

Pekiştirilmiş Panellerin Sanal Testi

Ömer ŞİŞKOLAR^{1,*}  Hakan SEZEN¹ Fatma Hilal GENÇ¹  Erhan ÇİFTÇİ¹
Mesut UYANER² 

¹TUSAŞ, Ankara, Türkiye

² Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği, Konya, Türkiye*omersiskolar@gmail.com (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Makale Bilgileri

ÖZ

Makale Geçmişi
Geliş: 01/06/2022
Kabul: 12/11/2022
Yayın: 31/12/2022

Anahtar Kelimeler:
Perçin Pekiştirici
Takviyeli Panel,
Burkulma Yüğü
Dayanımı,
Çökme Yüğü Dayanımı,
Yapısal Analiz,
Optimizasyon

Hava araçlarının yapısal tasarımında, güvenilirlik ve mukavemet kadar hafiflik de önem arz etmektedir. Uçaklarda, yüksek yakıt sarfiyatının önlenmesi ve faydalı yük taşıma kapasitesinin artırılabilmesi için tasarımların optimum ağırlık ve mukavemet oranına sahip olması gerekmektedir. Bu çalışmada; aynı koşullar altında basma yüküne maruz kalan, farklı sayıda perçin sayısına sahip takviyeli panel tasarımları sonlu elemanlar metodu ile modellenmiştir. Amaç; perçin arası mesafenin perçin çapına oranının optimize edilmesiyle, panellerde en efektif perçin sayısının bulunmasıdır. Bu amaç doğrultusunda, ANSYS paket programıyla perçin pekiştirici takviyeli 8 farklı panel modellenmiştir. Her panelde Z tipi pekiştirici kullanılmıştır. Doğrusal olmayan burkulma analizleri, aynı sınır koşulları ve basma yükü altında gerçekleştirilmiştir. Analizler sonucunda elde edilen “yer değiştirme-kuvvet” eğrisi grafiği referans alınarak ilk burkulma ve çökme yükleri elde edilmiştir. Sonlu elemanlar modelinde; perçinler arası mesafe ve perçin çapı oranı 4’den başlayıp 6.1’e kadar artırılarak, ilk burkulma yükleri ve çökme yüklerindeki değişimler incelenmiştir. Elde edilen sonuçlara göre, perçin pekiştirici takviyeli modelde yapılan optimizasyon için gerilim yığılmalarını minimum yapan perçinler arası mesafe ve perçin çapı oranının 4,5 olduğu gözlemlenmiştir. Elde edilen bu orandan sonra burkulma yükü dayanımında kısmi düşüşler olmasına karşın çökme yükü dayanımında ciddi düşüşler meydana gelmektedir. Dolayısıyla 4,5 oranının çökme yükü dayanımını optimum derecede koruyan minimum oran olduğu sonucuna varılmıştır.

Stiffened Panel Virtual Test

Article Info

ABSTRACT

Article History
Received: 01/06/2022
Accepted: 12/11/2022
Published: 31/12/2022

Keywords:
Riveted Stiffener,
Buckling Load
Strength,
Collapse Load
Strength,
Structural Analysis,
Optimization

In the structural design of aircraft, low weight is as important as reliability and strength. In airplanes, designs must have an optimum weight and strength ratio in order to prevent high fuel consumption and increase the useful load carrying capacity. In this study; Reinforced panel designs with different number of rivets subjected to compression load under the same conditions are modeled by the finite element method. Aim; It is to find the most effective number of rivets in the panels by optimizing the ratio of the distance between the rivets to the rivet diameter. For this purpose, 8 different panels with rivet reinforcement were modeled with the ANSYS package program. Z type reinforcement was used in each panel. Nonlinear buckling analyzes were performed under the same boundary conditions and compression load. The initial buckling and buckling loads were obtained by referring to the graph of the “displacement-force” curve obtained as a result of the analyses. In the finite element model; The changes in the initial buckling loads and collapse loads were investigated by increasing the distance between the rivets and the rivet diameter ratio from 4 to 6.1. According to the results obtained, it has been observed that the ratio of distance between rivets and rivet diameter, which minimizes stress concentrations, is 4.5 for the optimization made in the rivet reinforced model. After this ratio, although there are partial decreases in the buckling load strength, serious decreases occur in the collapse load strength. Therefore, it was concluded that the ratio of 4.5 is the minimum ratio that maintains the collapse load strength at an optimum level.



