

**KOCAELİ ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**FARKLI TERMAL ÇEVİRİMLERE MARUZ  
BIRAKILMIŞ ALÜMİNYUM/ALÜMİNYUM BAL  
PETEĞİ SANDVIÇ KOMPOZİTLERİN EĞİLME  
ÖZELLİKLERİNİN BELİRLENMESİ**

**EMRE KURT**

**KOCAELİ 2021**

**KOCAELİ ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ**  
**ANABİLİM DALI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**FARKLI TERMAL ÇEVİRİMLERE MARUZ BIRAKILMIŞ**  
**ALÜMİNYUM/ALÜMİNYUM BAL PETEĞİ SANDVIÇ**  
**KOMPOZİTLERİN EĞİLME**  
**ÖZELLİKLERİNİN BELİRLENMESİ**

**EMRE KURT**

**Doç. Dr. Mustafa Özgür BORA**  
**Danışman, Kocaeli Üniversitesi** .....

**Prof. Dr. Tamer SINMAZÇELİK**  
**Jüri Üyesi, Kocaeli Üniversitesi** .....

**Dr. Öğr. Üyesi Cihan KABAOĞLU**  
**Jüri Üyesi, Bursa Teknik Üniversitesi** .....

**Tezin Savunulduğu Tarih: 19.04.2021**

## ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

Bu yüksek lisans tez çalışmasında, savaş uçaklarının hareketli satırlarında kullanılan farklı termal çevrim sayılarına maruz bırakılmış alüminyum/alüminyum esaslı bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme davranışları incelenmiştir. Elde edilen sonuçlardan yararlanılarak, hasar mekanizmaları belirlenip mevcut uçak bakımlarında karşılaşılan problemleri, bakım protokolüne bağlı bakım talimat prosedürü oluşturarak çözüme kavuşturmak hedeflenmektedir. Bunun yanında, bakım saatleri göz önünde bulundurularak da iyileştirilme amaçlanmıştır.

Buna ek olarak milli imkanlarla üretilmesi amaçlanan hava araçlarının hareketli satırlarında kullanılması ön görülen bal peteği sandviç kompozitlerin belirlenmesinde önemli bir referans olarak kullanılması düşünülmektedir.

Öncelikle sahip olduğu bilgi birikimi ve tecrübesiyle tez konunun belirlenmesinde yardımcı olan, çalışmanın her detayında beni bilgilendiren ve yol gösteren, çalışmanın bu düzeye gelmesinde büyük emeği olan değerli tez danışmanım sayın Doç.Dr. Mustafa Özgür BORA'ya teşekkür ederim. Termal çevrime maruz bırakma çalışmalarında yardımcı olan TUBİTAK-MAM Malzeme Enstitüsü'ne, testlerin İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Kompozit Yapılar Laboratuvarında yapılmasında yardımcı olan sayın Prof.Dr. Halit Süleyman TÜRKMEN ve sayın Dr.Öğr.Üyesi Sedat SÜSLER'e şükranlarımı sunarım. Tüm eğitim hayatım boyunca benden maddi ve manevi desteklerini esirgemeyen, beni her konuda her zaman destekleyen aileme, bu süreçte beni motive ettiği ve cesaretlendirdiği, aynı zamanda ondan esirgediğim zamana karşı göstermiş olduğu anlayış ve sabır için eşim Sedanur KURT'a tüm kalbimle teşekkür ederim.

Nisan-2021

Emre KURT

## İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR .....	i
İÇİNDEKİLER .....	ii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	iv
TABLolar DİZİNİ .....	vi
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ .....	vii
ÖZET.....	viii
ABSTRACT.....	ix
GİRİŞ .....	1
1. GENEL BİLGİLER .....	3
1.1. Kompozit Malzemeler .....	3
1.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması .....	4
1.2.1. Matris tipine göre sınıflandırma .....	5
1.2.1.1. Metal matrisli kompozitler .....	6
1.2.1.2. Seramik matrisli kompozitler .....	7
1.2.1.3. Polimer matrisli kompozitler .....	7
1.2.2. Takviye elemanına göre sınıflandırma .....	8
1.2.2.1. Partikül (parçacık) takviyeli kompozitler.....	8
1.2.2.2. Fiber (elyaf) takviyeli kompozitler .....	9
1.2.2.3. Tabakalı kompozitler .....	10
1.3. Fiber Metal Tabakalı Kompozitler .....	13
1.3.1. ARALL (aramid reinforced aluminium laminate) .....	14
1.3.2. GLARE (glass reinforced aluminium laminate) .....	16
1.3.3. CARALL (carbon reinforced aluminium laminate).....	17
1.4. Bal Peteği Sandviç Kompozitler .....	18
1.4.1. Yüzey tabakası (facesheet).....	20
1.4.1.1. Kompozit yüzey tabakaları .....	20
1.4.1.2. Alüminyum yüzey tabakaları .....	21
1.4.2. Çekirdek (core) yapı .....	22
1.4.2.1. Çekirdek (core) yapı topolojisi.....	23
1.4.3. Havacılıkta bal peteği sandviç kompozitlerin kullanım yerleri.....	24
1.5. Havacılıkta Kullanılan Bal Peteği Sandviç Kompozitlerin Çevresel Şartlar Altındaki Davranışların İncelenmesi .....	26
1.5.1. Servis şartlarında gelen yükler .....	27
1.6. Tezin Önemi ve İçeriği.....	29
1.7. Literatür Çalışması .....	30
1.7.1. Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerine uygulanan eğilme testleri .....	30
1.7.3. Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerine uygulanan eğilme testleri sonrası oluşan hasarlar .....	34
1.7.4. Termal çevrimin bal peteği sandviç kompozitlerin mekanik özelliklerine etkisi .....	37
2. MALZEME VE YÖNTEM.....	44
2.1. Kullanılan Malzeme .....	44
2.2. Termal Çevrim İşlemi .....	45

2.3. Üç Nokta Eğilme Testi .....	48
3. BULGULAR VE TARTIŞMA .....	51
3.1. Termal Çevrime Maruz Bırakılmış ve Bırakılmamış Al/Al Bal Peteği Sandviç Kompozitlerin Üç Nokta Eğilme Test Sonuçları.....	51
3.2. Termal Çevrime Maruz Bırakılmış ve Bırakılmamış Al/Al Bal Peteği Sandviç Kompozitlerin Hasar Mekanizmalarının Belirlenmesi.....	56
4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER .....	60
KAYNAKLAR .....	63
KİŞİSEL YAYIN VE ESERLER .....	69
ÖZGEÇMİŞ .....	70



## ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1. Takviye elemanına göre kompozit malzemelerin sınıflandırılması.....	5
Şekil 1.2. Matris elemanına göre kompozit malzemelerin sınıflandırılması .....	5
Şekil 1.3. Takviyeli kompozit malzeme türleri .....	8
Şekil 1.4. Partikül takviyeli kompozit malzeme .....	9
Şekil 1.5. Tabakalı kompozitlerde tabakaların malzeme içindeki gösterimi .....	10
Şekil 1.6. Tek yönlü ve dokuma yöntemiyle dizilen fiberlerin özelliklerinin gösterimi a) Eşit olmayan özellik (anizotrop) b) Eşit özellik (izotrop) .....	10
Şekil 1.7. Tabakalarda yönelme şekilleri .....	11
Şekil 1.8. Tabakalı kompozitlerde yönlendirilmiş tabakaların yapısal olarak gösterimi .....	11
Şekil 1.9. Tabakalı yapıların dizilim ve isimlendirilmesi .....	12
Şekil 1.10. FMTK düzeninin şematik gösterimi .....	13
Şekil 1.11. FMTK malzemelerin alüminyum alaşımları ve diğer alaşımlara göre sınıflandırılması .....	14
Şekil 1.12. FMTK yapının şematik gösterimi (ARALL 2).....	15
Şekil 1.13. Bal peteği sandviç (honeycomb) yapının şematik gösterimi .....	18
Şekil 1.14. Core yapı doğrultuları .....	19
Şekil 1.15. Çekirdek yapı .....	22
Şekil 1.16. Bal peteği sandviç kompozitlerde kullanılan üç hücreli petek formu a) altıgen (hexagonal) petek, b) kare (square) petek ve c) üçgen (triangular) petek .....	24
Şekil 1.17. a) F-15 uçağının yatay stabilizerinde kullanılan bal peteği sandviç kompozit b) Helikopter rotor paleti (1) Bal peteği sandviç kompozit 2) Rib 3) Anti-flatter weight 4) Spar) .....	24
Şekil 1.18. F-16 yatay stabilizerinde bulunan bal peteği sandviç kompozit.....	25
Şekil 1.19. Boeing 737 uçağının aileron kısmında bulunan alüminyum bal peteği sandviç kompozit .....	25
Şekil 1.20. Boeing 737 uçağının elevatör kısmı .....	26
Şekil 1.21. F-16 savaş uçağının yer hareketi .....	27
Şekil 1.22. F-16 savaş uçağının kalkış anı .....	28
Şekil 1.23. Farklı eğilme hızları için Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin maksimum eğilme momenti-eğilme açısı eğrileri .....	31
Şekil 1.24. Yük-yer değiştirme eğrileri.....	32
Şekil 1.25. Yükleme-yer değiştirme eğrileri .....	33
Şekil 1.26. Yük-maksimum sehim eğrileri .....	34
Şekil 1.27. Eğilme testi sonucunda oluşan hasar mekanizması .....	35
Şekil 1.28. Eğilme testi sonrası malzemedeki hasar mekanizması .....	35
Şekil 1.29. Test esnasında malzemedeki meydana gelen deformasyon .....	36
Şekil 1.30. Malzemedeki meydana gelen hasarlar .....	37

Şekil 1.31. a) Farklı sıcaklıklara maruz bırakılan numuneler için üç nokta eğilme testlerinden kaynaklanan gerilme-uzama eğrileri b) üç nokta eğilme testlerinde malzemenin akma ve maksimum dayanım-sıcaklık eğrileri .....	38
Şekil 1.32. Yük-yer değiştirme eğrileri.....	39
Şekil 1.33. Numuneye uygulanan sıcaklık değişimi .....	40
Şekil 1.34. Çatlak boyu- termal çevrim grafiği.....	41
Şekil 1.35. Numunelere uygulanan termal çevrim işlemi .....	42
Şekil 1.36. Termal çevrime maruz bırakılmış ve bırakılmamış bal peteği sandviç kompozitlerin T bağlantı gruplarının kuvvet-yer değiştirme eğrileri.....	42
Şekil 2.1. Bal peteği sandviç kompozitlerin geometrisi.....	44
Şekil 2.3. Al/Al bal peteği sandviç kompozitlere uygulana termal çevrim .....	47
Şekil 2.4. Atlas SC 600 Solar Simulator (Klimatik kabin) .....	47
Şekil 3.1. Yük-yer değiştirme eğrisi .....	52
Şekil 3.2. Yük-yer değiştirme eğrileri.....	53
Şekil 3.3. Farklı termal çevrime maruz bırakılmış Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testleri sonrasında elde edilen maksimum çekirdek kesme gerilmesi grafiği .....	54
Şekil 3.4. Farklı termal çevrime maruz bırakılmış Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testleri sonrasında elde edilen çekirdek kesme modülü grafiği .....	55
Şekil 3.5. Farklı termal çevrime maruz bırakılmış Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testleri sonrasında elde edilen yüzey gerilme grafiği .....	56
Şekil 3.6. Termal çevrime maruz bırakılmamış orijinal bal peteği sandviç kompozitlerin (TÇ-0) hasar modları .....	57
Şekil 3.7. Termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerin (TÇ-50, TÇ-150) hasar modları .....	57
Şekil 3.8. Termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerin (TÇ-300) hasar modları .....	58

## TABLULAR DİZİNİ

Tablo 1.1. Bazı matris malzemelerinin özellikleri .....	6
Tablo 1.2. Malzemelerin mekanik özellikleri .....	7
Tablo 1.3. Fiberlerin özellikleri .....	9
Tablo 1.4. Ticari ARALL türlerinde kullanılan metal malzemeler ve ARALL türlerinin genel kullanım özellikleri .....	16
Tablo 1.5. Ticari GLARE türlerinde kullanılan metal malzemeler ve GLARE türlerinin genel kullanım özellikleri .....	17
Tablo 1.6. Fiber metal tabakalı kompozitlerde kullanılan fiberlerin bazı özellikleri .....	18
Tablo 1.7. Bal peteği sandviç kompozitte kalınlık değişimi .....	20
Tablo 1.8. Numunelerin test sonrası bazı değerleri .....	40
Tablo 2.1. Yüzey tabakası ve çekirdek malzemesinin özellikleri .....	45
Tablo 2.2. Uçağın kullanıma dayalı koruyucu bakım saatleri (uçuş saatlik bakım skalası) ve uçağın zamana dayalı koruyucu bakımı (periyodik bakım) .....	46
Tablo 2.3. Atlas SC 600 Solar Simulator (Klimatik kabin) teknik özellikleri .....	48
Tablo 3.1. Çeşitli termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerin yük-yer değiştirme eğrilerinden elde edilen eğilme özellikleri .....	53



## SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

°C	: Santigrat Derece
$\theta$	: Yer Değişirme Açısı
L	: Destekler Arası Uzaklık (mm)
$\delta$	: Eğilme Açısı
b	: Birim Çekirdek Genişliği (mm)
d	: Yüzey Tabakası Kalınlığı (mm)
T	: Malzemenin Toplam Yüksekliği (mm)
L	: Malzemenin Toplam Uzunluğu (mm)
W	: Malzemenin Toplam Genişliği (mm)
t	: Çekirdek Kalınlığı (mm)

### Kısaltmalar

AA	: Alüminyum Alaşımı
Al	: Alüminyum
ARALL	: Aramid Reinforced Aluminium Laminate (Aramid Fiber Takviyeli Alüminyum Alaşımlı Tabakalı Kompozit)
CARALL	: Carbon Reinforced Aluminium Laminate (Karbon Fiber Takviyeli Alüminyum Alaşımlı Tabakalı Kompozit)
FMTK	: Fiber Metal Tabakalı Kompozit
GFRP	: Glass Fiber Reinforced Polymer (Cam Fiber Takviyeli Polimer)
GLARE	: Glass Reinforced Aluminium Laminate (Cam Fiber Takviyeli Alüminyum Alaşımlı Tabakalı Kompozit)
İTÜ	: İstanbul Teknik Üniversitesi
MAM	: Marmara Araştırma Merkezi
MIL-STD	: Military Standard (Askeri Standart)
MMK	: Metal Matrisli Kompozit
MTS	: Materials Test Systems (Malzeme Test Sistemi)
PMK	: Polimer Matrisli Kompozit
SMK	: Seramik Matrisli Kompozit
TÜBİTAK	: Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu
TÇ	: Termal Çevrim

# FARKLI TERMAL ÇEVİRİMLERE MARUZ BIRAKILMIŞ ALÜMİNYUM/ALÜMİNYUM BALPETEĞİ SANDVİÇ KOMPOZİTLERİN EĞİLME ÖZELLİKLERİNİN BELİRLENMESİ

## ÖZET

Uçuş süresi boyunca, bir savaş uçağının yapısal parçaları binlerce termal değişime maruz kalır. Bu çevresel etkiler nedeniyle, özellikle çekirdek/yüzey tabakasının ara yüz bölgesinde hasarlar meydana gelebilir. Bu çalışmada, savaş uçaklarının hareketli satırlarında kullanılan AA3005-H19 alüminyum alaşımlı çekirdek/AA5754-H22 alüminyum alaşımlı (Al/Al) yüzey tabakasından meydana gelen bal peteği sandviç kompozitler, bir savaş uçağının görevi icrasında maruz kaldığı sıcaklık değişimleri simüle edilerek, uçuş saatlik bakım skalasındaki saatlik bakımlar referans alınıp klimatik kabinde 120 dakika boyunca -30 °C ile +40 °C arasında değişen sıcaklıklarda termal çevrime (0, 50, 150 ve 300 çevrim) maruz bırakılmıştır. Mühimmat dolu kanatlarda iniş, kalkış ve uçuş anında ekstra salınım meydana geldiği için uçağın yapısal parçalarına etki eden en etkin kuvvet eğilme kuvvetidir. Bu durumun deney ortamında en iyi simüle edilmiş hali üç nokta eğilme testi yöntemidir. Termal çevrime maruz bırakılmış malzemelere çevrim işleminden sonra ASTM C 393 standardına göre üç nokta eğilme testleri uygulanmıştır. Üç nokta eğilme testleri sonrasında numunelerin maksimum çekirdek kesme gerilmesi, yüzey gerilmesi, eğilme sertliği, enine kesme sertliği ve çekirdek kesme modülü değerleri tespit edilmiştir. Maksimum çekirdek kesme gerilmesi ve yüzey gerilmesi ASTM C393/C393M-16'daki, eğilme sertliği, enine kesme sertliği ve çekirdek kesme modülü ASTM D7250/D7250M-16'daki formüllere dayalı olarak hesaplanmıştır. Bu üç nokta eğilme testleri sonrasında numunelerde oluşan hasar mekanizmaları dijital kamera görüntüleme tekniği ile belirlenmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Bal Peteği Sandviç Kompozitler, Hasar Modları, Termal Çevrim, Üç Nokta Eğilme Testi.

# **DETERMINATION OF BENDING CHARACTERISTICS OF ALUMINUM/ALUMINUM HONEYCOMB SANDWICH COMPOSITES EXPOSED TO DIFFERENT THERMAL CYCLES**

## **ABSTRACT**

During flight time period, structural parts of an aircraft can be subject to thousands of such thermal cycles. Due to these environmental effects, damages can be occurred, especially at the interface region of core/face sheet. In this study, honeycomb sandwich composites consisting of AA3005-H19 aluminum alloy core / AA5754-H22 aluminum alloy (Al/Al) face sheet used on the moving surfaces of fighter aircraft, simulated the temperature changes that a fighter aircraft undergoes during its mission, and hourly maintenance is taken as reference and subjected to thermal cycling (0, 50, 150 and 300 cycles) at temperatures ranging from  $-30^{\circ}\text{C}$  to  $+40^{\circ}\text{C}$  for 120 minutes in the climatic cabin. The most effective force affecting the structural parts of the aircraft is the bending force, as extra oscillation occurs during landing, take off and flight in ammunition filled wings. The best simulated form of this situation in the experimental environment is the three-point bending test method. Three-point bending tests according to ASTM C 393 standard were applied to the materials subjected to thermal cycling. After three-point bending tests, core shear stress, facing stress, flexural stiffness, transverse shear rigidity and core shear modulus values of the samples were determined. Core shear stress and facing stress were calculated based on formulas in ASTM C393/C393M-16, flexural stiffness, transverse shear rigidity and core shear modulus in ASTM D7250/D7250M-16. After three-point bending tests, damage mechanisms which are occurring in the honeycomb sandwich structures are detected by digital camera images.

**Keywords:** Honeycomb Sandwich Structures, Damage Modes, Thermal Cycles, Three-Point Bending Tests.

## GİRİŞ

Günümüzde değişen ve gelişen üretim teknikleriyle birlikte yeni malzemeler elde edilmeye başlanmıştır. Bu yeni malzemelerin bazılarının kaynağı doğa modelleridir. Arıların ürettiğı petek yapıdan esinlenerek üretilen bal peteği sandviç kompozitler, düzgün altıgen hücrelerin düzenli olarak tekrarlanarak oluşturulan çekirdek yapı ve bu çekirdek yapıya uygulanacak yükü ilk karşılayan, alt ve üst kısmında, genelde çekirdek yapıya yapıştırılma yoluyla birleştirilen yüzey tabakasından oluşur. Korozyona karşı direnç, rijitlik, yüksek mukavemet, hafiflik istenilen durumlarda uygulanan yapısal malzemedir.

Havacılık ve uzay endüstrisi, otomotiv sektörü ve robot teknolojisi gibi alanlarda karmaşık yapılar bulunur. Bu yapılarda kullanılan malzemelerde aranan en önemli özelliklerden biri yüksek mukavemet/ağırlık oranıdır. Bal peteği sandviç kompozitlerin mukavemet/ağırlık oranının yüksek olması havacılık sektörünün ilgisini çekmiş ve sektörde kullanımı hızla artmıştır. Uçakta ikincil yapısal parçalarda kullanılan bu kompozitler, aileron, elevator, rudder gibi uçağın hareketli satıhlarda kullanılır. Bu yapısal parçalar, uçağın kalkışından iniş anına kadar, her irtifadaki sıcaklık değişimlerine karşı dayanım sağlamak zorundadır.

Uçaklar karşı yönden gelen hava akımını kullanarak havada kalma ve yön hareketini (roll, pitch, yaw) gerçekleştirir. Uçaklar havada ve yerde sergiledikleri hareketler nedeniyle çeşitli yüklere maruz kalırlar. Özellikle herhangi bir tehdit veya harp anında hazır durumda bulunması için tasarlanan ve tasarımı gereği ticari uçaklara kıyasla sergiledikleri farklı hareketler nedeniyle daha farklı yüklere maruz kalan savaş uçaklarında bu yüklerin etkileri büyük önem taşır. Uçağın hareket yüzeylerine etki eden önemli kuvvet eğilme kuvvetidir. Savaş uçaklarında mühimmat yüklü kanat bölgesindeki yapısal parçalarda taksi hareketi esnasında, havada yön hareketi (roll, pitch, yaw) sırasında, havada bir mühimmatı bıraktığında ve iniş esnasında yere ilk dokunuşunda (touch down) ekstra salınım meydana gelmektedir. Bu salınım hareketi kanadın alt kısmında basma kuvveti oluştururken üst kısmında çekme kuvveti oluşturur. Karşılaşılan bu durumların deney ortamında en iyi simüle edilmiş hali 3

nokta eğilme testi yöntemidir. Termal değişimler ile birlikte eğilme kuvveti yapısal parçalarda yorulma çatlakları meydana getirmektedir.

Bu çalışmada, savaş uçaklarının hareketli satırlarında (aileron, elevator ve rudder) kullanılan alüminyum/alüminyum esaslı bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme davranışlarını ve uçağın görevi icrasında meydana gelen sıcaklık değişimleri göz önünde bulundurularak termal çevrime maruz kalması sonucundaki mekanik özelliklerini statik eğilme testiyle belirlemek aynı zamanda bakım sürelerini optimize etmek amaçlanmaktadır. Eğilme yüklemelerine maruz kalan parçalarda oluşan hasar mekanizmalarını detaylı yorumlayarak termal çevrim sayısının hasar mekanizmaları üzerindeki etkisini değerlendirmek ve oluşabilecek herhangi bir kazanın/kazaların önüne geçilmesi hedeflenmektedir.

Buna ek olarak milli imkanlarla üretilmesi amaçlanan hava araçlarının hareketli satırlarında kullanılması ön görülen bal peteği sandviç kompozitlerin belirlenmesinde önemli bir referans olarak kullanılması düşünülmektedir.

## 1. GENEL BİLGİLER

### 1.1. Kompozit Malzemeler

Kompozit; metal, polimer ve seramiklerin en az ikisinin belirlenen özelliklerini tek bir malzemede toplamak veya farklı mekanik özelliklere sahip yeni bir malzeme üretmek için farklı üretim proseslerinden geçirilip elde edilen nihai malzemeye denir.

Kompozit malzemeler gelişmiş özelliklerinden ve yüksek rijitlik/yoğunluk oranlarından dolayı günümüzde havacılık ve uzay endüstrisi, otomotiv sektörü, robot teknolojisi, inşaat ve yapı sektörü, denizcilik uygulamaları, spor araçları gibi alanlarda kullanılmaktadır. Kompozit malzemelerin üretim amacı geleneksel malzemelerin bilinen özelliklerinin birinin veya birkaçının istenilen doğrultuda iyileştirilmesini sağlamaktır.

Kompozit malzeme üretiminde;

- Basma, darbe, eğilme ve çekme dayanımı,
- Akustik iletkenlik,
- Ses absorpsiyonu,
- Yorulma mukavemeti,
- Aşınma direnci,
- Korozyon direnci,
- Kırılma tokluğu,
- Yüksek sıcaklığa dayanım,
- Isıl direnç veya ısı iletkenliği,
- Elektrik direnci veya elektrik iletkenliği,
- Ağırlık,
- Rijitlik,
- Estetik gibi özelliklerden birkaçının geliştirilmesi amaçlanmaktadır [1-3]

Her malzemenin avantajı ve dezavantajı olduğu gibi kompozit malzemelerin de avantajları ve dezavantajları bulunmaktadır. Kullanılacak malzeme seçiminde bu durum göz önünde bulundurulmalıdır. Kompozit malzemelerin başlıca avantajları;

- Titreşim sönümleme,
- Yüksek akma gerilmesine sahip olma,
- Korozyona karşı direnç,
- Çatlak ilerleme hızı azlığı,
- Isıl dayanım,
- Yüksek yorulma dayanımı,
- Kolay şekillendirme.

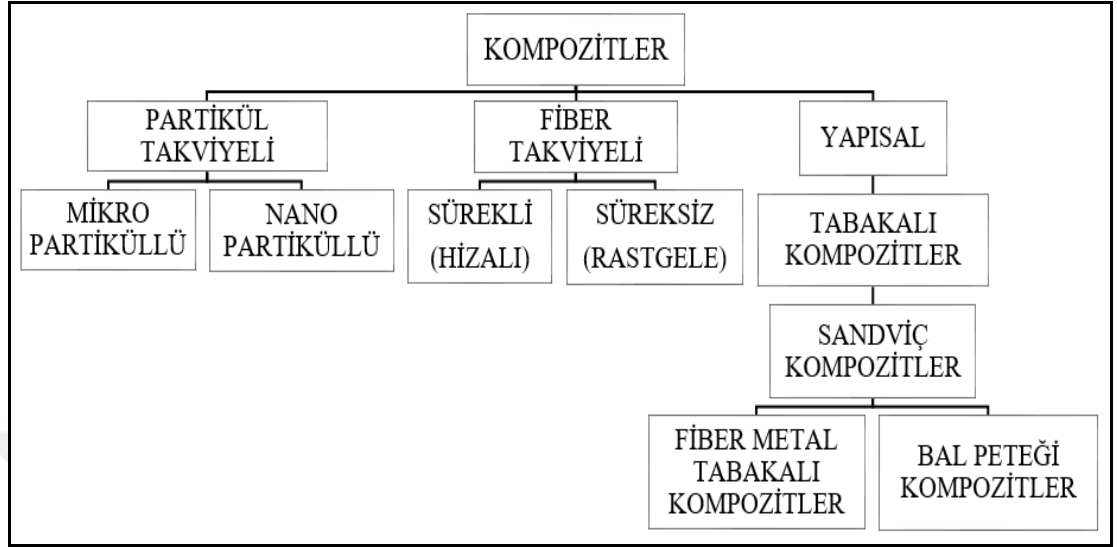
Başlıca dezavantajları ise;

- Nispeten pahalı üretim yöntemi,
- Delme ve kesme işlemlerinde tabakalar arası ayrılma (delaminasyon hasarı)
- Kalitenin üretim yöntemine bağlılığı,
- Sınırlı raf ömrü,
- Geri dönüştürülemez,
- Malzeme onarımında gerekli işçilik maliyeti,
- Hasarın tespit edilmesi için tahribatsız muayene yöntemlerinin kullanılması,
- Yükleme çeşidine göre farklılık gösteren mekanik özelliklere sahip olmasıdır [4].

