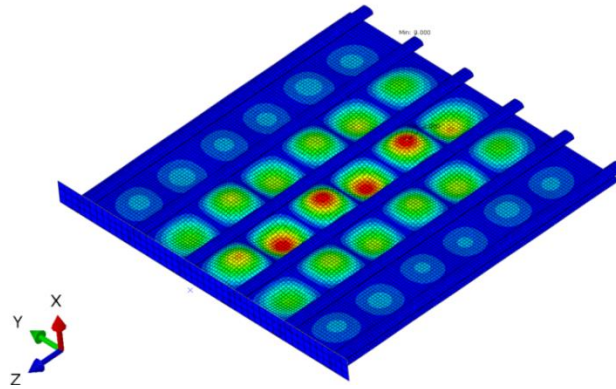
Analiz sonucunda ulaşılmak istenilen özdeğer sayısı (*number of eigenvalues*) ve maksimum iterasyon sayısı '*Subspace*' çözücüye başlangıç girdileri olarak tanımlanırken, analiz için gerekli diğer bir girdi olan iterasyon başına kullanılması gereken vektör sayısı için ise başlangıç girdilerine bağlı olarak program tarafından önerilen değer değiştirilmeden kullanılmıştır. Çözüm esnasında herhangi bir yakınsama sorunu ile karşılaşmamak için maksimum iterasyon sayısı 1000 olarak girilmiştir.

Doğrusal Özdeğer Analizi sonucunda elde edilen burkulma modları ABAQUS tarafından en küçük burkulma yüküne karşılık gelen burkulma modundan başlayarak en yüksek burkulma yüküne karşılık gelen burkulma moduna en sona gelecek şekilde sıralanmaktadır. Temel olarak, en düşük yük değerine karşılık gelen burkulma modu yapının basma yükü altında bölgesel burkulmaların başlangıcından itibaren bürüneceği mod olarak kabul edilebilir. Gerek uçuş esnasında gerekse testler esnasından bir pekiştirilmiş panel yapının maruz kaldığı yükler kademeli olarak artış göstereceğinden dolayı yapının en düşük burkulma

yüküne karşılık gelen burkulma modunu pas geçerek daha yüksek burkulma yüklerine karşılık gelen burkulma modlarına bürünmesi fiziksel olarak mümkün olmayacaktır. Ancak, ilk burkulma moduna karşılık gelen burkulma yük değeri kendinden sonraki burkulma modunun yük değerine çok yakın ise analizler esnasında ilk iki modun dikkate alınması gerekebilir. Böyle bir durumda test esnasında gözlemlenen burkulma moduna en yakın olan mod geometrik açıdan ideal olarak modellenen test paneline suni geometrik kusur tanımlanması için oransal olarak baskın mod olarak kullanılmalıdır. Aslında analizlerde panel geometrisi açısından başlangıç koşulu olarak tanımlanan suni geometrik kusurların yapının asıl davranışından uzak bir davranışı temsil eden bir mod olarak seçilmesi matematiksel olarak problemin çözümünde gerçek davranışını yansıtmayan sonuçlar doğurabilir. Doğrusal Özdeğer Analizi sonucunda elde edilen en düşük burkulma yüküne sahip ilk iki burkulma modu Şekil 7.6'da gösterilmiştir.



(a) Birinci burkulma modu

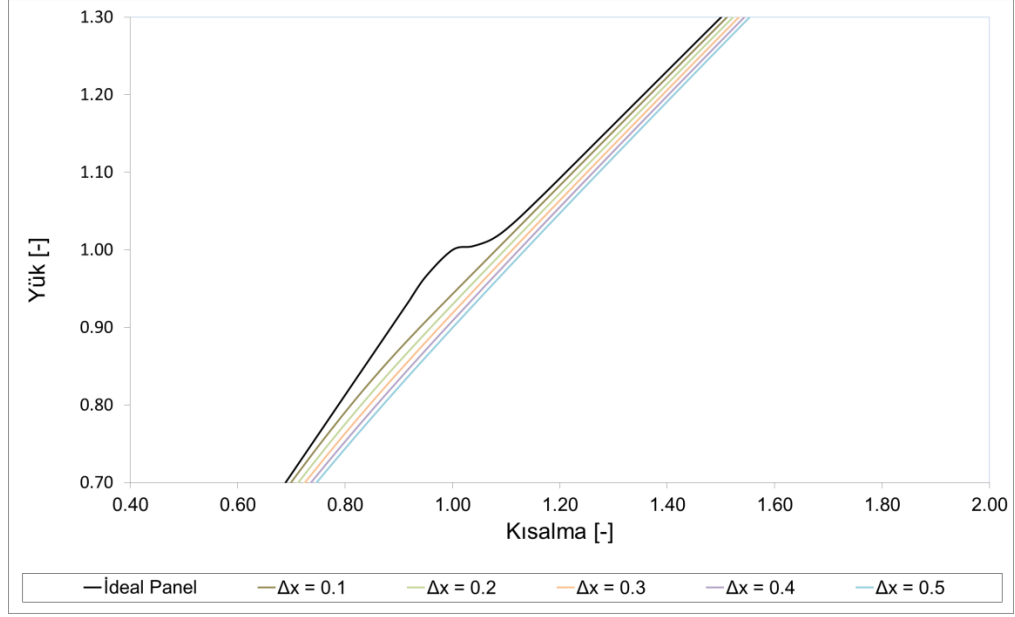


(a) İkinci burkulma modu

Şekil 7.6 Pekiştirilmiş test Panelinin İlk İki Burkulma Modu

Doğrusal Özdeğer Analizi sonucunda elde edilen ilk iki mod arasından sadece birinci burkulma modunun test esnasında gözlemlenen burkulma moduna benzer bir burkulma modu olduğu görülürken, ikinci burkulma modunda pekiştiriciler arasında kalan panel bölümlerinde 6'şer burkulma tepeciğinin olduğu gözlenmiştir. İkinci burkulma modu pekiştirilmiş test panelinin basma yükü altında göstermiş olduğu davranışın tersi bir davranışı yansıtmaktadır. Hem bu sonuca bağlı olarak hem de genel yapı davranışının fiziğini doğru olarak yansıtan modun en düşük burkulma yüküne sahip burkulma modu olduğu göz önünde bulundurularak, ideal panel modeline suni geometrik kusurların dâhil edilebilmesi için birkaç burkulma modunun kombinasyonun kullanılması yerine sadece birinci burkulma modu kullanılması yeterli olarak görülmüştür.

Geometrik kusurların göz önünde bulundurulmadığı sonlu elemanlar modeline suni geometrik kusurların dâhil edilebilmesi için Doğrusal Özdeğer Analiz burkulma modlarının belirlenmesinden sonraki adım analizlerin başlangıç geometrisini oluşturacak suni kusurlarının düzlemsellikten sapma oranlarının belirlenmesidir. Bu sapma oranının belirlenebilmesi için havacılık yapılarında kullanılan ince cidarlı panellerin üretim toleransları baz alınmıştır. Bu doğrultuda genel havacılık üretim toleranslarına göre panel yüzeylerinin düzlemsellikten sapma miktarının toplamda 1'mm'lik kalınlığında tanımlanan bir zarfın içinde kalmalıdır. Bu değer her iki yüzeyinde sapma miktarlarını kapsadığından panelin sadece bir tarafı için maksimum sapma değeri 0.5 mm olarak kabul edilmiştir ($\Delta x_{maksimum} = 0.5 \text{ mm}$). Ancak, bu değerler sınır değerleri temsil ettiği için bu değerlerin analizlerde kullanılması yapı dayanımının gerçekte olduğundan daha fazla düşmesine neden olacağından, bu durum bölgesel burkulmaların görülmeye başladığı yük değerinin doğru tahmin edilebilmesini büyük oranda engelleyecektir. Bu duruma paralel olarak hem bölgesel burkulmaların öncesinde hem de bölgesel burkulmaların oluşumu esnasındaki yapının davranışı açısından analiz sonuçlarını olumsuz yönde etkileyecektir. Bu sebeplerle sınır değer olarak kabul edilen 0.5mm yerine suni kusurlarının ortalama sapma miktarı olarak analizlerde panel kalınlığının yaklaşık olarak %20'sine karşılık gelen 0.2 mm'nin kullanılması birkaç analiz denemesi sonucunda uygun görülmüştür. Farklı düzlemsel bozukluk oranları için ilk burkulma bölgesine sayısal analiz sonuçları Şekil 7.7'de gösterilmiştir.



Şekil 7.7 Farklı Düzlemsel Bozukluk Oranları için Sayısal Analiz Sonuçları

Suni geometrik kusurların sonlu eleman modeline uygulanabilmesi için ABAQUS paket programının model bilgilerini sakladığı '.inp' uzantılı analiz girdi dosyasına seçilen burkulma modlarının hangileri olduğunu ve bu modların ölçek oranlarını içeren bir komut satırı eklenmesi gerekmektedir. Eklenen komut satırı yazım formatı "IMPERFECTION*" anahtar kelimesi ile Ek – 3'de görülebilir.

Genellikle, literatürde pekiştirilmiş panel yapıların gerek basma yükü, gerek burulma yükü gerekse bileşik yükleme koşulu altındaki davranışlarının ve dayanımlarının deneysel ve sayısal olarak incelenmesi konu alan çalışmaların neredeyse tamamında deneysel veriler ve analiz sonuçları arasındaki tutarsızlıkların en temel sebebi üretim sürecinden kaynaklanan geometrik kusurlar olarak görülmektedir. Literatürde benzer çalışmaların incelenmesi ile ulaşılan bu sonuca paralel bir çıkarıma pekiştirilmiş bir alüminyum test panelinin basma yükü altındaki davranışına odaklanan bu çalışmada da deneysel ve sayısal verilerin karşılaştırılması ile ulaşılmıştır.

Özetle, pekiştirilmiş test panelinin burkulma öncesi ve burkulma sonrası yapı davranışları açısından her ne kadar sayısal analiz sonuçları ve deneysel veriler birbiri ile büyük orandan tutarlı bir tutum sergilemiş olsa da bölgesel burkulmaların görülmeye başladığı noktada sayısal ve deneysel sonuçların birbirinden farklılaşmaya başladığı gözlemlenmiştir. Yük – kısalma ve gerinim - yük eğrilerinin

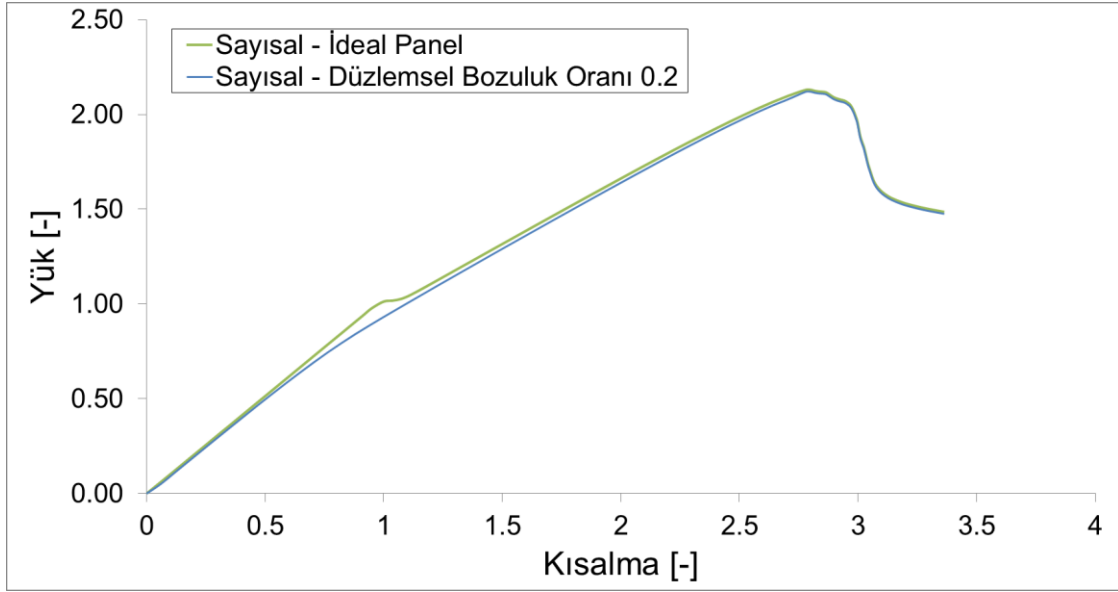
karşılaştırılması yardımıyla ulaşılan bu sonuç doğrultusunda yapı davranışının tam olarak simüle edilebilmesi için suni geometrik kusurların dâhil edildiği yeni bir sonlu eleman modeli bahsedilen yöntem ile oluşturulmuştur.