“This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)”

GİRİŞ

İlk hava araçlarında monokok yapılar kullanılsa da ağırlık parametresinin önemi zamanla anlaşıldıktan sonra araştırmalar yapılmış ve yarı-monokok tasarım modeline geçilmiştir (Quinn vd., 2009). Daha az ağırlık ile aynı dayanım elde edilerek birçok gelişmenin önü açılmıştır. Yarı-monokok yapılarda birincil eğilme yüklerini ‘Longeron (boylamasına yapısal eleman)’ adı verilen gövde boyunca uzanan kaportaya bağlı yapı elemanı taşır. Özetle güçlü gövde kirişleri daha az yük taşıyan güçlendiricileri bir arada tutar. Tüm bu iskelet sistemi dış panellere bağlanarak yarı-monokok gövde yapısını oluşturur. Böylelikle bu iskelet yapı operasyonel yüklerin önemli bir kısmını taşımaktadır. Uçuş sırasında basma yüklerine maruz kalan kabuk yapılarda ilk burkulma olayının olduğu bölgelerde gerilmeler iskelet yapısının altında bir gerilmeyken burkulma birden çökme durumu olarak ortaya çıkar. Çökme durumu yaşanmadan burkulma durumu yapının hala yük taşımaya devam ettiğini göstermektedir (Fujikubo & Yao, 1999). Uçağın kanat ve gövde yapıları, pekiştirilmiş panellerden oluşan ve temel yükleme koşullarına maruz kalan ana yapılardır. Özellikle uçuş sırasında aerodinamik yükler nedeniyle maruz kalınan basma yükleri, panellerde burkulmaya ve malzeme hasarına neden olmaktadır. Deformasyonların önlenmesi için paneller; entegre, yapılandırılmış veya perçinlenmiş pekiştiriciler ile takviye edilebilmektedir (Özdemir, 2019).

Günümüzde havacılık endüstrisinde yakıt sarfiyatının azaltılması yönünde ciddi anlamda araştırma ve geliştirme çalışmaları yürütülmektedir. Yakıt sarfiyatını etkileyen önemli parametrelerin başında ağırlık ölçütü gelmektedir (Tekkanat & Keleş, 2020). Eşdeğer mukavemet özelliklerine sahip daha hafif malzeme üretimi her sektörde olduğu gibi havacılık sektöründe de önemli bir yere sahiptir. Hava araçlarının kanat ve gövde yapıları da kritik yükleme koşullarına maruz kalan ana yapılar olmasından dolayı tasarım ölçütleri en önemli yapılardır. Bu yapıların yükleme dayanımlarını sağlayacak tasarımlar oluşturulurken ağırlık olabildiğince azaltılmalıdır.

Kanat ve gövde yapıları panellerden oluşmaktadır ve bu panellerin özellikle geniş yüzeye sahip olmalarından dolayı, basma yüklemesi neticesinde yüzey dışı gerilmeleri oluşur bu da bükme kuvvetine neden olarak burkulma olayını meydana getirmektedir. Paneller, pekiştirici olarak da bilinen takviye elemanları ile desteklenerek eksenel kuvvetlere karşı oluşturdukları dayanım artırılır ve böylelikle burkulma davranışı geciktirilerek burkulma yükü ve çökme yükü artar (Munroe vd., 2000).

Gelişen teknoloji sayesinde daha hafif ve mukavemetli parçalar imal edilebildiği gibi çok daha geniş tasarım kabiliyetlerine de sahip olunmaktadır. Uçağın kanat ve gövde yapıları, panellerden oluşan ve temel yükleme koşullarına maruz kalan ana yapılardır. Özellikle havada maruz kalınan basma yükleri, burkulmaya ve daha sonrasında çökmeye neden olmaktadır (Tekkanat & Keleş, 2020). Bu deformasyon türlerinin önlenmesi için panele farklı türlerde pekiştirici elemanları takviye edilmektedir. Perçin takviyeli pekiştiriciler yaygın olarak kullanılan üretim metodudur. Perçinli modellerde oluşan gerilim yığılımları sonucu oluşan çatlak oluşma riskleri, düşük burkulma dayanımı ve çökme dayanımına sahip olmalarından dolayı kritik tasarıma sahiptirler (Cankur & Gürses, 2017).

Perçinli takviye edilmiş pekiştiricili paneller her ne kadar dayanımı düşük olsa da havacılıkta hala kullanılmaktadır. Bunun nedeni ise mühendisliğin temeli olan en optimum değeri en az maliyetle ortaya koymasıdır. Bu çalışmada perçin takviyeli pekiştiricili panellerde gerilme yığılımları, perçin kenar oranı gibi tasarım kriterleri göz önüne alınarak en uygun perçin çapı ve bu perçinler arasındaki mesafe belirlenmiştir.

YÖNTEM

Çalışmanın ana amacı farklı güçlendirici tasarımları ve panel yapılarının burkulma kabiliyetlerini iyileştirmek ve aynı ağırlıkla daha fazla yük taşıma kapasitesine sahip paneli hem deneysel hemde analiz yöntemi kullanarak optimum bir panel tasarımı oluşturmaktır. Bunun için ANSYS programı kullanılmıştır.

ANSYS kütüphanesi içindeki elemanlar arasında, pekiştirilmiş plaka modellerini ayırmak için

SHELL181 eleman tipi seçilmiştir. SHELL181 doğrusal, eğri, inceden başlayıp orta kalınlıktaki kabuk yapıları modellemek için oldukça uygundur ve ögenin her düğümünde altı serbestlik derecesi vardır. Bunlar düğüm x, y ve z yönlerinde ötelemeler ve düğüm x, y ve z eksenleri etrafındaki dönmelerdir. SHELL181, doğrusal, büyük dönmeli ve/veya büyük birim-şekil-değiştirmeli doğrusal olmayan uygulamalar için çok uygundur. Kabuk kalınlığındaki değişim, doğrusal olmayan analizlerde hesaba katılır. (ANSYS 2020).