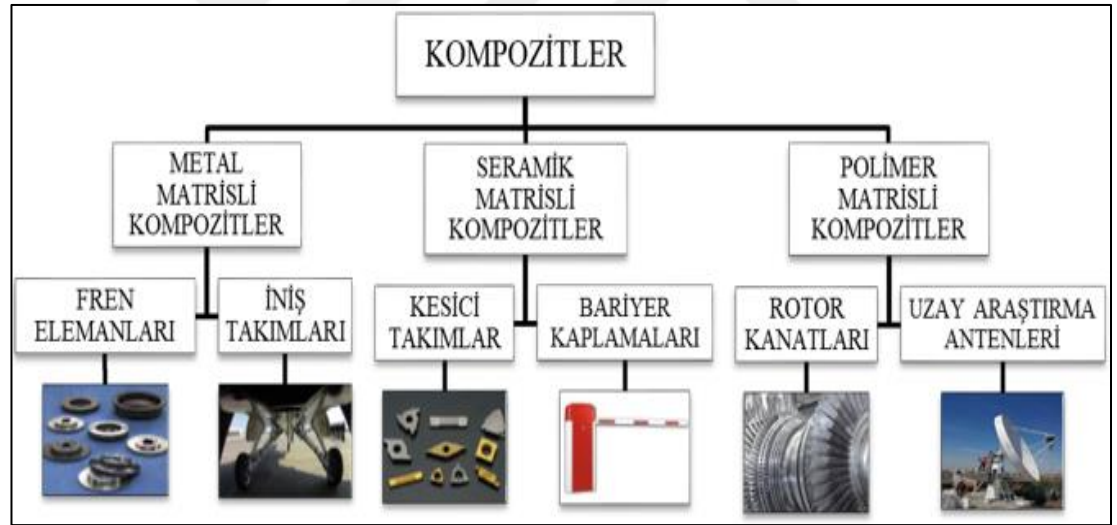
## **1.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması**

Kompozit malzemeler, spesifik özelliklerini takviye elemanları (partikül, fiber takviyesi, vb.) ve bu takviye elemanlarını bir arada tutan, matris fazını oluşturan metal, seramik veya polimer esaslı malzemelerden alırlar. Yapılarında birden çok malzeme bulduran kompozit malzemelerin sınıflandırılması geleneksel malzemelere kıyasla farklı şekillerde yapılmaktadır. En yaygın sınıflandırma şekli, matris ve/veya takviye malzemesine göre yapılan sınıflandırmadır [5]. Takviye elemanları, kompozit malzemenin mukavemetini artırırken aynı zamanda matris malzemesi de takviyeyi bir arada tutmanın yanında malzemeye süneklik kazandırmaktadır. Kompozit

malzemeler, matris ve takviye malzemeleri dikkate alınarak sırasıyla Şekil.1.1 ve Şekil 1.2’de gruplandırılmıştır [6].



Şekil 1.1. Takviye elemanına göre kompozit malzemelerin sınıflandırılması



Şekil 1.2. Matris elemanına göre kompozit malzemelerin sınıflandırılması

### 1.2.1. Matris tipine göre sınıflandırma

İçerisinde bulunan takviye elemanlarını belirli bir düzende tutan ve kompozit malzemenin mukavemetine kısmen de olsa etki eden yapıya matris denir. Matrisler, içerisindeki takviye elemanlarına göre genellikle düşük yoğunluk, rijitlik ve dayanıma sahiptir. Genel olarak tercih edilen matrisler, diğer malzeme çeşitlerinden (metal, seramik ve polimer) meydana gelmektedir [6].



### 1.2.1.1. Metal matrisli kompozitler

Matris fazı bir metal veya metal alaşımı olan malzemeler ile takviye elemanı olarak kullanılan seramik veya organik malzemelerin bir araya getirilmesiyle oluşturulan kompozit malzemelerdir. Metal matrisli kompozit (MMK) malzemelerinin genel özellikleri;

- Yüksek mukavemet,
- Yüksek elastik modül,
- Yüksek sıcaklıklarda çalışabilme,
- Güçlendirilmiş mekanik ve termal özellik,
- Düşük yoğunluk,
- Isıl şoklara karşı düşük hassasiyet,
- Yüksek yüzey dayanımı,
- Yüksek elektrik ve ısı iletkenliktir [7].

Geleneksel malzemelere kıyasla kolay şekillendirilebilmesi nedeniyle çok çeşitli mühendislik uygulamalarında tercih edilmektedirler. Gelişen mühendislik uygulamalarının bir sonucu olarak MMK kullanım alanları otomotiv endüstrisi, tıp, uzay ve havacılık uygulamaları, tekstil endüstrisi ve spor malzemeleri gibi birçok endüstriyel alana artan ilgi ile birlikte artış göstermiştir [7]. Bazı matris malzemelerinin özellikleri Tablo 1.1’de verilmiştir.

Tablo 1.1. Bazı matris malzemelerinin özellikleri [8]

Matris	Yoğunluk (g cm <sup>-3</sup> )	Elastisite Modülü (GPa)	Çekme Mukavemeti (MPa)	Ergime Sıcaklığı (°C)
AlCu4Mg1 (2024-T6)	2.78	70	580	-
AlMg1SiCu (6061-T6)	2.70	70	310	-
TiAl6V4	4.43	110	1170	1650
MgZn6Zr (AZ91A)	1.81	45	235	650
FeAl	5.6	263	550	1400
MoSi <sub>2</sub>	6.3	430	325	2030

### 1.2.1.2. Seramik matrisli kompozitler

Bir ya da birden çok metal malzemenin, metal olmayan diğer malzemelerle birleşmesi sonucu oluşan inorganik maddelerdir. Seramik matrisli kompozit (SMK) malzemeler kaolen ve kil gibi maddelerin yüksek sıcaklıkta pişirilmesiyle elde edilmektedir. Seramikler kararlı bağ yapılarından dolayı sert ve gevreklerdir. Yüksek sıcaklıklara karşı gösterdiği direncin yanında hafif olmaları bu malzemeyi kullanışlı hale getirmektedir. Genel özellikleri;

- Gevrek yapı
- Düşük çekme dayanımı
- Çok yüksek basma dayanımı,
- Yüksek kayma direnci,
- Plastik şekil vermeye karşı direnç,
- Gevrek kırılma karakteristiğidir [9,10].

SMK malzemelerde genellikle  $Si_3N_4$ ,  $Al_2O_3$ , SiC, ve  $B_4C$  malzemeleri kullanılır. Takviye elemanı olarak genellikle  $Al_2O_3$  ve SiC tercih edilir. Bu malzemeler bağ yapılarından dolayı sert olduğundan sanayide aşındırıcı olarak kullanılmaktadırlar [9]. Kullanılan malzemelerin mekanik özellikleri Tablo 1.2’de gösterilmiştir.

Tablo 1.2. Malzemelerin mekanik özellikleri

Malzeme	Elastisite Modülü (GPa)	Eğilme Mukavemeti (MPa)	Basma Mukavemeti (MPa)	Çekme Mukavemeti (MPa)	Kırılma Tokluğu (MPa)
$Si_3N_4$	310	490-980	3000	550	5,60
$Al_2O_3$	435	294-392	2000	248	2,80-4,50
SiC	460	580	588-4116	200	2,80
$B_4C$	450	310	2600	650	3,00

### 1.2.1.3. Polimer matrisli kompozitler

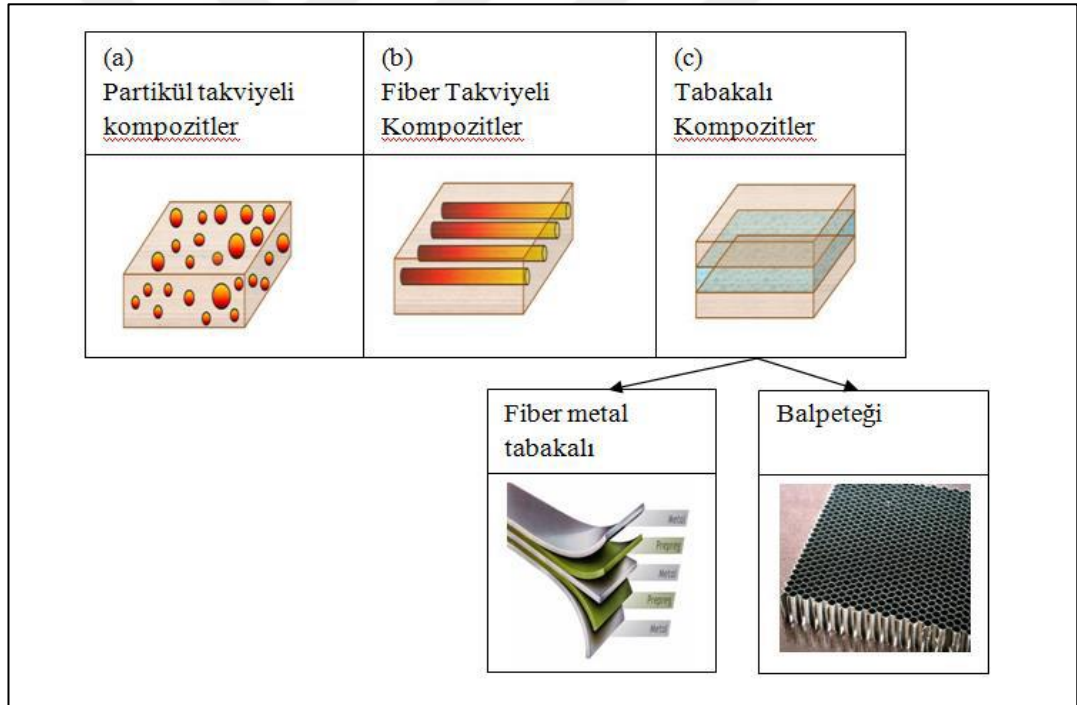
Polimer matrisli kompozit (PMK) malzemeler matris fazının termoset, termoplastik veya elastomerden meydana gelmesiyle oluşan plastik özellik gösteren kompozit

malzemelerdir. PMK kullanımını diğer kompozitlere göre daha avantajlı hale getiren özellikleri;

- Korozyona karşı yüksek direnç
- Hafif olma
- Kimyasal etkilere karşı dayanım
- Yalıtkan olmalarıdır [11,12].

### 1.2.2. Takviye elemanına göre sınıflandırma

Ana matrisin içerisinde mukavemet sağlanması istenen yönlerde kuvvetlendirici takviye elemanı kullanılmaktadır. Kompozit malzemeler Şekil 1.3’de gösterildiği gibi takviye elemanlarına göre üç ana grupta değerlendirilir.

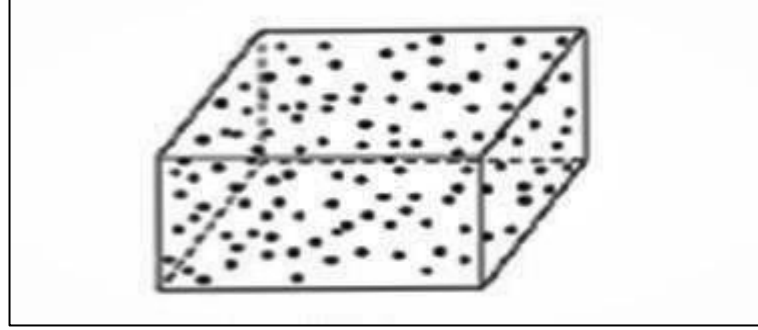


Şekil 1.3. Takviyeli kompozit malzeme türleri [13]

#### 1.2.2.1. Partikül (parçacık) takviyeli kompozitler

Matris fazının içinde takviye malzemelerinin parçacıklar halinde bulunması ile elde edilmektedir. İzotropik yapıdadırlar ve genellikle takviye fazı matrise kıyasla daha sert ve rijittir. Matris fazı uygulanan yükün büyük bir bölümünü absorbe ederken takviye fazı dayanımı artırır ve dislokasyonları engeller veya yavaşlatır. Yaygın olarak

kullanılanları, plastik matris içerisinde bulunan seramik parçacıklardır. Şekil 1.4'te partikül takviyeli kompozit malzemenin temsili gösterimi bulunmaktadır [13].



Şekil 1.4. Partikül takviyeli kompozit malzeme [13]

### 1.2.2.2. Fiber (elyaf) takviyeli kompozitler

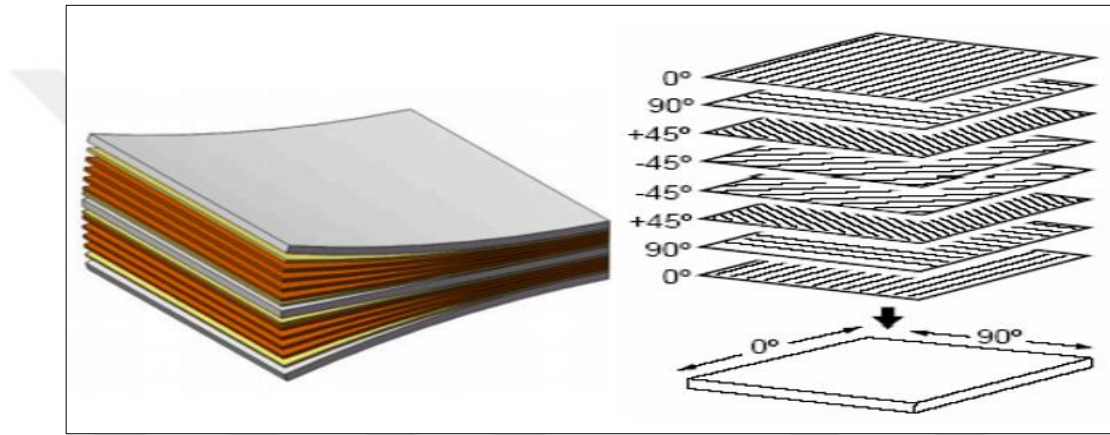
Fiber takviyeli kompozit malzemeler, matris fazına kıyasla yüksek dayanıma sahip elyafların, matris fazının içine gömülmesiyle elde edilen malzemelerdir. Elyafların matris içerisindeki yerleşim düzeni, ana malzemenin dayanımını etkileyen en önemli unsurdur. Fiberlerin birbirlerine paralel yerleştirilmeleri, yerleşim doğrultusundan gelen kuvvetlere karşı mukavemeti artırırken dik gelecek kuvvete karşı düşük dayanım gösterir. Dolayısıyla elyafların göstereceği mukavemet ana malzemenin mukavemeti açısından oldukça önemlidir. Bunun yanında matris ise iyi yüzey kalitesi, fiberleri bir arada tutma ve fiberlerde olduğu gibi ana malzemeye süneklik, darbe dayanımı, tokluk gibi özellikler kazandırır. Fiber takviyeli kompozit malzemelerde kullanılan bazı fiberlerin birkaç mekanik özelliği Tablo 1.3'te gösterilmiştir [14,15].

Tablo 1.3. Fiberlerin özellikleri

<b>Fiber</b>	<b>Yoğunluk (kN/m<sup>3</sup>)</b>	<b>Çekme Mukavemeti (MPa)</b>	<b>Elastisite Modülü (GPa)</b>
Alüminyum	26.3	620	73
Titanyum	46.1	1930	115
Çelik	76.6	4100	207
E-cam	25.0	3500	72
S-cam	24.4	4800	86
Karbon	13.8	1700	186
Boron	25.2	3450	400

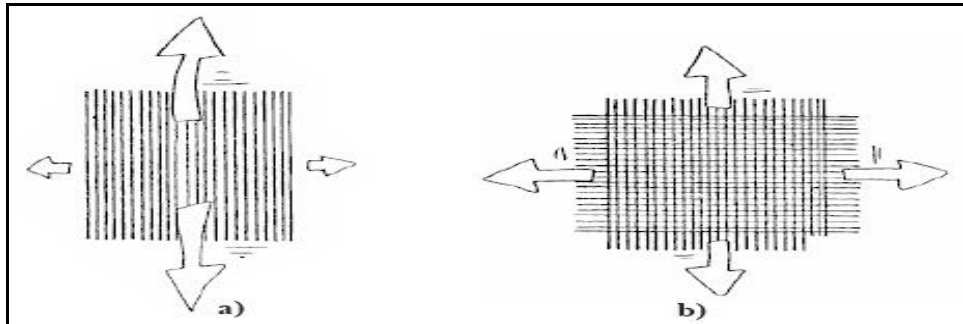
### 1.2.2.3.Tabakalı kompozitler

Tabakalı (laminant) kompozit malzemeler, en az iki tabakanın genellikle bir yapıştırıcı yardımıyla birleşmesiyle elde edilen malzemelerdir. İçerisinde birden fazla faz bulundurur. Bir tanesi sürekli faz olarak bilinirken diğer faz ya da fazlar sürekli fazı elde etmeye yardımcı olan bağlayıcı faz olarak adlandırılır [16]. Bu tabakalı kompozit malzemeler uçak yapılarında genellikle kanat ve kuyruk kısımlarında yaygın olarak kullanılırlar. Tabakalandırma işlemi Şekil 1.5'te gösterildiği gibi metal, cam, polimer ve ahşap gibi malzemelerden meydana gelebilir.



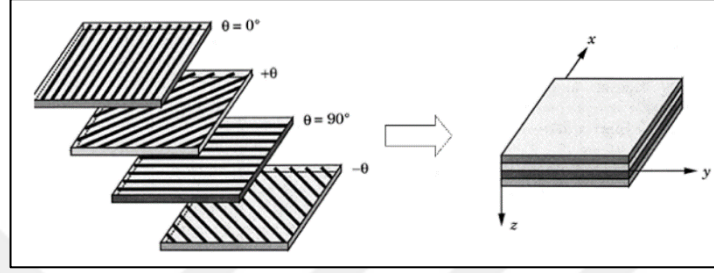
Şekil 1.5. Tabakalı kompozitlerde tabakaların malzeme içindeki gösterimi [17,18]

Tek yönlü dizilime sahip kompozit malzemeler anizotropik (yön ve doğrultuya göre farklı özellik göstermesi) özelliğe sahiptir. Malzeme fiber yönünde diğer yöne veya yönlere göre daha üstün mekanik özellik gösterir. Dokuma yöntemi kullanılarak dizilen fiberlerle elde edilen kompozit malzemeler izotropik (uygulanan tüm yön ve doğrultularda eşit özellik göstermesi) özelliğe sahiptir ve her yönde aynı mekanik özellik gösterir. [18].



Şekil 1.6. Tek yönlü ve dokuma yöntemiyle dizilen fiberlerin özelliklerinin gösterimi a) Eşit olmayan özellik (anizotrop) b) Eşit özellik (izotrop) [18]

Farklı fiber yerleşim düzenine ve açılara sahip kompozit malzemeler birçok açıdan yüksek mukavemet gösterir. Çoğu yapısal uygulamada kullanılan malzemeler çok katlı (tabakalı) kompozitlerdir. Tabakada bulunan fiberler tasarım amacına göre farklı açıda ve farklı kalınlıkta olabilir. Tabakalı kompozitlerde tabaka içerisindeki fiber diziliminde x-ekseni  $0^\circ$  kabul edildikten sonra saat yönü pozitif (+), saat yönünün tersi negatif (-) açıyı ifade eder [19].



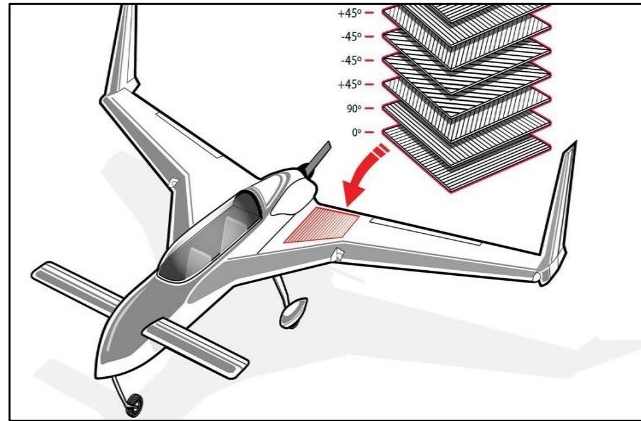
Şekil 1.7. Tabakalarda yönelme şekilleri [20]

İsimlendirmede birden fazla açı var ise aralarına virgül koyularak isimlendirme yapılır. Tabakalı yapıda açıların tamamı belirtildiğinde isimlendirmenin sonunda bulunan köşeli parantezin alt köşesine toplam tabaka sayısını ifade eden T indisi gelir. [19].

$$[0, +30, -45, 90, -60, +45]_T$$

Eğer kompozit yapı içindeki tabakalar orta katmana göre simetrikse, orta katmana kadar olan açılar yazılarak sonda bulunan köşeli parantezin alt köşesine simetriyi belirten S indisi getirilir [19].

$$[0, +45, -45, 90, 90, -45, +45, 0]_T \rightarrow [0, +45, -45, 90]_S$$



Şekil 1.8. Tabakalı kompozitlerde yönlendirilmiş tabakaların yapısal olarak gösterimi [21]

Eğer kompozit yapı içinde birden fazla tabaka art arda aynı açıyla yerleştirilmişse, ortak olan açığa alt indis olarak katman sayısı yazılır [19].

$$[0, 45, 45, 45, 45, 0]_T \rightarrow [0, 45_4, 0]_T$$

Aynı zamanda  $[0, 45_4, 0]_T$  katman yönlenimi simetrik olduğu için  $[0, 45_2]_S$  olarak da yazılabilir.

Simetrik tabakalı yapı tek sayıda kattan meydana gelmişse, yapının geometrik orta düzlemi orta katmanı ikiye böler ve bu katmanın açısının üstüne bir çizgi koyularak yapının ikiye bölüldüğü belirtilir. Bir yarısı üst yapıda diğer yarısı da alt yapısında bulunur [19].

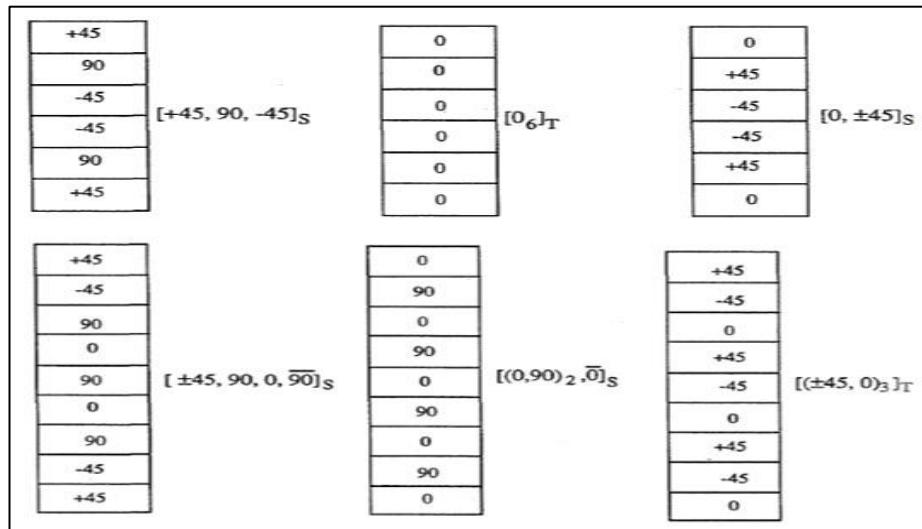
$$[0, 90, 90, 90, 0]_T \rightarrow [0, 90, 90]_S$$

Yapı içerisindeki tekrar eden katmanlar tekrar sayısını belirten parantez içine alınabilir [19].

$$[0, 90, 0, 90, 0, 90, 0, 90]_S \rightarrow [(0,90)_4]_S$$

Bir dizilimin (+) ve (-) değerleri yan yana dizilirse,

$[0, +45, -45, 90, +30, -30]_T \rightarrow [0, \pm 45, 90, \pm 30]_T$  şeklinde ifade edilebilir. Şekil 1.9'da farklı dizilime sahip tabakalı yapıların dizilimleri ve isimlendirilmeleri verilmiştir [19].

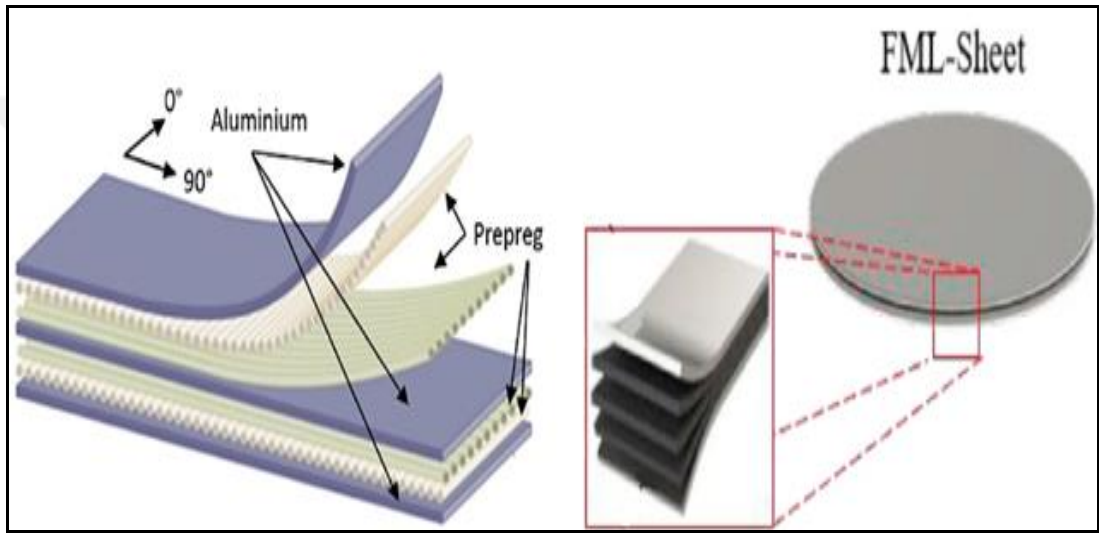


Şekil 1.9. Tabakalı yapıların dizilim ve isimlendirilmesi [19]

### 1.3. Fiber Metal Tabakalı Kompozitler

Fiber metal tabakalı kompozit (FMTK) yapılar, ince metal ve fiber takviyeli yapıştırıcı katmanlardan oluşan hibrit kompozit malzemelerdir [22].

FMTK malzemeler geleneksel malzemelere kıyasla mukavemet/ağırlık oranı açısından yüksek performans gösteren malzemelerdir. Mukavemet/ağırlık oranının önemli olduğu hava araçlarının gövdesinde, kuyruk ve kanat kısmında yaygın olarak kullanılır [22]. Tipik FMTK düzeninin gösterimi Şekil 1.10'da verilmiştir.

