

BEŞİNCİ NESİL MUHARİP UÇAKLARDA KULLANILAN KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK ÖZELLİKLERİNİN İNCELENMESİ

Elif Gizem Sayın Ayan¹, Elbrus Mahmudoğlu Caferov²
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

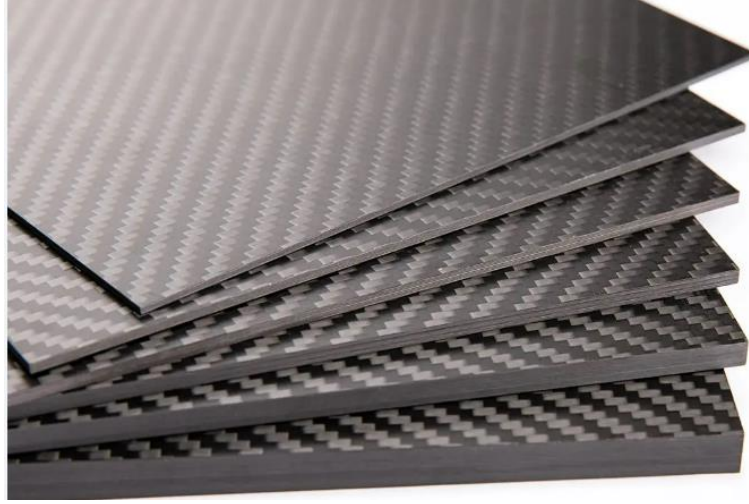
Bu çalışmada, beşinci nesil savaş uçaklarında yaygın olarak kullanılan kompozit malzemelerin uzunluk, kalınlık ve dizilim özelliklerinin eğilme gerilmesi üzerindeki etkileri detaylı bir şekilde incelenmiştir. Araştırmanın temel hedefi, beşinci nesil savaş uçaklarında kullanılan kompozit malzemelerin farklı parametrelerdeki eğilme gerilmesine tepkilerini anlamak ve bu malzemelerin performansını optimize etmek için tasarım sürecine önemli bir katkı sağlamaktır. Bu amaçla, 7 farklı kombinasyonda balpeteği yapılı kompozit malzeme ve 3 farklı kombinasyonda lamina kompozit malzeme üretilerek 4 nokta ve eğme ve 3 nokta eğme testleri yapılarak kendi aralarında kıyaslanmıştır. Sonuçlar tablo ve grafik olarak sunulmuştur. Kıyaslama sonucunda en iyi eğme dayanımının maksimum kalınlıkta, iki kat karbon fiber ve bir kat kevlar (aramid) şeklinde dizilime sahip olan kompozit malzemede olduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca, sandviç panellerde balpeteği ve karbon fiber kalınlığının artırılmasının eğme dayanımını olumlu yönde etkilediği tespit edilmiştir. Bu bulgular, beşinci nesil savaş uçaklarının malzeme seçimi ve konfigürasyonunda tasarım mühendislerine rehberlik edecek önemli bilgiler sunmaktadır.

GİRİŞ

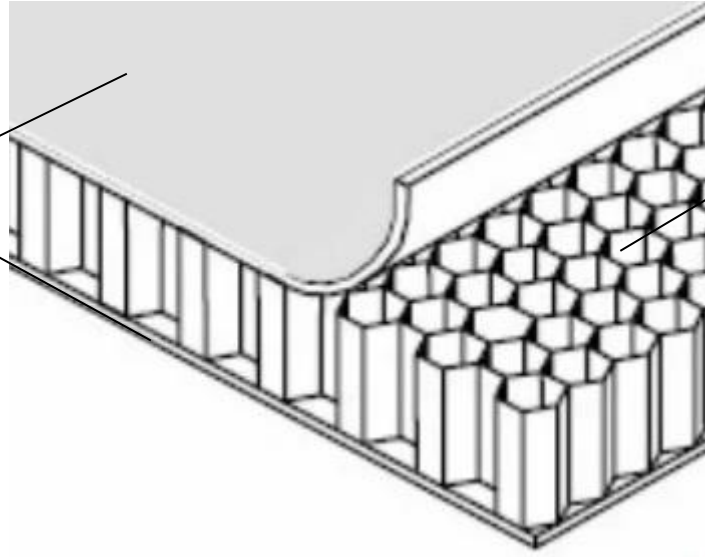
Günümüz havacılık endüstrisi, sürekli olarak evrilen ve değişen bir alan olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu endüstrinin temel taşıyıcıları konumundaki muharip uçaklar, mükemmel mühendislik örnekleri olarak hız, manevra kabiliyeti ve teknolojik üstünlük konularında sınırları zorlamaktadır. Son dönemde, birçok ülke beşinci nesil muharip uçaklarla ilgili çalışmalarını hızlandırmıştır. Beşinci nesil muharip uçaklar, havacılık alanındaki en son teknolojik gelişmelerin bir yansımasıdır. Bu uçaklar, gelişmiş aviyonik sistemler, radar teknolojileri ve özellikle kompozit malzemelerin kullanımı ile karakterize edilmektedir. Havacılık endüstrisindeki önemli bir yer edinen kompozit malzemeler, hafiflikleri, yüksek mukavemetleri ve dayanıklılıkları sayesinde tanınmaktadır. Bu malzemeler, geleneksel metallerin yerini alarak uçak performansını artırmak ve yakıt verimliliğini optimize etmek amacıyla kullanılmaktadır. Ancak, bu avantajlarla birlikte, kompozit malzemelerin karmaşıklığı ve davranışlarının anlaşılması da büyük önem taşımaktadır. Bu nedenle, beşinci nesil savaş uçaklarının geliştirilmesinde kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin iyi anlaşılması kritik bir role sahiptir. Bu çalışma kapsamında, muharip uçaklarda yaygın olarak kullanılan karbon fiber, cam fiber ve kevlar (aramid) içeren farklı serim ve kombinasyonlardaki lamina (Şekil 1) ve alüminyum balpeteğinden oluşan kompozit paneller (Şekil 2) üretilerek deneylerde kullanılmıştır. Çalışmanın sonuçları, malzeme uzunluğu, kalınlığı ve diziliminin eğilme gerilmesi üzerinde belirgin etkileri olduğunu ortaya koymaktadır, bu da beşinci nesil savaş uçaklarının tasarımında malzeme seçimi ve konfigürasyonunun kritik bir rol oynadığını vurgulamaktadır. Bu analizler, havacılık endüstrisindeki mühendislik uygulamalarını güçlendirecek ve gelecekteki savaş uçaklarının geliştirilmesine yönelik stratejilerin belirlenmesine katkıda bulunacaktır.

¹ Yüksek Lisans Öğrencisi, Uçak Müh. Böl., E-posta: sayin16@itu.edu.tr

² Prof. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: cafer@itu.edu.tr



Şekil 1: Kompozit Lamina



Şekil 2: Balpeteği Yapılı Kompozit Panel

¹ Yüksek Lisans Öğrencisi, Uçak Müh. Böl., E-posta: sayin16@itu.edu.tr

² Prof. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: cafer@itu.edu.tr

YÖNTEM

Bu çalışmada 7 farklı balpeteği yapılı kompozit malzeme ve 3 farklı kompozit lamina üretilmiştir. Her bir balpeteği yapılı kompozit malzeme 3 nokta eğme testine ve kompozit lamina ise 4 nokta eğme testine tabi tutulmuş ve elde edilen sonuçlar kendi arasında kıyaslanmıştır.

Takviye Elemanı:

