

**HAVACILIKTA KULLANILAN KOMPOZİT YAPILARDA BURÇ
UYGULAMALARININ KARŞILAŞTIRILMASI**

GAZİ SERTEN BAKIR

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ŞUBAT 2012
ANKARA**

Gazi Serten BAKIR tarafından hazırlanan “HAVACILIKTA KULLANILAN KOMPOZİT YAPILARDA BURÇ UYGULAMALARININ KARŞILAŞTIRILMASI” adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Prof. Dr. Mahmut ÖZBAY

.....

Tez Danışmanı, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Bu çalışma, jürimiz tarafından oy birliği ile Makine Mühendisliği Anabilim Dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. Adnan Sözen

.....

Makine Eğitimi Anabilim Dalı, G.Ü.

Prof. Dr. Mahmut ÖZBAY

.....

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, G.Ü.

Yrd. Doç. Dr. O. Selim TÜRKBAŞ

.....

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, G.Ü.

Tarih: 08/02/2012

Bu tez ile G.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Yüksek Lisans derecesini onamıştır.

Prof. Dr. Bilal TOKLU

.....

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Gazi Serten BAKIR

**HAVACILIKTA KULLANILAN KOMPOZİT YAPILARDA BURÇ
UYGULAMALARININ KARŞILAŞTIRILMASI
(Yüksek Lisans Tezi)**

Gazi Serten BAKIR

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
Şubat 2012**

ÖZET

Çalışmada karbon-epoksi prepreg tabakalı kompozit levha üzerinde dört farklı burç uygulaması deneysel ve teorik olarak incelenmiştir.

Burç uygulaması yapılan kompozit numunelerdeki burç, düzlemine dik yönde yüklenmiş ve montajın bu yöndeki dayanımı incelenmiştir. Yapılan deneylerden elde edilen sonuçlar kullanılarak bu yöntemler birbirleri ile karşılaştırılmıştır. Bu yöntemler arasından en dayanıklı montaj için burç uygulama yöntemi belirlenmiştir.

Farklı burç montaj tasarımları için oluşturulan sonlu elamanlar modeli, tasarıma sonlu elamanlar analizi yardımı ile katkıda bulunulmuştur.

Sonlu elamanlar modelinin hazırlanmasında MSC/PATRAN kullanılırken, modelin çözümü için MSC/NASTRAN programı kullanılmıştır.

Bilim Kodu : 914.1.055
Anahtar Kelimeler : Havacılık, kompozit, burç, analiz
Sayfa Adedi : 134
Tez Yöneticisi : Prof. Dr. Mahmut Özbay

COMPARISON OF BUSHING APPLICATIONS IN COMPOSITE STRUCTURES IN AEROSPACE INDUSTRY

(M. Sc. Thesis)

Gazi Serten BAKIR

**GAZİ UNIVERSITY
INSTITUTE OF SCIENCE AND TECHNOLOGY**

February 2012

ABSTRACT

In this study, four different bushing applications on carbon-epoxy prepreg laminated composite plate are investigated experimentally and theoretically.

The composite specimens having bushing application is loaded perpendicular to its plane and the strength of the assembly in this direction is investigated. These applications are compared by using the results of the experiments. Bushing application methodology is determined for the most durable assembly.

The generated finite element model makes contribution to the design by the help of finite element analysis.

While MSC/PATRAN is used for the finite element model generation, MSC/NASTRAN is used for the finite element analysis.

Science Code	: 914.1.055
Key Words	: Aerospace, composite, bushing, analysis
Page Number	: 134
Adviser	: Prof. Dr. Mahmut ÖZBAY

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren, öğrenmenin bir diploma sahibi olmaktan çok daha önemli olduğunu bana idrak ettiren sayın hocam Prof. Dr. Mahmut Özbay’a teşekkürü bir borç bilirim.

Çalışmalarımda bilgilerinden yararlandığım arkadaşım ve meslektaşım Sayın Erdoğan Tolga İnsuyu’na yardımlarından dolayı teşekkür ediyorum. Ayrıca bu çalışmaların gerçekleştirilmesi sırasında bana her konuda yardımcı olan TUSAŞ Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş.’den “ANKA” Yapı Şefi Sayın Gülgün Bahtiyar’a teşekkür ediyorum.

Uzun ve yorucu bir çalışmanın emeği olan bu tezimi, tek bir satırının yazılmasının dahi kendilerinin manevi desteği olmadan başaramayacağım sevgili aileme ve her an yanımda olan Gizem Taşatan’a teşekkür ediyorum.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	xi
ŞEKİLLERİN LİSTESİ	xii
RESİMLERİN LİSTESİ	xv
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xvi
1. GİRİŞ	1
2. ÇALIŞMANIN AMACI, YÖNTEM VE LİTERATÜR TARAMASI.....	2
2.1 Amaç	2
2.2 Materyal ve Yöntem.....	2
2.3 Literatür Taraması.....	2
3 KOMPZİT MALZEMELER.....	6
3.1 Tanım	6
3.2 Kompozitin Avantaj ve Dezavantajı	6
3.3 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması.....	7
3.3.1 Elyaf kompozit malzemeler	7
3.3.2 Parçacık takviyeli kompozit malzemeler	8
3.3.3 Tabakalı kompozit malzemeler	8
3.4 Metal Matrisli Kompozitler.....	8
3.5 Seramik Matrisli Kompozitler	9
3.6 Plastik Matrisli Kompozitler	9
3.6.1 Plastik - plastik kompozitler.....	9
3.6.2 Plastik – cam elyaf kompozitler	9

Sayfa

3.6.3	Plastik – metal fiber kompozitler	9
3.6.4	Plastik – köpük kompozitler.....	10
3.7	Kompozitlerde Takviye Elamanları	10
3.7.1	Karbon elyaflar	11
3.8	Kompozitler İçin Matris Malzemeleri.....	12
3.8.1	Polimerik matrisler	13
3.9	Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri	14
3.9.1	Termoset matrisli kompozitlerin üretimi	15
3.9.2	Termoplastik matrisli kompozitlerin üretimi	21
3.10	Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları	21
3.10.1	Havacılık endüstrisi.....	21
4.	KOMPOZİT MALZEMELER MEKANİĞİ	23
4.1	Anizotropik Malzemelerde Gerilme-Gerinim Bağlılıları	23
4.2	Monoklinik Kompozit Malzemeler İçin Gerilme-Gerinim Bağlılıları	26
4.3	Ortotropik Kompozit Malzemeler İçin Gerilme-Gerinim Bağlılıları.....	26
4.3.1	Ortotropik malzemelerde mühendislik sabitleri.....	27
4.3.2	Ortotropik malzemelerde düzlemsel gerilme durumu	30
4.4	İzotropik Malzemeler İçin Gerilme-Gerinim Bağlılıları	32
4.5	Keyfi Düzenlenmiş Bir Tabaka İçin Gerilme- Gerinim İlişkisi.....	34
4.6	Tabakalı Kompozit Malzemelerde Gerilme Analizleri	37
4.6.1	Tabaka bileşke kuvvetleri ve momentleri	41
4.7	Kompozit Malzemelerde Mühendislik Sabitlerinin Bulunması	45
4.7.1	Fiber yönündeki elastisite modülü (E1)	45
4.7.2	Fibere dik yöndeki elastisite modülü (E2)	46
4.7.3	Poisson oranı (v12)	47
4.7.4	Kayma modülü (G12)	48
4.8	Tabakalardaki Hasar Teorileri.....	49
4.8.1	Maksimum gerilme teorisi	50
4.8.2	Maksimum gerinim teorisi	51

Sayfa

5.	BURÇLAR VE GEÇME HESAPLAMALARI.....	52
5.1	Burçlar.....	52
5.1.1	Burçların kullanım alanları ve avantajları.....	52
5.1.2	Kompozitte burç kullanımı	53
5.1.3	Havacılıkta burçların sınıflandırılması.....	53
5.2	Geçme Çeşitleri ve Mukavemet Hesapları.....	53
5.2.1	Yüzey basıncı	53
5.2.2	Boşluklu geçmeler.....	56
5.2.3	Ara geçmeler	56
5.2.4	Sıkı geçmeler.....	57
5.2.5	Boyuna pres geçmeler	58
5.2.6	Enine pres geçmelerin hesabı.....	65
6.	SONLU ELAMANLAR ANALİZİ	67
6.1	Giriş.....	67
6.2	Statik Analiz.....	67
6.2.1	Çift burç kullanılan model	69
6.2.2	Tek burç kullanılan model	72
6.2.3	Sonuçların değerlendirilmesi	74
6.3	Termal Analizler	74
6.3.1	T= -55 °C Analiz sonuçları	77
6.3.2	T= +70 °C Analiz sonuçları.....	80
6.3.3	T= -160 °C Analiz sonuçları	84
7.	DENEYSEL ÇALIŞMA	86
7.1	Amaç	86
7.2	Kompozit Test Numunesi	86
7.2.1	Malzeme özellikleri.....	87
7.2.2	Kompozit test numunelerinin hazırlanması	87
7.2.3	Kullanılan dizilim	90
7.2.4	Deliklerin açılması	90
7.3	Metal Test Numunesi	90

Sayfa

7.3.1	Malzeme özellikleri.....	90
7.4	Yapıştırıcı Özellikleri.....	91
7.5	Test Grupları	94
7.5.1	Test Grubu 1.....	94
7.5.2	Test Grubu 2.....	103
7.5.3	Test Grubu 3.....	104
7.5.4	Test Grubu 4.....	107
7.6	Test Düzenegi	108
7.6.1	Genel özellikler	108
7.6.2	Yöntem.....	109
7.7	Muayene.....	113
8.	DENEY SONUÇLARI	116
8.1	Test Grubu 1'e Ait Sonuçlar	116
8.2	Test Grubu 2'ye Ait Sonuçlar	118
8.3	Test Grubu 3'e Ait Sonuçlar	120
8.4	Test Grubu 4'e Ait Sonuçlar	121
8.5	Sonuçların Değerlendirilmesi.....	123
9.	SONUÇLARIN DEĞERLENDİRİLMESİ VE ÖNERİLER	125
	EKLER.....	131
	EK-1 EA 9394 Yapıştırıcı özellikler	132
	ÖZGEÇMİŞ	134

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. Kompozitlerde kullanılan seramik elyafların mekanik özellikleri	11
Çizelge 3.2. Uçak malzemelerinin mekanik özellikleri	22
Çizelge 4.1. Gerilme notasyonları kısaltılmış gösterimi.....	24
Çizelge 7.1. “HEXPLYAS4/8552/ UD” tek yönlü elyaf.....	87
Çizelge 7.2. “HEXPLY 8552S/37RC/ fabric” (kumaş).....	87
Çizelge 7.3. Üretilen kompozit parçalar için örnek otoklav kayıtları.....	89
Çizelge 7.4. Burç malzeme özellikleri	91
Çizelge 7.5. “EA9394” yapıştırıcı mekanik özellikleri	92
Çizelge 7.6. Ø 35,4 H6 delik tolerans değeri (µm)	96
Çizelge 7.7 Ø 35,4 h5 şaft tolerans değeri (µm)	96
Çizelge 7.8. Delik şaft toleransları.....	97
Çizelge 7.9. Ø 30,400 H6 tolerans değerleri(µm).....	98
Çizelge 7.10. Ø 30.400 n5 tolerans değerleri (µm).....	98
Çizelge 7.11. Delik şaft toleransları.....	99
Çizelge 7.12. Test grubu 1’de kullanılan toleranslar	99
Çizelge 7.13. Test grubu 2’de kullanılan toleranslar	103
Çizelge 7.14. Tolerans tablosundan alınan değerler (µm)	105
Çizelge 7.15. Yeni hesaplanan delik toleransı (µm)	105
Çizelge 8.1. Test grubu 1’e ait deney sonuçları.....	116
Çizelge 8.2. Test grubu 2’ye ait deney sonuçları.....	118
Çizelge 8.3. Test grubu 3’e ait deney sonuçları.....	120
Çizelge 8.4. Test grubu 4’ e ait deney sonuçları.....	122
Çizelge 8.5. Test grupları için maksimum kuvvet ve o andaki toplam yer değişimi.....	123
Çizelge 9.1 Sonlu elamanlar analizi toplu sonuçlar	125
Çizelge 9.2. Akma yükleri	126
Çizelge 9.3 Burçlu ve burçsuz bağlantı sonuçları	126

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 3.1. Kompozit malzemede fiber ve matris gösterimi.....	6
Şekil 3.2. Kompozit malzemelerin üretim yöntemlerinin sınıflandırılması	15
Şekil 3.3. Profil çekme metodu	16
Şekil 3.4. Püskürtme metodu	17
Şekil 3.5. El yatırma metodu.....	17
Şekil 3.6. Elyaf sarma yöntemi.	18
Şekil 3.7. Vakum torbalama tekniği	20
Şekil 4.1. Üç boyutlu gerilme hali	24
Şekil 4.2. Tek yönlü fiber takviyeli tabaka (1,2 ve 3 eksenlerinin gösterilişi)	30
Şekil 4.3. Simetri şekilleri ve matris gösterimleri	33
Şekil 4.4. Kuvvet ve malzeme eksenlerinin çakışmaması durumu.....	34
Şekil 4.5. Tabakaların deformasyonu, B noktası orta nokta , β eğilme açısı	39
Şekil 4.6. N katsayılı katman gösterimi	41
Şekil 4.7. Düz levhadaki düzlem içi kuvvetler	42
Şekil 4.8. Düz tabakada momentlerin gösterimi	43
Şekil 4.9. Fiber yönünde deformasyon	45
Şekil 4.10 Fibere dik yöndeki çekme gerilmesi altında deformasyon	47
Şekil 4.11. Çekme gerilmesi altında uzama ve daralma deformasyon	48
Şekil 5.1. Örnek bir mil yatak sistemi	54
Şekil 5.2 Geçmelerin şematik olarak gösterilmesi	56
Şekil 5.3 Geçmelerde toleransların konumu	57
Şekil 5.4 Boyuna pres geçmede presleme kuvveti	58
Şekil 5.5. İç ve dış basınç etkisinde kalın cidarlı bir boruda gerilmeler	60
Şekil 5.6. Pres geçme bir mil ve göbekte gerilmeler.....	61
Şekil 5.7. Pres geçme dolu bir milde gerilmeler	62
Şekil 5.8. Pres geçme mil-göbek bağlantısında gerilmeler	63
Şekil 5.9 Pres geçme toleransında sıkılık durumları.....	65
Şekil 6.1. Sonlu elemanlar modeli	68

Şekil	Sayfa
Şekil 6.2. Analizde kullanılan sınır koşulları	68
Şekil 6.3. Pin üzerindeki yükleme sınır koşulu.....	69
Şekil 6.4. İki burçlu modelin şematik gösterimi	70
Şekil 6.5. Kompozit parça üzerindeki yer değiştirme (mm)	71
Şekil 6.6. Kompozit parça üzerindeki asal basma gerilim dağılımı (MPa)	71
Şekil 6.7. Tek burçlu modelin şematik gösterimi	72
Şekil 6.8. Kompozit parça üzerindeki yer değiştirme (mm)	73
Şekil 6.9. Kompozit parça üzerindeki asal basma gerilimleri (MPa)	73
Şekil 6.10. İç burç tanımlanması.....	75
Şekil 6.11. Dış burç tanımlanması	76
Şekil 6.12. Kompozit malzeme tanımlanması.....	76
Şekil 6.13. İç burcun tek başına -55 °C'deki şekil değişimi	77
Şekil 6.14. Dış burcun tek başına -55 °C'deki şekil değişimi	78
Şekil 6.15. Montajın -55 °C'deki şekil değişimi	78
Şekil 6.16. İç burcun montaj içerisinde -55 °C'deki şekil değişimi.....	79
Şekil 6.17. Dış burcun montaj içerisinde -55 °C'deki şekil değişimi	79
Şekil 6.18. İç burcun +70 °C'deki şekil değişimi (mm).....	81
Şekil 6.19. Dış burcun +70 °C'deki şekil değişimi (mm)	81
Şekil 6.20. Montajın +70 °C'deki şekil değişimi (mm)	82
Şekil 6.21. İç burcun montajda +70 °C'deki şekil değişimi (mm).....	83
Şekil 6.22. Dış burcun montajda +70 °C'deki şekil değişimi (mm)	83
Şekil 6.23. İç burcun -160 °C'deki şekil değişimi	85
Şekil 7.1. Delik ve burç geometrik ölçü gösterimi (genel)	95
Şekil 7.2. Burç uygulama yöntemi A	100
Şekil 7.3. Test grubu 1 kompozit yapı teknik resmi	101
Şekil 7.4. Test grubu 1 burç 1(iç burç) teknik resim.....	102
Şekil 7.5 Test grubu burç 2 (dış burç) teknik resim.....	102
Şekil 7.6 Burç uygulama yöntemi B	104
Şekil 7.7. Test grubu 3 burç ve delik nominal değerler	105
Şekil 7.8 Test Grubu 3-4 kompozit parça teknik resmi	106

Şekil	Sayfa
Şekil 7.9. Test grubu 3 için burç uygulama yöntemi	107
Şekil 7.10 Test grubu 4 için burç uygulama yöntemi	107
Şekil 7.11. Çift burç kullanılan çekme testi test düzeneği şematik gösterim.....	111
Şekil 7.12. Tek burç kullanılan çekme testi test düzeneği	111
Şekil 7.13. Destek yapısı şematik gösterim	112
Şekil 7.14. Osiloskop ekranın ve muayene edilen parça (örnek).....	115
Şekil 8.1. Test grubu 1'e ait yer değiştirmenin yüklemeye göre değişim grafiği	117
Şekil 8.2 Test grubu 2'ye ait yer değiştirmenin yüklemeye göre değişim grafiği ...	119
Şekil 8.3 Test grubu 3'e ait yer değiştirmenin yüklemeye göre değişim grafiği	121
Şekil 8.4 Test grubu 4'e ait yer değiştirmenin yüklemeye göre değişim grafiği	122

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 3.1 Otoklav.....	20
Resim 7.1 Test grubu 2-3 ve 4'e ait numuneler	92
Resim 7.2 Test grubu 1-2-3-4'e ait numuneler	93
Resim 7.3 Test grubu 1-2'ye ait numuneler	93
Resim 7.4. a) Instron 8502 genel görünüm b. Isı ünitesi	108
Resim 7.5 Instron 8502 Kontrol ünitesi	109
Resim 7.6 Çekme aparatı ve ön test numunesi	110
Resim 7.7 Çekme aparatı genel görünüm	110
Resim 7.8. Destek yapı	112
Resim 7.9. Test düzeneği genel görünüm	113
Resim 7.10 Koordinat ölçüm makinası	114
Resim 7.11. Ultrasonik muayene cihazı.....	115
Resim 8.1. Test sonucu dış burcun kompozit parçadan çıktığını gösteren resim	118
Resim 8.2 Test sonucu iç burcun dış burcun içinden çıktığını gösteren resim	120

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış bazı simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
A_f	Fiber kesit alanı
A_m	Matris kesit alanı
E	Elastisite modülü
F_N	Normal Kuvvet
G	Kayma modülü
σ	Gerilme
$\sigma_{\max}$	Maksimum Gerilme
$\sigma_{\min}$	Minimum Gerilme
ε	Zorlanma
ε_x	x Yönündeki gerinim
ε_y	y Yönündeki gerinim
ε_z	z Yönündeki gerinim
ν	Poizon oranı
γ	Kayma gerinim
γ_x	x Yönündeki kayma gerinimi
γ_y	y Yönündeki kayma gerinimi
γ_z	z Yönündeki kayma gerinimi
τ	Kayma gerilmesi
C_{ijk}	Elastik rijitlik tensörü
S_{ijk}	Elastik gevşeklik tensörü
F_x	x yönündeki eksenel çekme kuvveti
k	Hata yönlendirme faktörü
Q	Rijitlik (katılık) dönüşümü
p_{em}	Emniyetli yüzey basıncı

Simgeler**Açıklama**

u	x Eksenî yönündeki yer değıştirme
v	y Eksenî yönündeki yer değıştirme
w	z Eksenî yönündeki yer değıştirme
W	İş
d_w	Şekil değıştirme enerjisi
w^0	Orta düzlemdeki z yönündeki deformasyon
θ	Takviye açısı

Kısaltmalar**Açıklama**

SEA	Sonlu Elemanlar Analizi
SEM	Sonlu Elemanlar Modeli

1. GİRİŞ

Günümüzde gelişen teknoloji sayesinde ihtiyaç duyulan özelliklere göre tasarlanan ve üretilen malzemelerin kullanımı yaygınlaşmıştır. Kompozit malzemeler yüksek mukavemet dayanımının yanı sıra yapının hafiflemesini de sağlamaktadır. Havacılık endüstrisinde tasarlanan parçanın kullanıldığı yere göre malzeme dayanımının belirlenmesi ve tasarlanan malzemenin hafif olması en önemli özelliktir. Bu nedenle ağırlık kazancından dolayı karbon takviyeli plastik matris kompozitler havacılıkta sıklıkla kullanılmaktadır.

Karbon kompozit yapıların bu denli sık kullanımı kullanıldığı bölgelere göre çeşitli ihtiyaçlar doğurmaktadır. Temel yapı elamanlarının kompozit olması nedeni ile bu elamanların cıvatalar ile bağlanması, yapışması vb. gibi ihtiyaçlar doğurmuştur.

Tasarlanan parçaların sökülebilir ya da hareketli olması durumunda ise bu parçalara burç montajı gerekli olmaktadır. Ana yapıyı koruyarak bağlayıcıların rahat hareket etmesi ve yük aktarımının doğru yapılabilmesi amacı ile burç kullanımı gereklidir. Kompozitin doğası gereği bu montajların tasarımı ve sıklık değerleri metalden farklı olarak gerçekleşmektedir. Havacılık endüstrisinde malzeme dayanımı kadar maliyet ve zamanda çok önemlidir. Bu bağlamda tasarlanan her parçanın matematiksel çözümler uygulanması ya da test edilmesi büyük bir zaman ve maliyet gerekmektedir. Bu yüzden temeli matematiksel formüllere dayanan etkinliği kanıtlanmış teknikler ile parçaların tasarlanmasına yardımcı modeller oluşturulmaktadır. Böylelikle zaman ve maliyet kazancı sağlanarak doğruluğundan emin olunmuş tasarımlar yapılabilmektedir.

2. ÇALIŞMANIN AMACI, YÖNTEM VE LİTERATÜR TARAMASI

2.1 Amaç

Bu çalışmanın amacı; karbon kompozit yapıya uygulanabilecek burç uygulama yöntem ve tasarımlarından bazılarının tanımlanması, deneysel olarak mukavemet açısından etkinliklerinin araştırılması ve birbirleri ile karşılaştırılmasıdır.

Ayrıca ilgili tasarımlardan bazılarını yansıtacak birer matematiksel sonlu elamanlar modeli oluşturulması amaçlanmaktadır. Oluşturulacak sonlu elamanlar modeli seçilen bazı tasarımların değerlendirilmesinde ve montaja yönelik uygulamalara yardımcı olarak kullanılacaktır.

Karbon kompozit yapıya uygulanan burç uygulamalarından en etkin olanının belirlenmesi amaçlanmaktadır.

2.2 Materyal ve Yöntem

Bu çalışmada burç uygulaması farklı yöntemler ile karbon fiber takviyeli kompozit yapı üzerinde gerçekleştirilmiştir. Üretilen burçlar çelik olup bilgisayar destekli takımlar kullanılarak üretilmiştir. Kompozit yapı ise prepreg malzemeden olup vakum torbalama yöntemi ile üretilmiştir. Burç tek yönlü düzleme dik yüke maruz bırakılmıştır. Montajlanan burcun ve kompozit malzeme arasındaki bağlantının dayanımı incelenmiştir. Sonlu elemanlar modeli MSC.PATRAN[®] kullanılarak gerçekleştirilmiş ve oluşturulan model MSC.NASTRAN[®] kullanılarak çözümlenmiştir.

2.3 Literatür Taraması

Bu çalışma öncesinde ve süresince kompozit yapı burç uygulamaları, delik dayanımı, bağlayıcı uygulamaları ve modelleme teknikleri detaylı bir şekilde araştırılmıştır. Çok sayıda yayın okunmuş ve burç uygulama teknikleri analizi ve matematiksel modellenmesi için temel oluşturacak bilgiler elde edilmiştir. Kompozitin günümüzde çok yaygın kullanılması bu kullanım ihtiyacının sonucu olarak karşılaşılabilecek sorunlar ve gereksinimlerin belirlenmesi ihtiyacını

doğurmuştur. Bu bağlamda karbon esaslı kompozit malzeme üzerine birçok çalışma ve araştırma yapılmıştır.

Camanho ve arkadaşları çalışmalarında tek kesmeli bindirmeli bağlantıların verimini artırmak için yapıştırırmalı burç kullanımını deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Farklı tasarımlardaki burçlar kompozit lamine bir yapıya yapıştırmıştır. Kompozit yapı olarak karbon-epoksi “Texipreg HS 160 REM CFRP” kullanılmıştır. Burç’un yapıştırılması için “Araldite 420A/B” kullanılmıştır. Burç malzemesi olarak alüminyum kullanılmıştır. Lamine yapıların geometrisi su jeti kullanılarak elde edilmiştir. Delikler tungsten karpit çakı kullanılarak hassas olarak açılmıştır. Burç kullanılan iki farklı lamine yapı birbirlerine somun ve cıvata kullanılarak bağlandıktan sonra iki uçtan eksenel yükleme yapılmıştır. Yapının 3 boyutlu sonlu elamanlar modeli ABAQUS programı kullanılarak hazırlanmıştır. Lamine yapının ve cıvatanın modellenmesi 20 nodlu katı elaman kullanılmıştır. Bağlayıcı, lamine yapı, yapıştırıcı ve burç farklı farklı katı modellenmiştir. Metal burç kullanılarak delik etrafındaki gerilim birikmesinin azaldığı gözlemlenmiştir. Deneylerin sonucunda eğrisel kenarlı burç kullanımının delik etrafındaki hasarın oluşumu geciktirdiği gözlemlenmiştir [1].

Özbay ve Özer çalışmalarında düzlemsel yüklenmiş ortasında dairesel delik bulunan kompozit plakada oluşan elastik gerilmeleri incelemiştir. Dairesel deliği bulunan plak, bir kenarı boyunca tek yönlü eksenel düzlemsel yüklemeye maruz bırakılmış ve deliğin kenarları boyunca herhangi bir yükleme uygulanmamıştır. Alüminyum metal-matrisli kompozit plak, simetrik ve asimetrik olarak farklı oryantasyon açılarında takviyelendirilmiş 4 ortotrop tabakanın yapıştırılması ile oluşturulmuştur. Elastik gerilme analizi sonlu elamanlar yöntemi kullanılarak bilgisayar programı (FORTRAN) yardımı ile yapılmıştır. Farklı oryantasyon açıları için yapılan analiz sonuçları incelenmiş ve literatür ile karşılaştırılmıştır [2].

Viisoreanu ve Wadolkowski çalışmalarında NASTRAN/PATRAN kullanılarak modellenmiş tek eksenli cıvata bağlantısının özelliklerini incelemiştir. Göbek yapıya ara geçme bir burç modellenmiş ve bu yapı bir cıvata ile bağlanmıştır. Burç ile mil arasındaki bağlantı boşluk elamanı (gap element) kullanılarak modellenmiştir.

Boşluk elamanın başlangıç boşluk değeri sıfır olarak alınmış çapın sıcaklıkla değişimi için bir kod yazılmıştır. Çalışmanın sonucunda PATRAN da kullanılan boşluk elamanı komutunun uygulanabilir olduğu ve parametreler ile oynanarak doğru sonucun bulunabildiği belirtilmiştir. Ayrıca cıvata boyunun artması ile cıvata eğilmesinin azaldığı ancak cıvata yatak gerilmesinin arttığı yapılan analizler ile görülmüştür [3].

Derewońko ve arkadaşları çeşitli mekanizmalardaki 3 boyutlu elasto-plastik kontak problemlerini çözmek için boşluk elamanı (gap element) kullanılarak hazırlanmış özel bir algoritma üzerinde çalışmışlar. Farklı tasarım modellerinde ve montajlarında kullanılabilecek cıvata bağlantı modeli için basit bir metot sunmuşlardır. Boşluk elamanını doğrulayabilmek için özel bir doğrulama tekniği sunmuşlardır bu sayede SEM modeli hazırlanırken maliyet ve zaman tasarrufu sağlanmaktadır. Bu yeni metot kullanılarak, malzemenin özellikleri de dikkate alınarak boşluk elamanının parametreleri hızlıca hesaplanabilmektedir. Bu algoritma boşluklu ya da temaslı yapıların numerik analizi için kullanılabilmektedir. Hazırlanana modelin doğrulanması için bir uçağın ön iniş takımı boşluk elamanı kullanılarak modellenmiş ve test sonuçları ile karşılaştırılmıştır [4].

Kelly çalışmasında hibrit (bağlayıcı/yapışma) kullanılan kompozit tek bindirmeli bağlantı yapısındaki yük akışını incelemiştir. Yük akışı, bağlayıcı ile delik arasındaki temas ve lineer olmayan malzeme davranışını içeren 3 boyutlu sonlu elaman modeli kullanılarak incelenmiştir. Bu çalışmada 3 boyutlu elamanlar tuğla elaman (brick element) kullanılarak modellenmiş, yapıştırıcı 8 nodlu tuğla elaman kullanılarak modellenmiştir. Bağlayıcı ve kompozit arasındaki temas modellenmiş bağlayıcı ve kompozit yapı arasındaki sürtünme katsayısı 0.2 kabul edilmiştir. Yapılan çalışma deneysel çalışma ile karşılatırılmıştır. Bunun sonucunda bağlayıcıya akan yük yapışma kalınlığı ile artarken bindirme miktarı ile azalmaktadır [5].

McCarthy ve arkadaşları bağlayıcı-ile delik arasındaki boşluğun cıvatalı kompozit yapının mukavemetine ve dayanımına etkilerini incelemişlerdir. Konfigürasyonlar tek bindirmeli tek cıvatalı bağlantı üzerinde denenmiştir. 4 farklı boşluk kullanılmıştır. Bunlar sıkı geçmeden 240 μm ye kadar değişmektedir. Test

numuneleri grafit epoksi kompozit olup ASTM standartlarında üretilmiştir. Bağlayıcıların ölçüleri seçilirken ilk kırım modunun yataklama olmasına dikkat etmişlerdir. Çalışmalarının sonucunda boşluk miktarının artmasının yapının dayanımını az miktarda da olsa artırdığı görülmüştür [6].

Whitworth ve Mahase Lekhnitskii'nin anizotropik elastisite teorisini kullanarak ortasında dairesel delik bulunan kompozit malzemelerde eksenel yüklemelerde gerilme ve şekil değiştirme analizi yapmışlardır. Bu araştırmada yük doğrultusuna göre fiber açısındaki artışın gerilme konsantrasyonunu azalttığı gözlenmiştir. Kırılmaların olduğu yerin maksimum gerilmenin olduğu yerde yani gerilme yığılmasının maksimum olduğu yerde olduğunu gözlemlemiştir [7].

Kaltakçı çekme ve basma yükleri altında üzerinde dairesel bir delik bulunan anizotropik plakalarda gerilme konsantrasyonlarını analiz etmiştir. Kaltakçı, Tsai-Hill hata ve Hencky-Von Mises enerji teorilerini karşılaştırmalı olarak incelemiştir. Kaltakçı, plakalardaki gerilmenin büyük oranda fiber açısıyla değiştiğini ve fiber yönünde çekme uygulandığında gerilme konsantrasyon maksimum olduğunu, açı arttıkça gerilme konsantrasyonun da azaldığını gözlemlemiştir [8].

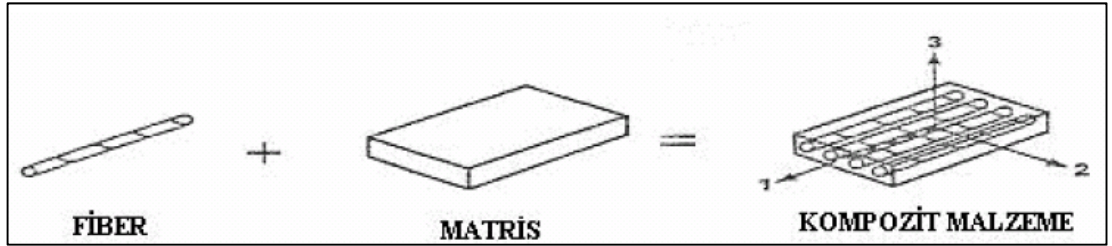
Xu, Lee ve Lu delikli kompozit plakalarda izotropik ve orthotropic plakalarda ve delikli ve deliksiz kompozit plakalarda gerilme analizlerini sonlu elemanlar metodu kullanarak incelemiş ve deliğin varlığının gerilme dağılımını tamamen değiştirdiğini gözlemlemiştir [9].

3. KOMPOZİT MALZEMELER

3.1 Tanım

İstenen amaç için tek başlarına uygun olmayan farklı özelliklerdeki iki ya da daha fazla malzemeyi istenen özellikleri sağlayacak duruma getirmek için belirli şartlar ve belirli oranlarda fiziksel olarak, makro yapıda bir araya getirerek elde edilen malzemelere “Kompozit Malzemeler” denir [10].

Kompozit malzeme çekirdek olarak kullanılan bir fiber malzeme ve bu malzemenin çevresinde hacimsel olarak çoğunluğu oluşturan bir matris malzemedir (Şekil 3.1). Kompozit malzemenin temel özelliklerini bu iki malzeme ve iki malzemenin ara yüz bağı belirlemektedir.



Şekil 3.1. Kompozit malzemede fiber ve matris gösterimi

3.2 Kompozitin Avantaj ve Dezavantajı

Kompozit malzemelerde; genellikle kendi başlarına elde edilemeyen, bileşenlerin en iyi özelliklerinin bir malzemede toplanması önemli avantaj meydana getirir. Kompozit malzemelerin sağladığı avantajlar şu şekilde sıralanabilir:

- Yüksek dayanım
- Yüksek rijitlik
- Yüksek yorulma dayanımı
- Yüksek aşınma direnci
- İyi korozyon direnci

- Yüksek sıcaklık kapasitesi
- İyi termal ve ısı iletkenliği
- Düşük ağırlık

Bütün bu özellikler aynı anda oluşmaz ve herhangi bir uygulama için böyle bir gereksinime ihtiyaçta yoktur. Özellikleri bilinen bileşenlerden yararlanılarak bir kompozit malzemenin bazı özellikleri, örneğın yoğunluk, elastik modülleri ve çekme dayanımları gibi hesaplanabilir [10].

Tüm bu avantajların yanı sıra kompozit malzemelerin bazı dez avantajları da mevcuttur. Bunlar şu şekilde sıralanabilir:

- Üretim güçlüğü
- Pahalı olması
- İşlenmesi güç olması yanında maliyetinin yüksek oluşu ve gerekli yüzey kalitesi elde edilmesindeki güçlükler
- Kırılma uzamasının az oluşu
- Diğer malzemeler gibi geri dönüşünün olmayışı

3.3 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler yapılarını oluşturan malzemelere ve yapı bileşenlerinin Şekillerine göre iki şekilde sınıflandırmak mümkündür.

Bunlar takviye elamanlarına göre şöyle sıralanabilir [12].

1-Elyaf Takviyeli Kompozit Malzemeler

2-Parçacık Takviyeli Kompozit Malzemeler

3-Tabakalı Kompozit Malzemeler

3.3.1 Elyaf kompozit malzemeler

Uzun elyafların matris içinde birbirlerine paralel şekilde yerleştirilmeleri ile elyaflar doğrultusunda yüksek mukavemet sağlanırken, elyaflara dik doğrultuda oldukça

düşük mukavemet elde edilir. İki boyutlu yerleştirilmiş elyaf takviyelerle her iki yönde de eşit mukavemet sağlanırken, matris yapısında homojen dağılmış kısa elyaflarla ise izotrop bir yapı oluşturmak mümkündür.

Matris malzemesi, kuvveti elyaflara transfer ederek yumuşaklık ve tokluk özelliği sağlarken, elyaf uygulanan yükün çoğunu tanımaktadır. Elyaflar, örme veya şerit fitil şeklinde olabilmekle beraber tabakalar halinde yönlü elyaflar da kullanılır

3.3.2 Parçacık takviyeli kompozit malzemeler

Bu tip kompozitler; tek veya iki boyutlu mikroskobik partiküllerin yapıya katılması ile elde edilir.

3.3.3 Tabakalı kompozit malzemeler

Tabakalı kompozit, temel malzeme eksenleri doğrultusunda değişik yönlerdeki tabaka ve katmanların üst üste konularak bir araya getirilmesi ile tabakalı kompozitlerin elde edilmesi mümkün olmaktadır. Tabakalar, matris içerisine rastgele yönlenmiş elyaflar, tek yönlü elyaflar veya farklı elyaf takviyeli tabakadan oluşabilir [12].

Kompozitler matris malzemesine göre;

- ✓ Metal matrisli kompozitler
 - ✓ Seramik matrisli kompozitler
 - ✓ Polimer matrisli kompozitler
- Olarak 3 grupta incelemiş.

3.4 Metal Matrisli Kompozitler

Metal matris kompozitleri, isminden de anlaşıldığı gibi, metal bir matrise sahiptir. Bu tip kompozitlerin matris örnekleri; alüminyum, magnezyum ve titanyumu içerir. Tipik fiberler karbon ve silikon karbür içerir. Metaller esasen tasarım ihtiyaçlarına uygun olarak özelliklerini arttırmak ya da azaltmak için desteklenir. Örneğin; metallerin geniş termal uzama katsayıları ve termal ve elektrik iletkenlikleri silikon

karbür gibi fiberlerin eklenmesi ile azaltılabilirken, metallerin katılık ve mukavemetleri arttırılabilir [10].

3.5 Seramik Matrisli Kompozitler

Seramik matris kompozitleri karbon, silikon karbür gibi fiberler tarafından desteklenen, alumina, kalsiyum alüminyum silikatları gibi seramik matrise sahiptir

3.6 Plastik Matrisli Kompozitler

Plastik matrisli kompozitler fiber malzemelerine göre çeşitli gruplarda incelenebilir.

3.6.1 Plastik - plastik kompozitler

Fiber olarak kullanılan plastik yük taşıyıcı bir özelliğe sahip iken, matris olarak kullanılan plastik esneklik verici, darbe emici ya da istenen amaca göre kullanılan plastiğin özelliğine sahip olmaktadır.

3.6.2 Plastik – cam elyaf kompozitler

İsteğe göre termoplastikler veya termoset plastikten oluşan matris ve cam liflerin uygun kompozisyonundan üretilmektedir. Mekanik ve fiziksel özellikleri nedeniyle cam lifler birçok durumda metal, asbest, sentetik elyaf ve pamuk ipliği gibi liflere tercih edilebilirler. Ancak cam elyafı kompozitler, büyük kuvvetleri iletmelerine rağmen camın kırılğan olmasından dolayı çok düşük dirençlidirler.

