

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**BLAST YÜKÜ ALTINDAKİ SANDVIÇ KOMPOZİT PANELLERİN MEKANİK
DAVRANIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL OLARAK HESAPLANMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Yunus Emre SERTTAŞ

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

HAZİRAN 2023

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**BLAST YÜKÜ ALTINDAKİ SANDVIÇ KOMPOZİT PANELLERİN MEKANİK
DAVRANIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL OLARAK HESAPLANMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Yunus Emre SERTTAŞ
(511191142)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Demet BALKAN

HAZİRAN 2023

ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY ★ GRADUATE SCHOOL

**NUMERICAL AND EXPERIMENTAL CALCULATION OF MECHANICAL
BEHAVIOR OF SANDWICH COMPOSITE PANELS UNDER BLAST LOADING**

M. Sc. THESIS

**Yunus Emre SERTTAŞ
(511191142)**

Department of Aeronautical and Astronautical Engineering

Aeronautical and Astronautical Engineering Programme

Thesis Advisor: Asst. Prof. Dr. Demet BALKAN

JUNE 2023

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 511191142 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Yunus Emre SERTTAŞ, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “BLAST YÜKÜ ALTINDAKİ SANDVIÇ KOMPOZİT PANELLERİN MEKANİK DAVRANIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL OLARAK HESAPLANMASI” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Dr. Öğr. Üyesi Demet BALKAN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Özgür DEMİR
Yıldız Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : 25 Mayıs 2023
Savunma Tarihi : 14 Haziran 2023





Aileme,



ÖNSÖZ

Öncelikle bu çalışmayı başarılı bir şekilde nihayete erdirmemi sağlayan yüksek lisans tez danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Demet Balkan'a ve sanayi danışmanım Dr. Caner Şentürk'e en içten teşekkürlerimi sunarım. Maddi ve manevi hiçbir desteğini esirgemeyen aileme ve beni bu süreçte daima cesaretlendiren sevgili eşim Yağmur Serttaş'a teşekkür ederim.

Ayrıca projemi maddi ve teknik olarak destekleyen Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'ne, üretim çalışmalarındaki desteklerinden ötürü Furkan Aydın ve Sefa Mert Semerciöz'e, teorik çalışmalardaki desteklerinden ötürü Halil Aydoğdu ve Yusuf Serdar Odman'a teşekkür ediyorum.

Haziran 2023

Yunus Emre SERTTAŞ
(Uçak Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	ix
İÇİNDEKİLER	xi
KISALTMALAR	xiii
SEMBOLLER	xv
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xix
ÖZET	xxiii
SUMMARY	xxvii
1. GİRİŞ	1
1.1 Proje Kapsamı	1
1.2 Projenin Amacı.....	6
2. LİTERATÜR ÇALIŞMASI	9
3. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİĞİ.....	19
3.1 Kompozit Malzemelere Giriş	19
3.1.1 Kompozit plaka (laminat) ve katmanları (lamina).....	19
3.1.2 Bir lamina için kurucu denklemler.....	20
3.2 Katmanların Sınıflandırılması	23
3.3 Kompozit Plakadaki Dinamik Etkiler	27
3.4 Yapısal Teoriler.....	27
4. SANDVIÇ YAPILAR	31
4.1 Sandviç Yapıların Mekanik Özellikleri.....	33
4.2 Yüzey Levhaları	35
4.3 Çekirdekler	35
4.3.1 Petek (hücre) çekirdekler.....	38
5. ANLIK BASINÇ (BLAST) YÜKLEMESİ	49
5.1 Anlık Basınç Profili.....	49
5.2 Anlık Basıncın Ölçeklendirilmesi	50
5.3 Blast Yükleme Karakteristiği	51
6. DENEYSEL ÇALIŞMALAR.....	53
6.1 Deneysel Çalışmalar	54
6.2 Yüzey Levhası Belirleme Deneyleri	57
6.3 Sandviç Kompozit Plak Deneyleri	64
6.4 Basınç Ölçüm Deneyleri	81
6.5 Blast Yükleme Analizleri	90
6.6 Doğal Frekans Analizleri	94
7. DENEYSEL ÇALIŞMALAR.....	97
KAYNAKLAR	101
ÖZGEÇMİŞ.....	105



KISALTMALAR

KLT	: Klasik Laminasyon Teorisi
KETP	: Karbon Elyaf Takviyeli Plastic
BMKDT	: Birinci Mertebe Kayma Deformasyon Teorisi
YMKDT	: Yüksek Mertebe Kayma Deformasyon Teorisi
2B	: İki Boyutlu
3B	: Üç Boyutlu





SEMBOLLER

w	: Sapma
θ	: Çekirdek hücre açısı
E	: Young's stiffness
G	: Kayma modülü
m	: Kütle
σ_i	: Gerilme bileşenleri
ϵ_j	: Gerinim bileşenleri
C_{ij}	: Malzeme direngenlik katsayıları
ν_{ij}	: Poisson oranı
α	: Friedlander bozunma katsayısı
P_m	: Maksimum basınç
U	: Gerinim enerjisi
K	: Kesme düzeltme faktörü



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Tablo 1.1 : Farklı Boeing Uçaklarındaki Sandviç Yapı Kullanım Oranları [9].	5
Tablo 4.1 : Sandviç yapı karakteristiği [28].	32
Tablo 4.2 : Çekirdeklerin isimlendirmesi [13].	38
Tablo 4.3 : Köpük ve petek çekirdeklerin karşılaştırılması [6].	39
Tablo 4.4 : Panellerin eşdeğer ağırlıklarının kıyaslanması [6].	40
Tablo 4.5 : HexWeb A1'in mekanik özellikleri [32].	44
Tablo 6.1: Deneylerde kullanılacak çekirdek yapılar ve özellikleri.	54
Tablo 6.2: Uygun yüzey levhasını belirlemek için üretilen monolitik plakaların özellikleri.	58
Tablo 6.3: Sandviç deney plakaları ve özellikleri.	69
Tablo 6.4: Deneyler sonucunda elde edilen maksimum gerinim değerleri.	76
Tablo 6.5: L ve W yönlerinde alınan verilerin teoriyle kıyaslanması.	78
Tablo 6.6: Kalınlık değişiminin gerinim değerlerine etkisi.	79
Tablo 6.7: Çekirdek tipinin gerinim değerlerine etkisi.	80
Tablo 6.8: Deney koşullarına ve sonuçlarına uyarlanmış basınç formülü parametreleri.	88
Tablo 6.9: Analiz modeli – Malzeme özellikleri.	90
Tablo 6.10: Analiz modeli – KETP mekanik özellikleri.	91
Tablo 6.11: Deney ve analizlerde elde edilen maksimum ana gerinim değerleri ve deney hata oranları.	94
Tablo 6.12: Matematiksel yaklaşım ve analiz sonucunda elde edilen direngenlik oranları ve yaklaşım hata oranları.	94
Tablo 6.13: Doğal frekans analizi sonuçları.	96



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Kompozit türleri.	2
Şekil 1.2 : Sandviç Yapılar [7].	2
Şekil 1.3 : Sandviç yapıların temel yükleme konsepti [6].	4
Şekil 1.4 : Sandviç kompozitlere kullanılan çekirdek tipleri [9].	4
Şekil 1.5 : Airbus A380’de yer alan sandviç yapı uygulamaları [10].	5
Şekil 1.6 : Hava aracı dış kabuğu sandviç kompozit yapı örneği [11].	7
Şekil 2.1 : Farklı istifleme dizilerine sahip panellerin blast yükü altındaki orta düzlem sapmaları [15].	10
Şekil 2.2 : Orta düzlem sapmalarının karşılaştırılması [16].	11
Şekil 2.3 : Sandviç panelin blast yükü altındaki merkez sapması [18].	12
Şekil 2.4 : Blast yüklemesi sonucu sandviç panelde oluşan deformasyon [19].	12
Şekil 2.5 : (a) Çekirdek hücre tipinin (b) Folyo kalınlığının (c) Hücre boyutunun nihai merkez düzlem sapması üzerindeki etkileri [19].	13
Şekil 2.6 : Çekirdek kalınlığının blast yüklemesi sonucuna etkisi [20].	14
Şekil 2.7 : (a) İmpulsun, (b) çekirdek kalınlığının ve (c) ön yüzey kalınlığının nihai merkezi sapma üzerindeki etkileri [20].	14
Şekil 2.8 : Çeyreği kesilmiş kare petek çekirdekli test panelleri: impuls yükü sırasıyla; (a) 21,5 kPas, (b) 28,4 kPas ve (c) 33,7 kPas [21].	15
Şekil 2.9 : Yükleme sonrası sandviç panel (a) ön yüz profil ölçüleri (b) arka yüz profil ölçüleri [21].	15
Şekil 2.10 : (a) Blast deney düzeneği şeması (b) Yüksek hızlı camera konumlandırması [22].	16
Şekil 2.11 : 84.4 Ns impuls yüküne maruz kalmış sandviç panelin sırasıyla ön ve arka yüzey levhaları [22].	16
Şekil 2.12 : Yükleme sonrası yüzey levhalarında meydana gelen hasarlar (a) ön yüzey (b) arka yüzey (c) levha kesiti [22].	17
Şekil 2.13 : Şok tüpü diyagramı ve görseli [23].	17
Şekil 2.14 : Sandviç levha üzerine anlık hava basıncı yükleme görüntüleri [23].	18
Şekil 2.15 : Yükleme sonrası sandviç kompozit paneldeki hasarlar [23].	18
Şekil 3.1 : Kompozit malzemelerin analizinin temel adımları [2].	19
Şekil 3.2 : Bazı fiber takviyeli lamina türleri [2].	20
Şekil 3.3 : Bir laminat örneği [2].	20
Şekil 3.4 : İzotropik ve ortotropik laminalar [24].	21
Şekil 3.5 : Simetrik laminat örnekleri [25].	24
Şekil 3.6 : Antisimetrik laminat örneği [25].	24
Şekil 3.7 : Çapraz katmanlı bir laminat örneği [2].	25
Şekil 3.8 : Simetrik ve antisimetrik açılı katmanlı laminat örnekleri [25].	26
Şekil 3.9 : Yarı izotropik laminat örnekleri [25].	26
Şekil 3.10 : Algoritma kullanılarak kod çalışmasından elde edilen sonuçların ve referans çalışmanın sonuçlarının karşılaştırılması [13].	29

Şekil 4.1 : Sandviç yapı konsepti [11].	32
Şekil 4.2 : Sandviç yapı boyutlarının gösterimi.	33
Şekil 4.3 : Bağlı çekirdek kalınlığına karşı bağlı eğilme direngenliği ve kayma direngenliği [13].	34
Şekil 4.4 : Yaklaşımların stres dağılımı üzerindeki etkisi [28].	35
Şekil 4.5 : Çekirdek tipleri [10].	36
Şekil 4.6 : KETP yüzey levhalarına sahip sandviç plakalar için farklı K değerlerine karşı orta düzlem sapmaları [13].	37
Şekil 4.7 : Balpeteği çekirdek yapı örneği [6].	39
Şekil 4.8 : Boyutsal terminoloji [30]	40
Şekil 4.9 : Hücre konfigürasyonları [6].	41
Şekil 4.10 : Temel petek elemanı örneği	41
Şekil 4.11: Altıgen hücrenin geometrisi [31].	42
Şekil 4.12 : Kesme modülü - θ_0 [13]	43
Şekil 4.13 : Bağlı yoğunluk - θ_0 [13]	44
Şekil 4.14 : Aramid petekler için çekirdek yoğunluğu-dayanım ilişkisi [13].	45
Şekil 4.15 : Aramid petekler için çekirdek yoğunluğu-modül ilişkisi [13].	46
Şekil 4.16 : Aramid petekler için hücre boyutu-dayanım ilişkisi [13].	46
Şekil 4.17 : Aramid petekler için hücre boyutu-modül ilişkisi [13].	47
Şekil 5.1 : Bir patlatma yüklemesinin tipik basınç-zaman grafiği [5].	49
Şekil 5.2 : Hopkinson ölçekleme yasasının gösterimi [34].	51
Şekil 5.3 : Patlatma yüklerinin sınıflandırılması.	51
Şekil 5.4 : Patlayıcı şekline göre tepe basıncının mesafeye bağlı dağılımı [35].	52
Şekil 6.1: HexWeb balpeteği çekirdek tipleri mekanik özellikleri [40].	53
Şekil 6.2 : İTÜ UUBF Blast Deney Düzeneği [37].	55
Şekil 6.3 : Blast Deney Düzeneği Şeması [41].	55
Şekil 6.4 : a) Basit mesnetli plaka [23] b) Ankastre mesnetli plaka örneği [22].	56
Şekil 6.5 : Blast Yükleme Hedef Destekleme Duvarı.	57
Şekil 6.6 : Temsili olarak sandviç kompozit panele blast yüklemesinin etkisi [21].	58
Şekil 6.7 : Düzlem simetrisinin laminat şekline olan etkisi.	59
Şekil 6.8 : Simetrik ve simetrik olmayan dizilime sahip monolitik KETP plakalar [38].	60
Şekil 6.9 : Sandviç Panel Yüzey Levhaları.	60
Şekil 6.10 : Yüzey Levhaları Test Düzeneği.	61
Şekil 6.11 : Plak merkezine yerleştirilen 3 eksenli gerinim pulu.	61
Şekil 6.12: 8 katmanlı monolitik plaka; 0^0 yönündeki zamana bağlı gerinim grafiği.	62
Şekil 6.13: 8 katmanlı monolitik plaka; 90^0 yönündeki zamana bağlı gerinim grafiği.	63
Şekil 6.14: 8 katmanlı monolitik plaka; 45^0 yönündeki zamana bağlı gerinim grafiği.	63
Şekil 6.15: 12 katmanlı monolitik plaka; 0^0 yönündeki zamana bağlı gerinim grafiği.	64
Şekil 6.16 : Aramid balpeteği çekirdeğe sahip karbon fiber sandviç kompozit.	65
Şekil 6.17 : Kompozit otoklav işlemi prensibi [39].	65
Şekil 6.18: Kompozit yapı alt eleman birleştirme yöntemleri.	66
Şekil 6.19: Sandviç Kompozit Kütleme Diyagramı	67
Şekil 6.20 : Tipik sandviç yapı bileşenleri.	68
Şekil 6.21 : Çekirdek elemanı pahlı kenar kesimi	68
Şekil 6.22 : Dik açı durumu için potting uygulaması.	69

Şekil 6.23: Üretim sonrası kesim işlemleri tamamlanmış sandviç kompozit deney plakları.....	70
Şekil 6.24: Deney öncesi sandviç plağın arka yüzü.	71
Şekil 6.25: Deney plağı ön yüz desteklemesi.	72
Şekil 6.26: HJ53BAP102 mikrogerinim-zaman grafiğı.	72
Şekil 6.27: HJ53BAP104-1 mikrogerinim-zaman grafiğı.	73
Şekil 6.28: HJ53BAP104-2 mikrogerinim-zaman grafiğı.	73
Şekil 6.29: HJ53BAP302 mikrogerinim-zaman grafiğı.	74
Şekil 6.30: HJ53BAP304 mikrogerinim-zaman grafiğı.	74
Şekil 6.31: HJ53BAP306 mikrogerinim-zaman grafiğı.	75
Şekil 6.32: HJ53BAP502 mikrogerinim-zaman grafiğı.	75
Şekil 6.33: HJ53BAP504 mikrogerinim-zaman grafiğı.	76
Şekil 6.34: Patlama anında kopan gerinim pulu örnekleri.....	77
Şekil 6.35: Sandviç kompozit plaka için direngenlik formülü.	78
Şekil 6.36: HJ53BAP502 nolu plakada deney sonrası oluşan yüzey çatlağı.....	81
Şekil 6.37: Basınç ölçüm deney plağı ön yüzeyi ve basınç sensörü konumları	82
Şekil 6.38: Basınç sensörünün sırasıyla plak merkezi ve plak kenarı konumları.....	82
Şekil 6.39: Sandviç plağın arka yüzeyi ve gerinim ölçer konumları.	83
Şekil 6.40: Basınç ölçüm deney düzeneğı şeması.	83
Şekil 6.41: HJ53BAP302 mikrogerinim-zaman grafiğı.	84
Şekil 6.42: HJ53BAP304 mikrogerinim-zaman grafiğı.	84
Şekil 6.43: HJ53BAP306 mikrogerinim-zaman grafiğı.	85
Şekil 6.44: Deneyler sonucunda üç farklı kalınlıktaki plak merkezlerinde okunan maksimum ana gerinim değerleri.....	85
Şekil 6.45: Eş zamanlı olarak farklı konumlardaki basınç değerlerinin değışimi	86
Şekil 6.46: Basınç-zaman ve mikrogerinim-zaman grafiğı	86
Şekil 6.47: Plak üzerindeki basınç dağılımını konum ve zaman değışkenlerine göre ifade eden denklem ve parametreleri [41].....	87
Şekil 6.48: Matematiksel yaklaşım ve deneylerden elde edilen basınç profilleri.....	88
Şekil 6.49: Maksimum basınç anına (70 ms) kadar olan basınç-zaman grafikleri. ...	89
Şekil 6.50: 70 ms anındaki basıncın 3 boyutlu olarak plak üzerindeki dağılımı.....	90
Şekil 6.51: Analiz modeli – Mesnet sınır koşulları ve plak üzerindeki basınç dağılımı.	91
Şekil 6.52: Analiz modeli – Mesh elemanları.	92
Şekil 6.53: Plak üzerindeki gerinim dağılımı	92
Şekil 6.54: Analizler sonucunda üç farklı kalınlıktaki plağın merkezlerinde okunan maksimum ana gerinim değerleri.....	93
Şekil 6.55: Analiz ve deneylerden elde edilen zamana bağı maksimum ana gerinim grafikleri.....	93
Şekil 6.56: HJ53BAP302 plağı için doğal frekans analiz sonucu.	95
Şekil 6.57: HJ53BAP304 plağı için doğal frekans analiz sonucu.	95
Şekil 6.58: HJ53BAP306 plağı için doğal frekans analiz sonucu.	96



BLAST YÜKÜ ALTINDAKİ SANDVIÇ KOMPOZİT PANELLERİN MEKANİK DAVRANIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL OLARAK HESAPLANMASI

ÖZET

Kompozit yapıyı, iki veya daha fazla farklı malzemenin istenen özelliklerini ön plana çıkararak bir araya getirilmesi olarak tarif edersek, çok eski çağlarda dahi kompozit malzemelerin kullanıldığını söyleyebiliriz. Kompozit malzemeler günümüzdeki popülaritesini ve yaygın kullanımını yeni keşfedilmiş olmasına değil malzeme ve üretim teknolojilerinin gelişmiş olmasına borçludur. Havacılık ve uzay sektörünün bu gelişmelerde başı çektiği göz önünde bulundurulduğunda; kompozit malzemelerin ileri seviye ihtiyaçlara çözüm ürettiği rahatlıkla söylenebilir. Çünkü daha hafif ve daha sağlam yapılar hava ve uzay araçlarının birincil ihtiyacıdır. Bu ihtiyacı karşılamak için yapısal tasarım mühendisleri yük akışının zayıf olduğu yerlerden malzeme eksiltirken, yükün fazla olduğu yerlere malzeme takviyesi yapmaktadırlar. Geleneksel malzemeler ve üretim metodları bu yöntemi bir yere kadar desteklemektedir. Kompozit malzeme teknolojisinin malzemenin iç yapısına müdahale etme ve daha küçük ölçekte farklı malzeme kullanım imkanı mühendislerin optimum tasarıma erişmesine yardımcı olmaktadır. Her ne kadar günümüzde en yaygın olarak havacılık ve uzay sektöründe kullanılsa da kompozit yapılar, gemicilik, inşaat, otomotiv vb. sektörlerde de kullanılmaktadır.

Kompozit yapıların bir alt elemanı olarak ifade edebileceğimiz sandviç kompozit yapılar, geleneksel yapılara göre daha yüksek dayanıma sahip ve hafif olması, bunun yanı sıra monolitik kompozit yapılara göre daha yüksek burkulma direncine sahip olmasından ötürü havacılık sektöründe gün geçtikçe daha yaygın kullanım alanı bulmuştur. Temelde iki yüzey levhası arasına görece oldukça hafif çekirdek malzemenin yerleştirilmesiyle elde edilen kompozit yapılar; yükleme durumunda bir I kirişi ile çok benzer davranış gösterir. Yüzey levhaları çekme ve basma yükünü karşılar, çekirdek kayma yüküne karşı direnç gösterir. Düzleme dik yüklemelerde ise I kirişe göre daha homojen bir dayanıma sahiptir. Sandviç yapılarda yüzey levhası olarak en fazla alüminyum alaşımlar ve fiber takviyeli kompozitler tercih edilmektedir. Çekirdek malzemesi olarak da petek yapı, köpük veya balsa tercih listelerinin en üst sıralarında yer alır. Havacılık sektöründe karbon fiber takviyeli epoksi levhalar ile balpeteği yapılar yaygın kullanıma sahiptir. Özellikle yüksek burkulma ve yorulma dayanımından ötürü hava araçlarının dış panellerinde kullanılmaktadır ve ses hızının üzerinde hareket eden araçlarda döngüsel olarak yüksek basınç yüklemesine maruz kalmaktadır. Ayrıca yüksek sönümleme kabiliyetinden ötürü iniş takımı tekerlekleri gibi patlama durumunda çevresine blast yüklemesi yapabilecek ekipmanların koruma panellerinde kullanılır.

Bu çalışmada blast yükü altındaki karbon fiber takviyeli epoksi levhalara ve balpeteği çekirdek yapısına sahip sandviç kompozit panellerin blast yüklemesi altındaki mekanik davranışının sayısal ve deneysel olarak incelenmesi hedeflenmiştir. Bu

hedefe yönelik olarak karbonfiber kompozit yapılar mekanik davranışı üzerine kapsamlı bir literatür araştırması yapılmış; teorik ve deneysel çalışmalar detaylı olarak incelenmiştir. Ardından katmanlı kompozit yapıların mekaniği üzerine teorik çalışmalar yapılmış ve çalışmada kullanılan temel denklemler elde edilmiştir. Katmanlı kompozit yapılar için geliştirilmiş 2 boyutlu ve 3 boyutlu teoriler ile ilgili bilgi verilmiştir. Sandviç yapılarda kullanılan çekirdek yapılar araştırılmış ve projede incelenecek olan petek çekirdek yapısının mekanik özellikleri detaylı olarak incelenmiştir. Blast yük profilinin elde edilmesi ve yükün ölçeklendirilmesi için literatürde kullanılan yaklaşımlar değerlendirilmiş ve teorik çalışmalarda kullanılacak fonksiyonlara karar verilmiştir.

Yapılan teorik çalışmalar sonucunda elde edilen sonuçların deneysel olarak sınanması için hazırlanmış bulunan deney düzeneği basit mesnetli plaka sınır koşullarına göre revize edilmiştir. Literatür araştırması ve sayısal çalışmalar sonucunda çekirdek kalınlığı, çekirdek yoğunluk ve çekirdek tipi sayısal ve deneysel olarak incelenecek parametreler olarak belirlenmiştir. Bu parametrelerin deneysel olarak inceleneceği numunelerin üretileceği malzemeler ve üretim metodlarını belirlemek adına çalışmalar yapılmıştır. Sandviç panellerin yüzey levhalarının kalınlığını belirlemek amacıyla, farklı kalınlıklarda monolitik karbonfiber kompozit plaklar üretilmiş ve F-16 uçağının ön tekerinin lastik basıncı değerindeki blast yükü altında plakların mekanik davranışları plak merkezine yerleştirilen gerinim pulları yardımıyla ölçülmüştür. Deneylerden alınan veriler sonucunda tüm numunelerde 1.472 mm kalınlığında karbonfiber kompozit yüzey levhası kullanımının uygun olduğuna karar verilmiştir.

Yüzey levhası kalınlıklarının belirlenmesiyle birlikte asıl deneylerde test edilecek sandviç kompozit plakların üretimine başlanmıştır. Numune geometrileri oluşturulmuş ve istenen malzeme özelliklerinin elde edilmesi için gereken sınır koşullarda üretimler gerçekleştirilmiştir. Üretilen numunelerin her birinin merkezine ve köşesine birer 3-eksenli gerinim pulu yerleştirilmiştir. Numuneler teker teker deney düzeneğine basit destekli sınır koşuluna uygun olacak şekilde yerleştirilmiş; her bir plak üzerine aynı basınç profiline ve şiddete sahip olacak şekilde blast yükleme yapılmıştır. Gerinim pulları üzerinden eş zamanlı ve yüksek çözünürlükte alınan datalar bilgisayar ortamında anlamlı verilere dönüştürülmüştür. Veriler incelenirken gerinim pullarının kopması sonucu veya rüzgarın etkisi ile ortaya çıkan bozulmalar değerlendirmelere dahil edilmemiştir. Bu deneylerden elde edilen değerler teorik formüllerden elde edilen değerler ile kıyaslanmış ve deney sonuçlarına dair kaba bir hata hesabı yapılmıştır.

İlk tur deneylerinin ardından analiz çalışmaları için gereken plak üzerine etkiyen basınç profilini elde etmek amacıyla üç numune üzerine gerinim pullarına ek olarak basınç sensörü yerleştirilmiştir. Bu üç numune üzerinde önceki deneyler ile aynı sınır koşullarına sahip olacak şekilde blast yükleme deneyleri tekrar edilmiştir. Deneylerden alınan veriler vasıtası ile basınç yük profilinin hem zamana hem de konuma bağlı olarak değişimini ifade eden eğri denklemi çıkarılmıştır. ABAQUS programı vasıtası ile deneylerde incelenen plakların üzerine sırasıyla bu eğri denklemden elde edilen basınç profili uygulanmıştır. Programda plaklar, deneylerde olduğu gibi basit destekli plak sınır koşullarına göre mesnetlenmiştir. Plaklarda kullanılan karbonfiber kompozit ve balpeteği çekirdek yapılarının mekanik özellikleri temin edilen firmaların kalifikasyon deneyleri ile elde ettikleri veri listelerinden çekilmiş ve programda her katman için ayrı ayrı tanımlanmıştır. Deneylerde plaka merkezinden elde edilen gerinim değerleri ile analizlerde aynı noktada elde edilen gerinim değerlerinin zamana bağlı değişim profilleri grafikler yardımı ile

kıyaslanmıştır. Aynı zamanda yine ABAQUS programı vasıtası ile üç farklı çekirdek kalınlığına sahip sandviç kompozit plakların ayrı ayrı modal analizleri yapılmış ve doğal frekans değerleri elde edilmiştir.

Sayısal ve deneysel çalışmalardan elde edilen veriler kapsamlı olarak değerlendirilmiş ve yorumlanmıştır. Teoride yapılan kabullerin sandviç kompozit plakların mekanik davranışına olan etkisi deneysel çalışmalardan alınan sonuçların ışığında incelenmiş ve hata payları ortaya koyulmuştur. Son olarak da bu çalışma ile blast yükünün sandviç kompozit plaklara olan etkisini incelemeye ve detaylandırmaya yönelik yapılacak olan çalışmalar için tavsiyelerde bulunulmuştur.





NUMERICAL AND EXPERIMENTAL ANALYSIS OF THE MECHANICAL BEHAVIOR OF SANDWICH COMPOSITE PANELS UNDER BLAST LOADING

SUMMARY

If we describe the composite structure as bringing together two or more different materials to get their desired properties, we can say that composite materials were used even in ancient times. Composite materials owe their popularity and widespread use to the fact that the materials and production technologies are advanced, not to the fact that they are newly discovered. Considering that the aviation and space industry is leading the way in these developments; It can be easily said that composite materials produce solutions for advanced needs. Because lighter and stronger structures are the primary need of air and space vehicles. In order to meet this need, structural design engineers reduce material from areas where load flow is weak, and add material to areas where load flow is high. Traditional materials and production methods support this procedure to some extent. The possibility of composite material technology to interfere with the internal structure of the material and to use different materials on a smaller scale helps engineers to reach the optimum design. Although it is most commonly used in the aviation and space industry today, composite structures are also used in other industries such as shipping, construction, automotive etc.

Sandwich composite structures, which we can express as a sub-element of composite structures, have found more and more widespread use in the aviation industry due to their higher strength and lightness compared to traditional structures, as well as higher buckling resistance than monolithic composite structures. Composite structures, which are basically obtained by placing relatively light core material between two facesheets; behaves very similarly to an I-beam in the loading condition. The core resists shear load, while the facesheets meet the tensile and compressive loads. In perpendicular loading, it has a more homogeneous strength compared to the I beam. Aluminum alloys and fiber reinforced composites are mostly preferred as facesheet in sandwich structures. As a core material, honeycomb structure, foam or balsa are at the top of the preference lists. Carbon fiber reinforced plastic facesheets and honeycomb cores are widely used in the aviation industry. It is especially used on the outer skin panels of aircraft due to its high buckling and fatigue strength, and it is subjected to cyclically high pressure loading in vehicles moving above the speed of sound. In addition, due to its high damping ability, it is used in the cover panels of equipment that can generate blast load around it in case of explosion, such as the wheels of the landing gear.

In this study, it is aimed to numerically and experimentally analyze the mechanical behavior of sandwich composite panels with carbon fiber reinforced plastic facesheets and honeycomb core structure under blast loading. For this purpose, a comprehensive literature search was conducted on the mechanical behavior of carbon fiber composite structures, and theoretical and experimental studies were examined in detail. Then, theoretical studies on the mechanics of layered composite structures were made and the basic equations used in the study were obtained. Information about 2D and 3D

theories developed for layered composite structures is given. The core materials that used in sandwich structures were researched and the mechanical properties of the honeycomb core structure which is analyzed experimentally in the project were examined. The approaches used in the literature for obtaining the blast load profile and scaling the load were evaluated and the functions to be used in theoretical studies were decided.

In order to experimentally test the results obtained as a result of the theoretical studies, the existing experimental setup was revised according to the simply supported plate boundary conditions. As a result of literature research and numerical studies, core thickness, core density and core type were determined as parameters to be examined numerically and experimentally. Studies have been carried out to determine the materials and production methods from which these parameters will be experimentally examined. In order to determine the thickness of the facesheets of the sandwich panels, monolithic carbon fiber composite plates of different thicknesses were produced and the mechanical behavior of the plates under the blast load at the tire pressure value of the front tire of the F-16 aircraft was measured with the help of strain gauges placed in the center of the plate. As a result of the data obtained from the experiments, it was decided that the use of carbon fiber composite facesheet with a thickness of 1.472 mm in all samples was appropriate.

With the determination of the facesheet thicknesses, the production of sandwich composite plates to be tested in the actual experiments was started. Sample geometries were created and production was carried out under the necessary boundary conditions to obtain the desired material properties. 3-axis strain gauges was placed in the center and corner of each of the produced samples. The samples were placed one by one in the experimental setup in accordance with the simply supported boundary conditions; Blast loading was performed on each plate with the same pressure profile and intensity. Simultaneous and high-resolution data taken over the strain gauges were transformed into meaningful data in the computer environment. While analyzing the data, the deteriorations that occur as a result of the rupture of the strain gauges or the effect of the wind were not included in the evaluations. The values obtained from these experiments were compared with the values obtained from the theoretical formulas and a rough error calculation was made regarding the experimental results.

After the first round of experiments, pressure sensors were placed on the three samples in addition to the strain gauges in order to obtain the pressure profile acting on the plate required for the analysis studies. Blast loading experiments were repeated on these three samples with the same boundary conditions as the previous experiments. By means of the data obtained from the experiments, the curve equation expressing the variation of the pressure load profile depending on both time and location has been derived. By means of the ABAQUS program, the pressure profile obtained from this curve equation was applied on the plates examined in the experiments, respectively. In the program, the plates are supported according to the simply supported plate boundary conditions as in the experiments. The mechanical properties of the carbon fiber composite and honeycomb core structures used in the plaques were drawn from the data lists obtained by the companies from the qualification tests and were defined separately for each layer in the program. The strain values obtained from the center of the plate experimentally and the time-dependent variation profiles of the strain values obtained at the same point in the analyzes were compared with the help of graphics. At the same time, by means of the ABAQUS program, separate modal analyzes of

sandwich composite plates with three different core thicknesses were made and natural frequency values were obtained.

The data obtained from numerical and experimental studies have been comprehensively evaluated and interpreted. The effect of the assumptions and neglections made in theory on the mechanical behavior of sandwich composite plates was examined in the light of the results obtained from the experimental studies and the margins of error were revealed. Finally, with this study, recommendations were made for further studies to examine and detail the effect of blast load on sandwich composite plates.





1. GİRİŞ

1.1 Proje Kapsamı

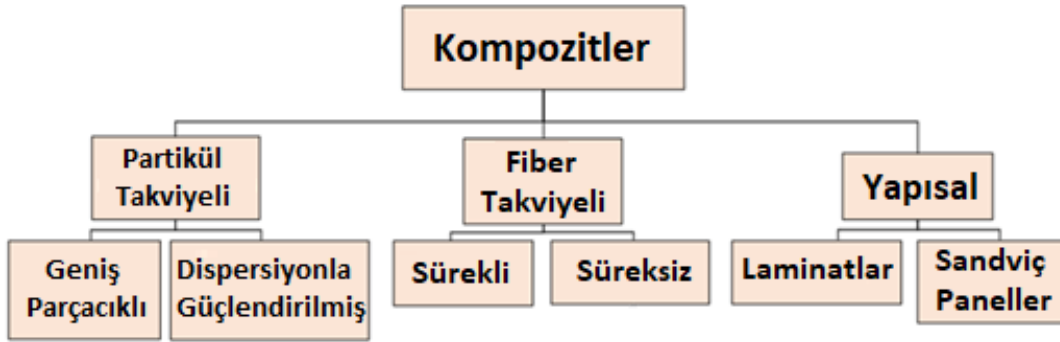
Birbirinden oldukça farklı iki veya daha fazla malzemenin istenen özelliklerini kullanmak amacıyla bir araya getirilmesi sonucu elde edilen malzemelere kompozit malzemeler denir. Bir araya getirilen malzemeler birbiri içerisinde çözünmez veya karışmaz [1]. Genelde malzemelerden biri takviye diğeri ise matris olarak isimlendirilir. Takviye malzeme, matris malzemeye gömülü olan lifler, parçacıklar veya pullar olabilir. Takviye malzeme ana yük taşıyıcıdır. Görece daha zayıf olan matris malzemenin amacı ise takviye malzemeler arasında yük aktarımını sağlamak, takviye malzemeyi nem, rutubet gibi çevresel etkilerden korumaktır. [2,3] Örneğin tarihte, İsraililer kil ve samandan yapılmış tuğlalar kullandılar ve Samuray savaşçıları, daha yüksek malzeme özellikleri elde etmek için kılıçlarında katmanlı metaller kullandılar. Çelik çubukların beton yapılarda çimentoya yerleştirilmesi, iyi bilinen kompozit yapıların en yeni örneklerinden biridir. İkinci Dünya Savaşı sırasında, ilk kez fiberglas polimer matrisli gelişmiş kompozit malzemeler ortaya çıktı [4].

Kompozit bir yapıda, takviye malzeme, matris malzemeye gömülü olan lifler, parçacıklar veya pullar olabilir. Takviye aşaması ana yük taşıyıcılarıdır. Matris fazı çok daha zayıftır ve matris fazının ana rolü yükü aktarmak ve donatıları nem, rutubet gibi çevresel etkilerden korumaktır [2,3]. Örneğin tarihte, İsraililer kil ve samandan yapılmış tuğlalar kullandılar ve Samuray savaşçıları, daha yüksek malzeme özellikleri elde etmek için kılıçlarında katmanlı metaller kullandılar. Çelik çubukların beton yapılarda çimentoya yerleştirilmesi, iyi bilinen kompozit yapıların en yeni örneklerinden biridir. İkinci Dünya Savaşı sırasında, ilk kez fiberglas polimer matrisli gelişmiş kompozit malzemeler ortaya çıktı [4].

Gelişmiş kompozit malzemeler yüksek özgül mukavemete ve düşük özgül yoğunluğa sahip oldukları için mühendislik malzemeleri arasında önemli bir yer edinmiştir. Günümüzde savaş ve ticari uçaklarda, helikopterlerde, planörlerde, otomobillerde ve deniz yapılarında lamine kompozitler yaygın olarak kullanılmaktadır [5]. Gelişmiş

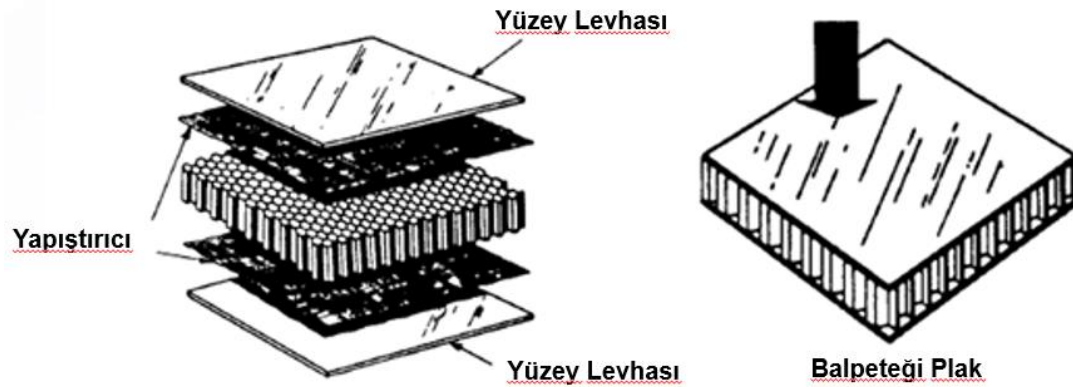
kompozit malzemeler, partikül takviyeli kompozitler (PTK), fiber takviyeli kompozitler (FTK) ve yapısal kompozitler olarak kategorize edilir. Matris malzemesi olarak metaller, polimerler ve seramikler kullanılabilir. Mühendislik uygulamalarında çoğunlukla FTK ve yapısal kompozitler kullanılmaktadır. Şekil 1.1, kompozit malzemelerin sınıflandırılmasını göstermektedir.

Lamine yapılar, birbirini takip eden her katmanda opsiyonel olarak farklı lif oryantasyonuna sahip olarak yapıştırılan ve istiflenen 2 boyutlu levhalardan (lamina) oluşur.



Şekil 1.1 : Kompozit türleri.

Bu çalışmada incelenecek olan kompozit tipi ise sandviç panellerdir. Sandviç, belirli özelliklere sahip bir malzeme türü değildir; daha ziyade belirli bir amaç için kullanılan bir yapıdır. Sandviç yapıların mekanik özellikleri, malzemelerin mevcudiyetine ve mühendisin yaratıcılığına bağlıdır. Temel olarak, sandviç yapılar ince, yoğun, güçlü yüzey tabakalarından ve kalın, hafif çekirdeklerden oluşur [6]. Şekil 1.2 genel bir sandviç yapısını temsil etmektedir.



Şekil 1.2 : Sandviç Yapılar [7].

Havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılan sandviç yapılar son yıllarda kabuk-stringer yapıların yerine tercih edilir olmuştur. Bu tercihin nedenini sandviç yapıların sahip olduğu şu özelliklerle açıklayabiliriz;

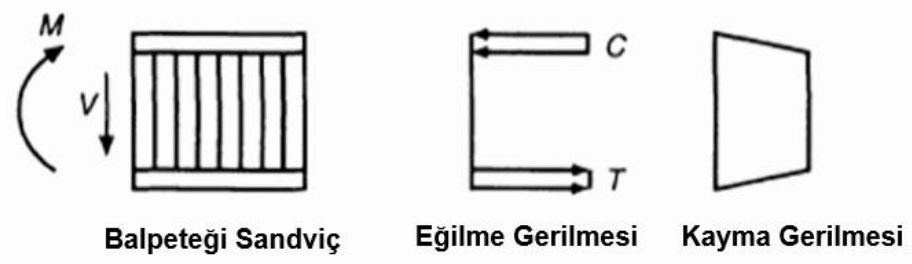
- Yüksek özgül dayanım
- Gelişmiş sonik hasar dayanımı, darbe direnci
- Yüksek rijitlik
- Yüzey pürüzsüzlüğü
- Yalıtım
- Düşük maliyet

Sandviç panellerin yapısı ile bir I-kiriş yapısı arasında benzetme yapılabilir. Yüksek yoğunluklu ve yüksek mukavemetli sandviç yüzey levhaları, bir I kirişinin flanşlarına karşılık gelir. Bunun amacı, ön yüzleri tarafsız eksenden mümkün olduğu kadar uzağa yerleştirilerek kesit modülünü arttırmaktır. Sandviç yapıdaki çekirdek, bir I kirişindeki iki flanşı birbirine bağlayan dikey perde gibi davranır. Yüzey levhaları bükülmenin neden olduğu aksel yükleri taşıırken çekirdek yapı kesme yüklerine karşı koyar. Sandviçteki ön yüzlerin ve çekirdeklerin kalınlığı ve malzemeleri, panelin eğilme davranışını etkileyen ana parametrelerdir [7]. Bir sandviç yapının temel yükleme konsepti Şekil 1.3'te verilmiştir.

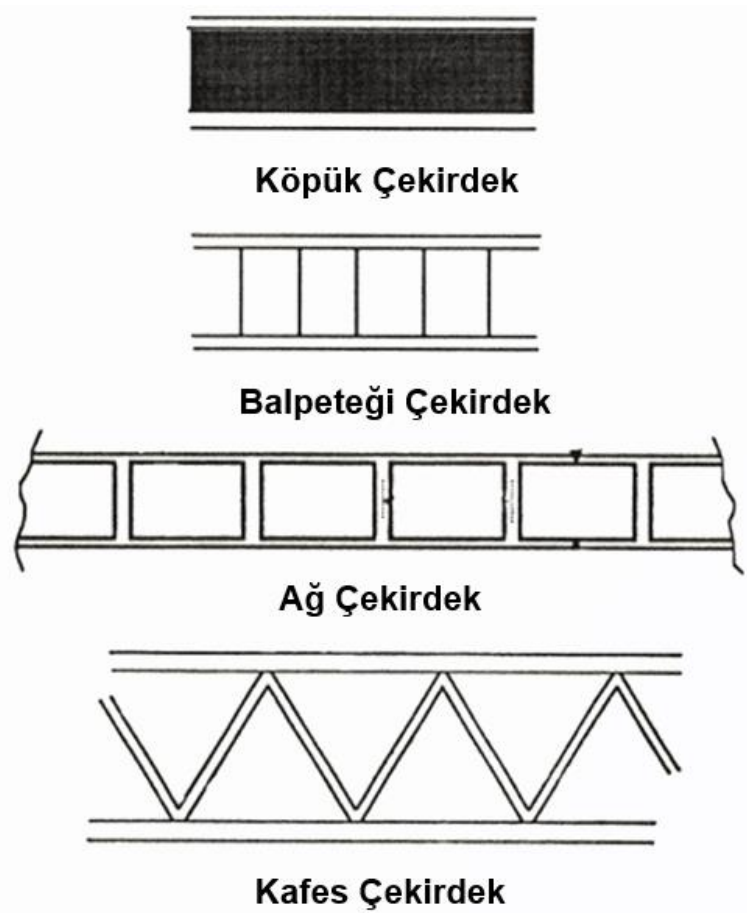
Bir sandviç yapının eğilme direnci, aynı ağırlıktaki bir monokok yapının eğilme direncine göre çok daha yüksektir. t_f kalınlığında iki özdeş yüzey tabakasına ve 20 kat t_f kalınlığında bir çekirdeğe sahip bir sandviç yapı, $2t_f$ kalınlığında monokok plaka ile hemen hemen aynı ağırlığa sahiptir. Çünkü çekirdek malzeme yoğunluğu genellikle yüzey tabaka malzeme yoğunluğundan çok daha düşüktür. Sonuç olarak, sandviç yapılar monokok yapılara göre çok daha düşük sapmalar, çok daha yüksek kritik burkulma yükleri ve çok daha yüksek doğal eğilme frekansları sunar [8].

