

**KOCAELİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

HAVACILIK BİLİMİ VE TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**TAMİR EDİLMİŞ BAL PETEĞİ SANDVIÇ POLİMER KOMPOZİT YAPILARIN
DARBE ÖZELLİKLERİNİN İNCELENMESİ**

ONUR BALCI

KOCAELİ 2017

KOCAELİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HAVACILIK BİLİMİ VE TEKNOLOJİLERİ
ANABİLİM DALI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

TAMİR EDİLMİŞ BAL PETEĞİ SANDVIÇ POLİMER KOMPOZİT
YAPILARIN DARBE ÖZELLİKLERİNİN İNCELENMESİ

ONUR BALCI

Yrd.Doç.Dr. Onur ÇOBAN
Danışman, Kocaeli Üniv.
Prof.Dr. Tamer SINMAZÇELİK
Jüri Üyesi, Kocaeli Üniv.
Prof.Dr. Şenol YILMAZ
Jüri Üyesi, Sakarya Üniv.

Tezin Savunulduğu Tarih: 23.06.2017



ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

Kompozit yapılar günlük yaşantımızın her alanında; kullandığımız eşyadan ulaşım aracına, inşa edilmiş yapılardan ev aletlerine, tıp alanından hobi aletlerine kadar çok geniş bir yelpazede hayatımıza içine girmiş durumdadır. Kompozit malzemelerin vazgeçilmez avantajları sebebiyle geleneksel metal, ahşap, kaya vb. materyallerin yerine geçmeye başladığı için yaygınlığı sürekli olarak artacaktır.

Kompozit yapıların özellikle uzay ve havacılık endüstrisinde çok geniş bir kullanım çeşitliliğine sahip olmalarının en önemli nedenleri; yüksek dayanıma sahip olmaları, değişik atmosfer ortamlarında yüksek performans sergileyebilmeleri, çevresel ve kimyasal aşındırıcılara yüksek direnç göstermeleridir.

Bu yapılar hava araçlarında çalışma ömürleri süresince ya da bakım durumları sırasında değişken şiddette tekil veya çoğul darbelere maruz kalmaktadırlar. Küçük darbeler düşük enerjilidirler ancak kullanım süresince tekrarlanmaları ciddi deformasyonlara neden olmaktadır. Bu nedenlerden ötürü pal Peteği kompozitlerin kullanım sürecinde maruz kalacakları düşük enerjili tekrarlı darbelere karşı tepkileri incelenmesi gereken önemli bir konudur. Bu çalışmada tamir edilmiş bal Peteği kompozitlerin havacılık uygulamalarında kullanıldıkları şartlara yakın zorlanma koşulları altında düşük enerjili tekil ve tekrarlı darbelere karşı tepkileri incelenmiş ve darbe-yorulma ömrü belirlenmiştir.

Sahip olduğu bilgi birikimi ve tecrübesiyle çalışmalarımda yüksek desteğini veren değerli hocam sayın Yrd. Doç. Dr. Onur ÇOBAN'a teşekkür ederim. TÜBİTAK-MAM Malzeme Enstitüsü'nde laboratuvar çalışmaları sırasında vermiş oldukları destekler nedeniyle sayın Eyüp AKAGÜNDÜZ, Enver Bülent YALÇIN'a teşekkürlerimi sunarım. Yardımlarını esirgemeyerek hedef belirlememde etkili olan hocam sayın Yrd. Doç. Dr. M. Özgür BORA'ya, değerli mesai arkadaşlarım uçak mühendisi sayın Kaan BAŞAR, yüksek makine mühendisi sayın İlker CAN ve uçak teknisyeni sayın Ufuk DEMİRCAN'a, THY Teknik A.Ş.'nin her türlü olanaklarından faydalanmamı sağlayan sayın yöneticilerime şükranlarımı sunarım. Ayrıca beni her konuda destekleyen ve yardımlarını esirgemeyen, cesaretlendiren aileme, onlardan esirgediğim zamana gösterdikleri anlayış ve sabır için başta oğlum Karan ve eşim Sedefnur'a, açtığı ülkü yolunda ışığıyla her zaman yön göstericim olacak olan Gazi Mustafa Kemal ATATÜRK'e sonsuz minnet ve teşekkürlerimi sunarım.

Haziran – 2017

Onur BALCI

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR	i
İÇİNDEKİLER	ii
ŞEKİLLER DİZİNİ	iv
TABLolar DİZİNİ.....	vi
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	vii
ÖZET	viii
ABSTRACT	ix
GİRİŞ	1
1. KOMPOZİT MALZEMELER	2
1.1. Kompozit Malzemelerin Gelişim Süreci	2
1.2. Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları	5
1.2.1. Avantajları	5
1.2.1.1. Özgül dayanım	5
1.2.1.2. Kalıplama kolaylığı	6
1.2.1.3. Elektriksel özellikler	6
1.2.1.4. Korozyona ve kimyasal etkilere karşı mukavemet	7
1.2.1.5. Isıya, ateşe dayanıklılığı, termal şok ve dalgalanma direnci.....	7
1.2.1.6. Kalıcı renklendirme	8
1.2.1.7. Titreşim sönümlenme.....	8
1.2.1.8. Biyo uyumluluk ve besin uyumluluğu	8
1.2.2. Dezavantajları	8
1.3. Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları	10
1.3.1. Denizcilik sanayii	10
1.3.2. Spor araçları.....	11
1.3.3. Korozyona dayanıklı ürünler	11
1.3.4. Sağlık	12
1.3.5. Ulaşım	12
1.3.6. Otomotiv	12
1.3.7. Havacılık sanayii	13
1.4. Kompozit Malzeme Türleri.....	14
1.4.1. Bal peteği sandviç kompozit yapılar.....	16
2. LİTERATÜR ÇALIŞMASI	20
3. DENEYSEL ÇALIŞMA	36
3.1. Malzemeler	36
3.2. Gillfab 4422 Bal Peteği Sandviç Kompozit Panelin Temsili Hasarlandırma İşlemi ve Uygulanan Resmi Tamir Prosedürü	37
3.3. Orjinal ve Tamir Edilmiş Numunelerin Test Cihazıyla Hasarlandırılma Testleri	41
3.4. Tekil ve Tekrarlı Darbe Yükleri Sonucu Oluşan Hasarların Tespit Metotları.....	43
3.4.1. Dijital fotoğraf makinası ile hasarı görüntüleme metodu.....	43
3.4.2. X-ray ışınları ile hasarı görüntüleme metodu	43
3.4.3. Termografi yöntemi ile hasarı görüntüleme metodu	44
4. DENEYSEL ÇALIŞMA SONUÇLARI	45
4.1. Tekil Darbe Yükleri Sonucu Oluşan Bulgular ve Tartışma	46
4.2. Tekrarlı Darbe Yükleri Sonucu Oluşan Bulgular ve Tartışma.....	49

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	53
KAYNAKLAR	56
KİŞİSEL YAYINLAR VE ESERLER	60
ÖZGEÇMİŞ	61



ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1. Kompozit malzemelerin basit kesiti.....	2
Şekil 1.2. Kerpiç tuğla yapımını gösteren bir fotoğraf	3
Şekil 1.3. Antik amforalar	4
Şekil 1.4. Cam elyaf takviyeli polyeester reçineli kompozit kaportalı otomobil; Anadol	4
Şekil 1.5. Malzemelerin özgül dayanım oranlarının tarihsel gelişimi	5
Şekil 1.6. Tek parça kompozitten üretilmiş otomobil kafes sistemi	6
Şekil 1.7. Seramik kompozitlerin elektrik iletkenlik ve yalıtkanlık özelliğine örnekler.....	7
Şekil 1.8. Bal peteği kompozit uygulamasına örnek imal edilmiş seyahat yatı kamarası	11
Şekil 1.9. Elyaf ile güçlendirilmiş köpük dolgulu kompozit filika (Tamar RNLI 16-20)	11
Şekil 1.10. Diş dolgusunda kompozit dolgu kullanımı.....	12
Şekil 1.11. Ulaşım sektöründe kompozit yapıların kullanım alanı örneği	12
Şekil 1.12. Otomotiv sektöründe kompozit yapıların bazı kullanım alanlarına örnek	13
Şekil 1.13. Modern yolcu uçaklarında kompozitlerin başlıca kullanım alanları.....	14
Şekil 1.14. Helikopter palinin yapısı ve kesiti.....	14
Şekil 1.15. Kompozitlerin sınıflandırılması	15
Şekil 1.16. Takviye elemanın malzeme içindeki formlarına göre kompozitler	15
Şekil 1.17. Bal peteği	16
Şekil 1.18. Bal peteği kompozit yapının imalat aşamaları.....	17
Şekil 1.19. İmalat sonrası bal peteği kompozit örneği	18
Şekil 1.20. Ticari yolcu uçaklarında bal peteği kompozit yapı kullanım örnekleri.....	19
Şekil 2.1. A320 serisi bir yolcu uçağı kargo yükleme operasyonuna örnek fotoğraflar	21
Şekil 2.2. Hasarlanmış kargo panel örnekleri	22
Şekil 2.3. Temsili hasarlanan bir panelin THY Teknik A.Ş. kuruluşu bünyesindeki tahribatsız muayene yöntemlerinden birisi ile görüntülenmesi	24
Şekil 2.4. Nümerik ve deneysel sonuçların darbe kuvveti-sapma eğrileri.....	25
Şekil 2.5. Değişik şekiller darbe uçları tarafından hasarlanan numunelerin darbe karakteristiklerinin karşılaştırılması (a) maksimum temas kuvveti, (b) absorbe edilmiş enerji, (c) maksimum hasar sapması	27
Şekil 2.6. Basma deneyi sırasında hasarlanmış panelin iki farklı açıdan görüntüsü.....	29
Şekil 2.7. Sürekli ve süreksiz fiber ile güçlendirilmiş numunenin farklı mili saniyelerdeki anlık video görüntüleri.	29
Şekil 2.8. Petrone ve diğ. (2013)'nin üretikleri numune örneği ve sürekli-süreksiz fiber ile güçlendirilmiş çekirdek yapıları numunelerin F-D eğrileri.....	30

Şekil 2.9. Bal peteği sandviç panelin sarkaç düzeneği ile temsili hasarlandırılması	31
Şekil 2.10. Darbe oluşum aşamalarının temsili gösterimi	32
Şekil 2.11. Tüp geometrik şekilli çekirdeğe sahip sandviç panel numunesi	32
Şekil 2.12. Tüp geometrik şekilli çekirdeğe sahip sandviç panelin tamir öncesi ve sonrası halleri	33
Şekil 2.13. Tek ve çift taraflı tamir edilen numunenin boyutlarının ve basit çiziminin gösterimi	33
Şekil 2.14. Tek ve çift taraflı tamir edilen numunelere uygulanan 6J darbe enerjisi sonrası dayanım, enerji ve deplasman parametrelerini gösteren grafikler.	34
Şekil 3.1. Airbus A320 ailesi ticari uçakların kargo kompartımanlarında kullanılan Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit yapılar ve kompartımandaki görüntüsü.....	36
Şekil 3.2. Üzerine düşürülen metal küre ile bal peteği kompozit panelin temsili hasarlandırılması.....	38
Şekil 3.3. Hasarlanmış Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit paneli	38
Şekil 3.4. Hasarlanmış Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit numunenin tamir aşamaları.....	40
Şekil 3.5. Instron Dynatup 9250HV darbe test cihazı	42
Şekil 3.6. Dijital fotoğraf makinası	43
Şekil 3.7. X-ray cihazı	43
Şekil 3.8. Termografi kamerası örneği	44
Şekil 4.1. Orjinal bal peteği sandviç bal peteği yapıların çeşitli darbe enerjileri altındaki düşük hızlı darbe eğrileri F-D (1 J, 3 J ve 5 J).....	45
Şekil 4.2. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapıların çeşitli darbe enerjileri altındaki F-D eğrileri.....	47
Şekil 4.3. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapınının 1J'lük tekil darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri.....	48
Şekil 4.4. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapınının 3J'lük tekil darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri.....	48
Şekil 4.5. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapınının 5J'lük tekil darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri.....	48
Şekil 4.6. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapınının 8J'lük tekil darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri.....	48
Şekil 4.7. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapıların tekrarlı darbe altındaki F-D eğrileri.....	50
Şekil 4.8. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapınının 1J'lük 162 tekrarlı darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri.....	51
Şekil 4.9. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapınının 3J'lük 32 tekrarlı darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri.....	51
Şekil 4.10. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapınının 5J'lük 10 tekrarlı darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri.....	51
Şekil 4.11. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapınının 8J'lük 1 atımlık darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri.....	51
Şekil 4.12. Tamir edilmiş bal peteği yapıların darbe yorulma ömür eğrisi	52

TABLULAR DİZİNİ

Tablo 3.1. Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit panelin özellikleri [58].....	37
Tablo 4.1. Instron Dynatup 9250HV darbe test cihazı kısımlarının işlevleri	42



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

°C.	: Centigrad Degree, (°C)
D.	: Deflection, (sapma) (mm)
E.	: Energy, (enerji) (J)
F.	: Force, (kuvvet) (N)
J.	: Joule, (Jul) (J)
T.	: Time, (zaman) (Sn)

Kısaltmalar

ASTM	: American Society for Testing and Materials (Amerika Test Materyalleri Topluğu)
CAI	: Compression After Impact (Darbe Sonrası Sıkışma)
CNG	: Compressed Natural Gas (Sıkıştırılmış Doğalgaz)
EASA	: European Aviation Safety Agency (Avrupa Havacılık Emniyet Acentası)
EMT	: Elyaf Metal Tabakaları
FAA	: Federal Aviation Administration (Federal Havacılık Kurumu)
FOD	: Foreign Object Damage (Yabancı Madde Hasarı)
IDP	: Impulse Data Acquisition (Atım Veri Edinimi)
ISO	: International Standards of Organisations (Uluslararası Standartlık Örgütü)
LCM	: Laminated Composite Metaterials (Lamine Edilmiş Kompozit Malzemeler)
ODTÜ	: Orta Doğu Teknik Üniversitesi
PP	: Polipropilen
PPRC	: Polipropilen Random Copolimer (Random Kopolimer)
PPS	: Polifenilen Sülfid
SAPs	: Sound Absorbing Panels (Ses Emici Paneller)
TKM	: Tabakalı Kompozit Malzeme
YAMAHA	: Yabancı Madde Hasarı

TAMİR EDİLMİŞ BAL PETEĞİ SANDVIÇ POLİMER KOMPOZİT YAPILARIN DARBE ÖZELLİKLERİNİN İNCELENMESİ

ÖZET

Bu çalışmada son zamanlarda havacılık ve uzay endüstrisinde yapısal tasarımlarda metallerin yerine daha yaygın hale gelen kompozit yapılar incelenmiştir. Çalışmaya konu olan yapı hava aracı kargo kompartmanlarında tercih edilen bal peteği sandviç kompozitlerdir. Bu yapıların maruz kaldığı darbe davranışları irdelenmiştir. Yoğunlaşılana ana tema kullanımı veya bakımı aşamasında hasarlanabilen bal peteği kompozit panellerin üretici firmaların verdikleri tamir prosedürlerine göre tamir edilmesi sonrası bu yapılara gelen tekil ve tekrarlı darbelerin yarattığı etkiler ve sonuçlarıdır.

Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılara enstrümente edilmiş düşen ağırlık tipli Instron Dynatup 9250HV darbe test cihazı ile 1-8J arasında değişen düşük enerjili darbeler uygulanmıştır. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılarda "tekil" düşük hızlı darbe sonuçları; her iki yüzeyde ve malzemenin iç katmanlarında oluşan darbe yük nitelikleri ve hasar mekanizmalarının kuvvet (force) sapma (deflection) (F-D) eğrileri saptanmıştır.

Düşük hızlı darbe enerji seviyeleri tespitinden sonra tamir edilmiş bal peteği kompozit yapılarda düşük hızlı "tekrarlı" darbe etkileri tespiti yapılmıştır. Daha sonra sabit enerjili darbe sonucu oluşan tam penetrasyon hasar seviyeleri bulunmuştur. Bu uygulamada da F-D eğrileri çizilmiştir. Darbe yüzeyinin arka kısmının görüntüleri dijital kamera ile kayıt edilmiştir. Ayrıca termal kamera ve x-ray cihazları ile hasarlar görüntülenip kayıt altına alınmıştır. Böylece panelin ön/arka ve iç kısmındaki hasarlarının tespit edilip hasar mekanizmaları yorumlanmıştır.

Çalışma sonunda düşük hızlı tekil ve tekrarlı darbelerin tamir edilmiş kompozit sandviç yapıya yaptığı etki ve hasarlar yorumlanmaya çalışılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Hasar Analizi, Tamir Edilmiş Bal Peteği Sandviç Yapı, Tekil Ve Tekrarlı Darbe.

IMPACT BEHAVIOR INVESTIGATION OF REPAIRED HONEYCOMB SANDWICH POLIMER COMPOSITE STRUCTURES

ABSTRACT

Composite structures that have been utilized more commonly than metals in aeronautics and astronautics along last years were researched in this study. The subject structures are honeycomb sandwich composites which are preferred for aircraft cargo compartments. Impact behaviour properties of these structures have been examined. Main theme focused in the study is the effects and results caused by single and repeated impacts that are occurred after repairs that performed in accordance with manufacturer repair procedures for honeycomb composite panels that can be damaged during their service life.

The low energized impacts that change between 1-8J have been applied to repaired honeycomb sandwich structures via drop weight type Instron Dynatup 9250HV device. "Single" low velocity impact results and impact load qualifications which take place on mating surfaces and inside of materials were detected. In addition that the damage mechanisms' force deflection (F-D) curves were formed on repaired honeycomb sandwich structures.

After identification of low velocity impact energy levels, low level "repetitive" impact effects were determined on repaired honeycomb composite structures. Then full penetration damage levels that are caused by constant energised impacts were noticed. F-D curves were drawn in this step as well. The impact surface's back side has been recorded via digital camera. In addition, damages were monitored and recorded via thermal camera and x-ray devices. By that way, impact lifespan and damage mechanisms of the mating surfaces and internal damages of the panel have been analyzed.

At the end of study the effects of low speed single and repetitive impacts on repaired honeycomb sandwich composite structure have been commented.

Keywords: Failure Analysis, Repaired Honeycomb Sandwich Structure, Single And Repeated Impact.

GİRİŞ

Günümüz milenyum çağında “hız ve enerji” bin yıla damga vuran iki temel taşıdır. İnsanoğlu; hız hedefini o kadar büyütmiştir ki o hıza ulaşmak için bütün bilim ve teknoloji olanaklarını kullanmaktadır. Hızlı haberleşme sistemleri, hızlı ulaşım sistemleri, hızlı dönüşümler her yerdedir. Hız için gerekli en büyük ihtiyaç enerji sektöründe ortaya çıkmıştır. Bir taraftan enerji olanakları arttırılmaya çalışılırken, diğer yandan enerji tasarrufu çözümlerine yoğunlaşmıştır. Özellikle havacılık sektöründe hızlı ve tasarruflu hava araçlarının üretiminde büyük değişim yaşanmış, kıtalar arası uçan ve büyük yükler taşıyan uçaklar imal edilmiştir. Bu değişimde verimli uçak sistemleri ile hafif fakat mukavemetli uçaklara ihtiyaç duyulmuştur. Hafif taşıtlarda kompozit yapıların önemi ise yadsınamaz bir gerçekliktir.

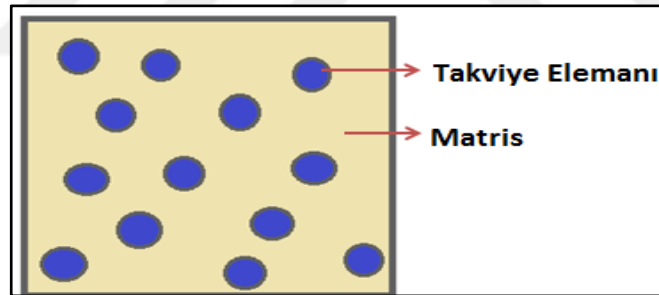
Kompozit yapıların üretimi, geleneksel metallere göre daha karmaşık ve pahalıdır. Kompozit yapıların kullanıldığı yerlerde mukavemetini koruması çok önemlidir. Hasarlanma durumunda; hasarlanan kısımların değişimi, tamirinden daha maliyetli olduğundan dolayı, tamir edilmeleri ve sonraki kullanımlarında görevlerini layıkıyla yerine getirmeleri, bu aşamada yüksek mali tasarruf sağlayacağından istenen bir hedeftir. Günümüzün teknolojik hava araçlarının birçok yerinde kullanılan bal peteği sandviç kompozit yapıların hasar sonrası tamiri ve tamir edilmiş halinin darbe dayanımı yönünden irdelenmesi tez temel hedef konusunu oluşturmuştur.

1. KOMPOZİT MALZEMELER

1.1. Kompozit Malzemelerin Gelişim Süreci

En az iki farklı malzemenin birbiri içerisinde çözünmeyecek şekilde çeşitli yöntemler ile birleştirilmesiyle oluşan ve bu malzemelerin özelliklerinin daha üstünde performansa sahip olan malzemelere genel olarak "kompozitler" denilir. Tanımdan da anlaşılacağı üzere amaç bileşenlerde tek başına iken var olmayan bazı özelliklerin bir araya getirilerek geliştirilmesidir.

Kompozitler dışardan karışım olarak görünse de çözen ve çözünen bileşenlerden oluşmaz. Aralarında atom boyutunda alışveriş olmaz ve kimyasal olarak birbirlerini etkilemezler. Kompozitler genel olarak "matris" ismi verilen ana malzeme ve "takviye elemanı" denilen sağlam malzemeden oluşur. Şekil 1.1'de kompozit malzemelerin yapısının basit kesiti gösterilmiştir.



Şekil 1.1. Kompozit malzemelerin basit kesiti [1]

Kompozitlerin oluşum seçenekleri ihtiyaca göre belirleneceğinden sayı sınırı yoktur. Sürekli gelişime açık bir sektördür. Sınıflandırma yapılmak istenirse yazıldığı zamana ait olur ve her geçen gün değişebilir [2].

Günlük hayatımızda taşıtların iç döşemeleri, konsolları, tamponlarında, yarış araçlarında, bina izolasyon ve çatı sistemlerinde, hobi aletleri, tennis raketi, kayak takımları, kasklarda, tıbbi cihazlarda, medikal malzemelerde, elektrikli ev aletlerinde, ambalaj ve raf aksesuarlarında, dekorasyon ve mobilya aksesuarlarında olmak üzere

bir çok materyalde kompozitler vardır. Gemi, bina, ev aletleri, tıp alanında protez üretiminden havacılık ve uzay teknolojisine kadar hemen hemen her alanda çok yaygın bir kullanım alanına sahip kompozit malzemelerin üretimi son yüzyıllara mal edilse de ilk basit ama kullanışlı örnekleri çok eski tarihlere uzanmaktadır. Konunun bilimsel olarak ortaya çıkışı mühendislik konusu olarak ele alınması 1940'lı yılların başına kadar uzanmaktadır [3].