3.6.3 Plastik – metal fiber kompozitler

Endüstride çok kullanılan metal fiber takviyeli plastikten oluşan kompozitler oldukça hafif ve mukavim bir ürün olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu kompozitler, metal fiberlerin (Bakır, Bronz, Alüminyum. Çelik v.s.) poli – etilen ve poli – propilen plastiklerini takviyelendirmesi amacı ile elde edilmekte ve kullanılmaktadır. Özellikle deformasyon yönünden takviyelendirme yaygın olarak kullanılmakta ve iyi bir verim alınmaktadır.

3.6.4 Plastik – köpük kompozitler

Bu tür kompozitlerde plastik, fiber olarak görev yapmakta; Köpük ise matris, reçine onumunda olmaktadır. Köpükler, hücreli yapıya sahip, düşük yoğunlukta, gözenekli ve doğal halde bulunduğu gibi, büyük kısmı sentetik olarak elde edilmiş hafif maddelerdir. Köpük, hücre yapısına göre sert, kırılğan, yumuşak ya da elastik olabilmektedir. Matris olarak kullanılan bu köpük türleri, kullanılan plastiğin çeşitlenebilmesiyle değişik özellikte kompozitlerin oluşumunu sağlar.

3.7 Kompozitlerde Takviye Elamanları

Bir kompozit malzemede takviye elamanının esas fonksiyonu; yükü taşıyarak matrisin rijitliği ve dayanımını artırmaktır. Elyaf lar matris malzeme içinde malzemenin mukavemet elemanıdır.

Mühendislikte kullanılan takviye elemanlarının pek çoğu elyaf şeklinde üretildiklerinden dayanım ve rijitlikleri katı haldeki konumlarından yaklaşık 30-50 kat daha dayanıklı ve 3 kat daha rijit olduklarından kütle halinde gösterdikleri özelliklerinden daha üstün performans gösterirler. Örneğin, karbon elyaf kütle halindeki grafitten yaklaşık 50 kat daha fazla mukavemete sahip bulunmaktadır.

Takviye elemanı kompoziti oluşturan en önemli elemanlardan biri olup kompozit üzerine gelen yükün büyük bir kısmını taşımaktadır. Yükün neredeyse %90'ı fiberler tarafından taşınır. Yükün elyaflara iletebilmesi için fazlar arasındaki fiziksel ve kimyasal uyumun iyi olması, ara yüzey bağının güçlü olması gerekir. Takviye elemanı ile matrisin ısı genleşme katsayıları arasındaki uyum, kalıcı yapısal gerilmelerin oluşması yönünden önemlidir [12].

Kompozit üretilirken takviye elemanı seçimi, üretim tekniği, üretim esnasında elyafların matris tarafından ıslatılabilmesi, yönlendirilmeleri ve elyaf içeriği kompoziti fiziksel ve mekanik özelliklerini belirler. Bu nedenle takviye elemanı seçimi ve özelliklerinin iyi bilinmesi gerekir. Elyaf lar da aranan temel özellikler:

- ✓ Yüksek modül ve dayanım,

- ✓ Düşük yoğunluk,
- ✓ Kimyasal uyumluluk,
- ✓ Üretim kolaylığı,
- ✓ Isıl direnç

gibi kriterlere göre incelenip seçilmelidir [12].

Son zamanlarda takviye elemanı olarak kullanılan seramiklerin başlıcaları; cam, karbon, boron, alumina ve silisyum karbür ilaveten metalik camlar sayılabilir.

Çizelge 3.1. Kompozitlerde kullanılan seramik elyafların mekanik özellikleri [17]

Malzeme Cinsi	Yoğunluk(kg/m ³)	Elyaf Çapı(μm)	Elastik Modülü(Gpa)	Çekme Dayanımı(Gpa)
E-Camı	2500	12	70	1.5-2.0
S-Camı	2600	10	90	4.6
Karbon(PAN)	1800	7-10	400	2-2.8
Karbon(YD)	1700	7-10	200	3-3.5
Karbon(Mesa-Faz)	1900	7-10	220	3.2
Boron	2600	140-160	400	3.4
Silisyum Karbür	3200	1-50	480	7
SİC(Nicalon)	2250	12	200	2.5

Kompozit malzeme üretiminde kullanılan başlıca fiber (elyaf) çeşitleri şunlardır:

- ✓ Cam elyaflar
- ✓ Bor elyaflar
- ✓ Silisyum karbür elyaflar
- ✓ Alumina elyaflar
- ✓ Aramid elyaflar
- ✓ Grafit (Karbon) elyaflar

3.7.1 Karbon elyaflar

Bu elyaflar, takviye elemanı olarak kullanılan yüksek çekme dayanımı ve yüksek elastik modülüne sahiptir.

Karbon elyafı, epoksi matrisler ile birleştirildiğinde olağanüstü dayanıklılık ve sertlik özelliği gösterirler. Mukavemet açısından cam ve aramid elyaflardan daha üstün özelliklere sahiptir. Karbon elyaflar yüksek mukavemet ve tokluğun yanı sıra düşük

yoğunluğa sahiptirler. Aşınma ve yorulma mukavemetleri, sürtünme mukavemetleri yüksek olup nemden çok az etkilenirler.

3.8 Kompozitler İçin Matris Malzemeleri

Yüksek performanslı kompozit malzeme üretimi için matris malzemesi elyaflar arasına emdirilmeli, elyafları ıslatabilmeli, kimyasal veya belli şartlarda yapışma için bağ oluşturulmalı, mümkün olan düşük basınç ve sıcaklıkta hızlı şekilde katılaşma yapabilmelidir. Bağdan ayrı olarak da üretim esnasında veya bundan sonraki işlemler sırasında matris ve elyaf arasında diğer kimyasal etkileşimler olmamalı ve matris zamanla kararlı kalmalıdır.

Üretim sırasında matrisin kimyası nedeniyle elyaflar da herhangi bir fiziksel hasara maruz kalmamalıdır. Kompozitin sıcaklığa, kimyasal etkileşime ve neme karşı direnci öncelikle matris tarafından belirlenir, ardından takviye elemanı da sıcaklığa karşı kararlı olmalıdır [12].

Matris malzemesi, parçacıkları bir arada tutarken elyaf takviyeli kompozitlerde ise matrisin yerine getirmesi gereken başlıca fonksiyonları şöyle sıralanabilir:

1. Düzenlenmiş elyafları bir arada tutarak kuvvetleri elyafa iletmek
2. Elyafları çevresel etkilere ve darbelerden korumak
3. Çatlakları durdurmaktır.

Bu özellikler, çekme ve kaymayla birlikte basma yüklemeleri için hayati önem taşır. Kullanılan elyaflar genellikle yüksek dayanım ve elastik modüle sahip fakat çok gevrekler. Elyaflar ayrı ayrı birim içindeymiş gibi davranırken matris malzemesi kırılma oluncaya kadar bağımsız olarak yük taşıyıcı gibi davranırlar. Bu yüzden herhangi bir çatlak ani kırılmaya sebep olmaz. Örnek olarak bir elyaf kırılırsa bitişik elyafa geçmeden önce matrise transfer olur. Bu nedenle matrisin ve matris elyaf arasında ara yüzey bağının kompozitin tokluğu üzerinde önemli etkisi bulunmaktadır. Bu gereksinimlerin çoğunu karşılayan en kolay malzemeler ya hafif metaller ve alaşımları ya da termosetlerdir.

3.8.1 Polimerik matrisler

Polimer esaslı matrisler termoset ve termoplastik matrisler olarak iki tür olarak bulunmaktadır;

Termoset matrisler

Termoset esaslı kompozit malzeme matrisleri olarak en çok kullanılanlardır. Termoset plastikler sıvı halde bulunurlar, ısıtılarak ve kimyasal tepkimelerle sertleşir ve sağlamlaşırlar. Termoset polimerlerin polimerizasyon süreci termoplastiklerden farklı olarak geri dönüşü olmayan bir süreçtir. Yüksek sıcaklıklarda dahi yumuşamazlar. Çoğu termoset matris sertleşmemeleri için dondurulmuş olarak depolanmak zorundadır. Dondurucudan çıkarılıp oda sıcaklığında bir müddet (1-4 hafta arası) bekletildiğinde sertleşmeye başlar ve özelliklerini kaybederek biçim verilmesi zor bir hâl alır ve kullanılamaz duruma gelir. Dondurucu içinde olmak şartıyla raf ömürleri ise 6 ila 18 ay arasında değişmektedir. Termoset reçineler kimyasal etkiler altında çözülmez ve olağandışı hava şartlarında dahi uzun ömürlü olmaktadır [12].

Polyester

Polyesterler için işletim servis sıcaklığı epoksilerden daha düşüktür. Polyesterler, termoset matrisi veya termoplastik matrisi olabilir. Matrislerden yüksek mukavemet gerektirmeyen durumlarda polyester tercih edilirken, yüksek mukavemete ihtiyaç duyulan durumlarda epoksi tercih edilmektedir. Polyester arasındaki matris elyaf bağ mukavemeti epoksiye göre düşük olduğu için havacılık sanayisinde çok tercih edilmemektedir. Özellikle denizcilik ve inşaat alanında en çok kullanılan termoset reçinedir.

Epoksiler

Epoksi reçineleri yaygın olarak kullanılan reçinelerdir. Onlar epoksit gruplarını içeren düşük molekül ağırlıklı organik sıvılardır. Epoksit halkasında 3 üye vardır, bunlardan biri oksijen, diğer ikisi de karbon atomlarıdır. Yüksek sıcaklık ve yüksek performans epoksiler için maliyet fazladır. Fakat iyi kimyasal ve korozyon direnci

sağlarlar. Epoksiler genellikle gevrektiler. Epoksinin, matris malzemesi olarak en çok kullanılmasının sebebi şu şekilde ifade edilebilir:

Epoksinin diğer polimer matrislerden pahalı olmasına rağmen, epoksi en popüler matris malzemesidir[10]. Havacılık uygulamalarında kullanılan polimer matrislerin üçte ikisinden fazlası epoksidir. Epoksinin bu kadar çok kullanılmasını sebepleri;

- Yüksek mukavemet
- Düşük viskozite ve düşük debi, bu elyafların iyi ıslatılmasını sağlar ve işlem sırasında elyafların hizalanmasını önler.
- Kür sırasında düşük uçuculuk
- Düşük büzülme oranları

Bunlar dışında kullanılan bazı termoset matrisler şu şekilde sayılabilir; fonelik, silikons, amino reçineler.

Termoplastik matrisler

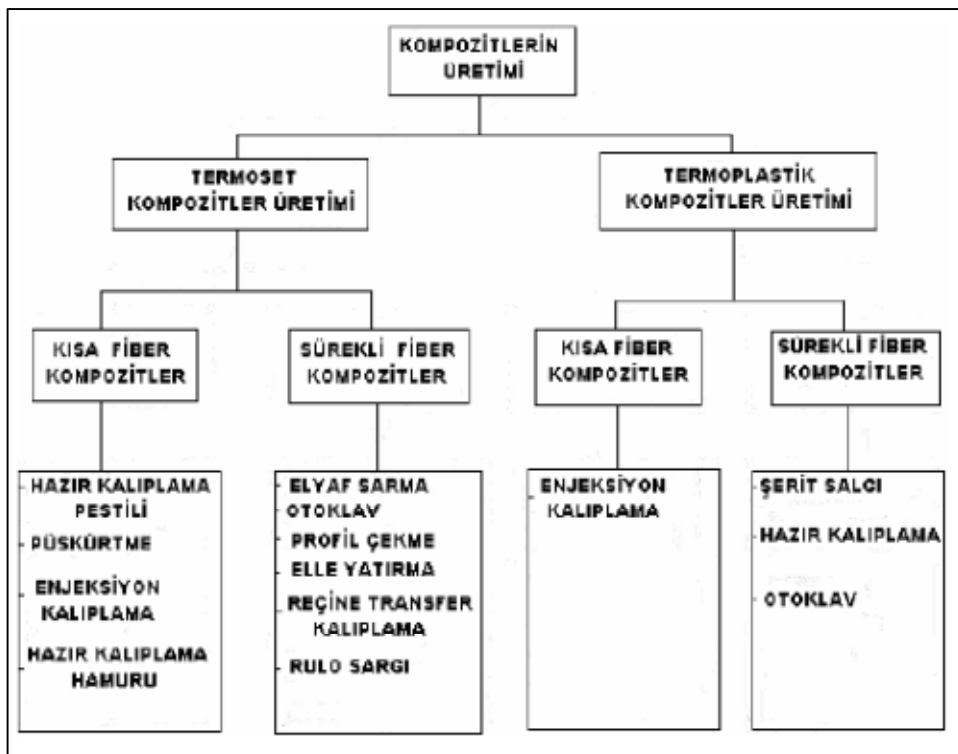
Termoplastikler düşük sıcaklıklarda sert halde bulunurlar ısıtıldıklarında yumuşarlar. Soğutulduklarında ise yeniden sertleşirler. Termosetlere göre matris olarak kullanımları daha az olmakla birlikte üstün kırılma tokluğu, hammaddenin raf ömrünün uzun olması, geri dönüşüm kapasitesi ve sertleşme işlemi için organik çözücülere ihtiyaç duyulmamasından dolayı güvenli çalışma ortamı sağlaması gibi avantajları bulunmaktadır. Bunun yanı sıra şekil verilen termoplastik parça işlem sonrası ısıtılarak yeniden şekillendirilebilir. Oda sıcaklığında katı halde bulunan termoplastik soğutucu içinde bekletilmeden depolanabilir. Termoplastikler yüksek sertlik ve çarpma dayanımı özelliğine de sahiptirler [12].

3.9 Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri

Kompozit malzemelerin geleneksel malzemeler karşısında üstün mekanik özellikler sergilemesi son yıllarda bunların üretim teknikleri üzerinde daha yoğun çalışmalar yapılmasına yol açmıştır. Fakat bu kompozitlerin üretim maliyeti hala yüksek ve

problemler mevcuttur. Yüksek teknolojilere ulaşabilmek ancak çok özel kabiliyetleri olan malzemelerin bulunması ve üretilmesiyle mümkündür [12].

Kompozit malzemelerin üretimi reçine malzemesine göre iki kısımda görülür. Bunlar termoset reçineli kompozit malzeme ve termoplastik reçineli kompozit malzemelerdir. Şekil 3.2’de kompozit malzemelerin üretim sınıflandırılması görülmektedir [17].



Şekil 3.2. Kompozit malzemelerin üretim yöntemlerinin sınıflandırılması [17]

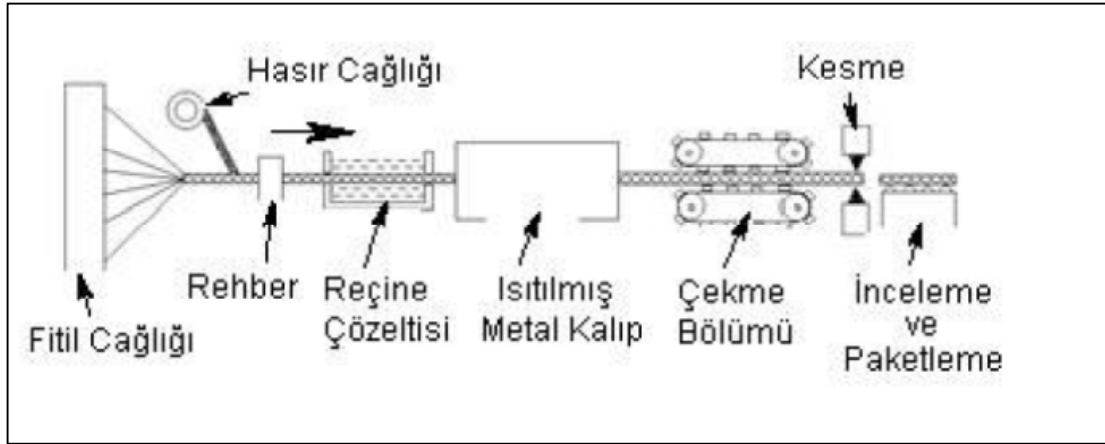
3.9.1 Termoset matrisli kompozitlerin üretimi

Termoset reçineli kompozitlerin üretim metotlarının başlıcaları aşağıda ayrıntılı olarak açıklanmıştır.

Profil çekme yöntemi

Bu yöntem de elyaf hacim oranı yaklaşık % 75’e kadar varan kompozit üretimi gerçekleştirilir. Matrise daldırılan elyaf demeti bir ön kalıptan geçirilerek içindeki

hava ve fazla matris bertaraf edilir. Sonra ısıtılmış kalıptan geçirilerek fırına gönderilir. Böyle ön biçim verilen malzeme son kalıptan geçirilerek kompozit üretilir. Buna benzer yöntem, Pultrüzyon işlemi olup uzun elyaf demetleri ile metal alaşımları da birleştirilebilir. Porfil çekme metodu Şekil 3.3'te verilmiştir [12].

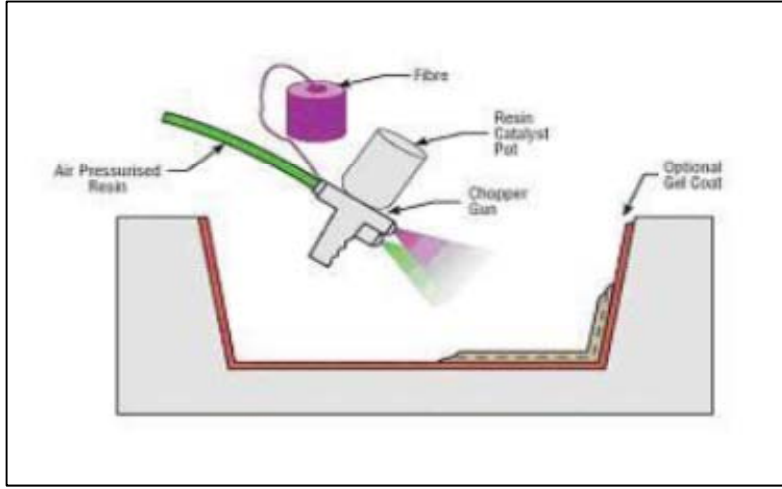


Şekil 3.3. Profil çekme metodu

Püskürtme metodu

El yatırma metoduna benzer açık kalıplama düşük ve orta hacimdeki tekneler ve kayıklar, tanklar, duş ünitesi ve daha büyük karmaşık şekilli ise bu teknikte el yatırmadan daha iyidir [12].

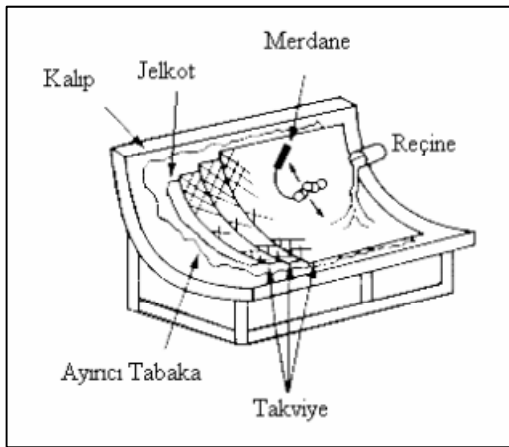
Kırıcı ve püskürtme tabancası arasından sürekli cam elyaf demeti beslenir. Bu aygıt aynı anda elyafları kırarak kalıp üzerine reçineyi kataliz eder. Bu nedenle kalıplanan laminate havayı yok etmek ve reçine içine takviye elamanı ıslatabilmek için rölolar kullanılır. Püskürtme metodunun şematik gösterimi Şekil 3.4'te verilmiştir.



Şekil 3.4. Püskürtme metodu [12]

El yatırma metodu

Düşük ve orta hacimli temas kalıplama olup, kayak teknesi, tanklar, bina panelleri ve sandık gibi büyük boyutlu yapısal parçalı için yaygın olarak kullanılan en basit bir yöntemdir. Genellikle, keçe, dokuma biçimdeki elyaflar takviye elemanı olarak seçilir. Fakat ek dayanım ve elastik modülü kazandırmak için belirli konumlarda dokuma şeklindeki elyaflar yanında sürekli cam ve karbon elyaflar da yerleştirilir. Bu işlemde reçine olarak oda sıcaklığında sertleşen genel amaçlı polyesterler ve belli epoksilerde kullanılmaktadır. Bu yöntemin yapılışı Şekil 3.5’te gösterilmiştir. Bu en basit metod olup takımlama maliyeti düşüktür.



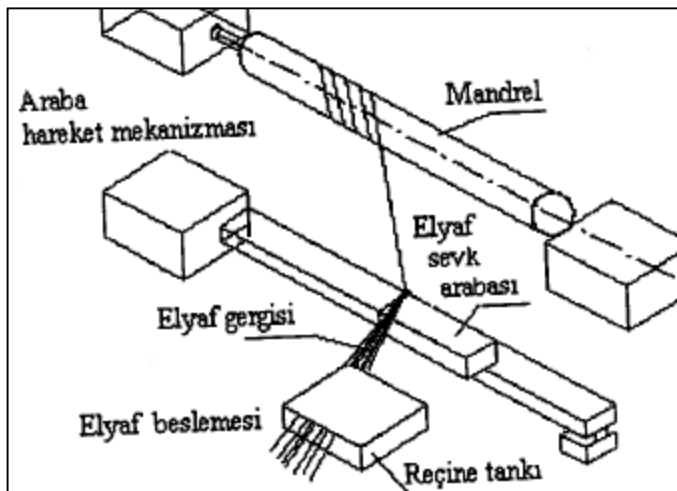
Şekil 3.5. El yatırma metodu

Reçine transfer kalıplama

Termoset malzemeler enjeksiyon kalıp ünitesine yerleştirilir ve ısıtılmış kalıp içerisine uygun miktarda termoset plastikler enjekte edilir. Uygulanan basınç ve sıcaklıkla kontrol edilir [12].

Elyaf sarma yöntemi

Helisel sarma metodu ile şaftlar, uzun pervaneler, basınçlı kaplar, roket gövdesi ve boru gibi silindirik şekilli parçalar üretilir. Burada sürekli elyaf ön katalizlenmiş reçine ile ıslatılır ve mandrel(mil) üzerine belirli açılarla sarılır. Sarma işlemi, beklenen işletme yüklerini karşılamak, elyafları uygun doğrultuda tutmak için tasarlanır. Sarma sırasında elyafa bir gergi kuvveti uygulanır. Bu işlem için madrel döner elyafın beslediği araba ise ileri geri hareket ederek elyaf helisel bir eğri boyunca sarılır. Şekil 3.6'da elyaf sarma düzeneği ve yöntemi gösterilmiştir



Şekil 3.6. Elyaf sarma yöntemi.

Soğuk presleme metodu

Bu işlem, düşük basınç, oda sıcaklığında ve pahalı olmayan kalıplar ile orta hacimli kalıpların üretilmesinde ekonomik kalıplama metodudur. Preform ve mat şeklinde cam elyaflar termoset matris ile birlikte eşleşen kalıplar arasına yerleştirilir. Dayanım için örme elyaflar da ilave edilebilir ve kalıplar jelatinlenebilir. Kalıplar da 130-340 kPa basınç altında kapanır ve parça ısıtılmadan katılaşmaya tabi tutulur [12].

Tabakalı birleştirme veya torba kalıplama yöntemi

Açık yapılar şekillenmiş kalıp yüzeyi ile ısıtılmış zımba arasında sıcak presleme usûlu ile uygun şekilde üretilir. Ön gömülmüş elyaf (prepreg)'lerin reçine ile doyurulması ile preslenir veya sarılarak üretilir. Mandrel üzerine veya levha arkasına şerit yerleştirilmelidir. Tabakayı elle tutulabilir hale getirmek için kısmi ısıtma işlemi yapılarak levha arkası daha sonra kaldırılır. Böylece tabakada bütün elyaflar aynı doğrułtuda yönlendirilmiş olur ve buna 'Prepreg' adı verilir [12].

Bu prepregler bilgisayarla kontrollü lazer veya su jeti ile kesilerek yaprak şeklinde levhalar oluşturulur, ve bunlar kalıp içerisinde belirli yönde yerleştirilerek istif edilir. Örneğın, 0°, 90°, 0°/90°, 0°/45°, 45°/45° vb. şeklinde paralel olarak tabakalanır [12].

Termoset polimer matrisli perpreg son kullanıma kadar daha fazla kür sağlamak için soğutma altında depolanır. Prepreg soğutucu da sınırlı bir raf ömrüne sahiptir. Prepreg, tipik olarak 50 mm den 1500 mm genişliğinde rulolar şeklinde mevcuttur. Prepreg katmankar genellikle 0.06 mm- 0,25 mm kalınlığındadır.

Otoklav diğeri bir birleştirme metodudur. Bu metotda, kompozit parça üretmek için prepreg soğutucudan çıkarılır ve yavaşça oda sıcaklığına getirilir. Daha sonra prepreg istenen uzunluk ve şekilde kesilir [17]. Katmanların kesme işlemi makas, razor lazer ekipmanı gibi otomatik sistemlerle gerçekteşir [18]. Tabakalar, istenen elyaf oryantasyonunu sağlayacak biçimde kesilir.

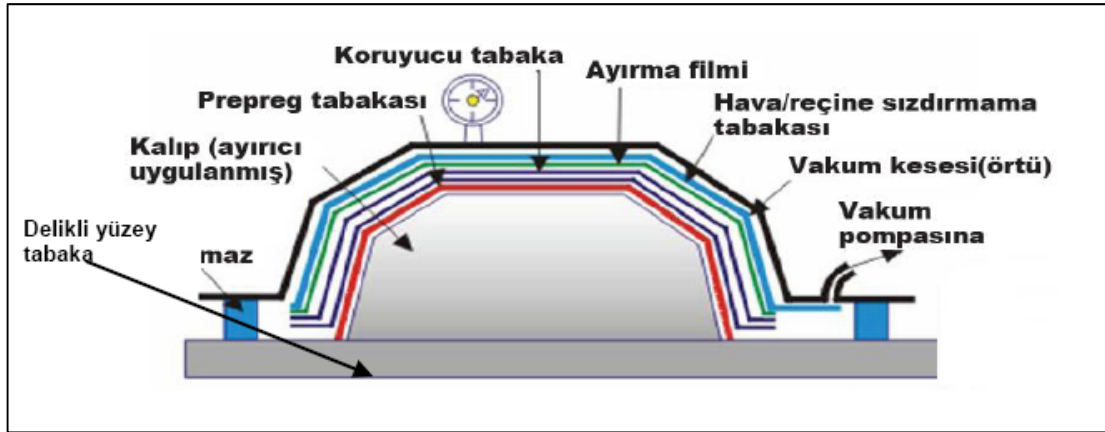
Özellikle havacılık uygulamaları için, bu işlem, kontrollü nem ve sıcaklık koşullarında, kontrollü odalarda yapılır. Bu odalar temiz oda olarak adlandırılmaktadır. Parça üretimi, prepreglerin açık kalıbın üstüne yatırılmasıyla yapılır [17]. Bu Kalıplama, metal veya diğeri çeşitli malzemelerden yapılabilir ancak kürlleme sırasında yüksek sıcaklığı maruz kalacağını için bu sıcaklığı dayanamazdır [18].



Resim 3.1 Otoklav

Katmanlar serilmeden önce parçanın kalıptan kolay ayrılabilmesi için ilk olarak kalıp yüzeyine ayırıcı uygulanır. Daha sonra katmanların üzerindeki koruyucu tabaka çıkarılır ve prepregler, belirlenen dizilime göre serilir. Her beş katmandan sonra aradaki havayı alabilmek için vakum torbalama işlemi yapılır.

İstenilen dizilimlere göre serim işlemi yapıldıktan sonra parçalar otoklava girebilmesi için vakum torbalama işleme yapılır. Bu işlem Şekil 3.7’de gösterilmiştir.



Şekil 3.7. Vakum torbalama tekniği [15].

Otoklav, bir basınç kabına benzer, sıcaklık ve basınç değerleri kontrol altındadır.

Kür çevrimi, reçinenin tipine ve parçanın kalınlık ve geometrisine bağlıdır. Otoklav içerisinde basınç iki şekilde oluşturulur:

- ✓ Vakum torbası kullanarak,
- ✓ Otoklav içerisinde harici basınç oluşturarak

Vakum torbası, torba kalıp içerisinde vakum oluşturur ve bu da düzgün birleşmeyi sağlar. Harici basınç, otoklav içerisine basınçlı hava veya nitrojen enjekte edilerek sağlanır. Nitrojen, kür işleminin yüksek sıcaklıklarda yapıldığı durumlarda, yanmayı ya da alev oluşumunu önlemek için kullanılır. Böylece, torba dışındaki dış basınç ve torba içerisindeki vakum basıncı, tabakaları kalıba doğru sıkıştırmak ve tabakalar arası tam bir bağlanmayı sağlamak için yeterli basıncı oluşturur. Kür için gerekli sıcaklık, ısıtılmış hava veya nitrojenle sağlanır.

3.9.2 Termoplastik matrisli kompozitlerin üretimi

Termo plastik kompozitler için iki adet üretim yöntemi mevcuttur. Bunlar:

- ✓ Enjeksiyon kalıplama
- ✓ Termo şekillendirmedir.

3.10 Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları

Kompozit malzemeler günümüzde hayatın her kısmında karşımıza çıkmaktadır. İstenilen özellikleri özel koşullarda sağlayabilmesi nedeni ile kompozit malzemeler geleneksel malzemelerin yerini almaya başlamıştır. Kompozit malzemelerin bu kadar sık kullanılmasının en önemli nedeni; istenilen dayanımı sağlayabilmesine rağmen geleneksel malzemelerden hafif olabilmesidir. Kompozit malzemelerin bazı kullanım alanları şu şekildedir:

- ✓ Otomotiv sanii
- ✓ İş makinaları
- ✓ Ev aletleri
- ✓ Gemicilik sektörü
- ✓ İnşaat sektörü

3.10.1 Havacılık endüstrisi

Havacılık endüstrisinde en önemli durum tasarlanan parçaların gereken dayanımı sağlaması ancak bunun yanı sıra olabildiğince hafif olmasıdır. Burada kritik durum

hafifliktir. Karbon elyaf takviyeli kompozit malzemeler havacıktı en sık kullanılan kompozitlerdir. Çizelge 3.2.'de uçak tasarımında kullanılan kimi metal alaşımları ile kompozit yapıların mekanik özellikleri verilmiştir. Uçak yapısı için malzeme seçiminde önemli bir kriter olan mekanik özelliğin yoğunluğa oranı ile ifade edilen, özgül mekanik özellik değerleri karşılaştırıldığında bor/epoksi ve karbon/epoksi kompozitlerin konvensiyonel malzemelerden önemli farklarla üstün oldukları görülmektedir [19].

Çizelge 3.2. Uçak malzemelerinin mekanik özellikleri [10]

MALZEME	Yoğunluk P (gr/cm ³)	Elastik Modül (GPa)	Özgül Modül E/p	Çekme Muk. σ_c (GPa)	özgül Çek.Muk. σ_c/p	Maks. Şek.Değ. (%)
ÇELİK (3140)	7,90	200,0	25	1,85	0,24	11,00
ALÜM. ASG (6061)T6	2,70	70,0	26	0,35	0,13	11,00
ALÜMİNYUM AU4G 1(2024)74	2,80	73,0	26	0,29	0,21	11,00
ALÜMİNYUM A25G4(7075)T6	2,80	76,0	27	0,45	0,16	11,00
TİTANYUM T6V	4,40	119,0	27	1,14	0,26	14,00
BOR/EPOKSİ	2,10	270,0 *	129 *	2,00 *	0,95 *	6,50 *
BOR/ALÜMİNYUM	2,70	225,0 **	83 *	1,25 »	0,46 *	10,00 *
GRAFİT/EPOKSİ	1,70	208,0 * 10,3 **	122 *	1,34 * 0,03 **	0,79 *	0,78 * 0,29 **
KARBON/EPOKSİ	1,50	142,0 * 10,3 **	95 *	1,60 * 0,07 *	1,06 *	1,10 * 0,57 *
KEVLAR/EPOKSİ	1,35	80,0 * 5,5 *	59 *	1,38 * 0,03**	1,02 *	1,70 * 0,50 *
CAM/EPOKSİ	2,20	53,0 * 12,4 **	24 *	1,45 * 0,04 *	0,66 *	2,70 * 0,30 *
KARBON/ POLYESTER	1,68	127,5 * 7,6 **	76 *	1,52 * 0,04 *	0,9 *	1,20 * 0,53 *
KEVLAR/ POLYESTER	1,40	76,0 * 5,5 **	54 *	1,20 * 0,02 **	0,86 *	1,60 * 0,40 **
CAM/ POLYESTER	1,80	39,0 * 9,6 **	22 *	1,13 * 0,02 *	0,63 *	2,80 * 0,21 *

*: Elyaf Yönünde **: Elyaflara Dik Yönünde

F-18 savaş uçağının kanat yüzeyleri: yatay ve dikey ve arka kısımları hem kanat hem de arka kontrol yüzeyleri, burun kısmı, fren ve kapıları, karbon takviyeli plastiklerden yapılmıştır. Bu uçaklarda kompozit malzeme %50'den fazla yüzeyi oluşturmuş ve yaklaşık %10 hafiflik sağlanabilmiştir.

4. KOMPOZİT MALZEMELER MEKANİĞİ

Fiber, matris ve lamine tasarımı ve mekanik davranışlarının incelenmesine mikro mekanik, birkaç tabakadan oluşmuş tabakalı kompozit malzemenin tasarımı ve mekanik davranışlarının incelenmesine makro mekanik adı verilmektedir.

Lamine genellikle 0,125 mm mertebesinde kalınlığa sahip olan ince kesitli bir kompozit malzemedir. Katmanlı levha yapıların tasarımı ve analizi, katmanlı levhadaki gerilme ve gerinim değerlerine ihtiyaç duymaktadır.

Bununla birlikte, katmanlı levhaları oluşturan yapı blokları tek bir laminedir. Bu yüzden bir katmanın mekanik analizinin anlaşılması katmanlı yapının anlaşılmasına öncü olmaktadır [10].

4.1 Anizotropik Malzemelerde Gerilme-Gerinim Bağlılıkları [11]

Mekanik özellikleri genel olarak bütün doğrultularda birbirinden farklı olan malzemelere anizotropik malzeme denilmektedir. Anizotropik malzemelerde, gerilme-şekil değiştirme tensörlerinin simetrik olduğu göz önüne alırsa ve kütle kuvvetleri ihmal edilirse genelleştirilmiş Hook kanunu 36 bağımsız elemana indirgenmiş olarak şu şekilde yazılabilir;

$$\sigma_i = C_{ij}\varepsilon_j \quad i, j = 1, \dots, 6 \quad (4.1)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Burada C_{ij} elastiklik katsayılarıdır.

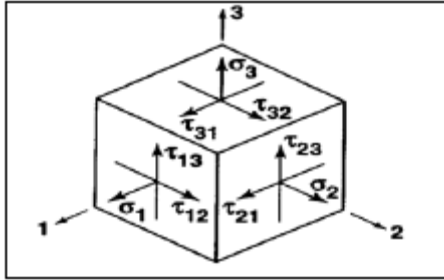
Burada σ_i üç boyutlu küpteki gerilme bileşenlerini göstermektedir. Birim uzama için şekil değiştirme ε , birim kayma şekil değişimi için ise γ kullanılmaktadır.

Üç boyutlu zorlama şekil değiştirme ifadeleri birim hacim için

$$\varepsilon_1 = \frac{\partial u}{\partial x} \quad \varepsilon_2 = \frac{\partial v}{\partial y} \quad \varepsilon_3 = \frac{\partial w}{\partial z} \quad (4.3)$$

$$\gamma_{12} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \quad \gamma_{23} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \quad \gamma_{31} = \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \quad (4.4)$$

Burada u,v,w sırasıyla x,y,z veya 1,2,3 yönlerindeki uzamaları göstermektedir.



Şekil 4.1. Üç boyutlu gerilme hali

Gerilme notasyonunun kısaltılmış hali Çizelge 4.1de verilmiştir.

Çizelge 4.1. Gerilme notasyonları kısaltılmış gösterimi

Gerilme		Gerilme	
Tensör Notasyonu	Kısaltılmış Notasyon	Tensör Notasyonu	Kısaltılmış Notasyon
$\sigma_{11}(\sigma_1)$	σ_1	ε_{11}	ε_1
$\sigma_{22}(\sigma_2)$	σ_2	ε_{22}	ε_2
$\sigma_{33}(\sigma_3)$	σ_3	ε_{33}	ε_3
$\tau_{23} = \sigma_{23} = \sigma_{32}$	σ_4	$\gamma_{23} = \gamma_{23} = 2\varepsilon_{32}$	ε_4
$\tau_{32} = \sigma_{32} = \sigma_{23}$	σ_5	$\gamma_{13} = \gamma_{31} = 2\varepsilon_{13}$	ε_5
$\tau_{12} = \sigma_{12} = \sigma_{21}$	σ_6	$\gamma_{12} = \gamma_{21} = 2\varepsilon_{12}$	ε_6

Bir elastik malzemeye etkiyen σ_i gibi bir gerilmenin, bu malzemede $d\varepsilon_1$ kadar şekil değişimi meydana getirdiği kabul edilirse, bu şekil değişimi elastik malzemenin birim hacimde dW kadar zorlama enerjisi meydana getirir. dW ile tanımlanan enerji,

$$dW = \sigma_i d\varepsilon_i \quad (4.5)$$

şeklinde ifade edilir.

Eş. 4.1 de belirtilen gerilme denklemi, Eş. 4.4’de yerine koyulup çözümlünce genel şekil değiştirme ifadesi,

$$W = \frac{1}{2} C_{ij} \varepsilon_i \varepsilon_j \quad (4.6)$$

olarak ifade edilir.

Zorlanma enerjisinin ε_j ve ε_i ‘ ye göre kısmi türevleri alınır,

$$\frac{\partial^2 W}{\partial \varepsilon_i \partial \varepsilon_j} = C_{ij} \quad (4.7)$$

eşitliği elde edilir.

Türev alma sırası sonucu değiştirmedüğinden,

$$C_{ij} = C_{ji} \quad i,j=1,\dots,6 \quad (4.8)$$

Bu durumda bağımsız elaman sayısı 36 dan 21 e düşmektedir. Bu durumda şekilde genelleştirilmiş Hook kanunu,

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

şeklinde ifade edilir.

Anizotropik malzeme için yer değiştirme gerilme bağıntısı şu şekilde yazılmaktadır:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

4.2 Monoklinik Kompozit Malzemeler İçin Gerilme-Gerinim Bağlılıları [10]

Kompozit malzemelerin simetri eksenleri farklı şekilde tanımlanabilir. Kompozit malzeme simetrisinin bir düzlemde olması durumunda

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{45} & C_{55} & 0 \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

Gerinimbağıntısı ise aşağıdaki şekilde olur.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & S_{36} \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & S_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{45} & S_{55} & 0 \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

Görüldüğü gibi rijitlik matrisi böyle bir malzeme için 13 bağımsız elemanla ifade edilebilir. Bu tür malzemelere monoklinik malzeme adı verilir.

4.3 Ortotropik Kompozit Malzemeler İçin Gerilme-Gerinim Bağlılıları

Bir malzemenin üç tane dik simetri eksenine sahip olduğu kabuk edilirse bu tip malzemelere ortotropik malzeme olarak tanımlanabilir [11].