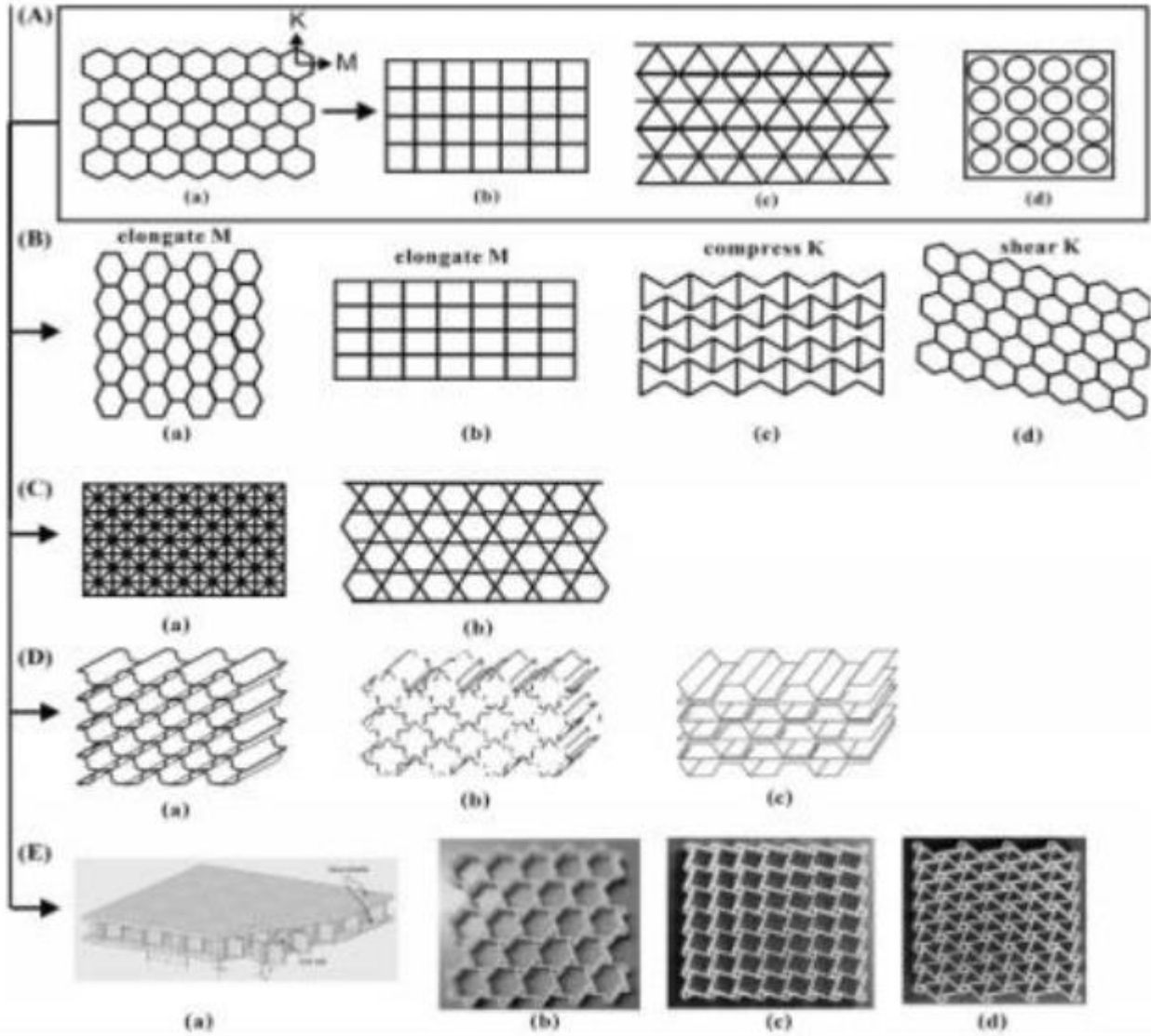
Takviye, kompozit malzemenin dayanıklılığını ve mekanik özelliklerini artırmak için kullanılan güçlendirici bir malzemedir. Genellikle cam elyaf, karbon elyaf, aramid elyaf veya doğal elyaf gibi malzemeler kullanılır. Takviye malzemesi, matris içinde düzenli bir şekilde yerleştirilir ve malzemenin mukavemetini artırır. Karbon elyaf takviye malzemesi hafiflikleri, yüksek mukavemetleri ve düşük termal genişleme katsayıları nedeniyle havacılık ve uzay endüstrisinde sıkça kullanılırlar. Cam elyaf takviye malzemesi içeren kompozitler ekonomik ve iyi mekanik özelliklere sahip olmaları nedeniyle çeşitli uygulamalarda kullanılırlar. Aramid elyaf takviye malzemesi içeren kompozitler ise yüksek mukavemetleri ve darbeye dayanıklılıkları nedeniyle otomotiv ve havacılık sektöründe yaygın bir şekilde kullanılırlar. Karbon fiber ve Aramid malzemeler yüksek mukavemetleri ve düşük ağırlıkları ile havacılık sektöründe fazlaca kullanılmaktadır. Yeni nesil yolcu uçaklarının ve savaş uçaklarının kanatlarında, gövdesinde, yatay stabilizatöründe, kontrol yüzeylerinde, kapılarında vb. yerlerde kullanılır. El yatırması, vakum torba, püskürtme, elyaf sarma, pultrüzyon, SMC, merkezkaç döküm, sürekli laminasyon ve enjeksiyon gibi birçok üretim yöntemi ile üretilmektedir.

Matris:

Kompozit malzemenin temel bileşeni olan matris, genellikle polimer, metal veya seramikten oluşur. Matris, kompozitin yapısal bütünlüğünü sağlar ve takviye malzemesini destekler. Ayrıca, kimyasal ve fiziksel özelliklere sahiptir, bu nedenle matris malzemesinin seçimi, son malzemenin özelliklerini büyük ölçüde etkiler. Polimer matrisler kullanım amaçlarına göre termoset, termoplastik ve elastomer olarak gruplandırılmaktadır. Havacılık sektöründe polimer matrisli termoset kompozit malzemeler yaygın olarak kullanılmaktadır. Termosetler, moleküllerin birbirine komşu olanlarının çapraz bağlarla oluşturduğu ağ yapısına sahip polimerlerin bir sınıfını temsil ederler. Termoplastiklerin aksine, termosetler ısıtıldığında yumuşama eğilimi göstermezler. Bu özellik, moleküllerin çapraz bağlanma şekli tarafından belirlenir ve yüksek sıcaklıklarda moleküler zincirlerin sabit bir şekilde kilitlemesine neden olur. Sıcaklık arttıkça, termosetlerin molekülleri hareket etme yeteneğini kaybeder ve titreşmez. Ancak sıcaklık daha da yükseldiğinde, bu çapraz bağlar zayıflar ve sonuçta bozulma meydana gelir. Termosetler üretildiklerinde, şekillendirme işlemi sırasında sertleşir ve bu sertlik, ısıtılmalarına rağmen değişmez. Termosetler genellikle termoplastiklere göre daha yüksek sertlikte ve dayanıklılıkta olup, yüksek sıcaklık toleransına sahip malzemelerdir. Bu nedenle, sıcaklık kontrolünün kritik olduğu uygulamalarda yaygın olarak tercih edilirler. Epoksiler, poliüretanlar, fenolikler, silikonlar ve polyesterler termoset polimer matrislere örnek olarak verilebilir. Epoksiler, epoksi adı verilen yapıların polimerize edilmesiyle elde edilen malzemelerdir. Epoksi matrisler, cam elyaf kumaş ve karbon elyaf kumaşın uyumluluğu nedeniyle mükemmel mukavemet özelliklerine sahiptir. Epoksi genel olarak reçine ve sertleştirici olarak iki kısımdan meydana gelmektedir. Bu iki kısım istenilen özelliklere, kullanılacak yere ve küreşme zamanı dikkate alınarak ağırlıkça ya da hacimsel olarak belirli oranlarda karıştırılır. Yüksek sıcaklıkta hızlı bir küreşme elde edilmektedir. Sıvı halinde ya da katı halinde bulunabilen çeşitleri vardır. Kendisini oluşturan maddelere göre farklı özelliklere sahip olabilmektedir. Bisfenol A, bisfenol F, novolak, alifatik bazlı olmak üzere çeşitleri bulunmaktadır [Anonim, 2017].

Çekirdek:

Balpeteği yapılı kompozit malzemelerde balpeteği darbeyi karşılayan ve mekanik olarak yükün dağılımını sağlayan kısımdır. Bu çekirdekler farklı geometrilerde (altıgen, kare, dikdörtgen, zikzak, elipsoit, yumurta kolisi vb.); farklı malzemelerde (köpük, alüminyum, balsa ağacı, bakır, kâğıt, epoksi vb.) ve üretim tekniği olarak farklı birleştirme yöntemleriyle (yapıştırma, kalıplama vb.) oluşturulmaktadır. Şekil 3'de kullanılan farklı çekirdek yapıları görülmektedir.