İlk çağlardan beri insanlar kırılğan malzemelerin içine bitkisel (saman gibi) veya hayvansal (deve kuşu yumurtası gibi) dolgular koyarak malzemeleri daha mukavemetli hale getirmeye çalışmışlardır. Böylelikle ilk sağlam kerpiç yapıları inşa edebilmişlerdir. Şekil 1.2'de kerpiç ev yapımında kullanılan tuğla üretimine ait temsili fotoğraf verilmiştir.



Şekil 1.2. Kerpiç tuğla yapımını gösteren bir fotoğraf [4]

Öte yandan cam elyaf dolgularının üretimi eski Mısır'a kadar dayanmaktadır. M.Ö. 1600 yıllarında üretilen çeşitli renkte cam dolgularla bezenmiş amforalar günümüze kadar gelmiştir. Şekil 1.3'te amforalara örnek verilmiştir.



Şekil 1.3. Antik amforalar [5]

Cam dolguların endüstriyel kullanımı ile ilgili ilk kayıt 1877 tarihlidir. Hidrolik bağlayıcılar ve elyaf malzeme kullanılarak yapay taş plakaların üretilmesi yöntemi hakkında bu yüzyılın başında alınmış patentlere rastlanmaktadır.

Dolgularla donatılı reçineler 1950'li yılların ortalarından itibaren endüstride geniş bir kullanım alanına yayılmıştır. Bu malzemelerin en tanınmış grubunu cam elyaf takviyeli polyster reçineli kompoziti oluşturmaktadır. Ülkemizde “cam yünü” diye tanınan bu malzeme sıvı depoları, çatı levhaları, küçük boyda deniz teknelerinin yapımı gibi alanlarda kullanılmıştır. Ülkemizde seri üretimi yapılmış ilk yerli otomobil olan “Anadol” un kaportası bu malzemelerden üretilmiştir. Şekil 1.4'te cam elyaf takviyeli polyster reçineli kompozit kaportalı otomobil Anadol verilmiştir.



Şekil 1.4. Cam elyaf takviyeli polyster reçineli kompozit kaportalı otomobil; Anadol [6]

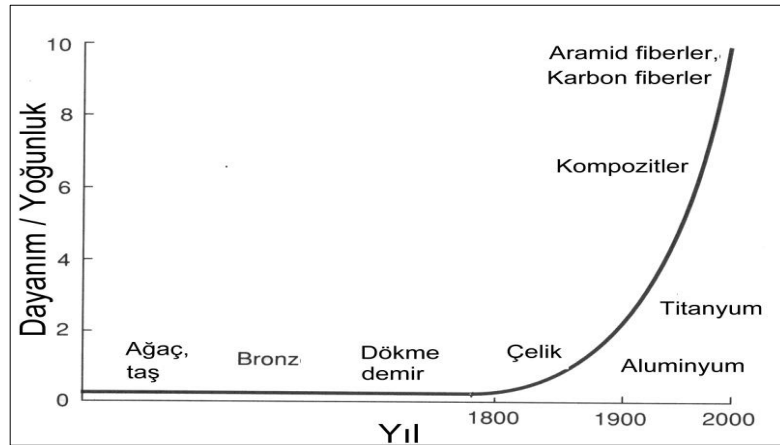
1.2. Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları

1.2.1. Avantajları

Kompozit malzemeler kullanıldıkları birçok alanda metal, seramik, ahşap, vb. malzemelere nazaran birçok özelliğinin belirgin avantajlar göstermesinden dolayı önem kazanmıştır. Özgül dayanımın yüksek oluşu endüstriyel alanda öne çıkarmıştır. Özgül dayanım; malzemeye gelen her türlü kuvvetin malzemenin iç yapısındaki direnme kabiliyetinin o malzemenin özgül ağırlığa oranıdır. Literatürde “spesifik mukavemet” diye de karşımıza çıkar [7]. Bunun yanında korozyona ve kimyasallara dayanımları, ısı-alev direnci, termal şok ve dalgalanma direnci, aşınma direnci, ses ve elektrik iletkenlik ya da yalıtkanlığı ve titreşim izolasyonu kapasitesi, kalıcı renklendirme etkinliği, tasarım esnekliği, kalıplama esnekliği, mükemmel elastikiyet, istenildiğinde ışık geçirgen özelliği sağlaması, biyo uyumluluk ve besin uyumluluğu göstermesi gibi özellikleri kullanım alanlarında üstünlük sağlamaktadır.

1.2.1.1. Özgül dayanım

Kompozitlerin çekme ve eğilme mukavemeti birçok metalik malzemeye göre çok daha yüksektir. Ayrıca kalıplama özelliklerinden dolayı kompozitlere istenen yönde ve bölgede gerekli mukavemet kazandırılabilir. Kompozitlerin özgül dayanım avantajından dolayı malzemedan tasarruf yapılarak daha hafif ve ucuz ürünler elde edilebilir [8]. Şekil 1.5'te malzemelerin özgül dayanım oranlarının tarihsel gelişimi gösterilmiştir.



Şekil 1.5. Malzemelerin özgül dayanım oranlarının tarihsel gelişimi [9]

1.2.1.2. Kalıplama kolaylığı

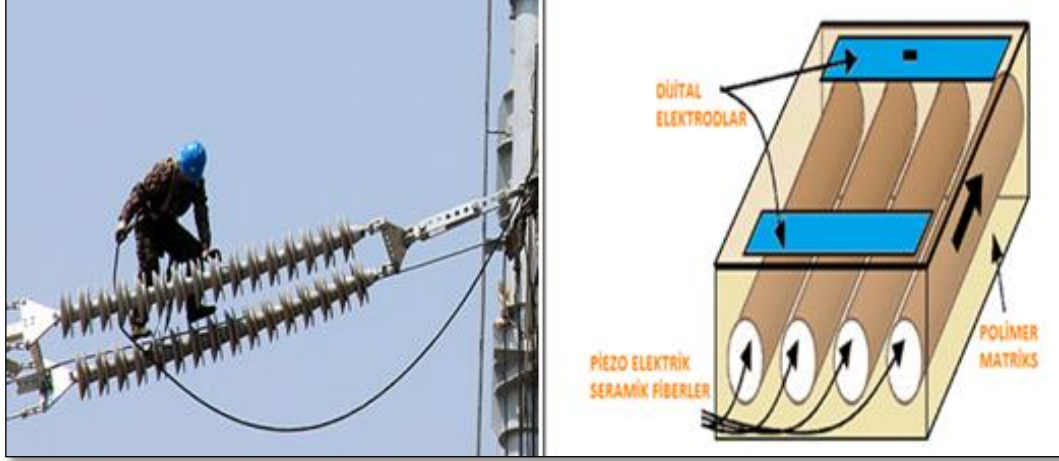
Çok kısımdan oluşan karmaşık makine parçaları kompozit yapılar kullanılarak tek parça olarak imal edilebilir. Böylelikle imalat süresi büyük oranda azalmaktadır, malzeme ve işçilikten kazanç sağlamaktadır [10]. Karmaşık kompozit yapıların tek parça halinde üretilebilmesi kompozitlerin sahip olduğu birçok avantajın da o üründe bulunması anlamına gelmektedir. Şekil 1.6'da gösterilen tek parça kompozitten üretilmiş otomobil kafes sistemi geleneksel üretime göre hafif, sağlam ve atmosfer etkilerine karşı daha dirençlidir. Oysa geleneksel yöntemle üretilmiş olan metal bir kafes daha ağır ve birden çok parçanın kaynak vb. yöntemlerle birleştirilmesi ile daha aşamalı ve uzun zamanda üretilecekti.



Şekil 1.6. Tek parça kompozitten üretilmiş otomobil kafes sistemi [11]

1.2.1.3. Elektriksel özellikler

Uygun malzemelerin seçilebilmesiyle çok üstün elektriksel özelliklere sahip kompozit malzemeler üretilebilir [12]. Üretilen bu yapılar üstün elektrik iletkenliği ile her yıl milyarlarca kilowat saat elektrik tasarrufuna, süper yalıtkanlıkları ile de güvenli iletim sağlayarak yangın vb. tehlikelere karşı emniyet sağlamaktadır. Kullanım ömürleri uzun olduğu için de ayrı bir tasarruf sebebi olmaktadır. Enerji dağıtım trafolarında seramik kompozitlerin yalıtkan özelliğinden, özel amaçlı üretilmiş piezo elektrik seramik fiberli kompozit yapılarda ise iletken özelliğinden faydalanılır. Şekil 1.7'de seramik kompozitlerin elektrik iletkenlik ve yalıtkanlık özelliğine örnekler verilmiştir.



Şekil 1.7. Seramik kompozitlerin elektrik iletkenlik ve yalıtkanlık özelliğine örnekler

1.2.1.4. Korozyona ve kimyasal etkilere karşı mukavemet

Kompozitler, hava etkilerinden, korozyondan ve çoğu kimyasal etkilere metallere kıyasla daha az zarar görürler. Bu özellikleri nedeniyle kompozitler kimyevi madde tankları, sıkıştırılmış doğalgaz tankerleri (CNG: Compressed Natural Gas), borular (ham maddesi cam elyaf takviyeli polipropilen hammaddelerinin birleşimi ile üretilmiş (PPRC: Polipropilen Random Copolimer), deniz (kompozit tekneler, kanolar) ve hava araçları (planörler) yapımında güvenle kullanılmaktadır [13].

1.2.1.5. Isıya, ateşe dayanıklılığı, termal şok ve dalgalanma direnci

Isı iletim katsayısı düşük malzemelerden oluşabilen kompozitlerin ısıya dayanıklılık özelliği, yüksek ısı altında kullanılabilmesine olanak sağlar. Bazı özel katkı maddeleri ile kompozitlerin ısıya dayanımı artırılabilir. Ayrıca imalat aşamasında kompozit malzemeye ilave edilen ek malzemeler sayesinde alevlenmeye dirençli ürünler üretilip güvenlik avantajı da elde edilir.

Kompozit yapıların ısı, ateş termal şok dayanıklılığı birçok alanda iyi sonuçlar verdiği için kullanımı artmıştır. Bu yönde talebin olduğu alanlardan birisi yangın söndürme sektörüdür. Kurtarma söndürme ve tahliye operasyonlarında ısı ve ateşe dayanıklı kıyafetler, söndürme ve tahliye takımları geliştirilmiştir [14]. Yüksek sıcaklıklarda çalışma gereksinimlerinden dolayı gaz türbinli motorlarda seramik kompozitler çok başarılı sonuçlar vermiştir. Seramiğin bu başarısı uzay mekiklerinin burun kısmına takılan radomlarda yüksek mukavemet sağlamıştır. Çünkü uzay mekiğinin seferi sonrası atmosfer katmanlarına teması ile öncelikle burun kısmı çok büyük termal şoka maruz kalmıştır. Bu problem seramik kompozit uygulamaları ile aşılmıştır.

1.2.1.6. Kalıcı renklendirme

Kompozit malzemeye, kalıplama esnasında reçineye ilave edilen pigmentler sayesinde istenen renk verilebilir. Bu işlem ek bir maliyet ve işçilik gerektirmez

1.2.1.7. Titreşim sönümleme

Kompozit malzemelerde rijitlik nedeniyle doğal bir titreşim sönümleme ve şok yutabilme özelliği vardır. Çatlak yürümesi olayı da böylelikle minimize edilir [15].

1.2.1.8. Biyo uyumluluk ve besin uyumluluğu

Yaşayan sisteme implante edilmek organ ve dokuların işlevlerini kısmen veya tümünden üstlenmek üzere tasarılanmış materyaller olan "biyomateryallerin" biyolojik yönden uyumlu olması, doku ile allerjik olmaması, toksik ve karsinojenik (kanser yapıcı) olmaması, kimyasal açıdan inert ve stabil olması, yeterli mekanik kuvvete sahip olması, yoğun bir yaşama uyum gösterebilmesi, uygun ağırlık ve yoğunlukta olması, büyük miktarlarda işlenebilme ve fabrikasyon kolaylığı göstermesi, ekonomik olması istenmektedir. Burada kompozit tıp alanında da son yıllarda öne çıkmıştır. Çünkü geçmişte tıp alanında kullanılan ve sonradan önemi azalan metallerin stabilitesi yüksektir, sterilizasyonu kolaydır, ancak biyolojik ortamda paslanabilmektedirler [16].

Besinlerin tazeliğini koruyarak raf ömrünün uzatılması, bir yerden bir yere taşınmasında daha az hasarlanmasında besinlerle temasta en az zarar veren ya da hiç zarar vermeyen kompozit materyaller geliştirilmiştir [17].

1.2.2. Dezavantajları

Kompozit malzemelerin birçok avantajı olmasına rağmen dezavantajları da vardır. Bu dezavantajlarına rağmen malzeme dünyasında hızlı yükselişi devam etmiştir. Bu çalışmada dezavantajlarına da değinilmiştir. Kompozit malzemelerdeki hava zerrecikleri malzemenin yorulma özelliklerini olumsuz etkilemektedir. Kompozit malzemeler değişik doğrultularda değişik mekanik özellikler gösterirler. Aynı kompozit malzeme için çekme, basma, kesme, eğilme mukavemet değerleri farklılık gösterir. Kompozit malzemelerin delik delme, kesme türü operasyonları dolgularda açılmaya neden olduğundan, bu tür malzemelerde hassas imalat söz edilemez.

Kompozit malzemeler tamir öncesi ilgili kir toz ve nemden tamamen izole edilmesi gerekmektedir. Aksi durumda üretim sonrası malzeme kalitesi çok etkilenmektedir. Kompozit yapılarda oluşan mikro çatlaklar ve gizli hasarların tespiti ve takibi zordur. Kompozitlerin metallere göre genleşme ve büzülme boyutları daha küçük olduğu için birbirine yapışık kompozit ve metal yapı değişik sıcaklıklarda gösterecekleri farklı boyutsal değişimden dolayı ayrılma ve çatlamalara neden olmaktadır. Ne kadar sağlam bir şekilde birbirlerine yapıştırılırsalar bile genleşme ve büzülme sonucu kopma gücünü aşamamaktadırlar. Fırınlanmadan (kürlenmeden) kullanılmayan reçineleri vardır. Kompozit malzemelerin tamiri için yüksek kür sıcaklığı ihtiyacı pratikliğini olumsuz etkilemektedir. Kompozit malzemeler üretimi diğer malzemelere göre daha pahalıdır. Kompozit malzemelerin metal ile birleştirilmesinden sonra yapı üzerinde sıcaklık değişimlerinde metaller kompozitlere göre daha çabuk cevap verdiği için metal yapının sıcaklıkla hızlı hacimsel değişimi bağlantı noktalarında zorlama ve zamanla hasara yol açma riski oluşmaktadır. Ayrıca bazı kompozitlerin raf ömrü kısıtlıdır ve soğukta saklanma koşulu vardır [18].

Kompozitler matris malzemelerine göre alt başlıklarda dezavantajlarına göz atıldığında plastik matris malzemelerden "polyester termosetler" 'de sertleşme (kürlenme) sırasında yüksek oranda çekme meydana gelir. Bu durum, elyaf basma gerilmesi altında burkulup kırılmasına neden olur. Polyester termosetler'de düzgün yüzey elde etme zorluğu vardır. Zehirli gaz yayarlar, raf ömürleri kısadır. Alkali ve bazik ortamlarda korozyon dayanımı düşüktür. Bünyelerine su alarak bozulurlar. Epoksi'lerin dezavantajları genel olarak maliyetlerinin yüksek oluşu, cilde zararlı olmaları ve doğru karışım gerektirmesi zorunluluğudur [2]. Başka bir grup olan "termoplastikler" kompozit malzemelerde matris olarak pek tercih edilmez bunun başlıca nedeni üretimindeki zorlukların yanı sıra yüksek maliyetidir. Oda sıcaklığında düşük işleme kalitesi sağlarlar, bu onların üretimde zaman kaybına yol açmasına neden olur. Bazı termoplastikleri istenilen şekillere sokabilmek için çözücülere ihtiyaç duyulabilir. Termoplastiklerin termosetlere kıyasla hammaddesi daha pahalıdır. Devamlı kullanım sıcaklıkları 60° C ile 245° C arasında değişebilen termoplastik reçine çeşitleri bulunmaktadır [19].

Son olarak polimer matrisli malzemelerden "elastomerler" termosetler gibi çapraz bağlı uzun zincir moleküllerinden oluştuğu için küçük kuvvetler etkisinde çok büyük elastik deformasyonlar meydana gelebilir. En bilinen elastomer türü kauçuklardır.

Metal matrisli kompozitler; her elyaf çeşidi ile iyi ara yüzey oluşturmadıkları için üretiminin zor ve pahalı olması en büyük dezavantajdır. Üretimde elyaf yüzeylerin nikel veya gümüş gibi metallerle kaplanmaması halinde korozyona açık hale gelirler. Özellikle magnezyum ve alaşımı kompozitlerin dezavantajları düşük korozyon direnci, düşük rijitlik ve yorulma mukavemeti ve yüksek sıcaklıkta düşük sünme-aşınma direncine sahip olmalarıdır. Çinko ve alaşımı kompozitler oda sıcaklıklarında yorulma dayanımları iyi iken düşük sıcaklıklarda gevrektiler uzun süreli kullanımlarında süneklikleri arttığı için dayanımları düşer.

Yüksek sıcaklık matrisli kompozit olan "seramikler" kırılabilirlikleri yüksek malzemelerdir. Bu nedenle kullanım alanları kısıtlıdır [2].

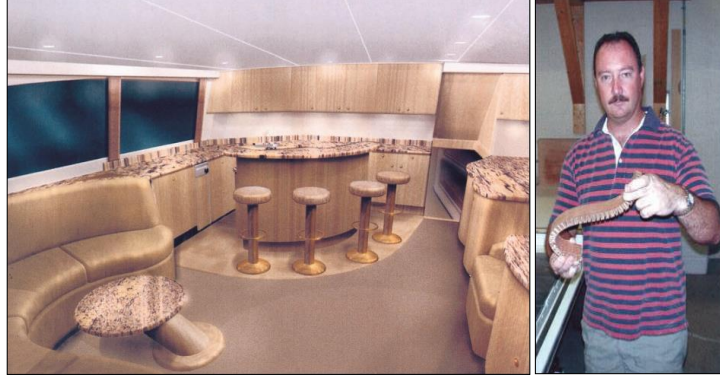
1.3. Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları

Kompozit yapıların özgül dayanımlarının yüksek olması, kalıplama kolaylıkları, verimli elektriksel özellikleri, iklimsel, çevresel ve kimyasal etkilere karşı yüksek mukavemetli olmaları, ısıya ve ateşe dayanıklı olmaları, kalıcı renklendirme etkinlikleri, titreşim sönümlenme performansları sayesinde endüstride kullanılan geleneksel malzemelere göre tercih edilirlikleri artmıştır. Kompozit yapılar oluşturulurken kullanılacakları alana göre çok çeşitli metaryellerden faydalanılabilmektedir. Bu faktör kompozit dünyasının sürekli gelişmesine, genişlemesine ve çeşitlenmesine ön ayak olmuştur.

1.3.1. Denizcilik sanayii

Denizcilik endüstrisinde kompozit tekne yapımında kullanılan özellikle polyeşter, vinil ester, epoksi reçineler yaygın kullanım alanına sahiptir. Özellikle polyeşter ve vinil ester, polyeştere kıyasla dayanıklı kimyasal yapısı, daha yüksek sıcaklık direnci ve daha iyi kalıplama özelliği ile tercih edilirler. Kompozitlerden yapılan deniz araçları deniz suyunun aşındırıcı etkisinden, deniz suyuna bulaşmış yakıt ve kimyasal atıklarından daha az etkilenirler ve metal veya ahşaptan yapılmış olan geleneksel deniz araçlarına göre çok hafiftirler. Polipropilen (PP) düşük ergime sıcaklığı ve yüksek özgül dayanımından ötürü denizcilik sektöründe tercih edilirler [23]. Sportif yarış kayıkları, yelkenli gövdesi, yat tekne arkası platform, basamaklar, yelken direği kullanım alanlarından bazılarıdır. Bal peteği kompozit yapılar denizcilik sektöründe kullanımı hızla artmaktadır. Kompozit malzemelerin hafif ve sağlam oluşu, istenilen şekli verebilme özgürlüğü, yangına karşı dayanımının fazla olması, deniz suyuna ve denizin yarattığı nemin oluşturduğu korozyon etkiye karşı yüksek direnç göstermesi

tercih sebebi olmaktadır. Şekil 1.8’de bal peteği kompozitin seyahat yatı kamarasına yapılan uygulamasına örnek verilmiştir [24].



Şekil 1.8. Bal peteği kompozit uygulamasına örnek imal edilmiş seyahat yatı kamarası

Ayrıca tek parça kompozit yapılardan oluşan filikalar yaygın olarak kullanımdadır. Aşağıda ana yapısı elyaf ile güçlendirilmiş köpük dolgulu kompozit malzemeden imal edilmiş filika Şekil 1.7’de gösterilmektedir [25].



Şekil 1.9. Elyaf ile güçlendirilmiş köpük dolgulu kompozit filika (Tamar RNLI 16-20) [25]

1.3.2. Spor araçları

Dağ bisikletleri, golf sopası, tenis raketi, su ve kar kayağı, kaydırağlar, spor ayakkabılar, zıpkın gövdesi, palet vb. kullanım alanlarından bazılarıdır [21].

1.3.3. Korozyona dayanıklı ürünler

Su tankı, mazgal olukları, dondurulmuş gıda rafı kaplaması, rasathane kubbesi, açık saha dolapları, çit, ilan panoları vb. kullanım alanlarından bazılarıdır [21].

1.3.4. Sağlık

Sert doku implantlarında ve diş dolgularında, ortopedik tedavilerde vb. kullanım alanlarından bazılarıdır [21]. Sağlık alanındaki kullanımına örnek Şekil 1.8'de verilmiştir.



Şekil 1.10. Diş dolgusunda kompozit dolgu kullanımı [26]

1.3.5. Ulaşım

Traktör kaporta, kabin ve oturma biriminde, toplu taşıma araçları oturma biriminde, konteyner tabanı, otobüs hava kanalları, golf arabası gövdesinde, teleferik, tren konstrüksiyon yapıları kullanım alanlarından bazılarıdır [21]. Şekil 1.11'de ulaşım sektörü kullanım alanlarına örnek verilmiştir.



