



**UÇAK KANADININ ENTEGRE GÜÇLENDİRİLMİŞ PANEL
KULLANILARAK YAPISAL TASARIMI**

Kazım TEKKANAT

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

ŞUBAT 2021

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Kazım TEKKANAT
09/02/2021

UÇAK KANADININ ENTEGRE GÜÇLENDİRİLMİŞ PANEL KULLANILARAK YAPISAL TASARIMI

(Yüksek Lisans Tezi)

Kazım TEKKANAT

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Şubat 2021

ÖZET

Gelişen teknolojiyle birlikte hava araçlarında kullanılan malzemeler ve üretim yöntemleri de çeşitlenmekte ve artmaktadır. İlk uçakların yapılmaya başlandığı yıllarda ahşabın yerini günümüzde kompozit malzemeler, 3D yazıcıyla üretilmiş parçalar ve entegre yapılar almıştır. Yeni nesil malzeme ve üretim teknolojileri sayesinde çok daha hafif ve dayanıklı hava araçları üretilmektedir. Bu tez çalışması kapsamında yeni nesil üretim teknolojilerinden biri olan entegre yapılar kullanılarak bir uçak kanadının üst panelinin tasarımı yapılmıştır. Uçak kanadı, üzerine gelen yükleme sebebiyle alt ve üst panelde çekme ve basma yüklemesine maruz kalmaktadır. Bu çalışmada üst kabuk tasarımı belirlendiğinden, basma yüklemesi altında tasarım ve analiz gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın ana amacı farklı güçlendirici eleman geometrilerinin panel burkulma performansına etkisini araştırmak ve aynı ağırlıkta en fazla yük taşıma kapasitesine sahip paneli belirlemektir. Panel burkulma performansının belirlenmesi, yük taşıma kapasitesi ve ağırlık avantajlarının yanında entegre panellerin montaj süresini kısaltma, bağlayıcı sayısını azaltma, aerodinamik yüzeyde pürüzsüz yüzey sağlama ve potansiyel çatlak başlangıç noktalarının sayısını azaltma yönlerinden de katkı sağlamaktadır. Çalışma kapsamında dört farklı entegre güçlendirilmiş panel ve bir sonradan birleştirilmiş panel tasarımı yapılarak karşılaştırılmıştır. Çalışma sonucunda elde edilen veriler, uçak yapılarında başka yüklemesine maruz kalan ve kritik yükleme koşulu burkulma olan paneller için ağırlık, montaj süresi ve maliyet açısından etkin tasarımlara yön verebilecektir.

Bilim Kodu : 91410
Anahtar Kelimeler : Entegre panel, burkulma, uçak kanadı
Sayfa Adedi : 53
Danışman : Prof. Dr. Ömer KELEŞ

STRUCTURAL DESIGN OF AIRCRAFT WING WITH USING INTEGRATED STIFFENED PANEL

(M. Sc. Thesis)

Kazım TEKKANAT

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

February 2021

ABSTRACT

Materials and manufacturing methods used in aerospace industry have been improved in recent years because of huge technological developments. Wood was the first material utilized in aircraft manufacturing, but currently integrated structures, additive manufacturing and composite materials are used. Through these new generation materials and manufacturing methods lighter and stronger aircraft structures can be designed and manufactured. In this work, by using the panel method, one of the new generation manufacturing methods, an aircraft wing panel was designed. The main purpose of this work is to investigate effects of different stiffener geometry and panel structures in terms of buckling performance. Improved buckling performance benefits the aerospace industry by decreasing the number of parts. This method also helps reduce the manufacturing time, number of fasteners and fastener holes, potential crack start points and access requirements for the assembly process. Four different geometries of integrally-stiffened panel and one build-up panel are designed and compared in this work. The weight, assembly and cost-effective designs can be carried out on panels subject to compressive loading, especially upper wing panels, by using results of this work.

Science Code : 91410

Key Words : Integrated panel, buckling, aircraft wing

Page Number : 53

Supervisor : Prof. Dr. Ömer KELEŞ

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tezimin hazırlanması aşamasında değerli yardımlarını, desteğini ve sabrını hiçbir zaman esirgemeyen değerli hocam Sayın Prof. Dr. Ömer KELEŞ’e, tüm yüksek lisans çalışmalarım sırasında desteğini ve zamanını benden hiç esirgemeyen değerli çalışma arkadaşım Eren Can KİÇECİ’ye ve hayatın her alanında olduğu gibi tezimin hazırlama aşamasında da bana sonsuz destek ve motivasyon veren değerli hayat arkadaşım Tuğba ÖZTÜRK’e teşekkürlerimi sunarım.

Bu çalışmanın gerçekleşmesi için ihtiyaç duyulan altyapı olanaklarını sunarak bana destek olan TUSAŞ’a teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	v
ABSTRACT	vi
TEŞEKKÜR	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ	x
RESİMLERİN LİSTESİ	xi
ŞEKİLLERİN LİSTESİ	xii
SİMGELER VE KISALTMALAR	xiv
1. GİRİŞ.....	1
2. UÇAK YAPILARI VE BOZULMA KRİTERLERİ	9
2.1. Kanat Yapısal Elemanları	9
2.1.1. Kabuk	10
2.1.2. Kiriş.....	11
2.1.3. Boylamsal kirişler	12
2.1.4. Enlemsel kaburga	13
2.2. Uçak yapılarında Kullanılan Malzemeler	14
2.3. Kanat Yapısal Elemanlarının Bozulma Kriterleri	14
2.3.1. Ana kirişler ve kirişlerde yapısal kararsızlık.....	15
2.3.2. Güçlendirilmiş panellerin basma yüklemesi altında davranışı.....	16
3. MODEL HAZIRLAMA VE ANALİZ	19
3.1. Model Belirlenmesi ve İdealleştirme	19
3.2. CAD Modelleri.....	20

3.3. Analiz Metodunun Doğrulanması	23
3.4. Analitik Hesaplama	29
3.4.1. İlk burkulma yükü hesaplama	29
3.4.2. Nihai burkulma yükü.....	31
3.5. Analiz Koşturma ve Sonuçlar	37
3.5.1. İlk burkulma analiz sonuçları.....	38
3.5.2. Nihai çökme yükü sonuçları	41
4. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	45
KAYNAKLAR	49
ÖZGEÇMİŞ	53

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 1.1. Deneysel ve hesaplamalı panellerin çökme ve burkulma yükleri	7
Çizelge 3.1. Panel boyutları.....	19
Çizelge 3.2. Al 2024-T351 malzeme özellikleri (A Basis)	25
Çizelge 3.3. Test ve sonlu elemanlar modeli sonuçları karşılaştırma tablosu	28
Çizelge 3.4. Test, analitik hesaplama ve sonlu elemanlar modeli sonuçları karşılaştırma tablosu	37
Çizelge 3.5. Panellerin burkulma ve çökme yükleri karşılaştırma çizelgesi	43

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 1.1. Uçaklarda güçlendirici elemanlar arası kabuk burkulmasına örnek	2
Resim 1.2. Burkulma önleyici elemanların panelin burkulma performansına etkisinin araştırıldığı numunelerin boyutları	4
Resim 1.3. Hu ve Jiang ın yaptığı sonlu elemanlar yaklaşımı ve yapısal test sonucu çıkan deformasyonun benzerliği	6
Resim 1.4. Makalede kullanılan test numune geometrileri	7
Resim 2.1. Basma yükleri altında güçlendirilmiş panellerin burkulma modları	13
Resim 2.2. Kanat yapısı içerisinde enlemsel kaburgalar ve örnek yerleşimi	14
Resim 3.1. Panel_A tasarımı 3 boyutlu modeli	20
Resim 3.2. Panel_B tasarımı 3 boyutlu modeli.....	21
Resim 3.3. Panel_C tasarımı 3 boyutlu modeli.....	21
Resim 3.4. Panel_D tasarımı 3 boyutlu modeli	22
Resim 3.5. Panel_E tasarımı 3 boyutlu modeli.....	22
Resim 3.6. Sonlu elemanlar ağı örülmüş model	24

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 2.1. Kanat içerisindeki yapısal elemanlar	9
Şekil 2.2. Kanat yapısı üzerine etki eden kuvvetler	11
Şekil 2.3. Uçak kanadında kullanılan kiriş konfigürasyonları	11
Şekil 2.4. Kanat içerisindeki boylamsal kirişlerin üzerine gelen yükler	12
Şekil 2.5. Kanat yapısal elemanlarının bozulma kriterleri.....	15
Şekil 2.6. Kolon kararsızlığı	15
Şekil 2.7. Basma yüklemesi altındaki panel üstten görünüş.....	16
Şekil 2.8. Burkulma öncesi panel üzerindeki gerilme dağılımı (A-A Kesiti).....	17
Şekil 2.9. Panel burkulmasından sonra gerilme dağılımı (A-A Kesiti).....	18
Şekil 3.1. Referans alınan makaledeki test numunesi A geometrik modeli	23
Şekil 3.2. Sonlu elemanlar modelinde kullanılan yüzey modelleme kabulleri.....	24
Şekil 3.3. Sonlu elemanlar modelindeki sınır koşulları	25
Şekil 3.4. İlk burkulma modu-FEM sonucu.....	26
Şekil 3.5. Sonlu elemanlar modeline girilen yüklemeler	27
Şekil 3.6. Nonlinear analiz için kuvvet-yer değiştirme grafiği.....	28
Şekil 3.7. kc değerini elde etmek için kullanılan geometrik değerler	30
Şekil 3.8. Burkulma katsayısı sabiti eğrisi	30
Şekil 3.9. Burkulma yükü ve narinlik oranı eğrisi	32
Şekil 3.10. Bölgesel burkulma yükü hesabı için kesit alanına göre kullanılması gereken denklemler	33
Şekil 3.11. Güçlendirici elemanlar etrafındaki kabuk sınıflandırması	34
Şekil 3.12. Güçlendirici elemanlar etrafındaki efektif kabuk genişlikleri	35
Şekil 3.13. Panel_A ilk burkulma analizi sonucu.....	38
Şekil 3.14. Panel_B ilk burkulma analizi sonucu	39
Şekil 3.15. Panel_C ilk burkulma analizi sonucu	39

Şekil	Sayfa
Şekil 3.16. Panel_D ilk burkulma analizi sonucu	40
Şekil 3.17. Panel_E ilk burkulma analizi sonucu	41
Şekil 3.18. Panellerin nihai çökme yükleri karşılaştırması.....	39

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler

Açıklamalar

b	Güçlendirici eleman aralığı (milimetre)
n_c	Plastisite indirgeme katsayısı
μ	Poisson oranı
σ_{maks}	Kabuktaki en yüksek gerilme değeri
σ_{kr}	Kabuk basma burkulma dayanımı
λ	Özdeğer
I	Atalet momenti (mm^4)
L	Panelin boyu
L'	Panelin efektif boyu
ρ	Dönme yarıçapı
σ_{cc}	Kesitin bölgesel burkulma yükü
σ_{co}	Jhonson-Euler Yüğü
F_{ty}	Çekme akma dayanımı
$w_{eff_{des}}$	İki ucu destekli panel için efektif boy
$w_{eff_{ser}}$	Bir ucu serbest panel için efektif boy
$w_{eff_{topl}}$	Panelin toplam efektif boyu

Kısaltmalar

Açıklamalar

CAD	Bilgisayar Destekli Çizim
FAA	Federal Havacılık İdaresi
FEM	Sonlu Elemanlar Modeli
MMPDS	Metalik Malzeme Özellikleri Geliştirme ve Standartlaştırma

1. GİRİŞ

Günümüzde artan teknolojiyle hava araçlarında kullanılan malzemeler ve üretim metotları da gelişmektedir. Uçakların üretildiği ilk yıllarda tahta kullanımından başlayan malzemelerin yerine günümüzde entegre yapılar, eklemeli imalatla üretilen 3D parçalar ve kompozit malzemeler kullanılarak çok daha hafif ve dayanıklı uçaklar yapılabilmekte ve çok daha geniş bir tasarım özgürlüğüne sahip olunmaktadır.

Uçak yapıları uzun yıllardan beri farklı parçaların sac metal veya talaşlı imalatla üretilip bir bağlayıcı yardımıyla birleştirilmesiyle oluşturulmaktadır. Bu pratik görünse de birçok zorluğu ve dezavantajı beraberinde getirmektedir. Uzun montaj süreleri, bağlayıcı için açılan deliklerin yapı üzerinde pürüz yaratması, potansiyel çatlak oluşumu ve parçaların birleştirilmesi için gerekli erişim ihtiyacı gibi birçok zorluğu ve dezavantajı beraberinde getirmektedir. Teknolojiyle birlikte havacılık endüstrisi olabildiğince parça sayısını azaltarak bu problemlerin önüne geçmeye çalışmaktadır.

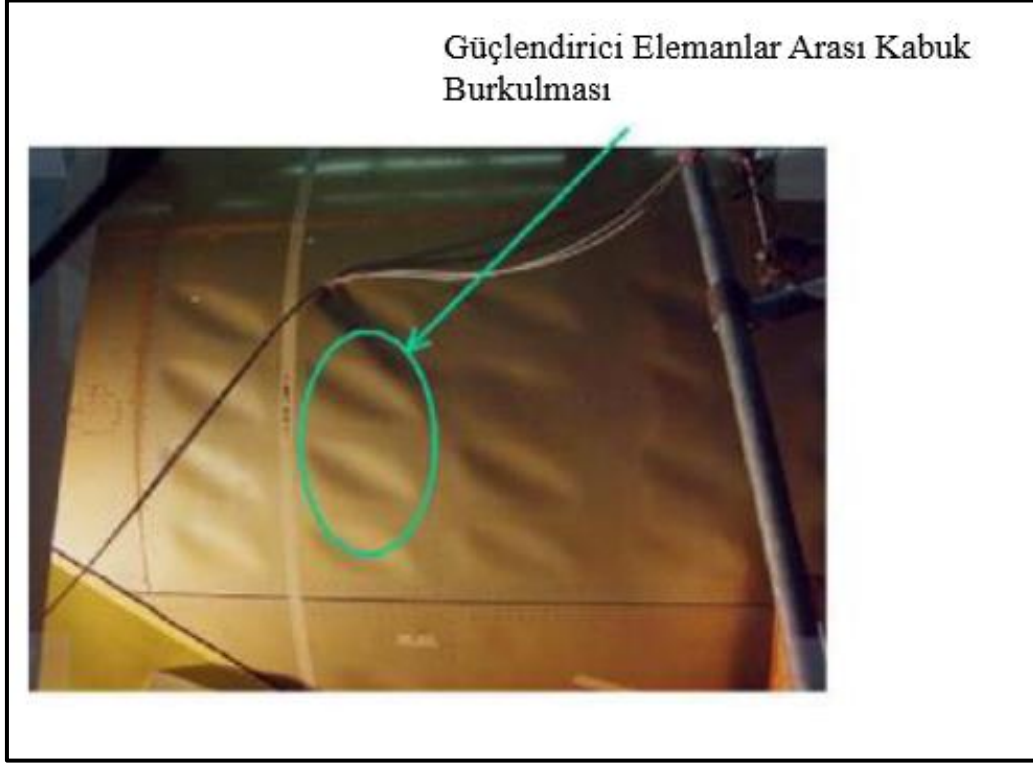
Bu çalışmada günümüz yeni nesil üretim teknolojilerinden biri olan entegre güçlendirilmiş panel metoduyla uçak kanat kabuk tasarımı yapılmıştır. Yarı-monokok yapıda olan ve üzerinde güçlendirici elemanlardan oluşan kanat kabuğunun talaşlı imalatla güçlendirici elemanlar üzerinde entegre olarak bırakılarak tasarım yapılmıştır. Böylece panelin mevcut yüklere dayanımlı fakat daha hafif ve daha kısa sürede montaj edilebilir olması amaçlanmıştır.

Literatür Araştırması

Özellikle son yıllarda havacılık ve uzay yapılarında kompozit malzemeler geniş kullanım alanı bulmaktadır. Bununla birlikte tasarım metotlarıyla analiz metotlarının doğrulanmış olması ve birçok test verisiyle doğrulanmış analiz araçları gibi avantajlarından dolayı güçlendirilmiş panel yapılarında alüminyum malzeme kullanımı tercih edilmemektedir. Bu yapılar ince olmalarından dolayı burkulmaya meyilli olmaktadır.

Kabuk ve güçlendirme elemanlarından oluşan yapılar, boyut ve katılık özellikleriyle bağlantılı olarak çeşitli burkulma özellikleri göstermektedir. Bölgesel burkulma veya

güçlendirici elemanlar arası kabuk burkulması hava araçlarındaki birincil yapılarda en sık gözlemlenen durumlardandır (Resim 1.1).



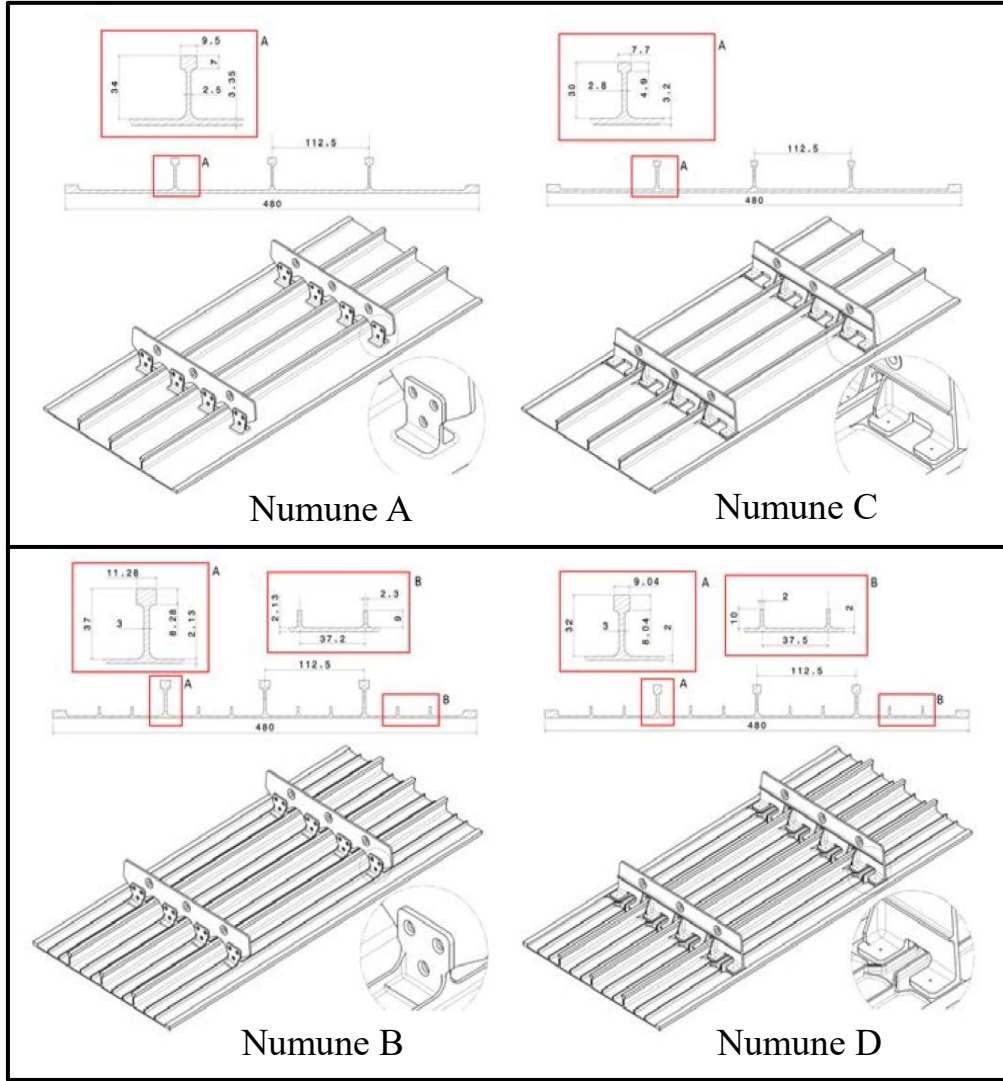
Resim 1.1. Uçaklarda güçlendirici elemanlar arası kabuk burkulmasına örnek [1]

Kabuk burkulduktan sonra panel burkulma sonrası faza geçmektedir. Bu fazda kabuklar üzerindeki yük, kabukların burkulmasından sonra güçlendirici elemanlar üzerine dağılmakta ve panel bu sayede bir miktar daha yük taşıyabilmektedir. Özellikle uçak yapılarında daha hafif yapılar tasarlayabilmek için burkulma sonrası yük taşıma kapasiteleri detaylıca incelenmektedir. Bu yüzden tasarım aşamasından itibaren bozulma kriterleri arasında burkulma sonrası yük taşıma kapasiteleri belirlenmeye çalışılmaktadır.