Bir sandviç yapının çekirdeği olarak herhangi bir malzeme veya mimari kullanılabilir, ancak genellikle dört tip vardır; köpük/katı çekirdek, petek çekirdek, ağ çekirdek, oluklu/kafes çekirdek. Köpük veya katı çekirdekler daha düşük maliyet sunar ve yoğunluk ve kesme modülleri açısından neredeyse sonsuz seçeneği vardır. Altıgen

şekilli hücreler ve kare şekilli hücreler, petek çekirdeğinin en bilinen iki tipidir [9]. Bazı çekirdek türleri Şekil 1.4'te gösterilmiştir.



Şekil 1.3 : Sandviç yapıların temel yükleme konsepti [6].



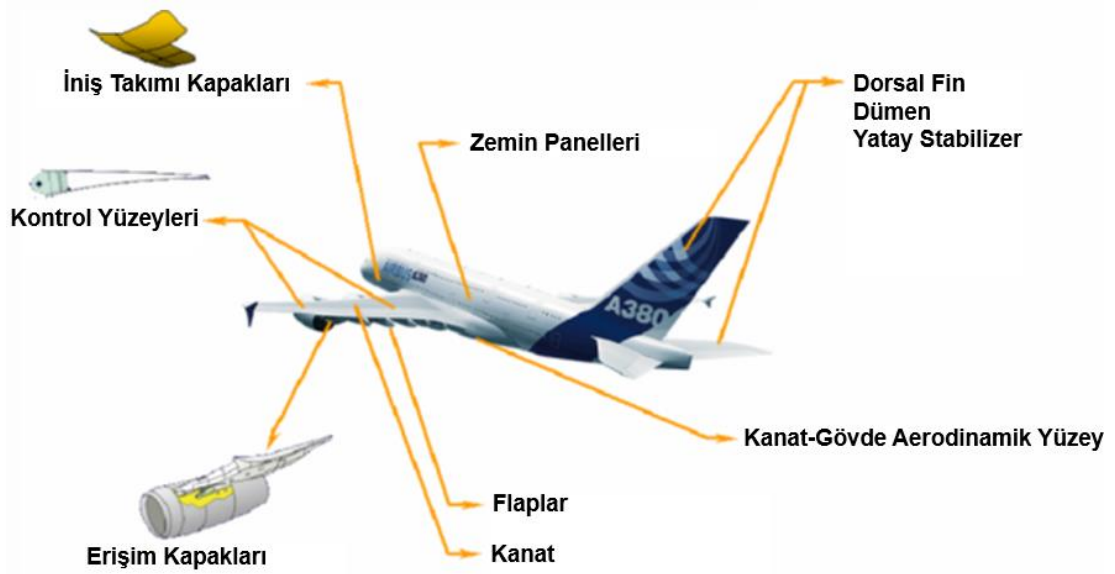
Şekil 1.4 : Sandviç kompozitlere kullanılan çekirdek tipleri [9].

1940'lı yıllardan itibaren uçak endüstrisinde petek çekirdeği kullanımı artmıştır [9]. Tablo 1.1'de Boeing uçaklarının henüz ısılatılmış yüzeyinde kullanım yüzdeleri verilmiştir. Islak yüzey, uçak suya daldırıldığında ıslanacak yüzeyler olarak tanımlanabilir.

Tablo 1.1 : Farklı Boeing Uçaklarındaki Sandviç Yapı Kullanım Oranları [9].

Uçak Tipi	Sandviç Yapı Yüzdesi
707	8
727	18
737	26
747	36
757-767	46

Kanat panelleri, spoilerlar, kanatçıklar, flaplar, fairingler, motor yuvaları, zemin panelleri, yatay ve dikey kuyruklar, petek yapının uçak endüstrisindeki aktif uygulama bölgeleridir. Beech Starship, tüm yapılar için Nomex petek, karbon veya Kevlar yüzey plakaları kullanan ilk uçaktır. Ayrıca kompozit sandviç paneller hemen hemen tüm uydu yapılarında kullanılmaktadır. Denizcilik sektöründe, petek sandviç yapılar bölmeler, güverte odaları ve helikopter hangarları için kullanılmaktadır. En yeni gemilerden biri olan YP2000 Visby’de, birincil yapı olarak optimize edilmiş grafit epoksi kompozitlerden yapılan sandviç yapılar kullanılmıştır [8].



Şekil 1.5 : Airbus A380’de yer alan sandviç yapı uygulamaları [10].

Ticari uçaklarda, Şekil 1.5’te gösterildiği gibi, aerodinamik basınca maruz kalan dış yüzeylerde sandviç yapılar kullanılabilir. Darbe enerjisini absorbe etme kabiliyetleri yüksek olduğundan, radom ve ön kenarlar gibi uçağın ön bölgesinde de kullanılabilirler. Zemin panelleri, sandviç yapıların kullanıldığı bir diğer kısımdır.

Zemin panelleri, yolculardan kaynaklanan düzlem dışı yüklere dayanmalıdır [10].

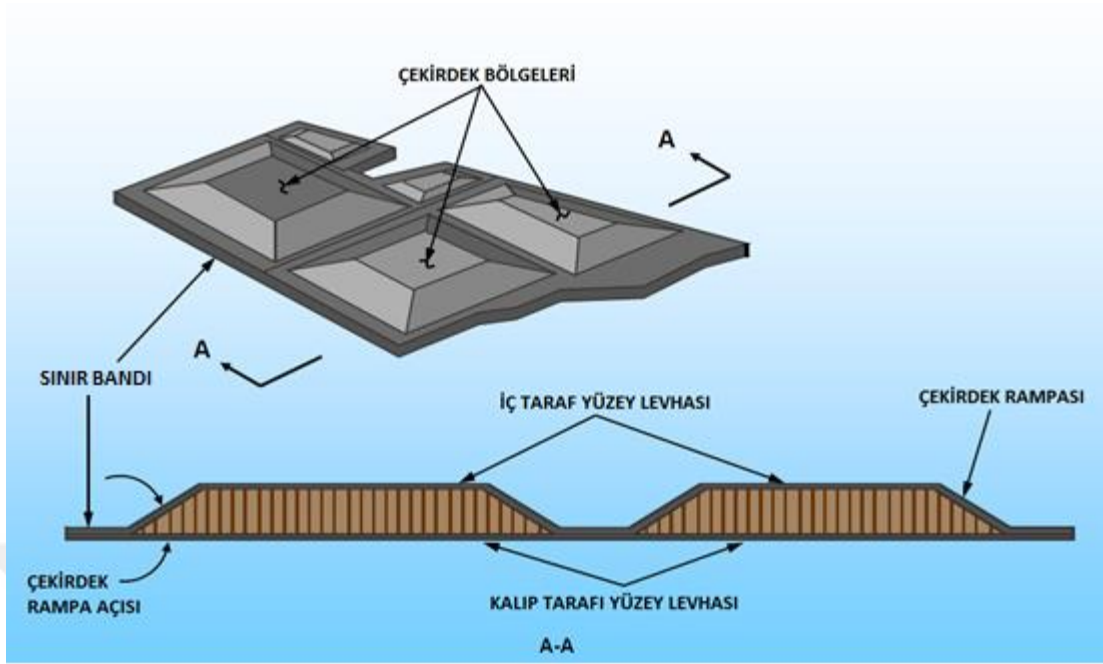
Sandviç yapılar yüksek bir yatay kolon rijitliğine sahiptir.

Sandviç yapıların bir diğer önemli avantajı ise kullanım amacına göre tasarlanabilmesidir. Çekirdek kalınlığının gerekli sertliğe ayarlanması da çok fazla ağırlık kaybı olmadan elde edilebilir. Sandviç yapıların uygun tasarımı ile mükemmel sönümleme ve darbe direnci elde edilebilir.

1.2 Projenin Amacı

Sandviç kompozit yapılar düşük ağırlıkta yüksek dayanım sağlamasının yanı sıra yüksek sönümleme kabiliyetine sahiptir. Her ne kadar ilk popülerite kazanışını ağırlık etkinliğine borçlu olsa da gün geçtikçe yorulma dayanımı ve darbe sönümleme gibi özelliklerinin ön planda olduğu versiyonları da yapısal tasarımcılar tarafından gündeme alınmaktadır. Ağırlık etkinliğinin havacılık sektörünün en önemli isteri olduğunu göz önünde bulundurduğumuzda uçak yapısında blast yüküne karşı dayanım beklendisi olan panel tasarımı problemlerine sandviç kompozit yapılarla cevap oluşturmaya çalışmak olağan bir durumdur.

Günümüzde burkulma ve eğilme direncini artırmak amacıyla gövde dış panellerinde sandviç kompozit yapı kullanılan hava ve uzay araçlarının sayısı gittikçe artmaktadır (Şekil 1.6). Bu hava ve uzay araçlarının içerisinde ses üstü uçan jet uçakları, roketler ve diğer birçok dış yüzeyinde şok patlamaları gerçekleşen aracın şok patlaması sonucu döngüsel olarak dış gövdesi boyunca anlık basınç yüklemesine maruz kaldığını biliyoruz. Bunun yanı sıra uçak içerisinde patlama riski bulunan iniş takımı lastikleri gibi elemanları hava aracı aviyoniğinden ve kabininden ayıran koruyucu panellerde de sertifikasyon gereği blast dayanım isteri bulunmaktadır. Bu sebeple bu tip koruyucu panelleri ve hava aracı dış kabuk panelleri tasarlanırken sadece tekdüze statik yükleme koşulları değil, blast gibi anlık ve zamana bağlı yüklemeler de göz önünde bulundurulmaktadır.



Şekil 1.6 : Hava aracı dış kabuğu sandviç kompozit yapı örneği [11].

Monolitik ve sandviç kompozit panel tasarımları için statik yükleme koşullarına göre çözüm üretebilecek hali hazırda olgunlaşmış tasarım şablonları geliştirilmiştir; fakat, anlık basınç yükleme durumu için istenen verimlilikte bir tasarım şablonu henüz hava aracı yapısal tasarımcılarının elinde bulunmamaktadır. Blast yükünün büyüklüklerinin statik tasarım yüklerinin büyüklüklerinden çok daha yüksek olduğundan, havacılık ve uzay sektörünün son yıllarda bu konu üzerine yapılan çalışmalara ilgisi artmıştır [12]. Bu çalışma ile birlikte bu alanda geliştirilecek bir şablonun ilk adımlarının atılması hedeflenmektedir.

Diğer birçok yapısal bilgi birikimi geliştirme sürecinde olduğu gibi bu alanda da havacılık ve uzay sektörünün öncü olması beklenmektedir. Bu alanda yapılacak çalışmalar sadece havacılık ve uzay sektöründe değil gemi sektörü, inşaat sektörü veya patlama yükü dayanım isteri olan herhangi bir alanda ihtiyaca cevap oluşturacaktır.



2. LİTERATÜR ÇALIŞMASI

Bu kısımda yapılacak çalışmaya teorik olarak temel oluşturan kompozit plaka ve sandviç kompozit plakaların özellikle blast yükü altındaki mekanik davranışını incelemek için geliştirilmiş olan temel teoriler ve kompozit plakalar üzerine anlık basınç yükleme yapılarak gerçekleştirilen deneysel çalışmaların özetleri yer almaktadır.

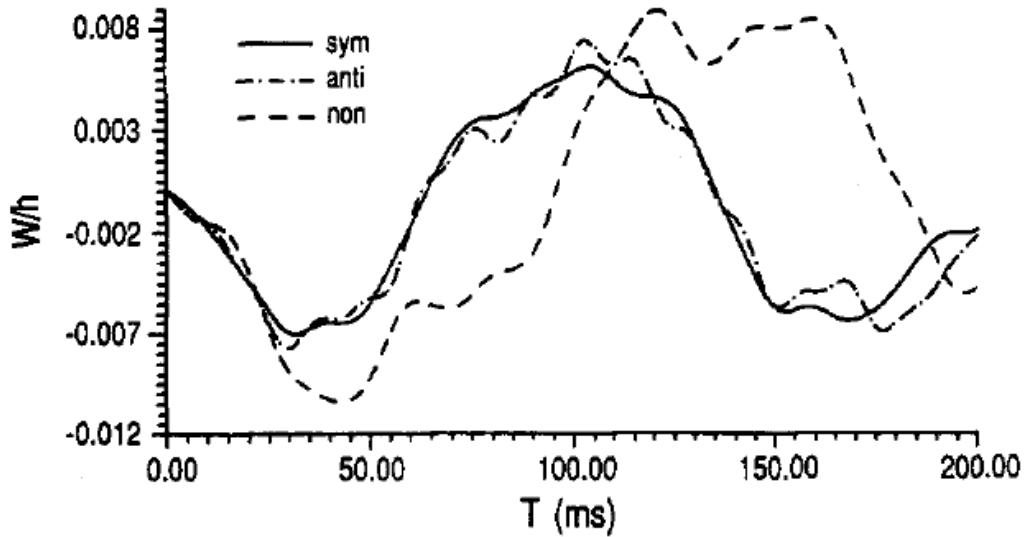
Kompozit malzemelerin kullanımının yaygınlaşması ile birlikte lamine teorileri üzerine yapılan araştırmaların sayısı da arttı. Başlangıçta Klasik Laminasyon Teorisi üzerine bazı çalışmalar yapılmış, fakat sadece orta kalınlıktaki plakalar için kullanılabileceği gibi bir kanaate varılmıştır. Çünkü bu teori kalın levhalar için önemli olabilecek enine kayma şekil değiştirmelerini ve normal gerilme bileşenlerini göz ardı etmektedir. Daha sonra bir kesme düzeltme faktörü kullanmayı gerektiren Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisi gündeme geldi. Ardından enine kayma gerilmelerinin kalınlık boyunca parabolik bir dağılım gösterdiğini varsayan Yüksek Dereceli Kayma Deformasyon teorisi geliştirildi. [13]

Altenbach [14] lamine kompozit ve sandviç levhalar için teorileri gözden geçirmiş; üçlü ve çok katlı levhaların kısa bir açıklamasını yapmıştır. Bu makale, teorilerin sınıflandırılmasını özetlemiş ve bazıları hakkında ayrıntılı bilgi vermiştir. Çok katmanlı levha teorileri için iki temel yaklaşım olduğunu açıklamaktadır. Birincisi, etkin mekanik özellikler dikkate alınarak çok katmanlı bir levhanın tek bir katman olarak kabul edilmesidir. İkincisi, her bir katmanın tüm özelliklerinin ve aralarındaki etkileşimlerin ayrı ayrı tanımlandığı çok katmanlı bir plakanın her katmanının tanımlanmasıdır.

Kazancı [5], kompozit plaka teorileri ve patlama yükü modellemesi hakkında bir inceleme makalesi yayınladı. Bildirinin ana odağı, kompozit plakalar için patlatma yükleri altında yapılan analizleri sunmaktır. Kompozit levha teorileri hakkında kısaca bilgi verilen çalışmada, çeşitli yükler ve sınır koşulları altında birkaç plakanın problemlerini çözmek için geliştirilen birkaç sayısal yöntem gözden geçirilmiştir. Sonlu eleman, sonlu şerit, sonlu fark, ağsız ve diferansiyel kareleme yöntemleri

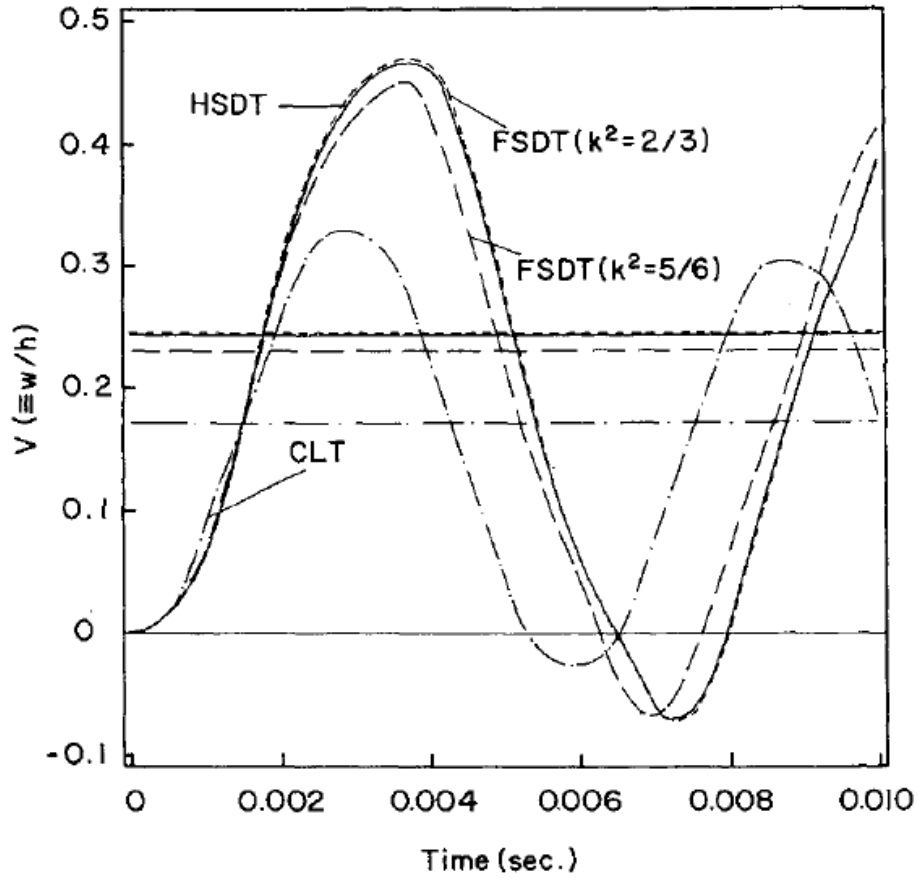
bunlardan bazılarıdır. Ardından, patlatma yüklerinin türleri ve patlatma darbelerini tanımlayan çeşitli basınç fonksiyon verilmiştir.

Lam ve Lu [15], geleneksel patlama yüküne maruz kalan kompozit levhaların dinamik özelliklerini incelemiş ve Rayleigh-Ritz yöntemi kullanılarak serbest titreşim analizi yapmışlardır. Patlama yükünü tanımlamak için Friedlander denklemi kullanılan çalışmada, zorlanmış titreşim problemini çözmek için normal modların süperpozisyonu kullanılmıştır. Simetrik lamine plaklar, anti-simetrik lamine plakalar simetrik olmayan lamine plakalar karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma Şekil 2.1'de verilmiştir. Sonuçlar, simetrik istifleme dizilerine sahip plakaların diğerlerine göre daha az düzlem dışı yer değiştirmeler verdiğini göstermektedir.



Şekil 2.1 : Farklı istifleme dizilerine sahip panellerin blast yükü altındaki orta düzlem sapmaları [15].

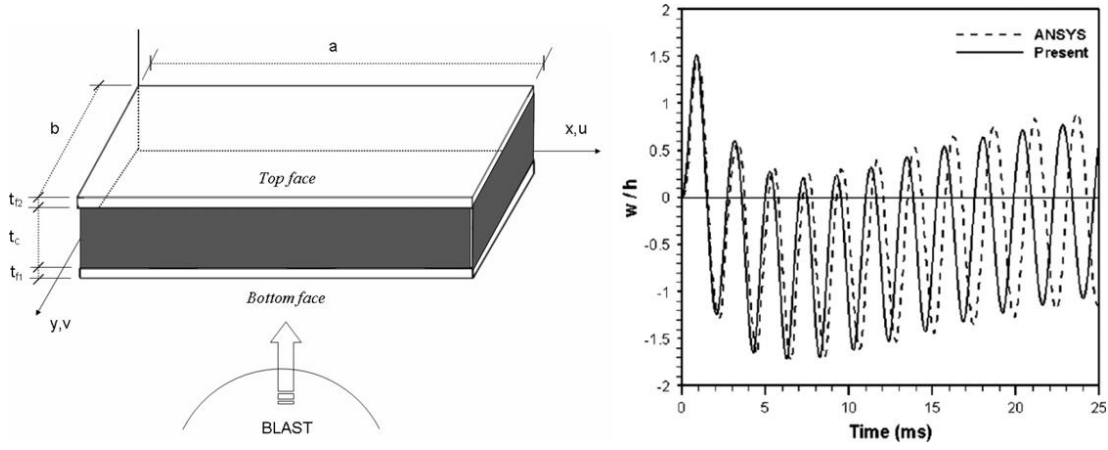
Librescu ve Nosier [16], sonik patlama ve blast yükleri altında kompozit panellerin dinamik tepkisi üzerinde çalışmıştır. Çalışmadaki teorik analizler KLT, BMKDT ve YMKDT kullanılarak yapılmış; Sonik patlamayı ve blast yükünü tanımlamak için sırasıyla 'N' şeklindeki basınç darbesi ve Friedlander denklemi kullanılmıştır. Plaka geometrisi, malzeme ve yük profili gibi farklı parametrelerle birçok analiz gerçekleştirmiştir. Şekil 2.2, patlatma yükü altında nispeten kalın bir levha için zamana göre orta düzlem sapmalarını göstermektedir.



Şekil 2.2 : Orta düzlem sapmalarının karşılaştırılması [16].

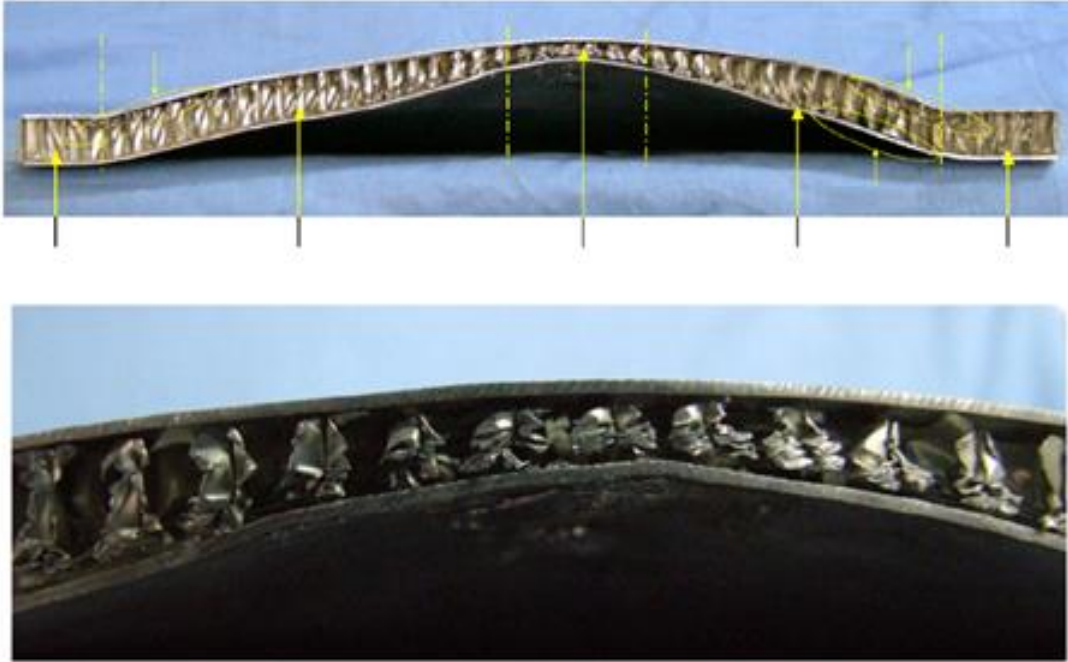
Kazancı ve Mecitoğlu'nun basit mesnetli lamine levhaların patlatma yükü altındaki dinamik özelliklerini inceledikleri bir çalışmada, Sonlu eleman ve yaklaşık sayısal çözüm yöntemleri kullanılmıştır. Büyük sapmalar dikkate alınmış ve sonuçlar literatürdekilerle karşılaştırılmıştır. Daha sonra en-boy oranlarını, istifleme ve katman sayısını içeren parametrik bir çalışma yapılmıştır [17].

Yine Kazancı, zamana bağlı patlama yüküne maruz kalan 3 farklı kompozit yapının dinamik davranışını karşılaştırdığı bir çalışma yapmıştır. Bu çalışmada, basit mesnetli lamine kompozit levhalar, ankastre mesnetli hibrit kompozit levhalar ve basit mesnetli sandviç kompozit levhalara odaklanmıştır. Geometrik doğrusal olmama durumlarının da dâhil edildiği çalışmada lineer olmayan denklemleri çözmek için sonlu farklar yöntemi kullanılmıştır. Friedlander denklemi, patlama yükünün basınç-zaman geçişini tanımlamak için kullanıldı. Sonlu elemanlar analizinden elde edilen plakanın deformasyon şekline yaklaşık fonksiyonlar belirlenmiştir. Sayısal sonuçlar, basit mesnetli plakaların daha iyi yakınsadığını göstermektedir. Sandviç levhanın patlatma yükü altındaki merkez sapması Şekil 2.3'te gösterilmiştir.

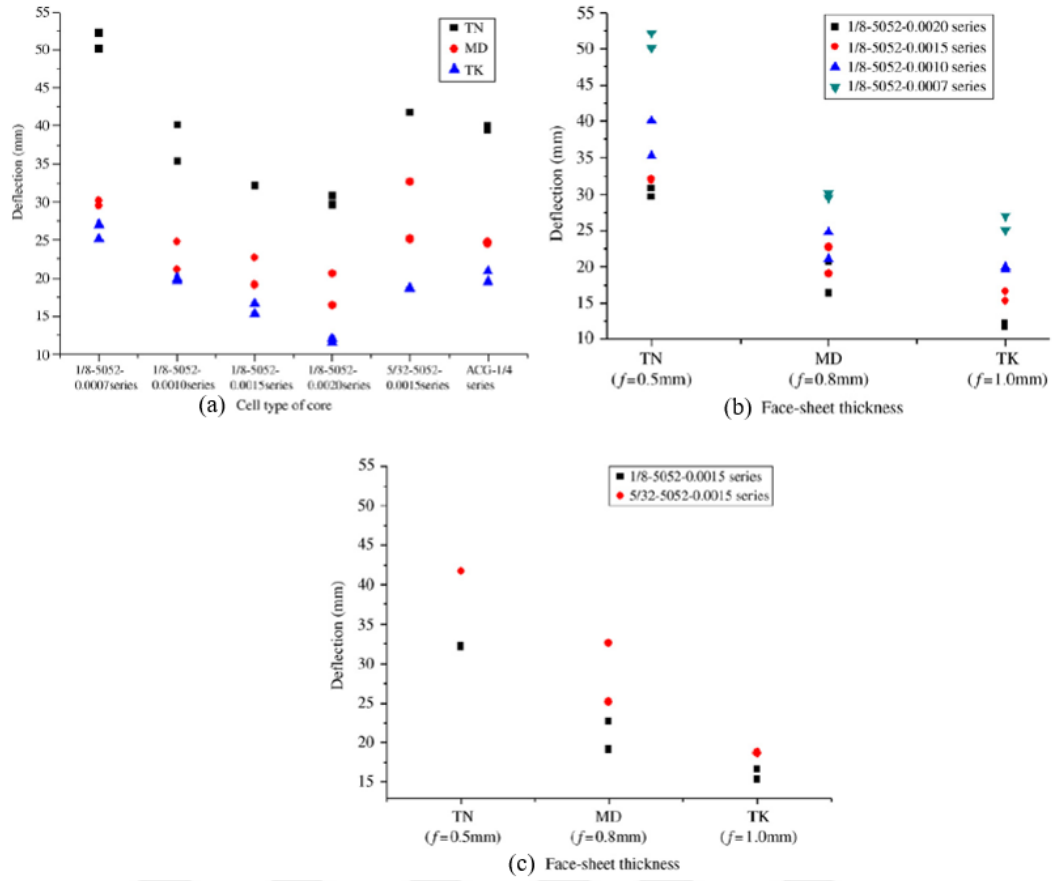


Şekil 2.3 : Sandviç panelin blast yükü altındaki merkez sapması [18].

Sandviç panellerin patlama yükleri altındaki mekanik davranışını deneysel olarak incelendiği bir çalışmada, yüzey plakası kalınlığı, folyo kalınlığı, hücre boyutu ve yük kütlesi deneylerin ana odak noktasını oluşturmuştur. Deneysel sonuçlar ayrıyeten sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Alüminyum yüzey plakaları ve alüminyum çekirdek kullanılmıştır. Toplam 42 örneğin test edildiği çalışmada bir sandviç panelin yükleme sonucu deforme olmuş hali Şekil 2.4'de gösterilmiştir. Hücre tiplerinin, yüzey plakası kalınlığının ve hücre boyutunun merkez düzlem sapma üzerindeki etkileri Şekil 2.5'te verilmiştir [19].

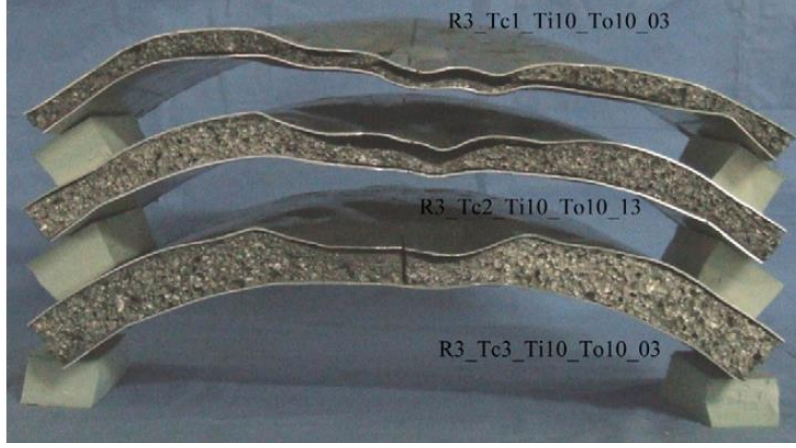


Şekil 2.4 : Blast yüklemesi sonucu sandviç panelde oluşan deformasyon [19].

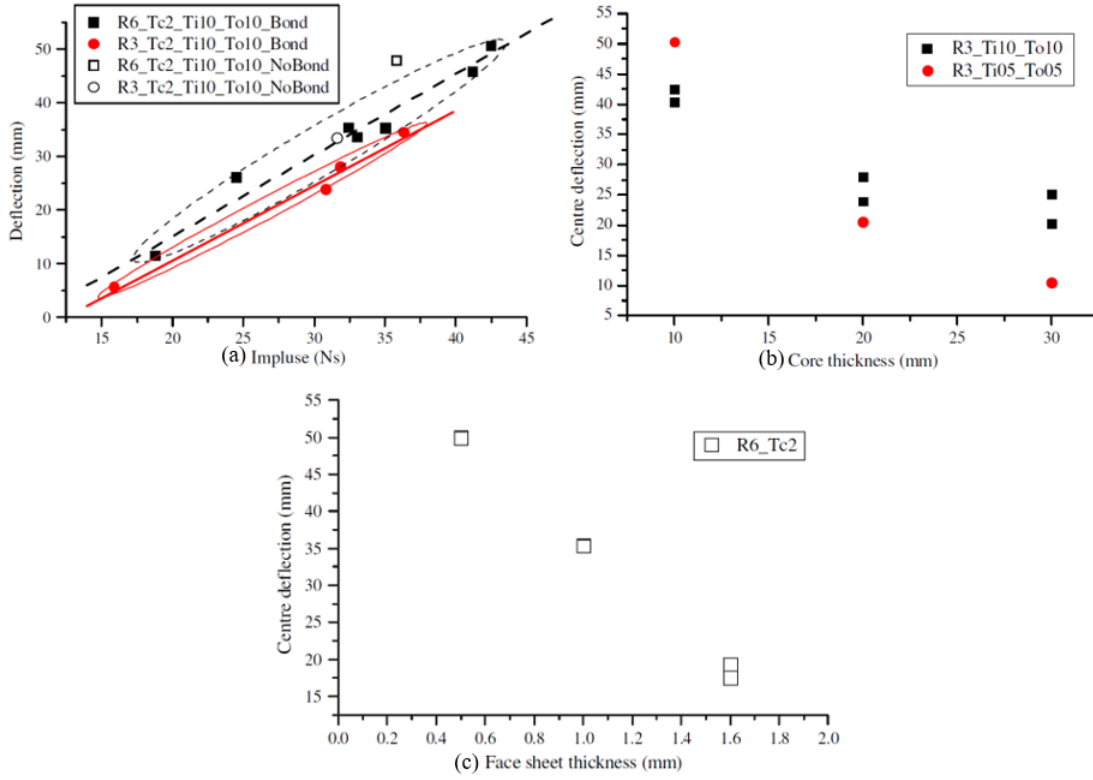


Şekil 2.5 : (a) Çekirdek hücre tipinin (b) Folyo kalınlığının (c) Hücre boyutunun nihai merkez düzlem sapması üzerindeki etkileri [19].

Anlık basınç yüklemesi altındaki eğimli sandviç panellerin incelendiği bir diğer deneysel çalışmada alüminyum yüzey levhaları ve alüminyum köpük çekirdek kullanılmıştır. Panellerin çekirdek kalınlığı, yüzey levha kalınlığı, patlama yükü şekli ve eğriliklerinin etkileri incelenmiştir. Toplam 33 numunenin test edildiği çalışmada çekirdek kalınlığının etkisi Şekil 2.6’da gösterilmiştir. Şekil 2.7, impulsun, çekirdek kalınlığının ve ön yüzey kalınlığının nihai merkezi düzlem sapması üzerindeki etkilerini göstermektedir [20].

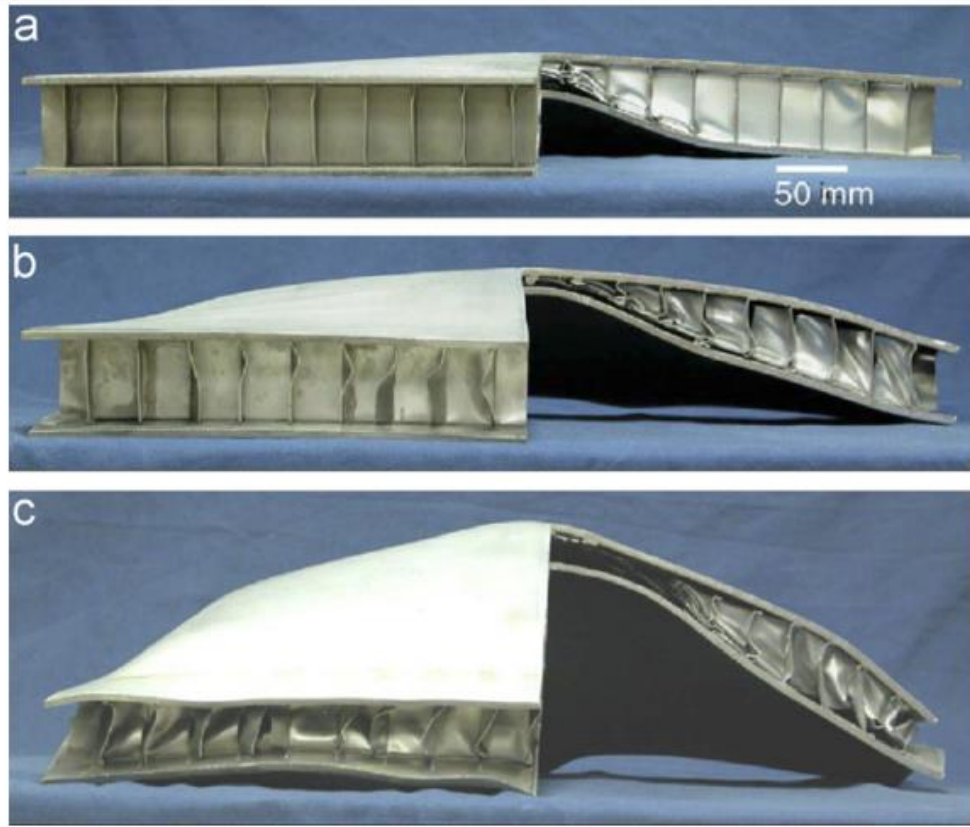


Şekil 2.6 : Çekirdek kalınlığının blast yüklemesi sonucuna etkisi [20].



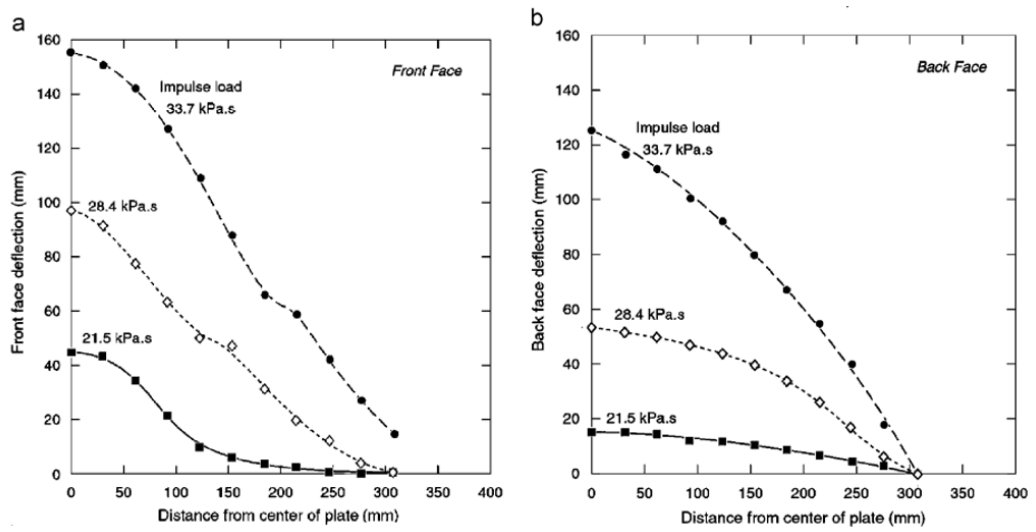
Şekil 2.7 : (a) İmpulsun, (b) çekirdek kalınlığının ve (c) ön yüzey kalınlığının nihai merkezi sapma üzerindeki etkileri [20].

2007 yılında yayınlanan bir başka deneysel çalışmada metalik petek yapıli sandviç kompozit paneller üzerine farklı impuls değeriinde blast yüklemeleri yapılmıştır. 1, 2 ve 3 kg'lık TNT patlayıcılar kullanılara yapılan deneylerde 10 cm gibi yakın bir mesafeden yakın alan patlaması gerçekleştirilmiştir. Şekil 2.8'de yer alan görselde aynı sandviç kompozite farklı blast yüklemeleri sonucunda panellerde oluşan deformasyonlar gösterilmiştir [21].



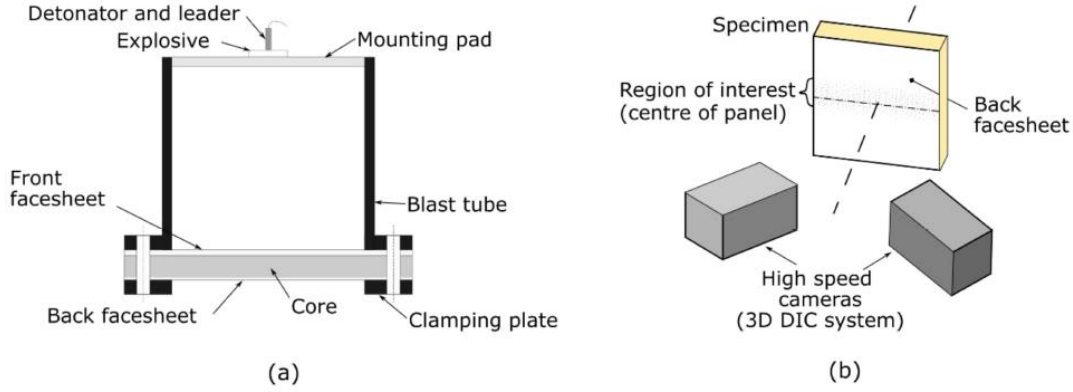
Şekil 2.8 : Çeyreği kesilmiş kare petek çekirdekli test panelleri: impuls yükü sırasıyla; (a) 21,5 kPas, (b) 28,4 kPas ve (c) 33,7 kPas [21].

Ankastre mesnetli (clamped) panellerin ön ve arka yüzlerinde farklı oranda deformasyonlar oluşmuş ve çirdek yapıda çökme meydana gelmiştir (Şekil 2.9).



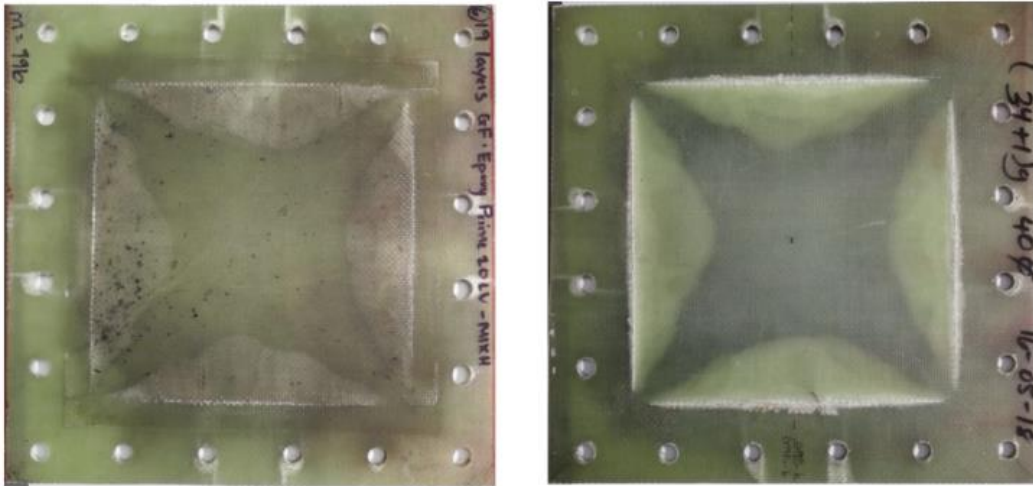
Şekil 2.9 : Yükleme sonrası sandviç panel (a) ön yüz profil ölçüleri (b) arka yüz profil ölçüleri [21].

Basit mesnetli plaka üzerine blast yüklemesi yapılan bir diğer çalışmada da sandviç kompozit yapılar deneysel olarak incelenmiştir [22]. Yüzey levhalarında cam elyaf kullanılan sandviç kompozitlerde çekirdek malzemesi olarak köpük malzeme kullanılmıştır. Yüksek hızlı kamera yardımı ile anlık basınç yüklemesi durumunda panel üzerindeki deformasyonlar incelenmiştir (Şekil 2.10).



Şekil 2.10 : (a) Blast deney düzeneği şeması (b) Yüksek hızlı camera konumlandırması [22].

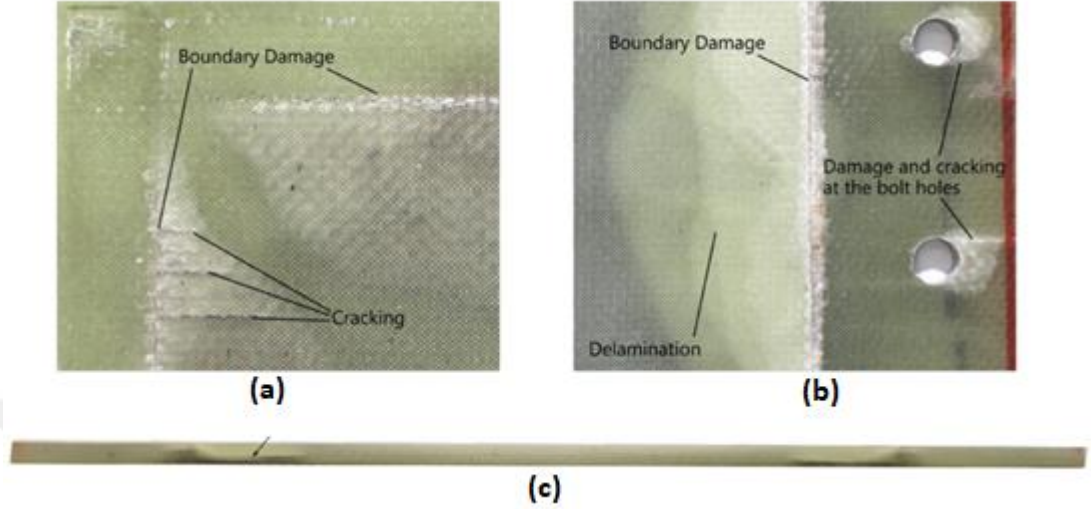
Yüklemelerin ardından sandviç kompozitin ön ve arka yüzey levhalarında oluşan deformasyonlar incelenmiştir (Şekil 2.11). Farklı lamina kalınlıklarına sahip olmalarından ve yüke direk-dolaylı maruz kalmalarından ötürü iki levhada farklı deformasyonlar gözlemlenmiştir.