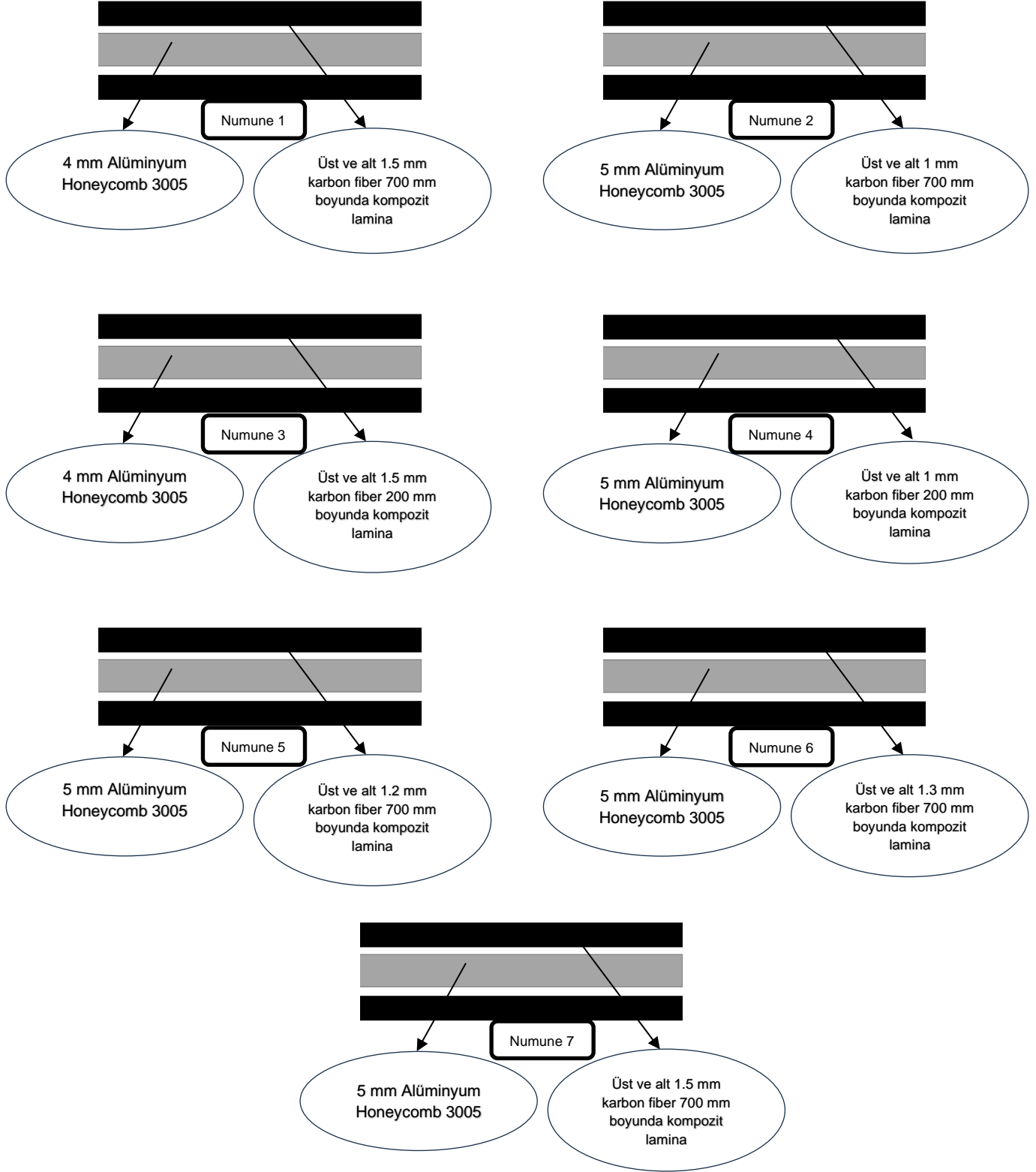
Şekil 3: Farklı Çekirdek Yapıları [Zhang ve ark., 2014]

Alüminyum balpeteği paneller konstrüksiyon açısından oldukça hafif olması, mukavemet ve rijitliği oldukça yüksek olması nedeni ile uzay, hava, kara ve deniz ulaşım araçlarında, inşaat gibi sektörlerde çok yaygın olarak kullanılmaktadır. Özellikle darbe yüklerine maruz kalan bölgelerde yüksek enerji sönmeme kabiliyeti olması nedeni ile yaygın olarak kullanılmaktadır. Balpeteği sandviç panellerin servis ömrü darbe yüklerinin etkisi altında değişim göstermektedir. Özellikle hava ulaşım araçlarının gövde ve kanatlarında yüksek hızda, kuş gibi cisimlerin çarpması nedeni ile tehlikeye maruz kalabilirler. Bu çarpma neticesinde zamanla bu bölgeler daha hızlı hasar oluşumuna neden olabilmektedir [Foo ve ark., 2008]. Bu nedenle bu yapıların darbe yükleri altındaki davranışları gerek deneysel gerek ise bilgisayar ortamında analizler yapılarak uygun alüminyum kor yüksekliği belirlenmesi ve bu bölgelerin iyileştirilmesi oldukça büyük önem arz ettiği rapor edilmiştir [Anderson, 2005; Shin ve ark., 2008]. Düşük yoğunlukları ve yüksek eğilme rijitlikleri sebebiyle sandviç yapılar havacılık ve uzay uygulamalarında kullanılmaktadır [Zumpano ve Meo, 2008; Panopoulou ve ark., 2011; Narayana ve ark., 2008; Mahato ve Maiti, 2010; Kathiravan ve Ganguli, 2007].

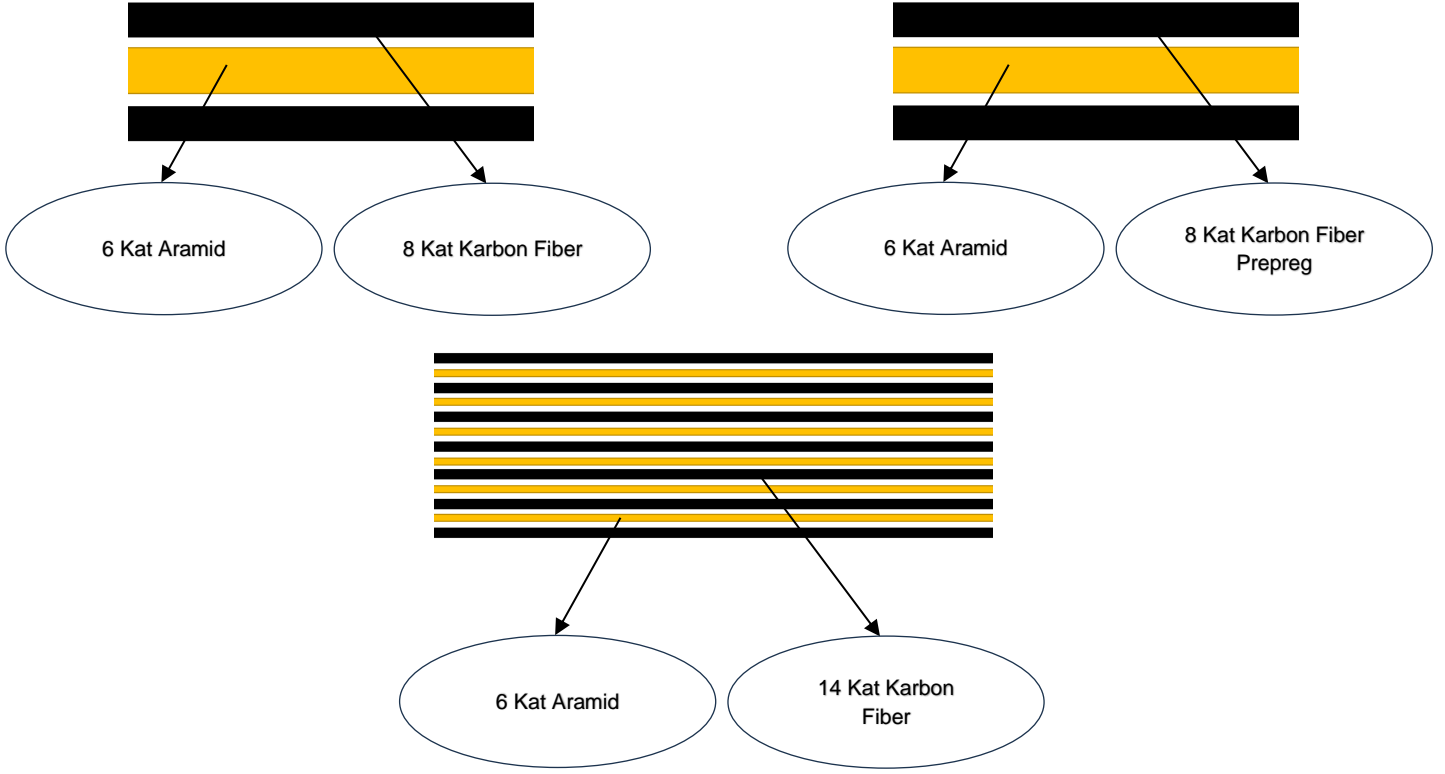
Kompozit Lamina ve Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme Tasarımı:

Bu çalışmada 7 farklı balpeteği yapılı kompozit malzeme üretilmiştir. Balpeteği yapılı kompozit malzemelerde alt ve üst lamina kalınlığı, malzeme uzunluğu ve çekirdek kalınlığının eğme gerilmesine olan etkisinin incelenmesi amaçlanmıştır. Çekirdek malzemesi olarak yüksek enerji sönmemeleri sebebi ile alüminyum balpeteği ve alt ve üst laminalar için karbon fiber malzeme

seçilmiştir. Şekil 4 de tasarlanan balpeteği yapıli kompozit malzeme yapısı görülmektedir. Üretilen numuneler üç nokta eğme testine tabi tutulmuştur. Aynı zamanda bu çalışma kapsamında 3 farklı kompozit lamina üretilmiştir. Kompozit lamina malzemesi için havacılıkta avantajlarından dolayı en çok kullanılan aramid ve karbon fiber seçilmiştir. Şekil 5 de tasarlanan kompozit lamina malzeme yapısı görülmektedir. Kompozit lamine 4 nokta eğme testi yapılmış farklı dizilimlerin eğilme gerilmesine olan etkisinin incelenmesi amaçlanmıştır.



Şekil 4: Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme Tasarımı



Şekil 5: Kompozit Lamina Malzeme Tasarımı

Numune:

Tasarlanan kompozit laminada ve balpeteği yapıli kompozitte kullanılan malzemelerin mekanik özellikleri Tablo 1 de verilmiştir. Kompozit laminalar vakumlu torba-elle yatırma yöntemi kullanılarak üretilmiştir. Karbon fiberlerde 3 yönlü dokuma kumaş ((0) -(+45) -(-45)) olan CXL 700 EO5A kullanılmıştır. Aramid de 2 yönlü dokuma kumaş olan KK170 T kullanılmıştır. Matris malzemesi olarak epoksi reçine kullanılmıştır. Balpeteği yapıli kompozit malzemede balpeteği yapısı olarak 3005 alüminyum kullanılmıştır. Balpeteği yapıli kompozit malzeme alt ve üst lamina arasına yapıştırıcı sürülerek balpeteği ile birleştirilmiş ve sıcak presleme (kalıplama) yöntemi ile üretilmiştir. Üretilen numuneler Şekil 6 da gösterilmiştir.