Şekil 1.11. Ulaşım sektöründe kompozit yapıların kullanım alanı örneği

1.3.6. Otomotiv

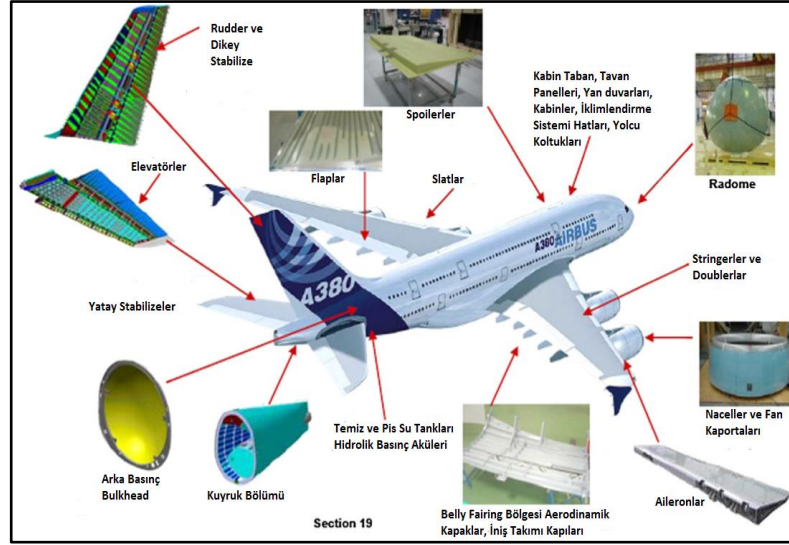
Hafif otomobil üretiminde, mekanik aksam, döşeme, silecek, filtre kutusu, pedallar, dikiz aynası, far gövdesi, vb. birçok bölgesi kullanım alanlarından bazılarıdır [27]. Şekil 1.12'de otomotiv sektöründe kullanım alanlarına örnek verilmiştir.



Şekil 1.12. Otomotiv sektöründe kompozit yapıların bazı kullanım alanlarına örnek

1.3.7. Havacılık sanayii

Kompozit malzemeler özgül dayanımlarının yüksek olması sayesinde hava araçlarının her türlü kabin aksamalarında (tavan, taban ve yan duvarlar, uçak içi kabin, mutfak, kapı ve yolcu koltuklarında), kargo kompartmanlarında kullanılırlar. Ayrıca basınca maruz kalan bölgelerde, arka bulkhead basınç duvarında kullanılırlar. Uçak kuyruk koni bölgesinde, basınçlı hidrolik akümülatörlerde, yapısal taşıyıcı parçalarda, her türlü sıvı ve kimyasala maruz kalan bölgelerde, dış yüzeylerinde, uçuş kumanda yüzeylerinde, sıcak ve soğuk çalışma bölgelerinde, motor parçalarında, motor hava alıkları, motor fan kaportalarında vazgeçilmezdirler. İklimlendirme sistemi hatları, havalandırma kanallarında, burun radomunda, yakıt tanklarının kafes sistemlerinde, uçak iniş takımı ve her türlü servis kapılarında, dış yolcu kapılarında, navigasyon sistemleri ve uydu iletişim antenleri parçalarında en önemli tercih edilen malzemedirler. Kullanım yerlerine örnekler Şekil 1.13'te verilmiştir. Ayrıca kompozitler helikopter palleri ve diğer ana aksamalarında, sportif havacılıkta kullanılan paraşüt, mikrolayt (microlight), delta kanat, planör aksamalarında kullanımı yaygındır.



Şekil 1.13. Modern yolcu uçaklarında kompozitlerin başlıca kullanım alanları [28]

Helikopter palinin yapısı Şekil 1.14'te gösterilmiştir.



Şekil 1.14. Helikopter palinin yapısı ve kesiti [29]

Kompozit yapıların havacılıkta kullanım alanları her geçen gün daha da yaygınlaşmakta ve gelişmektedir. Havacılıkta kullanılan kompozit yapılar diğer kompozitlerin sergilediği tüm karakterlere sahiptir [8,12].

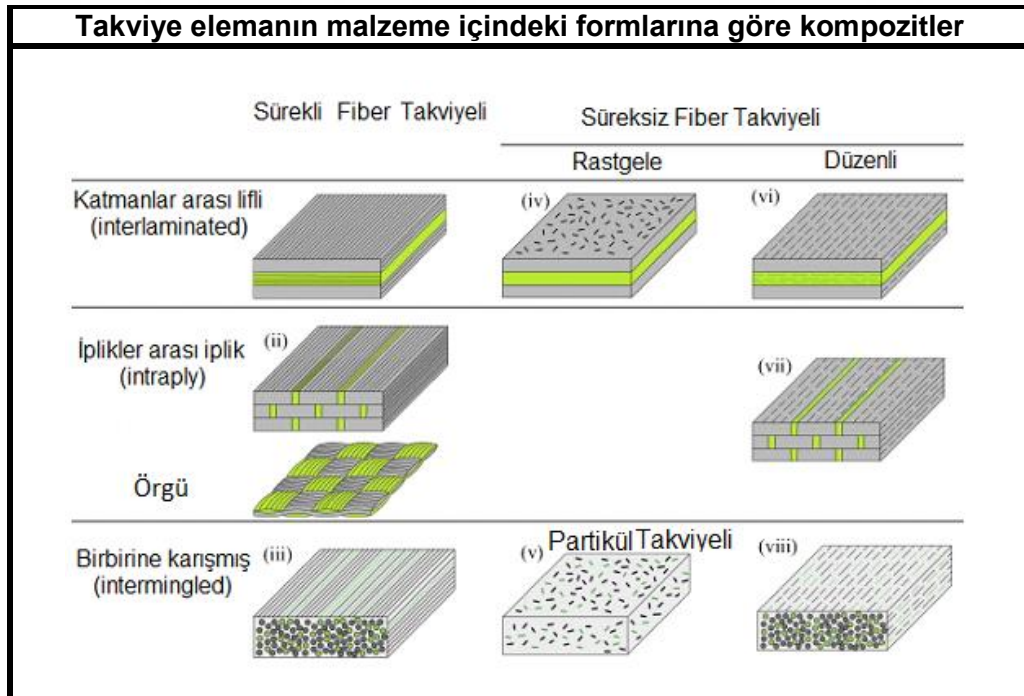
1.4. Kompozit Malzeme Türleri

Kompozitlerin çeşitleri çok fazla olduğu için sınıflandırma birden fazla ana başlık altında yapılarak sistematize edilebilir. Ana hatları ile sınıflandırılacak olursa partikül takviyeli, fiber takviyeli ve yapısal olarak üçe ayrılır. Kompozit çeşitleri şematik olarak Şekil 1.15'te gösterilmiştir.



Şekil 1.15. Kompozitlerin sınıflandırılması

Havacılık endüstrisinde yer alan petek yapı kompozitler kullanımı en yoğun çeşittir. Metal olarak; alüminyum bal peteği çekirdek yapı esaslı, metal dışı malzemelerden polipropilen (PP) bal peteği çekirdek yapı esaslı, aramid bal peteği çekirdek yapı esaslı, sentetik aromatik poliamid polimer (Nomex) esaslı ve sentetik para aramid bal peteği çekirdek yapı esaslı (Kevlar) kompozit yapılarıdır. Yüksek dayanım, tokluk, yorulma direnci ve korozyona dayanıklı olma özelliklerinden ötürü öncelikli tercih edilirler [21]. Takviye elemanın malzeme içindeki formlarına göre kompozitler sürekli ve süreksiz fiberli olarak ikiye ayrılır. Fiberlerin yapı içindeki konumlarına göre de üçe ayrılabilir. Yapılan sınıflandırma Şekil 1.16'da çizilerek daha anlaşılır ve sade hale getirilmeye çalışılmıştır.



Şekil 1.16. Takviye elemanın malzeme içindeki formlarına göre kompozitler [22]

Tabakaların her biri izotropik bir malzeme olabildiği gibi, elyaf takviyeli bir tabaka da olabilir [2]. Bu form çeşitleri avantajlı olduğu fiziksel özelliklerine göre hava aracı üzerinde kullanılmışlardır.

1.4.1. Bal peteği sandviç kompozit yapılar

Tabakalı kompozitler en eski ve en yaygın kullanım alanına sahip kompozitlerdir. Havacılık endüstrisinde hava aracı yapılarında yaygın kullanım alanı olan sandviç yapılar tabakalı kompozit malzeme (TKM) (Laminated Composite Materials-LCM) örneğidirler. Sandviç kompozitler iki tabaka arasına farklı bir formdaki farklı bir malzemenin yerleştirilmesi ile elde edilen yapılara denir. Kompozit malzemeler dünyanın en avantajlı ve yaygın malzeme türlerinden biri olan bal peteği kompozitlerin yapısı arılardan ilham alınarak bulunmuştur. Şekil 1.17'de arıların ürettiği doğal bal peteğine örnek verilmiştir.



Şekil 1.17. Bal peteği

Arıların oluşturdukları bu altıgen geometrik yapı mühendisliğe ne etkisi olmuştur? Meifeng ve Wenbin (2007), bal peteği kompozit panel üzerine yaptıkları çalışmalara göre maksimum fleksi rijitlik elde edilebilmesi için bal peteği dokunun altıgen çekirdek yapısının toplam bal peteğinin ağırlığının %50-66,7 aralığında olması gerektiği hesaplanmıştır [23].

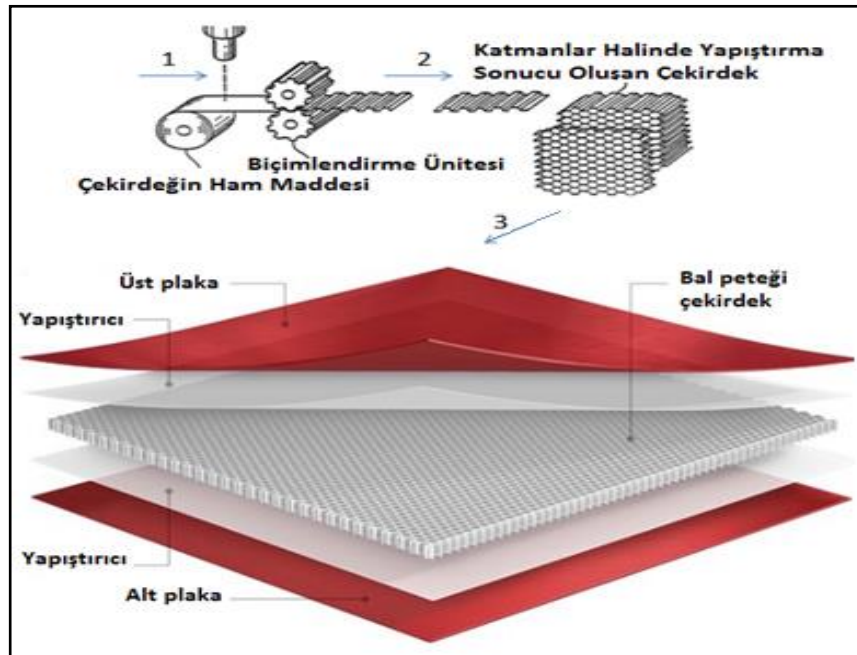
Arıların oluşturduğu kusursuz bal peteği yapısı temel alınarak geliştirilmiş birden fazla altıgen yapının bir araya gelmesiyle oluşan bu malzeme kullanım alanına göre farklı konstrüksiyon yapılarının bir araya getirilmesi şeklinde karşımıza çıkar. Bal peteği kompozit malzemeler mukavva, köpükten başka polipropilen, alüminyum ve diğer metal çeşitleri olmak üzere kullanım amacına göre çok fazla malzeme

kullanılarak üretilebilme zenginliğine sahiptir. Bu zenginlik kullanım alanını da çoğaltmaktadır. Malzeme yüzeyi doğrultusunda kuvvetlerle sıkıştırılabilen bu malzemeler, yüzeylerine dik bir kuvvet uygulandığında ise muhteşem basma dayanımları sayesinde bu kuvvetleri çok iyi şekilde karşılarlar.

Kompozit kategorisinde yer alan bu petekli yapı, çok ince tabakaların şekillendirilmesi sonucu elde edilen hücrelerin birleştirilmesi ile oluşturulur. Çelik, nikel, titanyum alaşımlı metallerde yapıştırma işlemi kaynak ile sağlanır.

Metal olmayan petekli yapılar ise genellikle birbirlerine yapıştırılır. Son olarak alt ve üst yüzey tabakalar da çeşitli reçineler ile yapıya yapıştırılarak sandviç yapı ortaya çıkar. Böylelikle nispeten yüksek rijitlik ve yüksek özgül dayanım oranına sahip yapılar elde edilmiş olur. Bu yapıların oluşturulması özel işçilik gerektirdiğinden maliyeti de diğer malzemelere göre yüksektir. Ancak sağladığı avantajlar sayesinde kullanıldığı alanlarda tercih sebebi olmuştur.

Bal peteği kompozit malzemeler en basit biçimde anlatılacak olursa rulo halindeki çekirdek ham maddesi biçimlendirici çarklardan geçirildikten sonra ham maddenin çeşidine göre birbirlerine yapıştırma aşamalarına tabi tutulur. Bu aşamadan sonra alt ve üst plakalar yine çeşitli yapıştırıcılar ile çekirdek yapıya yapıştırılarak son halini alır. Şekil 1.18 ve Şekil 1.19'da bal peteği kompozit yapıların sırasıyla basitçe imalat aşaması ve imalat sonrası örneği gösterilmiştir.



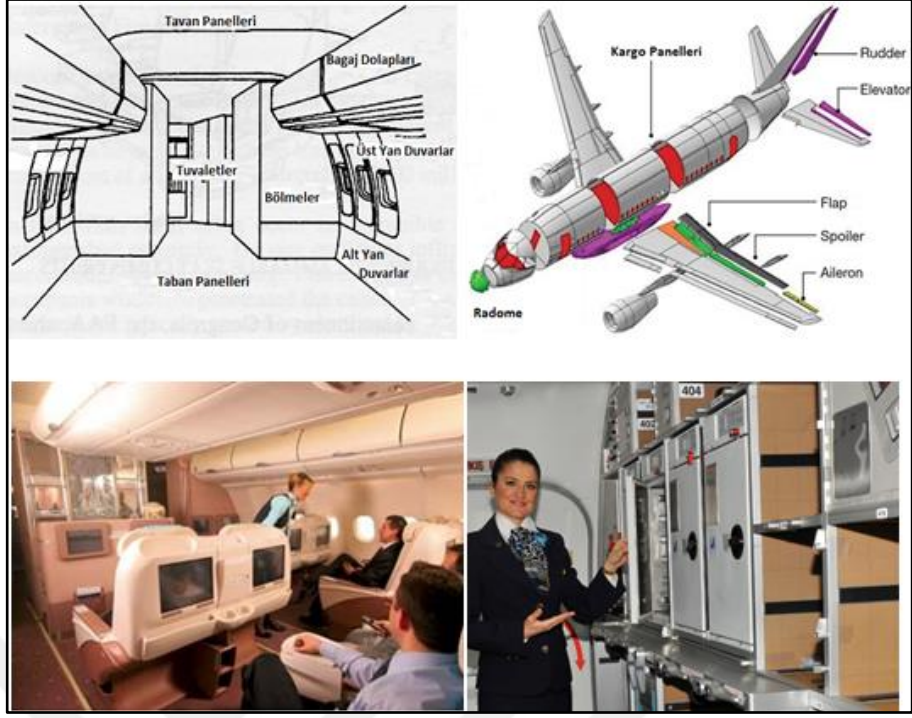
Şekil 1.18. Bal peteği kompozit yapının imalat aşamaları [30]

Günümüz rekabet koşulları uçaklarda ağırlık (yük+yolcu+yakıt) ihtiyacının artması performansların (hız, menzil vb.) geliştirilmesi ihtiyacını ortaya çıkartmıştır. Bu durum havacılıkta ileri nesil malzemelerin uygun imalat ve konstrüksiyon yapı teknikleri ile birlikte kullanılmasını gerekli kılmaktadır. Çünkü bir uçak sınıfı ne olursa olsun yerde ve havada yapacağı tüm manevraları emniyetle gerçekleştirebilecek mukavemete sahip ve hafif olmalıdır. Bu sebepten dolayı uçak yapılarında en iyi özgül dayanım oranına sahip olan kompozit malzemelerin kullanılması ön plana çıkmaktadır [31]. Bal peteği sandviç kompozit yapı örneği Şekil 1.19'da görülebilmektedir. Bal peteği sandviç kompozit yapılar yüksek özgül dayanım beklentisini karşılayabilmektedir.



Şekil 1.19. İmalat sonrası bal peteği kompozit örneği

Bu yapılar ticari uçaklarda kontrol yüzeyleri, kargo panelleri ve kabin içi zemin panellerinde kullanılırken helikopterler de ise daha düşük gerilmelere maruz kaldıkları için yapının tamamında kullanılabilirler. Şekil 1.20'de ticari yolcu uçaklarında bal peteği kompozit yapı kullanım alanları örnekleri görünmektedir.



Şekil 1.20. Ticari yolcu uçaklarında bal peteği kompozit yapı kullanım örnekleri [32,33]

2. LİTERATÜR ÇALIŞMASI

Bal peteği sandviç kompozit yapılar yüksek özgül dayanım oranları, yüksek darbe sönümlenme kabiliyetleri ayrıca iyi derecede basma dayanımı sayesinde özellikle havacılık uygulamalarında yapı malzemesi olarak kullanılmaktadır. Bu yapılar ayrıca yanmaya karşı dirençli, kimyasal aşındırıcılara ve korozyona karşı da dayanıklıdır. Sızdırmazdırlar, yüksek sıcaklık veya çok düşük derecelerde görevini sürdürebilme özelliğine sahiptirler. Havacılıkta sıkça karşılaşılan vibrasyon problemine daha dirençlidirler diğer taraftan istenilen şekil verdirilerek kullanım özgürlüğü de sunarlar. Kullanım yerine göre içeriği değiştirilerek iletkenliği veya yalıtkanlığı ayarlanabilirler. Yine de, şu anki uygulamalarda ticari uçaklarda uçak iskelet sisteminin ana taşıyıcıları ve birincil dış yapılardan ziyade kontrol kumanda yüzeyleri ve içyapıda (kargo kompartmanlarının yan, üst ve taban panelleri, kabin içi zemin ve yan panellerde) kullanılmaktadırlar [34, 35].

Airbus A320 serisi uçakların kargo kompartmanı tavan, taban ve yan duvarları yüksek darbe direncine sahip, yüzeylerde örülmüş cam elyaf takviyeli fenolik reçineli kompozit katmanları "Tedlar®" ile sentetik aromatik poliamid (Nomex®) petek çekirdeği ihtiva eden bal peteği sandviç kompozit yapılarla çevrilidir. Uçak parçalarında kullanılan bal peteği sandviç kompozit yapılar, tekil ve tekrarlı düşük hızlı darbe yüklemeleri gibi yapıyı hasara uğratabilecek potansiyel dış yüklemelere maruz kalmaktadır. Darbe esnasında oluşan enerjinin; matris hasarı, elyaf kırılması, elyaf-matris ayrılması, tabaka yarılması, delaminasyon, elyaf soyulması, elyaf çekme hasarı, çekirdek malzemenin ezilmesi ve çekirdek malzeme ile dış katlar arasında ayrılmalar şeklindeki hasar mekanizmaları ile absorbe edildiği belirtilmektedir [36, 37]. Buna paralel olarak yapısal uçak kargo kompartmanındaki temel hasarlanma sebep ve örnekleri aşağıda görsellerle verilecektir.

Ticari uçaklarda kullanılan bu yapılar uçakların yer hareketlerindeki (taksi, park etme vb.) manevralarda ve sert inişlerde kargoların bu panellere çarpması nedeni ile veya bakım süreçlerinde teknisyenlerin takım ve aletlerini düşürmesi/çarpması nedenleri ile darbe yüklemelerine maruz kaldığı Razi ve diğ. (1999), tarafından rapor edilmiştir [38,39].

Yüksek lisans tez çalışmasına konu olan ve günümüzde bölgesel ve kıtalar arası havayolu taşımacılığında yaygın olarak kullanılan Airbus A320 serisi uçaklarının kargo kompartımanlarında bal peteği sandviç kompozit yapılar kullanılmaktadır.

Kargo yükleri; yükleme sistemi olmayan uçak modellerinde yığma usulü yüklenmekte ve gelişi güzel doldurulmaktadır. Havalimanlarındaki yer hizmetleri firma çalışanlarının zaman baskısı altında yapılan bu yükleme operasyonları çok hızlı bir şekilde olmakta ve kargo kompartımanı yüzeylerinde yükleme esnasında darbe nedeni gözle görünür ve/veya görünür olmayan hasarlara sebep olmaktadır. Bir yolcu uçağının kargo yükleme durumları ve operasyonları Şekil 2.1'deki örnek şekillerle verilmiştir.



Şekil 2.1. A320 serisi bir yolcu uçağı kargo yükleme operasyonuna örnek fotoğraflar

Gelişmiş yurt içi ve yurt dışı havalimanlarındaki merkez istasyonlarda kargo yükleme prosedürlerine dikkatle uyulduğu için kargo kompartımanlarında darbe nedeni hasarlar oluşmamaktadır. Fakat uçağın uçtuğu yüzlerce Afrika, Ortadoğu, Uzakdoğu, Orta Asya vb. altyapısı yetersiz bölge havalimanlarında gerçekleşen yükleme operasyonlarında darbe nedeni hasarlar oluşmaktadır. Kargo kompartımanı panelleri ayrıca bagajların yüklenmesi ve boşaltılması esnasında yükleme aracının tavana çarpması sonucu da hasarlanabilmektedir. Kurallara uygun yükleme

yapılmaması ve yüklerin kargo kompartımanına düzgün sabitlenmemesi durumunda panellere çarpan yükler panellerin hasarlanmasına sebep olmaktadır. Yolcu bagajlarındaki kişisel sıvıların akması da bu hasarları ciddi ölçüde ilerletebilmektedir. Şekil 2.2'de hasarlı kargo kompartmanı yan panellerine örnekler verilmiştir. Müdahale edilmesi gereken bölgeler kırmızı kalemle daire içine alınmıştır.



Şekil 2.2. Hasarlanmış kargo panel örnekleri

Tüm bu etkenlerden dolayı paneller, rutin ya da rutin olmayan uçak bakımı ve kontrollerinde geçici tamir, kalıcı tamir ya da tamamen panel yenileme prosedürlerine tabi tutulmaktadır. Geçici tamir uçakta kompozit bal peteği panel yerinde takılı haldeyken hızlıca yapılır. Kalıcı tamir işlemi yapılması gerekiyorsa bunun için ilgili panelin tamamen sökülüp atölyesine getirilmesi gerekmektedir. Sökülen yere ya yenisi takılıp uçak sefere verilmek zorunda ya da uçak bakıma sokularak parçanın bakım süresi bitmeden tamir edilip yerine takılması gerekmektedir. Düşük hızlı darbe yüklemesi nedeniyle hasarlı bir bal peteği sandviç kompozit panelde görülen hasarın kalıcı tamiri için ortalama 10 teknisyen/saat atölye süresi gerekmektedir. 1 teknisyen/saatın maliyeti 120-150 \$ olduğuna göre ortalama 1200-1500 \$'lık bir tamir maliyeti, bunun yanında kalıcı tamir için gerekli malzeme giderleri de operatör havayolu şirketlerine ek mali yük getirmektedir. Bu hasarların birden çok panel olduğu da düşünülürse bakım giderlerinin operatörlere ne kadar çok mali külfet getirdiği tahmin edilmektedir.