Şekil 2.11 : 84.4 Ns impuls yüküne maruz kalmış sandviç panelin sırasıyla ön ve arka yüzey levhaları [22].

Şekil 2.12'deki detaylı görsellere bakıldığında deformasyon bölgeleri ve deformasyon formları daha net görülmektedir. Tüm mesnetleme çerçevesi boyunca çizgisel olarak

hasar görülmektedir. Devamında bazı bölgelerde levhalarda kırıklar oluşmuştur. Bağlayıcı kullanılan yerlerde düzlem üzerinde yüksek çekme yükünden ötürü ezilmeler meydana gelmiştir.



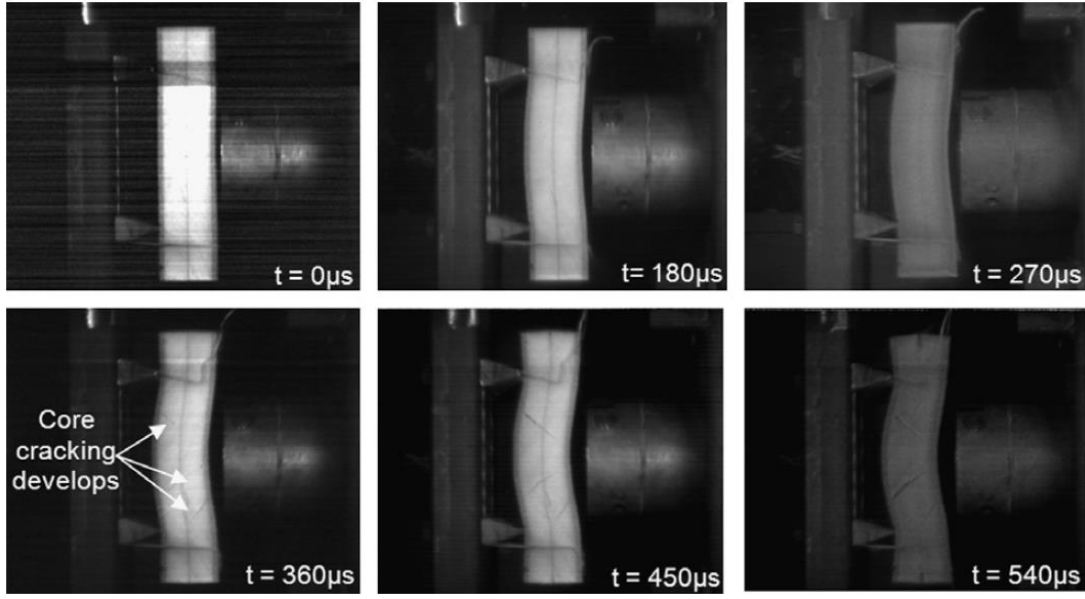
Şekil 2.12 : Yükleme sonrası yüzey levhalarında meydana gelen hasarlar (a) ön yüzey (b) arka yüzey (c) levha kesiti [22].

Jackson ve Shukla'nın 2010 yılında yayınlamış oldukları bir çalışmada yine bir önceki bahsettiğimiz çalışmada olduğu gibi cam elyaf yüzey levhası ve köpük çekirdeğe sahip sandviç kompozit yapılar blast yüklemesi altında incelenmiştir [23]. Uzun bir şok tüpü içerisindeki basınçlı havanın sandviç kompozit panele dik bir şekilde yüklenmesiyle gerçekleştirilen deneylerde, paneller basit mesnetli olarak deney düzeneğine sabitlenmiştir (Şekil 2.13).



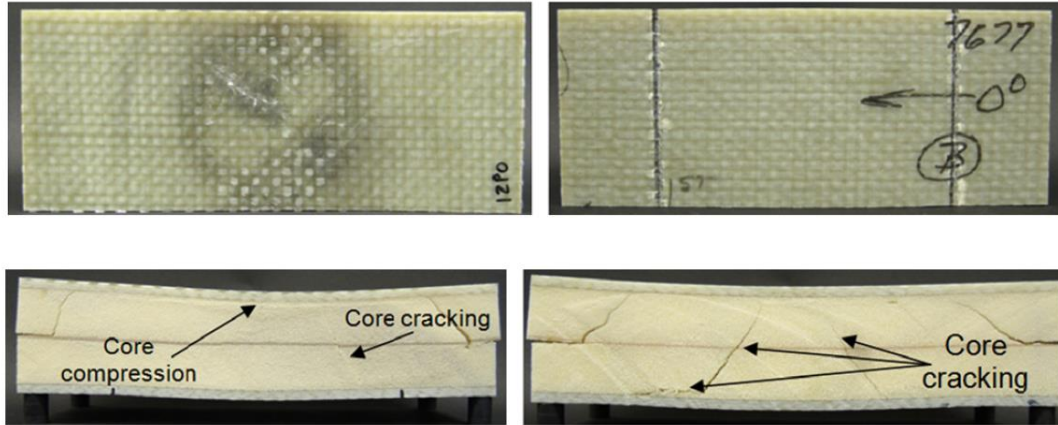
Şekil 2.13 : Şok tüpü diyagramı ve görseli [23].

Deneyler yükleme esnasında yüksek hızlı kamera yardımı ile anlık olarak gözlemlenmiştir. Şekil 2.14'te yükleme anından itibaren her 90 mikrosaniyede bir görüntü alınarak panelin blast yükü karşısındaki davranışı anbean gözlemlenmiştir. Panelin arka yüzeyindeki üçgen destekler ile panel iki çizgi üzerinden basit mesnetli olarak desteklenmiştir.



Şekil 2.14 : Sandviç levha üzerine anlık hava basıncı yükleme görüntüleri [23].

Yüklemenin ardından sandviç plakanın ön ve arka yüzeyleri ile kesit bölgesindeki deformasyonlar incelenmiştir. Şekil 2.15'te görüldüğü üzere panelin arka yüzeyinde destek hattı boyunca darbe hassarı oluşmuş; köpük çekirdekte belli hatlarda kırılmalar meydana gelmiştir.



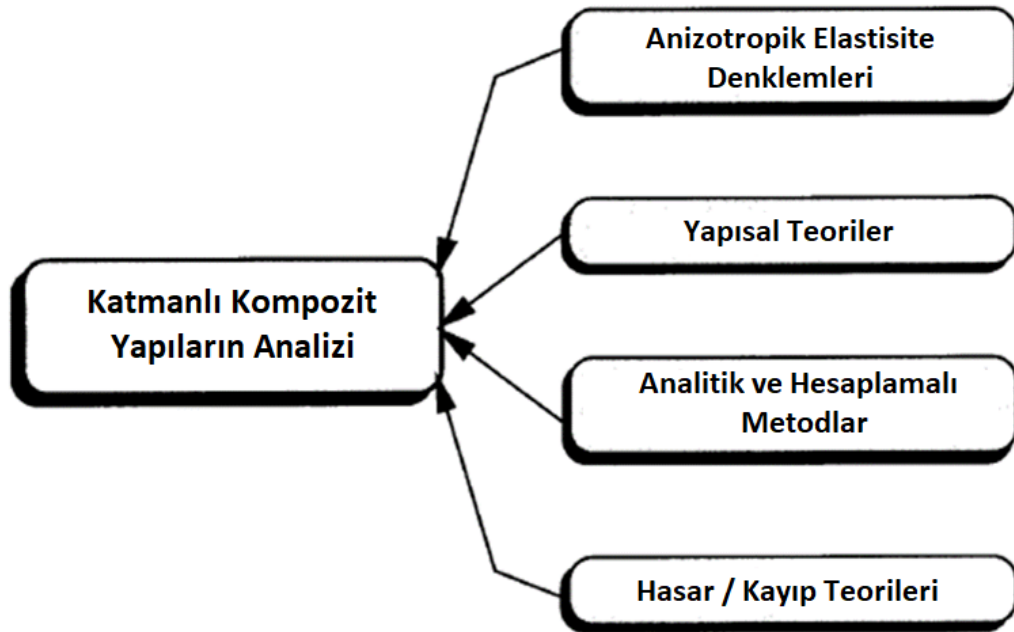
Şekil 2.15 : Yükleme sonrası sandviç kompozit paneldeki hasarlar [23]

3. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİĞİ

3.1 Kompozit Malzemelere Giriş

Kompozit malzemeler daha çok yapısal uygulamalarda kullanılmaktadır. Daha yüksek performans elde etmek için makroskopik ölçekte iki veya daha fazla bileşen bir araya getirilir. Bileşenlerden biri, fiber olarak bilinen bir takviye malzemesidir ve diğer bileşen, matris olarak bilinen bir temel malzemedir. Fiberler daha sert ve güçlüdür, dolayısıyla bunlar ana yük taşıyan elemanlardır. Matrix ise yüklerin fiberlere aktarılmasını ve çevresel etkilerden korunmasını sağlar.

Şekil 3.1'de gösterildiği gibi, kompozit malzemelerin analizi birkaç temel adımdan oluşur.

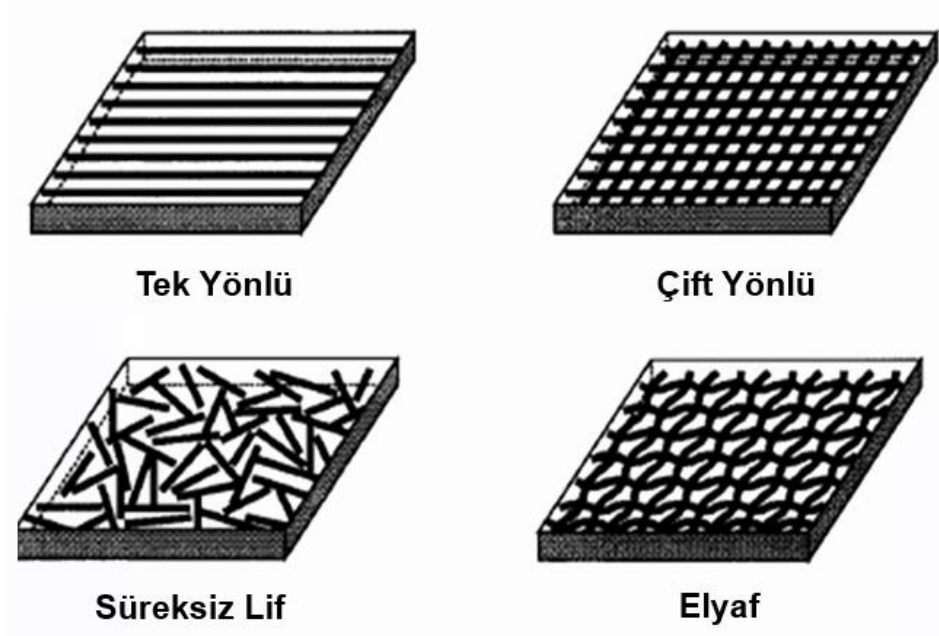


Şekil 3.1 : Kompozit malzemelerin analizinin temel adımları [2].

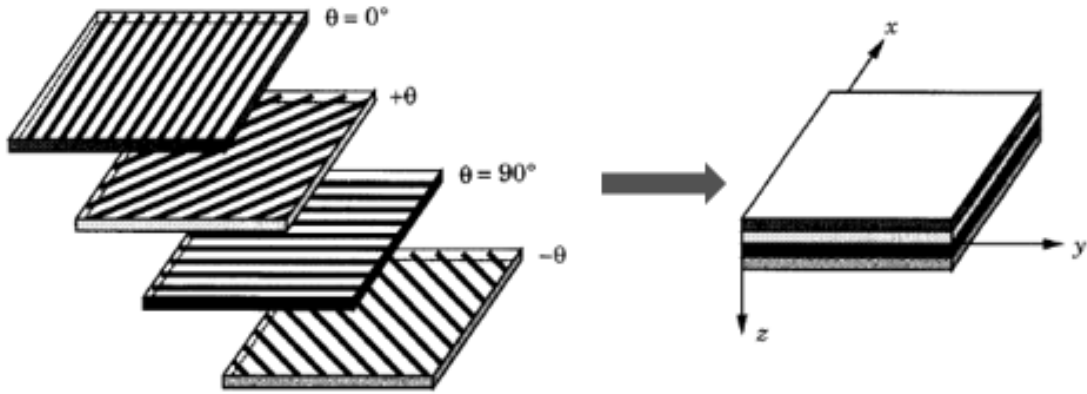
3.1.1 Kompozit plaka (laminat) ve katmanları (lamina)

Lamina, yapısal uygulamalarda fiber takviyeli kompozit malzemelerin makro birimidir. Bir lamina, bir matris fazına gömülü fiberleri içerir. Laminalar, istenen

mukavemet ve direngenliği elde etmek için belirli fiber yönlerinde istiflenirler ve bunun sonucunda oluşa yapıya laminat denir [2]. Laminatlar, kirişler, paneller veya sandviç panellerin ön yüzleri gibi yapısal elemanlarda kullanılır. Şekil 3.2 bazı lamina türlerini göstermektedir. Şekil 3.3 ise temsili bir laminatı göstermektedir.



Şekil 3.2 : Bazı fiber takviyeli lamina türleri [2].



Şekil 3.3 : Bir laminat örneği [2].

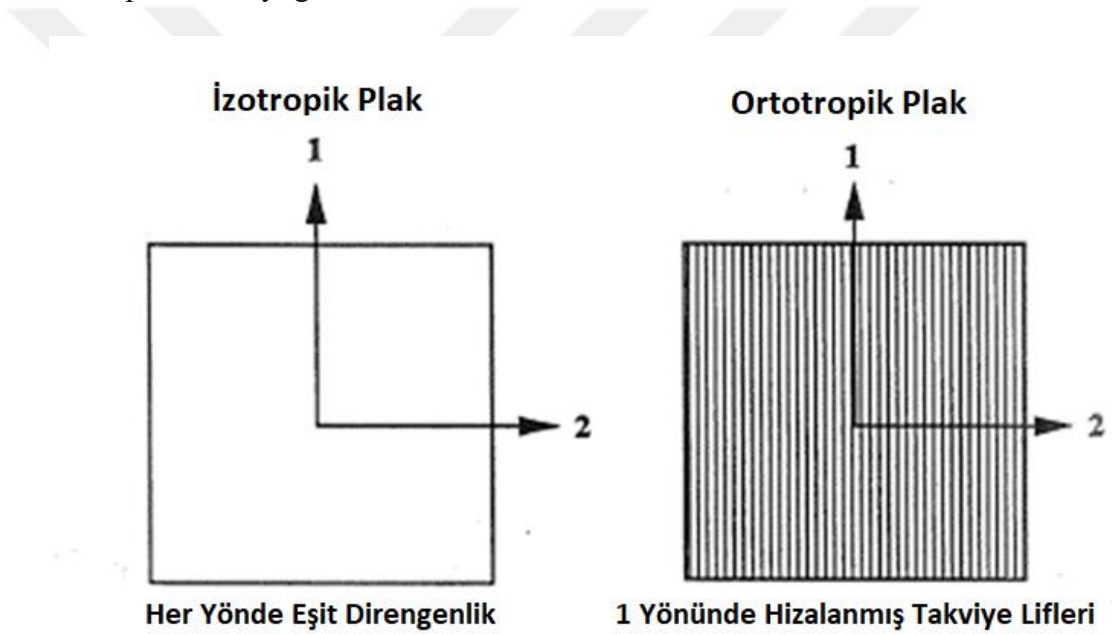
3.1.2 Bir lamina için kurucu denklemler

Genelleştirilmiş Hooke yasası şu şekildedir;

$$\sigma_i = C_{ij}\epsilon_j \quad (3.1)$$

Hiperelastik malzemelerin çoğu için 21 bağımsız elastik sabit vardır. Malzeme simetrisi ile elastik sabitlerin sayısı azaltılabilir. Bu sayı bir düzlem simetrisine sahip malzemelerde 13'e düşer. Malzemelerin birbirine dik üç düzlemi varsa, üç boyutlu durumda 9'a düşer. Bu malzemelere ortotropik malzemeler denir [2].

Tek yönlü fiber takviyeli bir lamina, fiber yönüne paralel ve yanal(transverse) olmak üzere iki malzeme simetri düzlemine sahiptir, bu nedenle iki boyutlu durumda ortotropik bir malzeme olarak kabul edilir. Ortotropik bir plakanın direngenliğini tanımlayan iki değer vardır. Biri liflerin uzunlamasına yönü boyunca E_L , diğeri ise lamina düzlemi üzerinde liflere dik yönlü E_T 'dir. L ve T alt indisleri yerine sırasıyla 1 ve 2 indisleri de kullanılabilir (E_1, E_2) [24]. Şekil 3.4, temsili bir izotropik ve bir ortotropik laminayı göstermektedir.



Şekil 3.4 : İzotropik ve ortotropik laminalar [24].

Tek eksenli gerilme durumu için, ortotropik bir sistemin gerilim gerinim ilişkileri [24];

$$\sigma_1 = E_1 \varepsilon_1 \quad \text{veya} \quad \sigma_2 = E_2 \varepsilon_2 \quad (3.2)$$

Uygulanan yükün fiberlerin uzunlamasına veya enine yönlerinde olduğu özel bir ortotropik plaka için Poisson oranı [24];

$$\nu_{12} = \frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \quad \text{veya} \quad \nu_{21} = \frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_2} \quad (3.3)$$

Gerinim bileşenleri [24];

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_1} - \nu_{21}\varepsilon_2 \quad \text{ve} \quad \varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} - \nu_{12}\varepsilon_1 \quad (3.4)$$

Kesme gerilimi - gerinim ilişkisi [24];

$$\tau_{12} = \gamma_{12}G_{12} \quad (3.5)$$

Genellikle laminat kalınlıkları genişliğine oranla oldukça küçüktür. Enine gerilim bileşenleri (σ_{33} , σ_{13} , σ_{23}), düzlem içi gerilim bileşenlerine (σ_{11} , σ_{22} , σ_{12}) kıyasla küçüktür. Bununla birlikte, bu enine gerilmeler, malzemenin enine yönlerinde izin verilen maksimum gerilme değerleri düşük olduğundan ve bu gerilmeler kırılmaya neden olabileceğinden, kayma deformasyon teorilerinde ihmal edilebilir değerlerdir. Fakat, σ_{33} eşdeğer-tek katmanlı teorilerin çoğunda hala ihmal edilmektedir [2].

Termal ve piezoelektrik etkileri olmayan k'ıncı özel ortotropik lamina için kurucu denklemler aşağıda verilmiştir [2];

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix}^{(k)} \quad (3.6)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_4 \\ \sigma_5 \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} Q_{44} & 0 \\ 0 & Q_{55} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \end{Bmatrix}^{(k)} \quad (3.7)$$

$Q_{ij}^{(kj)}$ malzeme koordinat sisteminde düzlem gerilimini azaltan direngelik olarak adlandırılır.

$$Q_{11}^{(k)} = \frac{E_1^{(k)}}{1-\nu_{12}^{(k)}\nu_{21}^{(k)}}, \quad Q_{12}^{(k)} = \frac{\nu_{12}^{(k)}E_2^{(k)}}{1-\nu_{12}^{(k)}\nu_{21}^{(k)}}, \quad Q_{22}^{(k)} = \frac{E_2^{(k)}}{1-\nu_{12}^{(k)}\nu_{21}^{(k)}} \quad (3.8)$$

$$Q_{66}^{(k)} = G_{12}^{(k)}, \quad Q_{44}^{(k)} = G_{23}^{(k)}, \quad Q_{55}^{(k)} = G_{13}^{(k)}$$

$E_1, E_2, \nu_{12}, G_{12}, G_{13}, G_{23}$ bağımsız mühendislik sabitleridir.

Yükleme ve malzeme yönleri birbiriyle çakışmıyorsa, lamina genellikle ortotropik olarak bilinir. Gerilme ve gerinimler ana malzeme yönüne dönüştürülmelidir [24]. Düzlem gerilme durumundaki ortotropik bir tabaka için, doğal cisim koordinat sisteminde dönüştürülmüş gerilme-gerinim ilişkileri şu şekildedir [2];

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} \quad (3.9)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix}^{(k)}$$

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \cos^3 \theta \sin \theta \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\ \bar{Q}_{44} &= Q_{44} \cos^2 \theta + Q_{55} \sin^2 \theta \\ \bar{Q}_{45} &= (Q_{55} - Q_{44}) \cos \theta \sin \theta \\ \bar{Q}_{55} &= Q_{55} \cos^2 \theta + Q_{44} \sin^2 \theta \end{aligned} \quad (3.10)$$

3.2 Katmanların Sınıflandırılması

Bir laminatın dizilimini belirlemek için kodlama yapılabilir. Kod kullanılarak [A], [B] ve [D] matrisleri kolayca belirlenebilir. [A], [B] ve [D] matrisleri sırasıyla bir laminatın uzama direngenliğini, uzama-eğilme bağlantılı direngenliğini ve eğilme direngenliğini temsil eder.

Tek yönlü bir laminat, tek katmanlı bir laminat olarak adlandırılabilir. ‘t’ sembolü toplam kalınlığı ifade ettiği durumda;

$$[A_{ij}] = \bar{Q}_{ij} t, \quad [B_{ij}] = 0, \quad [D_{ij}] = \bar{Q}_{ij} t^3 / 12 \quad (3.11)$$

Eğilme ve uzama arasında bir bağlantı yoktur.

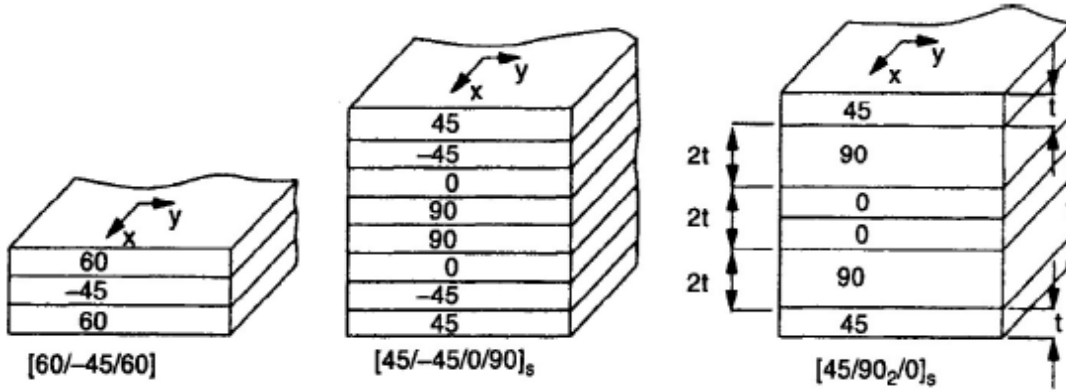
$$\begin{Bmatrix} N \\ \dots \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & \vdots & 0 \\ \dots & \dots & \dots \\ 0 & \vdots & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ \dots \\ \mathcal{K} \end{Bmatrix} \quad (3.12)$$

Eğer fiberler sadece 0° veya 90° açıyla yönlendirilirse, $\bar{Q}_{16} = \bar{Q}_{26} = 0$ olacaktır ve böylece, A_{16} , A_{26} , D_{16} ve D_{26} sıfırlanacaktır [25].

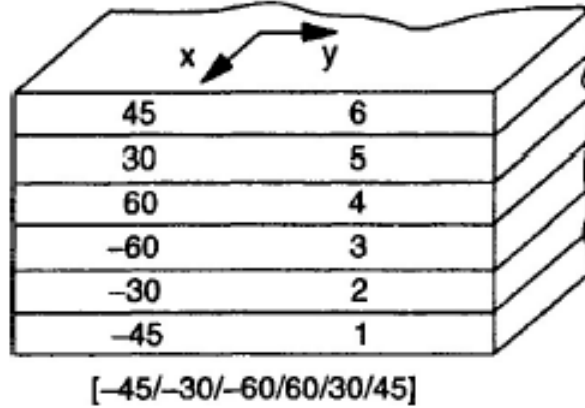
Eğer bir laminat orta düzleme göre simetriye sahipse simetrik laminat olarak adlandırılır [24]. Şekil 3.5’te bazı simetrik laminat örnekleri verilmiştir. B matrisinin

tüm terimleri sıfırdır ve uygulanan kuvvetler sadece düzlem ve kayma şekil değiştirmelerine neden olur. Uygulanan momentler ise sadece eğriliklere neden olur.

Antisimetrik laminatlar, orta düzlemin üstünde ve altında aynı malzeme ve kalınlıkta katmanlara sahiptir, ancak orta düzlemden aynı mesafedeki katların yönelimleri zıt işaretlere sahiptir. Antisimetrik olması için kat sayısının çift olması gerekir. $[45/30/60/-60/-30/-45]$ örnek olarak verilebilir. A_{16} , A_{26} , D_{16} ve D_{26} bu tip laminatlar için sıfıra eşittir [49]. Şekil 3.6'da antisimetrik bir laminat örneği verilmiştir.



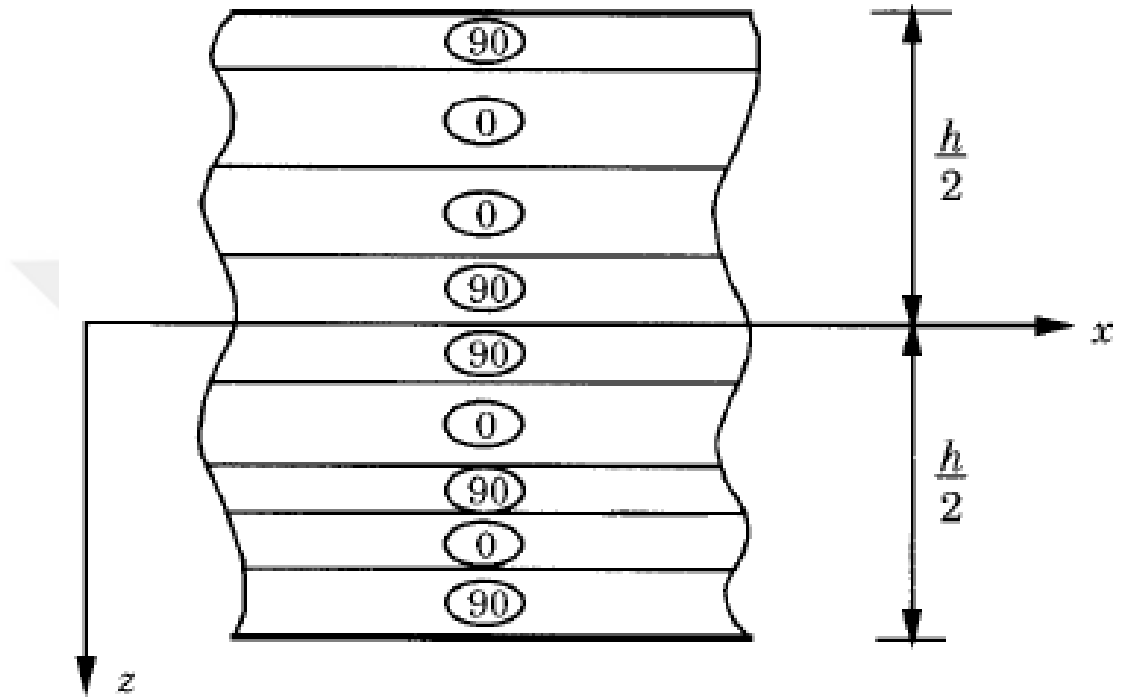
Şekil 3.5 : Simetrik laminat örnekleri [25].



Şekil 3.6 : Antisimetrik laminat örneği [25].

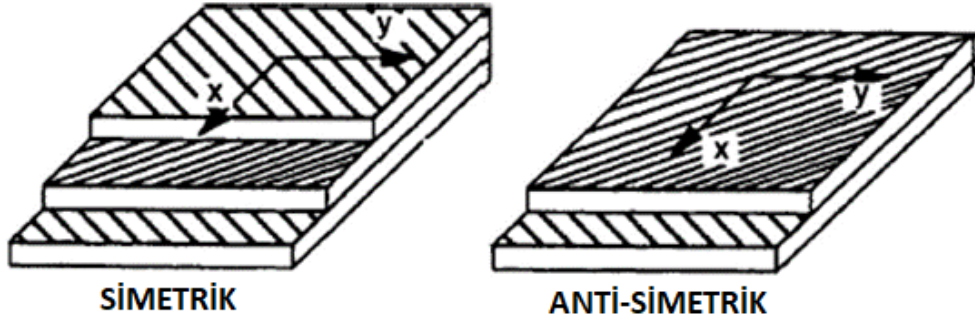
Bir laminattaki tüm katlar sadece 0° ve 90° yönlerde olduğunda, laminat çapraz katlı laminat olarak bilinir. Bir çapraz katlı laminat için $\bar{O}_{16}$ ve $\bar{O}_{26}$ terimleri sıfırdır çünkü bu terimler $\sin\theta$ ve $\cos\theta$ terimlerinin çarpımını içerir. Bu nedenle, tüm çapraz katlı laminatlar için A_{16} , A_{26} , A_{45} , B_{16} , B_{26} , D_{16} , ve D_{26} sıfırdır [25]. Çapraz katlı laminatın bir örneği Şekil 3.7'de verilmiştir.

Açılı katmanlı laminatlar, $+\theta$ ve $-\theta$ fiber oryantasyonlu katmanlara sahiptir. Her katmanın kalınlığı ve malzemesi aynıdır. $[A]$, $[B]$ ve $[D]$ matrislerinde laminatın simetrik veya antisimetrik olmasına bağlı olarak bazı sadeleştirmeler yapılabilir. Simetrik bir açılı katlı laminatta, tek sayıda kat vardır ve bağlantı etkisi yoktur ($[B]=0$). Antisimetrik bir laminatta, çift sayıda katman vardır. Simetrik ve antisimetrik açılı katmana sahip laminat örnekleri Şekil 3.8'de verilmiştir.



Şekil 3.7 : Çapraz katmanlı bir laminat örneği [2].

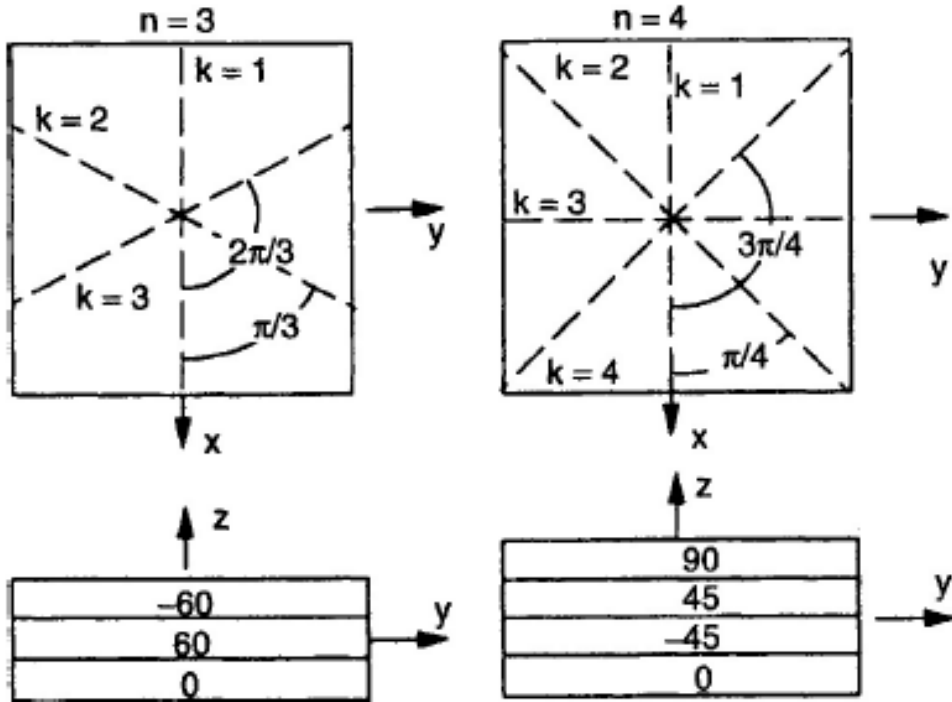
Laminattaki her $+\theta$ tabakası için aynı kalınlıkta ve aynı malzemeden $-\theta$ tabakası varsa laminata dengeli laminat denir. Kural, 0° ve 90° katlar için geçerli değildir. Bu tür laminatlar için, A_{16} ve A_{26} sıfırdır. $[B]$ matrisinde (B_{16} ve B_{26}) yalnızca kayma terimleri bulunurken, $[A]$ ve $[D]$ matrislerinin kayma terimleri sıfırdır [25].



Şekil 3.8 : Simetrik ve antisimetrik açılı katmanlı laminat örnekleri [25].

Bir laminatın uzama direngenliği matrisi izotropik bir malzeme gibi davranıyorsa, laminat yarı-izotropik laminat olarak adlandırılabilir, bu durumda $A_{11} = A_{22}$, $A_{11} = A_{22} = 0$ and $A_{66} = (A_{11} - A_{12})/2$ şeklinde olacaktır. Laminatın uzama direngenliği matrisi, laminat oryantasyonuna bağlı değildir. A matrisinden farklı olarak, B ve D matrisleri izotropik malzeme gibi davranmayabilir. Gerekli minimum katman sayısı 3'tür ($n \geq 3$) ve tüm katmanlar aynı kalınlık ve malzemeye sahip olmalıdır. θ_k , n katmanlı laminatın k'ıncı katmanının yönünü temsil eder [25]. Yarı-izotropik laminat örnekleri Şekil 3.9'da verilmiştir.

$$\theta_k = \frac{\pi(k-1)}{n} \quad (3.13)$$



Şekil 3.9 : Yarı izotropik laminat örnekleri [25].

3.3 Kompozit Plakadaki Dinamik Etkiler

Gerçek hayatta, yapılar nadiren statik yüklere maruz kalır. Aksine, genellikle darbe, çarpma, deprem gibi zamana bağlı yükler yapıların boyutlandırılmasında önemli rol oynar.

Son yıllarda havacılık ve uzay endüstrisinde, kompozit malzemelerin kullanımı büyük ölçüde artmış bulunmaktadır. Bu nedenle, kompozit panellerin titreşim analizi, tasarım prosedürü için büyük önem arz etmektedir.

Doğal titreşimler ve zorlanmış titreşimler, ana dinamik etkiler arasındaki iki önemli unsurdur. Bir yapı, doğal frekanslarından birinde döngüsel olarak uyarıldığında, çok düşük bir enerji, yapısal olarak önemli dört davranıştan biriyle karşılaşılncaya kadar salınım genliğini artıracaktır [9];

- Gevrek malzemelerde, titreşim genliği nihai dayanıma kadar büyüyebilir ve nihai dayanım kırılması gözlemlenebilir.
- Sünek malzemelerde, akma noktası aşıldıktan sonra, plastik rejimde yapının mekanik davranışında büyük değişimler görülebilir.
- Genlik arttıkça lineer olmama önem kazanır.
- Genlik, sönümleme ile sınırlanabilse de, titreşim nedeniyle yorulma olgusu meydana gelebilir.

Doğal frekanslarda titreşen yapı, diğer doğal frekanslarda titreşmeye geçemez. Doğal frekansların ve mod şekillerinin belirlenmesi bir özdeğer problemidir. Homojen denklem sistemi vardır ve önemsiz olmayan çözümler doğal frekansları verir. Tüm doğal frekanslara karşılık gelen normal modlar birbirine diktir [9].

3.4 Yapısal Teoriler

Kompozit yapıları analiz etmek için geçmişten bugüne birçok teorik yaklaşım geliştirilmiştir. Bunların içerisinde en yaygın kabul görmüş üç ana yaklaşım şu şekildedir:

1- Eşdeğer Tek Katman Teorileri (2B)

Klasik Laminasyon Teorisi

Kayma Deformasyonu Teorisi

2- Üç Boyutlu Elastisite Teorisi (3B)

Geleneksel –D etastisite formülasyonları

Çok Katmanlı Teori

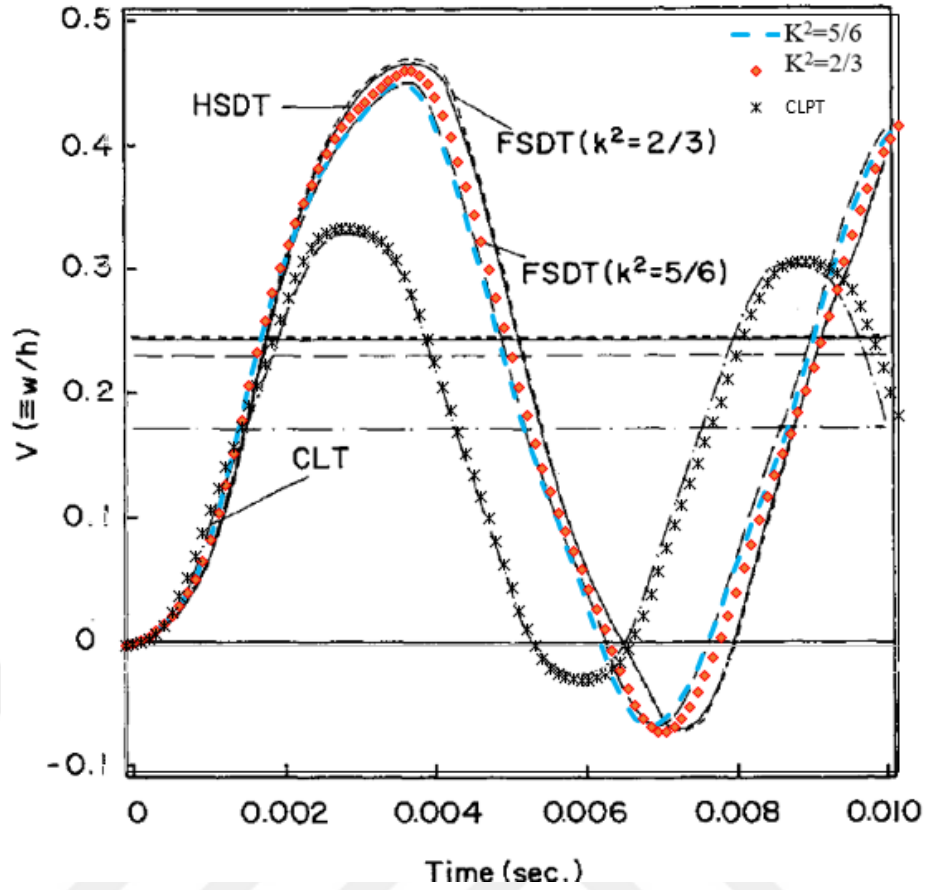
3- Çoklu Model Yöntemleri (2B ve 3B)

Eşdeğer tek katman teorileri, laminatın kalınlığı boyunca gerilme durumunun deformasyonunun kinematiğini hesaba katarak bazı basitleştirmeler yaparak üç boyutlu elastisite teorisinden elde edilir. Bu nedenle, problem iki boyutlu hale gelir. Üç boyutlu esneklik teorisinde, her katman katı bir eleman gibi davranır [2].

Bu tez çalışmasında sınanacak olan Odman’ın blast yüklemesinin sandviç kompozit paneller üzerindeki mekanik etkilerini incelemek için hazırlamış olduğu kod, klasik laminasyon teorisi ve birinci dereceden kayma deformasyon teorilerinden yola çıkılarak hazırlanmıştır.

Odman, Matlab’da geliştirmiş olduğu algoritmanın doğruluğunu ve güvenilirliğini sayısal olarak ıspatlamak için Librescu ve Nosier’in kompozit plakaların patlama yükü altındaki dinamik tepkisini incelemek amacıyla yapmış oldukları bir çalışmayı referans almıştır [16]. Odman yapmış olduğu analizlerin sonuçlarını, referans çalışmanın bulgularıyla karşılaştırarak sayısal doğrulama (verification) işlemini gerçekleştirmiştir [13].

Referans çalışmada dinamik problem klasik laminasyon teorisi, iki farklı K değeri için birinci dereceden kayma deformasyon teorisi ve yüksek mertebeden kayma deformasyon teorisi ile çözülmüştür. KLT ve BMKDT için geliştirilen algoritma kullanılarak analiz yapıp, zamana göre yer değiştirme sonuçları referans makaledeki şekil üzerinde çizildiğinde Şekil 3.10’daki grafik elde edilmiştir. Sonuçların örtüşüyor olması kod çalışmasının sayısal doğruluğunun sağlandığını göstermektedir.



Şekil 3.10 : Algoritma kullanılarak kod çalışmasından elde edilen sonuçların ve referans çalışmanın sonuçlarının karşılaştırılması [13].

Bu doğrulama işlemi sayısal olarak gerçekleştirilmiş olup Odman'ın çalışmasının henüz deneysel doğrulaması (validation) henüz yapılmamıştır. Bu çalışmanın yan bir çıktısı olarak da Odman'ın blast yüklemesinin sandviç kompozit paneller üzerindeki mekanik etkisini çözümleyen kod çalışmasının validasyonu için başlangıç düzeyinde bir adım atılması hedeflenmektedir.



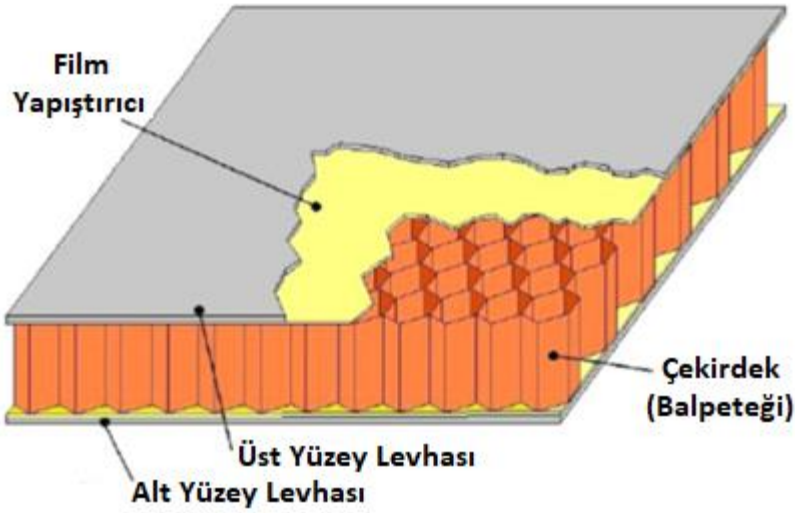
4. SANDVIÇ YAPILAR

Sandviç yapıların toplam ağırlıkta azalma sağlaması nedeniyle uçak, uydu ve füze gibi birçok uygulamada kullanımı artmaktadır. Ayrıca yüksek eğilme ve enine kayma rijitliklerine sahiptirler. Ayrıca, darbe ve patlatma tipi yüklemeler altında enerjiyi absorbe etmede çok faydalıdır. Bu tür yapılar, genellikle aynı olan iki yüzey ve aralarındaki bir çekirdekten oluşur.

Sandviç panellerde, kesme yükleri daha kalın ve daha hafif olan çekirdek tarafından taşınırken, eğilme yükleri yüzey levhaları ile taşınmaktadır. Yüzey plakalarının ve çekirdeğin farklı mekanik davranışlara sahip olması beklenir. Sert ve güçlü yüzey levhaları, uzunlamasına yönde büyük bir yük taşıma kapasitesine sahiptir; çekirdeğin amacı ise yüksek atalet momenti sağlamaktır. Çekirdek genellikle düşük yoğunluğa sahip olduğundan, sandviç yapı hafiftir ve belirli mekanik özelliklere sahiptir. Sandviç yapıların temel özellikleri aşağıda verilmiştir [28];

- Eğilme mukavemeti ön yüzeylerin kalınlığına, ön yüzeylerin doğal eksenlerden uzaklığına ve ön kaplama malzemelerinin basınç ve çekme dayanımı özelliklerine bağlıdır
- Eğilme direngenliği ön yüzeylerin kalınlığına, çekme ve sıkıştırma modülüne ve sandviçin toplam kalınlığına bağlıdır
- Düzlem dışı kesme dayanımı, çekirdek kalınlığına ve çekirdeğin kesme dayanımına bağlıdır
- Düzlem dışı kayma rijitliği, çekirdek kayma modülüne ve çekirdek kalınlığına bağlıdır.