Bu çalışma kapsamında panellerin burkulma davranışları incelenecektir. Bu bölümde entegre güçlendirilmiş panellerle ilgili literatürde yapılmış çalışmalar ele alınmış, özellikle havacılık sanayinde ağırlığa oranla yüksek mukavemet, daha kısa üretim ve montaj gibi özelliklerinden dolayı kullanımı artmakta olan bu yapılar için yapılan çalışmaların bir kısmı aşağıda özetlenmiştir.

Havacılık alanındaki en önemli şirketlerden biri olan NASA'nın yaptığı çalışmada toplam parça sayısı ve maliyet analizi yapılmıştır. Örnek çalışma olarak Boeing B-747 yolcu uçağının kanadı alınarak yapılan çalışmada 78 parçalık bir montaj entegre güçlendirilmiş panellerle tekrar tasarlanarak 7 parçaya düşürülmüş ve ağırlıkta %58'lik bir azalma sağlanmıştır [2]. Bu çalışmada ağırlık azalışının yanında parça sayısındaki yüksek azalış sayesinde toplam montaj süresinde de kısalma olmuştur.

Murphy ve arkadaşları 2016 yılında yaptıkları çalışmada panele eklenen küçük burkulma önleyici elemanların panelin burkulma performansına etkisini incelemiştir. Resim 1.2'de boyutları verilen 4 farklı numuneyi test ederek burkulma dayanımlarını karşılaştırmışlardır. Numuneler 1500 N/mm tasarım yüklemesine dayanacak şekilde boyutlandırılmış numunelerden burkulma önleyici elemanların eklendiği panellerin %11,1 daha hafif çıktığı gözlemlenmiştir. Başlangıç değeri olarak alınan tasarım yükü artıkça elde edilen hafifleme miktarının %18,4'lere kadar arttığı gözlemlenmiştir [3-7].



Resim 1.2. Burkulma önleyici elemanların panelin burkulma performansına etkisinin araştırıldığı numunelerin boyutları [3]

Bu çalışmada burkulma karakteristiği olarak geleneksel panellere göre daha iyi olan entegre güçlendirilmiş panellerin, ekstra elemanlar eklenerek bu performanslarının daha da artırılabilceği gösterilmiştir.

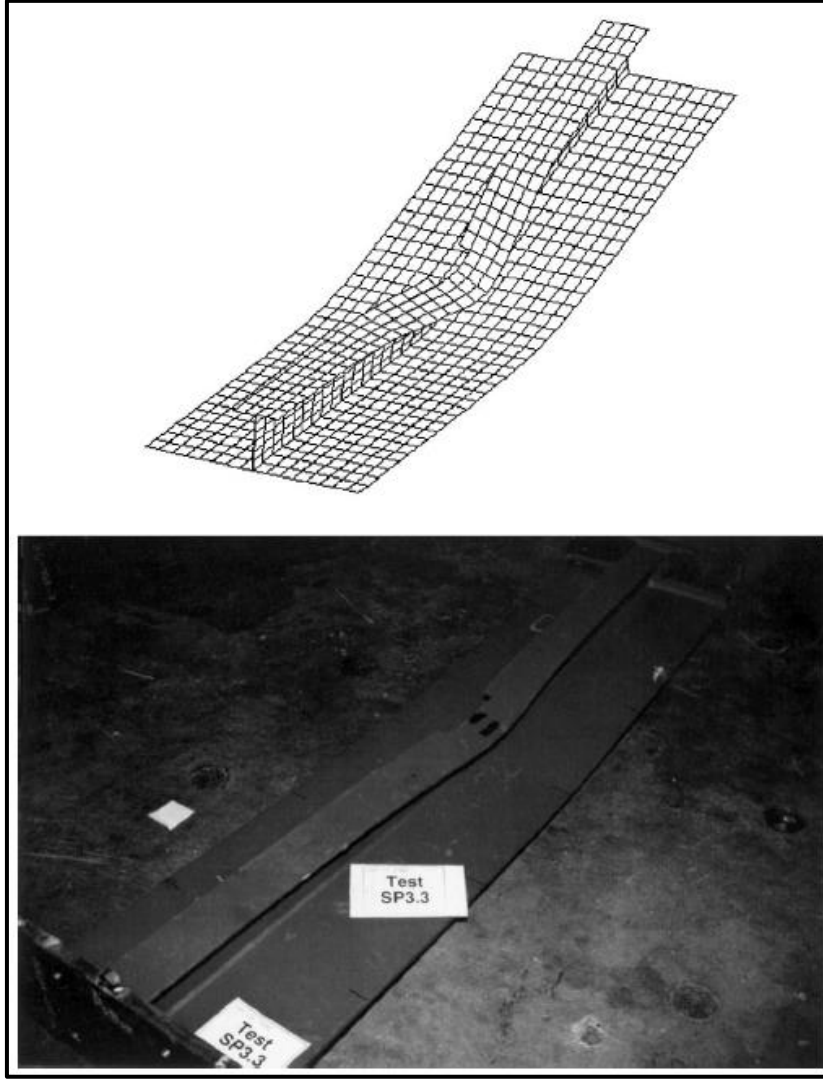
Farley, seçilen güçlendirme elemanlarının Al 7075 alaşımından bir panelin bölgesel burkulma ve burkulma sonrası karakteristiklerini incelemiştir. Panele bölgesel olarak eklenen ve toplam ağırlığı %2 ile %5 artıran bu elemanların panelin toplam burkulma performansına %23 ile %68 oranında katkı sağladığını göstermiştir [8].

NASA'nın "Integral Airframe Structures" programıyla yüksek hızlı işleme yöntemlerinin havacılık uygulamalarına uygun olup olmadığı araştırılmıştır. Program kapsamında aynı yapısal performans ve ağırlıkta geleneksel yöntemlerle birleştirilmiş paneller entegre güçlendirilmiş paneller üretilmiş ve test edilmiştir. Yapılan karşılaştırma sonucu yüksek hızlı işlemeyle üretilmiş entegre güçlendirilmiş paneller geleneksel yöntemle birleştirilmiş panellere göre %61 daha az maliyetli olmuştur [2].

Perçinli veya yapıştırılarak birleştirilmiş panellerde, birleştirilen güçlendirme elemanları aynı zamanda yapıdaki çatlakların ilerlemesini kısıtlayan elemanlar olarak görev almaktadırlar. Perçinli yapılardaki perçin delikleri potansiyel çatlak başlama yerleri olmasına rağmen aynı zamanda çatlak durdurucu olarak da çalışmaktadırlar. Entegre yapılarda bu şekilde davranan doğal çatlak durdurucu elemanlar olmadığından yapıda oluşan bir yorulma çatlak çok hızlı bir şekilde ilerlemektedir. Entegre yapılara bu sebeple küçük güçlendirme elemanları eklenerek çatlakların ilerleme hızını düşürme amaçlanmaktadır [9]. Ehrström ve arkadaşları Al 2027 alaşımı panellerde küçük bölgesel güçlendirme elemanları ekleyerek yorulma çatlaklarının ilerleme hızını ciddi ölçüde azaltmışlardır [10].

Campbell ve arkadaşları yaptıkları çalışmada geometrik hataların, panelin basma yükleri altındaki analizine ne kadar etki yaptığını araştırmışlardır. Panellere çeşitli hatalar ekleyerek yapılan analiz ve testler gerçekleştirmişlerdir. Sonuç olarak yapıda bulunan geometrik hataların büyük bir etki göstermediğini gözlemlemişlerdir. Sonlu elemanlar yöntemi, testlerin ortalama bozulma yüklemesini %8 fazla tahmin ederek güvenli bölgede kalmıştır [11].

Hu ve Jiang güçlendirilmiş panellerin analiz metodlarının test ile doğrulanması konusunda çalışmışlardır. Doğrusal olmayan birçok analiz yaparak güçlendirilmiş panellerin burkulma yüklemesi altındaki davranışlarını tahmin etmeye çalışmışlar ve bunları da yaptıkları testlerle doğrulamışlardır (Resim 1.3). Tam boyutlu yapısal testlerin maliyetli ve uzun bir süreç olmasından dolayı birçok üretici kullandığı analiz metodlarını test ile doğruladıktan sonra bu metodlarla teste ihtiyaç duymadan üretim yapabilmektedir. Bu çalışmanın sonucunda da sonlu elemanlar yöntemi ve yapısal test sonuçları arasında kabul edilebilir seviyede küçük farklar çıkmıştır [12].

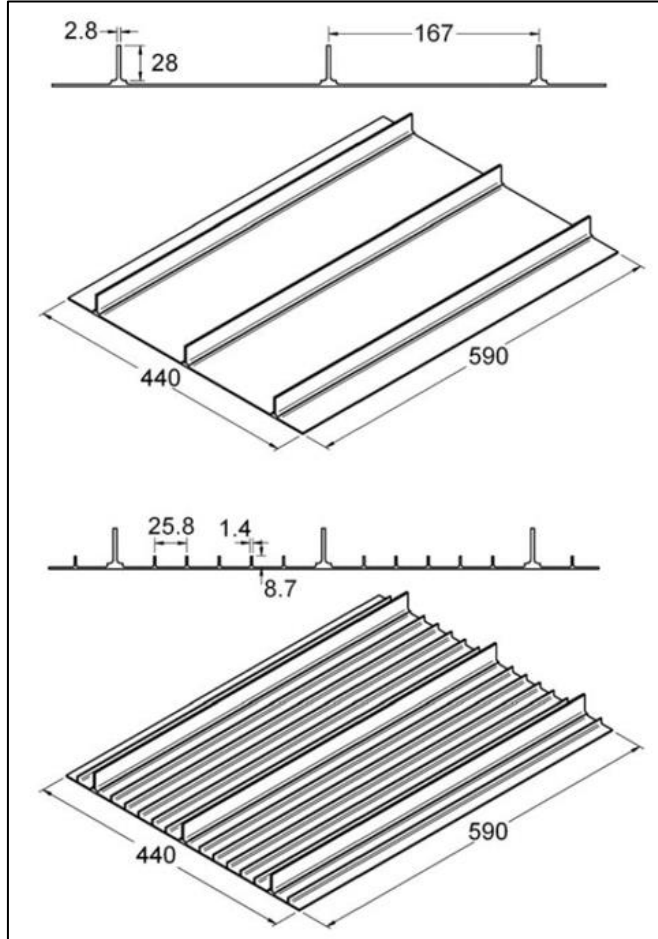


Resim 1.3. Hu ve Jiang'ın yaptığı sonlu elemanlar yaklaşımı ve yapısal test sonucu çıkan deformasyonun benzerliği [12]

Weimin ve arkadaşları eğimli paneller arasında burkulma davranışları için karşılaştırma yapmışlardır. Geleneksel yöntemlerle birleştirilmiş eğimli güçlendirilmiş panel ve eğimli entegre güçlendirilmiş panel yapıları sonlu elemanlar yöntemiyle analiz edilmiş ve daha sonra test ile doğrulanmıştır. Yapılan karşılaştırma sonucu entegre panelin yük taşıma kapasitesi geleneksel panele göre %18,4 daha fazladır [13-16].

Quinn ve arkadaşları [17] yaptıkları çalışmalarında küçük güçlendirme elemanları eklenmiş ve eklenmemiş entegre panelin burkulma davranışlarını karşılaştırmışlardır (Resim 1.4). Panel davranışları basma yükleri altında analiz edilmiş ve bu analiz sonuçları test ile doğrulanmıştır. Küçük güçlendirme elemanları eklenmiş entegre panelin ilk burkulma

performansının aynı ağırlığa sahip diğer panele göre %87,2 arttığı gösterilmiştir. Yine aynı panel burkulma sonrası davranışta da %17,7 daha iyi performans sergilemiştir (Çizelge 1.1).



Resim 1.4. Makalede kullanılan Test Numune Geometrileri [17]

Çizelge 1.1. Deneysel ve Hesaplamalı Panellerin Çökme ve Burkulma Yükleri [17]

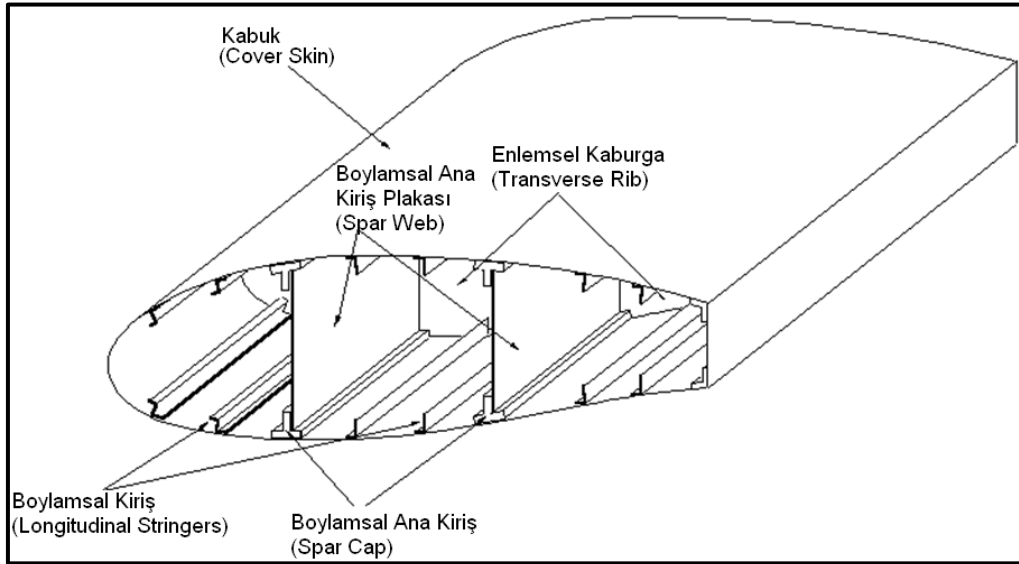
	Numune_A		Numune_B	
	İlk Burkulma Yükü (kN)	Nihai Panel Çökme Yükü (kN)	İlk Burkulma Yükü (kN)	Nihai Panel Çökme Yükü (kN)
Deneysel Data	74,5	216,6	140,2	255
Ölçülen Kusur	78,2	212,1	144,5	242,6
Özdeğer-Mod Kusuru	52,8	211,7	138	250,9

2. UÇAK YAPILARI VE BOZULMA KRİTERLERİ

2.1. Kanat Yapısal Elemanları

Uçak yapıları dört ana elemandan oluşmaktadır (Şekil 2.1).

1. Kabuk (Skin)
2. Kiriş (Spar)
3. Boylamsal Kirişler (Stringer)
4. Enlemsel Kaburga (Rib)



Şekil 2.1. Kanat içerisindeki yapısal elemanlar [18]

Kanadın görevi, bu yapısal elemanlar yardımıyla uçak üzerine gelen manevra yüklerini karşılamak ve uçağa gerekli kaldırma kuvvetini vermektir. Uçağın uçuşu ve manevra yapması sırasında maruz kaldığı yüklere kanadın dayanması gerekmektedir. Kanat, farklı manevralarda, yapılan manevranın keskinliğine göre artan “g” kuvveti olarak isimlendirilen ivmelere maruz kalmaktadır. Uçağın ilk tasarım aşamalarında bir performans kriteri olarak belirlenen bu ivmelenme kuvvetine bağlı olarak yapısal elemanlar boyutlandırılmaktadır. Uçak üzerine etkiyen yüklere göre temel kanat yapısı belirlendikten sonra en az üretim problemi yaratacak şekilde yeterli sertlik, dayanım ve hafiflikte yapı boyutlandırılmaya başlanmaktadır [6]. Kanat, üzerinde ayrıca iniş takımı bağlantı yükleri, yakıt basıncı (statik

ve dinamik), kanat hücum ve firar kenarı yükleri, motor ağırlıkları gibi ikincil yüklere de maruz kalmaktadır.

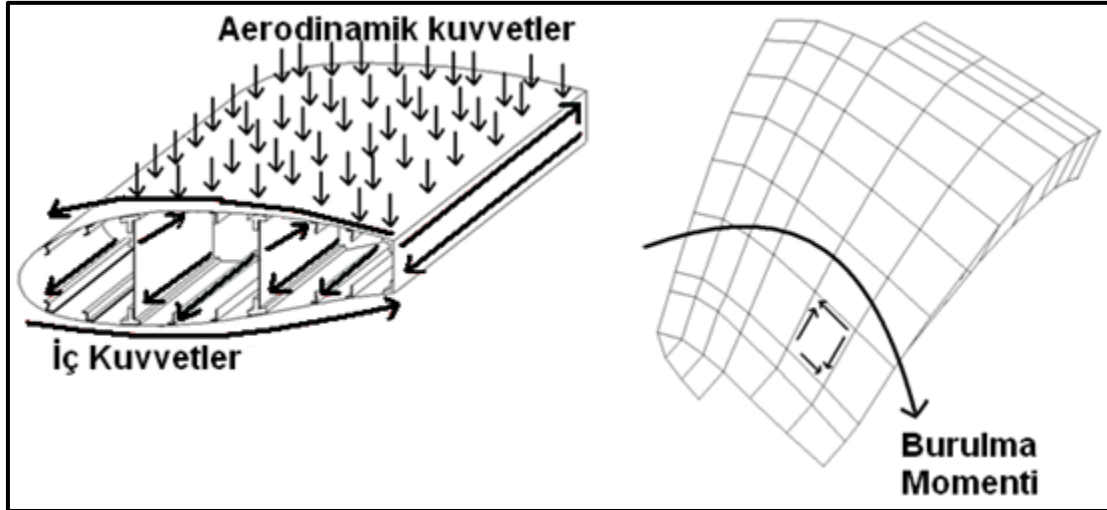
Uçak yapılarının günümüzde en çok tercih edilen metodu yarı-monokok yapısıdır. Yarı-monokok yapılar ince bir kabuğun içten boylamsal kiriş ve enlemsel kaburgalarla güçlendirilerek oluşturulur. Bu yapılarla hem kabuk üzerine gelen yükler karşılanmakta hem de kanat yapısının aerodinamik şekli korunmaktadır.

2.1.1. Kabuk

Kabuk elemanı, kanadı oluşturan yapısal elemanları dışarıdan saran ve kanadın aerodinamik şeklini koruyan panellerdir. Kanat üzerindeki eğilme momenti üst kabukta basma, alt kabukta çekme yüklemesine neden olmaktadır. Bu alt ve üst kabuğu tasarım, analiz ve malzeme seçimi gibi çeşitli konularda farklılaştırmaktadır. Kanadın alt ve üst kabuğunda meydana gelen farklı tipteki yüklemelerden dolayı üst kabuk burkulma, alt kabuk ise yorulma dayanımı tarafından boyutlandırılmaktadır. Kanat içerisindeki ekipman, boru veya yakıt gibi elemanlara bakım veya montaj sebebiyle gerekli olan erişimler çeşitli erişme kapakları aracılığıyla sağlanmaktadır. Bunlar da özellikle alt kabuk için yorulma performansına kötü etkileyen bir durum olduğundan açılan erişim delikleri etrafına destekleyici ikincil elemanlar (doubler) atılmaktadır. Sac metal yapılarda bu elemanlar başka bir sac metalin bağlanmasıyla olurken, talaşlı imalatla üretilmiş kabuklarda bu bölgelerde kalın malzeme bırakılarak daha efektif bir şekilde elde edilebilmektedir.