Bu tip malzemeler için gerilme-şekil değiştirme ilişkisi aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

Burada [C] katılık matrisini ifade etmektedir. Bu ifade şekil değiştirme-gerilme biçiminde aşağıdaki gibi de ifade edilebilir,

$$\epsilon_{ij} = S_{ij}\sigma_j$$

İfadesi kullanılarak ortotropik malzeme için şekil değiştirme – gerilim ilişkisi

$$\begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

şeklinde yazılır.

Burada S_{ij} uygunluk matrisi olarak tanımlanmaktadır.

4.3.1 Ortotropik malzemelerde mühendislik sabitleri

Ortotropik malzeme için uygunluk matrisi mühendislik sabitleri cinsinden ifade edilebilir [11].

E_1 i yönündeki elastisite modülü olmak üzere elastik cisim 1 yönünde çekildiğinde

$$S_{11} = \frac{1}{E_1} \quad (4.15)$$

$$S_{21} = -\frac{v_{12}}{E_1} \quad (4.16)$$

$$S_{31} = -\frac{v_{13}}{E_1} \quad (4.17)$$

Elastik cisim 2 yönünde çekildiğinde,

$$S_{12} = -\frac{v_{21}}{E_2} \quad (4.18)$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_2} \quad (4.19)$$

$$S_{32} = -\frac{v_{23}}{E_2} \quad (4.20)$$

Elastik cisim 3 yönünde çekildiğinde,

$$S_{13} = -\frac{v_{31}}{E_3} \quad (4.21)$$

$$S_{33} = -\frac{v_{32}}{E_3} \quad (4.22)$$

$$S_{33} = \frac{1}{E_3} \quad (4.23)$$

$S_{ij} = S_{ji}$ olduğundan $\frac{v_{ij}}{E_i} = \frac{v_{ji}}{E_j}$ olarak ifade edilir.

Elastik cisim üzerine kayma gerilmesi uygulandığında,

$$S_{66} = \frac{1}{G_{12}} = \frac{1}{G_{21}} \quad (4.24)$$

$$S_{44} = \frac{1}{G_{23}} \quad (4.25)$$

$$S_{55} = \frac{1}{G_{13}} \quad (4.26)$$

Katılık matrisi uygunluk matrisi arasında aşağıdaki gibi bağıntı oluşur.

$$C_{11} = \frac{S_{22}S_{33} - S_{23}^2}{S} \quad (4.27)$$

$$C_{12} = \frac{S_{13}S_{23} - S_{12}S_{32}}{S} \quad (4.28)$$

$$C_{13} = \frac{S_{12}S_{23} - S_{13}S_{22}}{S} \quad (4.29)$$

$$C_{22} = \frac{S_{33}S_{11} - S_{13}^2}{\Delta E_1 E_3} \quad (4.30)$$

$$C_{23} = \frac{S_{12}S_{13} - S_{23}S_{11}}{S} C_{33} = \frac{S_{11}S_{22} - S_{12}^2}{S} \quad (4.31)$$

$$C_{44} = \frac{1}{S_{44}}, C_{55} = \frac{1}{S_{55}}, C_{66} = \frac{1}{S_{66}} \quad (4.32)$$

$$S = S_{11}S_{22}S_{33} - S_{11}S_{23}^2 - S_{22}S_{13}^2 - S_{33}S_{12}^2 - 2S_{12}S_{23}S_{13} \quad (4.33)$$

Katılık matrisi C_{ij} şu şekilde tanımlanır;

$$c_{11} = \frac{1 - v_{23}v_{32}}{\Delta E_2 E_3} \quad (4.34)$$

$$c_{12} = \frac{v_{21} + v_{31}v_{23}}{\Delta E_2 E_3} = \frac{v_{12} + v_{32}v_{13}}{\Delta E_1 E_2} \quad (4.35)$$

$$c_{13} = \frac{v_{31} + v_{21}v_{32}}{\Delta E_2 E_3} = \frac{v_{13} + v_{12}v_{23}}{\Delta E_1 E_2} \quad (4.36)$$

$$c_{22} = \frac{1 - v_{13}v_{31}}{\Delta E_1 E_3} \quad (4.37)$$

$$c_{13} = \frac{v_{32} + v_{12}v_{31}}{\Delta E_1 E_2} = \frac{v_{23} + v_{21}v_{13}}{\Delta E_1 E_2} \quad (4.38)$$

$$c_{33} = \frac{1 - v_{12}v_{21}}{\Delta E_1 E_2} \quad (4.39)$$

$$C_{44} = G_{23} \quad C_{55} = G_{13} \quad C_{66} = G_{12} \quad (4.40)$$

$$\Delta = \frac{1 - v_{12}v_{21} - v_{23}v_{32} - 2v_{21}v_{32}v_{13}}{E_1 E_2 E_3} \quad (4.41)$$

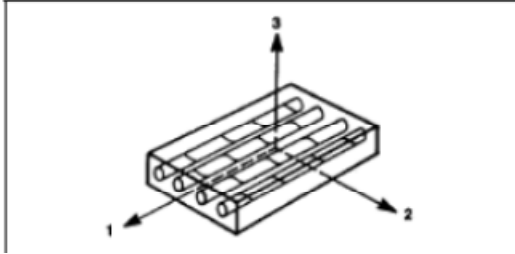
bu durumda uygunluk matrisi,

$$[S_{ij}] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad (4.42)$$

olarak ifade edilir.

4.3.2 Ortotropik malzemelerde düzlemsel gerilme durumu [11]

Düzlemsel gerilme durumunda Şekil 4.2'deki gibi 3 yönündeki gerilmelerin 0 olduğu kabul edilir.



Şekil 4.2. Tek yönlü fiber takviyeli tabaka (1,2 ve 3 eksenlerinin gösterilişi)

Bu durumda uygunluk matrisi ve gerilme elemanları;

$$\sigma_3 = 0 \quad \tau_{23} = 0 \quad \tau_{31} = 0$$

$$\sigma_1 \neq 0 \quad \sigma_2 \neq 0 \quad \tau_{12} \neq 0$$

$$\varepsilon_{13} = S_{13}\sigma_1 + S_{23}\sigma_2 \quad \gamma_{23} = 0 \quad \gamma_{31} = 0$$

$$S_{13} = -\frac{\nu_{13}}{E_1} = -\frac{\nu_{31}}{E_3} \quad S_{23} = -\frac{\nu_{23}}{E_2} = -\frac{\nu_{32}}{E_3} \quad (4.43)$$

şeklinde yazılır.

Şekil değiştirme-gerilme bağıntısı düzlemsel gerilme hali için

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.44)$$

şeklinde ifade edilebilir.

Uygunluk matrisinin elemanları,

$$S_{11} = \frac{1}{E_1} \quad (4.45)$$

$$S_{12} = -\frac{\nu_{21}}{E_1} = -\frac{\nu_{12}}{E_1} \quad (4.46)$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_2} \quad (4.47)$$

$$S_{66} = \frac{1}{G_{12}} \quad (4.48)$$

Şekil değiştirme – gerilme bağıntısı, gerilme şekil değiştirme bağıntısı

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.48)$$

olarak yazılır. Q_{ij} indirgenmiş elastisite matrisi olarak tanımlanır. Buradaki elamanlar,

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{21}\nu_{12}} \quad Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{21}\nu_{12}} \quad Q_{21} = \frac{\nu_{21}E_2}{1 - \nu_{21}\nu_{12}} \quad Q_{66} = G_{12} \quad (4.49)$$

şeklinde ifade edilir.

Enine izotropik kompozit malzemeler için gerilme şekil değiştirme bağıntıları malzemede üç simetri eksenine ek olarak malzemenin mekanik özelliklerinin tüm doğrultularda eşit olduğu malzemelere enine izotropik malzeme denilir. Bu malzemeler Eş. 4.13'deki ifade,

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{13} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.50)$$

olarak yazılır.

Bu durumda bağımsız elaman sayısı 5'e düşmektedir. Enine izotropik malzemeler için gerinim bağıntısı,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{11} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{13} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2(S_{11} - S_{12}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.51)$$

olur.

4.4 İzotrpk Malzemeler İçin Gerilme-Gerinim Bağlantıları

İzotropik malzemelerin sonsuz sayıda simetri eksenini vardır.

Bu durumda katılık matrisi

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{12} & C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.52)$$

Gerinim matrisi,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{12} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{11} & S_{12} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{12} & S_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2(S_{11} - S_{12}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2(S_{11} - S_{12}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2(S_{11} - S_{12}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.53)$$

olur.

Düzlem gerinimbağıntısı izotropik malzeme için aşağıdaki hali alır.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.54)$$

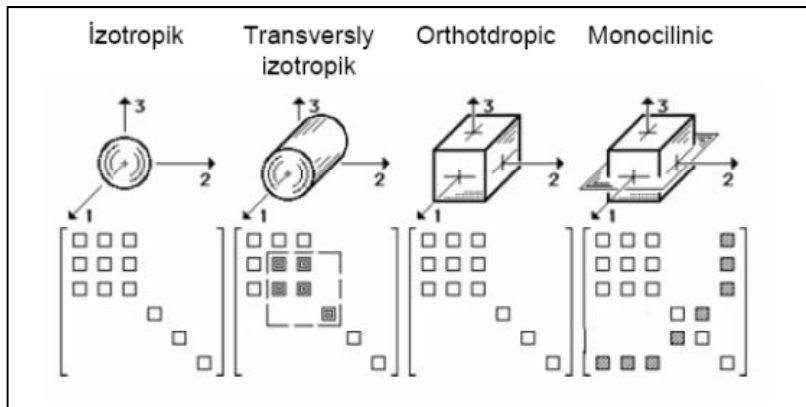
Burada;

$$Q_{11} = \frac{E}{1 - \nu^2} \quad (4.55)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu E}{1 - \nu^2} \quad (4.56)$$

$$Q_{66} = \frac{E}{2(1 + \nu)} = G \quad (4.57)$$

Genel olarak tüm durumlar için simetri şekilleri ve matris gösterimleri Şekil 4.3’de verilmiştir.

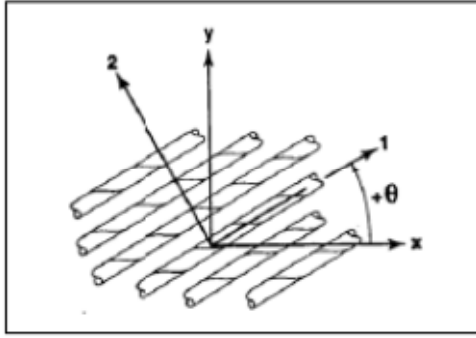


Şekil 4.3. Simetri şekilleri ve matris gösterimleri [16]

4.5 Keyfi Düzenlenmiş Bir Tabaka İçin Gerilme- Gerinim İlişkisi

Kompozit malzemelerin kullanım amacına uygun olarak, laminantlar farklı açılı tabakalardan meydana gelir. Şekil 4.4'deki gibi tabakada kullanılan koordinat sistemi 1-2 olarak adlandırılırsa, 1 nolu yön takviye elamanının yönünü 2 nolu yön ise takviye elamanına dik olanyönü ifade etmektedir. Yeni koordinat sistemi x-y olarak adlandırılırsa bu koordinat sistemi 1-2 koordinat sistemi ile çakışmamaktadır. Bu durumda 1-2 koordinat sistemi ile x-y koordinat sistemi arasındaki bağıntı aşağıdaki dönüşüm matrisi kullanılarak sağlanır.

Bu durumda,



Şekil 4.4. Kuvvet ve malzeme eksenlerinin çakışmaması durumu

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.58)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{\gamma_{xy}}{2} \end{bmatrix} \quad (4.59)$$

şeklinde tanımlanır. Burada [T] dönüşüm matrisi olarak tanımlanmaktadır

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (4.60)$$

[T] matrisi bu şekilde tanımlanır.

[T] matrisinin tersi $[T]^{-1}$ olarak tanımlanırsa

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.61)$$

elde edilir.

Gerinim ifadesi benzer şekilde,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{\gamma_{xy}}{2} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{bmatrix} \quad (4.62)$$

$$[T]^{-1} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin \theta \cos \theta & -\sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (4.63)$$

$$[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (4.64)$$

olarak elde edilir.

Burada [R] dönüşüm matrisidir. Bu matris kullanılarak şekil değişimi bileşenleri vektörü sade bir şekilde yazılabilir. Bu durumda γ_{xy} büyüklüğünde $\frac{1}{2}$ çarpanı ortadan kalkar.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = [R] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{bmatrix} \quad (4.65)$$

1-2 v x-y eksenlerinin çakışık olması durumunda gerilme-şekil değiştirme bağıntısı,

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = [Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.66)$$

olarak yazılır.

1-2 ve x-y eksenlerinin çakışmama durumunda ise genel ifade şu şekilde elde edilir,

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = [Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.67)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.68)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q][R] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q][R][T] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{\gamma_{xy}}{2} \end{bmatrix} \quad (4.69)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q][R][T][R]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.70)$$

Bu işlemlerde $[R][T][R]^{-1}$ ifadesi T matrisinin transpozesidir

$$[T]^T = [R][T][R]^{-1} \quad (4.71)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q][T]^T \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.72)$$

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1}[Q][T]^T \quad (4.73)$$

θ açısı x eksenine ile 1 eksenine arasındaki açı olarak ele alınırsa xy koordinatlarına göre gerilme-şekil değiştirme ifadesi

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [\bar{Q}] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.74)$$

Burada $\bar{Q}_{ij}$ indirgenmiş rijitlik matrisini göstermektedir yukarıdaki eşitlik çözülürse,

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta \quad (4.75)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \quad (4.76)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta \quad (4.77)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \quad (4.78)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta \quad (4.79)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{22} - Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \quad (4.80)$$

ifadeleri elde edilir.

Şekil değiştirme-gerilme bağıntısında benzer şekilde elde edilebilir. Bu durumda indirgenmiş uygunluk matrisi ($\bar{S}_{ij}$) tanımlanmalıdır.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.81)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^T [Q] [T] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.82)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ \bar{S}_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.83)$$

$$[T]^T = [R][T]^{-1}[R]^{-1} \quad (4.84)$$

$$[\bar{S}] = [T]^T [S] [T] \quad (4.85)$$

Yukarıdaki denklemler çözüldüğünde,

$$\bar{S}_{11} = S_{11} \cos^4 \theta + 2(S_{12} + 2S_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + S_{22} \sin^4 \theta \quad (4.86)$$

$$\bar{S}_{12} = (S_{11} + S_{12} - S_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + S_{12}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \quad (4.87)$$

$$\bar{S}_{22} = S_{11} \sin^4 \theta + 2(S_{12} + 2S_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + S_{22} \cos^4 \theta \quad (4.88)$$

$$\bar{S}_{16} = (2S_{11} - 2S_{12} - 2S_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta - (-2S_{12} + 2S_{22} - S_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \quad (4.89)$$

$$\bar{S}_{26} = (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta - (-2S_{12} + 2S_{22} - S_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta \quad (4.90)$$

$$\bar{S}_{66} = 2(2S_{11} + 2S_{22} - 4S_{12} - S_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + S_{66}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \quad (4.91)$$

4.6 Tabakalı Kompozit Malzemelerde Gerilme Analizleri [11]

İzotropik malzemeden imal edilmiş bir kiriş ele alınırsa. Çekme kuvvetine maruz kalan kiriş için herhangi bir kesitteki normal gerilme-şekil değişimi şu şekilde belirlenir,

$$\varepsilon_x = \frac{P}{AE} \quad (4.92)$$

Burada,

E elastislik modülü

P; uygulanan kuvveti,

A; kesit alanı

ifade etmektedir.

Kirişin sadece eğilme momentine maruz kaldığı durumda, yukarıdaki denklem aşağıdaki gibi ifade edilir. Bu denklem tabakalı malzemeler için geçerlidir.

$$\varepsilon_x = \frac{z}{\rho} \quad (4.93)$$

Burada Şekil 4.5'te görüldüğü üzere

z: merkezden uzaklık (B noktasından)

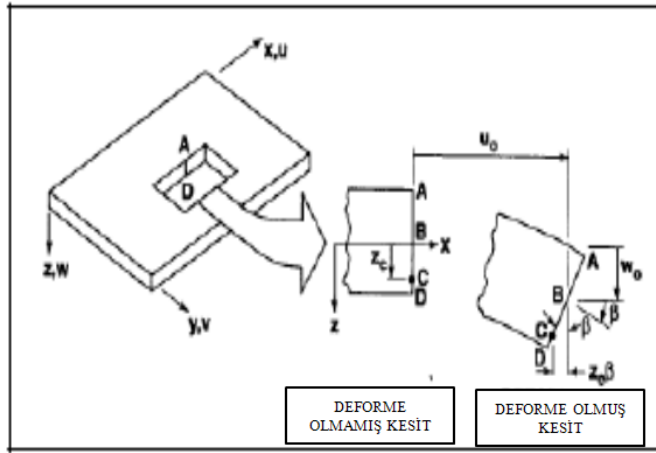
ρ : kirişin eğilme yarıçapıdır.

Kirişteki gerilmeler;

$$\sigma_x = \frac{Ez}{\rho} \quad (4.94)$$

$$\sigma_x = \frac{Mz}{I} \quad (4.95)$$

Burada M; moment ve $I = \int_A z^2 dA$ olup alan eylemsizlik momentidir.



Şekil 4.5. Tabakaların deformasyonu, B noktası orta nokta , β eğilme açısı [11]

x ve y eksenlerindeki dönme,

$$\beta_x = \frac{\partial w}{\partial x} \quad (4.96)$$

$$\beta_y = \frac{\partial w}{\partial y}$$

B noktasının yer değişimi;

$$u_b = u_0 - \beta_x z_b \quad (4.97)$$

$$v_b = v_0 - \beta_y z_b \quad (4.98)$$

Bunlar yukarıda yerlerine yazılıp çözümlürse,

$$u = u_0 - z \frac{\partial w}{\partial x} \quad (4.99)$$

$$v = v_0 - z \frac{\partial w}{\partial y} \quad (4.100)$$

Elde edilir. Tabakanın yer değişimi

$$\epsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} = -z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (4.101)$$

$$\epsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} = -z \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \quad (4.102)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + z \frac{\partial v_0}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \quad (4.103)$$

$$\varepsilon_z = \gamma_{xz} = \gamma_{yz} = 0$$

olarak tanımlanır.

Tabakalardaki şekil değiştirme matrisi K ile tanımlanabilir. K matrisinin elamanları;

$$K_x = -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (4.104)$$

$$K_y = -\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \quad (4.105)$$

$$K_{xy} = -\frac{2\partial^2 w}{\partial x \partial y} \quad (4.106)$$

olarak tanımlanır.

Tabakanın herhangi bir noktasındaki şekil değişimi orta yüzeyin şekil değişimi ve çarpılması ile ilişkilendirilir.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.107)$$

Gerilme- şekil değiştirme arasındaki bağıntı;

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}_k \quad (4.108)$$

olarak tanımlanabilir.

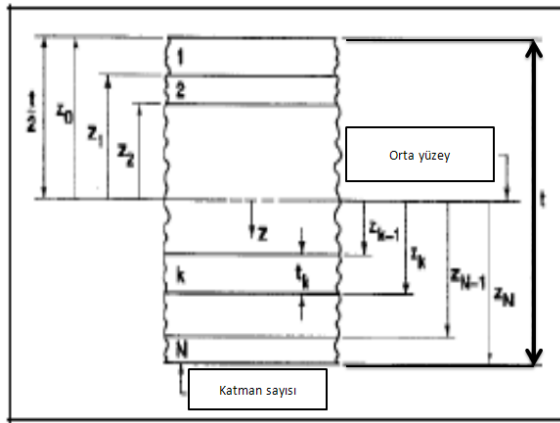
Denklemden yerine konulduğunda

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix}_k + z \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.109)$$

elde edilir. Burada “k” kaçıncı tabaka olduğunu ifade eder.

4.6.1 Tabaka bileşke kuvvetleri ve momentleri

Şekil 4.6'daki gibi bir kompozit plaka ele alınsın, plaka n tabakadan oluşsun. Her bir tabaka kalınlığı t_k olsun. Burada h toplam levha kalınlığını ifade etsin. Bu durumda levha kalınlığı aşağıdaki gibi ifade edilebilir [11].



Şekil 4.6. N katmanlı katman gösterimi

$$h = \sum_{k=1}^n t_k \quad (4.110)$$

Birinci tabakanın z eksenindeki konumu

$$h_0 = -\frac{h}{2} \text{ (üst yüzey)} \quad (4.111)$$

$$h_1 = -\frac{h}{2} + t_1 \text{ (alt yüzey)} \quad (4.112)$$

Tabaka k ($k=2,3,\dots,n-2,n-1$) için;

$$h_{k-1} = -\frac{h}{2} + \sum_{n=1}^{k-1} t_n \text{ (üst yüzey)} \quad (4.113)$$

$$h_k = -\frac{h}{2} + \sum_{n=1}^k t_n \text{ (alt yüzey)} \quad (4.114)$$

Tabaka n için:

$$h_{n-1} = \frac{h}{2} - t_n (\text{üst yüzey}) \quad (4.115)$$

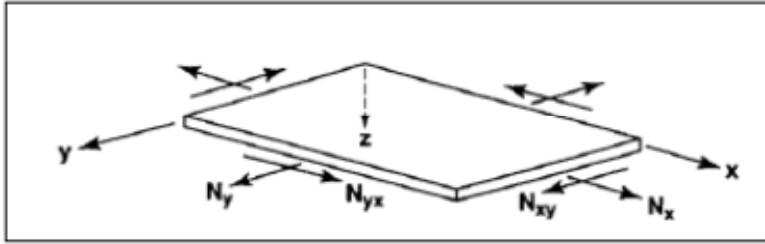
$$h_n = \frac{h}{2} (\text{alt yüzey}) \quad (4.116)$$

Her bir tabaka için global gerilmelerin integrali alındığında, x-y düzleminde, Birim uzunlukta bileşke kuvvet şu şekilde ifade edilebilir;

$$N_x = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x dz \quad (4.117)$$

$$N_y = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_y dz \quad (4.118)$$

$$N_{xy} = \int_{-t/2}^{t/2} \tau_{xy} dz \quad (4.119)$$



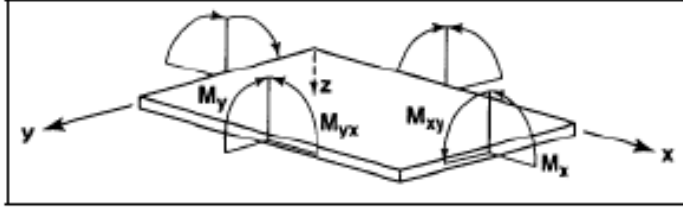
Şekil 4.7. Düz levhadaki düzlem içi kuvvetler

Benzer şekilde, her bir tabaka için global gerilemelerin integrali alındığında, x-y düzleminde, birim uzunlukta bileşke moment şu şekilde ifade edilebilir;

$$M_x = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x z dz \quad (4.120)$$

$$M_y = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_y z dz \quad (4.121)$$

$$M_{xy} = \int_{-t/2}^{t/2} \tau_{xy} z dz \quad (4.122)$$



Şekil 4.8. Düz tabakada momentlerin gösterimi

Bileşke kuvvetler ve mometler matris cinsinden yazılırsa;

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^z \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (4.123)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} z dz \quad (4.124)$$

buradan;

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left[\int_{z_{k-1}}^z \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} dz + \int_{z_{k-1}}^z \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} z dz \right] \quad (4.125)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left[\int_{z_{k-1}}^z \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} z dz + \int_{z_{k-1}}^z \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} z^2 dz \right] \quad (4.126)$$

$[\varepsilon^0]$ ve $[K]$ matrislerinin z den bağımsız olduğu varsayılp, integral dışına alınırsa, bileşke kuvvet şekil değiştirme ilişkisi ve moment ilişkisi;

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.127)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.128)$$

Tabaka üstündeki farklı tip yük ve momentlerin etkisi yukarıdaki matrisler kullanılarak ABD matrisi oluşturularak hesaplanabilir.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.129)$$

Bu matris kısaca aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{bmatrix} \quad (4.130)$$

İfadenin tersi alındığında

$$\begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A' & B' \\ B' & D' \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} \quad (4.131)$$

burada A', B', C' ve D'

$$[A'] = [A]^{-1} - \{[B^*][D^{*-1}]\}[C^*] \quad (4.132)$$

$$[B'] = [B^*][D^{*-1}] \quad (4.133)$$

$$[C'] = -[D^{*-1}][C^*] \quad (4.134)$$

$$[D'] = [D^{*-1}] \quad (4.135)$$

eşittir, buda;

$$[B^*] = -[A]^{-1}[B] \quad (4.136)$$

$$[C^*] = [B][A]^{-1} \quad (4.137)$$

$$[D^*] = [D] - \{[A]^{-1}[B]\}[B] \quad (4.138)$$

ifadesine eşittir.

4.7 Kompzit Malzemelerde Mühendislik Sabitlerinin Bulunması [11]

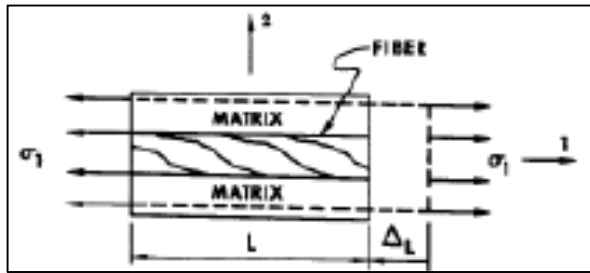
4.7.1 Fiber yönündeki elastisite modülü (E_1)

Kompozit malzemede fiber ve matris arasında kayma olmadığı kabul edilirse bu kompozit malzemede fiber yönünde ϵ_1 kadarlık bir deformasyon oluşur ise bu deformasyon fiber ve matriste de aynı şekilde oluşaktır. Bu durumda;

$$\epsilon_1 = \epsilon_f = \epsilon_m \quad (4.139)$$

Fiber yönündeki gerilme, fiberde ve matriste oluşan gerilmelerin toplamı olacaktır.

$$\sigma_1 = \sigma_f + \sigma_m \quad (4.140)$$



Şekil 4.9. Fiber yönünde deformasyon

Burada σ_1 fiber yöndeki gerilme

$$\sigma_1 = E_1 \epsilon_1 \quad (4.141)$$

$$\sigma_f = E_f \epsilon_f \quad (4.142)$$

$$\sigma_m = E_m \epsilon_m \quad (4.143)$$

A: malzeme kesit alanı

A_f: fiber kesit alanı

A_m: matris kesit alanı

olarak,

$$\sigma_1 A = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \quad (4.144)$$

bu ifade yerine yazılırsa

$$E_1 \varepsilon_1 A = E_f \varepsilon_f A_f + E_m \varepsilon_m A_m \quad (4.145)$$

fiber ve matristeki eşit deformasyonda,

$$E_1 A = E_f A_f + E_m A_m \quad (4.146)$$

fiber yönündeki elastistik modül,

$$E_1 = E_f \frac{A_f}{A} + E_m \frac{A_m}{A} \quad (4.147)$$

buradan

$$V_f = \frac{A_f}{A}, V_m = \frac{A_m}{A} \quad (4.148)$$

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad (4.149)$$

olarak yazılabilir.

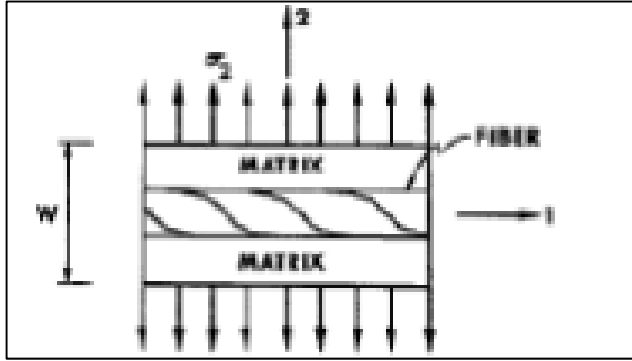
4.7.2 Fibere dik yöndeki elastisite modülü (E_2)

Kompozit malzemede fibere dik yönde oluşan ε_2 kadarlık bir deformasyon fiber ve matriste oluşan deformasyonların toplamına eşit olur. Fibere dik yöndeki gerilme fiber ve matriste oluşan gerilmelere eşit olur.

Bu durumda;

$$\sigma_2 = \sigma_f = \sigma_m \quad (4.150)$$

$$\varepsilon_2 = \varepsilon_f + \varepsilon_m \quad (4.151)$$



Şekil 4.10 Fibere dik yöndeki çekme gerilmesi altında deformasyon

buradan

$$\frac{\sigma_2}{E_2} = \frac{\sigma_f}{E_f} V_f + \frac{\sigma_m}{E_m} V_m \quad (4.152)$$

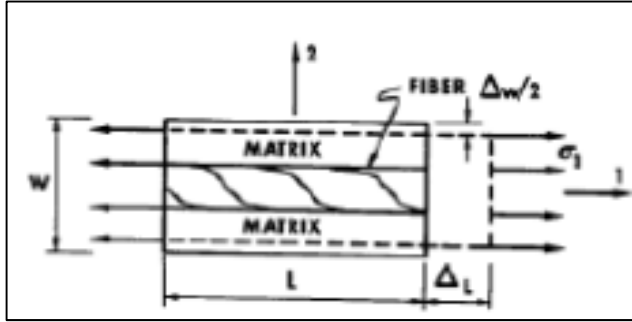
$$\frac{1}{E_2} = \frac{1}{E_f} V_f + \frac{1}{E_m} V_m \quad (4.153)$$

$$E_2 = \frac{E_f E_m}{E_f V_m + E_m V_f} \quad (4.154)$$

4.7.3 Poisson oranı (ν_{12})

Enine deformasyonun boyuna deformasyona oranı poisson oranı olarak adlandırılır.

$$\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \quad (4.155)$$



Şekil 4.11. Çekme gerilmesi altında uzama ve daralma deformasyon

Şekil 4.11'deki bir tabakaya 1 yönünde bir çekem gerilmesi uygulandığında 2 yönünde oluşacak deformasyon şu şekilde olacaktır;

$$\Delta W = -W\varepsilon_2 = Wv_{12}\varepsilon_1 \quad (4.156)$$

$$\Delta W = \Delta W_m + \Delta W_f \quad (4.157)$$

Bu ifadeden,

$$\Delta W_m = WV_m\varepsilon_1 \quad (4.158)$$

$$\Delta W_f = WV_fv_f\varepsilon_2 \quad (4.160)$$

yeniden düzenlenirse,

$$v_{12} = v_mV_m + v_fV_f \quad (4.161)$$

4.7.4 Kayma modülü (G_{12})

Fiber ve matristeki kayma gerilmeleri eşit ve toplam kayma deformasyonunun fiber ve matrisin kayma deformasyonlarının toplamına eşit olduğu kabul edilirse;

$$\gamma_m = \frac{\tau}{G_m} \quad (4.162)$$

$$\gamma_f = \frac{\tau}{G_f} \quad (4.163)$$

burada

γ_m : matristeki kayma deformasyonu

γ_f :fiberdeki kayma deformasyonu'dur

W: kompozit kalınlığı

Δ : kompozitin toplam deformasyonu

Δ_m : matriste oluşan deformasyon

Δ_f :fiberde oluşan deformasyon

olarak tanımlanırsa,

$$\Delta = \Delta_m + \Delta_f \quad (4.165)$$

$$\Delta = \gamma W \quad (4.166)$$

$$\gamma W = \gamma_m W V_m + \gamma_f W V_f \quad (4.167)$$

$$\gamma = \gamma_m V_m + \gamma_f V_f \quad (4.168)$$

yeniden düzenlenirse,

$$\frac{\tau}{G_{12}} = \frac{\tau}{G_m} V_m + \frac{\tau}{G_f} V_f \quad (4.169)$$

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{1}{G_m} V_m + \frac{1}{G_f} V_f \quad (4.170)$$

buradan;

$$G_{12} = \frac{G_m G_f}{G_m V_f + G_f V_m} \quad (4.171)$$

4.8 Tabakalardaki Hasar Teorileri

Tabakaların akma teorisi için birçok akma teorisi ortaya konmuştur. Bu teorilerin hemen hepsi tabakaların homojen ve gerilme-şekil değiştirmenin lineer olduğu varsayımı üzerinde kurulmuştur. Bütün teoriler ana malzeme yönündeki mukavemet parametreleri ile açıklanabilir.

Tabaka şeklindeki kompozit malzemelerin mukavemet özellikleri Şekil 4.2 de gösterildiği gibi 1-2-3 eksenleri doğrultusunda verilir. Bir başka deyişle, tabaka şeklindeki kompozit malzemelerin takviye elamanı doğrultusundaki mukavemeti ve takviye elamanına dik doğrultudaki mukavemeti çekme/basma testleri ile belirlenir. Kompozit malzemedeki 1-2-3 ekseninde maksimum kopma ve şekil değiştirme şu şekilde isimlendirilmektedir:

X^c : 1 yönündeki maksimum basma dayanımı

X^T : 1 yönündeki maksimum çekme dayanımı

Y^c : 2 yönündeki maksimum basma dayanımı

Y^T : 2 yönündeki maksimum çekme dayanımı

Z^c : 3 yönündeki maksimum basma dayanımı

Z^T : 3 yönündeki maksimum çekme dayanımı

S_{12} : 1-2 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı

S_{23} : 2-3 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı

S_{13} : 1-3 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı

ε_1^c : 1 yönündeki maksimum basma birim uzaması

ε_1^T : 1 yönündeki maksimum çekme birim uzaması

ε_2^c : 2 yönündeki maksimum basma birim uzaması

ε_2^T : 2 yönündeki maksimum çekme birim uzaması

ε_3^c : 3 yönündeki maksimum basma birim uzaması

ε_3^T : 3 yönündeki maksimum çekme birim uzaması

γ_{12}^F : 1-2 düzlemindeki maksimum kayma açısı

γ_{23}^F : 2-3 düzlemindeki maksimum kayma açısı

γ_{13}^F : 1-3 düzlemindeki maksimum kayma açısı

4.8.1 Maksimum gerilme teorisi

Kompozit tabakada 1-2-3 eksenlerinde normal ve kayma gerilmeleri, aşağıda verilen durumları sağladığı takdirde kompozit malzemedeki hasar meydana gelmez.

$$-X^c < \sigma_1 < X^T$$

$$\begin{aligned}
-Y^C &< \sigma_2 < Y^T \\
-Z^C &< \sigma_3 < Z^T \\
-S_{12} &< \tau_{12} < S_{12} \\
-S_{23} &< \tau_{23} < S_{23} \\
-S_{13} &< \tau_{13} < S_{13}
\end{aligned} \tag{4.172}$$

4.8.2 Maksimum gerinim teorisi

Kompozit tabakada 1-2-3 eksenlerinde normal ve kayma şekil değiştirmeleri, aşağıda verilen durumları sağladığı takdirde kompozit malzemedede hasar meydana gelmez.

$$\begin{aligned}
-\varepsilon_1^C &< \varepsilon_1 < \varepsilon_1^T \\
-\varepsilon_2^C &< \varepsilon_2 < \varepsilon_2^T \\
-\varepsilon_3^C &< \varepsilon_3 < \varepsilon_3^T \\
-\gamma_{12}^F &< \gamma_{12} < \gamma_{12}^F \\
-\gamma_{23}^F &< \gamma_{23} < \gamma_{23}^F \\
-\gamma_{13}^F &< \gamma_{13} < \gamma_{13}^F
\end{aligned} \tag{4.173}$$

5. BURÇLAR VE GEÇME HESAPLAMALARI

5.1 Burçlar

Yataklı yapılarda yatak yüzeyini koruma amaçlı kullanılan makine elamanın burç denilebilir. Burçların birçok kullanım amacı ve avantajları mevcuttur. Bunlardan bazıları şu şekilde tanımlanabilir;

5.1.1 Burçların kullanım alanları ve avantajları

- Burçlar mekanik bağlantılarda ara yüz parçası olarak,
- Yağlama gerektirmeyen sabit bağlantılarda veya az hareketli bağlantılarda alt yapıyı korumak amaçlı,
- Tamir gerektiren durumlarda kolaylıkla sökülüp yenilenebilen delik içine tamir kolaylığı için,
- İkili bağlantı parçası tasarımlarında sıkıştırma esnasında, bağlantı parçası kulaklarında sıkıştırma/aksi yönde oluşan eğilmeleri önlemek amaçlı, kulaklar arasına,
- Delik eksenini boyunca dönmenin istenildiği durumlarda, düz konik yatakların kullanımı benzeri bağlantılarda, hareket yönünde, aşınmayı önlemek, sürtünmeyi azaltmak, amacı ile
- Yağlama gerektiren bağlantılarda ara bir elemen gibi davranma ve yağlama işleminin kolay yapılması amacı ile,

Kullanılmaktadır.

- Burçlar kolay değiştirebilen ekonomik değiştirilebilir bağlantılardır. Çoğu yapıda ana yapıya zarar vermek yerine burcu değiştirerek ana yapı tamir edilebilir.
- Bağlantıyı sürtünme korozyon gibi etkilerden koruduğu için bağlantının ömrünü uzatır.
- Burçlar aşırı yüklemelerde kendilerini kurban ederek asıl yapıyı korur.

- Burçlar sürtünme kuvvetini azaltmaya yardımcı oldukları için dönel bağlantılarda döndürme kuvvetinin azalmasına yardımcı olurlar.

5.1.2 Kompozitte burç kullanımı

Günümüzde kompozit yapıların kullanımının artması, bu yapılara özgü ihtiyaçların artmasına neden olmuştur. Sökülebilir kompozit yapıların ana yapıya bağlanması sırasında veya kompozit mil göbek yapılarında ana yapıyı koruma amaçlı burç kullanımı gerekmektedir.

5.1.3 Havacılıkta burçların sınıflandırılması

Havacılık alanında kullanılan burçlar 4 kategoride incelenebilir.

- Düz, raybalanabilir
- Şapkalı, raybalanabilir
- Düz, raybalanmayan
- Şapkalı, raybalanmayan

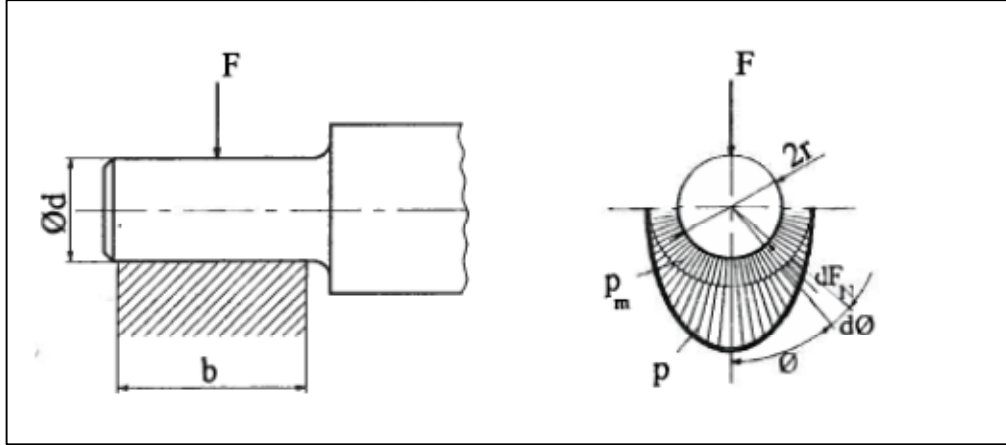
5.2 Geçme Çeşitleri ve Mukavemet Hesapları

5.2.1 Yüzey basıncı

Temastaki iki yüzeyin karşılıklı birbirine uyguladığı kuvvetlerin oluşturduğu gerilmelere yüzey gerilmeleri adı verilir. Temas yüzeylerinin boyutları elemanların boyutları mertebesinde ise, diğer bir ifade ile elemanlar birbirine karşılık gelen yüzeylerinin tamamı ile temasta iseler bu takdirde meydana gelen yüzey gerilmesine yüzey basıncı adı verilir. Şayet temas yüzeylerinin boyutları elemanların diğer boyutlarına nazaran çok küçük ise yüzeylerde meydana gelen gerilmelere “Hertz” basıncı denir [13].