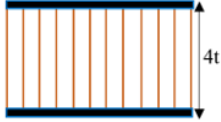
Alüminyum, titanyum, çelikler ve lamine kompozitler, ihtiyaca göre ön yüzey malzemesi olarak kullanılabilir. Ek olarak, bir sandviç yapı oluşturmak için çeşitli çekirdek şekilleri ve çekirdek malzemeleri kullanılabilir [29]. Ayrıca, sandviç yapılar kesme ve basınç yüklerine karşı daha yüksek burkulma direnci sunar. Bu nedenle, neredeyse aynı ağırlıktaki monokok yapılara göre daha düşük enine deformasyon, daha yüksek burkulma direnci ve doğal frekanslar sağlarlar [9]. Şekil 4.1 genel bir sandviç yapısını göstermektedir.



Şekil 4.1 : Sandviç yapı konsepti [11].

Uygulamada, genellikle köpük veya katı çekirdek, petek çekirdek, ağ çekirdek ve oluklu veya kafes çekirdek kullanılır. Optimum bir yapıya ulaşmak için ön yüzler ve çekirdek tasarım parametrelerinin bilinmesi gerekir. Bir çekirdeğin ana tasarım parametreleri basınç, kayma mukavemeti ve kayma modülü iken, ön yüzeylerin tasarım parametreleri basınç, çekme mukavemeti ve çekme modülüdür.

Tablo 4.1 : Sandviç yapı karakteristiği [28].

	Katı metal	Sandviç Yapı	Daha kalın sandviç yapı
			
Bağlı eğilme direngenliği	100	700 7 kat daha rijit	3700 37 kat daha rijit
Bağlı eğilme mukavemeti	100	350 3.5 kat daha mukavemetli	925 9.25 daha mukavemetli
Bağlı ağırlık	100	103 3% ağırlık artışı	106 6% ağırlık artışı

Tablo 4.1, bir katı metal ve iki farklı sandviç yapının bağlı eğilme direngenliğini ve eğilme mukavemetini göstermektedir.

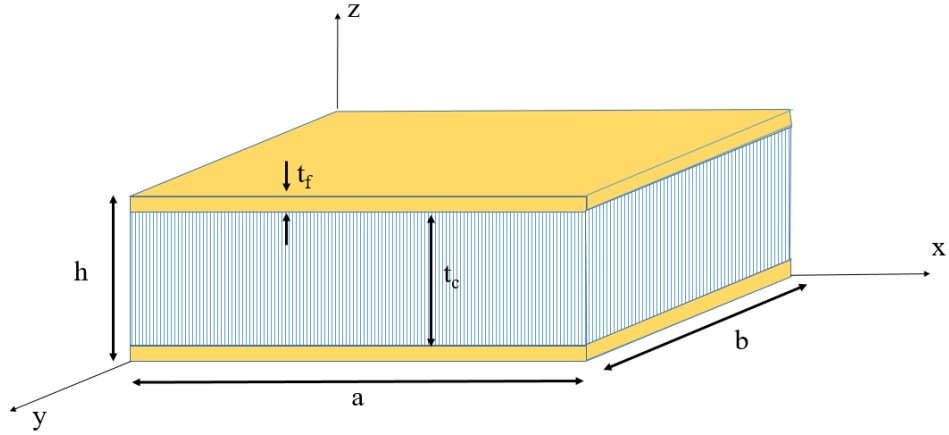
4.1 Sandviç Yapıların Mekanik Özellikleri

Bir sandviç kirişin eğilme rijitlikleri şu şekilde hesaplanır [26];

$$D = b \left[\frac{E_f t_f^3}{6} + \frac{E_f t_f d^2}{2} + \frac{E_c t_c^3}{12} \right] = E_f \frac{b(h^3 - t_c^3)}{12} + E_c \frac{b t_c^3}{12} \quad (4.1)$$

$$= 2D_f + D_0 + D_c$$

Bir sandviç yapının boyut gösterimi Şekil 4.2'de verilmiştir. E_f ve E_c , sırasıyla yüzey levhalarının ve çekirdeğin elastisite modülleridir. D_f , yüzey levhalarının nötr eksenleri etrafındaki eğilme direngenliğidir. D_0 , tüm sandviç yapının nötr eksen etrafındaki yüzey levhalarının direngenliği ve D_c , çekirdek eğilme direngenliğidir. d ise üst ve alt yüzey levhalarının nötr eksenleri arasındaki mesafedir, $d = t_f + t_c$.



Şekil 4.2 : Sandviç yapı boyutlarının gösterimi.

Genel olarak, çekirdeğin elastisite modülü, ön yüzeylerinkiyle karşılaştırıldığında çok küçüktür, $E_c \ll E_f$. Bu nedenle, bir sandviçin eğilme direngenliği [26];

$$D \approx E_f \frac{b(h^3 - t_c^3)}{12} \quad (4.2)$$

Bir sandviç panelin kayma direngenliği, Q , şu şekildedir [26];

$$Q = G_c \frac{b(h - t_f)^2}{t_c} \quad (4.3)$$

G_c , çekirdek malzemenin kayma modülüdür. Çekirdek kalınlığı ile D ve Q 'nun değişimleri Şekil 4.3'te çizilmiştir.

3 noktalı eğilme durumunda, yüzeydeki normal gerilme şu şekildedir [26];

$$\sigma_f = C \frac{L}{bt_f d} P \quad (4.4)$$

3 noktalı bükülme durumu için C; 0,25 olduğunda [26], P konsantre kuvvettir. Çekirdek kayma gerilmesi ise şu şekildedir [26];

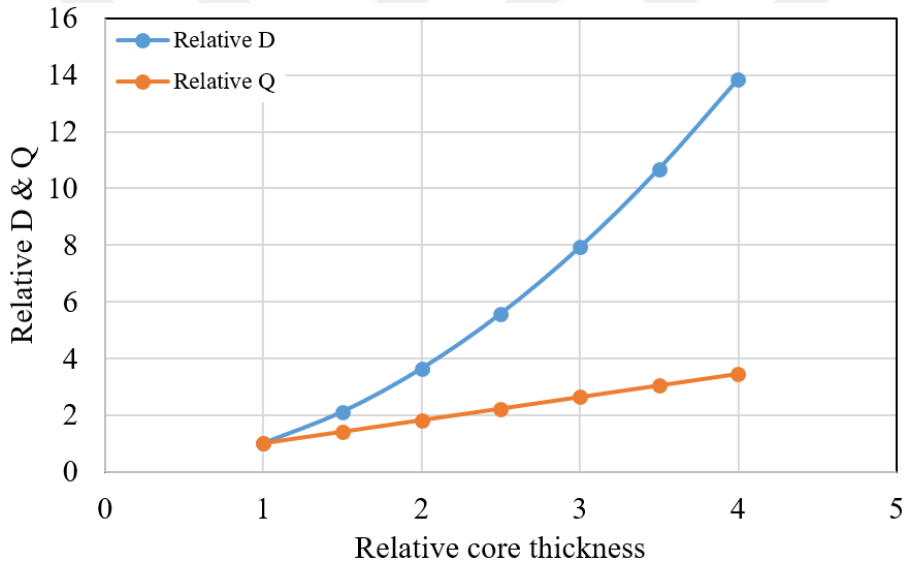
$$\tau_{c \max} = \frac{P_{\max}}{2bd} \quad (4.5)$$

Yaklaşık gerilme dağılımları Şekil 4.4'te verilmiştir.

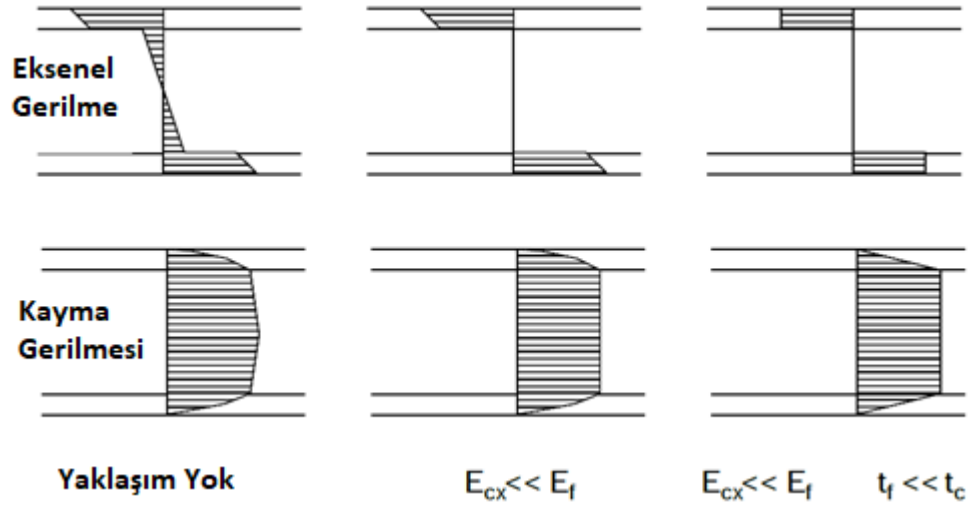
Toplam elastik sapma şu şekidedir [26];

$$w_t = w_1 + w_2 = \frac{PL^3}{48D} + \frac{PL}{4AG_c} \quad (4.6)$$

Burada w_1 ve w_2 sırasıyla eğilme ve enine kesmeden kaynaklanan sapmalardır, A kirişin enine kesit alanıdır.



Şekil 4.3 : Bağlı çekirdek kalınlığına karşı bağli eğilme direngenliğı ve kayma direngenliğı [13].



Şekil 4.4 : Yaklaşımların stres dağılımı üzerindeki etkisi [28].

4.2 Yüzey Levhaları

Sandviç yapıların yüzey levhaları, kullanım alanına bağlı olarak pek çok amaca sahip olmakla birlikte, alın levhaları kuvvet çifti ile eğilme yükünü taşımada önemli bir rol oynamaktadır. Birkaç farklı malzemeden yapılabirler. Yüzey levha malzemesi olarak alüminyum, cam elyaf kompozitler, karbon fiber kompozitler veya aramid fiber kompozitler seçilebilir, ancak panel ağırlığını azaltmak için genellikle karbon fiber kompozit yüzeyler tercih edilir. Yüzey levha matris malzemeleri olarak iki ana reçine vardır: termoplastikler ve termosetler. Epoksi, doymamış polyester ve vinil ester en çok tercih edilen ısıyla sertleşen reçinelerdir.

Bu çalışmada sandviç kompozit panellerin yüzey levhası olarak karbon elyaf takviyeli plastik malzeme kullanımına karar verilmiştir. KETP havacılık sektöründe en yaygın olarak kullanılan kompozit malzeme türüdür. Hem monolitik yapıda hemde sandviç kompozit yapıların yüzey levhası olarak kullanılmaktadır.

4.3 Çekirdekler

Bir çekirdeğin ana işlevi, büyük düzlem dışı yükleri taşımak, enerjiyi emmek, yüzey tabakalarını desteklemek ve stabilize etmektir. Çekirdeklerin en önemli avantajı, yüzey levhalarına göre daha düşük yoğunluğa sahip olmasıdır. Genel olarak çekirdek

yoğunlukları 48 kg/m³ ile 160 kg/m³ arasında değişirken, havacılık yapılarında çekirdek yoğunlukları 26 kg/m³ ile 369 kg/m³ arasında değişmektedir [28].

Bir sandviç yapıya dâhil edilmiş birçok farklı tipte çekirdek vardır. Bunlardan bazıları [8];

- Köpük veya katı çekirdek
- Petek çekirdek
- Kafes çekirdek
- Ağ çekirdek

Altıgen şekilli ve kare hücreli tipler petek tipi olarak en çok bilinen ve kullanılan çekirdeklerdir. Ağ çekirdekli yapılar, I kirişleri gibi davranır. Köprü konstrüksiyonlarında genellikle üçgen veya kafes çekirdek kullanılmaktadır. Kafes ve gövde yapısı, eğilme yüklerinin bir kısmını taşıyabilir; ancak petek ve köpük çekirdekli yapılarda sadece yüzeyler düzlem içi eğilme yükünü taşıma kabiliyetine sahiptir. Şekil 4.5 farklı sandviç kompozit çekirdek tiplerini göstermektedir.

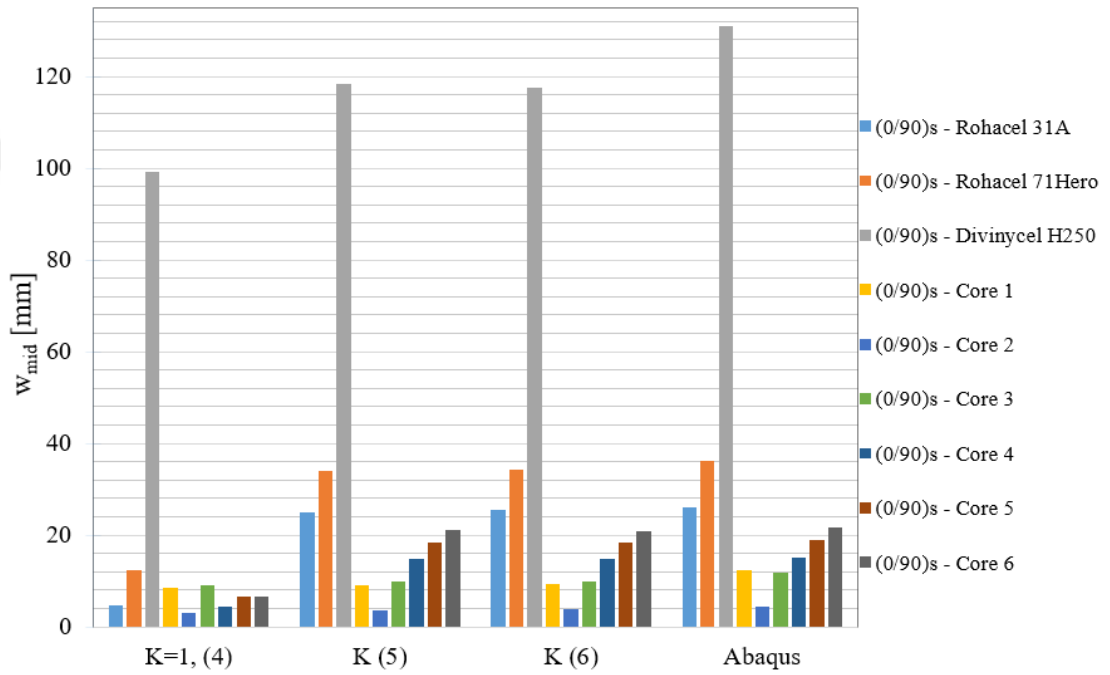
Petek çekirdekler, havacılık ve uzay endüstrisinin yapısal bileşenlerinde en çok tercih edilenlerdir. Örneğin The Beech Starship, tüm bileşenlerinin petek yapıli sandviç tipi yapıda olduğu ilk uçak olarak bilinir. Nomex petek ve grafit/kevlar yüzeyler kullanılmaktadır. Ayrıca uzay mekiklerinin büyük bir kısmı kompozit yüzey tabakalı petek sandviç kullanılarak üretilmektedir [8].



Şekil 4.5 : Çekirdek tipleri [10].

Bu tez çalışmasında da havacılık alanında en yaygın olarak kullanılan ve yüksek direngenliğe sahip petek çekirdek tipi sayısal ve deneysel olarak incelenecektir.

Deneysel çalışmalar için temel referans olarak kabul edilen Odman'ın çalışmasında farklı çekirdek yapılarının ve malzemelerinin blast yüklemesi sonucu oluşan orta düzlem sapmasına olan etkisi Şekil 4.6'da yer alan grafikte gösterilmiştir. Aynı KETP kompozit yüzey plakalarına sahip sandviç panellerde farklı çekirdek malzemesi ve yapısı kullanarak kod çalışması tekrarlanmıştır. Farklı düzeltme faktörü (K) değerleri için alınan sonuçlar ve Abaqus programından alınan sonuçlar kıyaslanmıştır [13].



Şekil 4.6 : KETP yüzey levhalarına sahip sandviç plakalar için farklı K değerlerine karşı orta düzlem sapmaları [13].

Görselde numaralarla ifade edilmiş olan çekirdek özellikleri Tablo 4.2'de yer almaktadır. Tabloda görüldüğü üzere 4, 5 ve 6 numaralı çekirdekler aramid malzemeden üretilmiş ve farklı geometrilere sahiptir.

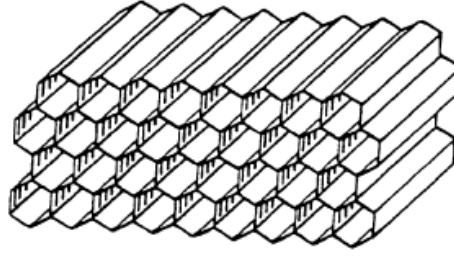
Tablo 4.2 : Çekirdeklerin isimlendirmesi [13].

Analizlerde kullanılan çekirdekler		
Köpük	Rohacel 31A	-
	Rohacel 71 HERO	-
	Divinycell H250	-
Aluminyum balpeteği	Hücre boyutu:3.18 mm Yoğunluk:72.08 kg/m ³	1
	Hücre boyutu:4.76 mm Yoğunluk:32.04 kg/m ³	2
	Hücre boyutu:4.76 mm Yoğunluk:70.48 kg/m ³	3
Aramid balpeteği	A1-32-5	4
	A1-48-5	5
	A1-48-5-OX	6

Kod ve sonlu eleman analizi sonuçlarına bakıldığında aramid balpeteği çekirdeklerin neden olduğu farklılık; çalışmada, havacılık sektöründe en yaygın olarak kullanılan petek (hücreli) çekirdek malzemelerin blast yükü altındaki davranışının incelenmesini anlamlı kılmaktadır.

4.3.1 Petek (hücreli) çekirdekler

Petek çekirdeği, arının peteğine oldukça benzer; petek denmesinin nedeni budur. Normalde kullanımı 2000 yıllarına kadar gitmektedir ancak ancak 1919 yılında ilk uçak sandviç paneli için balsa ağacı çekirdekli sandviç panel kullanılmıştır. 1930'ların sonunda, ilk kez Lincoln Industry tarafından sert ahşap kaplamalı ve kâğıt petekli bir sandviç panel imal edildi, ardından modern petek yapılar başladı. Dünya Savaşı'nın başlamasıyla birlikte uçaklarda petek yapıların kullanımı önemli ölçüde arttı. Sandviç yapıların performansını artırmaya yönelik çalışmalar başladı. İlk alüminyum sandviç panel 1945 yılında üretilmiştir [6]. Petek çekirdek yapısı Şekil 4.7'de gösterilmiştir.



Şekil 4.7 : Balpeteği çekirdek yapı örneği [6].

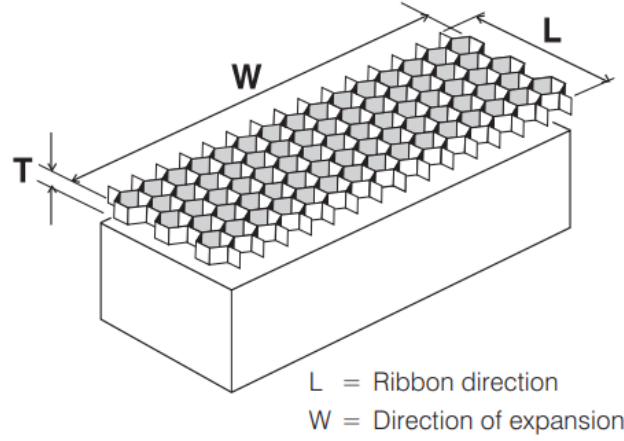
Petek yapıları, ağırlıktan tasarruf, pürüzsüz aerodinamik kaplamalar, daha iyi burkulma direnci ve mükemmel yorulma direnci sağlar. Yüzey tabakaları çekirdeğe sürekli olarak bağlı olduğundan, gerilme konsantrasyonları görünmez.

Tablo 4.3, köpük ve petek çekirdeklerin bir karşılaştırmasını verir. En sık kullanılan sandviç panel yapıları Tablo 4.4'te karşılaştırılmıştır.

Tablo 4.3 : Köpük ve petek çekirdeklerin karşılaştırılması [6].

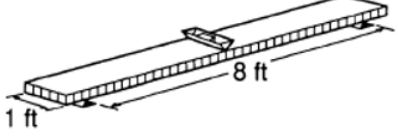
Material	Density [tonne/mm ³]	Compression		Shear	
		Strength [MPa]	Modulus [MPa]	Strength [MPa]	Modulus [MPa]
Aluminium honeycomb	4.96e-11	2.07	517.13	1.45	310.28
Nomex honeycomb	4.8e-11	2.24	137.90	1.21	41.37
Fiberglass honeycomb	4.8e-11	2.83	158.59	1.34	131.01
Rohacell foam	4.96e-11	0.88	68.95	0.79	20.69
Klegecell foam	4.8e-11	0.48	18.62	0.35	7.58
Rigicell foam	4.8e-11	0.55	17.24	0.48	17.24
Divinycell foam	4.96e-11	0.69	70.33	0.50	17.24

Görüldüğü gibi petek diğerlerine göre daha iyi mekanik özelliklere sahiptir. Köpük panel, bal peteğinden daha düşük kesme mukavemetine ve direngenliğine sahiptir. Levha ve kiriş ve ekstrüzyon paneller, kolayca burkulabilen ince kaplamalara sahiptir, bu nedenle petek panellere göre daha düşük yük taşıma kapasitesine sahiptirler. Bir bal peteği yapısının boyutsal terminolojisi Şekil 4.8'de verilmiştir.



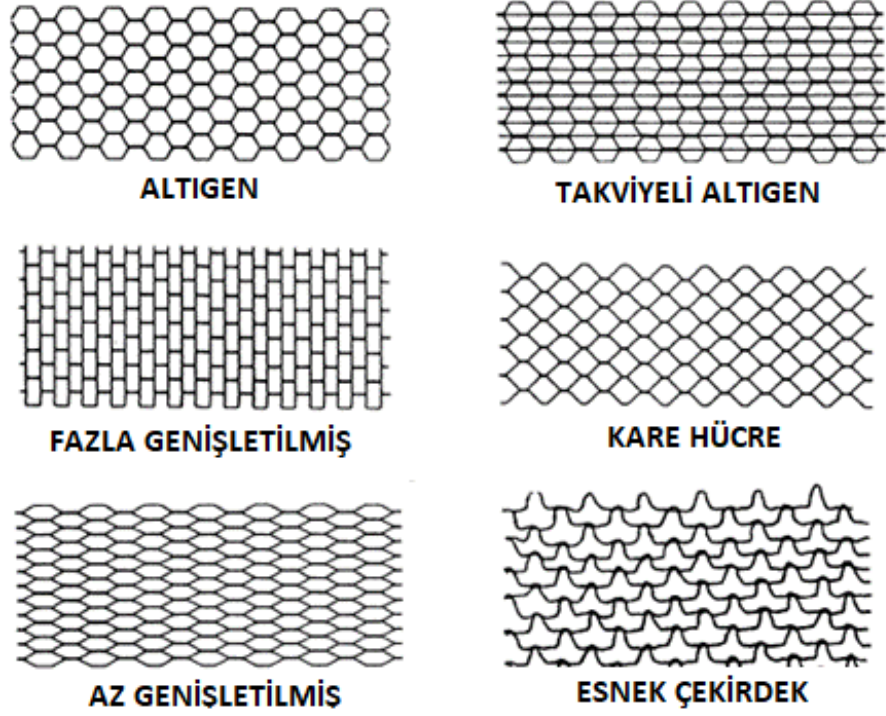
Şekil 4.8 : Boyutsal terminoloji [30]

Tablo 4.4 : Panellerin eşdeğer ağırlıklarının kıyaslanması [6].



Design	Relative Strength	Relative Stiffness
Honeycomb 	100%	100%
Foam sandwich 	26%	68%
Structural 	62%	99%
Sheet and Stringer 	64%	86%
Plywood 	3%	17%

L yönü sürekli tabaka yönü/şerit yönüdür ve R yönü çekirdek genişleme yönüdür ve ayrıca şerit yönüne diktir. Petekler birkaç hücre şekline sahip olabilir. Yaygın hücre şekillerinden bazıları altıgen, kare ve esnek çekirdektir. Aşırı genişlemiş, az genişletilmiş ve güçlendirilmiş formlarda bulunabilirler. Bazı hücre konfigürasyonları Şekil 4.9'da gösterilmiştir.



Şekil 4.9 : Hücre konfigürasyonları [6].

Basit bal peteği elemanı, Şekil 4.10'da kesikli kırmızı çizgilerle temsil edilmektedir.

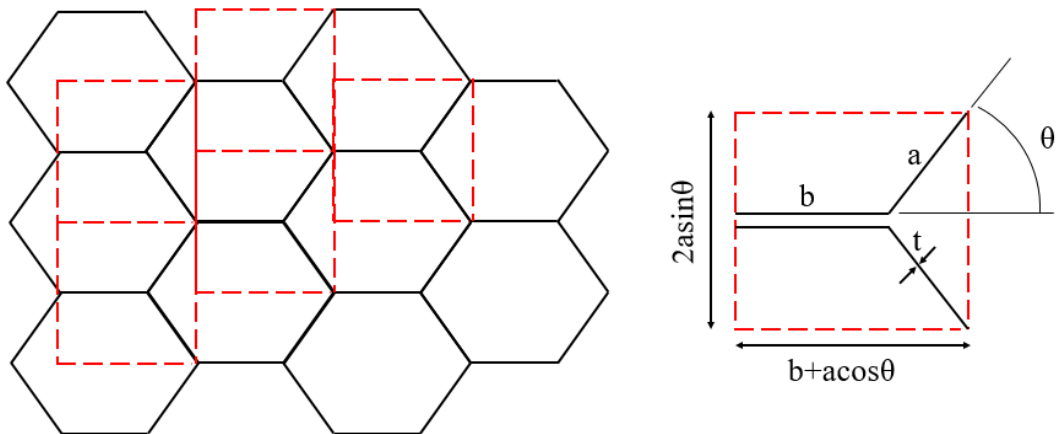
a = serbest duvar uzunluğu

b = bitişik tabakanın yapıştırılmış kısmının genişliği

θ = genişleme açısı

t = ağ kalınlığı

ρ = folyo yoğunluğu



Şekil 4.10 : Temel petek elemanı örneği

Fiziksel özellikler şu şekilde belirlenebilir [6],

Petek yoğunluğu;

$$HD = \frac{2(b+a)tp}{(b+acos\theta)(2asin\theta)} \quad (4.7)$$

Petek yüzey alanı başına hücre sayısı;

$$C/HSA = \frac{1}{(b+acos\theta)(2asin\theta)} \quad (4.8)$$

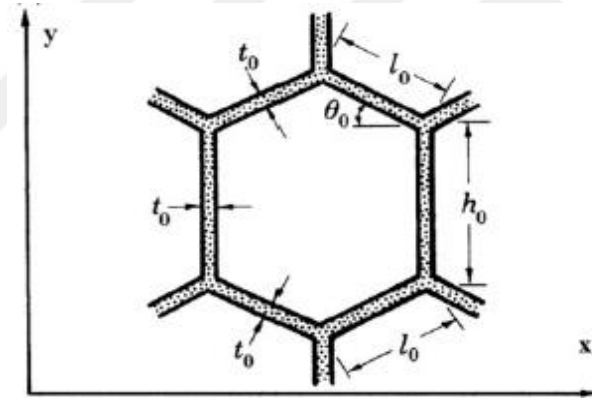
Petek yüzey alanı başına folyo kenar alanı;

$$FEA/HSA = \frac{2(b+a)t}{(b+acos\theta)(2asin\theta)} \quad (4.9)$$

Petek hacmi başına açıkta kalan folyo alanı;

$$EFA/HV = \frac{2(b+2a)}{(b+acos\theta)(2asin\theta)} \quad (4.10)$$

Altıgen petek çekirdeklerin mekanik ve fiziksel özellikleri [31];



Şekil 4.11: Altıgen hücrenin geometrisi [31].

$$\rho^* = \frac{\rho_c}{\rho} = \frac{(2 + \phi_0)\gamma_0}{2\cos\theta(\phi_0 + \sin\theta_0)} \quad (4.11)$$

$$E_x^* = \frac{E_x}{E} = (1 - \gamma_0^2 \cot^2 \theta_0) \frac{\cos\theta_0}{\sin^2 \theta_0 (\phi_0 + \sin\theta_0)} \gamma_0^3 \quad (4.12)$$

$$E_y^* = \frac{E_y}{E} = (1 - \gamma_0^2 (\phi_0 \sec^2 \theta_0 + \tan^2 \theta_0)) \frac{\phi_0 + \sin\theta_0}{\cos^3 \theta_0} \gamma_0^3 \quad (4.13)$$

$$v_{xy} = (1 - \gamma_0^2 \csc^2 \theta_0) \frac{\cos^2 \theta_0}{(\phi_0 + \sin\theta_0) \sin\theta_0} \quad (4.14)$$

$$v_{yx} = [1 - \gamma_0^2(1 + \phi_0) \sec^2 \theta_0] \frac{(\phi_0 + \sin \theta_0) \sin \theta_0}{\cos^2 \theta_0} \quad (4.15)$$

$$G_{xy}^* = \frac{G_{xy}}{E} = \frac{(\phi_0 + \sin \theta_0) \gamma_0^3}{(1 + 2\phi_0) \cos \theta_0 \theta \phi_0^2} \quad (4.16)$$

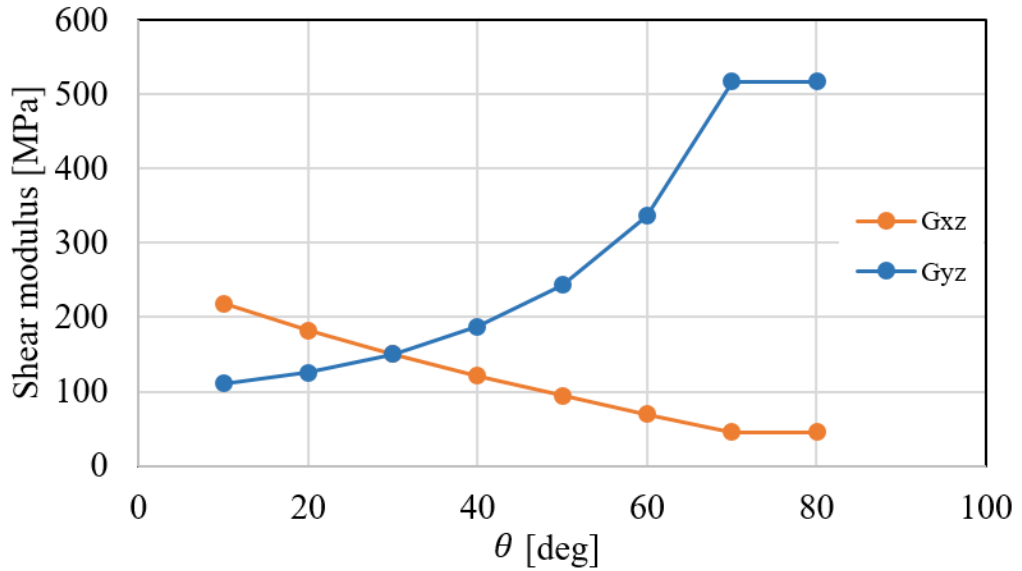
$$G_{xz}^* = \frac{G_{xz}}{G_s} = \frac{\cos \theta_0}{\phi_0 + \sin \theta_0} \gamma_0 \quad (4.17)$$

$$\frac{(\phi_0 + \sin \theta_0)}{(1 + 2\phi_0) \cos \theta_0} \gamma_0 \leq G_{yz}^* = \frac{G_{yz}}{G_s} \leq \frac{(\phi_0 + 2 \sin^2 \theta_0)}{2(\phi_0 + \sin \theta_0) \cos \theta_0} \gamma_0 \quad (4.18)$$

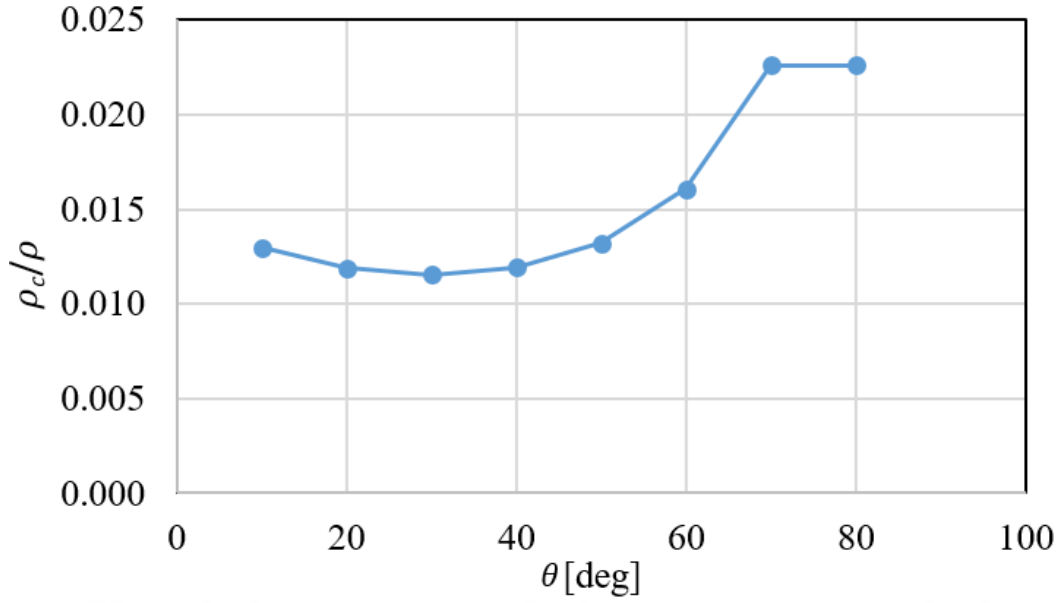
Burada ρ_c , E_x , E_y , x ve y yönlerinde yoğunluk ve esneklik modülüdür; G_{xy} , G_{xz} , G_{yz} , x-y, x-z ve y-z düzlemlerinde kayma modülüdür. ρ , E , G_s , petek yapının yapıldığı temel malzemenin yoğunluğunu, elastik modülünü ve kayma modülünü temsil eder.

$$\phi_0 = \frac{h_0}{l_0}, \quad \gamma_0 = \frac{t_0}{l_0} \quad (4.19)$$

$\phi_0 = 1$ ve $\gamma_0 = 0.1$ için θ_0 'a göre kayma modülü ve yoğunluk değişimi Şekil 4.12 ve Şekil 4.13'te gösterilmiştir.



Şekil 4.12 : Kesme modülü - θ_0 [13]



Şekil 4.13 : Bağlı yoğunluk - θ_0 [13]

Hexcell firmasının ürünleri olan aramid petek çekirdekler Tablo 4.5 'te sunulmaktadır. Havacılık ve uzay endüstrisinde sıklıkla kullanılan aramid esaslı petekler seçilmiştir. Nomex aramid petekleri helikopter kanatlarında, kaportalarda, kontrol panellerinde ve flaplarda kullanılmaktadır. HexWEB A1 petek, havacılık endüstrisinin tüm spesifikasyonlarını/standartlarını karşılamaktadır [32].

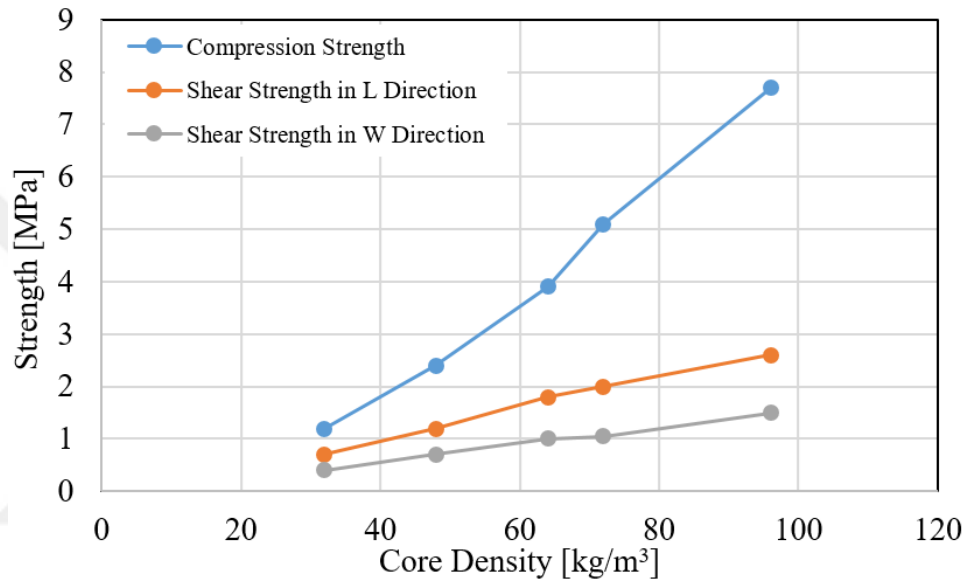
Tablo 4.5 : HexWeb A1'in mekanik özellikleri [32].

Honeycomb Designation A1- density(kg/m ³)- cell size (mm)	Stabilized Compression		Plate Shear			
	Strength [MPa]	Modulus [MPa]	Strength "L" Direction [MPa]	Modulus "L" Direction [MPa]	Strength "W" Direction [MPa]	Modulus "W" Direction [MPa]
A1-32-5	1.2	75	0.7	29	0.4	19
A1-32-6	1.2	75	0.7	29	0.38	19
A1-32-13	1	75	0.75	30	0.35	19
A1-48-3	2.4	138	1.25	40	0.73	25
A1-48-5	2.4	140	1.2	40	0.7	25
A1-64-3	3.9	190	2	63	1	35
A1-64-5	3.9	190	1.8	60	1	35
A1-64-6	5	190	1.55	55	0.86	33
A1-64-13	4.5	190	1.75	55	0.82	32
A1-72-3	5.1	225	2	65	1.05	36
A1-72-5	5.1	225	2	65	1.05	36
A1-96-3	7.7	400	2.6	85	1.5	50
A1-96-5	7.7	400	2.6	85	1.5	50
A1-48-5-OX	2.9	120	0.8	20	0.85	35

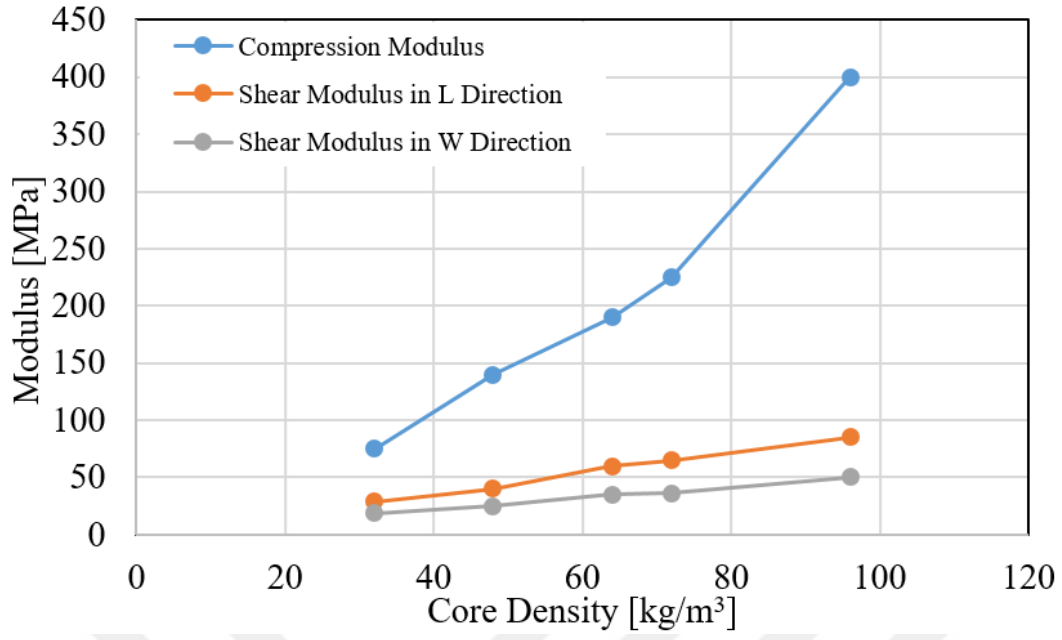
Tablo 4.5'teki değerlere dayanarak, çekirdek yoğunluğunun ve çekirdek hücre boyutunun mekanik özellikler üzerindeki etkileri incelendi. Aşağıdaki şekillerde de görülebileceği gibi, yoğunluğun dayanımlar ve katsayı üzerindeki etkisi oldukça açıktır. Çekirdek yoğunluğu arttıkça hem dayanım hem de modül artmaktadır.

Neredeyse aynı yoğunluğa sahip petek çekirdekler için, çekirdek hücre boyutunun çekirdeğin mekanik özellikleri üzerinde net bir etkisi yoktur.

Şekil 4.14 ve Şekil 4.15, aramid bal petekleri için çekirdek yoğunluğundaki değişimin dayanım ve modüle olan etkilerini göstermektedir.

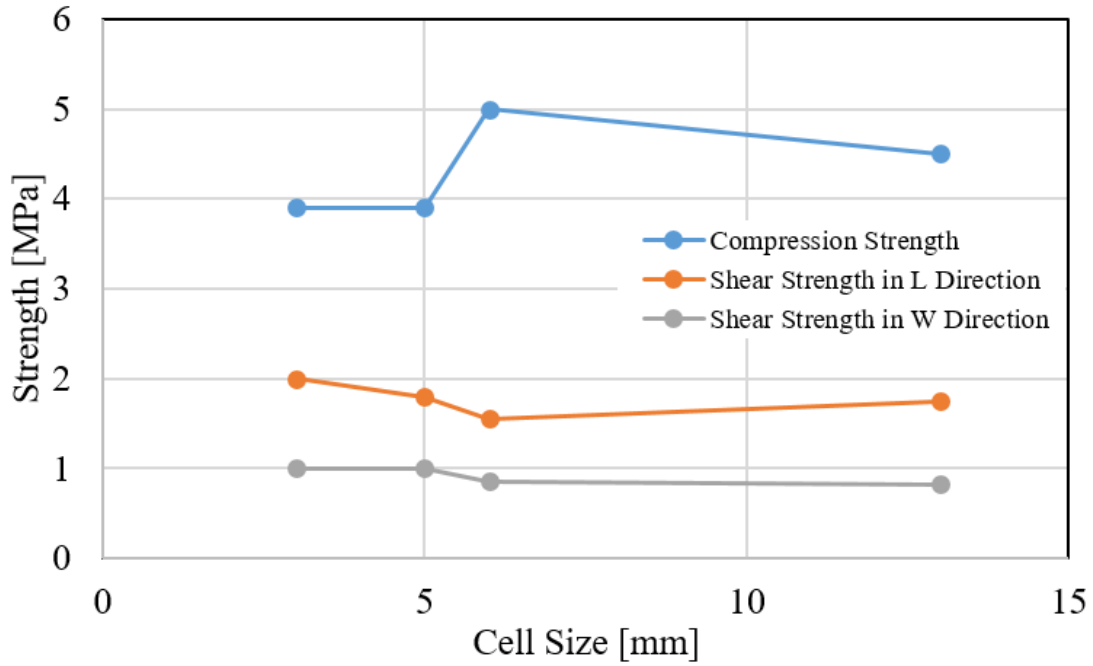


Şekil 4.14 : Aramid petekler için çekirdek yoğunluğu-dayanım ilişkisi [13].