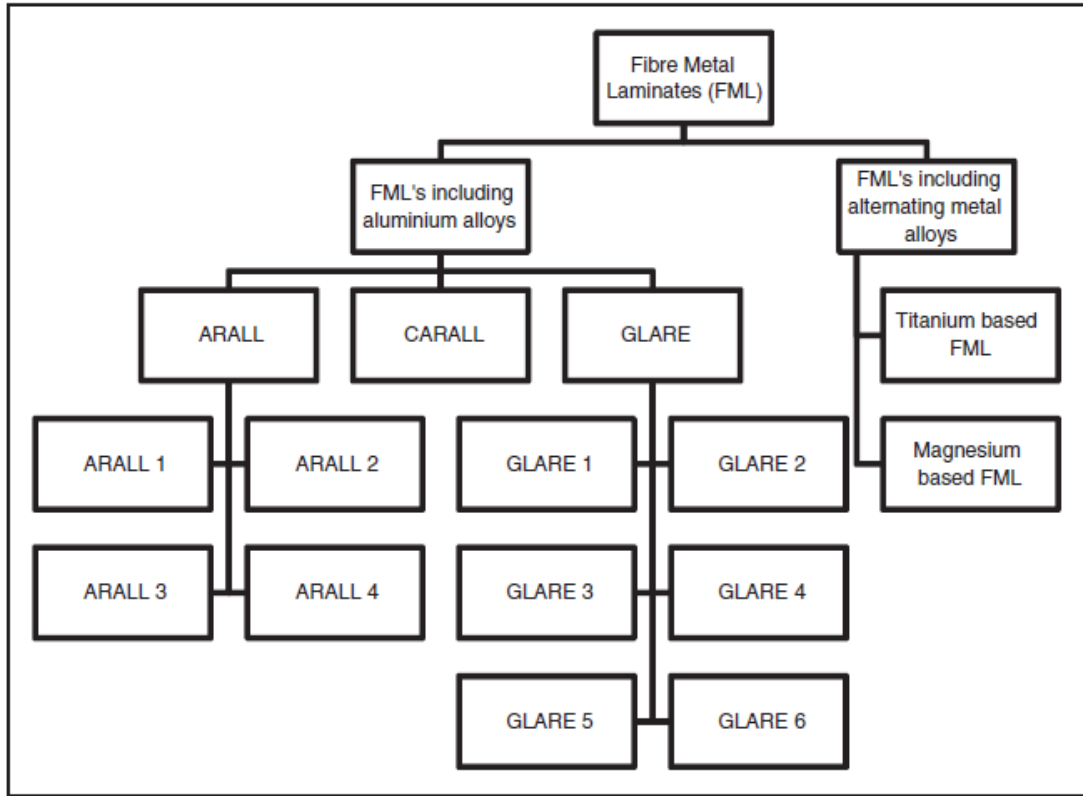


Şekil 1.10. FMTK düzeninin şematik gösterimi [23,24]

Piyasada en çok tercih edilen fiber metal tabakalı kompozit (FMTK) yapılar; ARALL (Aramid Reinforced Aluminium Laminate), aramid fiber takviyeli alüminyum alaşımlı tabakalı kompozit, GLARE (Glass Reinforced Aluminium Laminate), yüksek mukavemetli çeşitli cam fiber takviyeli alüminyum alaşımlı tabakalı kompozitlerdir [21,22].

CARALL (Carbon Reinforced Aluminium Laminate), temelde takviye olarak karbon fiber takviyeli, tabaka olarak da alüminyum alaşımlı tabakalı olan kompozitler malzemelere dayanır. Bu hibrit yapı avantajlarını yapısında bulunan metal (çoğunlukla) ve fiber takviyeli tabakadan alır. Bu kompozitler özellikle hava araçlarının yapısal uygulamalarında önemli olan yorulma çatlak ilerlemesine ve birçok darbe hasarı etkisine karşı mukavemet göstererek diğer malzemelere göre çeşitli avantajlar sunar [22].



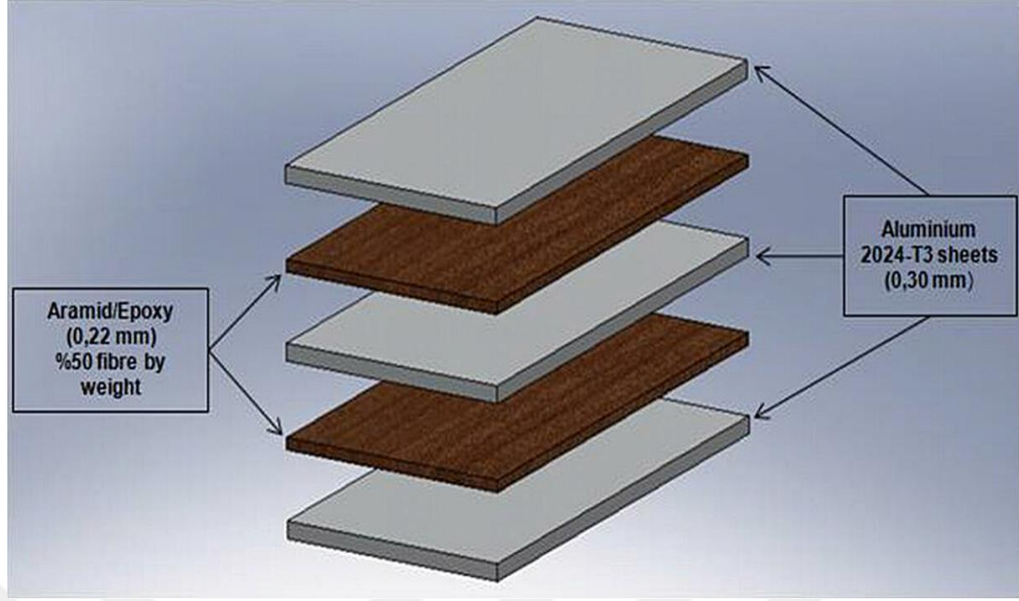


Şekil 1.11. FMTK malzemelerin alüminyum alaşımları ve diğer alaşımlara göre sınıflandırılması [25]

### 1.3.1. ARALL (aramid reinforced aluminium laminate)

Alüminyum alaşımların performansını artırabilmek için arasındaki yapışkan bağların içine çeşitli yönlenmelere sahip fiber koyma fikri son otuz yıldır birçok laboratuvarda araştırılmıştır. Bu araştırmalar, ilk FMTK yapıların gelişmesine katkı sağladı. Sonunda 1978 yılında ARALL (Aramid Reinforced Aluminium Laminate), Hollanda Delft Teknoloji Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Fakültesinde geliştirilmiştir. 1982 yılında ARALL markası altında ilk ticari ürün ALCOA tarafından piyasaya sürüldü [22].

ARALL, aramid fiber takviyeli alüminyum alaşımlı tabakalı kompozitler, çok sayıda ince alüminyum alaşımlı levha arasına sıkıştırılmış yapısal epoksi yapıştırıcıya gömülü aramid fiberlerden oluşur. Fiberler farklı yönlenmeler ile malzemeye spesifik özellik kazandırılır. Kullanılan alüminyum alaşımın karakteristik özelliklerini malzemeye yansıtırlar. Yorulma dayanımı yüksek olan 2024-T3 alüminyum alaşımı ile tabakalandırılmış ARALL'ın şematik gösterimi Şekil 1.12'de verilmiştir [22].



Şekil 1.12. FMTK yapının şematik gösterimi (ARALL 2) [22]

Mukavemeti yüksek metallerin (alüminyum tabakalar) ve güçlü liflerin (aramid katmanlar) kombinasyonu ile yüksek performans özelliklerine sahip yeni bir kompozit malzeme üretilir. ARALL katmanı, yüksek mukavemet ve mükemmel yorulma özellikleri gibi birçok avantaj sağlar. Ayrıca alüminyum alaşımlı katmanların şekillendirme, kolay işleme, mekanik sabitleme ve düşük maliyetlerinin yanında süneklik özelliklerini de korur [26, 27].

ARALL tabakalı yapı konseptinde fiberlerde tek yönlü (ana yük yönünde) prepregler kullanılır. Tabakalar, yorulma çatlakları meydana geldiğinde fiberlerin bozulmayacağı şekilde tasarlanır. Bu, alüminyum alaşımı olan tabakada meydana gelen çatlığa karşın ARALL yapının bozulmayacağı anlamına gelir. ARALL, yapıda çatlakların ilerlemesini ve olası ayrılmayı engelleyerek arada köprü işlevi görür [22].

ARALL yapının bu davranışı, standart alüminyum alaşımlı levhaya kıyasla çatlak ilerleme oranlarında büyük oranda iyileşmeye yol açar. Bu gelişme, kritik uçak bileşenlerinde yorulma açısından %30'a kadar tasarruf sağlar. ARALL tabakalar yapısal düzeyde diğer uçak malzemeleriyle karşılaştırıldığında, ARALL yapı özellikle uçağın alt kanat kaplaması ve basınçlı gövde kabini gibi yorulmaya maruz kalan yapısal parçalarında daha çok tercih edilir. Bu malzeme yeterince güven sağladıktan sonra Alcoa Company tarafından dört farklı standart ARAL tipinin üretimine başlandı. Ticarileşmiş ARALL tabakaları Tablo 1.4'de verilmiştir [22].

Tablo 1.4. Ticari ARALL türlerinde kullanılan metal malzemeler ve ARALL türlerinin genel kullanım özellikleri [22]

Malzeme	Metal türü	Metal kalınlığı (mm)	Elyaf tabakası (mm)	Özellikleri
ARALL 1	7075-T6	0.3	0.22	Yorulma, dayanım
ARALL 2	2024-T3	0.3	0.22	Yorulma, şekillendirilebilirlik
ARALL 3	7475-T76	0.3	0.22	Yorulma, dayanım, soyulma
ARALL 4	2024-T8	0.3	0.22	Yorulma, yüksek sıcaklık

### 1.3.2. GLARE (glass reinforced aluminium laminate)

İlk başta ARALL'ı geliştirmiş cam elyafla iyileştirme olarak havacılık uygulamaları için geliştirildi. 1990 yılında Hollanda'daki Delft Teknik Üniversitesi'nde tanıtıldıktan sonra AKZO ve ALCOA arasında 1991 yılında GLARE'ı üretmek ve ticarileştirmek için faaliyetlere başlandı. GLARE'in ARALL'a göre en büyük farkı aramid fiberler yerine cam fiberlerden oluşmasıdır [27,28].

GLARE'in fiber yönündeki spesifik sertlik ve mukavemet değeri, metal katmanlar için kullanılan yüksek mukavemetli alüminyum alaşımına göre artırılmıştır. Bu durum, gerilmeye maruz kalan yapısal bileşenlerin tasarımında ağırlık tasarrufuna önemli ölçüde katkı sağlar. Fiber köprüleme mekanizması, alüminyum alaşımlı katmanlardaki çatlakların gerilme yorulması altında büyümesini ve yayılmasını engeller [29].

GLARE'in ARALL'a göre diğer avantajları, yüksek çekme ve basma dayanımı, daha iyi darbe dayanım ve yüksek gerilme-gerinim değerleridir. Reçine ve cam fiberler arasındaki daha iyi yapışma sayesinde GLARE tabaka liflerini iki yönlü yapmak mümkündür. Bundan dolayı iki eksenli gerilmelerin meydana geldiği bazı yapısal parçalarda kullanımı uygundur [28,29].

Yanmaya ve darbeye karşı yüksek bir direnç göstermektedirler. Bu nedenle uçakta yüksek ısı dayanımı gerektiren yardımcı güç ünitesinin ve motorun bulunduğu bölgede kullanılırlar. Bu bölgelerde yangın meydana gelmesi durumunda uçağın diğer kısımları yangından izole edilir. Bunun yanında kargo kompartmanı gibi sürekli darbeye maruz kalan kısımlarda avantaj sağlarlar. Piyasada kullanılan GLARE Tablo 1.5'te verilmiştir [28].

Tablo 1.5. Ticari GLARE türlerinde kullanılan metal malzemeler ve GLARE türlerinin genel kullanım özellikleri [30]

Malzeme	Metal türü	Metal kalınlığı (mm)	Fiber kalınlığı (mm)	Fiber yönü	Özellikler
GLARE 1	7475-T61	0.3–0.4	0.266	0°/0°	Yorulma, dayanım, akma gerilmesi
GLARE 2	2024-T3	0.2–0.5	0.266	0°/0°, 90°/90°	Yorulma, dayanım
GLARE 3	2024-T3	0.2–0.5	0.266	0°/90°	Yorulma, darbe
GLARE 4	2024-T3	0.2–0.5	0.266	0°/90°/0°, 90°/0°/90°	Yorulma, 0/90 yönde dayanım
GLARE 5	2024-T3	0.2–0.5	0.266	0°/90°/90°/0°	Darbe
GLARE 6	2024-T3	0.2–0.5	0.266	±45°, ∓45°	Kesme, eksen dışı özellik

### 1.3.3. CARALL (carbon reinforced aluminium laminate)

Fiber metal tabakalar alternatif alüminyum alaşım tabakaları ve prepreglerden (reçine emdirilmiş kumaş) oluşur. Karakteristik özellikleri prepreglerde kullanılan fiberlerin tipine ve yönleneşine bağıdır. CARALL tabakalar, ARALL tabakaları iyileştirmek için geliştirilen tabakalardır. CARALL yapının ARALL yapıdan farkı, ARALL yapıda kullanılan aramid/epoksi prepregler yerine farklı miktarda karbon/epoksi prepregleri içermesidir [22,25].

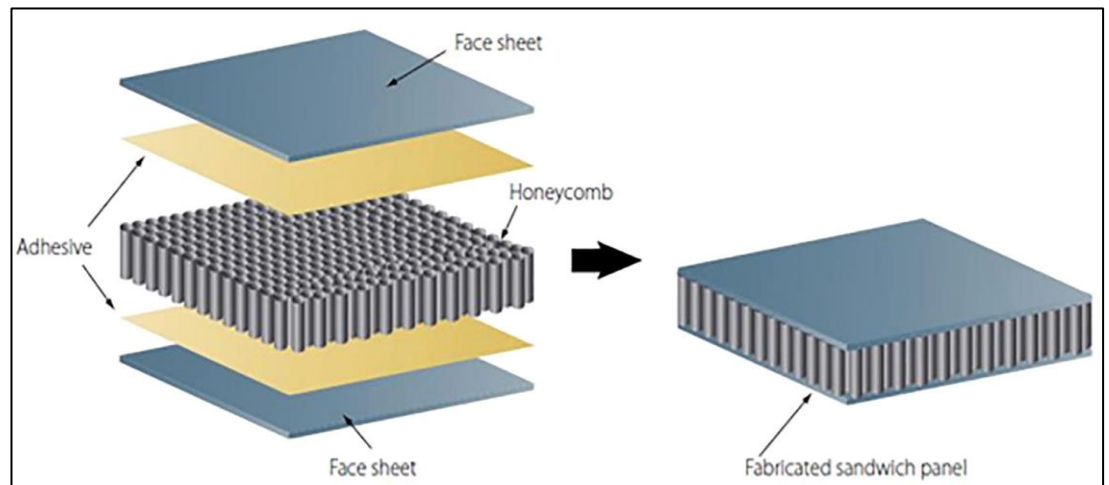
Karbon/epoksi kompozitler aramid/epoksi kompozitlere kıyasla daha düşük özgül mukavemete ve darbe direncine sahip olsa da spesifik modülü daha yüksektir. Karbon fiberlerin sahip olduğı yüksek rijitlik, malzemede çatlak ilerlemesine karşı direnç sağlar. ARALL, GLARE ve CARALL tabakalar benzer şekilde üretilseler de kullanılan farklı alüminyum alaşımları, farklı yapıştırıcılar, içerisinde bulunan farklı fiber çeşitleri ve bu fiberlerin kompozit içerisinde farklı açılarla yönleneşleri sayesinde her malzeme mekanik olarak spesifik özellik kazanırlar. Fiber metal tabakalı kompozitlerde kullanılan fiberlerin bazı avantajları ve dezavantajlar Tablo 1.6'da verilmiştir [22,30].

Tablo 1.6. Fiber metal tabakalı kompozitlerde kullanılan fiberlerin bazı özellikleri [30]

Fiber	Avantaj	Dezavantaj
Aramid	Düşük ağırlık	Düşük dayanım
Cam	Yüksek dayanım	Yüksek ağırlık
	Yüksek çatlak gerilimi	Düşük sertlik
Karbon	Düşük ağırlık	Düşük çatlak gerilimi
	Yüksek sertlik	Korozyon
	Yüksek dayanım	Pahalı

#### 1.4. Bal Peteği Sandviç Kompozitler

Arıların ürettiği petekten esinlenerek üretilen bal peteği sandviç kompozitler, altıgen hücrelerin düzenli ve periyodik olarak tekrarlanan dizilerine sahip bir tür hücresel malzemedir. Malzemenin tasarımında kullanılacağı şartlar göz önünde bulundurulur. Tasarıma korozyon, sürünme, rijitlik, mukavemet, yorulma, hafiflik ve maliyet gibi faktör etki eder. Özellikle hafiflik istenen durumlarda malzemede ince tabaka kullanımı konsantre yükler nedeniyle burkulmaya neden olur. Bu durumlarda bal peteği sandviç kompozitler tercih edilmelidir [31,32]. Bal peteği sandviç kompozit, yüksek mukavemet ve hafiflik istenen durumlarda uygulanan bir yapısal kompozit malzemedir [33]. Bu yapısal kompozitler malzemeye uygulanacak ilk yükü karşılayacak alt ve üst kısımda bulunan iki ince, sert, güçlü tabakadan (facesheet), buna kıyasla daha kalın ve düşük yoğunluklu çekirdek (core) yapıdan ve bu iki yapı arasında bulunan yapışkan (adhesive) tabakadan oluşur [31].

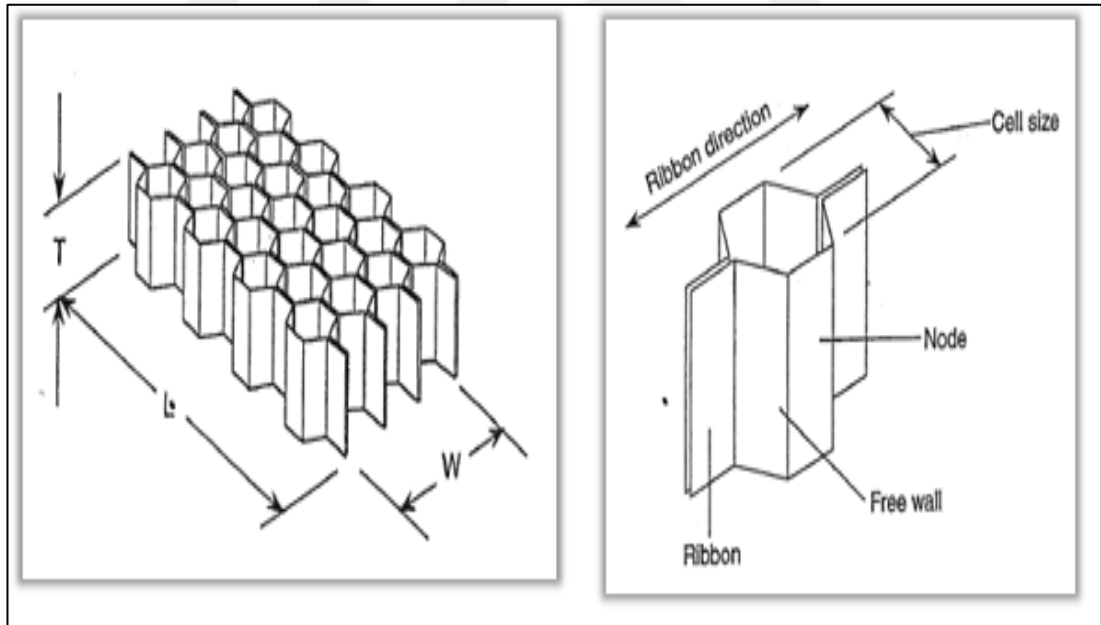


Şekil 1.13. Bal peteği sandviç (honeycomb) yapının şematik gösterimi [34]

Bal peteği sandviç kompozitler, düşük yoğunluk, eğilme için yüksek mukavemet/ağırlık oranı ve yüksek korozyon direnci gibi mükemmel mekanik özelliklere ve enerji absorbe etme yeteneğine sahiptir. Petek yapılar havacılık, denizcilik ve koruyucu mühendislikte yaygın olarak kullanılır [35,36].

Petek yapıların neredeyse tamamı anizotropik özellik gösterdiğinden Şekil 1.14'te gösterilen üç farklı doğrultu (T, L ve W) boyunca malzemenin gösterdiğ mekanik özellikler farklılık gösterir [31,35].

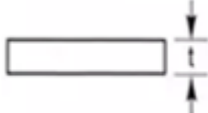
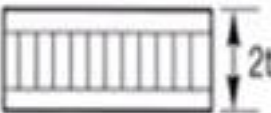
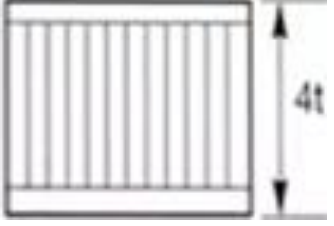
Altıgen (Hexagonal) yapıda en yüksek basma ve çekme mukavemeti T doğrultusunda elde edilir. Bu yapı, L ve W doğrultusunda ise yüksek kesme mukavemeti sağlar. Kesme mukavemeti ve kesme modülü L doğrultusunda daha büyüktür. Petek yapının yapıştırılan kısmı node, düz tabaka kısmı ribbon, tek yüzeyle duvarları da free wall olarak isimlendirilir. Altıgen hücre yapısına sahip yapılarda hücre boyutu (cell size) paralel yüzeyler arasındaki mesafe ile ifade edilir [31].



Şekil 1.14. Core yapı doğrultuları [31]

Tablo 1.7'de bal peteği sandviç kompozitlerde çekirdek yapının kalınlığına bağlı olarak özellik değişimleri verilmiştir. Çekirdek yapının kalınlığına bağlı olarak toplam malzeme kalınlığının artırılmasıyla birlikte; genel malzeme yapısındaki ağırlık artışının az miktarda olmasına karşın, malzemenin eğilme kuvvetine karş karşı göstermiş olduğu direnç de artırılabilir [32].

Tablo 1.7. Bal peteği sandviç kompozitte kalınlık değişimi [32]

	Katı malzeme	Çekirdek kalınlığı, t	Çekirdek kalınlığı, 3t
			
Rijitlik	1,0	7,0	37,0
Dayanım	1,0	3,5	9,2
Ağırlık	1,0	1,03	1,06

#### 1.4.1. Yüzey tabakası (facesheet)

Yüzey tabakaların birincil işlemleri eğilme, kesme gibi yükleri karşılamaktır. Facesheet olarak kullanılabilen çeşitli malzemeler vardır. Kullanılan malzemelerin bazıları;

- Alüminyum
- Kompozit
  - Karbon/Epoksi
  - Aramid/Epoksi

Bununla birlikte, malzemenin dayanımından ödün vermeden ağırlığını en aza indirmek için genellikle kompozit facesheet tercih edilir. Genellikle yapının her iki tarafında da aynı malzemelerin kullanılmasına özen gösterilir. Farklı kullanımların gerekli olduğu durumlarda eşit olmayan termal genleşme katsayıları nedeniyle yüzeydeki bozulmaları ortadan kaldırmak için belirli katsayıların bilinmesi gereklidir [37,38].

##### 1.4.1.1. Kompozit yüzey tabakaları

Facesheet kalınlıkları tasarıma göre değişkenlik gösterir. Tasarım esnekliği hem üretici hem de malzeme açısından önemli bir avantajdır. Buna bağlı olarak tasarımda gereksiz ağırlık azaltılabilir. Kompozit kullanımının bir başka nedeni; çoğu kullanım koşuluna karşı dirençli olmaları ve karmaşık şekillere karşı kolayca

şekillendirilebilmeleridir. Kompozit malzemenin kullanım amacı, kullanılacak ortama uygun matris ve takviye malzemesinin seçilebilir olmasıdır. Bu kompozitlerde fiberlerin işlevi, eğilme, sertlik gibi yüklemelere karşı mukavemet ve termal stabiliteyi sağlamaktır [38].

#### **1.4.1.2. Alüminyum yüzey tabakaları**

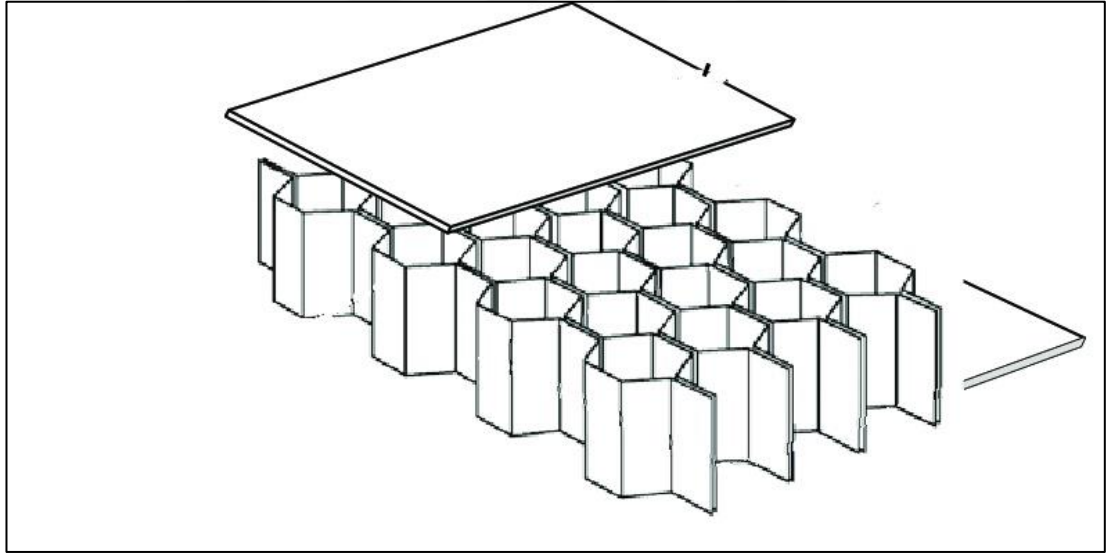
Alüminyum ve alaşımlarının yaygın olarak kullanılmasının nedeni yüksek mukavemet/ağırlık oranı, yüksek termal ve elektrik iletkenliği ile yüksek kesme ve basma mukavemetine sahip olmasıdır. Bununla birlikte korozyon ve sıcağa dayanıklıdır ve nispeten düşük maliyete sahiptir. Çeşitli alaşımlar, bazı elementler ile alüminyumun belirli oranlarda karıştırılmasıyla elde edilir. Alaşım elementlerinin bazıları katı çözeltiler oluştururken, diğerleri çökeltme etkileriyle güçlendirmeye/sertleşmeye katkıda bulunur. Alüminyum alaşımlarına bir dizi ısıl işlem uygulanabilir. Homojenizasyon işlemi; alaşımlama elemanlarının ayrılmasının, dökümden sonra ısıtılmasıyla uzaklaştırılmasıdır. Tavlama soğuk işlendikten sonra sertleşen alaşımları yumuşatmak için kullanılır (1xxx, 2xxx ve 5xxx serisi alaşımlar). Sertleştirme işlemi, çözelti ısıl işlemine takiben çökeltme ile sertleşebilen alaşımların (2xxx, 6xxx ve 7xxx serisi alaşımlar) yaşlanmasını içerir. Isıl işlem görmeyen alaşımlar 3xxx, 4xxx ve 5xxx serisi alaşımlardır. 2xxx, 5xxx, 6xxx ve 7xxx serisi alüminyum alaşımları havacılık ve uzay uygulamaları için MMK'lerin imalatında matris malzemesi olarak kullanılır [39].

5xxx serisi alaşımlar ana alaşım bileşeni olarak magnezyum içerir. Bu alaşımın özelliklerini geliştirmek için genellikle krom ve manganez gibi çeşitli alaşım katkı maddeleri kullanılır. Bu serinin genel özellikleri mukavemet, tokluk, süneklik, korozyon direnci, şekillendirilebilirlik, yüzey görünümü, yorulma direnci, balistik performans ve kaynaklanabilirliktir. Diğer alüminyum alaşımlara kıyasla ilk olarak korozyon direncinin önemli olduğu yapısal uygulamalarda kullanılabilir. Bu alüminyum alaşımları mukavemetlerini magnezyumdan kaynaklanan katı çözelti kuvvetlendirmesinden alırlar. Katkı maddeleri kullanılarak korozyon direncinden taviz vermeden mukavemet değerleri artırılabilir. Bugüne kadar üretilen askeri araçların hepsinde kullanılmış olan 5xxx serisi alaşımlar, korozyon ve dayanım istenilen tüm alanlarda kullanılmaktadır [40-42].