Kabuğun üç temel yapısal görevi bulunmaktadır (Şekil 2.2).

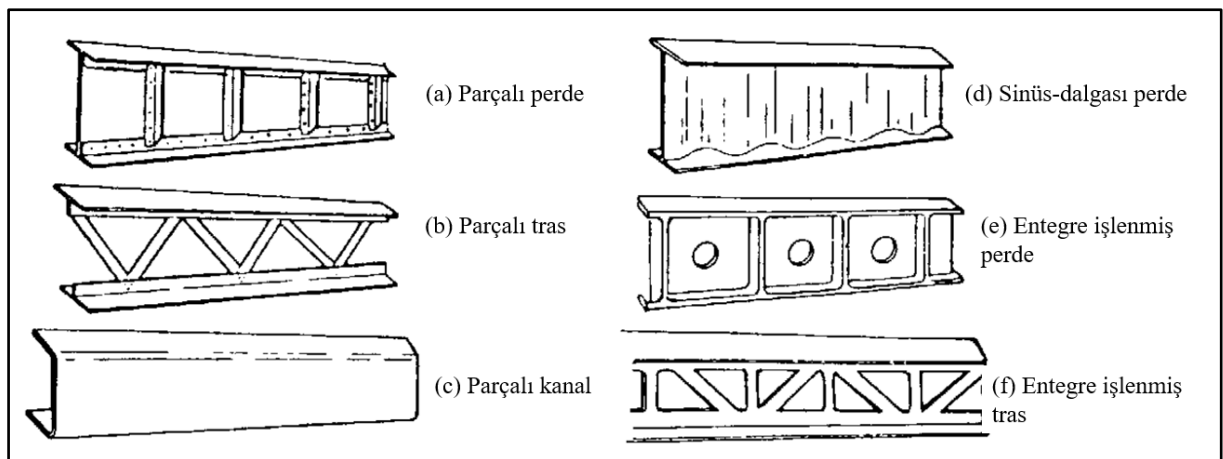
1. Kanadın maruz kaldığı aerodinamik yükleri içerideki yapısal elemanlara iletmek
2. Kanada etkiyen burulma momentlerini dengelemek
3. Kanada etkiyen eğilme momentleri ve eksenel kuvvetleri kirişlerle birlikte dengelemek



Şekil 2.2. Kanat yapısı üzerine etki eden kuvvetler [18]

2.1.2. Kiriş

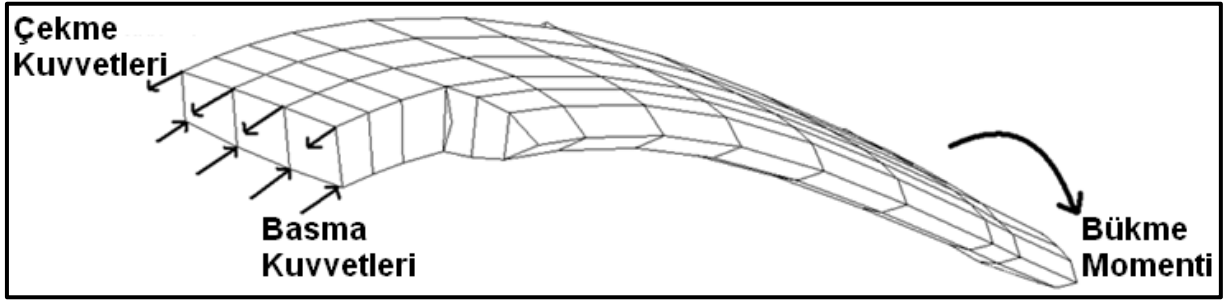
Kanatta bulunan kirişlerin dayanım/ağırlık oranını yüksek olabilmesi için yüksek atalet momentine sahip kesit alanı gerekmektedir. Genelde uçak yapılarında bu sebeple I kesit alanına sahip kiriş yapıları tercih edilmektedir. Uçak yapılarında sıklıkla tercih edilen kiriş konfigürasyonları Şekil 2.3'te gösterilmiştir. Uçağın tipi, görev profili, üretim kabiliyetleri ve maliyet gibi çeşitli sebeplerle farklı uçaklarda farklı kiriş yapıları tercih edilmektedir.



Şekil 2.3. Uçak kanadında kullanılan kiriş konfigürasyonları [18]

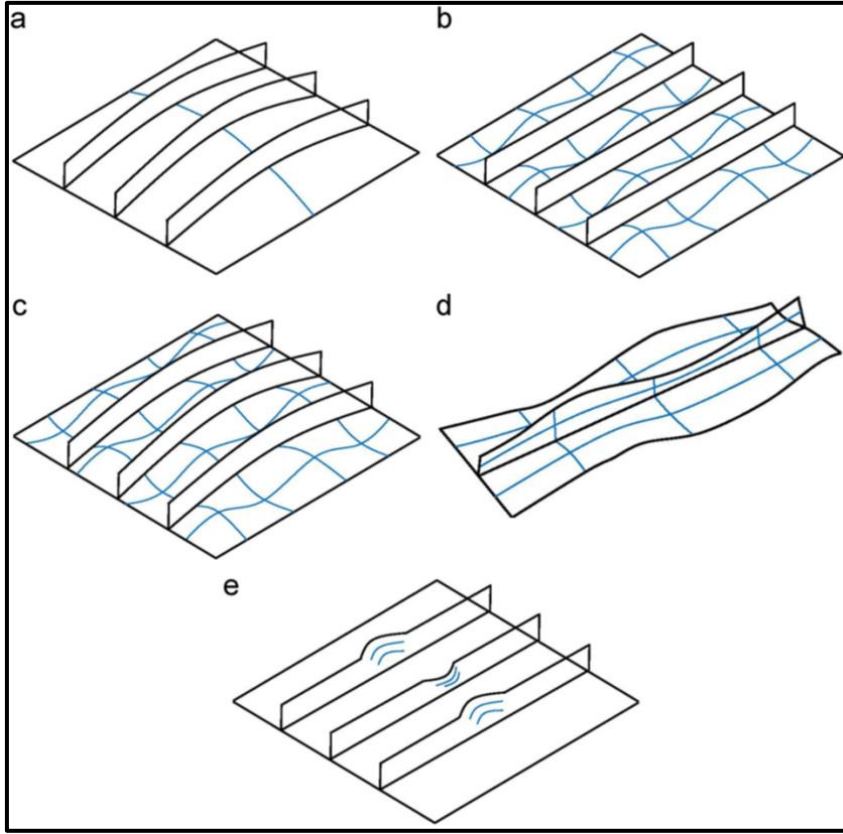
2.1.3. Boylamsal Kirişler

Boylamsal kirişler kanat üzerine gelen eğilme momenti kaynaklı aksenal kuvvetleri dengelerler. Alt ve üst kabuktaki basma ve çekme yüklerine benzer şekilde alt kabuk üzerindeki boylamsal kirişler çekme, üst kabuk üzerindeki boylamsal kirişler de basmaya maruz kalmaktadır (Şekil 2.4). Ayrıca kabuk yapısı ince ve geniş olduğundan kararsız bir yapıdadır. Boylamsal kiriş elemanlarıyla birlikte daha küçük panellere bölünerek boylamsal yönde kararlılıkları artırılabilir.



Şekil 2.4. Kanat içerisindeki boylamsal kirişlerin üzerine gelen yükler [18]

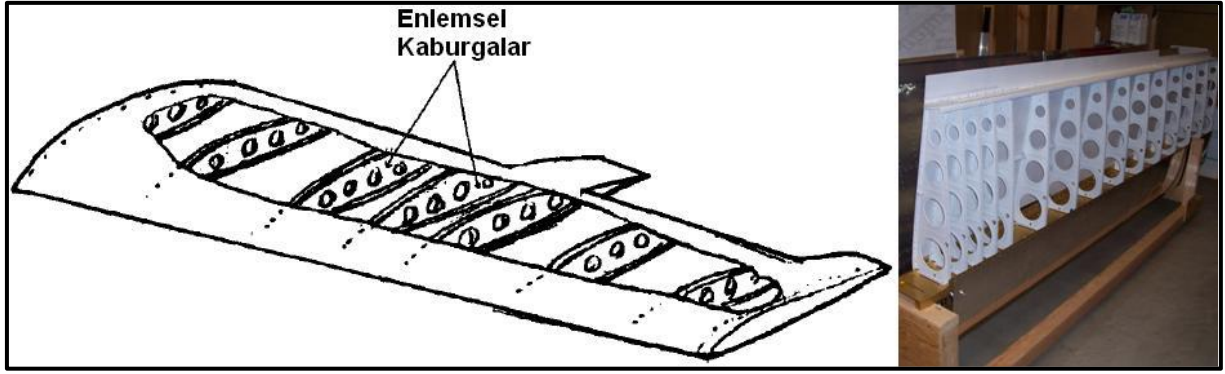
Boylamsal kirişler ve kabuk yapısının birlikte oluşturduğu yapı güçlendirilmiş panel olarak adlandırılır. Hava araçlarındaki yarı-monokok yapılarda oldukça sık rastlanan bu güçlendirilmiş paneller, özellikle kanat üst kısmında basma yükleri altında çalışmaktadır. Basma yükleri altında bu panellerin sahip olduğu bozulma modları Resim 2.1’de gösterilmiştir.



Resim 2.1. Basma yükleri altında güçlendirilmiş panellerin burkulma modları [19]

2.1.4. Enlemsel Kaburga

Uçak kanadının gerekli taşıma kuvvetini sağlaması için sahip olduğu aerodinamik şekil çok önemlidir. Sadece kabuk, üzerine gelen yüklere karşı bu şekli sağlayamamaktadır. Enlemsel kaburgalar kabuk yapısını destekleyerek bu şeklin tüm uçuş koşullarında korunmasını sağlamaktadırlar. Ayrıca boylamsal kirişlerin panelleri bölerek kabuk yapısının kararlılığını arttırdığı biçimde enlemsel kaburgalar da kabuk yapısını enlemsel yönde küçük panellere ayırmaktadır (Resim 2.2).



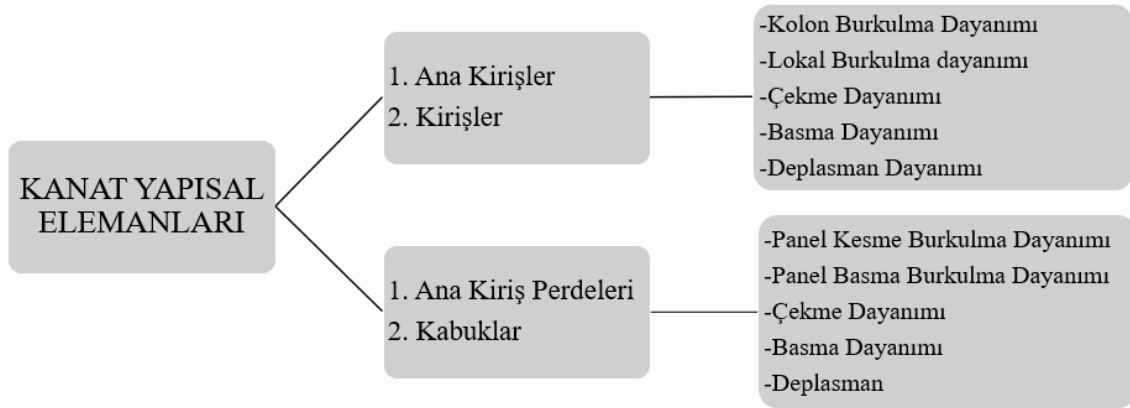
Resim 2.2. Kanat yapısı içerisinde enlemsel kaburgalar ve örnek yerleşimi [19]

2.2. Uçak Yapılarında Kullanılan Malzemeler

Uçak yapılarında tasarımcılar için en önemli parametre her zaman ağırlık olmuştur. Uçak üzerine eklenen fazladan her ağırlık, uçağın ömrü boyunca gereksiz yere taşınacak ve taşınan bu fazladan ağırlık nedeniyle faydalı yük, yolcu, yakıt, silah gibi operasyonel anlamda önemli şeylerin daha az taşınmasına neden olacaktır. Bu sebeple uçak yapısal tasarımında gelen yüklere dayanan minimum ağırlıkta parça oluşturmak tasarımcıların birinci önceliği olmuştur. Ağırlıkla birlikte göz ardı edilmemesi gereken bir diğer parametre de maliyettir. Çoğu zaman bir tasarımda en hafif malzemeyi tercih etmek maliyet için uygun bir hamle olmamaktadır. Malzeme seçimi yapmak, uygun yerde optimum malzemeyi kullanmak demektir. Burada optimum malzeme ifadesiyle uygun maliyet, dayanım özellikleri, katılık, ısıl özellik, elektriksel iletkenlik ve yoğunluk kastedilmektedir. Dolayısıyla tasarım yapılan bölgeye uygun malzeme seçimi yapılması uçak tasarımında önemli rol oynamaktadır. Uygun malzeme seçimi yapabilmek için malzemelerin özelliklerinin de iyi bilinmesi gerekmektedir.

2.3. Kanat Yapısal Elemanlarının Bozulma Kriterleri

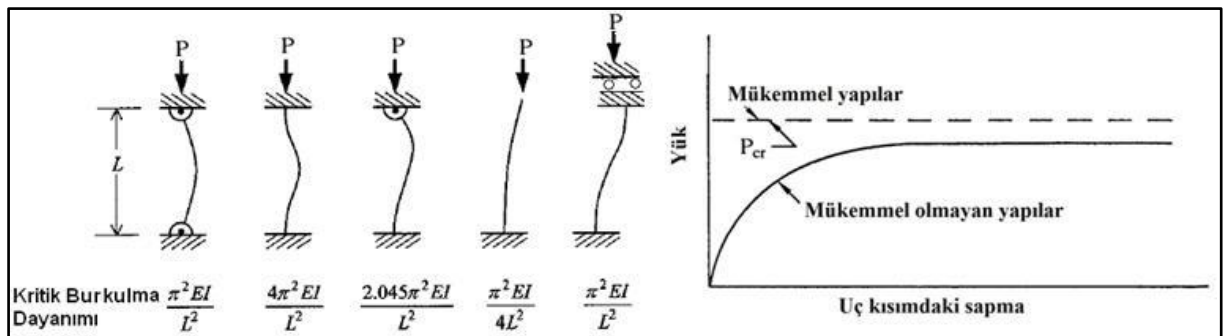
Kanat yapısal elemanları bulundukları bölgelere ve üzerlerine etkiyen yüklemelere göre farklı bozulma kriterlerine sahiptirler (Şekil 2.5). Sahip oldukları tasarım kriterlerine göre bu bozulma modlarına dayanmaları beklenmektedir.



Şekil 2.5. Kanat yapısal elemanlarının bozulma kriterleri

2.3.1. Ana Kirişler ve Kirişlerde Yapısal Kararsızlık

İdeal durumda basma yüklemesine maruz kalan kolonlar merkezlerinden gelen yüklemelere karşı kritik dayanım değerlerine kadar yük taşıyabileceklerdir. Ancak burkulma sebebiyle bu dayanım değerinden daha düşük değerlerde bozulma davranışı göstermektedirler. Burkulma sonucunda yük artışından bağımsız olarak çok ani ve yüksek deformasyonlar yapı üzerinde oluşmaktadır [20]. İdeal durum pratik uygulamada gerçekleşmeyeceğinden dolayı Şekil 2.6'da gösterildiği gibi tüm kolonlar sahip olduğu sınır koşullarına bağlı olarak basma yükleri altında bozulmaya uğradığı basma dayanımlarından daha düşük birer kritik burkulma dayanımına sahiptir. Bu kolonlar hem üzerilerine uygulanan basma kuvvetini hem de geometrik bozukluktan kaynaklanan ekseninden kaçıklığın yarattığı momenti taşımaktadır.



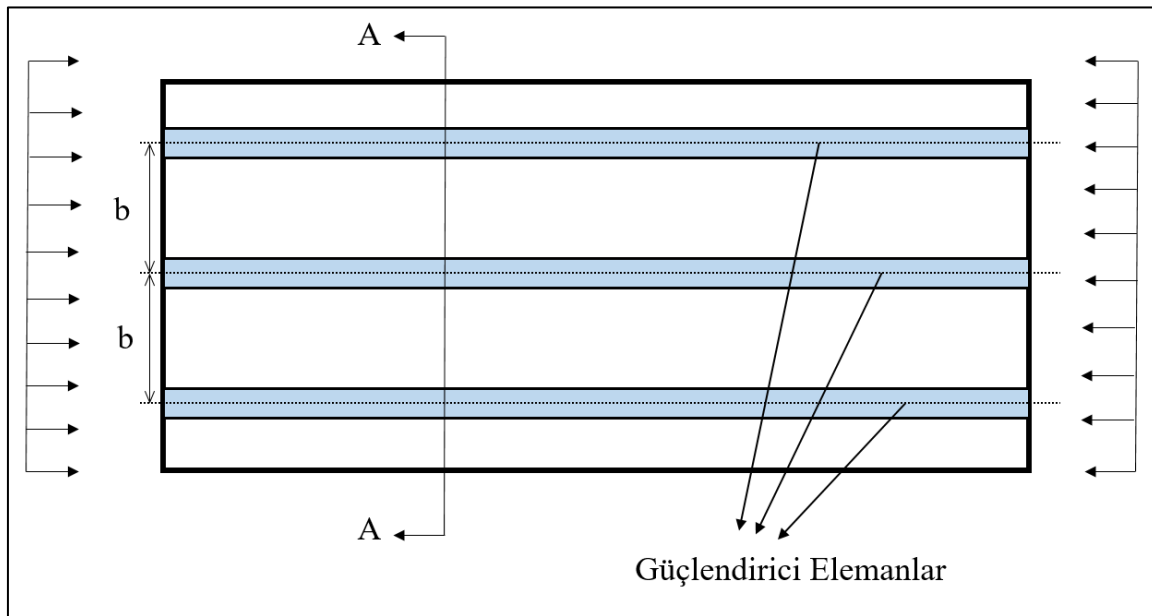
Şekil 2.6. Kolon Kararsızlığı [18]

Bir kolon, sahip olduğu boyutlara bağlı olarak farklı narinlik oranlarına sahiptir. Bu narinlik oranına bağlı olarak kolonun boylamsal düzlemi ve kolonun kesitsel düzlemi olmak üzere iki farklı kararsızlık bulunmaktadır. Malzeme, kesit geometrisi ve sınır koşullarındaki bağlantı biçimine göre kolonda; kolon ötelenmesi, kolon dönmesi, kolon ötelenmesi ve dönmesi gibi üç farklı bozulma çeşidi oluşmaktadır. Kesit düzlemindeki kararsızlık ise bölgesel şekil bozukluklarını içermektedir. Bölgesel şekil bozukluğu ve bölgesel burkulma olmak üzere iki çeşit kesit düzleminde kararsızlık bulunmaktadır.

Hava araçlarındaki yapısal parçaların tasarımında karşılaşılan farklı tiplerdeki teorik burkulma yükü çizelge, formül ve grafikler yardımıyla hesaplanmaktadır.

