İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

POLİMER ESASLI HELİKOPTER ROTOR PALASI İMALATI VE MEKANİK ÖZELLİKLERİNİN TESPİTİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mak. Müh. Metin CEBE

Anabilim Dalı : MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ

Programı : MALZEME VE İMALAT

HAZİRAN 2007

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

POLİMER ESASLI HELİKOPTER ROTOR PALASI İMALATI VE MEKANİK ÖZELLİKLERİNİN TESPİTİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Mak. Müh. Metin CEBE
503041321

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 07 Mayıs 2007
Tezin Savunulduğu Tarih : 11 Haziran 2007

Tez Danışmanı : Doç. Dr. Haydar LİVATYALI
Diğer Jüri Üyeleri Doç. Dr. Halit S. TÜRKMEN
Yrd. Doç. Dr. Celalettin ERGUN

HAZİRAN 2007

ÖNSÖZ

Bu çalışmanın gerçekleştirilmesinde değerli bilgi ve yardımlarıyla her zaman büyük desteğini gördüğüm hocam Doç. Dr. Haydar LİVATYALI'ya,
Mekanik deneylerin gerçekleştirilmesi esnasında yardımlarını esirgemeyen hocam Yrd. Doç. Dr. Turgut GÜLMEZ'e,
Kompozit panellerin imalatında tüm teknik desteği sağlayan Türk Hava Yolları Bakım Merkezi Kompozit Atölye Şefi Münir Yafay'a, Başteknisyenler Dursun Bayraklı, Emrah Özdemir'e ve atölyenin değerli teknisyenlerine,
Panellerden numune kesimi için fabrikasının kapılarını açan Makine Mühendisi Kemal Çilo'ya ve teknisyen Emre Akan'a,
Deney aparatlarını ve numune saplarını imal eden Makina Malzemesi ve İmalat Teknolojisi Anabilim Dalı Teknisyenleri Sami Fidanlı (emekli) ve Osman Çelebi'ye,
Strain gage deneylerinde her türlü teknik desteği sağlayan ve yardımlarını esirgemeyen öğretim görevlisi Dr.Ergün Bozdağ ve Araştırma Görevlisi Emin Sünbüloğlu'na,
Tüm öğrenim hayatım boyunca benim için her türlü fedakârlığı yapan, gösterdikleri destek, sabır ve özveriyle beni bugünlere getiren aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

HAZİRAN 2007 METİN CEBE

İÇİNDEKİLER

KISALTMALAR **v**
TABLO LiSTESi **vi**
ŞEKİL LİSTESİ **vii**
ÖZET **xi**
SUMMARY **xii**

1. GİRİŞ **1**
1.1. Tez Çalışmasının Arka Planı **1**
1.2. Tezin İçeriği **2**

2. HELİKOPTER ROTOR PALALARI **4**
2.1. Helikopter Genel Prensipleri 4
2.2. Helikopter Rotor Palalarının Sınıflandırılması ve Tarihsel Gelişimi 8

3. KOMPOZİT ROTOR PALASI ÇEŞİTLERİ VE İMALAT YÖNTEMLERi16
3.1. Panel Yapıya Sahip Palalar ve Imalat Yöntemi 16
3.2. Çok Odacıklı Keside Sahip Palalar ve İmalat Yöntemi 19
3.3. Modüler Yapıya Sahip Palalar ve İmalat Yöntemi 26

4. KOMPOZİT MALZEMELER **33**
4.1. Elyaf Malzemeler 34
4.2. Matris (Reçine) Malzemeler 39
4.2.1. Termoplastik Reçineler 39
4.2.2. Termoset Reçineler 40
4.2.2.1 Epoksi Reçineler 40
4.2.3. Reçinelerden Beklenen Özellikler 41
4.2.3.1. Fiziksel ve Kimyasal Özellikler 41
4.2.3.2. Mekanik Özellikler 42
4.2.4. Termoset Reçinelerin Termoplastik Reçinelere Göre Avantajları 42
4.2.5. Termoset Reçinelerin Termoplastik Reçinelere Göre Dezavantajları 43