Havacılık sektörü insan faktörünün ön planda olduğu bir sektördür. Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı (EASA: European Aviation Safety Agency), Avrupa Birliği'nin sivil havacılık güvenliği çerçevesinde oluşturduğu ve 2010 itibarıyla (Joint Aviation Administration-JAA) Müşterek Havacılık Otoriteleri'nin yerini alan girişimdir. Avrupa hava sahası içinde, hava ve havacılıkla ilgili her türlü hava aracı, uçuş, üretim, müdahale, etkinlik ve geçerli güvenlik mevzuatların takibi ve uygulanmasını kontrol edip uçuş ve yer güvenliğini sağlamaktır [40]. İnsan faktörünün ön planda olduğu bir sektörde güvenlik en önemli kuraldır. Ticari yolcu uçaklarında servis şartlarında uçak yapısal parçalarında bazı darbe hasarlarının oluşturabileceği risk göz ardı edilemeyecek kadar ciddidir. Bu tarz durumlarda, malzemelerde oluşabilecek darbe hasarı risklerinin incelenbilmesi için darbe hasar eşliğinin belirlenmesine ihtiyaç duyulmaktadır [41]. Özellikle darbe yüklemeleri durumlarında bal peteği sandviç kompozit yapılar, darbe enerjilerinin plastik deformasyon enerjilerine dönüştürülmesinde ve bu enerjilerin yapı içerisinde büyük basma strok mesafesi boyunca absorbe edilmesine olanak sağlamaktadırlar. Yapıda bulunan bal peteği şeklindeki çekirdek tekrarlı plastik burkulma deformasyonlarına karşı dirençlidir. Darbe yüklemesi hasarlarındaki enerji absorbe karakteristiği bal peteği malzemesinin mekanik özelliklerine, çekirdek duvar kalınlığının miktarına ve bal peteği çekirdek malzemesinin geometrik şekline bağlı olduğu bilinmektedir [9].

Darbe hasarlarının panel üzerinde olduğu yere, boyutuna, derinliğine göre tamiri ya da toptan değişimi prosedürleri uygulanmaktadır. Bu prosedürler Airbus uçak imalat firmasının yayınladığı ve revizyonunun belli periyotlarda güncellendiği Hava Aracı Bakım El Kitabı (Aircraft Maintenance Manual: AMM) ve Hava Aracı Yapısal Onarım El Kitaplarına (Aircraft Structural Manual: SRM) göre uygulanmaktadır. Uçak teknisyeni ilgili panelin değişimine ya da onarımına bu dokümanlara göre karar verir ve uygular.

Bu prosedürler Airbus firmasının yayınladığı Hava Aracı Bakım El Kitabı AMM: 25-50-00-340-004-A Revizyon:40 AMM: 25-50-00-200-024-A ve Hava Aracı Yapısal Onarım El Kitabı SRM: 53-00-50 Repair 1 Sayfa:201 Revizyon: Kasım 10, 2012'ye göre uygulanmaktadır. Bal peteği kompozit panellerin yüzeyinde darbe yüklemeleri nedeniyle oluşan hasarlar tap test (özel metal aleti ile vurarak) vb. basit tahribatsız muayene yöntemleri ile kolaylıkla tespit edilebilmektedir fakat bal peteği sandviç kompozit yapıların içyapısında oluşan hasar mekanizmaları kolaylıkla tespit edilememektedir. Bu nedenle ilerleyen servis şartları için ani ve yıkıcı bir hasara

sebebiyet verecek şekilde yapının dayanımının ve güvenilirliğinin azaldığı da bilinmektedir [42].

Uçaklarda kullanılan sandviç kompozit yapıların darbe hasarı nedeniyle iç yapılarında oluşan hasar mekanizmalarının tespiti genellikle yerinde iki boyutlu olarak yapılmaktadır. Mevcut tahribatsız muayene yöntemleri ile bir hava aracında bal peteği sandviç kompozit yapıdan imal edilmiş bir paneldeki hasar, panel üzerinde olduğu yere, boyutuna, derinliğine göre tespit edilerek tamir edilip edilmeyeceğine karar verilmektedir. Şekil 2.3'te temsili olarak hasarlı bir panelin THY Teknik A.Ş. kuruluşu bünyesindeki tahribatsız muayene yöntemlerinden birisi ile hasar tespiti gösterilmiştir.

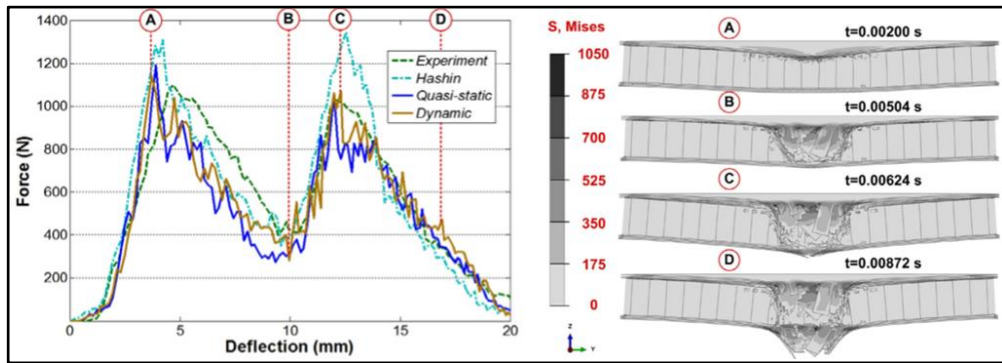


Şekil 2.3. Temsili hasarlanan bir panelin THY Teknik A.Ş. bünyesindeki tahribatsız muayene yöntemlerinden birisi ile görüntülenmesi (a) NDT cihazı (b) cihaz görüntüsü (c) numune görüntüsü

Sandviç kompozit yapılarda düşük hızlı darbe yüklemeleriyle oluşan hasar mekanizmalarının kompozit katman yüzeylerinde burkulma, kompozit katmanlarda tabakalar arası ayrılma (delaminasyon), çekirdek malzeme ile kompozit yüzey katmanları arasında ayrılmalar, kompozit yüzeylerde ve çekirdekte kırılmalar, çekirdek malzemenin burkulması ve çekirdek malzemenin çökmesi şeklinde ortaya çıktığı önceki bilimsel çalışmalarda belirlenmiştir [44,45]. Mines ve diğ. (1998) [46], Abrate (1997) [43] ve Olsson (2002) [47] çalışmalarında hem alüminyum hem de Nomex bal peteği sandviç kompozitlerinin darbe davranışlarını incelemişler ve genel olarak darbe hasarlarının darbe uygulanan yüzeyde yüzey hasarları, çekirdek hasarı, alt yüzeyde yüzey hasarları ve penetrasyon olarak ortaya çıktığını kuvvet-zaman eğrilerinin farklı bölgelerinde göstermişlerdir. Literatürde belirtilen çalışmalarda bal peteği sandviç kompozit yapılarda saptanan hasar mekanizmalarının hangi darbe enerjisinde olduğu F-D eğrilerinden anlaşılabilirdiği

gibi genel olarak iç yapı hasarlarının tespitinde tahribatsız muayene yöntemleri kullanılmaktadır. Mevcut çalışmalar incelendiğinde sandviç kompozit yapılara farklı darbe enerjilerinde tekil darbe yüklemeleri uygulandığı ve oluşan hasar mekanizmalarının ise gözle muayene ve tap test (özel metal aleti ile vurarak)'in yanında ultrasonik C-tarama, termografi, X-ray tomografi ve mikro-tomografiyi kapsadığı tespit edilmiştir [48].

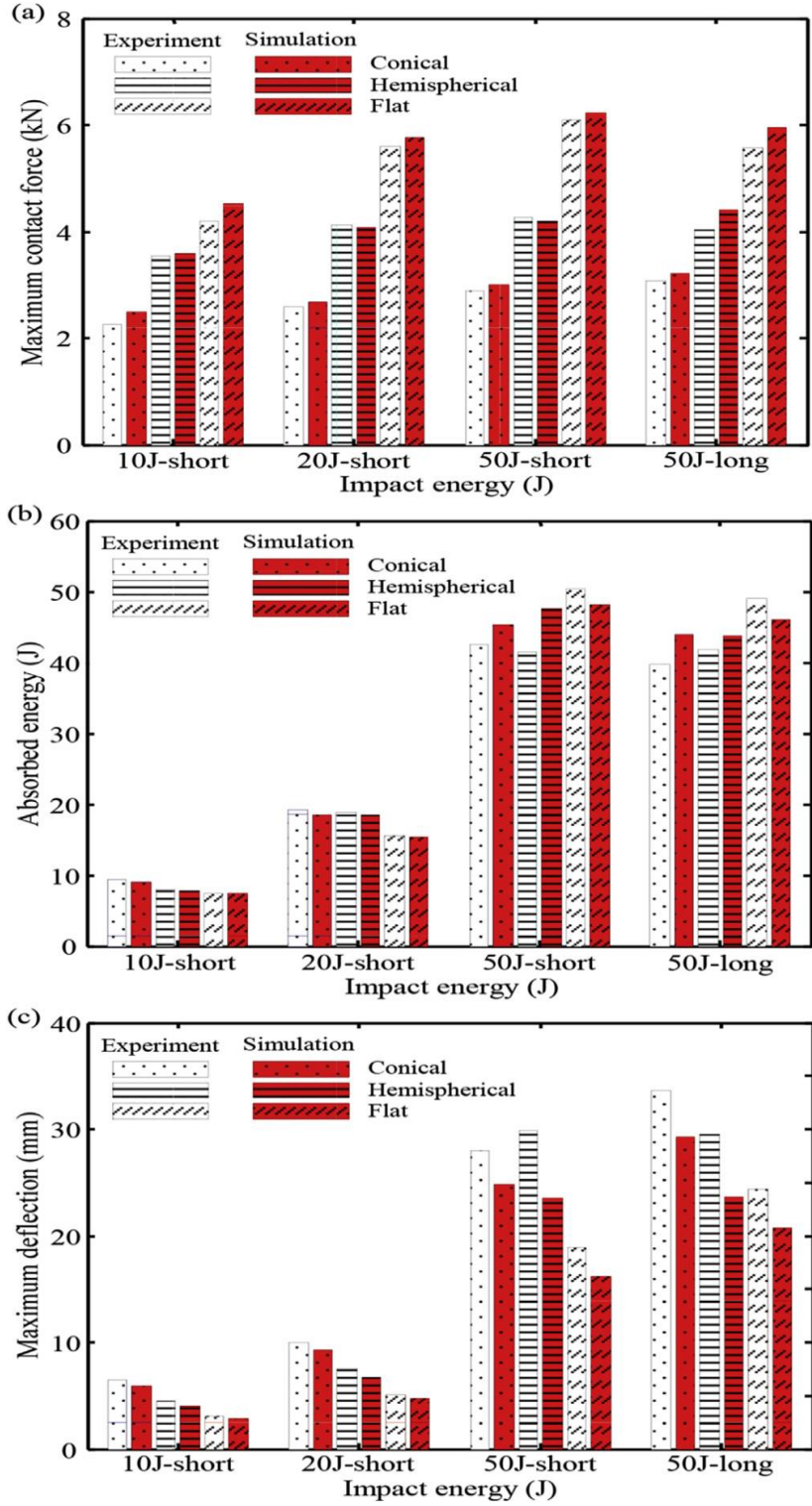
Chen ve diğ. (2017), kompozit sandviç yapılara gelen düşük hızlı darbeye tepkiyi modelleyip deneyimlemiştir. Yapıya gelen düşük hızlı darbe sonucu delinen bal peteği sandviç kompozit yapıların hasar davranışlarını kestirebilmek amacıyla tabaka içi hasar, yapıştırıcı delaminasyonu ve malzeme deformasyon oranı etkisini belirleyen nümerik bir model geliştirmişlerdir. Buna ilaveten nümerik model simülasyonunu doğrulamak amacıyla bal peteği çekirdekli karbon fiberli epoksi sandviç kompozit panel üzerinde düşük hızlı delici darbe uygulanmışlardır. Bu darbe hareketini elektron mikroskopu ile taratıp incelemiştir. Malzemelerin deformasyon oranı etkisini hesaba katmak için yapılan deneylerde hesaplanan darbe kuvveti-deplasman tepkisi miktarının ve bunun sonucunda emilen total enerjinin iyi tahmin edilebilmesi için geliştirilen "nümerik model delinme mekanizmaları"nın kilit rol olarak oynayabileceğini belirtmişlerdir. Sonuçlar göstermiştir ki deneyimleme ile bulunan 11,5 J enerjiye karşı 10,6 J toplam enerji absorbe edilmiştir. Burada -%7,8 hata payı hesaplanmıştır. Sonuç olarak en üst zirve kuvvet %4,2'lik bir hatayla tahmin edebilmişlerdir. Şekil 2.4'te nümerik ve deneyimsel darbe testlerinin sonuçları karşılaştırılmıştır.



Şekil 2.4. Nümerik ve deneyimsel sonuçların darbe kuvveti-sapma eğrileri

Eğrilerin C bölgesi olan 0,00624' ncü saniye aşamasındaki değeri dışında genel olarak paralel olduğu gözlemlenmektedir [49].

Jingxi ve diğ. (2016), darbe ucu şeklinin düşük hızlı darbe davranışı üzerindeki etkisini araştırmıştır. Bu amaçla deneysel ve nümerik çalışmayı beraber gerçekleştirmişlerdir. Çalışmalarında kıvrımlı alüminyum çekirdeğe sahip karbon fiber ile güçlendirilmiş polimer yüzeyli sandviç yapılar seçmişlerdir. Bu hafif tasarlanmış sandviç yapılar maksimum sertlik/sağlamlık oranına sahip ve enerji absorbe etme kapasitelerini arttırabilen malzemelerdir. Jingxi ve diğ. (2016), düşük hızlı darbe testlerini; konik, yarı küresel ve düz şekilli hasarlayıcı uçlar tarafından hasarlandırılan kompozitin darbe direncini çalışmak için yapmışlardır. İlerleyen hasar modelinin temeli olan Hashin arıza kriteri ve Yeh delaminasyon (kat ayrılması) kriterlerini görebilmek için hasarlı CFRP yüzey davranışlarını tespit amacıyla VUMAT alt programı geliştirmişler ve ABAQUS programını kullanılmışlardır. Darbe kuvveti, absorbe edilen enerji miktarı ve hata kriterleri temel alındığında deneysel ölçümler ve nümerik öngörüler arasında oldukça makul bir uyuşma tespit etmişlerdir. Bu çalışmayla; fiber hasarının, matris hasarının, yüzey tabakalarında ayrılma hasarının ve çekirdek elemanların burulma hasarının darbe ucu şekline, darbe enerjisine ve darbe bölgesine bağlı olduğunu ortaya çıkarmışlardır. Numunelere uygulanan kuvvet değeri arttıkça hasar sapma boyutu büyüme göstermiştir. Şekil 2.5'te gösterilen grafiklerden de anlaşılacağı üzere bu sapma boyutu hasarlayıcı başlığının şeklinden ve simülasyon-deneysel kriterlerinden bağımsızdır.

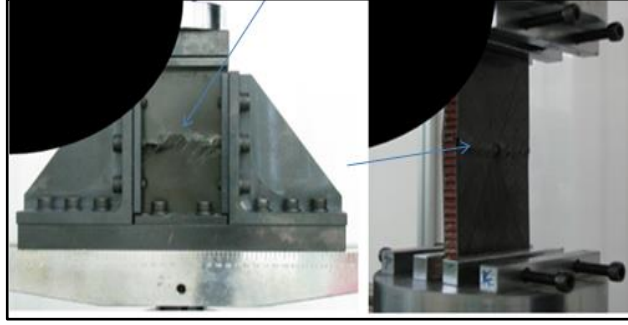


Şekil 2.5. Değişik şekiller darbe uçları tarafından hasarlanan numunelerin darbe karakteristiklerinin karşılaştırılması (a) maksimum temas kuvveti, (b) absorbe edilmiş enerji, (c) maksimum hasar sapması

Bu çalışmaları ile Jingxi ve diğ. (2016), düşük ağırlıklı çok fonksiyonlu yapıların geliştirilmesinde kullanılmış olan düşük hızlı darbe altındaki hibrid yapıların hasar mekanizmalarının içinde olup bitenleri anlamamızı sağlayan bilgiler ortaya koymuşlardır [50].

Ivañez ve Sanchez-Saez (2013), çalışmalarında Abaqus/Explicit bilgisayar programı ile uygulanmış bir sonlu elemanlar modeli kullanılarak düşük hızlı darbeye maruz bırakılmış bal peteği kompozit sandviç kirişlerin tepkisini incelemiştir. Kirişin darbe davranışını “Hou hasar kriterine” dayanan hasar modelinin uygulandığı VUMAT bilgisayar altprogramı ile modellemiştir. Alüminyum bal peteği sandviç kompozitin içyapı davranışı, elastik-plastik malzeme olarak tanımlamışlardır. Sayısal modeli doğrulamak için Ivañez ve Sanchez-Saez (2013), bir seri düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirmişlerdir. Deneysel ve sayısal veriler arasında, temas kuvveti geçmişi, enerji geçmişi, emilen enerji ve sandviç kiriş hasarı açılarından iyi bir mutabakat gözlemlemiştir. Yüzey tabakası ve çekirdek yapısının enerji emilim aşamalarına katkılarını ayrı ayrı analiz etmişlerdir. En düşük hızlı darbe çalışmasında çekirdek tabakasının, sandviç kirişe gelen enerji emilimini kontrol ettiğini bulmuşlardır. Ancak, yüksek darbe hızlarında yüzey tabakalarının daha fazla müdahil olduğunu tespit etmişlerdir [51].

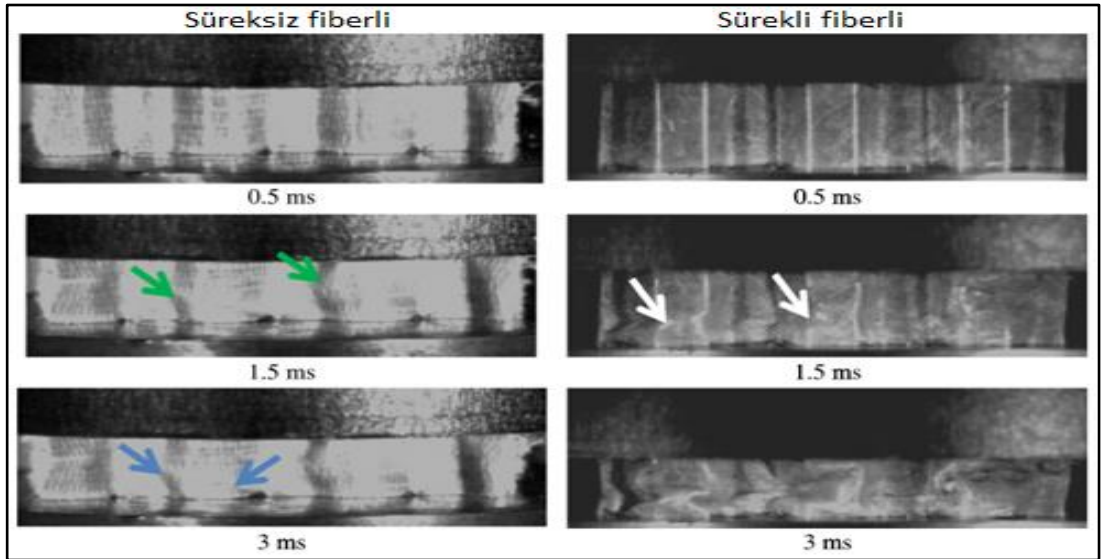
Park ve Kong (2011), çalışmalarında küçük uçaklardaki kompozit yapıların, yabancı madde hasarı (YAMAHA: FOD) sebebiyle orta şiddetli hasar enerji seviyelerinde hasarlanmaya çok yatkın olduklarını belirtmişlerdir. Yama yapılarak uygulanan kompozit yapı tamir tekniğinin yapıyı servis hayatı boyunca faal kılmak için kullanılan etkili bir yöntem olduğunu vurgulamışlardır. Çalışmalarında, darbe hasarı değerlendirmesine ve uçak kompozit yapılarının yama ile tamir tekniği üzerine odaklanmışlardır. Karbon epoksi tek yönlü tabakalı kompozit ve karbon epoksi kumaş yüzey tabakalı bal peteği çekirdekli sandviç malzemelerin darbe ile hasarlanmasını düşen ağırlık tipi darbe test cihazı ile simüle etmişlerdir. Numuneler hasar bölgelerinin çıkarılmasından sonra dış yama tamir metodu kullanarak tamir etmişlerdir. Görselleri Şekil 2.6’da verilen darbe sonrası tamir edilmiş ve orjinal kompozit numuneleri sıkıştırma basınç dayanım testlerine tabi tutmuşlardır.



Şekil 2.6. Basma deneyi sırasında hasarlanmış panelin iki farklı açıdan görüntüsü

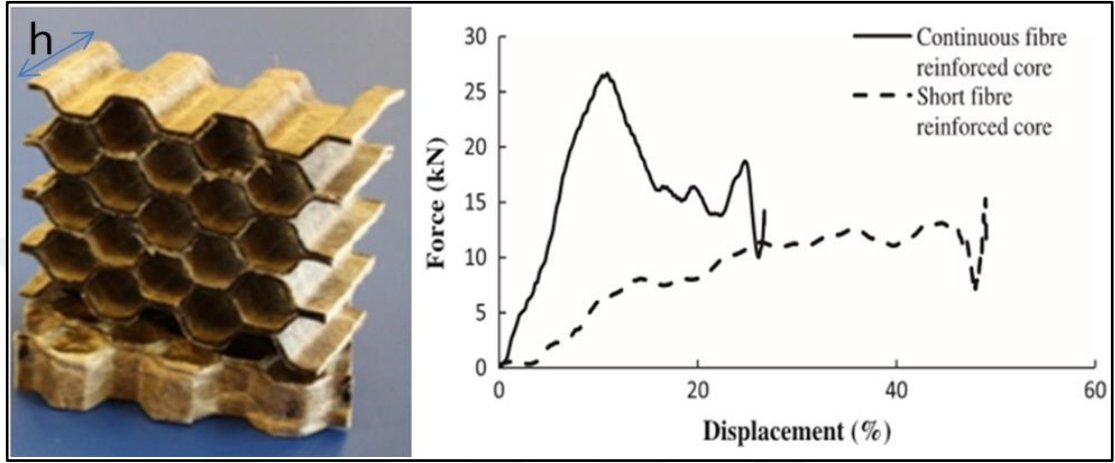
Her iki çeşit numunenin analiz sonuçlarını karşılaştırmışlardır. Sonuç olarak, tamir prosedürü sonrası kompozitlerin dayanımının geri kazanımını irdemişlerdir [52].