Fakat bu aşamada modele dâhil edilen suni geometrik kusurların yapının bölgesel davranışını tahmin edebilme açısından bazı farklılıklara sebep olabileceği dikkat edilmesi gereken bir nokta olarak göz önüne alınmalıdır. Çünkü yapının belirli bir bölgesindeki düzlemsel bozukluğunun gerçeğe yakın bir şekilde modellenebilmesi için daha detaylı yüzey taramalarının yapılması ve kusurların bir istatistiki dağılımının oluşturulması gerekmektedir [23]. Burada geometrik kusurların yapı davranışındaki etkilerinin incelenebilmesi için yapının sadece genel davranışını simüle edebilecek yöntem yeterli görülmektedir. Sayısal ve deneysel yolla elde edilen her iki yük – kısalma eğrisinin birbiri ile karşılaştırması bu inceleme için kâfidir. Yine de, sayısal ve deneysel sonuçların tutarlılığı bölgesel olarak merkez pekiştiriciler arasında kalan doğrusal gerinim ölçer çiftlerine ait sayısal ve deneysel eğriler karşılaştırılarak da değerlendirilmiştir.

Öncelikle, sonlu elemanlar modeline tanımlanan suni geometrik kusurların yapı davranışı ve dayanımı açısından sayısal analizlerdeki etkisinin anlaşılabilmesi amacıyla ideal panel kullanılarak elde edilen sonuçlar ve suni kusurların tanımlandığı model vasıtası ile elde edilen sonuçlar yük – kısalma eğrileri cinsinden karşılaştırılmıştır (Şekil 7.8). Üst üste çizdirilen yük- kısalma eğrilerinden yapının burkulma öncesi ve burkulma sonrası davranışlarının ve yapının yük taşıma kapasitesinin yaklaşık olarak aynı kaldığı ilk bakışta açıkça görülebilmektedir. Suni düzlemsel bozuklukların tanımlanması ile tekrarlanan sayısal analiz süreci sonunda ulaşılan sonuçlar ile sürecinin başlangıcındaki sonuçlar arasındaki en belirgin farkın bölgesel burkulmaların oluşumu esnasında olduğu görülmektedir. Pekiştirilmiş panele ait birinci burkulma modu temel alınarak düzlemsel bozuklukların sonlu eleman modeline tanımlanmasıyla ideal yapıda gözlemlenen anlık rijitlik düşüşünün aksine yapı rijitliğinin bölgesel burkulmaların oluşumu ve gelişimini kapsayan bir aralıkta düşüş gösterdiği görülmüştür.

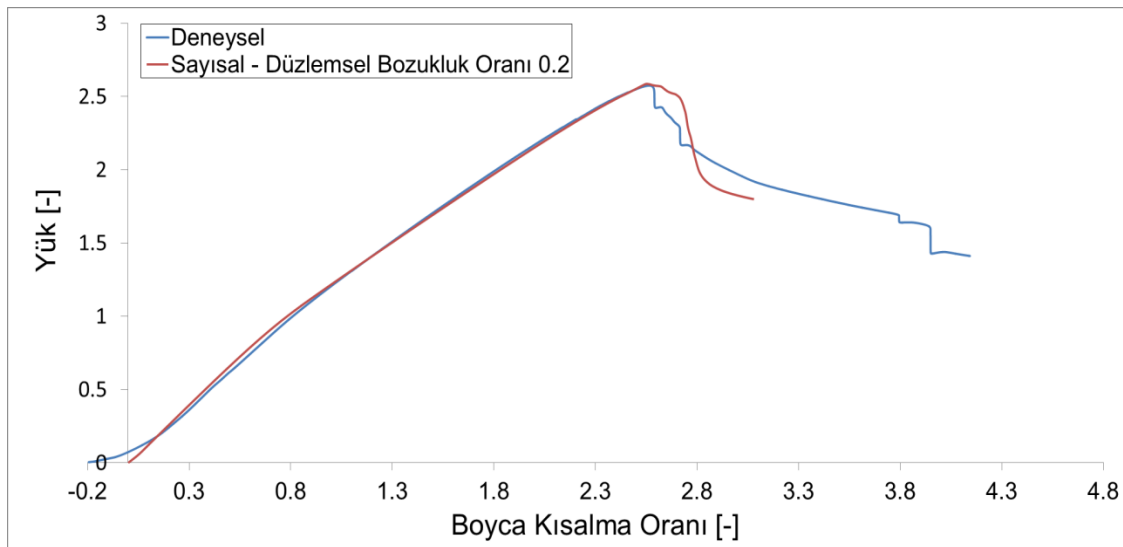
İdeal panel göre daha düşük yük değerlerinde bölgesel burkulmaların oluşmaya başlaması ve yapıda anlık bir rijitlik düşüşünün oluşmaması geometrik açıdan

kusurlu panelin kullanıldığı sonlu eleman modelinden alınan sonuçların gerçeği daha doğru bir şekilde yansıttığı anlamı taşımaktadır.



Şekil 7.8 Analizler Sonucunda Elde Edilen Yük - Kısılma Eğrilerinin Karşılaştırılması

Deneyssel çalışma sonucunda elde edilen yük – kısılma eğrisi ile suni geometrik kusurların dâhil edildiği doğrusal olmayan sonlu eleman modeli sonucunda elde edilen yük – kısılma eğrisi kolayca karşılaştırılabilmesi açısından Şekil 7.9'de üst üste çizdirilmiştir. Daha önce olduğu gibi eğrilerin karşılaştırılabilmesi adına cihazın LVDT sisteminden kaynaklı ölçüm hatalarının elimine edilebilmesi için her iki eğrinin yatay ekseni eğriye özgü olarak ilk burkulma yüküne yüke karşılık gelen kısılma miktarına göre normalize edilmiştir.

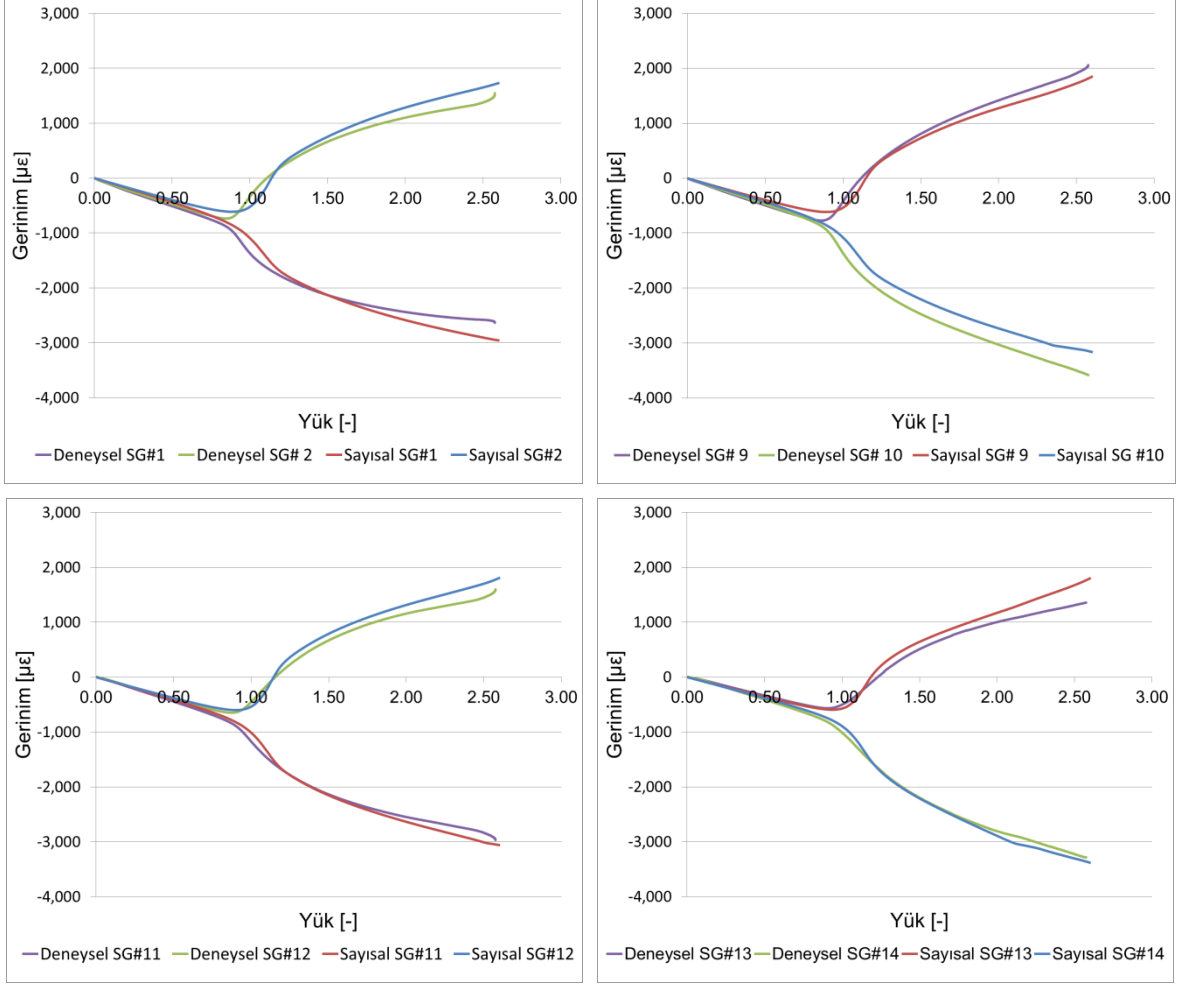


Şekil 7.9 Sayısal ve Deneysel Olarak Elde Edilen Yük - Kısılma Eğrilerinin Karşılaştırılması

Şekil 7.3'de ideal panel geometrisine sahip sonlu eleman modeli ve deneysel verilerin yük – kısalma eğrileri açısından karşılaştırılması sonucunda yapının burkulma öncesi ve burkulma sonrası davranışının sayısal analiz yardımı ile gerçeğe oldukça yakın bir şekilde simule edilebildiği sonucuna hâlihazırda ulaşılmıştı. Suni geometrik kusurların modele dâhil edilmesi ile birlikte gerek yapının burkulma öncesi davranışının gerekse bölgesel burkulmaların oluşumu esnasından sergilemiş olduğu davranışın benzetimi açısından gözle görülebilir bir gelişim olduğu Şekil 7.9'de görülebilmektedir.

Pekiştirilmiş panelin basma yükü altında dayanabileceği en yüksek yük değeri %0.80 gibi çok küçük bir hata payı ile sayısal olarak tahmin edilebilmiştir. Yapının yük taşıma kapasitesinin yanı sıra suni düzlemsel bozuklukların modele eklenmesi ile yapının ilk burkulma yükleri de deneysel sonuçla oldukça tutarlı bir şekilde tahmin edilebilmiştir. Geometrik kusurların sonlu eleman modeline dâhil edilmesiyle birlikte testte görülen başlangıç burkulma yükü de %2.37 gibi çok düşük bir hata payı ile hesaplanabilmiştir.

Suni düzlemsel bozuklukların tanımlanması ile sayısal modelin yapının burkulma davranışını aslına uygun bir biçimde yansıtılabilme yeteneğinin değerlendirilmesi için sayısal analiz sonuçlarının ve deneysel verilerin yük – kısalma eğrisi cinsinden karşılaştırılması yeterli görülmektedir. Bu karşılaştırma sonucunda geliştirilen sayısal modelin pekiştirilmiş alüminyum test panelinin genel burkulma davranışının çok düşük hata payları ile tahmin edilebildiği görülmüştür. Yine de sayısal analiz modelinin yapının basma yükü altındaki davranışını simule etme yeteneğinin daha kapsamlı olarak incelenmesi amacıyla deneysel veriler ve sayısal sonuçlar gerinim – yük eğrilerinin karşılaştırılması ile de değerlendirilmiştir. Aslında, ideal panel geometrisi ile oluşturan sonlu eleman modeline ait olan eğriler ve gerinim ölçer çiftleri yardımıyla oluşturulan gerinim – yük eğrilerinin karşılaştırılması ile sonuçların doğruluğu büyük ölçüde kanıtlanmıştır. Buna rağmen, modele tanımlanan geometrik bozukluklarının sayısal analiz sonuçlarındaki etkisi bölgesel olarak da incelenmiştir.