Kullanılan Malzemeler	Karbon Fiber	Kevlar	Epoksi	Alüminyum 3005
Yoğunluk (g/cm ³)	1.9	1.45	1.2-1.3	2.7
Elastik Modül (E)	519	131	2.5-4.0	-
Çekme Mukavemeti (MPa)	1.8	3.6	50-125	130
Uzunluk (%)	0.36	2.8	-	25
Kullanım Sıcaklığı (C0)	-	-	150	-
Elastisite (GPa)	-	-	-	69
Akma Dayanımı (MPa)	-	-	-	55
Kesme Modülü (MPa)	-	-	-	83

Tablo 1: Kullanılan Malzemelerin Mekanik Özellikleri



Şekil 6: Kompozit Malzeme Tasarımı

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

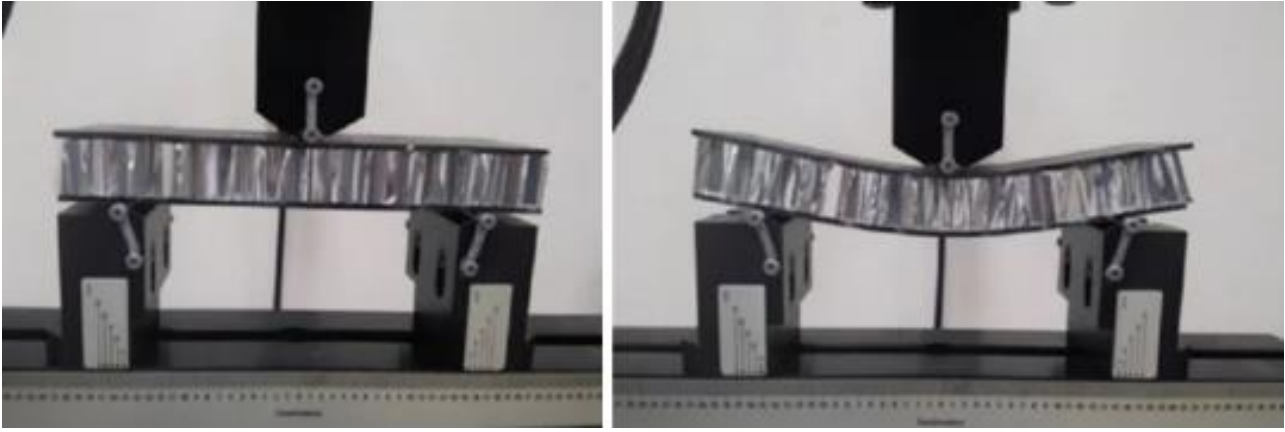
Çalışmanın deneysel kısmında, kompozit laminalara ASTM D7264 standardına göre 4 nokta eğme testi, balpeteği yapıllı kompozit malzemelere ise ASTM C393 standardına göre 3 nokta eğme testi yapılmış ve kendi aralarında kıyaslanmıştır. Kompozit laminalarda maksimum kalınlıkta dizilimin ve karbon fiber-karbon prepreg kullanımının eğilme gerilmesine olan etkisi incelenmiştir. Balpeteği yapıllı kompozit malzemelerde ise; parça uzunluğu, alt ve üst lamina kalınlığı ve çekirdek yüksekliğinin eğilme gerilmesine olan etkisi incelenmiştir.

Kompozit Lamina malzemeler için ASTM D7264 standardına göre 4 nokta eğme testi yapılmak üzere 200x75 mm boyutlarında numuneler üretilmiştir. Deney hatalarının önüne geçmek için tüm deneyler beşer kez tekrarlanmış ve ortalaması alınarak kullanılmıştır. Destek aralığı 140 mm ve yük aralığı 70 mm olarak ayarlanmış ZwickRoell marka cihaz ile 1.00000 mm/dk hız ile yükleme yapılmıştır. Kompozit laminalara yapılan deneysel çalışma Şekil 7 de gösterilmiştir.



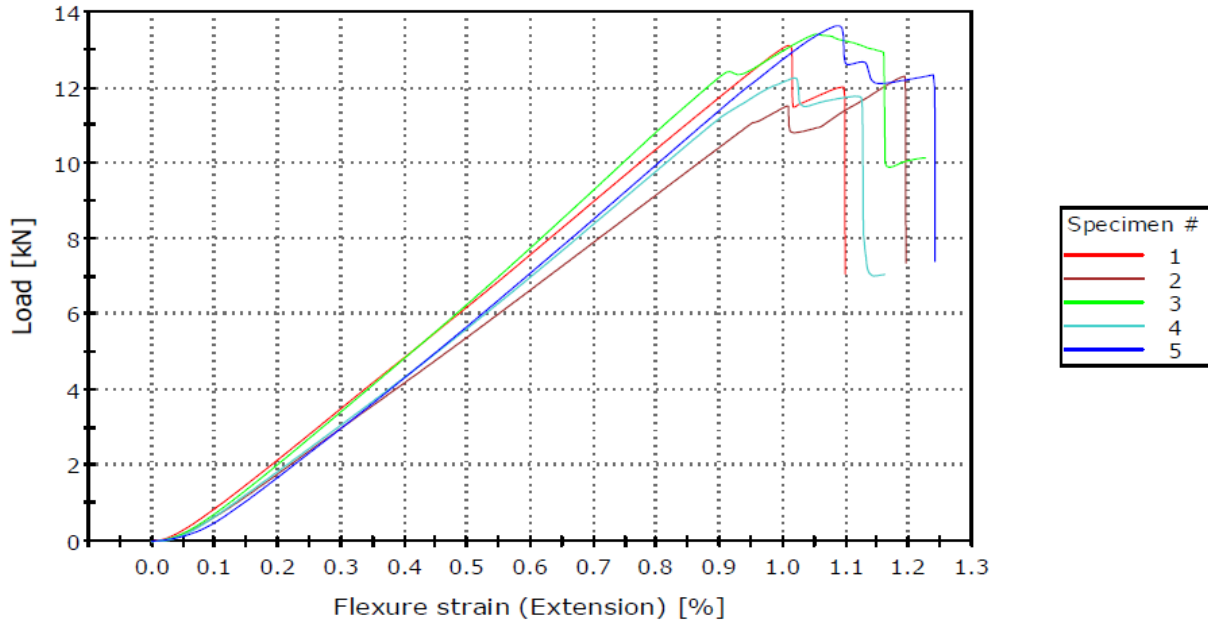
Şekil 7: Kompozit Lamina 4 Nokta Eğme Deneyi

Balpeteği yapıllı kompozit malzemeler için ASTM C393 standardına göre 3 nokta eğme testi yapılmak üzere 200x75 mm ve 700x75 mm boyutlarında numuneler üretilmiştir. Deney hatalarının önüne geçmek için tüm deneyler en az üç kez tekrarlanmış ve ortalaması alınarak kullanılmıştır. 200 mm uzunluğundaki malzemeler için destek aralığı 150 mm, 700 mm uzunluğundaki malzemeler için ise destek aralığı 600 mm olarak ayarlanmış ZwickRoell marka cihaz ile 6.00000 mm/dk hız ile yükleme yapılmıştır. Balpeteği yapıllı kompozit malzemelere yapılan deneysel çalışma Şekil 8 de gösterilmiştir.



Şekil 8: Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme 3 Nokta Eğme Deneyi
(<https://www.turkchem.net/aluminyum-balpetegi-ara-tabaka-karbon-fiber-epoksi-kabuk-esasli-kompozit-sandvic-yapilarin-gelistirilmesi-ve-yorulma-omurlerinin-karakterizasyonu.html>)