İki eleman arasındaki yüzey basıncı, temas yüzeylerinin büyüklüğüne bağlı olmakla birlikte yüzeylerin geometrik yapısı ile de ilgilidir. Düzlemsel yüzeylerde temas alanı olarak yüzeyin geometrik boyutlarının kullanılması yeterli ise de eğrisel yüzeylerde

bu şekilde sonuca gitmek çoğunlukla bazı zorlukları da beraberinde getirir. Örneğin bir mil-yatak sistemini göz önüne alalım (Şekil 5.1)



Şekil 5.1. Örnek bir mil yatak sistemi [13]

Yüzeydeki gerçek basınç dağılımı p ve ortama basınç dağılımı p_m olsun. Gerçek basınç dağılımına göre hesap yapmak oldukça zor olduğundan genellikle bir miktar hata ile hesaplamaların ortalama basınca göre yapılmasında bir sakınca yoktur. Burada ;

$$\text{Normal Kuvvet} : dF_N = r \cdot d\phi \cdot b \cdot p_m \quad (5.1)$$

$$\text{Normal Kuvvetin düşey bileşeni} : dF_N' = dF_N \cos \phi \quad (5.2)$$

F yatak yükünü karşılayacak olan tepki kuvveti, yüzeydeki normal kuvvetin düşey bileşenlerine eşit olacaktır. O halde

$$F = 2 \int_0^{\frac{\pi}{2}} r \cdot d\phi \cdot b \cdot p_m \cdot \cos \phi = 2 \cdot r \cdot p_m \cdot b \quad (5.3)$$

Burada $2r=d$ yazılırsa

Ortalama basınç

$$p_m = \frac{F}{b \cdot d} \quad (5.4)$$

Temas yüzeyleri arasında bağıl bir hareket yoksa (perçin, kama, pim, sıkma geçmeler, bağlama cıvataları, çözülemeyen kavramalar vb. bağlantılarda olduğu gibi) yüzey basıncı, yüzeylerde oluşacak temas hasarlarını yan, yüzey ezilmelerini önlemek amacı ile kontrol edilmelidir. Bu durumda yüzeydeki ezilme gerilmesi (basıncı);

$$p_{ez} = \frac{F}{A} \leq p_{em} \quad (5.5)$$

Eşitliği ile bulunur

Burada,

$$p_{em} = \frac{\sigma_{Ak}}{S} \quad (5.6)$$

alınabilir.

Temas yüzeyleri arasında bağıl hareketler varsa (hareket iletme cıvataları, kaymalı yataklar, çözülebilir kavramalar vb. elemanların temasında olduğu gibi) yüzey basıncı hesabı, aşınmayı önlemek amacı ile yapılır. Bu durumda yüzey basıncı;

$$p = \frac{F}{A} \leq p_{em} \quad (5.7)$$

olmaktadır.

Ancak yüzeylerdeki aşınma, basınca bağlı olduğu kadar, yüzeyler arasındaki hıza (v) da bağlıdır. Durum böyle olunca söz konusu hız aşınma hızı olur ve dolayısıyla aşınma;

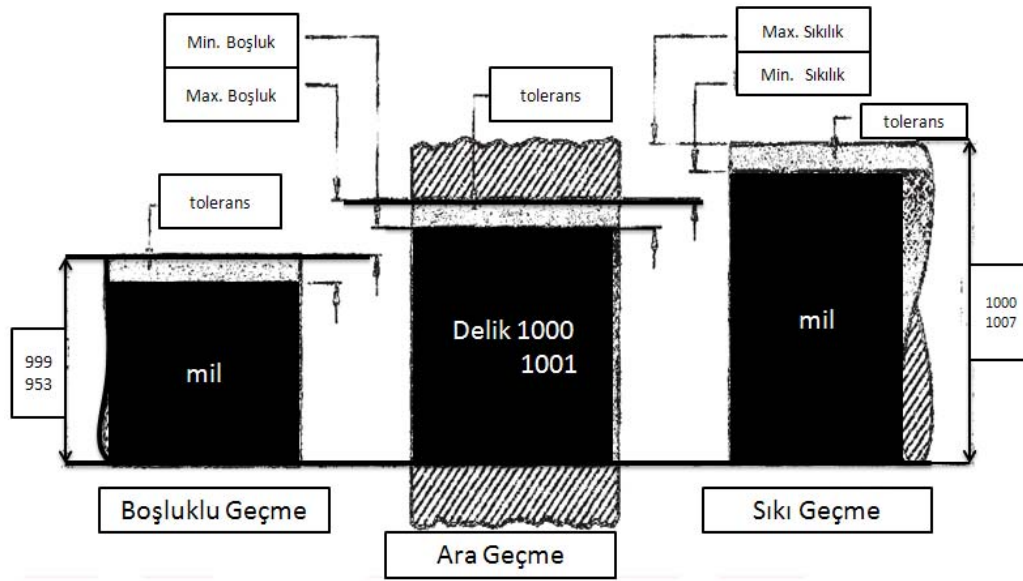
$$p \cdot v \leq (p \cdot v)_{em} \quad (5.8)$$

şeklinde ifade ve kontrol edilir.

Geçmeler birbirine geçirilen her iki parçanın (mil ve delik), tolerans bölgelerinin teşkil ettiği durum olarak tanımlanmaktadır [13].

Geçmeler mil ve göbeğin tolerans farklarına bağlı olarak 3 grupta sınıflandırılabilir,

- Boşluklu Geçme
- Ara Geçme
- Sıkı Geçme



Şekil 5.2 Geçmelerin şematik olarak gösterilmesi [13]

5.2.2 Boşluklu geçmeler

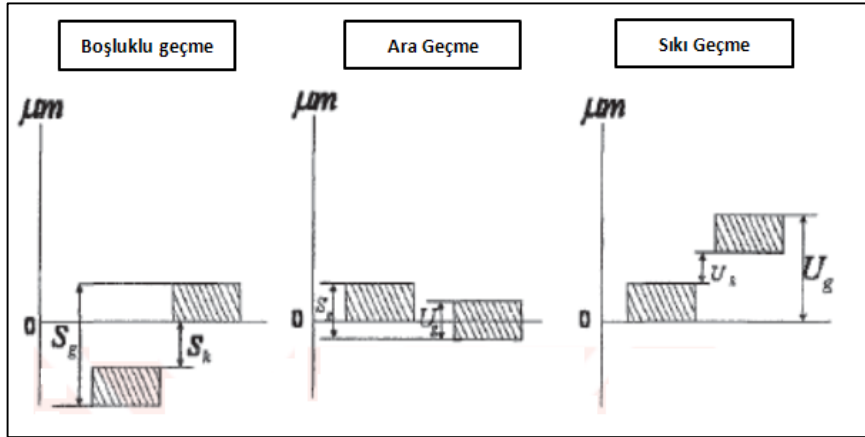
Boşluklu geçmeler, milin maksimum çapının, deliğin minimum çapından daha küçük olduğu geçmeler olarak tanımlanmaktadır. Yani, bu geçmede her zaman için shaft ve delik arasında belli bir boşluk vardır veya shaft ve delik ölçüleri birbirlerine eşittir (Şekil 5.2).

5.2.3 Ara geçmeler

Tolerans bölgeleri sıfır çizgisinin kısmen altında kısmen de üstündedir. Böylece parçalar arasında az boşluk veya sıkılık meydana gelmektedir (Şekil 5.2)

5.2.4 Sıkı geçmeler

Mil minumum çapının delik maksimum çapından büyük olduğu geçmeler olarak tanımlanmaktadır Şekil 5.3 Mil toleransının alt sınırı, delik toleransının üst sınırından daha büyüktür. Montaj işlemi presle veya ısıtma ile yapılır.



Şekil 5.3 Geçmelerde toleransların konumu [14]

S_g =Maksimum Boşluk S_g =Maksimum Boşluk U_g =Maksimum Sıkılık

S_k =Minumum Boşluk U_g =Maksimum Sıkılık U_k =Minumum Sıkılık

Birleştirilecek parçalar arasındaki boyur fazlalığı (sıkılık), motanjdan sonra yüzeyler arasında basınç oluşturmaktadır. Bu işlem için milin dış çapı (d_{Md}), göbeğin delik çapından d_{Gi} biraz daha büyük yapılmakta olup, göbeki mil üzerine takıldığında iki parça arasında [13];

$$\Delta d = d_{Md} - d_{Gi} \quad (5.9)$$

Kadar bir sıkılık meydana gelmektedir. Bu esnada mil çapı bir miktar büzülmekte ve delik çapı ise bir miktar genişlemektedir. Elastik bölgede meydana gelen bu şekil değiştirmeler temas yüzeyleri arasında bir basınç oluşmasına neden olmaktadır. Bu bağlantıya bir döndürme momenti tatbik edildiğinde temas yüzeyleri arasında sürtünme momenti meydana gelmekte ve;

$$M_s \geq M_b \quad (5.10)$$

şartını gerçekleyerek bağlantı, işlevini yeritne getirmektedir.

Sıkı geçmeler imalatının kolay olması, kama yuvası olmadığından mili zayıflatmaması, darbeli ve değişken zorlamaların iletimine uygun olması, mil ve göbeğin iyi merkezlenmesi nedeniyle geniş ölçüde kullanılmaktadır.

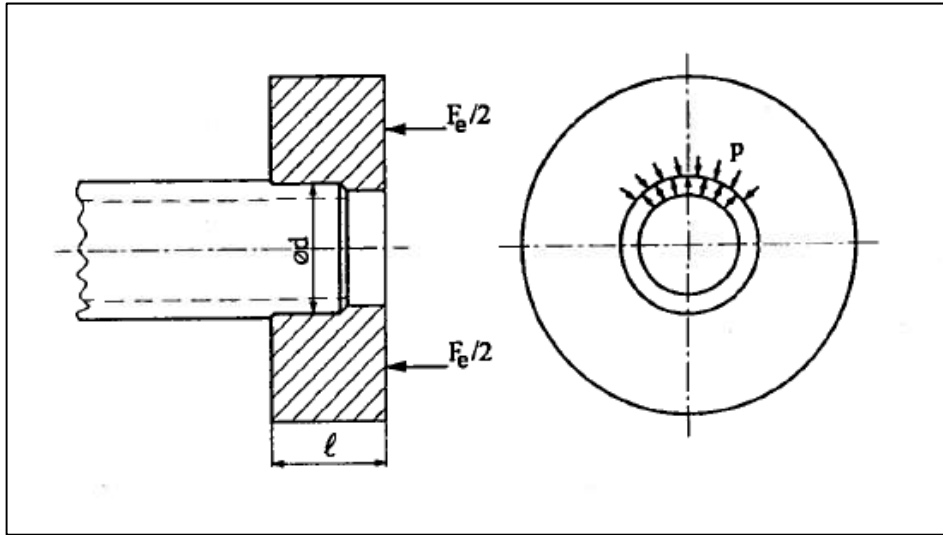
Motaj esasına göre sıkı geçmeler;

- Boyuna (eksenel) sıkı geçme
- Enine radyal sıkı geçme

olarak iki grupta incelenmektedir.

5.2.5 Boyuna pres geçmeler

Pres geçme işlemi oda sıcaklığında yapılır. Genellikle göbek mil üzerine eksenel bir presleme kuvveti (F_e) ile iletilmektedir (Şekil 5.4)



Şekil 5.4 Boyuna pres geçmede presleme kuvveti [13]

Presleme kuvveti,

$$F_e = \pi \times d \times l \times p \times \mu \quad (5.11)$$

şeklinde tanımlanmaktadır. Bu formülde;

μ , Temas yüzeylerindeki sürtünme katsayısını,

p , Yüzeyler arasında meydana gelen basıncı,

l , Göbek genişliğini

d , Pres geçme sonucu deliğin çapını (göbeğin iç çapı ile milin dış çapının ortak büyüklüğünü),

ifade etmektedir.

Montajda presleme işlemi genellikle hidrolik olarak sağlanmaktadır. Ancak küçük parçalarda presleme kuvveti çekiç yolu ile temin edilebilmektedir.

Presleme esnasında yüzey pürüzleri kısmen ezilmekte ve kısmen de makaslanmaktadır. Makaslanmayı engellemek için mil ucunun 2,5 mm'lik kısmı, 10° kadar kırılmakta veya yuvarlatılmaktadır aynı şekilde göbek ucunda da 45° lik pah kırma işlemi uygulanmaktadır. Ayrıca özellikle çelik malzemelerde, malzemenin birbirine kaynamaması için yüzeyler arasına bir miktar yağ gönderilmektedir.

Boyuna pres geçmeler birkaç defa takılıp sökülürse yüzey pürüzler, düzelerek iletilecek momen %20-%60 civarında azalmaktadır. Boyuna pres geçme ile taşınabilecek moment;

$$M_s = \pi \times l \times p \times \mu \times \frac{d^2}{2} \quad (5.12)$$

Olarak hesaplanmaktadır.

Gerilme ve deformasyonlar

Pres geçme bağlantılarında demonte sonra göbeğin delik çapı ΔG kadar büyümekte, milin çapı ise ΔM kadar küçülmektedir. Böylece yüzeyler arasında meydana gelen yüzey basıncı (P), bağlantıyı temin etmektedir. Bu basıncı oluşturacak sıkılık;

$$U = \Delta G + \Delta M \quad (5.13)$$

Şeklinde hesaplanmaktadır [13].

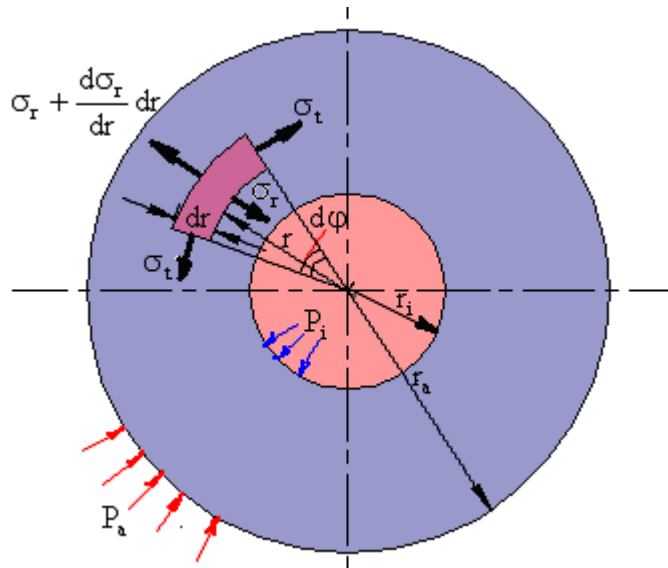
İç ve dış basınca maruz yeterli uzunluktaki kalın cidarlı bir silindirde, deformasyonlar elastik bölgede kalmak şartı ile silindir eksenine dik bir kesitinde adyal σ_r ve teğetsel σ_t yönde normal gerilmeler meydana gelir. Silindirin iç yarıçapı r_i ve dış yarıçapı r_a , iç basıncı P_i ve dış basıncı P_a olması halinde silindirin dik kesitinde, merkezden r uzaklığındaki bir elemana etkiyen radyal ve teğetsel gerilmeler (Şekil 5.5);

$$\sigma_r = \frac{P_i \cdot Q^2 - P_a}{1 - Q^2} - \frac{r_i^2 (P_i - P_a)}{r^2 (1 - Q^2)} \quad (5.14)$$

$$\sigma_t = \frac{P_i \cdot Q^2 - P_a}{1 - Q^2} + \frac{r_i^2 (P_i - P_a)}{r^2 (1 - Q^2)} \quad (5.15)$$

bağlantılarıyla verilir

Bu bağlantılarda $Q = \frac{r_i}{r_a}$ yarıçaplar oranını göstermektedir.



Şekil 5.5. İç ve dış basınç etkisinde kalın cidarlı bir boruda gerilmeler

İç basınca maruz kalın cidarlı boru-göbek için

$$P_a = 0, \quad (5.16)$$

$$P_i = P \quad (5.17)$$

$$\text{ve } Q = Q_G = \frac{r_{Gi}}{r_{Ga}} \quad (5.18)$$

değerleri (Şekil 5.6) yukarıda verilen gerilme ifadelerinde yerlerine konulursa;

$r_i = r_{Gi}$ için teğetsel gerilme;

$$\sigma_t = P \frac{1 + Q_G^2}{1 - Q_G^2} = \sigma_{tmax} \quad (5.19)$$

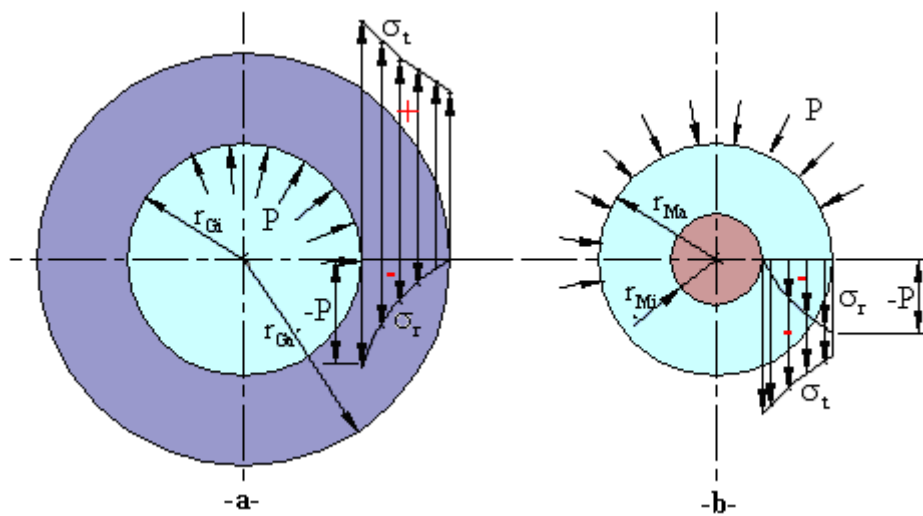
$$\text{radyal gerilme ; } \sigma_r = -P = \sigma_{max} \quad (5.20)$$

$r_i = r_{Ga}$ için teğetsel gerilme;

$$\sigma_t = 2P \frac{Q_G^2}{1 - Q_G^2} \quad (5.21)$$

radyal gerilme ; $\sigma_r = 0$

Kesitteki gerilme yayılımı Şekil 5.6'daki gibi olup, bu gerilme yayılımına göre en tehlikeli yer iç yüzeydir.



Şekil 5.6. Pres geçme bir mil ve göbekte gerilmeler

Dış basınca maruz kalın cidarlı boru-içi boş mil için

$$P_a = P, P_i = 0 \text{ ve } Q = Q_M = \frac{r_{Mi}}{r_{Ma}} \quad (5.22)$$

değerleri (Şekil 5.6-b) gerilme ifadelerinde yerlerine konulursa

$r_i = r_{Mi}$ için teğetsel gerilme;

$$\sigma_t = -\frac{2P}{1-Q_M^2} = \sigma_{tmax} \quad (5.23)$$

radyal gerilme ; $\sigma_r = 0$

olarak bulunur.

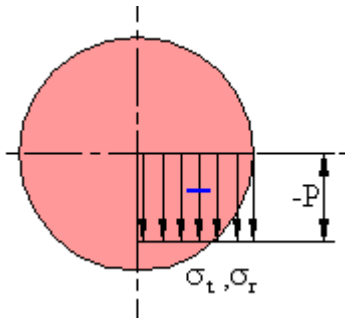
$r_i = r_{Ma}$ için teğetsel gerilme;

$$\sigma_t = -P \frac{1+Q_M^2}{1-Q_M^2} \quad (5.24)$$

$$\text{radyal gerilme ; } \sigma_r = -P = \sigma_{rmax} \quad (5.25)$$

olur.

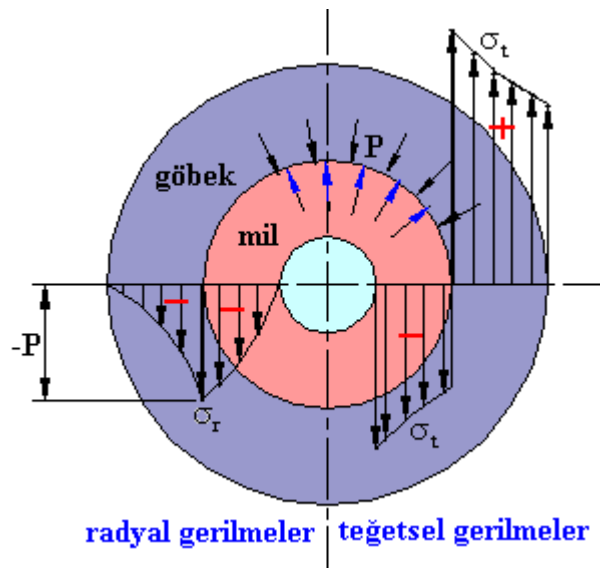
Bulunan bu radyal ve teğetsel gerilme ifadelerinden görüleceği gibi her iki gerilmede daima negatif, yani bası gerilmesi olup değişimi Şekil 5.7 b'de verilmiştir. Buna göre en tehlikeli kesit borunun iç yüzeyindedir.



Şekil 5.7. Pres geçme dolu bir milde gerilmeler

İçi dolu mil halinde $Q_M = \frac{r_{Mi}}{r_{Ma}} = 0$ olacağından Şekil-bb 'de gösterildiği gibi her noktada, dolayısıyla mil ekseninde de $\sigma_{tM} = \sigma_{rM} = -P$ olur.

Şekil 5.8 de pres geçme mil göbek bağlantısındaki gerilmeler birlikte gösterilmiştir.



Şekil 5.8. Pres geçme mil-göbek bağlantısında gerilmeler

Deformasyon hesabı

İki eksenli gerilme halinde milin dış yüzeyinde P_{min} dış basıncı dolayısıyla birim teğetsel kısalma;

$$\varepsilon_{tM} = -\frac{P_{min}}{E_M} \left(\frac{1+Q_M^2}{1-Q_M^2} - \nu_M \right) = -P_{min} \cdot K_M \quad (5.26)$$

ve göbeğin yüzeyinde P_{min} dış basıncı dolayısıyla birim teğetsel uzama

$$\varepsilon_{tG} = \frac{P_{min}}{E_G} \left(\frac{1+Q_G^2}{1-Q_G^2} + \nu_G \right) = P_{min} \cdot K_G \quad (5.27)$$

Burada; ν Poisson oranı ve E elastisite modülüdür

Silindirik parçalarda çevresel şekil değişimi çapsal şekil değişimi ile orantılı olduğundan bağlantı yüzeyi nominal çapı d için toplam şekil değiştirme,

$$\Delta d = d(|\epsilon_{tM}| + |\epsilon_{tG}|) \quad (5.28)$$

şeklindedir. Değerleri yerlerine konulursa toplam şekil değişimi;

$$\Delta d_{min} = d \frac{P_{min}}{E_G} \left(\frac{1+Q_G^2}{1-Q_G^2} + v_G \right) + d \frac{P_{min}}{E_M} \left(\frac{1+Q_M^2}{1-Q_M^2} - v_M \right) \quad (5.29)$$

olur.

Mil ve göbek aynı malzemeden yapılmış ise;

$$E_G = E_M = E \text{ ve } v_G = v_M = v \text{ olup} \quad (5.30)$$

$$\Delta d_{min} = d \frac{P_{min}}{E} \left(\frac{1+Q_G^2}{1-Q_G^2} + \frac{1+Q_M^2}{1-Q_M^2} \right) \quad (5.31)$$

Mil ve göbek aynı malzemeden yapılmış ve mil dolu ise;

$$Q_M = 0 \text{ olu}$$

$$\Delta d_{min} = d \frac{P_{min}}{E} \left(\frac{1+Q_G^2}{1-Q_G^2} + 1 \right) = d \frac{P_{min}}{E} \left(\frac{1+Q_G^2+1-Q_G^2}{1-Q_G^2} \right) = d \frac{P_{min}}{E} \left(\frac{2}{1-Q_G^2} \right) \quad (5.32)$$

olur.

Yukarıdaki eşitliklerle hesap edilen sıkılık değeri teoriktir. İşçilik (yüzey kalitesine bağlı olarak yüzey pürüzleri presleme esnasında kısmen ezilerek, kısmen ed makaslanarak düzleşeceğinden, hesap yoluyla bulunan sıkılığın bir kısmı kaybolacaktır. Bu durumda montaj öncesi ölçülen U sıkılığı ΔU kadar azalarak gerçek sıkılık;

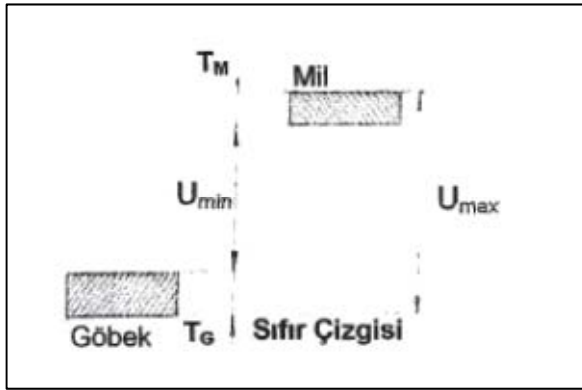
$$S = U - \Delta U \quad (5.33)$$

Olmaktadır. O halde “P” yüzey basıncını elde etmek için gereken sıkılık değeri;

$$U = S + \Delta U \quad (5.34)$$

Denklemlerle ifade edilmektedir.

En büyük mil çapı ile en küçük delik çapı ne büyük boyut fazlalığını (en büyük sıkılık değerini) meydana getirmektedir. Bu boyut fazlalığının oluşturacağı yüzey basıncı (P), emiyetli yüzey basıncı değerinin üzerinde olmamalıdır. Buna karşılık en küçük mil çapı ile en büyük delik çapı en küçük boyut fazlalığını(en küçük sıkılık değerini) oluşturacaktır (Şekil 5.9). Bu sıkılık değerinin meydana getireceği yüzey basıncı (P) ise uygulanan momenti emniyetle taşıyabilmelidir.



Şekil 5.9 Pres geçme toleransında sıkılık durumları

5.2.6 Enine pres geçmelerin hesabı

Pres geçme işlemi ısıtma veya soğutma ile yapılıyorsa, geçmenin yapılabilmesi için gerekli sıcaklığın hesabı, ısıl genleşme denklemi uygulanarak bulunmaktadır. Göbeğin ısıtılması halinde;

$$T_G = \frac{U_{Max} + U_0}{\alpha_G \times d} + T_0 \quad (5.35)$$

Sıcaklığı gerekmektedir.

Milin soğutulması gerekiyorsa;

$$T_M = \frac{U_{Max} + U_0}{\alpha_M \times d} + T_0 \quad (5.36)$$

Eşitliğinden gereken sıcaklık değeri bulunmaktadır. Bu eşitliklerde;

U_{Max} , Maksimum sıkılık,

U_0 , Mil ile göbek arasındaki montaj boşluğu (Genellikle $U_0 = d \times 10^{-3}$ mm olarak alınır.)

α_m, α_n , Göbek ve milin ısı genleşme katsayıları

t_0 Ortam sıcaklığı'nı

ifade etmektedir [13].

Malzemenin birim sıcaklık farkı sonucu birim boyunun değişmesi ısı genleşme katsayısı olarak tanımlanan bir değer ile verilmekte ve α ile ifade edilmektedir. İlk boyu l_0 olan bir çubuğun sıcaklığı başlangıçtaki T_0 sıcaklığından T sıcaklığına çıkarıldığında çubukta oluşan uzama;

$$\Delta l = \alpha \times l_0 \times (T - T_0) \quad (5.37)$$

Bu eşitlikte;

Δl , Meydana gelen uzama (mm, μ m)

α , , Göbek ve milin ısı genleşme katsayıları

l_0 , Isıtılan örneğin ilk boyu (mm)

T son sıcaklık ($^{\circ}\text{C}$)

T_0 , İlk sıcaklık ($^{\circ}\text{C}$)

ve sonuç olarak oluşacak olan birim uzama ise;

$$\epsilon = \frac{\Delta l}{l_0} = \frac{\delta}{l_0} = \frac{\alpha \times l_0 \times (T - T_0)}{l_0} = \alpha \times (T - T_0) \quad (5.38)$$

Bağıntısıyla hesaplanmaktadır. Bu bağıntıda ϵ , ısı etkisinde örnekte meydana gelen birim uzamayı ifade etmektedir. Sıcaklığın artması malzemede bir uzamaya ve sonuçta pozitif bir uzamaya, sıcaklığın azalması ise malzemede bir kısalmaya ve sonuçta negatif bir uzamaya neden olmaktadır.

6. SONLU ELAMANLAR ANALİZİ

6.1 Giriş

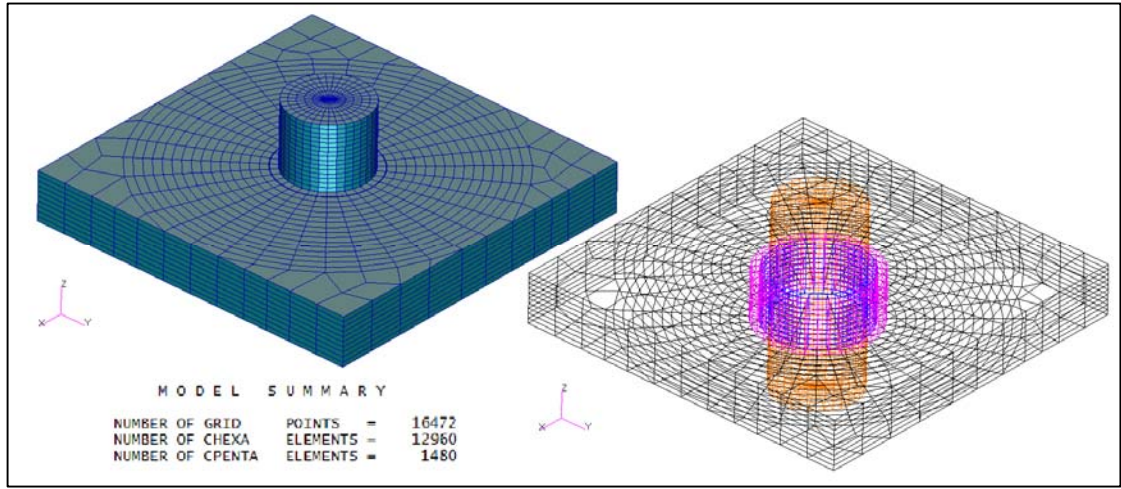
Tezin bu bölümünde, yapılacak montajın niteliklerinin sonlu elemanlar analiz yöntemi ile belirlenmesi amaçlanmaktadır. Modelleme programı olarak MSC.PATRAN[®] [20] yazılımı kullanılırken çözücü program olarak MSC.NASTRAN[®] [21] yazılımından faydalanılmıştır.

6.2 Statik Analiz

Bu kısımda kompozit yapıya yapılacak montajın niteliklerinin belirlenmesine olanak sağlayacak sonlu elemanlar analizleri anlatılmıştır. Kullanılan modellerin tanımları, sınır koşulları ve ilgili modellerin analiz sonuçları verilerek sonuçlar değerlendirilmiştir. Yüklü yapıya uygulanacak burç montaj tasarımları, kompozit yapıya ilettiği yük miktarları bakımından karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma kompozit yapı üzerindeki yer değiştirme ve asal basma gerilimleri (Minimum Principal) bakımından yapılmıştır.

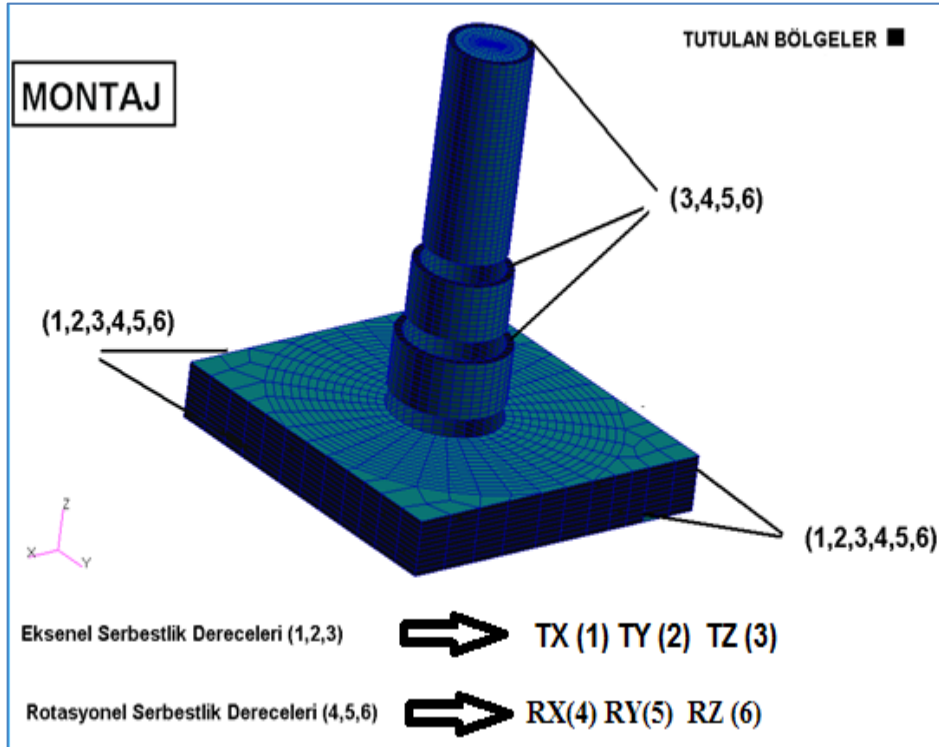
Asal basma gerilimlerinin bu karşılaştırmada kullanılmasının sebebi pin yüklemesiyle kompozit parçaya dayandığı bölgede basma gerilmesinin oluşmasıdır. Çalışmada iç içe geçmiş iki burç ve iki burcun et kalınlığı toplamında et kalınlığına sahip tek burcun yatak yönündeki yükleme altında kompozit parçaya ilettikleri basma gerilimleri karşılaştırılmıştır. Kompozit parçada açılan deliğin çapı ve pin çapı sabit tutularak analizler için iki farklı model oluşturulmuştur. İlk modelde toplamda 5 mm kalınlığa sahip olan 2 adet burç kullanılırken, ikinci modelde ise kalınlığı 5 mm olan 1 adet burç kullanılmıştır. Kompozit yapıya açılan delik çapı 35,4 mm olarak sabit tutulmuştur.

SEM için oluşturulan katı model Şekil 6.1’de gösterilmiştir. Model 16472 düğüm noktası, 12960 HEXA eleman ve 1480 PENTA elemandan oluşturulmuştur.



Şekil 6.1. Sonlu elemanlar modeli

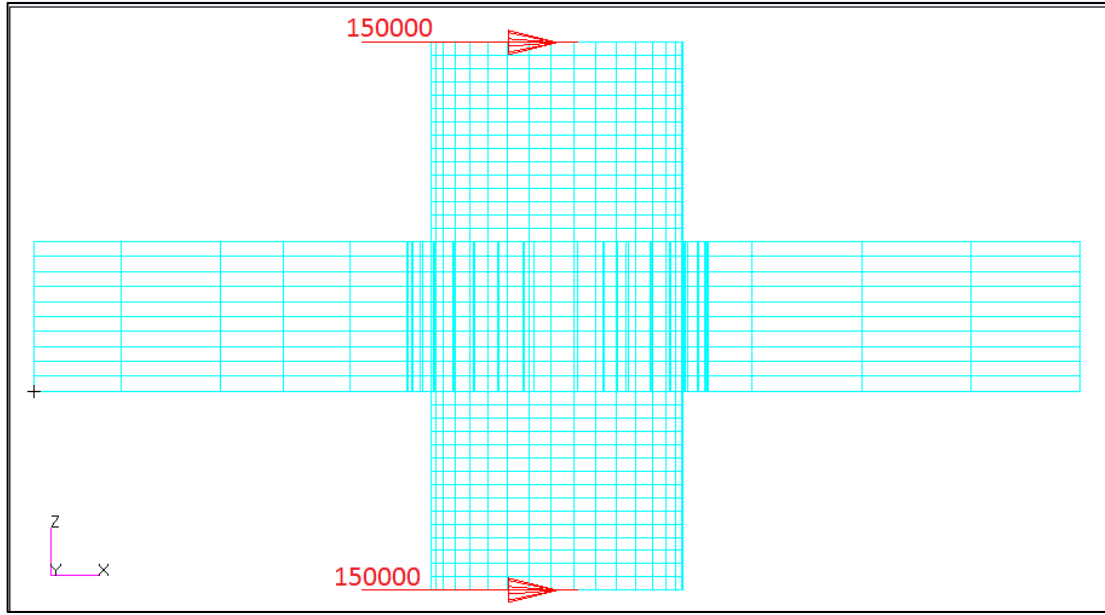
Analizlerde kompozit parça kenarlardan 6 serbestlik derecesinde tutulmuş burçlarda ve pinde rotasyonel serbestlik dereceleri (4, 5, 6) ile düzleme dik aksenal serbestlik derecesi (3) tutulmuştur. Bu durum montaj resmi halinde Şekil 6.2 'de gösterilmiştir.



Şekil 6.2. Analizde kullanılan sınır koşulları

Model testlerde kullanılacak olan 64 katmanlı tabakanın ilgili katmanlarını oluşturan örgü kumaş (Fabric) ve tek yönlü bant kumaş (Uni-directional) 3D ortotropik girdisi ile oluşturulmuştur. Kullanılan dizilim bölüm 7.2.3 te verilmiştir.

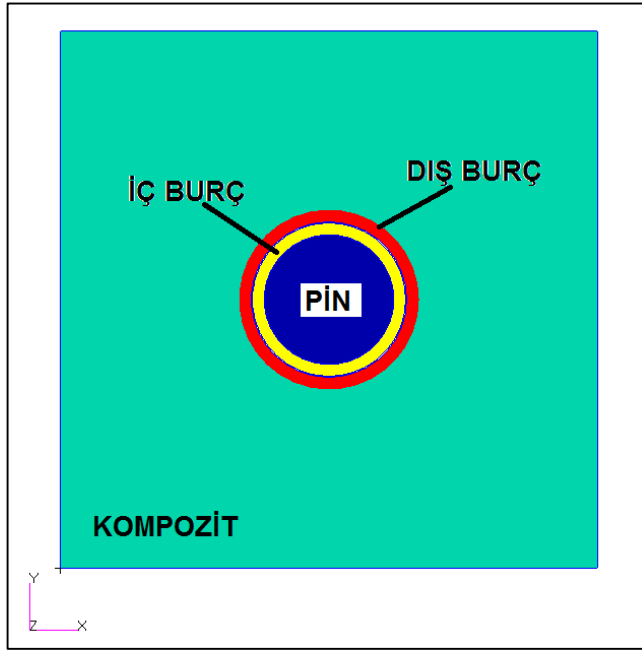
Analizler sırasında pin'in üst ve alt noktası 150 000 N mertebesinde yük ile yüklenmiştir. Bu durum Şekil 6.3 'da SEM üzerinde gösterilmiştir.



