



T.C.
NECMETTİN ERBAKAN
ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



FARKLI GEOMETRİK ÖZELLİKLERE
SAHİP ALÜMİNYUM BALPETEĞİ
KOMPOZİT PANELLERİN TERMAL
ÇEVİRİM SONRASI MEKANİK
ÖZELLİKLERİNDEKİ DEĞİŞİMİN
İNCELENMESİ

Zeki ÇATLI
YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Ocak-2024
KONYA
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Zeki ÇATLI tarafından hazırlanan “*Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Alüminyum Balpeteği Kompozit Panellerin Termal Çevrim Sonrası Mekanik Özelliklerindeki Değişimin İncelenmesi*” adlı tez çalışması 01/02/2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı’nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Başkan

Dr. Öğr. Üyesi Okan DEMİR

Danışman

Prof. Dr. Necati ATABERK

Üye

Doç. Dr. İlhan ASİLTÜRK

İmza

.....

.....

.....

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu’nun/.../20.. gün ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Şerife Yurdagül KUMCU
FBE Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

İmza

Zeki ÇATLI

Tarih

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

FARKLI GEOMETRİK ÖZELLİKLERE SAHİP ALÜMİNYUM BALPETEĞİ KOMPOZİT PANELLERİN TERMAL ÇEVİRİM SONRASI MEKANİK ÖZELLİKLERİNDEKİ DEĞİŞİMİN İNCELENMESİ

Zeki ÇATLI

Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Mekanik Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Necati ATABERK

2024, 106 Sayfa

Jüri

Danışmanın Prof. Dr. Necati ATABERK

Üye Doç.Dr. İlhan ASILTÜRK

Üye Dr.Öğr.Üyesi Okan DEMİR

Kompozit malzemeler kullanım alanlarına göre farklı ısı yüklerine maruz kalmaktadır. Örneğin, havacılık ve uzay sektöründe yapı malzemesi olarak kullanılan kompozitler sıcaklık farkı yüksek ortamda çalışması gerekmektedir. Değişken sıcaklık koşulları altında çalışan malzemelerin termal çevrim sonrası mekanik özellikleri detaylı olarak incelenmelidir. Malzemelerin farklı sıcaklıklar altında çalışma özellikleri tasarım aşamasında dikkate alınmazsa yapı üzerinde mikro çatlaklar oluşabilmektedir. Mikro çatlaklar kompozit malzemeler için tabakalı kompozit malzemelerde tabakalar arasında ayrılmaya ve katmanlarda kopmaya sebep olmaktadır. Bu nedenle kompozit malzemelerin termal çevrimler sonrası mekanik özelliklerindeki değişimler birçok araştırmaya konu olmuştur. Bu çalışmada farklı geometrik özelliklere sahip bal peteği kompozit sandviç panellerin farklı sıcaklık koşulları sonrasında mekanik özelliklerindeki değişime odaklanılmıştır. Bu çalışmada savaş uçaklarının hareketli kısımlarında yaygın olarak kullanılan Al/Al bal peteği sandviç kompozit kullanılmıştır. Kullanılan bal peteği sandviç kompozitler, poliüretan yapıştırıcı kullanılarak birbirine yapıştırılan alüminyum alaşımlı (5754-H22) yüzey tabakaları ve alaşımlı (3005-H19) bal peteği çekirdekten üretilmiştir. Alüminyum esaslı kompozit yüzey tabakaları ve bal peteği çekirdeği arasında kullanılan poliüretan yapıştırıcı 80 °C kürlenme sıcaklığında, atmosferik basınç altında 15 dakika kürlenmiştir. Sandviç kompozit paneller ASTM C393 / C393M standardında belirtildiği gibi üç nokta eğilme testleri için uygun boyutta 2 farklı yükseklikte kesilmiştir. Deney parçaları standart deney parçası boyutları olan (200 mm × 75mm × 15 mm) ve (200 mm × 75mm × 20mm) boyutlarında hazırlanmıştır. Alüminyum bal peteği sandviç paneller imalat süreci sonrasında tipik savaş uçaklarının gözetleme faaliyetlerinde maruz kaldığı hava koşulları göz önüne alınarak termal döngü testlerine maruz bırakılmıştır. İlgili hava koşullarını simüle etmek amacıyla iklimlendirme kabinleri kullanılarak Al/Al bal peteği sandviç paneller farklı sayıda termal döngülerde test edilmiştir. Bal peteği sandviç paneller hem mekanik özelliklerini belirlemek hem de üç nokta eğilme testi altındaki davranışını incelemek amacıyla üç nokta eğilme testine tabi tutulmuştur. Elde edilen sonuçlar incelendiğinde, termal döngü sayısının artmasına bağlı olarak en büyük kuvvet değerlerinin düşme yöneliminde olduğu tespit edilmiştir. Deney parçaları grupları geometrik özelliklerine göre incelendiğinde, aynı yükseklik değeri için birim çekirdek genişliği arttıkça en büyük kuvvet değerlerinin arttığı gözlemlenmiştir. Aynı birim çekirdek genişlik değeri için yükseklik arttıkça en büyük kuvvetin artış gösterdiği gözlemlenmiştir. Ayrıca, termal döngü sayısı ile malzemede meydana gelen çökme miktarları arasında doğrusal bir bağıntı olmadığı görülmektedir. Ancak, genel olarak termal döngü sayısının artmasına bağlı olarak malzemede meydana gelen çökme miktarında artma yöneliminde olduğu tespit edilmiştir. Bunlara ek olarak, çekirdek yüksekliğinin fazla ve çekirdek birim genişliğinin az olduğu deney parçaları grubu en az deformasyona uğradığı gözlemlenmektedir.

Bununla birlikte, çekirdek yüksekliğinin az ve çekirdek birim genişliğinin fazla olduğu deney parçaları grubunun yer değiştirmesinin en fazla olduğu gözlemlenmektedir.

Anahtar Kelimeler: Alüminyum Bal Peteği, Eğilme Testi, Kompozit Malzeme, Mekanik Davranış, Termal Çevrim



ABSTRACT

MS THESIS

INVESTIGATION OF THE CHANGE IN THE MECHANICAL PROPERTIES OF ALUMINUM HONEYCOMB COMPOSITE PANELS WITH DIFFERENT GEOMETRIC PROPERTIES AFTER THERMAL CYCLING

Zeki ÇATLI

**THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCE OF
NECMETTİN ERBAKAN UNIVERSITY
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE
IN MECHANICAL ENGINEERING**

Advisor: Prof. Dr. Necati ATABERK

2024, 106 Pages

Jury

Advisor Prof. Dr. Necati ATABERK

Doç.Dr.İlhan ASİLTÜRK

Dr.Öğr.Üyesi Okan DEMİR

Composite materials are exposed to different thermal loads depending on their usage areas. For example, composites used as building materials in the aviation and space industry must work in environments with high temperature differences. The mechanical properties of materials operating under variable temperature conditions after thermal cycling should be examined in detail. If the working properties of materials under different temperatures are not taken into account at the design stage, micro cracks may occur on the structure. For composite materials, microcracks cause separation between layers and rupture in layers in layered composite materials. For this reason, changes in the mechanical properties of composite materials after thermal cycles have been the subject of many studies. In this study, we focused on the change in mechanical properties of honeycomb composite sandwich panels with different geometric properties after different temperature conditions. In this study, Al/Al honeycomb sandwich composite, which is widely used in the moving parts of warplanes, was used. The honeycomb sandwich composites used were manufactured from aluminum alloy (5754-H22) surface layers and alloy (3005-H19) honeycomb core, which were bonded together using polyurethane adhesive. The polyurethane adhesive used between the aluminum-based composite surface layers and the honeycomb core was cured for 15 minutes under atmospheric pressure at a curing temperature of 80 °C. Sandwich composite panels are cut at 2 different heights to the appropriate size for three-point bending tests as specified in according to ASTM C393 / C393M standard. Test pieces were prepared in standard test piece sizes (200 mm × 75 mm × 15 mm) and (200 mm × 75 mm × 20 mm). Aluminum honeycomb sandwich panels were subjected to thermal cycle tests after the manufacturing process, taking into account the weather conditions that typical warplanes are exposed to in surveillance activities. Al/Al honeycomb sandwich panels were tested at different numbers of thermal cycles using air-conditioning cabinets to simulate the relevant weather conditions. Honeycomb sandwich panels were subjected to a three-point bending test to determine their mechanical properties and to examine their behavior under the three-point bending test. When the results obtained were examined, it was determined that the largest force values tended to decrease due to the increase in the number of thermal cycles. When the groups of test pieces were examined according to their geometric properties, it was

observed that the maximum force values increased as the unit core width increased for the same height value. It has been observed that the maximum force increases as the height increases for the same unit core width value. Additionally, it appears that there is no linear relationship between the number of thermal cycles and the amount of collapse occurring in the material. However, it has been determined that, in general, the amount of collapse in the material tends to increase due to the increase in the number of thermal cycles. In addition, it is observed that the group of test pieces with high core height and low core unit width undergoes the least deformation. However, it is observed that the displacement of the test piece group where the core height is low, and the core unit width is large is the highest.

Keywords: Aluminum Honeycomb, Bending Test, Composite Material, Mechanical Behavior, Thermal Cycle



ÖNSÖZ

Yüksek lisans tezi çalışmamın gerçekleşmesi süresince sahip olduğu bilgi birikimi ve tecrübesiyle çalışmanın her detayında beni bilgilendiren ve bana yol gösteren, sabırla bana destek olan beni araştırmaya teşvik eden ve çalışmanın bu düzeye gelmesinde büyük emeği olan kıymetli tez danışmanım sayın Prof. Dr. Necati ATABERK'e,

Tez çalışmalarım boyunca bizleri destekleyen, değerli kurumum "TÜBİTAK SAGE"ye, termal çevrim testlerini gerçekleştirmemde bana destek olan ve her imkânı sunan Çevre Şartları Altyapısına, bana yardımcı olan çalışma arkadaşlarıma ve şahsına münhasır "Çatı Katı" ekibine, tez çalışmalarım boyunca üretim ve test aşamalarında bana olanak sağlayan, bilgi birikimleriyle çalışmalarına destek olan Altıgen Uzay Havacılık Gemi İnşaat Panel San. Tic. Ltd. Şti.'ye ,

Doğduğum günden bugüne dek hayatımın her anında sonsuz sevgi ile bana destek olan, haklarını asla ödeyemeyeceğim canım aileme, bu zorlu süreçte sevgisiyle beni motive ettiği ve beni inancıyla cesaretlendirdiği, aynı zamanda ondan esirgediğim zamana karşı göstermiş olduğu anlayış ve sabır için sevgili eşim Elif ÇATLI'ya tüm kalbimle sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Son olarak, "Hatırı sayılır aşklar vardır tadı ömre bedel, biz bu mesleği öyle sevdik."

Zeki ÇATLI
KONYA-2024

İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT.....	vi
ÖNSÖZ.....	viii
İÇİNDEKİLER	ix
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xv
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Kompozit Malzemeler	2
1.1.1 Kompozit Malzemelerin Tarihçesi.....	3
1.1.2 Kompozit Malzemelerin Üstün ve Olumsuz Yanları.....	6
1.1.3 Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri.....	7
1.2 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	11
1.2.1 Matris Fazı Seçimine Dayalı Kompozitler	12
1.2.2 Takviye Elemanına Göre Sınıflandırma.....	13
1.3 Fiber Metal Tabakalı Kompozitler.....	15
1.4 Bal Peteği Sandviç Kompozitler.....	16
1.4.1 Bal Peteği Kompozitlerin Yapısı	21
1.4.2 Bal Peteği Sandviç Çekirdek Üretimi	23
1.4.3 Bal Peteği Sandviç Panel Üretimi	25
1.4.4 Bal Peteği Sandviç Kompozitlerin Uygulama Alanları	28
1.4.5 Sandviç Yapıların Hasar Türleri	35
1.4.6 Sandviç Yapıların Tasarım Ölçütleri	37
1.4.7 Havacılık Sektöründe Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları 37	
1.4.8 Havacılık Sektöründe Kullanılan Sandviç Yapılı Kompozitlerin Çevresel Şartlar Altındaki Özelliklerinin İncelenmesi	39
1.4.9 Tezin Önemi ve İçeriği.....	40
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI.....	43
2.1. Al/Al Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelere Uygulanan Eğilme Testleri	43
2.2. Al/Al Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelere Uygulanan Eğilme Testleri Sonrası Oluşan Hasarlar	46
2.3. Termal Döngünün Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelerin Mekanik Özelliklerine Etkisi.....	49
3. MATERYAL VE YÖNTEM	57
3.1. Kullanılan Malzeme.....	57
3.2. Termal Döngü İşlemi	58
3.3. Üç Nokta Eğilme Testi.....	60

4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA	63
4.1 Al/Al Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelere Uygulanan Termal Döngü Testleri	63
4.2 Termal Döngü İşlemi Uygulanan ve Termal Döngü İşlemi Uygulanmayan Al/Al Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelerin Üç Nokta Eğilme Test Sonuçları	65
4.3 Termal Döngü İşlemi Uygulanmış ve Termal Döngü İşlemi Uygulanmamış Sandviç Yapılı Kompozitlerin Hasar Mekanizmalarının Belirlenmesi	78
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	83
5.1 Sonuçlar	83
5.2 Öneriler	84
5.3 Gelecek çalışmalar:.....	85
6. KAYNAKLAR.....	86



ŞEKİL DİZİNİ

Şekil 1.1. Basit Kompozit Modeli (Berthelot 1999)	2
Şekil 1.2 Malzemelerin Young modülü/yoğunluk oranı karşılaştırması (Aymerich 2012).....	5
Şekil 1.3 Malzemelerin dayanım/yoğunluk oranı karşılaştırması (Aymerich 2012)	5
Şekil 1.4 Farklı malzemelerinin yaygın kullanılan özelliklerinin karşılaştırması (Türkmen 2012)	6
Şekil 1.5 Farklı malzemelerin mekanik özelliklerinin karşılaştırılması (Türkmen 2012).....	7
Şekil 1.6 Vakumlama yöntemi (Bayraktar 2016)	8
Şekil 1.7 Otoklav İşlemi	9
Şekil 1.8 Sıkıştırma Kalıplama İşlemi.....	9
Şekil 1.9 Filament Sarma İşlemi	10
Şekil 1.10 Pultrüzyon İşlemi.....	10
Şekil 1.11 El ile Yatırma Yöntemi.....	11
Şekil 1.12 Takviye Elemanına Göre Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması (Fidan 2018).....	11
Şekil 1.13 Matris Elemanına Göre Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması (Fidan 2018).....	12
Şekil 1.14 Matris Fazı Seçimine Göre Kompozit Malzemeler	13
Şekil 1.15 Takviye içeren kompozit malzeme çeşitleri (Callister 2013).....	14
Şekil 1.16 Tabakalı kompozitler malzemelerde katmanların (Yao L.ve ark. 2019)	15
Şekil 1.17 Normal gerilmenin tarafsız eksenden uzaklığa bağlı değişimi	17
Şekil 1.18 Dikdörtgen kirişin enine kesitinde en büyük kayma gerilmesinin değişimi ..	18
Şekil 1.19 Bal peteği Kompozit Panel.....	19
Şekil 1.20 Çekirdek katmanın yapısı (Rupani 2017)	19
Şekil 1.21 Sandviç yapılardaki çekirdek katmanı konfigürasyonları.....	23
Şekil 1.22 Bal peteği çekirdeklerin genişletme yöntemi ile üretilme sürecini gösteren şematik görüntü (Wadley, 2006).....	24
Şekil 1.23 Bal peteği çekirdeklerin oluklama yöntemi ile üretilme sürecini gösteren şematik görüntü (Wadley, 2006).....	25
Şekil 1.24 Sıcak presleme yöntemi (Hexcel 2003)	26
Şekil 1.25 Basit vakum torbası yöntemi ve üretilen malzeme (Hexcel 2003).....	27
Şekil 1.26 Uygun kalıpta üretim usulü ve üretilen malzeme (Hexcel 2003).....	28
Şekil 1.27 Bal peteği sandviç kompozitin otomobilde kullanıldığı yerler (kapı ve çamurluk parçaları)	30
Şekil 1.28 Çarpışma kutusu örnekleri (Banhart, J., 2003).....	30
Şekil 1.29 Viyadük altında ses emen levha yapı (Miyoshi, 2000).....	30
Şekil 1.30 Bal peteği sandviç panelin denizcilik alanında kullanımı (1-dümen palası, 2-borda vb.)	31
Şekil 1.31 Bal peteği sandviç panel ile dış yüzeyi kaplanmış bina örneği.....	32
Şekil 1.32 Bal peteği sandviç yapıdan imal edilmiş uçak kanadı	33
Şekil 1.33 Bal peteği sandviç yapının jet motorunda hava alığında, kompresör ve yanma odasının dış kısmında kullanıldığı parçalar (Hexcell 2007)	33
Şekil 1.34 Bal peteği sandviç yapının uçakta kullanıldığı parçalar (Hexcell 2007)	34
Şekil 1.35 Bal peteği sandviç yapının uyduda kullanıldığı parçalar (Hexcell 2007).....	34
Şekil 1.36 Sandviç kompozit panelin hasar türleri a) Yüzey tabakası akması/kırılması b) Çekirdek kayma hasarı c-h) Yerel çekirdek girintisi (batma) d-g) Yüzey kırışması e) Genel burkulma f) Kayma kıvrılması.....	36

Şekil 1.37 a) Savaş uçağında kullanılan sandviç panel b) Helikopter rotor kanadı (1) Bal peteği sandviç kompozit 2) Kanat kaplamasına destek eleman 3) Yassılaştırma önleyici ağırlık 4)Yük taşıyıcı yapısal elaman (Badrocke, 1998)	38
Şekil 1.38 Yolcu uçağında kullanılan sandviç yapılı kompozit (Miracle ve ark., 2001)	39
Şekil 2.1 Farklı eğilme hızları için sandviç yapılı kompozit malzemelerin en büyük eğilme momenti-eğilme açısı eğrileri (Palomba ve ark. 2019).....	43
Şekil 2.2 Yük-yer değiştirme eğrileri (Sun ve ark. 2017)	44
Şekil 2.3 Yükleme-yer değiştirme eğrileri (Crupi ve ark. 2012)	45
Şekil 2.4 Yük- yerdeğiştirme eğrileri (Belouettar ve ark. 2009)	46
Şekil 2.5 Eğilme testi sonucunda oluşan hasar mekanizması (Palomba ve ark. 2019)...	46
Şekil 2.6 Eğilme testi sonrası malzemedeki hasar mekanizması (Crupi ve ark. 2012)...	47
Şekil 2.7 Test esnasında malzemedeki meydana gelen deformasyon (Jen ve ark. 2009) ..	48
Şekil 2.8 Malzemedeki meydana gelen hasarlar (Palomba, 2019)	49
Şekil 2.9 Deney parçalarının maruz kaldığı termal döngü işlemi (Khosravani 2018)....	51
Şekil 2.10 Termal döngü işlemi uygulanan ve uygulanmayan sandviç yapılı kompozit malzemelerin T bağlantı gruplarının kuvvet-yer değiştirme eğrileri (Khosravani 2018)	51
Şekil 2.11 Deney parçasına uygulanan sıcaklık değişimi (Hegde, 2018)	52
Şekil 2.12 Belirtilen sıcaklıklarda malzemenin gerilme-birim şekil değiştirme grafiği (Zaoutsos 2019).....	54
Şekil 2.13 Farklı sıcaklıklarda malzemelerin eğilme dayanımı (Zaoutsos 2019).....	54
Şekil 2.14 Yük-yer değiştirme eğrileri (Akatay ve ark. 2018)	55
Şekil 2.15 Yük-yer değiştirme eğrileri (Kurt, 2021).....	56
Şekil 3.1 Sandviç yapılı kompozit malzemenin geometrisi.....	57
Şekil 3.2 Al/Al bal peteği sandviç kompozitlere uygulanan termal döngü	59
Şekil 3.3 İklimlendirme test kabinlerine ait görüntüler (a) Deney parçalarına TÇ1 testlerinin uygulandığı iklimlendirme kabini (b) Deney parçalarına TÇ2 testlerinin uygulandığı iklimlendirme kabini	59
Şekil 3.4 Yüzey tipi ısı çiftlerinin sıcaklık takibi için kullanılan veri toplama sistemi	60
Şekil 4.1 Yüzey Tipi Isıl Çiftlerin Bağlantı Konfigürasyonu (TÇ1)	64
Şekil 4.2 Yüzey Tipi Isıl Çiftlerin Bağlantı Konfigürasyonu (TÇ2)	65
Şekil 4.3 Deney Parçalarına Ait Örnek Görüntü.....	65
Şekil 4.4 Yük-yer değiştirme eğrisi (He ve ark. 2019)	66
Şekil 4.5 Bal peteği Sandviç Panellere Uygulanan Üç Nokta Eğilme Testi Gösterimi ..	67
Şekil 4.6 Termal döngüye maruz bırakılmamış (TÇ0) farklı geometrik özelliklere sahip sandviç yapılı kompozit malzemelerin deney parçalarının eğilme testi ardından elde edilen örnek kuvvet-yer değiştirme eğrisi	68
Şekil 4.7 Termal döngüye maruz bırakılmış (TÇ1) farklı geometrik özelliklere sahip sandviç yapılı kompozit malzemelerin deney parçalarının eğilme testi ardından elde edilen örnek kuvvet-yer değiştirme eğrisi	68
Şekil 4.8 Termal döngüye maruz bırakılmış (TÇ2) farklı geometrik özelliklere sahip sandviç yapılı kompozit malzemelerin deney parçalarının eğilme testi ardından elde edilen örnek kuvvet-yer değiştirme eğrisi	69
Şekil 4.9 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Yükte Yer Değiştirme Değerlerinin Ortalaması (H15mm)	70
Şekil 4.10 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Yükte Yer Değiştirme Değerlerinin Ortalaması (H20mm)	71

Şekil 4.11 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen Çekirdek Kesme Gerilmesi Değerlerinin Ortalaması (H15mm)	71
Şekil 4.12 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen Çekirdek Kesme Gerilmesi Değerlerinin Ortalaması (H20mm)	72
Şekil 4.13 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Yüzey Gerilmesi Değerlerinin Ortalaması (H15mm)	72
Şekil 4.14 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Yüzey Gerilmesi Değerlerinin Ortalaması (H20mm)	73
Şekil 4.15 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Kuvvet Değerlerinin Ortalaması (H15mm)	73
Şekil 4.16 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Kuvvet Değerlerinin Ortalaması (H20mm)	74
Şekil 4.17 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Kuvvet Grafiği	75
Şekil 4.18 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen Çökme Grafiği	76
Şekil 4.19 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen Tokluk Değerleri (MJ) ..	78
Şekil 4.20 H15/B6,78/TÇ0 deney parçasında oluşan hasar türleri	79
Şekil 4.21 H20/B6,78/TÇ0 deney parçasında oluşan hasar türleri	79
Şekil 4.22 H15/B10,4/TÇ0 deney parçasında oluşan hasar türleri	79
Şekil 4.23 H20/ B10,4/TÇ0 deney parçasında oluşan hasar türleri	79
Şekil 4.24 H15/B6,78/TÇ1 deney parçasında oluşan hasar türleri	80
Şekil 4.25 H20/ B6,78/TÇ1 deney parçasında oluşan hasar türleri	80
Şekil 4.26 H15/ B10,4/TÇ1 deney parçasında oluşan hasar türleri	80
Şekil 4.27 H20/B10,4/TÇ1 deney parçasında oluşan hasar türleri	80
Şekil 4.28 H15/B6,78/TÇ2 deney parçasında oluşan hasar türleri	81
Şekil 4.29 H20/ B6,78/TÇ2 deney parçasında oluşan hasar türleri	81
Şekil 4.30 H15/ B10,4/TÇ2 deney parçasında oluşan hasar türleri	81
Şekil 4.31 H20/ B10,4/TÇ2 deney parçasında oluşan hasar türleri	81

ÇİZELGE DİZİNİ

Çizelge 1.1 Altıgen Yapılı Balpeteği Sandviç yapının kalınlığa bağlı özelliklerindeki değişim (Bitzer, 2012)	20
Çizelge 2.1 Deney parçasının test sonrası bazı değerleri	52
Çizelge 3.1 Yüzey levhası ve çekirdek katmanı malzemesinin özellikleri	58
Çizelge 3.2 Bal peteği sandviç kompozit deney parçalarının adlandırılması	58
Çizelge 4.1 Test Sırasında Kullanılan A/G/A Listesi	64
Çizelge 4.2 Termal Döngüye Maruz Bırakılmamış Sandviç Yapılı Kompozit Yük-Yer Değiştirme Eğrilerinden Alınan Değerlerin Ortalaması	69
Çizelge 4.3 Termal Döngüye Maruz Bırakılmış (TÇ1) Sandviç Yapılı Kompozit Yük-Yer Değiştirme Eğrilerinden Alınan Değerlerin Ortalaması	69

Çizelge 4.4 Termal Döngüye Maruz Bırakılmış (TÇ2) Sandviç Yapılı Kompozit Yük- Yer Değiştirme Eğrilerinden Alınan Değerlerin Ortalaması	70
--	----



SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

b	Çekirdek Katmanı Genişliği (mm)
d	Yüzey Levhası Kalınlığı (mm)
F_s^{ult}	En Büyük Çekirdek Kesme Gerilmesi
H	Malzemenin Toplam Yüksekliği (mm)
H19	Soğuk biçimlendirme ile sertleştirilmiş, ekstra sert alaşım
H22	Soğuk biçimlendirme ile sertleştirilmiş ve kısmen tavlanmış alaşım
I	Atalet Momenti
L	Malzemenin Toplam Uzunluğu (mm)
M	Eğilme Momenti
P_{max}	Kırılmadan Önceki En Büyük Yük
S	Destekler Arası Uzaklık (mm)
t	Gerilmenin Oluştugu Düzlemin Genişliğini
t	Çekirdek Kalınlığı (mm)
y	Tarafsız Eksenden Uzaklık
V	Kesme Kuvveti
W	Malzemenin Toplam Genişliği (mm)
σ	Yüzey Tabakası Gerilmesi
Q	Statik Moment
τ	Kayma Gerilmesi
τ_{enb}	En Büyük Kayma Gerilmesi

Kısaltmalar

AA 3005	Alüminyum alaşımı
---------	-------------------

A/G/A	Araç / Gereç / Aygıt
AA 5754	Alüminyum alaşımı
ARALL	Aramid Reinforced Aluminium Laminate (Aramid Fiber Takviyeli Alüminyum Alaşımli Tabakalı Kompozit)
ASM	American Society for Metals
ASTM	American Society for Testing and Materials
CARALL	Carbon Reinforced Aluminium Laminate (Karbon Fiber Takviyeli Alüminyum Alaşımli Tabakalı Kompozit)
CMC	Seramik Matrisli Kompozit
GFRP	Glass Fiber Reinforced Polymer (Cam Fiber Takviyeli Polimer)
GLARE	Glass Reinforced Aluminium Laminate (Cam Fiber Takviyeli Alüminyum Alaşımli Tabakalı Kompozit)
MMC	Metal Matrisli Kompozit
MJ	MegaJoule
MPa	MegaPaskal
PMC	Polimer Matrisli Kompozit
SAGE	Savunma Sanayii Araştırma ve Geliştirme Enstitüsü
mm	Milimetre
N	Newton
TÜBİTAK	Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu
TÇ	Termal Çevrim
VTS	Veri Toplama Sistemi

1. GİRİŞ

Gelişen teknoloji ve mühendislik malzemeleri ihtiyaçları doğrultusunda kompozit malzemeler yaygın olarak kullanılmaktadır. Kompozit malzemenin bir çeşidi olan bal peteği sandviç panellerin otomotiv, savunma sanayi, deniz uygulamaları gibi birçok mühendislik ve endüstriyel alanda kullanımı yaygınlaşmıştır. Temel olarak mukavemet/ağırlık oranının kritik olduğu alanlarda tercih edilen bal peteği sandviç paneller, yapısal ve yardımcı eleman olarak birçok sektörde görev almaktadır. Son yıllarda oldukça yaygın olarak kullanılan bal peteği sandviç panellerin kullanıldığı alanda yapısal bütünlüğün sağlanması ve şekil değiştirme olasılığının en aza indirilebilmesi için mekanik özelliklerinin araştırılması, birçok araştırmaya konu olmuştur. Yüzey malzemelerinin çeşidi, çekirdek yüksekliği ve ara katmandaki yapıştırıcının kullanılacağı alana göre uygun olarak seçilebilmesi bal peteği sandviç panelleri çekici hale getiren özelliklerinden bazılarıdır. Özellikle havacılık ve denizcilik uygulamalarında kullanılan malzemeler çalışma sırasında önemli sıcaklık değişimlerine maruz kalır. Yüzey levhaları ile çekirdek malzemenin termal genleşme katsayılarının farklı olması yanı sıra bu sıcaklık değişimleri, bal peteği sandviç panelin genel yapısında gerilme yığılmalarına sebep olur. Oluşan bu gerilimler mikro çatlaklar oluşturarak yapısal olarak mekanik bozulmalara sebep olabilir. Sandviç yapıların yüksek sıcaklık değişimlerine maruz kalabileceği ortamlarda kullanımı, mekanik özellikleri hakkında detaylı bilgi gerektirir. Bu sebeple, bal peteği sandviç yapıların mekanik özelliklerinin araştırılması ve ısı şok etkisi sonrası mekanik özelliklerinde oluşabilecek değişimlerin anlaşılması yapısal eleman olarak kullanılmaları için önem arz etmektedir. Alüminyum bal peteği sandviç yapıların termal şok etkisi sonrası mekanik davranışlarının araştırılması, bazı çalışmalara konu olmuştur. Genellikle, alüminyum sandviç yapıların düşük ve yüksek sıcaklık koşulları altında dayanımında değişimler olduğu ve hasarların çekirdek ve yüzey levhaları birleştiren yapıştırıcıdan olduğu görülmüştür.

Bu çalışmada, farklı geometrik özelliklere sahip alüminyum sandviç kompozit paneller termal döngü testlerine maruz bırakılarak mekanik özelliklerindeki değişimler araştırılmıştır.

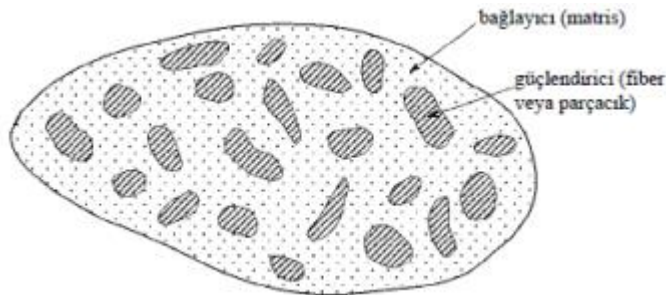
1.1 Kompozit Malzemeler

Kompozit malzeme, birbirleri içerisinde çözülemeyen iki veya daha fazla malzemenin elde edilmek istenilen farklı özellikler doğrultusunda makro seviyede birleştirilerek oluşturulan malzeme birleşimi olarak tanımlanabilir. Ayrıca, bir kompozit malzeme, tek başına kullanılan bileşenlerin özelliklerinden daha iyi özelliklerle sonuçlanan iki veya daha fazla malzemenin bir kombinasyonu olarak da tanımlanabilir. (Campbell, 2010)

Kompozit malzemeler iki farklı heterojen fazdan meydana gelir ve bu fazlar arasında bir ara yüzey vardır. Moleküler düzeyde birleştirilmiş alaşımlar ve malzeme çeşitleri mikroskobik düzeyde homojen yapıda oldukları için kompozit malzeme sınıfında yer almazlar. Örneğin, çeliğin yapısında bulunan krom ve vanadyum moleküler düzeyde incelendiğinde homojen bir karışım oldukları için kompozit malzeme sınıfında yer almaz. (Türkmen, 2012)

Metalik alaşımların aksine, kompozit bir yapıda her malzeme ayrı kimyasal, fiziksel ve mekanik özelliklerini korur. Kompozit malzemeler temel olarak iki bileşenden oluşur. Bunlar; takviye ve matristir. Kompozit malzemelerin ana avantajları, dökme malzemelerle karşılaştırıldığında, bitmiş parçada bir ağırlık azalmasına izin veren düşük yoğunlukla birleşen yüksek mukavemet ve dayanımlarıdır. Takviye aşaması, malzemeye mukavemet ve dayanım sağlar. Çoğu durumda takviye, matristen daha sert, daha güçlü ve rijit bir yapıdadır. Takviye genellikle bir elyaf veya bir partikül malzemedir. (Abid & Abdulsamad, 2022)

Kompozit malzemenin yük taşıma ve mukavemet gibi mekanik özelliklerinin iyileştirilmesinde takviye malzeme, plastik deformasyona geçiş sırasında oluşabilecek çatlakların ilerleyişini önleme kısmında ise matris malzeme önemli rol oynar. (Gül, 2018)



Şekil 1.1. Basit Kompozit Modeli (Berthelot 1999)

Parçacıklı kompozitler, tüm yönlerde yaklaşık olarak eşit özelliklere sahiptir. Parçacıklar küresel, trombositler veya başka herhangi bir düzenli veya düzensiz geometride olabilirler. Parçacıklı kompozitler, sürekli fiber kompozitlerden çok daha zayıf ve daha az sert olma eğilimindedir, ancak genellikle maliyet olarak sürekli fiber kompozitlere göre çok daha ucuzdurlar. Parçacık takviyeli kompozitler, işleme zorlukları ve kırılabilirlik nedeniyle genellikle daha az takviye içerir (hacimce yüzde 40 ila 50'ye kadar). Bir lif, kendi çapından çok daha büyük bir uzunluğa sahiptir. Uzunluk-çap (l/d) oranı, en-boy oranı olarak bilinir ve büyük ölçüde değişebilir. Kesintisiz lifler küçük en boy oranlarına sahipken, sürekli lifler büyük en boy oranlarına sahiptir. (Campbell, 2010)

Sürekli elyaf kompozitleri, %60 ila %70'e varan elyaf hacimleriyle istenen mukavemet ve dayanım özelliklerini elde etmek için farklı yönlerde sürekli elyaf tabakalarının istiflenmesiyle genellikle laminatlara yapılır. Lifler; küçük çaplarından dolayı yüksek mukavemetli kompozitlerin üretilmesine olanak verir; dökme olarak üretilen malzemeye kıyasla çok daha az kusur (normalde yüzey kusurları) içerirler. Genel bir kural olarak, elyafın çapı ne kadar küçükse, mukavemeti o kadar yüksektir, ancak çap küçüldükçe genellikle ürünün maliyet artar. Ek olarak, daha küçük çaplı yüksek mukavemetli lifler daha fazla esnekliğe sahiptir ve dokuma veya yarıçaplar üzerinde biçimlendirme gibi imalat süreçlerine daha uygundur.