Şekil 7.10 Sayısal ve Deneysel Eksenel Gerinimlerin Karşılaştırılması

Daha önce benzer bir karşılaştırma için tercih edilen doğrusal gerinim ölçer çiftlerine ait deneysel ve sayısal yük- gerinim eğrileri üst üste çizdirilmiştir (Şekil 7.10). İlk bakışta geometrik açıdan ideal olan panelin kullanıldığı sonlu eleman modeli sonuçlarına göre yapının burkulma davranışının simule edilebilme yeteneğinde bir gelişme olduğu gerinim – yük eğrilerinde de görülmektedir. İdeal düzlemselliğe sahip panele göre yapının bölgesel burkulma davranışı açısından sergilemiş olduğu en belirgin farklılık, gerinimlerin ayrılmaya başladığı bölgelerde görülmektedir. İdeal panele ait gerinim – yük eğrilerine bakıldığında (Şekil 7.4) gerinimlerin tek bir yük değerinde anlık olarak ayrıldığı görülürken düzlemsel bozuklukların tanımlanmasıyla gerinimlerin düşük yük seviyelerinde ayrılma başladığı ve bölgesel burkulmaların oluşuma karşılık gelen yüke ulaşılması ile birlikte tam bir ayrımın olduğu görülmektedir. Sırt sırta olacak şekilde konumlandırılan doğrusal gerinim ölçerler vasıtasıyla elde edilen gerinim – yük eğrilerinde gerinim değerlerinin iki farklı yöne ayrıldığı nokta bilindiği gibi bölgesel

burkulmaların başlangıcının göstergesidir. Gerinim – yük eğrileri açısından sayısal model sonuçlarının ve deneysel verilerin karşılaştırılması doğrultusunda pekiştirilmiş panelin birinci burkulma modu temel alınarak modele eklenen düzlemsel bozuklukların gerinimlerin ayrılmaya başladığı noktada yapı davranışının test panelinde gözlemlenen davranışa yakın bir davranış sergilemesinde önemli bir role sahip olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

Suni düzlemsel bozuklukların sonlu eleman modeline dâhil edilmesi ile yapının yük altındaki bölgesel burkulma davranışının sayısal olarak asıl duruma yakın bir şekilde modellenebilmesi açısından önemli bir gelişim sağlanmıştır. Bu gelişim ile birlikte bölgesel burkulmaların başlangıcına karşılık gelen en düşük burkulma yükü (1-2) numaralı gerinim ölçer çiftinin bulunduğu bölgede bulunurken, en yüksek burkulma yükü (13-14) numaralı gerinim ölçerlerin bulunduğu konumda gözlemlenmiştir. Sayısal analizler sonucunda elde edilen gerinim - yük eğrilerinde gerinim değerlerinin iki zıt yöne ayrılmaya başladığı bölge referans alınarak belirlenen bu değerler yük – kısalma ile belirlenen ilk burkulma yükü ile de oldukça yakındır.

Pekiştirilmiş test panelinin üretiminden kaynaklı bozuk yüzey düzlemsellikleri gibi kaçınılmaz geometrik kusurlar nedeniyle panel üzerindeki bölgesel burkulmalar eş zamanlı olarak oluşmadığı test sonucunda elde edilen gerinim – yük eğrilerinin ve dijital görüntüleme analizi sonuçlarının incelenmesi ile gözlemlenmişti. Bu doğrultuda, sayısal ve deneysel sonuçlar arasındaki en büyük farkın (5-6) numaralı gerinim ölçer çiftinin bulunduğu bölgede %13.42 olarak gözlemlenirken en düşük fark ise (13-14) numaralarına sahip doğrusal gerinim ölçer çiftinin olduğu bölgede %7.4 olarak gözlemlenmiştir. Bu karşılaştırma sonucunda, sayısal olarak belirlenen ilk burkulma yükünden daha düşük yük seviyelerinde pekiştirilmiş alüminyum test panelinde bölgesel burkulmaların oluşmaya başladığı görülmüştür. Deneysel sonuçlar ve sayısal tahminler arasında oluşan bu farkın iki farklı sebepten kaynaklanabileceği öngörülmüştür. Bunlardan ilki önceki bölümlerde de açıklandığı üzere sonlu eleman modeline tanımlanan suni geometrik kusurların asıl dağılımına yakın olmaması olarak görülebilir. Diğer bir yandan ise pekiştirilmiş panelin teste hazırlanması esnasında doğrusal gerinim ölçerlerin yapılandırıldığı panel bölümlerinde gerinim ölçerlerin yük altında yüzeyden ayrılmamasını

garantilemek adına bir takım yüzey işlemleri yapılmıştır (zımparalama vb.) . Bu bölgelerin geometrik olarak düzlemselliklerinin değişmesine sebep olan yüzey işlemleri bu bölgelerindeki panel kalınlığının da düşmesine neden olmuştur. Burada deneysel ve sayısal sonuçlar arasında oluşan bu farkın asıl sorumlusu olarak geometrik kusurların dağılımının değişmesinden daha ziyade bölgesel olarak kalınlık düşüşleri değerlendirilmiştir. Çünkü ince cidarlı panel yapıların kalınlıkları yapının yük taşıma kapasitesinin belirlenmesinde etkin bir rol oynamaktadır. Bölgesel olarak yük taşıma kapasitesinin düşmüş olması yapının bu bölgelerini burkulmaya karşı daha hassas bir hale getirmiştir. Bu durum ile paralel olarak bu bölgelerde tahmin edilenden düşük yük değerlerinin altında burkulmaların görülmesi kaçınılmaz hale gelmiştir. Ancak, yüzey işlemlerinin sonuç üzerinde önemli bir belirsizlik durumu oluşturmasına rağmen bölgesel burkulmaların oluşumundan önceki ve sonraki evrelerde sonlu eleman modelinden alınan gerinim sonuçların deneysel sonuçlar ile büyük bir oranda paralellik gösterdiği görülmektedir (Şekil 7.10). Böylelikle, suni geometrik kusurların dâhil edildiği doğrusal olmayan sonlu eleman modelinin pekiştirilmiş alüminyum panelin basma yükü altındaki bölgesel davranışının simule edebilme kabiliyetine sahip olduğu ve yüzey işlemlerine bağlı kalınlık düşüşlerinin oluşturduğu belirsizlik durumuna rağmen bölgesel burkulma yüklerinin kabul edilebilir bir hata payı ile tahmin edilebilmiştir.

8 ALÜMİNYUM PEKİŞTİRİLMİŞ PANELLERİN YAPISAL PERFORMANSI

Çalışmanın başlangıcında da söz edildiği üzere hava aracı işletme maliyetlerinin düşürülmesi hava aracı üreticileri açısından her zaman itici bir güç olmuştur. Yakıt tüketiminin düşürülmesi, periyodik bakım aralığının azaltılması ve servis ömrünün uzatılması ile hava araçlarının operasyonel ve bakım maliyetleri önemli ölçüde azaltılabilir. Önemli ağırlık kazançlarının sağlanabilmesi hava araçlarının bir yandan faydalı yük taşıma kapasitesini artırılmasına yardımcı olurken diğer yandan da yakıt tüketimi azaltılarak maliyetlerin düşürülmesine ve hava platformlarının menzilin artırılmasına büyük katkı sağlamaktadır. Gövde üretiminde kullanılan malzemelerin hava aracının ağırlığının belirlenmesinde etkin rol oynaması ile bağlantılı olarak operasyonel giderlerin azaltılabilmesi, bakım aralıkları ayarlanması ve onarım maliyetleri düşürülebilmesi için tasarım parametrelerinin seçimi ve malzeme seçimi hatırı sayılır bir öneme sahiptir.





Yapısal manada daha efektif tasarımlar oluşturmak amacıyla tasarımda birçok parametre (pekiştirici tipi, malzeme vb.) değişikliği yapılabilir. Ancak geleneksel '*Burkulma Dayanımı Tasarım (Buckle Resistant Design)*' kavramı ve '*Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)*' kavramı arasındaki farkı belirleyen tasarım parametreleri panel kalınlığı ve pekiştiriciler arasındaki mesafedir. '*Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)*' kavramının tasarımda temel alınmasıyla yapısal verimlikte oluşan iyileştirmelerin daha net bir şekilde ortaya koyulabilmesi ve güncel tasarım uygulamalarında yapısal verimliliğin artırılması açısından daha kolay uygulanabilir bir çözüme ulaşılabilmesi için bu sadece iki tasarım parametresi üzerine odaklanılmıştır. Farklı aralıklarla yerleştirilmiş pekiştiriciler ve farklı panel kalınlıklarının dayanım – ağırlık oranı bakımından değerlendirilebilmesi için 'Yapısal Etkinlik Katsayısı' kullanılmıştır. Deneysel veriler ile doğrulanmış sonlu eleman modeli kullanılarak oluşturulan farklı tasarım konfigürasyonlarının yapısal dayanımları belirlenmiştir. Farklı tasarımların yapısal verimlilikleri sayısal verilere dayanarak hesaplanmıştır. Deneysel çalışma ile elde edilen ilk burkulma yükünün 1.5 katı hedef yük ($P/P_{cr} = 1.5$) değeri olarak belirlenmiş ve yapısal etkinlik katsayıları hesaplanırken bu değer kullanılmıştır.

Yapısal etkinlik katsayısının hesaplanmasında kullanılan denklem aşağıdaki gibidir [38; 39].

$$\frac{W}{AL} = S \sqrt{\frac{\bar{N}}{L}} \quad (8.1)$$

Bu denklemde ‘S’ yapısal etkinlik katsayısı, ‘A’ panelin yüzey alanı, ‘L’ panel uzunluğu, ‘W’ panel ağırlığı ve \bar{N} uygulanan yükün panel genişliğine oranıdır.

Tablo 8.1 Alüminyum Panellere Ait Yapısal Etkinlik Değerleri

Panel	İlk Burkulma Yüğü [-]	Çökme Yüğü [-]	Panel Ağırlığı [g]	Yapısal Etkinlik Katsayısı [$\sqrt{\text{kN}/\text{m}^2}$]	S/S ₁	Burkulma Yüğü'nün Çökme Yüğüne Oranı [%]
 1	4.06	4.32	1974	7.71 x10 ⁻³	1.0	94.00
 2	1	2.57	1227	4.96 x10 ⁻³	0.643	47.17
 3	0.74	1.86	1080	4.16x10 ⁻³	0.539	39.78
 4	0.54	1.58	977	3.48x10 ⁻³	0.451	31.65

¹ “Burkulma Dayanımı Tasarım (Buckle – Resistant Design)”

Panel kalınlığı 2.032 mm, pekiştirici sayısı 6 ve pekiştiriciler arası mesafe 80mm

² ‘Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)’

Panel kalınlığı 1.016mm, pekiştirici sayısı 6 ve pekiştiriciler arası mesafe 80mm

³ ‘Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)’

Panel kalınlığı 0.816 mm, pekiştirici sayısı 6 ve pekiştiriciler arası mesafe 80mm

⁴ ‘Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)’

Panel kalınlığı 0.816 mm, pekiştirici sayısı 5 ve pekiştiriciler arası mesafe 100mm

Doğrulanmış sayısal model kullanılarak farklı konfigürasyondaki pekiştirilmiş (“Z” tipi pekiştiricili) alüminyum panel örnekleri için hesaplanan yapısal etkinlik katsayıları Tablo 8.1’de verilmiştir (tabloda gösterilen tüm yük değerleri üretilen test panelinin ilk burkulma yüküne göre normalize edilmiştir). Tablo 8.1’de belirtilen yapısal etkinlik katsayılarının mukayese edilebilmesi amacıyla ‘*Burkulma Dayanımı Tasarım*’ yaklaşımının benimsendiği 1 numaralı panelin yapısal etkinlik katsayısına göre yapısal etkinlik katsayıları normalize edilmiştir. Aynı tabloda yapısal etkinlik katsayısının ifade ettiği ağırlık kazancını anlayabilmek maksadıyla ilk burkulma yükünün çökme yükünün oransal olarak % kaçına karşılık geldiği Tablo 8.1’de verilmiştir. Söz konusu tablodan görüleceği üzere “*Burkulma Dayanım Kavramı*”na göre tasarlanmış 1 numaralı panele göre yaklaşık %50 oranında ağırlıkça daha etkin olan 4 numaralı panelin ilk burkulma yükü dikkate alındığında çökme yükünün ilk burkulma yüküne oranı olan %31.65 oranında olması “çökmeye karşı emniyetli / Fail Safe” kriteriyle güvenli yük aralığında olduğunu göstermektedir. 2, 3 ve 4 numaralı panellerin 1 numaralı panele göre mukayesesinin deneysel olarak yapılabilmesi zaman ve maliyet açısından tercih edilmeyeceği dikkate alındığında, geliştirilen sayısal modelin bu tür tasarım alternatifleri üretmede ne denli etkili olacağını açıkça ortaya koymaktadır.