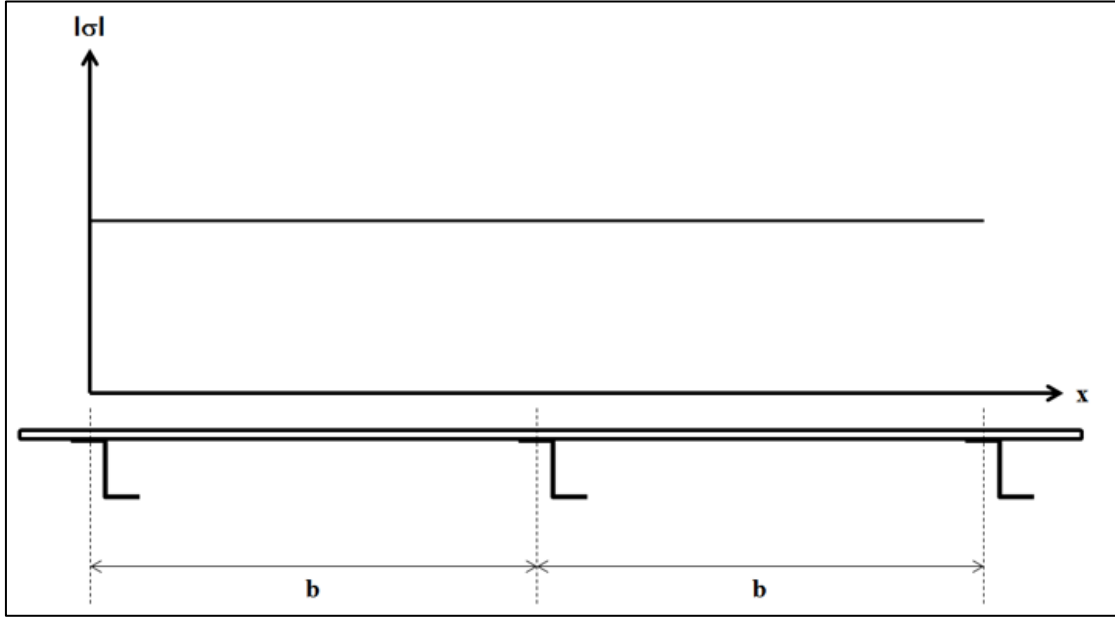
2.3.2. Güçlendirilmiş Panellerin Basma Yüklemesi Altında Davranışı

İdeal durumda eğer panele düzlemsel bir basma yüklemesi etki ediyorsa, panelde düzgün bir gerinim dağılımı ve buna bağlı olarak da düzgün bir gerilme dağılımı meydana gelecektir (Şekil 2.7). Bu durumda panel kararlı durumdadır.



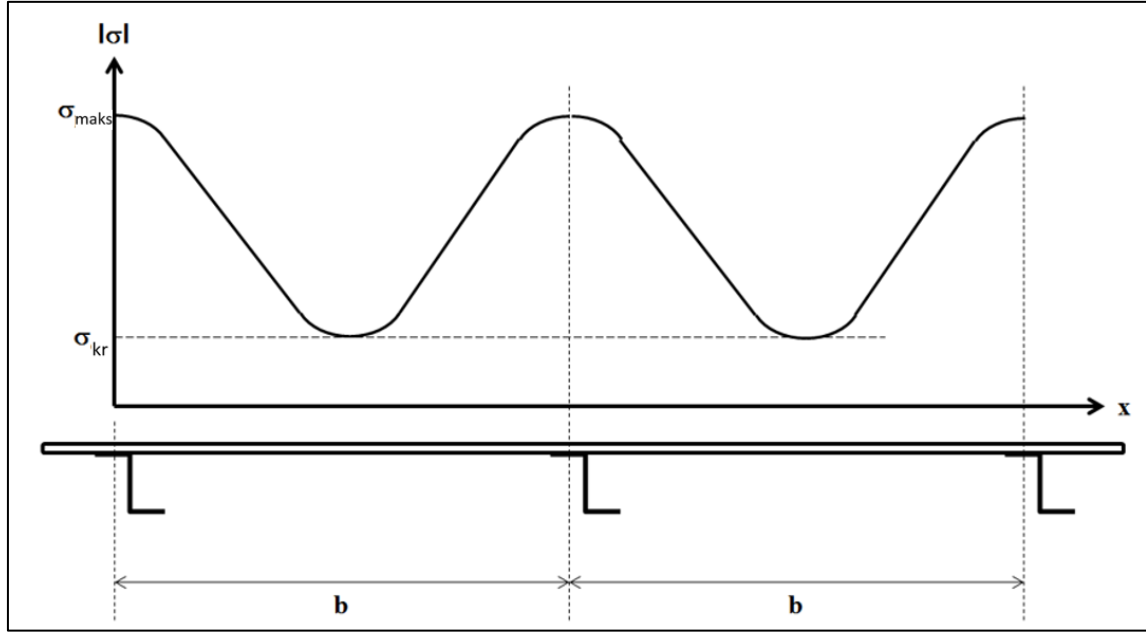
Şekil 2.7. Basma yüklemesi altındaki panel üstten görünüş

Bu şekilde kararlı yükleme durumunda panel boyunca gerilme dağılımı Şekil 2.8’de görüldüğü gibi her istasyonda eşit olacak şekilde dağılmaktadır.



Şekil 2.8. Burkulma öncesi panel üzerindeki gerilme dağılımı (A-A Kesiti)

Ancak yüklemenin seviyesi paneli burkacak kadar yükseldiğinde kararsızlıklar başlamaktadır (Şekil 2.9). Bu kararsız duruma ulaşıldığında, panel üzerindeki gerilme dağılımı artık düzgün olmayacaktır. Panelin kabuk kısmı kritik burkulma gerilmesini taşımaya devam edecektir. Güçlendirici elemanla bağlantılı olan kabuk bölgesinde daha çok gerilme taşınmaya devam edecektir. Taşınan gerilme değeri kademeli bir şekilde güçlendirici elemanın merkez çizgisine kadar artarak gitmekte bu noktadan sonra azalmaya başlamaktadır. Bu dağılım panel çökme yüküne ulaşp, güçlendirici elemanların da burkulmaya uğramasına kadar bu şekilde devam etmektedir.



Şekil 2.9. Panel burkulmasından sonra gerilme dağılımı (A-A Kesiti)

3. MODEL HAZIRLAMA VE ANALİZ

Bu bölümde, tez çalışmasında karşılaştırması yapılacak 3 boyutlu panel modellerinin nasıl belirlendiği, modellendiği ve analiz edildiği anlatılmıştır. Önceki bölümlerde anlatıldığı gibi kanat üst kabuğun maruz kaldığı basma yüklemesi karşısında burkulma performans karşılaştırması yapılacağından, kanat üst kabuğun bir kısmını simüle edecek numuneler oluşturulmuştur. Eklenen güçlendirici elemanların panelin burkulma performansını nasıl ve ne boyutta etkileyeceği araştırıldığından, sağlıklı karşılaştırma yapabilmek amacıyla güçlendirici eleman geometrisi dışındaki parametreler sabit tutulmuştur.

3.1. Model Belirlenmesi ve idealleştirme

Çalışmada Al-7050 alaşımlı malzemeye sahip aynı ağırlıkta beş farklı panel kullanılmıştır. Aynı ağırlıkta farklı geometrilerde paneller belirlenmeye çalışıldığından karşılaştırma yapılabilmesi için kabuk kalınlığı ve panel boyutları sabit tutulmuştur. Eklenen güçlendirici elemanlarının panel burkulma performansları üzerine etkisi incelendiğinden, güçlendirici boyutları her panelde Çizelge 3.1’de gösterildiği şekilde farklıdır.

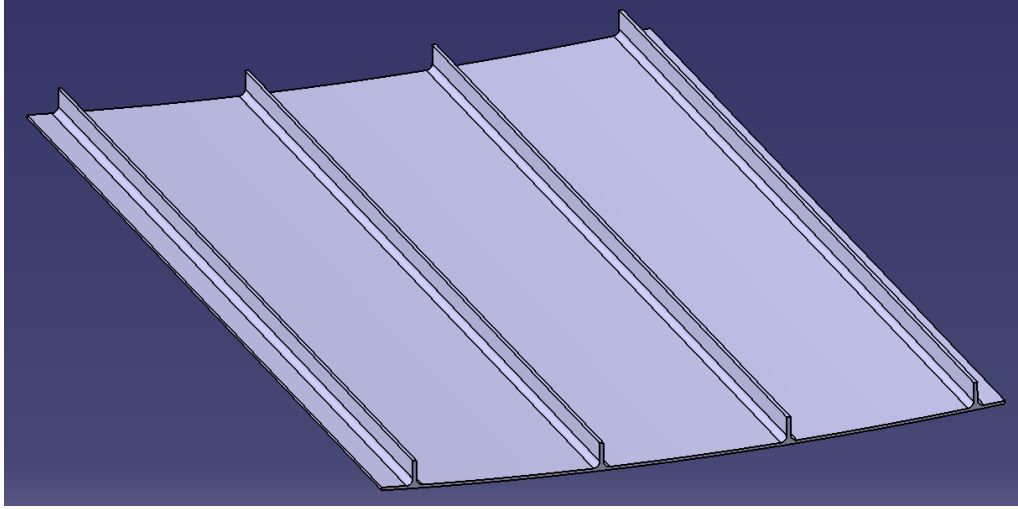
Çizelge 3.1. Panel boyutları

	Panel_A	Panel_B	Panel_C	Panel_D	Panel_E
Boy (mm)	800	800	800	800	800
Genişlik (mm)	500	500	500	500	500
Kabuk Kalınlığı (mm)	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5
Ana Güçlendirici Kalınlığı (mm)	4,4	3	3,2	2,2	2,2
Ana Güçlendirici Yükseklik (mm)	28	28	28	28	28
Yardımcı Güçlendirici Kalınlığı (mm)	-	2	-	1,4	-
Ana Güçlendirici Kesit	I	I	T	T	Z
Ağırlık (g +/- 40 g)	4000	4000	4000	4000	4000

3.2. CAD Modelleri

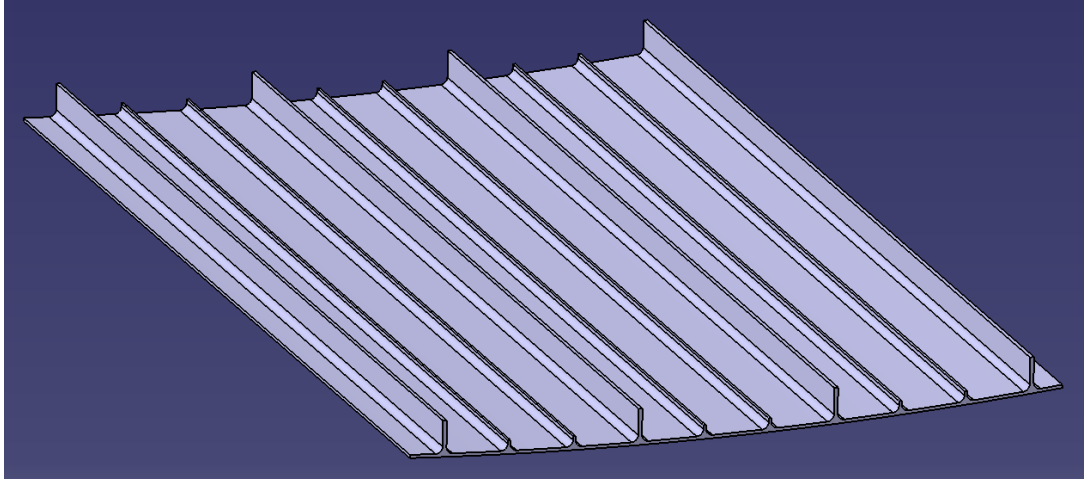
Bu bölümde tez çalışması kapsamında oluşturulan panel modelleri 3 boyutlu olarak gösterilip anlatılmıştır. Yapılan karşılaştırmanın sağlıklı olabilmesi için panel geometri parametrelerinden genişlik, boy, kabuk kalınlığı ve ağırlık sabit tutulmuştur. Bu sayede, eklenen güçlendirici elemanların panel burkulma performansına etkisinin gözlemlenmesi amaçlanmıştır.

Panel_A olarak isimlendirilen model I güçlendirici kesit alanına sahip olup Resim 3.1’te gösterilmiştir. Panel 4,4 mm kalınlığında ve 28 mm yüksekliğinde dört ana güçlendiriciye sahip olup yardımcı güçlendirici kullanılmamıştır. Bu panelde güçlendirici elemanın geometrisi sayesinde en kalın güçlendirici eleman kullanılmıştır.



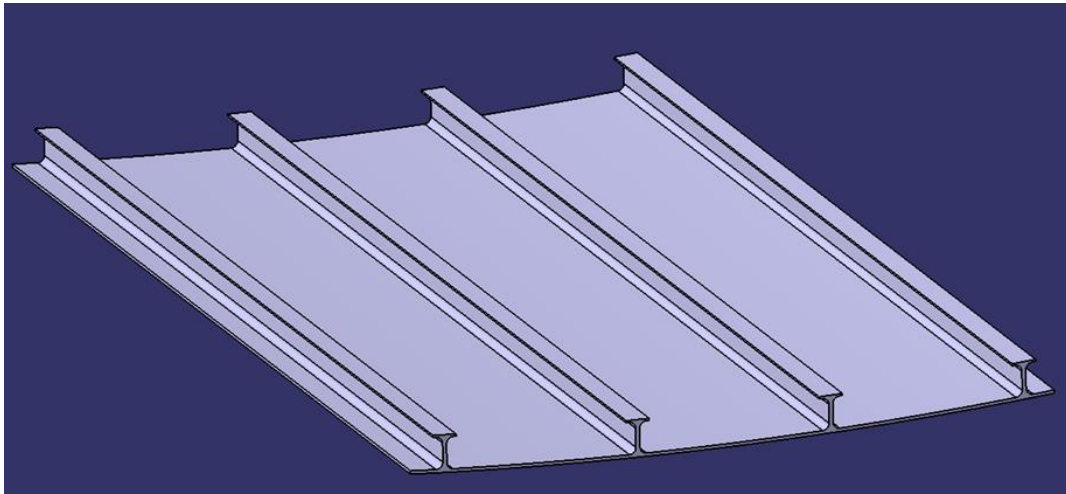
Resim 3.1. Panel_A tasarımı 3 boyutlu modeli

Panel_B tasarımında Panel_A ile benzer olarak güçlendirici kesit alanı I seçilmiştir (Resim 3.2). Bundan farklı olarak ana güçlendirici elemanların arasına küçük yardımcı güçlendirici elemanları eklenmiştir. Bu sayede kabuk önceki tasarıma göre daha küçük alanlara bölünmüştür. Bunu yapabilmek için aynı ağırlıktaki panellere ulaşmamız gerektiğinden ana güçlendirici kalınlığı azaltılmıştır. Yapılacak olan karşılaştırma sırasında araya eklenen yardımcı güçlendirici elemanların burkulma performansını nasıl etkileyeceği de gözlemlenmiş olacaktır.



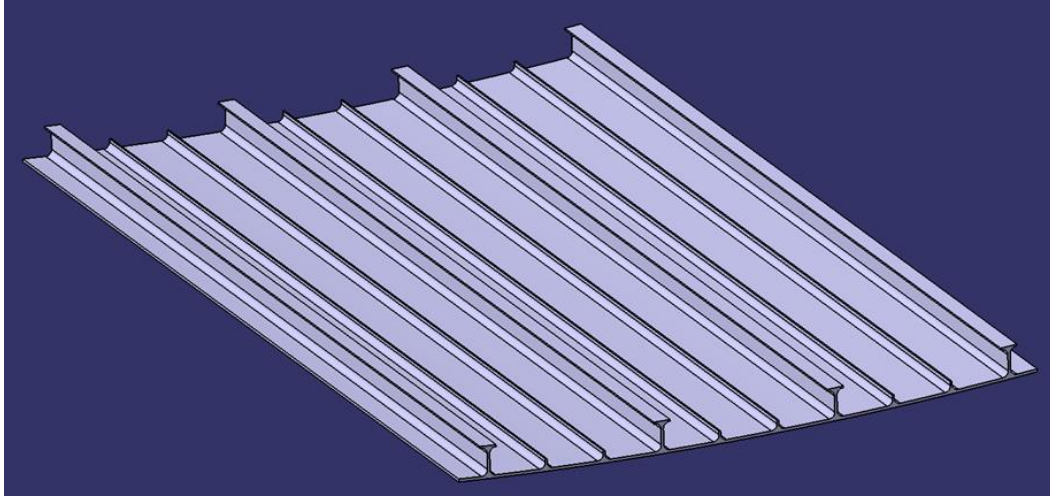
Resim 3.2. Panel_B tasarımı 3 boyutlu modeli

Panel_C tasarımında Panel_A ya benzer şekilde sadece ana güçlendirici elemanlar bulunmaktadır (Resim 3.3). Farklı olarak güçlendirici eleman kesit olanı T olarak belirlenmiştir. Bu seçimde asıl amaç güçlendirici elemanın Panel_A'da boşta olan uç kısmına malzeme ekleyerek bu kısımdaki sınır koşulunu değiştirmektir. Güçlendirici eleman dayanıklılığında çok önemli bir faktör olan bu sınır koşulu iyileştirmesinin panel burkulma dayanımına etkisi gözlemlenecektir.



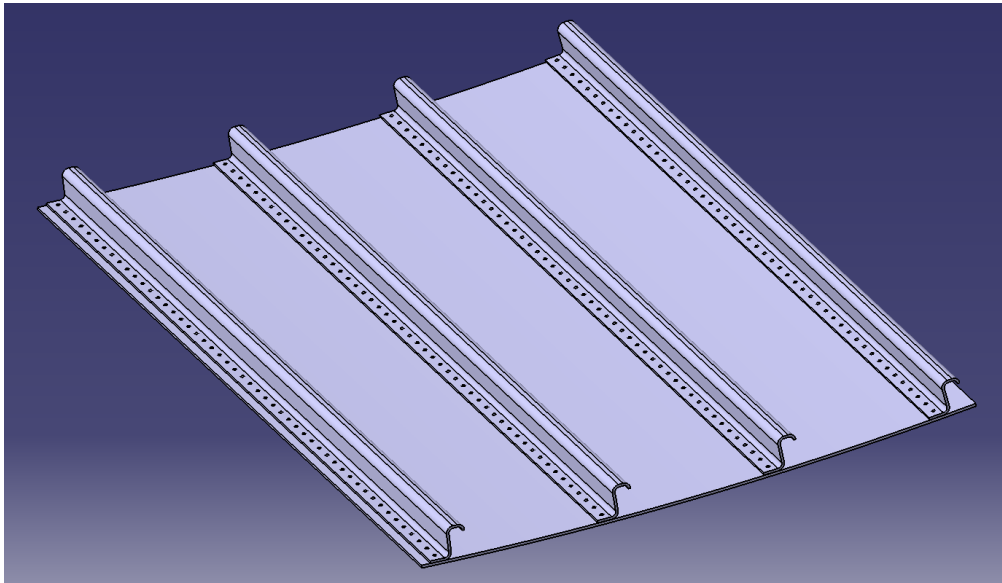
Resim 3.3. Panel_C tasarımı 3 boyutlu modeli

Son entegre güçlendirilmiş panel numunesi olan Panel_D tasarımında T kesit alanlı güçlendirici elemanların arasına yardımcı güçlendirici elemanlar eklenmiştir (Resim 3.4).