Bir kompozit oluşturmak için eklenebilecek yaklaşık %70 hacim takviye pratik sınırı vardır. Daha yüksek oranlarda, lifleri etkili bir şekilde desteklemek için çok az matris kalmaktadır. Süreksiz elyaf kompozitlerinin teorik gücü (mukavemeti), en-boy oranları yeterince büyükse ve hizalanmışlarsa, sürekli elyaf kompozitlerinininkine yaklaşabilir, ancak uygulamada süreksiz elyaflarla iyi bir hizalamayı sürdürmek zordur. Süreksiz lifli kompozitler normalde biraz rastgele hizalanır, bu da güçlerini ve modüllerini önemli ölçüde azaltır. Bununla birlikte, süreksiz fiber kompozitler genellikle sürekli fiber kompozitlerden çok daha az maliyetlidir. Bu nedenle, sürekli fiber kompozitler, daha yüksek mukavemet ve rijitliğin gerekli olduğu (ancak daha yüksek bir maliyetle) ve süreksiz fiber kompozitler, maliyetin ana itici güç olduğu ve mukavemet ve rijitliğin daha az önemli olduğu yerlerde kullanılır. Hem takviye tipi hem de matris işlemeyi etkiler. (Campbell, 2010)

1.1.1 Kompozit Malzemelerin Tarihçesi

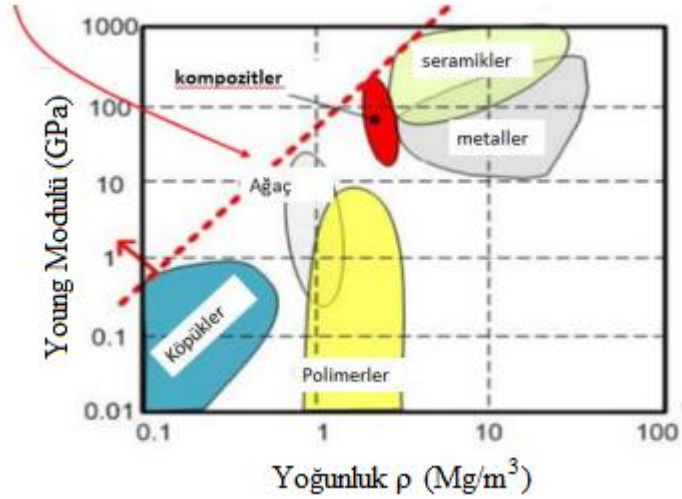
Günümüz mühendislik uygulamalarında farklı malzeme özelliklerine ihtiyacın artması ile kompozit malzemelerin kullanımı günden güne artmaktadır. İstenen malzeme

özellikleri doğrultusunda cazip alternatifler sunan kompozit malzemeler 2. Dünya savaşı yıllarından bu yana mühendislik uygulaması konusunda dikkat çekse de tarihçesi çok eski yıllara dayanır. Örneğin, sap, dal ve saman karışımından oluşan “kerpiç” kompozit malzemenin uzun yıllardır kullanılmakta olan bir türüdür. Günümüzde sıkça rastladığımız betonarme ise kompozit bir yapı olarak kum ve çimento karışımının içerisinde çelik çubukların eklenmesiyle oluşur. Bir diğer örnek ise cam elyafın polyester esaslı reçinelere eklenmesiyle oluşan kompozit malzemedir. Yüksek mukavemet ve düşük hafifliği ile dikkat çeken cam takviyeli polyester, günlük hayatta sıkça karşılaştığımız kompozit malzeme örneklerinden biridir. (Bolat 2011, Arıcasoy 2006)

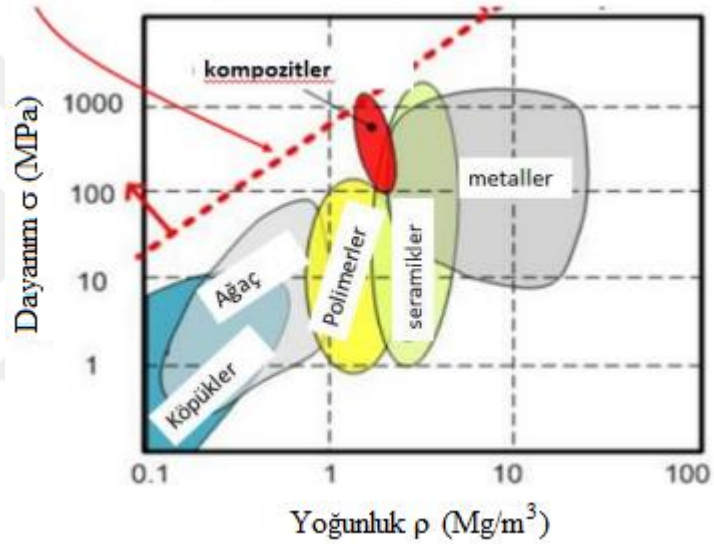
Özellikle 1940’lı yıllarda dünya çapında ticari bir boyut kazanan kompozit malzemeler farklı takviye ve matris malzemelerin kullanılması ile hızla gelişmeye devam etmiştir. Farklı üretim metotları kullanılarak daha hafif ve performansı yüksek malzemelerin elde edilmesi gün geçtikçe kompozit malzemelere olan ilgi ve merakı artırmış, bu sayede hayatımızın birçok alanında yaygın olarak kullanılmaya başlanmıştır. Örneğin metal matrisli kompozit malzemelerin hafif ve dayanıklı olması sebebi ile havacılık sektöründe de kullanılmıştır. 1970’li yıllarda ilk kez Boeing 707 uçağının gövdesinde %2 oranında kullanılan kompozit malzemeler günümüzde havacılık sektöründe %65’den fazla bir oranda uçak gövdelerinde kullanılmaktadır. (Korkut, 2017)

Kompozit malzemelerin fiziksel, kimyasal ve tüm mekanik özellikleri kendisini oluşturan malzemeler tarafından belirlenir. Yüksek dayanım, tokluk ve hafiflik gibi özelliklere sahip olan kompozit malzemelerin üretimi için üstün fiziksel ve kimyasal özelliklere sahip elyaflar kullanılmaktadır. (Arıcasoy, 2006)

Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin diğer malzemelere göre karşılaştırılmasını, Şekil 1.2’de yoğunluğa göre Young modülü grafiğinde ve Şekil 1.3’de yoğunluğa göre dayanım grafiğinde karşılaştırmalı olarak gösterilmektedir.



Şekil 1.2 Malzemelerin Young modülü/yoğunluk oranı karşılaştırması (Aymerich 2012)



Şekil 1.3 Malzemelerin dayanım/yoğunluk oranı karşılaştırması (Aymerich 2012)

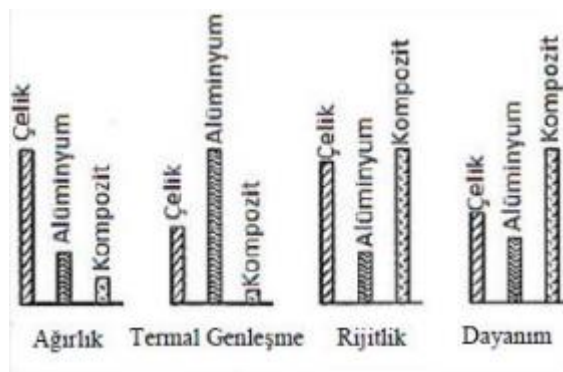
Kompozit malzemelerin tasarım aşamasındaki temel amaç, kompozit yapıların diğer malzemelere göre avantajlarını ön planda tutmak ve daha üstün özelliklere sahip yeni nesil malzemeler geliştirmektir.

Temel olarak ele alındığında kompozit malzemeler bir karışım olmasına rağmen, çözen ve çözünen bileşenlerden meydana gelmez. Bileşenler arasında atom alışverişi olmaz ve ayrıca bileşenler kimyasal özellik olarak da birbirlerini etkilemezler. Karışımı oluşturulan malzemeler birbiri içinde çözünürse ve bu malzemeler arasında atom alışverişi olursa, bu tür malzemelere alaşım denir. Ancak oluşan malzeme nanometre düzeyinde bir karışım söz konusu olursa bu tür kompozitlere nanokompozit adı verilir. (Gül, 2018)

1.1.2 Kompozit Malzemelerin Üstün ve Olumsuz Yanları

Kompozit malzemeler geleneksel malzemelerden farklı olarak birçok özelliğe sahiptir. Kompozit malzemelerin üstünlükleri aşağıdaki gibi sıralanabilir;

- Belirli bir ağırlık için kompozit malzemeler daha yüksek performans sağlar ve yakıt tasarrufunu artırır. Dayanım -ağırlık ve mukavemet-ağırlık oranları havacılık ve uzay imalatında temel ölçülerdir ve kompozit malzemeler bunları artırmaya yardımcı olabilir.
- Kompozit üretimi çok çeşitli süreçlerle yapıldığından üretim maliyetleri azaltılmıştır.
- Kompozit malzemeler kolay paslanma yapmaz, aşınma direnci yüksektir. Yapısal esneme ortamlarında uzun süre dayanabilirler.
- Kompozitler, sürtünmeyi azaltmak için gereken pürüzsüz aerodinamik profilleri karşılamayı kolaylaştırır. Tek bir işlemde pürüzsüz bir yüzey son işlemi ile son derece karmaşık parçalar oluşturulabilir.
- Kompozit malzemeler genellikle elektrik ve ısıyı zayıf iletirler, bu da onları yalıtımın ön koşul olduğu parçalar için mükemmel yalıtkanlar haline getirir. Termal olarak iletken bileşenler üretilmesi gerekiyorsa, termal olarak iletken malzemeler kullanılarak gelişmiş kompozitler elde edilebilir. Bu nedenle, kompozit malzemelerle çalışırken geniş esneklikten yararlanılabilmektedir. (Alçı, 2016)



Şekil 1.4 Farklı malzemelerinin yaygın kullanılan özelliklerinin karşılaştırması (Türkmen 2012)

Malzeme Cinsi	Özgül Ağırlık (g/cm ³)	Çekme Dayanımı (MPa)	Elastik Modülü (GPa)	Özgül Çekme Dayanımı (G/ρ)	Özgül Modülü (E/ρ)	Uzama Miktarı (%)
Alüminyum	2,8	84	71	30	25	-
Al-2024	2,8	247	89	88	25	8-20
Al Alaşımı	2,8	600	71	210	25	-
Titanyum	4,51	700	117	192	21,1	20
Ni Alaşımı	8,18	450-1200	204	147	24,9	26-45
Ahşap	0,7	110	13	157	19	-
Alaşımız Çelik	7,86	460	210	60	27	20
Düşük Alaşımız Çelik	7,8	600	207	80-250	26,5	20-30
Dökme Demir	-	275	138	-	-	0,6
Pirinç (%30 Zn)	8,5	550	100	60	12	-
Karbon/Epoksi (%60)	1,62	1400	220	865	135	0,8
Kevlar/Epoksi	1,38	1310	83	950	60	-
Cam/Epoksi (%60)	1,66	1510	165	910	99	-
Cam/Polyester (%50)	1,9	750	38	390	19,8	1,8
Karbon/Epoksi (Y:D)	1,5	1650	140	1100	93	-
Cam/Polyester	1,55	110	9	72	5,7	2
Al/50%B	2,7	1130	207	420	77	-
Cu/50%T	14,13	1207	262	90	18	-

Şekil 1.5 Farklı malzemelerin mekanik özelliklerinin karşılaştırılması (Türkmen 2012)

Kompozit malzemelerin bu özellikleri yanı sıra olumsuz yanları da mevcuttur.

Bunlar;

- Kompozitler, dövme malzemelere göre daha kırılımandır ve daha kolay zarar görür.
- Tamirlerinde bazı sorunlar vardır. Örneğin, malzemelerin soğuk ortamda nakliye ve depolamaya ihtiyacı vardır. Benzer şekilde, birçok durumda sıcak kütleme için özel ekipman gereklidir.
- Kompozitlerin hammaddesi pahalıdır.
- Kompozit malzemelerin geri dönüşümü zordur ve maliyeti yüksektir.
- Farklı doğrultularda farklı mekanik özellikler gösterirler.
- Kompozit malzemelerin yapısında bulunan lifler kesme, delik açma gibi operasyonlar esnasında zarar görmeye çok müsaittir. Bu nedenle, hassas imalata uygun değildir. (Gül, 2018)

1.1.3 Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri

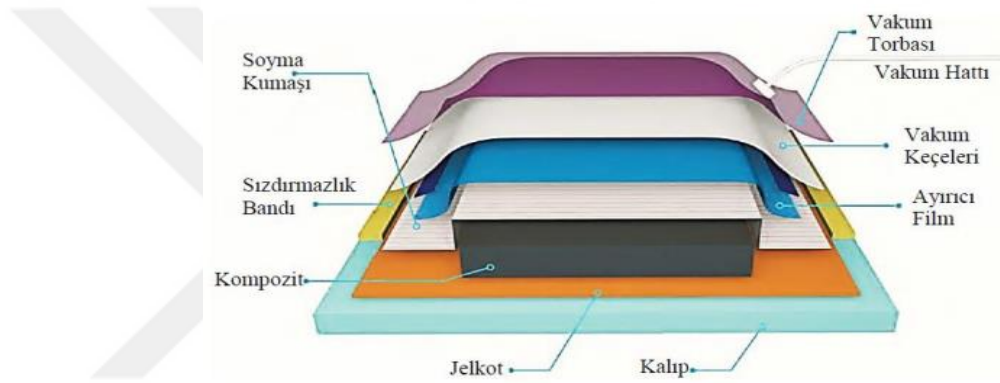
Kompozit parçalar için yaygın olarak kullanılan imalat yöntemleri şunlardır:

- 1) Vakumlama,
- 2) Otoklav işlemi,
- 3) Sıkıştırma kalıplama,

- 4) Filament sarma,
- 5) Pultrüzyon
- 6) Örgü
- 7) Elle yatırma

1.1.3.1. Vakumlama Yöntemi

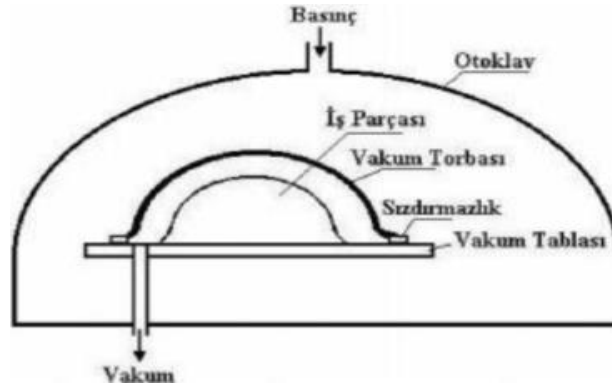
Bu işlem için, parçanın tamamını kaplayan esnek bir film veya lastik torba kullanır. Torba, vakum uygulamak için parçadan havanın tahliye edilmesini sağlar. Konsolidasyon için vakum torbası basıncının kullanılması yaygın bir uygulamadır. Şekil 1.6'de vakumlama yöntemi gösterilmektedir.



Şekil 1.6 Vakumlama yöntemi (Bayraktar 2016)

1.1.3.2. Otoklav İşlemi Yöntemi

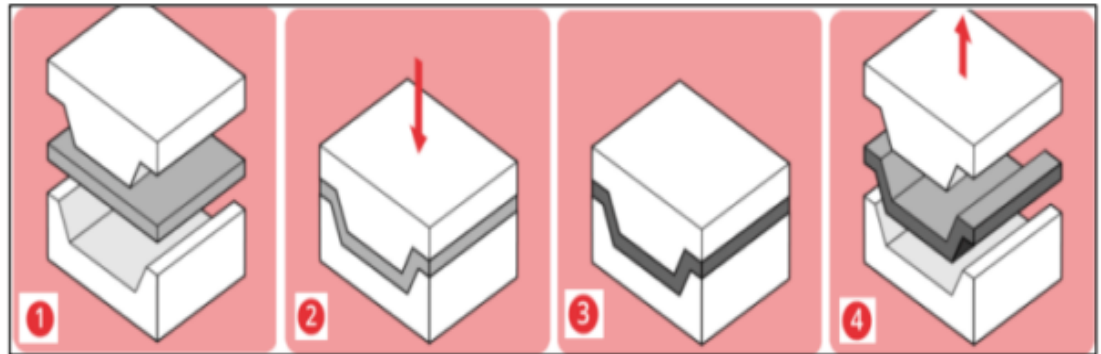
Otoklav işleminde, konsolidasyon ve sertleştirme işlemi sırasında ısı ve basınç uygulamak için bir basınç odası kullanır. Otoklav yöntemi, havacılık endüstrisinde kompozit parçalar yapmak için kullanılan en yaygın yöntemdir. Şekil 1.7 otoklav işlemini şematik olarak göstermektedir.



Şekil 1.7 Otoklav İşlemi

1.1.3.3. Sıkıştırma Kalıplama Yöntemi

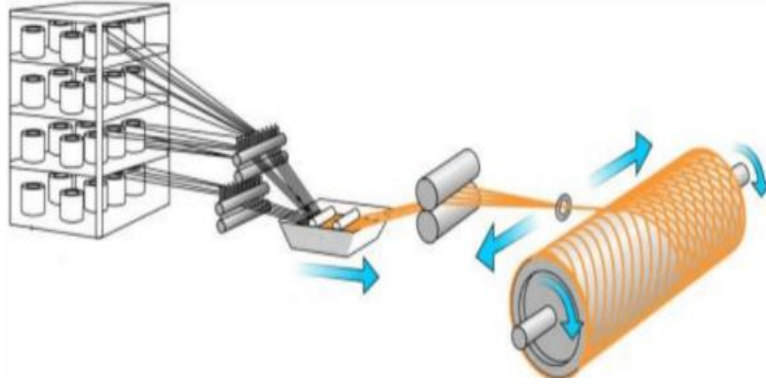
Sıkıştırma kalıplama, dış basınç uygulamasıyla eşleşen metal kalıpları kullanan kapalı kalıplı bir kompozit üretim sürecidir. Basınçlı kalıplama işleminde, açık kalıp boşluğuna mühendislik ürünü bir kompozit yerleştirme yerleştirilir, kalıp kapatılır ve konsolidasyon kuvveti uygulanır. Şekil 1.8’da sıkıştırma kalıplama yöntemi gösterilmektedir.



Şekil 1.8 Sıkıştırma Kalıplama İşlemi

1.1.3.4. Filament Sarma Yöntemi

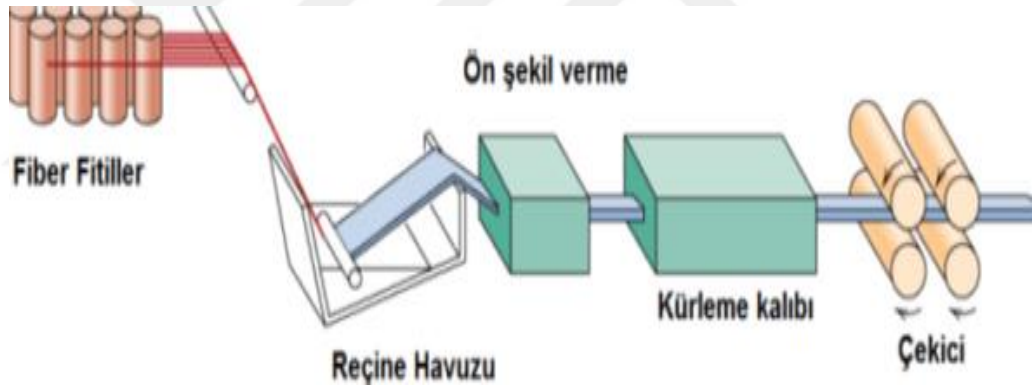
Filament sarma, matris emdirilmiş bir sargı filamentlerle sardırılmak suretiyle basit geometri parçaları yapan mekanik olarak otomatikleştirilmiş bir işlemdir. Bu işlem, şekli kavisli (silindirik veya küresel) parçalar için çok uygundur. Şekil 1.9’da filament sarma işlemi yöntemini şematik olarak göstermektedir.



Şekil 1.9 Filament Sarma İşlemi

1.1.3.5. Pultrüzyon Yöntemi

Pultrüzyon, fitilleri şekillendirilmiş ve ısıtılmış bir kalıptan çekerek şekiller üretmek için kullanılan mekanik olarak otomatikleştirilmiş bir işlemdir. Şekil 1.10'de pultrüzyon yöntemi gösterilmektedir.



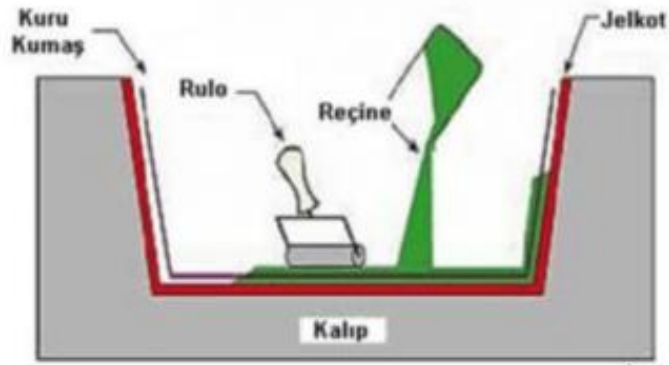
Şekil 1.10 Pultrüzyon İşlemi

1.1.3.6. Örgü İşlemi Yöntemi

Örgü işlemi, liflerin bir mandrel üzerinde tekrar tekrar çaprazlanarak şekil verilmesini içerir. Yöntem, tekstil teknolojisinin bir ürünüdür ve tekstil endüstrisinden uyarlanmış ekipmanları kullanır.

1.1.3.7. El ile Yatırma Yöntemi

Elle yatırma yöntemi, istenilen kalınlık elde edilinceye kadar matris reçine tabakası ile tabaka halinde serilmesi ve boyanması yöntemidir. Şekil 1.11'de el ile yatırma yöntemi gösterilmektedir.

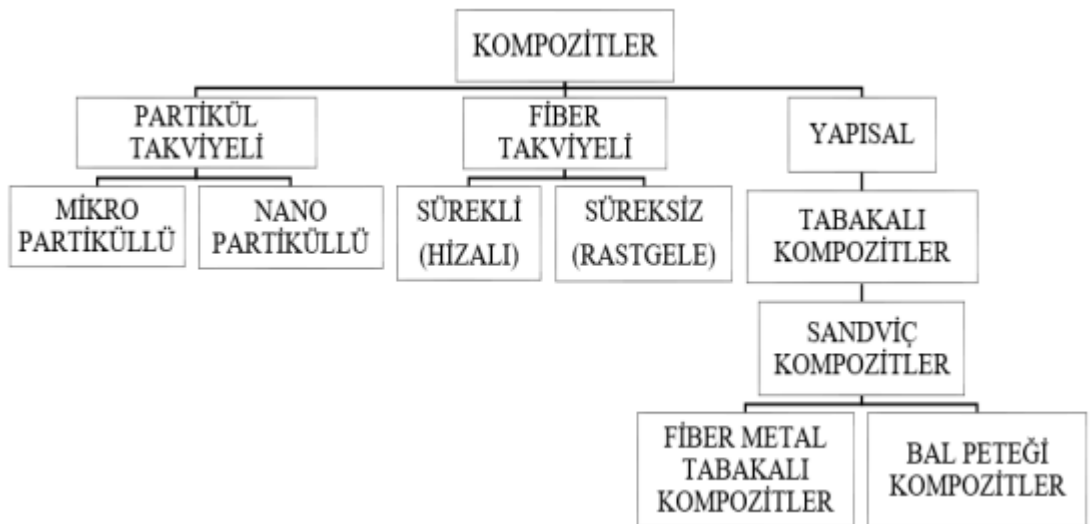


Şekil 1.11 El ile Yatırma Yöntemi

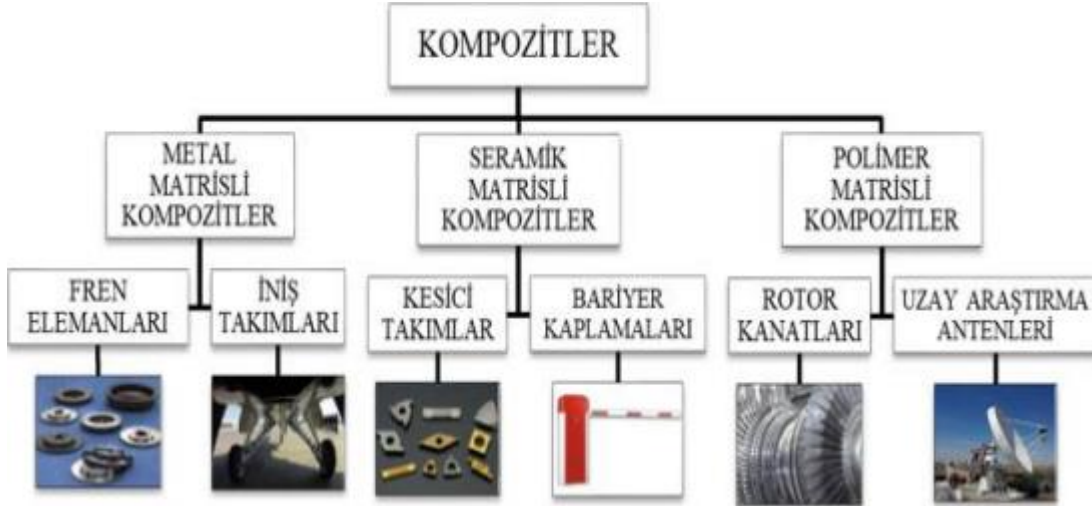
1.2 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

- Parçacık katkıli kompozitler
- Elyaf katkıli kompozitler
- Tabakalı (sandviç) kompozitler

Kompozit malzemeler matris fazlarına ve matris fazındaki takviye fazlarının çeşitlerine göre sınıflandırılabilir. Metal matrisli kompozitler (MMC), seramik matrisli kompozitler (CMC) ve polimer matrisli kompozitler (PMC), matris fazına dayalı çeşitli kompozit türleridir. Kompozit malzemeler, kullanılan matris ve takviyelere göre Şekil 1.12 ve Şekil 1.13’de gösterilmiştir. (Fidan, 2018)



Şekil 1.12 Takviye Elemanına Göre Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması (Fidan 2018)

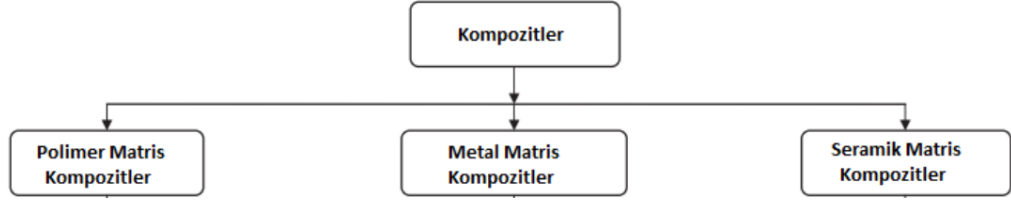


Şekil 1.13 Matris Elemanına Göre Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması (Fidan 2018)

Polimerler düşük mukavemete ve rijitliğe sahiptir, metaller orta kuvvete ve rijitliğe sahiptir ancak yüksek sünekliğe sahiptir ve seramikler yüksek mukavemete ve rijitliğe sahiptir ancak kırılgandır. Matris (sürekli faz), lifleri uygun yönde ve aralıkta tutmak ve bunları aşınmadan ve çevreden korumak dahil olmak üzere birçok kritik işlevi yerine getirir. Lif ve matris arasında güçlü bir bağ oluşturan polimer ve metal matrisli kompozitlerde, matris, ara yüzdeki kayma yüklemesi yoluyla yükleri matristen liflere iletir. Seramik matrisli kompozitlerde amaç genellikle mukavemet ve dayanımdan ziyade tokluğu arttırmaktır; bu nedenle, düşük bir ara yüz mukavemeti bağı arzu edilir. Takviyenin türü ve miktarı nihai özellikleri belirler. En yüksek mukavemet ve modül sürekli elyaf kompozitlerle elde edilmektedir. (Campbell, 2010)

1.2.1 Matris Fazı Seçimine Dayalı Kompozitler

Kompozitin matris faz tipi, metal matrisli kompozit, polimer matrisli kompozit ve seramik matrisli kompozit gibi matrislerin seçimine bağlıdır. Matris fazı olarak metal seçildiğinde, kompozit, metal matrisli kompozit olarak adlandırılır. Aynı şekilde matris fazı olarak polimer ve seramik seçilirse kompozitler sırasıyla polimer ve seramik matris kompozit olarak adlandırılır. Şekil 1.14, matris fazlarının seçimine bağlı olarak kompozitin sınıflandırmasını göstermektedir.



Şekil 1.14 Matris Fazı Seçimine Göre Kompozit Malzemeler

1.2.1.1. Metal Matrisli Kompozit (MMC)

Bu kompozitler (MMC), matris fazının alüminyum, magnezyum, titanyum vb. gibi bir metal olduğu böyle bir kompozit türüdür. Metal matrisli kompozit, metallerin yüksek yoğunluğu nedeniyle polimer matrisli kompozit (PMC) ile karşılaştırıldığında çok popüler değildir. Bununla birlikte, metaller yüksek mukavemet ve rijitliğe sahiptir ve ayrıca metal, polimerik malzemelerden daha yüksek sıcaklığa dayanabilir.

1.2.1.2. Polimer Matrisli Kompozit (PMC)

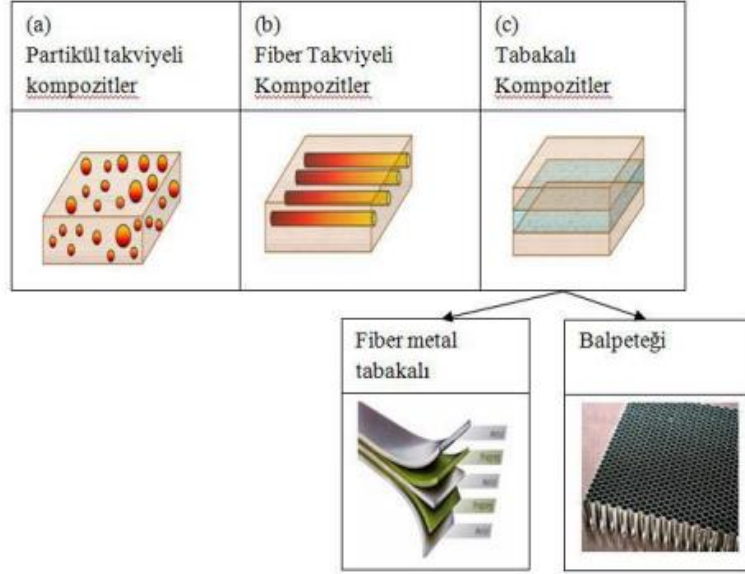
Bu kompozitlerde matris fazının polimer malzeme, takviye fazı olarak ise organik, inorganik veya hibrit malzemeler kullanılır. Polimer matrisli kompozitlerin metal ve seramik matrisli kompozitlere göre düşük yoğunluk, yüksek uzayabilirlik, yüksek şok emme kapasitesi, düşük üretim maliyeti gibi birçok avantajı vardır.

1.2.1.3. Seramik Matrisli Kompozit (CMC)

Bu kompozitte (CMC), ana bileşen olarak seramik, takviye fazı olarak metal veya diğer inorganik malzemeler kullanılır. Seramikler, genel olarak çok güçlü iyonik bağ ve birkaç durumda kovalent bağ sergileyen katı malzemeler olarak tanımlanabilir. Yüksek erime noktaları, iyi korozyon direnci, yüksek sıcaklıklarda stabilite ve yüksek basınç dayanımı, seramik bazlı matris malzemeleri, 1500°C'nin üzerindeki sıcaklıklarda bozulmayan bir yapısal malzeme gerektiren uygulamalar için favori kılar. (Altenbach, H. ve ark. 2004)

1.2.2 Takviye Elemanına Göre Sınıflandırma

Malzeme mukavemetinin sağlanması istenen doğrultuda ana matris yapının içerisine kuvvet artırıcı yapı kullanılmaktadır. Kompozit malzemeler içerisinde bulunan takviye elemanlarına göre Şekil 1.15'deki gibi incelenmektedir.



Şekil 1.15 Takviye içeren kompozit malzeme çeşitleri (Callister 2013)

1.2.1.1. Parçacık Takviyeli Kompozitler

Kompozit malzemelerde parçacık takviyesi, elyaf takviyesinden daha az etkili bir güçlendirme aracıdır. Parçacık takviyeli kompozitler, öncelikle dayanımda kazanımlar sağlar, ancak aynı zamanda mukavemet ve toklukta artışlar sağlayabilir. Parçacık takviyeli kompozitlerin temel avantajı, düşük maliyetleri ve üretim ve şekillendirme kolaylığıdır. (Callister, 2013)

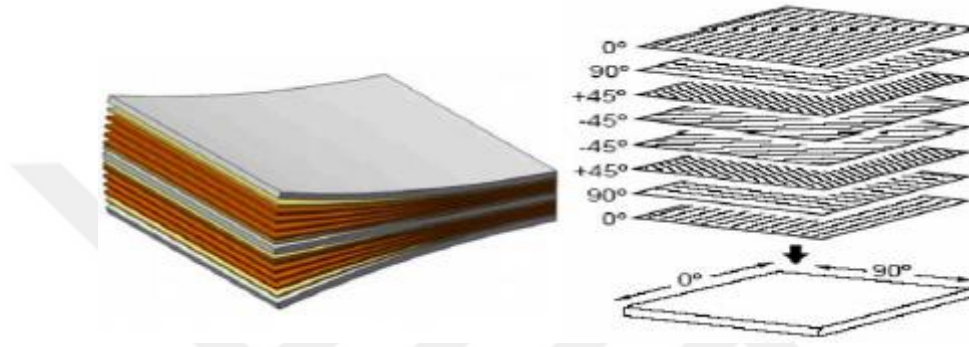
1.2.1.2. Fiber Takviyeli Kompozitler

Kompozit malzemeleri güçlendirmek için organik ve inorganik lifler kullanılır. Hemen hemen tüm organik lifler düşük yoğunluğa ve esnekliğe sahiptir. İnorganik lifler yüksek modüle, yüksek termal kararlılığa sahiptir ve organik liflerden daha fazla rijitliğe sahiptir. Fiberlerin göstereceği dayanım kuvveti ana malzemenin dayanımı açısından oldukça önemlidir. Bununla birlikte, matris ise iyi yüzey kalitesi, fiberleri bir arada tutma ve fiberlerde olduğu gibi ana malzemeye süneklik, darbe dayanımı, tokluk gibi özellikler kazandırır. (Tawfik, ve ark. 2017)

1.2.1.3. Tabakalı Kompozitler

Tabakalı kompozitler, düşük ağırlıkları ve yüksek yapısal performansları nedeniyle mühendislik, doğa ve fizyoloji boyunca görünür. Değişken oryantasyona ve malzeme bileşimine sahip katmanlardan oluşan özel, çok katmanlı laminatlar, izotropik

ve homojen metalik muadillerine kıyasla mukavemet ve dayanım/ağırlık oranlarında çarpıcı iyileştirme potansiyeli sunar. Bu malzemelerden yapılan yapılar, delaminasyonun neden olduğu arızalara karşı oldukça hassastır. Bu nedenle, bir tasarım sürecinde, yapının dayanıklılığını ve hasar toleransını en üst düzeye çıkarmak için tabakalara ayrılmaya karşı direnci ele alınmalıdır. Şekil 1.16'de gösterilen tabakalı kompozit malzemeler genel olarak havacılık sektöründe uçakların kanat ve kuyruk yapılarında kullanılmaktadır. (Yao L., ve ark. 2019)



Şekil 1.16 Tabakalı kompozitler malzemelerde katmanların (Yao L.ve ark. 2019)

1.3 Fiber Metal Tabakalı Kompozitler

Bu kompozitler, son 30 yılda geliştirilen, hem fiberle güçlendirilmiş kompozitlerin hem de metal alaşımların uygun özelliklerini birleştiren yeni bir hibrit kompozit türüdür. Hafiflik, yüksek hasar toleransı ve iyi yorulma, korozyon ve darbe özellikleri gibi birçok avantajı nedeniyle FML'ler, özellikle havacılık endüstrisinde çeşitli uygulamalarda etkin bir şekilde kullanılmaktadır. Belirli özellikleri uyarlamak ve istenen performans kriterlerini karşılamak için çeşitli FML kompozit kategorileri tasarlanmış ve üretilmiştir. En yaygın olarak kullanılan FML'ler, metal katman olarak alüminyum ile birlikte bir polimer matris içinde güçlendirilmiş sırasıyla cam, aramid ve karbon lifleri kullanan GLARE, ARALL ve CARALL'dır. (Das, R. ve ark. 2023)

1.3.1. ARALL (Aramid Takviyeli Alüminyum Laminatlar)

Yüzeyi aramid elyaflarla birleştirilmiş ince, yüksek mukavemetli alüminyum alaşımlı levha katmanlarından oluşan, yorulmaya dirençli bir hibrit kompozittir.