‘*Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)*’ açısından vurgulanması gereken en temel nokta burkulmaların oluşmasından sonra yapının maruz kaldığı yükü taşımaya devam edebileceği geniş ve emniyetli bir çalışma alanı oluşturarak ağırlık kazancının sağlanabilmesidir, bak Tablo 8.1. Bölgesel burkulmaların oluşmasına izin verilmediği takdirde panel kalınlığının üretilen test numunesinde (2) kullanılan kalınlık değerinin minimum 2 katına çıkartılmasını gerekli kılmaktadır. Bu durum, test panel (2) ağırlığının 1227 g’dan 1974 g’a yükseltilerek panelin yapısal verimliliğinin %55 oranında düşmesi anlamına gelmektedir. Tablo 8.1’de (1) ile gösterilen pekiştirilmiş panel konfigürasyonu panel kalınlığının 2.032 mm’ye çıkartıldığı ve diğer tasarım parametrelerinin test paneli (2) ile benzer olduğu ‘*Burkulma Dayanımı Tasarım (Buckle Resistant Design)*’ kavramı ile tasarlanmış bir pekiştirilmiş panel yapısını temsil etmektedir. Doğrulanmış sayısal model ile bu konfigürasyona ait ilk burkulma yükünün çökme yüküne oranı %94 olarak belirlenmiştir. İlk burkulma yükünün, çökme yüküne çok yakın olması bu konfigürasyonun ‘Buckle-Resistant’ olduğunu kanıtlamaktadır.

Burkulma dayanım kavramına göre tasarlanmış olan panel konfigürasyonu (1) test paneline (2) göre yaklaşık 2 kat daha fazla yük taşıma kapasitesine sahip olsa da tasarımda bu denli yüksek güvenlik paylarının bırakılması yapısal anlamda verimli bir çözüm olarak değerlendirilmemektedir. “*Burkulma Sonrası Tasarım*” kavramı temeline dayanan pekiştirilmiş panel yapıların burkulma davranışları ve yük taşıma yetenekleri hakkındaki belirsizlikler tez kapsamındaki deneysel ve sayısal çalışmalar yardımıyla ortadan kaldırılmıştır. Alüminyum pekiştirilmiş panel yapılarında bölgesel burkulmalara izin verilse de yapının halen “çökmeye karşı emniyetli/Fail Safe” kriterinden uzaklaşmadan maruz kaldığı yükü emniyetli bir şekilde taşıyabildiğinin kanıtlanması ile tasarımdaki bu temkinli davranış yaklaşımının ortadan kaldırılabilmesi belirlenmiştir. Tasarımdaki fazla temkinli yaklaşımın sağlanan güvenlikle ortadan kaldırılmasıyla yaklaşık %36 oranında önemli bir ağırlık kazancı sağlanabilmektedir.

Bir hava aracının, operasyonel uçuş spektrumu içerisinde karşılaşması muhtemel en yüksek yük değeri tasarım açısından belirleyici bir parametredir. Benzer yük koşuluna dayanıklı, yapısal manada daha verimli hava aracı gövde iskeletlerinin inşa edilebilmesi için doğrulanmış sayısal model kullanılarak “*Burkulma Sonrası Tasarım*” yaklaşımının benimsendiği iki farklı konfigürasyondaki (“Z” tipi pekiştiricili) alüminyum (3,4) panelinin de yapısal performansı değerlendirilmiştir. Yapısal etkinlik katsayıları sırasıyla 4.16×10^{-3} ve 3.48×10^{-3} olarak hesaplanmıştır. İki numaralı panelin çökme yükünün, ilk burkulma yüküne oranın %47.17 gibi büyük bir katsayıya karşılık gelmesi ile panel kalınlığının bir miktar daha düşürülebileceğini ortaya koymaktadır. 3 numaralı panel ağırlığının yapısal ağırlığın önemli bir kısmını oluşturduğu ve pekiştirici sayılarının düşürülmediği göz önüne alındığında, yapının yük taşıma yeteneğinde önemli bir kayba sebep olmadan yapısal verimliliği daha yüksek bir konfigürasyona getirmek mümkün olabilmektedir. Bu doğrultuda panel kalınlığı 1.016 mm’den 0.816 mm’ye düşürülerek farklı bir panel konfigürasyonu (3) oluşturulmuştur. Bu konfigürasyon için doğrulanmış sayısal model kullanılarak gerçekleştirilen analiz sonucunda “çökmeye karşı emniyetli / Fail Safe” kriterinden ödün vermeden test paneline göre %14 civarında bir ağırlık kazancı sağlanmaktadır. Ancak söz konusu panele ait sayısal analiz sonuçlarına Tablo 8.1’den bakıldığında ilk burkulma yükünün düştüğü ve bu yükün çökme yüküne oranın %39.78 olarak hesaplandığı




görülmektedir. Bu düşüğe rağmen, ilk burkulma yükü ve çökme yükü arasında geniş ve emniyetli bir çalışma alanı sağlanabilmektedir.

Tasarımda farklılaştırılan diğer bir parametre ise önceki kısımda da bahsedildiği gibi pekiştiriciler arasındaki mesafedir. 4 numaralı panelde panel kalınlığı 0.816 mm'ye, pekiştiriciler arasındaki mesafenin 80 mm'den 100 mm'ye artırılmış olmasıyla pekiştirici sayısı 5'e düşürülmüştür. Aslında genel yaklaşım, panel kalınlığının düşürülmesiyle birlikte pekiştiriciler arası mesafelerin daraltılmasıdır. Ancak bu şekilde yapının yük taşıma yeteneğinde büyük düşümlere sebebiyet vermeden ağırlık kazançları sağlanabilir. Fakat üretilen test panelindeki (2) pekiştirici yoğunluğu geleneksel helikopter tasarımlarında olduğu şekliyle kullanıldığından, panel kalınlığı azaltılırken pekiştirici sayılarının da azaltılmasında bir sorun görülmemiştir.

Panel kalınlığı ve pekiştiriciler arasındaki mesafe değiştirilerek (4 numaralı panel) tasarım ağırlığı açısından test paneline(2) göre toplamda %20 oranında bir iyileşme sağlanmıştır. Oluşturulan son konfigürasyonla(4) yapı ağırlığında %20 iyileştirme sağlanmasına karşın, test paneline göre(2) toplam yük taşıma kapasitesinin %25 civarına düştüğü görülmüştür. Ancak bu konfigürasyonla bile başlangıçta hedeflenen yük taşıma kapasitesi ($P/P_{cr} = 1.5$) emniyetli bir şekilde korunmaktadır. 4 numaralı bu konfigürasyon tasarım güvenlik paylarının (hedeflenen yükün çökme yüküne yaklaşması) azaltılmasıyla, burkulma sonrası çökme yüküne daha yakın tasarımı zorlamaktadır. 4 numaralı panel için sayısal analiz sonucunda ilk burkulma yükünün çökme yüküne oranı %31.65'dir. İlk burkulma yükünün bu kadar düşmesi ve buna karşın hedeflenen taşıma yükünün olarak dikkate alınması yorulma yükleme genliğini ($P/P_{cr} = 1.5 - P/P_{cr} = 0.54$) artırdığından pekiştiriciler ve panel bağlantısını sağlayan perçin bölgelerinde, yorulma ömrünün düşme riskini de beraberinde getirebilir. Sayısal analiz sonuçlarına bağlı değerlendirmeler ile 4 numaralı panel için ilk burkulma yükü ve çökme yükü arasında geniş ve emniyetli bir çalışma alanı sağlanmış olsa da hedeflenen taşıma yükünün çökme yüküne yaklaşması sebebiyle söz konusu tasarımın güvenlik payının (margin of safety) sınır değere yaklaştığı da dikkatten kaçırılmamalıdır.

Diğer yandan, hava platformlarının gövde yapılarında kompozit malzeme kullanılmasının hava aracının ağırlığını azalmak için önemli bir potansiyel oluşturduğu son birkaç on yıl içerisinde gerçekleştirilen çalışmalar vasıtası ile ispatlanmıştır. Ancak, kompozit yapıların yüksek üretim maliyetleri, zorlu sertifikasyon süreçleri ve ileri teknoloji gerektiren muayene yöntemleri göz önünde bulundurulduğunda sivil havacılık alanında kullanılacak hava platformları açısından alüminyum yapılar karşısında avantajını zaman zaman kaybedebilmektedir.

Tablo 8.2 Kompozit Panellere Ait Yapısal Etkinlik Değerleri

Panel Konfigürasyonu	Malzeme	Panel Ağırlığı [g]	Yapısal Etkinlik Katsayısı [$\sqrt{\text{kN}/\text{m}^2}$]	S/S ₃
 4	2024 T3 Clad	977	3.48×10^{-3}	1.49
 *	Karbon Fiber Takviyeli Kompozit	-	2.38×10^{-3}	1.02 [39]
 **	Karbon Fiber Takviyeli Kompozit	822	2.33×10^{-3}	1.0 [14]

Bu çalışmada genel maksat amacıyla tasarlanan hava platformlarında alüminyum pekiştirilmiş panel yapıların kompozit yapılar karşındaki uygulanabilirliğinin değerlendirilebilmesi maksadıyla da ‘Yapısal Etkinlik’ kavramı kullanılmıştır. Bu doğrultuda, geliştirilen sayısal model ile üretilen 4 numaralı panelin yapısal etkinlik katsayısı literatürden elde edilen kompozit benzerine ait yapısal etkinlik katsayısı ile bilgi amacıyla karşılaştırılmıştır.

Tablo 8.2’de belirtilen yapısal etkinlik katsayılarının mukayese edilebilmesi amacıyla “I” tipindeki karbon fiber takviyeli kompozit panelin (**) yapısal etkinlik katsayısına göre (4) ve (*) ile gösterilen paneller normalize edilmiştir. Görüldüğü üzere, “Burkulma Sonrası Tasarım” yaklaşımı benimsenerek tasarlanmış ‘I’ ve ‘J’ kesitli kiriş elemanlar ile desteklenen kompozit pekiştirilmiş panellerin (*,**) yapısal etkinlikleri arasında %2 gibi ihmal edilebilir bir fark mevcuttur. Doğrulanmış sayısal

model kullanılarak ve “Burkulma Sonrası Tasarım” yaklaşımı benimsenerek pekiştirilmiş (“Z” tipi pekiştiricili) alüminyum panelinin (4) yapısal etkinlik katsayısı 3.48×10^{-3} olarak hesaplanırken aynı katsayının ‘J’- tipi kiriş elemanları ile pekiştirilmiş karbon fiber takviyeli kompozit malzemeden üretilen panel için 2.38×10^{-3} ve ‘I’ tipi pekiştiricilere sahip ancak kavisli kompozit panel için 2.33×10^{-3} olduğu Tablo 8.2’den görülmektedir. Bu durum alüminyumdaki üretilen pekiştirilmiş panelin kompozit eşdeğerine göre yapısal manada verimliliğinin çok daha düşük ve yaklaşık %26.27 oranında daha ağır olduğunu ortaya koymaktadır.

Pekiştirilmiş alüminyum panel, Tablo 8.2(4), konfigürasyonu ‘J’ tipi pekiştiriciler ile desteklenen kompozit yapının, Tablo 8.2(**), yük taşıma kapasitesi ile benzer kapasiteye sahip ve minimum ağırlıkta olacak şekildedir. Yapısal verimliliği artırılmış pekiştirilmiş alüminyum panelin kompozit eşdeğerlerinden(**) halen %15.86 oranında ağır olduğu ve kompozit panelin alüminyum panelden %33 oranında daha verimli olduğu saptanmıştır.