Şekil 6.3. Pin üzerindeki yükleme sınır koşulu

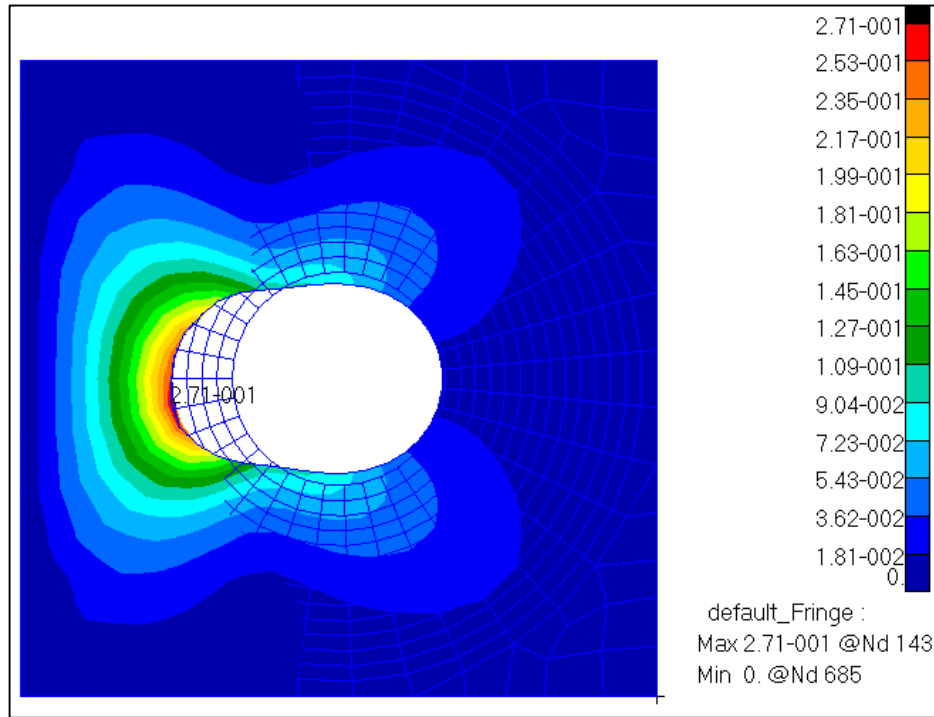
6.2.1 Çift burç kullanılan model

Bu modelde iç içe geçmiş 2 burç ve pin, bahsi geçen yükleme altında incelenmiş, deformasyon ve gerilim sonuçları verilmiştir. İç ve dış burç kalınlığı 2,5 mm olup pin çapı 25,4 mm ve kompozit parçadaki delik çapı ise 35,4 mm dir. İncelenen modelin şematik gösterimi Şekil 6.4 'de verilmiştir.

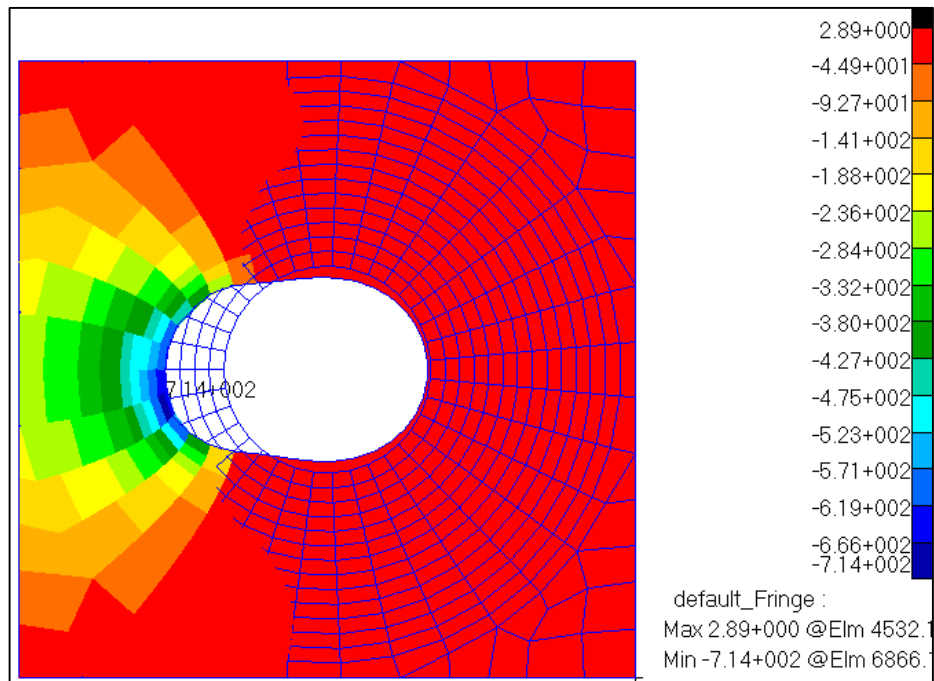


Şekil 6.4. İki burçlu modelin şematik gösterimi

Modelde kompozit yapı ile dış burcun düğüm noktaları eşlenmiş (equivalence) , iç ve dış burç arasındaki kontak, MSC PATRAN yazılımının kontak sınır koşulu modülü kullanılarak oluşturulmuştur. Ayrıca pin ve İç burç arasında da kontak sınır koşulu da tanımlanmıştır. Burada kompozit parça ve burçlar arasında sadece temas durumu mevcuttur yani burçlar ve kompozit arasında sıkı geçme durumu yoktur. Analiz sonucunda elde edilen yer değiştirme dağılımı kompozit parça için Şekil 6.5 ‘de verilmiştir. Burada verilen sonuç sadece kompozit yapıya aittir. Kompozit yapının yükleme yapıldıktan sonraki yer değişimini göstermektedir. Şekil okunurken her renk farklı bir yer değişim miktarını ifade ederken 2.71-001 ifadesi 0.271 mm anlamına gelmektedir. Kompozit parça üzerindeki asal basma gerilim dağılımı ise Şekil 6.6 ‘da verilmiştir. Şekilde her renk farklı bir gerilim değerini MPa cinsinden ifade etmektedir.



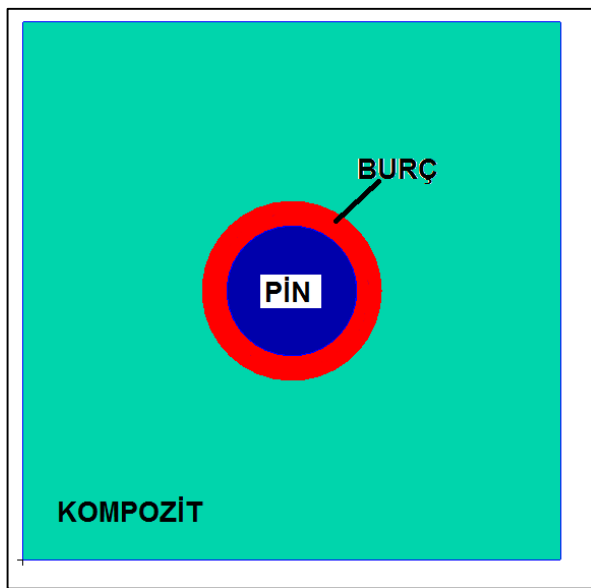
Şekil 6.5. Kompozit parça üzerindeki yer değiştirme (mm)



Şekil 6.6. Kompozit parça üzerindeki asal basma gerilim dağılımı (MPa)

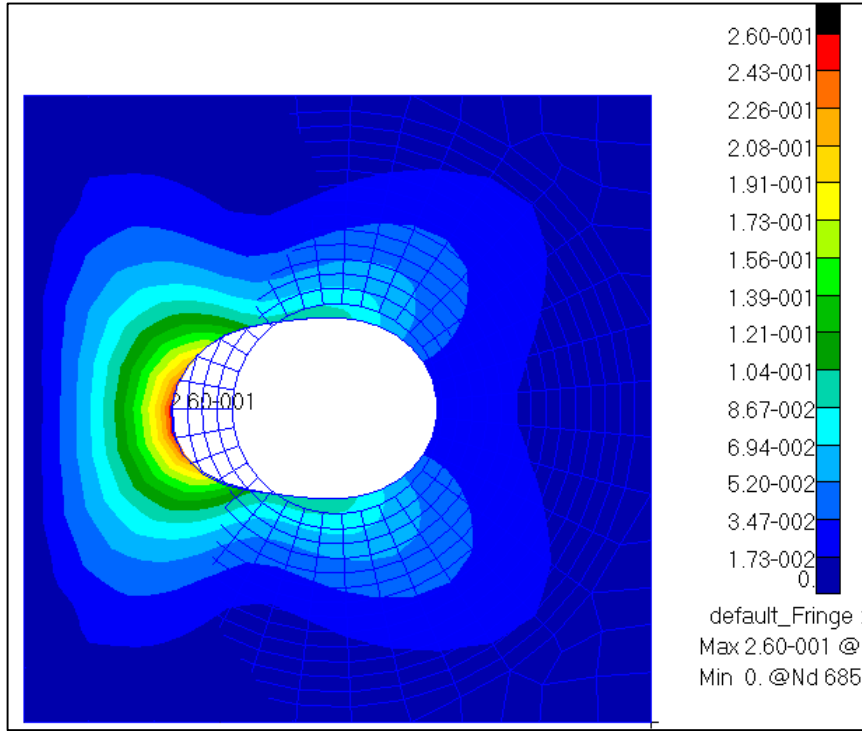
6.2.2 Tek burç kullanılan model

Bu model de tek burç uygulaması yapılmış ve burcun et kalınlığı çift burcun toplam et kalınlığı kullanılarak belirlenmiştir. Burç kalınlığı 5 mm olup pin çapı 25,4 mm dir. Bu süreçte kompozit parçaya açılan delik çapı sabit tutulmuş ve delik çapı ise 35,4 mm dir. Pin bahsi geçen yükleme altında incelenmiş deformasyon ve gerilim sonuçları verilmiştir. İncelenen modelin Şematik gösterimi Şekil 6.7’da verilmiştir.

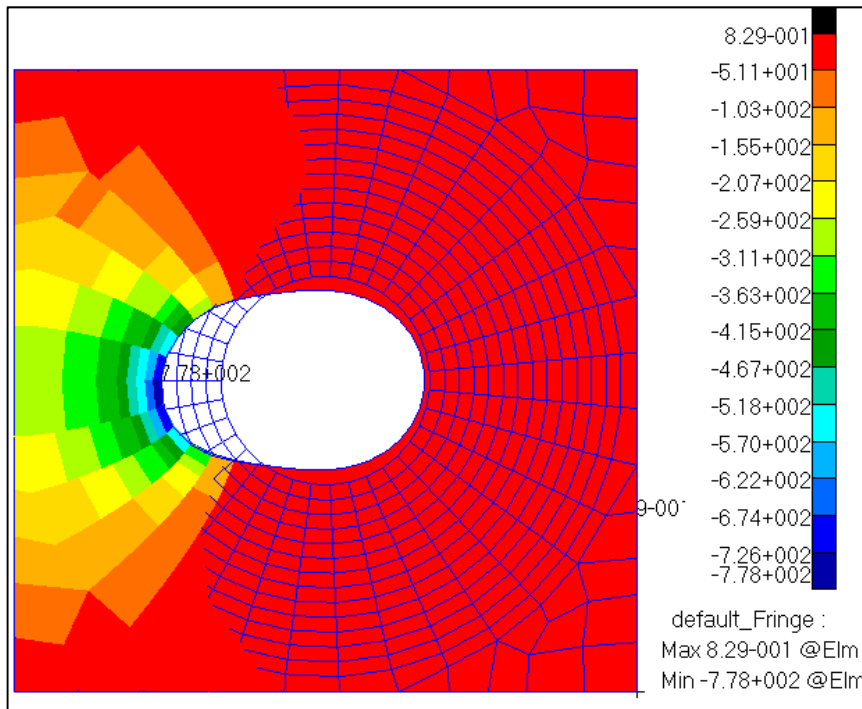


Şekil 6.7. Tek burçlu modelin şematik gösterimi

Modelde kompozit yapı ile burcun düğüm noktaları eşlenmiş (equivalence) , pin ve burç arasındaki kontak da çift burçlu modelde kullanılan kontak sınır koşulu modülü kullanılarak tanımlanmıştır. Burada kompozit parça ve burçlar arasında sadece temas durumu mevcuttur yani burçlar ve kompozit arasında sıkı geçme durumu yoktur. Analiz sonucunda elde edilen yer değiştirme dağılımı kompozit parça için Şekil 6.8 ‘de verilmiştir. Burada verilen sonuç sadece kompozit yapıya aittir. Kompozit yapının yükleme yapıldıktan sonraki yer değişimini göstermektedir. Şekil okunurken her renk farklı bir yer değişim miktarını ifade ederken 2.60-001 ifadesi 0.260 mm anlamına gelmektedir. Kompozit parça üzerindeki asal basma gerilim dağılımı ise Şekil 6.9’de verilmiştir. Şekilde her renk farklı bir gerilim değerini MPa cinsinden ifade etmektedir



Şekil 6.8. Kompozit parça üzerindeki yer değiştirme (mm)



Şekil 6.9. Kompozit parça üzerindeki asal basma gerilimleri (MPa)

6.2.3 Sonuçların değerlendirilmesi

Yapılan analizlerde sadece kompozit yapı incelenmiştir. Bunun nedeni asıl kritik yapının kompozit olması ve zarar görmemesini istediğimiz yapının kompozit olmasıdır. Yapılan analizler sonucu, çift burçlu modelde azami yer değiştirme miktarı 0.271 mm iken tek burçlu modelde bu değer 0.260 mm olduğu görülmüştür. Bu durumun nedeni ise kontak yüzeyi içeren çift burçlu modelin tek burçluya göre daha elastik bir yapıda olmasıdır. Tek burç kullanılan montajda yük kompozit yapıya direk burç üzerinden aktarılırken, iki burçlu kontak yüzeyinin bulunduğu modelde yük aktarımı kontak yüzeyinden yapılması ve yapının bütünlüğünün iki parçaya bölünmesi olarak düşünülmüştür. Bu durum elde edilen asal basma gerilimi sonuçlarında da görülmektedir. Gerilim sonucuna göre çift burçlu model için kompozit yapı üzerindeki azami basma gerilimi 714 MPa iken tek burçlu modelde 778 MPa olduğu görülmüştür. Yaklaşık %10 luk bu fark yapının esnekliği ve temas yüzeyleri nedeni ile kaynaklanmıştır.

Sonuç olarak eksenel yükleme altında, çift burçlu montajın kompozit yapıya daha az yük ilettiği. Çift burçlu modelin rotasyonel yükler altında da yük aktarımının sadece kontak yüzeyleri arasında olan sürtünme ile aktarılacağı düşünüldüğünde, bu tarz yüklere maruz kalması durumunda daha avantajlı olacağı düşünülmektedir.

6.3 Termal Analizler

Bu bölümde daha avantajlı olduğu belirlenen, farklı sıcaklık aralıklarında işlev görmesi muhtemel kompozit parçaya yapılan çift burç montajı için gerekli olan burç genişleme verilerinin belirlenmesini amaçlayan termal analiz sonuçları sunulmuştur.

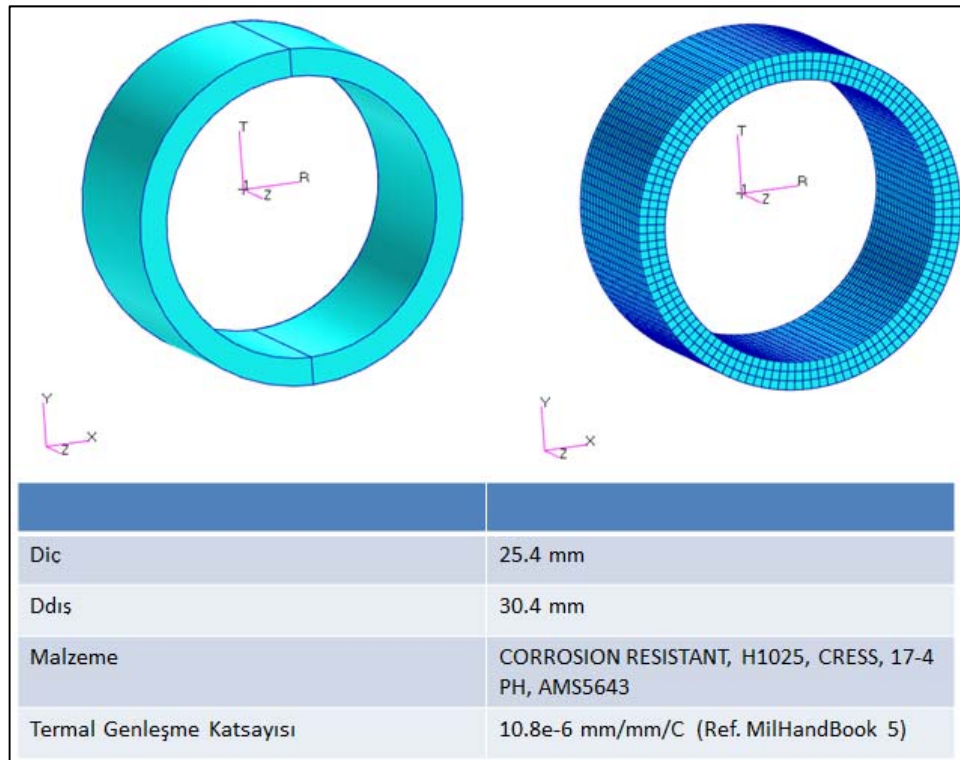
Bu süreçte, metalik malzeme özellikleri ve termal genişleme katsayıları konusunda Military Handbook-5 [22] verilerinden yararlanılmış olup sonlu elemanlar tabanlı analiz tekniklerinden faydalanılmıştır. Çalışmada, burç, burç-kompozit ara yüz etkileşimi termal yükler altında incelenmiştir.

Bu kısımda burcun kompozit parçaya yerleşiminin termal yükler altındaki etkileri incelenmiştir. Tasarlanan montajın çalışma sıcaklığı +70 °C ile -55 °C arasında kabul

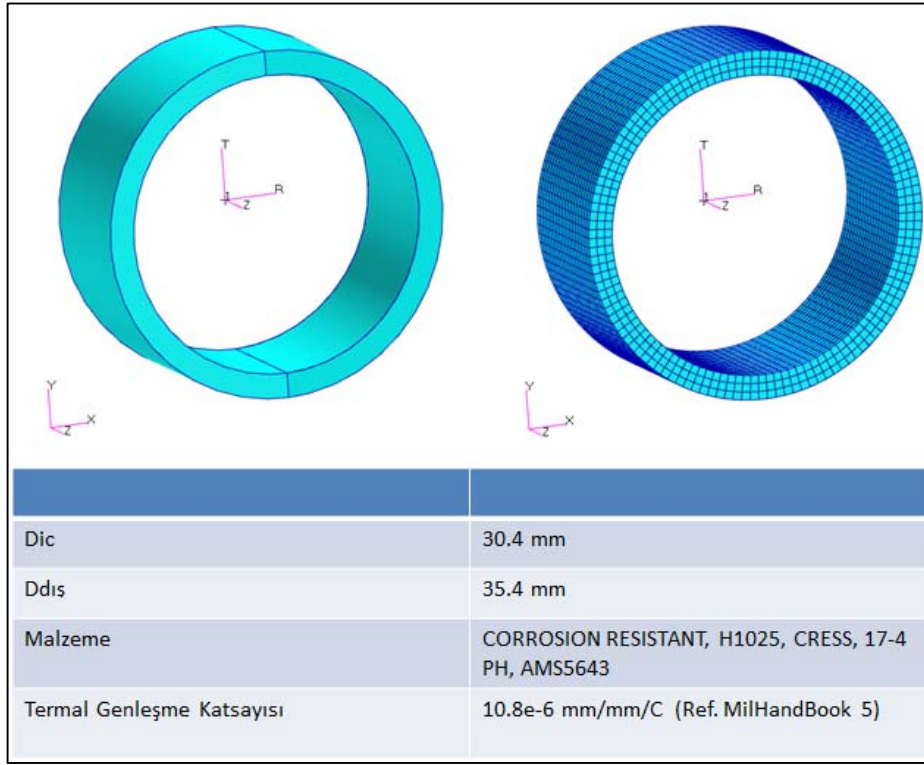
edilmiş ve montajın kontrolü bu sıcaklık aralığı için yapılmıştır. Montajların oda sıcaklığında gerçekleştiği kabul edilmiştir. Analiz çalışmasında kompozit parçanın burç etrafını çevirdiği ve montajın oda sıcaklığında herhangi bir gerilmeye yol açmadığı düşünülmüştür.

İç burç dış burcun içine soğutularak çakılırken sıvı azot kullanılması durumunda sıvı azot sıcaklığı -160 derece kabul edilerek termal analizler bu sıcaklık değeri için yapılmıştır.

Çift burç uygulamasında pinin hemen dışındaki burç iç burç, kompozit parçaya temas eden burç ise dış burç olarak tanımlanmıştır. Analizi gerçekleştirilen İç burcun özellikleri Şekil 6.10' de verilirken, dış burcun özellikleri Şekil 6.11' de verilmiştir.

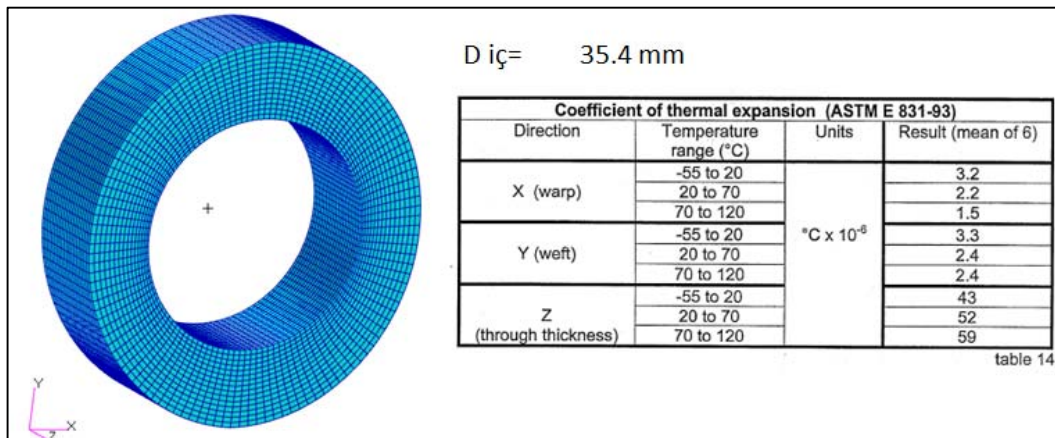


Şekil 6.10. İç burç tanımlanması



Şekil 6.11. Dış burç tanımlanması

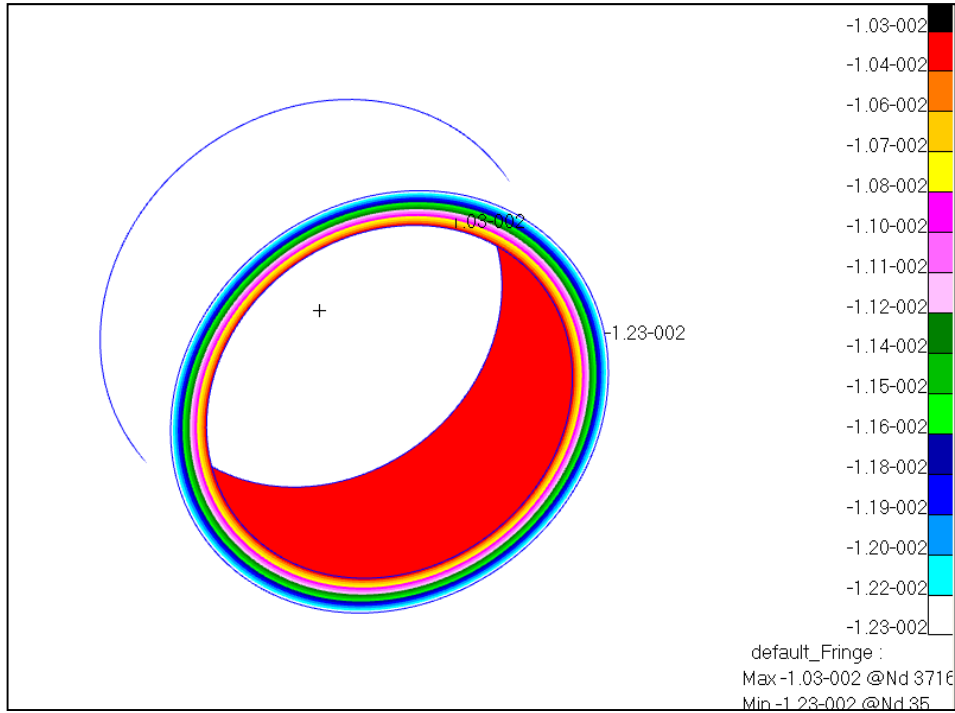
Bu süreçte burç uygulaması yapılan kompozit parçanın bir bölümü de analizlere dahil edilmiş ve tüm montajın ilgili sıcaklık değişimlerindeki yer değiştirme sonuçları incelenmiştir. Analizi gerçekleştirilen kompozit parça özellikleri Şekil 6.12' de verilmiştir.



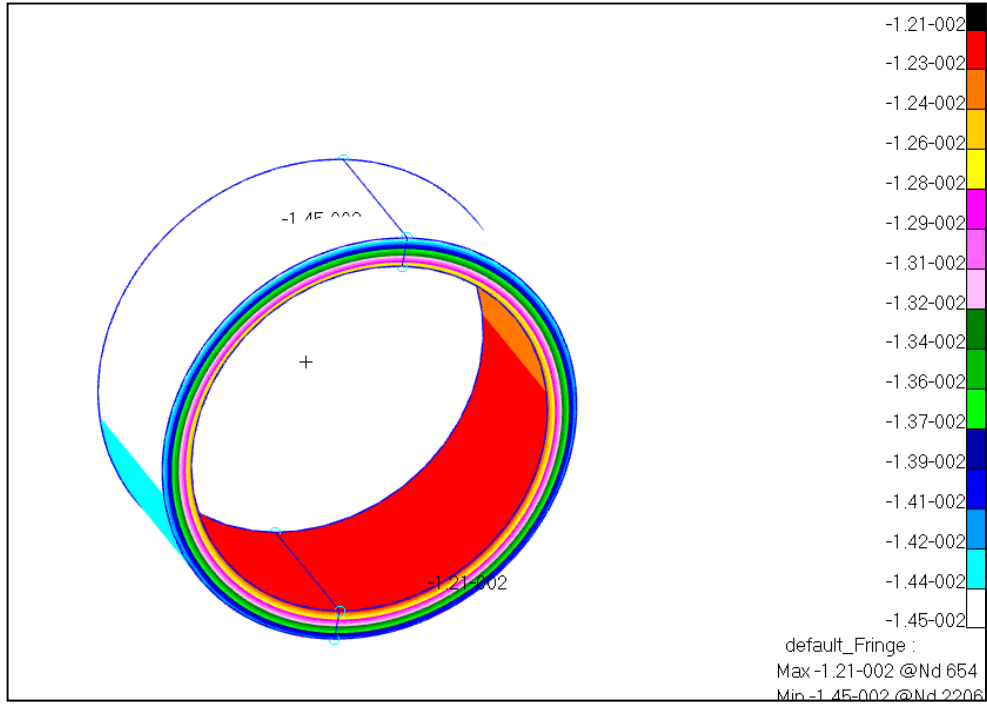
Şekil 6.12. Kompozit malzeme tanımlanması

6.3.1 T= -55 °C Analiz sonuçları

Çalışmanın bu kısmında montajın -55 °C'deki çalışma durumu için termal analizler gerçekleştirilmiştir. Belirlenen geometrik ve termal şartlar altında, burçların ve kompozit yapının davranışları incelenmiştir. Ortam sıcaklığının +20 °C olarak alındığı çalışmada burçların ayrı ayrı ve aynı zamanda montaj içindeyken, -55 °C sıcaklığına ulaştığı durumdaki şekil değişimleri hesaplanmıştır. Sonuçlar devam eden şekillerde verilmiştir. Şekil 6.13 iç burcun tek başına -55 °C sıcaklığa geldiğindeki şekil değişimini gösterirken Şekil 6.14'de dış burcun tek başına aynı sıcaklıktaki şekil değişimi verilmiştir.

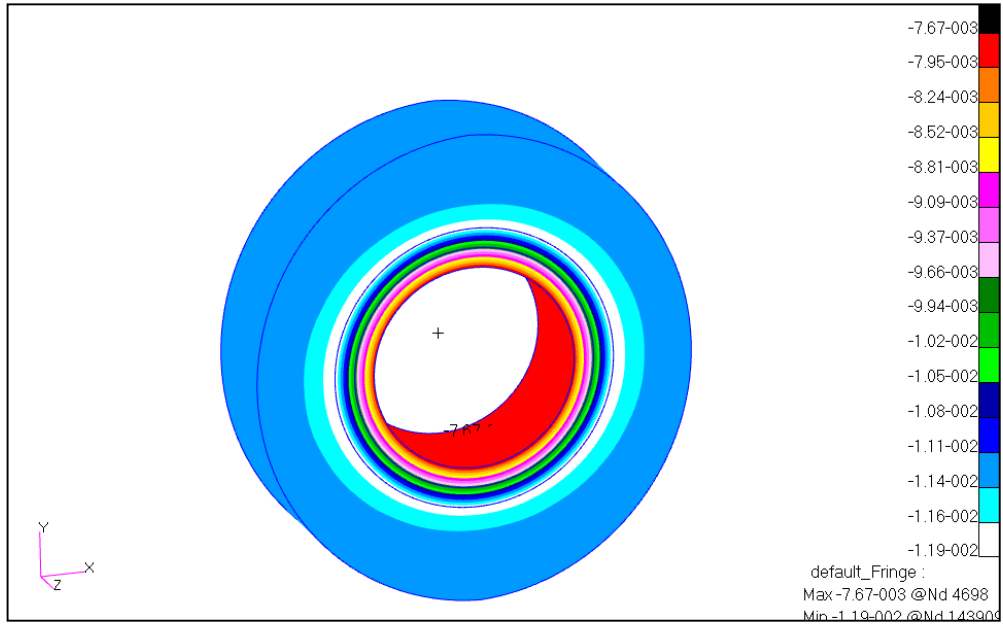


Şekil 6.13. İç burcun tek başına -55 °C'deki şekil değişimi

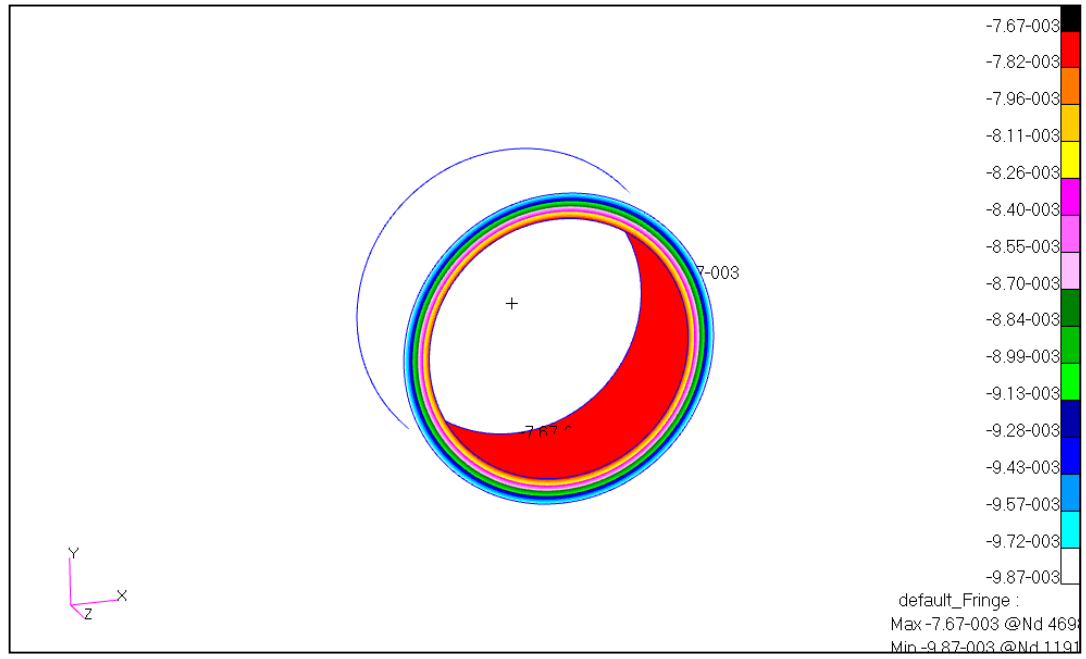


Şekil 6.14. Dış burcun tek başına -55 °C’deki şekil değişimi

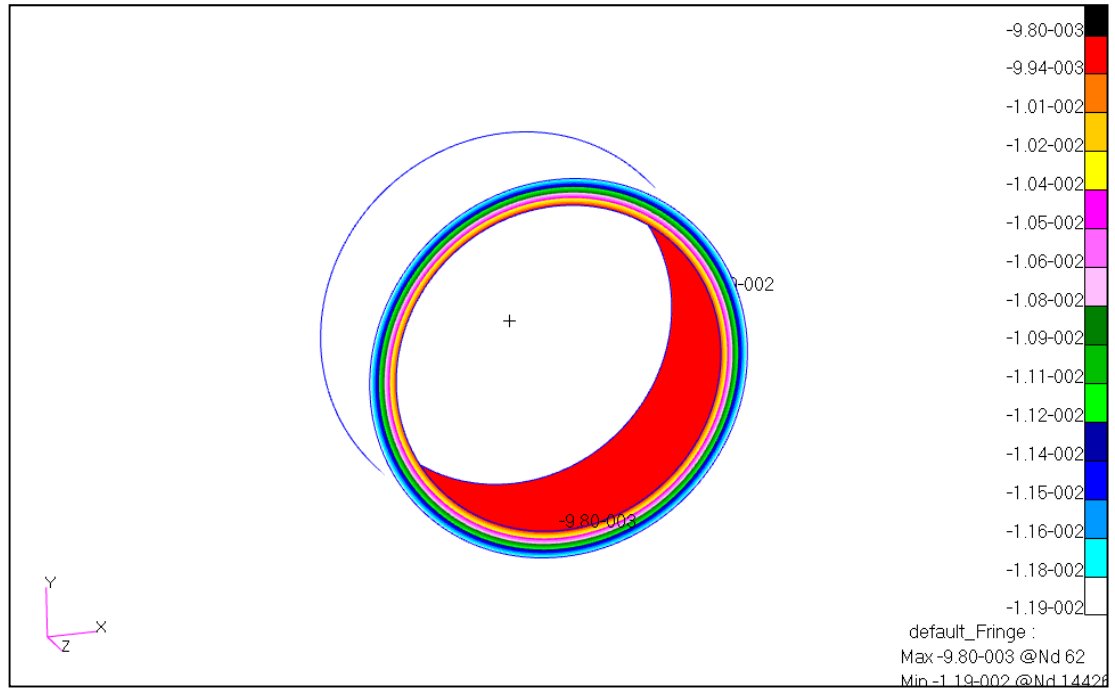
Montajın -55 °C’deki durumu ise Şekil 6.15’de verilirken, Şekil 6.16 iç burcun ve Şekil 6.17 dış burcun montajdayken aynı sıcaklıktaki şekil değişimini göstermektedir.



Şekil 6.15. Montajın -55 °C’deki şekil değişimi



Şekil 6.16. İç burcun montaj içerisinde -55 °C'deki şekil değişimi



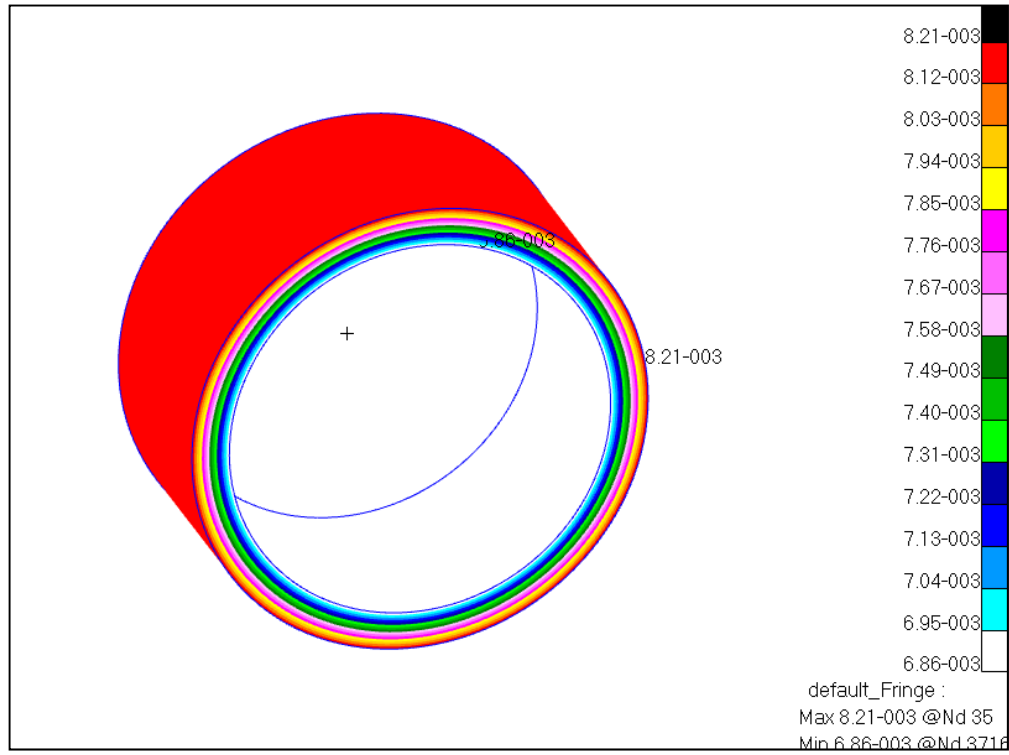
Şekil 6.17. Dış burcun montaj içerisinde -55 °C'deki şekil değişimi

İç burcun dış burca temas eden yüzeyi, burç tek başına iken yarıçapta 0,0123 mm daralırken, montaj içerisindeyken yarıçapta 0,0098 mm daralmıştır. Dış burcun kompozit yapıya temas eden dış yüzeyi ise burç tek başına iken yarıçapta 0,0145 mm daralma gösterirken montaj içerisindeyken yarıçapta 0,0119 daralma göstermiştir. Montajda; dış burcun, iç burç ile temas eden yüzeyi ise iç burcun dış yüzeyinin küçülme miktarı olan 0,0098 mm daralma göstermiştir. (Buradaki değişim yarıçaptaki yer değişimini ifade etmektedir.)