5. DELAMİNASYON HASARI **45**

6. AMAÇLAR VE YAKLAŞIM **52**
6.1. Amaçlar 52
6.2. Proje Aşamaları 52
6.3. Malzeme ve Yöntem 53
6.3.1 Serme İşlemi 55

6.3.2. Vakuma Alma İşlemi 57
6.3.3. Isı Verme İşlemi 59
6.3.4. Numunelerin Kesilmesi 59
6.3.5. Tek Eksenli Çekme Deneyi 61
6.3.6. Üç Ve Dört Noktadan Eğme Deneyleri 62
6.3.7. Streyn Geyç Deneyi 63
6.3.8. Yapılan Ölçümler 64
6.3.9. Ek Deneyler 65

7. DENEY SONUÇLARININ DEĞERLENDİRİLMESİ 66
7.1. Tek Eksenli Çekme Deneyi Sonuçları 66
7.1.1. Cam Numuneler İçin Deney Sonuçları 66
7.1.2. Karbon Numuneler İçin Deney Sonuçları 70
7.2. Üç ve Dört Noktadan Eğme Deneyi Sonuçları 74
7.2.1. Cam Numuneler İçin Deney Sonuçları 74
7.2.2. Karbon Numuneler İçin Deney Sonuçları 81
7.3. Strain Gage Deney Sonuçları 86
7.4. Ek Deneyler 89
7.4.1. Karbon Numuneler İçin Çekme Deney Sonuçları (ASTM D638) 89
7.4.2. Karbon Numuneler İçin Çekme Deney Sonuçları (ASTM D3039) 92

8. SONUÇLAR ve ÖNERİLER 94

KAYNAKLAR 99

ÖZGEÇMİŞ 101

KISALTMALAR

FRP **:** Fiber Reinforced Plastics
TP **:** Thermoplastic
TS **:** Thermoset
ASTM **:** American Standards of Testing and Materials
CSM **:** Chopped Strand Mat
CTP **:** Cam Takviyeli Plastik
SEM **:** Scanning Electron Microscobe

TABLO LİSTESİ

Sayfa No

Tablo 6.1 **:** Kullanılan malzemelerin özellikleri..... 53
Tablo 6.2 **:** Tez için imal edilen numunelerin kod numaraları…..... 54

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 2.1	**:**	Tipik bir asimetrik kanat profili (airfoil).....	5
Şekil 2.2	**:**	Simetrik ve asimetrik kanat profilleri.....	5
Şekil 2.3	**:**	Uçak pervanesi ve helikopter rotor palası.....	6
Şekil 2.4	**:**	Sikorsky S-92 kuyruk rotor palası kesit görünüşü.....	7
Şekil 2.5	**:**	Mil Mi-1 helikopteri ve ahşap ana rotor palası.....	8
Şekil 2.6	**:**	Mil Mi-4 helikopteri ve metal ana rotor palası.....	9
Şekil 2.7	**:**	Hughes-500 helikopteri ve ana rotor palası kesidi (C-spar)…….	10
Şekil 2.8	**:**	Mil Mi-8 helikopteri ve ana rotor palası kesidi (D-spar).....	10
Şekil 2.9	**:**	Boeing CH-47 helikopteri ve ana rotor palası kesidi (D-spar).....	10
Şekil 2.10	**:**	Mil Mi-28 helikopteri ve karma ana rotor palası kesidi.....	11
Şekil 2.11	**:**	Bir oto ciro ve tamamen alüminyumdan üretilen rotor palası.....	12
Şekil 2.12	**:**	Hasar gören modüler palaların onarımı.....	14
Şekil 2.13	**:**	Metal palada görülen galvanik korozyon.....	15
Şekil 3.1	**:**	Panel yapıdan oluşan palaların imalat işlemi (A) Yüzey kaplamasının serilmesi, (B) Sparın yerleştirilmesi, (C ve D) Balpeteğinin yerleştirilmesi, (E) Pala yarılarının yapıştırılması...	18
Şekil 3.2	**:**	Ek yeri kapağı ve aşınma plakasının montajı.....	19
Şekil 3.3	**:**	Çok odacıklı keside sahip bir pala.....	20
Şekil 3.4	**:**	Farklı spar yapısına sahip bir pala.....	20
Şekil 3.5	**:**	Şekil 3.4'deki palanın yakınlaştırılmış hücum kenarı.....	20
Şekil 3.6	**:**	Spar kutusu detay görünüşü.....	21
Şekil 3.7	**:**	Alt yüzey kaplamasının kalıba serilmesi.....	22
Şekil 3.8	**:**	Elastik mandrellerin yerleştirilmesi.....	23
Şekil 3.9	**:**	Spar kutusunun oluşturulması.....	24
Şekil 3.10	**:**	Karbon pre-preg malzemenin serilmesi.....	24
Şekil 3.11	**:**	Üst kalıba serme işlemi.....	25
Şekil 3.12	**:**	Kalıpların ve uç kapağının kapatılması.....	25
Şekil 3.13	**:**	Elastik mandrellerin çıkarılması.....	26
Şekil 3.14	**:**	Modüler pala imalatında kullanılan kalıp.....	26
Şekil 3.15	**:**	Modüler yapıya sahip pala kesidi.....	28
Şekil 3.16	**:**	Modüler yapıya sahip pala……	28
Şekil 3.17	**:**	Balpeteği sandviç yapı.....	29
Şekil 4.1	**:**	Farklı elyaf biçimleri.....	34
Şekil 4.2	**:**	(a) Dokunmuş haldeki kumaş takviye malzemesinin reçine emdirilmeden önceki SEM fotoğrafı (b) aynı kumaşın kesit görünüşü……	36
Şekil 4.3	**:**	0/90º teyp malzemesinin gerilme-birim şekil değişimi grafiği.....	37
Şekil 4.4	**:**	Elyafların özgül mekanik özellikleri….....	37
Şekil 4.5	**:**	Metalik malzemelerin tipik gerilme-birim şekil değişimi grafiği.....	38