1.3.2. GLARE (Cam Laminat Alüminyum Takviyeli Epoksi)

Alüminyum levhaların cam elyaf kompozit malzeme ile dönüşümlü olarak oluşmasından oluşan hibrit bir malzemedir ve havacılık alanında bazı uygulamalar için kullanılır.

1.3.3. CARALL (Karbon Elyaf Takviyeli Alüminyum Laminatlar)

Aramid takviyeli alüminyum laminatlardan daha az dikkat çeken hafif bir sistemdir. Bu fiber-metal laminatlar yapışkanla bağlanmış katmanlı katlara sahiptir.

1.4 Bal Peteği Sandviç Kompozitler

Yapısal sandviçlerde, yüzey tabakası malzeme ve kalınlık bakımından çoğunlukla aynıdır ve öncelikle düzlem içi ve eğilme yüklerine karşı direnç gösteren simetrik sandviçler olarak isimlendirilmektedir. Bununla birlikte, bazı özel durumlarda, farklı yükleme koşulları veya çalışma ortamları nedeniyle yüzey tabakalarının kalınlığı veya yüzey tabakalarının malzemesi değiştirilebilir. Bu dizilimler, simetrik olmayan sandviç yapılar olarak adlandırılır.

Sandviç yapılar incelendiğinde genel olarak simetrik yapıya sahip oldukları görülür; Çekirdeğin dizilimine göre çeşitlendirilen sandviç yapıların çekirdek katmanı neredeyse her malzeme veya her türlü şekilde olabilir, fakat yaygın kullanımları dikkate alındığında genel olarak çekirdek katmanın köpük veya katı çekirdek, petek şekline sahip çekirdek, ağ örgüsü biçiminde çekirdek ve oluklu veya kafes yapısına sahip çekirdek. Yüzey tabakalarının ve çekirdeğin yapışması, yük transferi ve sandviç yapının bir bütün olarak çalışması için bir başka önemli kriterdir (Rocca ve Nanni 2005, ASM Handbook 1987).

Sandviç kompozit yapıların tercih edilmesindeki en yaygın özellik, yüzey tabakalarının malzemeye gelen eğilme yüklerini taşıması, çekirdek katmanının ise malzemenin maruz kaldığı kesme yüklerini taşımasıdır. Çekirdek katmanının malzemesi nispeten düşük yoğunluğa sahiptir (örneğin bal peteği veya köpük), bu da genel panel yoğunluğuna göre yüksek mekanik özellikler, özellikle yüksek eğilme mukavemeti ve dayanım özellikleri ile sonuçlanır. Bu özellikler doğrultusunda sandviç malzemeler eğilme yüklerini taşımada tercih edilmektedir (Vinson 1999, Adams 2006).

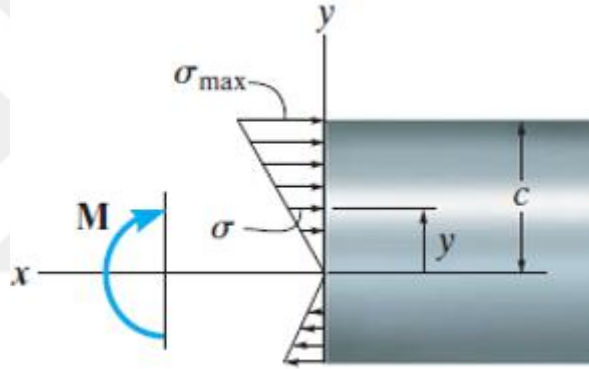
Sandviç yapı ve I-kiriş yapısı birbirinden farklıdır, sandviç yapıda çekirdek katmanı ve yüzey tabakaları farklı malzemelerdir ve çekirdek, dar bir alanda yoğunlaşmak yerine laminalar için sürekli destek sağlar. Yapı eğilmeye maruz kaldığında, yüzey tabakaları birlikte hareket ederek dış eğilme momentine karşı direnç

gösterirler, böylece yüzey tabakalarının biri basma, diğeri çekme olarak yüklenir. Çekirdek katman enine kuvvetlere karşı dayanım sağlar, yapıştırıcı katman ile bağlı olduğu yüzey tabakalarına destek olur ve yüzey levhalarında oluşabilecek burkulmalara karşı destekler (Norlin ve Reuterlöv 2002).

Eğilme etkisindeki bir yapı elemanında normal ve kayma gerilmeleri oluşur. Eğilme etkisiyle oluşan normal gerilme yüzeylerde en büyük veya en küçük değerde iken tarafsız eksende sıfırdır. Bu gerilme aşağıdaki denklemden hesaplanır.

$$\sigma = -\frac{My}{I} \quad 1.1$$

σ yüzey tabakası gerilmesi (MPa), M eğilme momenti (Nm), I atalet momenti (mm^4) ve y (mm) tarafsız eksen den uzaklığı göstermektedir. Normal gerilmenin tarafsız eksen den uzaklığa bağlı değişimi aşağıdaki gibidir.

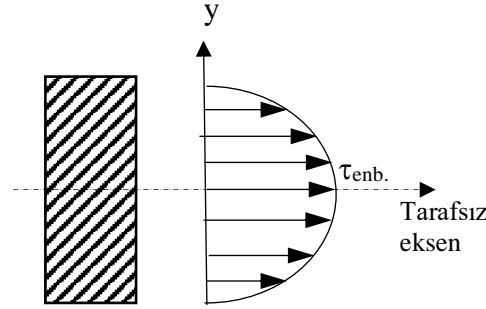


Şekil 1.17 Normal gerilmenin tarafsız eksen den uzaklığa bağlı değişimi

Eğilme etkisindeki bir yapıda oluşan enine kayma gerilmesi aşağıdaki denklemden hesaplanır:

$$\tau = \frac{VQ}{It} \quad 1.2$$

τ kayma gerilmesi (MPa), V kesme kuvveti (N), Q statik momenti (mm^3) ve t (mm) gerilmenin olduğu düzlemin genişliğini göstermektedir. Bu gerilmenin tarafsız eksen den uzaklığa bağlı değişimi dikdörtgen bir kesit için aşağıdaki gibidir.



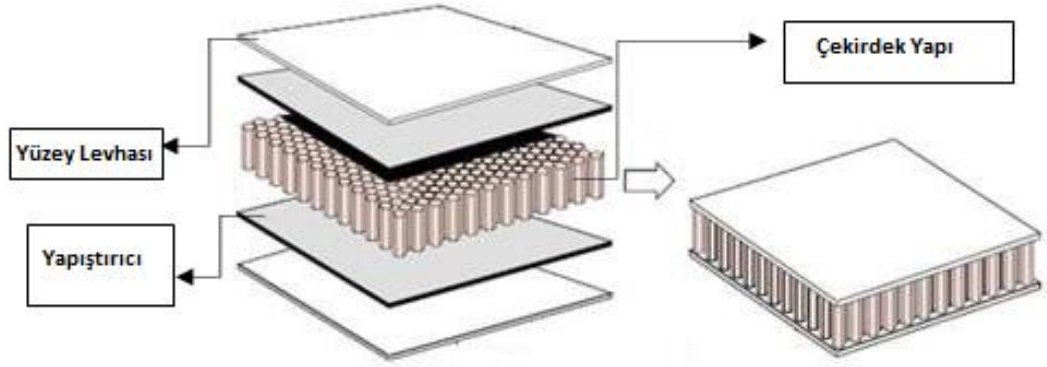
Şekil 1.18 Dikdörtgen kirişin enine kesitinde en büyük kayma gerilmesinin değişimi

Sandviç yapılar, yüzey tabakalarının çekme, basma ve kayma gerilmelerine dayanacak kadar kalın olması ve çekirdek katmanının, tasarım yüklerinin sebep olduğu kayma gerilmelerine dayanacak kadar dayanıklı olması gibi temel yapısal kriterleri karşılayacak şekilde tasarlanmalıdır. Yapıştırıcı, kayma gerilmelerini çekirdek katmana taşımak için yeterli güce sahip olmalıdır. Çekirdek yeterince kalın olmalı yük altında sandviç yapının genel burkulmasını önlemek için yeterli kayma modülüne sahip olmalıdır. Çekirdek katmanının ve yüzey tabakalarının elastisite modülü, tasarım yükü altında yüzey tabakalarının buruşmasını önlemek için yeterli olmalıdır. Çekirdek hücreler, yük altında yüzey tabakalarının çukurlaşmasını önleyecek kadar küçük olmalıdır. Çekirdek katmanının, yüzey tabakalarına normal olarak etki eden ezici yüklerine veya eğilme yoluyla indüklenen basınç gerilmelerine direnmek için yeterli basınç dayanımına sahip olması gerekir. Sandviç kompozit paneller, dışarıdan uygulanan yükler sonucunda fazla oluşabilecek deformasyonları engellemek için gerekli mekanik özelliklere sahip olmalıdır (ASM Handbook 1987).

Tabakalı kompozitler, birbirine yapıştırılmış en az iki farklı malzemenin oluşan katmanlardan oluşur. Sandviç yapılar özel bir tabakalı kompozit türüdür. Yapısal bir sandviç, Şekil 1.19'da gösterildiği gibi üç esas öğeden oluşur:

1. Yüzey levhası;
- 2) Çekirdek
- 3) Yapıştırıcı

Sandviç yapı, yüksek mukavemet/ağırlık oranı nedeniyle uçak, füze ve uzay aracı yapılarında geniş uygulama alanı bulmuştur. Bu tip yapı, düşük yoğunluklu malzemenin kalın bir katmanla ayrılmış ince, sert ve güçlü metalik veya fiber kompozit malzeme tabakalarından oluşur.

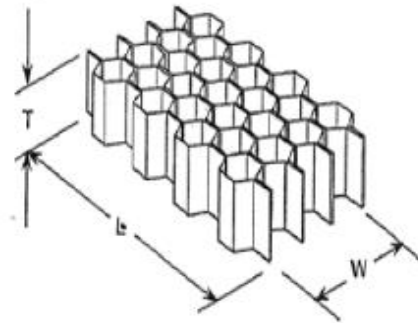


Şekil 1.19 Bal peteği Kompozit Panel

Genelde çekirdek malzeme olarak bilinen kalın düşük yoğunluklu malzeme tabakası, hafif köpük tipi olabilir. Çekirdek malzeme genellikle yüzey tabakalarına yapışkanla yapıştırılır. Özellikle hafiflik istenen yüksek mukavemetli malzemelerin kullanılması gereken durumlarda ince tabakalı malzeme kullanımı yoğun yükler nedeniyle malzemede burkulmaya sebep olacaktır. Bu durumlarda bal peteği sandviç malzemeler tercih edilmelidir. (Bitzer, 2012)

Bal peteği sandviç yapılar genellikle anizotropik özellik gösterdiği için malzemenin eni, boyu ve yüksekliği (W , L ve T) doğrultularının her birinde farklı mekanik özellikler gösterir. Şekil 1.20 çekirdek yapı doğrultularını göstermektedir.

Altıgen bal peteği yapıda basma ve çekme mukavemetinin en yüksek olduğu doğrultu T , yüksek kesme mukavemetini gösteren doğrultular ise L ve W dir.



Şekil 1.20 Çekirdek katmanın yapısı (Rupani 2017)



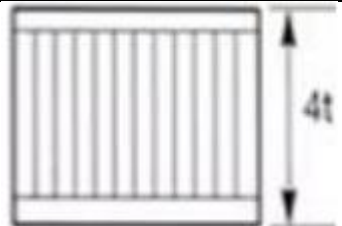
Farklı yüzey levhaları ve çekirdek katmanı malzemeleri türleri mevcuttur ve bu katmanların farklı kombinasyonu, farklı mekanik özelliklere sahip sandviç kompozit

malzemeler olarak sonuçlanır. Çalışma ortamına göre gerekli özelliklere sahip bir sandviç yapı üretmek önemlidir. Kullanım alanına uygun olarak sandviç yapıların katmanlarının seçiminde aşağıdaki koşulların dikkate alınması önemlidir:

- Belirli bir yapısal geometri, yükleme ve malzeme sistemi için mutlak en küçük ağırlığın belirlenmesi.
- Bir tür sandviç yapının (yapı olarak) diğerleriyle karşılaştırılması.
- En iyi sandviç kompozit yapının farklı konfigürasyonlu çekirdek katmanları ile karşılaştırılması.
- Malzeme ağırlığını en az değerde tutmak için kullanılacak alana uygun yüzey levhası ve çekirdek katmanı için malzemelerden uygun özelliklere sahip malzeme seçimi.

Bal peteği sandviç kompozit malzemelerde çekirdek katmanının kalınlığına bağlı olarak malzeme özelliklerindeki değişim boyutsuz olarak Çizelge 1.1 ile verilmiştir. Çizelgedeki veriler incelendiğinde çekirdek tabakanın kalınlığının artmasıyla birlikte toplam malzeme kalınlığı da artmaktadır ve sandviç kompozit malzemenin genel ağırlığındaki artış az miktarda olmasına rağmen, malzemenin eğilme mukavemeti arttırılabilmektedir. (Bitzer, 2012)

Çizelge 1.1 Altıgen Yapılı Balpeteği Sandviç yapının kalınlığa bağlı özelliklerindeki değişim (Bitzer, 2012)

	Katı Yapı	Çekirdek Katmanı Yüksekliği, t	Çekirdek Katmanı Yüksekliği,, 3t
			
Rijitlik	1,0	7,0	37,0
Dayanım	1,0	3,5	9,2
Ağırlık	1,0	1,03	1,06

Kompozit sandviç yapıların ana bileşenleri ayrı ayrı detaylı bir şekilde incelenmiştir.

1.4.1 Bal Peteği Kompozitlerin Yapısı

Sandviç yapılar, ağırlığa göre önemli ölçüde dayanım ve yüksek mukavemet oranı gösteren hafif malzemelerdir. Sandviç kompozitlerin ana özelliği, çekirdek yapıyı kaplayan yüzey tabakalarından oluşmasıdır. Yüzey tabakaları eğilmeden kaynaklanan yüklere, çekirdek katmanı ise kesme kuvvetlerinden kaynaklanan yüklere dayanım gösterir.

1.4.1.1. Yüzey Tabakası (Facesheets)

Sandviç yapılar, yüzey tabakaları birçok farklı malzemeden yapılabılır, izotropik malzeme, anizotropik malzeme veya kompozit bir malzeme olabilir. Alüminyum, cam elyafı, grafit ve aramid yaygın olarak kullanılan yüzey tabaka malzemeleridir. Ancak yapının ağırlığını en aza indirmek için alüminyum alaşımları ya da kompozit yüzey levhaları tercih edilmektedir.

Yüzey tabakalarının kalınlığı, tasarım özelliklerine göre 0,25 mm ile 40 mm arasında değişmektedir. Tasarım parametrelerinin değişkenlik göstermesi kullanılacak yer için bir avantajdır çünkü gereksiz ağırlık azaltılarak mukavemet istenilen düzeyde kalabilir. Yüzey tabakalarında alüminyum malzeme kullanmanın sebebi ise yapı malzemesi olarak kullanılacak ortama karşı üstün dayanıklılığa sahip olmaları ve büyük yatırım gereksinimi olmadan kullanılabilmesidir. Ayrıca, karmaşık şekillere uygun olarak şekillendirilebilmesidir. Bununla birlikte, yüzey tabakalarının malzeme seçimi için sandviç yapının kullanılacağı yerde maruz kalacağı ortam şartları ve karşılaşacağı yükler önem arz etmektedir. (Turgut, 2007)

Yüzey tabakalarının farklı malzemelerden olması genleşme katsayılarının farklılığına sebep olacağı için genellikle bal peteği sandviç kompozitlerin alt ve üst yüzey tabakaları aynı malzemeden olması tercih edilir.

1.4.1.2. Çekirdek Tabakası (Core)

Çekirdek yapı sandviç kompozitlerin yapıların diğer ana bileşen malzemesidir. Tüm sandviç yapılı kompozitlerde, dışarıdan gelen düzlem içi ve eğilme yüklemeleri yüzey tabakaları tarafından karşılanır ve çekirdek katman yapının maruz kaldığı enine kesme yüklerine karşı dayanım sağlar. Genel olarak yüzey levhaları malzemesi ve kalınlığı gibi boyutsal özellikleri aynıdır. Sandviç kompozitlerde kullanılacak olan yapının çeşidi temel olarak çekirdek katmanının sahip olduğu yapının şekline bağlıdır (Rocca ve Nanni 2005). Sandviç kompozit yapılar, kullanılan çekirdek katmanın, nihai ürün olan sandviç panele uygulanan yüklere karşı dayanıklı olması gerekir. Çekirdek

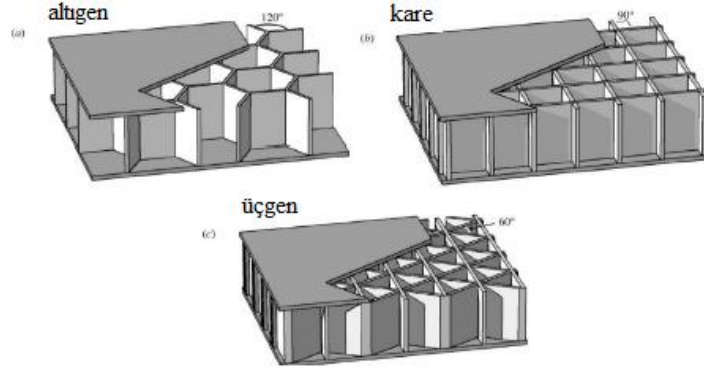
katmanı malzemenin maruz kaldığı kesme kuvvetlerine karşı da dayanıklı olmalıdır. Çekirdek katmanın da oluşan çökme, sonrası malzemenin sahip olduğu yüksek dayanım avantajı kaybolmuş olur (ASM Handbook 1987). Çekirdek katmanı genel olarak dört farklı türe ayrılır. Bunlar köpük veya katı çekirdek katman, petek çekirdek katman, ağ çekirdek katman ve oluklu veya kafes çekirdek katmandır.

Köpük veya katı çekirdek katmanlar diğer çekirdek katmanı malzemelere göre pahalıdır ve çok farklı yoğunluklara ve kesme modüllerine sahip köpük/plastik malzemedenden oluşabilir. Çekirdek katmanında şekil olarak genellikle, altıgen şekilli hücre yapısı ve kare hücre yapısı kullanılmaktadır.. Web çekirdek konstrüksiyonu, flanşları birbirine kaynaklanmış bir grup I-kirişe benzer şekilde de kullanılır. Ağ göbeği ve kafes göbeği yapılarında, göbeğin içindeki boşluk sıvı depolama veya bir ısı eşanjörü olarak kullanılabilir.

Uçak ve performans otomotiv yapılarında yaygın olarak kullanılmakla birlikte, yüksek özellik ve kolay kullanım gerektiren her yere uygulanabilir. Vinil köpük yapı, hafif bir basınç altında bir ısı kaynağı kullanılarak şekillendirilebilir. Diğer bir köpük türü olan poliüretan köpük, yüksek ısı yalıtımı sağlar. Bu çekirdek yapı, denizcilik sektöründe uzun zamandır yaygın olarak kullanılmaktadır ve maliyet olarak oldukça uygundur.

Petek yapı, bal peteğine benzeyen bir dizi çekirdekten oluşur. Petek genişletilmiş haliyle %90-%99 açık alanlıdır. Petek yapı incelendiğinde esnek, hafif ve iyi bir darbe direncine sahip olduğu görülmektedir. Çekirdek katmanı malzemeler diğer malzemelere göre daha yüksek mukavemet/ağırlık oranına sahiptir. Çekirdek yapı, havacılık endüstrisindeki farklı yapısal parçalarda kullanılır. Çekirdek yapılar, kullanım alanına uygun mekanik özelliklere sahip malzemelerin elde edilebilmesi için farklı konfigürasyonlarda üretilebilmektedir.(Vinson, 1999).

Altıgen dışında kare ve üçgen şeklinde petek yapılar da oluşturulabilir. Temel amacın panele gelecek olan yapısal yükleri karşılanması olduğu yerlerde üçgen kare ve altıgen şeklinde petek yapılar kullanılabilir fakat enerji absorpsiyonu ve darbelere karşı olan mukavemeti nedeniyle altıgen şeklinde petek yapılar daha yaygın olarak kullanılmaktadır. Şekil 1.21'de bal peteği sandviç kompozitlerde kullanılan hücresel petek formları gösterilmektedir.



Şekil 1.21 Sandviç yapılarındaki çekirdek katmanı konfigürasyonları

1.4.1.3. Yapıştırıcı Tabaka

Yapıştırıcıların (yapıştırıcı tabakanın) sandviç yapılarındaki rolü, yüzeylerin ve çekirdeğin birbiriyle uyumlu bir şekilde çalışmasını sağlamaktır. Yüzeyler ve çekirdek arasındaki yapıştırıcı, kesme kuvvetlerini yüzeyler ve çekirdek arasına aktarabilmelidir. Yapıştırıcı, kesme ve çekme gerilimlerini taşıyabilmelidir. Fenolik gibi bazı yapıştırıcı türleri kürlenme reaksiyonu sırasında buhar verir. Bu buhar hapsolursa, birkaç soruna sebep olabilir; bazı bölgelerde çekirdek ile yüzeyler arasında çok az bağ oluşumuna ya da yüzeyler ve çekirdek arasında hiç bağ oluşmamasına sebep olabilir. Bunu engellemek için yapıştırıcı malzeme belli bir basınç için uygulanabilir fakat o zaman da çekirdek malzemeye zarar verebilir veya çekirdeğin istenmeyen bir konuma hareket etmesine sebep olabilir. Bunun için uygun basınç ve koşulda yapıştırıcı malzeme yüzeyler ile çekirdek yapıya uygulanmalıdır. Mevcut kullanımda yaygın yapıştırıcılar şunlardır: (Marshall, 1982):

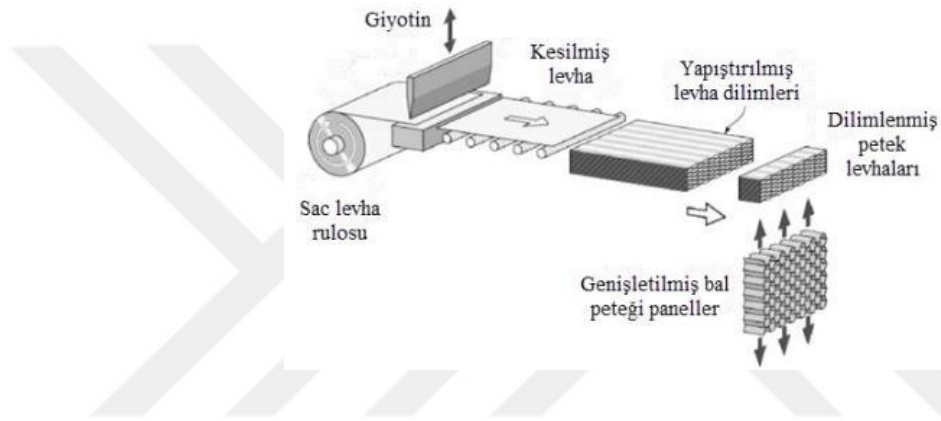
1. Nitril Fenolik
2. Vinil Fenolik
3. Epoksi
4. Üretan
5. Poliimid
6. Poliamid

1.4.2 Bal Peteği Sandviç Çekirdek Üretimi

Yaygın kullanımda bal peteği, kaplanmamış ve reçine emdirilmiş Kraft kağıttan, çeşitli alüminyum alaşımlarından, aramid kağıttan yapılan ürünleri içerir. Titanyum, paslanmaz çelik ve diğerleri daha az miktarlarda kullanılır. Petek çekirdeklerin üretimi için iki ana yöntem vardır:

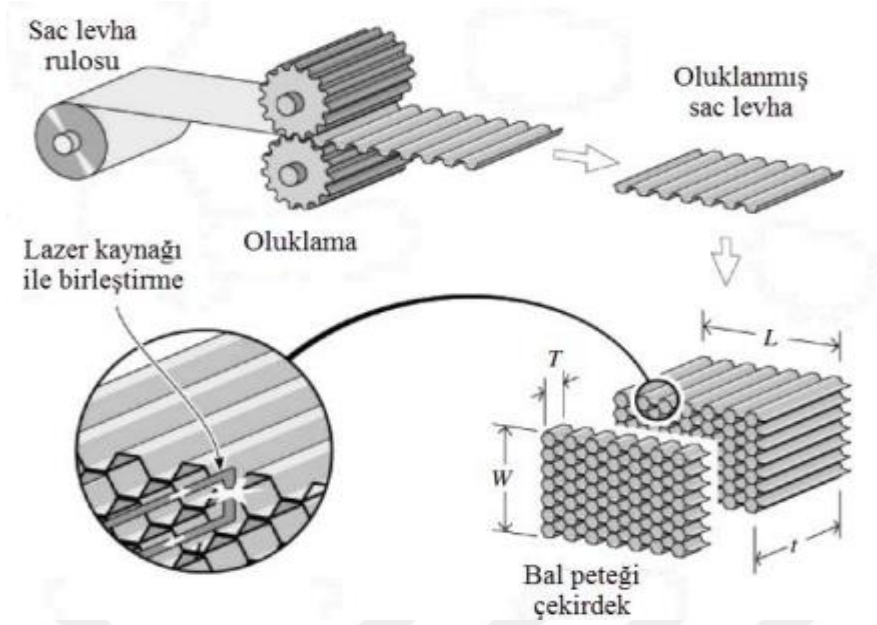
- Genişletme
- Oluklama

Genişletme yöntemi daha yaygındır ve alüminyum ve aramid petek yapımında kullanılır. Genişletme işleminde, çekirdek tabakaları bir blok şeklinde üst üste dizilir. Bu dizilimden önce, yapışkan birleştirme elde etmek için çekirdek tabakalarına yapışma bölgeleri eklenir. Yapıştırıcı malzemenin donmasıyla birlikte çekirdek tabakaları sertleştirilir. Bloktan uygun kalınlıkta dilimler kesilir ve ardından istenilen şekli elde etmek için genişletilir. Şekil 1.22, bal peteği imalatının genişletme yönteminin şematik çizimini göstermektedir. (Wadley, 2006)



Şekil 1.22 Bal peteği çekirdeklerin genişletme yöntemi ile üretilme sürecini gösteren şematik görüntü (Wadley, 2006)

Bal peteği çekirdeklerinin üretiminde kullanılan oluklama yöntemi temel olarak sac metal şekillendirme yöntemlerindedir. Oluklama yönteminde, levha malzeme oluk ruloları kullanılarak oluk formuna dönüştürülür. Oluklu levhalar birlikte istiflenir, yapıştırılır ve kürlenir. Petek paneller herhangi bir genişleme olmaksızın bloktan kesilerek istenilen şekle getirilir. Şekil 1.23, bal peteği imalatında oluklama yönteminin şematik çizimini göstermektedir.



Şekil 1.23 Bal peteği çekirdeklerin oluklama yöntemi ile üretilme sürecini gösteren şematik görüntü (Wadley, 2006)

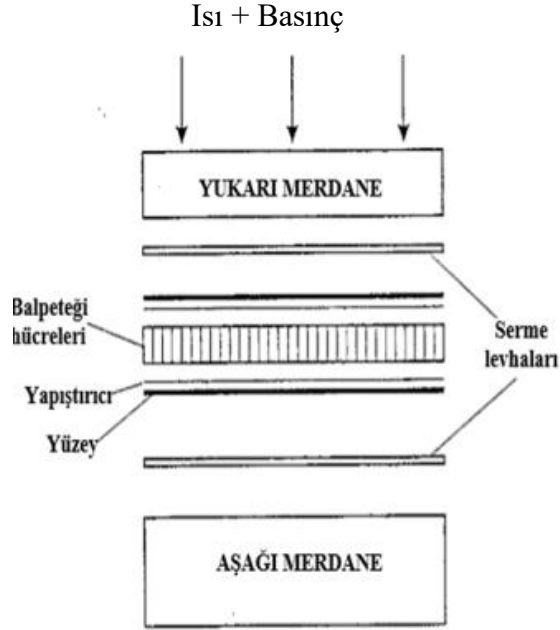
1.4.3 Bal Peteği Sandviç Panel Üretimi

Bal peteği sandviç kompozit paneller genellikle üç yöntemle üretilmektedir:

- Sıcak Presleme Yöntemi
- Vakumlama Yöntemi
- Kalıplama Yöntemi

1.4.1.1. Sıcak Presleme Yöntemi

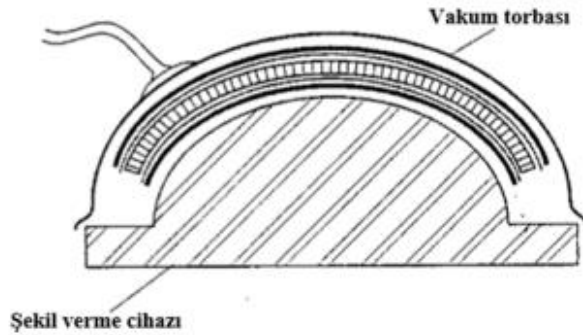
Sıcak presleme ile bal peteği sandviç kompozit panel üretim yöntemi, yüzey tabakalarına yapıştırıcı katman uygulandıktan sonra çekirdek katmanını ile birleştirilmesi adımlarından oluşur. Belirli bir sıcaklık ve basınç altında kurlaşan yapıştırıcı ile kompozit panel hazır hale gelmiş olur. Genellikle düz bal panel üretiminde tercih edilen bir yöntemdir (Öztekin, 2020). Şekil 1.24 sıcak presleme yöntemini göstermektedir.

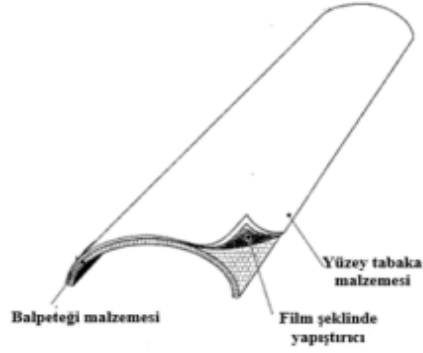


Şekil 1.24 Sıcak presleme yöntemi (Hexcel 2003)

1.4.1.2. Vakumlama Yöntemi

Vakumlama ile bal peteği sandviç kompozit panel üretim yöntemi, bir vakum torbası kullanılarak, ıslatılmış elyafların (el yatırması sonrası) ya da prepreglerin vakum altında sertleşmesi temeline dayalı bir üretim metodudur. Yapıştırıcının yüzey tabakalarına uygulanması ardından çekirdek katmanının birleştirilerek tek seferde sonuç alınmak üzere kullanılır. Kompozit panel uygun fırında vakum torbasında ısıtılarak negatif basınç altında üretim gerçekleşir (Öztek, 2020). Şekil 1.25 vakumlama yöntemini göstermektedir.

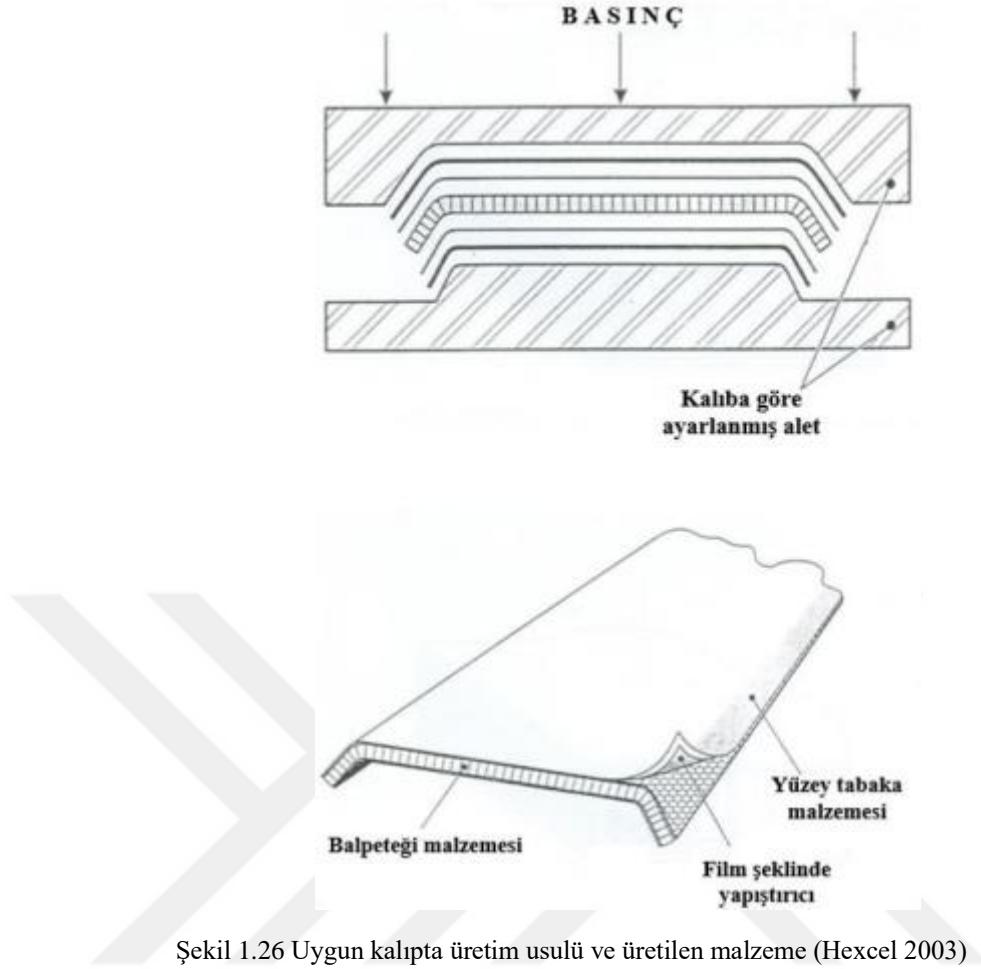




Şekil 1.25 Basit vakum torbası yöntemi ve üretilen malzeme (Hexcel 2003)

1.4.1.3. Kalıplama Yöntemi

Kalıplama ile bal peteği sandviç kompozit panel üretim yöntemi, üretime uygun bir kalıpta sıcaklık ve basınç değerlerinin ayarlanması ile yapıştırıcının kurlenmesini sağlayan yöntemdir. Sıcaklık kullanılmadığı işlemlerde oda sıcaklığında uygun kalıpta sadece basınç ayarlanması yapılarak da ilgili üretim yöntemi kullanılabilir. Genellikle karmaşık yapıları panellerin üretiminde tercih edilen bir yöntemdir (Öztekin, 2020). Şekil 1.26 kalıplama yöntemini göstermektedir.