### 1.4.2. Çekirdek (core) yapı

Core yapının önemli işlevleri vardır. Panellere dik yönde gelen ve hareket eden yüklere karşı dayanımının iyi olabilmesi için sert olmalıdır. Bu sayede yüzey tabakaları arasındaki mesafe sabit kalır. Ayrıca facesheet yapının birbirinin üzerine kaymasını önlemek için kesme, eğilme gibi etki edecek kuvvetlere karşı yeterince sert olmalıdır. Eğer bu sertlik koşulu yerine getirilmezse yüzey tabakaları birbirlerinden bağımsız iki yapı görevi görür ve sandviç etkisi kaybolur. Bunlara ek olarak core yapının sert olması yüzey tabakalarını sabitleyerek yapıdaki eğilmeden kaynaklı çökelmeleri engeller. Bal peteği sandviç kompozitlerde core yapısı olarak farklı malzemeler kullanılabilir. Bu yapının yoğunluğu da kullanılan malzemeye, hücre boyutuna ve hücrelerin konfigürasyonuna göre değişkenlik gösterir. Genellikle alüminyum alaşımları (AA5052, AA5056, AA3003, AA3104), aramid fiberler (Nomex, Kevlar) ile özel metaller ve alaşımları (Titanyum, Nikel alaşımları gibi) kullanılır [32,37].



Şekil 1.15. Çekirdek yapı

Alüminyum core yapı, düzenli olarak tekrarlanan alüminyum veya alüminyum alaşımlı folyodan yapılmıştır. Alüminyum veya alaşımlarından imal edilmiş olması, ağırlığını aynı hacimdeki diğer malzemelerden daha hafif hale getirir. Diğer yapılarla kıyasla en yüksek mukavemet/ağırlık oranına sahiptir. Bunun yanında sertlik ve genel stabilitesi de çok iyidir. Birim ağırlık başına düşen yüksek kesme/eğilme direnci ve daha yüksek termal/korozyon direnci nedeniyle havacılık uygulamalarında tercih edilir [43].

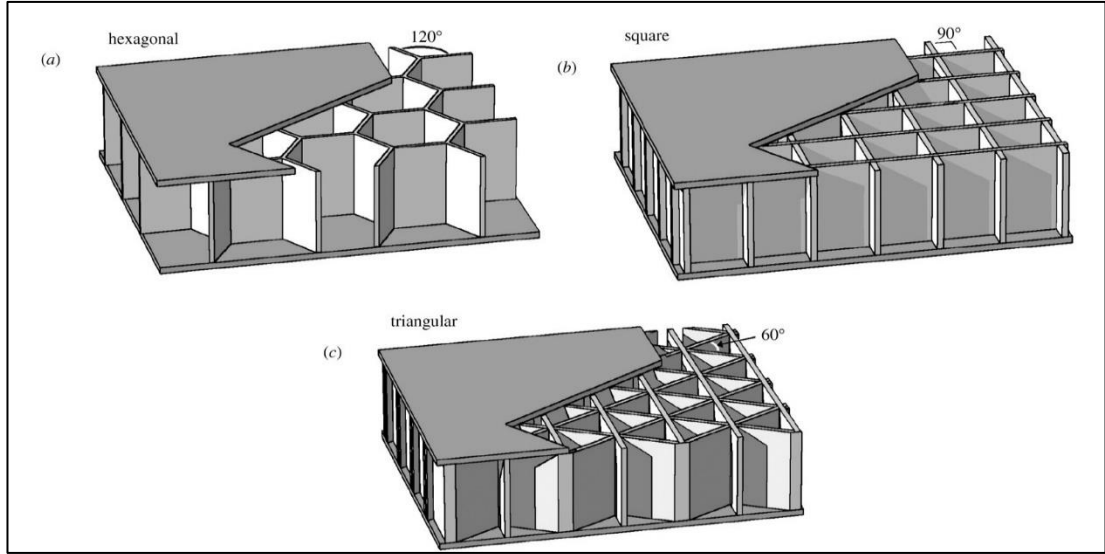
Tamamen geri dönüştürülebilir ve tekrar kullanılabilir. Kaynak ve enerji tasarrufu sağlar ve bu sayede çevre kirliliği minimum düzeye indirgenmiş olur. Bu da alüminyum panellerin enerji tasarrufu sağlayan, çevre dostu ve sağlıklı bir malzeme olarak kullanılmasına olanak sağlar.

Nomex core yapı, fenolik reçineye batırılmış Nomex kağıdının yapıştırılmış şeritlerinden oluşur. Nomex kağıdı bir meta-aramid kimyasal bileşen olan Nomex liflerinden yapılır. Tipik olarak yüksek sertlik/ağırlık oranı sunduğu için tercih edilir. Bu core yapılar esneklik ve şok emilimi, elektromanyetik dalga geçirgenliği, yüksek sıcaklık kararlılığı ve çevresel şartlara karşı direnç gösterir. Sıcaklığa karşı kararlı oluşları uçak iç panellerinde ve dielektrik özellikleri nedeniyle uçağın radome kısmında kullanılırlar [44,45].

Core yapı malzemeleri arasında titanyum alaşımları mükemmel korozyon direnci, yüksek hasar direnci, 600 °C'ye kadar sıcaklık kapasitesi ve yüksek üretim maliyetine sahiptir. Bu özellikleri nedeniyle titanyum alaşımlı bal peteği sandviç kompozitler hipersonik hava araçlarında yaygın olarak kullanılır. Bu duruma tipik bir örnek olarak; titanyum alaşımlı bal peteği sandviç kompozitler, yüksek hızlı sivil taşımacılık için tasarlanan uçakların veya askeri uçakların kanat yapısında sadece yapısal performansı için değil, aynı zamanda düşük termal iletkenliği nedeniyle kanat kısmında depolanan yakıtın ısınmasını en aza indirmek için de kullanılmıştır [46].

#### **1.4.2.1. Çekirdek (core) yapı topolojisi**

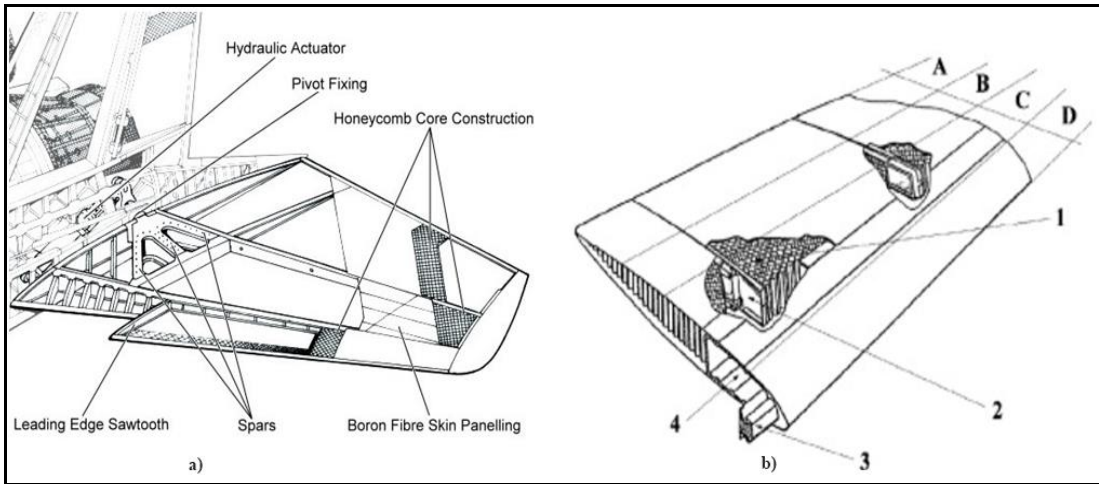
Diğer birçok malzemedan farklı olarak bal peteği sandviç kompozitlerde topoloji, malzemenin özelliklerini etkileyen önemli bir faktördür. Petekler genellikle kapalı hücre gözeneklerine sahiptir. Bu birim hücreler, hücresel boyutta katı yapı oluşturmak için iki boyutta tekrarlanır. Buna dayanarak, üçgen, kare, altıgen veya ilgili petek yapıları oluşturmak düzenlenebilir. Üçgen, kare ve altıgen topolojilerin her biri özellikle panelin bükülmesinde karşılaşılan kesme yükleri gibi yapısal yüklemelerin desteklenmesinde etkilidir. Altıgen hücreli petek yapılar, hücresel materyaller arasında en popüler yapılardır. Bunun nedeni yapısal destek sağlamak ve core yapılar arasında özellikle enerji emilimi ve darbe korumasına karşı olan etkisidir. Dikdörtgen ve altıgen hücreli petekler, zorlanmış ısı transferi için kullanılan konfigürasyonlardır. Üçgen hücreli petek yapı, mekanik yüklemelere karşı daha iyi performansla sahiptir [47,48].



Şekil 1.16. Bal peteği sandviç kompozitlerde kullanılan üç hücreli petek formu a) altıgen (hexagonal) petek, b) kare (square) petek ve c) üçgen (triangular) petek

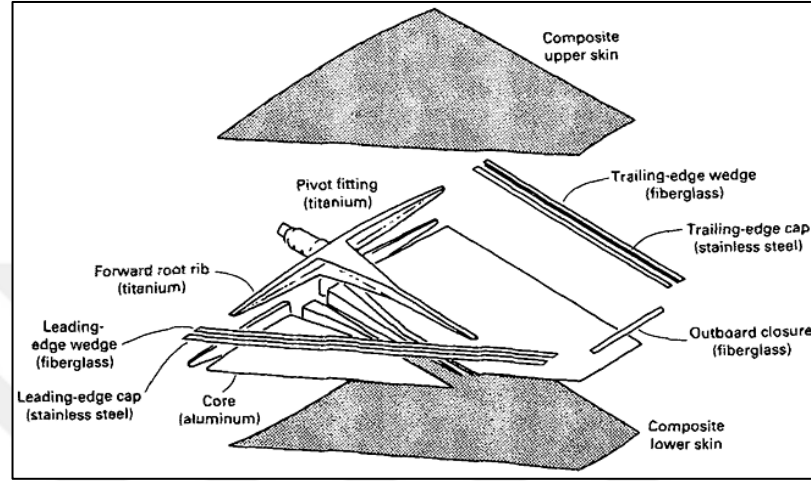
### 1.4.3. Havacılıkta bal peteği sandviç kompozitlerin kullanım yerleri

Uçaklarda kullanılan, petek yapıdan oluşan parçaların çoğu birincil yapılar (hasar görmesi durumunda uçağın düşmesine neden olacak yapılar) değil, ikincil yapılarıdır. Uçaklarda ikincil yapılar olarak adlandırılan yapılar, yapının hasar görmesi durumunda uçağın düşmesine sebebiyet vermeyecek olan yapılarıdır [49]. Bal peteği sandviç kompozit panellerin uçaklarda bazı kullanım alanları; ön kenarlar (leading edge), arka kenarlar (trailing edge), flap, spoiler, elevator, aileron, rudder, cowling, spar.



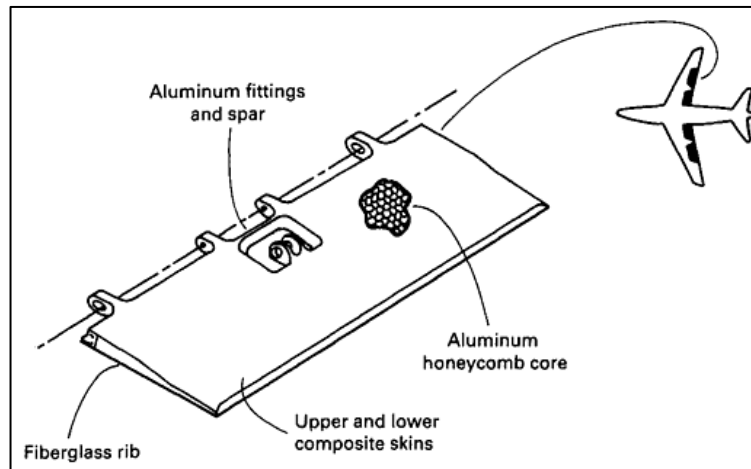
Şekil 1.17. a) F-15 uçağının yatay stabilizerinde kullanılan bal peteği sandviç kompozit b) Helikopter rotor palesi (1) Bal peteği sandviç kompozit 2) Rib 3) Anti-flatter weight 4) Spar [50,51]

F-16 savaş uçağının tüm kuyruk yüzeyleri ile kanatlardaki ve gövdedeki diğer kumanda yüzeyleri petek yapılıdır. F-18 uçağının da toplam yüzey alanının %35'i petek yapıdan imal edilmiştir. Bu sayede ortalama ağırlıktan %25'lik bir kazanç elde edilmiştir. Birçok uçağın radom kısmı Nomex veya cam fiber petek yapıdan imal edilmiştir [49].

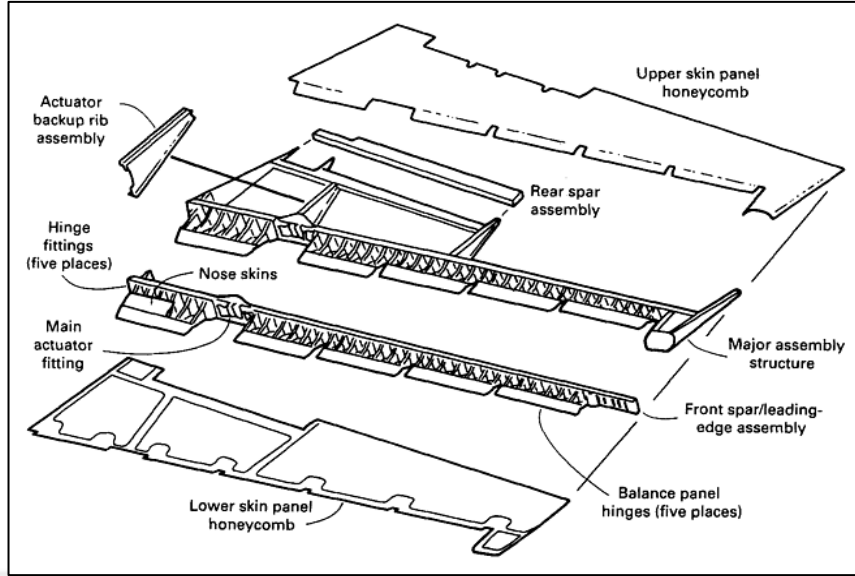


Şekil 1.18. F-16 yatay stabilizerinde bulunan bal peteği sandviç kompozit [52]

Boeing 737 uçağında; merkez montaj bağlantıları ve ön spar bölümleri de dahil olmak üzere spoylerin diğer bileşenleri ve bal peteği sandviç kompozit alüminyumdan meydana gelmiştir. Şekil 1.20'de Boeing 737 uçağının elevatör kısmında tek parça olarak bulunan alt ve üst bal peteği sandviç kaplama panelleri ön ve arka sparlar ribler gösterilmiştir. Bu ribler bal peteği sandviç kompozitten meydana gelmiştir [52].



Şekil 1.19. Boeing 737 uçağının aileron kısmında bulunan alüminyum bal peteği sandviç kompozit [52]



Şekil 1.20. Boeing 737 uçağının elevatör kısmı [52]

### 1.5. Havacılıkta Kullanılan Bal Peteği Sandviç Kompozitlerin Çevresel Şartlar Altındaki Davranışların İncelenmesi

Günümüzde konvensiyonel savaşlarda ve diğer ülkelere karşı caydırıcı etken olarak kullanılan askeri güç kara, deniz ve hava güçleri arasında hava kuvvetleri diğer kuvvetlere göre daha fazla güç çarpanı meydana getirmektedir. Hava kuvvetlerinin diğer kuvvetlere göre ön plana çıkmasının temel nedeni savaş uçaklarının diğer unsurlara karşı daha etkin olmasıdır. Bu nedenle, ülkelerin savunmasında ve caydırıcılığında önemli bir prestij kaynağıdır. Hava kuvvetlerinin çekirdeğini oluşturan savaş uçakları imal edilirken kendisine verilen tüm zorlu görevleri yerine getirebilmek için maliyet etkin ikinci planda olup, görevin icrası daha ön plandadır. Kendisine verilen görevi yerine getiren savaş uçakları atmosfer içerisinde 50.000 feet (15240 m) yükseklikte uçuş gerçekleştirmekte olup kalkıştan inişe kadar olan tüm bu irtifalardaki sıcaklık değişimlerine karşı dayanım sağlamaktadır. Bu sıcaklık değişimlerini 1 sorti olarak değerlendirmek gerekirse; taksi halinde +40 °C'de iken yaklaşık 15 dakika, uçuş esnasında ise -40 °C'de uçuş gerçekleştirmektedir. -40 °C'de yaklaşık olarak 1 saat keşif ve gözetleme görevini icra ettikten sonra inişe geçerek tekrardan sıcaklık değişimine maruz kalmaktadır. Tüm bunların yanı sıra savaş uçakları hava-yer görevleri dışında hava-hava mücadelesi esnasında yüksek G kuvvetine ve agresif hareketlerin uçakta oluşturduğu yapısal yüklerle maruz kalmaktadır. Tüm bu olumsuz koşullara bir savaş uçağı yakıt ikmali ile birlikte

ortalama 2 saatin üzerinde maruz kalmaktadır. Bu nedenle, savaş uçağı tasarımı ve üretimi aşamasında en ileri teknoloji ve en iyi malzeme ve yöntemler kullanılmıştır. Bu çalışmada görev süresi boyunca uçağın hareketli satırlarında bulunan honeycomb yapıların sıcaklık değışimleri termal çevrimle simüle edildikten sonra eğilme testi uygulanan yapısal parçaların mekanik özellikleri araştırılmıştır.

### 1.5.1. Servis şartlarında gelen yükler

Uçakların taksi işlemini yapabilmesi, havada stabil kalabilmesi, dönüş tırmanış ve dalış gibi hareketlerini gerçekleştirebilmesi için hareket yüzeylerini kullanmak zorundadır. Uçak üzerine gelen hava akımı kullanılarak hareket yüzeylerinin sağa-sola, aşağı-yukarı hareketi ile uçağın istenilen yönde hareket etmesi sağlanır. Uçağın hareketli satırları taksi ve uçuş süresi boyunca bu görevleri gerçekleştirirken atmosfer koşullarının yanı sıra yüksek hızdan dolayı farklı kuvvetlere de maruz kalmaktadırlar. Hareket yüzeylerine etki eden eğilme kuvveti bunlardan en etkin olanıdır. Çevresel şartlar ile birlikte eğilme kuvveti yapısal parçalarda yorulma çatlakları meydana getirmektedir. Parçaların içyapısında meydana gelen çatlakların gözle muayene edilememesi ve bununla birlikte bakım prosedürünün tam uygulanmaması uçuş güvenliğini tehlikeye sokmaktadır. Bu nedenle uçakta bulunan yapısal parçaların hasarlanmadan en uzun sürede kullanılması kavramı yani emniyetli ömür terimi ortaya çıkmaktadır. Emniyetli ömür, uçağın üretimi esnasında ve bakım planlamasında tüm etkenler dikkate alınarak ve çeşitli testlere tabii tutularak hesaplanmaktadır. Emniyetli ömür hesaplamaları laboratuvar ortamlarında uçuş koşulları ile birlikte çevresel şartlar dikkate alınıp simüle edilerek yapılmaktadır.



Şekil 1.21. F-16 savaş uçağının yer hareketi

Mühimmat yüklü bir savaş uçağı taksi hareketini 5-15 dakikada gerçekleştirir. Pist sonuna geldiğinde statik duran uçakta son kontroller yaklaşık 10 dakikada tamamladıktan sonra kalkışa hazır hale gelir. Tüm bu yer hareketleri esnasında kanat kısmında bulunan mühimmatlardan dolayı daha fazla eğilmeye maruz kalmaktadır.



Şekil 1.22. F-16 savaş uçağı kalkış anı

Harp için tasarlanmış olan savaş uçakları aerodinamik yapıları gereği yüksek manevra kabiliyetine sahiptir. Bu uçaklar üretiliş amacına göre hava-hava, hava-yer görevleri icra edebilir ve farklı görevlere uygun silah-mühimmat sistemleriyle donatılabilir. Uçağın ağırlık merkezinin değişmemesi ve havada stabil kalabilmesi için her iki kanada da eşit yüklerde mühimmat yüklemeye özen gösterilir. Hava-hava füzeleri kanadın uç kısmına yerleştirilirken genelde bundan daha ağır olan hava-yer füzeleri kanatta ekstra eğilme meydana getirmemesi için gövdeye yakın kısma yerleştirilse de hava-hava füzeleri de yerleştirilebilir. Havadayken bir kanatta bulunan mühimmatı bırakma işlemi sonrasında uçağın ağırlık merkezinde değişim meydana gelir. Bu değişim uçağın bomba atılmayan, ağır olan kanadına doğru olur. Bomba atıldığında ve ağırlık merkezi saptamasında da oluşan salınımdan dolayı eğilme meydana gelir. Bu durum da hava araçlarının hareketli satırlarında meydana gelen eğilmenin önemini bir kez daha göstermektedir.

## 1.6. Tezin Önemi ve İçeriği

Harp veya herhangi bir tehdit anında her an hazır durumda bulunması için tasarlanan hava araçları (savaş uçakları, silahlı insansız hava araçları vb.) ticari yolcu uçaklarına göre havada ve yerde sergiledikleri farklı hareketler nedeniyle çeşitli yüklere maruz kalırlar. Mühimmat dolu kanatlarda taksi hareketi esnasında, havada bir mühimmatı bıraktığında, iniş esnasında yere ilk dokunuşunda (touch down) ekstra salınım meydana gelir. Bu salınım hareketi kanadın alt kısmında basma kuvveti, üst kısmında çekme kuvveti oluşturur. Karşılaşılan bu durumların deney ortamında en iyi simüle edilmiş hali 3 nokta eğilme testi yöntemidir.

Bu yüksek lisans tez çalışmasında, savaş uçaklarının hareketli satırlarında (aileron, elevator ve rudder) kullanılan bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme davranışlarını ve uçağın görevi icrasında meydana gelen sıcaklık değişimleri göz önünde bulundurularak termal çevrime maruz kalması sonucundaki mekanik özelliklerini belirlemek ve bakım sürelerini optimize etmek amaçlanmaktadır.

Numuneler Altıgen Uzay Havacılık Gemi İnşaat Panel San. Tic. Ltd. Şti.'de uçağın hareketli bölgelerinde bulunan Alüminyum/Alüminyum (Al/Al) bal peteği sandviç kompozit imal edilmiştir. ASTM C 393 standardına uygun, malzemede herhangi bir deformasyona sebebiyet vermeyecek şekilde kesim işlemi gerçekleştirilip temin aşamasına geçilmiştir. Malzeme temininde gerçekleşen transfer sırasında numunelerin çevresel şartlardan etkilenmemesi ve numunede herhangi bir deformasyon meydana gelmemesi için steril bir ortamda muhafaza edilip transferi sağlanmıştır.

Numune temininin gerçekleşmesinin ardından Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu (TÜBİTAK) Marmara Araştırma Merkezi (MAM) Malzeme Enstitüsü Gebze Yerleşkesinde bir savaş uçağının görevi icrasında maruz kaldığı çevresel şartlar göz önünde bulundurularak numuneler iklimatik kabinde termal çevrime maruz bırakılmıştır. Termal çevrim işleminde her çevrim 2 saatte gerçekleşmiş olup malzemeye 50 çevrim (100 saat), 150 çevrim (300 saat) ve 300 çevrim (600 saat) uygulanmıştır.

Diğer aşamaya geçilerek, TÜBİTAK'tan alınan termal çevrime maruz bırakılmış ve bırakılmamış malzemeler, çevresel şartlardan dolayı termal değişime uğramamaları



için özel tasarlanmış kutularda İTÜ’de statik eğilme testlerinin yapılması için sevk edilmiştir. İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesinde termal çevrime maruz bırakılmamış numunelere üç nokta statik eğilme testleri ASTM C 393 standartlarına göre yapılmıştır. Yapılan statik eğilme testlerinde eğilme modülü, eğilme dayanımı ve sehim miktarı gibi eğilme özelliklerinin bulunması amaçlanmıştır. Bal peteği sandviç kompozitlerde meydana gelen deformasyona bağlı olarak hasar mekanizmalarının yorumlanabilmesi için test öncesinde ve sonrasında dijital kamerayla görüntüler alınmıştır.

Bu çalışmada, eğilme yüklemelerine maruz kalan parçalarda oluşan hasar mekanizmalarını detaylı yorumlayarak termal çevrim (TÇ) sayısının hasar mekanizmaları üzerindeki etkisini değerlendirmek ve oluşabilecek herhangi bir kazanın/kazaların önüne geçilmesi hedeflenmektedir. Malzemede oluşabilecek delaminasyonlar bize bu konuda ışık tutsa da bakım prosedürü de büyük oranda önem arz eder. Bu çalışmadan yararlanarak, hasarlar belirlenip mevcut bakımlarda karşılaşılan problemleri, bakım protokolüne bağlı bakım talimat prosedürü oluşturarak çözüme kavuşturmak hedeflenmektedir. Bunun yanında, bakım saatleri göz önünde bulundurularak da iyileştirilme amaçlanmıştır.

Buna ek olarak milli imkanlarla üretilmesi amaçlanan hava araçlarının hareketli satırlarında kullanılması ön görülen bal peteği sandviç kompozitlerin belirlenmesinde önemli bir referans olarak kullanılması düşünülmektedir.

## **1.7. Literatür Çalışması**

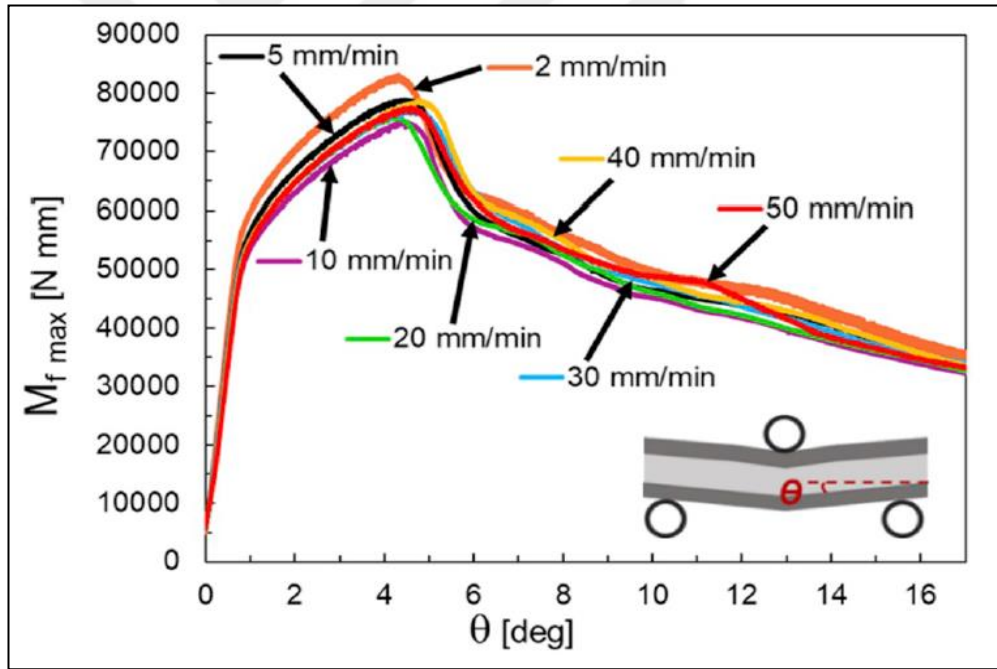
### **1.7.1. Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerine uygulanan eğilme testleri**

Bal peteği sandviç kompozitler geleneksel malzemelere kıyasla özgül rijitlik/dayanım özelliklerinden dolayı hava araçlarının hareketli satırlarında sıkça tercih edilen malzemelerdir. Hareketli bölgeler diğer bölgelere göre daha fazla eğilmeye maruz kaldıkları için bal peteği sandviçlerin eğilme davranışlarının araştırılması bu açıdan büyük önem arz etmektedir.