Resim 3.4. Panel_D tasarımı 3 boyutlu modeli

Panel_E olarak isimlendirilen son numune ise perçinli yapıdadır (Resim 3.5). Geleneksel yöntemlerle kabuk ve panel ayrı ayrı üretilip perçinlerle birleştirilmiştir. Bu numunenin tercih edilme sebebi de yine kabuk kalınlığı, genişlik ve boy sabit tutularak güçlendirici elemanların perçinle birleştirildiği durumda panel burkulma performansına nasıl etki yapacağını gözlemlemektir. Önceki tasarımlardan farklı olarak güçlendirici eleman geometrisinde daha esnek olunabilmektedir. Bu sebeple basma yüklemesi altında en iyi performans sergileyen kesit alanlarından biri olan Z seçilerek daha gerçekçi bir karşılaştırma yapılmak amaçlanmaktadır.

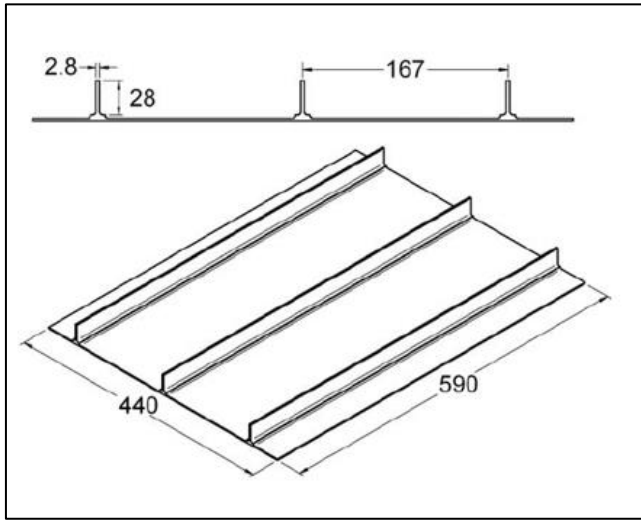


Resim 3.5. Panel_E tasarımı 3 boyutlu modeli

3.3. Analiz Metodunun Doğrulanması

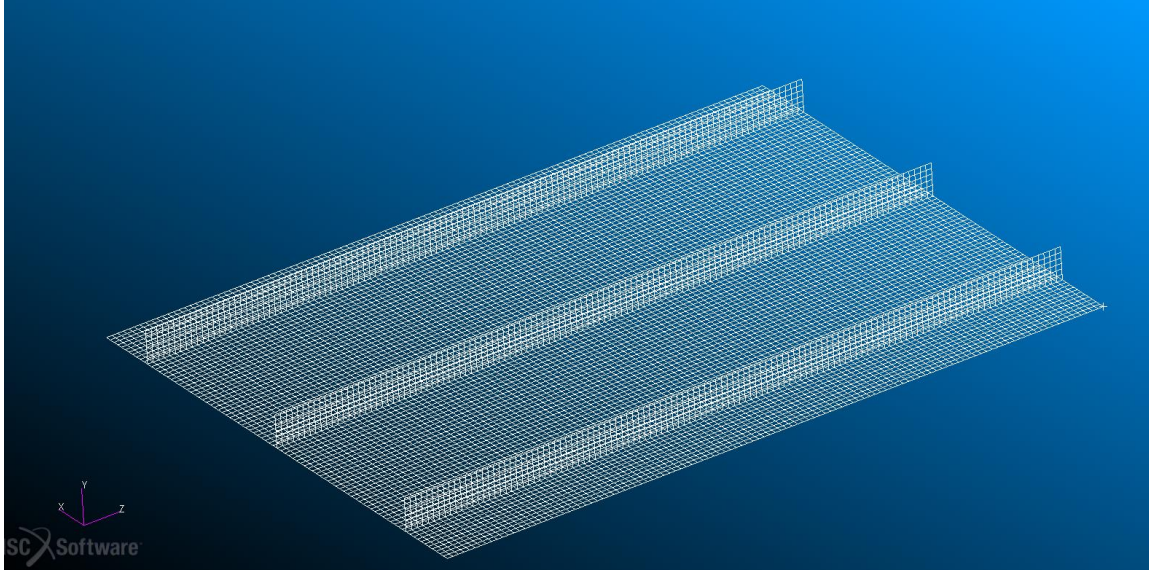
Sonlu elemanlar modelini doğrulama yöntemi olarak literatürde test içeren bir makale kullanılacaktır. MSc.Nastran’da yapılan sonlu elemanlar analizi sonucu, makalede verilen test sonuçları karşılaştırılarak aradaki fark belirlenecektir. Test ve FEM sonuçlarının birbirine yeterli seviyede yakın olduğu gösterilmeye çalışılarak, bundan sonraki paneller için sadece FEM analizi yapılması yeterli olacaktır. Doğulamada kullanılacak olan makale, literatür araştırması kısmında detaylıca anlatılan Quinn ve arkadaşlarının [17] makalesi olacaktır.

Şekil 3.1’de Quinn makalesindeki test numunesi_A gösterilmiştir. Test numunesi 50 mm kalınlığındaki alüminyum alaşım 2024-T351 plakadan talaşlı imalatla işlenmiştir.



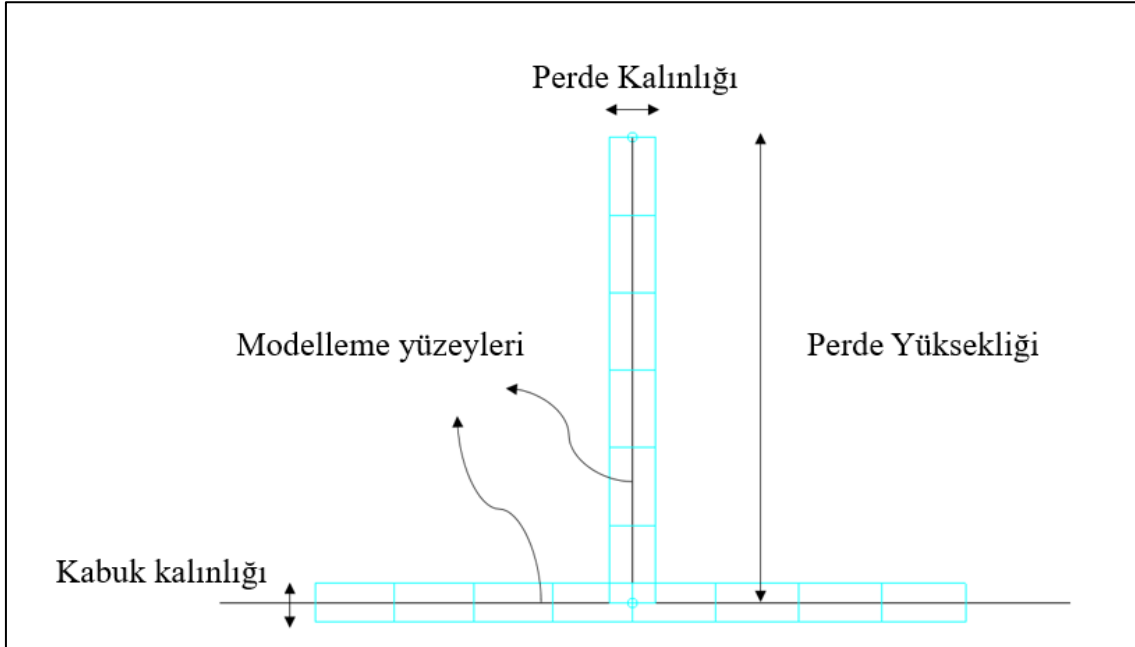
Şekil 3.1. Referans alınan makaledeki test numunesi A geometrik modeli [17]

Şekil 3.1’de gösterilen test numunesi A 5 mm’lik dört düğüm noktası içeren dörtgen CQUAD4 sonlu elemanlar ağı ile örülmüştür (Resim 3.6). Ağ boyutu burkulma analizi sonuçlarını etkileyeceği için bir yarım burkulma dalgasında en az 10 eleman olmasına dikkat edilmiştir.



Resim 3.6. Sonlu Elemanlar Ağı Örölmüş Model

Kabuk ve web yapıları, kalınlıklarının yarısındaki iki boyutlu yüzeylerde idealize edilmiştir. Kabuk ve web arasında oluşan kabuk kalınlığının yarısı kadar olan mesafe ihmal edilmiştir (Şekil 3.2).



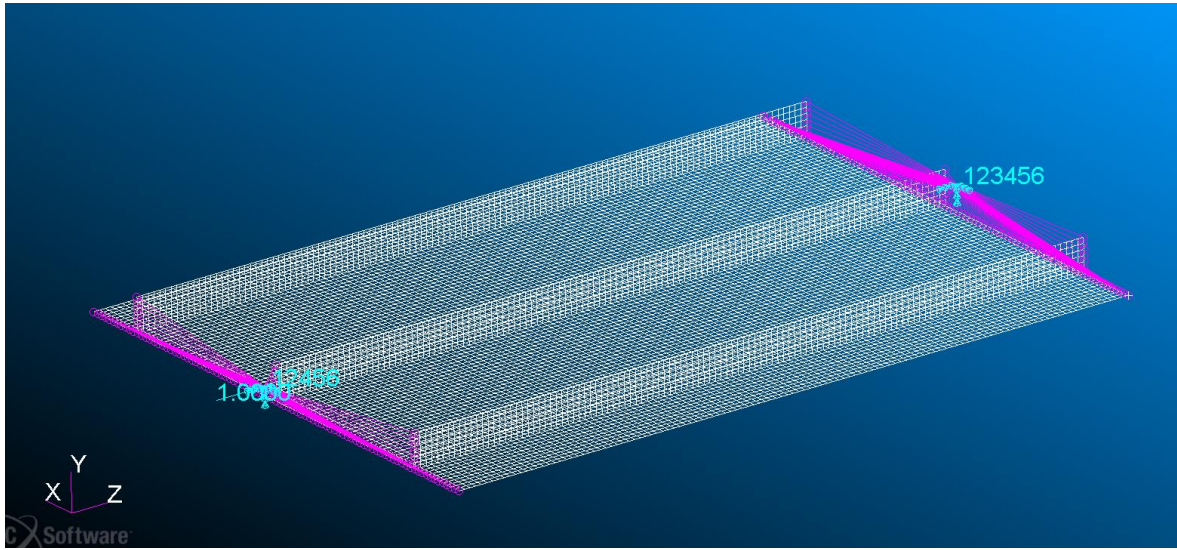
Şekil 3.2. Sonlu elemanlar modelinde kullanılan yüzey modelleme kabulleri

MMPDS'den [21] alınan Al 2024-T351 malzeme özellikleri Çizelge 3.2'de listelemiştir. Metalik malzeme özellikleri MAT1 kartını kullanarak tanımlanmıştır. Panel kalınlıkları PSHELL kartı ile tanımlanmıştır.

Çizelge 3.2. Al 2024-T351 malzeme özellikleri (A Basis) [21]

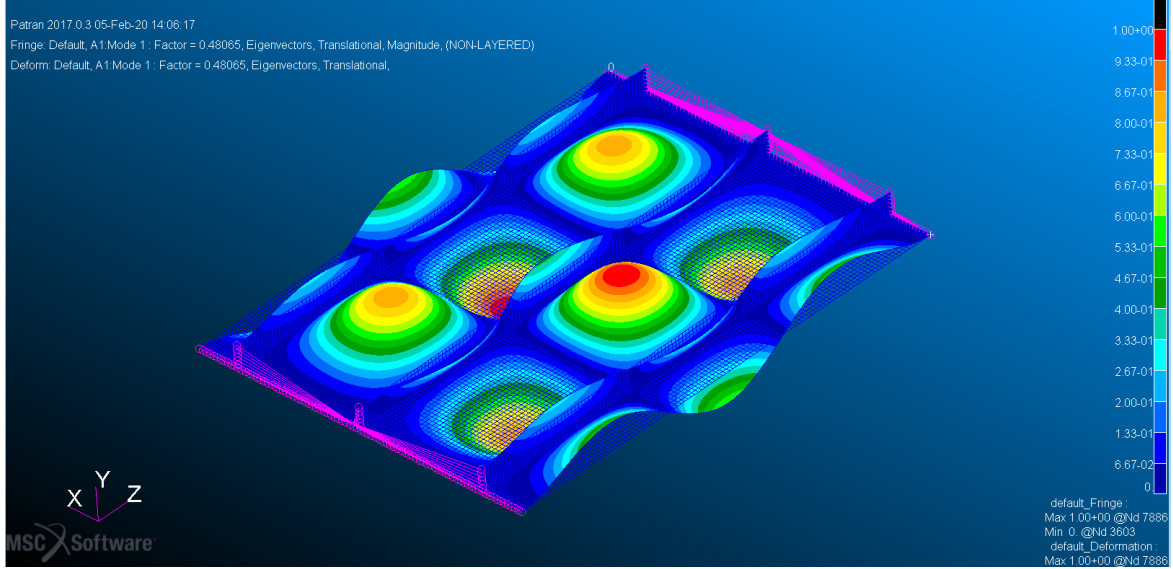
Al 2024 –T351		
Elastisite modülü	73773	MPa
Poisson oranı	0,33	-
F _{tu}	413,68	MPa
F _{ty}	289,57	MPa
e	0,04	-

Panele test yüklemesini modellemek için z yönündeki kenarlarından sınır koşulları uygulanmıştır. Bir kenarı x,y ve z eksenlerinde tamamıyla sınırlandırılmış olup, diğer kenarı x ve y de sınırlandırılarak z yönünde 1mm basma yönünde yer değiştirme tanımlanmıştır (Şekil 3.3).



Şekil 3.3. Sonlu Elemanlar Modelindeki Sınır Koşulları

İlk burkulma yükü ve modunu elde etmek için Nastran SOL105 kullanarak doğrusal özdeğer analizi (Linear eigenvalue analysis) koşturulmuştur. Analiz sonucu elde edilen ilk burkulma modu Şekil 3.4’da gösterilmiştir.



Şekil 3.4. İlk burkulma modu-FEM sonucu

Yapılan burkulma analizi sonucu $\lambda=0,485$ olarak bulunmuştur. Bu değer panelin ilk burkulma modunun toplam yüklemenin ne kadarında gerçekleştiğini gösteren faktör değeridir. Statik analiz sonucunda tepki kuvveti 156000 N olarak bulunmuş olup, ilk burkulma modunun görüleceği kuvvet aşağıdaki gibi hesaplanmıştır.

$$F_T * \lambda = 156000 * 0,485 = 75,7 \text{ kN}$$

F_T : Tepki kuvveti

λ : Özdeğer (Eigenvalue)

Referans alınan makaledeki Quinn'in [1] yaptığı test sonucu panel 74,5 kN de ilk burkulma moduna girmektedir. Yapılan patran analizi sonucu test sonucuna;

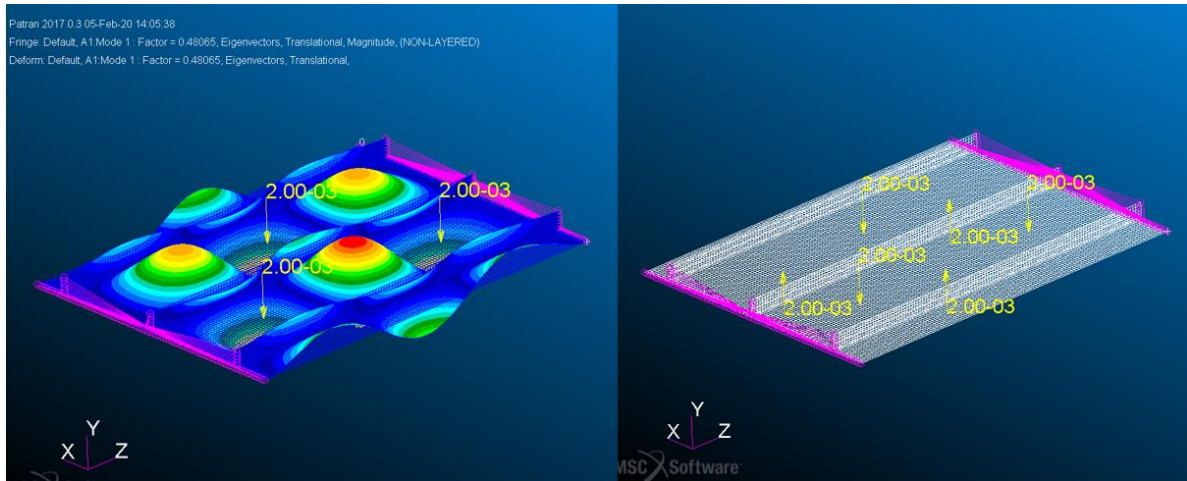
$$\% \text{ Hata} = \frac{75,7 - 74,5}{74,5} * 100 = \% 1,6$$

oranında yaklaşmıştır. Bu göz ardı edilebilir hata oranı FEM'de kullandığımız yöntemin doğru olduğunu göstermekte ve bundan sonra panelleri aynı yöntemle sonlu elemanlar yöntemi kullanarak analiz edebileceğimizi göstermektedir.

Analizin ikinci kısmında burkulma sonrası incelenip yapının taşıyabileceği maksimum yük belirlenecektir. Burkulma sonrası kısımda yapıda doğrusal olmayan geometrik ve malzeme

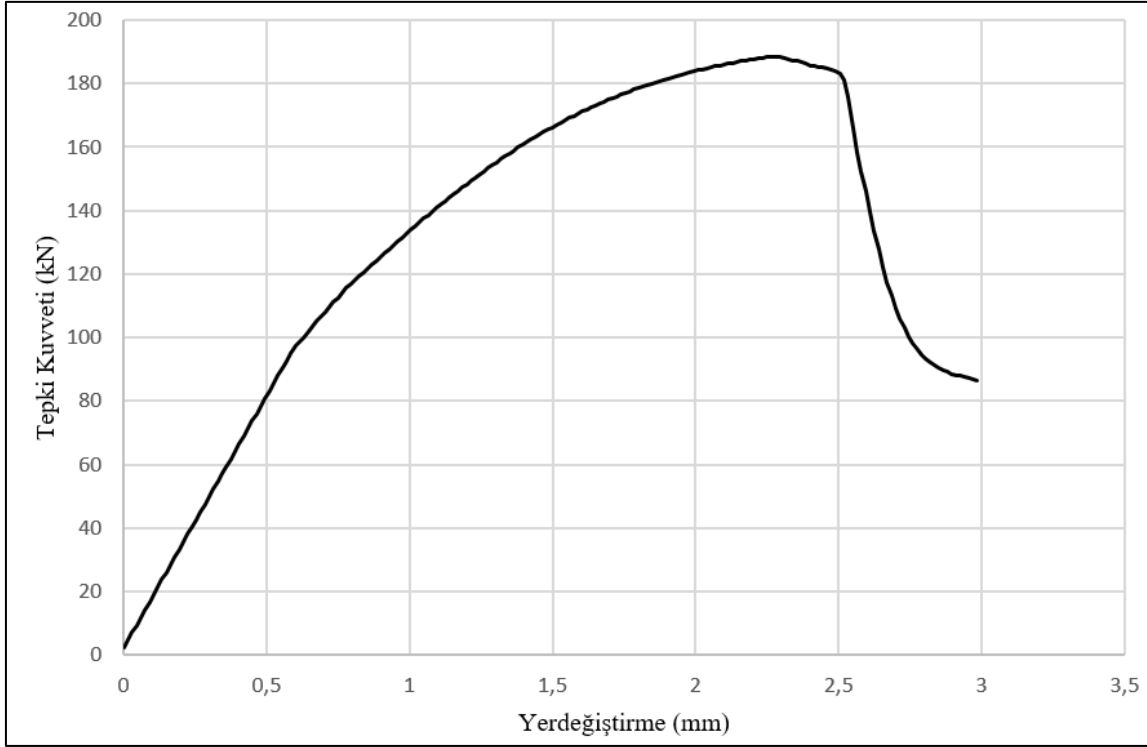
davranışlar oluşacaktır. Panel tamamen çökme aşamasına gelene kadar önce elastik sonra plastik bölgede yüklenecek ve sonunda tamamen çökecektir. Bu sebeple öncelikle doğrusal olmayan bölgedeki malzeme özellikleri tanımlanmalıdır. Doğrusal olmayan malzeme özellikleri Ramberg–Osgood eğrisini [22] kullanarak modellenmiş ve gerilim- gerinim eğrisi Msc. Patran’da MAT1 kartı ile tanımlanmıştır. Ramberg-Osgood metalik malzemeler için gerçek mühendislik gerilim – gerinim eğrisini tanımlayan matematiksel bir yaklaşımdır.