Şekil 1.26 Uygun kalıpta üretim usulü ve üretilen malzeme (Hexcel 2003)

1.4.4 Bal Peteği Sandviç Kompozitlerin Uygulama Alanları

Uzay, havacılık ve otomotiv sektörü gibi farklı sektörlerde gün geçtikçe geleneksel malzemelere göre üstün mekanik özelliklere sahip malzeme ihtiyaçları artmaktadır (Karataş, 2023). Bal peteği sandviç kompozitlerin havacılık, savunma ve uzay sanayi, otomotiv, denizcilik, inşaat mühendisliği ve diğer birçok alandaki uygulamalarında kullanımı, bu yapıların sistemin ağırlığının azaltılmasına ve daha az yakıt tüketimine olanak sağlayan yüksek dayanım/ağırlık oranlarına sahip olması nedeniyle gün geçtikçe yaygınlaşmaktadır (Çatlı ve ark. 2021). Ayrıca, ani bir çarpışmada yüksek miktarda enerjiyi absorbe edebilme yeteneğine sahip oldukları için enerji sönmüleme gereksinimi olan alanlarda yapısal eleman olarak kullanılmaktadır. Çarpışmaya karşı enerji absorbe etme kabiliyetini artırmak için birçok araştırmacı tarafından çekirdek ve yüzey tabakalarının farklı kombinasyonları üzerinde çalışılmaktadır (Mamalis, ve ark. 2005). Havacılık sektöründe bal peteği yapıları kompozit malzemeler, yüksek özgül mukavemete sahip olmaları nedeniyle son zamanlarda tercih

edilmektedir. (Şen, 2022).

Bal peteği sandviç kompozitlerin üstünlükleri;

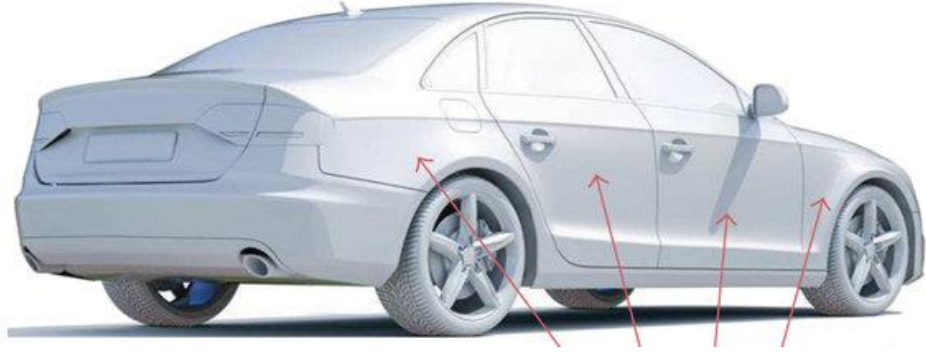
- Yüksek dayanım ve dayanım/ağırlık oranına,
- Mekanik yorgunluğa karşı yüksek dirence,
- Ses ve ısı yalıtım özelliğine,
- Isıl direnç özelliğine,
- Yüksek aşınma direncine,
- Yüksek korozyon direncine,
- Yüksek kırılma tokluğuna sahip olması şeklinde sıralanabilir.

Bal peteği sandviç kompozitlerin bazı olumsuz yanları şunlardır:

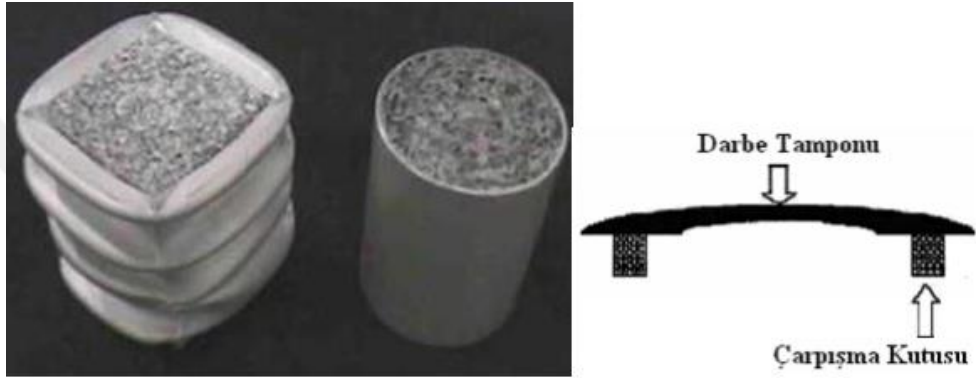
- Kullanım sırasında çekirdek malzemede sıkışan nem, korozyon sorunlarına sebep olabilir. Bu nedenle, parçaların yapısal bütünlüğünde bozulma meydana gelebilir.
- Yapışkan tabakada ayrılma olmadığından emin olmak için imalat sürecinde iyi bir kalite kontrolü gereklidir.
- Hizmet sırasında yapışkan tabakada ayrılmalar başlayabilir ve yayılabilir. Bu nedenle yapıların yük taşıma kapasitesini azaltabilir.

1.4.4.1. Otomotiv Sanayi

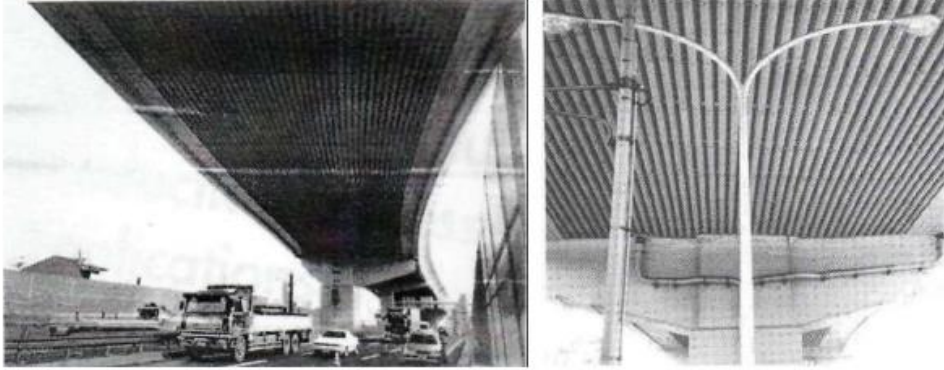
Bal peteği sandviç kompozitleri temel olarak yüksek dayanım/ağırlık oranına sahip olmaları nedeniyle yakıt tüketimini aza indirme, araç dayanımı artırma ve araç kabiliyetini artırma gibi nedenlerden dolayı otomotiv endüstrisinde de yaygın olarak kullanılmaktadır. Ayrıca, yüksek enerji emilimi özelliğine sahip olan kompozit yapılar yarış otomobillerinin ön kısmı ve gövde yapılarında da kullanılmaktadır. Bunun sebebi ise çarpışma anında aracın şasisinde meydana gelecek hasarı en aza indirmektir. Farklı araç türlerinde yapısal eleman olarak son zamanlarda kullanılmakta olan bal peteği sandviç kompozitler, maruz kaldıkları ani şok kuvvetlerini emme yetenekleri nedeniyle otomobillerin dışında, çarpışma testi bariyerlerinin yapısında şok etkisini emici olarak da kullanılmaktadır (Yavuz, 2010). Şekil 1.27 bal peteği sandviç kompozitlerin otomobillerde kullanıldığı parçaları, Şekil 1.28 çarpışma kutu örneğini ve Şekil 1.29 ses emici yapı olarak kullanıldığı örneği göstermektedir.



Şekil 1.27 Bal peteği sandviç kompozitin otomobilde kullanıldığı yerler (kapı ve çamurluk parçaları)



Şekil 1.28 Çarpışma kutusu örnekleri (Banhart, J., 2003).



Şekil 1.29 Viyadük altında ses emen levha yapı (Miyoshi, 2000)

Viyadüğün altına levha halinde konan köpük dolgululu bal peteği sandviç kompozitler viyadük altından geçen araçların seslerini absorbe ederek gürültü kirliliğini ortadan kaldırmaktadır (Miyoshi, 2000).

1.4.4.2. Denizcilik Sanayi

Hafif-ağırlıklı, korozyon direnci ve mukavemeti yüksek malzemelerin ihtiyaç duyulduğu denizcilik sektöründe kompozit yapıların kullanımı son yıllarda artmaktadır. Özellikle modern yolcu gemilerinin birçok kısmında alüminyum bal peteği sandviç paneller kullanılmaktadır. Yüzey tabakaları ile çekirdek katmanı arasında bulunan yapıştırıcının elastik bir poliüretandan oluşması sandviç yapıya daha yüksek sönümleme özelliği kazandırmaktadır. Bu sayede deniz araçlarının gövde ve yan kısımlarında sandviç kompozitler kullanılabilir (Yiğit, 2010). Şekil 1.30 bal peteği sandviç panelin denizcilik alanında kullanımına örnek göstermektedir.



Şekil 1.30 Bal peteği sandviç panelin denizcilik alanında kullanımını (1-dümen palası, 2-borda vb.)

1.4.4.3. İnşaat Sektörü

Son yıllarda inşaat sektöründe, yüksek mukavemete sahip olmasının yanı sıra yüzeylerine doğal taş kaplamalarının da yapılabilirliği nedeniyle bal peteği sandviç kompozitler yapı elemanı ve dekoratif amaçlı kullanılmaktadır. Şekil 1.31 bal peteği sandviç panelin inşaat alanında kullanımına örnek göstermektedir.



Şekil 1.31 Bal peteği sandviç panel ile dış yüzeyi kaplanmış bina örneği

1.4.4.4. Havacılık, Savunma ve Uzay Sanayi Sektörü

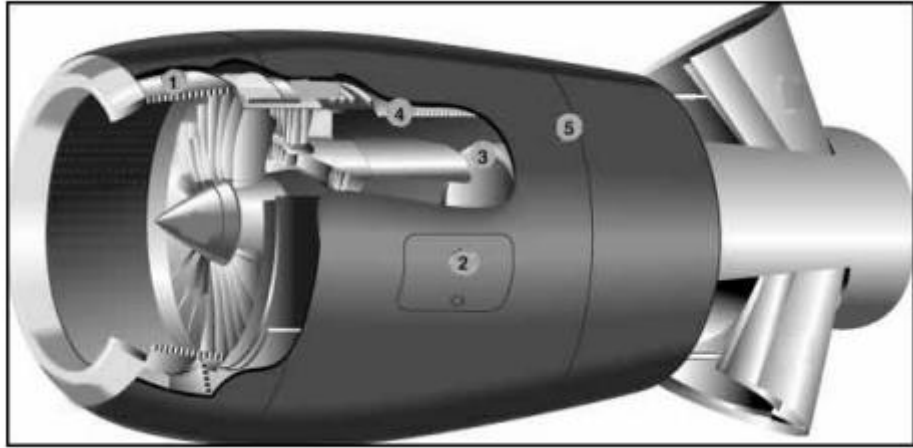
Havacılık uygulamaları ve uzay endüstrisinde bal peteği sandviç kompozit malzemeler özellikle yüksek performanslarından dolayı yapı elemanı olarak çok fazla kullanılmaktadırlar. Kullanımlarının temel nedenlerinden bazıları hafiflik ve yüksek mukavemet özelliklerine sahip olmasıdır. Havacılık ve uzay uygulamalarında parçaların tasarlanması ve üretilmesi temel olarak malzemelerin sahip olduğu hafiflik ve mukavemet özellikleri üzerine hayata geçirilmektedir. Ayrıca, hava araçlarının tasarımında yapı bir bütün olarak düşünülerek malzemelerin imalata uygunluğu ve bakım maliyetinin de düşük olması gerekmektedir.

Ticari bir uçağın en büyük kalkış ağırlığı ele alındığında yaklaşık olarak ağırlığının yarısını uçağın boş ağırlığı oluşturmaktadır. İç döşemeler, motor ve ekipman ağırlıkları ele alındığında ise uçağın boş ağırlığının yaklaşık olarak %30'unu oluşturduğu görülmektedir. Uçağın yapısal elemanlarının ağırlığının azaltılması yakıt tüketiminin azalmasına dolaylı olarak ise etkin motor gücünün artmasına neden olacaktır. Hafif olması yanı sıra mukavemetinin de yüksek olması nedeniyle bal peteği kompozit malzemeler uçaklarda yapısal eleman olarak tercih edilmektedir (Ercan, 2007).

F-16 ve F-18 gibi savaş uçaklarının birçok alanında kullanılan bal peteği sandviç kompozitler aynı zamanda ağırlıktan tasarruf edilmesini sağlamıştır. Tasarım hususları değerlendirilirken ağırlığın azaltılması ile savaş uçaklarının manevra kabiliyetini de artırdığı görülmektedir. Şekil 1.32, Şekil 1.33, Şekil 1.34 ve Şekil 1.35 bal peteği sandviç panelin havacılık, savunma ve uzay sanayiinde alanında kullanımına örnek göstermektedir.



Şekil 1.32 Bal peteği sandviç yapıdan imal edilmiş uçak kanadı



Şekil 1.33 Bal peteği sandviç yapının jet motorunda hava alığında, kompresör ve yanma odasının dış kısmında kullanıldığı parçalar (Hexcell 2007)

- Akustik Kaplama Panelleri: Karbon/cam Prepregler, yüksek sıcaklık yapıştırıcıları, alüminyum bal peteği
- Motor Erişim Kapıları: Karbon/Cam Prepregler, bal peteği
- Kompresör Kaplaması: Karbon Prepreg, bal peteği
- Baypas Kanalı: Epoksi karbon Prepreg, bal peteği ve yapıştırıcı



Şekil 1.34 Bal peteği sandviç yapının uçakta kullanıldığı parçalar (Hexcell 2007)

- Gövde Paneli Bölümleri: Epoksi karbon Prepreg, bal peteği çekirdek
- Uçuş Kontrol Yüzeyleri: Epoksi karbon ve cam Prepregler, bal peteği çekirdek



Şekil 1.35 Bal peteği sandviç yapının uyduda kullanıldığı parçalar (Hexcell 2007)

- Güneş Panelleri: Epoksi karbon prepregler, bal peteği çekirdek, film yapıştırıcı
- Reflektörler Anten: Epoksi/aramid prepreg, siyanat karbon prepreg, aramid/alüminyum bal peteği çekirdek
- Uydu Yapıları: Karbon prepreg, alüminyum bal peteği çekirdek, film yapıştırıcı

1.4.5 Sandviç Yapıların Hasar Türleri

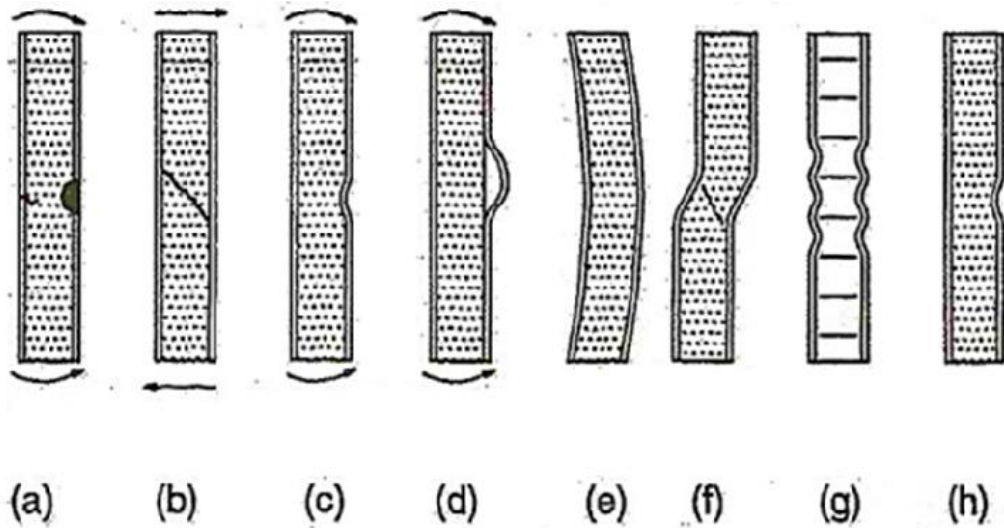
Sandviç yapıların kritik özellikleri yapının uygulama alanına göre değişmektedir. Otomotiv endüstrisinde düzlem dışı dayanım özellikleri daha önemliken, rüzgar türbinlerinde düzlem içi dayanım özellikleri daha önemlidir. Bu durumdan dolayı, kullanılacak alana göre özelliklerinin incelenmesi uygun olacaktır (Adams 2006). Malzemelerin maruz kaldıkları darbelere karşı dirençleri değişkenlik göstermektedir. Metal ve alaşımlarında maruz kaldıkları darbe sonucunda malzeme yüzeyinde plastik deformasyon meydana gelirken kompozit malzemelerde darbenin türüne göre yüzey bölgelerinde hasar meydana gelebilir. Kompozit malzemeler maruz kaldıkları darbeyi absorbe ederek oluşan hasarı kendi bünyelerinde depolayabilirler. Kompozit malzemelerde oluşan hasarlar her zaman gözle görülmeyebilir (Çetin, Ş, & Karadağ, H. B. 2023).

Norlin ve Reuterlöv (2005), rüzgar türbini kanatlarının maruz kaldığı yükleri ve sonrasında oluşan değişimleri inceledi. Türbin kanatlarında yapısal eleman olarak kullanılan sandviç kompozitlerin, farklı gerilmelere maruz kaldığını gözlemlemiştir. Bu etkiler, Şekil 1.36'te görüldüğü gibi farklı hasar türlerine neden olabilir. (a) ve (b) hasar türleri Şekilde a b c d verilmemiş, (a)'da laminatların basma veya çekmede başarısız olduğu ve (b)'de çekirdek malzemesinin kesmede başarısız olduğu düzlem dışı yüklemenin bir sonucudur. Malzemede oluşan hasar türleri incelendiğinde ise, (c) ve (d) malzemenin üzerinde oluşan yerel burkulma hasarları olarak tanımlanır. Kırılma iki şekilde olabilir, birinci tipte kararsız hale gelen bir kırışık bir girintiye neden olabilir veya laminat dışı doğru bükülebilir. Bu hasarlar, çekirdek veya yüzey tabakalarının yetersiz eğilme modülü değerlerinden kaynaklanır. Bu nedenle, laminat burkulmaya karşı direnç üç özelliğe bağlıdır; laminatın eğilme modülü, kesme modülü ve çekirdek malzemesinin basma veya çekme modülü.

Malzemede meydana gelen hasar modu (e), genel burkulma olarak tanımlanır ve malzemenin maruz kaldığı düzlem içi yüklemekten dolayı meydana gelmektedir. Kenara doğru sıkıştırma yükü altında, sandviç paneller üç farklı türde çökme eğilimi gösterir, bunlardan ikisi kararsızdı (köpük çekirdek kesme hasarı olan genel kolon burkulması tür I ve yüzey tabakası delaminasyonu ve zıt yönlere burkulma ile tür II sandviç parçalanması), üçüncüsü ise kararlı ilerleyen son kırma türü. Genel kolon burkulması ile dengesiz ezilme, en olası çökme türüdür, ilerleyen uç ezme ise daha az beklenendir. Daha zayıf köpük çekirdek tarafından üretilen panellerde kolon burkulması çökme türü gözlemlendi. Üç çökme türü arasında, çarpma enerjisi emilimi açısından en verimli olanı,

kademeli son ezme türüdür; sandviç bileşenler enerji dağılımına katkıda bulunur ve tür I ve II'deyken entegre bir yapı olarak sıkıştırma deformasyonuna ve kademeli ezilmeye karşı direnmeye devam eder. Sandviç yapı kısmen veya tamamen parçalanmıştır. Sandviç kompozitlerin yorulma davranışı temel olarak matris çatlaması, kabuklarda lif köprüleşmesi ve çekirdek ile kabuk arasındaki arayüzey ayrılması ve çekirdekteki kayma çatlakları gibi hasar mekanizmalarına bağlıdır. El Mahi ve ark. (2004), deney parçalarına uyguladıkları üç noktalı eğilme sonrasında malzemenin yorulma özelliklerini inceledi. Sandviç kompozitler, PVC köpüklerden, farklı kompozit yüzey tabakalarından yapılmıştır ve elle yatırma/vakum torbalama tekniği ile yapılmıştır. Tekrarlı yüklemelerde yer değiştirme ve yük kontrollerinde hasarın gelişiminin oldukça farklı olduğu gözlemlendi.

Sandviç yapılarıdaki hasar türleri, monolitik yapılarıdakilerden farklıdır. Tasarıma ve çekirdek malzemesine bağlı olarak sandviç yapılarıda oluşabilecek genel göçme türleri Şekil 1.36 de gösterilmiştir.



Şekil 1.36 Sandviç kompozit panelin hasar türleri a) Yüzey tabakası akması/kırılması b) Çekirdek kayma hasarı c-h) Yerel çekirdek girintisi (batma) d-g) Yüzey kırışması e) Genel burkulma f) Kayma kırılması

- Yüzey tabakası kırılması: (a) Bu, yetersiz çekirdek dayanımı veya aşırı panel sapmasından kaynaklanır.
- Kesme (b): Bu, Eğilmenin bir sonucu olarak ortaya çıkar. Düşük çekirdek kesme modülünden kaynaklanır.
- Yerel tabaka ayrılması hasarı (c, d, h): Bu hasar türü, ince yüz tabakaları veya büyük çekirdek hücre boyutu nedeniyle oluşur. Bu deformasyon,

bitişik hücelere de yayılabilir. Düşük yapışkan kesme mukavemetinden kaynaklanabilir.

- Genel Burkulma (e, f, g): Panel kalınlığı yeterli değilse veya çekirdek rijitliği yetersizse bir panelin genel burkulması meydana gelebilir.

1.4.6 Sandviç Yapıların Tasarım Ölçütleri

Bir sandviç yapı, tasarım ömrü boyunca yapısal yükleri kaldırabilmesini sağlamak için tasarlanmıştır. Ayrıca hizmet içi ortamlarda yapısal bütünlüğünü korumalıdır. Yapı aşağıdaki kriterleri karşılamalıdır:

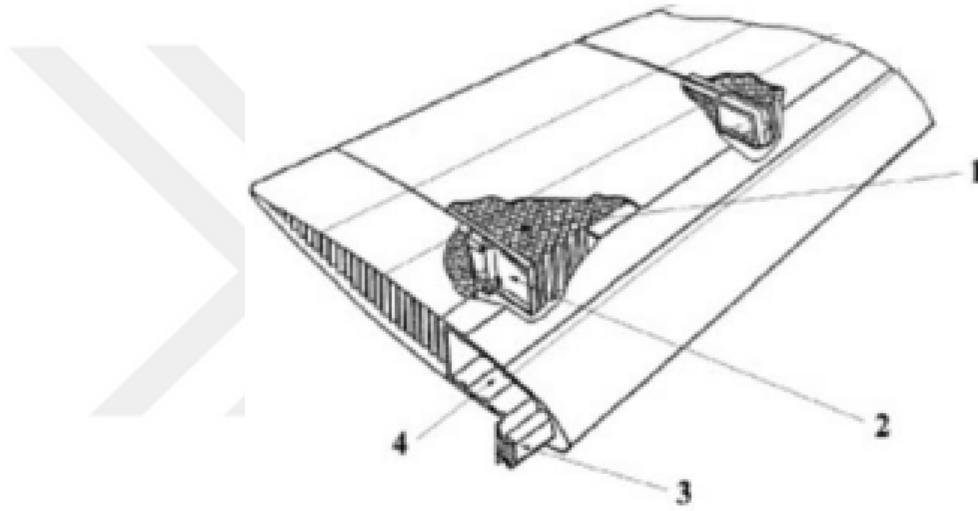
- Yüzey levhaları, uygulanan yüklerin oluşturduğu çekme, basınç ve kesme gerilmelerine dayanacak yeterli dayanıma sahip olmalıdır.
- Çekirdek, uygulanan yüklerin ürettiği kesme gerilmelerine dayanacak yeterli dayanıma sahip olmalıdır.
- Çekirdek, sandviç yapının yükler altında genel burkulmasını önlemek için yeterli kesme modülüne sahip olmalıdır.
- Çekirdeğin rijitliği ve alın levhalarının basma dayanımı, uygulanan yükler altında alın levhalarının buruşmasını önlemek için yeterli olmalıdır.
- Çekirdek hücreler, tasarım yükleri altında yüzey tabakalarının hücreler arası burkulmasını önleyecek kadar küçük olmalıdır.
- Çekirdek, yüzey levhalarına normal etki eden uygulanan yükler veya eğilme tarafından üretilen basınç gerilmeleri nedeniyle ezilmeyi önlemek için yeterli basınç dayanımına sahip olacaktır.
- Sandviç yapı, uygulanan yükler altında aşırı çökmeleri önlemek için yeterli eğilme ve kesme dayanımlarına sahip olmalıdır.
- Sandviç malzemeler (yüz tabakası, çekirdek ve yapıştırıcı), çalışma ortamlarında yapısal bütünlüğü korumalıdır

1.4.7 Havacılık Sektöründe Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelerin Kullanım

Alanları

Sandviç yapılar ilk kez uçaklarda ağırlığı azaltmak, taşıma yükünü ve uçuş mesafesini artırmak için kullanılmıştır. Daha sonra ağır geleneksel levha ve kiriş veya kiriş destek yaklaşımının yerini almak için uçak tasarımına dahil edilmiştir. Peteğin ana kullanım alanı yapısal uygulamalardadır. Bunun nedeni, petek sandviç panellerin dayanım-ağırlık durumlarında son derece verimli olmasıdır. Uçağın hasar görmesi

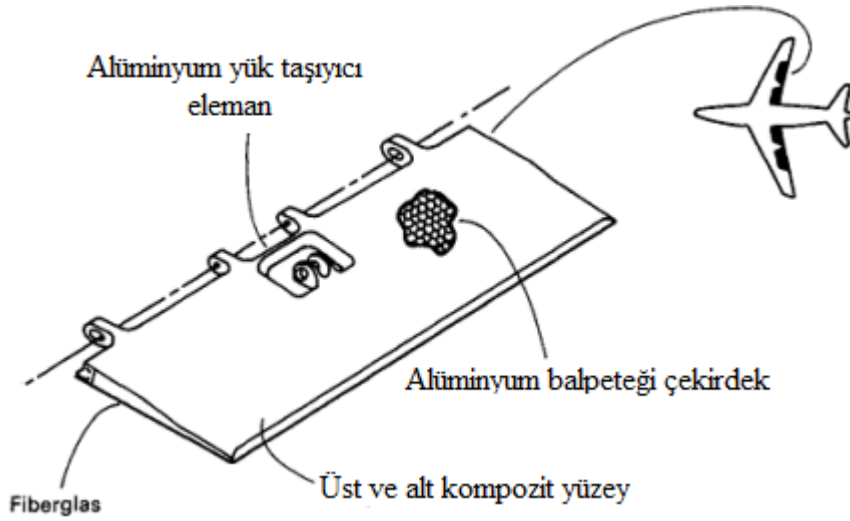
durumunda uçağın düşmesine neden olmayacak yapı malzemesi olarak sık sık kullanılmaya başlanılan petek yapılar çoğu ticari ve askeri uçakların yapılarında kullanılmaktadır. Özellikle gelişmiş akrobatik manevralar yapılmasını sağlayan optimize edilmiş hava araçlarının tasarımlarına olan gereksinim, sandviç kompozitlerin savaş uçaklarının yapısında her zamankinden daha fazla kullanılmasına yol açmıştır. Özellikle kanatların bazı kısımlarında, ön kenarlarında, arka kenarlarında, kanatçık, kuyruktaki dümen, kontrol yüzeyi, irtifa dümeni, sökülebilir kapak ve yük taşıyıcı yapısal elaman kısımlarında bu yapı kullanılmaktadır. Şekil 1.37 ve Şekil 1.38 bal peteği sandviç panelin havacılık alanında kullanımına örnekler göstermektedir.



Şekil 1.37 a) Savaş uçağında kullanılan sandviç panel b) Helikopter rotor kanadı (1) Bal peteği sandviç kompozit 2) Kanat kaplamasına destek eleman 3) Yassılaştırma önleyici ağırlık 4)Yük taşıyıcı yapısal elaman (Badrocke, 1998)

Sivil hava taşıtlarının, yüksek mukavemet ve dayanımından, aşırı sıcaklıklara toleranslarından, korozyona karşı yüksek direnç gibi hava araçlarının genel gereksinimlerinin dışında ağırlık tasarrufu ile maliyetten dolayı yapılarında bal peteği yapılar kullanılmaktadır. Örneğin Boeing 737 uçağının, merkez montaj bağlantı kısımlarında alüminyum bal peteği yapılar kullanılmıştır.

Mevcut uygulamalara göre yapıya sağladıkları hafiflik nedeniyle savunma hava taşıtlarında da bal peteği sandviç yapılar sık sık kullanılmaktadır. F-16 savaş uçaklarının kuyruk yüzeylerinde petek yapılar kullanılmaktadır. Ayrıca, ağırlıktan tasarruf etmek için F-18 uçağının sahip olduğu yüzey alanının yaklaşık %35'i petek yapıdan oluşturulmuştur. Petek yapının kullanılması uçağın toplam ağırlığında yaklaşık olarak %25'lik bir kazanç elde edilmesini sağlamıştır. (Miracle ve ark., 2001)



Şekil 1.38 Yolcu uçağında kullanılan sandviç yapılı kompozit (Miracle ve ark., 2001)

1.4.8 Havacılık Sektöründe Kullanılan Sandviç Yapılı Kompozitlerin Çevresel Şartlar Altındaki Özelliklerinin İncelenmesi

Kompozit malzemeler son yıllarda farklı alanlarda sık sık kullanılmaktadır. Mühendislik uygulamalarında duyulan ihtiyaçların artması sonucu yeni nesil malzemeler, farklı üretim teknikleri ve yeni uygulama alanları ortaya çıkmıştır. Bu noktada sağladığı özelliklerden dolayı kompozit malzemeler mühendislik uygulamaları için çekici malzeme türlerinden biri haline gelmiştir. Kompozit malzemelerin özel bir türü olan bal peteği sandviç malzemeler sağladığı yüksek mukavemet, hafiflik ve dayanım gibi temel özelliklerinden dolayı otomotiv, denizcilik, inşaat, savunma sanayi ve havacılık gibi farklı alanlarda sık sık kullanılmaktadır. Gün geçtikçe savunma sanayindeki kullanımı yaygınlaşan kompozit malzemelerin özel bir türü olan alüminyum bal peteği sandviç kompozitler de bu alanda yaygın bir kullanım alanına sahiptir.

Savunma endüstrisinde kara, deniz ve hava kuvvetlerinin etkisi ele alındığında hava kuvvetlerinin diğer ülkelere karşı caydırıcı etken olma konusunda daha etkin olduğu düşünülmektedir. Bunun sebebi ise hava araçlarının konvensiyonel savaşlarda daha etkin bir role sahip olması ve bununla birlikte ülke için önemli bir prestij kaynağı olmasıdır. Hava kuvvetlerine hizmet eden hava araçları ve savaş uçaklarının imalat sürecinde ilk olarak zorlu görevleri başarıyla tamamlaması ön planda tutulmaktadır. Görevler esnasında zorlu şartlara maruz kalacak bu araçlarda kullanılacak malzemelerin tasarım aşaması önem arz etmektedir. Görevini yerine getirmek için havalanan bir savaş uçağı,

yaklaşık 50.000 feet (15240 m) irtifada görevini icra etmekte olup karayla olan bağlantısının kesilmesinden iniş anına kadar olan tüm bu yüksekliklerdeki çevre koşullarına karşı olarak dayanım sağlamaktadır. Savaş uçağının havadaki görevini tamamlayıp karaya inmesi sırasındaki sıcaklık değişimleri ele alındığında, maruz kaldığı sıcaklık +40 °C'de ve bu değerde yaklaşık olarak 15 dakika, görevi sırasında maruz kaldığı sıcaklık ise -40 °C'de ve bu değerde yaklaşık 1 saat olduğu görülmektedir. -40 °C'de keşif ve gözetleme görevini tamamladıktan sonra inişe geçerek kara ile olan bağlantısını tekrar sağlayana kadar tekrardan sıcaklık değişimlerine maruz kalmaktadır. Savaş uçakları hava-yer görevlerinin yanı sıra zorlu hava-hava görevlerinde de etkin rol almaktadır. Bu görevlerde agresif hareketler ve birim kütlenin maruz kaldığı, ağırlık hissi uyandıran yüksek ivmelenme kuvveti (Gravitational Force) nedeniyle uçaklar yapısal yüklere maruz kalmaktadır. Savaş uçaklarının karadan ayrılması itibariyle görev süreci ve yakıt ikmali sırasında geçen süre düşünüldüğünde yaklaşık olarak 2 saatin üzerinde bir süre havada kaldığı görülmektedir. Bundan dolayı, savaş uçaklarının tasarımı ve imalat sürecinde ileri teknolojiye sahip teknikler ve yeni nesil malzemeler kullanılmaktadır. Bu çalışmada, savaş uçaklarının hareketli parçalarında kullanılan bal peteği sandviç kompozitlerin maruz kaldıkları sıcaklık değişiklikleri termal döngüler ile simüle edilmiş ve ardından eğilme testleri ile yapısal elemanların mekanik özellikleri incelenmiştir.