Palomba ve diğ. [53] AA5754/AA5052 bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme özelliklerini belirlemek için farklı eğilme testi hızlarında (2 mm/dk-50 mm/dk) üç

nokta eğilme testleri gerçekleştirmişlerdir. Testlerde alt destek mesafesi 130 mm olup test numune boyutu 200 mm × 45 mm × 11 mm olarak seçilmiştir. AA5754 alüminyum alaşımından olan yüzey malzemesinin kalınlığı 1 mm iken AA5052 alüminyum alaşımından olan çekirdek malzemesinin kalınlığı 9 mm'dir. Her eğilme test hızında elde edilen eğilme moment-yer değiştirme eğrileri, numune eğilme açısına ( $\theta$ ) karşılık gelen maksimum eğilme momenti ( $M_{fmax}$ ) cinsinden Şekil 1.23'te verilmiştir.

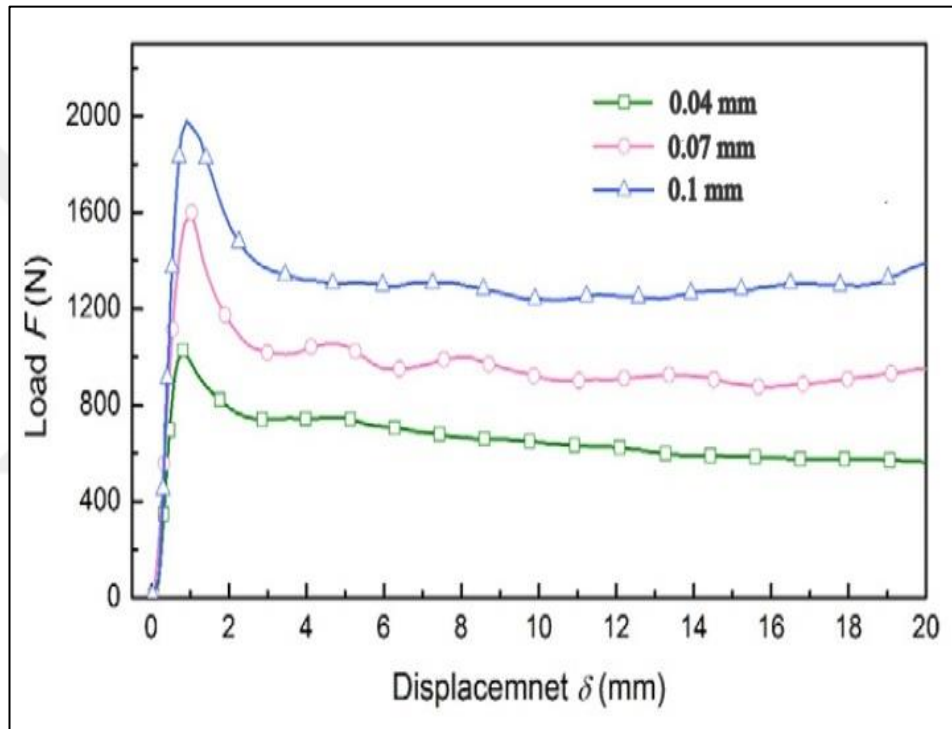
Şekil 1.23.'te elde edilen eğriler incelendiğinde Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme yüklemesi altında eğilme momenti değerlerinin eğilme test hızına göre kayda değer bir şekilde değişmediği, maksimum eğilme momenti değerlerinin yaklaşık olarak 75000-80000 Nm değerlerinde çıktığı tespit edilmiştir. Bu sonuca ek olarak en yüksek eğilme momenti değerinin 2 mm/dk eğilme hızı ile yapılan testlerde elde edildiği (83098 Nm) belirtilmiştir [53].



Şekil 1.23. Farklı eğilme hızları için Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin maksimum eğilme momenti-eğilme açısı eğrileri [53]

Sun ve diğ. [54] AA5052/AA3003 bal peteği sandviç kompozitlerde çekirdek kalınlığının eğilme özelliklerine etkisini incelemek için farklı çekirdek kalınlığına sahip (0.04 mm, 0.07mm ve 0.1 mm) numunelere üç nokta eğilme testleri uygulamışlardır. Testler ASTM C 393 standardına göre yapılmış olup test numunelerinin yüzey malzemesi AA5052 alüminyum alaşımından, çekirdek malzemesi ise AA3003

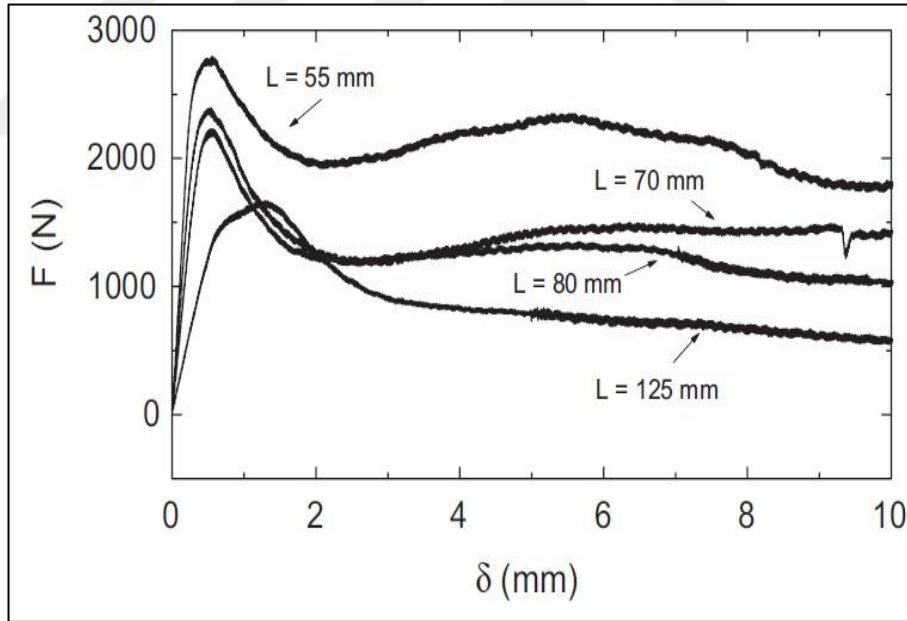
alüminyum alaşımdan meydana gelmiştir. Numunelerin yük-yer değiştirme eğrileri Şekil 1.24.'te verilmiştir. Şekil 1.24'teki eğriler incelendiğinde Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerde çekirdek kalınlığının direkt olarak malzemenin eğilme dayanımını etkilediği tespit edilmiştir. Çekirdek kalınlığının 0.04 mm'den 0.1 mm'ye artması ile maksimum kuvvet değerlerinin yaklaşık 1000 N değerlerinden 2000 N değerlerine yükseldiği belirlenmiştir. Buna dayanarak, Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerde çekirdek kalınlığının artması malzemeye uygulanan maksimum kuvveti artırdığı buna bağlı olarak da malzemenin dayanımını artırdığı tespit edilmiştir.



Şekil 1.24. Yük-yer değiştirme eğrileri [54]

Bir başka çalışmada ise, Crupi ve diğ. [55] AA5754/AA5052 bal peteği sandviç kompozitlerde üç nokta eğilme testindeki farklı alt destek aralıklarının malzemenin eğilme özelliklerine etkisini belirlemek için numunelere farklı destek aralıklarında ( $L = 55$  mm, 70 mm, 80 mm, 125 mm) üç nokta eğilme testi uygulamışlardır. Test numune boyutu 150 mm  $\times$  50 mm  $\times$  11 mm olarak seçilmiş olup AA5754 H32 alüminyum alaşımdan meydana gelen yüzey malzemesinin kalınlığı 1 mm ve AA5052 alüminyum alaşımdan meydana gelen çekirdek malzemesinin kalınlığı 6 mm olarak imal edilmiştir. Şekil 1.25'te aynı nominal boyutlara sahip alüminyum bal peteği sandviç kompozitler üzerinde yapılan testin, alt destek mesafesine bağlı olarak elde

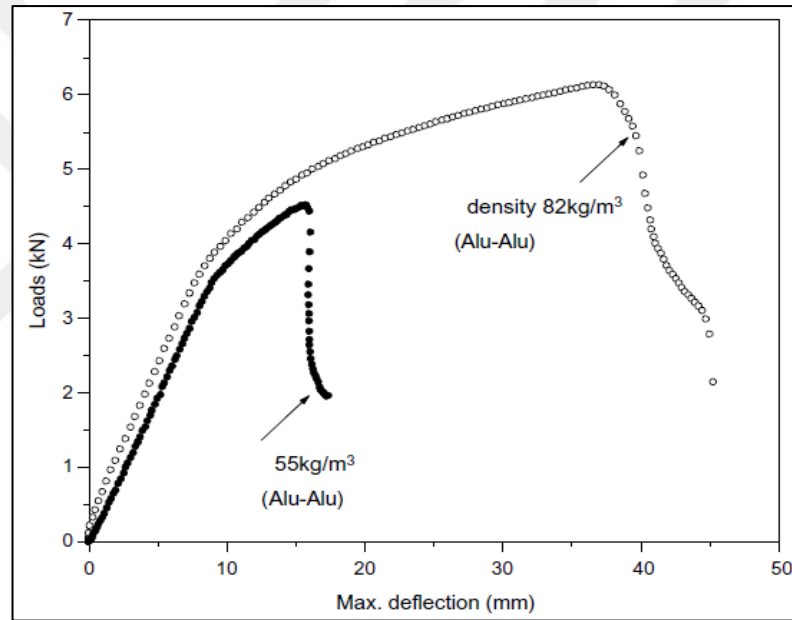
edilen farklı yük-yer değiştirme ( $\delta$ ) eğrileri verilmiştir. Maksimum kuvvetin (yaklaşık 2800 N) en küçük destek açıklığı mesafesinde ( $L = 55$  mm) elde edildiği tespit edilmiştir. Bunun nedeni momente dayanmaktadır. Uygulanan yükün sabit olduğu kabul edilip, destek aralığı arttığında, destek noktalarına etkiyen yük de artacağından daha uzun destek mesafelerinde malzemeye az bir kuvvetle daha fazla yer değiştirme uygulanabilir. Alt destek mesafesi arttıa bal peteği sandviç kompozit numunelerin karşılayacağı maksimum kuvvetin düştüğü belirtilmiştir. Yük-yer değiştirme eğrilerinden ayrıca yer değiştirme değerleri incelendiğinde özellikle alt destek mesafesi 125 mm olduğu durumda yer değiştirme miktarının daha düşük kuvvet uygulanarak arttığı, bununda özellikle alt destek mesafesinin 55 mm olduğu duruma göre yaklaşık 2-3 kat artmasından kaynaklandığı belirtilmiştir. Bu durum, alt destek mesafesi 125 mm iken maksimum kuvvetteki (yaklaşık 1500-2000 N) sehim miktarının yaklaşık 1.5 mm, alt destek mesafesi 55 mm iken maksimum kuvvetteki (yaklaşık 2500-3000 N) sehim miktarının yaklaşık 0.5 mm olmasıyla açıklanmaktadır.



şekil 1.25. Yükleme-yer değiştirme eğrileri [55]

Belouettar ve diğ. [56] farklı çekirdek yoğunluklarına sahip Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin maksimum yük-sehim etkilerini incelemek için dört nokta eğilme testini kullanmışlardır. Numunede yüzey malzemesi olarak AA5754 alüminyum alaşımı kullanılmış olup, çekirdek malzemesi olarak da farklı yoğunluklara ( $55 \text{ kg/m}^3$  ve  $82 \text{ kg/m}^3$ ) sahip alüminyum alaşımı kullanılmıştır. Numune boyutları  $500 \text{ mm} \times 250 \text{ mm}$

× 10 mm olarak seçilmiştir. Dört nokta eğilme testi MIL-STD-401 standardına göre yapılmıştır. Şekil 1.26.'da farklı çekirdek yoğunluğuna sahip Al/Al bal peteği sandviç kompozitlere uygulanan dört nokta eğilme testinde her yüklemeye karşılık gelen maksimum sehim değerleri verilmiştir. Şekil 1.26'dan elde edilen eğriler incelediğinde, çekirdek yoğunluğunun artması alüminyum bal peteği sandviç kompozitlerde sertliği arttırdığı tespit edilmiştir. Buna dayanarak çekirdek yoğunluğunun artması, malzemedeki oluşan hasar yük değerini de arttırdığı belirtilmiştir. Tüm bunlara ek olarak maksimum yükün 6000-6500 kN değerleri arasında olduğu ve bu değerlerin çekirdek yoğunluğu 82 kg/cm<sup>3</sup> olan malzemeden elde edildiği gözlemlenmiştir.



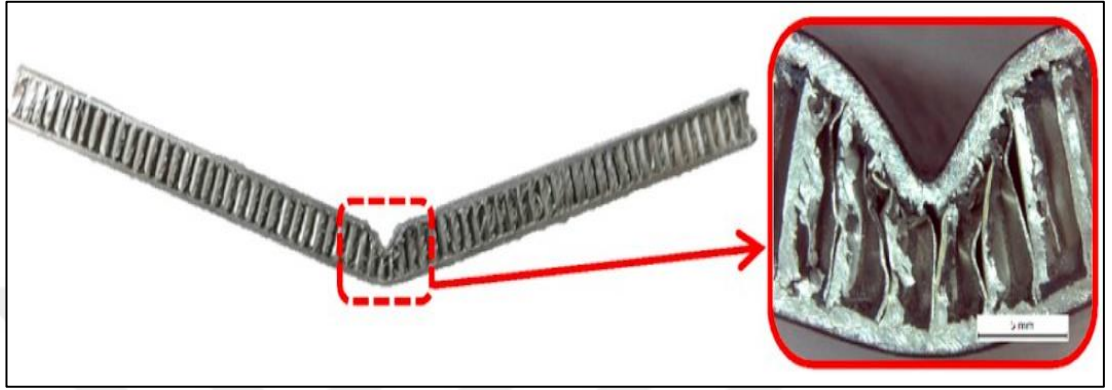
Şekil 1.26. Yük-maksimum sehim eğrileri [56]

### 1.7.3. Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerine uygulanan eğilme testleri sonrası oluşan hasarlar

Herhangi bir etkenin malzemenin iç veya dış yapısında oluşturduğu kalıcı deformasyona hasar denir. Oluşan hasarların belirlenip analiz edilmesi gereklidir. Analizin amacı, hasara neden olan etkenlerin belirlenip gelecekte aynı veya benzer etkenler altında, aynı hasarın oluşmasını engellemek veya servis şartlarının değerlendirilip daha etkin tasarım oluşturmaktır. Eğilme testlerinde sıkça görülen hasar türleri; yüzey tabasında girinti, yüzey tabakası kırılması, delaminasyon, çekirdek

burkulması, çekirdek kırılması, çekirdek ayrılması, çekirdek kayması gibi hasar türleridir.

Palomba ve diğ. [53] AA5754/AA5052 bal peteği sandviç kompozitlere farklı yükleme hızlarında üç nokta eğilme testleri uygulamışlardır.



Şekil 1.27. Eğilme testi sonucunda oluşan hasar mekanizması [53]

Şekil 1.27’de verilen eğilme testleri sonrası meydana gelen hasarda da görüldüğü üzere malzemede herhangi bir yüzey ve çekirdek kırılması gözlenmemiştir. Yüzey tabakası girintisinin yanı sıra iki bitişik çekirdek duvarı bağlarının kısmi ayrılması gözlemlenmiştir.

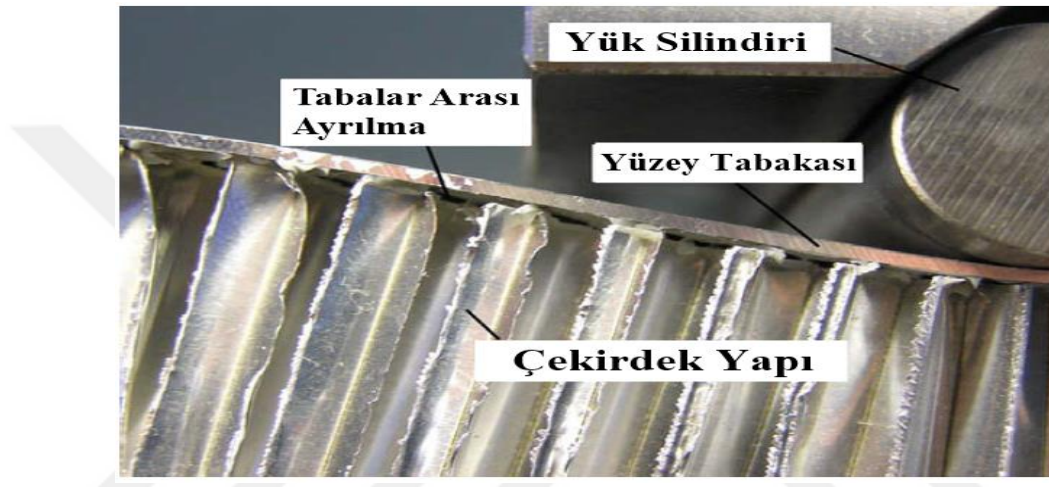
Bir başka çalışmada ise Crupi ve diğ. [55] AA5754/AA5052 bal peteği sandviç kompozitlere üç nokta eğilme testini farklı alt destek aralıklarında ( $L = 55$  mm, 70 mm, 80 mm, 125 mm) uygulanmışlardır.



Şekil 1.28. Eğilme testi sonrası malzemedeki hasar mekanizması [55]

Şekil 1.28'de L=70 mm'deki numunenin eğilme testi sonrasındaki hasar görüntüsü verilmiştir. Numune de delaminasyon ve yüzey tabakası girintisi hatası gözlemlenmiştir [55].

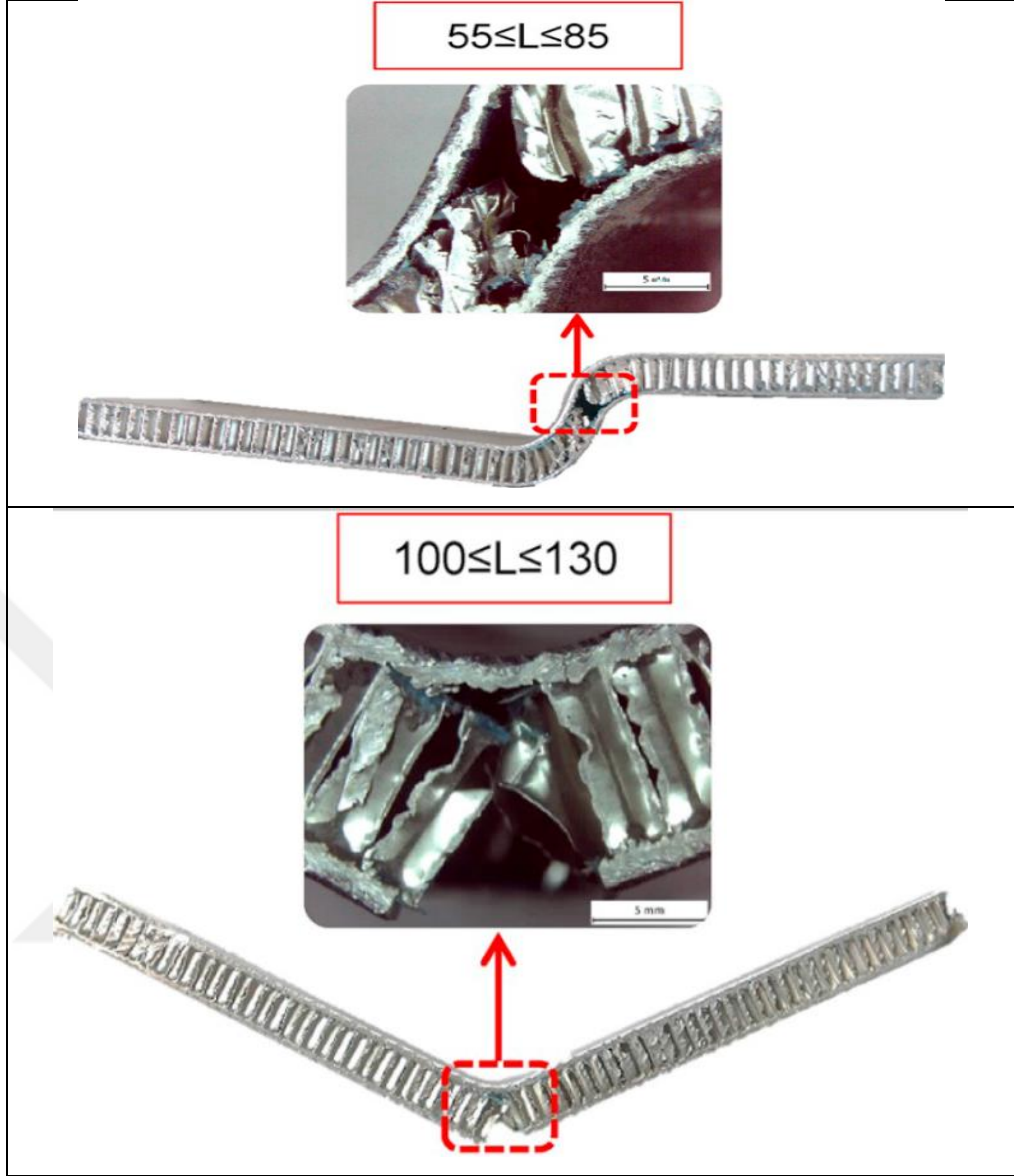
Jen ve diğ. [57] AA5052/AA3104 bal peteği sandviç kompozitlerin çekirdek ile yüzey malzemesi arasındaki yapıştırıcı miktarının numunelerin eğilme yüklemesi altında yorulma dayanımına etkisini incelemek için numunelere farklı yapıştırıcı miktarları (0,4, 0,7 ve 1,0 kg/m<sup>2</sup>) uygulamışlardır.



Şekil 1.29. Test esnasında malzemede meydana gelen deformasyon [57]

Şekil 1.29'da yük silindiri yakınında 0,4 kg/m<sup>2</sup> yapıştırıcı miktarına sahip numunenin test yapılırken anlık görüntüsü büyütülerek verilmiştir. Bu şekil yüzey tabakası ve çekirdek yapı arasındaki ara yüzeyde bariz tabakalar arası ayrılmanın (delaminasyon) gözlemlendiğini göstermektedir. Çalışmada, diğer yapıştırıcı miktarlarına sahip numunelerin de benzer hasarları gösterdiğine değinilmiştir [57].

Yine Palomba ve diğ. [53] aynı çalışmada farklı destekler arası mesafenin numunenin yorulma davranışına etkisini incelemek için eğilmeli yorulma uygulamışlardır. Şekil 1.30'da farklı destek mesafelerinde oluşan hasar türleri verilmiştir. 55≤85 destek aralığında test edilen numunede yüzey tabakası girintileri, delaminasyon, çekirdek kaymaları ve çekirdek kırılmaları açık şekilde görülmektedir. 55≤85 destek aralıklarında yüzey tabakası kırılması görülmezken 100≤130 destek aralığında yüzey tabakası kırılması görülmüştür. Bunun yanında çekirdek burkulması ve çekirdek ayrılması gözlemlenmiştir.



Şekil 1.30. Malzemede meydana gelen hasarlar [53]

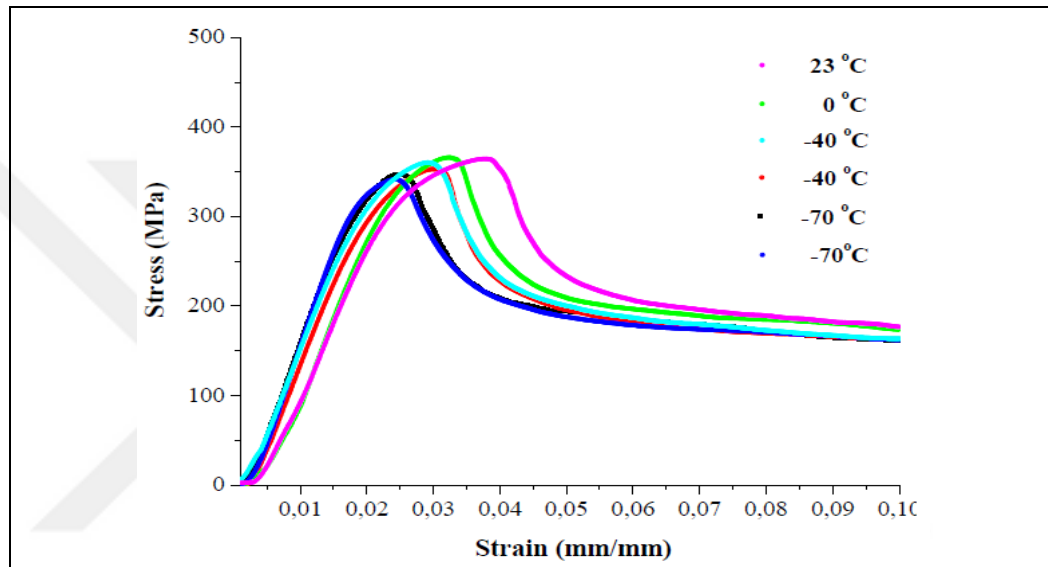
#### 1.7.4. Termal çevrimin bal peteği sandviç kompozitlerin mekanik özelliklerine etkisi

Bal peteği sandviç kompozitler uçak yapısal parçalarında kullanıldıklarından uçağın her hareketinde ve her irtifa değişiminde farklı sıcaklıklara maruz kalmaktadırlar. Bu durum yüksek hızlara çıkabilen ve ani irtifa değişikliği yapabilen savaş uçaklarında termal yorgunluk meydana getirmektedir. Bu yüzden termal çevrimin malzemenin mekanik özelliklerine etkisinin araştırılması önemlidir.