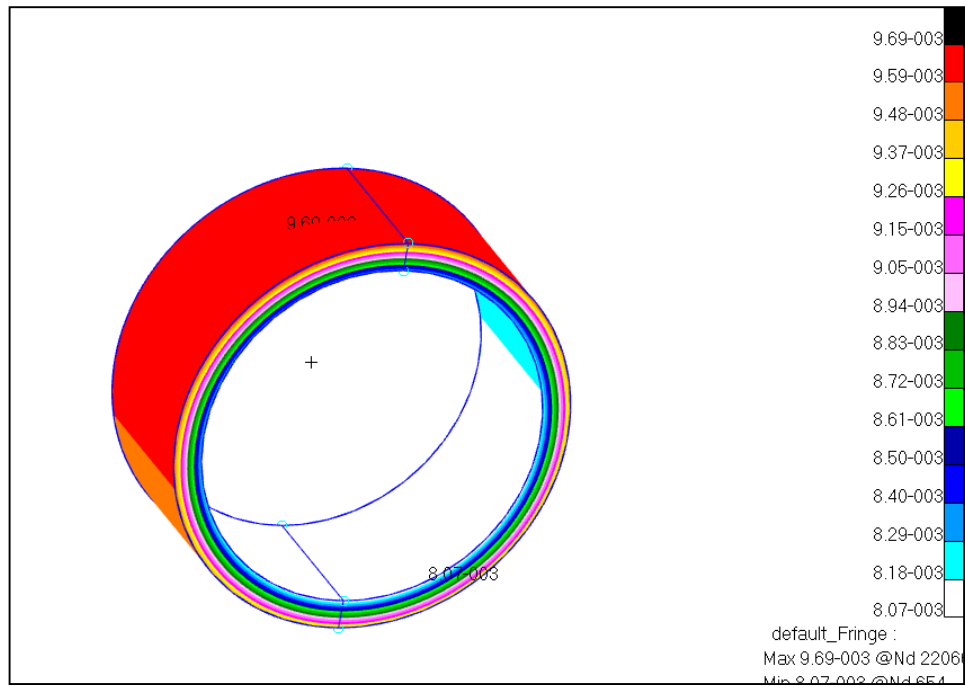
Bu durumda aynı malzemedan üretilen iç ve dış burç $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ geldiğinde iç burcun, dış burç içinden çıkma durumu beklenmezken, kompozit yapının, dış burcun dış yüzeyi ile temas eden iç yüzeyi 0,0116 mm daralma göstermesi $T < 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ durumunda dış burcun burcun büzölüp çıkma eğiliminde olduğuna işaret etmektedir. Sonuç olarak, burcun çıkmasını önlemek için yapıştırıcı kullanımını gerektirmektedir.

6.3.2 $T = +70\text{ }^{\circ}\text{C}$ Analiz sonuçları

Çalışmanın bu kısmında montajın $70\text{ }^{\circ}\text{C}$ deki çalışma durumu için termal analizler gerçekleştirilmiştir. Belirlenen geometrik ve termal şartlar altında, burçların ve kompozit yapının davranışları incelenmiştir. Ortam sıcaklığının $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$ olarak alındığı çalışmada burçların ayrı ayrı ve aynı zamanda montaj içindeyken, $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$ sıcaklığına ulaştığı durumdaki şekil değişimleri hesaplanmıştır. Sonuçlar devam eden şekillerde verilmiştir. Şekil 6.18 iç burcun tek başına $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$ sıcaklığa geldiğindeki şekil değişimini gösterirken Şekil 6.19’da dış burcun tek başına aynı sıcaklıktaki şekil değişimi verilmiştir.

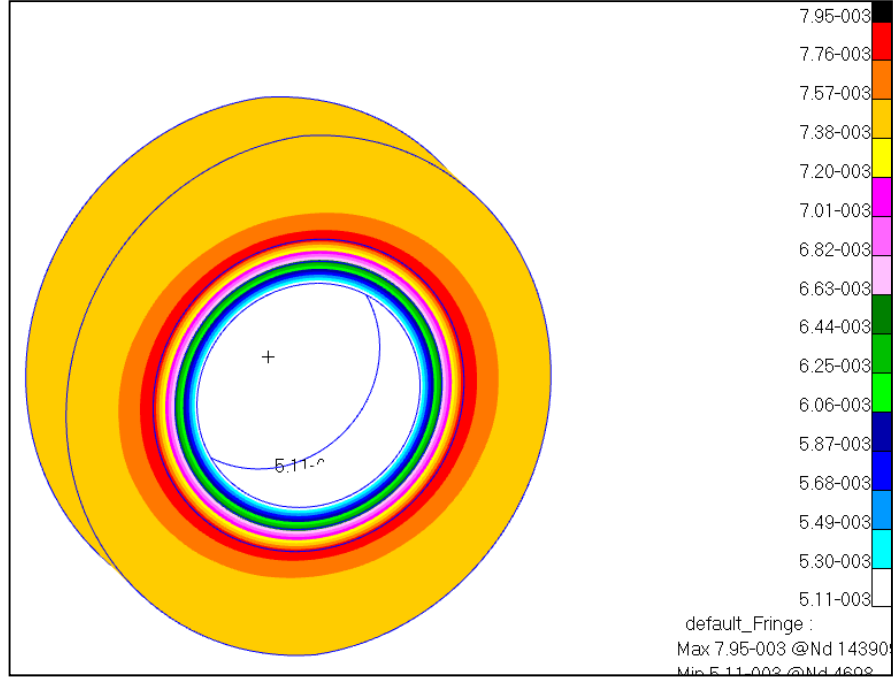


Şekil 6.18. İç burcun +70 °C'deki şekil değişimi (mm)

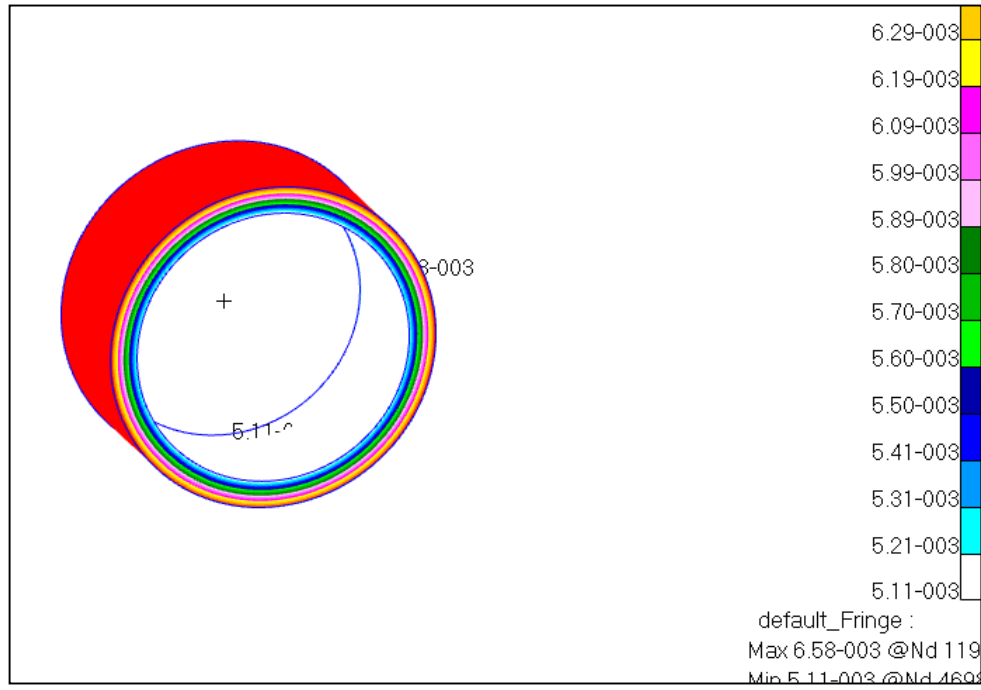


Şekil 6.19. Dış burcun +70 °C'deki şekil değişimi (mm)

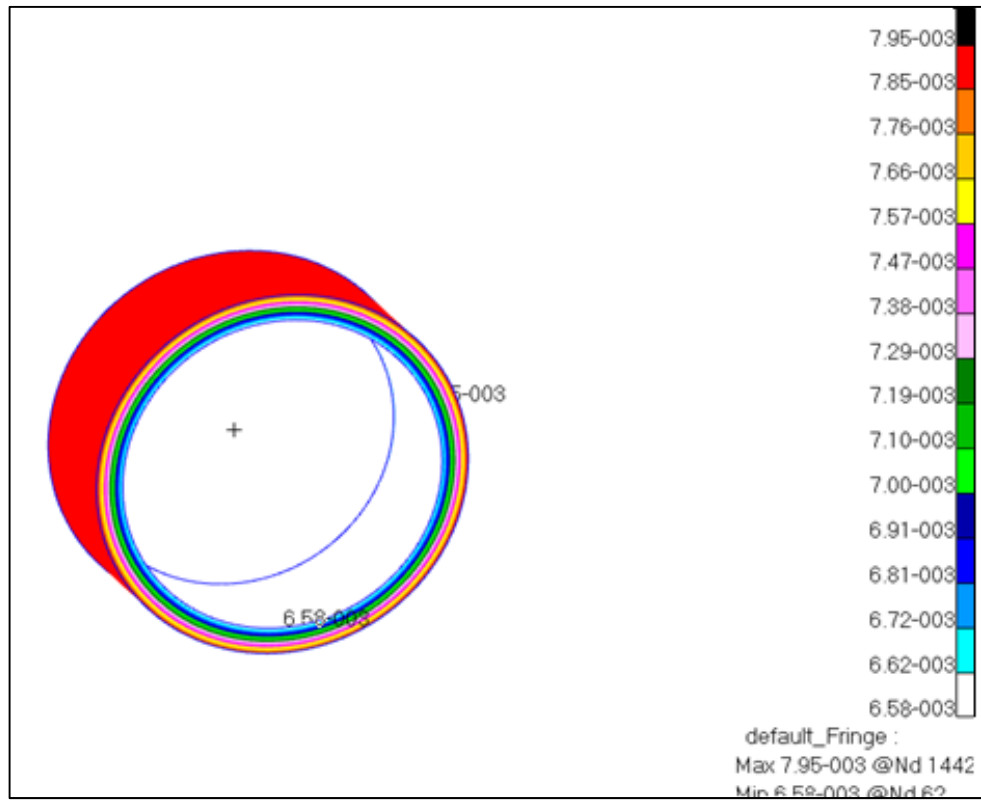
Montajın 70 °C'deki durumu Şekil 6.15'de verilirken, yine aynı sıcaklıkta iç burcun ve dış burcun montaj içerisindeki şekil değişimleri sırasıyla Şekil 6.21 ve Şekil 6.22'de verilmiştir.



Şekil 6.20. Montajın +70 °C'deki şekil değişimi (mm)



Şekil 6.21. İç burcun montajda +70 °C'deki şekil değişimi (mm)



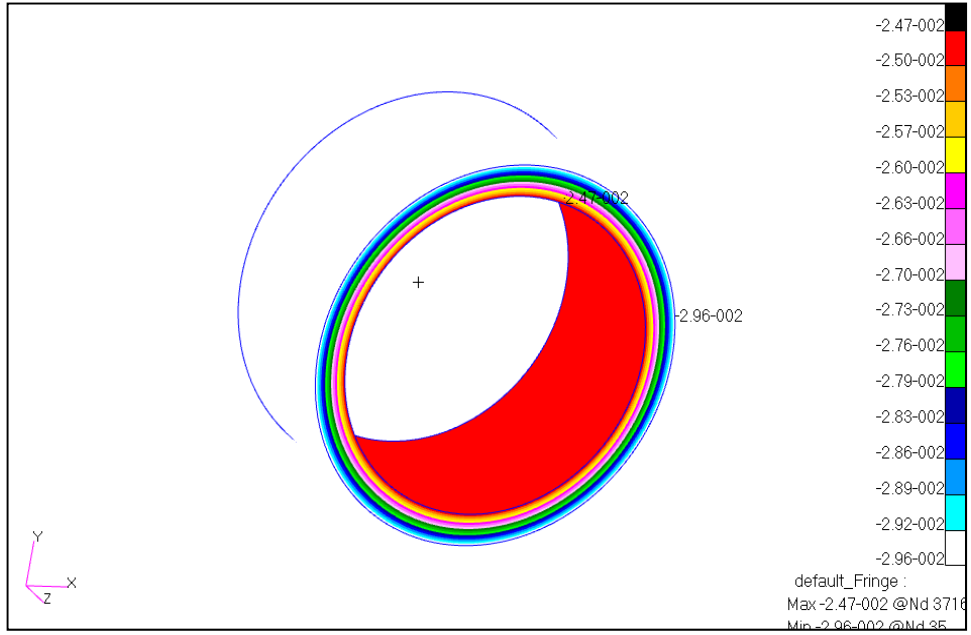
Şekil 6.22. Dış burcun montajda +70 °C'deki şekil değişimi (mm)

İç burcun dış burca temas eden yüzeyi, burç tek başına iken yarıçapta 0,00821 mm genişirken, montaj içerisindeyken yarıçapta 0,00658 mm genişmiştir. Dış burcun kompozit yapıya temas eden dış yüzeyi ise burç tek başına iken yarıçapta 0,00969 mm genişirken montaj içerisindeyken yarıçapta 0,00795 genişmiştir. Montaj içerisinde; dış burcun, iç burç ile temas eden yüzeyi ise iç burcun dış yüzeyinin küçülme miktarı olan 0,00658 mm kadar genişmiştir. Analiz sonuçlarına göre kompozit malzeme burçların genişleme miktarını kısıtlamıştır.

Bu durumda aynı malzemedan üretilen iç ve dış burç +70 °C geldiğinde iç burcun, dış burç içinde daha fazla genişerek sıkı geçme durumu yaratması beklenmezken, Şekil 6.20 incelendiğinde, azami genişlemenin kompozit yapının, dış burcun dış yüzeyi ile temas eden iç yüzeyinde gerçekleştiği belirlenmiştir. Sonuç olarak $T > 20$ °C durumunda monte edilen burçların kompozit malzeme üzerinde gerilme yaratarak sıkı geçme koşulunu sağladığı görülmektedir.

6.3.3 T= -160 °C Analiz sonuçları

Bu bölümde iç burç dış burcun içine soğutularak çakılırken soğutma sıvısı olarak azot kullanılması durumunda sıvı azot sıcaklığı -160 °C kabul edilerek termal analizler bu sıcaklık değeri için yapılmıştır. Şekil 6.23 İç burcun -160 °C'deki şekil değişimini göstermektedir.



Şekil 6.23. İç burcun -160 °C’deki şekil değişimi

Analiz sonucuna göre iç burcun dış yüzeyi -160 °C’de yarıçapta 0.0296mm daralmıştır (yarıçap değişimi). Bu değerın yeterli olup olmadığı olduğu bölüm 7’ de açıklanmıştır.

7. DENEYSEL ÇALIŞMA

7.1 Amaç

Bu çalışmada kompozit plakaya uygulanan farklı burç çakma yöntemlerinin mukavemet açısından etkinliklerinin deneysel olarak değerlendirilmesi amaçlanmaktadır.

7.2 Kompozit Test Numunesi

Testlerde kullanılan kompozit levhalar, HEXCEL tarafından üretilen AS4 karbon elyaf ve 8552 epoksi reçine ve AS4S 45° lik karbon elyaf ve 8552 epoksi reçine kullanılarak üretilmiştir. Bu prepregler hazır reçine emdirilmiş olup tabakalı kompozit levhalar %60 oranında elyaf içermektedir.

Kompozit levhalar farklı kalınlıklara sahip katmanlar kullanılarak üretilmiştir ve katmanların farklı oryantasyon açılarında serilerek üretilmiştir. Numunelerin dizilimi belirlenirken dizilimlerin dengeli ve simetrik olmasına dikkat edilmiştir. Katmanların bir araya gelmesiyle oluşan tabakaların dengeli ve simetrik olması oldukça önemli bir durum teşkil etmektedir. Tabakaların dengeli olması 0° ve 90° çift olmasıyla gerçekleştirilmekte, simetriklik ise ortadaki katın ayna görevi görmesiyle katların diziliminin simetrik dizilimiyle gerçekleşmektedir. Genellikle, tabakaların dengeli ve simetrik olmasına aşağıdaki durumlardan dolayı nem verilmektedir [15]:

- Dengeli olmayan tabakalara, eksenel yükler uygulandığı zaman erken kesme/bükmeye neden olur.
- Simetrik olmayan tabakalara, eksenel yükler uygulandığı zaman bükülmeye neden olur.
- Eğer parça dengeli değilse ve simetrik değilse üretim boyunca parçada çarpılmalar meydana gelir.

7.2.1 Malzeme özellikleri

Kompozit yapı üretiminde kullanılan malzemeler ait mekanik özellikler

Çizelge 7.1 ve Çizelge 7.2’de gösterilmiştir.

Çizelge 7.1. “HEXPLYAS4/8552/ UD” tek yönlü elyaf

			Ortalama	Güvenli Değer B-Basis
Çekme Modülü (Mpa)	70/ıslak	0°	142000	130000
Çekme Modülü (Mpa)	70/ıslak	90°	8000	7000
Basma Modülü (Mpa)	70/ıslak	0°	125000	110000
Basma Modülü (Mpa)	70/ıslak	90°	8000	7000
Düzlemsel Kayma Modülü (Mpa)	70/ıslak	+/- 45	3750	3300
Katmanlar arası Kayma Dayanımı (Mpa)	70/ıslak	0°	65	55

Çizelge 7.2. “HEXPLY 8552S/37RC/ fabric” (kumaş)

			Ortalama	Güvenli Değer B-Basis
Çekme Modülü (Mpa)	70/ıslak	0°	67000	61000
Çekme Modülü (Mpa)	70/ıslak	90°	65000	61000
Basma Modülü (Mpa)	70/ıslak	0°	58000	52500
Basma Modülü (Mpa)	70/ıslak	90°	58000	52500
Düzlemsel Kayma Modülü (Mpa)	70/ıslak	+/- 45	4300	3600
Katmanlar arası Kayma Dayanımı (Mpa)	70/ıslak	0°	55	45

7.2.2 Kompozit test numunelerinin hazırlanması

İhtiyaç duyulan numuneler detay ölçülerine getirilmeden önce 1 x 1m plakalar halinde üretilmiştir. Plakaların üretim aşaması aşağıda açıklanmıştır. Numunelerde hazır olarak reçine emdirilmiş prepreg malzeme kullanılmıştır. Üretimler havadaki

toz oranı, sıcaklık, nem özelliklerin kontrol altında olduğu “temiz oda” da gerçekleşmiştir. Soğuk ortamda muhafaza edilen prepreg malzeme rulo halinde bulunmaktadır. Katmanların bu rulodan kesilmesi için oda sıcaklığında sekiz saat beklenmiştir. Daha sonra bu rulo otomatik kesme makinasına bağlanarak bilgisayar kontrollü kesici takım ile kesilmiştir.

İstenen geometride kesilen katmanlar alüminyum kalıp üzerine serilmiştir. Serim işlemi sırasında malzemelere çıplak elle temas edilmesi yapışma alanında sorun çıkaracağından serim işlemi eldiven kullanılarak gerçekleşmiştir. Bu aşamada kalıbın yüzeyinin düzgün olması üretilecek parçaların kalitesini etkileyeceği için kalıp kalitesine dikkat edilmiştir. Serim işleminde her 5 kat serildikten sonra torbalama işlemi yapılmış ve içerideki hava vakum yardımı ile emilerek beklenmiştir. Bu sayede katmanların arasında yapışmama ve reçine içinde hava birikmesi engellenmiştir. Bütün katların serim işlemi bittikten sonra belli kısımlara termokapıl yerleştirilerek otoklav işlemi sırasında hem parça hem kalıp üzerindeki sıcaklık değerleri kayıt altına alınmıştır.

Piştirme işleminde sıcaklık yavaş yavaş artırılmış belli bir süre o sıcaklıkta kaldıktan sonra tekrar çok yavaş bir şekilde azaltılmıştır. Üretim sırasında alınan değerler Çizelge 7.3’de verilmiştir. Otoklavdan çıkan parça istenilen detay ölçülerinde değildir. Kenar kesme işlemi yapılarak parçanın kenar ölçüleri istenilen değerlere getirilmiştir.

Çizelge 7.3. Üretilen kompozit parçalar için örnek otoklav kayıtları

DAKİKA	BASINÇ BAR	T1 °C	T2 °C	T3 °C	DAKİKA	BASINÇ BAR	T1 °C	T2 °C	T3 °C
0	0	50.5	22.3	22.1	149	7	180.9	178.9	179.6
0	0	50.5	22.3	22.1	154	7	180.7	178.8	179.6
0	0	50.5	22.3	22.2	99	6.9	181.6	179.5	180.5
2	0.6	39.7	24.4	23.9	104	6.9	181.5	179.3	180.5
4.7	1.4	36.6	26.4	25.7	109	6.9	181.2	179.1	180.3
6	1.7	35.3	27.3	26.5	114	6.9	181.2	179.1	180.2
11	3.3	32.6	29.6	29	119	6.9	180.9	178.9	180
16	4.7	31	30.5	30.1	124	7	180.9	178.9	179.8
21	6.3	30.4	30.7	30.4	129	7	180.8	178.8	179.8
22.8	6.8	30.4	30.8	30.5	134	7	181	178.7	179.8
25	6.9	30	30.6	30.5	139	7	180.8	178.7	179.6
30	6.9	46.6	35.7	34.6	144	7	180.9	178.7	179.6
35	6.9	65.1	48.2	45.8	149	7	180.9	178.9	179.6
40	6.9	81.4	62.1	59.7	154	7	180.7	178.8	179.6
45	6.9	96.7	76.5	74.2	159	7	180.6	178.8	179.5
50	7	112.8	91.3	89	164	7	180.6	178.8	179.6
55	6.9	128.9	106.3	103.8	169	7	180.7	178.7	179.5
60	7	143.1	121.4	118.2	174	7	180.7	178.7	179.4
65	6.9	159.6	135.7	134.9	179	7	180.7	178.7	179.4
70	7	173.7	150.8	149.7	184	7	180.5	178.7	179.6
75	6.9	188	166.1	163.1	189	7	180.7	178.6	179.4
78.7	7	195.5	175	175.8	194	7	180.7	178.6	179.4
79	6.9	192.5	175.2	176.1	198.7	7	180.7	178.8	179.6
84	6.9	184.6	178.3	179.5	203	6.9	163.1	172.2	173.5
89	6.9	182.7	179.2	180.6	208	6.9	142.8	158.5	162
94	6.9	182.1	179.4	180.8	213	6.9	126.5	144.2	147.8
99	6.9	181.6	179.5	180.5	218	6.9	112.1	129.9	133.1
104	6.9	181.5	179.3	180.5	223	6.9	97.8	116.1	117.4
109	6.9	181.2	179.1	180.3	228	6.9	83.6	101.6	102.7
114	6.9	181.2	179.1	180.2	233	6.9	68.9	86.9	87.9
119	6.9	180.9	178.9	180	238	6.8	56.4	72.9	74
124	7	180.9	178.9	179.8	243	6.8	47	60.9	61.7
129	7	180.8	178.8	179.8	248	6.8	41.1	51.6	52.1
134	7	181	178.7	179.8	249.4	6.9	40.2	49.6	49.9
139	7	180.8	178.7	179.6	252	2.6	34.1	45.9	46.3
144	7	180.9	178.7	179.6	256.4	0.2	35.9	43.4	43.8

7.2.3 Kullanılan dizilim

Kompozit plakaların yapımında 45° ve 0° lik karbon elyaf kumaş (fabric) ile 0° lik tek yönlü karbon elyaf (UD) kullanılmıştır. 45° karbon kumaş kalınlığı 0.28 mm/katman 0° tek yönlü (UD) kumaşın kalınlığı 0,184 mm/katman dır. Bütün test gruplarında aynı dizilim kullanılmıştır. Toplam 64 katmandan oluşan plaka kalınlığı 15,04 mm dir. Kullanılan dizilim ise şu şekildedir;

[illegible]

Burada;

0°: 0° tek yönlü katmanları (ply)

45°: 45° lik kumaşları

0°: 0° kumaşı

ifade etmektedir

7.2.4 Deliklerin açılması

Kompozit yapıdaki delik toleransı geçme miktarını direk olarak etkileyeceği için çok önem teşkil etmektedir. Bu yüzden kompozite açılan delikler hassas işleme yapabilen ve kompozite uygun kesici uçlar kullanılarak bilgisayar destekli kesici takım ile açılmıştır. İlk olarak daha küçük çaplı delik işlenmiş bu delik kademe kademe büyülterek istenilen çapa getirilmiş ve istenilen tolerans verilmiştir. Numune ölçüleri, çap ve toleranslara ait bilgiler her test grubunun içinde ayrıca belirtilmiştir.

7.3 Metal Test Numunesi

7.3.1 Malzeme özellikleri

Burç malzemesi olarak AMS 5643 (H1025) çeliği kullanılmıştır. Kullanılan malzemenin mekanik özelliği Çizelge 7.4’te verilmiştir.

Çizelge 7.4. Burç malzeme özellikleri

BURÇ	
AMS 5643 (H1025)	
Kopma Mukavemeti (Mpa)	1070
Akma Mukavemeti (Mpa)	1000
E (GPa)	196
ν	0,27

İlk kesim atölyesinden sonra daha küçük bloklar haline getirilen daha sonra detay işlemeye alınmıştır. Burçlar metal bloklardan hassas işleme yapabilen tezgâhlarda bilgisayar destekli olarak işlenmiştir. Yapılan testlerde kullanılan burçlarda kaplama bulunmamaktadır.

7.4 Yapıştırıcı Özellikleri

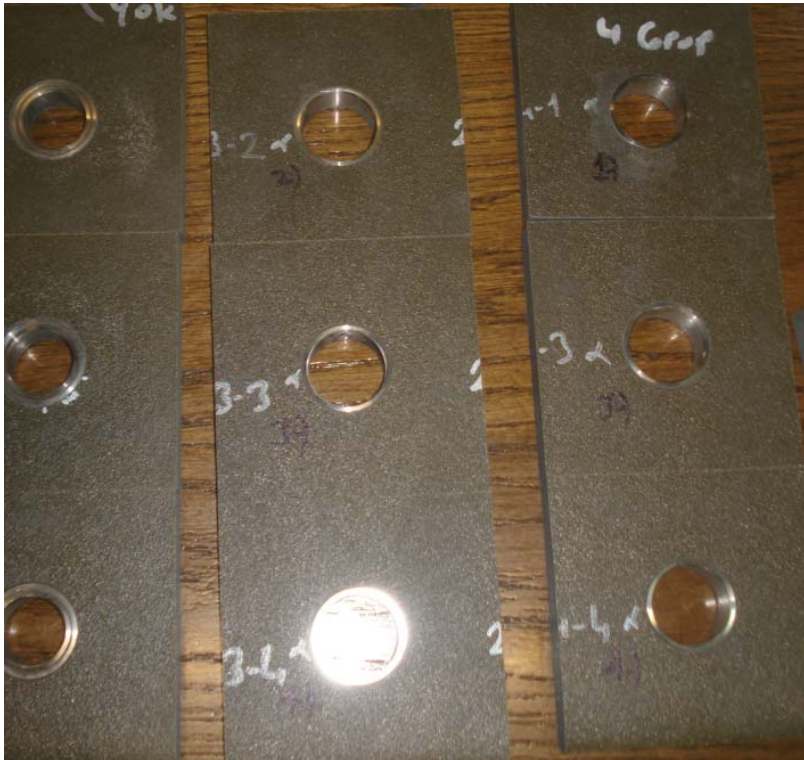
Bazı numunelerde kompozit plaka - burç montajı HENKEL firmasının üretmiş olduğu “HYSOL EA9394” kodlu yapıştırıcı kullanılarak yapılmıştır. Kullanılan yapıştırıcı mekanik bir yapıştırıcı olup havacılıkta yaygın olarak kullanılmaktadır. En büyük avantajı oda sıcaklığında kür olmasıdır. Bu sayede montaj üzerine tekrar bir ısı uygulaması yapılmasına gerek kalmamıştır. Yapıştırıcının mekanik özellikleri Çizelge 7.5’de verilmiştir.

Çekme yükü altında bindirmeli bağlantı kesme dayanımı-kür olduktan 5 gün sonra ASTM D1002 ye göre test edilmiş sonuçlar Çizelge 7.5’de verilmiştir.

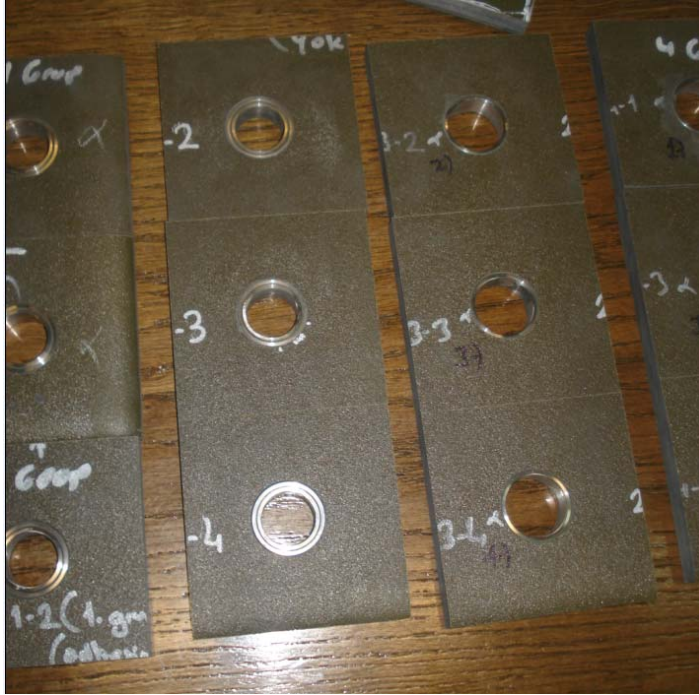
Çizelge 7.5. “EA9394” yapıştırıcı mekanik özellikleri [EK-1]

Test Sıcaklığı °F/°C	Sonuçlar	
	psi	Mpa
-67/-55	3300	22,7
77/25	4200	28,9
180/822	3000	20,7
200/93	2900	20,0
250/121	2300	15,8
300/149	1600	11,0
350/177	1200	8,3
400/204	600	4,1

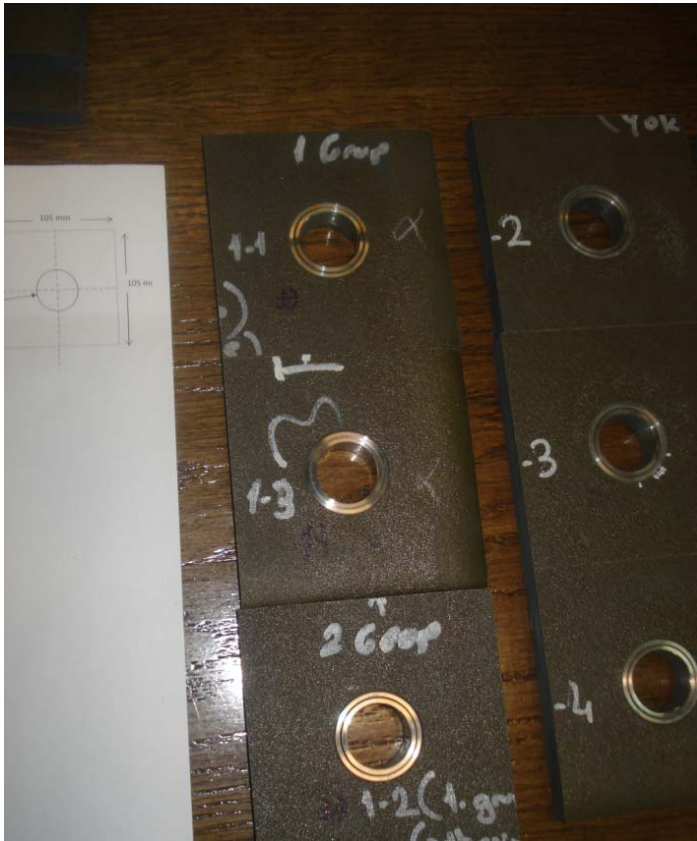
Montajı yapılmış test numunelerine ait resimler Resim 7.1, Resim 7.2 ve Resim 7.3'te verilmiştir. Her grup testten üçer adet numune test edilmiştir.



Resim 7.1 Test grubu 2-3 ve 4'e ait numuneler



Resim 7.2 Test grubu 1-2-3-4'e ait numuneler



Resim 7.3 Test grubu 1-2'ye ait numuneler

7.5 Test Grupları

Sonlu elemanlar analizden elde edilen sonuçlar da kullanılarak dört farklı test grubu oluşturulmuştur. Dış burcun yapıdan ayrılmaması için düşünülen yapıştırıcı test grubu 2 de kullanılmıştır. Testler 4 farklı grupta gerçekleştirilmiştir. Bunlar şu şekilde sınıflandırılabilir.

Grup 1: İç içe iki burç kullanılması durumu (*yapıştırıcı yok*)

Grup 2: İç içe iki burç kullanılması durumu (*yapıştırıcı var*)

Grup 3: Tek burç kullanılması durumu (*soğuk geçme*)

Grup 4: Tek burç kullanılması durumu (*sıkı geçme*)

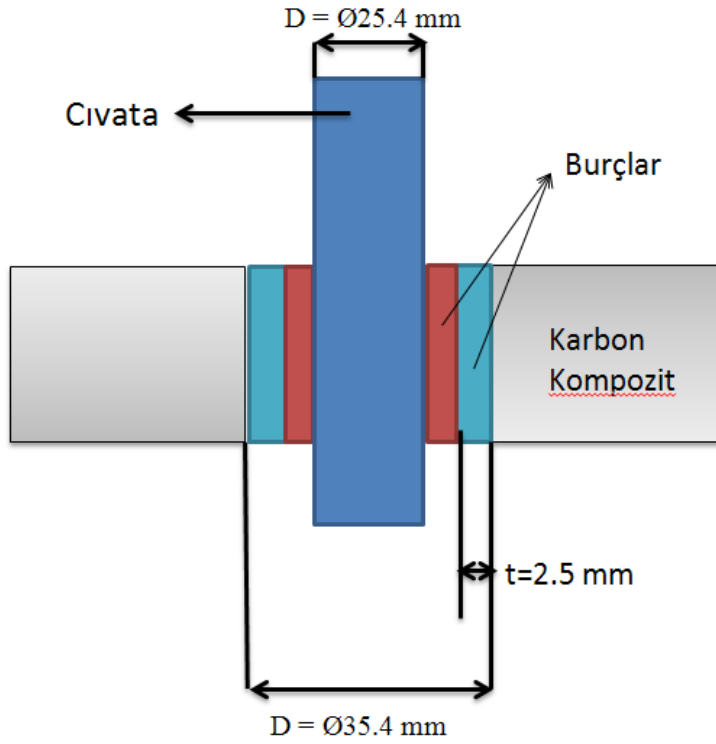
Her grupta burçların uygulama yöntemleri, numune toleransları ve geometrik özellikleri ayrı ayrı anlatılmıştır.

7.5.1 Test Grubu 1

Bu test grubunda, karbon lamine yapıya iki adet burç iç içe geçerek montajlanmıştır. Dış burç kompozit plakaya kayarak geçme olarak montajlanırken, burç ile kompozit yapı arasında yapıştırıcı uygulaması bulunmamaktadır. İç burç ise dış burcun içine soğuk geçme olarak montajlanmaktadır. Toplam 3 adet numune test edilmiştir.

Çap toleranslarının belirlenmesi

Burç et kalınlığı 2,5 mm olarak, 25,4 mm civata kullanılması durumuna göre bu test grubunda tolerans hesapları aşağıda açıklanmıştır. Ölçülerin şematik gösterimi Şekil 7.1’de gösterilmiştir.



Şekil 7.1. Delik ve burç geometrik ölçü gösterimi (genel)

Burç 2 (şaft)-Kompozit yapı (delik): kayarak geçme

Burada Burç 2 olarak adlandırılan dış burç kompozit plakaya kayarak rahat bir şekilde geçmesi istenmektedir. Tolerans tablosundan değerler alınırken Burç 2 dış çapı şaft olarak anılırken, kompozit yapı delik olarak anılacaktır.

Kompozit plaka (delik) : Ø 35,400 H6

Burç 2 dış çap(şaft) : Ø 35,400 h5

ISO 286 tolerans tablosu kullanılarak;

35.400 çap için H6 için alınan değerler Çizelge 7.6'da gösterilmiştir.

Çizelge 7.8. Delik şaft toleransları

Delik	Şaft
+16	0
0	-11

Maksimum sıkılık

Delğin en küçük gelmesi durumu: Ø 35,400 mm

Şaftın en büyük gelmesi durumu: Ø 35,400 mm

Maksimum boşluk

Delğin en büyük gelmesi durumu: Ø 35,416 mm

Şaftın en küçük gelmesi durumu: Ø 35,389 mm

Aradaki fark 27 µm olarak bulunur.

Burç 1(şaft)- Burç 2 (delik) soğutularak geçme

Burada Burç 2 olarak adlandırılan dış burç kompozit plakaya montajlandıktan sonra burç 1 olarak adlandırılan iç burç soğuk geçme olarak montajlanmaktadır. Tolerans tablosundan değerler alınırken Burç 2 iç çapı delik olarak adlandırılırken burç 1 dış çapı şaft olarak anılacaktır.

Burç 2 iç çap(delik) : Ø 30,400 H6

Burç 1 dış çap(şaft): Ø 30,400 n5

Tolerans tablosu kullanılarak,

Ø 30,400 H6 tablodan okunan değer Çizelge 7.9’da gösterilmiştir.

Çizelge 7.11. Delik şaft toleransları

Delik	Şaft
+16	+28
0	+17

Maksimum sıkılık

Delğin en küçük gelmesi durumu: Ø 30,400 mm

Şaftın en büyük gelmesi durumu: Ø 3,428 mm

Geçme miktarı 28 µm

Maksimum boşluk

Delğin en büyük gelmesi durumu: Ø 30,416 mm

Şaftın en küçük gelmesi durumu: Ø 30,417 mm

Aradaki fark 1 µm olarak bulunur.

Somun (şaft) – Burç 1 (delik) boşluklu geçme

Burç 1 iç çap (H8)

Hesaplamalar sonunda kullanılan toleranslar Çizelge 7.12’de toplu olarak belirtilmiştir.