1.4.9 Tezin Önemi ve İçeriği

Hava araçları (silahlı insansız hava araçları, insansız hava araçları, savaş uçakları vb.) tehdit unsurlarına ani müdahale edilmesi gerektiği savaş gibi durumlar için her an göreve hazır olarak tasarlanmıştır. Savaş uçakları görevleri gereği havada ve karada ticari yolcu uçaklarından daha farklı yüklere maruz kalabilmektedir. Karadan ayrıldığı andan itibaren, mühimmat ile hareket ederken, mühimmatı havada bıraktığında ve görev sonrası karayla ilk temas anında ekstra salınımlar meydana gelmektedir. Bu salınımlar incelendiğinde, kanadın alt ve üst kısımlarında farklı etkilere sahip olduğu görülmektedir. Örneğin, uçak kanadının alt bölümünde basma kuvveti etkisi yaparken üst kısmında ise çekme kuvveti oluşturduğu görülmektedir. Bu durumun deneysel çalışmada simüle edilmesi gerçeğe en yakın üç nokta eğilme testi ile sağlanmaktadır.

Bu yüksek lisans tez çalışmasında, hava araçlarının hareketli kısımlarında kullanılan sandviç yapılı kompozit malzemelerin uçağın görevi esnasında maruz kaldığı farklı sıcaklık değerleri göz önüne alınarak, termal döngü işlemleri sonrası farklı

geometrik özelliklere sahip olan sandviç yapıların mekanik özelliklerini belirlemek ve kullanılacak malzemenin seçimini optimize etmek amaçlanmaktadır.

Deney parçaları, uçağın hareketli kısımlarında kullanılan Alüminyum/Alüminyum (Al/Al) sandviç yapılı kompozit malzemeler Altıgen Uzay Havacılık Gemi İnşaat Panel San. Tic. Ltd. Şti.'de üretilmiştir. ASTM C 393 standardına göre, deney parçalarında herhangi bir deformasyon oluşmadan deney parçaları boyutlandırma işlemi gerçekleştirilmiş ve sonrasında temin aşamasına geçilmiştir. Deney parçalarının temininde, deney parçaları üzerinde çevresel şartlar nedeniyle herhangi bir deformasyon meydana gelmemesi için özen gösterilmiş ve deney parçaları transfer işlemi gerçekleştirilmiştir.

Deney parçaları temininin gerçekleşmesi sonrası Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu (TÜBİTAK) Savunma Sanayii Araştırma ve Geliştirme Enstitüsü (SAGE) Ankara Yerleşkesinde bir savaş uçağının görevini yerine getirme sürecinde maruz kaldığı çevresel şartlar göz önüne alınarak deney parçaları iklimlendirme kabinlerinde termal döngü işlemleri uygulanmıştır. Termal döngü işleminde her döngü 2 saatte tamamlanmış olup deney parçalarına 20 döngü (40 saat) ve 40 döngü (80saat) uygulanmıştır.

Bir sonraki aşamaya geçilerek, TÜBİTAK SAGE'de termal döngüye maruz bırakılan ve termal döngüye maruz bırakılmayan deney parçaları, çevresel şartların malzemede olası etkilerini önlemek için özel kutular ile 3 nokta eğilme testlerinin icra edilmesi için sevk edilmiştir. RAAGEN marka ETM-50-S modelindeki test cihazı ile termal döngüye maruz bırakılmış ve termal döngüye maruz bırakılmamış deney parçaları ASTM C 393 üç nokta eğilme test standardına göre test edilmiştir. Yapılan üç nokta eğilme testleri sonrasında çökme miktarı, eğilme modülü ve eğilme dayanımı değerlerinin bulunması hedeflenmiştir. Eğilme testleri sonrasında sandviç yapılı kompozit malzemelerde meydana gelen deformasyonlar ve bunlar kaynaklı oluşmuş hasar yapılarının incelenebilmesi için uygulanan eğilme testleri öncesinde ve testler sonrasında dijital kamerayla deney parçalarına ait deney parçalarına ait görseller alınmıştır.

Bu çalışmada, eğilme yüklemesi uygulanan sandviç yapılı kompozit malzemelerde oluşan deformasyonlar incelenerek hasar mekanizmaları detaylı bir şekilde yorumlanmıştır. Termal döngü sayısının farklı geometrik özelliklere sahip bal peteği sandviç kompozitlerin hasar mekanizmaları üzerindeki etkisini incelemek hedeflenmektedir. Malzemede oluşabilecek delaminasyonlar bu konuda aydınlatıcı olsa da malzemenin geometrik özelliklerinin mekanik davranışlarına olan etkisi önem arz

etmektedir. Bu çalışmadan yararlanarak, tasarım aşamasında uygun parametrelerin oluşturulması ve buna bağlı olarak malzeme seçimi sırasında uygun geometrik özelliklerde malzeme tercihi edilmesi hedeflenmektedir.

Bununla birlikte, yerli ve milli imkanlar dahilinde imal edilmesi hedeflenen hava araçlarının hareketli kısımlarında yer alması amaçlanan sandviç yapılı kompozit malzemelerin mekanik davranışlarının ön görülmesinde önemli bir kaynak olarak kullanılması düşünülmektedir.

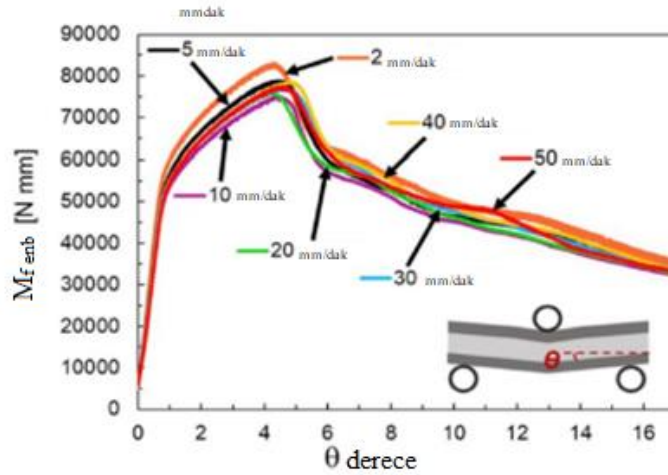


2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

2.1. Al/Al Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelere Uygulanan Eğilme Testleri

Palomba ve ark. (2019), bal peteği sandviç kompozit panellerin eğilme davranışlarını belirlemek amacıyla sandviç kompozit panellere (2mm/dak - 50mm/dak) eğilme testi hızları ile üç nokta eğilme testleri uygulamıştır. Farklı hızlarda uygulanan eğilme testlerinde alt destek mesafeleri 130 mm olup sabit tutulmuştur. Deney parçası olarak kullanılan bal peteği sandviç panellerin boyutları 200 mm x 45 mm x 11 mm olarak belirlenmiştir. Test için kullanılan deney parçalarındaki çekirdek malzeme AA5052 alüminyum alaşımından üretilmiş olup kalınlığı 9 mm, yüzey malzemesi ise AA5754 alüminyum alaşımından üretilmiş olup kalınlığı 1 mm'dir. Deney parçalarına uygulanan eğilme test hızlarına göre grafiklerden alınan eğilme moment-yer değiştirme eğrileri, deney parçası eğilme açısına (θ) karşılık gelen en büyük eğilme momenti (M_{fmax}) şeklinde Şekil 2.1 ile verilmiştir.

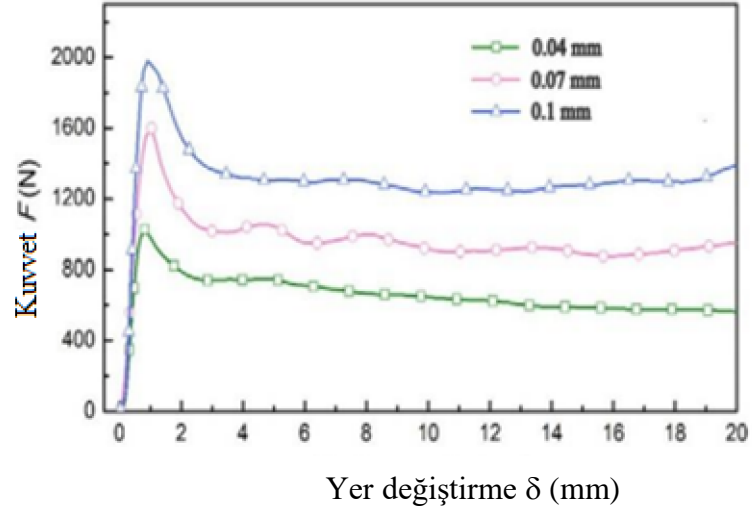
Şekilde elde edilen değerler incelendiğinde, eğilme test hızlarına göre eğilme moment değerlerine gözle görülür bir değişikliğe sahip olmadığı ve 2 mm/dak eğilme hızına sahip test matrisinin en yüksek eğilme momentine sahip olduğu görülmüştür.



Şekil 2.1 Farklı eğilme hızları için sandviç yapıları kompozit malzemelerin en büyük eğilme momenti-eğilme açısı eğrileri (Palomba ve ark. 2019)

Sun ve ark. (2017), sandviç yapıları kompozit panellerin çekirdek yüksekliği panellerin eğilme mukavemeti üzerindeki etkisini araştırmak için 3 farklı kalınlıkta

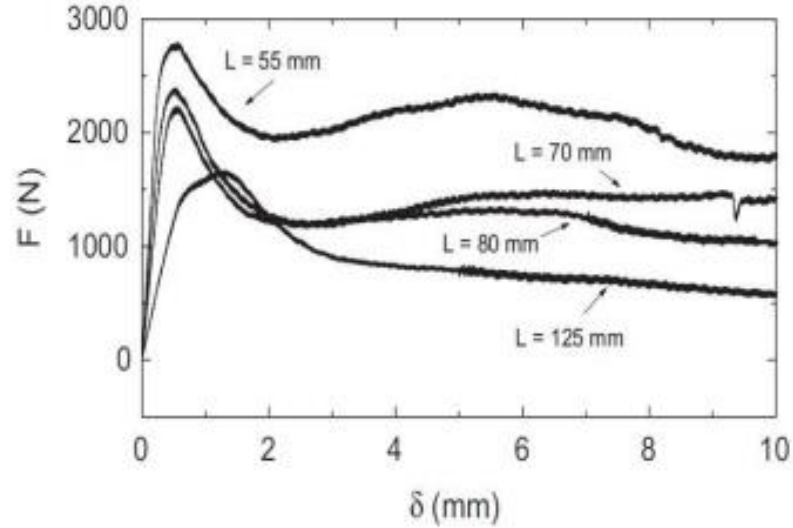
çekirdek kullanarak (0.04 mm, 0.07mm ve 0.1 mm) testleri gerçekleştirmiştir. Deney parçalarının test sonuçlarında meydana gelen yük-yer değiştirme eğrileri Şekil 2.2 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.2 Yük-yer değiştirme eğrileri (Sun ve ark. 2017)

Şekil incelendiğinde çekirdek malzemenin kalınlığı arttıkça bal peteği panele uygulanan en büyük kuvvetin arttığı görülmektedir. Buda çekirdek malzemenin kalınlığı arttıkça bal peteği panelin mukavemetinin arttığını göstermektedir.

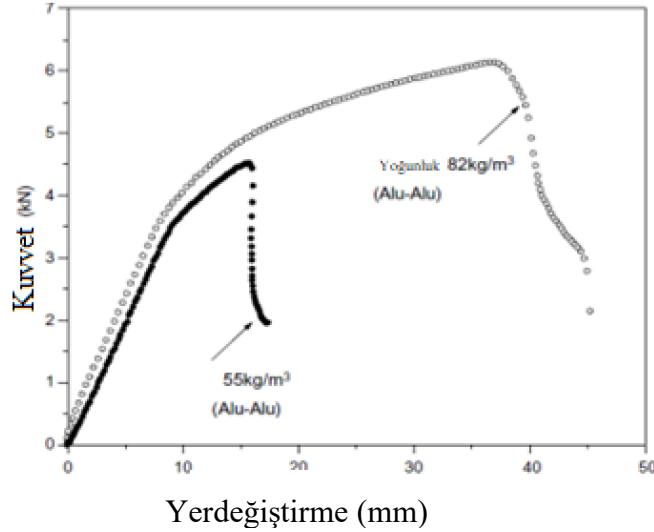
Crupi ve ark. (2012), sandviç yapılı kompozit malzemelere uygulanan üç nokta eğilme testlerinde destek açıklığı panellerin statik ve darbe özelliklerine etkisini araştırmıştır. Birbirinden farklı destek aralıkları ($L = 55$ mm, 70 mm, 80 mm, 125 mm) kullanılarak 150 mm \times 50 mm \times 11 mm ölçülerinde olan deney parçalarına üç nokta eğilme testleri uygulanmıştır. Yüzey levhası AA5754 H32 alüminyum alaşımdan üretilmiş olup kalınlığı 1 mm, çekirdek malzeme ise AA5052 alüminyum alaşımdan üretilmiş olup kalınlığı 6 mm olarak üretilmiştir.



Şekil 2.3 Yükleme-yer değiştirme eğrileri (Crupi ve ark. 2012)

Şekil 2.3’de bal peteği sandviç panel deney parçalarına ait farklı destek aralıkları sonucu farklı oluşan yük-yer değiştirme eğrileri verilmiştir. Şekil incelendiğinde, en küçük destek aralığı ($L = 55$ mm) ile test edilen deney parçalarında en büyük kuvvetin oluştuğu gözlemlenmektedir. Alt destekler arası mesafe arttıkça bal peteği kompozit panellerin dayanabileceği en büyük kuvvetin azalmakta olduğu ifade edilmiştir.

Belouettar ve ark. (2009), bal peteği sandviç panellerin içerisindeki çekirdek yoğunluklarının en büyük yük-çökme miktarlarına olan etkisini incelemek için deney parçalarına dört nokta eğilme testleri uygulamışlardır. Yüzey levhası AA5754 alüminyum alaşımdan üretilmiş olup, çekirdek malzeme ise farklı yoğunluklarda (55 kg/m^3 ve 82 kg/m^3) alüminyum alaşımdan üretilmiştir. $500 \text{ mm} \times 250 \text{ mm} \times 10 \text{ mm}$ ölçülerinde olan deney parçalarına MIL STD-401 standardına uygun dört nokta eğilme testleri uygulanmıştır. Şekil 2.4’de bal peteği sandviç panel deney parçalarının dört nokta eğilme testi sonucu oluşan yük-çökme grafikleri verilmiştir. Şekil 2.4 incelendiğinde çekirdek yoğunluğu artması ile bal peteği sandviç panelin dayanımının arttığı gözlemlenmiştir.

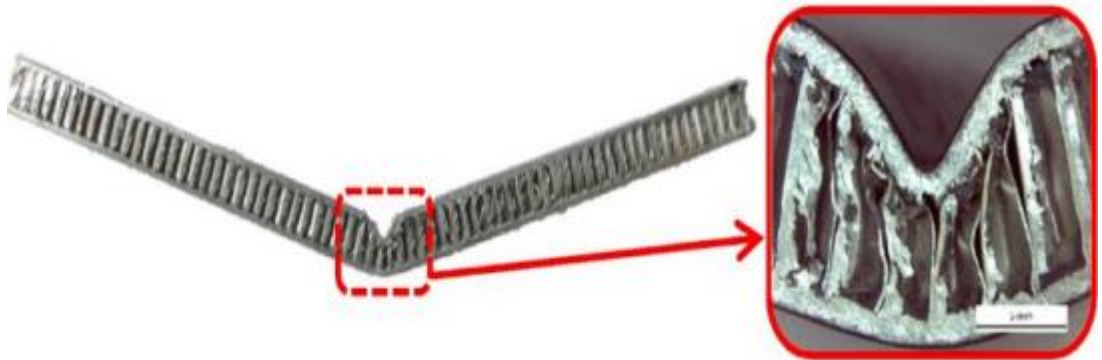


Şekil 2.4 Yük- yerdeğiştirme eğrileri (Belouettar ve ark. 2009)

2.2. Al/Al Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelere Uygulanan Eğilme Testleri Sonrası Oluşan Hasarlar

Malzemelerin maruz kaldığı etkiler sonucu malzemelerde meydana gelen kalıcı deformasyonlara hasar denir. Oluşan hasarların incelenmesi ürün ömür döngüsü için önemlidir. Malzeme üzerinde hasara sebep olan etkenlerin belirlenmesi ve gelecekte benzer ya da aynı etkenler sonucu malzemenin üzerinde hasar oluşmasını engellemek için önem arz etmektedir. Eğilme testleri incelendiğinde, malzeme üzerinde sıkça oluşan hasar türleri; delaminasyon, çekirdek ayrılması, yüzey tabakasında girinti oluşması veya kırılması ve çekirdek kayması gibi hasar türleridir.

Palomba ve ark. (2019), bal peteği sandviç kompozit panellerin eğilme davranışlarını belirlemek amacıyla farklı hızlarda eğilme testleri uygulamıştır.



Şekil 2.5 Eğilme testi sonucunda oluşan hasar mekanizması (Palomba ve ark. 2019)

Şekil 2.5’de görüldüğü üzere deney parçalarının yüzeyinde ve çekirdek yapısında kırılma meydana gelmemiştir. Çekirdek duvarları arasında kısmi ayrılmalar ve yüzey levhası üzerinde girinti meydana geldiği gözlemlenmiştir.

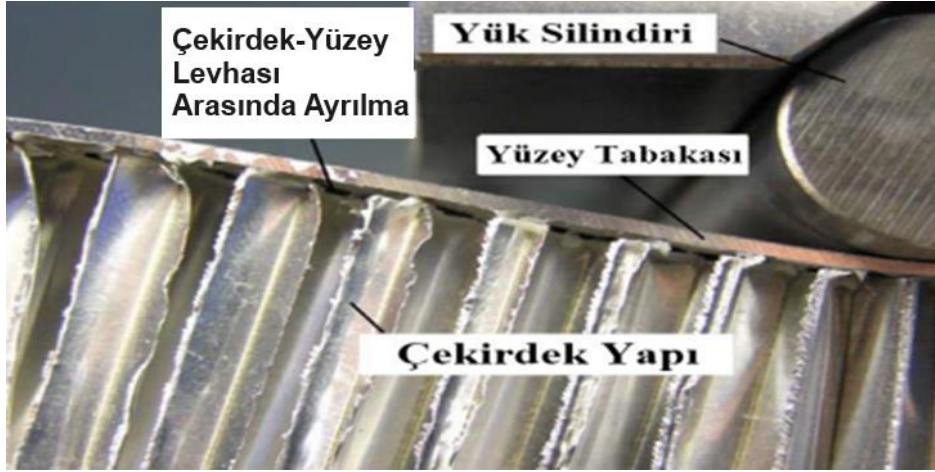
Crupi ve ark. (2012), alüminyum bal peteği sandviç panellere destek açıklıkları farklı ($L = 55 \text{ mm}$, 70 mm , 80 mm , 125 mm) kullanılarak üç nokta eğilme testleri gerçekleştirmişlerdir.



Şekil 2.6 Eğilme testi sonrası malzemede hasar mekanizması (Crupi ve ark. 2012)

Şekil 2.6’da $L=70 \text{ mm}$ destek aralığına sahip deney parçalarının üç nokta eğilme testi sonrası deformasyonu gösterilmiştir. Şekil incelendiğinde, yüzey levhası ve çekirdek yapı arasında delaminasyon ve yüzey levhası üzerinde girinti hasarı gözlemlenmiştir.

Jen ve ark. (2009), yüzey levhalarını ve çekirdeği yapıştırmak için kullanılan yapıştırıcı miktarının, (0.4 , 0.7 ve 1.0 kg/ m^2) alüminyum petek sandviç panellerin eğilme yüklemesi altında yorulma mukavemeti üzerindeki etkisini incelemiştir. Yüzey levhaları ve çekirdek arasında kullanılan yapıştırıcı miktarı arttıkça yapının yorulma dayanımının arttığı deneysel olarak kanıtlanmıştır.



Şekil 2.7 Test esnasında malzemede meydana gelen deformasyon (Jen ve ark. 2009)

Yorulma testi sırasında yapılan gözlemlerden, bal peteği çekirdek ile yüzey levhalar arasındaki yapıştırıcı bağın kopması, yorulma hasarının temel sebebidir. Şekil 2.7'deki görüntü eğilme testleri uygulanırken anlık olarak alınan 0.4 kg/ m^2 oranında yapıştırıcı miktarı ile hazırlanmış deney parçasına ait görüntüdür. Malzeme üzerinde oluşan deformasyonlar incelendiğinde çekirdek ile yüzey levhaları arasında oluşan ayrılma (delaminasyon) görülmektedir. Yapılan çalışmada, farklı oranda yapıştırıcı kullanılan diğer deney parçalarında da benzer hasarlar olduğu gözlemlenmiştir.

Palomba, (2019), üç nokta eğilme yükleme koşullarına maruz kalan alüminyum bal peteği sandviç panellerin yorulma tepkisini incelemiştir. Eğilmeli yorulma testlerine maruz bırakılan deney parçalarının farklı destek mesafelerinde meydana gelen deformasyonları incelenmiştir.





Şekil 2.8 Malzemedeki meydana gelen hasarlar (Palomba, 2019)

Eğilme testlerinde destek açıklığına bağlı olarak iki farklı hasar mekanizması gözlemlenmiştir. Büyük destek açıklığı için deney parçalarının yüzey tabakasında kırılma gözlenirken, daha düşük destek açıklığı için deney parçalarının yüzey tabakası ve çekirdek yapısı arasında delaminasyon, çekirdekte kırılma ve yüzey levhalarında girintilerin olduğu gözlemlenmiştir. Bununla birlikte, testler sonucu deney parçalarında çekirdek katmanının bazı bölgelerinde burkulma ve çekirdek katmanı ile yüzey levhalarının ayrılması olduğu görülmüştür. Şekil 2.8 deney parçalarında oluşan hasarları göstermektedir.

2.3. Termal Döngünün Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelerin Mekanik Özelliklerine Etkisi

Uçak yapılarında kullanılan sandviç yapıları kompozit malzemeler, uçakların hareketlerine ve irtifa değişimlerine bağlı olarak sıcaklık değişimlerine maruz kalmaktadır. Ani irtifa değişimi yapabilen ve çok yüksek hızlara ulaşabilen savaş uçakları için bu durum, kullanılan malzemeler üzerinde termal bir yorgunluk oluşturmaktadır. Bu sebeple, termal çevrimlerin malzemelerin mekanik davranışları üzerindeki etkilerinin araştırılması önem arz etmektedir.

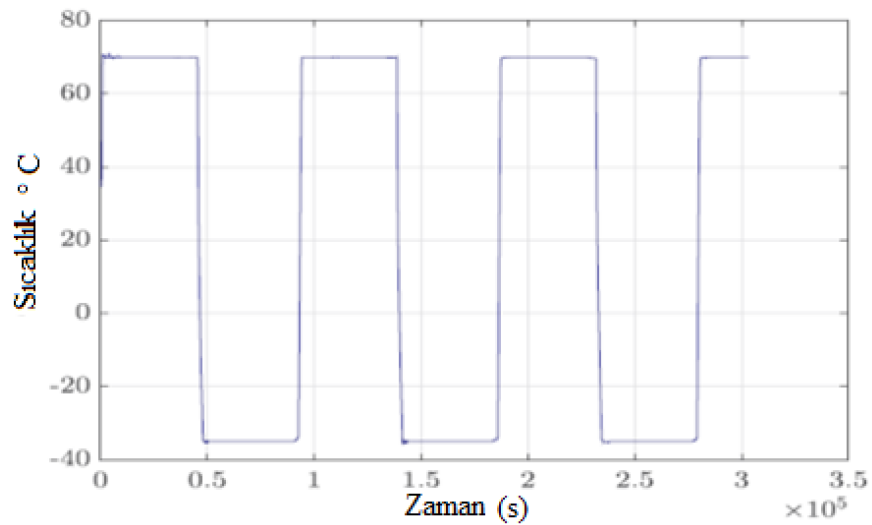
Tompkins (1989), kompozit malzemelerde termal döngüye bağlı çatlak oluşumunu ve termal döngü sonrası malzemenin mukavemetindeki değişimi inceledi. Termal döngü sayısı arttıkça kompozit malzemenin mukavemetinde azalma olduğunu tespit etti.

Gates ve diğeri (2006), sandviç kompozit yapılar çekirdek, yapıştırıcı ve yüzey levhası olmak üzere farklı bileşenlere sahiptir. Bu nedenle, termal dalgalanmalara maruz kaldığı koşullarda çekirdek ile yüzey levhaları arasında delaminasyon oluşmaktadır.

Mathilde ve diğeri (2017), balpeteği sandviç yapının ve üç farklı karbon/siyanat ester reçineli katı laminatların termal döngü sonrası mikro çatlak oluşumunu mikroskopik düzeyde inceledi. Oluşturulan deney parçaları 360 adede kadar termal döngüye maruz bırakıldı. Balpeteği sandviç panellerde yüzey levhası ve çekirdek yapı arasında boyuna mikro çatlaklar gözlemlendi. Yapılan çalışma sonrası termal yaşlandırmanın sandviç panellerin mekanik özellikleri üzerinde olumsuz etkisi olduğunu gösterdi.

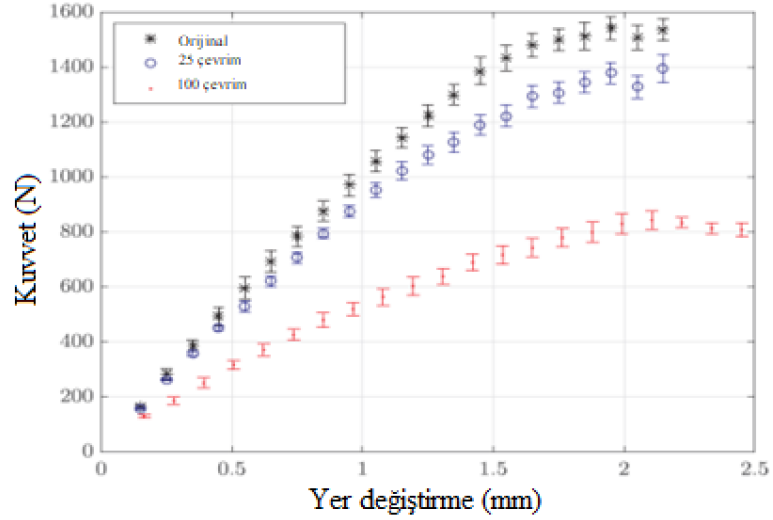
Lee ve diğeri (2002), yüksek sıcaklık koşullarında balpeteği sandviç panelinin basınç ve kayma deformasyonu esnasında malzemenin kırılma sürecini ve bu şartlar sonrasında mekanik davranışlarındaki değişimleri incelemiştir. Sandviç yapının basınç ve kayma deformasyonuna karşı direncinin sıcaklık arttıkça azaldığını gözlemiştir.

Khosravani (2018), termal çevrimin uçaklarda mutfak bölümünün bazı kısımlarında kullanılan balpeteği sandviç panellerin yapıştırıcı ile birleştirilen yüzeylerine olan etkisini incelemek için T bağlantıları kullanmıştır. Termal döngüye maruz bırakılan T bağlantılarına daha sonra çekme testleri uygulanmıştır. Gerçek uygulama alanı tam simüle edilebilmesi için kullanım sıcaklık şartları dikkate alınarak hazırlanan deney düzeneğinde sıcaklık değerleri -35°C ve 70°C olarak belirlenmiş ve deney parçaları her sıcaklık değerinde 12 saat bekletilmiştir. Deney parçaları 25 günlük termal döngüye maruz bırakılarak test tamamlanmıştır. Deney parçalarının maruz bırakıldığı termal döngü işlemi Şekil 2.9 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.9 Deney parçalarının maruz kaldığı termal döngü işlemi (Khosravani 2018)

Termal döngüye maruz kalmamış, 25 döngü ve 100 döngüye maruz kalmış deney parçalarının çekme testi sonuçları Şekil 2.10 verilmiştir.

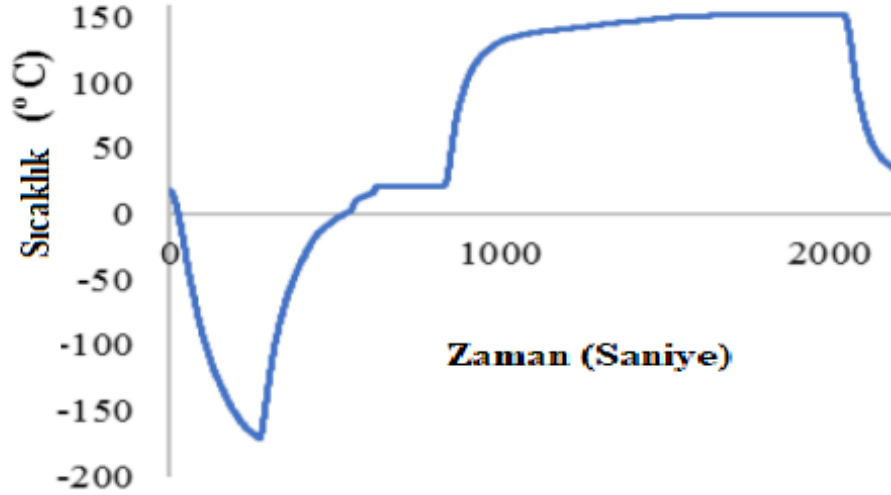


Şekil 2.10 Termal döngü işlemi uygulanan ve uygulanmayan sandviç yapıli kompozit malzemelerin T bağlantı gruplarının kuvvet-yer değiştirme eğrileri (Khosravani 2018)

Termal döngü işlemine maruz kalan deney parçalarının mukavemet değerleri yaklaşık olarak %2, yaklaşık olarak %40 oranında azalma göstermiştir. Elde edilen sonuçlar incelendiğinde, termal çevrim sayısı arttıkça malzemenin dayanımında azalma meydana geldiği ve T bağlantılarının dayanabileceği yük değerinin maruz kalacağı sıcaklık aralığından ve maruziyet süresinden etkilendiği görülmüştür. Şekil 2.10 termal çevrim işlemine maruz bırakılmış ve termal çevrim işlemine maruz bırakılmamış (orjinal) deney parçalarının T bağlantısına ait kuvvet-yer değiştirme grafiklerini göstermektedir.

Karbon elyaf takviyeli polimer (CFRP) laminatlardan ve Kevlar bal peteği çekirdekten oluşan kompozit paneller uzay araçlarında yapısal malzeme olarak kullanılmaktadır Hegde (2018). Dünya yörüngesinde kullanımı sırasında termal döngüye maruz kalan bal peteği sandviç panelin termal döngü sonrası mekanik özelliklerini incelenmesi önemlidir. Şekil 2.11 deney parçasına uygulanan sıcaklık değişimini göstermektedir. Termal döngüler deney parçalarına ± 185 °C sıcaklığında 0 döngü, 10 döngü, 20 döngü ve 30 döngü olarak uygulanmıştır. Uygulanan farklı sıcaklıklar sonrasında malzemenin mekanik özelliklerindeki değişim tespit edilmesi için ASTM

C297 standardına uygun olarak enine çekme deneyleri uygulanmıştır. Deneyler sonucu elde edilen değerlerden en büyük enine çekme mukavemeti ve en büyük hasar kuvveti Çizelge 2.1 ile verilmiştir.



Şekil 2.11 Deney parçasına uygulanan sıcaklık değişimi (Hegde, 2018)

Çizelge 2.1 Deney parçasının test sonrası bazı değerleri

Termal Çevrim	En Büyük Kuvvet (N)	En Büyük Enine Çekme Kuvveti (MPa)
0	3130	5.005
10	2895	4.638
20	2679	4.28
30	2164	3.46

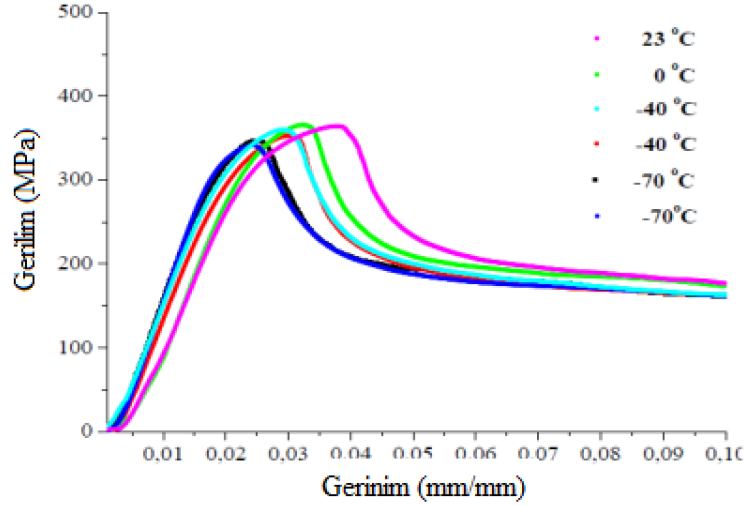
Çizelge 2.1 incelendiğinde, 10. döngü sonrası deney parçalarının mukavemeti yaklaşık %7, 20. döngü sonrası deney parçalarının mukavemeti %15 ve 30. döngü sonrası deney parçalarının mukavemeti yaklaşık %30 azalmıştır. Enine çekme testleri sonucu elde edilen veriler ve uygulanan testler sonrası deney parçaları incelendiğinde, çekirdek ile yüzey tabakaları arasındaki yapıştırıcıda meydana gelen mikro çatlakların termal döngü sayısındaki artış ile artması sonucu malzeme mukavemetini düşürdüğü gözlemlenmiştir.

Hegde (2020), termal yaşlandırma sonrası kompozit sandviç panellerde oluşan mikro çatlakları ve bu çatlakların malzemenin mekanik özelliklerine olan etkisini incelemiştir. Uzay aracının yapısında kompozit sandviç panellerin kullanılabilirliğini test etmek amacıyla deney parçaları yüksek ve düşük sıcaklıklara maruz bırakılmıştır. Uzay

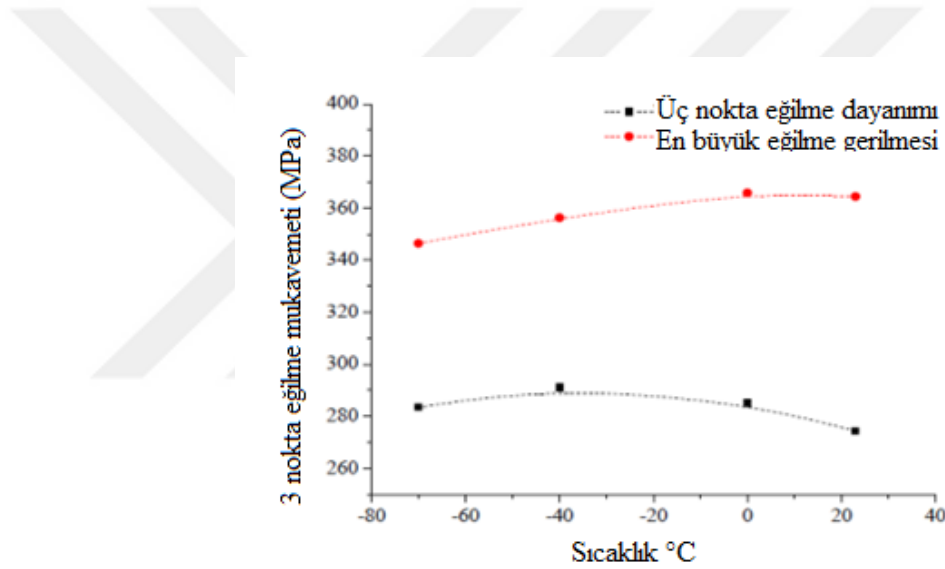
ortamında kompozit malzemenin maruz kalacağı sıcaklık ortamı oluşturularak deney $+150^{\circ}\text{C}$ ve -190°C 'de termal döngü şeklinde gerçekleştirilmiştir. Her 10 ısıl döngü ardından oluşan mikro çatlak yoğunlukları incelenmiştir ve mekanik dayanımdaki değişikliğin anlaşılması için çekme testi yapılmıştır. Deneysel çalışma sonrasında, termal döngü sayısı arttıkça oluşan çatlakların yoğunluğu arttığı ve çekme mukavemetinin azaldığı görüldü. Deney sonuçları sonlu elemanlar analizi sonuçlarıyla karşılaştırıldığında iyi bir uyum gözlemlenmiştir.