Fakat, kompozit panellerin yüksek üretim maliyetleri, zorlu sertifikasyon süreçleri ve ileri teknoloji gerektiren muayene yöntemleri göz önünde bulundurulduğunda alüminyum panellere göre hem üretim hem de sürdürülebilirlik açısından daha maliyetli ve daha zorlu bir süreci olduğu sonucuna ulaşılmaktadır. Düşük maliyetli ve oturmuş üretim – muayene yöntemlerinin yanı sıra yapısal verimlilik ve ağırlık karşılaştırmaları ile alüminyum panellerin kabul edilebilir bir yapısal verimlilikte olması bu malzemenin gövde üretimi için halen önemli bir alternatif olarak günümüzde de yerini koruduğu görülmektedir.

9 SONUÇLAR VE YORUMLAR

Bu tez çalışması ile birlikte kiriş destekli alüminyum panel yapılarının basma yükü altındaki davranışlarının tahmin edilebilmesi adına kapsamlı deneysel veriler ile doğrulanmış sonlu eleman modeli tabanlı bir analiz yöntemi üretilmiştir.

Üretilen sayısal model yöntemi kullanılarak tasarım ile ilgili değerlendirmenin yapılabilmesi maksadıyla yapı prototipinin ya da tüm yapının tam ölçekli olarak test edilmesine duyulan ihtiyaç azaltılarak daha hızlı tasarım değerlendirmelerin yapılabilmesine olanak sağlanmıştır. Böylece yapısal etkinliği yüksek daha verimli yapıların daha kısa zamanda ve düşük maliyetle elde edilebilmesi için önemli bir araç elde edilmiş olmaktadır.

Sayısal sonuçlar ve deneysel veriler arasındaki karşılaştırma panelin düzlem dışı deformasyonları yönünden nitel olarak gerçekleştirilmiştir. Dijital görüntüleme yardımıyla görselleştirilen düzlem dışı deformasyon haritası aynı bölge için sayısal analiz sonucunda elde edilen deformasyonlar ile hem rakamsal hem de görsel olarak karşılaştırılmıştır. Sonuçta sayısal analiz sonuçları ile deneysel verilerin tutarlı olduğu görülmüştür.

Sayısal olarak hesaplanan ilk burkulma yükü ve deneysel sonuç arasında yaklaşık %17.4'lük bir hata oranı tespit edilmiştir. Analizlerin ilk aşamasında test numunesinin bileşenleri ideal düzlemselliğe sahip olduğu kabulü ile modellenmiştir. Daha sonra suni olarak geometrik bozuklukların tanımlandığı bir yüzey sayısal sonuçların deneysel verilere yaklaşması adına önemli bir rol oynamıştır. İlk burkulma yükleri açısından deneysel ve sayısal sonuçlar arasındaki fark oranı %2.37 civarlarına gerilemiştir.

Çalışmanın bu aşamasında hava araçlarında geleneksel olarak kullanılan pekiştirici konfigürasyonu ve panel kalınlıkları dikkate alınarak imal edilmiş olan test panelinin basma testleri sonucunda pekiştirilmiş test numunesinin ilk burkulma yükünün 2.57 katı kadar bir yük taşıma kapasitesine sahip olduğu belirlenmiştir.

Gerçekleştirilen basma testi esnasında burkulma modlarını görselleştirebilmek amacıyla kullanılan GOM ARAMIS 3 - Boyutlu Dijital Görüntü Korelasyon Sistemi '*Burkulma Sonrası Tasarım*' yaklaşımı benimsenen pekiştirilmiş alüminyum panelin görüntülenmesi için son derece uygun bir yöntem olduğu tespit edilmiştir.

Bu tez çalışması ile alüminyum hava aracı gövde iskeletlerinin tasarımında geleneksel '*Burkulma Dayanımı Tasarım (Buckle Resistant Design)*' yaklaşımının benimsenmesi yerine '*Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)*' kavramının benimsenmesiyle "çökmeye karşı emniyetli/Fail Safe" kriterinden uzaklaşmadan ve yapısal bütünlük korunarak ağırlık açısından önemli kazançları sağlanabileceği gösterilmiştir. Geliştirilen sayısal model yardımı ile faydalı yükün artırılabilmesi adına yapısal etkinliği yüksek alüminyum panel alternatifleri üretilebilmiştir.

'*Burkulma Dayanımı Tasarım (Buckle Resistant Design)*' kavramı ve '*Burkulma Sonrası Tasarım (Post-Buckling Design)*' kavramı arasındaki farkı belirleyen temel tasarım parametreleri olan panel kalınlığı ve pekiştiriciler arasındaki mesafeler farklılaştırılarak üretilen alüminyum panel alternatifleri ile burkulma dayanım kavramına göre tasarlanmış olan panele göre toplamda %55 oranında ağırlık kazancı sağlanabilmiştir. Sayısal olarak model üzerinden çalışılan 4 numaralı panel için kalınlık ve pekiştiriciler arasındaki mesafe değiştirilerek ilk burkulma yükünün çökme yüküne oranı %31.65 olarak hesaplanmıştır ve burkulma dayanım kavramına göre yük taşıma kapasitesinin de %63 civarına düştüğü görülmüştür. Ancak bu konfigürasyonla bile başlangıçta hedeflenen yük taşıma kapasitesi ($P/P_{cr} = 1.5$) emniyetli bir şekilde korunması sağlanabilmiştir. Fakat, ilk burkulma yükü ve çökme yükü arasında geniş ve emniyetli bir çalışma alanı sağlanmış olsa dahi hedeflenen taşıma yükünün ($P/P_{cr} = 1.5$) çökme yüküne ($P/P_{cr} = 1.58$) yaklaşması sebebiyle söz konusu tasarımın güvenlik payının (margin of safety) sınır değere yaklaştığı da tasarımda göz önünde bulundurulmalıdır.

Son olarak, geliştirilen sayısal model marifetiyle farklı tasarım konfigürasyonları için hesaplanan çökme yükleri (maksimum taşıma yükü) kullanılarak yük taşıma kapasiteleri benzer kompozit pekiştirilmiş panel yapıların yapısal etkinlik katsayıları hesaplanarak karşılaştırılmıştır. Yapısal verimliliği artırılmış pekiştirmiş

alüminyum panelin kompozit eşdeğerlerinden(**) %15.86 oranında daha ağır olduğu ancak, kompozit panele oranla alüminyum panelin yapısal etkinliğinin %33 oranında daha kötü olduğu görülmektedir.

Bu çalışmanın nihai sonucu olarak hava araçlarında ekonomik nedenler ile halen pekiştirilmiş alüminyum panel yapıların kullanılmaya devam edeceği göz önünde bulundurulduğunda 'Burkulmaya İzin Vermeyen' tasarım yerine faydalı yükü artıracak, sistemi hafifletecek ancak emniyetli bir uçuşa izin verecek 'Burkulma Sonrası Tasarım' kavramının basma yükleri söz konusu olduğunda güvenilir bir şekilde tasarımda kullanılabileceği değerlendirilmektedir.

KAYNAKLAR LİSTESİ

- [1] S. v. R. F.Elaldi, "Design, Fabrication and Compression Testing of Stiffened Composite Panels for Aircraft Structures," National Research Council Canada, Institute for Aerospace Research, 1992.
- [2] E. S. a. J.T.Staley, APPLICATION OF MODERN ALUMINUM ALLOYS TO AIRCRAFTS, Prog.Aerospace Sci., no. 32, pp. 132-172, 1996.
- [3] C. S. Tolga Dursun, Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys, Materials and Design, no. 56, pp. 862-871, 2014.
- [4] T. Megson, Aircraft Structures for Engineering Students, Fourth Edition, Elsevier Aerospace Engineering Series.
- [5] P. Y. P. G. B. B. Craig Collier, Local Post Buckling: An Efficient Analysis Approach for Industry Use, 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, California, 2009.
- [6] M. L. P. L. A. Aalberg, Stiffened aluminium panels subjected to axial compression, Thin-Walled Structures, no. 39, pp. 861-885, 2001.
- [7] L. Ç. Faruk Elaldi, Buckling and Post - Buckling Behavior of Compression Loaded Composite Panles with Hat Stiffeners, Journal of Reinforced Plastics and Composites, cilt 28, no. 20, pp. 2501-2059, 2009.
- [8] F. ELALDI, Bukling, Post-Buckling and Failure Analysis of Hat Stiffened Composite Panel, Proceedings of 8th International Fracture Conference, Istanbul, 2007.
- [9] B. B. S.Fan, Buckling, Post-Buckling and Failure Behavior of Composite-Stiffened Panels under Axial Compression, American Institute of Aeronautics and Astronautics, no. 92, pp. 264-273, 1992.
- [10] B. A. E. R.B. Deo, Design Methodology and Life Analysis of Post-Buckled Metal and Composite Panels, AIR FORCE WRIGHT AERONAUTICAL LABORATORIES, Ohio, 1985.
- [11] A. B. R. Mohammad Reza Khedmati, Post-buckling behaviour and strength of multi-stiffenedaluminium panels under combined axial compression andlateral pressure, Marine Structures, no. 23, pp. 39-66, 2010.

- [12] J. Y. Z. C. M. T. Y. W. Shuhua Zhu, Effect of the stiffener stiffness on the buckling and post-buckling behavior of stiffened composite panels – Experimental investigation, *Composite Structures*, no. 120, pp. 334-345, 2015.
- [13] F. Elaldi, Structural Efficiency and Post-buckling Strength of J- and Hat-stiffened Composite Panels, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, cilt 29, no. 10, pp. 1590-1594, 2010.
- [14] H. K. A. K. R. Zimmermann, Buckling and postbuckling of stringer stiffened fibre composite curved panels – Tests and computations, *Composite Structures*, no. 73, pp. 150-161, 2006.
- [15] B. Agarwal, Postbuckling Behavior of Composite-stiffened-curved Panels Loaded in Compression, *SESA International Congress on Experimental*, Boston, 1982.
- [16] P. C. Chiara Bisagni, Post-buckling and collapse experiments of stiffened composite cylindrical shells subjected to axial loading and torque, *Composite Structures*, no. 73, pp. 138-149, 2006.
- [17] D. Wilckens, Buckling and Post Buckling of Stiffened CFRP Panels under Compression and Shear – Test and Numerical Analysis, 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Boston, Massachusetts, 2013.
- [18] Y. M. H. W. D. Dongyun Ge, Experimental and numerical investigation of stiffened composite curved panel under shear and in-plane bending, *Composite Structures*, no. 137, pp. 185-195, 2016.
- [19] M. F. G. R. Z. H.-R. Meyer-Piening, Buckling Loads of CFRP Composite Cylinders under Combined Axial and Torsion Loading- Experiments and Computation, *Composite Structures*, no. 53, pp. 427-435, 2001.
- [20] Z. L. W. T. Y. Ruixiang Bai, Numerical and experimental study of dynamic buckling behavior of a J-stiffened composite panel under in-plane shear, *Composite Structures*, no. 166, pp. 96-103, 2017.
- [21] M. C. L. A. G. A. Murphy, The Computational Post-Buckling Analysis of Fuselage Stiffened Panels Loaded in Shear, *Thin-Walled Structures*, no. 43, pp. 1455-1474, 2005.
- [22] T. W. Haim Abramovich, Repeated Buckling and Post-buckling Behavior of Laminated Stringer-Stiffened Composite Panels with and without Damage, *International Journal of Structural Stability and Dynamics*, cilt 10, no. 4, pp. 807-825, 2009.