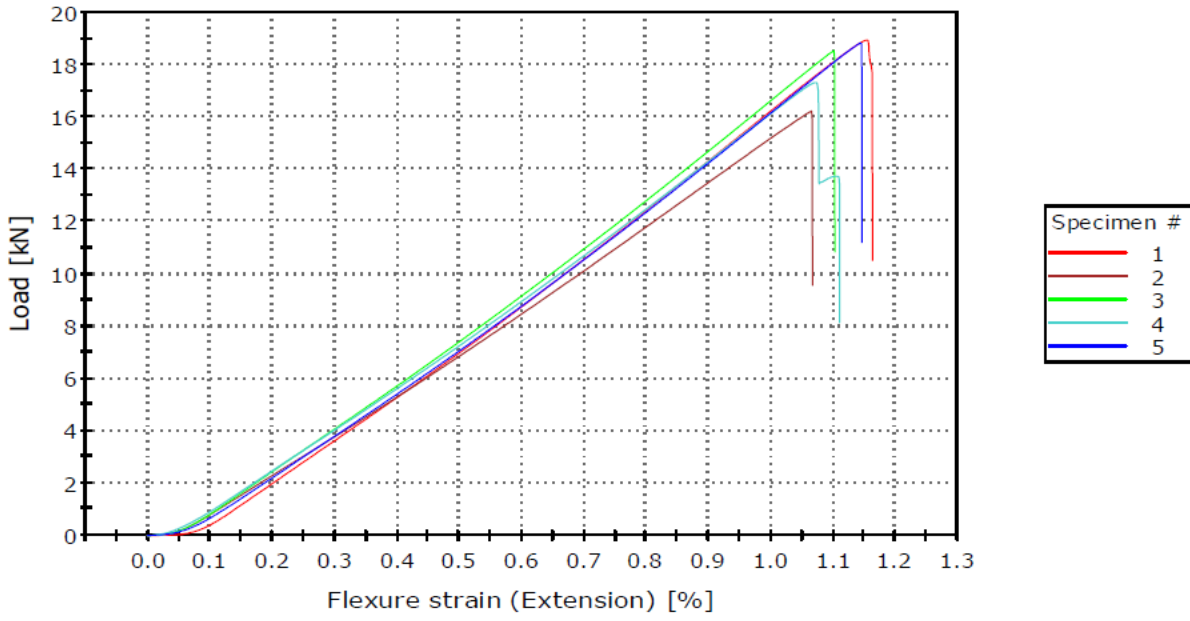
Kompozit laminaların 4 nokta eğme deneyi sonucunda elde edilen yük-eğilme yüzde gerilim grafikleri Şekil 9, Şekil 10 ve Şekil 11 de elde edilen değerler ise Tablo 2, Tablo 3 ve Tablo 4 de verilmiştir.



Şekil 9: 8 Kat Karbon Prepreg-6 Kat Aramid Kompozit Lamina Yük-Eğilme Gerilmesi

	Specimen Name	Support span [mm]	Sandwich Thickness [mm]	Sandwich Width [mm]	Facing Thickness [mm]	Core Thickness [mm]	Core Shear Ultimate Stress [MPa]	Facing Stress [MPa]	Core Shear Yield Stress [MPa]	Maximum Load [N]	Flexure strain (Extension) at Maximum Load [%]
1	1	150.000	6.740	75.130	0.000	6.740	12.930	-----	-----	13094.969	1.008
2	2	150.000	6.760	75.180	0.000	6.760	12.089	-----	-----	12287.239	1.191
3	3	150.000	6.850	75.140	0.000	6.850	13.016	-----	-----	13398.535	1.051
4	4	150.000	6.740	75.140	0.000	6.740	12.084	-----	-----	12239.726	1.017
5	5	150.000	6.750	75.110	0.000	6.750	13.428	-----	-----	13615.467	1.085
Mean		150.000	6.768	75.140	0.000	6.768	12.709	-----	-----	12927.187	1.071
Standard deviation		0.00000	0.04658	0.02550	0.00000	0.04658	0.59895	-----	-----	633.67681	0.07392

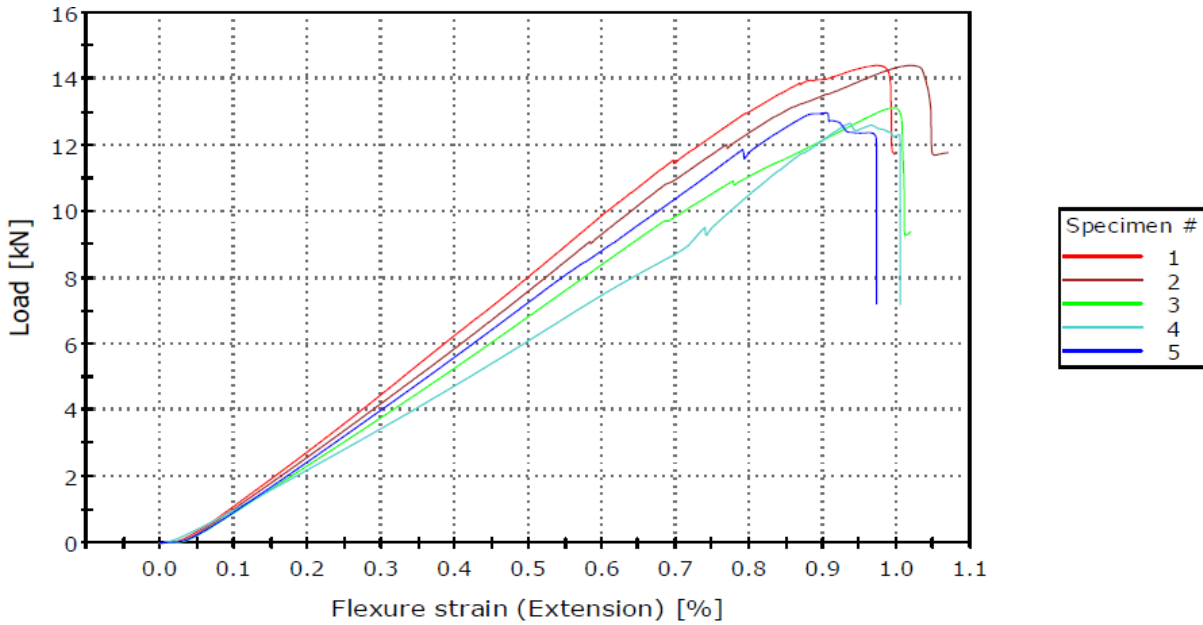
Tablo 2: 8 Kat Karbon Prepreg-6 Kat Aramid Kompozit Lamina 4 Nokta Eğme Deneyi



Şekil 10: 8 Kat Karbon Fiber-6 Kat Aramid Kompozit Lamina Yük-Eğilme Gerilmesi

	Specimen Name	Support span [mm]	Sandwich Thickness [mm]	Sandwich Width [mm]	Facing Thickness [mm]	Core Thickness [mm]	Core Shear Ultimate Stress [MPa]	Facing Stress [MPa]	Core Shear Yield Stress [MPa]	Maximum Load [N]	Flexure strain (Extension) at Maximum Load [%]
1	1	150.000	7.080	75.160	0.000	7.080	17.777	-----	-----	18919.979	1.154
2	2	150.000	6.800	75.060	0.000	6.800	15.880	-----	-----	16210.584	1.064
3	3	150.000	7.160	75.140	0.000	7.160	17.212	-----	-----	18520.584	1.100
4	4	150.000	7.170	75.180	0.000	7.170	16.050	-----	-----	17303.584	1.071
5	5	150.000	7.160	75.180	0.000	7.160	17.474	-----	-----	18811.973	1.143
Mean Standard deviation		0.00000	0.15742	0.04980	0.00000	0.15742	0.85978	-----	-----	1167.56019	0.04069

Tablo 3: 8 Kat Karbon Fiber-6 Kat Aramid Kompozit Lamina 4 Nokta Eğme Deneyi

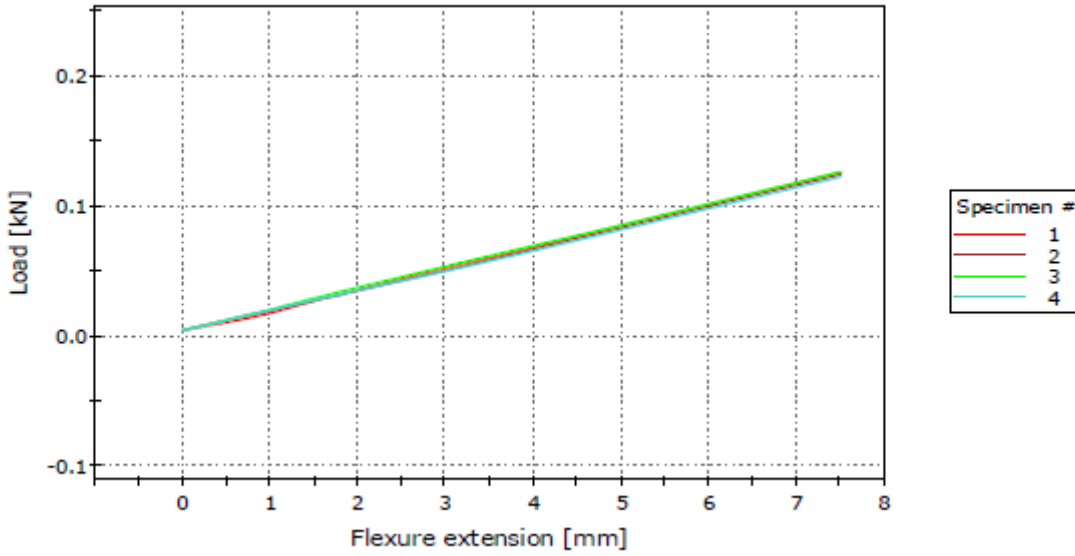


Şekil 11: 14 Kat Karbon Fiber-8 Kat Aramid Kompozit Lamina Yük-Eğilme Gerilmesi

	Specimen Name	Support span [mm]	Sandwich Thickness [mm]	Sandwich Width [mm]	Facing Thickness [mm]	Core Thickness [mm]	Core Shear Ultimate Stress [MPa]	Facing Stress [MPa]	Core Shear Yield Stress [MPa]	Maximum Load [N]	Flexure strain (Extension) at Maximum Load [%]
1	1	150.000	5.080	76.290	0.000	5.080	18.577	-----	-----	14399.418	0.973
2	2	150.000	5.110	76.420	0.000	5.110	18.439	-----	-----	14400.795	1.019
3	3	150.000	5.020	76.090	0.000	5.020	17.173	-----	-----	13119.082	0.995
4	4	150.000	5.120	75.970	0.000	5.120	16.265	-----	-----	12652.981	0.936
5	5	150.000	5.010	75.550	0.000	5.010	17.141	-----	-----	12975.717	0.905
Mean		150.000	5.068	76.064	0.000	5.068	17.519	-----	-----	13509.599	0.965
Standard deviation		0.00000	0.05070	0.33598	0.00000	0.05070	0.97488	-----	-----	830.26130	0.04575