Petrone ve diğ. (2013), düşük hızlı darbe yüklemesi altında, kısa lifli fiberle güçlendirilmiş ve uzun lifli fiberle güçlendirilmiş iki farklı tip polimer iç yapılı çekirdek yapıyı incelemişlerdir. Ürettikleri geri dönüşümlü bal peteği çekirdekli numuneleri düşen ağırlıklı darbe test cihazı olan "Imatek IM10T-20 ITS" ile 20 m/s hıza kadar teste tabi tutarak darbenin video görüntülerini yakalamışlardır. Yüksek hızlı kamera (phantom) test cihazına akuple haldedir ve darbeyi dijital hareket transduseri ile kaydetmişlerdir. Sürekli ve süreksiz fiber ile güçlendirilmiş numuneleri 3 farklı mili saniyedeki anlık video görüntüsü Şekil 2.7'de gösterilmiştir.



Şekil 2.7. Sürekli ve süreksiz fiber ile güçlendirilmiş numunenin farklı mili saniyelerdeki anlık video görüntüleri.

Güçlendirilmiş malzeme tipinin, çekirdek kalınlığının ve yüzey tabakasının varlığının enerji Emilimi üzerindeki bütün etkileşimlerini Taguchi yöntemine dayanan istatistiksel analiz yöntemi kullanılarak belirlemişlerdir. Petrone ve diğ. (2013), sürekli fiber elyafli çekirdek hücre duvarı ile güçlendirilmiş bal peteği çekirdek yapı kullanıldığında daha iyi bir enerji Emilimi olduğunu darbe testleri sonuçları ile tespit etmişlerdir. Elde ettikleri tespitleri gösterdikleri grafik Şekil 2.8'de gösterilmiştir.



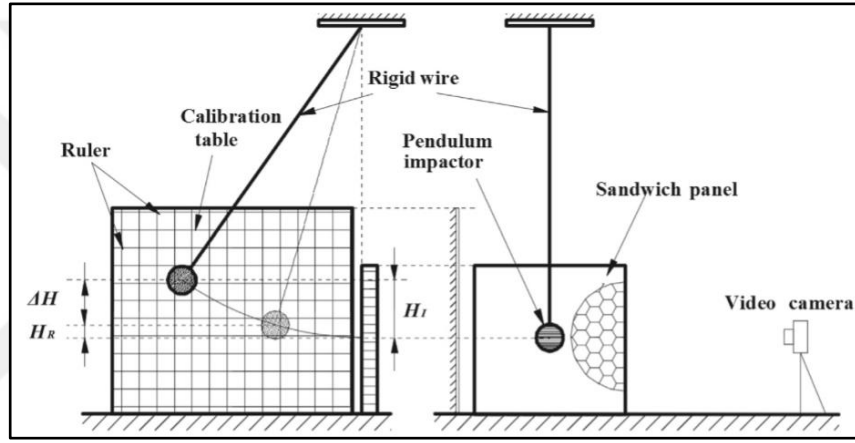
Şekil 2.8. Petrone ve diğ. (2013)'nin ürettikleri numune örneği ve sürekli-sürekli fiber ile güçlendirilmiş çekirdek yapılı numunelerin F-D eğrileri.

Bal peteği çekirdek yapı yüksekliğinin (h) büyük olduğu kompozit yapılarda yüzey tabakalarının enerji Emiliminde önemli bir rol oynadığını tespit etmişlerdir. Petrone ve diğ. (2013), bu tespitlerini, çekirdek yapı yüksekliği ve yüzey tabakaları arasındaki karşı etkileşimin ortaya çıktığı istatistiksel analiz sonucu ile onaylamışlardır [53].

Akatay ve diğ. (2015), uçak kabinlerinde kullanılan tek yönlü fiber elyaf ile güçlendirilmiş epoksi yüzeyli ve alüminyum bal peteği çekirdekli kompozit panellere uygulanmış düşük hızlı tekil ve tekrarlı darbe davranışlarını irdelemişler. Darbe testleri ile numunelerin darbe enerjileri, maksimum yük dayanım seviyeleri ve bal peteği çekirdek yapıların kalıcı hasarlarını belirlemişlerdir. Darbe aralığını ilk hasarlanmaların görüldüğü 3J, tek seferde maksimum hasarlanmanın görüldüğü 110J aralığı olarak belirlemişlerdir. F-T, F-D ve E-darbe sayısı eğri grafikleri ile tekrarlı darbeye maruz kalmış bal peteği sandviç yapıların darbe test sonuçlarını doğrulamışlardır. Bu çalışmalarında ayrıca darbeye maruz kalmış numunelere artık kalan (rezidüel) basma dayanımı (CAI: Compression After Impact) testi uygulamışlardır. Akatay ve diğ. (2015), tekil ve tekrarlı darbeye maruz kalmış bal peteği sandviç numuneler ile hasarsız bal peteği sandviç numunelerin; artık kalan

basınç dayanımı değerlerine göre basınç yükü yer değiştirme (CL: Compressive Load-D) eğrilerini karşılaştırmışlardır. Sonuç olarak tekil darbe örneklerinde ani fakat ortalama basma dayanımının azalması gözlemlerken tekrarlı darbe örneklerinde yıkıcı sıkışma dayanımı azalması gözlemlenmiştir [54].

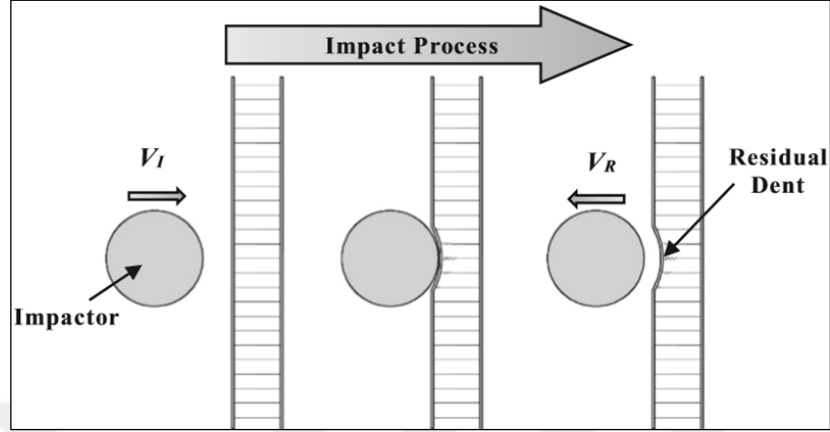
Zhang ve diğ. (2017), sarkaç tipi küresel hasarlandırıcı düzenek ile bal peteği sandviç panellere uygulanan düşen ağırlık darbe testleri yapmışlardır. Çentik tepkisi ve enerji emilimini incelemişlerdir. Deneylerini ağırlık ve hızları değişebilen sarkaçlı darbe sistemi cihazı ile yürütmüşlerdir. Şekil 2.9'da temsili sarkaç düzeneği gösterilmiştir.



Şekil 2.9. Bal peteği sandviç panelin sarkaç düzeneği ile temsili hasarlandırılması

Bu çalışmalarında mikro yapıya üç boyutlu sonlu elemanlar modeli oluşturmuş ve bunu doğrulamışlardır. Deneysel ve nümerik metotlarla, küresel çentik açıcı mekanizmanın sandviç paneller üzerinde oluşturduğu düşük hızlı darbe problemlerini çözmeye amaçlayan çentik tepkisi ve enerji dengesi sonuçlarına dair çıkarımlar yapmışlardır. Darbeden sonra panelin ilk darbe alan yüzeyinde küresel kalıntı ve çekirdek tabakasında da hasar kaldığını tespit etmişlerdir. Ayrıca darbe enerjisinin %80'inden fazlası panel ilk temas yüzeyi ve bal peteği çekirdek tarafından emildiğini tespit etmişlerdir. Enerji dağılımının ana formunu plastik dağılım oluşturmuştur. Ayrıca darbe hızı ve darbeleyici cihaz kütesinin değerlerini değiştirerek darbe enerjisinin etkisini araştırmak için parametrik çalışmalar yapmışlardır. İki yaklaşımla da farklı etkiler gözlemlenmiştir. Düşen ağırlıklı darbe deneyi sırasında küre başlıklı çentik açıcı aygıt altında bal peteği sandviç panelin kalıcı doğru göçük derinliği boyutu ve enerji emilimini miktarını hesaplamak için hem deneysel hem de sayısal sonuçlara dayanan işe yarar bazı yarı-deneysel

formülasyonlar tespit etmişlerdir. Kalıcı göçük oluşumunun temsili gösterimi Şekil 2.10'da verilmiştir [55].



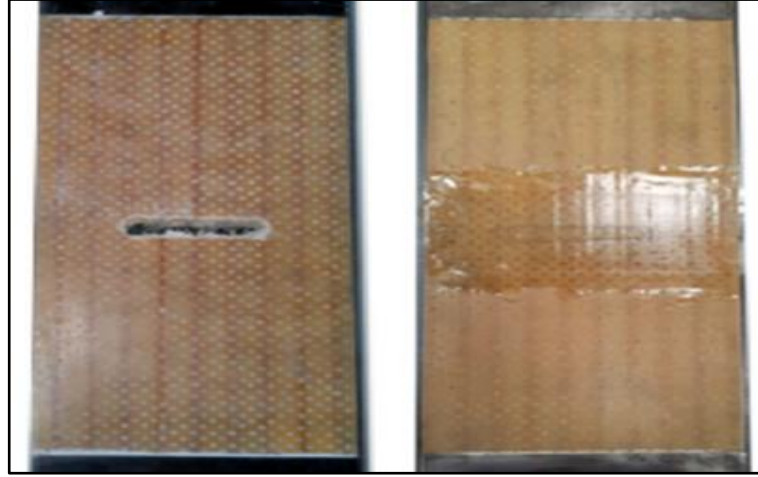
Şekil 2.10. Darbe oluşum aşamalarının temsili gösterimi

Anoshkin ve diğ. (2014), çalışmalarında kullanım sırasında hasara uğramış uçak motor seslerini emen panellerin (SAPs: Sound Absorbing Panels) mekanik davranışları analizine odaklanmışlardır. Çalışmalarının amacı hasarlı SAP'ların bölgesel tamir tekniklerine dair öneri sağlamak ve tamir sonrası SAP'ların kalıntı güçlerini (residual strength) hesaplamaktır. Bu amaç doğrultusunda tüp geometrik şekilli çekirdeğe sahip cam elyafli paneller ve oluklu (delikli) elemanlar üzerinde çalışmışlardır. Tüp geometrik şekilli çekirdeğe sahip sandviç panel örneği Şekil 2.11'de verilmiştir.



Şekil 2.11. Tüp geometrik şekilli çekirdeğe sahip sandviç panel numunesi

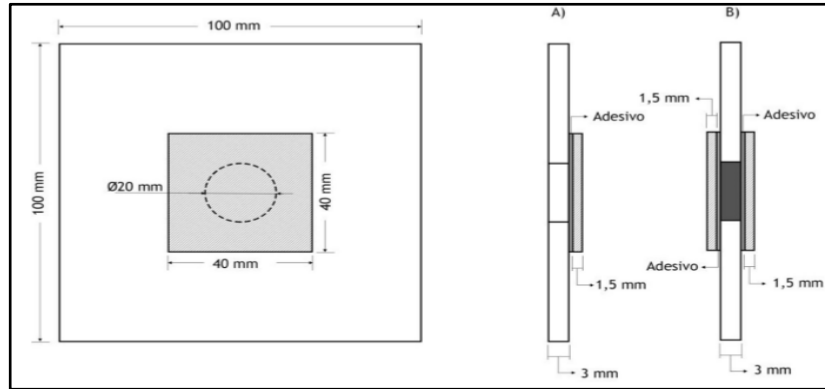
Panellerin yapısal kısımlarının mekanik davranışını ve kullanım sırasında oluşan hasarları sonlu elemanlar analiz yöntemiyle modellemişlerdir. Anoshkin ve diğ. (2014), özgün bir uygulama olan uçaktan parça sökmeden yapılan hasar tamiri tekniği "vakumsuz teknoloji"yi kullandıklarını ilan etmişlerdir.



Şekil 2.12. Tüp geometrik şekilli çekirdeğe sahip sandviç panelin tamir öncesi ve sonrası halleri

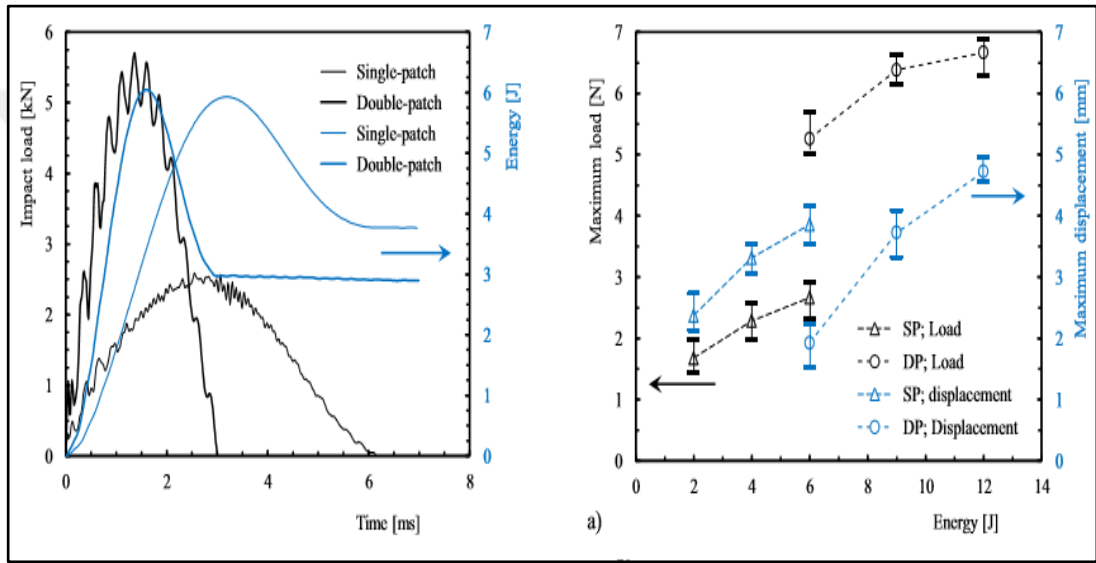
Bu özgün yöntemle tamir edilmiş panel örneği Şekil 2.12'de verilmiştir. Bu prosedür özel olarak üretilmiş numuneler üzerinde uygulanmış ve sonlu elemanlar tekniği ile simüle edilmiştir. Tamir edilen numunelerin kalıntı dayanımlarını standart, gerilme deneyi ve sonlu elemanlar analizi metodları ile inceleyerek kıyaslamışlardır. Sunulan özgün metotla kabul edilir limitleri sağladığı sonucuna ulaşmışlardır [56].

Kompozit tamir metotlarından birisi olan yama tekniği ile tamir edilmiş numunelere uygulanan darbe testleri ve sonuçlarını Coelho ve diğ. (2017), irdelenmişlerdir. Fakat dolgu tamir metodu ile ilgili çalışmamışlardır. Coelho ve diğ. (2017), yaptıkları çalışmada kaplama yama tekniği ile tamir edilmiş kompozitlerin darbe performansını irdelemeyi amaçlamışlardır. Bu doğrultuda tek ve çift taraflı yama ile numuneler üzerinde deneysel çalışma yapmışlardır. Tamir ettikleri numunenin boyutları ve basit çizimi Şekil 2.13'de verilmiştir.



Şekil 2.13. Tek ve çift taraflı tamir edilen numunenin boyutlarının ve basit çiziminin gösterimi

Darbe hasar dayanımını değerlendirmek adına tek ve çift yönlü yamalı numunelerde tam delinme hasarı oluşuncaya kadar tekrarlı darbe uygulamaları yapmışlardır. Coelho ve diğ. (2017), göre çiftli yama tekniği ile tamir edilmiş numune geometrisi daha yüksek yükleri, daha düşük hasar deplasmanlarını, daha yüksek elastik enerjileri tolere edebildiğini görmek mümkündür. Çift yön yamalı numuneye 6J darbe enerjisi uygulanması sonrası tek yön yamalıya göre maksimum yük dayanımı %97,1; elastik enerjisi %51,2 fazla olduğu bununla birlikte %50 deplasman boyutun daha az olduğunu görmüşlerdir. Bu iki farklı yamalı numunelerin darbe testleri sonrası karşılaştırmalı değerleri gösteren grafikler Şekil 2.14'te verilmiştir.



Şekil 2.14. Tek ve çift taraflı tamir edilen numunelere uygulanan 6J darbe enerjisi sonrası dayanım, enerji ve deplasman parametrelerini gösteren grafikler.

Bu tespite ilaveten daha yüksek sağlamlık ve yüksek darbe yorulma ömrü eş zamanlı gözlemlenmiştir. Darbeye karşı eğilme dayanımı; iki farklı şekilde onarılmış numuneler arasındaki sertlik farkını doğrulamıştır ve hasar gelişimini gözlemleyebilen bir parametre olduğunu göstermiştir [57].

Literatür araştırmaları sonucunda, hava aracında kullanımı olan dolgu tekniği ile tamir edilmiş "cam elyaf/epoksi yüzey tabakalı Nomex bal peteği çekirdekli sandviç kompozit yapıların" düşük hızlı tekil veya tekrarlı darbe yüklemeleri altındaki davranışını inceleyen herhangi bir çalışmaya rastlanmamıştır. Bu yüksek lisans tezi çalışmasında tekil düşük hızlı darbe testlerinde bal peteği sandviç kompozit malzemelerin matris çatlama hasarı eşik değerinden tam penetrasyon eşik değerine kadar enerji seviyeleri tespit edilerek F-D eğrileri elde edilmiştir.

Ek olarak tekil düşük hızlı darbe testleriyle tespit edilen darbe enerji seviyeleri aralığında, numunelere aynı darbe enerjisinde tam penetrasyona uğratan yük tekrar sayısı kadar yükleme uygulanarak malzemelerin darbeli yorulma ömrü tespit edilmiştir. Sonuç olarak dolgu tekniği ile tamir edilmiş bal peteği sandviç kompozit yapının orjinal olana kıyasla düşük hızlı tekil ve tekrarlı darbe dayanımındaki değişimi incelenmiş ve rapor edilmiştir.



3. DENEYSEL ÇALIŞMA

3.1. Malzemeler

Yüksek lisans tez kapsamında çalışılacak olan malzeme Airbus uçaklarında çok yaygın olarak kullanılan kompozit malzemelerden biridir. A300/A310/A320/A330/A340 tipi ticari uçakların kargo kompartmanlarının tavan, taban, yan duvarlarında kalınlığı değişen bal peteği kompozit paneller kullanılır. Özellikle A320 serisi uçaklarda ticari kodu Gillfab 4422 olan bal peteği sandviç kompozit yapılar kargo kompartmanlarının tavan, taban ve yan yüzeylerinde kullanılmıştır. Şekil 3.1'de örnek olarak gösterilen Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit malzemesi; yüzeylerinde örülmüş cam elyaf takviyeli fenolik reçineli kompozit yüzey katmanları (Tedlar®) ile ortasında sentetik aromatik poliamid (Nomex®) bal peteği çekirdeği ihtiva etmektedir. Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit malzemesinin fiziksel ve mekanik özellikleri Tablo 3.1 'de gösterilmiştir [58]. Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit yapılar THY Teknik A.Ş. kuruluşundan temin edilmiştir. Tablo 3.1 'de belirtilen 1219mm x 3658mm ebatlarındaki paneller uçağa takılmadan önce uçak kargo kompartmanındaki yerine göre uygun ebatlarda kesilmektedir.



Şekil 3.1. Airbus A320 ailesi ticari uçakların kargo kompartmanlarında kullanılan Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit yapılar ve kompartmandaki görüntüsü [59]

Tablo 3.1. Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit panelin özellikleri [59]

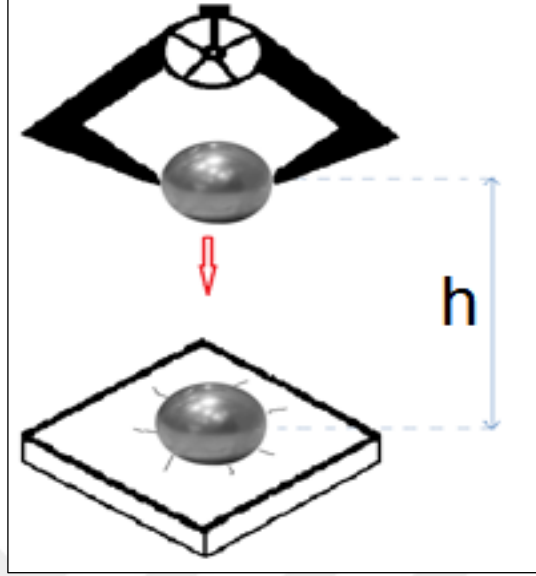
Gillfab 4422	
Kalınlık (mm)	9,80
Yüzeylerdeki kompozit katman kalınlığı (mm) ön / arka yüz	0,508 / 0,508
Uzunluk ve genişlik (mm)	1219 x 3658
Kompozit katmanlar ile aromatik poliamid polimer çekirdek arasındaki yapıştırıcı film	Epoksi
Çekirdek	aromatik poliamid polimer
Yüzey güçlendirici	Cam elyaf kumaş
Ağırlık (kg/m ²)	2,96
Panelin kayma dayanımı (N/cm ²)	2,118
Çekirdek basma dayanımı (N/cm ²)	411
Darbe dayanımı (N.m)	2
Çarpılma (mm/m)	3
Servis sıcaklığı (C ^o)	82

3.2. Gillfab 4422 Bal Peteği Sandviç Kompozit Panelin Temsili Hasarlandırma İşlemi ve Uygulanan Resmi Tamir Prosedürü

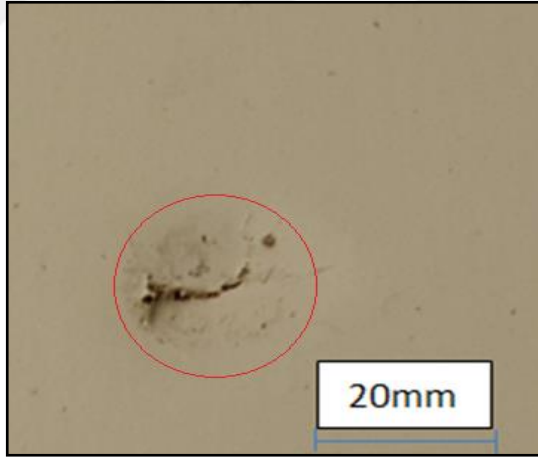
Proje kapsamında iki farklı tipte bal peteği sandviç kompozit yapıların düşük hızlı tekil ve tekrarlı darbe yüklemeleri altındaki davranışları incelenmesi hedeflenmiştir. Bu bağlamda orjinal Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit panellerin darbe davranışları ile tamir edilmiş Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit panellerin darbe davranışlarının kıyaslanabilmesi için paneller ilk önce 100 mm x 100 mm x 10,5 mm ebatlarında kesilmiştir. Bal peteği sandviç numunenin çekirdek tabakasının kalınlığı 9,84 mm ve çift taraflı yüzeylerden kalınlığının bir tanesi 0,33 mm'dir.