- [23] Y. Wang, Virtual testing of post-buckling behaviour of metallic stiffened panel, CRANFIELD UNIVERSITY, School of Engineering, Msc Thesis, 2011.
- [24] D. F. A. L. Boni, Post-buckling Behaviour of Flat Stiffened Composite Panels : Experimental vs. Analysis, Composite Structures, no. 94, pp. 3421-3433, 2012.
- [25] M. R. K. Khosrow Ghavami, Numerical and Experimental Investigation on the Compression Behaviour of Stiffened Plates, Journal of Constructional Steel Research, no. 62, pp. 1087-1100, 2006.
- [26] L. Lanzi, A Numerical and Experimental Investigation on Composite Stiffened Panels into Post-buckling, Thin-Walled Structures, no. 42, pp. 1645-1664, 2004.
- [27] K. Mohammad Reza Khedmati, A Numerical Assessment of the Buckling/Ultimate Strength Characteristics of Stiffened Aluminium Plates with Fixed/Floating Transverse Frames, Thin-Walled Structures, no. 47, pp. 1373-1386, 2009.
- [28] A. P. Linde, Influence of Modelling and Solution Methods on the FE-Simulation of the Post-Buckling Behaviour of Stiffened Aircraft Fuselage Panels, Composite Structures, no. 73, pp. 229-236, 2006.
- [29] A. M. P. A. G. C. Lynch, The Computational Post Buckling Analysis of Fuselage Stiffened Panels Loaded in Compression, Thin-Walled Structures, no. 42, pp. 1445-1464, 2004.
- [30] E. P. & A. Riccio, Finite Element Analysis of the Stability (Buckling and Post-Buckling) of Composite Laminated Structures: Well Established Procedures and Challenges, Applied Composite Materials, no. 19, pp. 79-96, 2012.
- [31] A. Cankur, An Artificial Neural Network Based Analysis Method for Skin-Stringer Structures, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Msc Thesis, Turkey, 2017.
- [32] W. W. Ramberg, Description of stress-strain curves by three parameters., TN 902, NACA, National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, DC, United States, July 1943.
- [33] Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS - 08), April 2013.
- [34] D. Roylance, Stress-strain curves., Department of Materials Science and Engineering Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, August 2001.

- [35] D. Systèmes, Abaqus 6.13 Documentation, April 2013..
- [36] H. Huth, Influence of the fastener flexibility on the prediction of load transfer and fatigue life for multi-row joints., Fatigue in mechanically fastened composite and metallic joints., cilt ASTM STP927 , pp. 221-250, 1986.
- [37] M. C.-Y. Niu, Airframe Stress Analysis and Sizing - Second Edition, Los Angeles, California, U.S.A: Conmilit Press, 1999.
- [38] F. Elaldi, Pekiştirilmiş Kompozit Paneller için Farklı Birleştirme Yöntemlerinin Yapısal Performans Etkinliği, Gazi Üniversitesi Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi Dergisi, cilt 27, no. 1, pp. 41-48, 2012.
- [39] M. S. Jerry G. Williams, Buckling Behavior and Structural Efficiency of Open-Section Stiffened Composite Compression Panels, AIAA Journal , cilt 14, no. 11, pp. 1618-1626, 1976.
- [40] D. C. Sjoerd van der Veen, Stiffened Panels in Compression: Redirecting Loads Toward High-Strength Stiffeners, Structural Dynamics & Material Conference, California, 2004.
- [41] V. S. K. G. S.Nadeem Masood, Buckling & postbuckling of cocured composite stiffened panel under axial compression load- Computation & Testing, National Seminar on Aerospace Structures (NASAS-18), New Delhi, 2014.
- [42] C.B, W. Wagner, Prediction of the postbuckling response of composite airframe panels including ply failure, Engineering Fracture Mechanics, no. 77, pp. 3648-3657, 2010
- [43] R.M.F Paulo, F. Teixeira – Dias, R.A.F Valente, Numerical simulation of aluminium stiffened panels subjected to axial compression: Sensitivity analyses to initial geometrical imperfections and material properties, Thin-Walled Structures, no. 62, pp. 65-74, 2013
- [44] M. R. Khedmati, M. R. Zareei, P. Rigo, Empirical formulation for estimation of ultimate strength of continuous stiffened aluminium plates under combined in-plane compression and lateral pressure, Thin-Walled Structures, no. 48, pp. 274-289, 2010
- [45] R.F. Mousley, A shadow moire technique for the measurement of damage in composites, Composite Structures, cilt 4, no. 3, pp. 231-244, 1985

- [46] N. McCormick, J. Lord, Digital Image Correlation, *Materials Today*, Cilt 13, no. 12, pp. 52-54, 2010
- [47] Crisfield, M. A., "A Fast Incremental/Iteration Solution Procedure that Handles 'Snap-Through'," *Computers and Structures*, vol. 13, pp. 55–62, 1981.
- [48] Ramm, E., "Strategies for Tracing the Nonlinear Response Near Limit Points," *Nonlinear Finite Element Analysis in Structural Mechanics*, Edited by E. Wunderlich, E. Stein, and K. J. Bathe, Springer-Verlag, Berlin, 1981.
- [49] Powell, G., and J. Simons, "Improved Iterative Strategy for Nonlinear Structures," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, vol. 17, pp. 1455–1467, 1981.
- [50] E. Riks, An incremental approach to the solution of buckling and snapping problems, *Int. J. Solids Struct*, no. 15, pp. 524-551, 1979

EKLER LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Ek 1. Malzeme Özellikleri	106
Ek 2. ABAUQS Sonlu Eleman Analiz Kodu	107
EK 3. Sonlu Eleman Modeli Sonuçla EK 2. Malzeme Özellikleri.....	119

EK 1. Malzeme Özellikleri

MMPDS-08 1 April 2013								
Table 3.2.4.0(e). Design Mechanical and Physical Properties of Clad 2024 Aluminum Alloy Sheet and Plate								
Specification	AMS-QQ-A-250/5 ^a							
Form	Flat sheet							
Temper	T3							
Thickness, in.	0.008-0.009		0.010-0.062		0.063-0.128		0.129-0.249	
Basis	A	B	A	B	A	B	A	B
Mechanical Properties:								
F_{wt} , ksi:								
L	59	60	60	61	62	63	63	64
LT	58	59	59	60	61	62	62	63
F_{yt} , ksi:								
L	44	45	44	45	45	47	45	47
LT	39	40	39	40	40	42	40	42
F_{ey} , ksi:								
L	36	37	36	37	37	39	37	39
LT	42	43	42	43	43	45	43	45
ST
F_{tu}^b , ksi	37	37	37	38	38	39	39	40
$F_{brv}^{b,c}$, ksi:								
(e/D = 1.5)	96	97	97	99	101	102	102	104
(e/D = 2.0)	119	121	121	123	125	127	127	129
$F_{brv}^{b,c}$, ksi:								
(e/D = 1.5)	68	70	68	70	70	73	70	73
(e/D = 2.0)	82	84	82	84	84	88	84	88
e , percent:								
LT	10	...	^d	...	15	...	15	...
E , 10 ³ ksi:								
Primary	10.5							
Secondary	9.5				10.0			
E_c , 10 ³ ksi:								
Primary	10.7							
Secondary	9.7				10.2			
G , 10 ³ ksi							
μ	0.33							
Physical Properties:								
ω , lb/in. ³	0.100							
C , K , and α							

Revised Apr 2008, MMPDS-04, Item 05-14
a Mechanical Properties were established under QQ-A-250/5.
b Grain direction unknown.
c Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1. See Table 3.1.2.1.1.
d See Table 3.2.4.0(f).

3-102
Date: 01/20/08

Şekil Ek 1. 1 Alüminyum 2024 T3 Clad Malzemenin Mekanik Özellikleri [33]

EK 2. ABAQUS Sonlu Eleman Analiz Kodu

*Heading

** Job name: Ramberg_Osgood_YS_248_TrueSStrain_M1 Model name:

Stiffness_Verification

** Generated by: Abaqus/CAE 6.14-4

*Preprint, echo=NO, model=NO, history=NO, contact=NO

**

** PARTS

**

*Part, name=Part-3

*Node

1,	421.25,	17.5,	0.
2,	416.25,	17.5,	0.
3,	411.25,	17.5,	0.
4,	406.25,	17.5,	0.
5,	401.25,	17.5,	0.
6,	396.25,	17.5,	0.
7,	391.25,	17.5,	0.

...

650,	-33.75,	-12.5,	0.
651,	-38.75,	-12.5,	0.

*Element, type=R3D4

1,	1,	2,	95,	94
2,	2,	3,	96,	95
3,	3,	4,	97,	96
4,	4,	5,	98,	97
5,	5,	6,	99,	98
6,	6,	7,	100,	99
7,	7,	8,	101,	100

...

552, 557, 558, 651, 650

*Node

652,	191.25,	2.5,	20.
------	---------	------	-----

*Nset, nset=Part-3-RefPt_, internal

652,

*Elset, elset=Part-3, generate

1, 552, 1

*End Part

**

*Part, name=Product1

*Node

1,	19.9839993,	311.016693,	430.
2,	19.,	311.016693,	430.
3,	19.,	311.016693,	0.
4,	19.9839993,	311.016693,	0.
5,	0.515320897,	343.5,	430.
6,	0.515320897,	331.515991,	430.
7,	0.515320897,	331.515991,	0.

...

```

333162, 21.9431248, 391.463837, 1.
333163, 20.9887524, 391.129883, 1.
*Element, type=S4R
  1, 1, 2, 101, 958
  2, 958, 101, 102, 957
  3, 957, 102, 103, 956
  4, 956, 103, 104, 955
  5, 955, 104, 105, 954
  6, 954, 105, 106, 953
  7, 953, 106, 107, 952
...
329378, 333161, 333162, 22992, 22993
329379, 333162, 333163, 22991, 22992
329380, 333163, 19896, 88, 22991
*Nset, nset=Skin
  49, 50, 51, 52, 10691, 10692, 10693, 10694, 10695, 10696, 10697,
10698, 10699, 10700, 10701, 10702
  10703, 10704, 10705, 10706, 10707, 10708, 10709, 10710, 10711, 10712,
10713, 10714, 10715, 10716, 10717, 10718
  10719, 10720, 10721, 10722, 10723, 10724, 10725, 10726, 10727, 10728,
10729, 10730, 10731, 10732, 10733, 10734
  10735, 10736, 10737, 10738, 10739, 10740, 10741, 10742, 10743, 10744,
10745, 10746, 10747, 10748, 10749, 10750
...
270068, 270069, 270070, 270071, 270072, 270073, 270074, 270075, 270076,
270077, 270078, 270079, 270080, 270081, 270082, 270083
270084, 270085, 270086, 270087, 270088, 270089, 270090, 270091, 270092,
270093, 270094, 270095, 270096, 270097, 270098, 270099
270100,
*Elset, elset=Skin, generate
  72241, 257140, 1
*Nset, nset=Stringer1
  33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46,
47, 48
  7161, 7162, 7163, 7164, 7165, 7166, 7167, 7168, 7169, 7170, 7171,
7172, 7173, 7174, 7175, 7176
...
86005, 86006, 86007, 86008, 86009, 86010, 86011, 86012, 86013, 86014,
86015, 86016, 86017, 86018, 86019, 86020
86021, 86022, 86023, 86024, 86025, 86026, 86027, 86028, 86029, 86030,
86031, 86032, 86033, 86034, 86035, 86036
86037, 86038, 86039, 86040, 86041, 86042, 86043, 86044, 86045, 86046,
86047, 86048, 86049, 86050, 86051, 86052
86053, 86054, 86055, 86056, 86057, 86058, 86059
*Elset, elset=Stringer1, generate
  48161, 72240, 1
*Nset, nset=Stringer2
  53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65,
66, 67, 68

```

12407, 12408, 12409, 12410, 12411, 12412, 12413, 12414, 12415, 12416,
12417, 12418, 12419, 12420, 12421, 12422

...

291051, 291052, 291053, 291054, 291055, 291056, 291057, 291058, 291059,
291060, 291061, 291062, 291063, 291064, 291065, 291066
291067, 291068, 291069, 291070, 291071, 291072, 291073, 291074, 291075,
291076, 291077, 291078, 291079, 291080, 291081, 291082
291083, 291084, 291085, 291086, 291087, 291088, 291089, 291090, 291091,
291092, 291093, 291094, 291095, 291096, 291097, 291098
291099, 291100, 291101, 291102, 291103, 291104, 291105, 291106, 291107,
291108, 291109, 291110, 291111, 291112, 291113, 291114
291115, 291116, 291117, 291118, 291119, 291120, 291121

*Elset, elset=Stringer2, generate
257141, 281220, 1

*Nset, nset=Stringer3

17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30,
31, 32
3631, 3632, 3633, 3634, 3635, 3636, 3637, 3638, 3639, 3640, 3641,
3642, 3643, 3644, 3645, 3646

...