Şekil 4.6 : Tek yönlü kompozit malzemelerin tipik gerilme-birim şekil değişimi grafiği..... 39
Şekil 4.7 : Termoplastik ve termoset reçinelerin sıcaklıkla viskozite değişimi..... 44
Şekil 5.1 : Enine çarpma sonrasında tabaka ara yüzeylerinde oluşan delaminasyon bölgeleri 46
Şekil 5.2 : Kompozit numunenin tabaka yönlenmesi ve delaminasyonların kalınlık boyunca yerleşimi..... 47
Şekil 5.3 : Kumaş takviyeli tabakalı kompozit malzemelerde çatlak ilerlemesinin şematik gösterimi..... 49
Şekil 5.4 : Eğilme deneyi sonrasında elde edilmiş delaminasyon çatlağının taramalı akustik mikroskop görüntüsü..... 50
Şekil 5.5 : Kumaş takviyeli ve tek yönlü takviyeli kompozit malzemelerde plastik bölgenin karşılaştırılması..... 51
Şekil 6.1 : Karbon kumaşta şablonlarla yönlenmelerin belirlenmesi (a) şablon, (b) karbon kumaş…….. 55
Şekil 6.2 : Karbon kumaşa reçine emdirilmesi..... 56
Şekil 6.3 : Vakum işleminden önce uygun yönlenmede serilmiş kumaşlar... 56
Şekil 6.4 : Vakum torbası bileşenleri..... 57
Şekil 6.5 : Vakum portu..... 58
Şekil 6.6 : Vakum torbasına alınmayı bekleyen serilmiş kumaşlar..... 58
Şekil 6.7 : Vakum torbasına alınmış plakalar ve manometre..... 58
Şekil 6.8 : Vakuma alınmış plakalara ısı emdirilmesi..... 59
Şekil 6.9 : Aşındırıcılı su jeti ile panellerin kesilmesi..... 60
Şekil 6.10 : Fırın içerisinde numunelere pleksiglas sapların yapıştırılması..... 60
Şekil 6.11 : Tek eksenli cam elyaf çekme deney numunesi (ASTM D638).... 61
Şekil 6.12 : ASTM D3039 standardına uygun olarak hazırlanan saplı çekme deney numunesi…… 61
Şekil 6.13 : Tek eksenli çekme deneylerinin yapıldığı Shimadzu AG-IS çekme cihazı..... 62
Şekil 6.14 : Üç ve dört noktdana eğme deneyi aparatları.....…… 62
Şekil 6.15 : Üç ve dört noktadan eğme deneyi aparat boyutları…….. 63
Şekil 6.16 : Strain gage yapıştırılmış dört noktadan eğme deney numuneleri. 63
Şekil 6.17 : Strain gage ile yapılan dört noktadan eğme deneyi……..… 64
Şekil 7.1 : 0° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği..... 67
Şekil 7.2 : ±45° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği..... 67
Şekil 7.3 : 90° eksenden çıkartılmış cam numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği..... 67
Şekil 7.4 : Cam elyaf numunelerin (çekme) elastiklik modülleri..... 68
Şekil 7.5 : Cam elyaf numunelerin çekme dayanımları..... 69
Şekil 7.6 : 0 ve 90° derece eksenden çıkartılmış cam elyaf numunelerin deney sonrası fotoğrafı..... 70
Şekil 7.7 : ±45° derece eksenden çıkartılmış cam elyaf numunelerin deney sonrası fotoğrafı..... 70
Şekil 7.8 : 0° eksenden çıkartılmış karbon numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği..... 71
Şekil 7.9 : ±45° derece eksenden çıkartılmış karbon numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği..... 71