Yapı üzerindeki geometrik lineer olmayan davranışı modellemek adına ilk burkulma modunu oluşturacak şekilde 0,02 N’luk kuvvetlerle yapıda panelin düzlem dışı yönünde bükülme oluşturmaya çalışılmıştır (Şekil 3.5).



Şekil 3.5. Sonlu Elemanlar Modeline Girilen Yüklemeler

Panel burkulma çökme yüklemesini belirlemek için MSc Nastran SOL600 kullanılarak doğrusal olmayan analiz yapılarak sonuç kuvvet-yer değiştirme eğrisi olarak çizdirilir. Bu eğrinin kuvvet bölümündeki en yüksek değer, panelin çökme yüküne karşılık gelmektedir. Görüldüğü gibi bu değerden sonra panelin yük taşıma kapasitesi hızla düşmektedir. Grafikten bu değer 189,3 kN olarak belirlenmiştir (Şekil 3.6).



Şekil 3.6. Nonlinear analiz için kuvvet-yer değiştirme grafiği

$$\% Hata = \frac{216,6 - 220,0}{216,6} * 100 = - \% 5,1$$

Yapılan sonlu elemanlar modeli sonucunda Çizelge 3.3'te özetlendiği gibi %1,6 ve %5,1 hata oranları ile test sonuçları yakalanmıştır. Bu sonuçlar yapılan doğrusal ve doğrusal olmayan analizler için ayrı ayrı kabul edilebilir mertebelerdedir. Referans alınan makalede de benzer şekilde test sonuçlarına %1,9 ve %5,1 lik hata oranları ile yaklaşılmıştır.

Çizelge 3.3. Test ve sonlu elemanlar modeli sonuçları karşılaştırma tablosu

	İlk Burkulma Yüğü (kN)	Nihai panel çökme yüğü (kN)
Numune_A Test Sonuçları	74,5 [17]	216,6 [17]
Numune_A FEM Sonuçları	75,7	220,0
%Hata	1,6	5,1

3.4. Analitik Hesaplama

Panel dayanımlarını bulma yöntemleri arasında sonlu elemanlar modelinin yanında analitik denklemler ve eğrilerden yararlanma da bulunmaktadır. Panellerin geometri karmaşıklıkları ve yapılması gereken bazı kabullerden dolayı genelde analitik yöntemler sonlu elemanlar metotlarına göre daha güvenilir tarafta kalmaktadır. Bu karşılaştırmayı yapabilmek amacıyla bölüm 3.4'te yapılmış olan analiz doğrulama kısmındaki test ve sonlu elemanlar analizi yapılmış modelleri bir de analitik hesaplamalarla yaparak bu üç sonuç kendi içinde karşılaştırılmıştır.

3.4.1. İlk Burkulma Yüğü Hesaplama

Panelin ilk burkulma yükünü hesaplarken Şekil 3.8'de gösterilen analitik eğrilerden yararlanılacaktır. Panel burkulma denklemi aşağıdaki gibidir.

$$\frac{F_{c,cr}}{n_c} = \frac{k_c \pi^2 E}{12(1 - \mu^2)} \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad [12]$$

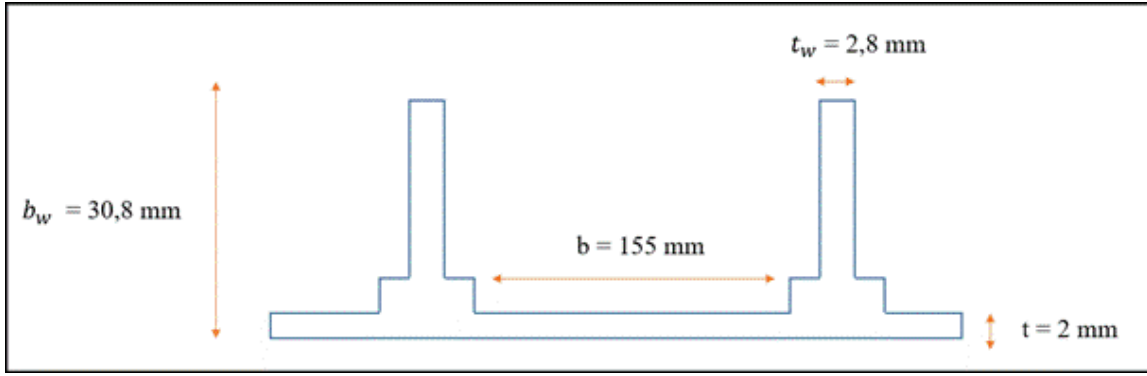
Denklemden bulunan k_c değeri grafik yardımıyla bulunacaktır. k_c değerini bulmak için t_w/t ve b_w/b değerlerini belirlememiz gerekmektedir (Şekil 3.7).

$$n_c = 1$$

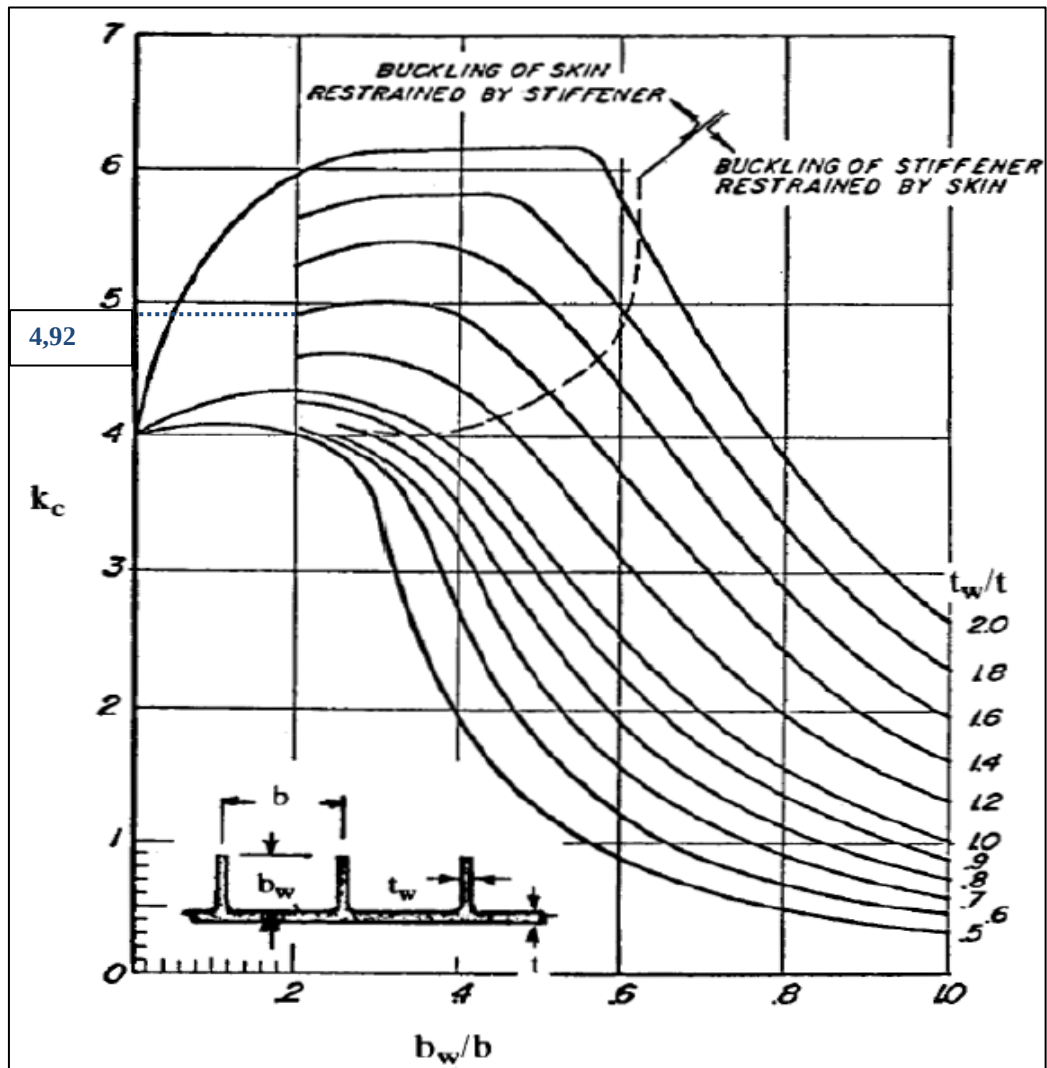
$$\mu = 0,3 \text{ (Alüminyum için)}$$

$$\frac{t_w}{t} = \frac{2,8}{2} = 1,4 \text{ ve } \frac{b_w}{b} = \frac{30,8}{155} = 0,2 \text{ olarak bulunmuştur.}$$

Bu durumda $k_c = 4,92$ olarak belirlenmiştir.



Şekil 3.7. k_c değerini elde etmek için kullanılan geometrik değerler



Şekil 3.8. Burkulma katsayısı sabiti eğrisi [23]

$F_{c,cr} = 57,56 \text{ MPa}$ olarak denklemden bulunmuştur. Hesaplanan panelin alanı da 1216 mm^2 olduğundan panelin ilk burkulma yükü;

$$A = (2 \times 440) + (3 \times 28 \times 2,8) + (3 \times 2,8 \times 12) = 1216 \text{ mm}^2$$

$$P_{cr} = F_{c,cr} \times A = 1216 \times 57,56 = 70,0 \text{ kN}$$

olarak bulunmuştur.

3.4.2. Nihai Burkulma Yüğü

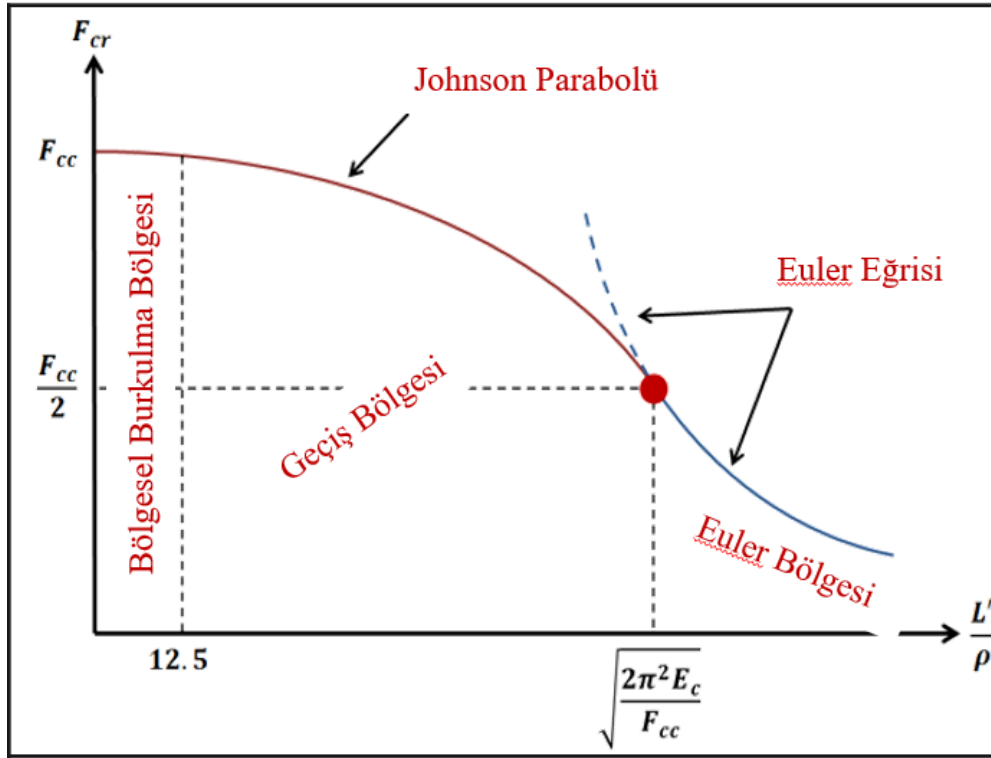
Bu kısımda burkulma sonrası bölge incelenmiştir. Panel ilk burkulma yükünü geçtiğinde artık kabuk bölgeleri yük taşıyamaz duruma geçmektedir. Sadece güçlendirme elemanları ve bu güçlendirme elemanlarının üzerine bulunan kabuğun bir kısmı yük taşımaya devam eder durumdadır. Bu bölümde temel olarak bu güçlendirme elemanları ve etrafında yük taşımaya devam eden kabuk bölgesinin genişliğinin ne kadar olduğu ve toplamda ne kadar yük taşıyabildikleri hesaplanmıştır.

İlk olarak güçlendirme elemanlarının geometrik özellikleri kullanarak Şekil 3.9'a göre hangi bölgeye düştüğü belirlenmiştir. Çünkü her bölgenin kendine ait farklı yaklaşımları ve denklemleri bulunmaktadır. Bunu belirleyebilmek için eğrinin yatay eksenine olan narinlik oranı yani L'/ρ nun belirlenmesi gerekmektedir.

$$L' = \frac{L}{\sqrt{c}} \text{ - Efektif kolon uzunluğu}$$

$c = 4$, iki ucu sabit ve eksenel yüklenen kolon için [23]

$$L' = \frac{L}{\sqrt{c}} = \frac{590}{2} = 245 \text{ mm}$$



Şekil 3.9. Burkulma yükü ve narinlik oranı eğrisi [24]

Eğride hangi bölgede olduğumuzu belirlemek için $\frac{L'}{\rho}$ ve $\sqrt{\frac{2\pi^2 E_c}{F_{cc}}}$ değerleri hesaplanıp

karşılaştırılmıştır. $\sqrt{\frac{2\pi^2 E_c}{F_{cc}}}$ denkleminde bilinmeyen değer olan F_{cc} bulunarak karşılaştırılmak istenen değerler belirlenmiştir. Aşağıda F_{cc} yi belirlemek için kullanılan denklemler HSB 53211-01 [25] referansından alınmıştır (Şekil 3.10).

$$x_i = \frac{b_i}{t_i} \sqrt{\frac{F_{ty}}{K_i E_c}} \quad [25]$$

$$F_{ty} = 337,8 \text{ MPa}$$

$$E_c = 75153 \text{ MPa}$$

$$K_i = \begin{cases} 0,41 \\ 3,6 \end{cases} \quad \text{tek ve çift tarafı sabitlenmiş panel için}$$

Hesaplama da kullanılan panel tek tarafı sabitlenmiş Şekil 3.11 olduğundan $K_i = 0,41$ değeri alınarak devam edilmiştir.

eleman kesiti			
tek tarafı sabitlenmiş eleman	$b_{1,1} = a_{1,1} - \frac{1}{2} \left(t + \frac{r}{2} \right)$ $b_{1,2} = a_{1,2} - \frac{1}{2} \left(t + \frac{r}{2} \right)$ $b_1 = a_1 - \frac{1}{2} \left(t + \frac{r}{2} \right)$ $(3-1)$	$b_{1,1} = a_{1,1} - \frac{t_2}{2} \left(1 - 0.2 \frac{r^2}{t_1 \cdot t_2} \right)$ $b_{1,2} = a_{1,2} - \frac{t_1}{2} \left(1 - 0.2 \frac{r^2}{t_1 \cdot t_2} \right)$ $b_1 = a_1 - \frac{t_2}{2} \left(1 - 0.2 \frac{r^2}{t_1 \cdot t_2} \right)$ $(3-2)$	$b_{1,1} = a_{1,1} - \frac{t_2}{2} \left(0.25 \frac{t_2}{t_1} - 0.2 \frac{r^2}{t_1 \cdot t_2} \right)$ $(3-3)$ $b_{1,2} = a_{1,2} - \frac{t_1}{2} \left(2 - 0.5 \frac{t_2}{t_1} - 0.2 \frac{r^2}{t_1 \cdot t_2} \right)$ $(3-4)$

Şekil 3.10. Bölgesel burkulma yükü hesabı için kesit alanına göre kullanılması gereken denklemler [25]

$$y_i = \begin{cases} 1,4 - 0,628x_i, & 0,4 \leq x_i \leq 1,095 \\ \frac{0,78}{x_i}, & 1,095 < x_i \leq 1,633 \\ \frac{0,69}{x_i^{0,75}}, & x_i > 1,633 \end{cases}$$

$$x_{11} = 0,13, x_{12} = 1,08$$

$$y_{11} = 1,32, y_{12} = 0,72$$

$$F_{cc_i} = y_i \times F_{ty}$$

$$F_{cc_1} = 445,6 \text{ MPa}, F_{cc_2} = 243,5 \text{ MPa}$$

$$F_{cc} = \frac{\sum(F_{cci} \times b_i \times t_i)}{\sum(b_i \times t_i)}$$

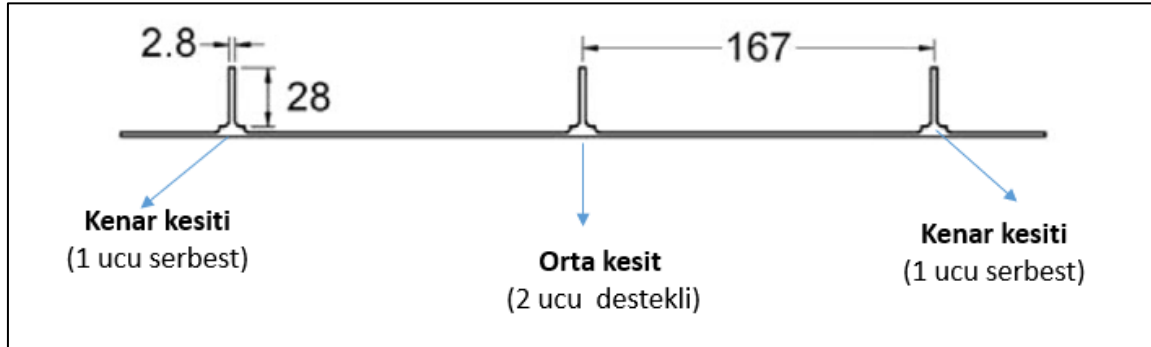
$$F_{cc} = \frac{2(445,6 \times 5,93 \times 4,8) + (243,5 \times 28,9 \times 2,8)}{2(5,93 \times 4,8) + (28,9 \times 2,8)}$$

$$F_{cc} = 326,96 \text{ MPa}$$

Yukarıda bulunan gerilme değeri panelin basma yüklemesi altındaki maksimum yük taşıma kapasitesi olmaktadır.

$$\sqrt{\frac{2\pi^2 E_c}{F_{cc}}} = \sqrt{\frac{2 \times \pi^2 \times 75153}{326,96}} = 67,4$$

Son olarak panelin ne kadarının hala yük taşımaya devam ettiği yani efektif olduğu belirlenip bu kısmın alanı bulunarak nihai burkulma yükü belirlenmiştir. Bu durumda;