64968, 64969, 64970, 64971, 64972, 64973, 64974, 64975, 64976, 64977,
64978, 64979, 64980, 64981, 64982, 64983
64984, 64985, 64986, 64987, 64988, 64989, 64990, 64991, 64992, 64993,
64994, 64995, 64996, 64997, 64998, 64999
65000, 65001, 65002, 65003, 65004, 65005, 65006, 65007, 65008, 65009,
65010, 65011, 65012, 65013, 65014, 65015
65016, 65017, 65018, 65019, 65020, 65021, 65022, 65023, 65024, 65025,
65026, 65027, 65028, 65029, 65030, 65031
65032, 65033, 65034, 65035, 65036, 65037, 65038

*Elset, elset=Stringer3, generate
24081, 48160, 1

*Nset, nset=Stringer4

69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81,
82, 83, 84
15937, 15938, 15939, 15940, 15941, 15942, 15943, 15944, 15945, 15946,
15947, 15948, 15949, 15950, 15951, 15952

...

312072, 312073, 312074, 312075, 312076, 312077, 312078, 312079, 312080,
312081, 312082, 312083, 312084, 312085, 312086, 312087
312088, 312089, 312090, 312091, 312092, 312093, 312094, 312095, 312096,
312097, 312098, 312099, 312100, 312101, 312102, 312103
312104, 312105, 312106, 312107, 312108, 312109, 312110, 312111, 312112,
312113, 312114, 312115, 312116, 312117, 312118, 312119
312120, 312121, 312122, 312123, 312124, 312125, 312126, 312127, 312128,
312129, 312130, 312131, 312132, 312133, 312134, 312135
312136, 312137, 312138, 312139, 312140, 312141, 312142

*Elset, elset=Stringer4, generate
281221, 305300, 1

*Nset, nset=Stringer5

```

1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15,
16
101, 102, 103, 104, 105, 106, 107, 108, 109, 110, 111, 112, 113,
114, 115, 116
...
43931, 43932, 43933, 43934, 43935, 43936, 43937, 43938, 43939, 43940,
43941, 43942, 43943, 43944, 43945, 43946
43947, 43948, 43949, 43950, 43951, 43952, 43953, 43954, 43955, 43956,
43957, 43958, 43959, 43960, 43961, 43962
43963, 43964, 43965, 43966, 43967, 43968, 43969, 43970, 43971, 43972,
43973, 43974, 43975, 43976, 43977, 43978
43979, 43980, 43981, 43982, 43983, 43984, 43985, 43986, 43987, 43988,
43989, 43990, 43991, 43992, 43993, 43994
43995, 43996, 43997, 43998, 43999, 44000, 44001, 44002, 44003, 44004,
44005, 44006, 44007, 44008, 44009, 44010
44011, 44012, 44013, 44014, 44015, 44016, 44017
*Elset, elset=Stringer5, generate
1, 24080, 1
*Nset, nset=Stringer6
85, 86, 87, 88, 89, 90, 91, 92, 93, 94, 95, 96, 97,
98, 99, 100
19467, 19468, 19469, 19470, 19471, 19472, 19473, 19474, 19475, 19476,
19477, 19478, 19479, 19480, 19481, 19482
...
333093, 333094, 333095, 333096, 333097, 333098, 333099, 333100, 333101,
333102, 333103, 333104, 333105, 333106, 333107, 333108
333109, 333110, 333111, 333112, 333113, 333114, 333115, 333116, 333117,
333118, 333119, 333120, 333121, 333122, 333123, 333124
333125, 333126, 333127, 333128, 333129, 333130, 333131, 333132, 333133,
333134, 333135, 333136, 333137, 333138, 333139, 333140
333141, 333142, 333143, 333144, 333145, 333146, 333147, 333148, 333149,
333150, 333151, 333152, 333153, 333154, 333155, 333156
333157, 333158, 333159, 333160, 333161, 333162, 333163
*Elset, elset=Stringer6, generate
305301, 329380, 1
*Nset, nset=Set-8, generate
1, 333163, 1
*Elset, elset=Set-8, generate
1, 329380, 1
** Section: Section-3_AI_2024_T3_Clad
*Shell Section, elset=Set-8,
material=MMPDS_2024_Clad_YS_248_TrueStresStrain
1.016, 5
*End Part
**
**
** ASSEMBLY
**
*Assembly, name=Assembly
**

```

```

*Instance, name=Part-3-1, part=Part-3
11.9920000162124, 401.25, 430.
11.9920000162124, 401.25, 430., 11.9920000162124, 401.25,
429., 90.
*End Instance
**
*Instance, name=Product1-1, part=Product1
*End Instance
**
*Node
1, 12.5, 207.01532, -10.
*Node
2, 0.515320897, 416.056, 413.461548
3, 0.515320897, 416.056, 396.923065
4, 0.515320897, 416.056, 380.384613
5, 0.515320897, 416.056, 363.846161
6, 0.515320897, 416.056, 347.307678
7, 0.515320897, 416.056, 330.769226
...
151, 0.515320897, 16.0559998, 16.5384617
*Nset, nset="Attachment Points-1-Set-2", generate
127, 151, 1
*Nset, nset="Attachment Points-2", generate
102, 126, 1
*Nset, nset="Attachment Points-3", generate
77, 101, 1
*Nset, nset="Attachment Points-4", generate
52, 76, 1
*Nset, nset="Attachment Points-5", generate
27, 51, 1
*Nset, nset="Attachment Points-6", generate
2, 26, 1
*Nset, nset=Set-22, instance=Part-3-1
652,
*Nset, nset=Set-23, instance=Part-3-1
652,
*Nset, nset=Set-29, instance=Part-3-1
652,
*Nset, nset=Set-30, instance=Part-3-1
652,
*Nset, nset=Set-34
1,
*Nset, nset=Set-41, instance=Product1-1
49, 50, 51, 52, 11120, 11121, 11122, 11123, 11124, 11125, 11126,
11127, 11128, 11129, 11130, 11131
11132, 11133, 11134, 11135, 11136, 11137, 11138, 11139, 11140, 11141,
11142, 11143, 11144, 11145, 11146, 11147
...
12377, 12378, 12379, 12380, 12381, 12382, 12383, 12384, 12385, 12386,
12387, 12388, 12389, 12390, 12391, 12392

```

12393, 12394, 12395, 12396, 12397, 12398, 12399, 12400, 12401, 12402,
 12403, 12404, 12405, 12406
 *Elset, elset=Set-41, instance=Product1-1
 72241, 72670, 72671, 73100, 73101, 73530, 73531, 73960, 73961, 74390,
 74391, 74820, 74821, 75250, 75251, 75680
 75681, 76110, 76111, 76540, 76541, 76970, 76971, 77400, 77401, 77830,
 77831, 78260, 78261, 78690, 78691, 79120
 ...
 251121, 251550, 251551, 251980, 251981, 252410, 252411, 252840, 252841,
 253270, 253271, 253700, 253701, 254130, 254131, 254560
 254561, 254990, 254991, 255420, 255421, 255850, 255851, 256280, 256281,
 256710, 256711, 257140
 *Nset, nset=Set_load, instance=Part-3-1
 652,
 *Nset, nset=m_Set-32
 1,
 *Nset, nset=s_Set-31, instance=Product1-1
 1, 2, 5, 6, 9, 11, 13, 15, 17, 18, 21, 22, 25, 27, 29,
 31
 33, 34, 37, 38, 41, 43, 45, 47, 51, 52, 53, 54, 57, 58,
 61, 63
 ...
 21657, 21658, 21659, 22103, 22104, 22105, 22106, 22107, 22108, 22544,
 22545, 22546, 22547, 22548, 22549, 22985
 22986, 22987, 22988, 22989, 22990
 *Elset, elset=s_Set-31, instance=Product1-1
 1, 431, 432, 433, 434, 435, 436, 437, 438, 439, 440, 441,
 442, 5591, 5592, 5593
 5594, 5595, 5596, 5597, 8601, 8602, 8603, 8604, 8605, 8606,
 8607, 8608, 8609, 8610, 8611, 8612
 ...
 313907, 313908, 313909, 313910, 313911, 313912, 313913, 313914, 313915,
 320351, 320352, 320353, 320354, 320355, 320356, 320357
 323361, 323362, 323363, 323364, 323365, 323366, 323367, 326371, 326372,
 326373, 326374, 326375, 326376, 326377
 *Nset, nset=s_Set-32, instance=Product1-1
 3, 4, 7, 8, 10, 12, 14, 16, 19, 20, 23, 24, 26, 28, 30,
 32
 35, 36, 39, 40, 42, 44, 46, 48, 49, 50, 55, 56, 59, 60,
 62, 64
 ...
 22100, 22101, 22102, 22538, 22539, 22540, 22541, 22542, 22543, 22979,
 22980, 22981, 22982, 22983, 22984, 22991
 22992, 22993, 22994, 22995, 22996
 *Elset, elset=s_Set-32, instance=Product1-1
 430, 5579, 5580, 5581, 5582, 5583, 5584, 5585, 5586, 5587, 5588,
 5589, 5590, 8594, 8595, 8596
 8597, 8598, 8599, 8600, 15036, 15037, 15038, 15039, 15040, 15041,
 15042, 15043, 15044, 15045, 15046, 15047
 ...

320342, 320343, 320344, 320345, 320346, 320347, 320348, 320349, 320350,
 323354, 323355, 323356, 323357, 323358, 323359, 323360
 326364, 326365, 326366, 326367, 326368, 326369, 326370, 329374, 329375,
 329376, 329377, 329378, 329379, 329380
 *Nset, nset=s_Set-43, instance=Product1-1
 3, 4, 7, 8, 10, 12, 14, 16, 19, 20, 23, 24, 26, 28, 30,
 32
 35, 36, 39, 40, 42, 44, 46, 48, 49, 50, 55, 56, 59, 60,
 62, 64
 ...
 22100, 22101, 22102, 22538, 22539, 22540, 22541, 22542, 22543, 22979,
 22980, 22981, 22982, 22983, 22984, 22991
 22992, 22993, 22994, 22995, 22996
 *Elset, elset=s_Set-43, instance=Product1-1
 430, 5579, 5580, 5581, 5582, 5583, 5584, 5585, 5586, 5587, 5588,
 5589, 5590, 8594, 8595, 8596
 8597, 8598, 8599, 8600, 15036, 15037, 15038, 15039, 15040, 15041,
 15042, 15043, 15044, 15045, 15046, 15047
 ...
 320342, 320343, 320344, 320345, 320346, 320347, 320348, 320349, 320350,
 323354, 323355, 323356, 323357, 323358, 323359, 323360
 326364, 326365, 326366, 326367, 326368, 326369, 326370, 329374, 329375,
 329376, 329377, 329378, 329379, 329380
 *Elset, elset=_m_Surf-6_SNEG, internal, instance=Part-3-1, generate
 1, 552, 1
 *Surface, type=ELEMENT, name=m_Surf-6
 _m_Surf-6_SNEG, SNEG
 *Surface, type=NODE, name=s_Set-31_CNS_, internal
 s_Set-31, 1.
 *Surface, type=NODE, name=s_Set-43_CNS_, internal
 s_Set-43, 1.
 *Rigid Body, ref node=Part-3-1.Part-3-RefPt_, elset=Part-3-1.Part-3
 ** Constraint: Constraint-2
 *Tie, name=Constraint-2, adjust=yes
 s_Set-31_CNS_, m_Surf-6
 ** Constraint: Constraint-3
 *Coupling, constraint name=Constraint-3, ref node=m_Set-32, surface=s_Set-
 43_CNS_
 *Kinematic
 **
 ** POINT-BASED FASTENER: Fasteners-1
 *Fastener Property, name=Fasteners-1
 1.6
 *Connector Section, elset=_Fasteners-1_pf_
 Beam,
 *Fastener, interaction name=Fasteners-1, property=Fasteners-1, reference node
 set="Attachment Points-1-Set-2", elset=_Fasteners-1_pf_,
 coupling=CONTINUUM, attachment method=FACETOFACE, weighting
 method=UNIFORM, adjust orientation=YES
 0., 0., -1.

```

**
** POINT-BASED FASTENER: Fasteners-2
*Fastener Property, name=Fasteners-2
1.6
*Connector Section, elset=_Fasteners-2_pf_
Beam,
*Fastener, interaction name=Fasteners-2, property=Fasteners-2, reference node
set="Attachment Points-2", elset=_Fasteners-2_pf_,
coupling=CONTINUUM, attachment method=FACETOFACE, weighting
method=UNIFORM, adjust orientation=YES
0., 0., -1.
**
** POINT-BASED FASTENER: Fasteners-3
*Fastener Property, name=Fasteners-3
1.6
*Connector Section, elset=_Fasteners-3_pf_
Beam,
*Fastener, interaction name=Fasteners-3, property=Fasteners-3, reference node
set="Attachment Points-3", elset=_Fasteners-3_pf_,
coupling=CONTINUUM, attachment method=FACETOFACE, weighting
method=UNIFORM, adjust orientation=YES
0., 0., -1.
**
** POINT-BASED FASTENER: Fasteners-4
*Fastener Property, name=Fasteners-4
1.6
*Connector Section, elset=_Fasteners-4_pf_
Beam,
*Fastener, interaction name=Fasteners-4, property=Fasteners-4, reference node
set="Attachment Points-4", elset=_Fasteners-4_pf_,
coupling=CONTINUUM, attachment method=FACETOFACE, weighting
method=UNIFORM, adjust orientation=YES
0., 0., -1.
**
** POINT-BASED FASTENER: Fasteners-5
*Fastener Property, name=Fasteners-5
1.6
*Connector Section, elset=_Fasteners-5_pf_
Beam,
*Fastener, interaction name=Fasteners-5, property=Fasteners-5, reference node
set="Attachment Points-5", elset=_Fasteners-5_pf_,
coupling=CONTINUUM, attachment method=FACETOFACE, weighting
method=UNIFORM, adjust orientation=YES
0., 0., -1.
**
** POINT-BASED FASTENER: Fasteners-6
*Fastener Property, name=Fasteners-6
1.6
*Connector Section, elset=_Fasteners-6_pf_
Beam,

```


*Fastener, interaction name=Fasteners-6, property=Fasteners-6, reference node set="Attachment Points-6", elset=_Fasteners-6_pf_, coupling=CONTINUUM, attachment method=FACETOFACE, weighting method=UNIFORM, adjust orientation=YES

0., 0., -1.