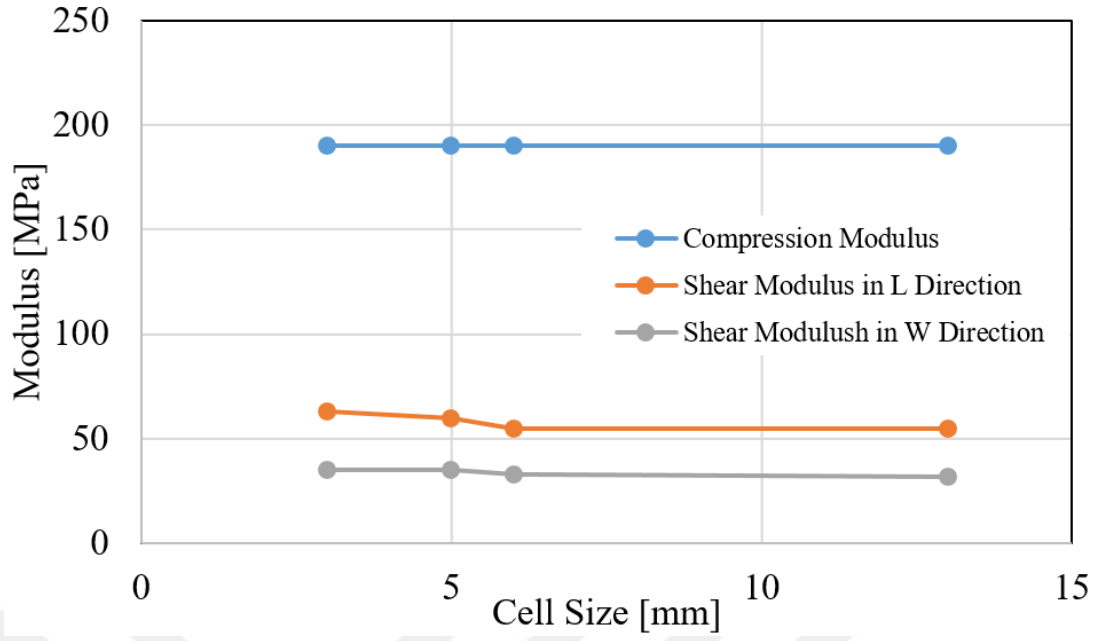


Şekil 4.15 : Aramid petekler için çekirdek yoğunluğu-modül ilişkisi [13].

Şekil 4.16 ve Şekil 4.17, aramid petek çekirdekler için hücre boyutundaki değişimin dayanım ve modül üzerindeki etkisini göstermektedir.



Şekil 4.16 : Aramid petekler için hücre boyutu-dayanım ilişkisi [13].



Şekil 4.17 : Aramid petekler için hücre boyutu-modül ilişkisi [13].

Grafiklerde de görüldüğü üzere hücre boyutunun çekirdeğin mekanik özelliklerine etkisi yok denecek kadar azdır. Bu nedenle bu çalışma kapsamında çekirdek boyutuna incelenecek parametreler arasında yer verilmemiştir.



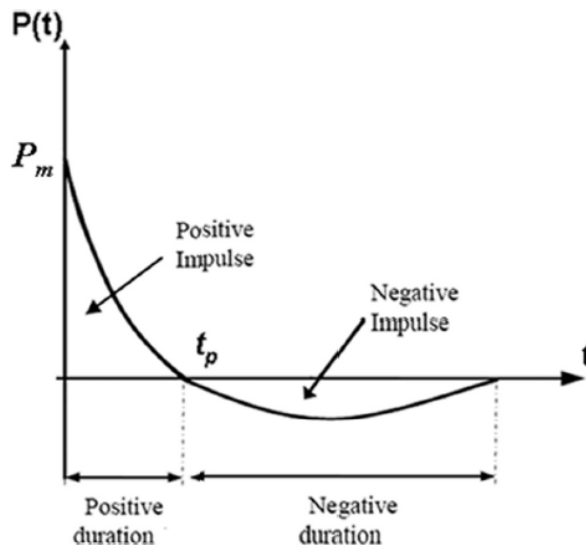
5. ANLIK BASINÇ (BLAST) YÜKLEMESİ

5.1 Anlık Basınç Profili

Anlık basınç yüklemesi patlama merkezinden dışarı doğru sıkışan havanın itilmesi sonucu ortaya çıkar. Aşırı basınç hemen oluşur ve daha sonra atmosferik basınca dönüşmeye başlar. Bu aşamaya pozitif faz denir. Bundan sonra, basınç emmeye neden olan atmosferik basıncın altına düşer. Bu aşamaya ise negatif faz denir. Negatif fazın süresi pozitif faz süresinden daha uzun olmasına rağmen, maksimum pozitif basınç, maksimum negatif basınçtan çok daha fazladır [27].

Patlama merkezi ile hedef arasındaki mesafeye (uzaklaşma mesafesi) bağlı olarak iki farklı modelleme düşünülebilir. Mesafe, patlama dalgası yolundaki hedef yapının en büyük boyutundan daha büyükse, buna düzenli(uniform) patlama denir. Patlama merkezi ile hedef arasındaki mesafesinin artmasıyla maksimum basıncın büyüklüğü azalır ancak patlamanın süresi uzar. Bu tip bir patlama uzak alan patlaması olarak adlandırılır. Bu durumda basınç sadece zamanın bir fonksiyonudur. Diğer patlama türü ise yakın alan patlamasıdır ve patlama düzensiz(non-uniform) olarak gerçekleşir. Bu durumda ise basınç hem zamana hem de lokasyona bağlıdır [5].

Patlama sonucu oluşan bir anlık basınç yüklemesinin basınç zaman grafiği Şekil 5.1'de gösterilmektedir.



Şekil 5.1 : Bir patlatma yüklemesinin tipik basınç-zaman grafiği [5].

P_m : Maximum patlama basıncı

t_p : Pozitif faz süresi

Blast yüklemesinden kaynaklanan darbeler şu şekilde tanımlanır [33].

$$I^+ = \int_0^{t_p} (P(t) - P_a) dt \quad (5.1)$$

$$I^- = \int_{t_p}^{t_f} (P_a - P(t)) dt \quad (5.2)$$

P_a , ortam basıncıdır. Literatürde, patlama yükünün basınç-zaman geçmişini temsil eden birkaç fonksiyon vardır. Denklem 5.3'teki gibi üçgen darbe fonksiyonu en basit olmasına rağmen, denklem 5.4'teki Friedlander üstel bozunma fonksiyonu en çok kullanılan fonksiyondur [33].

$$P(t) = P_m \left(1 - \frac{t}{t_p} \right) \quad (5.3)$$

$$P(t) = P_m \left(1 - \frac{t}{t_p} \right) e^{-\alpha t/t_p} \quad (5.4)$$

α , basıncın ortam basıncına ne kadar hızlı geri döndüğünü gösteren dalga formu parametresidir.

Baker, ayrıca patlama yüklemesini temsil eden beş parametrelili en karmaşık fonksiyonu önermiştir [33].

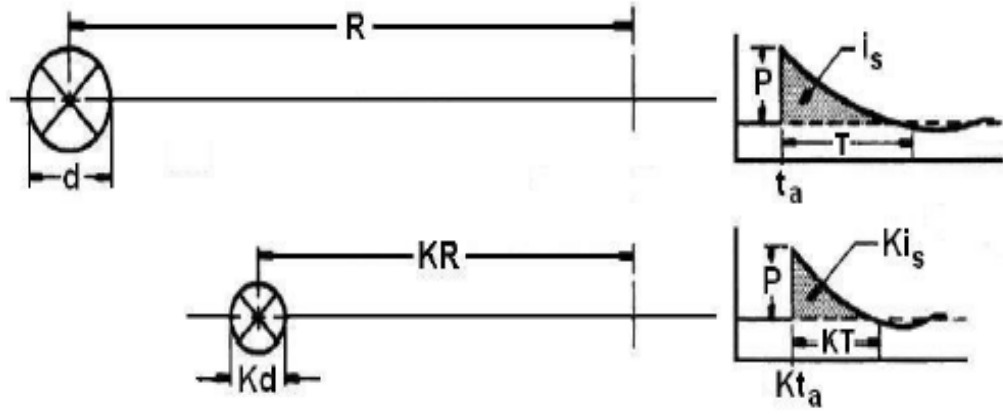
5.2 Anlık Basıncın Ölçeklendirilmesi

Küp kök ölçekleme yasası olarak bilinen Hopkinson yasası, en çok kullanılan blast dalgası ölçeklendirmesidir. Hopkinson, aynı çevrede, aynı ölçekli bir mesafede iki farklı ağırlıktaki aynı patlayıcının benzer blast dalgaları üreteceğini söylemektedir.

$$\frac{i_2}{i_1} = \frac{t_2}{t_1} = \frac{R_2}{R_1} = \left(\frac{W_2}{W_1} \right)^{1/3} = k \quad (5.5)$$

$$Z = \frac{R}{W^{1/3}} \text{ or } Z = \frac{R}{E^{1/3}} \quad (5.6)$$

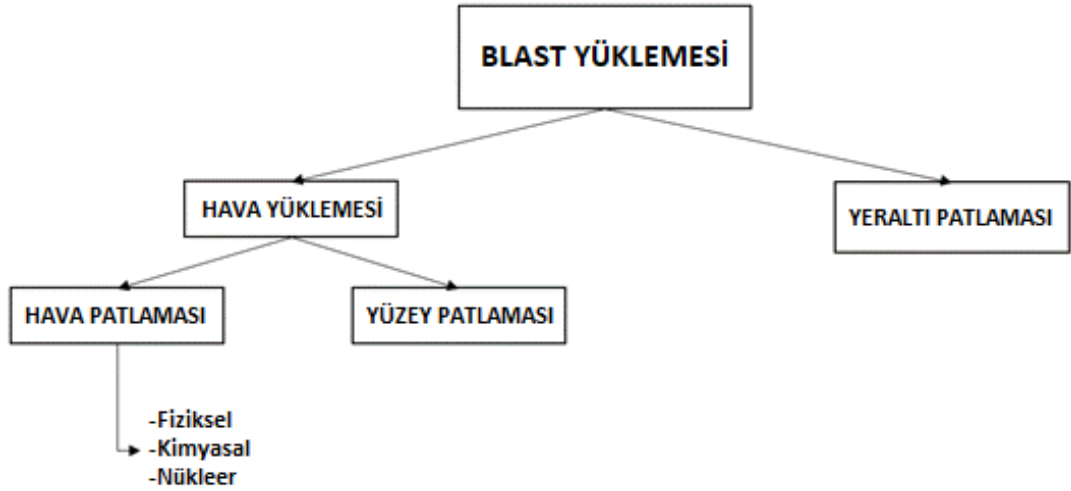
R mesafe (m), W yükün ağırlığı (kg) ve E yükün enerjisidir. W 'nin sadece blast yüklemesinin eşdeğer ağırlığını değiştirmek için kullanıldığına dikkat edilmelidir, bu nedenle enerji, E , fiziksel olarak çok daha gerçekçi bir parametredir [33].



Şekil 5.2 : Hopkinson ölçekleme yasasının gösterimi [34].

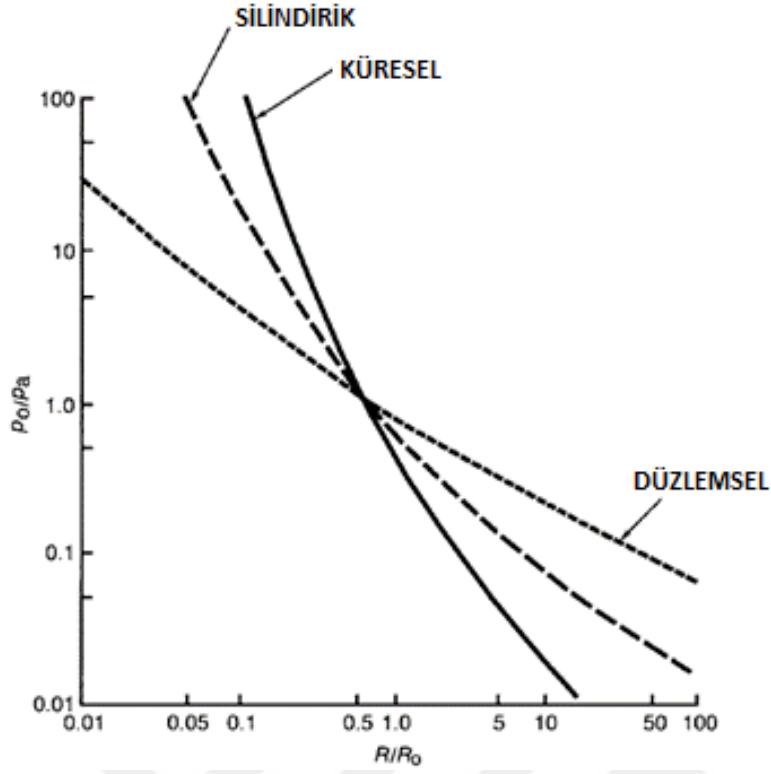
5.3 Blast Yükleme Karakteristiği

İlk olarak, blast yükü, patlama kaynağının yerin altında veya üstünde olmasına bağlı olarak iki sınıfa ayrılabilir. Daha sonra yer üstü patlamaları, patlamanın zeminden yüksekliğine bağlı olarak hava patlaması ve yüzey patlaması olarak da sınıflandırılır [27].



Şekil 5.3 : Patlatma yüklerinin sınıflandırılması.

Literatürde patlayıcı tipine ve şekline bağlı olarak patlama dalgasının aşırı basınç ve pozitif faz süresi ile ilgili birçok çalışma bulunmaktadır. Silindirik, küresel ve düz patlayıcılar Şekil 5.4'te karşılaştırılmıştır.



Şekil 5.4 : Patlayıcı şekline göre tepe basıncının mesafeye bağlı dağılımı [35].

Yapılan birçok akademik çalışmada kullanılan Friedlander denklemi şu anda literatürde blast yüklemesi profilini tanımlamak için kullanılan en güvenilir yaklaşımdır. Bu çalışmada da blast yük profilinin belirlenmesi için Friedlander fonksiyonu kullanılmıştır.

6. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

Yapılan literatür araştırması ve teorik çalışmalar sonucunda sandviç kompozit plakalara blast yükünün mekanik etkisini deneysel olarak gözlemlemek için çekirdek malzeme parametrelerinin değiştirmenin başlangıç olarak en iyi seçenek olduğuna karar verilmiştir. Çekirdek malzeme olarak havacılık sektöründe en yaygın olarak kullanılan balpeteği çekirdeğin incelenmesine karar verilmiştir. Toplamda üç farklı petek çekirdek yapısı ve üç farklı kalınlıktaki çekirdek incelenecektir. İncelenecek çekirdeklere karar verilirken Şekil'6.1'de Hexcel markasına ait aramid balpeteği çekirdek seçeneklerinin mekanik özellikleri incelenmiştir. Listede de görüleceği üzere blast yükü incelemesinin etken parametrelerinden olan kayma modülü değerlerinin en fazla yoğunluk değişimi ve OX-Core seçeneği ile birlikte gerçekleştiği görülmüştür.

Hexcel Honeycomb Designation Material – Cell Size – Density		Compression			Plate Shear			
		Bare	Stabilised		L Direction		W Direction	
		Strength MPa	Strength MPa	Modulus MPa	Strength MPa	Modulus MPa	Strength MPa	Modulus MPa
		typ	typ	typ	typ	typ	typ	typ
Hexagonal	HRH-10-3.2-29	0.64	0.79	55	0.62	26	0.34	10
	HRH-10-3.2-48	2.07	2.24	138	1.21	41	0.69	24
	HRH-10-3.2-64*	3.3	3.97	193	1.76	59	0.97	32
	HRH-10-3.2-80	4.8	5.31	255	2.24	70	1.21	37
	HRH-10-3.2-96	6.6	7.76	414	2.66	90	1.38	45
	HRH-10-3.2-123	10.60	11.30	500	3.10	105	1.70	60
	HRH-10-3.2-128	11.55	12.62	538	3.31	110	1.79	66
	HRH-10-3.2-144	13.79	14.48	621	3.55	121	2.07	76
	HRH-10-4.8-32	1.00	1.05	76	0.76	30	0.41	14
	HRH-10-4.8-48	2.07	2.24	138	1.21	45	0.69	23
	HRH-10-4.8-64	3.45	3.72	193	1.69	54	0.97	32
	HRH-10-4.8-72	4.40	4.50	250	2.30	75	1.20	35
	HRH-10-4.8-96	6.45	7.03	414	2.90	90	1.55	45
	HRH-10-6.4-24	0.55	0.62	41	0.48	21	0.24	9
	HRH-10-6.4-32	0.97	1.07	76	0.72	28	0.34	14
	HRH-10-6.4-50	1.97	2.14	145	1.28	45	0.62	21
	HRH-10-6.4-64	3.03	3.31	193	1.72	55	0.86	24
	HRH-10-9.5-24	0.66	0.72	41	0.48	21	0.24	10
	HRH-10-9.5-32	0.97	1.07	76	0.62	26	0.38	17
	HRH-10-9.5-48	2.00	2.21	117	1.28	39	0.66	24
OX-Core	HRH-10/OX-4.8-29	0.76	0.83	48	0.45	14	0.48	21
	HRH-10/OX-4.8-48	2.21	2.41	117	0.79	21	0.93	41
	HRH-10/OX-4.8-64	4.14	4.48	179	0.90	32	1.03	58
	HRH-10/OX-6.4-48	2.41	2.66	117	0.76	21	0.93	41

Şekil 6.1: HexWeb balpeteği çekirdek tipleri mekanik özellikleri [40].

Tablo 6.1’de özellikleri belirtilmiş olan 9 farklı sandviç kompozit panel üzerinde blast deneyleri gerçekleştirilecektir.

Tablo 6.1: Deneylerde kullanılacak çekirdek yapılar ve özellikleri

Çekirdek Malzemesi	Petek Yapısı / Yoğunluk (kg/m ³)	Çekirdek Kalınlığı (mm)	Çekirdek Kütlesi (gr)
Aramid	Altıgen / 48	6.35	38
Aramid	Altıgen / 48	12.7	77
Aramid	Altıgen / 48	25.4	154
Aramid	Altıgen / 96	6.35	77
Aramid	Altıgen / 96	12.7	154
Aramid	Altıgen / 96	25.4	307
Aramid	OX-Cell / 48	6.35	38
Aramid	OX-Cell / 48	12.7	77
Aramid	OX-Cell / 48	25.4	154

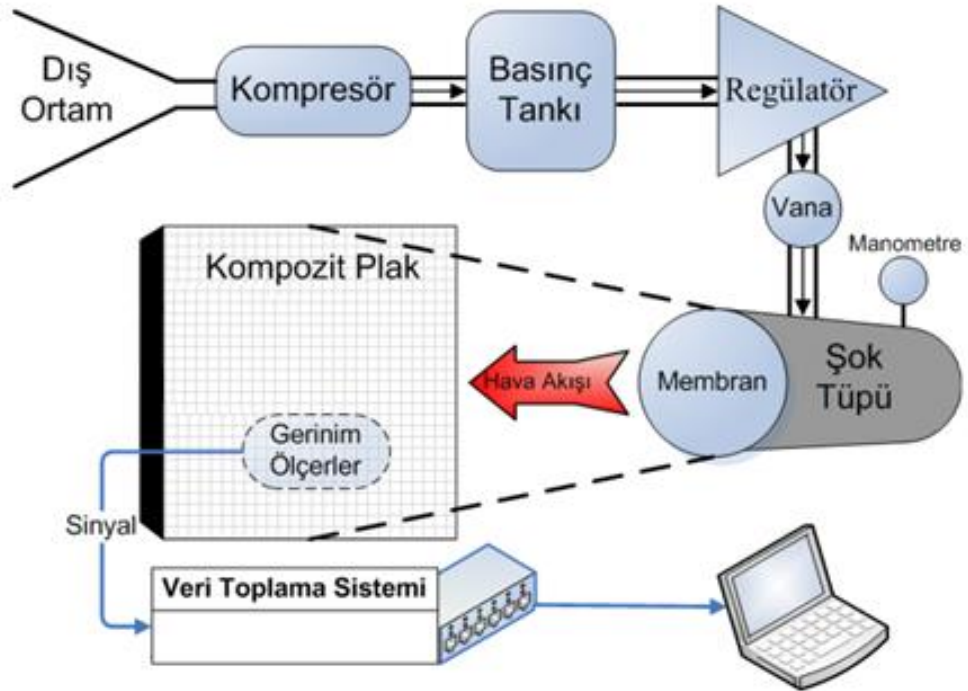
6.1 Deneysel Çalışmalar

Sayısal çalışmaları tamamlanan paneller üzerinde istenen koşullarda deneylerin gerçekleştirilebilmesi için İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Kompozit Araştırmaları Laboratuvarında yer alan Blast Test Standı kullanılacaktır. Şekil 6.2’deki deney düzeneği üzerinde membran patlatma olarak bilinen anlık basınç yüklemesi deneyleri gerçekleştirilecektir. Düzenekte yer alan basınçlandırma tüpünün hedefin olduğu taraftaki açık kısmı contalar ve patlatılacak membran ile kapatılacak ve bir kompresör yardımı ile tüpün içerisine hava sıkıştırılacaktır. Sıkışan havanın belli bir basıncı aşmasıyla birlikte membran yırtılacak ve difüzerin içerisinden geçerek direkt olarak deney panellerine çarpacaktır.



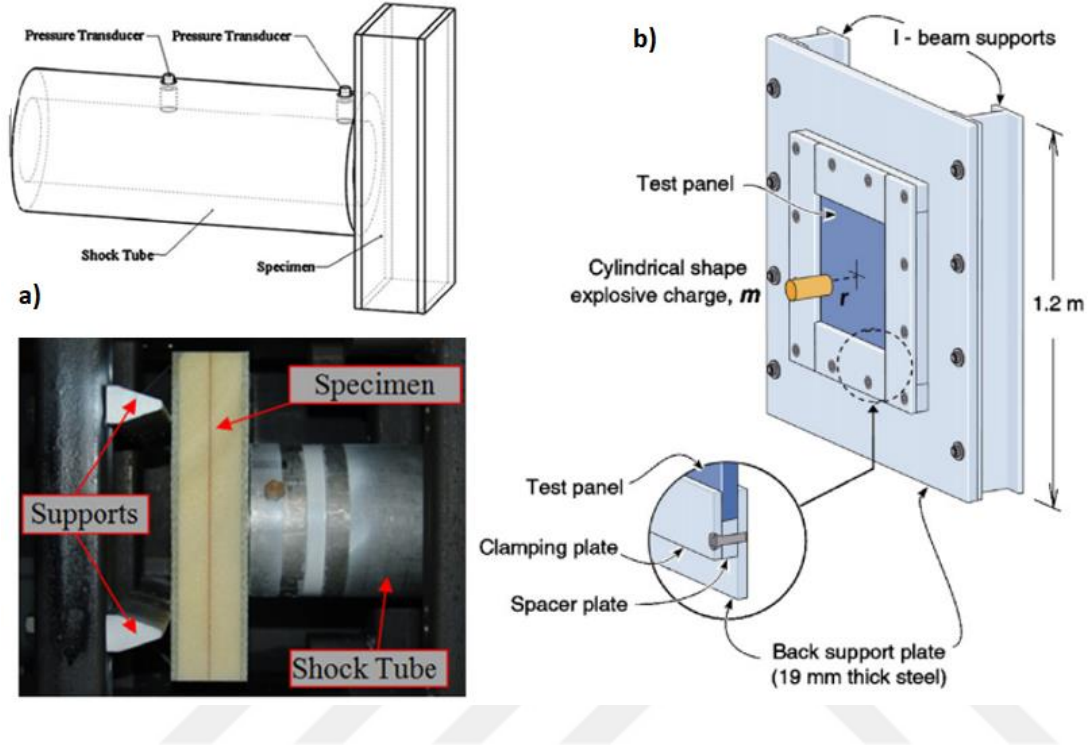
Şekil 6.2 : İTÜ UUBF Blast Deney Düzeneği [37].

Patlamadan önce deney panellerinin basınç yüklemesinin olmadığı yüzey levhasının tam merkezine 3 eksenli ($0^0/45^0/90^0$) kompozit yüzeye uygun gerinim pulları (strain gauge) yerleştirilecektir. Pullardan alınacak sinyaller bir amplifiyer aracılığı ile veri toplama cihazına aktarılacak ve bilgisayar ekranında eş zamanlı olarak görüntülenecektir. Panel düzleminde ölçülen gerinim değerlerinden bir eğri denklemi yardımı ile düzleme dik deplasman değerleri elde edilecektir (Şekil 6.3).



Şekil 6.3 : Blast Deney Düzeneği Şeması [41].

Hali hazırda bulunan blast test düzeneği üzerinde bazı revize çalışmaları yapılmıştır. Literatür çalışmalarında blast deneyleri için iki farklı panel sabitleme konsepti öne çıkmaktadır; basit mesnetli (simly-supported) ve ankastre mesnetli (clamped) (Şekil 6.3).



Şekil 6.4 : a) Basit mesnetli plaka [23] b) Ankastre mesnetli plaka örneği [22].

Şekil 6.4-a’da gösterilen basit destekli panelin tek yöndeki hareketi blast yüklemesinin olmadığı taraftan destek elemanları vasıtası ile kısıtlanmıştır. Herhangi bir bağlayıcı veya yapıştırıcı kullanılmamaktadır. Şekil 6.4-b’de gösterilen ankastre mesnetli panel ise her iki yüzeyine temas eden plakların arasında sıkıştırılarak sabitlenir. Hava aracı yapısalında, özellikle uçaklarda kompozit paneller enlemsel ve boylamsal yapı elemanlarına genelde bir çizgi üzerindeki tek sıra bağlayıcı kullanılarak bağlanırlar. Bu da panelin çizgi üzerinde serbest olarak dönebilmesine sebebiyet vermektedir. Bu nedenle çalışmada deney düzeneği basit mesnetli sabitleme metoduna uygun olacak şekilde revize edilmiştir.

Şekil 6.5’te gösterilen basınçlandırma tüpünün patlama eksenine tam dik olacak şekilde konumlandırılmış hedef destekleme duvarına deney panellerinin yerleştirilmesi için merkezde 300 mm x 300 mm kare boşluk olacak şekilde çelik bir plaka yerleştirilmiştir. Çelik plakanın merkezinde bulunan boşluğun çevresine 10 mm çapında yüzey pürüzlülüğü düşük olan bir transmisyon mili kaynatılmıştır. Bu

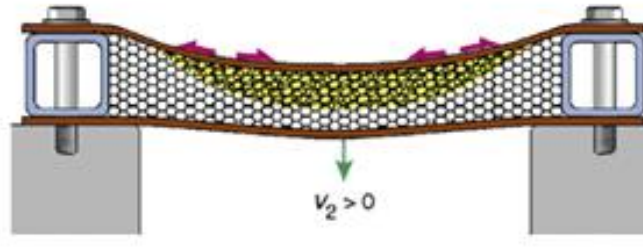
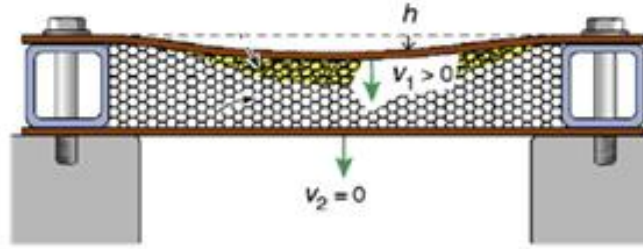
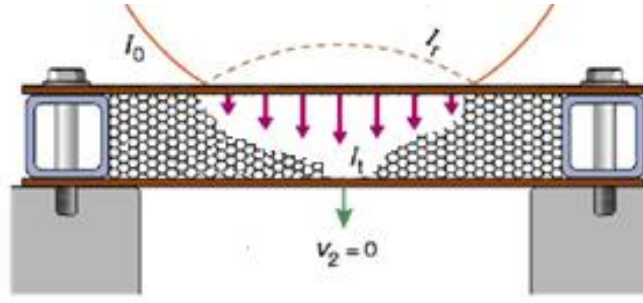
transmisyon mili sayesinde plakların deney plakası ile olan teması yüzeysel değil çizgisel olmuştur. Eklenen millerin plaka ile temas eden çizgilerinin arasındaki karşılıklı mesafe 310 mm olduğundan merkezdeki kare alan 310 mm x 310 mm olarak güncellenmiştir. Deney panellerinin efektif inceleme bölgesi bu kare alan olacaktır. Çelik plakanın üzerinde panellerin sabitlenmesi ve basit mesnetli sınır koşullarına uyabilmesi için 4 adet yatay taban klemplere yerleştirilmiştir. Bu klempler vasıtasıyla deney panelleri deneye başlamadan önce 4 köşeden noktasal olarak desteklenecektir. Kauçuk pabuçlara sahip bu klempler anlık yüklemenin ardından plaklarda oluşan geri tepme kuvvetlerini sönmölemek amacıyla yerleştirilmiştir.



Şekil 6.5 : Blast Yükleme Hedef Destekleme Duvarı.

6.2 Yüzey Levhası Belirleme Deneyleri

Tüm sandviç panellerde yüzey levhası olarak aynı kalınlıkta ve özellikteki karonfiber takviyeli polimer malzeme kullanılmıştır. Sandviç kompozit panel yüzeyinde yer alan plakanın kalınlığının belirlenmesi ana deneyler için büyük önem arz etmektedir. Çünkü yüzey plakalarının çok kalın olması anlık basınç yükünün çekirdek üzerine profile uygun şekilde iletilmesine engel olabilir. Rijitliği yüksek kompozit plakalarda çekirdek malzeme üzerinde sadece basma yükü gözlemlenecektir.



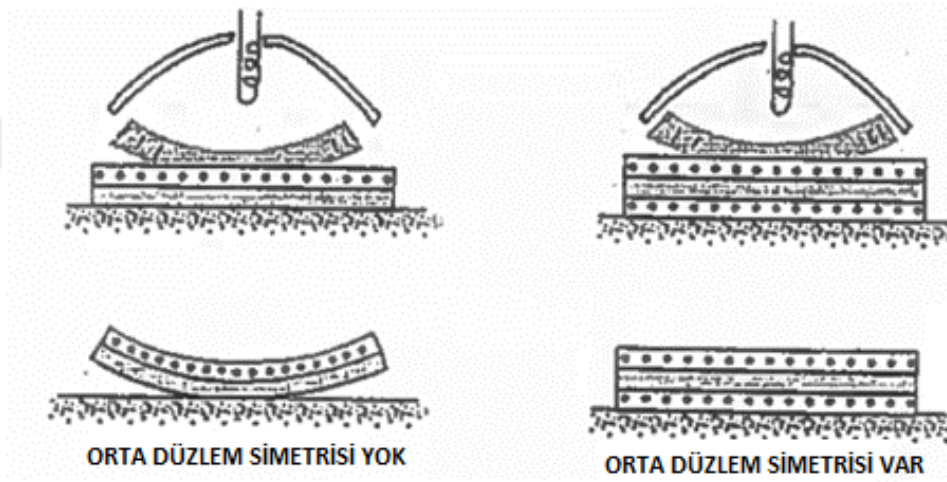
Şekil 6.6 : Temsili olarak sandviç kompozit panele blast yüklemesinin etkisi [21].

Şekil 6.6’da sembolize edilmiş olan yüzey levhalarındaki deformasyonun gözlemlenebilmesi için yüzey plakalarının belli bir esnekliğe sahip olması beklenmektedir. Aynı şekilde çok ince yüzey plakası kullanılması da panelin bütünlüğünün bozulmasına sebebiyet verecektir. Bu nedenle deney düzeneğimiz üzerinde 4 farklı kalınlığa sahip sandviç kompozit plaka üzerine blast yüklemesi yapılması planlanmıştır. Plakaların özellikleri Tablo 6.2’de verilmiştir.

Tablo 6.2: Uygun yüzey levhasını belirlemek için üretilen monolitik plakaların özellikleri.

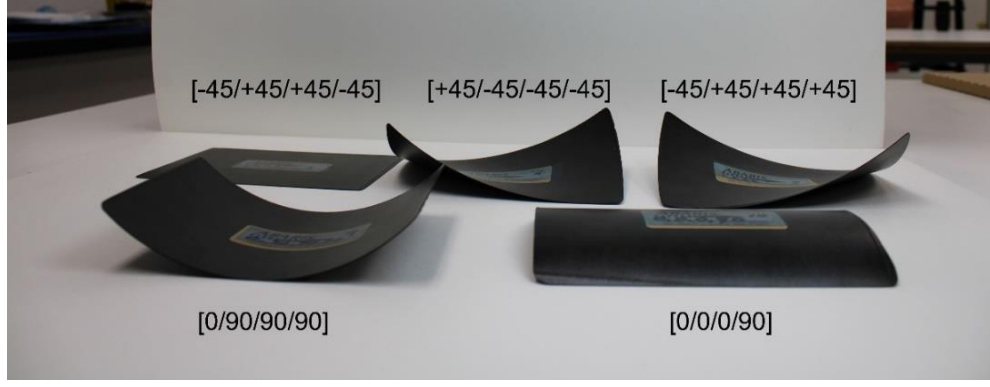
Lamina Sayısı	Lamina Tipi	Kalınlık (mm)	İstifleme Oryantasyonu (25/50/25)
4	Tekil	0,736	[45/0/0/45]
8	Tekil	1,472	[45/90/-45/0/0/-45/90/45]
12	Tekil	2,208	[45/90/-45/0/45/0/0/45/0/-45/90/45]
16	Tekil	2,944	[45/0/-45/90/45/90/-45/0/0/-45/90/45/90/-45/0/45]

Tüm plakalar (25/50/25) oryantasyonuna göre üretilmiş ve her plakada aynı tek yönlü karbon fiber prepreg kullanılmıştır. Tabloda görüldüğü üzere bütün laminatlar orta düzleme göre simetrik bir lamina istifleme dizilimine sahiptir. Eğer dizilimler simetrik olmazsa laminatlar kütleme sıcaklığından oda sıcaklığına soğutulduğunda içlerinde artık gerilimler oluşur. Bu durumda soğutma sırasında, her lamina kendi yönüne bağlı olarak farklı şekilde büzülme eğiliminde olacaktır. Orta düzlem simetrisi kullanıldığında, bu gerilmeler birbirini sönmeler ve laminatların deformasyonunu önlenir (Şekil 6.7).



Şekil 6.7 : Düzlem simetrisinin laminat şekline olan etkisi.

Şekil 6.8’de 5 farklı dizilime sahip her biri 4 katman laminaya sahip laminatlar gösterilmiştir. Bu laminatların her biri herhangi bir eğriliğe sahip olmayacak şekilde düzlem üzerinde kürlenmiştir, fakat sadece sol arkadaki simetrik dizilime sahip olan monolitik plaka şeklini koruyabilmiştir. Diğer bütün plakalar iç gerilmelerden ötürü düzlem şeklini kaybetmiştir.



Şekil 6.8 : Simetrik ve simetrik olmayan dizilime sahip monolitik KETP plakalar [38].

Normal şartlarda monolitik karbonfiber kompozitler 8 bar basınç altında kürlenmektedir. Fakat ana deneyler sandviç kompozitler üzerinde gerçekleşecektir ve balpeteği çekirdek yapısı 3 bar basıncın üzerinde deforme olmaktadır. Bu nedenle, yüzey plakanın belirlenmesi için kullanılacak monolitik plakalar da 3 bar basınçta üretilmiştir.



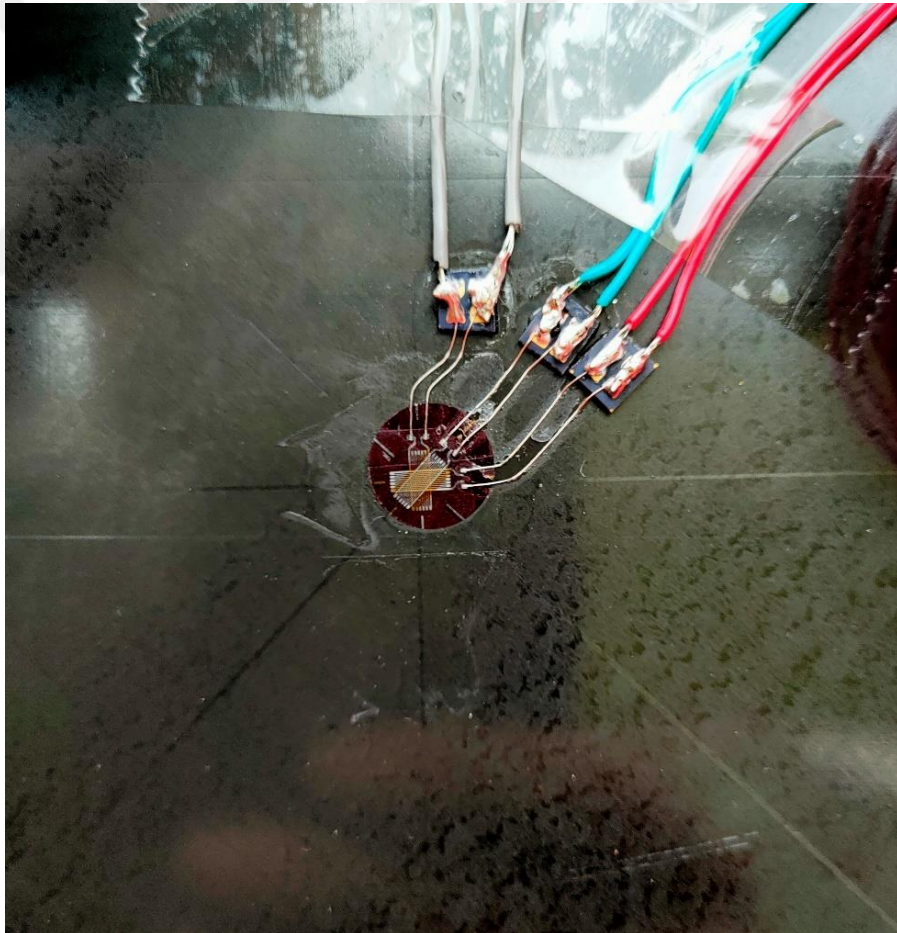
Şekil 6.9 : Sandviç Panel Yüzey Levhaları.

Şekil 6.9’da görüldüğü üzere üretilen monolitik plakalar 400 mm x 400 mm kare ölçülerde kesilmiş ve blast deney üzeneği için hazır hale getirilmiştir.



Şekil 6.10 : Yüzey Levhaları Test Düzeneği.

Uygun ölçülerde kesilmiş olan yüzey levhaları deney düzeneğinin üzerine Şekil 6.10'da gösterildiği gibi yerleştirilmiş ve arka yüzeylerinin tam merkezine kompozit yapılar için tasarlanmış 3 eksenli gerinim pulu yerleştirilmiştir (Şekil 6.11).

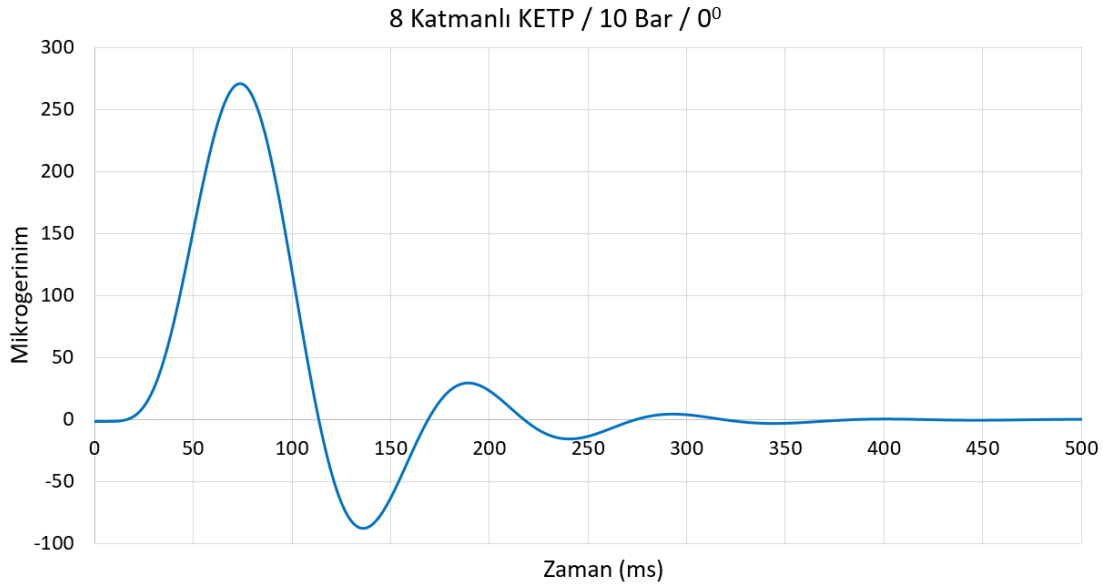


Şekil 6.11 : Plak merkezine yerleştirilen 3 eksenli gerinim pulu.

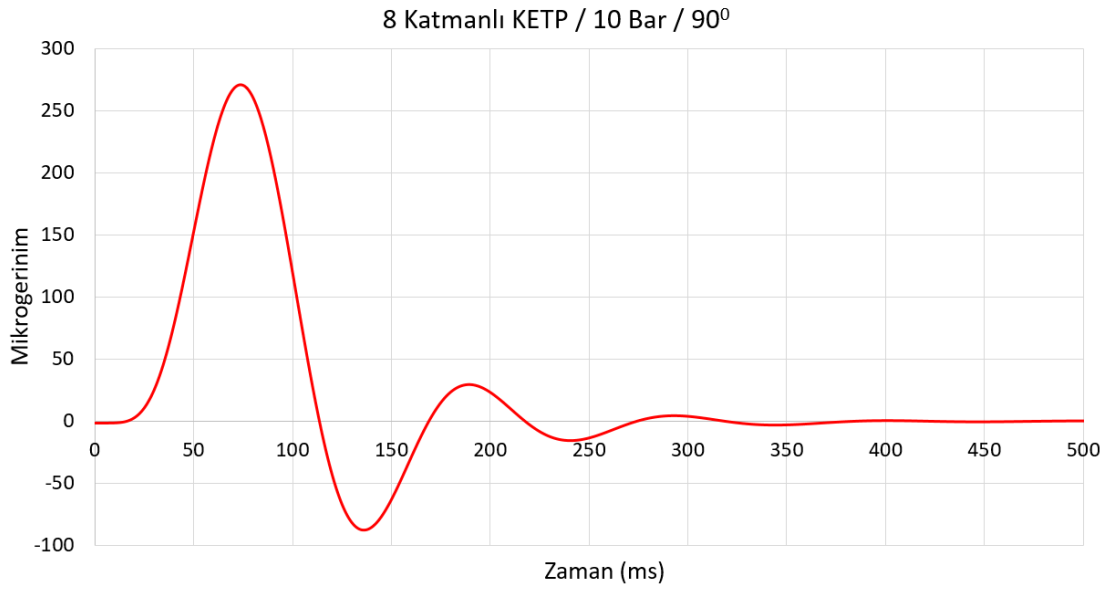
Tablo 6.2'de verilen monolitik plakalardan 8 ve 12 katmanlı olan plakalara sırasıyla 10 bar ve 20 bar değerinde basınçlı hava membran patlatma yöntemi ile plakalara dik

bir şekilde anlık olarak yüklenmiştir. Membran ile plaka yüzeyi arasındaki 550 mm'lik boşluğa çıkış çapı 210 mm olan bir difüzör yerleştirilmiştir. Bu sayede Bu difüzör sayesinde basınçlı hava direkt olarak plakaların efektif alanına yönlendirilmiştir. Plakaların efektif alanı içerisindeki en uzun mesafe olan köşegen uzunluğu yaklaşık 440 mm'dir ve bu değer membran ile plaka arasındaki 550 mm'lik mesafeden daha düşük olduğundan deneylerde plakalara yüklenen hava uniform kabul edilmiştir.