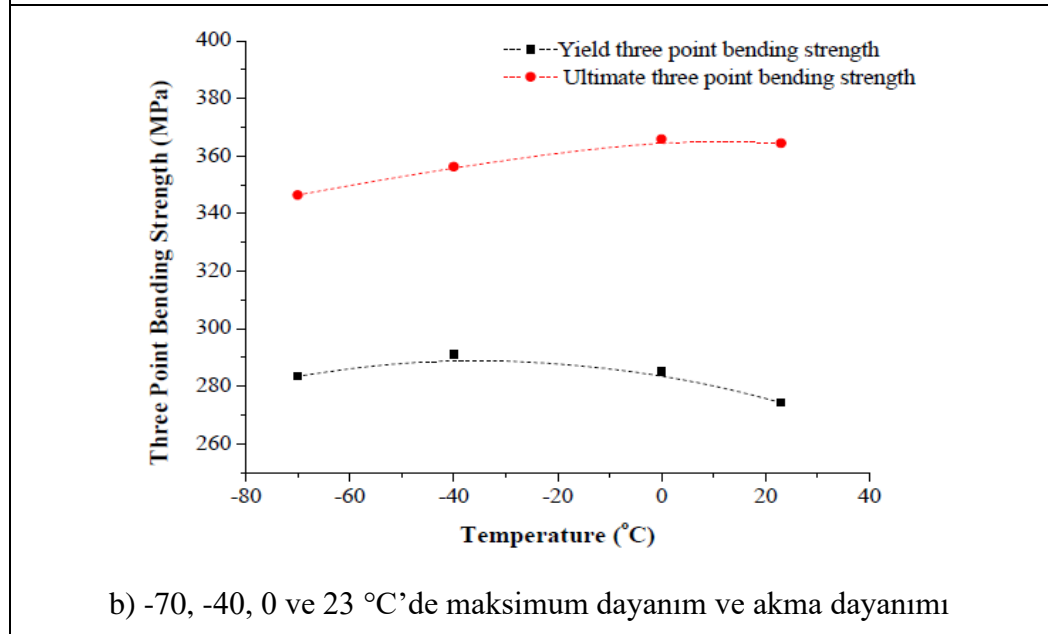
Zaoutsos ve diğ. [58] yüzey tabakası 3000 serisi alüminyum alaşımı ve çekirdek malzemesi AA3003 serisi alüminyum alaşımından meydana gelen Al/Al bal peteği



sandviç kompozitlerin düşük sıcaklıklarda mekanik özelliklerini incelemek için 10 ay boyunca numunelere 23 °C ile -70 °C arasında değişen düşük sıcaklıklar uyguladılar. Bu çalışmada malzemenin çekme, basma ve eğilme gibi mekanik özelliklerindeki değişimi incelendi. Çekme testleri ASTM D-638-02A, basma testleri ASTM C 365-94 ve eğilme testleri ASTM C 393 standartlarında yapıldı. Eğilme testleri 2 mm/dk eğilme hızı ile gerçekleştirildi. Şekil 1.31'de malzemenin eğilme testindeki bazı mekanik özelliklerinin eğrileri verilmiştir.



a) Belirtilen sıcaklıklarda malzemenin gerilme-gerinim grafiği

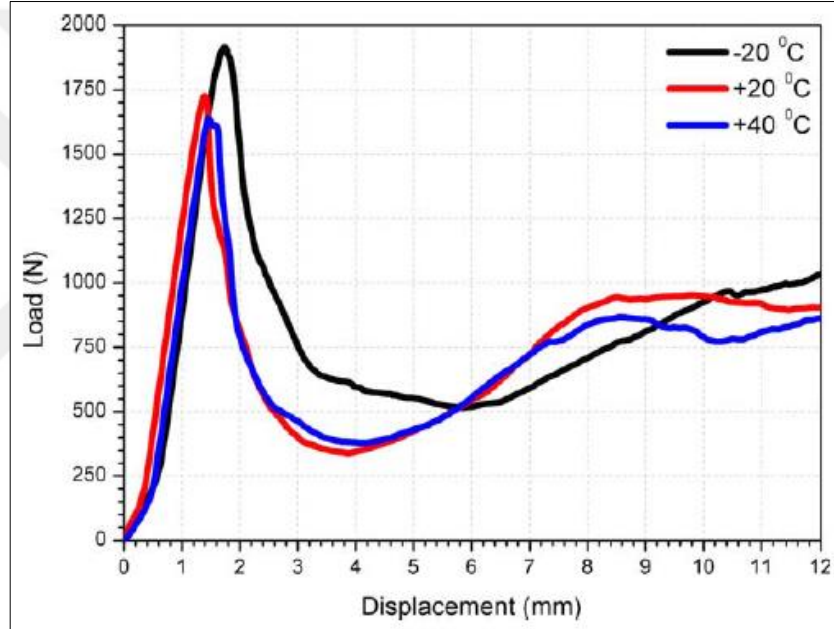


b) -70, -40, 0 ve 23 °C'de maksimum dayanım ve akma dayanımı

Şekil 1.31. a) Farklı sıcaklıklara maruz bırakılan numuneler için üç nokta eğilme testlerinden kaynaklanan gerilme-uzama eğrileri b) üç nokta eğilme testlerinde malzemenin akma ve maksimum dayanım-sıcaklık eğrileri [58]

Düşük sıcaklıklarda malzemenin maksimum dayanımının düşük olması yüzey tabakası ile çekirdek yapı arasındaki yapıştırıcının özelliklerinden olabileceği değerlendirilmektedir [58].

Akatay ve diğ. [59] AA5052 alüminyum alaşımli çekirdek yapıya yapıştırılmış tek yönlü cam elyaf takviyeli epoksi yüzeylerden meydana gelen bal peteği sandviç kompozitlere farklı ortam sıcaklıklarında (-20°C, 20°C ve 40°C) üç nokta eğilme testi uyguladılar. Testler 6 mm/dk sabit hızda yapıldı. Şekil 1.32’de bal peteği sandviç kompozitlere farklı sıcaklıklar altında uygulanan üç nokta eğilme testlerinden elde edilen yük-yer değiştirme eğrileri verilmiştir.

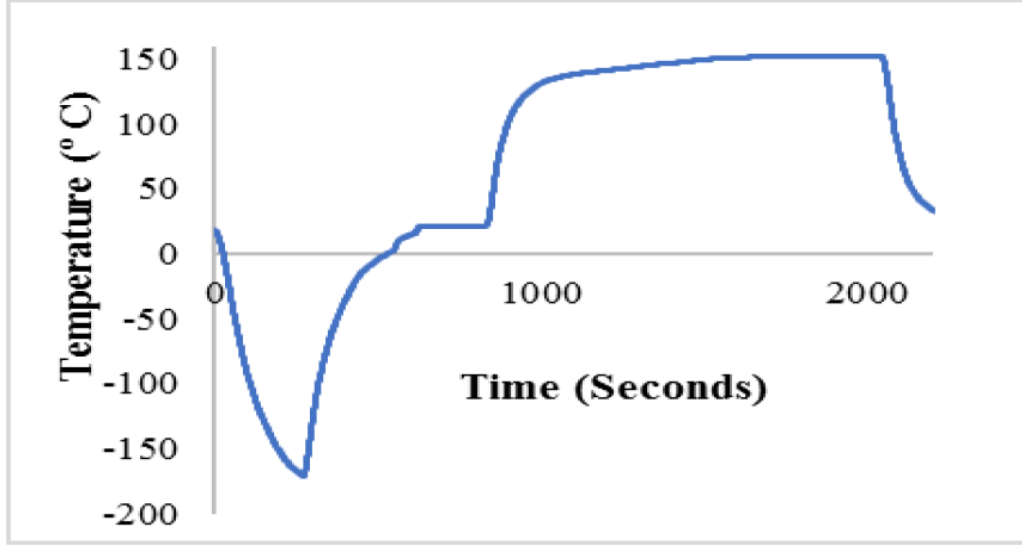


Şekil 1.32. Yük-yer değiştirme eğrileri [59]

-20°C, 20°C ve 40°C’deki maksimum yük değerleri sırasıyla 1909 N, 1766 N ve 1643 N’dir. Sıcaklığın artmasına bağlı olarak maksimum yük değerlerinin düşmesi yükleme sırasında çekirdek yapının kırılmasından meydana gelen kesme gerilmeleriyle açıklanmaktadır [59].

Hedge ve diğ. [60] termal çevrime maruz bırakılan Kevlar çekirdek yapı ve 5HS yüksek modüllü karbon fiber takviyeli siyanat reçineden oluşan karbon fiber takviyeli polimer yüzey tabakasından meydana gelen bal peteği sandviç kompozitin mekanik özelliklerini incelemek için enine çekme deneyi uyguladılar. Termal çevrim (TÇ) işleminde numuneye uygulanan sıcaklık  $\pm 185$  °C ve çevrimler 0 (orijinal panel), 10

çevrim, 20 çevrim ve 30 çevrim olarak seçilmiştir. Testler ASTM C297 standardına uygun olarak yapıldı. Şekil 1.33'te numuneye uygulanan sıcaklık değişimi, Tablo 1.8'de maksimum hasar kuvveti ve maksimum enine çekme mukavemeti verilmiştir.



Şekil 1.33. Numuneye uygulanan sıcaklık değişimi [60]

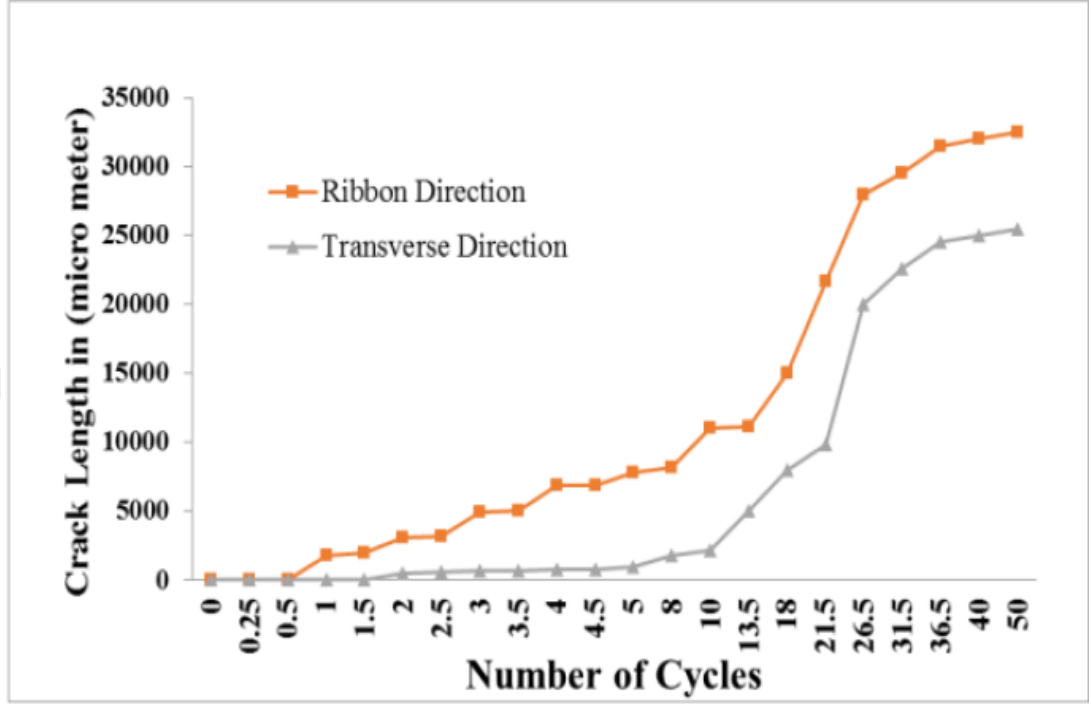
Tablo 1.8. Numunelerin test sonrası bazı değerleri [60]

Çevrim sayıları	Maksimum hasar kuvveti (N)	Maksimum enine çekme mukavemeti (MPa)
0	3130	5.005
10	2895	4.638
20	2679	4.28
30	2164	3.46

10. çevrimden sonra test edilen numunelerin mukavemetinde %7-8, 20. çevrimden sonra test edilen numunelerin mukavemetinde %15, 30. çevrimden sonra test edilen numunelerin mukavemetinde %30'a yakın bir azalma meydana gelmiştir. Enine çekme deneyinden elde edilen sonuçlar, termal çevrimdeki artışla birlikte malzemenin mukavemetinde önemli bir düşüş olduğunu göstermektedir. Bunun nedeni malzemede meydana gelen mikro çatlakların yapıştırıcı ve yüzey tabakalarının ara yüzeyinde meydana gelmesidir [60].

Hedge ve diğ. [61] başka bir çalışmada ise aynı malzemeyi -185 °C ile +150 °C arasında değişen termal ortama tabi tutarak malzeme meydana gelen boyuna ve enine

mikro çatlakların boyunun termal çevrime bağlı oluşumunu incelediler. Şekil 1.34'te boyuna ve enine mikro çatlakların termal çevrime bağlı çatlak uzunlukları mikrometre cinsinden verilmiştir.

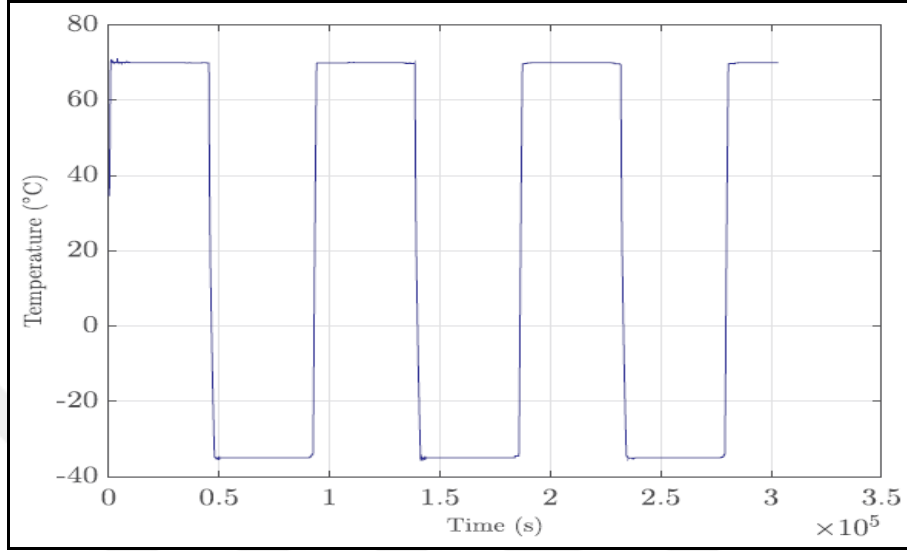


Şekil 1.34. Çatlak boyu- termal çevrim grafiği [61]

Termal çevrimin mikro çatlak oluşumuna ve büyümesine etkisini gözlemlemek için her yarım çevrimde mikroskobik inceleme yapılmıştır. Çoğu mikro çatlağın yüzey tabakası ve çekirdek arasında delaminasyon çatlağı olarak gözlemlendiğine değinilmiştir. Bunun nedeni ise yapıştırıcının sıcaklık değişimine bağlı olarak bağlanma özelliğini yitirmesinden kaynaklanmaktadır. Mikro çatlak oluşumu ve büyüme 50. çevrimden sonra maksimum noktaya ulaştığı için başka çevrim gerçekleştirilmediği belirtilmiştir [61].

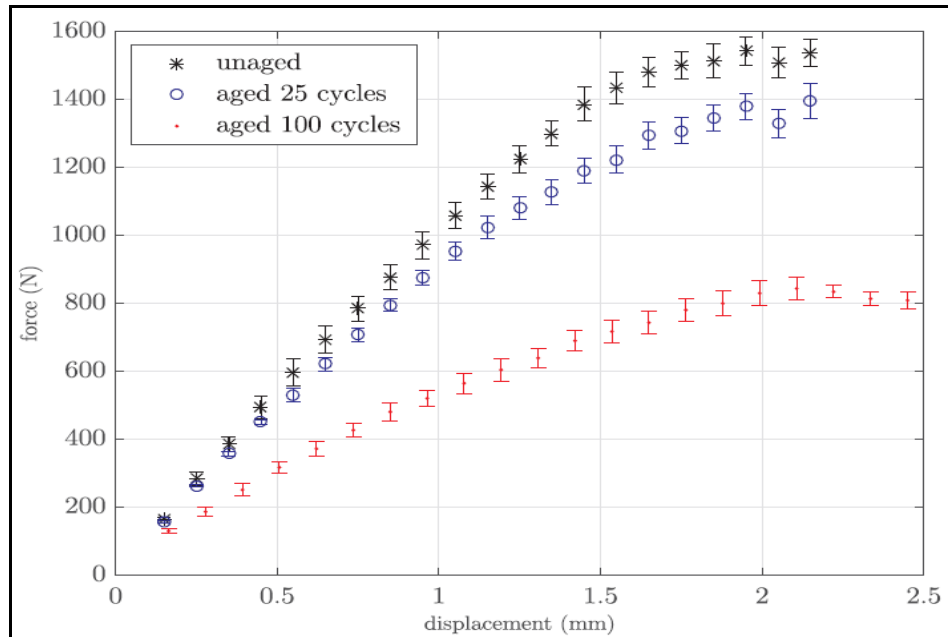
Khosravani ve diğ. [62] yolcu uçakların (örneğin; Airbus A321) galleyinde kullanılan bal peteği sandviç kompozitlerin yapıştırılarak bağlanan yüzeyleri üzerinde termal çevrimin etkisini anlamak için orijinal T bağlantıları kullanılarak termal çevrime maruz bırakılmış numunelere statik çekme testi uygulamışlardır. Numunede bulunan çekirdek yapının temel malzemesi fenolik reçine emdirilmiş Nomex kağıdıdır. Bu yapının alt ve üstünde bulunan yüzey tabakaları ise önceden emprenye edilmiş cam fiber takviyeli polimerden (GFRP) meydana gelmiştir. Termal çevrim işleminde

sıcaklık aralığı, üretici firma tarafından gerçek uygulamalara dayandırılarak bildirilen  $-35^{\circ}\text{C}$  ve  $70^{\circ}\text{C}$  seçilmiş olup her sıcaklık 12 saat tutulmuştur. Numuneler 25 günlük termal çevrime maruz bırakılmıştır. T bağlantı numunelerinin üzerinde gerçekleştirilen termal çevrim işlemi Şekil 1.35'te gösterilmiştir.



Şekil 1.35. Numunelere uygulanan termal çevrim işlemi [62]

Termal çevrime maruz bırakılmamış, 25 ve 100 çevrime maruz bırakılmış numunelerin statik çekme testi sonuçları Şekil 1.36'da verilmiştir [62].



Şekil 1.36. Termal çevrime maruz bırakılmış ve bırakılmamış bal peteği sandviç kompozitlerin T bağlantı gruplarının kuvvet-yer değiştirme eğrileri [62]

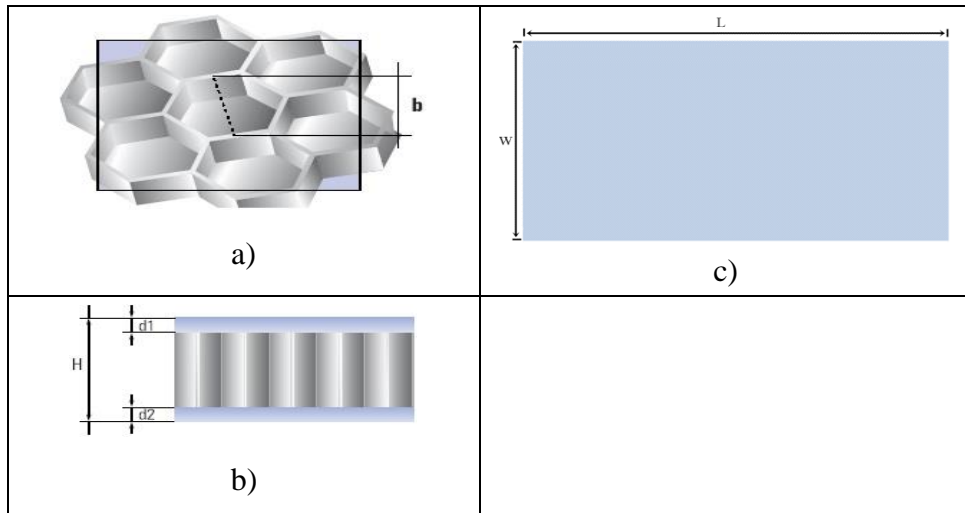
Termal çevrime maruz bırakılmamış, 25 çevrim ve 100 çevrime maruz bırakılmış malzemelerin maksimum kuvvetleri sırasıyla 1550 N, 1395 N ve 835 N'dir. Termal çevrime maruz bırakılmış numunelerde elastik mukavemet sırasıyla %2 ve %40 azalmıştır. T bağlantı gruplarının dayanabileceği maksimum yük, sıcaklık aralığından ve maruz kalma süresinden etkilenir. Çevrim sayısı arttıkça malzemenin dayanımı azalır [62].

Yapılan literatür incelemelerinde termal çevrim işleminin bal peteği sandviç kompozitlerin dayanımına etkisini inceleyen çalışmalarda daha çok kompozit/kompozit, kompozit/metal malzemeler için araştırıldığı görülürken termal çevrime maruz bırakılmış Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme davranışlarını inceleyen detaylı çalışmaya rastlanmamıştır. Bu çalışma, özellikle havacılık sektöründe yapısal parça olarak sıklıkla kullanılan Al/Al esaslı bal peteği sandviç kompozitlerin termal çevrim sonrası eğilme davranışlarının incelenmesini içermektedir. Elde edilecek bilgilerin ve sonuçların bakım personelinin ilerleyen süreçte belirtilen yapısal parçaların bakım süreçlerinde göz önüne alacağı düşünülmektedir.

## 2. MALZEME VE YÖNTEM

### 2.1. Kullanılan Malzeme

Bu çalışmada hava araçlarının hareketli satırlarında yaygın olarak kullanılan Al/Al bal peteği sandviç kompozit kullanılmıştır. Kullanılan bal peteği sandviç kompozitler, Altıgen Uzay Havacılık Gemi İnşaat Panel San. Tic. Ltd. Şti.'de çift katmanlı poliüretan kullanılarak birbirine yapıştırılan alüminyum alaşımlı yüzey tabakası (5754-H22) ve alüminyum alaşımlı bal peteği çekirdekten (3005-H19) imal edilerek temin edilmiştir. Alüminyum esaslı yüzey tabakaları ve bal peteği çekirdeği arasında kullanılan poliüretan yapıştırıcı atmosferik basınç altında 80 °C kür sıcaklığında 15 dakika kürlenmiştir. Üretilen paneller test numune boyutları olan (200 mm × 28.7 mm × 14.5 mm) ve ASTM C393 / C393M standardında [63] belirtildiği gibi üç nokta eğilme testleri için uygun boyutta kesilmiştir. Bal peteği sandviç kompozitlerin şematik görselleri Şekil 2.1'de verilmiştir. Şekil 2.1'de gösterilen simgelerden L, malzemenin toplam uzunluğu (200 mm), W, malzemenin toplam genişliği (28,7 mm), H, bal peteği sandviç kompozitin toplam kalınlığı (14,5 mm), b birim çekirdek genişliği (6,78 mm),  $d_1$  ve  $d_2$  üst ve alt yüzey tabakası kalınlıklarını (0,5 mm) belirtmektedir. Ek olarak yüzey tabakası ve çekirdek yapı malzemelerinin özellikleri Tablo 2.1'de verilmiştir.



Şekil 2.1. Bal peteği sandviç kompozitlerin geometrisi

Tablo 2.1. Yüzey tabakası ve çekirdek malzemesinin özellikleri

Özellikleri	Çekirdek Malzemesi (3005-H19)	Yüzey Tabakası (5754-H22)
Yoğunluk	2.8 g/cm <sup>3</sup>	2.66 g/cm <sup>3</sup>
Elastisite Modülü	70 GPa	70.3GPa
Maksimum 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

## 2.2. Termal Çevrim İşlemi

Bal peteği sandviç kompozitlerin üretim işlemi ardından F-16 C/D savaş uçağının tipik bir gözetleme faaliyeti icrasında maruz kaldığı hava şartları göz önünde bulundurularak Al/Al bal peteği sandviç kompozitler TUBİTAK MAM yerleşkesinde bulunan iklimlendirme kabiniinde termal çevrime maruz bırakılmıştır. Termal çevrim işleminde referans olarak uçağın bakım prosedürü göz önüne alınmıştır.

Bakım faaliyetinde en temel amaç uçuş emniyetini sağlamak olsa da hazır bulunuşluğun sağlanması ve emniyet faktöründen ödün verilmeden maliyetin düşürülmesi de amaçlanmaktadır.

Yapılış amacına göre bakım faaliyetleri; önleyici ve düzeltici bakım olmak üzere 2'ye ayrılır. Düzeltici bakım; meydana gelen hasarın en kısa sürede giderilmesini hedefleyen bakım türüdür. Hasar oluştuğundan sonra uygulanan bakım türü olduğu için plansız bakımdır. Önleyici bakım, koruyucu bakım olarak da bilinir ve oluşabilecek herhangi bir hasarın ortaya çıkmasını engellemek amacıyla uygulanan bakım türüdür. Önleyici bakım da kendi arasında kullanıma dayalı ve zamana dayalı koruyucu bakım olmak üzere 2'ye ayrılır. Tablo 2.2'de bir savaş uçağının kullanıma dayalı koruyucu bakımı (uçuş saatlik bakım skalası) ve zamana dayalı koruyucu bakımı (periyodik bakım) verilmiştir.

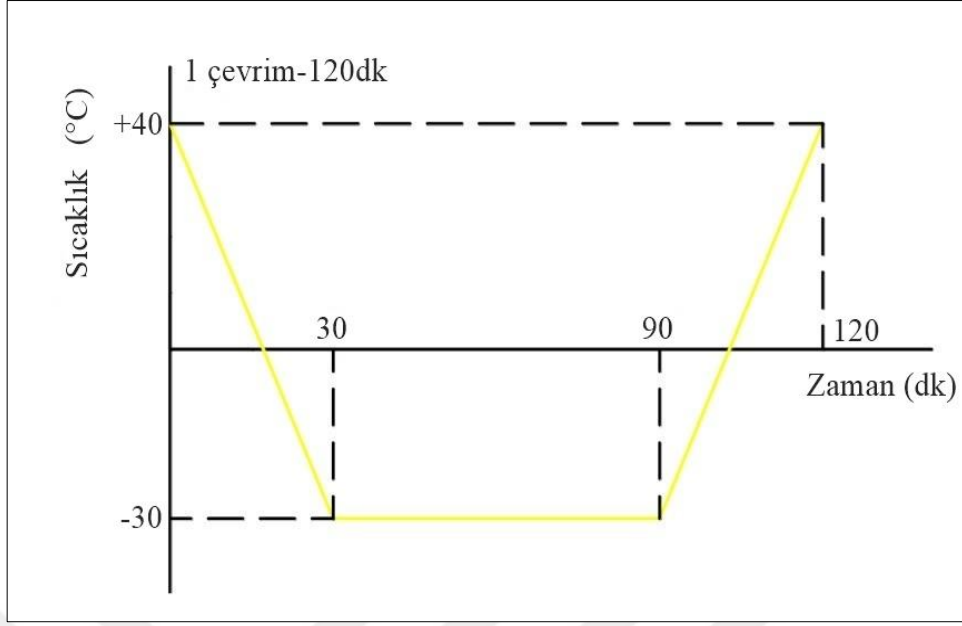


Tablo 2.2. Uçağın kullanıma dayalı koruyucu bakım saatleri (uçuş saatlik bakım skalası) ve uçağın zamana dayalı koruyucu bakımı (periyodik bakım)

Uçuş Saatlik Bakım Skalası	Periyodik Bakım		
	100 Saat Bakımı	30 gün	1 Yıllık
300 Saat Bakımı	90 gün	2 Yıllık	12-14 Yıllık
600 Saat Bakımı	6 Aylık	4 Yıllık	

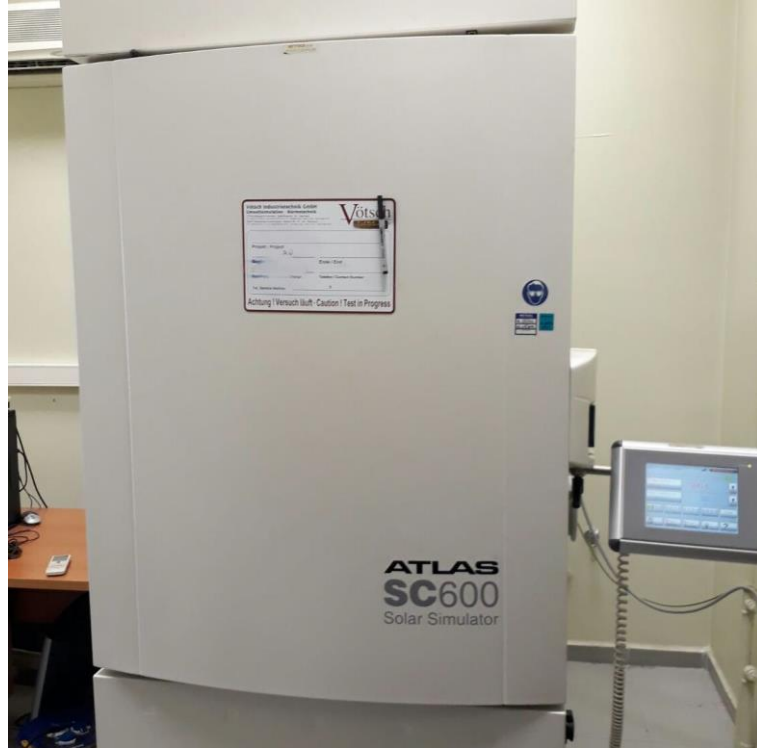
Uçak günlük rutin olarak 1 sortilik (2 saatlik uçuş) gözetleme faaliyeti icra eder. Uçuş saatlik bakım skalasında 100 saatlik bakıma girmesi için 50 günlük uçuş gerçekleştirmesi gerekmektedir. Bunun yanında uçuş saatinden farklı olarak 30. gününde periyodik bakım gününü doldurduğu için de uçağa periyodik bakımın yapılması gerekmektedir. İki bakım da birbirinden farklı bakım türüdür. Uçuş saatlik bakım, uçuş süreleri toplanılarak hesaplanan bakım türü, periyodik bakım ise gün bazında süre dolunca yapılması gereken bakım türüdür.