Paneller uygun boyuta getirildikten sonra kargo yükleme aracının ya da kargo bagajlarının uçak kargo kompartmanında normal zamanda yaratabileceği darbe yüklemesine benzer bir hasarlandırma temsili gerçekleştirilmiştir. Hasarlandırma temsili olarak belli bir irtifadan bal peteği kompozit panele düşürülen metal küre ile yapılmıştır ve Şekil 3.2'de gösterilmiştir. Temsili olarak hasarlandırılmış bir bal peteği panel Şekil 3.3'de gösterilmiştir. Panellerde oluşturulacak hasarlar gözle görülebilen seviyede olması hedeflenmiştir. Buradaki amaç tamir esnasında hasarlı bölgenin tayininde vakit kaybetmemek içindir. Panellerin hasarlandırılmasında seçilecek darbe yükleme enerjisi, orjinal Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit

panellere yapılan düşük hızlı tekil darbe yükleme testlerinden sonra elde edilen F-D eğrilerinden tespit edilmiştir.



Şekil 3.2. Üzerine düşürülen metal küre ile bal peteği kompozit panelin temsili hasarlandırılması

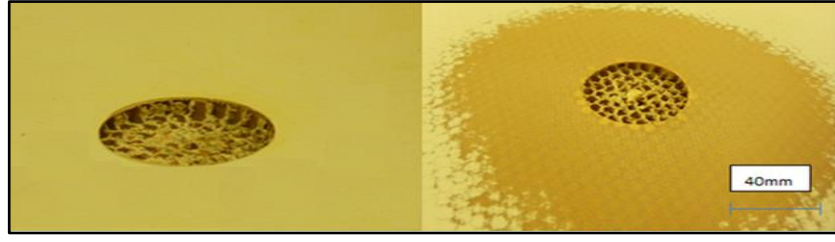


Şekil 3.3. Hasarlanmış Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit paneli

Temsili olarak hasarlandırılan Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit panelleri THY-Teknik bünyesindeki kompozit atölyesinde Hava Aracı Onarım El Kitabı'nda belirtilen hususlar (Referans Numarası: 25-50-00-340-003-A Filler Repair Method (Damage not Through) - All Cargo Compartment Linings with Honeycomb Core [60]) çerçevesinde tamir edilmiştir. Yapılan tamir işlemleri THY Teknik A.Ş. Kompozit Atölyesi'nde rutin olarak yapılan bir işlemlerdir. Ancak görseller orada temsili hasarlandırılmış numunelere yapılan tamir işlemine ait fotoğraflardır. Şekil 3.3'de

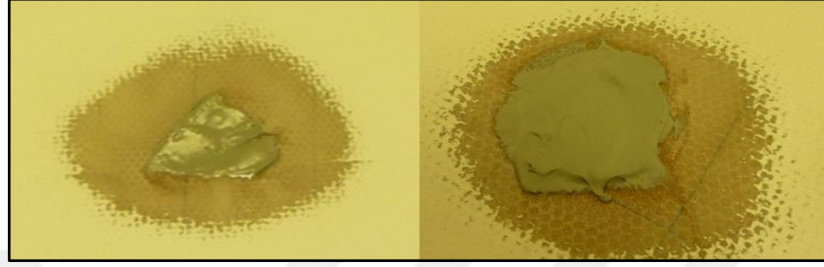
gösterilen göçük oluşan bölge özel dairesel kesici matkap ile hasarlı bölgenin tamamını içine alacak şekilde kesilerek (40 mm çaplı dairesel bölge) alınmıştır. Hasarlı parça, derinliği panelin arka kısmına geçmeyecek şekilde çıkarılmıştır. Şekil 3.4 a'da hasarlı bölge çıkartılmış olarak gösterilmiştir. Daha sonra o bölgede tamir prosedürünü uygulamak için yapışmayı arttırmak amacıyla beyaz boya kaplaması zımparayla kaldırılmıştır. Bu durum Şekil 3.4 b'de gösterilmiştir.

Tamir edilecek bölge belirli oranlarda karıştırılarak hazırlanan macunla doldurulmuştur. Kullanılan macun malzemesi, "AF444 Speedfill" Akrofire firması tarafından 9001 Rosehill, Lenexa KS ABD'deki tesislerinde üretilmektedir. Hızlı kuruyup katılaşma özelliğine sahip, yangına dayanıklı panel dolgusudur. Macunla yapılacak olan dolgu işleminden sonra paneller kurumaya bırakılmıştır. Macunla doldurulmuş yüzeyin kuruma öncesi ve kuruma sonrası halleri Şekil 3.4 c ve d'de gösterilmiştir. Kuruyan bölgeler yine zımpara ile çevre yüzeye aynı seviyeye kadar zımparalanmıştır. Şekil 3.4 e'de zımparalanmış yüzey görülmektedir. Daha sonra gerekli ebatlarda örgü cam elyaf kumaş kesilerek yüzeye reçine ile yapıştırılmıştır. Bu tamir aşamasından sonra panel vakumlu kalıplama aşamasına getirilmiştir. Daha sonra bu bölgeye yapıştırılacak olan kumaş parçalar kesilerek tutturulmuştur. Kumaşın üzerine yapışmayı sağlayacak fenolik reçine sürülerek tüm numuneler vakumlanmak üzere hazırlanarak Şekil 3.4 f'de gösterildiği gibi vakumla kalıplama düzeneğine yerleştirilmiştir. Vakumlama işleminde vakum basıncı -27 Inch/Hg'dir. Şekil 3.4 g'de vakumlu halde bekleyen numune örneği verilmiştir. Bu düzenek içindeki tamir edilmiş paneller belli bir süre (yaklaşık 8 saat) vakum ortamında yapışma tam sağlanacak şekilde bekletilmiştir. Vakumla kalıplama tekniği sonrası tamir edilmiş numuneler Şekil 3.4 h'de gösterilmiştir.



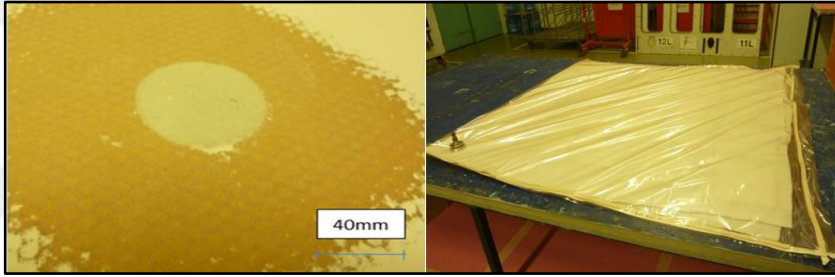
(a)

(b)



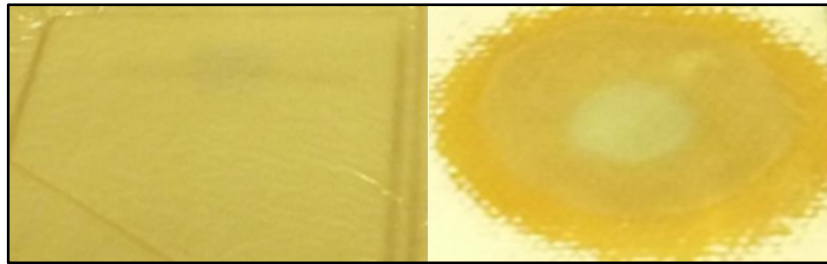
(c)

(d)



(e)

(f)



(g)

(h)

Şekil 3.4. Hasarlanmış Gillfab 4422 bal Peteği sandviç kompozit numunenin tamir (a) Hasarlı kısmı çıkartılmış numune (b) Zımpara ile boyası kaldırılmış yüzey aşamaları (c) Kuruma öncesi (d) Kuruma sonrası (e) Zımparalanmış yüzey (f) Vakum düzeneğine numune yerleştirilmesi (g) Numunenin vakumlanması (h) Tamir edilmiş numunenin son hali

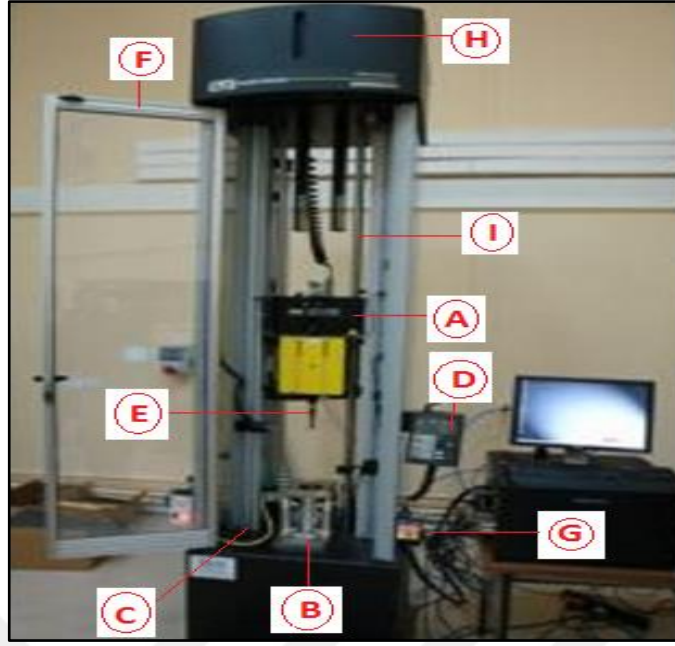
3.3. Orjinal ve Tamir Edilmiş Numunelerin Test Cihazıyla Hasarlandırılma Testleri

Düşük hızlı darbe testleri Şekil 3.5'de gösterilen Tübitak-MAM Malzeme Enstitüsü bünyesinde bulunan INSTRON DYNATUP 9250HV cihazı ile gerçekleştirilmiştir. Düşen ağırlık darbe test cihazı; test numune yüzeyine sadece bir defa vuruş yapıldıktan sonra darbe ucunu yakalayan pnömatik geri sekme önleme sistemi ve darbe verilerinin otomatik olarak toplanmasını sağlayan "Impulse Data Acquisition" (IDP) programı ile donanmıştır. Bu program sayesinde farklı malzemelere ait darbe dirençleri, darbe anından enerji sönümlenmesinin bitimine kadar olan zaman aralığındaki sayısal veriler toplanarak grafik haline getirilebilmektedir. Impulse Data Acquisition programı ile elde edilebilen temel değişkenler darbe enerjisi, maksimum yükteki enerji, yutulan enerji, darbe hızı, maksimum temas kuvveti, toplam zaman, toplam yer değiştirmedir. Orjinal ve tamir edilmiş Gillfab 4422 bal peteği sandviç kompozit yapılar ASTM D7136 standardına uygun olarak düşük hızlı tekil ve tekrarlı darbe yüklemesi testleri gerçekleştirilmiştir. Testlerde kullanılacak düşen ağırlığın toplam ağırlığı 5,677 kg olup 16 mm yarıçapa sahip yarı küresel çelik darbe ucu kullanılmıştır. Test cihazının maksimum düşme yüksekliği 2 m'dir. Teste tabi olacak orjinal ve tamir edilmiş numuneler 1219 mm x 3658 mm x 9,80 mm panel boyutundan 100 mm x 100 mm x 9,80 mm boyutuna şerit testere yardımıyla getirilmiştir. Düşük hızlı düşen ağırlık darbe testleri iki aşamada yapılmıştır;

a) Tekil darbe yüklemeleri

b) Tekrarlı darbe yüklemeleri

Tekil darbe yüklemelerinin yapılmasının amacı tamir edilmiş panellerde matris çatlama hasarından tam penetrasyon hasarına kadarki darbe enerjilerinin belirlenmesidir. Tekrarlı darbe yüklemelerinde ise tamir edilmiş bal peteği sandviç kompozit yapılar tekil yükleme testlerinde belirlenen darbe enerji seviyeleri tekrarlı olarak numuneleri tam penetrasyona uğratana kadar tatbik edilmiştir. Bu sayede numunelerin darbeli yorulma altındaki ömürlerinin ortaya çıkarılması hedeflenmiştir. Düşük hızlı düşen ağırlık darbe testleri sonrasında numunelerin F-D değiştirme eğrileri elde edilerek numunelerin darbe davranışları deneysel olarak belirlenmiştir. Tekil ve tekrarlı düşük hızlı düşen ağırlık darbe testleri sonrasında numunelerin alt ve üst yüzeylerinde oluşan hasarların tespit yöntemleri bir sonraki bölümde anlatılmıştır.



Şekil 3.5. Instron Dynatup 9250HV darbe test cihazı

Tablo 3.2. Instron Dynatup 9250HV darbe test cihazı kısımlarının işlevleri

Kodu	İsmi	İşlevi
A	Yük Hücresi	Düşen ağırlıkları, test kafasını, darbe ucu ağırlıklarını kapsayan hassas yük hücresidir.
B	Pnömatik Tutucu Çeneler	ASTM 3763 ve ISO 6603 standartlarına uygundur ve darbe testi sırasında numuneyi tutmaya yaramaktadır. Numunenin ortasında 76 mm çapındaki dairesel alanı serbest bırakacak şekilde bağlanan pnömatik bağlantı çeneleri, numuneyi tüm kenarlarından sıkı bir şekilde tutmakta ve kenarlarının hareketini engellemektedir.
C	Fren Mekanizması	Tekrarlı darbe olmasını engellemektedir. Bu mekanizma amortisör ve fren bloklarından oluşmaktadır.
D	Hız Dedektörü	Hız sensör bayrağı ile birlikte vurucu hızın ölçümünde kullanılır.
E	Piston Kafası	Ağırlıkların güvenli, hızlı ve kolay bir şekilde ayarlanmasına yarar. Piston kafası serbest bırakma mekanizmasına sahiptir. Üst tarafında bir kanca ile yapıya bağlanır
F	Test Kapısı	Kilitleme mekanizmasına sahiptir ve polikarbonat malzemeden yapılmıştır. Operatöre test sırasında yabancı madde çarpmasını ve test sırasında içeriye girilmesini önler.
G	Acil Durdurma Düğmesi	Acil durumda sistemi kapatmaya yarar.
H	Optik Kodlayıcı	Düşme yüksekliği ve vurucunun ilk konuma gelmesini sağlayan optik kodlayıcıdır.
I	Klavuz Rayları	Piston kafasının üzerinde hareket etmesini sağlar. 15,4 mm çapında ve çelikten yapılmıştır.

3.4. Tekil ve Tekrarlı Darbe Yükleri Sonucu Oluşan Hasarların Tespit Metotları

3.4.1. Dijital fotoğraf makinası ile hasarı görüntüleme metodu

Hasarlanan panellerin ön ve arka taraflarının görüntüleri Şekil 3.6'da gösterilen dijital fotoğraf makinası ile çekilmiştir. Ortaya çıkan bu görüntülerden darbe hasarının şiddetine ve tekrar sayısına göre hasarlarla ilgili ön bilgi edinilmeye çalışılmıştır.



Şekil 3.6. Dijital fotoğraf makinası

3.4.2. X-ray ışınları ile hasarı görüntüleme metodu

Hasarlanan panellerin standartlara uygun x-ray ışınlarını sızdırmaz kursun duvarlı özel kabinde x-ray filmleri çekilerek yüzeyden ziyade iç bölgedeki hasarlar görüntülenmeye çalışılmıştır. X-ray görüntülemeleri Şekil 3.7'de gösterilen "Yxlon Smart 583" x-ray cihazı ile yapılmıştır.



Şekil 3.7. X-ray cihazı

Hasarlı panellerde panelin normal kısmı, tamir edilmiş kısmı, az darbeli ve tam penetre darbeli kısmı x-ray filmlerine dikkatli bakılınca kolaylıkla farkedilebilmektedir.

3.4.3. Termografi yöntemi ile hasarı görüntüleme metodu

Hasarlı panellerde panelin normal kısmı, tamir edilmiş kısmı, az darbeli ve tam penetre darbeli kısmı termal kamera ile uygun ışık altında görüntülenerek tespit edilmiştir. Termal görüntülemeler Şekil 3.8’de gösterilen “ThermaCAM P10” termal kamera ile yapılmıştır. Görüntülerde çeşitli renk değişimleri ile hasarlanmış, tamir edilmiş ya da orjinal bölgeler rahatlıkla tespit edilmiştir.

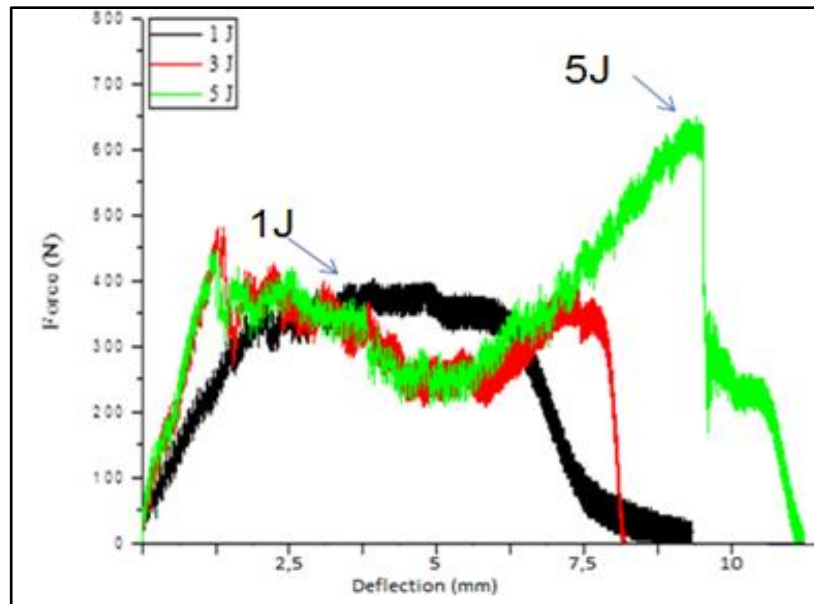


Şekil 3.8. Termografi kamerası örneği

4. DENEYSEL ÇALIŞMA SONUÇLARI

Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılarda darbe davranışlarını tespit etmeden önce orjinal bal peteği sandviç yapılara uygulanan düşük hızlı darbe test sonuçları incelenmiştir. Bu yolla orjinal ve tamir edilmiş bal peteği sandviç kompozit yapılar karşılaştırılmıştır.

Orjinal bal peteği sandviç kompozit yapıların üç farklı darbe enerjisi (1J, 3J ve 5J) altındaki F-D eğrisi şekil 4.1'de gösterilmiştir. Tam penetrasyonun 5J enerji seviyesinden itibaren başladığı Şekil 4.1'de açıkça görülmektedir. 1J 'de F-D eğrisi neredeyse tamamen düzgün ve sadece bir tane uç-zirve gözlemlenmiştir. Diğer taraftan 3J gibi biraz daha yüksek enerji seviyelerinde çiftli fakat farklı enerji seviyesinde uç-zirve görülmüştür. Bu farklı ikili uç-zirve farklı hasar mekanizmalarını göstermektedir. 1J'de ana hasar mekanizması üst yüzey ve bal peteği çekirdek hasarı olarak, 3J'de ana hasar mekanizması bal peteği içinde ve bölgesel hasarı oluşmuş alt yüzeyde vuruş (plug) oluşumu ve kayma hasarı şeklinde kendini göstermiştir. Son olarak 5J'lük darbe enerji seviyesinin ana hasar mekanizmasının tam penetrasyon olduğu görülmüştür.

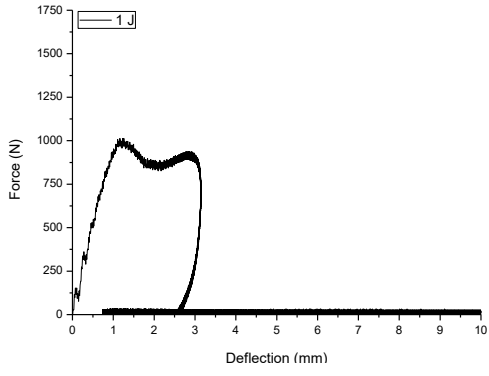


Şekil 4.1. Orjinal bal peteği sandviç bal peteği yapıların çeşitli darbe enerjileri altındaki düşük hızlı darbe eğrileri F-D (1 J, 3J ve 5 J)

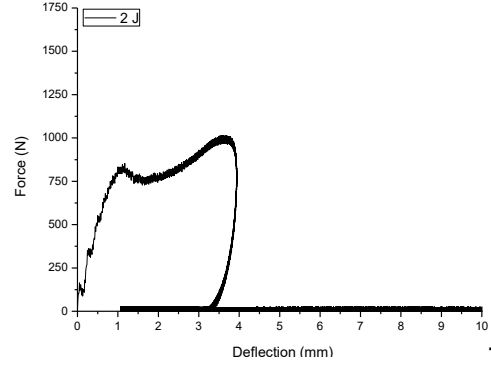
Orjinal bal peteği kompozit yapılara uygulanan darbe davranışı ve darbe enerji seviyeleri tespitinden sonra, ana çalışma tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılara uygulanan tekil ve tekrarlı darbe yüklerine verilen tepki davranışıdır.

4.1. Tekil Darbe Yükleri Sonucu Oluşan Bulgular ve Tartışma

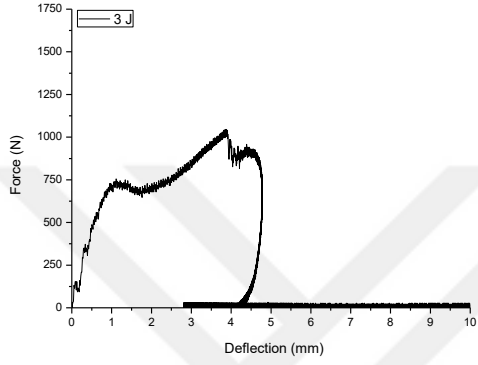
Tamir edilmiş bal peteği sandviç kompozit yapılara uygulanan çeşitli enerji seviyelerinin (1J, 2J, 3J, 4J, 5J, 6J, 7J, 8J) F-D eğrileri Şekil 4.2'de gösterilmiştir. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılarda tam penetrasyonun 8J'de gerçekleştiği gözle tespit edilmiştir. 8J'deki F-D grafiği Şekil 4.2 h'de görülmektedir. Orjinal numunenin 5J'de tam penetrasyona uğradığı tespitine göre tamir sonrası bu değerin 8J'e çıkması AF444 speedfill macununa ve ilave cam elyaf kumaş katmanına bağlanmıştır. Tamir edilmiş bölge bu macunla doldurulmuştur ve bu bölge reçine emdirilmiş bal peteği sandviç yapı gibi davranmaktadır. Buna ilaveten bal peteği sandviç yapının yük kapasitesi de artmıştır. 8J'de tam penetre olmuş numunenin en uç yükte kuvvet değeri yaklaşık 1500 N'dur (Şekil: 4.2 h). Diğer taraftan Şekil 4.1'de görünen orjinal bal peteği sandviç panelin 5J için en uç yk değerini yaklaşık 650 N'dur. Tamir uygulamasından sonra kuvvet değerini %230 artmıştır. F-D eğrilerinden görüldüğü üzere tamir edilmiş panellerde darbe enerji seviyeleri arttırıldığıca hasarlanma eşik değerlerinin de arttığı tespit edilmiştir. 1J'luk darbe enerji seviyesinde toplam hasar neredeyse 2,5 mm'dir (Şekil: 4.2 a). 3J, 5J ve 8J gibi daha yüksek darbe enerji seviyelerinde toplam hasar değerleri sırasıyla yaklaşık olarak 4,2 mm, 5,1 mm ve 8 mm'dir (Şekil: 4.2 c,e ve h). Hasar değerlerinde doğrusal (lineer) eğilim gözlemlenmiştir. Düşük hasar değerlerinde orjinal bal peteği sandviç yapılara nazaran tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılarda rijitlik artmıştır. Orjinallerinde iftli uç-zirve dahi gözlemlenmiştir. Fakat darbeleri orjinal bal peteği sandviç yapılarda eğri formasyonu farklıdır. Darbeleri orjinal bal peteği sandviç yapılarda bütün darbe enerji seviyelerinde açık eğri gözlemlenirken tamir edilmişlerde kapalı eğri olduğu gözlemlenmiştir (Şekil: 4.2 d).