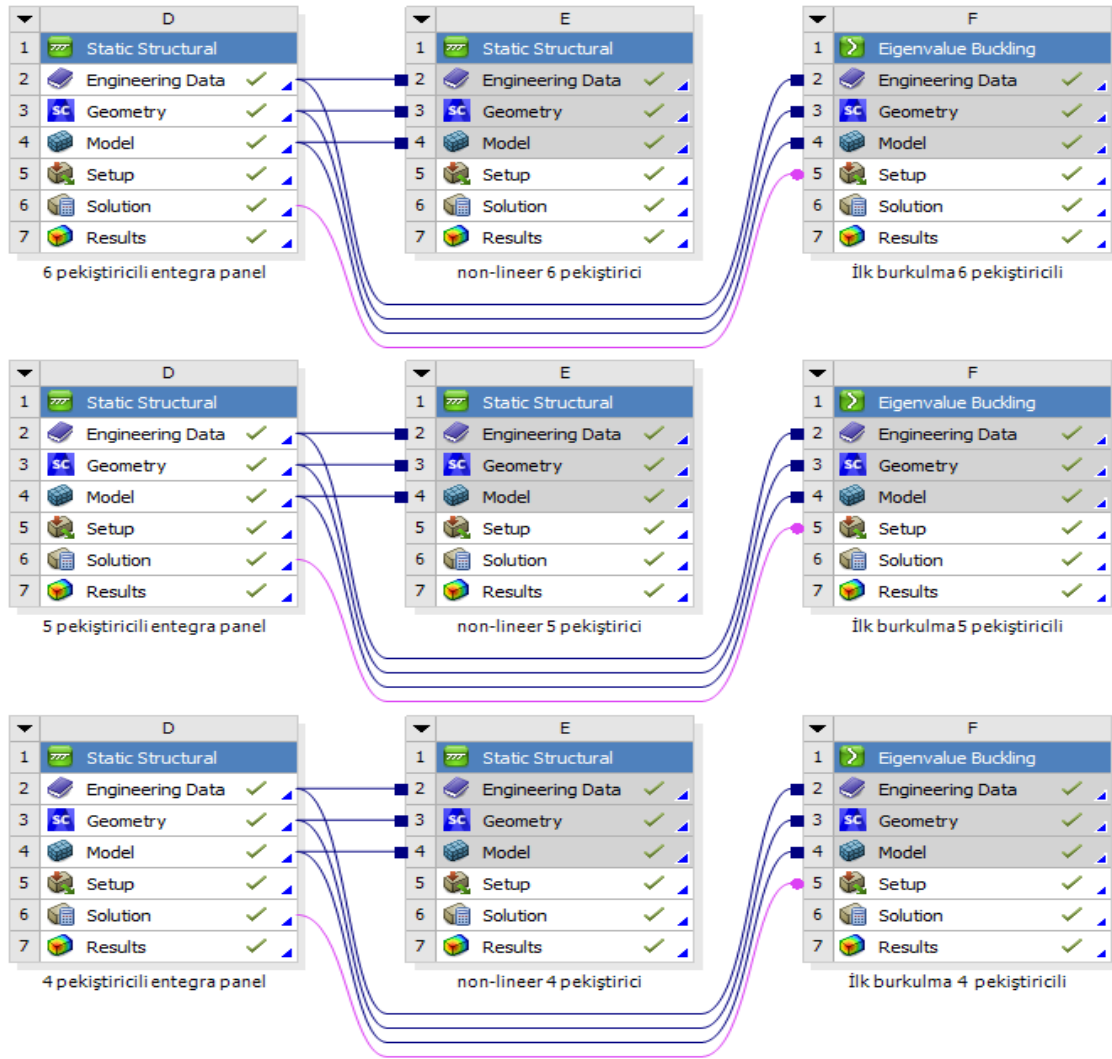
Yapısal analiz çözümlerinde doğrusal olmayan malzeme özellikleri ve doğrusal olmayan geometri özellikleri kullanmak bizleri gerçek çözüme yaklaştırmaktadır. Dolayısı ile çalışma boyunca yapısal blok içerisindeki “Engineering Data (Malzeme Verileri)” bölümünde Johnson Cook parametreleri ile girilmiş doğrusal olmayan malzeme özellikleri entegre edilmiştir. Çalışmada kullanılan malzeme türü Al 2024 T3 Clad alaşımı olup bu malzeme özellikleri Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1. Al 2024 T3 Clad Malzeme Özellikleri (Seidt & Gilat, 2013)