Hegde (2020), termal döngü sonrası katmanlı sandviç panellerin yapısında oluşan mikro çatlaklıkları ve bu çatlakların malzemenin mukavemetine olan etkisini incelemiştir. Deney parçaları için $+150^{\circ}\text{C}$ ve -170°C 'de ısıl yaşlandırma döngüsü oluşturulmuştur. Çatlak oluşumu ve mekanik dayanımın termal döngü ile arasındaki ilişkinin mikro çatlakların ölçümü sonrası yaklaşık 40 döngü sonrasında doyum noktasına ulaştığı gözlemlenmiştir. Ayrıca bu çalışmada, temaslı ve sıvı nitrojen kullanılarak temassız soğutma işlemlerinin mekanik dayanımı üzerindeki etkisi incelenmiştir. Temassız soğutma işlemine tabi tutulan deney parçalarında temaslı soğutulan deney parçalarına göre mekanik dayanımın yaklaşık %15 daha az etkilendiği görülmüştür.

Zaoutsos (2019), otomotiv, uzay ve havacılık gibi birçok endüstriyel ve mühendislik alanlarında yapısal eleman olarak kullanılan balpeteği sandviç panelin düşük sıcaklık koşullarında mekanik özelliklerindeki değişimini incelemiştir. Deney düzeneği $+23^{\circ}\text{C}$, 0°C , -40°C ve -70°C olmak üzere 4 farklı sıcaklık olarak ayarlanmıştır. Şekil 2.12 belirtilen sıcaklıklarda malzemenin gerilme- birim şekil değiştirme grafiğini göstermektedir. Deney parçaları belirli sürelerde bu sıcaklıklara maruz bırakıldıktan sonra sandviç panelin yapısında oluşan hasarlar incelenmiştir. Daha sonra deney parçaları çekme, basma ve eğme testleri gibi mekanik testlere tabi tutularak farklı sıcaklık koşullarının sandviç yapılarda oluşturduğu değişim incelenmiştir. Çalışma sonrası sıcaklık değerinin düştükçe malzemenin mukavemetinde ve akma gerilmesinde orta derecede bir azalma durumu olduğu görülmüştür.



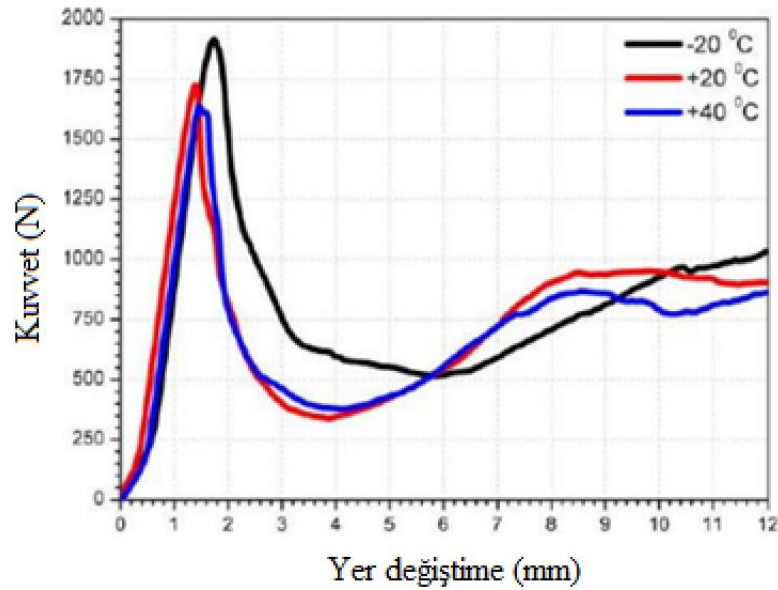
Şekil 2.12 Belirtilen sıcaklıklarda malzemenin gerilme-birim şekil değiştirme grafiği (Zaoutsos 2019)



Şekil 2.13 Farklı sıcaklıklarda malzemelerin eğilme dayanımı (Zaoutsos 2019)

Şekil 2.13 -70, -40, 0 ve 23 °C'de en büyük dayanım ve akma dayanımını göstermektedir.

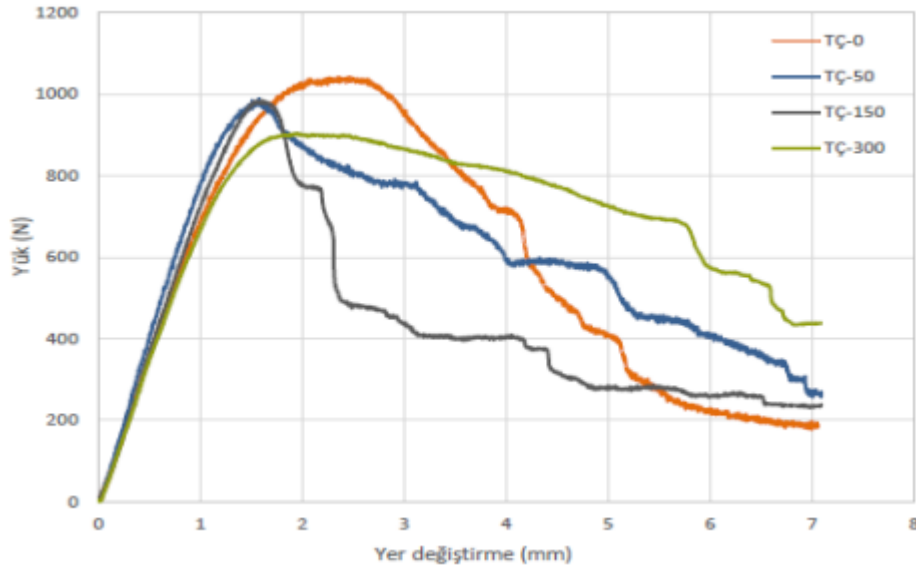
Akatay ve ark. (2018), farklı sıcaklıkların Gillfloor 5424 ticari koduna sahip (AA5052 alüminyum alaşımı) çekirdekten imal edilmiş, cam elyaf takviyesi tek yönde yapılmış epoksi yüzeylerden oluşan bal peteği kompozit panellerin mekanik özelliklerine olan etkisini incelemiştir. Yapılan çalışmada deney parçaları üç farklı sıcaklıkta (-20°C, 20°C ve 40°) ve 6 mm/dk hızla gerçekleştirilen üç nokta eğilme testlerine tabi tutulmuştur.



Şekil 2.14 Yük-yer değiştirme eğrileri (Akatay ve ark. 2018)

Şekil 2.14 incelendiğinde, malzemeye uygulanan sıcaklık değeri arttıkça en büyük yük değerlerinin azaldığı görülmektedir. Bu durum ise çekirdek yapıda oluşan kırılma deformasyonları sonucu meydana gelen kesme gerilmesi ile ilişkilendirilmektedir.

Kurt (2021), uçuş süreci boyunca yüzlerce kez farklı sıcaklıklara maruz kalan kompozit yapının farklı termal koşullar sonrası mekanik özelliklerindeki değişimin incelenmesi önemlidir. İlgili çalışmada alüminyum çekirdek yüzey levhaları (Al/Al) kullanılarak imal edilmiş bal peteği sandviç yapılar, -30°C ile $+40^{\circ}\text{C}$ arasında termal döngülere maruz bırakılmıştır. 120 dakika boyunca farklı sıcaklık koşullarına maruz bırakılan deney parçaları termal döngüden sonra ASTM C393 ve ASTM D7250 standartlarına göre çekme ve 3 nokta eğme testlerine tabi tutulmuştur. Yapılan testler sonrasında termal yaşlandırma uygulamalarının bal peteği sandviç yapısının mukavemeti üzerinde yaklaşık %14, enine kesme mukavemetinde %27 oranında bir azaltıcı etkisi olduğu gözlemlendi. Şekil 2.15 deney parçalarına ait yük-yer değiştirme eğrilerini göstermektedir.



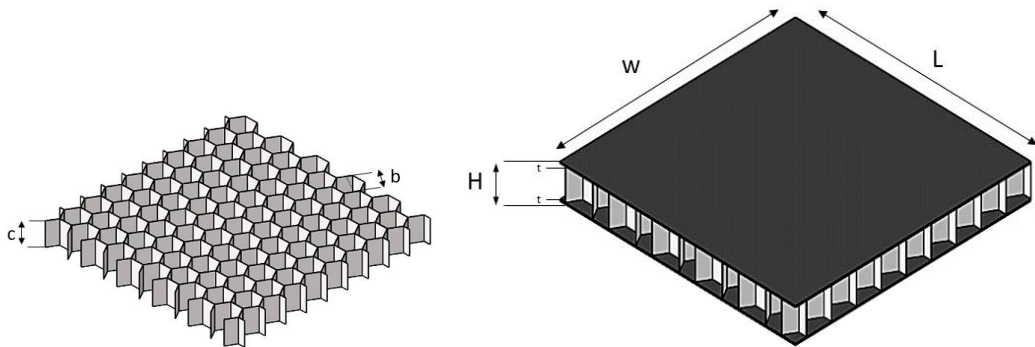
Şekil 2.15 Yük-yer değiştirme eğrileri (Kurt, 2021)

Yapılan literatür araştırması incelendiğinde, termal döngü işlemi ile altıgen bal peteği sandviç panellerin mukavemeti arasındaki değişime odaklanan çalışmalarda çoğunlukla malzeme olarak kompozit/kompozit birleşimi, kompozit/metal birleşimi malzemelere odaklanıldığı incelenirken, termal döngü işlemleri uygulanan Al/ sandviç yapılı kompozit malzemelerin eğilme özelliklerine ve boyutsal parametrelerin etkisine odaklanan detaylı çalışmalar bulunamamıştır. Bu çalışmada, havacılık sektöründe sık sık yapısal malzeme olarak kullanılan Al/Al sandviç yapılı kompozit malzemelerin termal çevrim işlemleri sonrasında eğilme özelliklerinin incelenmesine ve geometrik özelliklerin eğilme davranışları üzerindeki etkisinin incelenmesine odaklanılmıştır. Elde edilen sonuçların, ilgili yapısal malzemelerin seçim süreçlerinde göz önüne alınacağı ve ileriki zamanda gerçekleştirilecek çalışmalara ışık tutması beklenilmektedir.

3. MATERYAL VE YÖNTEM

3.1. Kullanılan Malzeme

Bu çalışmada savaş uçakların yapısında yapısal ve yardımcı eleman olarak kullanılan Al/Al sandviç yapılı kompozit malzemeler deney parçası olarak kullanılmıştır. Deney parçaları olarak kullanılan sandviç yapılı kompozit malzemeler, Altigen Uzay Havacılık Gemi İnşaat Panel San. Tic. Ltd. Şti.'de çekirdek katman ile yüzey levhaları arasına poliüretan yapıştırıcı kullanılarak birleştirilen alüminyum alaşımlı (5754-H22) yüzey levhası ve alüminyum alaşımlı (3005-H19) altıgen şekilli bal peteği çekirdekten oluşmaktadır. Yüzey levhaları ve bal peteği çekirdeğin birleştirilmesi için kullanılan poliüretan yapıştırıcı 80 °C kürlenme sıcaklığında, atmosferik basınç altında 15 dakika kürlenmiştir. Üretilen malzemeler, ASTM C393 / C393M standardına uygun olarak üç nokta eğilme testleri için standartta belirtilen boyutta 2 farklı yükseklikte kesilmiştir. Deney parçaları standart deney parçası boyutları olan (200 mm × 75mm × 15 mm) ve (200 mm × 75mm × 20mm) de hazırlanmıştır. Altıgen sandviç yapılı kompozit panellerin gösterimi Şekil 3.1'de gösterilmiştir. Şekil 3.1'de belirtilen simgelerden L, deney parçasının uzunluğu (200 mm), W, deney parçasının genişliği (75 mm), bunlara ek olarak H, deney parçasının toplam kalınlığı (15 mm ve 20 mm), c deney parçasının çekirdek katmanı yüksekliği (13 mm ve 18 mm), b deney parçasının çekirdek katmanı birim genişliği (6,78 mm ve 10,4 mm), t üst ve alt yüzey levhalarının yüksekliğini (1,0 mm) göstermektedir. Bununla birlikte, yüzey levhası ve çekirdek katmanına ait malzemelerin mekanik özellikleri Çizelge 3.1'de gösterilmiştir. Çizelge 3.2'de bal peteği sandviç kompozit deney parçalarının test konfigürasyonu verilmiştir.



Şekil 3.1 Sandviç yapılı kompozit malzemenin geometrisi

Çizelge 3.1 Yüzey levhası ve çekirdek katmanı malzemesinin özellikleri

Özellikleri	Çekirdek Katmanı Malzemesi (3005-H19)	Yüzey Levhası (5754-H22)
Yoğunluk	2.8 g/cm ³	2.66 g/cm ³
Elastisite Modülü	70 GPa	70.3 GPa
En Büyük Çekme Dayanımı	270 MPa	245 MPa
Kesme Modülü	26 GPa	25.9 GPa
Kesme Dayanımı	150 MPa	150 MPa
Poisson Oranı	0.33	0.33

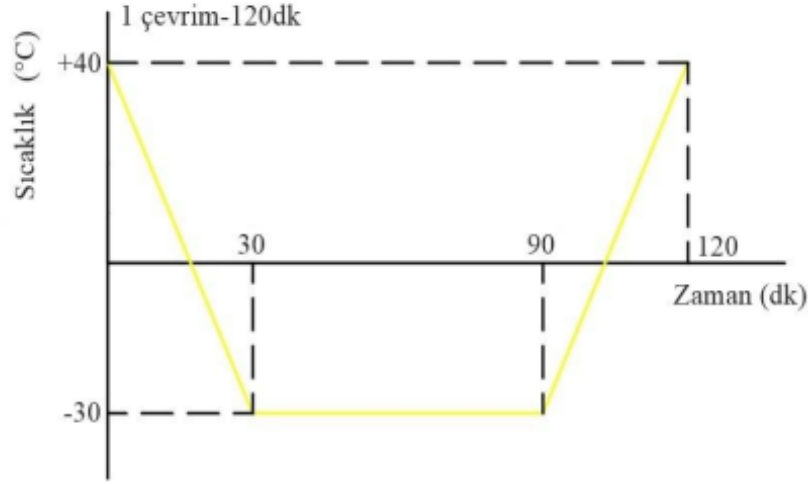
Çizelge 3.2 Bal peteği sandviç kompozit deney parçalarının adlandırılması

Deney Parçaları Grubu	Toplam Kalınlık H (mm)	Birim Çekirdek Genişliği b (mm)	Termal Döngü Sayısı (TÇ)
H15 /B6,78/TÇ0	15	6,78	0
H15/ B10,4/TÇ0	15	10,4	0
H20/ B6,78/TÇ0	20	6,78	0
H20/ B10,4/TÇ0	20	10,4	0
H15/ B6,78/TÇ1	15	6,78	20
H15/ B10,4/TÇ1	15	10,4	20
H20/ B6,78/TÇ1	20	6,78	20
H20/ B10,4/TÇ1	20	10,4	20
H15/ B6,78/TÇ2	15	6,78	40
H15/ B10,4/TÇ2	15	10,4	40
H20/ B6,78/TÇ2	20	6,78	40
H20/ B10,4/TÇ2	20	10,4	40

3.2. Termal Döngü İşlemi

Alüminyum bal peteği sandviç paneller imalat süreci sonrasında tipik savaş uçaklarının gözetleme faaliyetlerinde maruz kaldığı hava koşulları göz önüne alınarak termal döngü testlerine maruz bırakılmıştır. İlgili hava koşullarını simüle etmek amacıyla TÜBİTAK SAGE yerleşkesinde bulunan iklimlendirme kabini kullanılarak Al/Al bal peteği sandviç paneller farklı sayıda termal döngülerde test edilmiştir.

Savaş uçağı 1 sortilik (2 saatlik) gözetleme uçuşunda farklı termal koşullara maruz kalır. İzmir'den rutin bir gözetleme faaliyeti gerçekleştirmek için pist başına gelen hava aracı uçuşu geçene kadar 40 °C sıcaklığa, yaklaşık olarak 36.000 feet yükseklikteki irtifaya karadan ayrılışının ardından geçen 30 dakikada ulaşır ve bu irtifada -30 °C'de yaklaşık 1 saat (60 dakika) süresince görevini yerine getirirken maruz kaldığı sıcaklık -40 °C olacaktır (Kurt (2021)). Gözetleme görevini tamamlayan savaş uçağı yaklaşık 30 dakika süre ile çıktığı irtifadan iniş yapar. Şekil 3.2 ile gösterilen termal döngü, TÇ1 deney parçaları grubuna 20 çevrim ve TÇ2 deney parçaları grubuna 40 çevrim olarak uygulanmıştır.



Şekil 3.2 Al/Al bal peteği sandviç kompozitlere uygulanan termal döngü

Termal döngü testleri, iklimlendirme testleri için özel üretilen Şekil 3.3 ile verilen TÜBİTAK Savunma Sanayii Araştırma ve Geliştirme Enstitüsü (SAGE) Ankara Yerleşkesinde bulunan Weiss ve ACS firmalarına ait iklimlendirme test kabinlerinde gerçekleştirilmiştir. İklimlendirme kabinleri $-70^{\circ}\text{C} \sim +100^{\circ}\text{C}$ sıcaklık değerlerinde, 10mbar \sim 880mbar basınç değerlerinde ve %20 \sim %80 bağıl nem değerleri arasında çalışmaktadır.



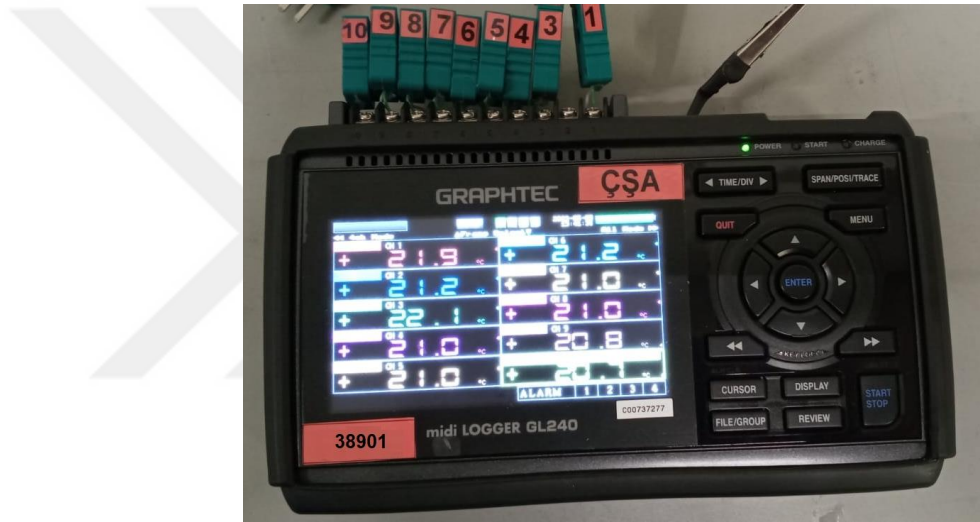
(a)

(b)

Şekil 3.3 İklimlendirme test kabinlerine ait görüntüler (a) Deney parçalarına TÇ1 testlerinin uygulandığı iklimlendirme kabini (b) Deney parçalarına TÇ2 testlerinin uygulandığı iklimlendirme kabini

Test edilen deney parçalarının yüzey sıcaklıklarının da test sıcaklıklarında kararlı hale gelmesini takip etmek için deney parçaları yüzeylerine yüzey tipi ısı çiftleri yerleştirilmesi gerekmektedir. Bu nedenle, termal döngü testleri sırasında bal peteği sandviç kompozit deney parçaları iklimlendirme kabinlerine yerleştirilirken üzerlerine yüzey tipi ısı çiftleri yapıştırılmıştır ve yüzey sıcaklıkları veri toplama sistemi (VTS) üzerinden takip edilerek yüzey sıcaklıkları kaydedilmiştir.

Test sırasında, iklimlendirme test kabinleri, veri toplama sistemleri ve yüzey tipi ısı çiftlerinin yıllık periyotlarda kalibrasyonlarının yapılması, testlerin doğru bir şekilde gerçekleştirilmesi için önem arz etmektedir. Kullanılan VTS Şekil 3.4 ile verilmiştir.



Şekil 3.4 Yüzey tipi ısı çiftlerinin sıcaklık takibi için kullanılan veri toplama sistemi

3.3. Üç Nokta Eğilme Testi

Savaş uçakları görev süresince ani manevra kabiliyetlerine sahip olma ve agresif hareketler yaparken maruz kalacağı farklı yüklere dayanıklı olmak üzere tasarlanmaktadır. Mühimmat yükleme anından başlamak üzere, havada kaldığı görev süresinde, mühimmatı havada bıraktığında ve yeryüzüne iniş anında ilk temasta (touch down) savaş uçaklarında ekstra salınımlar meydana gelmektedir. Savaş uçaklarına etki eden kuvvetler göz önünde bulundurulduğunda en etkin olan kuvvetin eğilme kuvveti olduğu görülmektedir. Bu süreci termal döngü testleri ile benzetim yapabilecek en uygun teknik kullanılan malzemeye 3 nokta eğilme testi uygulamaktır. ASTM C 393 standardına uygun olarak üç nokta eğilme test metodu, deney parçalarının malzeme özelliklerini

(çekirdek kayma gerilimini, yüzey eğilme gerilimini ve panel eğilme rijitliğini) belirlemek gerçekleştirildi.

TÜBİTAK SAGE’de termal döngüye maruz bırakılan ve termal döngüye maruz bırakılmayan deney parçaları, çevresel şartların malzemede olası etkilerini önlemek için özel kutular ile 3 nokta eğilme testlerinin icra edilmesi için sevk edilmiştir. RAAGEN marka ETM-50-S modelindeki çekme-basma test cihazı ile termal döngüye maruz bırakılmış ve termal döngüye maruz bırakılmamış deney parçaları ASTM C 393 üç nokta eğilme test standardına göre test edilmiştir.

Test düzeneği oluşturulurken alt destek mesafesi 150 mm olarak seçilmiş ve deney parçalarına uygulanan üç nokta eğilme testlerinin hızı 6 mm/dk olacak şekilde uygulanmıştır. Ayrıca, malzemede oluşabilecek yapı hasarlarını engellemek için kauçuk esaslı rijit destekler kullanılmıştır.

Termal döngüye maruz bırakılan ve termal döngüye maruz bırakılmayan bal peteği sandviç kompozit malzemelerin mekanik ve eğilme özelliklerinin belirlenmesi için üç nokta eğilme testleri tüm deney parçası gruplarında 5’er adet deney parçası olacak şekilde uygulanmış ve elde edilen test sonuçları standart sapması ile birlikte ortalama değerleri hesaplanarak verilmiştir.

Farklı sayıda termal döngü işlemlerine maruz bırakılmış ve termal döngülere maruz bırakılmamış (orijinal) deney parçalarına ait en büyük çekirdek kesme gerilmesi değerleri ve yüzey tabakada oluşan gerilim gibi malzemeye ait eğilme özellikleri saptanmıştır. Deney parçalarına ait en büyük gerilme değerleri (çekirdek, yüzey) değerleri ASTM C393/C393M-16 standardındaki denklemler göz önünde bulundurularak (Denklem 2.1 ve Denklem 2.2) deneyler sonrasında elde edilen yük-yer değiştirme grafikleri kullanılarak belirlenmiştir.

$$F_s^{ult} = \frac{P_{max}}{(d+c)b} \quad 3.1$$

$$\sigma = \frac{P_{max}S}{2t(d+c)b} \quad 3.2$$

Denklem 3.1 ile verilen P_{max} değeri çekirdek kırılması oluşmadan önceki en büyük yük (N), d deney parçasının yüksekliğini (mm), c deney parçasının çekirdek katmanına ait yüksekliğini (mm), b deney parçasının çekirdek katmanının birim genişliği (mm), denklem 3.2 ile verilen S test sırasında destekler arasındaki mesafeyi (mm), t deney

parçasına ait yüzey levhalarının yüksekliğini (mm), denklem 3.1 ile verilen F_s^{ult} malzemeye ait en büyük çekirdek kesme gerilmesi değerini (MPa) ve σ yüzey tabakasında meydana gelen gerilmeyi (MPa), göstermektedir. ASTM C393 standardına uygun olarak deney parçalarına gerçekleştirilen üç nokta eğilme testlerinden sonra deney sonuçlarından çıkarılan yük-yer değiştirme grafiklerinden kullanılarak bulunan deney parçalarına ait yük verileri ve deney parçalarına ait yer değiştirme verileri ilgili denklemler aracılığıyla hesaplanarak belirlenmek istenen eğilme özellikleri doğrultusunda hesaplanarak bulunmuştur.



4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

Hava araçlarının uçuş süresi boyunca maruz kaldıkları farklı sıcaklık koşulları ve yeryüzünden kalkış, yeryüzüne iniş esnasında yapısal parçaların karşılaştıkları eğilme yüklerinin araştırılması tasarım için önem arz etmektedir. Kaynak araştırması yapıldığında, uçağın hareketli kısımlarında kullanılan yapısal eleman olarak kullanılan Al/Al sandviç yapılı kompozit yapı malzemelerin termal döngü işlemleri uygulanması sonrasında mekanik özelliklerinin ve eğilme davranışının ayrıntılı bir şekilde incelenmediği gözlemlenmektedir.

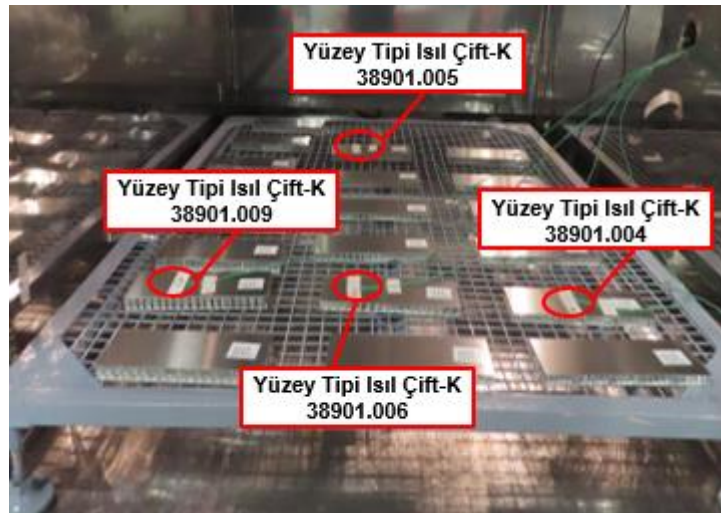
4.1 Al/Al Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelere Uygulanan Termal Döngü

Testleri

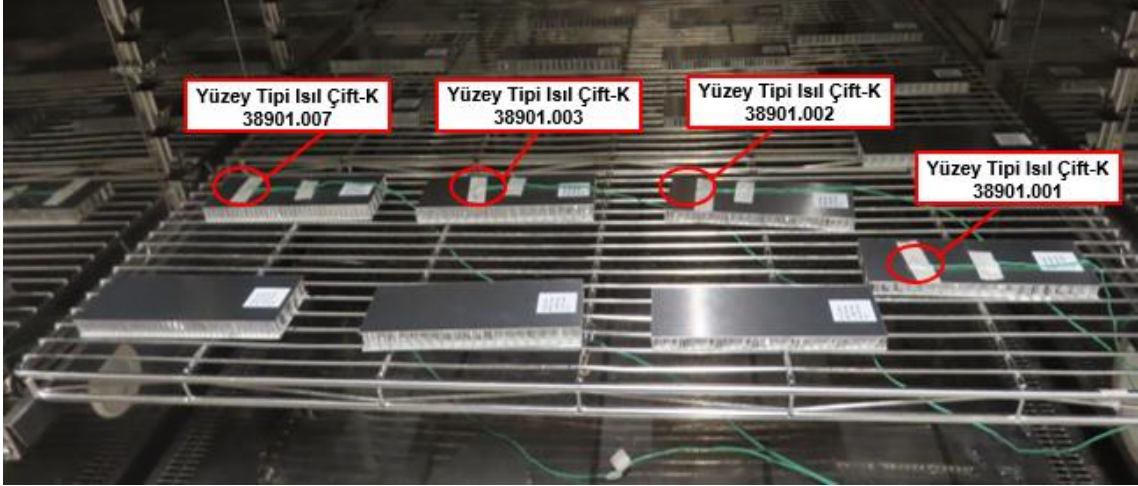
Bu testlerin amacı, alüminyum bal peteği sandviç panellerin imalat süreci sonrasında tipik savaş uçaklarının gözetleme faaliyetlerinde maruz kaldığı hava koşulları göz önüne alınarak deney parçaları termal döngü testlerine maruz bırakılmıştır. Termal döngü testlerine, test edilen deney parçalarına ve test sırasında kullanılan A/G/A listesine ait bilgiler Çizelge 4.1 ile, yüzey tipi ısı çiftlerinin konfigürasyonları Şekil 4.1 ve Şekil 4.2 ile, deney parçalarına ait örnek görüntü Şekil 4.3 ile verilmiştir.

Çizelge 4.1 Test Sırasında Kullanılan A/G/A Listesi

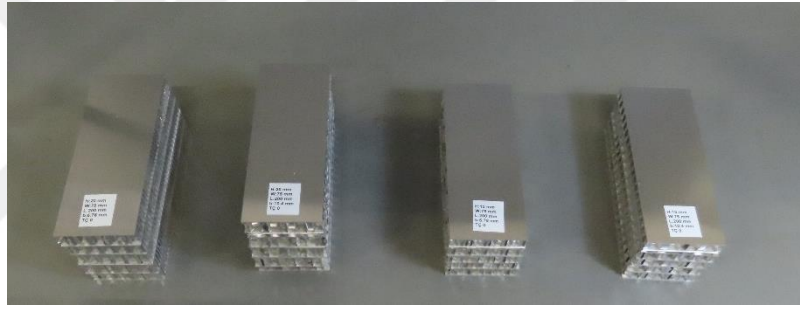
A/G/A No	A/G/A Kodu	A/G/A Adı	Kalibrasyon/Doğrulama Tarihi	Kalibrasyon/Doğrulama Periyodu
1	12508	İklimlendirme Test Kabini	17.08.2022 / -	1 yıl / -
2	14577	İklimlendirme Test Kabini	24.11.2021 / 24.05.2022	1 yıl / 1 yıl
3	38901.001	Yüzey Tipi Isıl Çift-K	19.04.2022 / 26.10.2022	1 yıl / 1 yıl
4	38901.002	Yüzey Tipi Isıl Çift-K	19.04.2022 / 26.10.2022	1 yıl / 1 yıl
5	38901.003	Yüzey Tipi Isıl Çift-K	19.04.2022 / 26.10.2022	1 yıl / 1 yıl
6	38901.004	Yüzey Tipi Isıl Çift-K	19.04.2022 / 26.10.2022	1 yıl / 1 yıl
7	38901.005	Yüzey Tipi Isıl Çift-K	19.04.2022 / 26.10.2022	1 yıl / 1 yıl
8	38901.006	Yüzey Tipi Isıl Çift-K	19.04.2022 / 26.10.2022	1 yıl / 1 yıl
9	38901.007	Yüzey Tipi Isıl Çift-K	19.04.2022 / 26.10.2022	1 yıl / 1 yıl
10	38901.009	Yüzey Tipi Isıl Çift-K	19.04.2022 / 26.10.2022	1 yıl / 1 yıl
11	29018.021	Sıcaklık ve Nem Ölçer	27.07.2021 / -	2 yıl / -
12	23763	Dijital Fotoğraf Makinesi	-	-



Şekil 4.1 Yüzey Tipi Isıl Çiftlerin Bağlantı Konfigurasyonu (TÇ1)



Şekil 4.2 Yüzey Tipi Isıl Çiftlerin Bağlantı Konfigürasyonu (TÇ2)

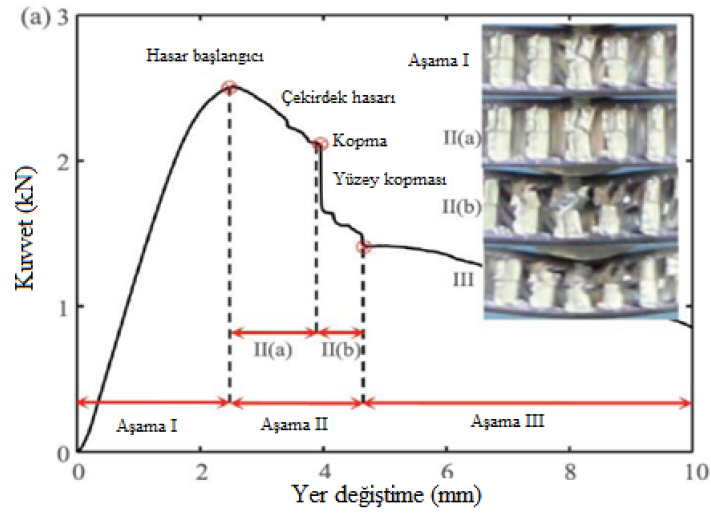


Şekil 4.3 Deney Parçalarına Ait Örnek Görüntü

Termal döngü testleri öncesi ve testler sonrası şekiller karşılaştırıldığında deney parçalarının yüzeyinde herhangi bir bozulma / hasar şekli gözlemlenmemiştir.