Bu çalışmada termal çevrim işlemi, uçuş saatlik bakım skalasındaki saatlik bakımlar referans alınarak yapılmıştır. Bir savaş uçağının iki saatlik gözetleme görevi icrasında maruz kaldığı termal çevrim Şekil 2.3'te verilmiştir. Rutin bir gözetleme faaliyetinde uçak, 36.000 feet (yaklaşık 11 km) irtifaya uçuşunun ilk 30 dakikasında ulaşarak bu yükseklikte 60 dakika boyunca gözetleme faaliyetini icra ettikten sonra inişe geçer. Yaz aylarında İzmir'den bu görevin icrası için kalkan bir uçak pist başına gelip uçuşa geçene kadar 40 °C sıcaklığa, 36.000 feet (yaklaşık 11 km) irtifaya geldiğinde görev bitene kadar bu irtifada -40 °C sıcaklığa maruz kalacaktır. Bu durumun uçağın yapısal parçalarına etkisini incelemek için termal çevrim işleminde sıcaklık +40 °C ve -30 °C arasında değiştirilerek gözetleme uçuşu sonrası bakım prosedürü uygulanacak şekilde simüle edilerek ikişer saatlik çevrimlerde 0 çevrim, 50 çevrim (100 saat), 150 çevrim (300 saat) ve 300 çevrim (600 saat) yapılmıştır. Şekil 2.3'te gösterildiği gibi 0 °C ile 40 °C arasındaki sıcaklıklarda %90 oranında bağıl nem uygulanmıştır. Tablo 3.2'de uçuş saatlik bakım skalasında gösterildiği gibi her çevrime bir bakım gelecek şekilde termal çevrim işlemi uygulanarak Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin mekanik özelliklerindeki değişim incelenmiştir.



Şekil 2.3. Al/Al bal peteği sandviç kompozitlere uygulana termal çevrim

Klimatik kabinde Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin termal çevrim işlemleri TÜBİTAK Marmara Araştırma Merkezi (MAM) Malzeme Enstitüsü Gebze Yerleşkesinde bulunan Atlas SC 600 Solar Simulator cihazında gerçekleştirilmiştir. Klimatik kabin Şekil 2.4'te gösterilmiş olup teknik özellikleri Tablo 2.3'te verilmiştir.



Şekil 2.4. Atlas SC 600 Solar Simulator (Klimatik kabin)

Tablo 2.3. Atlas SC 600 Solar Simulator (Klimatik kabin) teknik özellikleri

Özellikler	Değer
Test Kabini Hacim (lt)	600
Radyasyon kaynağı	Metal halojenür
Radyasyon ( $W/m^2$ )	1000
Maruziyet Alanı ( $cm^2$ )	3000
Sıcaklık aralığı	-30 °C ile 100 °C
Bağıl nem oranı	%10 ile %90

### 2.3. Üç Nokta Eğilme Testi

Her an her türlü göreve hazır bulunması için tasarlanan savaş uçakları, ticari yolcu uçaklarına göre havada ve yerde sergiledikleri agresif hareketler nedeniyle çeşitli yüklere maruz kalırlar. Pylonlara mühimmat yükleme anından itibaren kanatlarda, taksi süresi boyunca, havada bir mühimmatı bıraktığında, iniş esnasında yere ilk dokunuşunda (touch down) ekstra salınım meydana gelir. Bu durumda uçağın yapısal parçalarına etki eden en etkin kuvvet eğilme kuvvetidir. Bu durumu test ortamında simüle eden en uygun yöntem 3 nokta eğilme testidir.

TUBİTAK MAM'dan alınan termal çevrime maruz bırakılmış ve bırakılmamış bal peteği sandviç kompozit malzemeler, çevresel şartlardan dolayı termal değişime uğramamaları için özel tasarlanmış kutularda İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ)'nde statik eğilme testleri yapılması için sevk edilmiştir. İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesinde Kompozit Yapılar Laboratuvarında Material Test System (MTS), Malzeme Test Sistemi, universal test cihazında termal çevrime maruz bırakılmış ve bırakılmamış numunelere ASTM C 393 [63] standardına göre üç nokta statik eğilme testleri yapılmıştır.

Test düzeneğinde alt destek mesafesi 150 mm olarak seçilmiştir. Yapı hasarını engellemek için kauçuk esaslı rijit silindirler kullanılmıştır. Üç nokta eğilme testleri 4 mm/dk eğilme hızında gerçekleştirilmiştir.

Bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme özelliklerini belirlemek için üç nokta eğilme testlerinde her bir deney seti için en az 5 numune teste tabi tutulmuştur. Elde edilen sonuçların standart sapması ile birlikte ortalama değerleri verilmiştir.

Yük-yer değiştirme eğrileri, MTS universal test makinesi tarafından saklanan yük ve yer değiştirme verileri kullanılarak elde edilmiştir.

Farklı termal çevrimlere maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerin maksimum çekirdek kesme gerilmesi, yüzey gerilimi, eğilme sertliği, enine kesme sertliği ve çekirdek kesme modülü gibi eğilme özellikleri belirlenmiştir. Maksimum çekirdek kesme gerilmesi ve yüzey gerilmesi ASTM C393/C393M-16'daki formüllere (Denklem 2.1 ve Denklem 2.2) dayalı olarak yük-yer değiştirme eğrisinden hesaplanmıştır [63].

Eğilme sertliği, enine kesme sertliği ve çekirdek kesme modülü ASTM D7250 / D7250M-16'da (Denklem 2.3-2.5) açıklanan aynı test numuneleri üzerindeki formül ve iki yükleme konfigürasyonu yöntemi kullanılarak elde edilmiştir [64].

$$F_s^{ult} = \frac{P_{max}}{(d+c)b} \quad (2.1)$$

$$\sigma = \frac{P_{max}S}{2t(d+c)b} \quad (2.2)$$

$$D = \frac{P_1 S_1^3 (1 - S_2^2 / S_1^2)}{48 \Delta_1 (1 - P_1 S_1 \Delta_2 / P_2 S_2 \Delta_1)} \quad (2.3)$$

$$U = \frac{P_1 S_1 (S_1^2 / S_2^2 - 1)}{4 \Delta_1 ((P_1 S_1^3 \Delta_2 / P_2 S_2^3 \Delta_1) - 1)} \quad (2.4)$$

$$G = \frac{U(d-2t)}{(d-t)^2 b} \quad (2.5)$$

Burada  $P_{max}$  kırılmadan önceki maksimum yük (N), d numune kalınlığı (mm), c çekirdek kalınlığı (mm), b çekirdek genişliği, (mm), S destek açıklığı uzunluğu (mm), t yüzey tabakası kalınlığı (mm),  $\Delta$  orta mesafe sapması (mm),  $F_s^{ult}$  maksimum çekirdek kesme gerilmesi (MPa),  $\sigma$  yüzey tabakası gerilmesi (MPa), D eğilme sertliği (Nmm<sup>2</sup>), U türetilmiş bir parametre olarak bulunan enine kesme sertliği (N) ve G çekirdek kesme modülünü (MPa) simgelemektedir. Üç nokta eğilme testlerinden elde edilen

yük-yer değiştirme eğrilerinden saptanan yük değerleri ve yer değiştirme değerleri ilgili denklemlerde kullanılarak istenilen eğilme özellikleri hesaplanmıştır.



### 3. BULGULAR VE TARTIŞMA

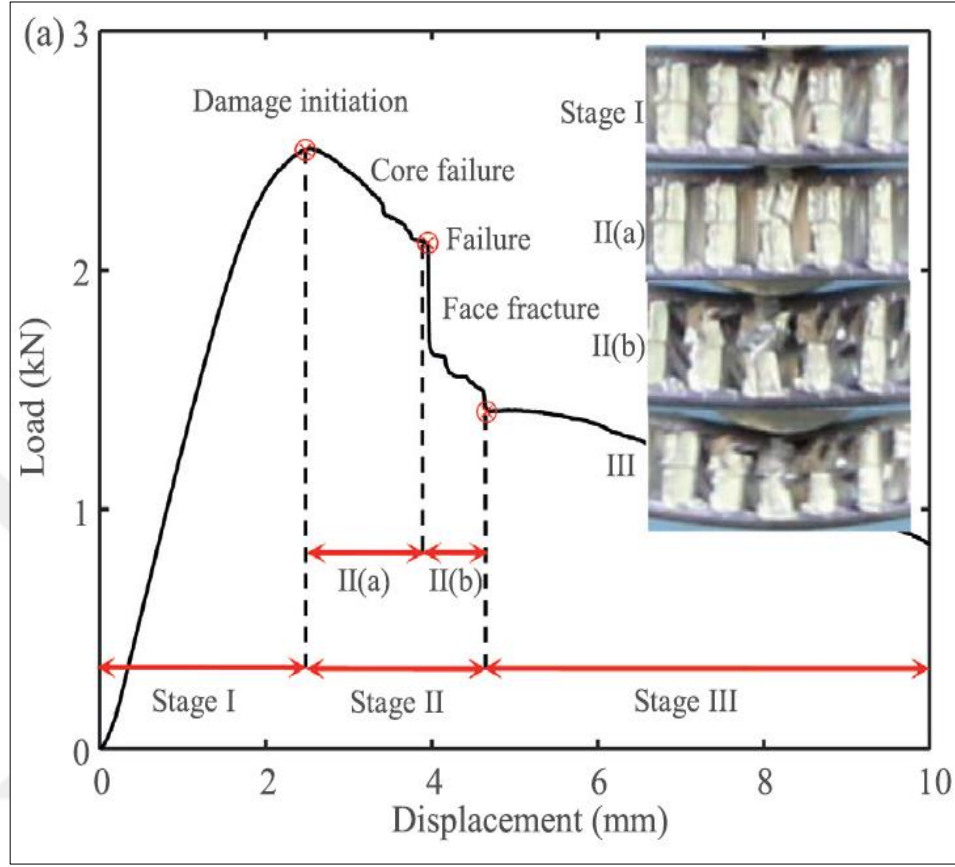
#### 3.1. Termal Çevrime Maruz Bırakılmış ve Bırakılmamış Al/Al Bal Peteği Sandviç Kompozitlerin Üç Nokta Eğilme Test Sonuçları

Sıcaklık değişimleri ve eğilme yükleri havacılık sektöründe karşılaşılan sorunların büyük bir kısmını oluşturmaktadır. Bir uçağın taksi seyrinde maruz kaldığı sıcaklık ile tırmanıştaki irtifa değişikliğinde maruz kaldığı sıcaklık farklarının yanı sıra uçuş ve iniş-kalkış esnasında uçağın yapısal parçalarının maruz kaldığı eğilme yükleri hem termal çevrimlerin hem de eğilme yüklerinin yapısal parçalar üzerindeki önemini bir kez daha göstermektedir. Literatürde uçağın hareketli satırlarında kullanılan Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin termal çevrimlere maruz bırakılarak eğilme davranışlarına detaylı değinilmediği görülmektedir.

He ve diğ. [65] yüzey tabakası karbon fiber takviyeli polimerden ve çekirdek kısmı AA3003 alüminyum alaşımından meydana gelen bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme davranışlarını incelemek için malzemeye üç nokta eğilme testi uygulamışlardır. Şekil 3.1’de de görüldüğü gibi yük-yer değiştirme eğrilerini üç aşamada incelemişler. Aşama 1 ilk elastik aşama, Aşama 2 çekirdek veya yüzey tabakası hasar aşaması ve Aşama 3 genel hasar aşamasıdır.

Aşama 1’de, eğilmenin ilk safhasında malzemede elastik deformasyon meydana gelir ve bu duruma karşılık gelen yük değeri, maksimum yük değerine kadar sınırlı bir yükleme altında neredeyse lineer bir artışa sahiptir. Bununla birlikte, çekirdek hasarı durumu için, yük-yer değiştirme eğrisinde maksimum yükten hemen önce küçük bir doğrusal olmayanlık vardır ve bu, girintinin altında meydana gelen çekirdek yapıda bir miktar plastik deformasyon meydana geldiğini gösterir. Aşama 2’de, eğilme işlemi sırasında çekirdek hasarı ve yüzey tabakası hasarı olmak üzere iki farklı durum vardır. Eğimde meydana gelen değişiklik bu durumlar ile doğrudan ilişkilidir. Yüzey tabakasının tamamen kırılmasından sonra, 3. Aşamada malzemenin son kırılma anına kadar sabit bir yük eğilimi vardır. Bu evrede, gözlemlenen hasar durumları, çekirdek

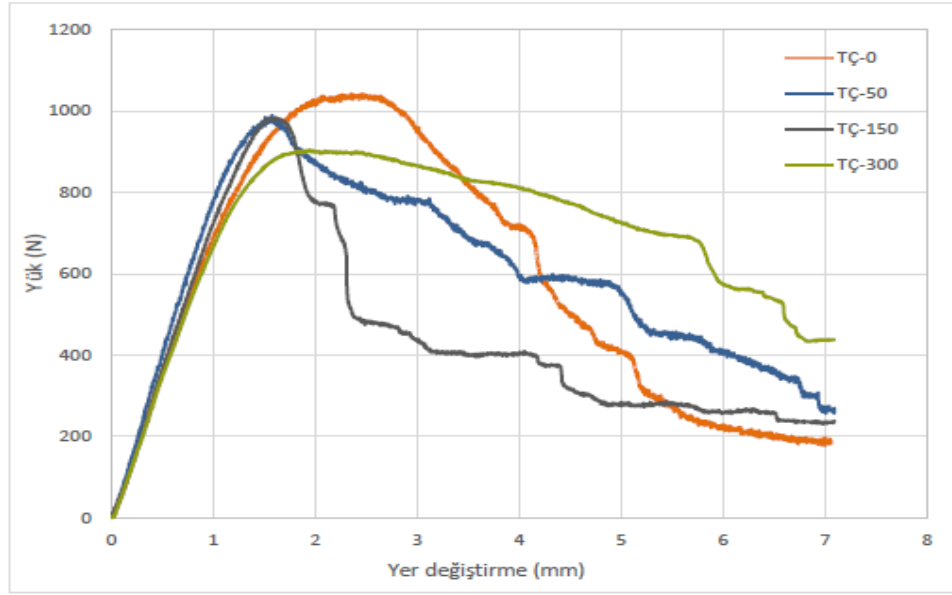
yapının kırılması, üst yüzey tabakasındaki kırılması ve delaminasyonun artmasıdır. Bu nedenle malzemenin yük taşıma kapasitesi stabil hale gelir [65].



Şekil 3.1. Yük-yer değiştirme eğrisi [65]

Termal çevrim sayılarının bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme davranışı üzerindeki etkisini incelemek için çeşitli termal çevrimlere maruz bırakılmış ve bırakılmamış malzemelere üç nokta eğilme testi uygulanmıştır. Bu testlerden elde edilen yük-yer değiştirme eğrileri Şekil 3.2’de, bu eğrilerden elde edilen maksimum yük, maksimum çekirdek kesme gerilmesi, yüzey gerilmesi, eğilme sertliği, enine kesme sertliği ve çekirdek kesme modülü değerleri Tablo 3.1’de verilmiştir.

Farklı termal çevrimlere maruz bırakılmış numuneler benzer bir yük-yer değiştirme eğrisi sergilemiştir. Öncelikle maksimum yük değerlerinde hasar başlangıcı meydana gelmiş, bu noktadan sonra tüm termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitler için çekirdek kırılması ve yüzey tabakası hasarı belirlenmiştir. Maksimum yükte yer değiştirme değerlerinin de termal çevrim sayılarının artmasıyla keskin bir şekilde düştüğü kolayca belirlenmiştir.



Şekil 3.2. Yük-yer değiştirme eğrileri

Ref [65]'daki Aşama 2, iki farklı bölgeye ayrılmıştır (Aşama 2(a), Aşama 2(b)). Daha yüksek eğilme sertliğine sahip numuneler için, maksimum yükten sonra (Aşama 2(a)) malzemede çekirdek burkulması meydana gelir ve yük yavaşça düşer. Yükleme devam ederken malzemede delaminasyon artar (Aşama 2(b)) ve yük keskin bir şekilde düşer. Deneylerde bu eğriye en benzer eğri TÇ-150 eğrisidir ve bu noktaların hepsi bu çevrimde de gözlemlenmiştir. Bunun nedeni de Tablo 3.1'de de verildiği gibi TÇ-150'nin en yüksek eğilme sertliğine sahip olmasıdır.

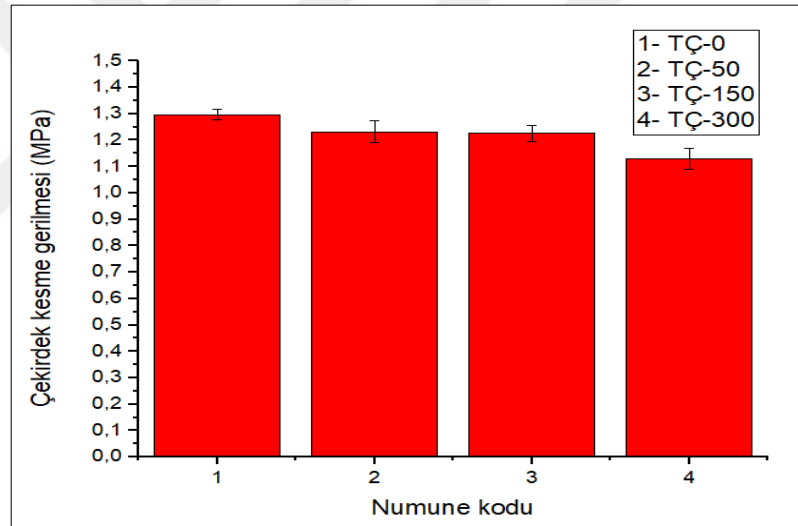
Eğilme testleri sonunda, tüm termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerde çekirdek kırılması ve delaminasyon hasarı meydana geldiği gözlemlenmiştir.

Tablo 3.1. Çeşitli termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerin yük-yer değiştirme eğrilerinden elde edilen eğilme özellikleri

	Maksimum Yük (N)	Çekirdek Kesme Gerilmesi (MPa)	Yüzey Gerilmesi (MPa)	Eğilme Sertliği (Nm <sup>2</sup> )	Enine Kesme Sertliği (kN)	Çekirdek Kesme Modülü (MPa)
TÇ-0	1042,49±8,2	1,296±0,045	194,46±5,8	105,92±3,5	51,40±2,8	123,22±4,3
TÇ-50	989,84±8,1	1,232±0,096	184,76±6,8	209,34±2,8	41,97±3,2	100,72±2,4
TÇ-150	984,59±8,4	1,226±0,062	183,91±7,4	224,20±3,2	34,85±3,3	89,48±3,9
TÇ-300	905,26±7,9	1,129±0,089	169,33±5,4	157,13±2,9	37,21±2,9	83,70±2,3



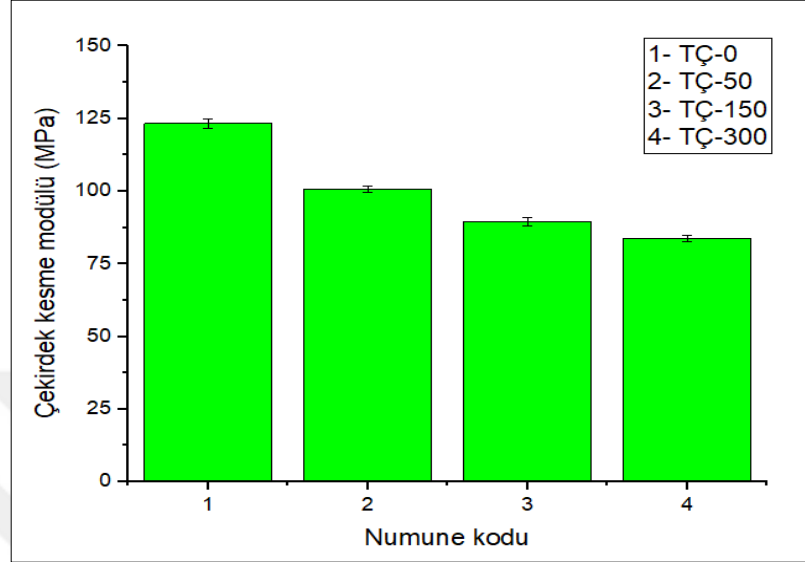
Tablo 3.1'de gösterilen bir özellik olan maksimum yük, termal çevrimin artmasıyla azalma göstermiştir. Bunun nedeni sıcaklığa bağlı olarak malzeme yapısında meydana gelen değişimden dolayı dayanımın düşmesidir. Eğilme özelliği olarak enine kesme sertliği için, termal çevrimlerin sayısı 0'dan 150 çevrime çıktıkça diğer özelliklerle benzer bir azalma eğilimi gözlemlenmiştir. 150 çevrime göre 300 çevrimde önemli bir azalma tespit edilmemiştir. Termal çevrimler artırılırken eğilme sertliği için düzenli bir azalma modeli gözlenmemiştir. 300 çevrim dışında artan eğilme sertliğinin artan bir trendi vardır. Bunun nedeni, eğilme sertliğinin genellikle yüzey tabakalarının mukavemeti ile ilişkili olması, diğerlerinin ise çekirdek ve yapıştırıcının kesme performansı ile ilgili olması olabilir. Termal çevrim etkisi, metalik bir malzeme üzerinde ısı işlem etkisi olarak yüzey tabakalarının mukavemetini artırması mümkündür.



Şekil 3.3. Farklı termal çevrime maruz bırakılmış Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testleri sonrasında elde edilen maksimum çekirdek kesme gerilmesi grafiği

Şekil 3.3'te farklı termal çevrime maruz bırakılmış ve termal çevrime maruz bırakılmamış orijinal Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testleri sonrasında elde edilen maksimum çekirdek kesme gerilmesi değerleri verilmiştir. Grafikten termal çevrim sayısının artmasına bağlı olarak çekirdek kesme değerlerinin düşme eğiliminde olduğu tespit edilmiştir. Termal çevrime maruz bırakılmamış orijinal malzemenin maksimum çekirdek kesme gerilmesi yaklaşık 1,3 MPa iken termal çevrim sayısının artmasına bağlı olarak çekirdek kesme gerilmesi değerindeki

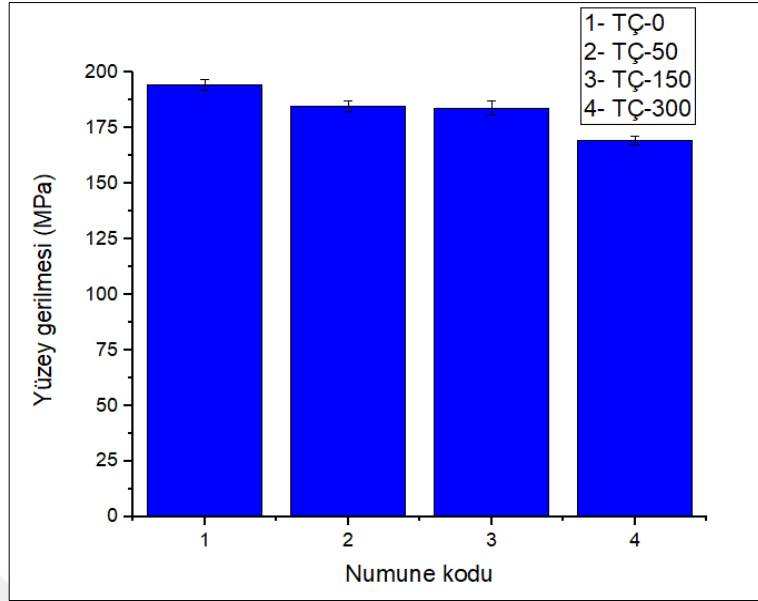
düşüş ile 300 çevrime maruz bırakılan malzemenin maksimum çekirdek kesme gerilmesi değeri 1,129 MPa'a düştüğü belirlenmiştir. Bu azalma termal çevrime maruz bırakılmayan orijinal numuneye kıyasla yaklaşık %13 azalmıştır.



Şekil 3.4. Farklı termal çevrime maruz bırakılmış Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testleri sonrasında elde edilen çekirdek kesme modülü grafiği

Şekil 3.4'te termal çevrime maruz bırakılmış ve bırakılmamış bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testlerinden elde edilen çekirdek kesme modülü grafiği verilmiştir. Malzemelerin çekirdek kesme modülü değerleri sırasıyla 123,22 MPa, 100,72 MPa, 89,48 MPa, 83,70 MPa'dır.

Çekirdek kesme modülü de maksimum çekirdek kesme gerilmesi gibi bir azalma trendi göstermiştir ve bu azalma yaklaşık %32'dir. Bu noktada, 300 termal çevrim ile termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitler için çekirdek kesme modülü değerlerinde maksimum çekirdek kesme gerilmesine kıyasla daha keskin bir düşüş vardır. Bu düşme eğilimi, yükleme sırasında çekirdek yapının kırılması ile oluşan kesme gerilmelerinin etkilerinden dolayı meydana gelmiştir. Yüksek çekirdek kesme gerilmesi, çekirdeğin deformasyonuna ve kırılmasına neden olmuştur. Üç nokta eğilme testinde, Ref [66]'ya benzer şekilde, çekirdekteki çatlak ilerlemesi nötr eksen boyunca önemlidir. Çekirdeğin kırılması, malzemedeki lokal stresi azaltmıştır. Bu da bal peteği sandviç kompozitlerin mekanik özelliklerinin belirlenmesinde çekirdek mukavemetinin önemli bir rol oynamasına neden olmuştur.



Şekil 3.5. Farklı termal çevrime maruz bırakılmış Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testleri sonrasında elde edilen yüzey gerilme grafiği

Farklı termal çevrime maruz bırakılmış Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testleri sonrasında elde edilen yüzey gerilme değerleri verilmiştir. Şekil 3.5'ten genel olarak artan termal çevrim sayısına bağlı olarak malzemenin yüzey gerilme değerlerinin düştüğü tespit edilmiştir. Termal çevrim uygulanmamış Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin yüzey gerilme değeri yaklaşık olarak 194 MPa iken termal çevrim sayısı 300 olduğu durumda numunelerin yüzey gerilme değerlerinin yaklaşık olarak 169 MPa'a düştüğü belirlenmiştir. Yüzey gerilmesi, maksimum çekirdek kesme gerilmesi ve çekirdek kesme modülü değerlerine benzer bir azalış göstermiştir. Azalma eğilimi 300 termal çevrime maruz bırakılan Al/Al bal peteği sandviç kompozitler için %13 mertebesindedir.