Young Modülü (Elastite Modülü) (E)	73700 MPa
Poisson Oranı (ν)	0,33
Yoğunluk (ρ)	2780 kg/m ³
Akma Gerilimi (σ_y)	360 MPa
Nihai Gerilim (σ_U)	471 MPa
Johnson Cook A Parametresi	310 MPa
Johnson Cook B Parametresi	490,8
Gerinim Güçlenme Üstel Kat Sayısı (n)	0,4

BULGULAR

Yapılan burkulma analizi çalışmalarında, elle hesaplamanın zor olmasının yanında belirsizlik içermesinden ve birçok test düzeneği gerekliliğinden dolayı, sanal test kullanılarak analiz sonuçları elde edilmiştir. Gerçekleştirilen sanal testler ANSYS R2 2020 sonlu elemanlar paket programı kullanılarak analiz sonuçlarına ulaşılmıştır. Şekil 1’de 4, 5 ve 6 pekiştiricili panel modeline ait analiz akış şeması gösterilmektedir.

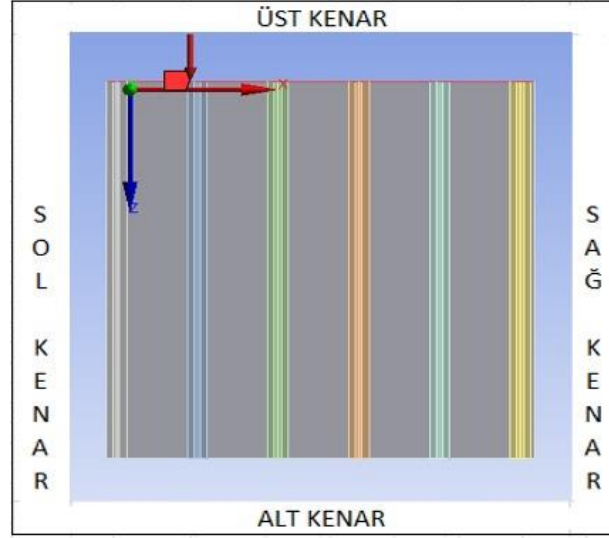


şekil 1. Dört, Beş ve Altı Pekİştiricili Panellerin Analiz Akış şemaları

Doğrusal olmayan geometri özelliğini kullanmak için ise program içerisindeki “Large Deflection (Yüksek Deformasyon)” komutu aktif hale getirilmiştir. Sonraki aşamada ise modele “mesh (Çözüm Ağı)” komutu ile ağı atma yöntemi gerçekleştirilmektedir. Bu işlem ile modele sonlu elemanlar metodu uygulanmış olur ve model son aşama olan sınır şartlarına hazır hale gelir. Yapılan çalışmalar Tablo 2’de belirlenen sınır şartlarında uygulanmıştır ve burkulma analizi için şekil 2’de modelin üst kenarından +Z yönünde 100 N/m yayılı yük uygulanırken çökme yükü analizinde aynı kenardan 2,5 mm deplasman tanımlanmıştır.

Tablo 2. Sınır Koşulları

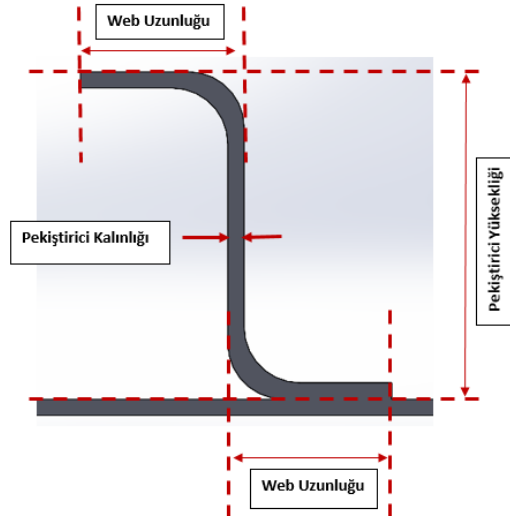
	Yer Değiştirme			Rotasyon		
	X	Y	Z	X	Y	Z
Alt Kenar	0	0	0	Sabit	Sabit	Sabit
Üst Kenar	Serbest	0	Serbest	Sabit	Serbest	Serbest
Sağ Kenar	Serbest	0	Serbest	Serbest	Serbest	Sabit
Sol Kenar	Serbest	0	Serbest	Serbest	Serbest	Sabit
Sol Alt Köşe	Serbest	Serbest	0	-	-	-
Sağ Üst Köşe	0	0	0	-	-	-



Şekil 1. Sınır Koşulları Uygulama Kenarları

Tablo 3 Panel Boyutları

	Panel Boyutları
Genişlik	410 mm
Uzunluk	450 mm
Kalınlık	1 mm



Şekil 3. Pekiştirici Geometrisi

Tablo 4. Pekiştirici Boyutları

	Pekiştirici Boyutları
Uzunluk	450 mm
Radius	3.4 mm
Yükseklik	20 mm
Web Uzunluğu	10 mm
Kalınlık	1 mm