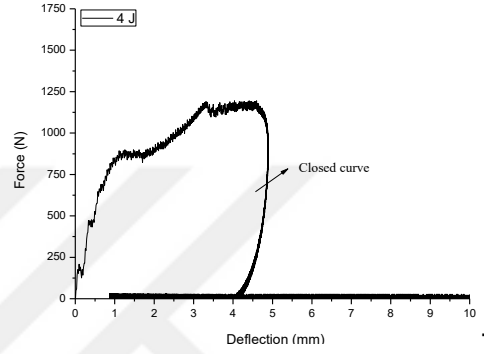
-a-



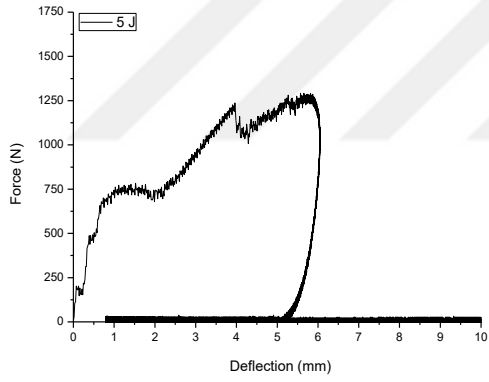
-b-



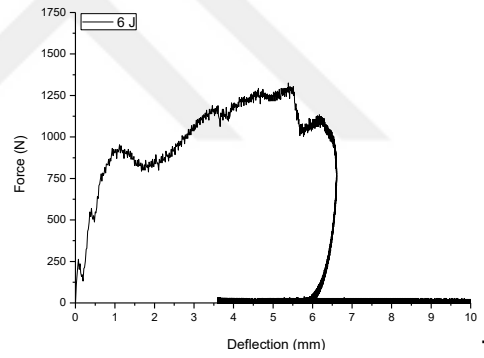
-c-



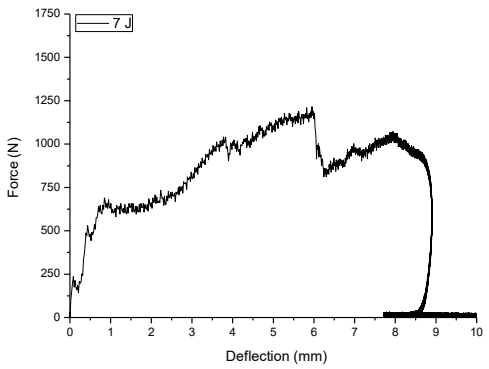
-d-



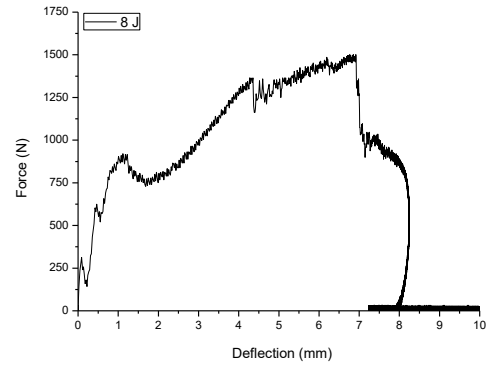
-e-



-f-



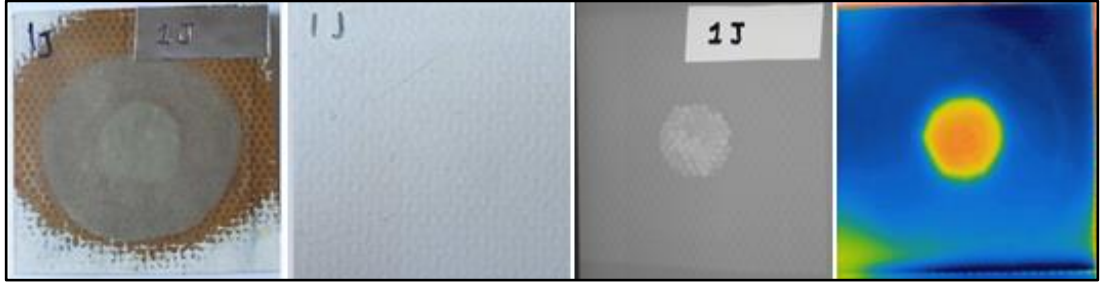
-g-



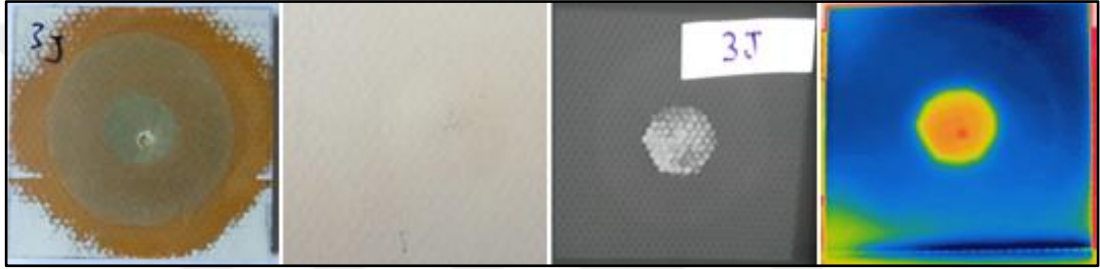
-h-

Şekil 4.2.: Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapıların çeşitli tekil darbe enerjileri altındaki F-D eğrileri

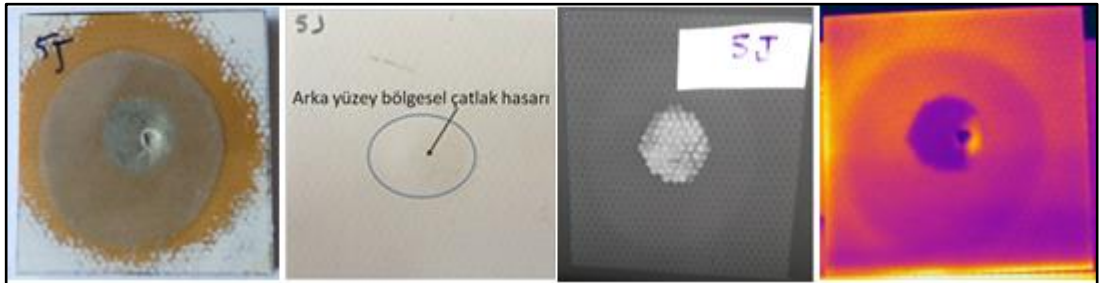
Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılaraya uygulanan tekil darbe ön ve arka yüzey hasarları aşağıdaki şekillerde tek tek gösterilmiştir. Şekillerden görüleceği üzere



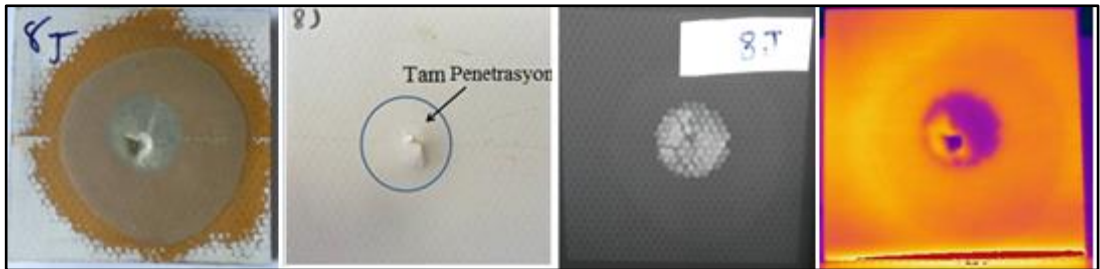
Şekil 4.3. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapının 1J'lük tekil darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri



Şekil 4.4. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapının 3J'lük tekil darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri



Şekil 4.5. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapının 5J'lük tekil darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri



Şekil 4.6. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapının 8J'lük tekil darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri

1, 3, 5 ve 8J'luk 4 enerji seviyeleri seçilmiştir. 1J (Şekil: 4.3) ve 3J (Şekil: 4.4) gibi düşük enerji seviyelerinde sadece darbenin oluşturduğu bölgesel hasarlardan söz edebiliriz. Şekil 4.2'de görüldüğü gibi 3J için darbe değeri 4mm'de kalmıştır. Böylece düşük enerji seviyelerinde arka yüzeyde hiç bir görünür hasar oluşmamıştır. Bunun yanında tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılarda 5J (Şekil 4.5) ve 8J'lük (Şekil 4.6) enerji seviyelerinde hasar yüzeyinde daha fazla deformasyon oluşmuştur. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapıların darbe yüzeylerindeki bölgesel çatlaklar ana hasar mekanizmalarıdır. İlave olarak, burulma hasarları arka yüzeylerde görünür haldedir. 8J'de burulma hasarları ile tam penetrasyon oluşmuştur.

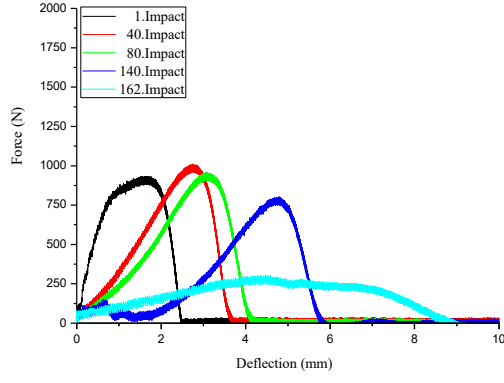
4.2. Tekrarlı Darbe Yükleri Sonucu Oluşan Bulgular ve Tartışma

Daha önceki bölümde tamir edilmiş bal peteği sandviç yapıların tekil darbe altındaki davranışı ve darbe enerji seviyeleri tespit edilmişti. Bundan sonraki temel çalışmamız tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılara uygulanan tekrarlı darbe sonucu darbe davranışlarını tespit etmek olmuştur. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılara çeşitli darbe enerji seviyeleri altında yapılan tekrarlı darbe sonucu F-D eğrileri Şekil 4.7'de gösterilmiştir. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılara uygulanan darbe enerji seviyeleri azaldıkça tekrar sayısının arttığı açıkça görülmektedir.

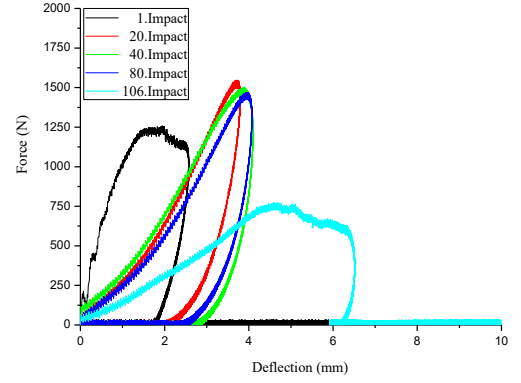
Beklenildiği gibi tam penetrasyon için maksimum darbe tekrar sayısı minimum enerji seviyesi olan 1J'de gözlenmiştir. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapı 162 tekrarlı darbe sonucunda tam penetrasyona uğrayarak hasarlanmıştır. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılar daha yüksek enerji seviyelerinde daha düşük darbe tekrarlarında hasarlanmıştır. Tam penetrasyon için darbe sayısı 106 (2 J), 32 (3 J), 13 (4 J), 4 (6 J) ve 1 (8 J) olacak şekilde enerji seviyeleri yükseldikçe giderek azalmıştır.

Tüm darbe enerji seviyeleri için darbe ile yüzey bozulması ilk çarpmadan itibaren gözlenmiştir. Eğrinin pürüzsüzlüğü ilk darbeden sonra kaybolmuştur. Bu yüzden eğri uç yük değeri düşmüştür. İlk darbeden sonra, tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılar tamir edildikleri için reçine emdirilmiş bal peteği sandviç yapı gibi davranmıştır.

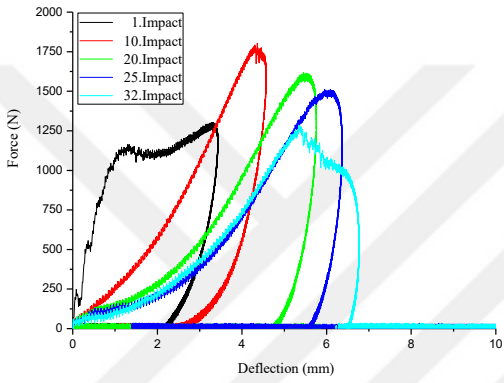
4J'lük darbe enerji seviyesine kadar, tekrarlı darbelerde sadece bir uç-zirve vardır. Diğer bir yandan 6J ve 8J gibi yüksek enerji seviyelerinde geleneksel iki uç-zirve oluşmuştur.



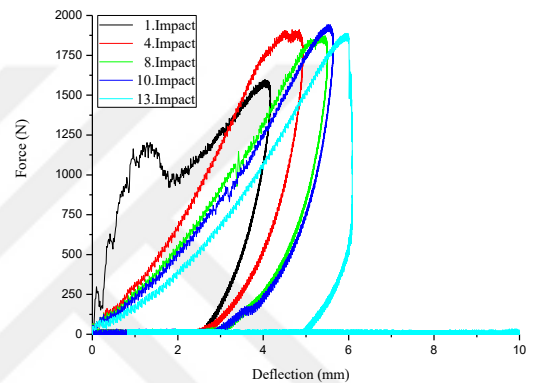
-1 J-



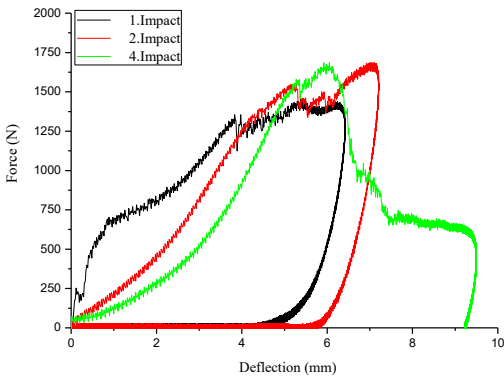
-2 J-



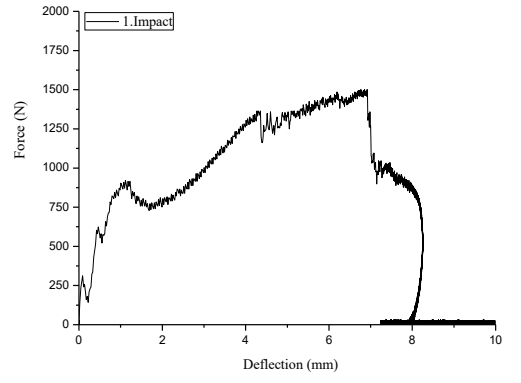
-3 J-



-4 J-

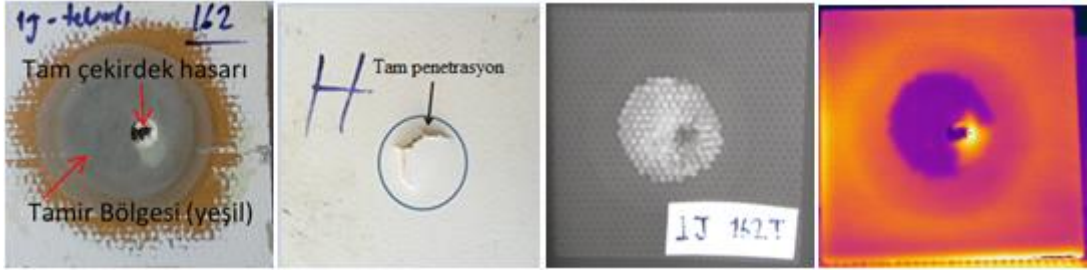


-6 J-

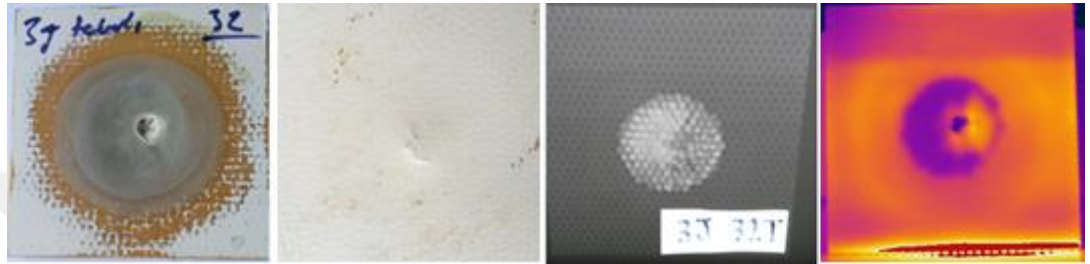


-8 J-

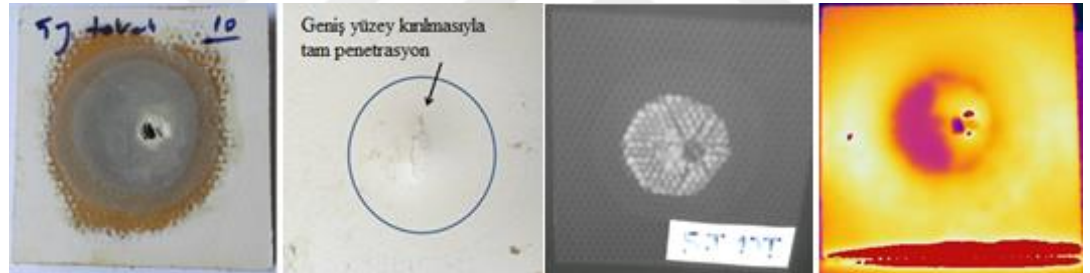
Şekil 4.7. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapıların tekrarlı darbe altındaki F-D eğrileri



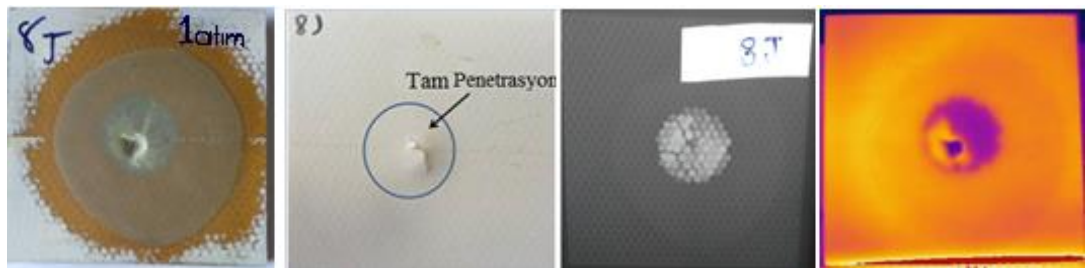
Şekil 4.8. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapının 1J'lük 162 tekrarlı darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri



Şekil 4.9. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapının 3J'lük 32 tekrarlı darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri



Şekil 4.10. Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapının 5J'lük 10 tekrarlı darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri

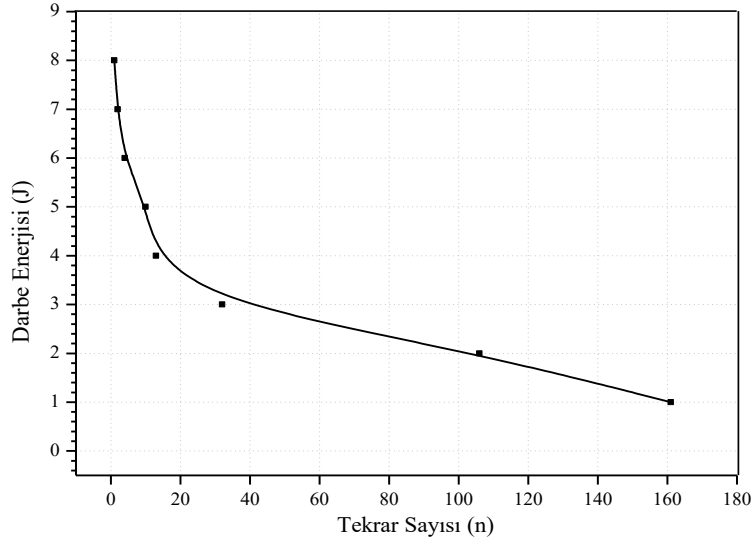


Şekil 4.11.: Tamir edilmiş bal peteği sandviç yapının 8J'lük 1 atımlık darbe altındaki X-ray ve termografi görüntüleri

Tamir edilmiş bal peteği sandviç numunelerin düşük hızlı tekrarlı darbe testleri sonrası hasarlarının tespiti için çekilen görüntüler Şekiller 4.8, 4.9, 4.10 ve 4.11'de gösterilmiştir. Şekiller incelendiğinde bütün numunelerin tam penetrasyona uğrayarak hasarlandığı açıkça gözlenebilmektedir. Ancak termografi görüntüleri

detaylı incelendiğinde 1J için tekrarlı darbe sonrası hasarlanmış numunede dairesel bölgenin oldukça geniş olduğu görülmektedir. Bunun yanında bu bölge içindeki sarı ile görülen nihai (tam penetrasyon) hasar bölgesinin oldukça küçük diğer taraftan mor renkli tam penetre olmayan ama katmanlar arasında ilerleyen hasar bölgesinin oldukça büyük olduğu tespit edilmiştir. Bunun yanında darbe enerji seviyesinin artmasıyla birlikte tekrar sayısı azalarak genel hasar dairesinin giderek küçüldüğü ayrıca tam penetrasyon bölgesinin (sarı) giderek arttığı ve tam penetre olmayan katmanlar arası ilerleyen hasar bölgesinin (mor) de giderek azaldığı gözlenmiştir. Bu durum düşük enerjili tekrarlı darbenin masum görünmemesi gerektiğini çünkü daha geniş bir alanı etkilediğini açıkça göstermektedir.