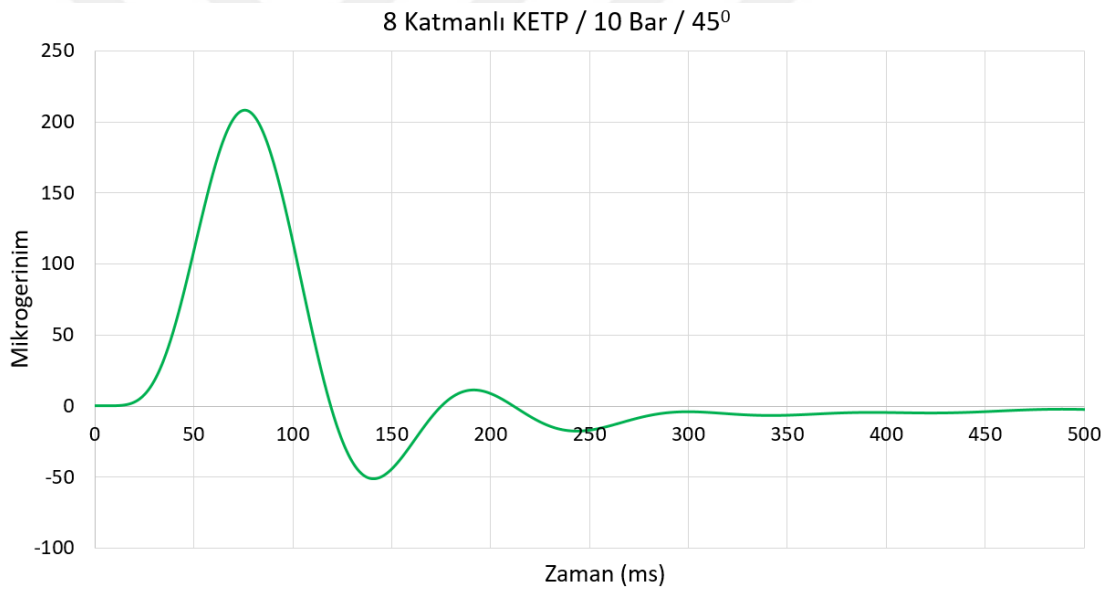
Bu deneylerden alınacak veriler aynı zamanda deney düzeneğinin ve basit mesnetli bağlantı konseptinin öngörülene uygun şekilde çalışıp çalışmadığını gösterecektir. İlk deneyde 10 bar hava 8 katmanlı (1.472) monolitik plakaya anlık olarak yüklenmiş ve plaka merkezinden 0^0 , 45^0 ve 90^0 eksenlerinde gerinim verisi grafikleri zamana bağlı olarak çizdirilmiştir (Şekil 6.12-6.14). Grafikte görüleceği üzere üç eksen de alınan gerinim verileri blast yükleme karakteristiğine uygun olacak şekilde nötral değerinden anlık olarak pozitif maksimum değerine yükselmiş, sonrasında yaklaşık aynı hızda göri dönerek negatif minimum değerine erişmiştir. Ardından nötral eksen üzerinde gittikçe sönümlenen dalgalanmalar yaparak tekrar başlangıç değerine dönmüştür. Deneylerin temel çıktısı olacak maksimum gerinim değerleri bu deneyde 0^0 yönünde 289.7, 90^0 yönünde 270.9 ve 45^0 yönünde 208.2 olarak okunmuştur.



Şekil 6.12: 8 katmanlı monolitik plaka; 0^0 yönündeki zamana bağlı gerinim grafiği.

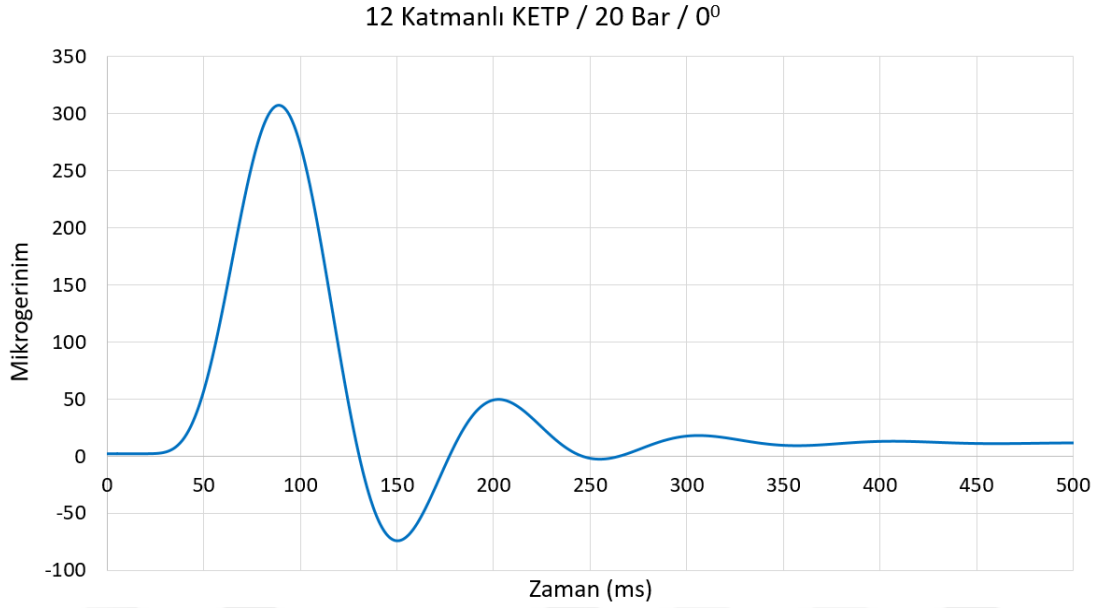


Şekil 6.13: 8 katmanlı monolitik plaka; 90° yönündeki zamana bağlı gerinim grafiği.



Şekil 6.14: 8 katmanlı monolitik plaka; 45° yönündeki zamana bağlı gerinim grafiği.

İkinci deneyde 20 bar basınca sahip hava 12 katmanlı (2.208 mm) monolitik plaka üzerine anlık olarak yönlendirilmiş. Bu deneyde patlama anında 45° ve 90° eksenindeki gerinim pulu kabloları koptuğu için sadece 0° ekseninde gerinim verisi alınmıştır (Şekil 6.15). Grafikte görüleceği üzere gerinim sonucunun karakteristiği bir önceki deney sonuçlarında olduğu gibi blast yüklemesi karakteristiği ile aynıdır Şekil. Bu deneyde elde edilen maksimum gerinim değeri 8 katmanlı plakaya göre daha yüksek çıkmıştır. Katman kalınlığı artırılırken aynı zamanda patlama basıncı da iki katına çıkarılışı için böyle bir artışın gözlemlenmesi normaldir.

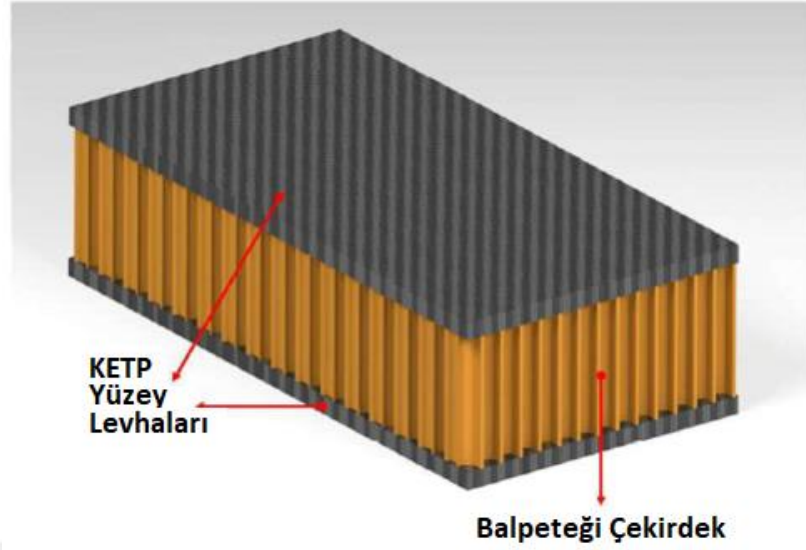


Şekil 6.15: 12 katmanlı monolitik plaka; 0° yönündeki zamana bağlı gerinim grafiği.

Yapılan yüzey levhası belirleme deneyleri sonucunda; 20 bar basınç altında sandviç kompozit plakların her bir yüzey levhası için 8 katmanın yeterli olacağına kanaat getirilmiştir. Çünkü 20 bar basınç altında 12 katmanlı monolitik plakada temiz bir sonucun okunuyor olması ve herhangi bir kırımın yaşanmamış olması her iki tarafında 8 katmanlı plaka bulunan sandviç kompozit plakların da 20 bar basınç altında sonuç vereceğini ve kırım yaşanma ihtimalinin düşük olacağını göstermektedir.

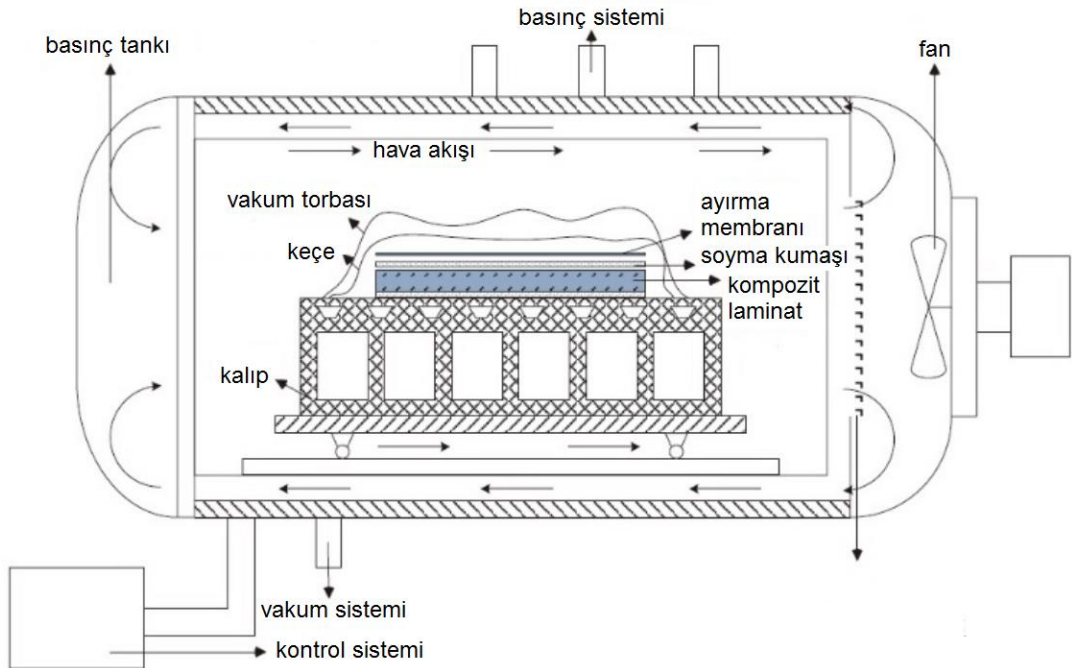
6.3 Sandviç Kompozit Plak Deneyleri

Önceki kısımlarda blast yüklemesinin gerçekleştirileceği sandviç kompozit panellerde kullanılacak aramid balpeteği çekirdek tiplerini ve yüzey levhalarının kalınlık değerlerini belirledik. Şekil 6.16'da görüldüğü üzere panellerin alt ve üst yüzeyi KETP malzeme, çekirdek kısmı ise aramid petek malzemeden oluşmaktadır.



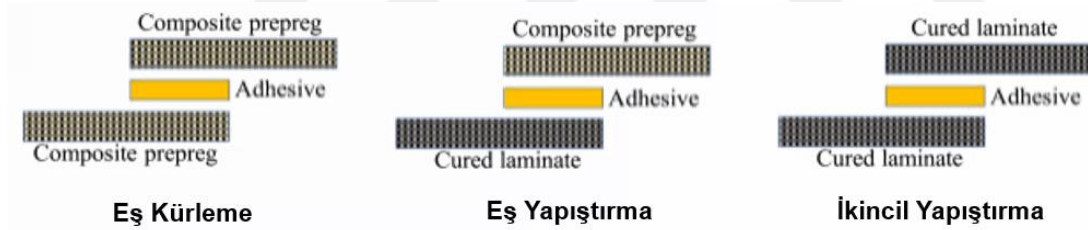
Şekil 6.16 : Aramid balpeteği çekirdeğe sahip karbon fiber sandviç kompozit.

Sandviç kompozit paneller de monolitik paneller gibi otoklav yöntemi ile Türk Havacılık Uzay Sanayi Kompozit Üretim tesislerinde üretilmiştir. Şekil 6.17’de bir otoklav’ın çalışma prensibi ifade edilmiştir. Görseldeki basınçlı tüpün içerisine uygun şekilde yerleştirilen sandviç kompozit her yerinde aynı sıcaklık ve basınç olacak şekilde kürlenmektedir.



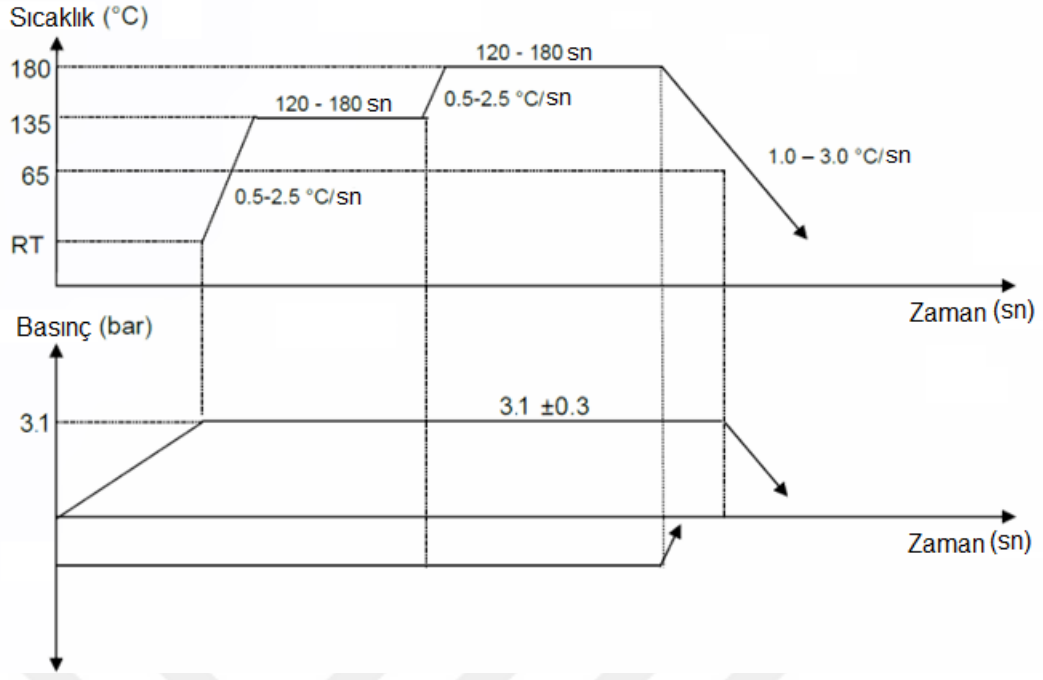
Şekil 6.17 : Kompozit otoklav işlemi prensibi [39].

Sandviç kompozit üretilirken kürleme tipi olarak 3 farklı opsiyon vardır. Bunlardan birincisi eş kürleme (co-curing) yöntemidir. Bu yöntemde sandviç plağın hem alt hem de üst yüzeyi çekirdek malzeme ile birlikte serilip tek seferde fırınlanır ve ikinci bir işlem uygulanmaz. Bu yöntemde yüzey levhaları daha yüksek basınçlarda kürlenebilecek olmasına rağmen, çekirdek yapıda çökme olmasını engellemek amacıyla yaklaşık 3 bar gibi düşük bir basınç değeri tercih edilir. İkinci yöntemde sandviç plağın yüzey levhalarından bir tanesi monolitik olarak kürlenir. Ardından çekirdek ve henüz kürlenmemiş olan ikinci yüzey levhasının katmanları kürlenmiş olan levhanın üzerine yerleştirilir ve ikinci kez fırınlanarak birleştirilir. Bu yönteme eş yapıştırma (co-bonding) yöntemi denir. Bu yöntemde ilk kürleme işlemi yaklaşık 8 bar basınç altında, ikinci kürleme ise çekirdek yapının çökme durumunu engellemek amacıyla yaklaşık 3 bar basınç altında gerçekleştirilir. Son yöntem ise ikincil yapıştırma (secondary-bonding) yöntemidir. Bu yöntemde sandviç plağın yüzey levhalarının her ikisi ayrı ayrı 8 bar basınçta monolitik olarak kürlenir. Ardından iki plağın arasına çekirdek yerleştirilir ve 3 bar basınçta birleştirme işlemi gerçekleştirilir (Şekil 6.18).



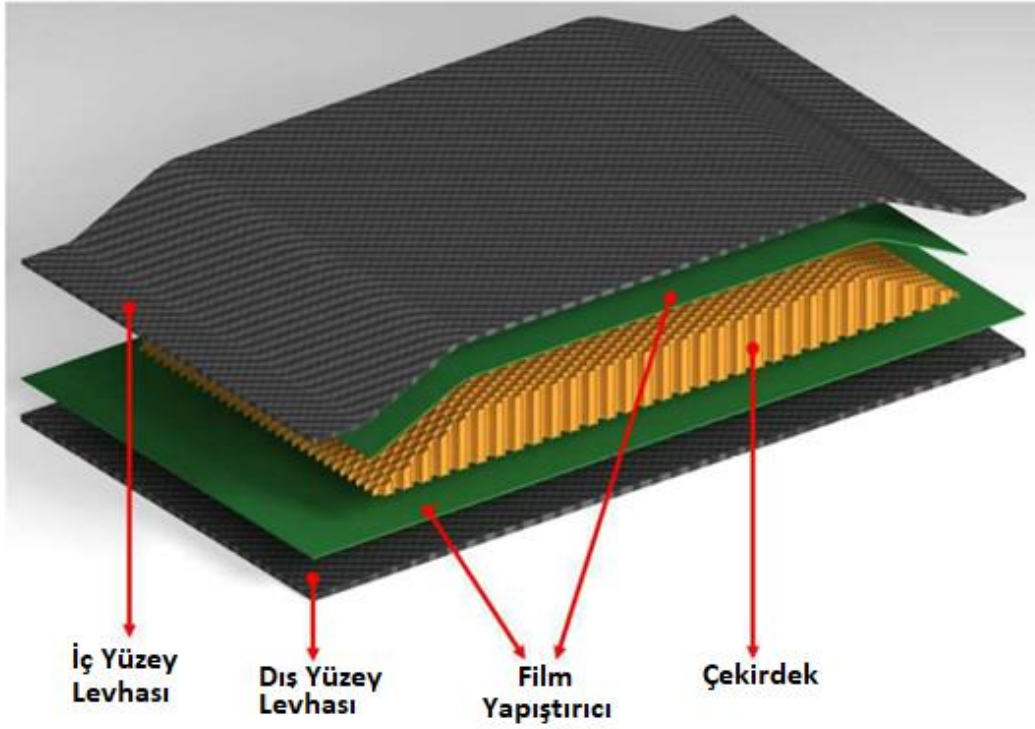
Şekil 6.18: Kompozit yapı alt eleman birleştirme yöntemleri.

Bizim çalışmamızda bu yöntemlerden ilki olan birlikte kürleme (co-curing) metodu tercih edilmiştir ve tüm plaklar tek seferde 3.1 bar basınç altında fırınlanmıştır. Çünkü bu yöntemde diğer iki yönteme kıyasla yüzey levhaları ile çekirdek yapı arasındaki yük geçişi daha kesintisiz ve düzenli olmaktadır. Aynı zamanda her iki yüzey levhasının mekanik özellikleri de aynı olmaktadır. Sandviç kompozit levha üretiminde uygulanan zamana bağlı basınç ve sıcaklık değişimini veren kürleme diyagramı Şekil 6.19'da gösterilmiştir.



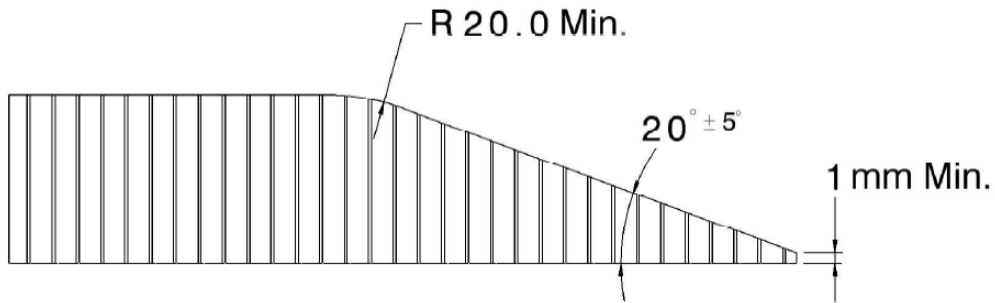
Şekil 6.19: Sandviç Kompozit Kürleme Diyagramı

Kürleme esnasında her yönden basınç uygulanıyor olması Şekil 6.16'daki gibi kenarları açık bir şekilde sandviç kompozitin üretilmesine engel olmaktadır. Çünkü petek çekirdek yapıların yanal yüklemeler karşısındaki mukavemeti çok düşüktür ve düşük basınçlarda çökmeye uğrarlar. Bu nedenle panelin çekirdek yapısı düzlemin bittiği yerden dışa doğru eğimli bir şekilde uzatılır ve Şekil 6.20'deki gibi pahlı kenarlar oluşur. Şekilde sadece 2 kenar pahlıdır, fakat bu çalışmadaki paneller 4 kenardan pahlı çekirdekler ile üretilmiş, sonrasında pahlı kısımlar deneyde kullanılacak iki boyutlu geometriye uygun olarak kesilerek düz plaklar elde edilmiştir. Ayrıca görselde olduğu gibi yüzey levhalarının epoksisinin hücrelere dolmasını engellemek amacıyla lavhalar ile çekirdek arasına film yapıştırıcı yerleştirilmektedir.

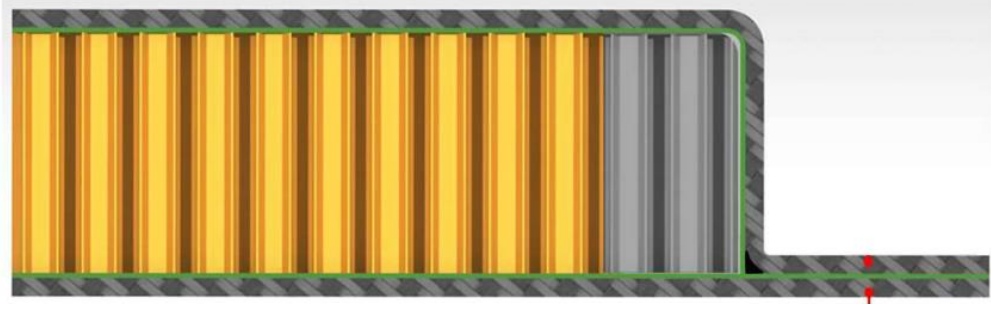


Şekil 6.20 : Tipik sandviç yapı bileşenleri.

Şekil 6.21’de gösterildiği gibi çekirdeğin pahlı kenar eğimlerinin yaklaşık 20° olması gerekmektedir. Eğer sandviç yapının dik bir şekilde üretilmesi gerekiyorsa da Şekil 6.22’de gösterildiği gibi kenar kısımlarına potting uygulanmalıdır.



Şekil 6.21 : Çekirdek elemanı pahlı kenar kesimi



Şekil 6.22 : Dik açı durumu için potting uygulaması.

Tablo 6.3'te görüleceği üzere 9 adet sandviç kompozit plaka 3 farklı çekirdek kalınlığı ve 3 farklı çekirdek tipi eşleştirmesi sonucunda otoklav metodu ile üretilmiştir.

Tablo 6.3: Sandviç deney plakları ve özellikleri.

Plak Numarası	Petek Yapısı / Yoğunluk (kg/m ³)	Çekirdek Kalınlığı (mm)	L Kayma Modülü (MPa)	W Kayma Modülü (MPa)
HJ53BAP102	Altıgen / 48	6.35	41	24
HJ53BAP104	Altıgen / 48	12.7	41	24
HJ53BAP106	Altıgen / 48	25.4	41	24
HJ53BAP302	Altıgen / 96	6.35	90	45
HJ53BAP304	Altıgen / 96	12.7	90	45
HJ53BAP306	Altıgen / 96	25.4	90	45
HJ53BAP502	OX-Cell / 48	6.35	21	41
HJ53BAP504	OX-Cell / 48	12.7	21	41
HJ53BAP506	OX-Cell / 48	25.4	21	41

Bu üretimin sonucunda HJ53BAP106 ve HJ53BAP506 isimli plaklar haricindeki tüm plaklar havacılık kalite standartlarına uygun olarak TUSAŞ Kompozit Üretim Tesisleri'nde üretilmiştir. Fakat bahsi geçen 2 plakta çekirdeğin yan yüzeylerinin bir kısmı basınç yüküne dayanamayıp çökme yapmıştır. Bu sebeple bu iki plak deneylere dahil edilmemiştir.

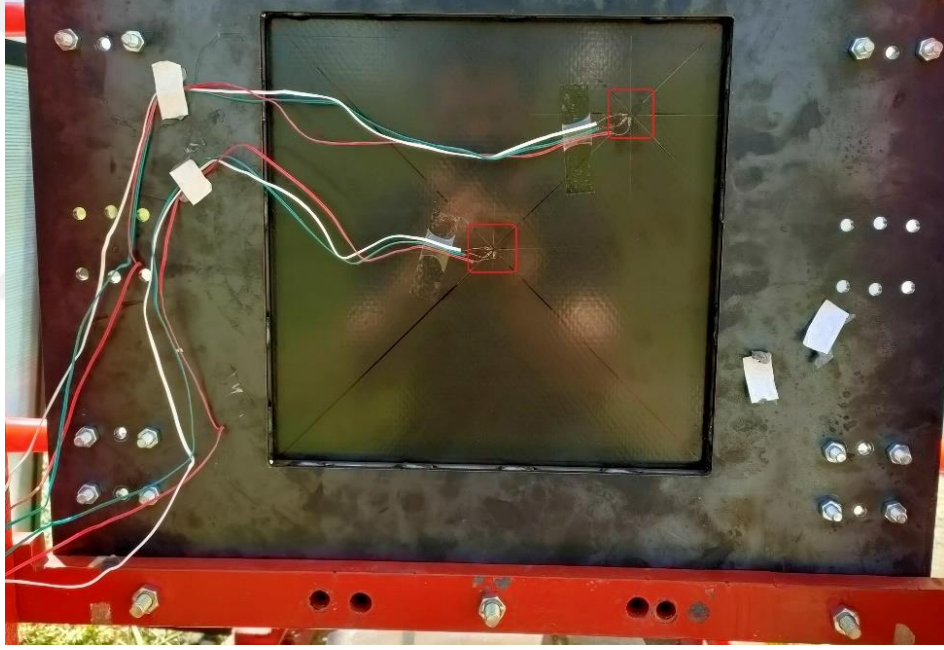
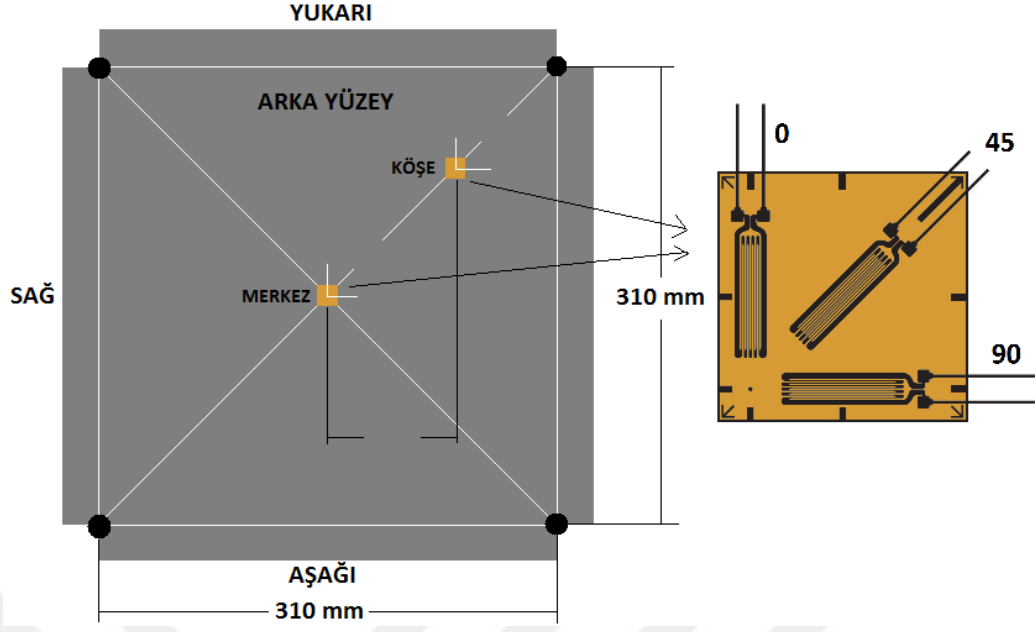
Üretimi gerçekleşen 7 plağın deney düzeneğine oturacak olan 310 mm x 310 mm efektif kare bölgesinin dışında kalan bölgesinin köşe kısımları kesilerek Şekil 6.23'te gösterilen deney plakları elde edilmiştir. Köşe çıkarma işlemi sayesinde plakların her dört kenar uzantısı birbirinden bağımsız olacak ve birbiri arasındaki yük aktarımı

engellenmiş olacaktır. Yani, plakların deney düzeneğinin efektif kare bölgesi haricindeki kısımlarının uzunlukları deney sonuçlarını etkilemeyecektir.



Şekil 6.23: Üretim sonrası kesim işlemleri tamamlanmış sandviç kompozit deney plakları.

Kesim işlemi yapılan plakların merkezlerine ve sağ üst köşelerine Şekil 6.25'te görüldüğü üzere 3 eksenli rozet tipi gerinim pulları yapıştırılmış ve her bir plaktan 6'şar adet gerinim verisi alınmak üzere gerinim pulları veri toplama cihazına bağlanmıştır.



Şekil 6.24: Deney öncesi sandviç plağın arka yüzü.

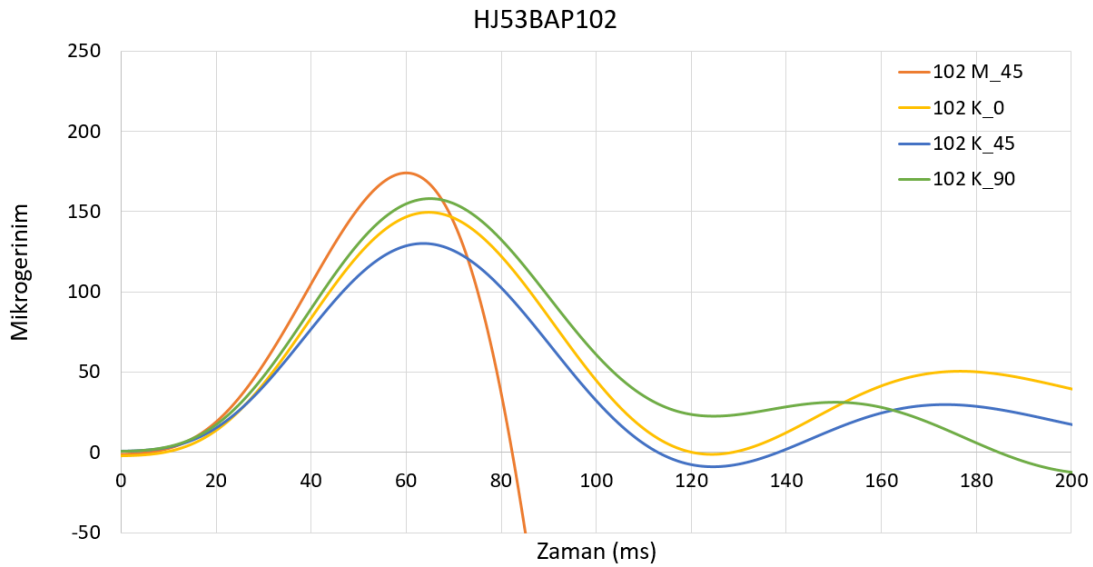
Şekil 6.25'te görüldüğü üzere plaklar çerçeveye dayandıktan sonra sadece arka yüzeyinden kauçuk pabuçlara sahip yatay klempler ile 4 köşeden desteklenmiştir.



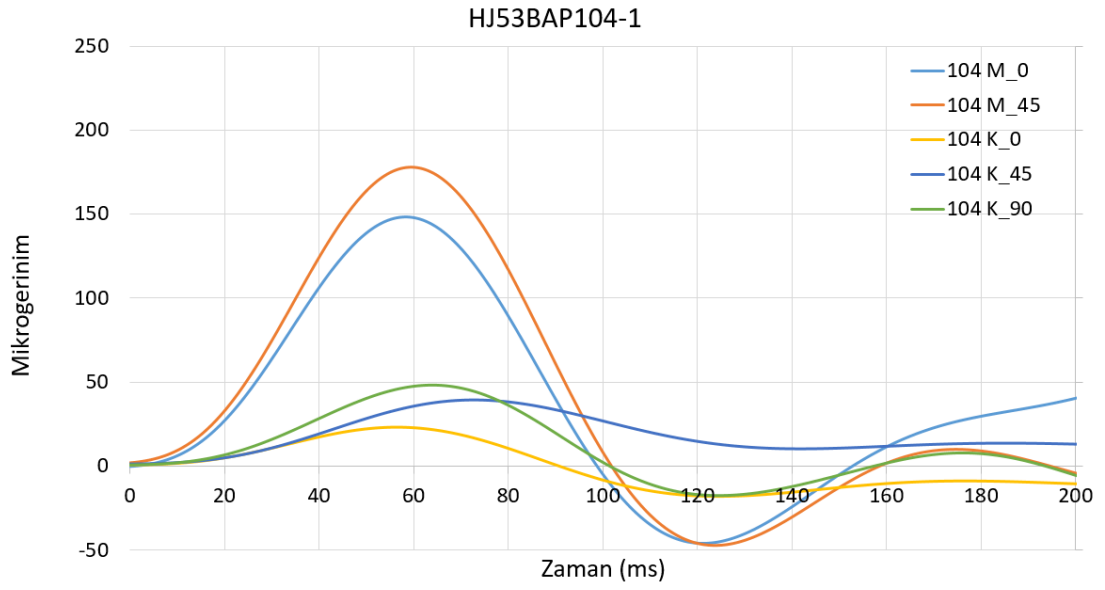
Şekil 6.25: Deney plağı ön yüz desteklemesi.

Her bir gerinim pulunun çıkış değerleri kontrol edilmiş ve veri toplama cihazına temiz bir veri seti elde edilene kadar kalibrasyon yapılmıştır.

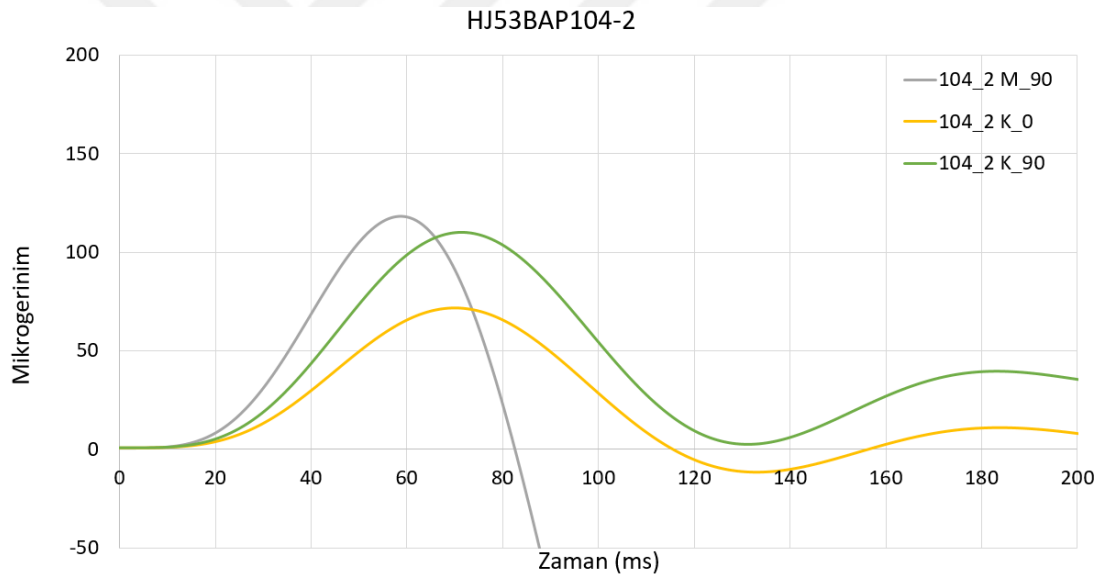
20 bar basınç altında yüzey levhası belirleme deneylerindeki koşullar ile aynı olacak şekilde 7 plakaya ayrı ayrı blast yüklemesi gerçekleştirilmiş; Yüksek çözünürlüklü veri toplama sistemi vasıtası ile saniyede 10000 örnek alınarak tüm deneylerde gerinim pullarından alınan sonuçların patlama anını gösteren kısımlarının grafikleri çizdirilmiştir (Şekil 6.26-6.33).



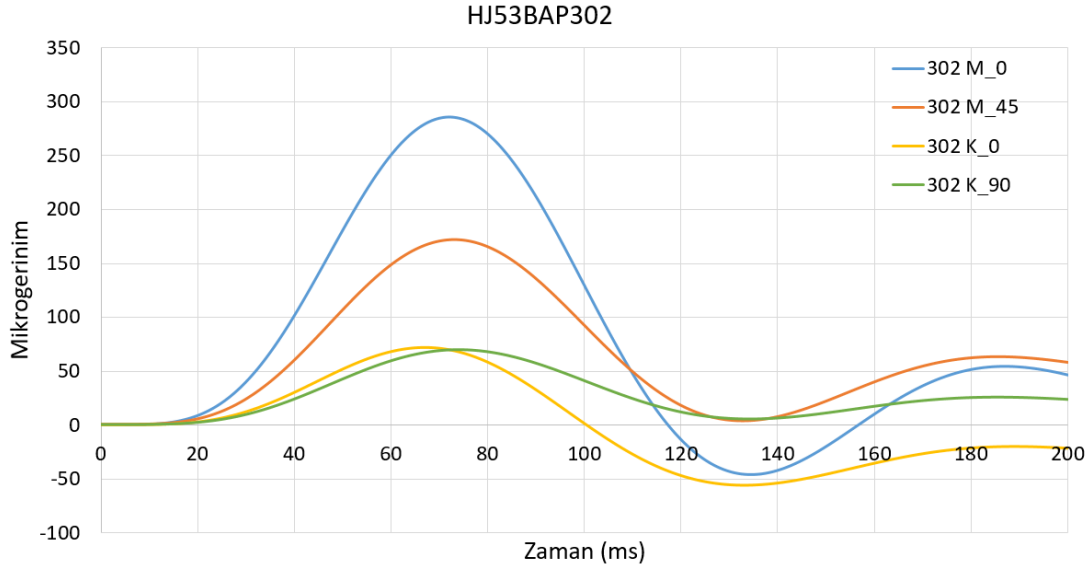
Şekil 6.26: HJ53BAP102 mikrogerinim-zaman grafiği.



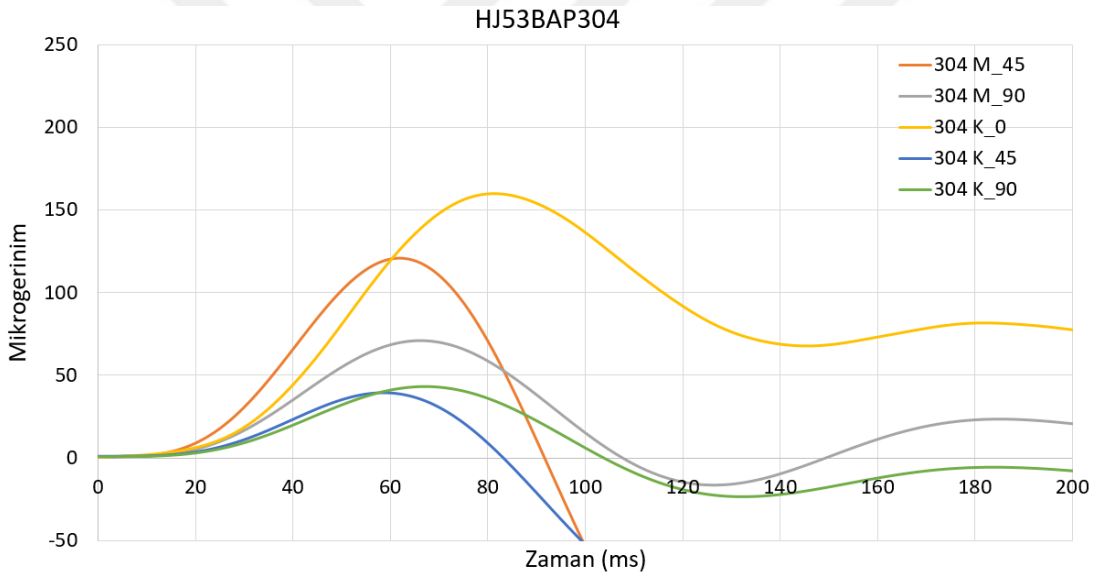
Şekil 6.27: HJ53BAP104-1 mikrogerinim-zaman grafiği.



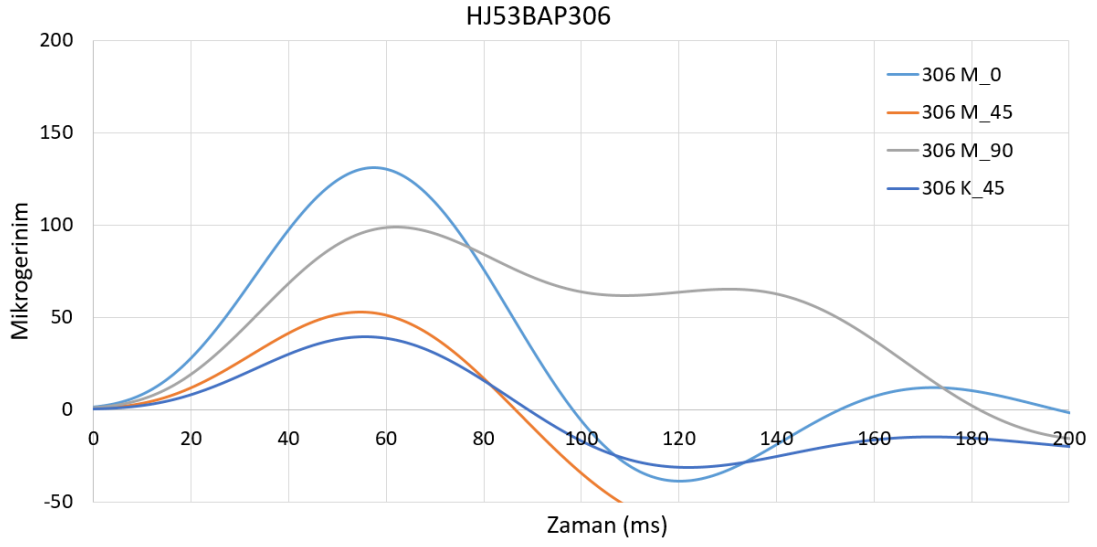
Şekil 6.28: HJ53BAP104-2 mikrogerinim-zaman grafiği.



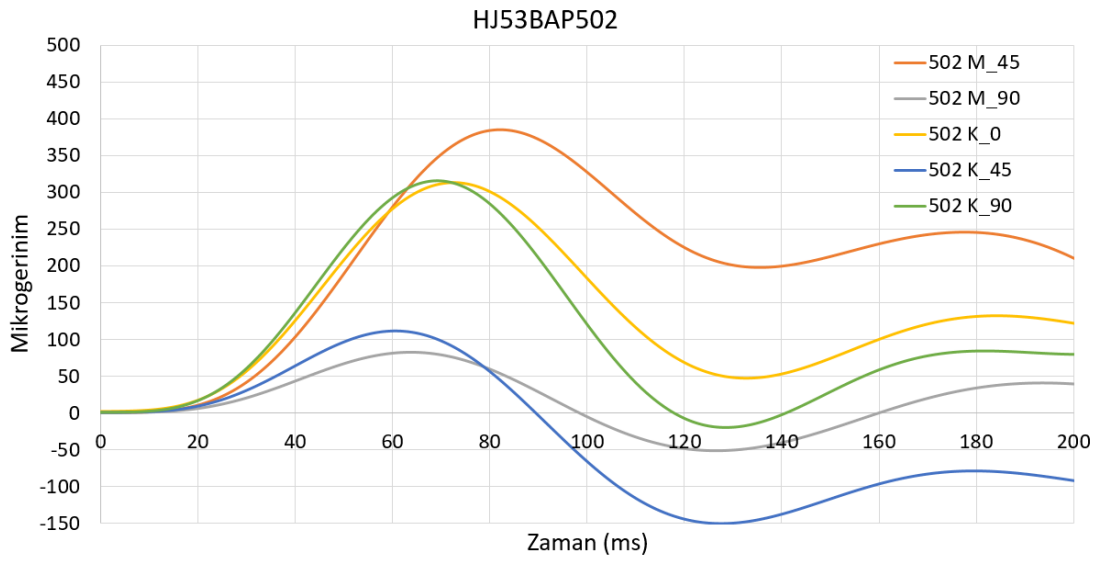
Şekil 6.29: HJ53BAP302 mikrogerinim-zaman grafiği.