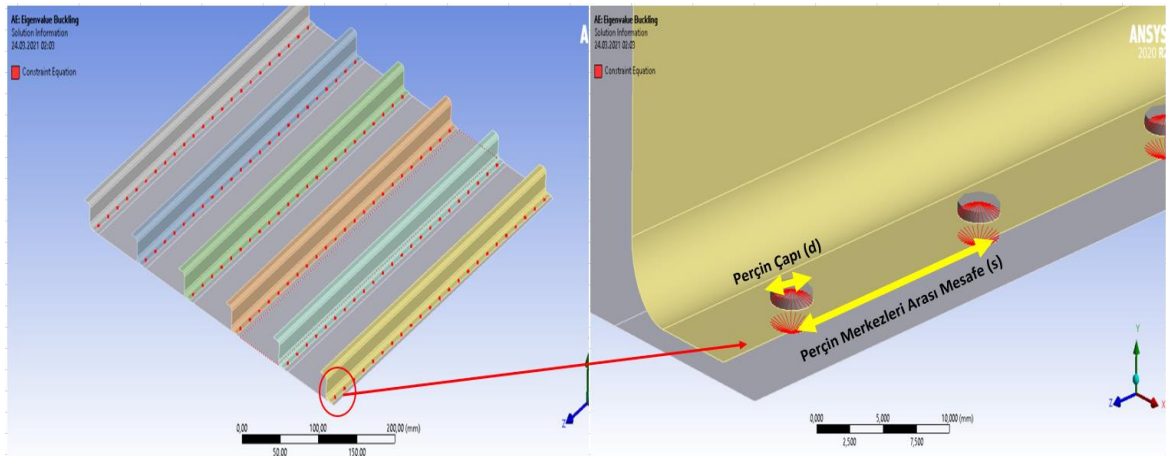
Ayrıca Tablo 3 ve Tablo 4’de de sırası ile çalışmada kullanılan panel boyutları ve pekİştirici boyutları gİsterilmektedir. Burkulma ve Statik yapısal modİlİ kullanarak doğrusal olmayan burkulma analizi gerçekleştirilmiştir. Kullanılan analiz yİntemini doğrulamak amacıyla literatürde gerçekleştirilen (Cankur & Gİrses, 2017)’nin perçinli kuvvetlendirilmiş panel çalışması baz alınmıştır ve çalışma tekrar aynı yİntemle analiz edilerek karşılaştırılmıştır.

SONUÇLAR

Daha İnceki bİlİmlerde modellerin simİlasyon ortamında sonlu elemanlar analizine hazırlanışından bahsedilmiştir. Bu bİlİmde yapılan alışmalar İ alt başlıkta ele alınmıştır. Bunlar sırasıyla;

A. Perçinli Panel Optimizasyon alışması

Perçinli pekİştirici takviyeli panel tasarımlarında gerilim yığılmaları probleminden bahsedilmişti. Gerilim yığılmaları perçin çeperlerinde meydana gelip pekİştirici flaşının gerilmeler sonucu atlmasına sebep olmaktadır. Dolayısı ile perçinli modellerde perçin çapı ve perçinler arası mesafe oranının optimum olarak belirlenmesi gerekmektedir. şekil 4’te gİrİldİğİ üzere perçin çapı (d) ve perçinler arası mesafe (S) parametreleri gİsterilmektedir.



şekil 4. S ve d Parametrelerinin Gİsterimi

Bu çalışmada, perçinli kuvvetlendirilmiş aynı panel boyutlarında 34 perçinli pekİştiriciden 23 perçinli pekİştiriciye kadar perçin sayısı kademeli olarak azaltılarak çökme yükleri hesaplanmıştır. Bunlara karşılık olarak S/d oranı ifade edilmiştir. Sonuçlar Tablo 5’te verilmiştir. Bu sonuçlara göre; S/d oranının 4,5 olmasından sonra artan S/d oranlarında, çökme yükü dayanımının ciddi anlamda dİştİğİ gİzlenmiştir.