Çizelge 7.12. Test grubu 1’de kullanılan toleranslar

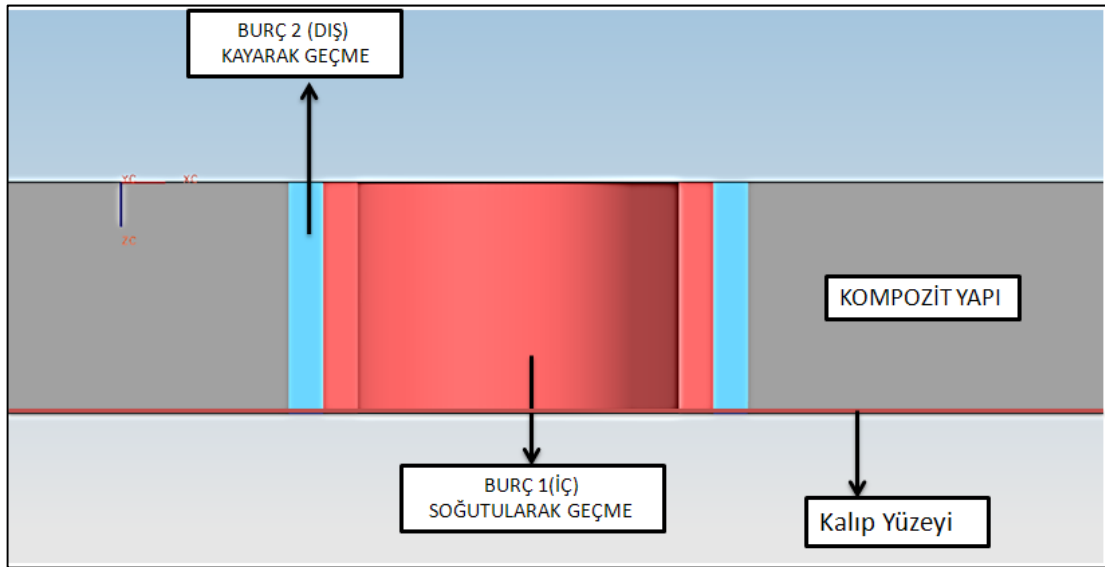
	BURÇ 1 (İÇ BURÇ)	BURÇ 2 (DIŞ BURÇ)	KOMPOZİT PLAKA
İÇ ÇAP	H8	H6	H6
DIŞ ÇAP	n5	h5	-

Burç uygulama yöntemi A

Tolerans hesabı kısmında genel olarak anlatılan yöntemin detayları bu kısımda açıklanmaktadır. Bu yöntemde kompozit plakaya burç uygulaması, Burç 1 olarak tanımlanan iç burç ve Burç 2 olarak tanımlanan dış burç olarak iki kısmı içermektedir. Burç uygulaması şu şekilde yapılmaktadır:

İlk olarak Burç 2 (dış burç) herhangi bir yapıştırıcı vb. kullanılmadan kayarak geçme olarak montajlanmaktadır. Daha sonra Burç 1 (iç burç) dış burcun içine soğuk geçme olarak geçme olarak montajlanmaktadır. Anlatılan yöntemin şematik gösterimi Şekil 7.2’de verilmiştir.

Çekme aparatının temas yüzeyinin Burç’1 e basması için en az bir yüzeyde İç burç (BURÇ 1)’un dış burçtan (BURÇ 2) dışarda olmamasına dikkat edilmiştir.

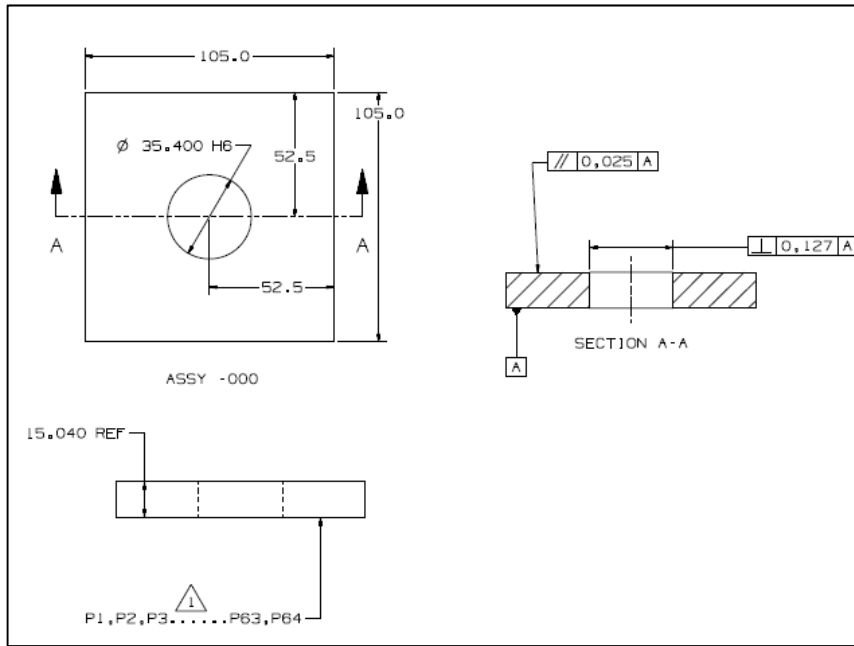


Şekil 7.2. Burç uygulama yöntemi A

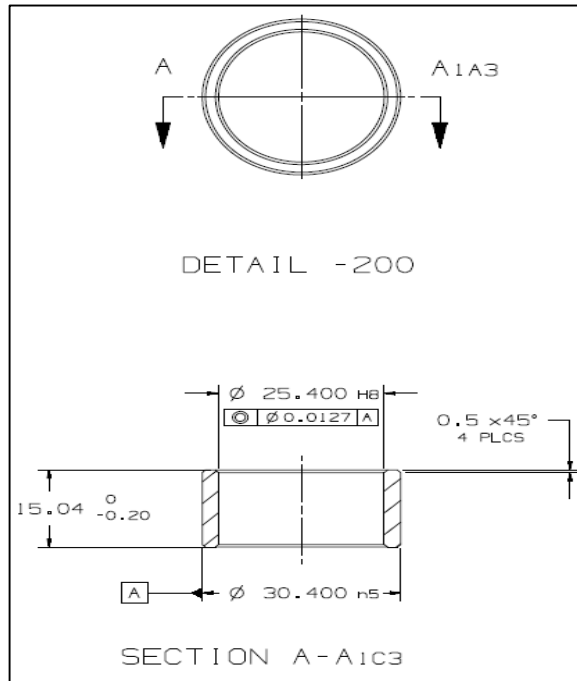
Burç 1’in dıştaki burcun zorlanmadan geçebilmesi için gereken küçülme miktarı maksimum sıkılık değeri için $+28 \mu\text{m}$ dir (çapta). Termal analiz kısmında -160°C için yapılan analizde yarıçapta meydana küçülme miktarı 0.0296mm olarak belirlenmişti. Soğutma ortamı olarak sıvı nitrojen kullanılması durumunda montaj için gerekli boşluk sağlandığı için soğutma sıvısı olarak sıvı nitrojen kullanılmıştır.

Teknik resimler

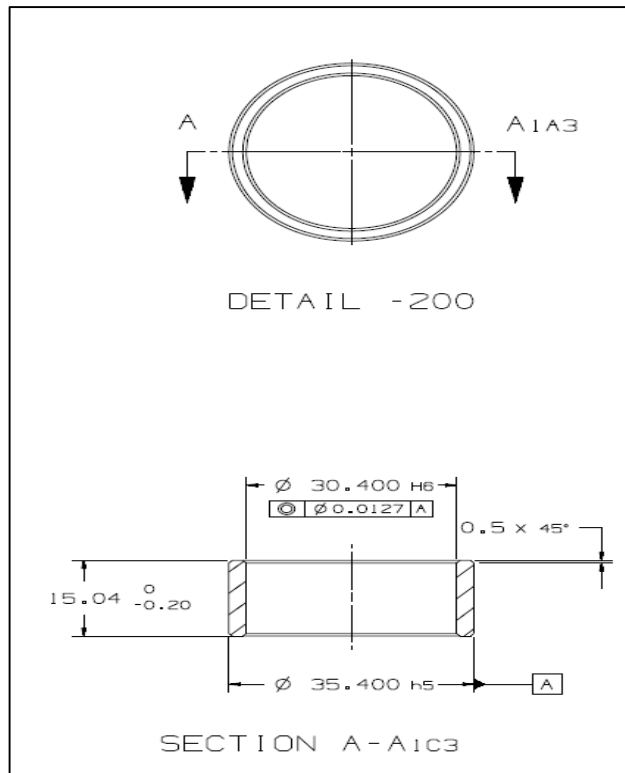
Üretimden kaynaklı hataları minimize etmek amacı ile test numunelerine geometrik toleranslar verilmiştir. ISO 286'ya göre verilen çap toleransları ve belirlenen geometrik toleranslar kullanılarak hazırlanan resimler aşağıda belirtilmiştir. Burada kompozit yapının geometrik ölçüleri Şekil 7.3'de burç 1 e ait geometrik ölçüler ve tolerans bilgileri Şekil 7.4'de ve burç 2 ye ait bilgiler Şekil 7.5'de verilmiştir.



Şekil 7.3. Test grubu 1 kompozit yapı teknik resmi



Şekil 7.4. Test grubu 1 burç 1(iç burç) teknik resim



Şekil 7.5 Test grubu burç 2 (dış burç) teknik resim

7.5.2 Test Grubu 2

Bu test grubunda yapılan montajın Test grubu 1 den tek farkı dış burç ve kompozit plaka arasına yapıştırıcı uygulanmasıdır. Toplam 3 adet numune test edilmiştir.

Çap toleranslarının belirlenmesi

Test grubu 1 de hesaplanan çap toleransları kullanılmıştır. Kullanılan toleransların toplu hali Çizelge 7.13’da gösterilmiştir.

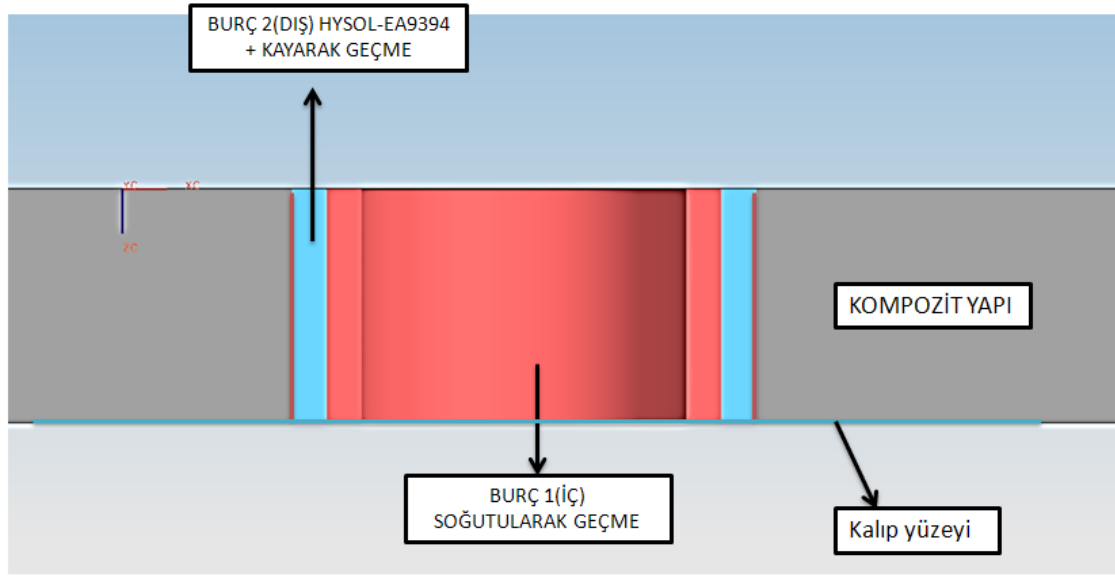
Çizelge 7.13. Test grubu 2’de kullanılan toleranslar

	BURÇ 1 (İÇ BURÇ)	BURÇ 2 (DIŞ BURÇ)	KOMPOZİT PLAKA
İÇ ÇAP	H8	H6	H6
DIŞ ÇAP	n5	h5	-

Burç uygulama yöntemi B

Bu yöntemde kompozit plakaya burç uygulaması, Burç 1 olarak tanımlanan iç burç ve Burç 2 olarak tanımlanan dış burç olarak iki kısmı içermektedir. Burç uygulaması şu şekilde yapılmıştır.

İlk olarak Burç 2 (dış burç) HYSOL-EA9394 kullanılarak kayarak geçme olarak montajlanmaktadır. Yapıştırıcı uygulaması sadece kompozit ile burç 2 arasına yapılmaktadır. Daha sonra Burç 1 (iç burç) dış burcun içine soğuk geçme olarak geçme olarak montajlanmaktadır. Anlatılan yöntemin şematik gösterimi Şekil 7.6’da verilmiştir. Yöntemin kalan detayları Test Grubu 1 ile aynıdır.



Şekil 7.6 Burç uygulama yöntemi B

Teknik resimler

Bu test grubunda teknik resimleri Şekil 7.3, Şekil 7.4, ve Şekil 7.5 de verilen numuneler kullanılmıştır.

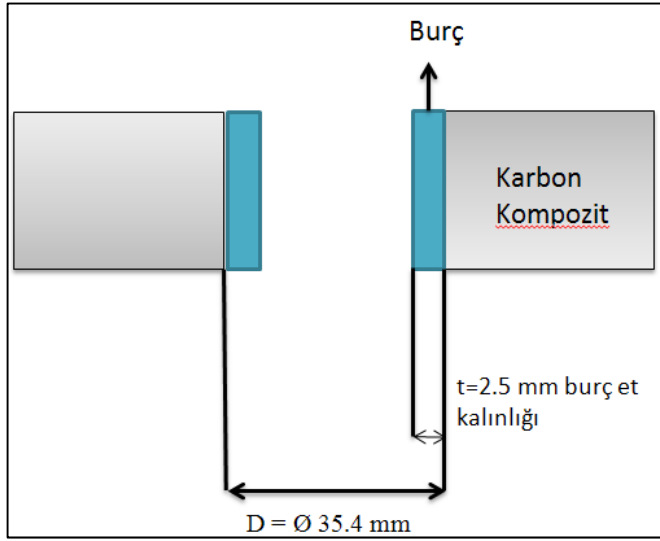
7.5.3 Test Grubu 3

Bu test grubunda tek burç kompozit yapı içerisine soğuk geçme olarak montajlanmıştır. Toplam 3 adet numune test edilmiştir.

Çap toleranslarının belirlenmesi

Bu test grubunda test grubu 1 ve test grubu 2 deki dış burç tolerans değerleri kullanılmıştır. Bu yüzden soğuk geçme sıklığının yakalanabilmesi için bu toleranstan gidilerek kompozit yapıdaki deliğe tolerans verilmiştir.

Delğin nominal çapı ve burç et kalınlığı şematik gösterimi Şekil 7.7’de gösterilmiştir.



Şekil 7.7. Test grubu 3 burç ve delik nominal değerler

Burç'un deliğe soğuk geçme olarak montajlanması istenmektedir. Bu durumda;

“H6” delik için “n6” şaft tolerans değeri seçilirse tolerans tablosundan alınan değerler Çizelge 7.14’da verilmiştir;

Çizelge 7.14. Tolerans tablosundan alınan değerler (μm)

Ø35,400 mm H6	Ø35,400 mm n6	Aradaki fark
+16	+33	-17
0	+17	-17

Burç 2 dışı h5 olarak verilmişti.

Çizelge 7.15. Yeni hesaplanan delik toleransı (μm)

Ø35,4 h5 (şaft)		Ø35.4(delik)
0	Aradaki -17 μm fark korunacak şekilde	-17
-11		-28

Delik toleransı kullanılmıştır.

Maksimum sıkılık

Delğin en küçük gelmesi durumu: $\varnothing 35,372$ mm

Şaftın en büyük gelmesi durumu: $\varnothing 35,400$ mm

Aradaki fark $0.28 \mu\text{m}$ olarak bulunur.

Maksimum boşluk

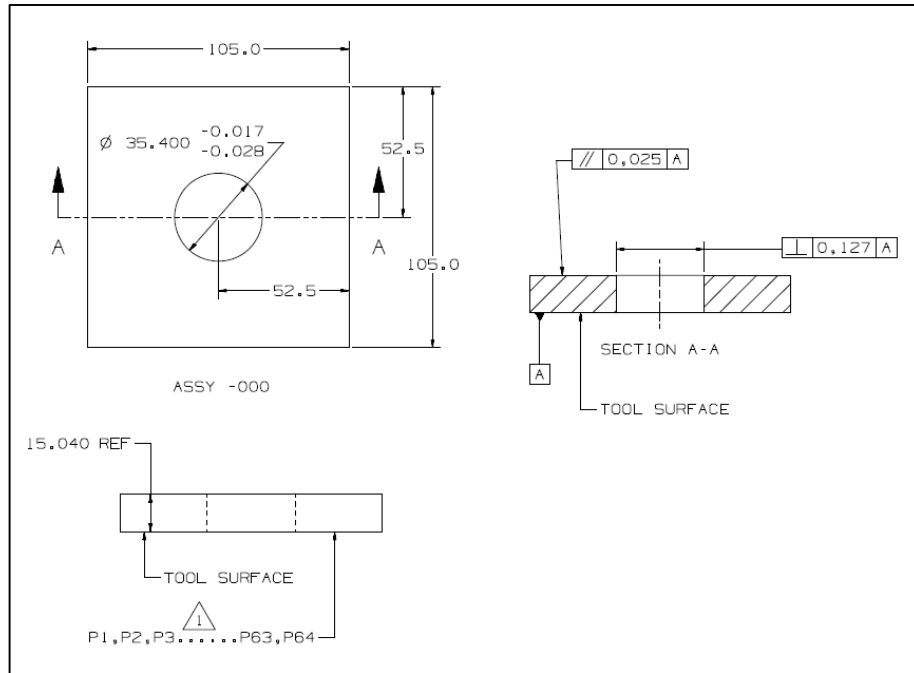
Delğin en büyük gelmesi durumu: $\varnothing 35,383$ mm

Şaftın en küçük gelmesi durumu: $\varnothing 35,389$ mm

Aradaki fark $6 \mu\text{m}$ olarak bulunur.

Teknik resimler

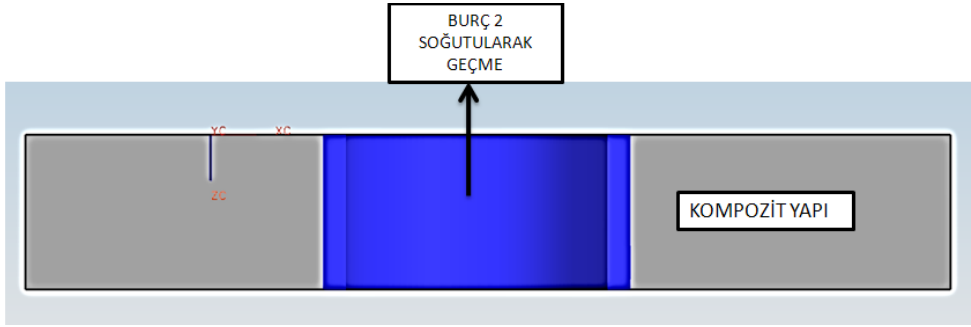
Bu test grubunda kompozit plaka olarak Şekil 7.8’de gösterilen detay kullanılırken burç 2 olarak test grubu 1 ve 2 de kullanılan burç detayı kullanılmıştır.



Şekil 7.8 Test Grubu 3-4 kompozit parça teknik resmi

Burç uygulama yöntemi C

Bu yöntemde kompozit plakaya Burç 2 soğuk geçme olarak uygulanmaktadır. Yöntemin şematik gösterimi Şekil 7.9'da verilmiştir.



Şekil 7.9. Test grubu 3 için burç uygulama yöntemi

7.5.4 Test Grubu 4

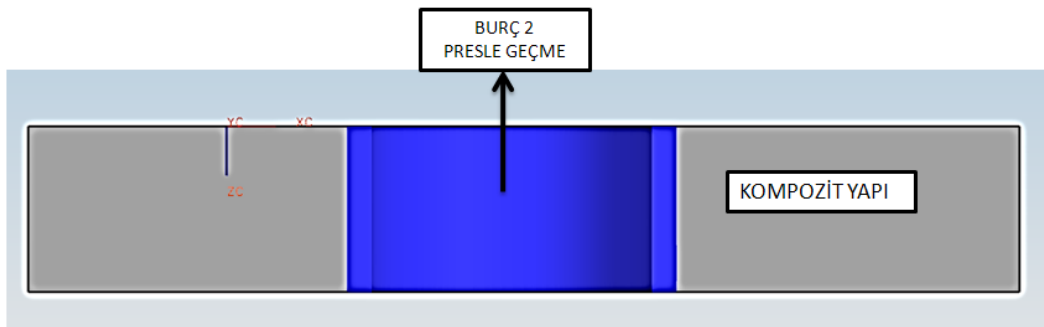
Bu test grubunda tek burç kompozit yapı içerisine pres geçme olarak montajlanmıştır. Toplam 3 adet numune test edilmiştir.

Çap Toleranslarının Belirlenmesi

Bu test grubunda Test grubu 3 te hesaplanan numuneler kullanılmıştır.

Burç Uygulama Yöntemi D

Bu yöntemde kompozit plakaya Burç 2 pres geçme olarak uygulanmaktadır. Yöntemin şematik gösterimi Şekil 7.10'da verilmiştir.



Şekil 7.10 Test grubu 4 için burç uygulama yöntemi

7.6 Test Düzeneği

7.6.1 Genel özellikler

Testler “INSTRON 8502” marka dinamik test sistemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Test cihazı genel özellikleri şu şekildedir:

-150 ° C den 1100 ° C sıcaklık aralığı

± 300 kN statik yükleme

± 250 kN dinamik yükleme

Maksimum yükleme kapasitesi 100 kN

Cihazın genel görünümü Resim 7.4’de gösterilmiştir.



(a)



(b)

Resim 7.4. a) Instron 8502 genel görünüm b. Isı ünitesi

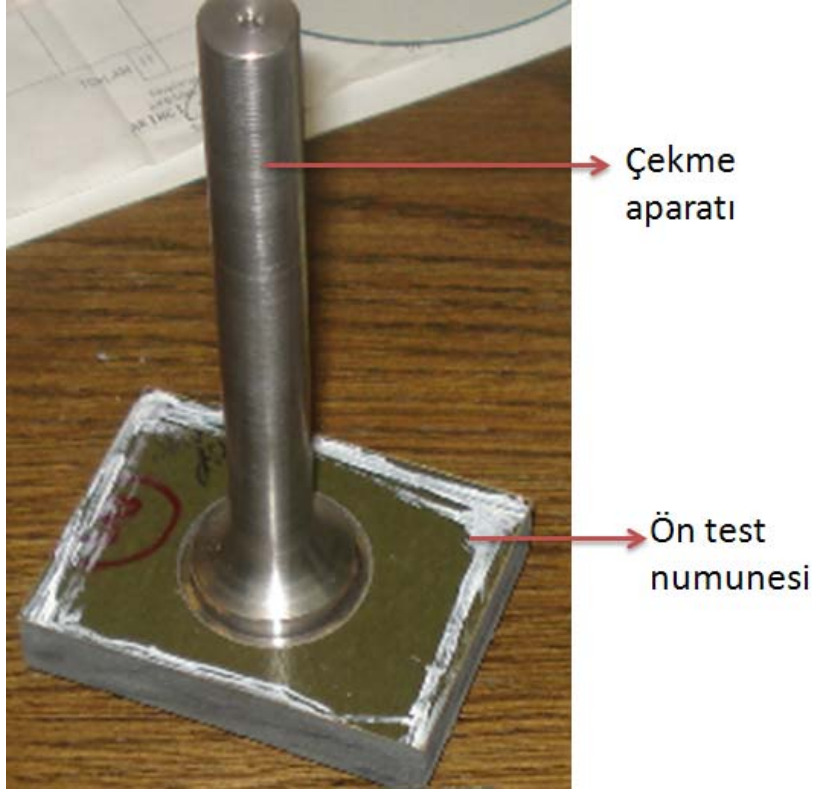


Resim 7.5 Instron 8502 Kontrol ünitesi

7.6.2 Yöntem

Test düzeneğinin alt çenesi sabit tutulmuş, yükleme üst çene hareketi ile gerçekleştirilmiştir. Montajı yapılmış kompozit yapı sabit çeneye tutturulmuş olan destek yapının altına yerleştirilmiştir. Bu destek yapı kompozit yapıyı üstten tamamen destekleyecek şekilde tasarlanmıştır bunun amacı kompozit yapının eğilerek ikincil etkilere neden olması engelleyerek yapıda ikincil yüklemeler oluşmasını önlemektir. Destek parçasının şematik şekli ve resmi Şekil 7.13 ve Resim 7.8. 'de gösterilmiştir. Kompozit yapıya açılacak olan deliğin maksimum çapı $D=35,4$ mm olacağından destek yapının boş kalan kısmı 2D olacak şekilde tasarlanmıştır.

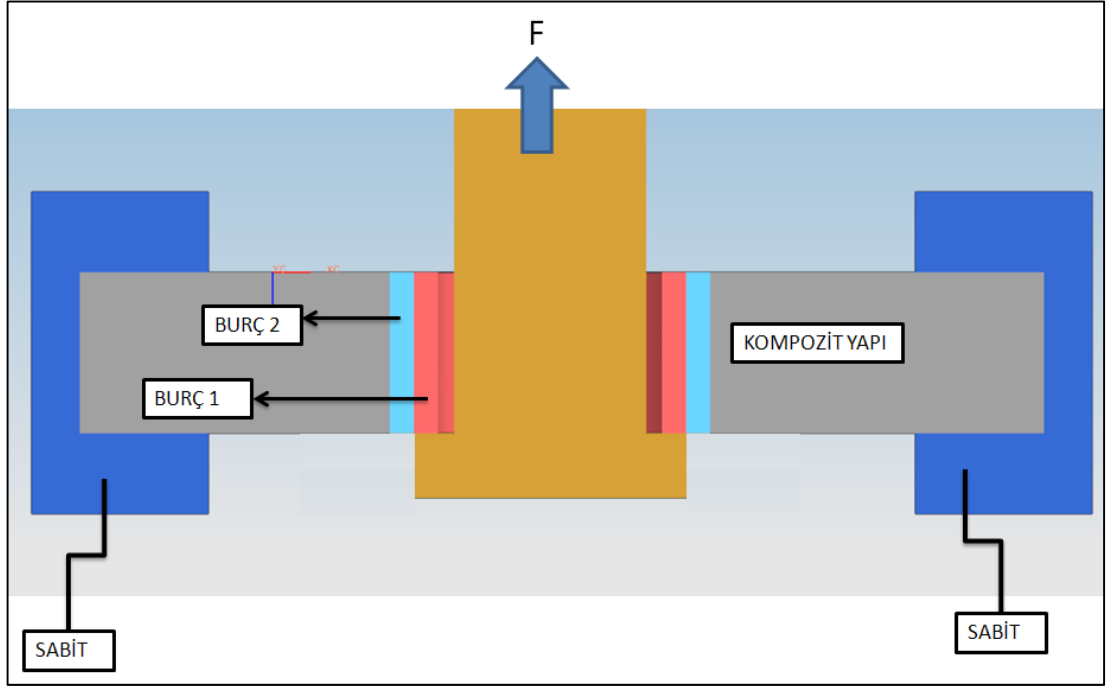
Destek yapısına sabitlenen kompozit yapının içinden tasarlanan bir parça ile iç burç alt yüzeyinden dik yönlü kuvvet uygulanması sağlanmıştır. Tasarlanan parça testlerden önce üretilen numune ile test edilmiştir. Tasarlanan parça ve ön test numunesi Resim 7.6'da gösterilmiştir. Uygulanan kuvvetin test parçası düzlemine dik olmasına dikkat edilmiştir. Testlerde kullanılan düzeneğin şematik gösterimi Şekil 7.11 ve Şekil 7.12'de verilmiştir. Testler ASTM standartlarına göre oda sıcaklığında gerçekleştirilmiştir.



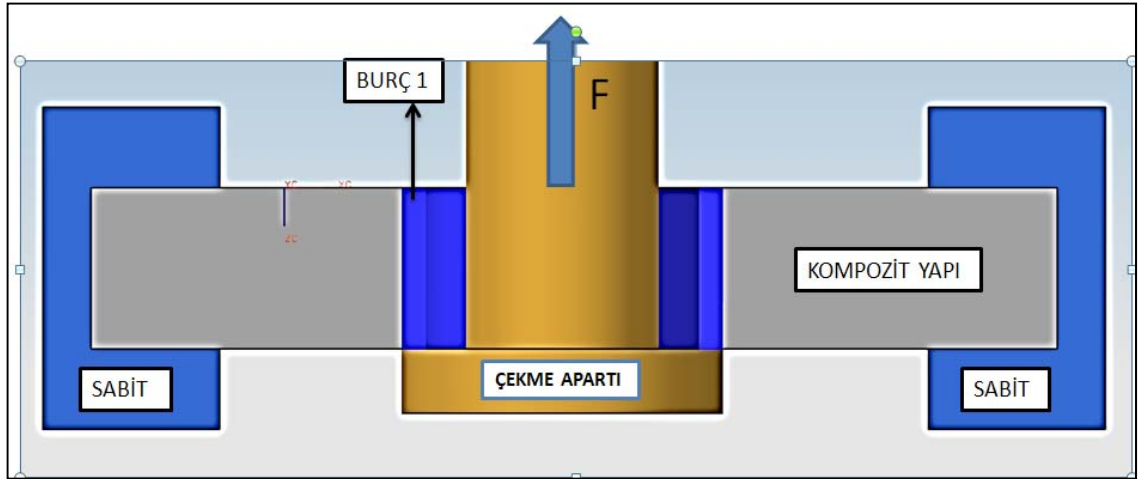
Resim 7.6 Çekme aparatı ve ön test numunesi



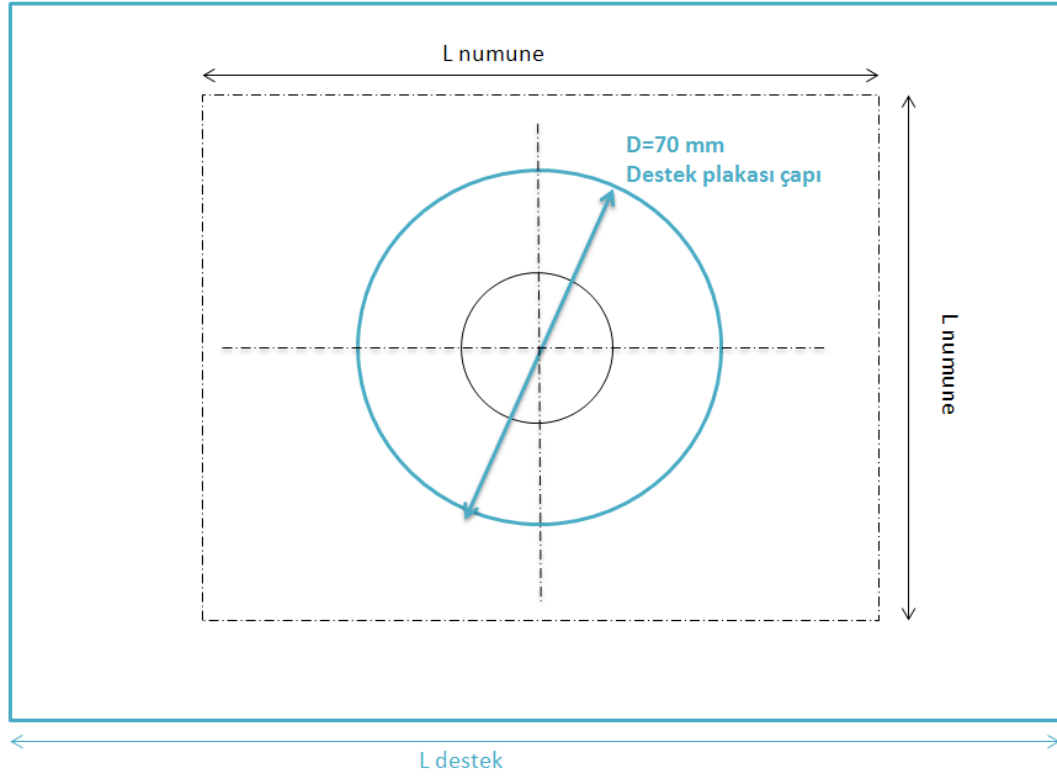
Resim 7.7 Çekme aparatı genel görünüm



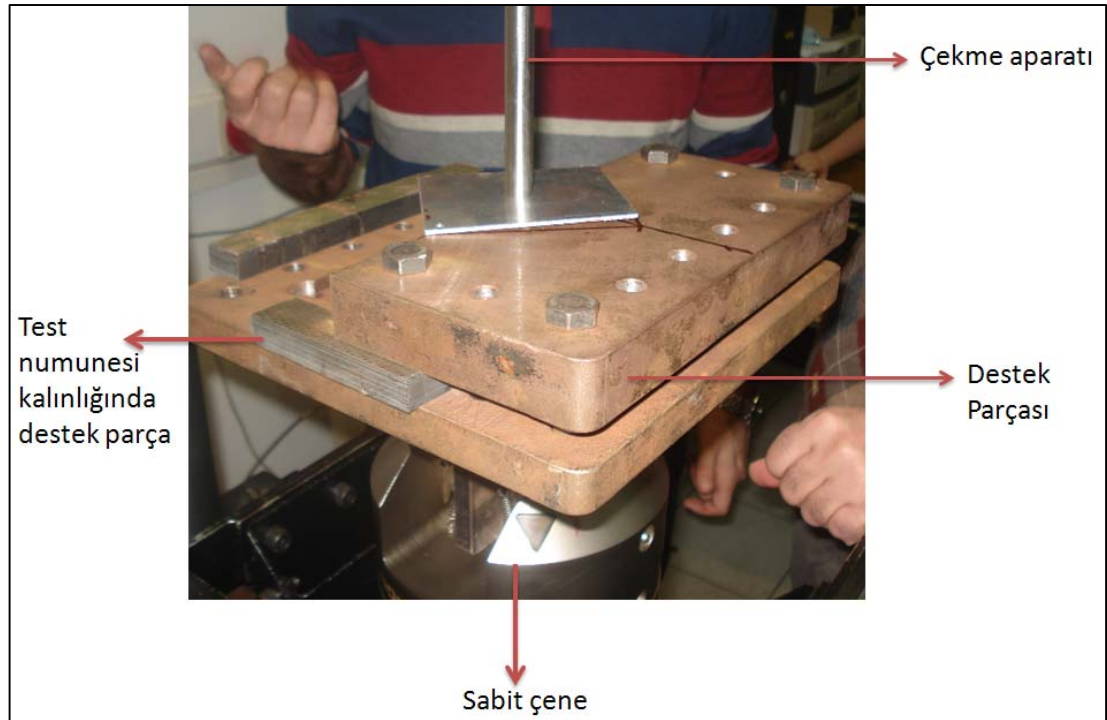
Şekil 7.11. Çift burç kullanılan çekme testi test düzeneği şematik gösterim



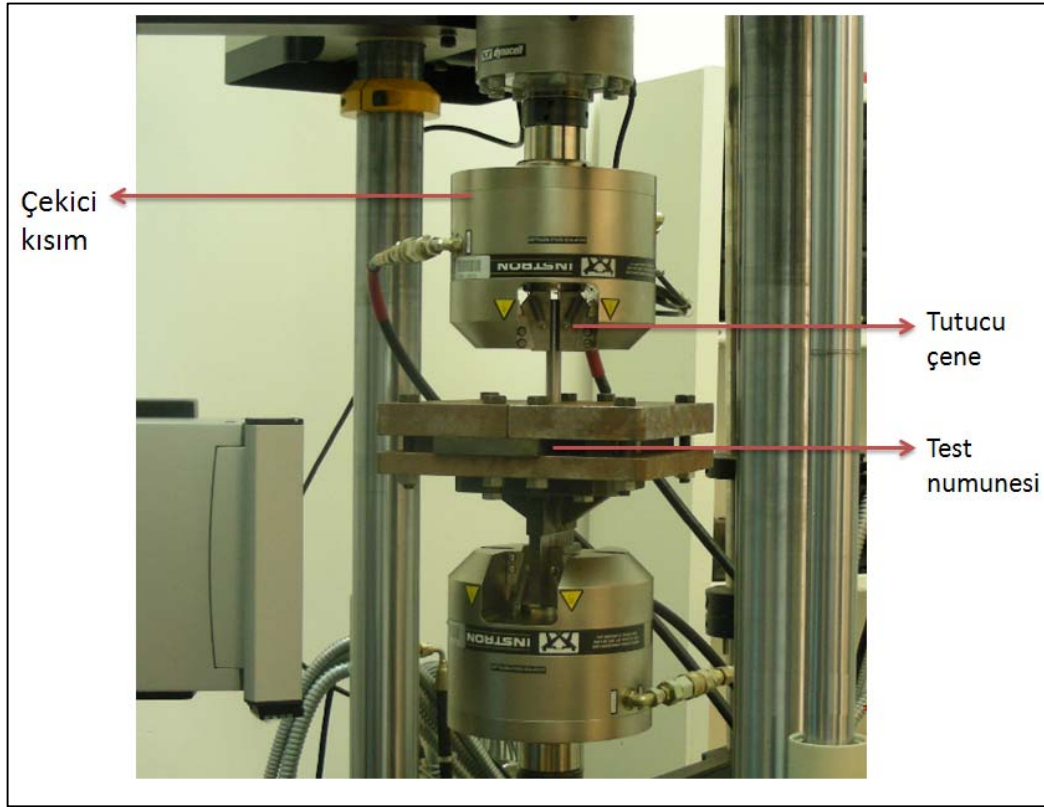
Şekil 7.12. Tek burç kullanılan çekme testi test düzeneği



Şekil 7.13. Destek yapısı şematik gösterim



Resim 7.8. Destek yapı



Resim 7.9. Test düzeneği genel görünüm

7.7 Muayene

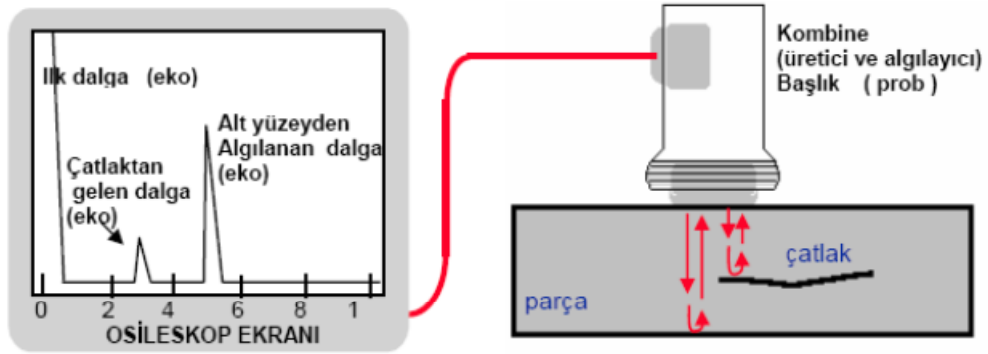
Üretilen burçların ve kompozit malzemenin istenilen toleranslar içinde olup olmadığının kontrolü hassas ölçüm yapabilen koordinat ölçüm makinası (CMM) de ölçülmüştür. Tolerans dışı numuneler test edilmemiş tekrar üretilmiştir. Testlerde verilen toleranslar dâhilinde olan numuneler kullanılmıştır. Örnek bir koordinat ölçüm makinası ait resim Resim 7.10’da verilmiştir.



Resim 7.10 Koordinat ölçüm makinası

Kompozit malzemede üretimden kaynaklı meydana gelebilecek bir hata da delaminasyondur. Numuneler hem delaminasyon hem de farklı hata türlerinin tespit edilebilmesi açısından bir tahribatsız muayene yöntemi olan ultrasonik muayene ile kontrol edilmiştir.