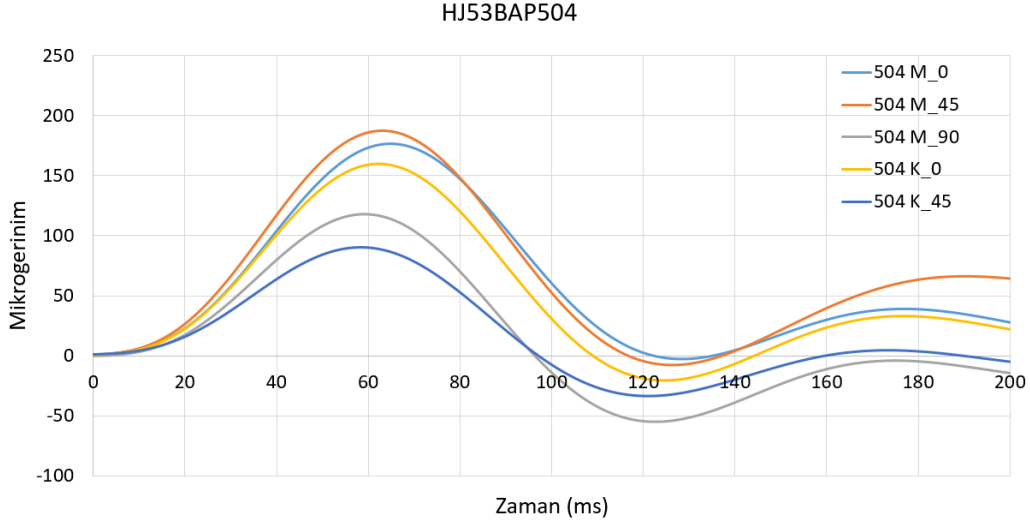
Şekil 6.30: HJ53BAP304 mikrogerinim-zaman grafiği.



Şekil 6.31: HJ53BAP306 mikrogerinim-zaman grafiği.



Şekil 6.32: HJ53BAP502 mikrogerinim-zaman grafiği.



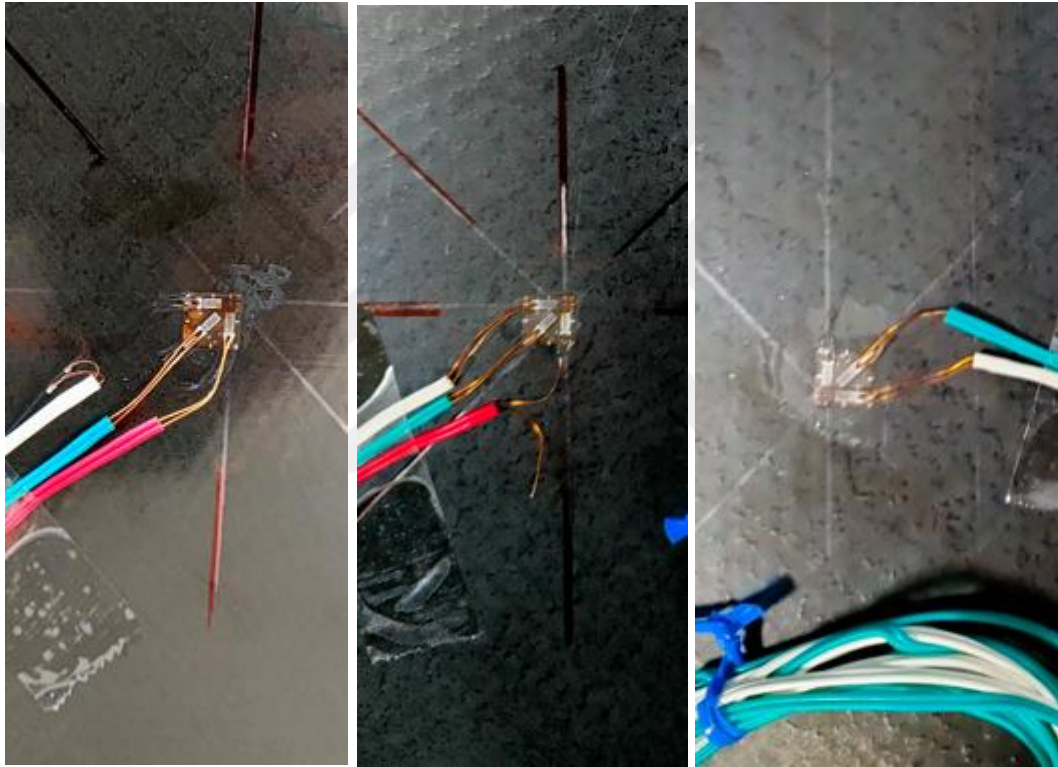
Şekil 6.33: HJ53BAP504 mikrogerinim-zaman grafiği.

Sonuçlarda görüleceği üzere başlangıçta tüm gerinim pullarından alınan değerler nötral eksen üzerindeyken yüklemenin ardından bazıları tekrar nötral eksene dönmemiştir ve blast karakteristiğinin biraz dışında bir davranış göstermiştir. Bu sonuç bizim için öngörülen bir durumdur. Çünkü deney düzeneğindeki basit destekli mesnet metodu sadece pozitif yükleme yönünde doğru sonuç verecek şekilde tasarlanmıştır. Plaklar pozitif yükleme durumunda çizgsel ve rijit bir çerçeve üzerinde basitçe mesnetlenmişken; negatif yüklemeye maruz kaldıklarında dört köşede yer alan tutucu klemplerin esnek kauçuk pabuçları dışında herhangi bir engelle karşılaşmamaktadırlar. Bu da gerinim grafiklerinin patlamanın hemen ardından ulaştıkları tepe noktasından sonraki kısımlarının dikkate alınabilecek güvenilirlikte olmadığını göstermektedir. Ayrıca grafikler patlamanın ardından salınım yaparak tekrar görece sabit bir hale gelmektedir.

Tablo 6.4: Deneyler sonucunda elde edilen maksimum gerinim değerleri.

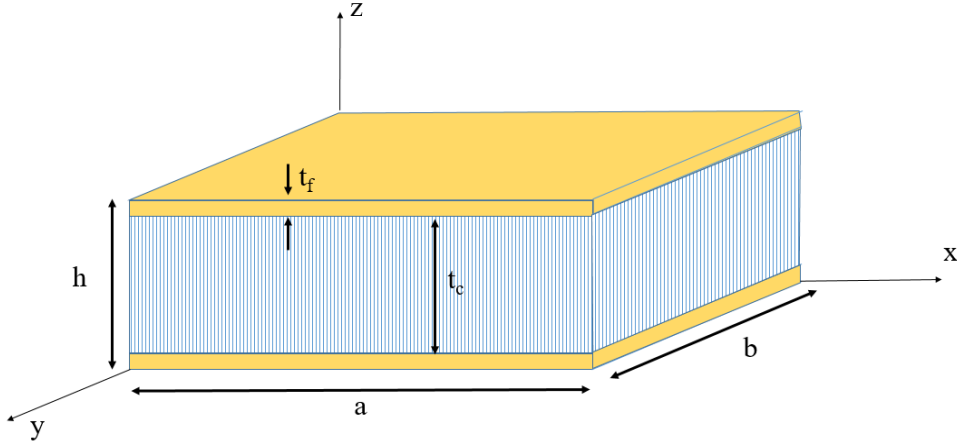
Plak No	M-0°	M-45°	M-90°	K-0°	K-45°	K-90°
HJ53BAP102	Bozuk	174.00	-	149.00	130.00	158.00
HJ53BAP104	126.08	Bozuk	118.27	71.76	Bozuk	110.14
HJ53BAP302	285.79	172.12	147.3	134.10	Bozuk	122.70
HJ53BAP304	132.29	120.87	163.75	Bozuk	39.48	43.23
HJ53BAP306	94.58	52.86	90.82	40.72	39.76	45.54
HJ53BAP502	-	385.26	82.82	313.41	111.77	315.88
HJ53BAP504	176.59	187.45	117.90	159.84	90.30	-

İlk tur deney sonuçlarının yorumlanması temelinde Tablo 6.4'te verilen maksimum gerinim değerlerinin kıyaslanması sonucu yapılacaktır. Tabloda verilmeyen sonuçlar patlama sonucunda kablosu kopan gerinim pullarına aittir (Şekil 6.34). Bu gerinim pullarından herhangi bir şekilde patlama anına dair bir veri okunamamıştır ve sonuçlara dahil edilmemişlerdir. 'Bozuk' şeklinde ifade edilen sonuçlar ise rüzgarın etkisi ile bozuntunun olduğu ve tepe noktasının okunmasının zorlaştığı gerinim verilerini temsil etmektedir. Burada elde edilen verilerin yorumlamaya katılmasının sağlıklı olmayacağına kanaat edilmiştir.



Şekil 6.34: Patlama anında kopan gerinim pulu örnekleri.

İlk tur deney verilerinin sonrasında başlangıç düzeyinde bir yaklaşım geliştirilerek hata hesabı yapılmıştır. Bu hesap aynı plaka içerisinde ölçülen 0^0 ve 90^0 yönlerindeki gerilim oranlarının, sayısal çalışmalar içerisinde çıkardığımız belli bir yönde plak direngenliği formülü yardımıyla çıkarılan iki ayrı yöndeki direngenlik değerlerinin oranının kıyaslamasıyla yapılmıştır.



$$D = b \left[\frac{E_f t_f^3}{6} + \frac{E_f t_f d^2}{2} + \frac{E_c t_c^3}{12} \right]$$

Şekil 6.35: Sandviç kompozit plaka için direngenlik formülü.

Tablo 6.5: L ve W yönlerinde alınan verilerin teoriyle kıyaslanması.

Plak No	E _f (GPa)	E (L) (MPa)	E (W) (MPa)	D _w /D _L	ε _L /ε _w	Hata Oranı %
102	150	41	24	0.99994	0.94303	5.69
104	150	41	24	0.99986	1.06603	6.62
302	150	90	45	0.99985	0.97195	2.79
304	150	90	45	0.99965	0.80787	19.18
306	150	90	45	0.99923	1.04140	-4.22
502	150	21	41	1.00006	0.99218	0.79
504	150	21	41	1.00015	1.49779	-49.76

Tablo 6.5'te yer alan verileri incelediğimizde yüzey levhasının elastisite modülünün görece çekirdek L ve W yönlerindeki elastisite modüllerine kıyasla çok yüksek olması ve yüzey levhalarının parçanın nötral eksenine uzak konumlanmış olmasından ötürü teorik olarak L ve W yönlerindeki direngenliklerin oranının çok düşük olmasına sebebiyet vermektedir. Plakların 0° ve 90° yönlerinden alınan gerinim değerleri kıyaslandığında ise bu değerlerin de birbirine yakın olduğu gözlemlenmiştir. Sadece 306 ve 504 nolu plakanın 0° ve 90° yönlerindeki maksimum gerinim değerleri arasında

büyük fark okunmuştur. 304 nolu plakada kıyaslamak için uygun iki değer bulunmadığı için aynı plaka içerisinde hata oranı hesaplanamamıştır.

Tablo 6.4'te verilen maksimum gerinim değerlerine göre;

Beklendiği üzere, plakların merkezlerindeki gerinim pullarından okunan değerler aynı eksenlerin köşeye yerleştirilen gerinim pullarından okunan değerlerine göre daha yüksektir.

Plaka kalınlıkları arttıkça okunan gerinim değerleri de düşüş göstermiştir. Sadece 304 ve 306 nolu plakaların köşe 45⁰ yöneliminden alınan sonuçlarda kalınlık değişmesine rağmen bir değişim olmamıştır. Bunun dışında plaka kalınlığının değişmesi sonucu gerinim değerlerindeki değişim oranlarının teorik hesaplamalar ile kıyaslaması Tablo 6.6'da gösterilmiştir.

Tablo 6.6: Kalınlık değişiminin gerinim değerlerine etkisi.

Plak No	Kalınlık Oranı	ϵ_{ince}	$\epsilon_{Kalın}$	D_i/D_K	ϵ_K/ϵ_i	Hata Oranı %
102/104	1/2	149.00	71.76	0.5563	0.4765	-14.35
102/104	1/2	158.00	110.14	0.5563	0.6970	25.29
302/304	1/2	132.29	285.79	0.5562	0.7022	-16.78
302/304	1/2	70.01	43.23	0.5563	0.6174	10.99
302/306	1/4	285.79	94.58	0.2960	0.3456	11.78
302/306	1/4	172.12	52.86	0.2962	0.3071	3.67
304/306	1/2	163.75	90.82	0.5322	0.4373	17.84
502/504	1/2	385.26	187.45	0.5563	0.4865	-12.54
502/504	1/2	313.41	159.84	0.5563	0.5060	9.06

Tablodaki değerlere baktığımız zaman kalınlık değişiminin bazıları haricinde test sonuçlarına yansıdığını görmekteyiz. Bu düzeyde hata payının bulunmasını teorik formülasyondaki ihmallere ve test ortamının şartlarındaki değişkenlere bağlayabiliriz.

300 serisi plakların çekirdekleri 100 ve 500 serisi plakların çekirdeklerine nazaran iki kat daha yoğundur. Bu durum firmanın yayınladığı malzeme özelliklerini referans alırsak 300 serisindeki çekirdeklerin aynı kalınlıktaki 100 serisindeki çekirdeklerin yaklaşık iki katı direngenliğe sahip olmasına yol açmaktadır. Teorik olarak plakların direngenlik hesabı yapıldığında çekirdeğin etkisi yüzey levhalarının yanında yok

denecek kadar az olmaktadır. Aynı kalınlıktaki plakalarda mekanik özellikleri farklı çekirdekler kullanılsa da sonuçların aynı olması beklenmektedir. Fakat 102, 302 ve 502 nolu plakaların köşe 0^0 ve 90^0 yönlerindeki gerinim değerlerine baktığımızda en yoğun çekirdek yapısına sahip 302 nolu plakta okunan gerinim değerleri 102 nolu plakta okunan gerinim değerlerine kıyasla belirgin olarak daha düşüktür. 502 nolu plakada ise 102 nolu plakada okunan değerlerin 2 katı kadar değerler okunmuştur (Tablo 6.7).

Tablo 6.7: Çekirdek tipinin gerinim değerlerine etkisi.

Plak No	t_{çekirdek} (mm)	E (L) (MPa)	E(W) (MPa)	Direngenlik	K-0⁰ ϵ	K-90⁰ ϵ
102	6.35	41	24	2,118E+9	149.0	158.0
302	6.35	90	45	2,119E+9	134.1	122.7
502	6.35	21	41	2,118E+9	313.4	315.8

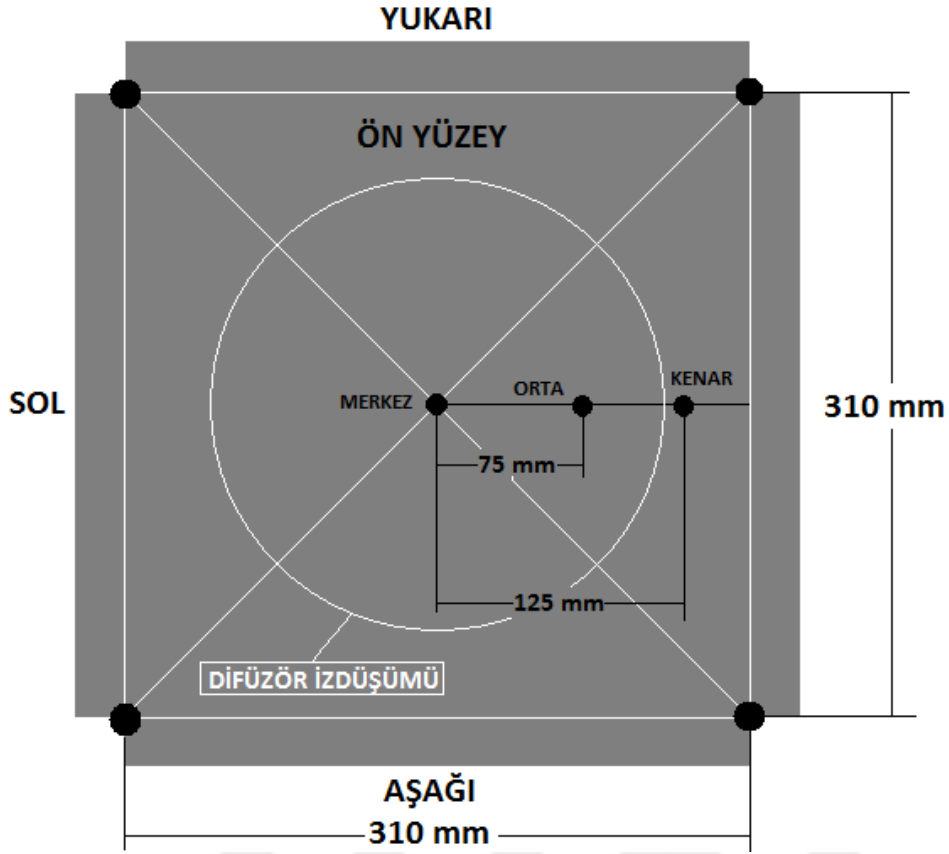
502 ve 504 kodlu plaklarda daha öncede belirtildiği üzere OX-CORE olarak bilinen çekirdek serisi kullanılmıştır. Bu çekirdekler diğer çekirdeklere kıyasla daha esnektir ve belli bir değer üzerinde yüzey eğimine sahip geometrilerde tercih edilir. Bu plakalardan okunan gerinim değerleri özellikle 0^0 ve 90^0 eksenlerinde aynı kalınlığa sahip diğer plaklara göre daha yüksektir. Bu durumun aynı yükleme altında çekirdek esnekliğinden ötürü yüzey levhalarının görece daha fazla esnemesine yol açtığı düşünülmektedir. Matematiksel hesaplamalarda ve analiz çalışmalarında çekirdek malzemesinin geometrisi tam olarak göz önünde bulundurulmamaktadır. Aynı zamanda hesaplamalar herhangi bir deformasyonun olmadığı senaryolara göre yapılmaktadır. Balpeteği çekirdek yapısını göz önünde bulundurduğumuzda katı bir hacimden ziyade içi boşluklu ve ince duvarları olan hücrelerden oluştuğunu rahatlıkla söyleyebiliriz. Fakat matematiksel yaklaşımlarda veya analiz çalışmalarına bu geometrinin yansıtılması çok zor olacağı için düşük yoğunluklu homojen bir katı olarak modellenir ve bu sebeple hücre duvarlarındaki kırılmalar ihmal edilir. Nitekim deneyler sonucunda levha yüzeylerinde yapılan gözlemlerde 502 no'lu plakanın yüzeyinde dahi kırıklar gözlemlenmiştir (Şekil 6.36).



Şekil 6.36: HJ53BAP502 nolu plakada deney sonrası oluşan yüzey çatlağı.

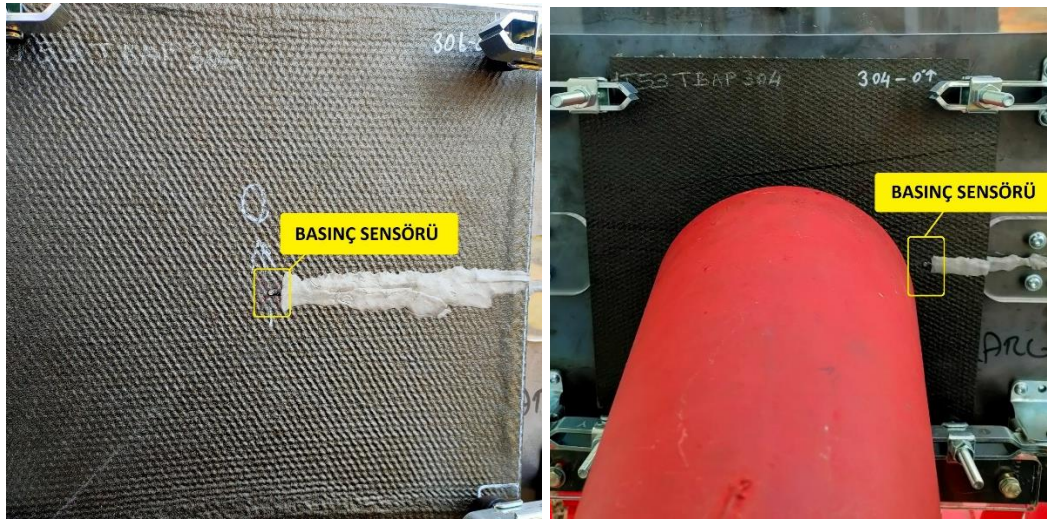
6.4 Basınç Ölçüm Deneyleri

Teorik sonuçlar ile yapılan kıyaslamalar içerisinde en fazla farklılığın göze çarptığı durum çekirdek kalınlığının değişiminin blast yüklemesine etkisinde olmuştur. Bu durumu daha detaylı incelemek amacıyla 302, 304 ve 306 numaralı plaklar üzerinde basınç verisi de alınacak şekilde deneyler tekrarlanmıştır.



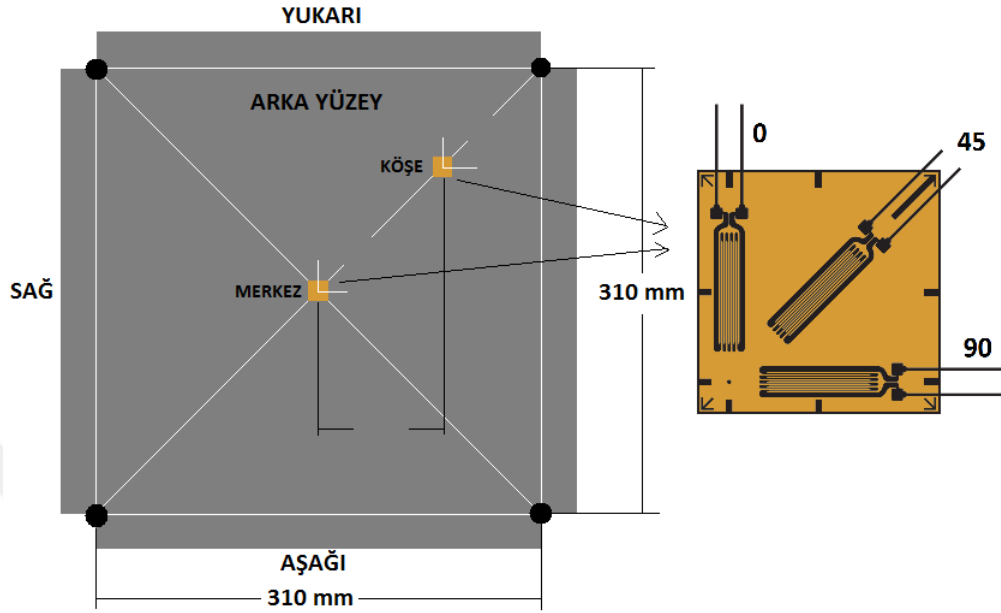
Şekil 6.37: Basınç ölçüm deney plağı ön yüzeyi ve basınç sensörü konumları

Bu deneylerde Şekil 6.37’de görüldüğü üzere plağın ön yüzeyine sırasıyla merkeze, merkezden 75 mm uzağa ve 125 mm uzağa olacak şekilde Kulite LQ-125-17BARA model basınç sensörü yerleştirilmiş ve 3 farklı lokasyonda zamana bağlı basınç değerleri elde edilmiştir.



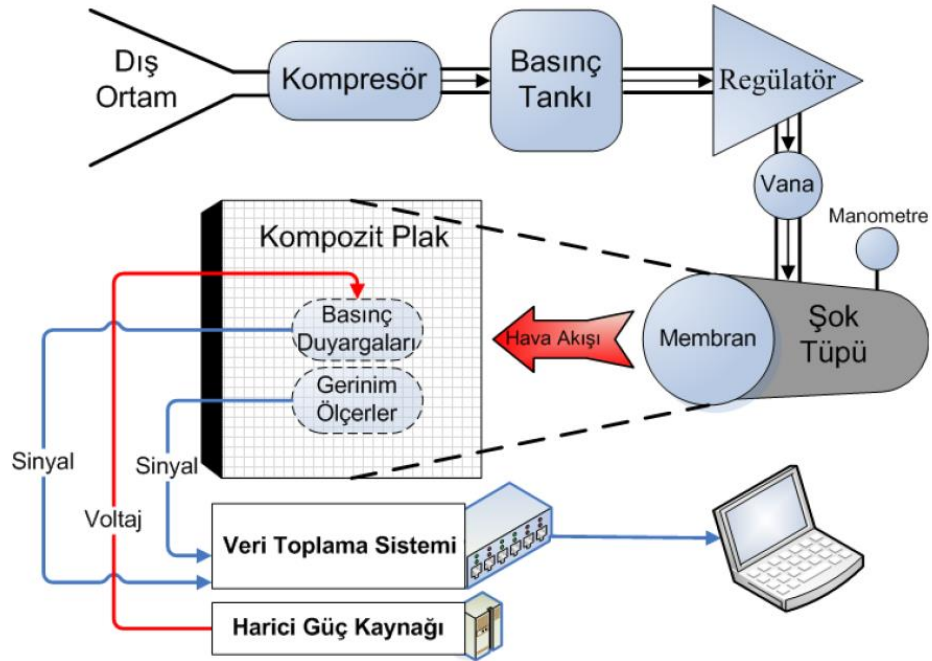
Şekil 6.38: Basınç sensörünün sırasıyla plak merkezi ve plak kenarı konumları.

Şekil 6.38’de basınç sensörünün merkez ve kenar konumları ayrı ayrı gösterilmiştir. Görselden de anlaşılacağı üzere kenar (125 mm)’a yerleştirilen basınç sensörü yarıçapı 110 mm olan difüzörün izdüşüm alanının dışında kalmaktadır.



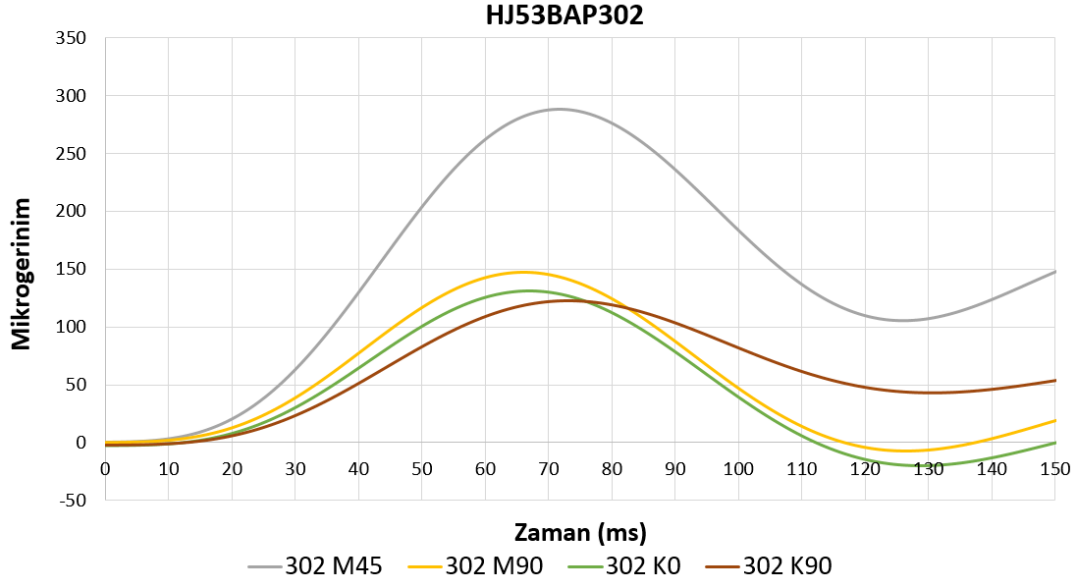
Şekil 6.39: Sandviç plağın arka yüzeyi ve gerinim ölçer konumları.

Bu deneylerde de daha önceki sandviç plak deneylerindeki gibi plakların arka yüzeyinde merkeze ve köşeye birer adet kompozit için uygun 3 eksenli BFCA-2-3-2LJC-F model gerinim pulu yapıştırılmıştır.

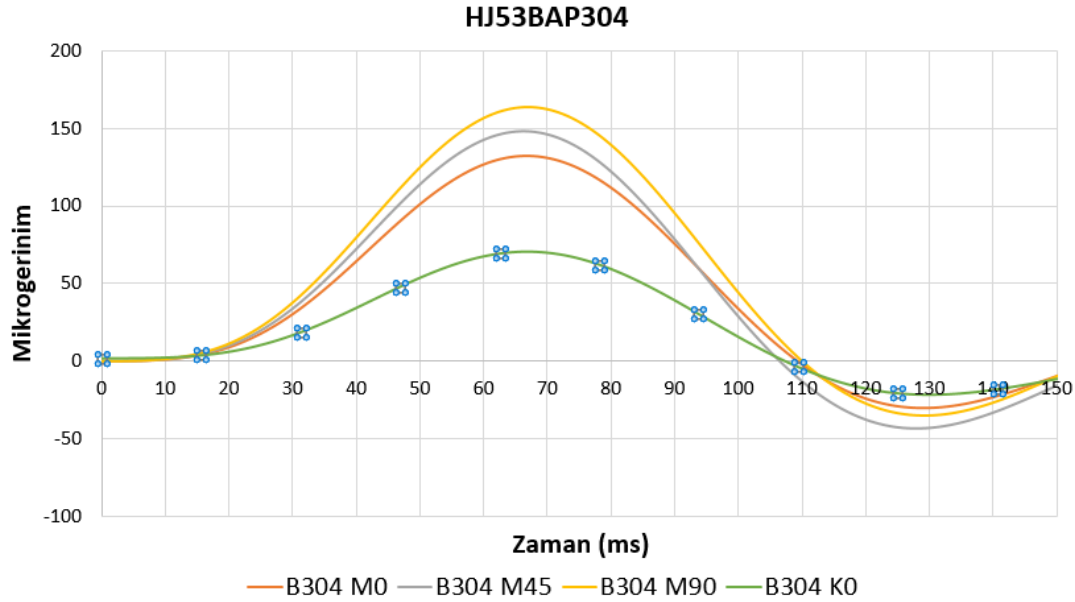


Şekil 6.40: Basınç ölçüm deney düzeneği şeması.

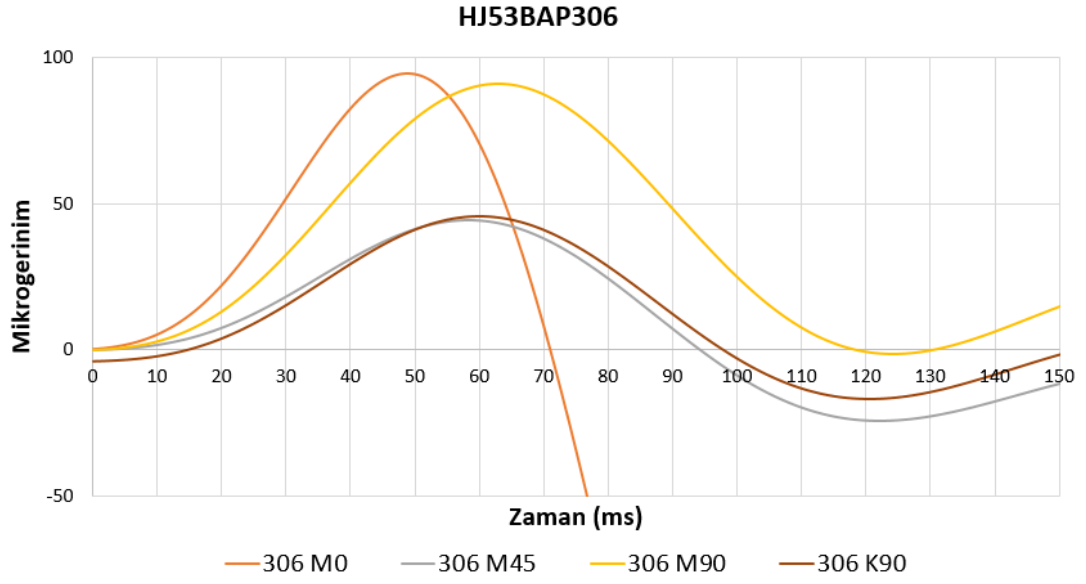
Bu deneylerde Şekil 6.40’da görüldüğü üzere önceki deneylerden farklı olarak basınç sensörlerinin beslemesi için harici bir güç kaynağı da düzeneğe eklenmiştir. Üç plak üzerine de 20 bar basınca sahip hava anlık olarak yüklenmiştir. Deneyler sonucunda plaklardan alınan strain verileri Şekil 6.41-6.43’teki grafiklerde gösterilmiştir.



Şekil 6.41: HJ53BAP302 mikrogerinim-zaman grafiği.

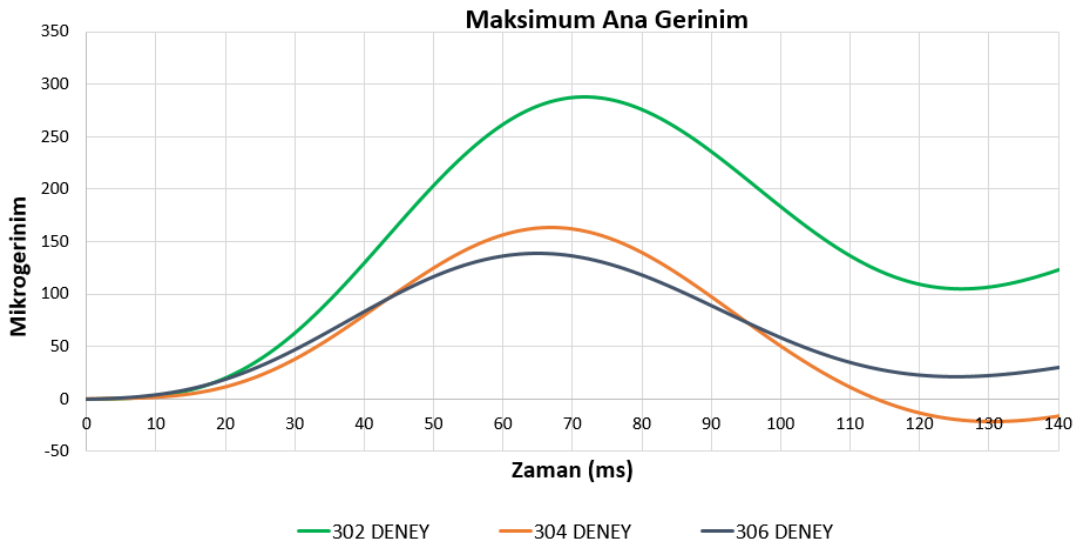


Şekil 6.42: HJ53BAP304 mikrogerinim-zaman grafiği.



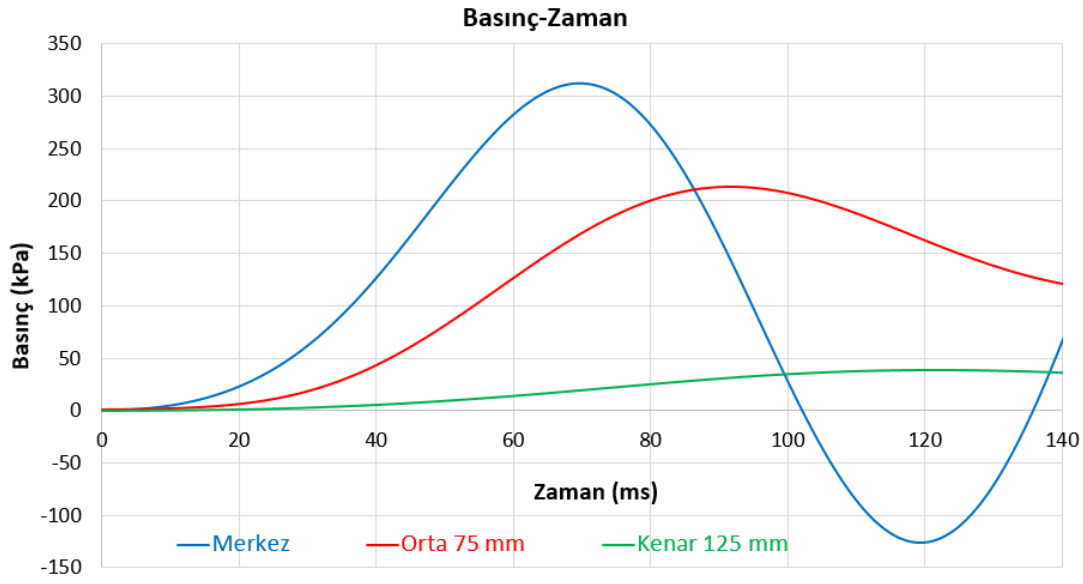
Şekil 6.43: HJ53BAP306 mikrogerinim-zaman grafiği.

Üç plaka arasında daha doğru bir kıyaslama yapmak amacıyla merkezden 3 farklı eksende alınan gerinim verilerinden maksimum principle gerinim grafikleri elde edilmiştir Şekil 6.44.



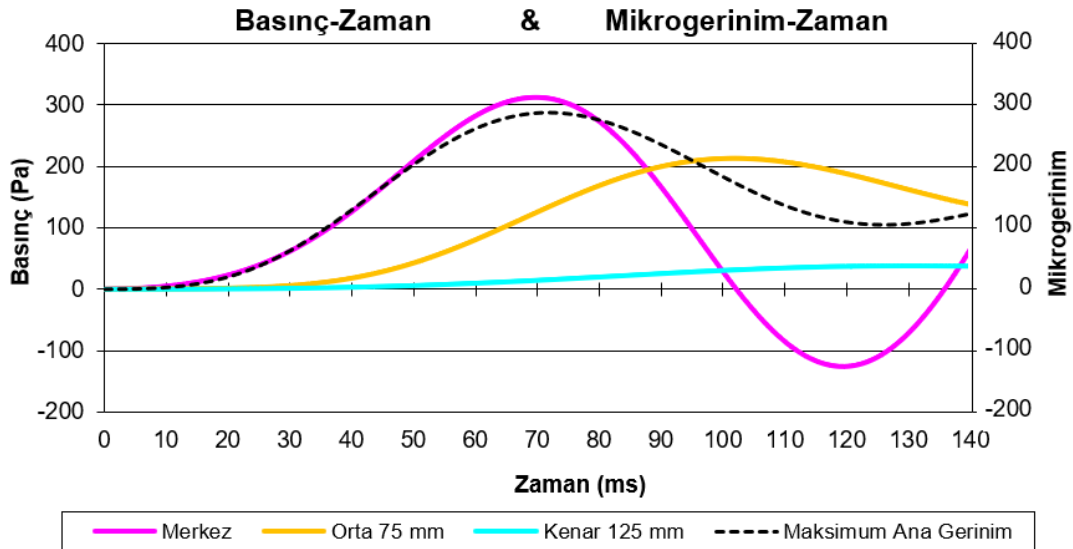
Şekil 6.44: Deneyler sonucunda üç farklı kalınlıktaki plak merkezlerinde okunan maksimum ana gerinim değerleri.

Grafikteki sonuçlara bakıldığında kalınlık arttıkça okunan gerinim değerlerinde de azalma gözlemlenmiştir. Deneyler sonucunda farklı konumlara yerleştirilmiş olan basınç sensörlerinden elde edilen basınç değerlerinin zamana bağlı değişimi Şekil 6.45'teki gibidir.



Şekil 6.45: Eş zamanlı olarak farklı konumlardaki basınç değerlerinin değişimi

Şekil 6.46'da farklı konumlardaki basınç değerlerinin zamana bağlı değişimi aynı zamanda plaklardan bir tanesinin merkezinden alınan maksimum ana gerinim değerinin zamana bağlı değişimi ile aynı grafik üzerinde gösterilmiştir. Öngörüldüğü üzere en yüksek basınç değerleri merkez noktasında okunmuştur ve plakta okunan maksimum ana gerinim değerinin değişimi ilk 70 ms içerisinde merkez noktasındaki basınç değerinin değişimi ile paralellik göstermektedir.



Şekil 6.46: Basınç-zaman ve mikrogerinim-zaman grafiği

Basınç değerlerini incelediğimiz zaman patlama anından itibaren ilk 70 ms içerisinde merkez noktasında basınç maksimum değerine ulaşmış ardından hızlıca düşerek

negative değerlere erişmiştir. Sonrasında ise tekrar artarak salınım yaparak sönümlenmiştir. Orta nokta olarak ifade ettiğimiz difüzör izdüşüm alanının içerisinde kalan noktadaki değerlere baktığımızda ise bu noktadaki basıncın maksimum değerine erişmesi daha uzun sürmüştür. Merkez basıncı düşmeye başladığında dahi bu noktadaki basınç artışı devam etmektedir. Kenar nokta; yani difüzör iz düşüm alanının dışındaki noktadan alınan ölçüme bakıldığında ise doğal olarak başlangıçta belirgin bir basınç değişimi gözlemlenmemiş fakat merkezdeki ilk tepenin ardından havanın difüzör izdüşüm alanının dışına doğru çıkmasıyla basınç artışı gözlemlenmiştir. Grafikte yer alan kesikli çizgi basınç ölçümü yapılan deneyde merkez noktasından alınmış maksimum principal gerinim değerinin değişimini göstermektedir. Bu eğriye bakıldığında yaklaşık 70. ms de gerinim maksimum değerine erişmiştir. Bu nedenle maksimum gerinime etki eden yük dağılımı analiz çalışmalarına yansıtılırken 70 ms'ye kadar olan kısım göz önünde bulundurulacaktır.

Grafiklerde görüldüğü üzere plaklara etki eden yük dağılımı hem zamana hem de konuma göre değişkenlik göstermektedir. Plak üzerine etki eden yükü matematiksel olarak gerçekçi bir şekilde modellemek amacıyla Akın Ömerciklioğlu'nun 2009 yılında kompozit plaklar üzerine anlık basınç yüklemesinin dinamik etkisini incelemek amacıyla yapmış olduğu çalışmasında kullandığı fonksiyon kullanılmıştır. (Şekil 6.47)

$$P(x, y, t) = \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi t}{t_e}\right) \right]^u \left\{ \frac{P_t + P_e}{2^u \cdot 2^v \cdot 2^w} \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi x}{a}\right) \right]^v \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi (y + (a-b)/2)}{a}\right) \right]^w - \frac{P_e}{2^u} \right\}$$

	Birimler	300 mm x 300 mm	400 mm x 300 mm	400 mm x 200 mm
a	m	0.3	0.4	0.4
b	m	0.3	0.3	0.2
t _e	s	0.010	0.006	0.009
u	-	3.1	1.2	6
v	-	0.5	1.1	3
w	-	0.5	1.1	3
P _t	Pa	68000	39000	93000
P _e	Pa	59000	27000	29000

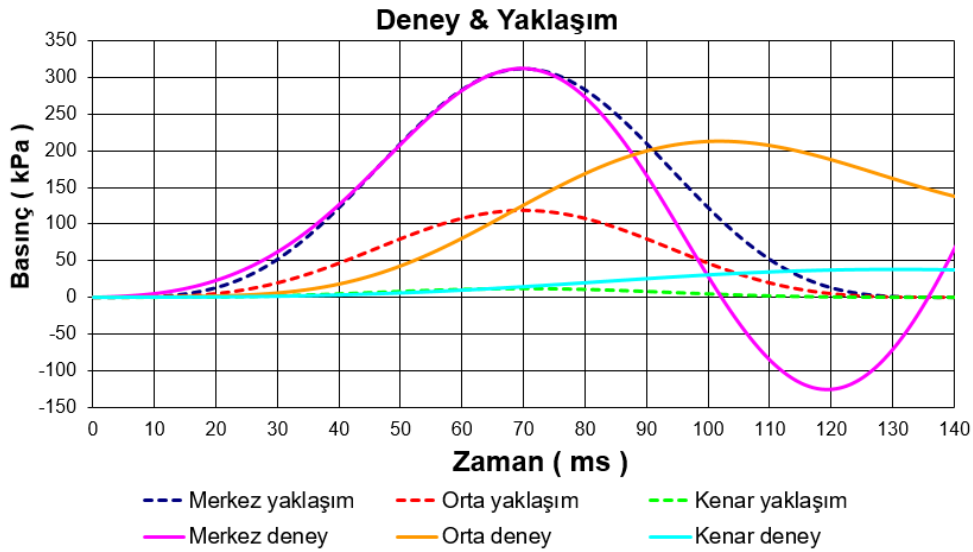
Şekil 6.47: Plak üzerindeki basınç dağılımını konum ve zaman değişkenlerine göre ifade eden denklem ve parametreleri [41].