4.2 Termal Döngü İşlemi Uygulanan ve Termal Döngü İşlemi Uygulanmayan Al/Al Sandviç Yapılı Kompozit Malzemelerin Üç Nokta Eğilme Test Sonuçları

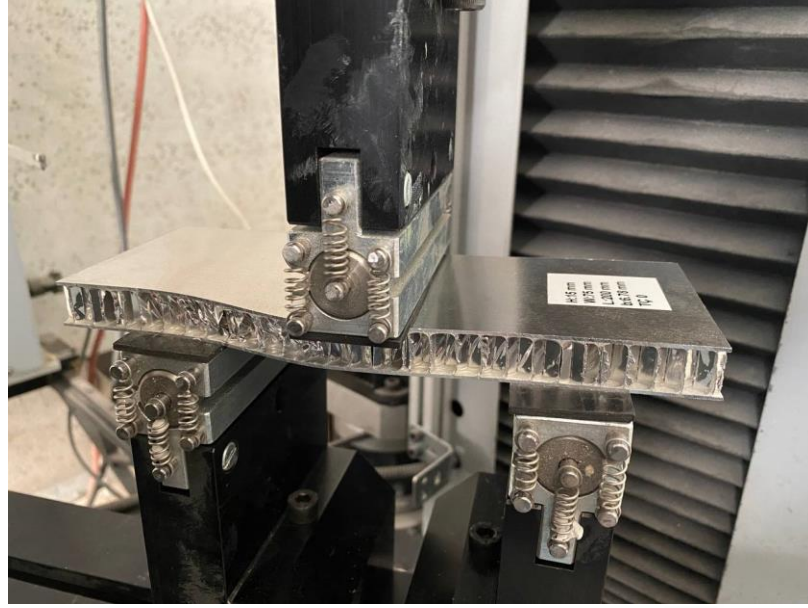
He ve ark. (2019), çekirdek kısmı alüminyum alaşımından (AA3003) ve yüzey tabakası karbon fiber takviyeli polimerden oluşan sandviç deney parçalarının mekanik özelliklerini araştırmak için deney parçalarına üç nokta eğilme testi gerçekleştirmiştir. Şekil 4.4'de gösterildiği gibi, üç nokta eğilme testleri sonucu yük-yer değiştirme eğrilerini elastik evre (1.kısım), yüzey tabakası ya da çekirdek katmanda hasar oluşan evre ve genel hasar evresi olarak 3 farklı evrede incelemiştir.



Şekil 4.4 Yük-yer değiştirme eğrisi (He ve ark. 2019)

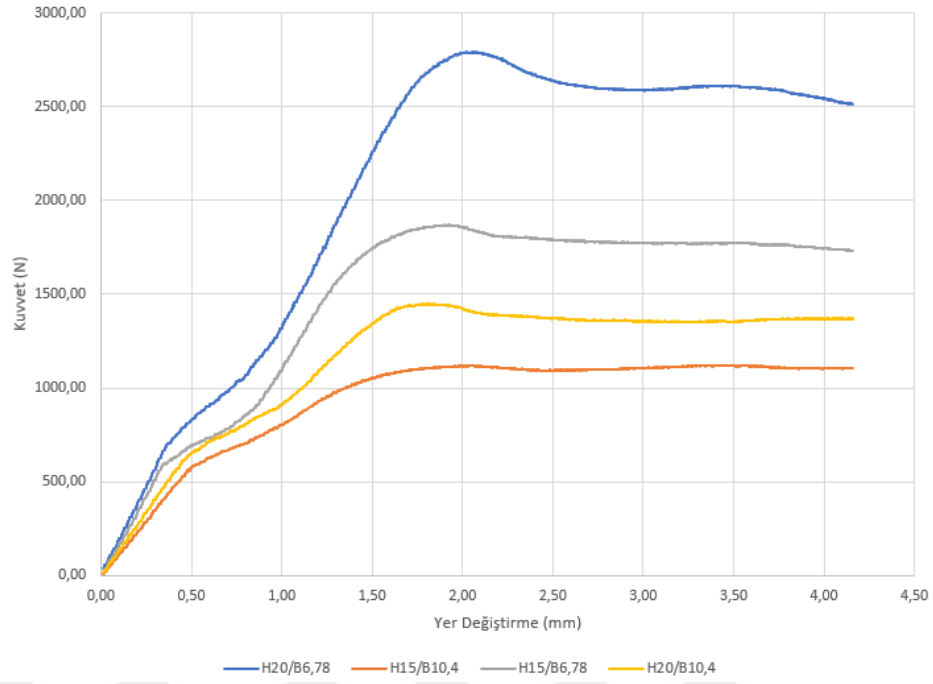
İlk evre incelendiğinde, bal peteği kompozitlerde elastik deformasyonların oluştuğu ve yük değerinin en büyük yük değerine kadar lineer olarak artış gösterdiği görülmektedir. Ayrıca, yük-yer değiştirme eğrisinin en büyük yüke ulaşmadan önce çekirdek katmanda meydana gelen plastik deformasyon sonucu lineerlikten kısa da olsa uzaklaştığı görülmektedir. Çekirdek katmanda hasar oluşan evre incelendiğinde, yük-yer değiştirme eğrisinin eğiminde oluşan değişikliğin sebebi, test sırasında hasarın çekirdek katmanında ve yüzey tabakasında olmak üzere iki farklı durumda oluşmasıdır. Genel hasar evresi incelendiğinde ise, sandviç kompozitlerin kırılma anına kadar sabit bir yük eğilimine sahip olduğu görülmektedir. Ayrıca, bu evrede üst yüzey tabakasında kırılmalar, çekirdek yapı ve yüzey tabakaları arasında delaminasyon ve çekirdek katmanında kırılma olduğu görülmektedir.

Termal döngü sayılarının, farklı geometrik özelliklere sahip deney parçalarının eğilme davranışı ve mekanik özellikleri üzerinde oluşturduğu değişimleri incelemek için farklı sayıda termal döngü işlemlerine maruz bırakılmış ve termal döngü işlemine maruz bırakılmamış (orijinal) deney parçalarına ASTM C 393 standardına uygun olarak üç nokta eğilme testi gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.5 ile bal peteği sandviç panellere uygulanan üç nokta eğilme testi gösterilmiştir.

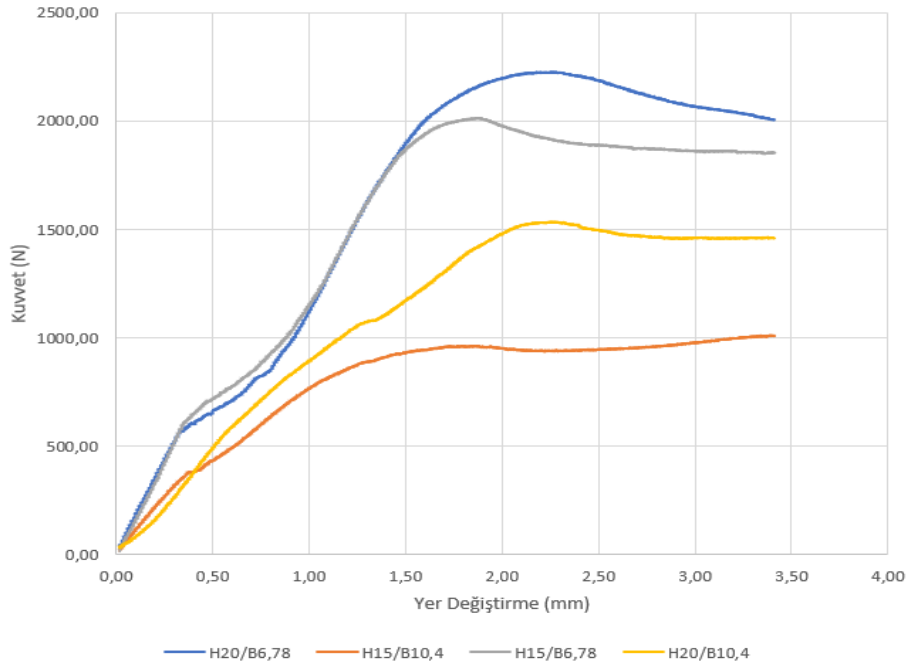


Şekil 4.5 Bal peteği Sandviç Panellere Uygulanan Üç Nokta Eğilme Testi Gösterimi

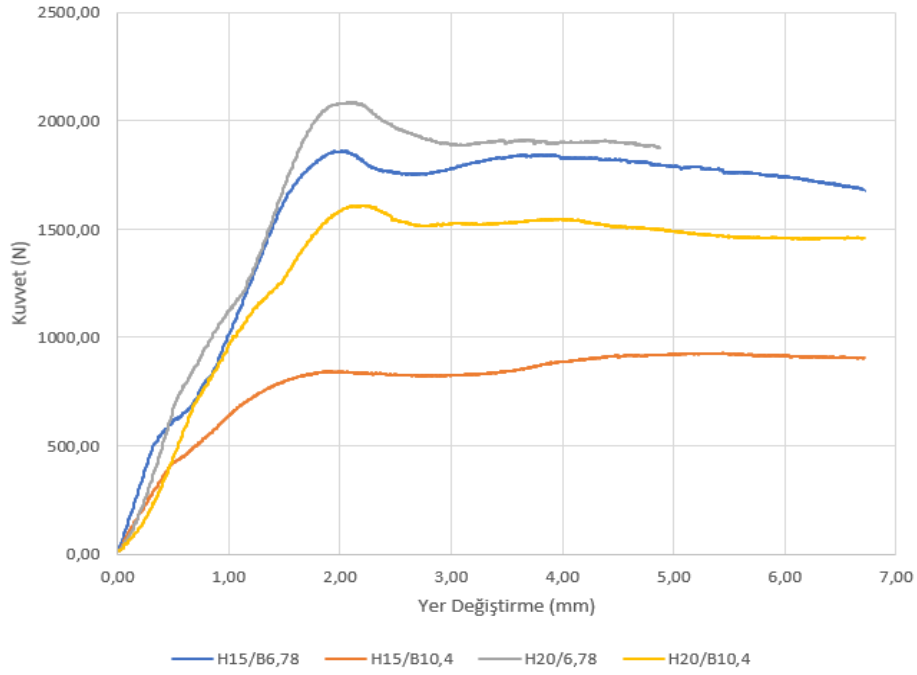
Bu testler sonucunda TÇ0 deney parçalarından elde edilen örnek yük-yer değiştirme değerleri Şekil 4.6, TÇ1 tekrar sayılı termal döngü işlemine maruz kalmış deney parçalarından alınan örnek yük-yer değiştirme değerleri Şekil 4.7 ve TÇ2 tekrar sayılı termal döngü işlemine maruz kalmış deney parçalarından elde edilen örnek yük-yer değiştirme değerleri Şekil 4.8 ile, en büyük kuvvet, yer değiştirme, en büyük çekirdek kesme gerilmesi ve yüzey gerilmesi değerleri Çizelge 4.2, Çizelge 4.3 ve Çizelge 4.4 ile verilmiştir.



Şekil 4.6 Termal döngüye maruz bırakılmamış (TÇ0) farklı geometrik özelliklere sahip sandviç yapıli kompozit malzemelerin deney parçalarının eğilme testi ardından elde edilen örnek kuvvet-yer değiştirme eğrisi



Şekil 4.7 Termal döngüye maruz bırakılmış (TÇ1) farklı geometrik özelliklere sahip sandviç yapıli kompozit malzemelerin deney parçalarının eğilme testi ardından elde edilen örnek kuvvet-yer değiştirme eğrisi



Şekil 4.8 Termal döngüye maruz bırakılmış (TÇ2) farklı geometrik özelliklere sahip sandviç yapıli kompozit malzemelerin deney parçalarının eğilme testi ardından elde edilen örnek kuvvet-yer değıştirme eğrisi

Farklı termal döngülere maruz bırakılmış deney parçaları birbirine benzer bir yük-yer değıştirme eğrisi göstermiştir. İlk olarak, hasar başlangıcı en büyük kuvvet değerlerinde oluşmuş, hasar başlangıcının sonrasında farklı sayıda termal döngü işleme maruz kalan deney parçalarının çekirdek tabakasında kırılma ve yüzey tabakası üzerinde oluşan hasarlar gözlemlenmiştir. En büyük yükte yer değıştirme değerleri incelendiğinde ise, yer değıştirme değerlerinin termal döngü sayılarının artmasıyla düştüğü gözlemlenmiştir.

Çizelge 4.2 Termal Döngüye Maruz Bırakılmamış Sandviç Yapılı Kompozit Yük-Yer Değıştirme Eğrilerinden Alınan Değerlerin Ortalaması

Deney Parçaları Grubu	En Büyük Kuvvet (N)	En Büyük Yükte Yer Değıştirme (mm)	Çekirdek Kesme Gerilmesi (MPa)	En Büyük Yüzey Gerilmesi (MPa)
H15/B6,78/TÇ0	1983.27	2.42	0,94	70,83
H15/B10,4/TÇ0	1177.51	5.45	1,19	89,33
H20/B6,78/TÇ0	2501.40	2.20	0,57	30,98
H20/B10,4/TÇ0	1568.06	3.37	0,75	41,26

Çizelge 4.3 Termal Döngüye Maruz Bırakılmış (TÇ1) Sandviç Yapılı Kompozit Yük-Yer Değıştirme Eğrilerinden Alınan Değerlerin Ortalaması

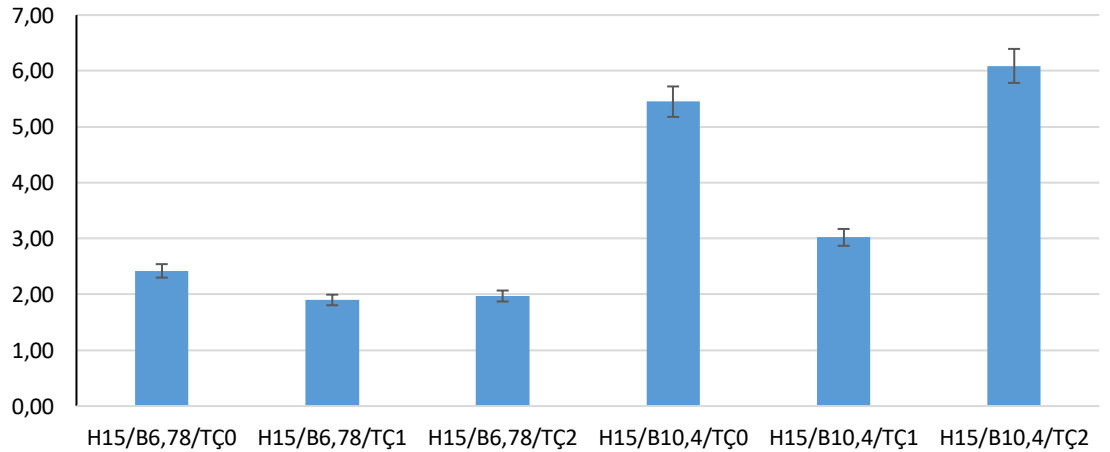
Deney Parçaları Grubu	En Büyük Kuvvet (N)	En Büyük Yükte Yer Değişirme (mm)	Çekirdek Kesme Gerilmesi (MPa)	En Büyük Yüzey Gerilmesi (MPa)
H15/B6,78/TÇ1	1913.67	1.90	0,91	68,34
H15/B10,4/TÇ1	1043.26	3.02	1,02	76,64
H20/B6,78/TÇ1	2145.98	2.06	0,49	27,54
H20/B10,4/TÇ1	1556.92	2.48	0,74	40,97

Çizelge 4.4 Termal Döngüye Maruz Bırakılmış (TÇ2) Sandviç Yapılı Kompozit Yük-Yer Değişirme Eğrilerinden Alınan Değerlerin Ortalaması

Deney Parçaları Grubu	En Büyük Kuvvet (N)	En Büyük Yükte Yer Değişirme (mm)	Çekirdek Kesme Gerilmesi (MPa)	En Büyük Yüzey Gerilmesi (MPa)
H15/B6,78/TÇ2	1851.67	1.97	0,88	66,13
H15/B10,4/TÇ2	991.18	6.09	0,99	74,37
H20/B6,78/TÇ2	2082.37	2.13	0,47	26,08
H20/B10,4/TÇ2	1366.22	2.34	0,65	35,95

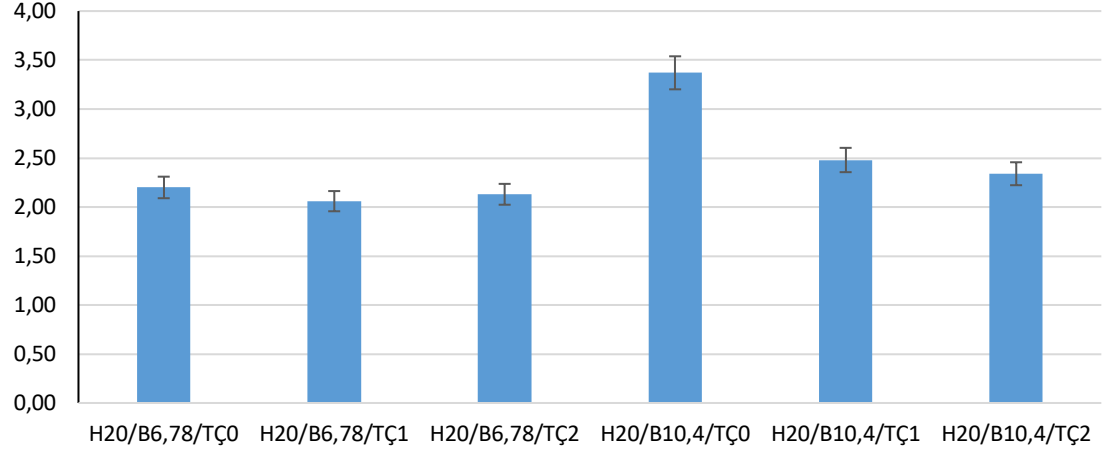
Bu testler sonucunda farklı geometrik özelliklere sahip sandviç yapılı kompozit deney parçalarının üç nokta eğilme testleri ardından alınan en büyük yükte yer değişirme değerlerinin ortalaması (H15mm) Şekil 4.9 ile , (H20) Şekil 4.10 ile, çekirdek kesme değerlerinin ortalaması (H15mm) Şekil 4.11, (H20) Şekil 4.12 ile, en büyük yüzey gerilmesi değerlerinin ortalaması (H15mm) Şekil 4.13, (H20) Şekil 4.14 ile, en büyük kuvvet değerlerinin ortalaması (H15mm) Şekil 4.15 ile , (H20) Şekil 4.16 ile verilmiştir.

En Büyük Yükte Yer Değişirme (mm)



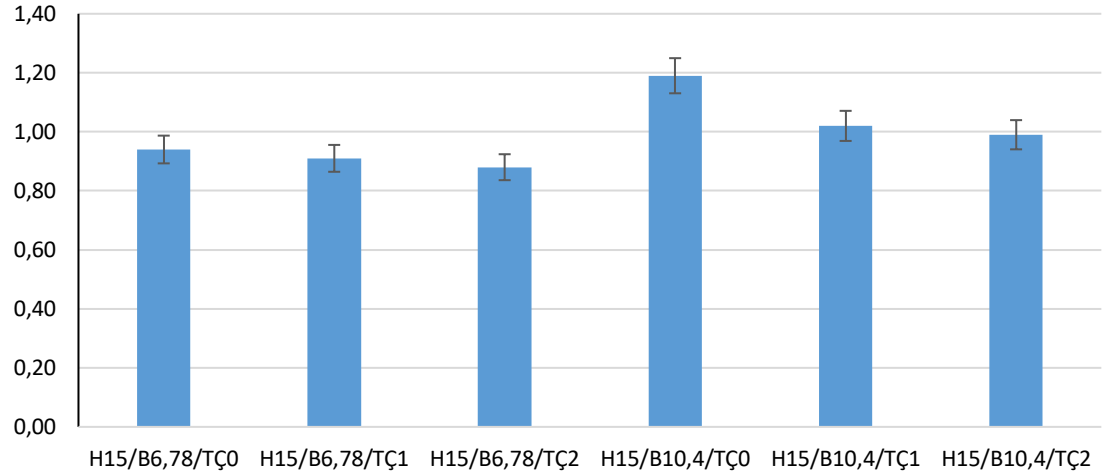
Şekil 4.9 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Yükte Yer Değişirme Değerlerinin Ortalaması (H15mm)

En Büyük Yükte Yer Değiştirme (mm)



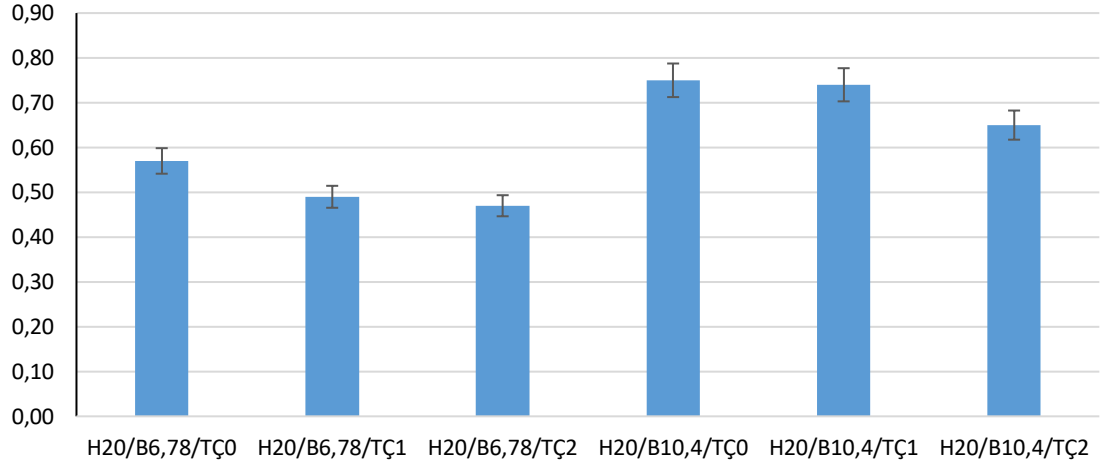
Şekil 4.10 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Yükte Yer Değiştirme Değerlerinin Ortalaması (H20mm)

Çekirdek Kesme Gerilmesi (MPa)



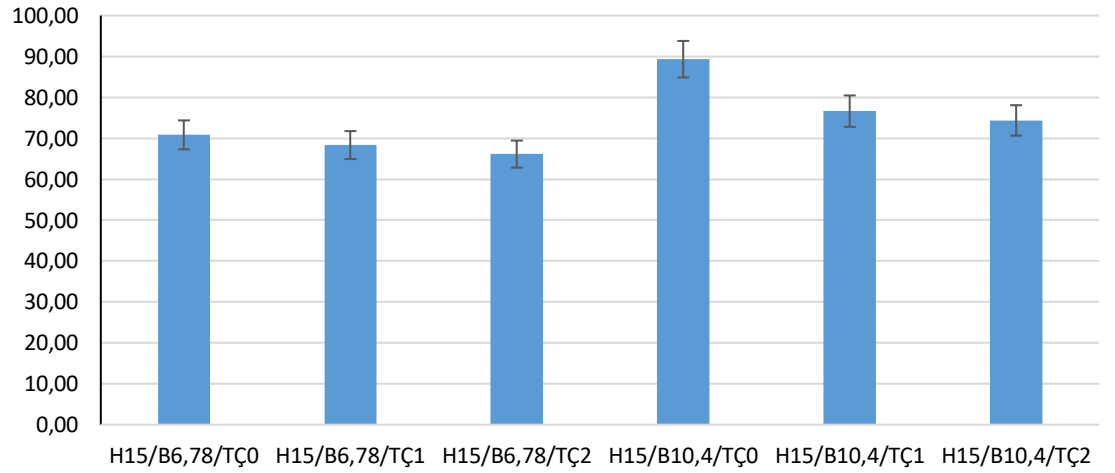
Şekil 4.11 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen Çekirdek Kesme Gerilmesi Değerlerinin Ortalaması (H15mm)

Çekirdek Kesme Gerilmesi (MPa)



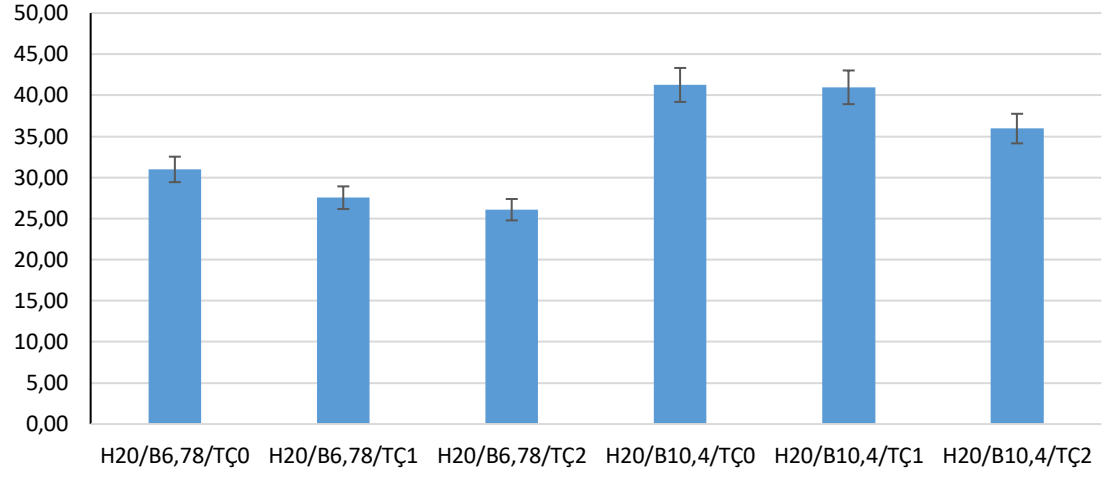
Şekil 4.12 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen Çekirdek Kesme Gerilmesi Değerlerinin Ortalaması (H20mm)

En Büyük Yüzey Gerilmesi (MPa)



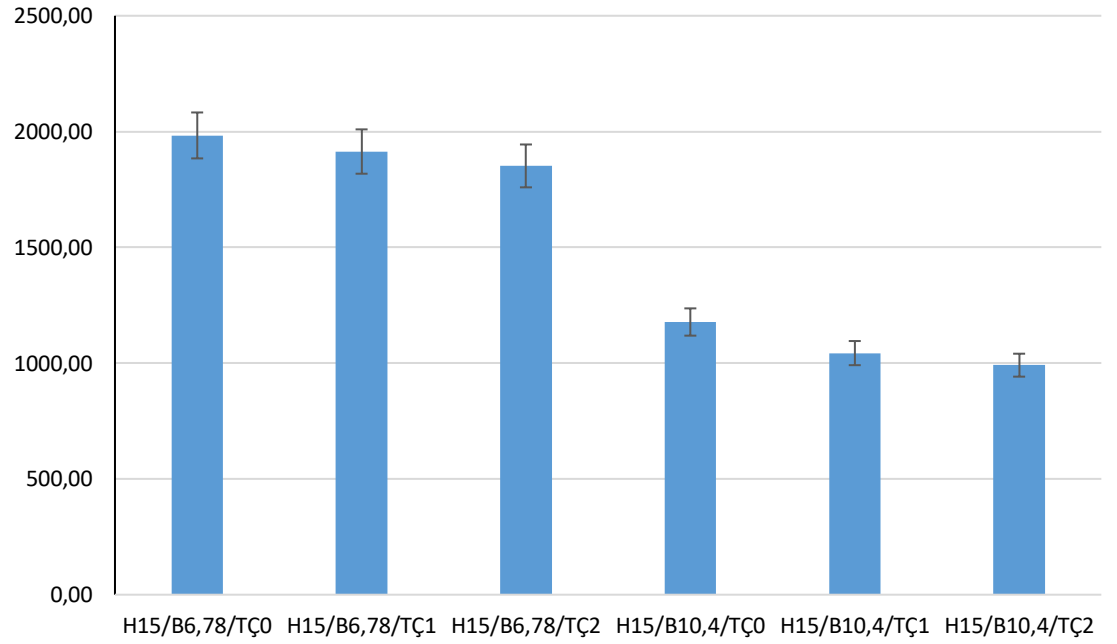
Şekil 4.13 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Yüzey Gerilmesi Değerlerinin Ortalaması (H15mm)

En Büyük Yüzey Gerilmesi (MPa)

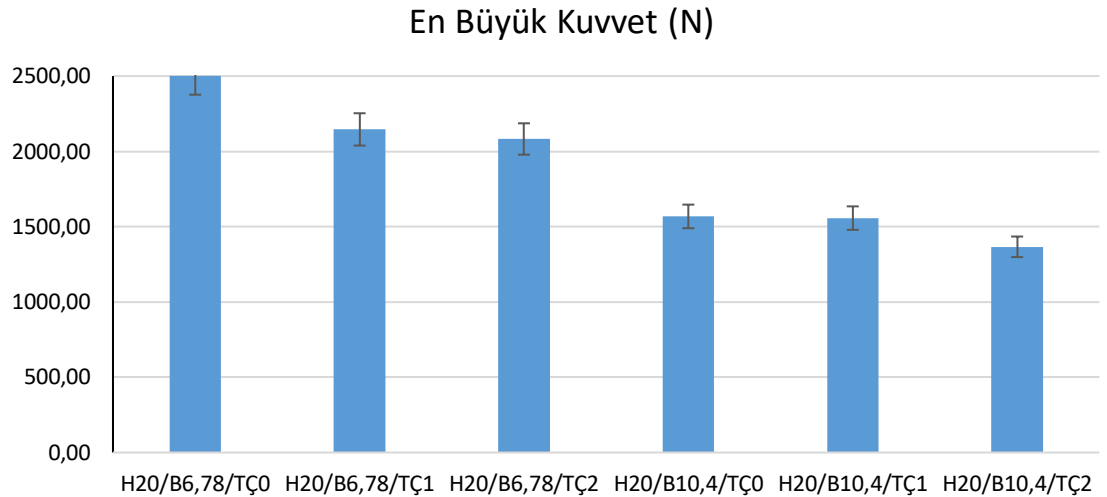


Şekil 4.14 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Yüzey Gerilmesi Değerlerinin Ortalaması (H20mm)

En Büyük Kuvvet (N)



Şekil 4.15 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Kuvvet Değerlerinin Ortalaması (H15mm)



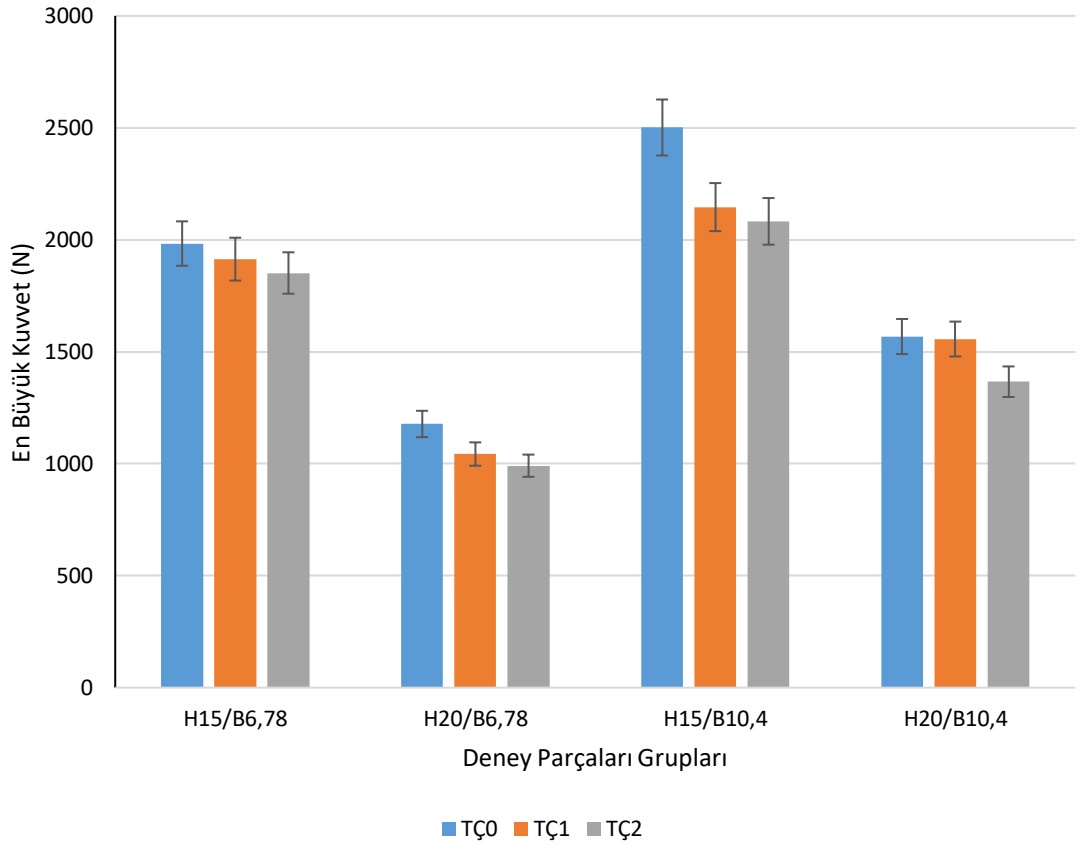
Şekil 4.16 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Kuvvet Değerlerinin Ortalaması (H20mm)

Deney parçalarına ASTM C 393 standardına göre uygulanan eğilme testlerinin ardından, farklı sayıda termal döngü işlemi uygulanmış tüm sandviç yapılı kompozit deney parçalarında çekirdek katmanında kırılma hasarı olduğu ve yüzey levhaları ile çekirdek tabakası arasında delaminasyon hasarının olduğu gözlemlenmiştir.

Çizelge 4.2, Çizelge 4.3 ve Çizelge 4.4'e göre aynı deney parçaları grupları incelendiğinde, deney parçalarının yüksekliği arttıkça en büyük kuvvetin arttığı fakat yer değiştirme değerleri arasında böyle bir ilişki olmadığı tespit edilmiştir. Ayrıca, birim çekirdek genişliği azaldıkça en büyük yük değerinin arttığı gözlemlenmiştir. Bunun sebebi ise, çekirdek hücre yoğunluğu artışının malzeme dayanımını artırmasıdır. Çekirdek birim genişliği ile yük değiştirme değerleri karşılaştırıldığında ise genel olarak birim çekirdek genişliği arttıkça yer değiştirme değerlerinde de artış gözlemlenmiştir. Bununla birlikte, çekirdek termal döngü sayısı arttıkça en büyük kuvvet değerlerinin azaldığı gözlemlenmiştir. Bunun nedeni ise yapıştırıcının yapısında sıcaklığa maruz kalma sonucu oluşan değişimin malzeme dayanımını düşürmesidir. Deney parçaları grupları geometrik özelliklerine ve termal döngüye maruz bırakılma durumlarına göre incelendiğinde, yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun çekirdek kesme gerilmesi değerinin yaklaşık %7, yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun çekirdek kesme gerilmesi değerinin yaklaşık %20, yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun çekirdek kesme gerilmesi değerinin yaklaşık

%19 ve yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun çekirdek kesme gerilmesi değerinin yaklaşık %14 azaldığı görülmektedir.