Şekil 3.11. Güçlendirici elemanlar etrafındaki kabuk sınıflandırması

Orta kesit için efektif genişlik (Şekil 3.12) [20];

$$w_{eff\ des} = 0,85t \sqrt{\frac{E_c}{\sigma_{güç}}}, \text{ iki ucu desteklenmiş (Şekil 3.11) güçlendirici eleman için.}$$

$$E_c = 75152 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{güç} = \sigma_{cy} = 275,8 \text{ MPa}$$

$$t = 2 \text{ mm}$$

$$w_{eff_{des}} = 28,1 \text{ mm}$$

Kenar kesit için efektif genişlik;

$$w_{eff_{ser}} = 0,62t \sqrt{\frac{E_c}{\sigma_{güç}}}, \text{ bir ucu serbest güçlendirici eleman için.}$$

$$E_c = 75152 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{güç} = \sigma_{cy} = 275,8 \text{ MPa}$$

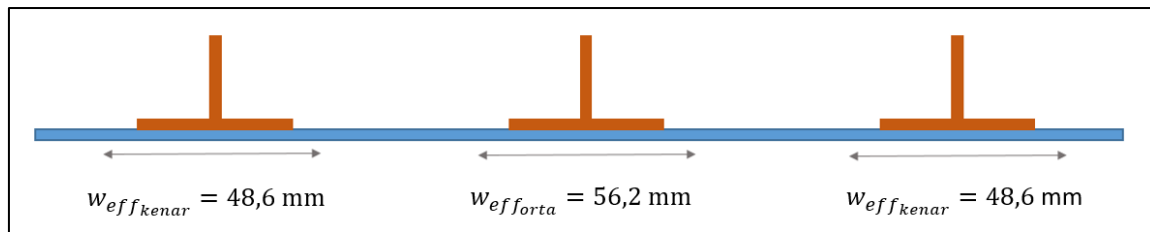
$$t = 2 \text{ mm}$$

$$w_{eff_{ser}} = 20,5 \text{ mm}$$

Bu durumda toplam efektif genişlik aşağıdaki gibi hesaplanmıştır;

$$w_{eff_{toplaml-des}} = 2 \times w_{eff_{des}} = 56,2 \text{ mm}$$

$$w_{eff_{toplaml-ser}} = 2(w_{eff_{des}} + w_{eff_{ser}}) = 97,2 \text{ mm}$$



Şekil 3.12. Güçlendirici elemanlar etrafındaki efektif kabuk genişlikleri

Bu aşamada belirlenen efektif genişlikler kesitlerin alanları bulunurken kullanılarak gerilme değerinden kuvvet değerine geçişte kullanılmıştır. Kesitin yük taşımaya devam ettiği efektif kısmının alanı hesaplanmıştır.

$$A_{eff_{kenar}} = 247,4 \times 2 = 494,7 \text{ mm}^2$$

$$A_{eff_{orta}} = 275,4 \text{ mm}^2$$

$$\rho_{kenar} = \sqrt{\frac{I_{kenar}}{A_{eff_{kenar}}}} = 8,03$$

$$\frac{L'}{\rho_{kenar}} = \frac{245}{8,03} = 30,5$$

$$\rho_{orta} = \sqrt{\frac{I_{orta}}{A_{efforta}}} = 7,8$$

$$\frac{L'}{\rho_{orta}} = \frac{245}{7,8} = 31,1$$

Hem orta hem de kenardaki güçlendirici elemanlar için $\frac{L'}{\rho} < \sqrt{\frac{2\pi^2 E_c}{F_{cc}}}$ olduğundan eğrinin geçiş bölgesi kısmında olduğumuz görülmektedir. Bu durumda Johnson-Euler gerilme denklemi olan aşağıdaki denklem aracılığıyla burkulma yükümüz hesaplanmıştır.

$$F_{co} = F_{cc} \left[1 - \frac{F_{cc} \left(\frac{L'}{\rho} \right)^2}{4\pi^2 E_c} \right] \quad [12]$$

Belirlenen değerler

$$\sigma_{co} = \sigma_{cc} \left[1 - \frac{\sigma_{cc} \left(\frac{L'}{\rho} \right)^2}{4\pi^2 E_c} \right]$$

denkleminde yerine koyularak

$$\sigma_{cr_{orta}} = 292,1 \text{ MPa} \quad \text{ve} \quad \sigma_{cr_{kenar}} = 293,44 \text{ Mpa}$$

olarak bulunur. Gerilme değerleri belirlendikten sonra bu değerler her bir efektif alanla çarpılarak panelin nihai burkulma yükü hesaplanmış olur;

$$P_{cr} = \sigma_{cr} \times A_{efektif}$$

$$P_{cr_{orta}} = 292,1 \times 275,4 = 80447,1 \text{ N}$$

$$P_{cr_{kenar}} = 293,44 \times 494,7 = 111837,8 \text{ N}$$

$$P_{cr_{toplam}} = P_{cr_{kenar}} + P_{cr_{orta}} = 79824,5 + 143749,8 = 225284,9 \text{ N}$$

Çizelge 3.4. Test, analitik hesaplama ve sonlu elemanlar modeli sonuçları karşılaştırma tablosu

	İlk Burkulma Yüğü (kN)	Nihai panel çökme yüğü (kN)
Numune_A Test Sonuçları	74,5 [17]	216,6 [17]
Numune_A FEM Sonuçları	75,7	220,0
Analitik Hesaplama Sonucu	70	225,3

Hesaplanan analitik değeriyle test verisi arasında ilk burkulma yüğüleri için %6 nihai panel çökme yüğüleri için %4 oranında fark bulunmaktadır (Çizelge 3.4).

3.5. Analiz Koşturma ve Sonuçlar

Bu bölümde belirlenen güçlendirilmiş panel yapılarının sonlu elemanlar analizi gerçekleştirilecektir. Bölüm 3.3'te kullanılan ve testli bir makale ile sonuçları doğrulanan metot değıştirmeden kullanılacaktır. Aynı parametrelerle yapılan analizde kullanılan sınır koşulları şu şekildedir;

- Paneller bir kenarından 6 yönde (3 öteleme ve 3 dönme) kısıtlanmıştır.
- Panellerin kısıtlanmayan kenarından basma yüklemesine maruz bırakacak şekilde öteleme uygulanmıştır.
- Panelin öteleme uygulanan kenarı diğeri 2 yönde kısıtlanmıştır.

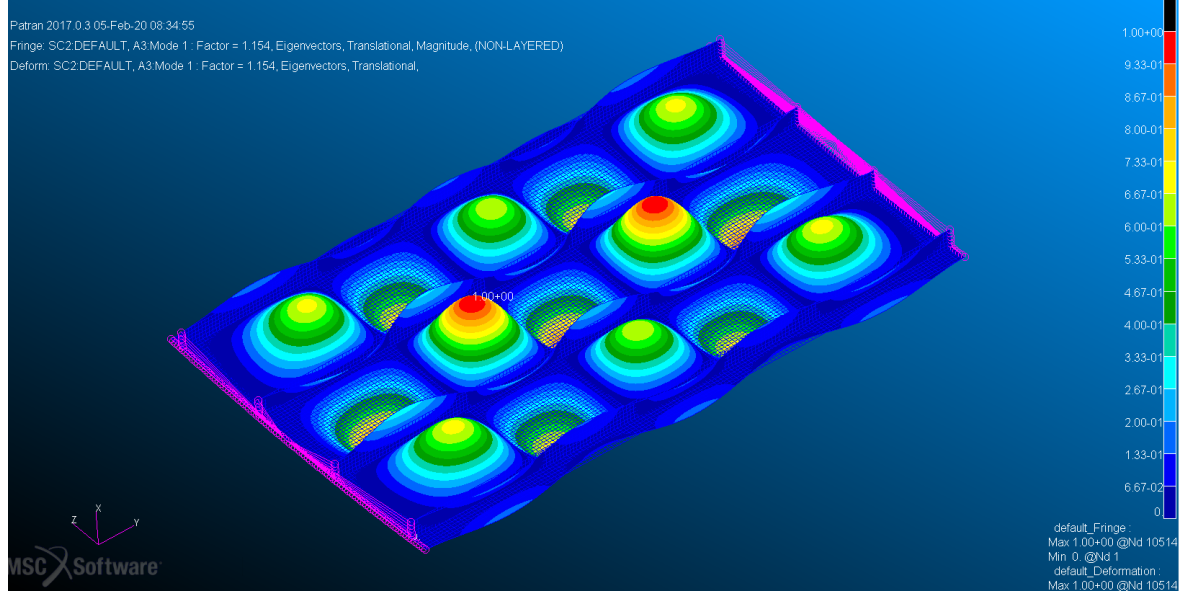
Bu sınır koşulları altında analiz koşturularak panel burkulma değeri belirlenmiştir. Daha sonra analizin ikinci aşaması olarak panel çökme yüğülerinin belirlenmesi gerekmektedir. Bu aşamada kullanılan ilk sınır koşullarına ek olarak;

- Kabuğun ilk analizde çıkan burkulma moduna uygun olarak panele dik yönde 0,02N luk başlangıç yüğüleri uygulanmıştır.

Sınır koşulu da eklenerek non-linear analiz gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen analiz sonuçları aşağıda gösterilmiştir.

3.5.1. İlk Burkulma Analiz Sonuçları

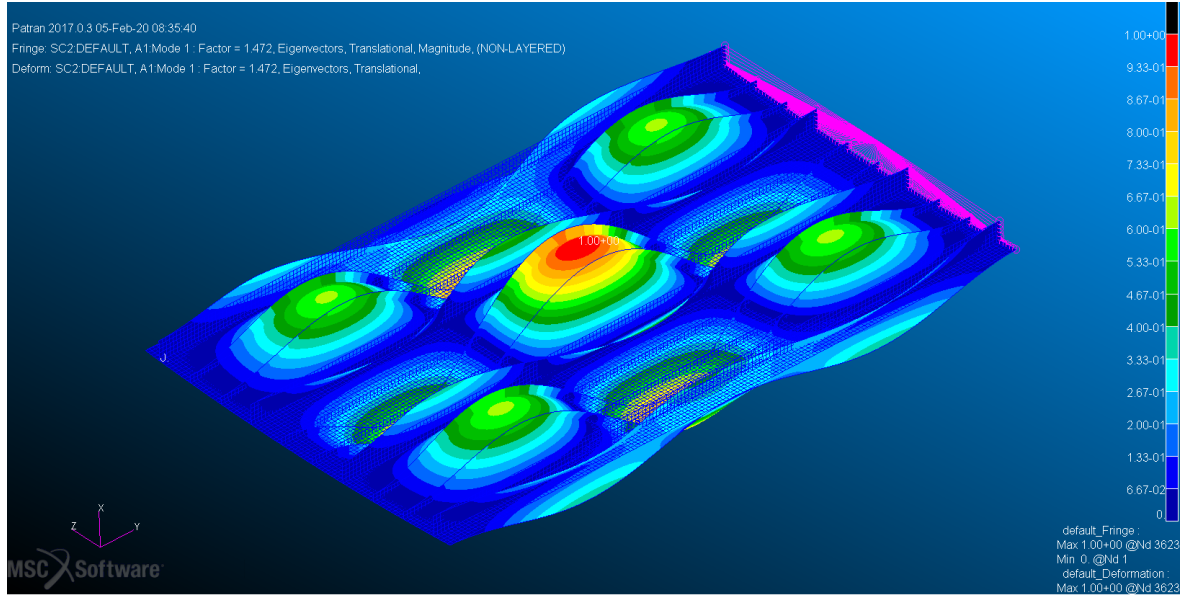
Bu bölümde yapılan doğrusal analiz sonuçları (Şekil 3.13 - Şekil 3.17) ve panellerin ilk burkulma yükleri verilmiştir.



Şekil 3.13. Panel_A ilk burkulma analizi sonucu

Uygulanan sınır koşulları sonucunda I kesit alanlı güçlendirici elemanlara sahip entegre panelin statik analiz sonucundaki tepki kuvveti 155980 N olarak bulunmuştur. Ayrıca ilk burkulma modunu $\lambda = 1,154$ de gözlenmiştir. Bu durumda ilk burkulmanın görüleceği kuvvet aşağıdaki gibi hesaplanmıştır;

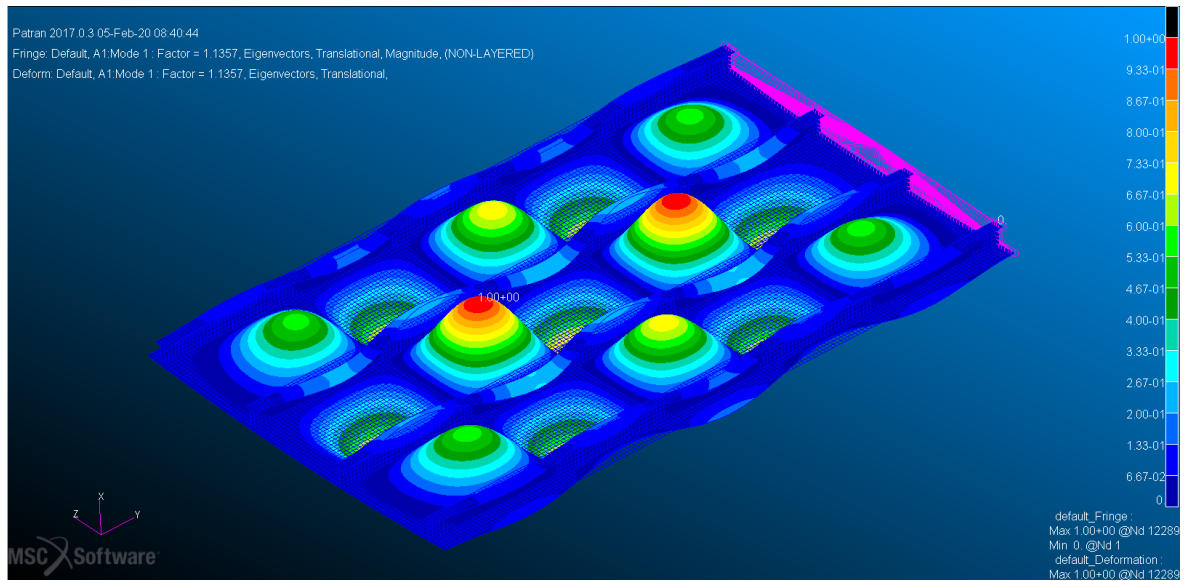
$$F_T * \lambda = 155980 * 1,154 = 180 \text{ kN}$$



Şekil 3.14. Panel_B ilk burkulma analizi sonucu

Uygulanan sınır koşulları sonucunda I kesit alanlı güçlendirici elemanlara sahip ve aralarda yardımcı güçlendirici elemanlar olan entegre panelin statik analiz sonucu tepki kuvveti 151291 N olarak bulunmuştur. İlk burkulma modu $\lambda = 1,472$ de gözlenmiştir. Bu durumda ilk burkulma kuvveti aşağıdaki gibidir;

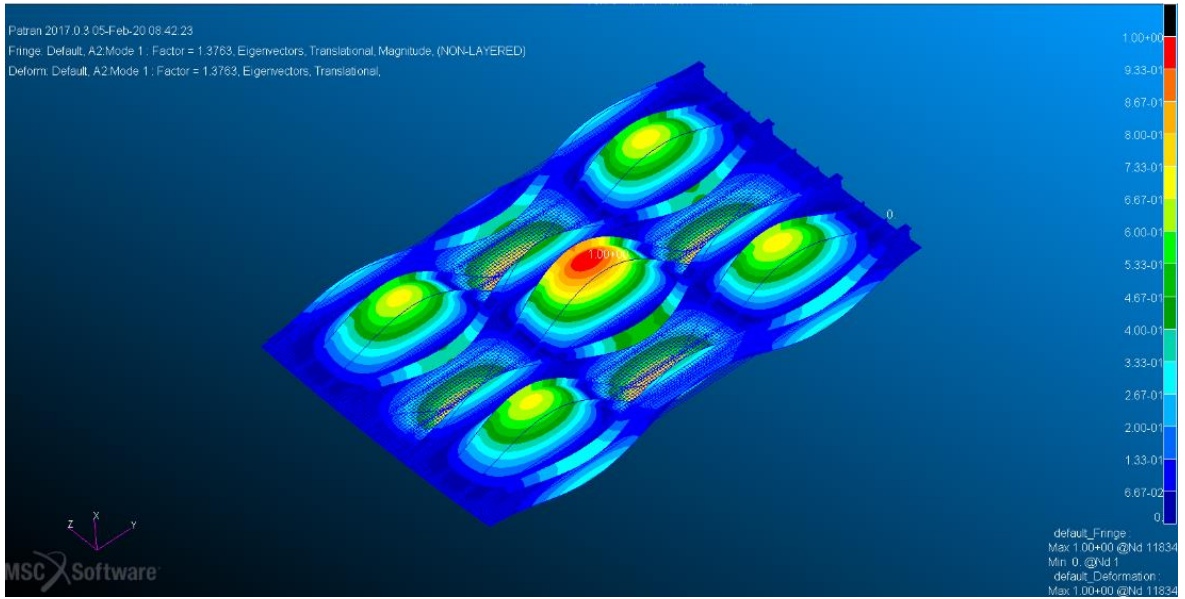
$$F_T * \lambda = 151291 * 1,472 = 222,7 \text{ kN}$$



Şekil 3.15. Panel_C ilk burkulma analizi sonucu

Uygulanan sınır koşulları sonucunda T kesit alanlı güçlendirici elemanlara sahip entegre panelin statik analiz sonucundaki tepki kuvveti 151937 N olarak bulunmuştur. Ayrıca ilk burkulma modunu $\lambda = 1.136$ de gözlenmiştir. Bu durumda ilk burkulmanın görüleceği kuvvet aşağıdaki gibi hesaplanmıştır;

$$F_T * \lambda = 151937 * 1,136 = 172,6 \text{ kN}$$

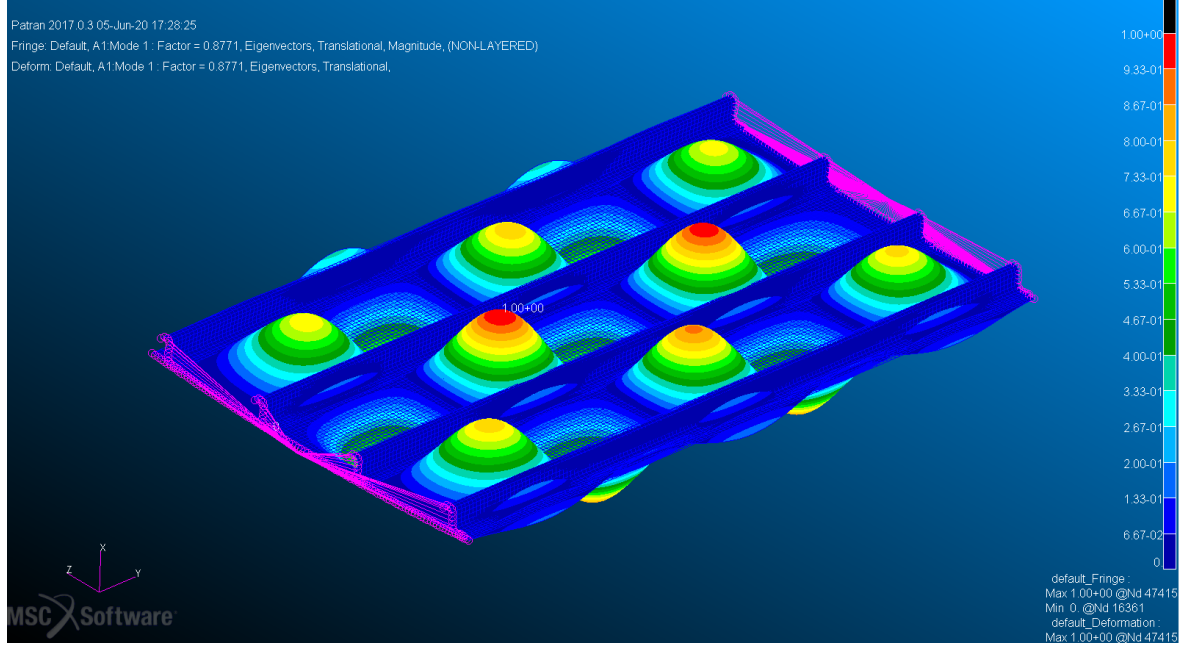


Şekil 3.16. Panel_D ilk burkulma analizi sonucu

Panel_D için bulunan tepki kuvveti 147456 N dur. İlk burkulma modu da $\lambda = 1,376$ da gözlenmiştir. Bu durumda ilk burkulma kuvveti;

$$F_T * \lambda = 147456 * 1,376 = 202,9 \text{ kN}$$

olarak bulunmuştur.