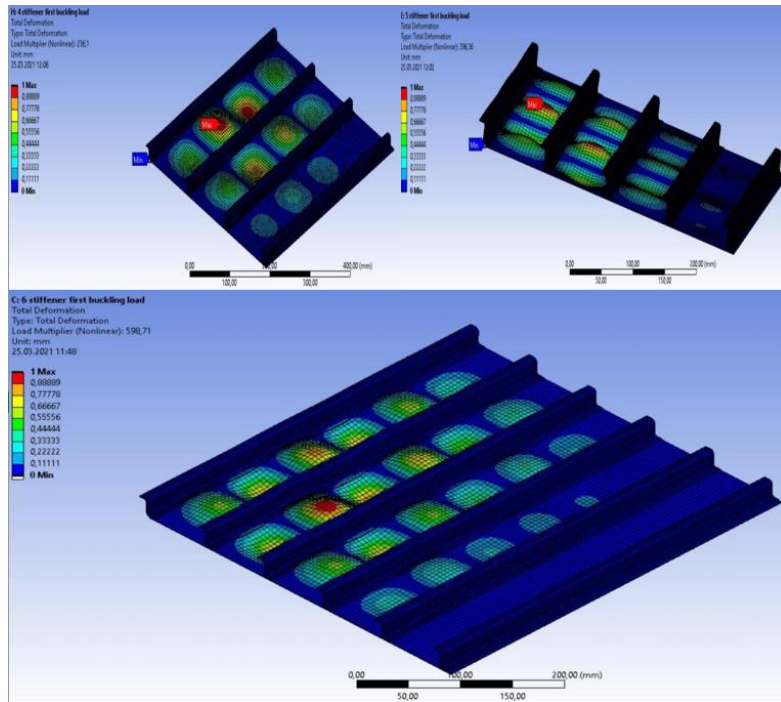
Tablo 5 ’te gİrİldİğİ üzere S/d oranı 4 olarak başlayan analiz sonuçları S/d 4,5 değerine gelene kadar her adımda %0,32-%0,26 aralığında çökme yükü dayanımında zayıflama gİsterirken S/d 4,5 değerinden 4,7 değerine geçişte çökme yükünde %4,86’lık bir azalma meydana gelmektedir. Aynı şekilde ilk burkulma yükünde de S/d oranının 4,5 oranına kadar %0,09-%0,1 aralığında dİşen burkulma dayanımı, bu S/d oranının artması ile ilk burkulma yükündeki dİşİşler %0,25’e kadar çıkmaktadır. Elde edilen sonuçların karşılaştırılması amacıyla (Cankur & Gİrses, 2017)’ye ait veriler Tablo 5 te farklı renkte ilave edilmiştir. Hem literatürdeki hem de bu çalışmada elde edilen veriler inceleğinde büyük bir uyum gİrİlmektedir.

Tablo 5. Perçinli Pekiştiricili Panel Analiz Çıktıları

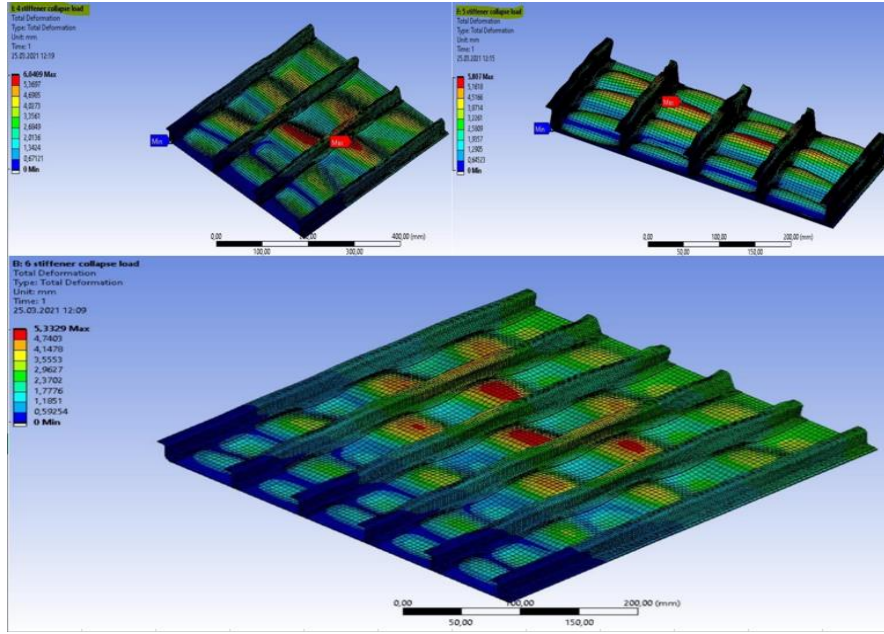
Perçin Sayısı	(s/d) Oranı	Mesh Kalitesi	İlk Burkulma Yüğü (KN)	Çökme Yüğü (KN)	Çökme Yüğü (KN) (Cankur & Gürses, 2017)
34	4	0.82336	33.4441	114.57	113.06
33	4.1	0.82154	33.4118	114.20	112.83
32	4.3	0.82752	33.3563	113.64	112.65
31	4.4	0.82831	33.3452	113.33	112.36
30	4.5	0.82361	33.3131	112.44	112.06
29	4.7	0.82816	33.2291	106.97	108.89
27	5	0.83835	33.1563	105.28	107.85
23	6.1	0.84497	32.7161	102.60	103.25

B. Entegre Panel – Perçinli Panel Karşılaştırma Çalışması

Hazırlanan dört, beş ve altı pekiştirici modeller araştırmalar sonucu elde edilen bilgiler doğrultusunda analiz edilmiştir. Elde edilen sonuçlar şu şekildedir. Analizler entegre olarak birleştirilmiş 4, 5 ve 6 pekiştiricili paneller için gerçekleştirilmiştir.



Şekil 5. Dört, Beş ve Altı Pekiştiricili Panellerde İlk Burkulma



Şekil 6. Dört, Beş ve Altı Pekiştiricili Panellerde Çökme Yüğü

Şekil 5 ve Şekil 6’de gösterildiğı üzere analizleri gerçekleştirilen 4, 5 ve 6 pekiştiricili panellerin yük çarpanı değerleri ve çökme yükleri Tablo 6’da gösterilmiştir. Aynı özelliklere sahip 4, 5 ve 6 pekiştiricili 30 adet perçin sayısına sahip perçinli panel sonuçları da Tablo 7’de verilmiştir.