Üç nokta eğilme testinin sonuçları, termal çevrim sayısı arttıkça maksimum çekirdek kesme gerilmesi, yüzey gerilmesi ve çekirdek kesme modülü değerleri gibi eğilme özelliklerinde açık bir azalma eğilimi olduğunu göstermektedir.

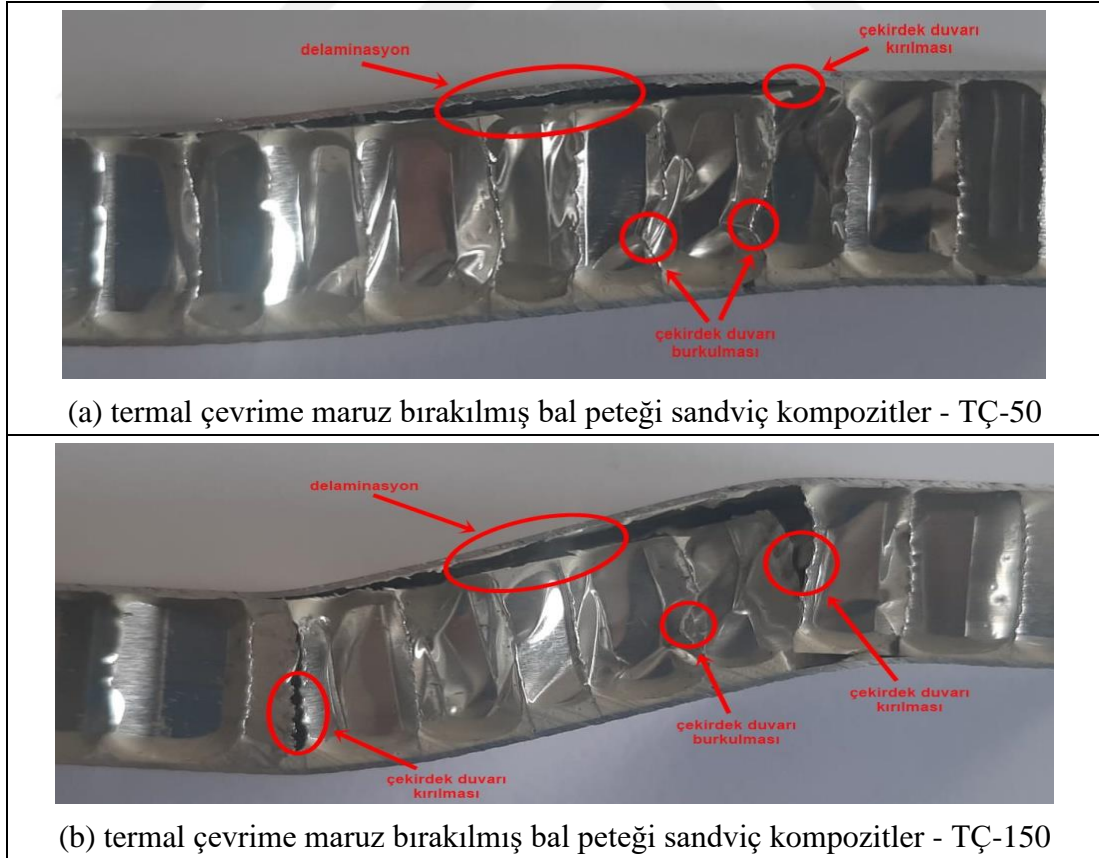
### **3.2. Termal Çevrime Maruz Bırakılmış ve Bırakılmamış Al/Al Bal Peteği Sandviç Kompozitlerin Hasar Mekanizmalarının Belirlenmesi**

Termal çevrime maruz bırakılmış ve bırakılmamış bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testlerinden sonra gözlemlenen hasar modları Şekil 3.6'da verilmiştir.



Şekil 3.6. Termal çevrime maruz bırakılmamış orijinal bal peteği sandviç kompozitlerin (TÇ-0) hasar modları

Şekil 3.6 'da görülen ana hasar modu üç nokta eğilme testindeki desteklerin malzemede meydana getirdiği girinti ve delaminasyon hasarıdır. Termal çevrime maruz bırakılmasa da eğilme kuvvetinin malzemede hasar oluşturduğu gözlemlenmiştir. Gözlemlenen delaminasyon yüzey tabakası ile çekirdek yapı arasındadır.



Şekil 3.7. Termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerin (TÇ-50, TÇ-150) hasar modları

Şekil 3.7 (a-b)'de birbirlerinden farklı hasar modları tespit edilmemiştir. Orijinal numunede oluşan hasara ek olarak, çekirdek duvarında kırılma ve burkulma gözlemlenmiştir. Yük maksimum değere ulaştığında, üst yüzey levha altındaki çekirdek ezilmeye başlamıştır.



Şekil 3.8. Termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerin (TÇ-300) hasar modları

Şekil 3.8'de, kesme burkulması, kesme kırılması, yapışkan delaminasyonu, çekirdek kırılması ve burkulmasını içeren beş farklı hasar modu gözlemlenmiştir. Termal çevrimde önemli ölçüde çekirdek ve kesme kırılması, ardından çekirdek duvarlarında kırılma gözlemlenmiştir. Bu numunede, çekirdek kesme kırılması nedeniyle hasar meydana geldikten sonra, yapışkan tabakada çatlaklar yayılırken delaminasyon meydana gelmiştir. Delaminasyonun termal çevrim sayısına bağlı olarak arttığı, diğer hasarların uygulanan yük miktarına bağlı olarak değiştiği gözlemlenmiştir.

Termal çevrime bağlı olarak maksimum çekirdek kesme gerilmesi, yüzey gerilmesi ve çekirdek kesme modülü değerleri gibi eğilme özelliklerinde azalma, malzemenin karakteristiğini önemli ölçüde etkileyen yüzey tabakası ile çekirdek yapı arasında bulunan yapıştırıcı özelliklerine de bağlıdır. Hasar türlerinden çekirdek duvarı kırılması, çekirdek duvarı burkulması ve çekirdekte meydana gelen burkulma, kırılma gibi hasar durumlarının asıl nedeni tabakaların dayanım değerleri olsa da delaminasyon hasarının asıl nedeni çekirdekte meydana gelen deformasyon ve yapıştırıcının özellikleridir.

Geçiş sıcaklıkları malzemelerin yapısını değiştiren sıcaklıklardır. Düşük sıcaklıklarda yapılan uygulamalarda polimerik yapıştırıcıların temel ayırt edici özelliği olan camsı

geçiş sıcaklığı kavramı büyük önem arz eder. Camsı geçiş sıcaklığının altındaki sıcaklıklarda polimerik yapıştırıcılar yapışma özelliklerini kaybederek sertleşirler. Poliüretan yapıştırıcının camsı geçiş sıcaklığı  $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'dir. Hem enine hem boyuna kıyasla en az delaminasyon orijinal numunede gözlemlenmiştir ve 300 çevrim harici tüm çevrimlerde malzemenin sadece bir katmanında delaminasyon gözlenirken 300 çevrime maruz bırakılmış malzemede hem üst hem de alt tabaka ile çekirdek yapısı arasında delaminasyon gözlemlenmiştir. Bunun nedeni malzemenin çevrime daha fazla maruz kalmasından dolayı yapıştırıcının termal çevrime ve neme bağlı özelliğini kaybetmesidir. Delaminasyon hasarı dijital görüntülerde de gözlenmiştir. Test edilen tüm numunelerde, eğilme yükü karşısında yüzey tabakası ve çekirdek yapı arasında delaminasyon hasarı gözlemlenmiştir.

Numunelerin yatayla yaptıkları açı göz önüne alındığında en büyük açıya sahip olan 150 çevrime maruz kalan numune olduğu gözlemlenmiştir. Orijinal (termal çevrime maruz bırakılmamış) numunenin yatayla yaptığı açı  $9^{\circ}$  iken 150 çevrime maruz kalan numunenin yatayla yaptığı açı  $21^{\circ}$ 'dir. Numuneler arasında en yüksek eğilme sertliği 150 çevrime maruz kalan numunede olduğundan kalıcı eğilme deformasyonuna bağlı olarak  $21^{\circ}$  açıyla eğilmenin bu numunede daha fazla görülmesinin nedeninin eğilme sertliği olduğu değerlendirilmektedir. Termal çevrimin malzemenin dayanımını düşürdüğü belirlenmiş ve buna bağlı olarak termal çevrim sayısının artmasıyla çekirdek yapıda daha fazla ezilme ve deformasyon gözlemlenmiştir. Bu deformasyon çekirdek yapının alt ve üst tabaka ile arasında delaminasyon miktarının artmasına neden olmuştur. Termal çevrime maruz bırakılmamış orijinal numuneye kıyasla artan çevrim sayısının delaminasyonun derinlik ve genişliğinin de arttığı gözlemlenmiştir.

#### 4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, farklı termal çevrimlere tabi tutulmuş Al / Al bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme davranışları incelenmiştir. Elde edilen deneysel sonuçlardan, incelenen bal peteği sandviç kompozitlerin davranışı hakkında bazı sonuçlar çıkarmak mümkün olmuştur:

- Termal çevrime maruz bırakılmayan numunelere üç nokta eğilme testi uygulanarak orijinal malzemenin eğilme özellikleri belirlenmiştir. Uçağın hareketli kısımlarında kullanılan bu malzemelere bir savaş uçağının 2 saatlik görev uçuşu temel alınarak simüle edilmiş 0, 50, 150 ve 300 termal çevrim işlemi iklimatik kabinde uygulanmıştır. Yapılan termal çevrim işleminin ardından termal çevrime maruz bırakılmış malzemelerin eğilme özelliklerini belirleyebilmek için üç nokta eğilme testi uygulanmıştır. Orijinal bal peteği sandviç kompozitlere (TÇ-0) göre, termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerin (TÇ-300) maksimum yük değerinin yaklaşık %14 azaldığı saptanmıştır.
- Maksimum yük değerinin tespitinden sonra eğilme özelliklerinin belirlenmesi aşamasına geçilerek maksimum çekirdek kesme gerilmesi, yüzey gerilmesi, eğilme sertliği, enine kesme sertliği ve çekirdek kesme modülü gibi eğilme özellik değerleri bulunmuştur. Bu özelliklerden maksimum çekirdek kesme gerilmesi, yüzey gerilmesi ve çekirdek kesme modülü değerlerinin sırasıyla yaklaşık %13, %13 ve %32 azaldığı tespit edilmiştir.
- Termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerin (TÇ-300) eğilme sertliği değerlerinin, orijinal bal peteği sandviç kompozitlere (TÇ-0) göre yaklaşık %50 artarak 157 N olduğu saptanmıştır.
- Termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerin (TÇ-300) enine kesme sertliği değerleri, orijinal bal peteği sandviç kompozitlere (TÇ-0) göre yaklaşık %27 azalarak 37 kN'a kadar düştüğü gözlemlenmiştir.
- Bal peteği sandviç kompozitlerde uygulanan termal çevrimler nedeniyle yerel burkulmaya bağlı çekirdek duvarlarında deformasyonlar oluşmuş buna bağlı olarak

yüzey tabakası ile çekirdek arasında delaminasyonun meydana geldiği gözlenmiştir.

- Üç nokta eğilme testi sonrası malzemelerde, termal çevrime bağlı hasar mekanizmalarının belirlenebilmesi için dijital kamerayla görüntüler alınmıştır. Bu görüntülemenin amacı malzemede oluşan delaminasyonun belirlenmesinin yanı sıra alt ve üst yüzey tabakası ve çekirdek yapıda meydana gelen hasar türlerinin görsel olarak belirlenmesidir. Orijinal bal peteği sandviç kompozitlere (TÇ-0) kıyasla termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerde (TÇ-300) farklı kesme kırılması, çekirdek ve kesme kırılması, kesme ve burkulma hasarları gözlemlenmiş ve termal çevrimdeki artışın farklı tip hasarların oluşumuna sebebiyet verdiği saptanmıştır.
- Eğilme yüklemesine bağlı olarak malzemede kalıcı eğilme hasarı meydana gelmiştir. Bu eğilme hasarı yatayla yaptığı açı yönünden kıyaslanırsa, orijinal bal peteği sandviç kompozitlerin (TÇ-0) yatayla yaptığı açı  $9^\circ$  iken termal çevrime maruz bırakılmış bal peteği sandviç kompozitlerin (TÇ-300) yatayla yaptığı açının yaklaşık %55 artarak  $14^\circ$  olduğu saptanmıştır.

Yapılan bu çalışma bir savaş uçağının saatlik bakımı göz önünde bulundurularak uçuş saatlik bakım skalasındaki saatlik bakım periyotları referans alınarak yapılmıştır. Elde edilen sonuçların bakım personeline ve bakım prosedürüne etkileri aşağıdaki gibidir;

- Bir savaş uçağı 100 saat (50 çevrim), 300 saat (150 çevrim) ve 600 saat (150 çevrim) sıcaklık değişimine maruz kaldığı zaman hareketli yüzeylerinde bulunan Al/Al bal peteği sandviç kompozitlerin eğilme özellikleri sıcaklıktan etkilenmektedir.
- Malzeme termal çevrime maruz kaldığı zaman, ara yüzeyinde bulunan yapıştırıcı maddenin de termal çevrimden etkilendiği, aynı zamanda orijinal malzemenin de güvenli olmayıp zamanla hasar alabileceği değerlendirilmektedir.
- Belirli uçuş sonrası ve periyodik hasar kontrollerinin düzenli yapılmaması uçuş esnasında, uçağın maruz kaldığı sıcaklık değişimlerinden dolayı malzemenin dayanımında azalma meydana gelmesine neden olacaktır.
- Gerekli kontrollerin aksatılıp geç yapılması veya yapılmaması durumunda malzemede meydana gelebilecek hasarlar ve böyle bir durumda dönüşü mümkün olmayan sonuçların doğurabileceği gösterilmiştir.



Tüm sonuçlar göz önünde bulundurulduğunda bu çalışmanın bakım personeline yardımcı bir doküman olacağı, aynı zamanda milli imkanlarla üretilmesi amaçlı hava araçlarının bakım prosedürünün belirlenmesinde ve malzeme seçiminde önemli bir referans olarak kullanılması düşünülmektedir.



## KAYNAKLAR

- [1] Asmatulu R., Khan W. S., Ghaddar M. H., Investigating the Surface Freeenergy Changes of Uv-Exposed Nano Composite Coatings on Carbon Fiber and Glass Fiber Reinforced Composites, *Journal of Research in Applied Sciences*, 2015, **2**(4), 119-130.
- [2] Hahn H. T., Tsai S. W., *Introduction to Composite Materials*, 1st ed, CRC Press, Boca Raton Florida, 1980.
- [3] Yiğit A., Petek Yapılı Sandviç Yapıların Dinamik Özelliklerinin İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, Atatürk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Erzurum, 2010, 274667.
- [4] Akkuş H., Bal Peteği Yapıların Mekanik Davranışlarının Nano Parçacık Takviyeli Yapıştırıcı Kullanılarak Deneysel ve Teorik Olarak Araştırılması, Doktora Tezi, Selçuk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya, 2016, 467381.
- [5] Kaya A.İ., Kompozit Malzemeler ve Özellikleri, *Poliüretan ve Kompozit Sanayi Dergisi*, 2016, **29**, 38-45.
- [6] 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.
- [7] Güler Ö., Bağcı N., A Short Review on Mechanical Properties of Graphene Reinforced Metal Matrix Composites. *Journal of Materials Research and Technology*, 2020, **9**(3), 6808-6833.
- [8] Mallick P.K., *Fiber-Reinforced Composites*, 3rd ed., CRC Press, Boca Raton, Florida, 2008.
- [9] Kalemtaş A., Seramik matrisli kompozitler, *Putech & Composites*, 2015, **23**, 20-26.
- [10] Tepeduzu B., Karakuzu R., Ballistic Performance of Ceramic/Composite Structures, *Ceramics International*, 2019, **45**(2), 1651-1660.
- [11] Ramesh M., Palanikumar K., Reddy K. H., Mechanical Property Evaluation of Sisal–Jute–Glass Fiber Reinforced Polyester Composites, *Composites Part B: Engineering*, 2013, **48**, 1-9.

- [12] Gellert E. P., Turley D. M., Seawater Immersion Ageing of Glass-Fibre Reinforced Polymer laminates for Marine Applications. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 1999, **30**(11), 1259-1265.
- [13] Callister W. D., Retwisch, D. G., Malzeme Bilimi ve Mühendisliği, *Nobel Akademik Yayıncılık*, Ankara, 2013.
- [14] Mazumdar S., *Composites Manufacturing: Materials, Product, and Process Engineering*, 1st ed, CRC Press, Boca Raton, Florida, 2001.
- [15] Ratwani M. M., *Composite Materials and Sandwich Structures-A Primer*, R-TEC California, 2010.
- [16] Llobet J., Maimí P., Mayugo J. A., Essa Y., de la Escalera, F. M., A fatigue damage and residual strength model for unidirectional carbon/epoxy composites under on-axis tension-tension loadings, *International Journal of Fatigue*, 2017, **103**, 508–515.
- [17] 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.
- [18] Hexcel Corporation, *Prepreg Technology*, 1st ed, Hexcel Corporation, Connecticut, 2005.
- [19] Nettles A. T., *Basic Mechanics of Laminated Composite Plates*, 1st ed, Nasa Reference Publication 1351 NASA MSFC, Alabama, 1994.
- [20] Reddy, J. N., *Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells Theory and Analysis*, 2nd ed, CRC Press, Boca Raton, Florida, 2003.
- [21] Deener S., How It Works: Composite Construction Better Than the Sum of Its Parts, <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2016/august/flight-training/how-it-works>, (Ziyaret tarihi: 03 Mayıs 2020).
- [22] Sinmazçelik T., Avcu E., Bora M. Ö., Çoban O. A Review: Fibre Metal Laminates, Background, Bonding Types and Applied Test Methods, *Materials & Design*, 2011, **32**(7), 3671-3685.
- [23] Banat D., Mania R. J., Damage Analysis of Thin-Walled GLARE Members under Axial Compression-Numerical and Experiment Investigations. *Composite Structures*, 2020, **241**, 112102.
- [24] Heggemann T., Homberg W., Sapli H., Combined Curing and Forming of Fiber Metal Laminates, *Procedia Manufacturing*, 2020, **47**, 36-42.
- [25] Chandrasekar M., Ishak M. R., Jawaid M., Leman Z., Sapuan S. M., An Experimental Review on the Mechanical Properties and Hygrothermal Behaviour of Fibre Metal Laminates, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2017, **36**(1), 72-82.

- [26] Sun C. T., Dicken A., Wu H. F., Characterization of Impact Damage in ARALL Laminates, *Compos Sci Technol*, 1993, **49**(2), 139–44.
- [27] Botelho E.C., Silva R.A., Pardini L. C., Rezende M. C., A Review on the Development and Properties of Continuous Fiber/Epoxy/Aluminum Hybrid Composites for Aircraft Structures, *Mater Res*, 2006, **9**(3), 247–56.
- [28] Asundi A., Choi A. Y., Fiber Metal Laminates: an Advanced Material for Future Aircraft, *Journal of Materials processing technology*, 1997, **63**(1-3), 384-394.
- [29] Kawai M., Hachinohe A., Two-Stress Level Fatigue of Unidirectional Fiber–Metal Hybrid Composite: GLARE 2, *International Journal of Fatigue*, 2002, **24**(5), 567-580.
- [30] Khan S. U., Alderliesten, R. C., Benedictus R., Post-Stretching Induced Stress Redistribution in Fibre Metal Laminates for Increased Fatigue Crack Growth Resistance, *Composites Science and Technology*, 2009, **69**(3-4), 396-405.
- [31] Rupani S. V., Acharya G., Jani S.S., Design, Modelling and Manufacturing Aspects of Honeycomb Sandwich Structures: A Review, *Atmiya Institute of Technology and Science*, DOI: 10.1712/ijdsr.17013
- [32] Bitzer T. N., Honeycomb Technology: Materials, Design, Manufacturing, Applications and Testing. *Springer Science & Business Media*, 2012
- [33] Wang Y., Wang C., On the Out-of-Plane Ballistic Performances of Hexagonal, Reentrant, Square, Triangular And Circular Honeycomb Panels, *International Journal of Mechanical Sciences*, DOI: 10.1016/j.ijmecsci.2019.105402
- [34] Kumar A., Angra S., Chanda A. K., Analysis of the Effects of Varying Core Thicknesses of Kevlar Honeycomb Sandwich Structures Under Different Regimes of Testing, *Materials Today: Proceedings*, 2020, **21**, 1615-1623.
- [35] Susainathan J., Eyma F., De Luycker E., Cantarel A., Castanie B., Manufacturing and Quasi-Static Bending Behavior of Wood-Based Sandwich Structures, *Composite Structures*, 2017, **182**, 487-504.
- [36] Li, X., Lin, Y., Lu, F., & Zhang, Y. (2020). Quasi-static cutting response of combined hexagonal aluminium honeycombs at various stacking angles. *Composite Structures*, DOI: 10.1016/j.compstruct.2020.111942.
- [37] Aydinçak I., Investigation of Design and Analyses Principles of Honeycomb Structures, Master's Thesis, Middle East Technical University, Sciences Institute, Ankara, 2007, 177523.
- [38] Sezgin F. E., Mechanical Behavior and Modeling of Honeycomb Cored Laminated Fiber/Polymer Sandwich Structures, Master's Thesis, Izmir Institute of Technology, Engineering Sciences Institute, Izmir, 2008, 232882.

- [39] Subramanian C., Wear Properties of Aluminium-Based Alloys, *Surface Engineering of Light Alloys Woodhead Publishing*, 2010, **1**, 40-57.
- [40] Çağan S. Ç., Uğurlu M., Buldum B. B., Sevim İ., Alüminyum ve Alaşımlarının Asker Araçlarda Kullanımı, *II. Uluslararası Savunma Sanayi Sempozyumu*, Kırıkkale, Türkiye, 06-08 Nisan 2017.
- [41] Mooy D. C., Rioja R. J., Sawtell R. R., Bovard F. S., Venema G. B., Linde D. A., 5XXX Aluminum Alloys and Wrought Aluminum Alloy Products Made Therefrom, 2015, U.S. Patent No. 9,217,622., *U.S. Patent and Trademark Office*.
- [42] Fuller C. B., Krause A. R., Dunand D. C., Seidman D. N., Microstructure and Mechanical Properties of a 5754 Aluminum Alloy Modified By Sc and Zr Additions, *Materials Science and Engineering: A*, 2002, **338**(1-2), 8-16.
- [43] Hussain M., Khan R., Abbas N., Experimental and Computational Studies on Honeycomb Sandwich Structures Under Static and Fatigue Bending Load, *Journal of King Saud University-Science*, 2019, **31**(2), 222-229.
- [44] Roy R., Park S. J., Kweon J. H., Choi J. H., Characterization of Nomex Honeycomb Core Constituent Material Mechanical Properties, *Composite Structures*, 2014, **117**, 255-266.
- [45] Xie S., Wang H., Yang C., Zhou H., Feng Z., Mechanical Properties of Combined Structures of Stacked Multilayer Nomex® Honeycombs, *Thin-Walled Structures*, DOI: 10.1016/j.tws.2020.106729
- [46] Zhao H., Zhou Z., Fan J., Li G., Sun G., Application of Lock-in Thermography for the Inspection of Disbonds in Titanium Alloy Honeycomb Sandwich Structure, *Infrared Physics & Technology*, 2017, **81**, 69-78.
- [47] Wadley H. N., Multifunctional Periodic Cellular Metals, *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2006, **364**(1838), 31-68.
- [48] Zhang Q., Yang X., Li P., Huang G., Feng S., Shen C., Lu T. J., Bioinspired Engineering of Honeycomb Structure—Using Nature to Inspire Human Innovation. *Progress in Materials Science*, 2015, **74**, 332-400.
- [49] Irving P. E., *Polymer Composites in the Aerospace Industry*, 1st ed, Woodhead Publishing, Cambridge, 2019.
- [50] Balasko M., Sváb E., Molnár G., Veres, I., Classification of Defects in Honeycomb Composite Structure of Helicopter Rotor Blades, *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 2005, **542**(1-3), 45-51.
- [51] Badrocke M., Badrocke M., *Lockheed Aircraft: The History of Lockheed Martin*, 2nd ed, Osprey Publishing, Bloomsbury, 1998.

- [52] Miracle D. B., Donaldson S. L., Henry S. D., Moosbrugger C., Anton, G. J., Sanders B. R., Scott Jr, W. W., *ASM handbook*, 1st ed, ASM International, Ohio, 107-119, 2001.
- [53] Palomba G., Crupi V., Epasto G., Collapse Modes of aluminium honeycomb sandwich structures under fatigue bending loading *Thin-Walled Structures*, DOI: 10.1016/j.tws.2019.106363
- [54] 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.
- [55] 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.
- [56] 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.
- [57] 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.
- [58] Zaoutsos S. P., Mechanical Behavior of Aluminum Honeycomb Sandwich Structures Under Extreme Low Temperature Conditions, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering IOP Publishing*, Stavanger, Norway 27-29 Kasım 2019.
- [59] 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.
- [60] 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,
- [61] Hegde S. R., Effect of Thermal Cycling on Composite Honeycomb Sandwich Structures for Space Applications, Doctoral Dissertation, Concordia University Montreal, Quebec, Canada, 2018.
- [62] Khosravani M. R., Weinberg K., Characterization of Sandwich Composite T-Joints Under Different Ageing Conditions. *Composite Structures*, 2018, **197**, 80-88
- [63] 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](http://www.astm.org)

- [64] ASTM D7250 / D7250M-16, Standard Practice for Determining Sandwich Beam Flexural and Shear Stiffness, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016, [www.astm.org](http://www.astm.org)
- [65] He W., Lu S., Yi K., Wang S., Sun G., Hu Z., Residual Flexural Properties of CFRP Sandwich Structures with Aluminum Honeycomb Cores After Low-Velocity Impact, *International Journal of Mechanical Sciences*, 2019, **161**, 105026.
- [66] Antony Arul Prakash, M. D., Jagannatha Guptha, V. L., Sharma, R. S., Mohan, B., Influence of Cell Size on the Core Shear Properties of FRP Honeycomb Sandwich Panels. *Materials and Manufacturing Processes*, 2012, **27**(2), 169-176.



## **KİŞİSEL YAYIN VE ESERLER**

**Kurt E.**, Bora, M. O., Turkmen, H. S., Susler, S., & Akagunduz, E. Effect of Thermal Cycles on Flexural Behavior of Al/Al Honeycomb Sandwich Structures, The Eurasia Proceedings of Science Technology Engineering and Mathematics, 2020, 11, 89-97.





## ÖZGEÇMİŞ

İlk, orta ve lise öğrenimini Kocaeli’de tamamladı. 2012 yılında girdiği Bülent Ecevit Üniversitesi’nden 2017 yılında mezun oldu. 2019 yılından beri Milli Savunma Üniversitesi Hava Astsubay Meslek Yüksek Okulu Müdürlüğü’nde Öğretim Görevlisi olarak çalışmaktadır.

Ocak 2018 yılından beri Kocaeli Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı’nda Yüksek Lisans öğrenimini sürdürmektedir.