Tablo 4: 14 Kat Karbon Fiber-8 Kat Aramid Kompozit Lamina 4 Nokta Eğme Deneyi

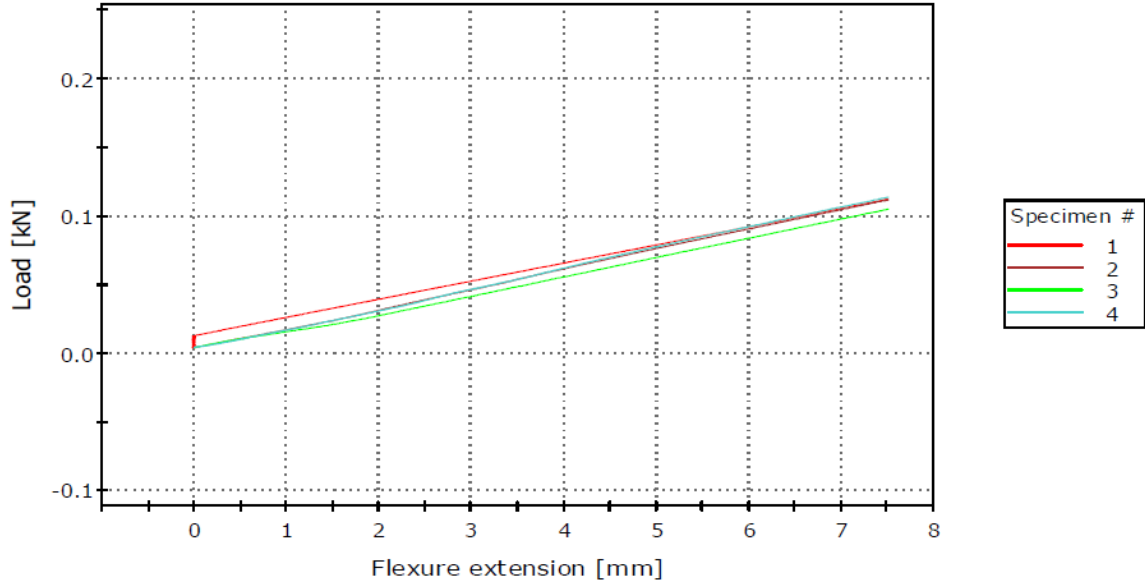
Balpeteği yapıları kompozit malzemelerin 3 nokta eğme deneyi sonucunda elde edilen yük-eğilme yüzde gerilim grafikleri Şekil 12'den Şekil 18'e kadar elde edilen değerler ise Tablo 5'den Tablo 11'e kadar verilmiştir.



Şekil 12: Numune 1 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme Yük-Eğilme Gerilmesi

	Specimen Name	Support span [mm]	Sandwich Thickness [mm]	Sandwich Width [mm]	Facing Thickness [mm]	Core Thickness [mm]	Core Shear Ultimate Stress [MPa]	Facing Stress [MPa]	Core Shear Yield Stress [MPa]	Maximum Load [kN]
1	1.5 mm kalınlık/700 mm uzunluk-1	600.000	7.170	40.000	1.500	4.000	0.282	28.242	-----	0.126
2	1.5 mm kalınlık/700 mm uzunluk-2	600.000	7.220	40.050	1.500	4.000	0.278	27.802	-----	0.125
3	1.5 mm kalınlık/700 mm uzunluk-3	600.000	7.220	40.020	1.500	4.000	0.282	28.191	-----	0.127
4	1.5 mm kalınlık/700 mm uzunluk-4	600.000	7.160	40.060	1.500	4.000	0.275	27.466	-----	0.123
Mean		600.000	7.192	40.032	1.500	4.000	0.279	27.925	-----	0.125
Standard deviation		0.00000	0.03202	0.02754	0.00000	0.00000	0.00364	0.36359	-----	0.00171

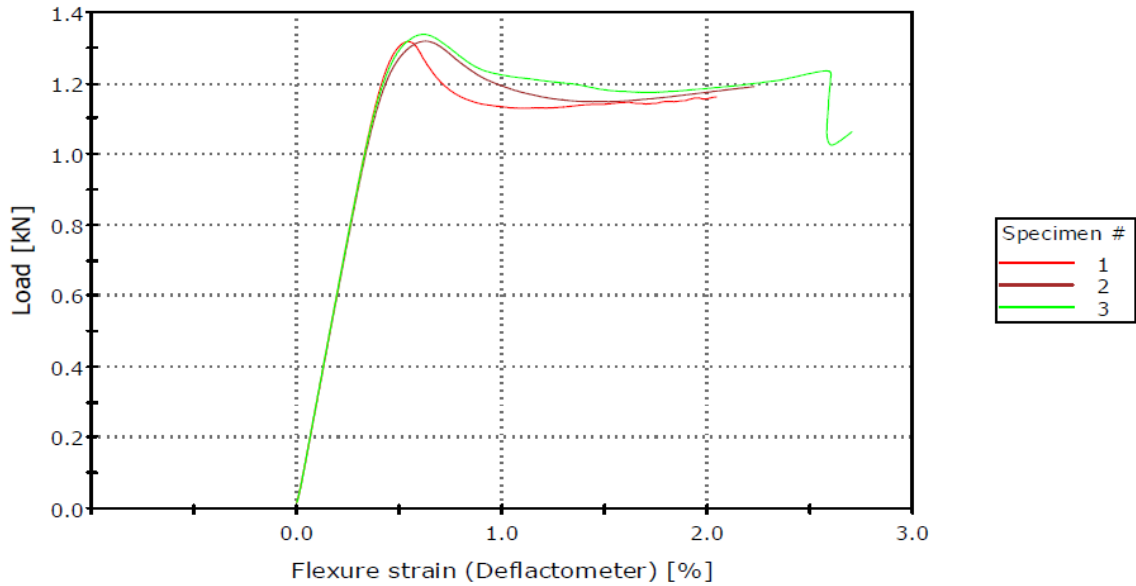
Tablo 5: Numune 1 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme 3 Nokta Eğme Deneyi



Şekil 13: Numune 2 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme Yük-Eğilme Gerilmesi

	Specimen Name	Support span [mm]	Sandwich Thickness [mm]	Sandwich Width [mm]	Facing Thickness [mm]	Core Thickness [mm]	Core Shear Ultimate Stress [MPa]	Facing Stress [MPa]	Core Shear Yield Stress [MPa]	Maximum Load [kN]
1	1mm kalınlık/700 mm uzunluk-1	600.000	7.360	40.200	1.000	5.000	0.227	33.991	-----	0.113
2	1mm kalınlık/700 mm uzunluk-2	600.000	7.160	40.000	1.000	5.000	0.231	34.583	-----	0.112
3	1mm kalınlık/700 mm uzunluk-3	600.000	7.170	40.000	1.000	5.000	0.216	32.459	-----	0.105
4	1mm kalınlık/700 mm uzunluk-4	600.000	7.240	40.000	1.000	5.000	0.233	34.927	-----	0.114
Mean		600.000	7.232	40.050	1.000	5.000	0.227	33.990	-----	0.111
Standard deviation		0.00000	0.09215	0.10000	0.00000	0.00000	0.00728	1.09145	-----	0.00387