Bu yöntemde muayene yapılacak parça yüzeyine bir noktadan ultrasonik ses dalgaları yolları yapıda bir hata mevcut ise ses dalgalarının boyundan bu hatanın büyüklüğü ve yeri tespit edilebilir. Yöntemin şematik gösterimi Şekil 7.14’de verilmiştir.



Şekil 7.14. Osiloskop ekranının ve muayene edilen parça (örnek)

Burç uygulamasından sonra burçların kompozit yapıda hasar meydana getirip getirmediğinin tespit edilebilmesi için burçlar kulaksız olarak tasarlanmıştır. Yapılan muayene sonucunda kompozit yapıda burç uygulamasından sonra bir hasar tespit edilmemiştir.



Resim 7.11. Ultrasonik muayene cihazı

8. DENEY SONUÇLARI

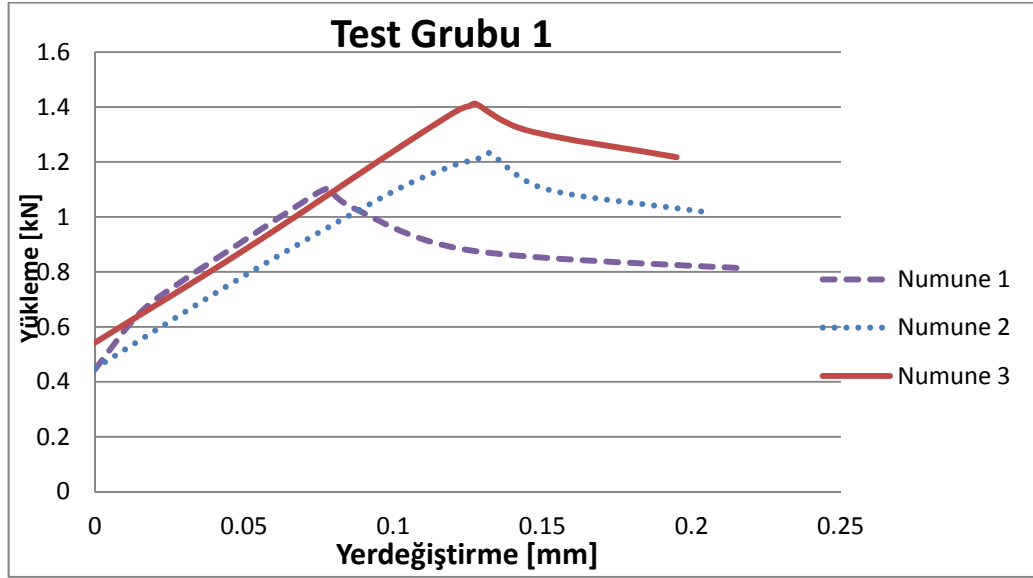
8.1 Test Grubu 1'e Ait Sonuçlar

Bu test grubunda montaj kompozit yapı ve iç içe geçmiş iki adet burçtan oluşmaktadır. Dış burç kompozit yapıya boşluklu geçme olarak montajlanırken, iç burç soğuk geçme olarak montajlanmıştır. Dış burç ile iç burç arasında yapıştırıcı bulunmamaktadır. Çizelge 8.1'de test grubu 1 için yapılan deney sonuçları verilmiştir.

Çizelge 8.1. Test grubu 1'e ait deney sonuçları

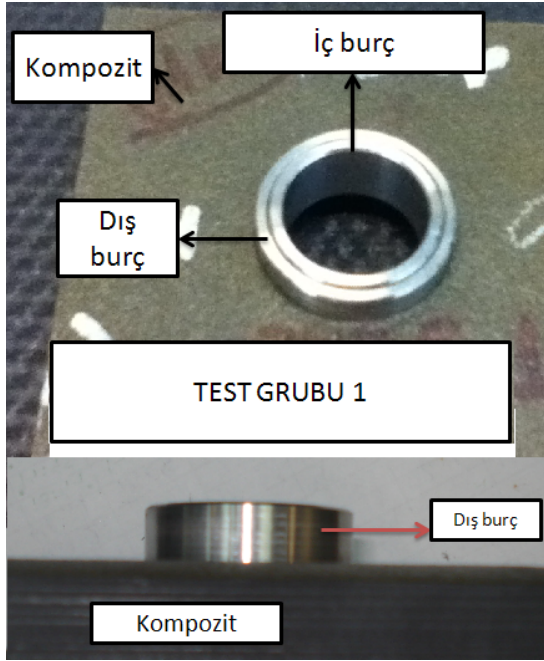
TİP 1		
Numune	Azami Yükleme (kN)	Azami Yerdeğiştirme (mm)
1	1.103	0.074
2	1.233	0.126
3	1.426	0.121
Ortalama	1.254	0.107
Minimum	1.103	0.074
Maksimum	1.426	0.126

Şekil 8.1'de testi gerçekleştirilen test grubu 1' e ait numunelerin yer değiştirmenin yüklemeye göre değişimlerini gösteren grafik verilmiştir.



Şekil 8.1. Test grubu 1'e ait yer değiştirmenin yüklemeye göre değişim grafiği

Şekil 8.1'de verilen grafikten de görüleceği gibi her 3 numune için yer değiştirme belirli bir değere ulaştıktan sonra yükte ani düşme gerçekleşmiştir. Bu durum burcun artık bağlantı içinde hareket ettiğinin göstergesi olup ölçülen azami yüklem değeri test edilen numunedeki bağlantının ilgili yöndeki mukavemetini göstermektedir. Bu ana kadar gerçekleşen yer değiştirmeler numuneye uygulanan yük sonucu ilgili yönde tüm bağlantının birlikte gerçekleştirdiği deformasyondur. Çizelge 8.1'de de verildiği gibi 3 numune içinde azami yüklem 1,426 kN olarak ölçülürken asgari yüklem 1,103 kN olarak ölçülmüştür. Test numunelerinde gözlemlenin içteki burcun değil dıştaki burcun kompozit parçadan çıktığı olmuştur. Bu durum Resim 8.1'de gösterilmiştir. Test grubunun ortalama mukavemet değeri 1.254 kN olarak ölçülmüştür.



Resim 8.1. Test sonucu dış burcun kompozit parçadan çıktığını gösteren resim

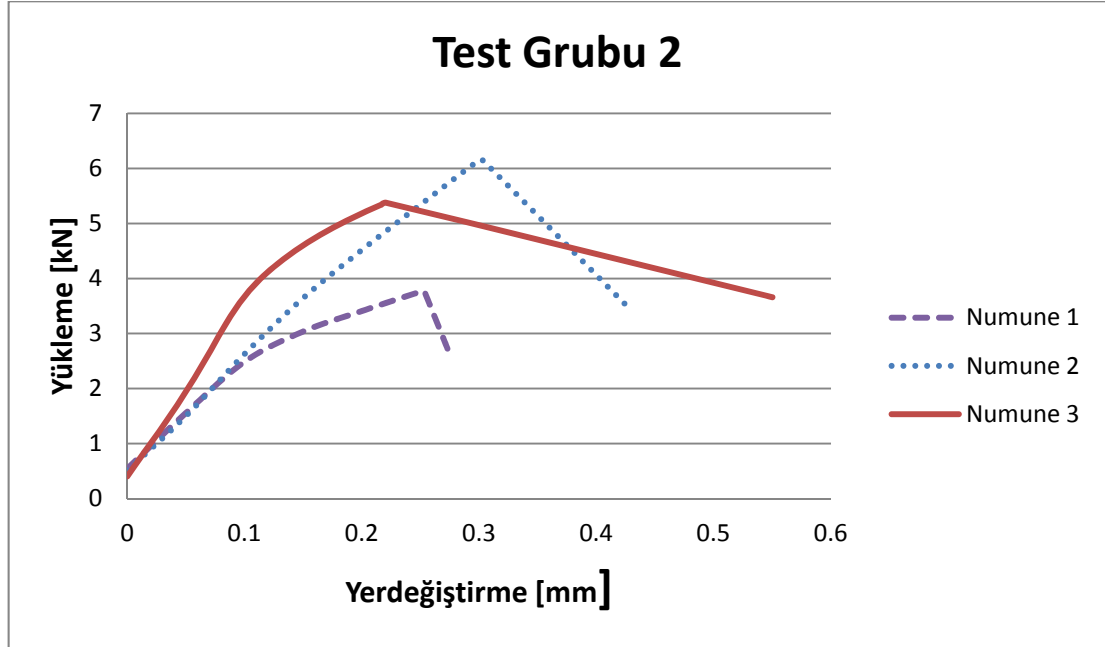
8.2 Test Grubu 2'ye Ait Sonuçlar

Bu test grubunda montaj kompozit yapı ve iç içe geçmiş iki adet burçtan oluşmaktadır. Dış burç kompozit yapıya boşluklu geçme olarak montajlanırken, iç burç soğuk geçme olarak montajlanmıştır. Bu test grubunda “Test Grubu 1” den farklı olarak dış burç kompozit yapıya yapıştırıcı kullanılarak monte edilmiştir. Çizelge 8.2’de yapılan deney sonuçları verilmiştir.

Çizelge 8.2. Test grubu 2’ye ait deney sonuçları

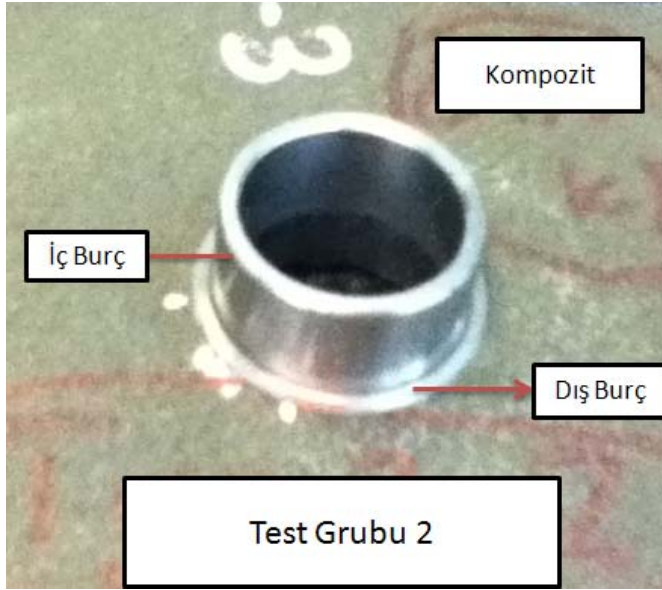
TİP 2		
Numune	Azami Yükleme (kN)	Azami Yer değiştirme (mm)
1	3.834	0.253
2	6.160	0.301
3	5.337	0.217
Ortalama	5.110	0.257
Minimum	3.834	0.217
Maksimum	6.160	0.301

Şekil 8.2’de testi gerçekleştirilen test grubu 2’ e ait numunelerin yer değiştirmenin yüklemeye göre değişimlerini gösteren grafik verilmiştir.



Şekil 8.2 Test grubu 2’ye ait yer değiştirmenin yüklemeye göre değişim grafiği

Her 3 numune için yer değiştirme belirli bir değere ulaştıktan sonra yükte ani düşme gerçekleşmiştir. Bu durum burcun artık bağlantı içinde hareket ettiğinin göstergesidir. Ölçülen azami yüklemeye değeri ise test edilen numunedeki bağlantının ilgili yöndeki mukavemetini göstermektedir. Bu ana kadar gerçekleşen yer değiştirmeler numuneye uygulanan yük sonucu ilgili yönde tüm bağlantının birlikte gerçekleştirdiği toplam deformasyondur. Çizelge 8.2’de de verildiği gibi 3 numune içinde azami yüklemeye 6.16 kN olarak ölçülürken asgari yüklemeye 3.834 kN olarak ölçülmüştür. Test numunelerinde gözlemlenin içteki burcun dıştaki burcun içinden çıktığı olmuştur. Bu durum kompozitte yapılan burç uygulamasında kullanılan yapıştırıcının etkinliğinden kaynaklanmıştır. Test sonrasında çekilen resim Resim 8.2’de verilmiştir. Burada iç burcun yapıdan ayrıldığı açıkça gözükmemektedir. Test grubunun ortalama mukavemet değeri 5.110 kN olarak ölçülmüştür.



Resim 8.2 Test sonucu iç burcun dış burcun içinden çıktığını gösteren resim

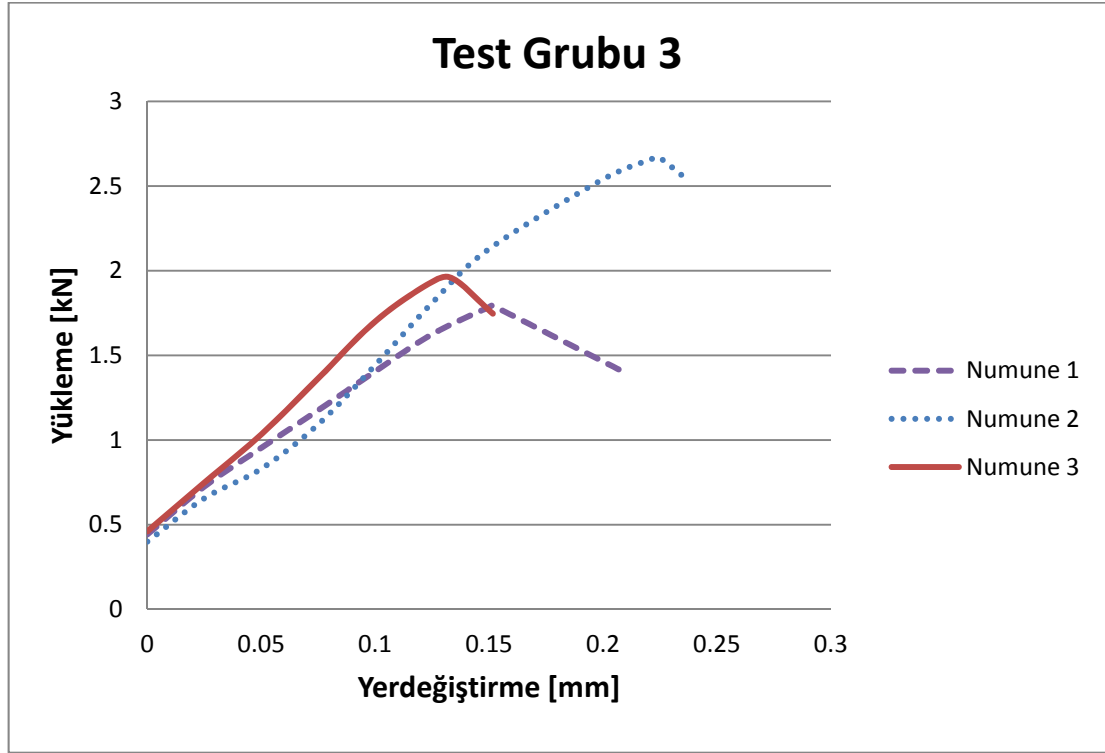
8.3 Test Grubu 3'e Ait Sonuçlar

Bu Test Grubunda tek burç kompozit plakaya soğuk geçme olarak monte edilmiştir. Çizelge 8.3'de yapılan deney sonuçları verilmiştir.

Çizelge 8.3. Test grubu 3'e ait deney sonuçları

TİP 3		
Numune	Azami Yükleme (kN)	Azami Yerdeğiştirme (mm)
1	1.785	0.152
2	2.687	0.221
3	1.974	0.126
<i>Ortalama</i>	2.149	0.166
<i>Minimum</i>	1.785	0.126
<i>Maksimum</i>	2.687	0.221

Test grubu 3' e ait numunelerin yer değiştirmenin yüklemeye göre değişimlerini gösteren grafik Şekil 8.3'te verilmiştir



Şekil 8.3 Test grubu 3’e ait yer değiştirmenin yüklemeye göre değişim grafiği

Şekil 8.3’te verilen grafikten de görüleceği gibi her 3 numune için yer değiştirme belirli bir değere ulaştıktan sonra yükte ani düşme gerçekleşmiştir. Bu durum burcun artık bağlantı içinde hareket ettiğinin göstergesi olup ölçülen azami yüklem değeri test edilen numunedeki bağlantının ilgili yöndeki mukavemetini göstermektedir. Bu ana kadar gerçekleşen yer değiştirmeler numuneye uygulanan yük sonucu ilgili yönde tüm bağlantının birlikte gerçekleştirdiği deformasyondur. Çizelge 8.3’te de verildiği gibi 3 numune içinde azami yüklem 2.687 kN olarak ölçülürken asgari yüklem 1.785 kN olarak ölçülmüştür. Test numunelerinde gözlemlenen monte edilen burcun ilgili yük değerine ulaştıktan sonra kompozit parça içinden çıktığı olmuştur. . Test grubunun ortalama mukavemet değeri 2.149 kN olarak ölçülmüştür.

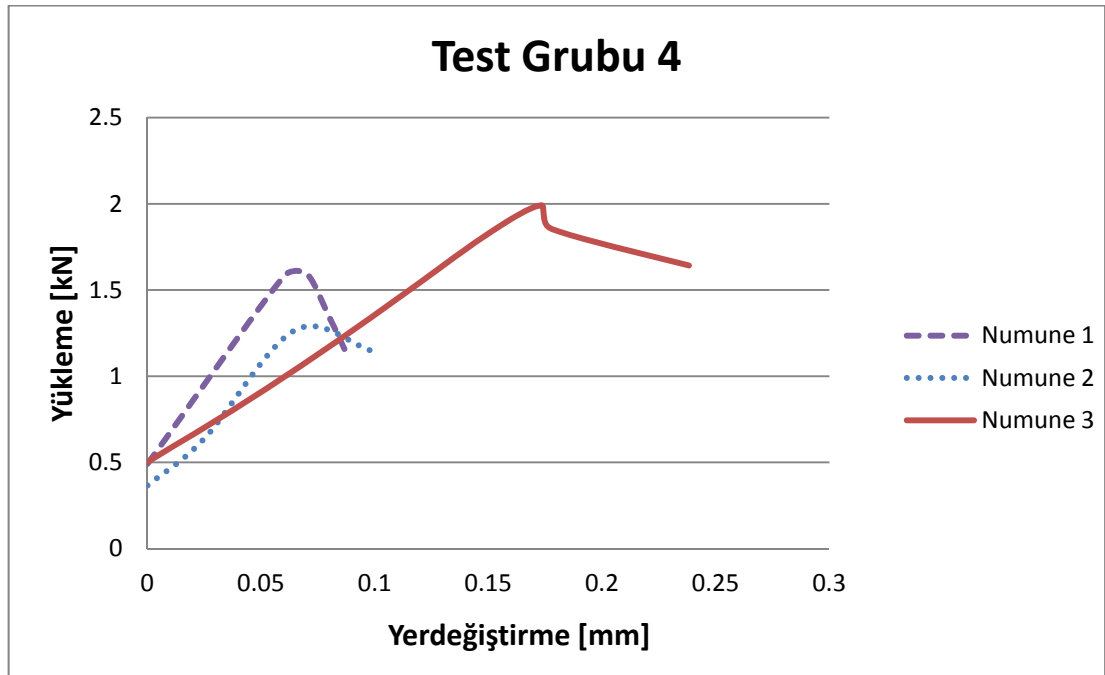
8.4 Test Grubu 4’e Ait Sonuçlar

Bu Test Grubunda tek burç kompozit plakaya pres geçme olarak monte edilmiştir. Çizelge 8.4’te toleranslar içinde üretilen numuneler üzerinde yapılan deney sonuçları verilmiştir.

Çizelge 8.4. Test grubu 4' e ait deney sonuçları

TİP 4		
Numune	Azami Yükleme (kN)	Azami Yerdeğiştirme (mm)
1	1,570	0.071
2	1.267	0.065
3	1.991	0.173
Ortalama	1.609	0.103
Minimum	1.267	0.065
Maksimum	1.991	0.173

Şekil 8.4'de testi gerçekleştirilen test grubu 4' e ait numunelerin yer değiştirmenin yüklemeye göre değişimlerini gösteren grafik verilmiştir.



Şekil 8.4 Test grubu 4' e ait yer değiştirmenin yüklemeye göre değişim grafiği

Her 3 numune de yer değiştirme belirli bir değere ulaştıktan sonra yükte ani düşme gerçekleşmiştir. Bu durum burcun artık bağlantı içinde hareket ettiğinin göstergesi olup ölçülen azami yükleme değeri test edilen numunedeki bağlantının ilgili yöndeki mukavemetini göstermektedir. Bu ana kadar gerçekleşen yer değiştirmeler numuneye

uygulanan yük sonucu ilgili yönde tüm bağlantının birlikte gerçekleştirdiği deformasyondur. Çizelge 8.4’de verildiği gibi 3 numene içinde azami yükleme 1.991 kN olarak ölçülürken asgari yükleme 0.579 kN olarak ölçülmüştür. Test numunelerinde gözlemlenin monte edilen burcun ilgili yük değerine ulaştıktan sonra kompozit parça içinden çıktığı olmuştur. . Test grubunun ortalama mukavemet değeri 1.609 kN olarak ölçülmüştür.

8.5 Sonuçların Değerlendirilmesi

Farklı Montaj yöntemleri ile uygulanan burçların Testler sonucu elde edilen bağlantı mukavemet değerleri bu bölümde özetlenerek çıkan sonuçlar değerlendirilmiştir. Çizelge 8.5’te her test grubu için gerçekleştirilen deneylerin ilgili numuneler için elde edilen azami yükleme ve yer değiştirme sonuçları özetlenmiştir.

Çizelge 8.5. Test grupları için maksimum kuvvet ve o andaki toplam yer değişimi

	Numune #	Maks. Yük.(kN)	Mak. Yük anında yer değiştirme (mm)
Tip 1 Dış Burç boşluklu geçme+iç burç soğuk geçme	1	1,103	0.074
	2	1,233	0.126
	3	1,426	0.121
Tip 2 Dış Burç boşluklu geçme+yapıştırıcı+iç burç soğuk geçme	1	3,834	0.253
	2	6,160	0.301
	3	5,337	0.217
Tip3 Soğuk geçme	1	1,785	0.152
	2	2,687	0.221
	3	1,974	0.126
Tip 4 Pres geçme	1	1,570	0.071
	2	1,267	0.065
	3	1,991	0.173

Çıkan sonuçlar göstermiştir ki tek burç uygulanması durumunda en dayanıklı olan uygulama yöntemi soğuk geçme olmuştur. Tek burç kullanılması durumunda, burcun

kompozit yapıya soğuk geçme olarak montajlanması, aynı toleranslar dahilinde yapıya pres geçme olarak montajlanmasından daha mukavim sonuçlar vermiştir.

İç içe iki burcun kullanıldığı yapıştırıcı kullanılmayan montajda (dıştaki burç boşluklu geçme olarak montajlanırken içteki burç soğuk geçme olarak montajlanmıştır), tek burç olarak dış burcun direk soğuk geçme olarak montajlanması kadar mukavim sonuçlar elde edilmemiştir. Buna ek olarak tip 1 sonucu incelendiğinde, kırımın yine dış burcun yerinden çıkması olarak gözlemlenmesi soğuk geçmenin kayarak geçmeye göre de daha dayanıklı olduğu açıktır.

Ancak iki burç uygulaması, dış burç yapıştırıcı ile desteklendiğinde bu durum tersine dönerek bu uygulamanın diğerlerine göre daha dayanıklı olduğu ortaya çıkmıştır. İç içe iki burcun kullanıldığı test gruplarında (test grubu1- 2) dış burç ile kompozit arasında yapıştırıcı kullanılması yapı dayanımını artırmıştır. Bu testlerde içteki burç yapıdan ayrılırken, yapıştırıcı kullanılmadığı durumda iç ve dış burç birlikte hareket ederek yapıdan ayrılmıştır.

Aynı test grubunda bulunan numuneler arasındaki montaj mukavemet farklarının nedeni olarak, üretilen numunelerin tolerans dâhilinde olması ve kompozit parçada delik açma sonrası herhangi bir delemantasyon gözlemlenememesine rağmen farklı çap değerlerine sahip olmaları düşünülmektedir.

9. SONUÇLARIN DEĞERLENDİRİLMESİ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada karbon prepreg yapıya uygulanan farklı burç uygulama yöntemlerinin mukavemet açısından farkları incelenmiştir. Burç uygulamaları olarak soğuk geçme ve pres geçme çakılan tek burç uygulaması ile iç içe geçen iki adet burç içteki burç soğuk geçme dıştaki burç kayar geçme yapıştırıcılı ve yapıştırıcısız olarak incelenmiştir. Bu çalışmalar sonucunda elde edilen sonuçlar aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

Sonlu elamanlar analizi soncuna göre, çift burçlu yapının, pin bağlantısından yataklama yönünde yüklemeye maruz bırakıldığı durumda tek burçlu yapıya göre kompozite aktarılan yükün daha az olduğu görülmüştür. Sonlu elamanlar analizinden elde edilen sonuçlar Çizelge 9.1’de toplu olarak verilmiştir. Buna göre kompozit yapı üzerindeki yer değiştirme miktarı, iki burç kullanılan montajda, tek burçlu kullanılan montajdan %5 daha yüksektir. Aynı modelde kompozit üzerindeki asal basma gerilmeleri karşılaştırıldığında çift burçlu modelde kompozit üzerindeki gerilme tek burçlu modeldekenden yaklaşık %10 daha azdır. Bunun nedeni olarak çift burç kullanılan montajda temas yüzeylerinde yükün bir kısmının aradaki temas yüzeyi tarafından sönmelenmesi ve yapının esnekliği sayesinde daha az yük aktarılması olarak düşünülmektedir.

Çizelge 9.1 Sonlu elamanlar analizi toplu sonuçlar

F 150(kN)	
	Yer değiştirme (mm)
Tek burçlu montaj	0.271
Çift burçlu montaj	0.26
	Asal basma gerilmesi (Mpa)
Tek burçlu montaj	714
Çift burçlu montaj	778

Camanho ve arkadaşları kompozit yapıya uygulanabilecek bir burç tasarımı ve bu seçilen burcun kullanılması ve kullanılmaması durumunu incelemişler, sonlu elamanlar analizi ile “TİPA”, TİPB” ve “TİPC” olarak 3 farklı burç tasarımı

incelemişlerdir. Yapı sonlu elemanlar analizi yöntemi ile incelenmiştir. Burada tek eksenli bindirmeli yapı çekme yükü altında kesme gerilmesine maruz kalmıştır. Bunun sonucunda en yüksek akma kuvveti olarak incelenen sonuçlar Çizelge 9.2’de verildiği gibi çıkmıştır. Yapılan sonlu elemanlar analizine göre tespit edilen en uygun yöntem deneylerde incelenmiştir.

Çizelge 9.2. Akma yükleri [1].

	Akma yükü(N)
TİP A	441.6
TİP B	346.6
TİP C	115.5

Deneyssel çalışmada burç kullanılan ve kullanılmayan iki farklı durum incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar Çizelge 9.3 ’te verilmiştir Buna göre maksimum yükleme sonuçları karşılaştırıldığında, bur ç kullanılan testlerde % 24,4 bir dayanım artışı görülmüştür.

Çizelge 9.3 Burçlu ve burçsuz bağlantı sonuçları [1].

	Fmax(kN)
BURÇLU BAĞLANTI	12.3
BURÇ KULLANILMAYAN BAĞLANTI	15.3

Yine aynı şekilde 7,5 kN luk yataklama yükü altında iki yapıdaki kırım incelendiğinde, burç kullanılmayan tasarımda daha fazla deformasyon meydana gelmiştir. Bunun nedeni olarak yapıya aktarılan yükün burç kullanılan modelde daha az olması gösterilmiştir. Comanho ve arkadaşlarının çalışması gösteriyor ki yapıda burç kullanılması aktarılan yükün azalmasına ve dayanımın artmasına neden olmaktadır [1].

Camanho ve arkadaşlarının çalışmaları karşılaştırıldığında kompozit yapıda burç kullanımının ve bu kullanılan burç sayısındaki artışın aktarılan yükü azalttığı görülmüştür.

- Çift burçlu montajın -55 °C deki sonuçlarına göre kompozit yapının küçülme miktarı, dış metal burçtan daha az olduğu ve yapının ayrılma eğiliminde olduğu görülmüştür. Bu durumu önlemek için yapıştırıcı kullanımının uygun olduğu düşünülmüştür.

Deney sonuçları karşılaştırıldığında, aynı tolerans ve yükleme koşullarında, yapıştırıcı kullanılan tasarım yapıştırıcı kullanılmayan tasarımdan % 400 lük daha fazla bir dayanıma sahip olduğu görülmüştür.

- Sonlu elamanlar analizi ile deney sonuçları karşılaştırıldığında avantajlı yöntem olarak belirlenen çift burç uygulamasının yapıştırıcı kullanılan tipi en yüksek mukavemeti göstermiştir.
- Kompozite uygulanan burç montajında soğuk geçmenin daha iyi sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir.
- Dış burç montajında yapıştırıcı kullanılması ve burcun kayarak geçme olarak monte edilmesinin, montaj sırasında meydana gelebilecek hataları azaltacağı düşünülmektedir.
- Deney sonuçlarından yola çıkarak, ultrasonik muayene ile kalın yapılarda meydana gelen ufak delaminasyonların tespit edilmesinde güçlük çekildiği düşünülmektedir.

Yapılan bu çalışmalara ek olarak aşağıdaki çalışmalar yapılarak daha fazla sonuç elde edilebilir.

- Farklı kalınlıklar ve dizilimlerde üretilen kompozit numuneler kullanılarak dizilim ve kalınlık etkisinin mukavemete etkisi incelenebilir.
- Yataklama yükü altında deneyler tekrarlanarak montajın ilgili yöndeki mukavemeti test edilebilir.
- Burçlar şapkali olarak üretilerek basma ve çekme testleri yapılarak ilgili yöndeki mukavemetleri ve kulak etkisi incelenebilir.

- Çift burçlu uygulamanın eksenel ve rotasyonel yönlerdeki yüklemeler altında yapısal mukavemeti test yardımı ile gerçekleştirilebilir. Testlerden elde edilen sonuçlar sonlu elemanlar modeli ile karşılaştırılarak modelin doğrulanması sağlanabilir. Doğrulanmış model ve modelleme tekniği farklı tasarımlarda da kullanılabilir.

KAYNAKLAR

1. Camanho P.P., Tavares C.M.L., Oliveira R. de, Marques A.T., Ferreira A.J.M., “Increasing the efficiency of composite single-shear lap joints using bonded inserts”, *Elsevier Composites*, Part B 12;372–383 (2005)
2. Özer D. ve Özbay M. “Düzlemsel yüklenmiş ortasında dairesel delik bulunan kompozit plakta oluşan elastik gerilmelerin sonlu elamanlar yöntemi ile analizi”, *Gazi Üniv. Müh. Mim. Fak. Der.* 6; 51-57, (2004)
3. Viisoreanu A, Ph.D., Wadolkowski K., “Particularities of single shear pin joints modeling for Msc/NASRAN” www.mssoftware.com/support/library/conf/amuc98/p03898.pdf (1997)
4. Derewońko A. M., “Three dimensional modeling of the pin joint method using typical finite elements”, *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering*, 70-86, (2004)
5. Kelly G., “Load transfer in hybrid(bonded/bolted) composite single-lap joints”, *Elsevier Composite Structures* 8;35–43(2005)
6. McCarthy M.A., Lawlor, V.P. Stanley W.F., McCarthy C.T.,” Bolt-hole clearance effects and strength criteria in single-bolt, single-lap, composite bolted joints”, *Composites Science and Technology* , 16;1415–143 (2002)
7. Abrate, S., “Impact on laminated composite materials:recent advances”, *Applied Mechanical Reviews*, 47 (11), 517-544 (1994)
8. Abrate, S., “Impact on composite structures”, Cambrige: *Cambridge University Pres*, NewYork ,3-550 (1998)
9. Aktaş, M., Karakuzu, R., Arman, Y., “Compression-after impact behavior of laminated composite plates subjected to low velocity impact in high temperatures”, *Journal of Composite Structure*, 77-82 (2008)
10. Kaw, A.K., “*Mechanics of Composite Materials*”, ", New York, 30-120 (1997).
11. Jones, R.M., “Mechanics Of Composite Materials, 2nd ed.”, *Virginia Politechnic Institute and State University*, Virginia, 2-66 (1998).
12. Şahin, Y. “Kompozit malzemelere giriş 2. baskı”, *Seçkin Yayınevi*, Ankara, 30-150, (2006)
13. Cürgül, İ., “Makine Elemanları Cilt I”, *Kocaeli Üniversitesi Yayınları*, Kocaeli, 40-44,274-285, (1997)

14. Rende, H., “Makine Elemanları”, *Seç Yayın Dağıtım*, İstanbul, ss 447 (2000)
15. Taşkiran C., “Tabakalı kompozit levhaların sıcaklığa bağlı düşük enerjili darbe davranışlarının incelenmesi” doktora tezi, *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü* ,Ankara 19-80 (2010)
16. Dursun, T., “ Cıvata Bağlantılı Tabakalı Kompozit Levhalarda Hasar Analizi”, Doktora tezi, *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü* ,Ankara 15- 35, (2006)
17. Mazumdar, S.K., “Composite manufacturing, materials, product and process engineering”, *CRS Press*, Florida, 30-32, 129, 159- 173 (2002)
18. Swanson, S.R., “Introduction to design analysis with advanced composite materials”, *Prentice-Hall Inc.*, New Jersey, 11-14, 8,10 (1997)
19. Kayrak, M.A., “Havacılık Kompozitleri ve Mukavemet-Maliyet Analizleri”, *Anadolu Ün. Yay.*, Eskişehir, 1-39s (1999)
20. MSC.Patran, “Reference Manual”, *MSC.Software* , (2007)
21. MSC MD NASTRAN, “Quick Reference Guide”, *MSC.Software*, (2006)
22. Metallic Materials and Elements For Aerospace Vehicle Structures, *Military Handbook*, 480-490, (2005)

EKLER

EK-1 EA 9394 Yapıştırıcı özellikleri

**Hysol® EA 9394****Epoxy Paste Adhesive**

Henkel Corporation
Aerospace Group
2850 Willow Pass Road
P.O. Box 312
Bay Point, CA 94565 USA
925.458.8000
Fax: 925.458.8030
www.aerospace.henkel.com

Description

Hysol EA 9394 is a two-part structural paste adhesive, which cures at room temperature and possesses excellent strength to 350°F/177°C and higher. Its thixotropic nature and excellent high temperature compressive strength also make it ideal for potting, filling and liquid shim applications. Hysol EA 9394 is qualified to MMM-A-132 Rev A, Type I, Class 3.

The mechanical properties in this data sheet are also valid for Hysol EA 9394S. Hysol EA 9394S is only available in Semkits and differs from Hysol EA 9394 as it has 1 part less thixotrope in the Part B to aid packaging. All other mechanical and handling properties similar.

Features

Room Temperature Cure
Good Gap Filling Capabilities
350°F/177°C Performance
Potting Material
Room Temperature Storage
Outstanding Mechanical Properties
Long Pot Life
Low Toxicity

Uncured Adhesive Properties

	<u>Part A</u>	<u>Part B</u>	<u>Mixed</u>
Color	Gray	Black	Gray
Viscosity, 77°F	4000-8000 Poise	200-700 Poise	1600 Poise
Brookfield, HBT	Spdl 7 @ 20 rpm	Spdl 4 @ 20 rpm	Spdl 5 @ 20 rpm
Viscosity, 25°C	400-800 Pa·S	20-70 Pa·S	160 Pa·S
Brookfield, HBT	Spdl 7 @ 2.09 rad/sec	Spdl 4 @ 2.09 rad/sec	Spdl 5 @ 2.09 rad/sec
Density (g/ml)	1.50	1.00	1.36

Shelf Life from date of
shipment

@ <77°F/25°C

1 year

1 year

This material will normally be shipped at ambient conditions, which will not alter our standard warranty, provided that the material is placed into its intended storage upon receipt. Premium shipment is available upon request.

EK-1 (Devam) EA 9394 Yapıştırıcı özellikleri

Handling

Mixing - This product requires mixing two components together just prior to application to the parts to be bonded. Complete mixing is necessary. The temperature of the separate components prior to mixing is not critical, but should be close to room temperature (77°F/25°C).

<u>Mix Ratio</u>	<u>Part A</u>	<u>Part B</u>
By Weight	100	17

Note: Volume measurement is not recommended for structural applications unless special precautions are taken to assure proper ratios.

Pot Life (450 gm mass) 90 minutes
Method - ASTM D 2471 in water bath.

Application

Mixing - Combine Part A and Part B in the correct ratio and mix thoroughly. **THIS IS IMPORTANT!** Heat buildup during or after mixing is normal. Do not mix quantities greater than 450 grams as dangerous heat buildup can occur causing uncontrolled decomposition of the mixed adhesive. **TOXIC FUMES CAN OCCUR, RESULTING IN PERSONAL INJURY.** Mixing smaller quantities will minimize the heat buildup.

Applying - Bonding surfaces should be clean, dry and properly prepared. For optimum surface preparation consult the Hysol Surface Preparation Guide. The bonded parts should be held in contact until the adhesive is set. Handling strength for this adhesive will occur in 24 hours @ 77°F/25°C, after which the support tooling or pressure used during cure may be removed. Since full bond strength has not yet been attained, load application should be small at this time.

Note: Special precautions are recommended to minimize carbonate formation in large assemblies subject to extended open times in humid environments. A special memo is available upon request from Henkel providing users with suggestions for minimizing carbonate formation.

Curing - Hysol EA 9394 may be cured for 3 to 5 days @ 77°F/25°C to achieve normal performance. Accelerated cures up to 200°F/93°C (for small masses only) may be used as an alternative. For example, 1 hour @ 150°F/66°C will give complete cure.

Cleanup - It is important to remove excess adhesive from the work area and application equipment before it hardens. Denatured alcohol and many common industrial solvents are suitable for removing uncured adhesive. Consult your supplier's information pertaining to the safe and proper use of solvents.

Bond Strength Performance

Tensile Lap Shear Strength - tested per ASTM D1002 after curing for 5 days @ 77°F/25°C. Adherends are 2024-T3 bare aluminum treated with phosphoric acid anodized per ASTM D3933.

<u>Test Temperature, °F/°C</u>	<u>Typical Results</u>	
	<u>psi</u>	<u>MPa</u>
-67/-55	3,300	22.7
77/25	4,200	28.9
180/82	3,000	20.7
200/93	2,900	20.0
250/121	2,300	15.8
300/149	1,600	11.0
350/177	1,200	8.3
400/204	600	4.1

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : BAKIR, Gazi Serten
 Uyruğu : T.C.
 Doğum tarihi ve yeri : 13.08.1983 / Ankara
 Medeni hali : Bekar
 Telefon : 0 (533) 267 95 98
 e-mail : gazibakir@gmail.com

Eğitim	Eğitim Birimi	Mezuniyet Tarihi
Lisans	Gazi Üniversitesi/ Makine Müh.	2008
Lise	Kılıçarslan Lisesi, Ankara	2001

İş Deneyimi

(Ay/Yıl)	Yer	Görev
07.2008-...	TUSAŞ Havacılık ve Uzay Sanayi	Tasarım Mühendisi

Yabancı Dil

İngilizce
 İspanyolca

Hobiler

Tiyatro, Müzik, RC Araçlar