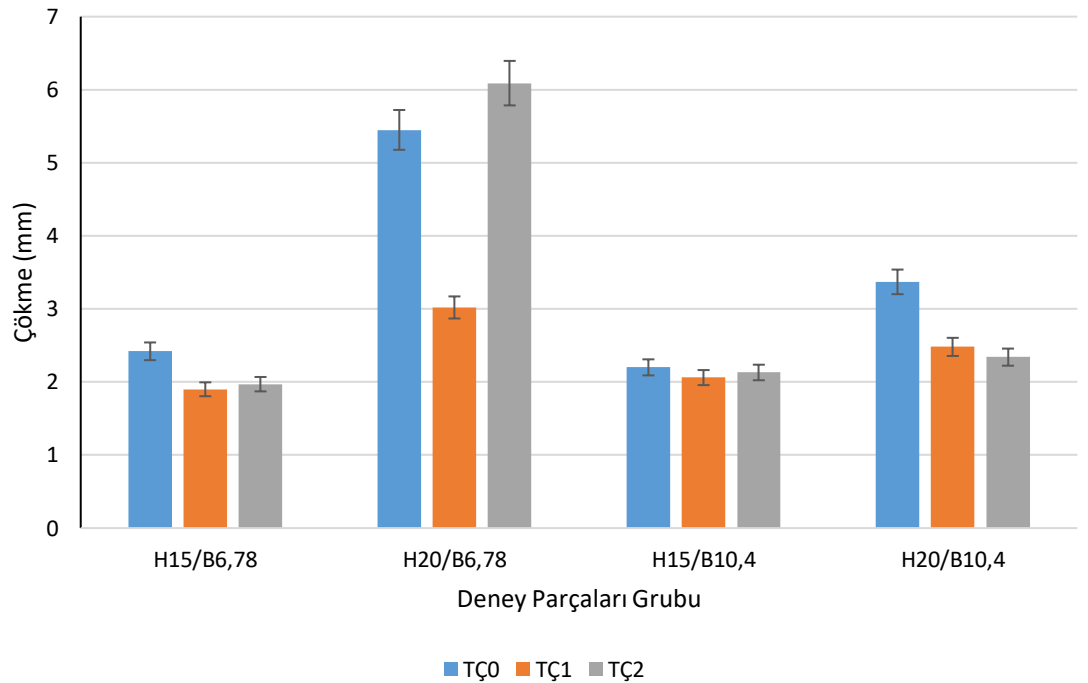
Deney parçaları geometrik özelliklerine ve termal döngüye maruz bırakılma durumlarına göre incelendiğinde, yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun yüzey gerilmesi değerinin yaklaşık %7, yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun yüzey gerilmesi değerinin yaklaşık %20, yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun yüzey gerilmesi değerinin yaklaşık %19 ve yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun yüzey gerilmesi değerinin yaklaşık %15 azaldığı görülmektedir.



Şekil 4.17 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen En Büyük Kuvvet Grafiği

Şekil 4.17’de farklı sayılarda termal döngü işlemi uygulanmış sandviç yapılı kompozit deney parçalarının ve termal döngüye maruz bırakılmamış orijinal deney parçalarına ASTM C 393 standardına uygun olarak uygulanan üç nokta eğilme testleri ardından elde edilen en büyük kuvvet değerleri verilmiştir. Grafik incelendiğinde, termal

döngü sayısındaki artışın en büyük kuvvet değerlerin üzerinde azaltma yöneliminde bir etkisi olduğu gözlemlenmiştir. Deney parçaları grupları geometrik özelliklerine ve termal döngüye maruz bırakılma durumlarına göre incelendiğinde, yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun kuvvet değerinin yaklaşık %7, yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun kuvvet değerinin yaklaşık %11, yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun kuvvet değerinin yaklaşık %20 ve yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun kuvvet değerinin yaklaşık %15 azaldığı görülmektedir.



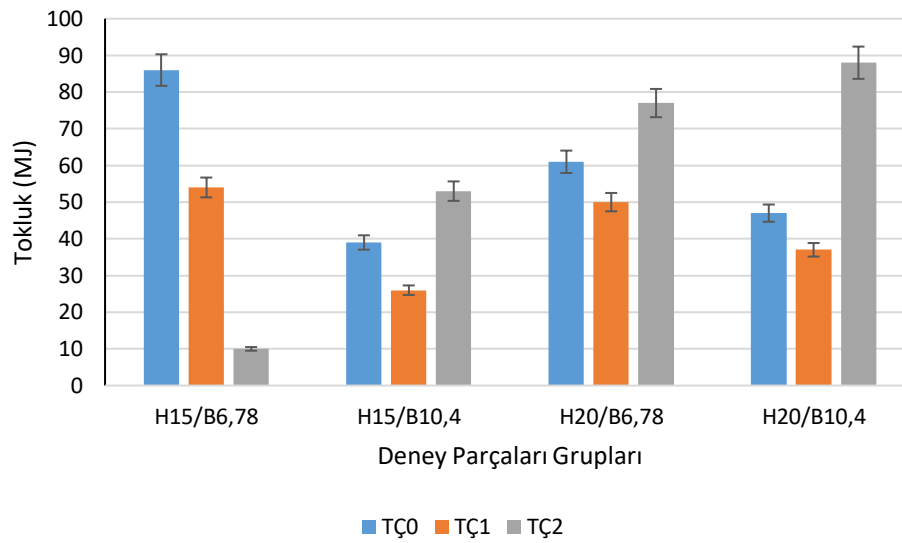
Şekil 4.18 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen Çökme Grafiği

Şekil 4.18’de farklı sayılarda termal döngü işlemlerine maruz bırakılmış sandviç yapılı kompozit deney parçalarının ve termal döngüye maruz bırakılmamış orijinal deney parçalarına ASTM C 393 standardına uygun olarak uygulanan üç nokta eğilme testleri ardından elde edilen çökme değerleri verilmiştir. Grafik incelendiğinde, termal döngü sayısı ile malzemede meydana gelen çökme miktarları arasında doğrusal bir bağıntı olmadığı görülmektedir. Ancak, genel olarak termal döngü sayısının artmasına bağlı

olarak malzemede meydana gelen çökme miktarında artma yöneline olduğu tespit edilmiştir.

Tokluk malzemelerin şekil değiştirebilme yeteneğini ifade eder (Hahn, ve ark. (1972)), bir başka deyişle kırılma olmadan önce malzemenin depo ettiği enerjidir. Bir malzemenin tokluğu, malzemenin gerilme-şekil değişimi (kuvvet-yer değiştirme) grafiği altında kalan alana eşittir. Üç noktadan eğme testi sonucunda elde edilen kuvvet-yer değiştirme eğrisi altında kalan alan, deney parçasının hasara uğrayıncaya kadar depo edebileceği enerjiyi Joule (J) cinsinden göstermektedir.





Şekil 4.19 Farklı Geometrik Özelliklere Sahip Sandviç Yapılı Kompozit Deney Parçalarının Üç Nokta Eğilme Testleri Ardından Elde Edilen Tokluk Değerleri (MJ)

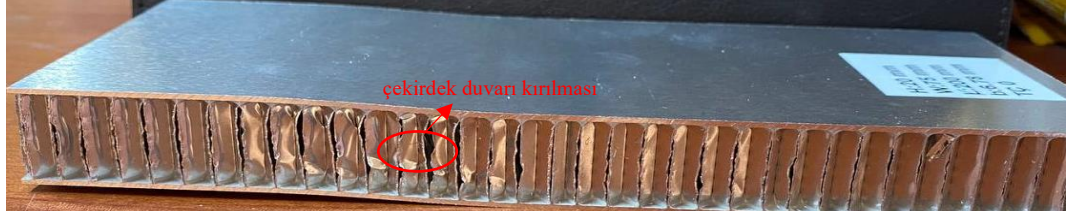
Şekil 4.19'da farklı termal döngü işlemleri uygulanmış ve termal döngü işlemi uygulanmamış orijinal sandviç yapılı kompozit malzemelerin üç nokta eğilme testleri sonrasında yük-yer değiştirme eğrilerinden elde edilen tokluk değerleri verilmiştir. Deney parçalarının tokluk değerleri incelendiğinde: Aynı yükseklik (H) değeri için hücre genişliği (B) arttıkça termal çevrime maruz kalmamış ve TÇ1 tekrara maruz kalmış deney parçalarının tokluğunun azaldığı, TÇ2 tekrar sonrasında ise hücre boyutları arttıkça tokluğun arttığı görülmektedir. Eğri altında kalan alan en büyük kuvvet değerine ve deney parçasının tamamen kopmasına kadar yaptığı toplam şekil değiştirme miktarına bağlı olduğundan termal çevrim sonrasında deney parçalarının daha fazla şekil değiştirebilmesinin bu sonucun oluşmasında etkili olduğu söylenebilir.

4.3 Termal Döngü İşlemi Uygulanmış ve Termal Döngü İşlemi Uygulanmamış Sandviç Yapılı Kompozitlerin Hasar Mekanizmalarının Belirlenmesi

Termal döngü işlemi uygulanmış ve termal döngü işlemi uygulanmamış sandviç yapılı kompozit deney parçalarına uygulanan üç nokta eğilme testlerinin ardından bal peteği sandviç kompozitte gözlemlenen hasar türleri Şekil 4.20, Şekil 4.21, Şekil 4.22, Şekil 4.23, Şekil 4.24, Şekil 4.25, Şekil 4.26, Şekil 4.27, Şekil 4.28, Şekil 4.29, Şekil 4.30 ve Şekil 4.31 verilmiştir.



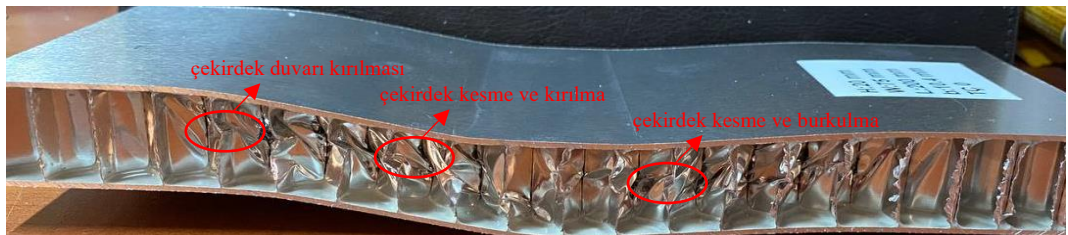
Şekil 4.20 H15/B6,78/TÇ0 deney parçasında oluşan hasar türleri



Şekil 4.21 H20/B6,78/TÇ0 deney parçasında oluşan hasar türleri



Şekil 4.22 H15/B10,4/TÇ0 deney parçasında oluşan hasar türleri

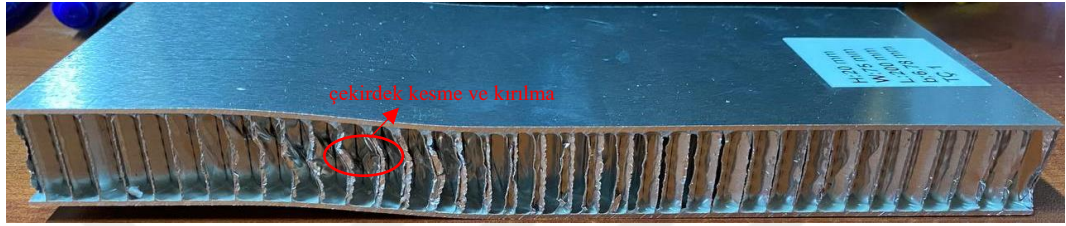


Şekil 4.23 H20/B10,4/TÇ0 deney parçasında oluşan hasar türleri

Şekil 4.20, Şekil 4.21, Şekil 4.22 ve Şekil 4.23’de görülen ana hasar türü kesme kırılma ve kesme burkulma hasarıdır. Deney parçalarından termal döngüye maruz bırakılmayan (TÇ-0) deney parçası grubunda da eğilme kuvveti sonucu bal peteği sandviç kompozitte hasar oluşumları meydana geldiği gözlemlenmiştir. Sonuçlar incelendiğinde çekirdek yüksekliğinin fazla ve çekirdek birim genişliğinin az olduğu deney parçaları grubu en az deformasyona uğradığı gözlemlenmektedir.



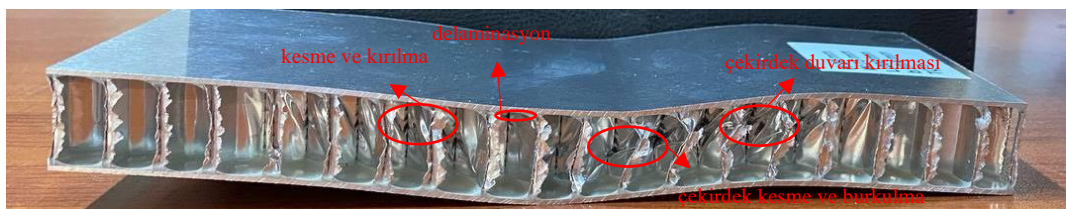
Şekil 4.24 H15/B6,78/TÇ1 deney parçasında oluşan hasar türleri



Şekil 4.25 H20/B6,78/TÇ1 deney parçasında oluşan hasar türleri



Şekil 4.26 H15/B10,4/TÇ1 deney parçasında oluşan hasar türleri



Şekil 4.27 H20/B10,4/TÇ1 deney parçasında oluşan hasar türleri

Şekil 4.24, Şekil 4.25, Şekil 4.26 ve Şekil 4.27’de görülen ana hasar türü kesme kırılma ve kesme burkulma hasarıdır. Termal döngüye maruz bırakılmamış deney parçaları grubundan farklı olarak eğilme kuvvetinin malzemede oluşturduğu bölgesel delaminasyonlar gözlemlenmektedir. Sonuçlar incelendiğinde çekirdek yüksekliğinin fazla ve çekirdek birim genişliğinin az olduğu deney parçaları grubu en az deformasyona

uğradığı gözlemlenmektedir. Bununla birlikte, çekirdek yüksekliğinin az ve çekirdek birim genişliğinin fazla olduğu deney parçaları grubunun (H15/W75/L200/B10,4/TÇ1) yer değiştirmesinin en fazla olduğu gözlemlenmektedir.



Şekil 4.28 H15/B6,78/TÇ2 deney parçasında oluşan hasar türleri



Şekil 4.29 H20/ B6,78/TÇ2 deney parçasında oluşan hasar türleri



Şekil 4.30 H15/ B10,4/TÇ2 deney parçasında oluşan hasar türleri



Şekil 4.31 H20/ B10,4/TÇ2 deney parçasında oluşan hasar türleri

Şekil 4.28, Şekil 4.29, Şekil 4.30 ve Şekil 4.31’de görülen ana hasar türü çekirdek katmanında kesme kırılma ve kesme burkulma hasarıdır. Eğilme kuvvetinin malzemede oluşturduğu hasar termal döngüye maruz bırakılmamış ve termal döngüye maruz bırakılmış (TÇ1) deney parçaları grubuna göre net olduğu ve farklı olarak eğilme kuvvetinin malzemede oluşturduğu bölgesel delaminasyonlarda artış gözlemlenmiştir. Sonuçlar incelendiğinde çekirdek yüksekliğinin fazla ve çekirdek birim genişliğinin az olduğu deney parçaları grubu en az deformasyona uğradığı gözlemlenmektedir. Bununla birlikte, çekirdek yüksekliğinin az ve çekirdek birim genişliğinin fazla olduğu deney parçaları grubunun (H15/B10,4/TÇ2) yer değiştirmesinin en fazla olduğu gözlemlenmektedir.

Malzemelerde yapısal değişikliklere sebep olan sıcaklıklar geçiş sıcaklıklarıdır. Polimerik yapıştırıcıların kullanıldığı düşük sıcaklık uygulamalarında, camsı geçiş sıcaklığı önemli bir yere sahiptir. Camsı geçiş sıcaklığının daha altındaki sıcaklık çalışma alanlarında polimerik yapıştırıcılar yapısal değişiklik yaşayarak sertleşir ve bunun sonucu olarak yapışma özelliklerini kaybederler. Bal peteği sandviç kompozitlerde yapıştırıcı olarak poliüretan yapıştırıcı kullanılmaktadır. Kullanılan yapıştırıcının camsı geçiş sıcaklık değeri yaklaşık olarak -50°C ’dir (Kurt (2021)). Eğilme testleri sonucunda en az deformasyona uğrayan deney parçaları grubu termal döngüye maruz kalmamış sandviç kompozitlerdir. Çekirdek katmanı ile yüzey tabakası arasında oluşan ayrılmalar (delaminasyon) incelendiğinde ise en çok, termal döngüye maruz kalmış (TÇ2) deney parçaları grubunda meydana geldiği görülmektedir. Bu durumun sebebi ise, malzemenin termal döngü işlemine daha çok maruz bırakılmasından dolayı yapıştırıcının sertleşerek yapışma özelliğini kaybetmeye başlamasıdır.

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

5.1 Sonuçlar

Bu tez çalışmasında, farklı termal döngü işlemleri uygulanmış sandviç yapılı kompozitlerin üç nokta eğilme testleri ardından kompozit malzemenin eğilme davranışları incelenmiştir. Uygulanan deneyler sonrasında sonuçlar incelendiğinde, bal peteği sandviç kompozit malzemelerin mekanik özelliklerindeki değişimler hakkında bazı sonuçların çıkarılmasına olanak sağlamıştır:

- Termal döngüye maruz bırakılan ve termal döngüye maruz bırakılmayan deney parçalarına ASTM C 393 standardına uygun üç nokta eğilme testleri uygulanmış ve deneyler sonucunda malzemenin eğilme özellikleri gözlemlenmiştir. Hava araçlarında yapısal ve yardımcı eleman olarak kullanılan sandviç yapılı kompozitlere savaş uçağının 2 saatlik gözetleme faaliyeti sırasında maruz kaldığı sıcaklık değerleri temel alınarak $-30^{\circ}\text{C} \sim +40^{\circ}\text{C}$ sıcaklık değerleri arasında 0, 20, 40 adet termal döngü işlemi iklimlendirme kabinlerinde uygulanmıştır. Uygulanan termal döngü işleminden sonra termal döngüye maruz bırakılmış deney parçalarının eğilme özellikleri ve mekanik özelliklerindeki değişimin belirlenebilmesi için üç nokta eğilme testi uygulanmıştır. Termal döngü işlemi uygulanmamış deney grubu olan bal peteği sandviç kompozitlere (TÇ-0) göre, termal döngü işlemi uygulanmış deney grubu olan sandviç yapılı kompozitlerin (TÇ-2) yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun dayanabileceği en büyük kuvvet değerinin yaklaşık %7, yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun kuvvet değerinin yaklaşık %11, yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun kuvvet değerinin yaklaşık %20 ve yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun kuvvet değerinin yaklaşık %15 azaldığı belirlenmiştir.
- Uygulanan testlerden elde edilen değerler ile hesaplanan en büyük kuvvet değerinin ardından eğilme özelliklerinin ve mekanik özelliklerindeki değişimin belirlenmesi aşamasına geçilerek kompozit malzemeye ait en büyük çekirdek kesme gerilmesi ve yüzey gerilmesi gibi eğilme özellik değerleri bulunmuştur. Deney parçaları grupları geometrik özelliklerine ve termal döngüye maruz bırakılma durumlarına göre incelendiğinde bu

özelliklerden çekirdek kesme gerilmesi değeri için; yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun yaklaşık %7, yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun yaklaşık %20, yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun yaklaşık %19 ve yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun değerinin yaklaşık %15 azaldığı görülmektedir. Yüzeyde oluşan en büyük yüzey gerilmesi değerinin, yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun yaklaşık %7, yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 6.78mm olan deney parçaları grubunun yaklaşık %20, yükseklik (H) 15mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun yaklaşık %19 ve yükseklik (H) 20mm, birim çekirdek genişliği (b) 10.4mm olan deney parçaları grubunun yaklaşık %15 azaldığı görülmektedir.

- Bal peteği sandviç kompozit deney parçalarına uygulanan termal döngüler sebebiyle yerel burkulmalar meydana gelmiş buna bağlı olarak, çekirdek duvarlarında deformasyonlar oluştuğu gözlemlenmiştir.

5.2 Öneriler

Savaş uçaklarının hareketli kısımlarında kullanılan sandviç yapılı kompozitlerin döngüsel sıcaklık değişimlerine uğradığı zaman malzemenin eğilme özelliklerinde değişimler meydana geldiği görülmektedir.

- Bal peteği sandviç malzeme termal döngüye maruz kaldığında, çekirdek katmanı ile yüzey tabakası arasında kalan yapıştırıcı katmanın termal döngüden etkilendiği, bundan dolayı zamanla malzemede hasar alabileceği değerlendirilmektedir.
- Uçağın maruz kaldığı termal döngüler sandviç malzemenin dayanımında azalmalar meydana gelmesine sebep olacaktır. Bu nedenle uçuş görevi öncesi, sonrası ve periyodik olarak uçağın üzerindeki sandviç malzemelerin kontrolü önem arz etmektedir.
- Kontrollerin düzenli olarak yapılmaması yahut aksatılarak ertelenmesi sandviç malzemede meydana gelen hasarlar nedeniyle olumsuz sonuçlar meydana getirebilecektir.

Çalışmadan elde edilen sonuçlar göz önünde bulundurulduğunda, tasarım aşamasında savaş uçaklarının yapısında kullanılacak olan Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin çekirdek çapının ve yüksekliğinin, uçakların maruz kalacağı çevre şartlarına uygun olarak tercih edilerek imal edilmesinin önemi görülmektedir. Aksi halde, uçağın maruz kaldığı termal döngüler sonucunda sandviç malzemenin dayanımında meydana gelecek olan azalma sebebiyle pilotun hayatının tehlikeye girmesi ve savaş uçağının görevini başarılı bir şekilde icra edememesi gibi olumsuz sonuçların meydana gelebileceği düşünülmektedir.

Bu çalışmanın yerli, milli imkanlarla tasarlanması ve imal edilmesi hedeflenen hava araçlarının tasarım aşamasında uygun malzeme seçiminde ve bakım prosedürünün belirlenmesinde önemli bir referans olarak kullanılması düşünülmektedir.

5.3 Gelecek çalışmalar:

Yapılan termal döngülerin bal peteği kompozit yapılarda mekanik özelliklere olan etkisi bu çalışma ile ortaya konulmuştur.

Bal peteği kompozit yapıyı oluşturan çekirdek, alt ve üst levhalar ve yapıştırıcıların farklı bileşen ve ölçüleri için benzer termal çevrim sonucunda malzeme özelliklerinin değişimi incelenebilir.

6. KAYNAKLAR

- Abid, Z. T. & Abdulsamad, H. J. (2022). Mechanical Specification Review of Composite Materials and its Applications. *Journal of Current Research on Engineering, Science and Technology*, 8 (2), 17-36
- Adams, Donald F. 2006. Sandwich panel test methods. *High Performance Composites*, no. 5: 4-6. <http://www.compositesworld.com/> (accessed January 21, 2007).
- Akatay A., Bora M. Ö., Fidan S., Çoban, O., Damage Characterization of Three Point Bended Honeycomb Sandwich Structures Under Different Temperatures with Cone Beam Computed Tomography Technique. *Polymer Composites*, 2018, 39(1), 46-54.
- Alçi, M. (2016). Katmanlı kompozit plakalar ile desteklenmiş Nomex bal peteği sandviç yapıların düşük hızlı darbe davranışının incelenmesi (Master's thesis, Fen Bilimleri Enstitüsü).
- Altenbach, H., Altenbach, J., & Kissing, W. (2004). Classification of composite materials. In *Mechanics of composite structural elements* (pp. 1-14). Springer, Berlin, Heidelberg.
- Arıcasoy, O. 2006. Kompozit Sektör Raporu. İstanbul Ticaret Odası. İstanbul.
- ASM International Metals Park. 1987. *Engineered Materials Handbook Vol. 1. Composites*. Ohio: ASM International Metals Park.
- ASTM C393 / C393M-16, Standard Test Method for Core Shear Properties of Sandwich Constructions by Beam Flexure, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016, www.astm.org
- Aymerich, F. 2012. Composite materials for wind turbine blades: Issues and challenges. Department of Mechanical, Chemical and Materials Engineering, University of Cagliari, 2012 Cagliari Italy.
- Badrocke, M., Badrocke, M., & Gunston, B. (1998). *Lockheed Aircraft: The History of Lockheed Martin*. Osprey Publishing.
- Bayraktar, Ö. 2016. "Ön Gerilimli Karbon Elyaf Takviyeli Kompozit Üretimi İçin Sistem Tasarımı, İmalatı ve Kompozit Malzeme Üretimi " Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü S 18-24.
- Belouettar S., Abbadi A., Azari Z., Belouettar R., Freres P., Experimental Investigation of Static and Fatigue Behaviour of Composites Honeycomb Materials Using Four Point Bending Tests. *Composite Structures*, 2009, 87(3), 265-273.
- Berthelot, J.M. 1999. *Composite Materials Mechanical Behavior and Structural Analysis*. Springer-Verlag Publishers, New York, USA, 646 pp

- Bitzer T. N., Honeycomb Technology: Materials, Design, Manufacturing, Applications and Testing. Springer Science & Business Media, 2012
- Bolat, F. Ç. 2011. Bal peteği sandviç kompozit yapıların dinamik analizi. Yüksek Lisans Tezi, AÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Erzurum.
- Callister W. D., Retwisch, D. G., Malzeme Bilimi ve Mühendisliği, Nobel Akademik Yayıncılık, Ankara, 2013.
- Campbell F. C., 2010. Structural Composite Materials, ASM International.
- Chung, D.D.L. (2003). Applications of composite materials. In: Composite Materials. Engineering Materials and Processes. Springer, London.
- Crupi V., Epasto G., Guglielmino E., Collapse Modes in Aluminium Honeycomb Sandwich Panels Under Bending and Impact Loading, International Journal of Impact Engineering, 2012, 43, 6-15.
- ÇATLI, Z., Acar, T., & OKTAV, A. (2021). Vibration analysis of an aluminum sandwich panel : Conference: International Istanbul Conference on Contemporary Scientific Research, Istanbul, 2021.
- Çetin, Ş., & Karadağ, H. B. (2023). Tabakalı kompozitlerin darbe direncinin incelenmesi. Aerospace Research Letters (ASREL) Dergisi, 2(2), 114-127. <http://dx.doi.org/10.56753/ASREL.2023.2.5>
- Das, R., Chanda, A., Brechou, J., & Banerjee, A. (2023). Impact behaviour of fibre-metal laminates. In Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures (pp. 535-598). Woodhead Publishing.
- ‘Design Handbook for Honeycomb Sandwich Structures’ Hexcel Corporation, 1967.
- Ercan, H. (2007). Uçak sanayinde kullanılan balpeteği kompozitlerin mekanik davranışlarının incelenmesi.
- Fidan H., Termal Çevrime Maruz Bırakılmış 4/3 Dizilimli Fiber Metal Tabakalı Kompozitlerin Eğilme Özelliklerinin ve Oluşan Hasar Mekanizmalarının Belirlenmesi, Yüksek Lisans Tezi, Kocaeli Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kocaeli, 2018, 521695.
- Gates TS, Su X, Abdi F, et al. Facesheet delamination of composite sandwich materials at cryogenic temperature. Compos Sci Technol 2006; 66: 2423–2435.
- Gül, B. (2018). Karbon Elyaf Takviyeli Petek Yapılı Sandviç Kompozitlerin Mekanik Özelliklerine Çekirdek Malzemenin Türü ve Kalınlığının Etkisi (Doctoral dissertation, Bursa Uludag University (Turkey)).
- Hahn, G. T., Kanninen, M. F., & Rosenfield, A. R. (1972). Fracture toughness of materials. Annual Review of Materials Science, 2(1), 381-404.

- He, W., Lu, S., Yi, K., Wang, S., Sun, G., & Hu, Z. (2019). Residual flexural properties of CFRP sandwich structures with aluminum honeycomb cores after low-velocity impact. *International Journal of Mechanical Sciences*, 161, 105026.
- Hegde S. R., Hojjati M., Effect of Microcracks on Mechanical Property of Composite Honeycomb Sandwich Structure Subjected to Thermal Cycling. 12th International Conference on Sandwich Structures ICSS-12: Proceedings, 2018, 12, 248-250,
- Hegde, S. R., & Hojjati, M. (2020). Performance of composite sandwich structures under thermal cycling. *Journal of Composite Materials*, 54(2), 271-283.
- Hegde, S. R., & Hojjati, M. (2020). Thermally induced microcracks and mechanical property of composite honeycomb sandwich structure: experiment and finite element analysis. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 22(8), 2544-2566.
- HEXCEL Corp. Web Site, <http://www.hexcel.com/Markets/>, Last accessed date October 2007
- [https://www.ceyrekmuhendis.com/kompozit-uretim-yontemleri/\(Erişim_tarihi_Ocak_2024\)](https://www.ceyrekmuhendis.com/kompozit-uretim-yontemleri/(Erişim_tarihi_Ocak_2024))
- Hu, N. (Ed.). (2012). *Composites and their applications*. BoD–Books on Demand.
- Jen Y. M., Ko C. W., Lin H. B., Effect of The amount of Adhesive on The Bending Fatigue Strength of Adhesively Bonded Aluminum Honeycomb Sandwich Beams, *International Journal of Fatigue*, 2009, 31(3), 455-462.
- Jones R. M, “Mechanics of Composite Materials”, Taylor and Francis Inc. July 1998.
- Karataş, K. (2023). Farklı çekirdek kalınlıklarına sahip alüminyum bal peteği kompozitlerin düşük hızlı darbe davranışları (Master's thesis, Dokuz Eylül Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü).
- Khosravani, M. R., & Weinberg, K. (2018). Characterization of sandwich composite T-joints under different ageing conditions. *Composite Structures*, 197, 80-88.
- Korkut, S. 2017. Statik ve dinamik yükler altında kompozit plakaların hasar durumlarına karşı davranışlarının incelenmesi. Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- Kurt, E. (2021). Farklı termal çevrimlere maruz bırakılmış alüminyum/alüminyum bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme özelliklerinin belirlenmesi (Master's thesis, Kocaeli Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü).
- Lee HS, Hong SH, Lee JR, et al. Mechanical behavior and failure process during compressive and shear deformation of honeycomb composite at elevated temperature. *J Mater Sci* 2002; 37: 1265–1272.
- M. Jean-St-Laurent, M. L. Dano, and M. J. Potvin, “Study of damage induced by extreme thermal cycling in cyanate ester laminates and sandwich panels,” *J. Compos. Mater.*, vol. 51, Issue no. 14, pp. 2023–2034, 2017.

- Mallick P.K., Fiber-Reinforced Composites, 3rd ed., CRC Press, Boca Raton, Florida, 2008
- Mamalis, A.G., Manolakos, D.E., Ioannidis, M.B. and D.P. Papapostolou. 2005. On the crushing response of composite sandwich panels subjected to edgewise compression: experimental. *Composite Structures*. 71: 246–257.
- Marshall, A. (1982). Sandwich construction. *Handbook of composites*, 557-601.
- Miracle, D. B., Donaldson, S. L., Henry, S. D., Moosbrugger, C., Anton, G. J., Sanders, B. R., ... & Scott Jr, W. W. (2001). *ASM handbook* (Vol. 21, pp. 107-119). Materials Park, OH: ASM international.
- Miyoshi, T., Itoh, M., Akiyama, S., ve Kitahara, A., (2000), “ALPORAS Aluminium Foam: Production process, Properties, and Applications”, *Advanced Engineering Materials* (4):179- 183.
- Norlin, P. and S. Reuterlöv. 2002. The role of sandwich composites in turbine blades. *Reinforced Plastics*. 3: 32-34.
- Öztekin, F. (2020). Bal peteği ve özgün tasarım çekirdekli sandviç kompozit yapıların mekanik analizlerinin sonlu elemanlar yöntemiyle yapılması (Master's thesis, Fen Bilimleri Enstitüsü).
- Palomba, G., Crupi, V., & Epasto, G. (2019). Collapse modes of aluminium honeycomb sandwich structures under fatigue bending loading. *Thin-Walled Structures*, 145, 106363.
- Ramkumar R. L, Bhatia N. M, Labor J. D and Wilkes J. S, “Handbook: An Engineering Compendium on the Manufacture and Repair of Fiber-Reinforced Composites”, Prepared for Department of Transportation FAA Technical Center, Atlantic City International Airport, New Jersey, USA.
- Ratwani, M. M. (2010). *Composite materials and sandwich structures-A primer*. R-TEC ROLLING HILLS ESTATE CA.
- Rocca, S.V. and A. Nanni. 2005. Mechanical characterization of sandwich structure comprised of glass fiber reinforced core: Part 1. Missouri University of Science and Technology. <http://utc.mst.edu/> (accessed June 25, 2007)
- Rupani, S. V., Acharya, G., & Jani, S. S. (2017). Design, modelling and manufacturing aspects of honeycomb sandwich structures: a review.
- Sun G.Huo X., Chen D., Li Q., Experimental and Numerical Study on Honeycomb Sandwich Panels Under Bending and In-Panel Compression, *Materials& Design*, 2017, 133, 154-168.
- Şen A.O. (2022). Bal peteği özlü sandviç panellerin yüksek hızlı darbe davranışı (Master's thesis, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü).

- Tawfik, B. E., Leheta, H., Elhewy, A., & Elsayed, T. (2017). Weight reduction and strengthening of marine hatch covers by using composite materials. *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, 9(2), 185-198.
- Tompkins SS. Effect of thermal cycling of composite material on space structure. NASA Technical Report Server, 1 May 1989, 447-470, USA, www.ntrs.nasa.gov
- Turgut T. 2007, Manufacturing and Structural Analysis of a Lightweight Sandwich Composite UAV Wing. Middle East Technical University Thesis of MS.
- Türkmen, İ. 2012. Cam elyaf takviyeli kompozit malzemelerde elyaf tabaka sayısına bağlı mekanik özelliklerin ve darbe dayanımının incelenmesi. Yüksek Lisans Tezi, CBÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Manisa.
- Vinson, Jack R. 1999. The Behavior of Sandwich Structures of Isotropic and Composite Materials. USA: Technomic Publishing.
- Wadley, H. N. G., "Multifunctional periodic cellular metals", *Philosophical Transactions Of The Royal Society A*, 364: 31–68 (2006).
- Yao L., Sun G., He W., Meng X., Xie D. Investigation On Impact Behavior of Fmls Under Multiple Impacts With the Same Total Energy: Experimental Characterization and Numerical Simulation, *Composite Structures*, 2019, 226, 111218.
- Yavuz, İ. (2010). Metalik köpük malzemeler ve uygulama alanları. *Taşıt Teknolojileri Elektronik Dergisi*, 2(1), 49-58.
- Yiğit, A. (2010). Petek Yapılı Sandviç Yapıların Dinamik Özelliklerinin İncelenmesi (Doctoral dissertation, Yüksek Lisans Tezi, Atatürk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Erzurum, 2010, 274667).
- Zaoutsos, S. P. (2019, November). Mechanical behavior of aluminum honeycomb sandwich structures under extreme low temperature conditions. In *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* (Vol. 700, No. 1, p. 012017). IOP Publishing.
- Zenkert, D. (2005). *An Introduction to Sandwich Structures, Student Edition*. Dan Zenkert, 110.