Görselde yer alan tablodaki kare plak için kullanılan parametreler bu çalışmanın parametrelerine göre revize edilmiştir (Tablo 6.8).

Tablo 6.8: Deney koşullarına ve sonuçlarına uyarlanmış basınç formülü parametreleri

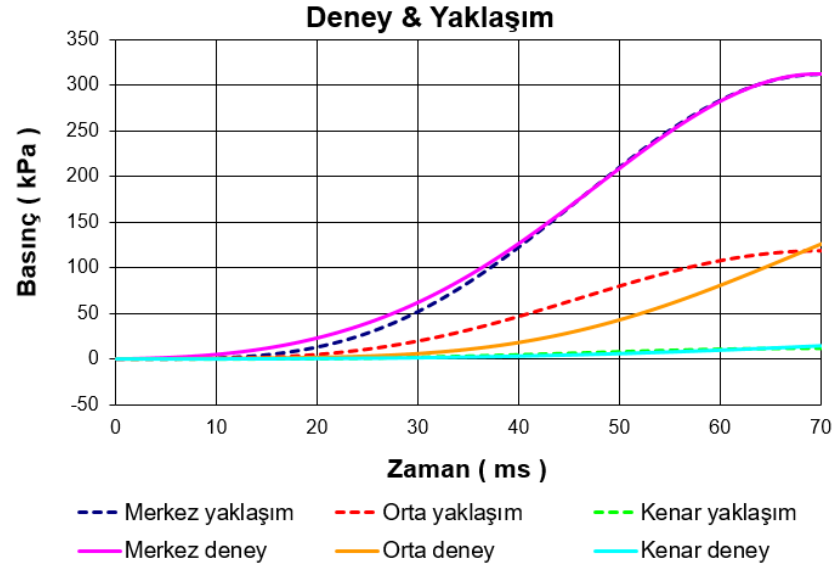
Terimler	Birimler	310 mm x 310 mm
Plak Genişliği	a	m
Plak Yüksekliği	b	m
Etkime Süresi	t_e	s
Zaman Üssü	u	-
X Konum Üssü	v	-
Y Konum Üssü	w	-
Tepe Basıncı	P_t	kPa
Emme Basıncı	P_e	kPa

Tabloda yer alan a ve b değerleri plakanın en ve boyunu nitelemektedir. t_e değeri basıncın etkime süresini ifade etmektedir. u, v ve w değerleri zaman ve konum değişiminin oryantasyonunu yapmak için kullanılan değişkenlerdir. P_t değeri merkez noktasında gerçekleşen maksimum (tepe) basıncı nitelemekte; P_e ise plak kenarlarında oluşan emme basıncını ifade etmektedir. Deneylerde kenar noktalarda emme basınç değeri okunmadığı ve bu bölgede de küçük de olsa pozitif bir basınç değeri okunduğu için bu değer fonksiyona negatif olarak girilmiştir.



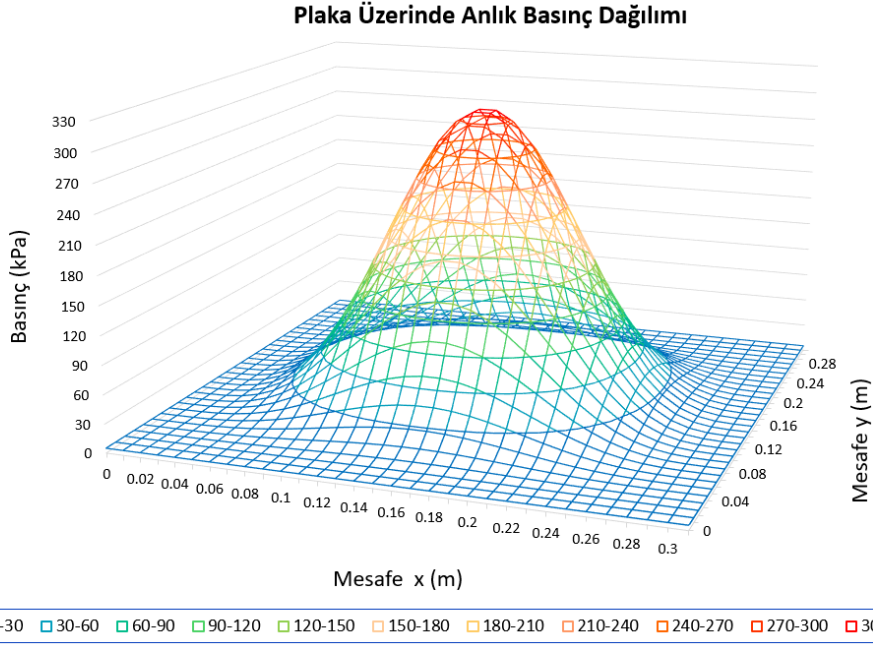
Şekil 6.48: Matematiksel yaklaşım ve deneylerden elde edilen basınç profilleri

Matematiksel yaklaşım ile elde edilen basınç grafiklerinin deneylerden elde edilen grafiklere oturtulmuş hali Şekil 6.48’de gösterilmiştir. Bu işlem yapılırken sadece plaklarda maksimum genlik değerinin okunduğu 70 ms’ye kadar olan kısım göz önünde bulundurulmuştur (Şekil 6.49). 70 ms’den sonra yaklaşım ile deney sonuçları tam olarak örtüşmemektedir. Zaten bu kısım analiz hesaplamalarına dahil edilmeyecektir.



Şekil 6.49: Maksimum basınç anına (70 ms) kadar olan basınç-zaman grafikleri.

Şekil 6.50’de plaklarda maksimum gerinin okunduğu ve plak merkezindeki basıncın en yüksek değerine eriştiği andaki basınç dağılımı üç boyutlu olarak gösterilmiştir.



Şekil 6.50: 70 ms anındaki basıncın 3 boyutlu olarak plak üzerindeki dağılımı.

6.5 Blast Yükleme Analizleri

302, 304 ve 306 nolu plaka üzerine yapılan bu deneyler aynı zamanda ABAQUS programı vasıtası ile bilgisayar ortamında simüle edilmiştir. Analiz tipi dinamik ve explicit olarak belirlenmiş; sandviç plak kabuk eleman olarak modellenmiştir. Plakta yer alan her bir karbonfiber lamina ayrı bir katman olarak tanımlanmış, çekirdek yapı ise tek bir katman olarak tanımlanmıştır. Her analizde toplamda 17 katman bulunmaktadır. Katmanların kalınlık ve oryantasyon bilgisi Tablo 6.9’da verilmiştir.

Tablo 6.9: Analiz modeli – Malzeme özellikleri

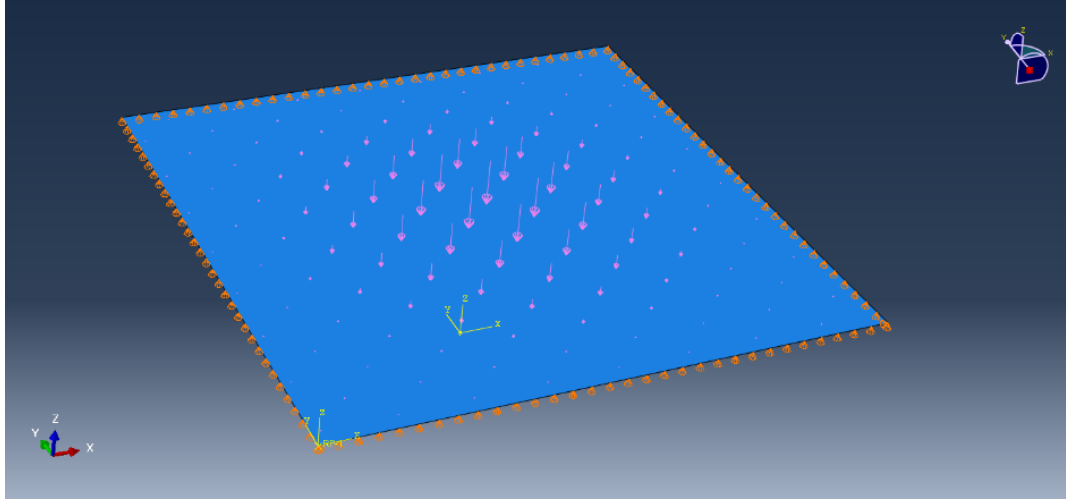
Katman No	Malzeme	Kalınlık (mm)	Rotasyon Açısı
1	KETP	0.184	45 ⁰
2	KETP	0.184	90 ⁰
3	KETP	0.184	-45 ⁰
4	KETP	0.184	0 ⁰
5	KETP	0.184	0 ⁰
6	KETP	0.184	-45 ⁰
7	KETP	0.184	90 ⁰
8	KETP	0.184	45 ⁰
9	HRH10-4.8-96	6.35 / 12.7 / 25.4	0 ⁰
10-17	KETP	0.184 x 8	İlk 8 dizilimin simetriği

Kullanılan KETP yapısına ait mekanik özellikler Tablo 6.10’da verilmiştir.

Tablo 6.10: Analiz modeli – KETP mekanik özellikleri

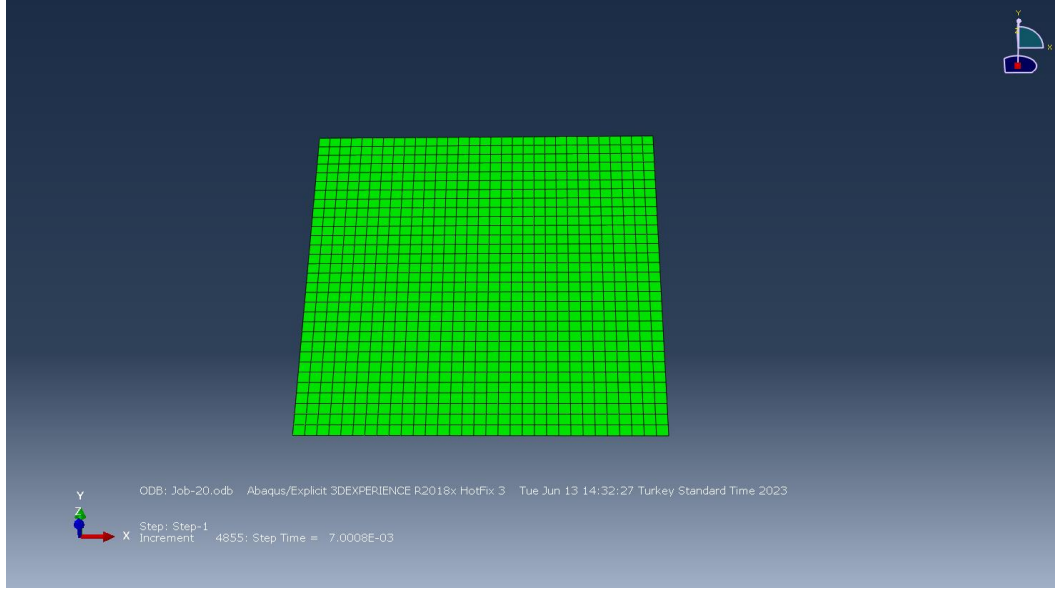
Yoğunluk (kg/m ³)	E ₁ (Gpa)	E ₂ (Gpa)	E ₃ (Gpa)	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	G ₁₂ (GPa)	G ₁₃ (GPa)	G ₂₃ (Gpa)
1586	152	9.7	9.7	0.34	0.34	0.425	4.90	4.90	3.92

Şekil 6.51’de görüldüğü üzere 310 mm x 310 mm ölçülerindeki plak basit destekli mesnetleme sınır koşullarını elde etmek amacıyla kenar hattı boyunca nodal elemanlarda sadece z yönünde kısıtlanmıştır. İşaretli olan köşelerdeki elemanlardan birinde z yönüne ek olarak x yönünde; diğerinde ise z yönüne ek olarak y yönünde kısıt verilmiştir.



Şekil 6.51: Analiz modeli – Mesnet sınır koşulları ve plak üzerindeki basınç dağılımı.

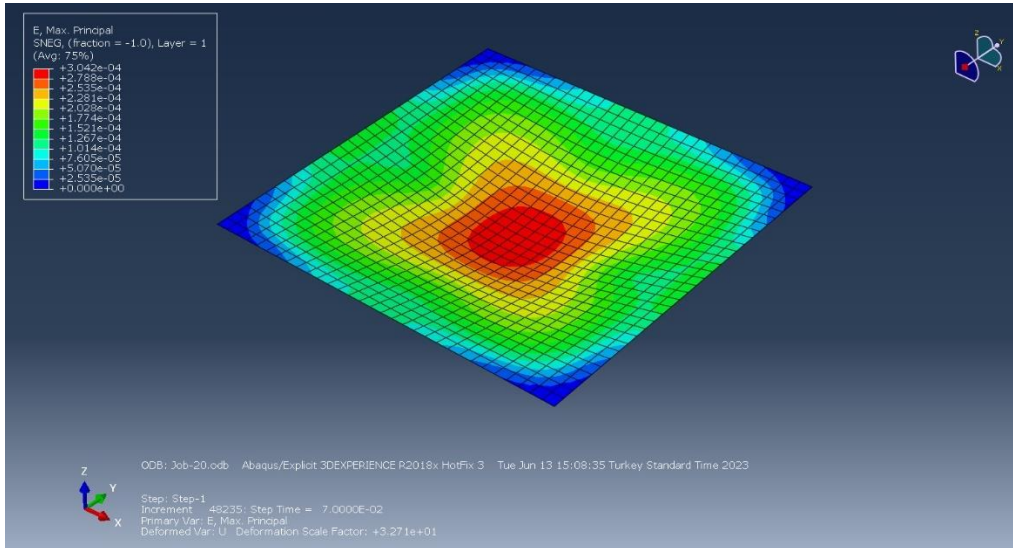
Yük girdisini oluşturmak için basınç fonksiyonu zaman ve konum değişkenlerine göre iki parçaya bölünmüştür. Konum değişiminin etkisini içeren fonksiyon çarpan olarak analize girilirken. Zaman değişimi ‘tabular’ olarak analize dâhil edilmiştir. Sonuç olarak Şekil 6.51’de görüldüğü üzere basınç yüklemesi düzensiz ve merkezden kenarlara doğru azalacak şekilde eksenel simetrik olarak analize dâhil edilmiştir.



Şekil 6.52: Analiz modeli – Mesh elemanları.

Şekil 6.52’de görüldüğü üzere 310 mm x 310 mm ölçülerindeki düz plak 961 adet quadrilateral kabuk eleman kullanılarak modellenmiştir.

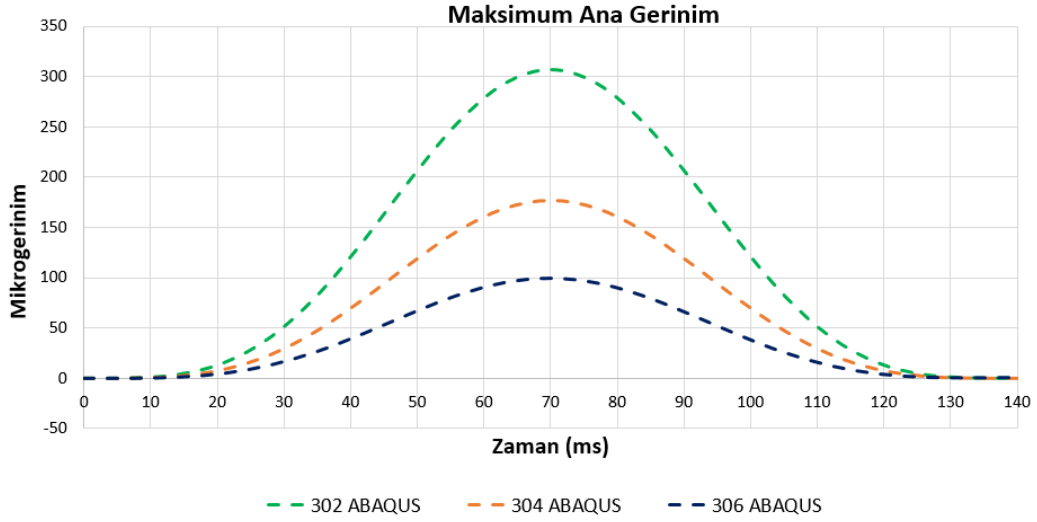
0.14 saniyelik bir zaman periyodunda üç ayrı plak için gerçekleştirilen gerçekleştirilen dinamik, explicit analizlerin sonucunda plak üzerindeki gerinim dağılımı Şekil 6.53’te görsel olarak ifade edilmiştir.



Şekil 6.53: Plak üzerindeki gerinim dağılımı

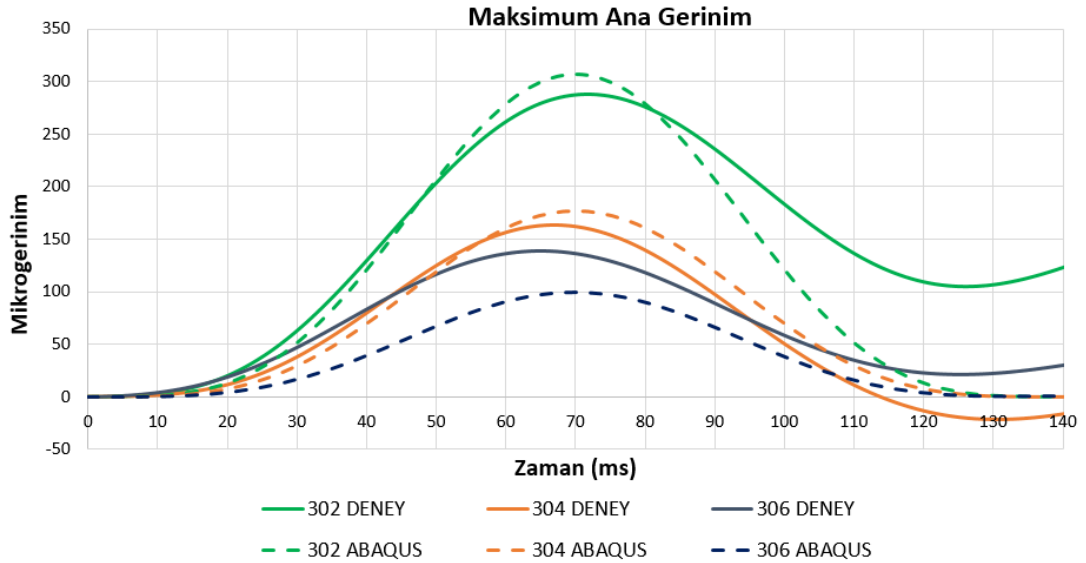
Ön görüldüğü üzere plak merkezinde maksimum gerinim değerleri elde edilirken köşe noktalarında neredeyse sıfır gerinim elde edilmiştir. Kenar noktalarındaki hareket de

göz önünde bulundurulduğunda analiz modelinin sınır koşullarının gerçeğe uygun olarak verildiği söylenebilir. Analizler sonucunda plak merkezlerinde okunan maksimum ana gerinim değerlerinin zamana bağlı değişimi Şekil 6.54'te gösterilmiştir.



Şekil 6.54: Analizler sonucunda üç farklı kalınlıktaki plâğın merkezlerinde okunan maksimum ana gerinim değerleri.

Analizlerden elde edilen merkez maksimum ana gerinim grafiklerinin deneylerden elde edilen merkez noktası maksimum ana gerinim grafikleri ile kıyaslanması Şekil 6.55'te gösterilmiştir.



Şekil 6.55: Analiz ve deneylerden elde edilen zamana bağlı maksimum ana gerinim grafikleri.

Görüldüğü üzere deneylerden elde edilen zamana bağlı gerinim değeri değişimleri form olarak ilk 70 ms için benzerlik göstermektedir. Fakat büyüklük olarak 302 ve 306 nolu plaklardan elde edilen sonuçlarda örtüşme olurken 306 nolu plaktan elde edilen sonuçlar görece büyük farklılık göstermektedir. Tablo 6.11’de deney ve analizlerden elde edilen maksimum gerinim değerleri kıyaslanmış ve hata oranları ayrı ayrı ifade edilmiştir.

Tablo 6.11: Deney ve analizlerde elde edilen maksimum ana gerinim değerleri ve deney hata oranları.

Plak No	t _{çekirdek} (mm)	t _{levha} (mm)	Deney Maks. Gerinim (uS)	Analiz Maks. Gerinim (uS)	Hata %
302	6.35	1.472	287.6	306.5	-6.16
304	12.7	1.472	163.7	177.4	-7.72
306	25.4	1.472	138.6	99.4	39.43

Ek olarak analizlerden elde edilen sonuçlar vasıtası ile ilk tur deneylerinin değerlendirilmesi için kullanılan matematiksel yaklaşımın değerlendirilmesi de yapılmış ve hata oranları Tablo 6.12’de ifade edilmiştir.

Tablo 6.12: Matematiksel yaklaşım ve analiz sonucunda elde edilen direngenlik oranları ve yaklaşım hata oranları.

Plak No	Kalınlık Oranı	Yaklaşım D _i /D _k	Analiz ϵ_k/ϵ_i	Yaklaşım Hata %
302/304	1/2	0.5562	0.5789	4.09
304/306	1/2	0.5322	0.5603	5.27
302/306	1/4	0.2962	0.3244	9.51

6.6 Doğal Frekans Analizleri

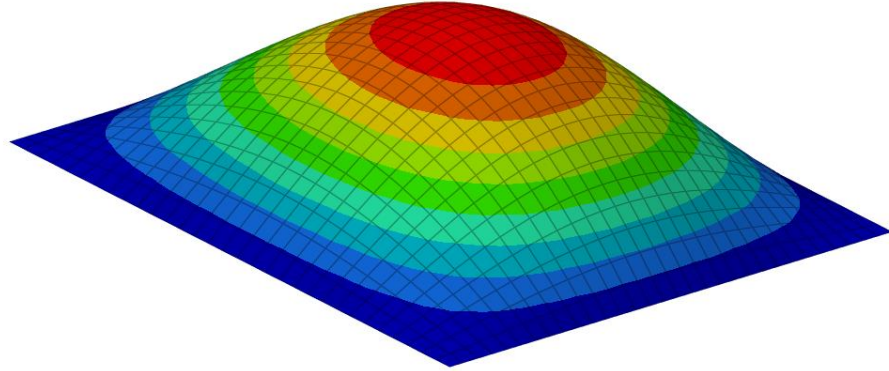
Bir önceki kısımda verilmiş olan aynı analiz modeli üzerinden yapılan modal analizler sonucunda 302, 304 ve 306 no’lu plakların doğal frekans değerleri elde edilmiştir. Şekil 6.56-6.58’de üç plakaya ait doğal frekans sonuçları görsel olarak ifade edilmiştir.

Contour Plot
Displacement(Mag)
Analysis system

8.761E+01
7.787E+01
6.814E+01
5.840E+01
4.867E+01
3.894E+01
2.920E+01
1.947E+01
9.734E+00
9.915E-15

Max = 8.761E+01
PART-1-1 496
Min = 9.915E-15
PART-1-1 1024

1: D:\New folder\HJ53TBAP302-org-dnmv2-Modal.odb
Value = 1.04144E+07 Freq = 513.62 (cycles/time) : Frame 25



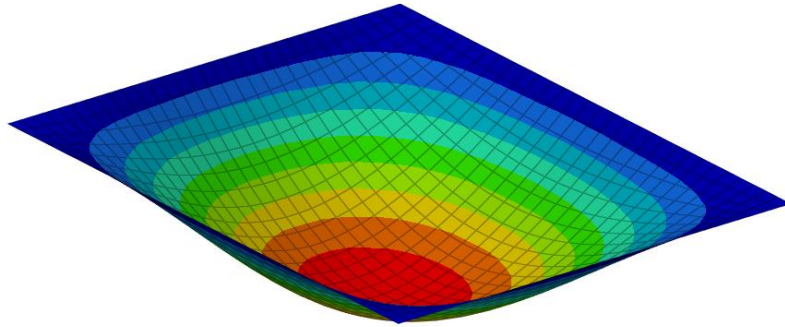
Şekil 6.56: HJ53BAP302 plağı için doğal frekans analiz sonucu.

Contour Plot
Displacement(Mag)
Analysis system

8.305E+01
7.382E+01
6.459E+01
5.536E+01
4.614E+01
3.691E+01
2.768E+01
1.845E+01
9.227E+00
1.847E-14

Max = 8.305E+01
PART-1-1 496
Min = 1.847E-14
PART-1-1 992

1: D:\New folder\HJ53TBAP304-org-modal.odb
Value = 2.09701E+07 Freq = 728.82 (cycles/time) : Frame 25



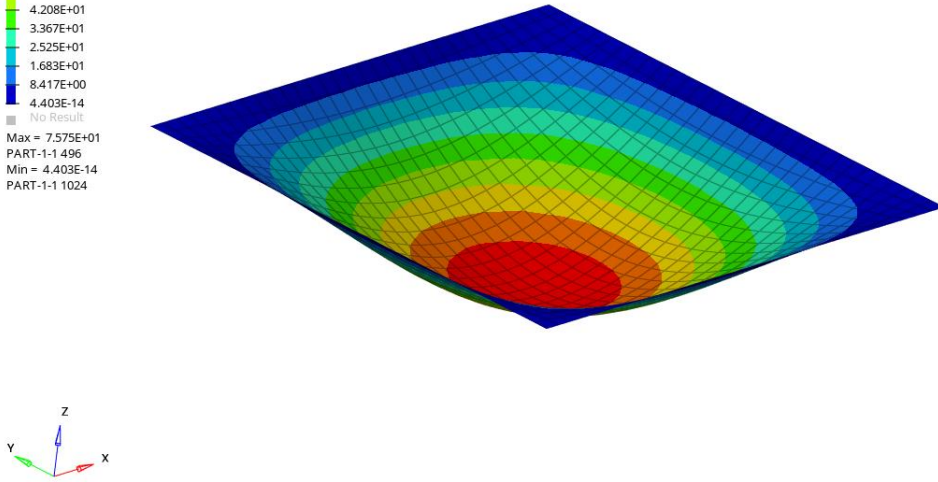
Şekil 6.57: HJ53BAP304 plağı için doğal frekans analiz sonucu.

Contour Plot
Displacement(Mag)
Analysis system

7.575E+01
6.733E+01
5.892E+01
5.050E+01
4.208E+01
3.367E+01
2.525E+01
1.683E+01
8.417E+00
4.403E-14
No Result

Max = 7.575E+01
PART-1-1 496
Min = 4.403E-14
PART-1-1 1024

1: D:\New folder\HU53TBAP306-org-modal.odb
Value = 3.91875E+07 Freq = 996.31 (cycles/time): Frame 25



Şekil 6.58: HJ53BAP306 plağı için doğal frekans analiz sonucu.

Tablo 6.13: Doğal frekans analizi sonuçları.

Plak No	t _{çekirdek} (mm)	t _{levha} (mm)	Doğal Frekans (Hz)
HJ53BAP302	6.35	1.472	513.62
HJ53BAP304	12.7	1.472	728.82
HJ53BAP306	25.4	1.472	996.31

7. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

Bu çalışmada sandviç kompozit plak yapılarının blast yüklemesi altındaki mekanik davranışı sayısal ve deneysel olarak incelenmiştir. Toplamda 7 farklı plak üzerinde deneysel 3 farklı plak üzerinde ise sayısal analiz çalışmaları yürütülmüştür. Deneysel olarak incelenen plaklarda sandviç yapının yüzey levhası özellikleri aynı kalmak şartı ile çekirdek yapısı, çekirdek yoğunluğu ve çekirdek tipi değişmektedir. Analiz yapılan plaklarda ise yine sandviç yapının yüzey levhası özellikleri aynı kalmak şartı ile çekirdek kalınlığı parametresi değiştirilmiştir.

Yapılan çalışmanın kapsamının genişliği göz önünde bulundurulduğu için kompozit yapı üretimi ve mekanik özelliklerinin elde edilmesi gibi emek ve zaman maliyeti yüksek işler profesyonel destek alınarak çok daha kısa sürede tamamlanmıştır. Deneysel çalışma oranı görece daha yüksek olan bu çalışmada deney sınır koşulları belirlenirken daha önce yapılmış olan teorik çalışmalar ile alan daraltılmış daha sonra bazı deneysel çalışmalar ile nihai koşullara karar verilmiştir. Sonuçların gerçekçi ve faydalı olması adına havacılık sektörü anlık basınç yükü isterleri ve hava aracı basınç yüklemesi vakaları göz önünde bulundurulmuş; deneylerde havacılık sektöründe kullanılan kompozit malzemeler kullanılmıştır.

Yüzey levhası belirleme deneyleri teorik ve daha önceki deneysel çalışma sonuçları ile kıyaslanmış ve basit mesnetli sınır koşullarına uygun sonuç alındığı görülmüştür. İlk tur sandviç kompozit plak deneyleri kaba teorik bir yaklaşım ile değerlendirilmiş; gerinim ölçerlerden alınan verilerdeki $0^0 - 90^0$ yönelimleri arasındaki oran ile teorik oran kıyaslanmıştır. Kıyaslama sonucunda 5 plakta % 10'un altında 1 plakta % 19.18 ve bir plakta ise % 49.76'lık bir hata oranı tespit edilmiştir. %20'nin altındaki hata oranları gerinim ölçerin el ve göz ayarı ile yapıştirilmasından doğabilecek sapma ile rahatlıkla açıklanabilmektedir. Diğer büyük hata oranının sebebinin ise kullanılan çekirdek yapısının esnek olmasından kaynaklandığı yorumu yapılabilir. (Tablo 6.5)

Deneylerdeki kalınlık değişiminin gerinim değerlerine etkisi aynı yöndeki maksimum gerinim değerlerinin kıyaslanması ile incelenmiştir. Yapılan bütün kıyaslamalarda çekirdek kalınlığının değişimi ile gerinim değerinin azaldığı gözlemlenmiştir. Azalma

oranları teorik yaklaşımda beklenen azalma oranları ile karşılaştırıldığında ise 9 farklı hata oranı elde edilmiştir. Bu hata oranlarının 2 tanesi %10'un altında, 6 tanesi %10-20 aralığında, 1 tanesi ise %20-30 aralığındadır. Burada alınan veriler değerlendirildiğinde gerinim pulu yapıştırırken oluşabilecek sapmaların yanısıra teorik yaklaşımdaki çekirdek yapısına dair ihmallerin göz önünde bulundurulması gerekecektir. Çünkü teoride çekirdek yapı içi dolu yoğunluğu çok düşük bir katı olarak düşünülmektedir. Fakat deneylerde ince hücre duvarlarına sahip boşluklu altıgen aramid çekirdek yapısı kullanılmıştır. Anlık basınç yüklemesi esnasında bu duvarlarda kırılmaların olarak patlama enerjisinin bir kısmının çözümlenmiş olması olası bir durumdur (Tablo 6.6).

Çekirdek tipinin gerinim değerlerine etkisi değerlendirildiğinde ise teoride beklenin dışında fakat anlamlı sonuçlar ile karşılaşmıştır. Çekirdek mekanik özellikleri farklı fakat aynı kalınlıktaki 102, 302 ve 502 no'lu plaklar incelendiğinde aynı çekirdek kalınlığına ve yüzey levhasına sahip olmalarından ötürü teorik olarak aynı direngenlik değerlerine sahip olmaları beklenen bu plaklarda aynı yönlerde farklı gerinim değerleri okunmuştur. 102 nolu plaktan 302 nolu plağa geçildiğinde belirgin bir gerinim düşüşü yaşanmıştır. Hatta 502 nolu plakta diğer plakalarda okunan değerlerin yaklaşık 2 katı gerinim değerleri elde edilmiştir. Bu durum daha detaylı incelendiğinde 502 nolu esnek çekirdek yapısına sahip plağın yüzey levhasında ölçüm hattı boyunca kırılma ve fiberlerde ayrılma gözlemlenmiştir. Bu da çekirdek yapısındaki esnekliğin plak direngenliğine etki ettiğini fakat teorik yaklaşımın bu durumu ihmal etmemize neden olduğunu göstermiştir (Tablo 6.7).

İlk tur deneylerinden alınan sonuçları göz önünde bulundurduğumuzda çekirdek tipindeki ve yoğunluğundaki değişimin varsayımlar ve ihmaller temeline dayalı matematiksel yaklaşım ve analiz metodları ile incelenmesinin güven endeksinin düşük olduğunu söyleyebiliriz. Bu nedenle basınç ölçümü alınarak analizleri yapılan çalışmalarda kalınlık değişimi incelenmiştir.

Basınç verisi alınan deneyler şunu göstermiştir ki teoride patlama kaynağının yeterince uzak olması plak üzerindeki basınç dağılımının düzenli kabul edilmesini sağlasa da difüzör kullanımı patlama uzak olsa dahi basınç dağılımının düzenli olmasını engellemektedir. Alınan basınç verileri ışığında basıncın ilk tepe yaptığı ana kadar difüzör dışında basınç artışı olmaz iken merkezdeki basıncın azalmaya başladığı zaman kenar basıncının tetiklendiğini söyleyebiliriz (Şekil 6.45)

Plak kalınlığındaki artış hem deney sonuçlarında hem de analiz sonuçlarında beklendiği üzere maksimum ana gerinim değerlerinde azalmaya yol açmıştır. 302 ve 304 nolu plaklarda deneylerden alınan veriler ile analizlerden alınan sonuçlar sırasıyla %6.16 ve %7.72 gibi düşük hata oranına sahipken, 306 nolu kalın plakada %39.43 gibi belirgin bir hata oranı ortaya çıkmıştır. Deneylerde plak kalınlığı artmasına rağmen gerinim değerlerindeki düşüş beklenenin altındadır (Tablo 6.11).

Analizlerde gözlemlenen azalma teorik yaklaşımda beklenen azalmaya oranla daha düşüktür. Bu da bilgisayar destekli çözümlemenin, matematiksel yaklaşıma kıyasla deney sonuçlarına daha yakınsadığını göstermektedir (Tablo 6.12).

Doğal frekans analizlerine baktığımızda ise öngörüldüğü üzere kalınlık arttıkça plakların doğal frekansında da bir artış olduğu gözlemlenmiştir. Plaklar üzerine etkiyen blast yüklemesinden doğan plak salınım hareketinin frekansı göz önünde bulundurulduğunda hiçbir plakta frekans değeri çift haneli sayılara ulaşmamıştır. Bu da doğal frekans değerlerinin incelemeye katılmayacak düzeyde salınım frekansından uzak olduğunu göstermektedir (Tablo 6.13).

Bu çalışmanın devamı olarak blast yüklemesi altındaki sandviç kompozit plakların çekirdeklerinde ve çekirdek yüzey levhası arayüzlerinde gerçekleşen deformasyonların deneysel olarak incelenmesinin, bu alandaki bilinmezliklerin aydınlatılması ve teorik çalışmalardaki ihmal ve varsayımların sınanması açısından önemli olduğu düşünülmektedir. Buna ek olarak sandviç kompozit plaklar için yapılan analiz çalışmalarında çekirdek yapısının daha gerçekçi bir şekilde modellenmesinin de çalışmalarda ortaya çıkan teorik ve deneysel sonuçların uyumsuzluklarını azaltacağına kanaat edilmiştir.



KAYNAKLAR

- [1] **Ngo, T.D.** (2020). *Introduction to Composite Materials*. Fiber Composites. Biomass Conversation and Processing Technologies, Edmont, Alberta, Canada.
- [2] **Reddy, J.** (2004). *Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells*. Boca Raton, Fla.: CRC Press.
- [3] **Kaw, A.** (2006). *Mechanics of Composite Materials*. Boca Raton: CRC, Taylor & Francis.
- [4] **Vinson, J. & Sierakowski, R.** (1993). *The Behavior of Structures Composed of Composite Materials*. Dordrecht: Kluwer.
- [5] **Kazancı, Z.** (2016). A review on the response of blast loaded laminated composite plates. *Progress In Aerospace Sciences*, 81, 49-59.
- [6] **Bitzer, T.** (1997). *Honeycomb Technology*. Dordrecht: Springer Netherlands.
- [7] **Niu, C.** (1999). *Airframe Stress Analysis and Sizing*. [Los Angeles, Calif.]: Hong Kong Conmilit Press LTD.
- [8] **Vinson, J.** (2005). Sandwich structures: past, present and future. *Proceedings of the 7th International Conference on Sandwich Structures*. Aalborg, Denmark, August 29-31.
- [9] **Vinson, J.** (2018). *The Behavior of Sandwich Structures of Isotropic and Composite Materials*. Boca Raton: Routledge.
- [10] **Herrmann, A. S., Zahren, P. C., & Zuardy, I.** (2005). Sandwich structures technology in commercial aviation. *Proceedings of the 7th International Conference on Sandwich Structures*. Aalborg, Denmark, August 29-31.
- [11] **Castanie, B., Bouvet, C., & Ginot, M.** (2020). Review of composite sandwich structure in aeronautic applications. *Composites Part C: Open Access* 1, 2020, 100004.
- [12] **Mohammed, A. A., Rao, K. R. M., & Abdulqader, H. M.** (2013). Analysis of plate subjected to blast loads. *International Journal of Scientific Engineering and Technology Research*, 2, 927-934.
- [13] **Odman, Y.S.** (2021). *Mechanical Behaviour of The Composite Sandviç Plates Under Blast Loading* (Master's Thesis). Retrieved from <https://polen.itu.edu.tr/>
- [14] **Altenbach, H.** (1998). Theories for laminated and sandwich plates. *Mechanics of Composite Materials*, 34, 333-348.
- [15] **Lam, K., & Chun, L.** (1994). Analysis of clamped laminated plates subjected to conventional blast. *Composite Structures*, 29(3), 311-321
- [16] **Librescu, L., & Nosier, A.** (1990). Response of laminated composite flat panels to sonic boom and explosive blast loadings. *AIAA Journal*, 28(2), 345-352.
- [17] **Kazancı, Z., & Mecitoğlu, Z.** (2008). Nonlinear dynamic behavior of simply supported laminated composite plates subjected to blast load. *Journal of Sound And Vibration*, 317(3-5), 883-897.

- [18] **Kazanci, Z.** (2012). Comparison of different type composite structures subjected to blast load. *15th European Conference on Composite Materials*. Venice, Italy, June 24-28.
- [19] **Zhu, F., Zhao, L., Lu, G., & Wang, Z.** (2008). Deformation and failure of blast-loaded metallic sandwich panels—Experimental investigations. *International Journal Of Impact Engineering*, 35(8), 937-951.
- [20] **Shen, J., Lu, G., Wang, Z., & Zhao, L.** (2010). Experiments on curved sandwich panels under blast loading. *International Journal Of Impact Engineering*, 37(9), 960-970.
- [21] **Dharmasena, K.P., Wadley, H.N.G., Xue, Z., & Hutchinson, J.W.** (2007) Mechanical response of metallic honeycomb sandwich panel structures to high-intensity dynamic loading. *International Journal of Impact Engineering* 35 (2008), 1063-1074.
- [22] **Gabriel S., Klemperer, C.J., Yuen, S.C.K., & Langdon, G.S.** (2021) Towards an Understanding of the Effect of Adding a Foam Core on the Blast Performance of Glass Fibre Reinforced Epoxy Laminate Panels. *Department of Mechanical Engineering. University of Cape Town. Rondebosh 7700, South Africa.*
- [23] **Jackson, M., Shukla, A.** (2010) Performance of sandwich composites subjected to sequential impact and air blast loading. *Naval Undersea Warfare Center, Newport, RI 02841. United States. Composites: Part B* 42 (2011) 155-166.
- [24] **Nettles, A.** (1994). *Basic Mechanics of Laminated Composite Plates*. MSFC, Ala.: Marshall Space Flight Center, National Aeronautics and Space Administration.
- [25] **Staab, G.** (2015). *Laminar Composites*. Elsevier Science.
- [26] **Arbaoui, J., Schmitt, Y., Pierrot, J., & Royer, F.** (2014). Effect of core thickness and intermediate layers on mechanical properties of polypropylene honeycomb multi-layer sandwich structures. *Archives of Metallurgy And Materials*, 59(1), 11-16.
- [27] **Miller, P.** (2004). *Towards the modelling of blast loads on structures* (Master's Thesis). Retrieved from <http://www.vectoranalysisgroup.com/theses/>
- [28] **SAE International.** (2013). *Composite Materials Handbook Volume 6. Structural Sandwich Composites*. Warrendale.
- [29] **Rao, K. K., Rao, K. J., Sarwade, A. G., & Chandra, M. S.** (2012). Strength analysis on honeycomb sandwich panels on different materials. *International Journal of Engineering Research and Applications*, 2(3), 365-374.
- [30] **Url-1** <[https://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/H\[oneycomb\]>](https://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/H[oneycomb]>), date retrieved 23.11.2022.
- [31] **Torabi, K., Afshari, H., & Aboutalebi, F.** (2017). Vibration and flutter analyses of cantilever trapezoidal honeycomb sandwich plates. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 21(8), 2887-2920.
- [32] **Url-2** <https://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/A1A10_eu.pdf>, date retrieved 23.11.2022.
- [33] **Baker, W.** (1973). *Explosions in Air*. Austin: Univ. of Texas Pr.

- [34] **Florek, J. R.** (2007). *Study of simplified models of aircraft structures subjected to generalized explosive loading* (Doctoral dissertation). Retrieved from <https://rucore.libraries.rutgers.edu/rutgers-lib/22849/>
- [35] **Bulson, P.** (2019). *Explosive Loading of Engineering Structures*. [S.l.]: CRC PRESS.
- [36] **Karlos, V., Solomos, G., & Larcher, M.** (2016). Analysis of the blast wave decay coefficient using the Kingery–Bulmash data. *International Journal of Protective Structures*, 7(3), 409-429.
- [37] **Balkan, D., Mecitoğlu, Z.** (2014). Nonlinear dynamic behavior of viscoelastic sandwich composite plates under non-uniform blast load: Theory and experiment. *International Journal of Impact Engineering* 72, 85-104.
- [38] **Url-3** <<https://www.compositesworld.com/articles/doing-the-twist-a-look-at-dimensional-issues-in-high-temperature-cured-laminates>>, date retrieved 27.12.2022.
- [39] **Ju, X., Xiao, J., Wang, D., Zhao, C., & Wang X.** (2021) Research on the Manufacturing Quality of Hat-Stiffened Composite Structure Manufactured by Co-curing Process. *Materials* 2021, 14, 2747
- [40] **Url-4** <[https://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexWeb_HRH-10_DataSheet_eu\(1\).pdf](https://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexWeb_HRH-10_DataSheet_eu(1).pdf)>, date retrieved 23.01.2023.
- [41] **Ömerciklioğlu, A.** (2009). *Metal Katmanlar İçeren Hibrit Katmanlı Kompozit Plakların Anlık Basınç Yükü Altındaki Dinamik Cevabının İncelenmesi* (Master's Thesis). Retrieved from <https://polen.itu.edu.tr/>



ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad : Yunus Emre SERTTAŞ

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2017, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü
- **Lisans** : 2017, İstanbul Teknik Üniversitesi, Makine Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü
- **Yüksek Lisans** : 2023, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2018-2020: Yapısal Tasarım ve Ar-ge Mühendisi, İTÜNOVA TTO AŞ.
- 2021- : Yapısal Tasarım Mühendisi, Türk Havacılık ve Uzay Sanayi AŞ.