Tablo 6. İlk Burkulma ve Çökme Yüğüleri

	Yük Çarpanı	Yükün Uygulandığı Kenar Uzunluğu (mm)	Uygulanan Yaylı Yük (N/mm)	İlk Burkulma Yüğü (kN)	Çökme Yüğü (kN)
4 Pekiştirici	236.1	558.4	0.1	13.2	93.6
5 Pekiştirici	396.4	595.8	0.1	23.6	116.9
6 Pekiştirici	598.7	632.5	0.1	37.9	139.7

Tablo 7. Perçinli Panel İlk Burkulma ve Çökme Yüğüleri

Perçinli Panel	Perçin Sayısı	S/d Oranı	Uygulanan Yaylı Yük (N/mm)	İlk Burkulma Yüğü (kN)	Çökme Yüğü (kN)
4 Pekiştirici	30	4.5	0.1	12.4	78.7
5 Pekiştirici	30	4.5	0.1	21.1	93.8
6 Pekiştirici	30	4.5	0.1	33.3	112.4

Elde edilen sonuçlara göre entegre pekiştiricili panel optimize edilmiş 4.5 S/d oranına sahip perçinli panele göre aynı pekiştirici sayılarında ilk burkulma ve çökme yüklerinde daha dayanıklı olduğu sonucuna varılmıştır ve Tablo 8’de gösterilmiştir.

Tablo 8. Perçinli ve Entegre Panel Karşılaştırması

Entegre ve Perçinli Panel Karşılaştırması	Panel Tipi	İlk Burkulma Yüğü (kN)	Çökme Yüğü (kN)	Yüzdellik Değişim	
				İlk Burkulma (%)	Çökme (%)
4 Pekİştirici	Entegre Panel	13.2	93.6	5.95	15.92
	Perçinli Panel	12.4	78.7		
5 Pekİştirici	Entegre Panel	23.6	116.9	10.66	19.76
	Perçinli Panel	21.1	93.8		
6 Pekİştirici	Entegre Panel	37.9	139.7	12.06	19.54
	Perçinli Panel	33.3	112.4		

C. Entegre Panel Optimizasyon Çalışması

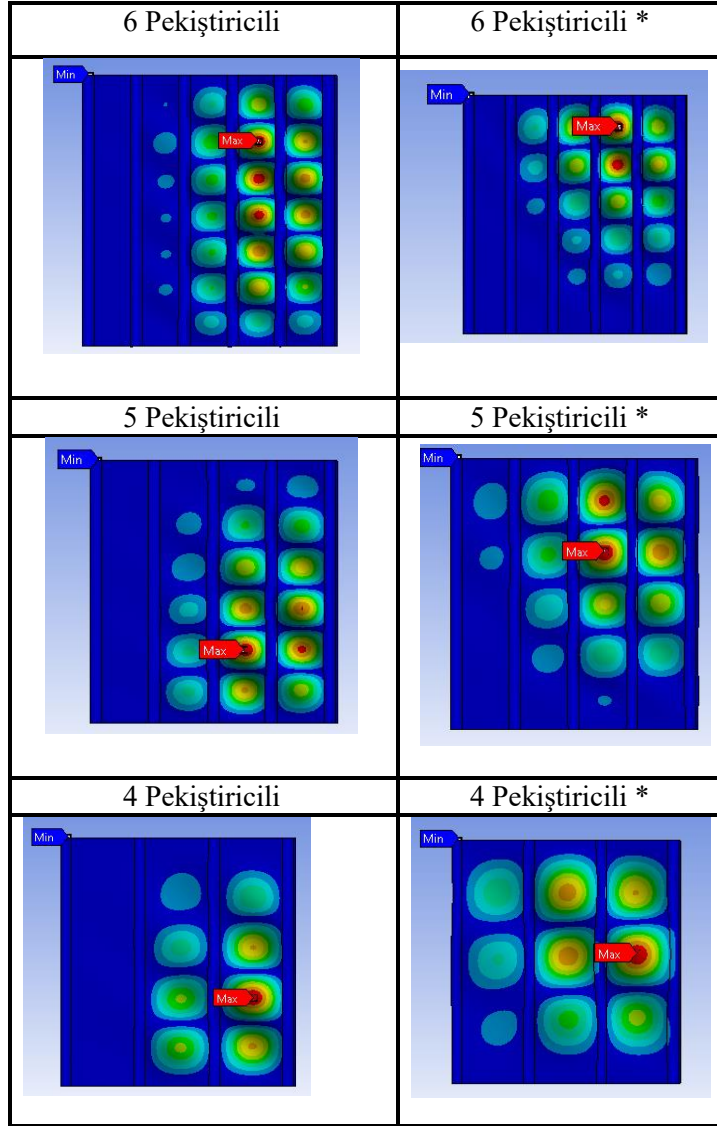
Bu bölümdeki analizler, yukarıdaki bölümlerde bahsedilen 6 adet pekİştiriciye sahip entegre panel ve bu panelin ağırlığı sabit tutularak pekİştirici sayısının 5 ve 4'e indirilmesiyle oluşan panellerle gerçekteşirilmİştir. Önce, panelin pekİştirici sayısı 5'e daha sonra 4'e indirilerek pekİştiriciler kalınlaştırılmış ve aynı ağırlığına sahip bu panellerde burkulma davranışı gözlenmiştir. Daha sonra her farklı panel konfigürasyonu için burkulma yükünü maksimize edecek optimizasyon çalışması yapılmış ve sonuçlar tablo haline getirilmİştir. 6, 5 ve 4 adet pekİştiriciye sahip paneller sırasıyla adlandırılmış ve optimize edilmiş hallerini belirtmek için "*" simgesi kullanılmıştır. Optimizasyon çalışması sırasında ana plaka kalınlığı, Tablo 8'de belirtilen pekİştirici kalınlığı ve pekİştirici yüksekliği değişken olarak atanmıştır. Tablo 9'da görünen web uzunluğu değiştirilmemiştir. Bu şekilde farklı konfigürasyonlar için burkulma yükünü maksimum yapacak plaka ve pekİştirici kalınlıkları, pekİştirici yükseklikleri bulunmuştur.