Özellikle servis ömrü boyunca defalarca küçük darbelere maruz kalan uçaklar için, gövdedeki olası toplam hasarı bilmek önemlidir. Hasar, felakete yol açacak kadar büyük bir risk içermekte midir, değil midir [21]? Bu durum hakkında bilgi sahibi olabilmek için darbe enerji seviyeleri ile darbe sayıları arasındaki ilişki araştırılmıştır. Şekil 4.12'de tamir edilmiş bal peteği kompozit yapılarda düşük enerji darbe hasar yorulma ömrü ile ilgili bilgi veren deneysel sonuçları gösterilmiştir. Şekil 4.12'de görüldüğü üzere 8J'den 2,5J'e tam penetrasyon darbe sayısı parabolik değişim gösterirken, daha düşük darbe enerji değerlerinde tam penetrasyon darbe sayısı birden bire artmıştır.



Şekil 4.12. Tamir edilmiş bal peteği yapıların darbe yorulma ömür eğrisi

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Kompozit malzemelerin kullanımı uygarlık tarihi sahnesinde dönüşerek ve gelişerek hep yol almıştır. Yirminci yüzyıl ile ivmelenme kazanmıştır ve hayatın her alanına girmiştir. Çünkü kompozit malzemeler yerine geçtikleri malzemelere göre vazgeçilmez avantajlara sahiptir. Özellikle havacılık endüstrisinde alüminyum ve eş değer metallerin yeri kompozit malzemeler ile değiştirilmektedir. Hava araçlarında yapısal mukavemet gerektiren her türlü bölgede kompozit malzemelerden üretilmiş ana yapı elemanlarının kullanımı yaygın hale gelmiştir. Kompozit malzeme alanında yapılan geliştirme ve iyileştirmeler havacılığın birçok alanında yaygın olarak kullanmaya önderlik etmiştir. Kompozit malzemelerin günümüz havacılık sanayisinde tercih edilmesine yol açan en belirgin faktörler yüksek özgül dayanım oranı ve yüksek burulma-yük oranı gibi statik özelliklere sahip olmalarıdır.

Hava aracı kompozit yapıların uçuşa elverişliliğinin devamlılığının sağlanması belli faktörlere bağlıdır. Uçuş emniyetini negatif etkileyen bu durumlar; darbe hasarı, delaminasyon, yapıda ayrılma, imalat kusurları olabilir. Ayrıca hava aracının servis ömrü boyunca yapısını zorlayan yükler, iklimsel faktörler (nem, sıcaklık, vb.), darbe sonucu oluşan hasarlar (bakım sırasında ya da kargo yükleme boşalma operasyonlarında) uçuş emniyetini riske atan şartlardır. Bu etmenler yapısal parçalara kritik tehdit oluşturabilmektedir. Bal peteği sandviç kompozit yapıların hava araçlarında yarattığı ana problemlerden birisi tekil veya tekrarlı darbelerle karşı hassas olmalarıdır. Düşük hızlı darbeye hedefin dinamik yapısal tepkisi en çok öneme sahiptir çünkü tüm yapının darbeye tepki gösterebileceği kadar yeterli zamanı vardır. Bu sayede daha fazla elastik enerji absorbe edilmiş olur. Buna ilaveten, hasarlı malzemenin dayanıklılığın devamı için; hasarın tipine, boyutuna, doğru tespitine ve ölçülendirilmesine ihtiyaç vardır. Bu durum doğru yapısal bakım ve tamir stratejileri için bir gerekliliktir. Düşük hızlı darbeler çoğunlukla çekirdek tabakası ile yüzey örtü tabakası arası ayrılma, yüzey tabaka delaminasyonu veya bal peteği yapının görünür yüzeyinde belli olmayan yüzey tabaka ve çekirdek çatlakları şeklinde oluşmaktadır. Genellikle, tahribatsız muayene yöntemleri, oluşan hasarın yerinin tespiti, genişliğini bulmada kullanılır. İlk olarak hasar tespiti yapılır ve kalan yapıya olan etkisi tahmin edilir ve ardından hasarlı kompozit yapının onarılması mı yoksa tamamen yeniden imal edilmesi mi yönünde karar alınmak

zorunda kalınır. Eğer hasar fazla yayılmamışsa ve geniş değilse yapısal tamir çoğu zaman yapıyı yeniden imal etmeye kıyasla daha olası ve maliyetsiz bir yöntemdir. Kompozit tamirinde ana fenomen hasarlı bölgedeki sağlamlık ve sertliğin onarım sonucu olabildiği kadar hasarsız haline getirmeye, yaklaştırmaya çalışmaktır. Hasarın tipine ve yerine bağlı olarak uçak kompozit tamiri zerk etme, dablır (metal vb. malzeme) koyma veya fiber örgülü kumaş yama (elyaf vb. dolgu) koyma şeklinde olabilir. Bununla beraber reçine emdirme-dolgu tamiri genellikle hasarın yayılmasını durdurmak amaçlı geçici metod, dablır koyma yapısal sağlamlığı restore etme adına kalıcı fakat aerodinamik yüzeylerde pürüzsüzlüğe engel tamir metodu, fiber örgülü kumaş koyma yöntemi ise özellikle dış yüzey panellerde yüksek sağlamlık kazandıran kompozit tamir metodu olarak söylenebilir. Bu noktada literatürde, dolgu ile tamir edilmiş bal peteği sandviç kompozit yapılarda tekrarı darbe davranışlarını irdelleyen herhangi bir çalışma tespit edilememiştir. Bu sayede, bu çalışma ile tamir edilmiş bal peteği sandviç kompozit malzemelerin düşük hızlı tekrarlı darbeler altındaki davranışları irdelenmiştir. İlk olarak, tamir edilmiş bal peteği sandviç yapılarda düşük hızlı tekil darbe davranışları F-D eğrileri ile saptanmıştır. Düşük hızlı darbe enerji seviyeleri tespitinden sonra ana çalışma; tamir edilmiş bal peteği kompozit yapılarda düşük hızlı tekrarlı aynı zamanda sabit enerjili darbe sonucu tam penetrasyon hasar seviyesi tespit edilmiştir. F-D eğrisi ve darbe yüzey/arka yüzeyi görüntüleri verilmiş olup darbe ömrü ve hasar mekanizmaları saptanmıştır.

Bu yüksek lisans tezi çalışmasıyla, tamir edilmiş bal peteği sandviç kompozit yapıların darbe özellikleri irdelenmiştir. Düşük hızlı tekil darbe testleri sonucunda, tamir edilmiş numuneleri tam penetrasyona uğratabilecek darbe enerji seviyesinin orjinal yapıya göre arttığı görülmüştür. 8J'lük darbe enerji seviyesi tam penetrasyon hasarı olarak eşik değer olmuştur. Buna ilaveten yük kapasitesi artmıştır. Orjinal bal peteği sandviç yapılarda hasarlanma eşik değeri 650 N çıkmış iken tamir edilmiş bal peteği yapıların tam penetrasyon için gerekli kuvvet değeri yaklaşık 1500 N'a yükselmiştir. Bu sonuç tamir edilmiş yapının orjinaline göre daha rijit olduğunu göstermiştir. Dijital fotoğraflarda, lokal yüzey hasarları 3J'lük darbe enerji seviyesine kadar tespit edilebilmektedir. Daha yüksek darbe enerji seviyelerinde, arka yüzey hasar mekanizmalarında etkin olarak burulma ve tam penetrasyon hasarları tespit edilebilmiştir.

Yaptığımız çalışmalar sonucu gözlemlenen şudur ki; sürekli çalışan hava aracı sistemleri ve kısımlarının bal peteği kompozit kullanılan bölgelerinde hasar oluşumu

kaçınılmazdır. Tespit edilen hasarlar tamir teknikleri ile başarılı bir şekilde onarılabilmektedir.

Bazı hasarlar hava aracı servis ömrü süresince tahmin edilebilecek şekildedir. Fakat bazıları hasarlar ise ani, önceden tespit edilemeyen ve planlanamayan şekilde gerçekleşir. Bu hasar mekanizmasının oluşumu ile ilgili uçak kısımlarında hasar oluşum sıklığı ve zamanları ile ilgili istatistiki tespit yapılmalıdır. Ayrıca plansız hasar oluşumları ile ilgili de olasılık hesaplamaları hesaba katılmalıdır. Bu hesaplamalar sonucunda hasar oluşmadan önlem alınması, alınamayan durumlarda da hızlı eylem planı hazırlanarak hasarlı bölgeye çabuk ve etkili tamir uygulamaları geliştirilmelidir. Çünkü bal peteği kompozit malzemeler aldığı hasarları her zaman açığa vuran yapılar değildir. Gizli hasarlar farkedilemez ise maddi manevi büyük yıkıcı sonuçlar doğurabilir. Bu nedenle tez çalışması kapsamında elde edilen sonuçların bal peteği sandviç kompozitler için orjinal ve/veya tamirli olmaları durumunda servis şartlarında farklı enerjili tekrarlı darbelere karşı ömürlerinin ne olacağı ve nasıl davranış sergileyecekleri konusunda ilgililere önemli bir kaynak olacağı düşünülmektedir. Başta havacılık olmak üzere bal peteği sandviç kompozit yapıları üreten, bakım/onarımını yapan ve bunlarla ilgili ar-ge faaliyetleri yürüten firmaların tez kapsamında elde edilen bu sonuçları kullanmaları önerilmektedir.

Tez çalışması sonuçlarının uluslararası akademik camiada yaygın etkiye ulaşabilmesi için “Materials Science and Engineering: A” gibi etki değeri yüksek bir dergide 13 Ocak 2017 tarihinde “Experimental investigation of single and repeated impacts for repaired honeycomb sandwich structures” başlıklı bir makale yayınlanmıştır.

KAYNAKLAR

- [1] <http://www.mccormick.northwestern.edu/theoretical-applied-mechanics/research/multifunctional-materials/> (Ziyaret Tarihi: 15 Mayıs 2017).
- [2] <http://kisi.deu.edu.tr/mehmet.zor/> (Ziyaret Tarihi: 11 Ocak 2017).
- [3] Armstrong K. B., Bevan L. G., Cole W. F., *Care And Repair Of Advanced Composites*, 2nd Edition SAE International, London, 2005.
- [4] <http://www.bansuanporpeang.com/node/29192> (Ziyaret Tarihi: 15 Mayıs 2017).
- [5] <http://www.arkeorehberim.com/2015/04/canak-comlek-deyip-gecmeyin.html> (Ziyaret Tarihi: 15 Mayıs 2017).
- [6] <http://www.otokritik.com/makale/112-anadol.html> (Ziyaret Tarihi: 15 Mayıs 2017).
- [7] <http://www.academia.edu/Çalışkan K., Malzeme Seçiminin Önemi Ve Mühendislik Malzemeleri> (Ziyaret Tarihi: 11 Ocak 2017).
- [8] Petras A., Sutcliffe M. P. F., *Failure Mode Maps For Honeycomb Sandwich Panels*, Composite Structure, Cambridge, 1999.
- [9] Ates B. H., Çevresel Etkilerin PPS (Polifenilen Sulfid) Kompozitlerin Mekanik Özelliklerine Etkileri, Yüksek Lisans Tezi, Kocaeli Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kocaeli, 2002, 127601.
- [10] www.customer.thytek.com.tr/project/default.aspx?id=1936 (Ziyaret Tarihi: 05 Mart 2017).
- [11] http://www.bmw.com/com/en/newvehicles/i/i3/2016/showroom/drive_technology.html (Ziyaret Tarihi: 06 Mart 2017).
- [12] <http://www2.isikun.edu.tr/personel/ahmet.aran/mal201.pdf> Öztürk A. U. Sandviç Malzemelerde BalPeteği Yapısının Optimizasyonu (Ziyaret Tarihi: 05 Mart 2017).
- [13] http://www.ae.metu.edu.tr/~ae469/advantages%20and%20disadvantages%20of%20composite%20materials_resin%20systems (Ziyaret Tarihi: 05 Mart 2017).
- [14] Holcombe B. V., *The Heat Related Properties Of Protective Clothing Fabrics CSIRO Division Of Textile Physics*, Ryde Online, Australia, 2003.
- [15] <http://compositeslab.com/composites-compared/composites-vs-aluminum/> (Ziyaret Tarihi: 16 Mayıs 2017).

- [16] <http://dergiler.ankara.edu.tr/dergiler/24/1084/12995.pdf> (Ziyaret Tarihi: 08 Mart 2017).
- [17] http://www.kmo.org.tr/resimler/ekler/d926565a86c1d4e_ek.pdf (Ziyaret Tarihi : 10 Mart 2017).
- [18] Thori P., Sharma P., Bhargava M., An Approach Of Composite Metarials In Industrial Machinery: Advantages, Disadvantages And Applications, 2013, **2**, 12., <https://www.quora.com/what-are-the-advantages-and-disadvantages-of-using-composite-materials-in-an-aircraft> (Ziyaret Tarihi: 16 Aralık 2016).
- [19] <https://tr.wikipedia.org/wiki/termoplastik> (Ziyaret Tarihi: 28 Şubat 2017).
- [20] http://www.kho.edu.tr/akademik/enstitu/savben_dergi/142/3.Pdf (Ziyaret Tarihi: 17 Mayıs 2017).
- [21] <http://plascor.com/honeycomb-cores.htm>, <http://corecomposites.com/nom> (Ziyaret Tarihi: 15 Şubat 2015).
- [22] Yu H., Longana M. L., Jalalvand M., Wisnom M. R., Potter K. D., Pseudo-Ductility In Intermingled Carbon / Glass Hybrid Composites With Highly Aligned Discontinuous Fibres / Composites Part A, *Applied Science And Manufacturing*, 2015, **73**, 35-44.
- [23] Meifeng H., Wenbin H., A Study On Composite Honeycomb Sandwich Panel Structure, *Metarial & Design*, 2007, **80**, 532-538.
- [24] http://www.tricelcorp.com/wp-content/uploads/marine_article.pdf (Ziyaret Tarihi: 14 Ocak 2017).
- [25] <https://rnli.org/what-we-do/lifeboats-andstations/our-lifeboat-fleet/tamar-class-lifeboat> (Ziyaret Tarihi: 14 Aralık 2016).
- [26] <http://docgarner.com/cosmetic-dentistry/composite-fillings> (Ziyaret Tarihi: 14 Aralık 2016).
- [27] <http://www.naturalfibersforautomotive.com/?cat=14> (Ziyaret Tarihi: 28 Şubat 2017).
- [28] Löbel T., Holtzhüter D., Sinapius M., Hühne C., A hybrid bondline concept for bonded composite joints, *Sampe Journal*, 2017, **53**, 1.
- [29] <http://alsancaksavunma.com/hizmetlerimiz/urunler/dakota-air-parts/products-lines/uh-1-tr-blades/> (Ziyaret Tarihi: 30 Mayıs 2017).
- [30] <http://aerospaceengineeringblog.com/sandwich-panel/> (Ziyaret Tarihi: 16 Aralık 2016).
- [31] Tanatmış A., Uçak Yapılarında Gelişmiş Malzemelerin Kullanımı, *TMMOB Makina Mühendisleri Odası Bilim Günleri*, Ankara, Türkiye, 5-7 Mayıs 1999.
- [32] <https://www.fire.tc.faa.gov/research/summary.stm> (Ziyaret Tarihi: 12 Ocak 2017).

- [33] <http://www.turkishairlines.com/tr-tr/kurumsal/haberler/haber/turk-hava-yollari-yerli-yapim-kabin-ici-mutfak-uretimine-basladi> (Ziyaret Tarihi: 16 Ocak 2017).
- [34] Yamashita M., Gotoh M., Impact Behavior Of Honeycomb Structures With Various Cell Specifications-Numerical Simulation And Experiment, *International Journal Of Impact Engineering*, 2005, **32**, 618-630.
- [35] Castanie B., Bouvet C., Aminanda Y., Barrau J. ve Thevenet P., Modelling Of Low-Energy / Low-Velocity Impact On Nomex Honeycomb Sandwich Structures With Metallic Skins, *International Journal Of Impact Engineering*, 2008, **35**, 620-634.
- [36] Eren Y., Kompozit Yapıların Darbe Etkisinin İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, Dumlupınar Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kütahya, 2007, 202834.
- [37] Şahin Y., *Kompozit Malzemelere Giriş*, 3. baskı, Gazi Kitap, Ankara , 2009
- [38] Guedra-Degeorges D., Thevenet P., Maison S., *Damage Tolerance Of Sandwich Structures, Proceedings Of The Euromech 360 Colloquium, Saint-Etienne. A Vautrin, Kluwer Academic Publishers. Conf On Polymers For Composites, The Plastics And Rubber Lost, London, 1977.*
- [39] Razi H., Sergeev B., Shkarayev S., Madenci E., Analysis Of Sandwich Panels With Multiple-Site Damage, *Engineering Fracture Mechanics*, 1999, **64**, 255-268.
- [40] http://tr.wikipedia.org/wiki/avrupa_havac%b1l%b1k_emniyeti_ajans%b1 (Ziyaret Tarihi: 15 Şubat 2015).
- [41] Dear J. P., Lee H., Brown S. A., Impact Damage Processes In Composite Sheet And Sandwich Honeycomb Materials, *International Journal Of Impact Engineering*, 2005, **32**, 130-154.
- [42] Ude A. U., Ariffin A. K., Azhari C. H., Impact Damage Characteristics In Reinforced Woven Natural Silk / Epoxy Composite Face-Sheet And Sandwich Foam, Coremat And Honeycomb Materials, *International Journal Of Impact Engineering*, 2013, **58**, 31-38.
- [43] Abrate S., Localized Impact On Sandwich Structure With Laminated Facings, *Applied Mechanics Reviews*, 1997, **50**, 69-82.
- [44] Edgren F., Asp L. E., Bull P. H., Compressive Failure Of Impacted Composite Sandwich Panels Characterisation Of The Failure Process, *Journal Of Composite Materials*, 2004, **35**, 6-8.
- [45] Hazizan M. A., Cantwell W. J., The Low Velocity Impact Response Of An Aluminium Honeycomb Sandwich Structure, *Composites Part B: Engineering*, 2003, **34**, 679-687.
- [46] Mines R. A. W., Worrall C. M., Gibson A. G., Low Velocity Performance Behaviour Of Polymer Composite Sandwich Panels, *International Journal Of Impact Engineering*, 1998, **21**, 855-879.

- [47] Olsson R., Engineering Method For Prediction Of Impact Response And Damage In Sandwich Panels, *Journal Of Sandwich Structures & Materials*, 2002, **4**, 75-100.
- [48] Fidan S., Bora, M. Ö., Çoban, O., Tuna V., Damage Characterization Of Repeatedly Impacted Glass Fiber Reinforced Polyester-Armor Steel Composites With Cone Beam Computed Tomography Technique, *Polymer Composites*, DOI:10.1002/pc.
- [49] Chen Y., Hou S., Fu K., Han X., Ye L., Low-Velocity Impact Response Of Composite Sandwich Structures: Modelling And Experiment, *Science Direct*, 2016, **168**, 322-334.
- [50] Jingxi L., Wentao H., De X., Bo T., The Effect Of Impactor Shape On The Low-Velocity Impact Behaviour Of Hybrid Corrugated Core Sandwich Structures, *Science Direct*, 2016, **111**, 315-331.
- [51] Ivañez I., Sanchez-Saez S., Numerical Modelling Of The Low-Velocity Impact Response Of Composite Sandwich Beams With Honeycomb Core, *Science Direct*, 2013, **106**, 716-723.
- [52] Park H., Kong C., A Study On Low Velocity Impact Damage Evaluation And Repair Technique Of Small Aircraft Composite Structure, *Science Direct*, 2011, **42**, 1179-1188.
- [53] Petrone G., Rao S., De Rosa S., Mace B. R., Franco F., Bhattacharyya D., Behaviour Of Fibre-Reinforced Honeycomb Core Under Low Velocity Impact Loading, *Science Direct*, 2013, **100**, 356-362.
- [54] Akatay A., Bora M. O., Coban O., Fidan S., Tuna V., The Influence Of Low Velocity Repeated Impacts On Residual Compressive Properties Of Honeycomb Sandwich Structures, *Science Direct*, 2015, **125**, 425-433.
- [55] Zhang D., Fei Q., Zhang P., Drop-Weight Impact Behavior Of Honeycomb Sandwich Panel Under Spherical Impactor, *Science Direct*, 2017, **168**, 633-645.
- [56] Anoshkin A. N., Zuiko V. Y., Tashkinov M. A., Silberschmidt V., Repair Of Damage In Aircraft Composite Sound-Absorbing Panels, *Science Direct*, 2014, **120**, 153-166.
- [57] Coelho S. R. M., Reis P. N. B., Ferreira J. A. M., Pereira A. M., Effects Of External Patch Configuration On Repaired Composite Laminates Subjected To Multi-impacts, *Science Direct*, 2017, **168**, 259-265.
- [58] Bazargan M., *Airline Operation And Scheduling*, Ashgate Publishing, Farnham, UK, 2010.
- [59] http://www.thegillcorp.com/public/mcg_msds/datasheets/gillfab_4422_panel.pdf (Ziyaret Tarihi: 18 Şubat 2015).
- [60] <https://w3.airbus.com/newairbusworld/faces/home> (Ziyaret Tarihi : 16 Ocak 2017).

KİŞİSEL YAYINLAR VE ESERLER

[1] **Balcı O.**, Çoban O., Bora M. Ö., Akagündüz E., Yalçın E., Experimental investigation of single and repeated impacts for repaired honeycomb sandwich structures, *Materials Science and Engineering: A*, 2017, **682**, 23–30.

[1] **Balcı O.**, Çoban O., Bora M. Ö., Akagündüz E., Yalçın E. B., The Influence Of Single Low Velocity Impacts On Repaired Honeycomb Sandwich Structures, 16. *International Materials Symposium (IMSP'2016)*, Denizli, 12-14 October 2016.

[3] **Balcı O.**, Çoban O., Bora M.Ö., Akagündüz E., Yalçın E.B., The Effect Of Repeatedly Impacts On Impact Properties Of Repaired Honeycomb Sandwich Structures, 16. *International Materials Symposium (IMSP'2016)*, Denizli, 12-14 October 2016.

ÖZGEÇMİŞ

Muğla Fethiye’de doğdu. İlk, orta ve lise öğrenimini Fethiye’de tamamladı. 1999 yılında girdiği Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Uçak Gövde-Motor Bakım Bölümü’nden 2003 yılında mezun oldu. 2004 yılında Onur Havayolu Firması’nda çalıştı. 2005’den bu güne Türk Hava Yolları Teknik A.Ş.’de uçak bakım bölümünde çalışmaktadır.

Eylül 2015 yılından beri Kocaeli Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü Havacılık Bilimi ve Teknolojileri Ana Bilim Dalı’nda öğrenimini sürdürmektedir.