Şekil 3.17. Panel_E ilk burkulma analizi sonucu

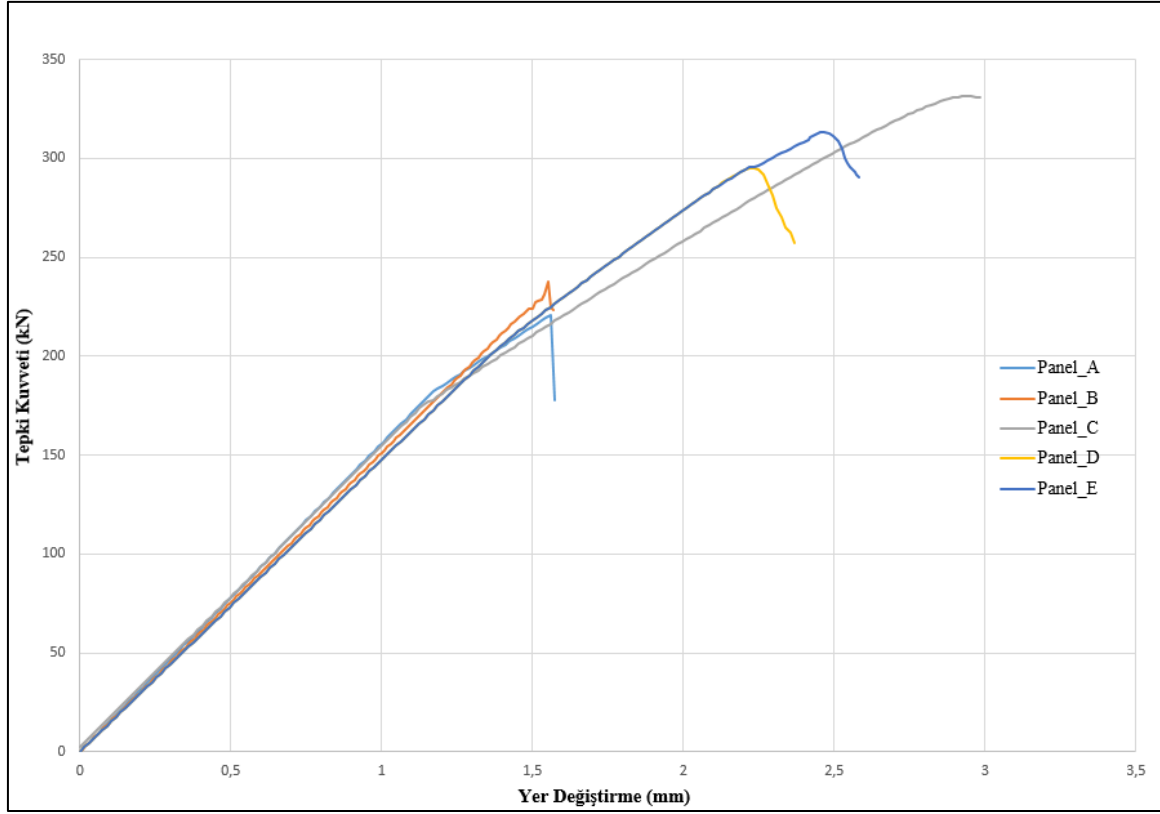
Son olarak sonradan birleştirilme yapılan panel burkulma sonucu yukarıda gösterilmiştir. Panel_E için sonlu elemanlar modelinde bulunan tepki kuvveti 163000 N dur. İlk burkulma modu $\lambda = 0,877$ de gözlenmiştir. Bu durumda ilk burkulma kuvveti;

$$F_T * \lambda = 163000 * 0,877 = 142,9 \text{ kN}$$

olarak bulunmuştur.

3.5.2. Nihai Çökme Yüğü Sonuçları

Bu bölüme kadar panellerin ilk burkulma kuvvet değerleri doğrusal analiz yapılarak belirlenmiştir. Bu kısımdan sonra doğrusal olmayan analizlerle panellerin nihai çökme yükü belirlenmiştir. Çökme yükü belirleme yöntemi olarak doğrusal olmayan analiz sonuçları tepki kuvveti-yer değiştirme eğrileri olarak çizdirilmiştir (Şekil 3.18). Bu eğrilerde grafiğin en üst noktası, panelin taşıyabileceği en yüksek yük olduğundan nihai çökme yükü olarak bu değer belirlenmiştir.



Şekil 3.18. Panellerin nihai çökme yükleri karşılaştırması

Grafikte görüldüğü gibi Panel_A'nın basma yükleme altında taşıyabileceği en fazla yük 220,8 kN'dur. Bu noktadan sonra tepki kuvveti hızla düşmektedir. Panel_B eğrisinden görüleceği şekilde panelin nihai çökme yükü 237 kN'dur. Önceki eğriye benzer şekilde en yüksek noktadan sonra eğri hızlıca düşüş göstermektedir. Benzer şekilde Panel_C numunesinin en yüksek taşıyabileceği yük 331,4 kN olmaktadır. Panel_D numunesinin nihai çökme yükü 295,3 kN olarak eğriden görülmektedir. Son olarak Panel_E numunesinin taşıyabileceği en fazla yük 313,5 kN olarak grafikten görülmektedir.

Panellerin nihai çökme yükleri incelendiğinde, ana güçlendirme elemanlarının asıl etkiyi yaptığı görülmektedir. Ana güçlendirme elemanı kendi içinde ne kadar katılığı yüksekse, panelin taşıyabileceği en fazla yük de artmaktadır. Karşılaştırma grafiğinde de (Şekil 3.18) görüldüğü gibi T kesit alanına sahip panel 331,4 kN ile en yüksek basma yükü taşıma kapasitesine sahip olarak görülmektedir. Panel_E'nin sahip olduğu Z güçlendirici elemanlar I kesit alanına göre basma yükleme altında daha iyi performans sergilediği için aynı ağırlıktaki Panel_D'ye göre 18,2 kN daha fazla yük taşıyabilmektedir.

Ana güçlendirici elemanlar arasına eklenen yardımcı güçlendirici elemanların asıl etkisi ilk burkulma yükünde kendini göstermektedir. Burkulma yükünde önemli faktör panellerde kabukların daha küçük alanlara bölünmesi olduğundan, yardımcı güçlendirici elemanlarıyla birlikte daha küçük alanlara bölünmüş olan Panel_B ve Panel_D nin burkulma yükleri aynı kesit alanlı Panel_A ve Panel_C ye göre daha yüksek olmaktadır. Panel çökme yüküne etki eden parametrenin ana güçlendirici eleman olmasına rağmen I kesit alanına sahip panellerden yardımcı güçlendirici elemanların bulunduğu Panel_B'nin panel çökme yükünün daha fazla olduğu görülmektedir. I kesit alanına sahip güçlendirici elemanların lokal burkulma altında sahip olduğu sınır koşullardan dolayı daha zayıf olması bu sonuca neden olmuştur. Lokal burkulmaya karşı daha dayanıklı olan T kesit alanlı güçlendirici elemanın kullanıldığı Panel_C nin daha yüksek panel çökme yüküne sahip olduğu görülmektedir (Çizelge 3.5).

Çizelge 3.5. Panellerin burkulma ve çökme yükleri karşılaştırma çizelgesi

	Burkulma Yüğü (kN)	Panel Çökme Yüğü (kN)
Panel_A	180	220,8
Panel_B	222,7	237
Panel_C	172,6	331,4
Panel_D	202,9	295,3
Panel_E	142,9	313,5

4. SONUÇ VE ÖNERİLER

Basma yüklemesine maruz kalan yapılar için havacılık projelerinde tasarım öncesi bazı kararlar almak gerekmektedir. Tasarım felsefesi olarak hiç panel burkulmasına izin verilmeyen ve yapının tamamen kararlı fazda kalması istenen durumlarla kabuk burkulmasına izin verilip burkulma sonrası faz olarak isimlendirilen ve yapının kararsız bölgeye geçtiği ve yapı üzerindeki yük dağılımının düzgün olmadığı durumlar olarak iki farklı seçenekten biri kabul edilmelidir. Yapılan analizler bize bu kararın önceden alınmasının ne kadar önemli olduğunu göstermektedir. Elde edilen bulgular sonucu ana güçlendirici elemanlar arasına eklenen yardımcı güçlendirici elemanların panel burkulma değerini %23,7'ye kadar arttırdığını göstermektedir. Tasarım kabulü olarak panel burkulmasına izin verilmeyen durumlarda panel burkulma değerinin daha yüksek olması isteneceğinden bu tasarım kabulü için panellerde yardımcı güçlendirici elemanlar kullanmak ağırlık avantajı sağlayacaktır.

Panel burkulmasına izin verilen tasarımlarda ise durum değişmektedir. Kabukların burkulmasından bağımsız olarak panel çökme yükü daha önemli olduğundan ana güçlendirici elemanlar daha baskın olmaktadır. T kesit alanına sahip ve arada yardımcı güçlendirme elemanları bulunmayan tasarımlar %50,1 oranında daha fazla yük taşıyabilmektedir. Sadece ana güçlendirici eleman kullanıldığı tasarımların panel çökme yükü açısından daha iyi yük taşıma kapasitesine sahip olduğu görülmektedir.

Yardımcı güçlendirme elemanları panellerde kabukları daha küçük alanlara böldüğü için hem Panel_B hem de Panel_D tasarımı panel burkulma performansı açısından daha iyi yük taşıma kapasitesine sahip olmaktadır.

Önceki bölümlerdeki analiz sonuçlarından görüldüğü üzere entegre panellerin, perçinle sonradan birleştirilmiş panellere göre oldukça avantajlı durumda olmaktadır. Statik dayanım ve burkulma performansları açısından karşılaştırılan panellerin bunun dışında da birçok yönden avantajları bulunmaktadır.

Günümüzde uçaklar yakıtlarının büyük kısmını kanatlarında taşıdığından, yakıt taşıyan bölgelerde sızdırmazlık sağlamak tasarımın öncelikli hedeflerinden olmaktadır. Entegre

panel yapıları kullanıldığı durumda bağlayıcı ve delikler nedeniyle ortaya çıkan birçok potansiyel sızdırma bölgesinden kurtulmak mümkündür. Bu kazanım sızdırmazlık için kullanılması gereken sızdırmazlık macunu kullanımını ortadan kaldırdığı için montaj için gereken süre ve ağırlık açılarından avantaj getirmektedir.

Kanat kalınlığı olarak isimlendirilen alt ve üst kabuk arasındaki mesafe uçakların boyutu, görevi ve tiplerine göre değişiklik göstermektedir. Bu mesafe bazı durumlarda teknisyenin yeterli erişimine sahip olmayacağı kadar daralmaktadır. Böyle durumlarda sızdırmazlık macunu uygulaması, bağlayıcı deliği aktarma, bağlayıcının montajını yapma gibi işlemler için erişim kapağı açma ihtiyacı doğurmaktadır. Entegre yapıların kullanımında bahsedilen işlemler çok az veya hiç olmadığı için ihtiyaç bulunan erişim kapağı sayısı oldukça azalacaktır. Her erişim kapağı yapıda bir zayıflık getireceğinden bunu dengelemek için yapıda ağırlaşma yaşanacaktır. Buna gerek olmadan tasarım yapılabilmesi entegre panellerin başka bir ağırlık avantajı olarak eklenebilir.

Son olarak kanat kabuğu üzerinde kullanılan bağlayıcılar, her ne kadar yüzeye havşa kullanılsa da, kanat üzerinde pürüz yaratmakta ve aerodinamik akışı bozmaktadır. Bu akış bozulması sürüklemenin artmasına yol açmakta ve yapıda ağırlığa yol açmaktadır. Entegre panellerin bir diğer avantajı olarak kabuk yüzeyinde bağlayıcıdan kaynaklı akış bozulmalarına yol açmaması olarak sayılabilir.

Çalışma boyunca yapılan araştırmalar ve karşılaştırmalar statik açıdan incelenmişlerdir. Ancak uçak yapıları için göz ardı edilmemesi gereken ve yapısal boyutlandırmada büyük bir etkisi olan yorulma fenomeninin de unutulmaması gerekmektedir. Özellikle kanat alt kabuğu gibi çevrimsel olarak çekme yüklemesine maruz bölgelerde yorulmanın statik dayanımın önüne geçtiği bilinmektedir. Bu çalışmanın sınırlılığı olarak sayılabilecek ve ileride araştırılabilir bir konu olarak entegre yapıların yorulma yüklemesi altındaki davranışları eklenebilir.

Bu tez çalışma kapsamında metalik bir kanat üst kabuğunun basma yüklemesi altında burkulma performansı incelenmiştir. Havacılık sektöründe gün geçtikte kompozit malzeme kullanım oranı artmaktadır. Bu çalışmayla bağlantılı olarak ileriye dönük entegre kompozit malzemeler yeni bir çalışma alanı olarak düşünülebilir. Üretimde sağladığı kolaylıklar,

yüksek dayanım/ağırlık oranları ve esnek tasarım alanları sayesinde kompozit malzemeler entegre yapı tasarımları için ideal bir aday olmaktadır.

KAYNAKLAR

1. Belesis, S., and Labeas, G. (2010). Development of an efficient engineering methodology for non-linear damage and post-buckling analysis of large-scale structures. *International Journal of Structural Integrity*, 1 (2), 126-139.
2. Munroe, J., Wilkins, K., and Gruber, M. (2000). Validated Feasibility Study of Integrally Stiffened Metallic Fuselage Panels for Reducing Manufacturing Costs. *Integral Airframe Structures (IAS)*, 29.
3. Houston, G., Quinn, D., and Murphy, A. (2016). Wing Panel Design with Novel Skin-Buckling Containment Features. *Journal of Aircraft*, 53(2), 416-426.
4. Ji, J., Ding, X., and Xiong, M. (2014). Optimal stiffener layout of plate/shell structures by bionic growth method. *Computers and Structures*, 135, 88-89.
5. Du, J. W., Xu, Y. M., and Lei, Y. Y. (2016, August). *Approximate Method of Buckling Load on Prismatic Sub-stiffened Panels*. Paper presented at International Conference on Manufacturing Construction and Energy Engineering, Hong Kong.
6. Pravallika, K., and Yugender, M. (2016). Structural Evaluation of Aircraft Stiffened Panel. *International Journal of Science and Research (IJSR)*, 5, 753-759.
7. Tran, K. L., Douthe, C., Sab, K., Dallot, J., and Davaine, L. (2014). Buckling of stiffened curved panels under uniform axial compression. *Journal of Constructional Steel Research*, 103, 140-147.
8. Farley, G. L. (2004, April). *Selective Reinforcement to Enhance the Structural Performance of Metallic Compression Panels*. Paper presented at 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, California.
9. Murphy, A., Quinn, D., Mawhinney, P., Ozakca, M., and Van der Ven, S. (2006, May). *Tailoring Static Strength Performance of Metallic Stiffened Panels by Selective Local Sub-Stiffening*. Paper presented at 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Rhode Island.
10. Ehrström, J.-C., Van der Veen, S., Arsène, S., and Muzzolini, R. (2005, August). *Improving damage tolerance of integrally machined panels*. Paper presented at 23rd Symposium of International Committee on Aeronautical Fatigue (ICAF), Hamburg.

11. Campbell, J., Hetey, L., and Vignjevic, R. (2012). Non-linear idealisation error analysis of a metallic stiffened panel loaded in compression. *Thin-Walled Structures*, 54, 44-53.
12. Hu, S. Z., and Jiang, L. (1998). A Finite Element Simulation of the Test Procedure of Stiffened Panels. *Marine Structures*, 11, 75-99.
13. Weimin, S., Mingbo, T., Liang, G., and Dengke, D. (2008, October). *Post-Buckling Simulation of an Integral Aluminum Fuselage Panel Subjected to Axial Compression Load*. Paper presented at 2008 Asia Simulation Conference-7th International Conference on System Simulation and Scientific Computing.
14. Quinn, D., Murphy, A., McEwan, W., and Lemaitre, F. (2010). Non-prismatic sub-stiffening for stiffened panel plates - Stability behaviour and performance gains. *Thin-Walled Structures*, 48(6), 401-413.
15. Kumar, J. V., Sreenivasulu, V., Rao, P. D., Kiran, C. U., and Kumar, Y. V. (2013). Static and Dynamic Analysis of Aircraft Stiffened Panel. *International Journal of Innovations in Engineering and Technology (IJIET)*, 3(2), 134-139.
16. Bushnell, D., and Rankin, C. (2005, April). *Optimum design of stiffened panels with sub-stiffeners*. Paper presented at 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Austin.
17. Quinn, D., Murphy, A., McEwan, W., and Lemaitre, F. (2009). Stiffened panel stability behaviour and performance gains with plate prismatic sub-stiffening. *Thin-Walled Structures*, 47(12), 1457-1468.
18. Yaşartekin, M. (2012). *Bir Akrobasi Uçağının Yatay Dengeleyicisinin Yapısal Tasarımı*. Yüksek Lisans Tezi, Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
19. Stamatelos, D. G., Labeas, G. N., and Tserpes, K.I. (2010). Analytical calculation of local buckling and post-buckling behavior of isotropic and orthotropic stiffened panels. *Thin-Walled Structures*, 49(3), 422-430.
20. Bruhn, E. F. (1973). *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*. (First edition). Ohio: Tri-State Offset Company, 697-702.
21. Battelle Memorial Institute. (2016). MMPDS-11: Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS). *FAA Report, 11*, Washington. 507-516.

22. Ramberg, W., and Osgood, W. R. (1943). Description of Stress-Strain Curves by Three Parameters. *NACA Report, 902*, Washington. 3-10.
23. Watson, A., Featherston, C.A., and Kennedy, D. (2006, May). *Optimization of post-buckled stiffened panels with multiple stiffener sizes*. Paper presented at 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Rhode Island.
24. Niu, M. C. (1989). *Airframe Stress Analysis and Sizing*. (Second edition). Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press, 643-645.
25. Spaink, A. W. (2009). Crippling strength of short metallic sections in compression. *Handbuch Struktur Berechnung*, 1, 1-7.

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : TEKKANAT, Kazım
 Uyruğu : T.C.
 Doğum tarihi ve yeri : 17.01.1993, İzmir

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet Tarihi
Yüksek lisans	Gazi Üniversitesi / Makine Mühendisliği	Devam ediyor
Lisans	İstanbul Teknik Üniversitesi / Uçak Mühendisliği	2016
Lise	İzmir Atatürk Lisesi	2011

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2016-Halen	Türk Havacılık-Uzay Sanayi	Tasarım Mühendisi

Yabancı Dil

İngilizce

Yayınlar

1. Tekkanat, K. & Keleş, Ö. (2020). Uçak Kanadının Entegre Güçlendirilmiş Panel Yapıları Kullanılarak Yapısal Tasarımı. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, Özel Sayı, 64-71.
2. Gülcan, O., Tekkanat, K. & Çetinkaya, B. (2019). Fiber Metal Laminatlar ve Uçak Sanayiinde Kullanımı Üzerine Bir İnceleme. *Mühendis ve Makine*, 697, 262-288.

Hobiler

Satranç, Yüzme, Doğa yürüyüşü



GAZİ GELECEKTİR...