*End Assembly

**

** MATERIALS

**

*Material, name=MMPDS_2024_Clad_YS_248_TrueStresStrain

*Density

2.68e-09,

*Elastic

65500., 0.33

*Plastic

200.635, 0.

205.676, 0.000152503

210.722, 0.000213241

215.773, 0.000294259

220.832, 0.000401536

225.9, 0.000542612

230.98, 0.00072694

236.077, 0.000966312

241.193, 0.00127536

246.335, 0.00167217

249.435, 0.00196142

251.509, 0.00217894

256.725, 0.00282286

261.993, 0.00363701

267.327, 0.00466152

272.743, 0.00594477

278.262, 0.00754487

283.909, 0.00953126

289.715, 0.0119865

295.717, 0.0150082

301.961, 0.0187113

308.5, 0.0232301

315.402, 0.0287205

322.745, 0.0353626

330.624, 0.043362

339.153, 0.0529525

348.466, 0.0643963

358.724, 0.0779844

370.116, 0.0940363

382.867, 0.112896

397.24, 0.134931

413.545, 0.160521

**

** BOUNDARY CONDITIONS

**

```

** Name: BC-4 Type: Displacement/Rotation
*Boundary
Set-22, 1, 1
Set-22, 2, 2
Set-22, 4, 4
Set-22, 5, 5
Set-22, 6, 6
** Name: BC-5 Type: Symmetry/Antisymmetry/Encastre
*Boundary
Set-34, ENCASTRE
** -----
**
** STEP: Static_Gnral
**
*IMPERFECTION, FILE=Buckling_Modes_YS_248_M_1, STEP=1
1,0.2
*Step, name=Static_Gnral, nlgeom=YES, inc=10000
*Static, stabilize, factor=0.0002, allsdtol=0.05, continue=NO
0.005, 1., 1e-10, 0.005
**
** BOUNDARY CONDITIONS
**
** Name: BC-4 Type: Displacement/Rotation
*Boundary
Set-22, 1, 1
Set-22, 3, 3, -5.
**
** OUTPUT REQUESTS
**
*Restart, write, frequency=0
**
** FIELD OUTPUT: F-Output-4
**
*Output, field
*Node Output
CF, RF, U
*Element Output, directions=YES
E, EE, IE, LE, PE, PEEQ, PEEQMAX, PEEQT, PEMAG, PEQC, S
*Contact Output
CDISP, CSTRESS
**
** FIELD OUTPUT: Stringer1
**
*Element Output, elset=_Fasteners-1_pf_, directions=YES
CTF,
**
** FIELD OUTPUT: Stringer2
**
*Element Output, elset=_Fasteners-2_pf_, directions=YES
CTF,

```

```

**
** FIELD OUTPUT: Stringer3
**
*Element Output, elset=_Fasteners-3_pf_, directions=YES
CTF,
**
** FIELD OUTPUT: Stringer4
**
*Element Output, elset=_Fasteners-4_pf_, directions=YES
CTF,
**
** FIELD OUTPUT: Stringer5
**
*Element Output, elset=_Fasteners-5_pf_, directions=YES
CTF,
**
** FIELD OUTPUT: Stringer6
**
*Element Output, elset=_Fasteners-6_pf_, directions=YES
CTF,
**
** HISTORY OUTPUT: Stringer
**
*Output, history
*Element Output, elset=_Fasteners-5_pf_
CTF1, CTF2, CTF3, CTM1, CTM2, CTM3
**
** HISTORY OUTPUT: Stringer1
**
*Element Output, elset=_Fasteners-1_pf_
CTF1, CTF2, CTF3, CTM1, CTM2, CTM3
**
** HISTORY OUTPUT: Stringer2
**
*Element Output, elset=_Fasteners-2_pf_
CTF1, CTF2, CTF3, CTM1, CTM2, CTM3
**
** HISTORY OUTPUT: Stringer3
**
*Element Output, elset=_Fasteners-3_pf_
CTF1, CTF2, CTF3, CTM1, CTM2, CTM3
**
** HISTORY OUTPUT: Stringer4
**
*Element Output, elset=_Fasteners-4_pf_
CTF1, CTF2, CTF3, CTM1, CTM2, CTM3
**
** HISTORY OUTPUT: Stringer6
**
*Element Output, elset=_Fasteners-6_pf_

```

CTF1, CTF2, CTF3, CTM1, CTM2, CTM3

**

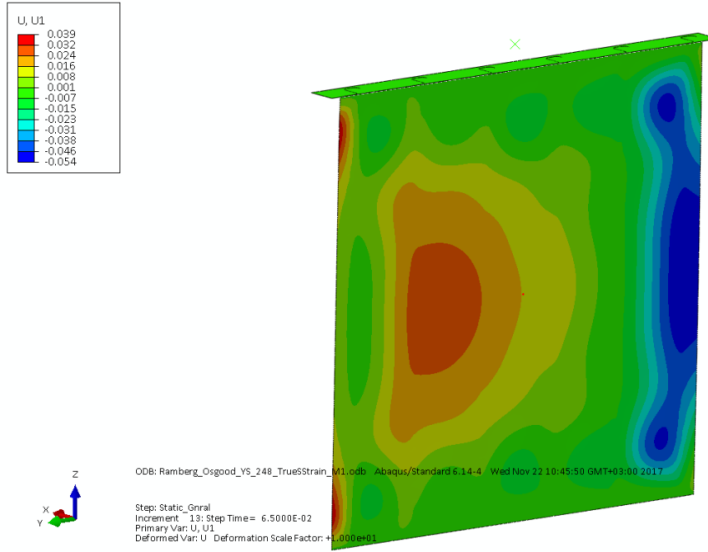
** HISTORY OUTPUT: H-Output-4

**

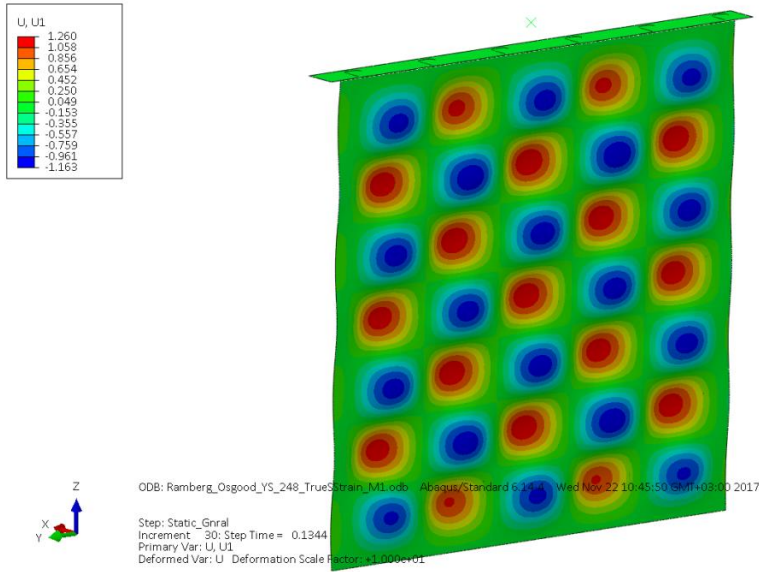
*Output, history, variable=PRESELECT

*End Step

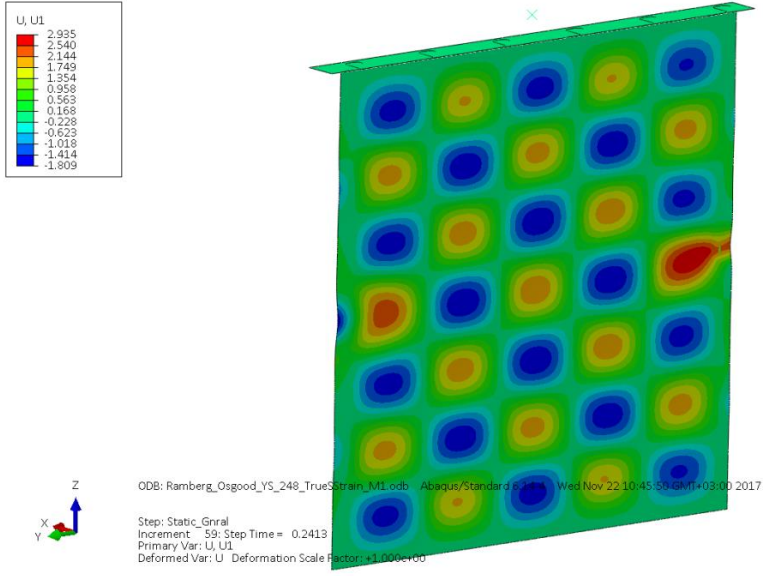
EK 3. Sonlu Eleman Modeli Sonuçları



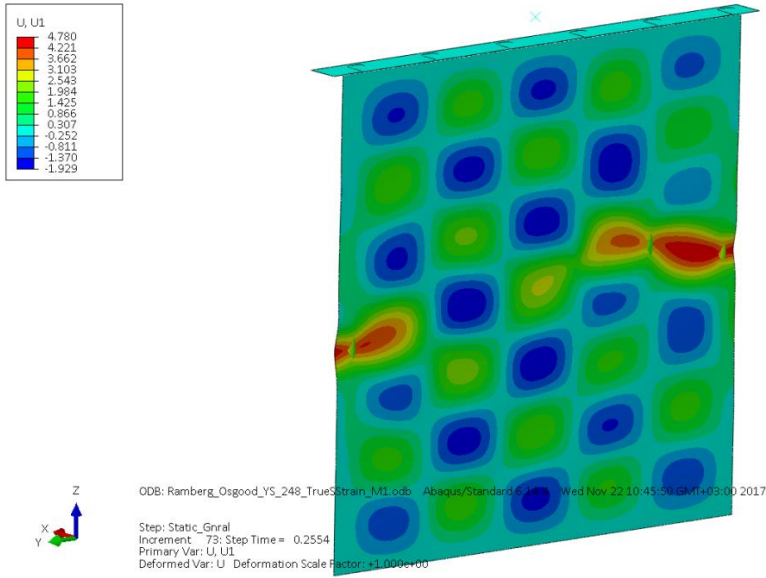
Şekil Ek 3.1 Panelin Burkulmaya Başlama Anı - Panele Dik Yöndeki Yer Değişiklikler



Şekil Ek 3.2 Panelin Kirişler Arasında Kalan Bölgelerindeki Burkulma Şekilleri



Şekil Ek 3. 3 Kirişlerin Burkulmaya Başlama Anı



Şekil Ek 3.4 Kiriş Destekli Panelin Çökme Anı - Panele Dik Yöndeki Yer Deformasyonlar