Tablo 9. Panel Geometrişleri ve Burkulma Yüğüleri

	Plaka Kalınlığı (mm)	Pekİştirici Kalınlığı (mm)	Pekİştirici Yüksekliği (mm)	İlk Burkulma Yüğü (kN)
6 Pekİştirici	1	1	20	37,9
6 Pekİştirici*	1,188	0,715	18,935	47,965
5 Pekİştirici	1	1,2	20	27,489
5 Pekİştirici*	1,235	0,727	19,58	34,635
4 Pekİştirici	1	1,5	20	16,691
4 Pekİştirici*	1,3	0,75	18,79	22,78

Panel Ağırlıkları 791,24 gram (+/-5 g)

Şekil 7 muhtelif pekiştirici sayısına sahip panellerin ilk burkulma cevaplarını göstermektedir. Şekil 7'den aynı ağırlıklara sahip altı farklı panelden, 6 pekiştiriciye sahip olan ve optimize edilmiş panelin en yüksek burkulma yüküne sahip olduğu görülmektedir. Gerekli üretim imkanına sahip olduğunda, en yüksek burkulma dayanımı için bu panelin kullanılması önerilir.



Şekil 7. Panellerin İlk Burkulma Davranışları

Teşekkür

Yazarlar, Türk Uçak Sanayii Anonim Ortaklığı (TUSAŞ) a bu çalışmanın gerçekleştirilmesinde sunduğu imkanlar nedeniyle teşekkürü bir borç bilirlir.

KAYNAKÇA

- ANSYS user's manual (Version 2020 R2). Canonsburg, PA, Analysis Systems Inc; 2020.
- Cankur, A., & Gürses, E. (2017). Kirişle güçlendirilmiş kabuk yapılar için yapay sinir ađ bazlı analiz yöntemi geliştirilmesi. *XX. Ulusal Mekanik Kongresi*, Bursa, 5-9 Eylül 2017, 66-74.
- Fujikubo, M., & Yao, T. (1999). Elastic local buckling strength of stiffened plate considering plate/stiffener interaction and welding residual stress. *Marine Structures*, 12(9–10), 543–564. [https://doi.org/10.1016/S0951-8339\(99\)00032-5](https://doi.org/10.1016/S0951-8339(99)00032-5).
- Munroe, J., Wilkins, K., Gruber, M., & Domack, M. S. (2000). *Integral Airframe Structures (IAS): Validated Feasibility Study of Integrally Stiffened Metallic Fuselage Panels for Reducing Manufacturing Costs*. Technical Report: NASA/CR-2000-209337, July.
- Özdemir, M. (2019). Stifnerli Panellerin İki Eksenli Yükleme Altında Burkulma/Göçme Davranışlarının İncelenmesi. *Gemi ve Deniz Teknolojisi*, (216) , 17-31. <https://dergipark.org.tr/tr/pub/gdt/issue/51529/668579>
- Seidt, J.D., & Gilat, A.(2013). Plastic deformation of 2024-T351 aluminum plate over a wide range of loading conditions. *International Journal of Solids and Structures*, 50, 1781–1790. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2013.02.006>.
- Quinn, D., Murphy, A., McEwan, W., & Lemaitre, F. (2009). Stiffened panel stability behaviour and performance gains with plate prismatic sub-stiffening. *Thin-Walled Structures*, 47(12), 1457–1468. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2009.07.004>.
- Tekkanat, K., & Keleş, Ö. (2020). Uçak kanadının entegre güçlendirilmiş panel yapıları kullanılarak yapısal tasarımı. *European Journal of Science and Technology*, April, 64–71. <https://doi.org/10.31590/ejosat.araconf9>.