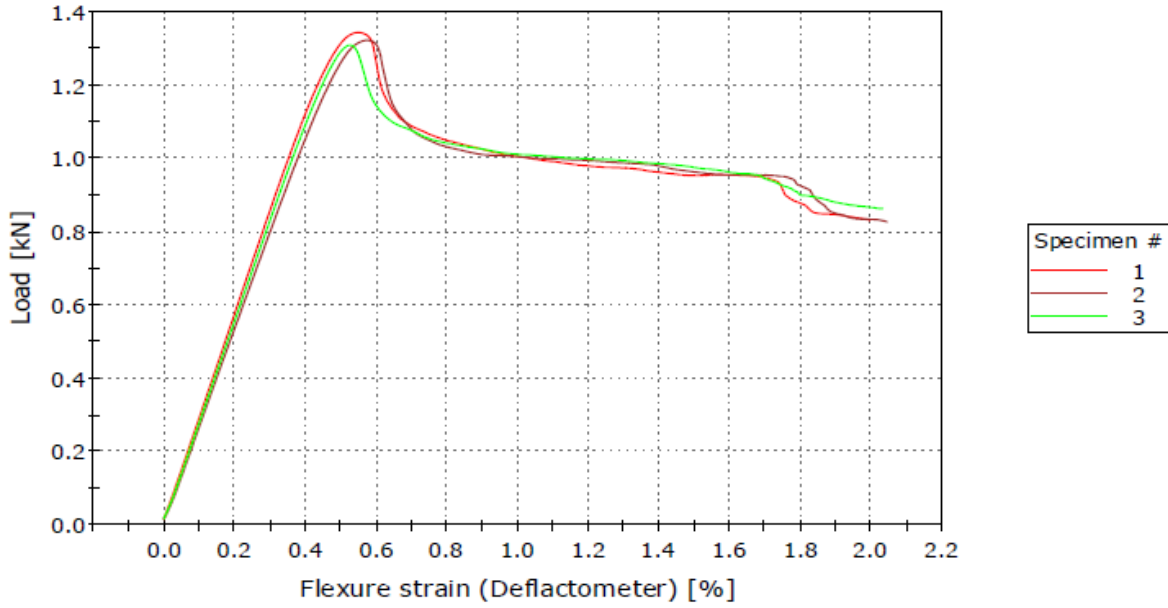
Tablo 6: Numune 2 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme 3 Nokta Eğme Deneyi



Şekil 14: Numune 3 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme Yük-Eğilme Gerilmesi

	Specimen Name	Support span [mm]	Sandwich Thickness [mm]	Sandwich Width [mm]	Facing Thickness [mm]	Core Thickness [mm]	Core Shear Ultimate Stress [MPa]	Facing Stress [MPa]	Core Shear Yield Stress [MPa]	Maximum Load [kN]
1	1.5 mm kalınlık/200 mm uzunluk-1	150.000	7.290	40.000	1.500	4.000	2.916	145.796	2.821	1.317
2	1.5 mm kalınlık/200 mm uzunluk-2	150.000	7.180	40.010	1.500	4.000	2.948	147.378	2.947	1.318
3	1.5 mm kalınlık/200 mm uzunluk-3	150.000	7.270	40.000	1.500	4.020	2.961	148.070	2.960	1.337
Mean		150.000	7.247	40.003	1.500	4.007	2.942	147.081	2.909	1.324
Standard deviation		0.00000	0.05859	0.00577	0.00000	0.01155	0.02331	1.16571	0.07662	0.01141

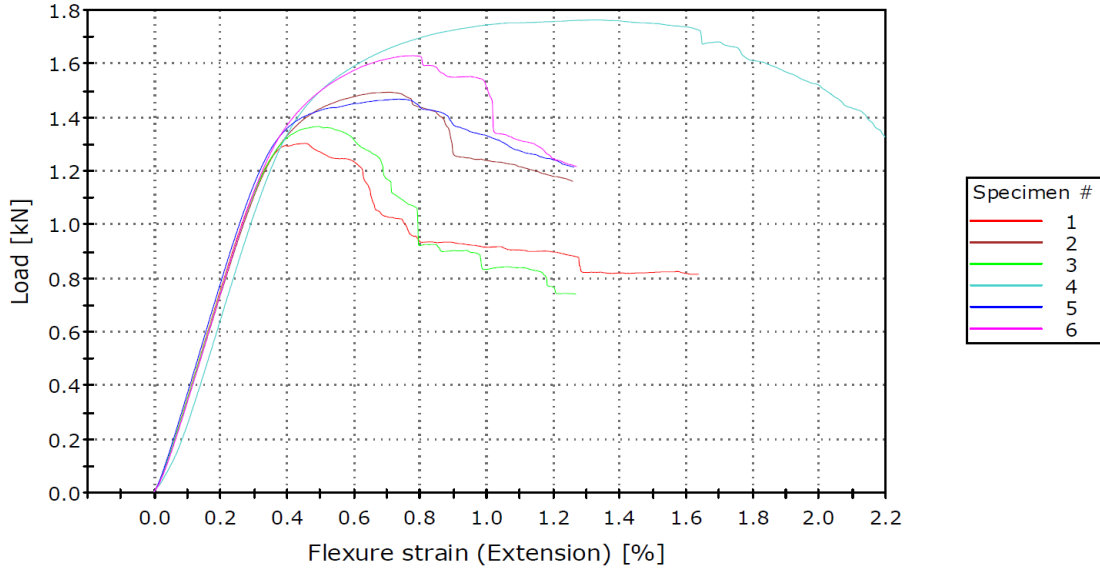
Tablo 7: Numune 3 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme 3 Nokta Eğme Deneyi



Şekil 15: Numune 4 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme Yük-Eğilme Gerilmesi

	Specimen Name	Support span [mm]	Sandwich Thickness [mm]	Sandwich Width [mm]	Facing Thickness [mm]	Core Thickness [mm]	Core Shear Ultimate Stress [MPa]	Facing Stress [MPa]	Core Shear Yield Stress [MPa]	Maximum Load [kN]
1	1 mm kalınlık/200 mm uzunluk-1	150.000	7.400	40.040	1.000	5.000	2.704	202.776	2.398	1.342
2	1 mm kalınlık/200 mm uzunluk-2	150.000	7.390	40.000	1.000	5.000	2.666	199.929	2.373	1.321
3	1 mm kalınlık/200 mm uzunluk-1	150.000	7.330	40.000	1.000	5.000	2.652	198.882	2.299	1.308
Mean		150.000	7.373	40.013	1.000	5.000	2.674	200.529	2.357	1.324
Standard deviation		0.00000	0.03786	0.02309	0.00000	0.00000	0.02687	2.01521	0.05126	0.01741

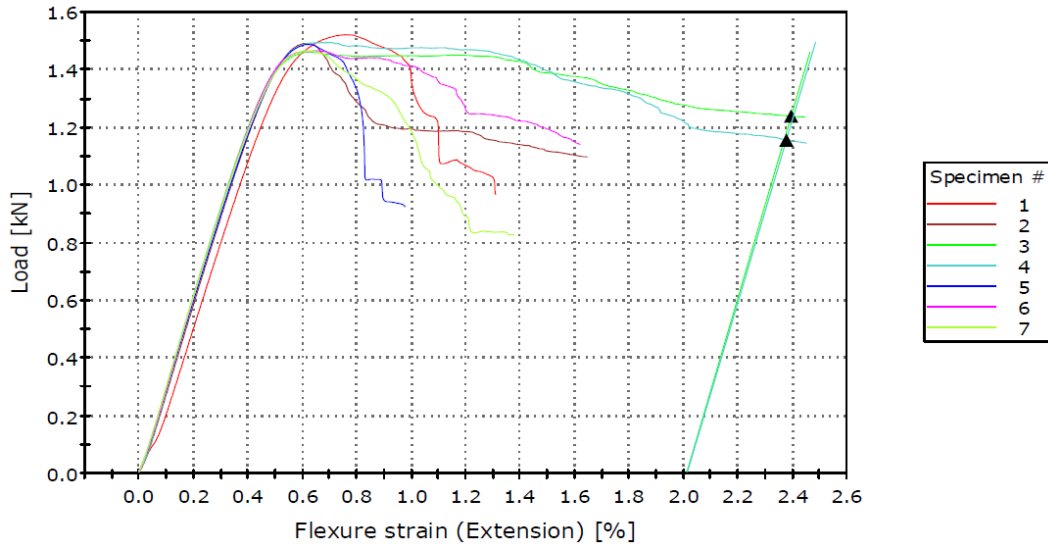
Tablo 8: Numune 4 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme 3 Nokta Eğme Deneyi



Şekil 16: Numune 5 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme Yük-Eğilme Gerilmesi

	Specimen Name	Support span [mm]	Sandwich Thickness [mm]	Sandwich Width [mm]	Facing Thickness [mm]	Core Thickness [mm]	Core Shear Ultimate Stress [MPa]	Facing Stress [MPa]	Core Shear Yield Stress [MPa]	Maximum Load [N]	Flexure strain (Extension) at Maximum Load [%]
1	1	150.000	7.670	75.200	1.265	5.000	1.369	81.161	-----	1304.275	0.450
2	2	150.000	7.650	75.000	1.265	5.000	1.576	93.416	-----	1494.871	0.704
3	3	150.000	7.720	74.950	1.265	5.000	1.434	85.042	-----	1367.483	0.494
4	4	150.000	7.670	74.980	1.265	5.000	1.857	110.082	-----	1763.867	1.334
5	5	150.000	7.650	75.040	1.265	5.000	1.548	91.755	-----	1469.071	0.735
6	6	150.000	7.660	75.000	1.265	5.000	1.718	101.838	-----	1630.925	0.779
Mean		150.000	7.670	75.028	1.265	5.000	1.583	93.882	-----	1505.083	0.749
Standard deviation		0.00000	0.02608	0.08909	0.00000	0.00000	0.18016	10.68115	-----	169.38868	0.31597

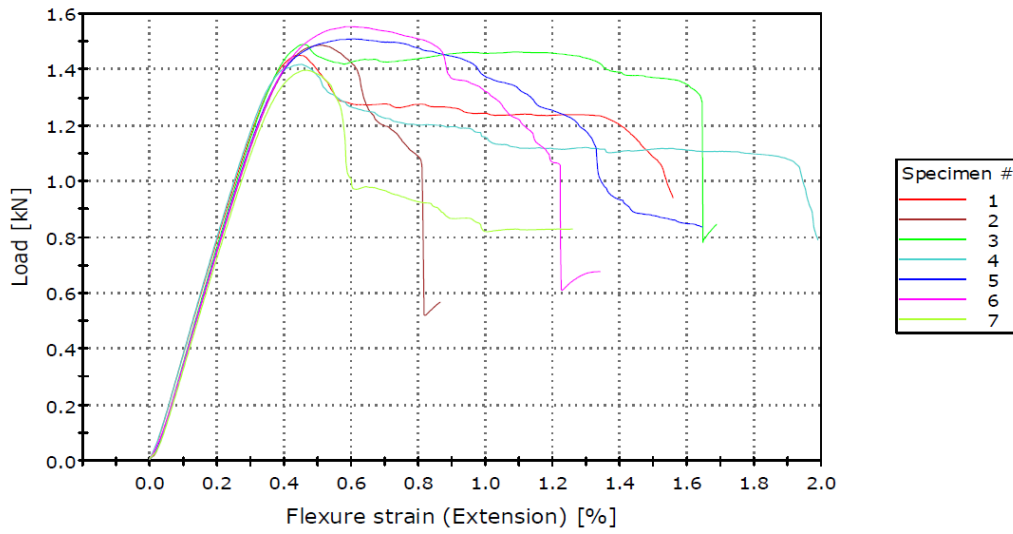
Tablo 9: Numune 5 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme 3 Nokta Eğme Deneyi



Şekil 17: Numune 6 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme Yük-Eğilme Gerilmesi

	Specimen Name	Support span [mm]	Sandwich Thickness [mm]	Sandwich Width [mm]	Facing Thickness [mm]	Core Thickness [mm]	Core Shear Ultimate Stress [MPa]	Facing Stress [MPa]	Core Shear Yield Stress [MPa]	Maximum Load [N]	Flexure strain (Extension) at Maximum Load [%]
1	1	150.000	8.120	75.100	1.359	5.000	1.543	85.171	-----	1520.636	0.756
2	2	150.000	8.320	75.200	1.359	5.000	1.488	82.123	-----	1490.551	0.608
3	3	150.000	8.420	75.070	1.359	5.000	1.450	80.014	1.230	1460.635	0.634
4	4	150.000	8.380	75.030	1.359	5.000	1.488	82.121	1.151	1493.83	0.678
5	5	150.000	8.310	75.000	1.359	5.000	1.489	82.197	-----	1486.800	0.619
6	6	150.000	8.430	75.060	1.359	5.000	1.454	80.228	-----	1465.449	0.650
7	7	150.000	8.430	75.060	1.359	5.000	1.454	80.221	-----	1465.315	0.618
Mean		150.000	8.344	75.074	1.359	5.000	1.481	81.725	1.191	1483.317	0.652
Standard deviation		0.00000	0.11088	0.06373	0.00000	0.00000	0.03295	1.81866	0.05600	21.31323	0.05161

Tablo 10: Numune 6 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme 3 Nokta Eğme Deneyi



Şekil 18: Numune 7 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme Yük-Eğilme Gerilmesi

	Specimen Name	Support span [mm]	Sandwich Thickness [mm]	Sandwich Width [mm]	Facing Thickness [mm]	Core Thickness [mm]	Core Shear Ultimate Stress [MPa]	Facing Stress [MPa]	Core Shear Yield Stress [MPa]	Maximum Load [N]	Flexure strain (Extension) at Maximum Load [%]
1	1	150.000	8.240	75.110	1.515	5.000	1.458	72.178	-----	1449.923	0.446
2	2	150.000	8.180	75.080	1.515	5.000	1.502	74.364	-----	1486.472	0.511
3	3	150.000	8.300	75.080	1.515	5.000	1.491	73.835	-----	1489.320	0.456
4	4	150.000	8.290	75.120	1.515	5.000	1.420	70.321	-----	1418.128	0.451
5	5	150.000	8.280	75.070	1.515	5.000	1.514	74.937	-----	1509.081	0.605
6	6	150.000	8.110	75.100	1.515	5.000	1.577	78.085	-----	1552.961	0.593
7	7	150.000	8.250	75.030	1.515	5.000	1.405	69.568	-----	1397.043	0.465
Mean		150.000	8.236	75.084	1.515	5.000	1.481	73.327	-----	1471.847	0.504
Standard deviation		0.00000	0.06852	0.02992	0.00000	0.00000	0.05892	2.91697	-----	53.92451	0.06850

Tablo 11: Numune 7 Balpeteği Yapılı Kompozit Malzeme 3 Nokta Eğme Deneyi

SONUÇ

Üretilen numuneler dört nokta ve üç nokta eğme testlerine tabi tutulmuştur. Dört nokta eğme testi yapılırken ve numuneler hazırlanırken ASTM D7264 standardından ve üç nokta eğme testi yapılırken ve numuneler hazırlanırken de ASTM C393 standardından yararlanılmıştır. Laminalar için ASTM D7264, sandviç paneller için ise ASTM C393 standardı referans alınmıştır. Aynı zamanda laminalar için katlar arası dayanımı görmek için ASTM D2344 standardından yararlanılmıştır. Farklı kalınlıkların ve serimlerin malzemenin eğme dayanımını etkilediği gözlemlenmiştir. Tüm numuneler karşılaştırıldığında üretilen laminalar arasında en iyi eğme dayanımının maksimum kalınlıkta iki kat karbon fiber ve bir kat kevlar şeklinde dizilim ile elde edilen laminada olduğu gözlemlenmiştir. Sandviç panellere bakıldığında honeycomb ve karbon fiber kalınlığının artırılmasının eğme dayanımını artırdığı gözlemlenmiştir. Aynı zamanda parçanın boyutu-uzunluğu arttıkça eğmeye daha fazla zorlandığı ve eğme dayanımının azaldığı gözlemlenmiştir. Kıyaslama sonucunda Numune 5 en yüksek yük taşıma kapasitesine sahip malzeme olduğu belirlenmiştir. İlerleyen süreçte bu çalışmalar devam ettirilerek optimum kalınlık, dizilim, boyut ve kombinasyon (aramid, karbon fiber, cam fiber, vb.) bulunarak beşinci nesil savaş uçaklarında kullanılacak balpeteği yapılı kompozit malzeme ve kompozit lamina seçiminde tasarım mühendislerine rehberlik ederek ışık tutacak önemli bilgiler sunulabilir.

Kaynaklar

- Anderson, T.A., 2005, An Investigation Of Sdof Models For Large Mass Impact On Sandwich Composites, Composites: Part B, 36 (2), 135–142.
- Anonim, 2017, Epoxy. <https://en.wikipedia.org/wiki/Epoxy>. Erişim tarihi: 08.02.2024.
- Anonim 2018, <https://www.turkchem.net/aluminyum-balpetegi-ara-tabaka-karbon-fiber-epoksi-kabuk-esasli-kompozit-sandvic-yapilarin-gelistirilmesi-ve-yorulma-omurlerinin-karakterizasyonu.html> Erişim tarihi: 08.02.2024.
- Foo, C.C, Seah, L.K., Chai G.B., 2008, Low-Velocity Impact Failure Of Aluminum Honeycomb Sandwich Panels, Composite Structures, 85, 20–28.
- Kathiravan, R., Ganguli, R., 2007, Strength Design Of Composite Beam Using Gradient And Particle Swarm Optimization, Composite Structures, 81(4), 471–479.
- Mahato, P., Maiti, D., 2010, Aeroelastic Analysis Of Smart Composite Structures In Hygro-Thermal Environment, Composite Structures, 92 (4), 1027–38.
- Narayana, N. G., Gopalakrishnan, S., Ganguli, R., 2008, Design Optimization Of Composites Using Genetic Algorithms And Failure Mechanism Based Failure Criterion, Composite Structures, 83 (4), 354–367.
- Panopoulou, A., Loutas, T., Roulias, D., Fransen, S., Kostopoulos, V., 2011, Dynamic Fiber Bragg Gratings Based Health Monitoring System Of Composite Aerospace Structures, Acta Astronautica, 69 (7-8), 445–457.
- Shin, K. B, Lee, J. Y., Cho, S. H., 2008, An Experimental Study Of Low-Velocity Impact Responses Of Sandwich Panels For Korean Low Floor Bus, Composite Structures, 84 (3), 228–240.
- Zhang, Q., Yang, X. H., Li, P., Huang, G., Feng, S., Shen, C., Han, B., Zhang, X., Jin, F., Xu, F. ve Lu, T. J. (2015). Bioinspired engineering of honeycomb structure – using nature to inspire human innovation. Progress In Materials Science, 74, 332-400. <https://doi.org/10.1016/j.pmatsci.2015.05.001>
- Zumpano, G., Meo, M., 2008, Damage Detection In An Aircraft Foam Sandwich Panel Using Nonlinear Elastic Wave Spectroscopy, Computers and Structures, 86 (3-5), 483–490.