Şekil 7.10 : 90° eksenden çıkartılmış karbon numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği..... 71
Şekil 7.11 : Karbon elyaf numunelerin elastiklik modülleri-D3039...…… 72
Şekil 7.12 : Karbon elyaf numunelerin çekme dayanımları .....…… 73
Şekil 7.13 : 0 ve ±45° eksenden çıkartılmış delaminasyonlu karbon numunelerin deney sonrası hasarı..... 74
Şekil 7.14 : 0 ve ±45° eksenden çıkartılmış delaminasyonsuz karbon numunelerin deney sonrası hasarı..... 74
Şekil 7.15 : 0(90)° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin üç noktadan eğme deney grafiği…… 76
Şekil 7.16 : ±45° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin üç noktadan eğme deney grafiği…… 76
Şekil 7.17 : Cam elyaf numunelerin eğme (elastiklik) modülleri (üç noktadan eğmede)……. 77
Şekil 7.18 : Cam elyaf numunelerin eğme dayanımları (üç noktadan eğmede)…… 77
Şekil 7.19 : 0(90)° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin dört noktadan eğme deney grafiği…… 79
Şekil 7.20 : ±45° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin dört noktadan eğme deney grafiği…… 79
Şekil 7.21 : Cam elyaf numunelerin dört nokta eğme modülleri……. 79
Şekil 7.22 : Cam elyaf numunelerin dört nokta eğme dayanımları.……. 80
Şekil 7.23 : Üç ve dört noktadan eğme deneyi sonrası delaminasyonsuz cam elyaf numune fotoğrafları…….. 80
Şekil 7.24 : Üç ve dört noktadan eğme deneyi sonrası delaminasyonlu cam elyaf numune fotoğrafları…….. 80
Şekil 7.25 : 0(90)° eksenden çıkartılmış karbon elyaf numunenin üç noktadan eğme deney grafiği…… 82
Şekil 7.26 : ±45° eksenden çıkartılmış karbon elyaf numunenin üç noktadan eğme deney grafiği…… 82
Şekil 7.27 : Karbon elyaf numunelerin eğme modülleri (üç noktadan eğmede)……..…. 82
Şekil 7.28 : Karbon elyaf numunelerin eğme dayanımları (üç noktadan eğmede)……..…. 83
Şekil 7.29 : 0(90)° eksenden çıkartılmış karbon elyaf numunenin dört noktadan eğme deney grafiği…… 83
Şekil 7.30 : ±45° eksenden çıkartılmış karbon elyaf numunenin dört noktadan eğme deney grafiği…… 84
Şekil 7.31 : Karbon elyaf numunelerin eğme modülleri (dört noktadan eğmede)……..…. 84
Şekil 7.32 : Karbon elyaf numunelerin eğme dayanımları (dört noktadan eğmede)……..…. 84
Şekil 7.33 : Üç ve dört noktadan eğme deney grafikleri ±45° karbon (deşaminasyonsuz)…… 85
Şekil 7.34 : Üç ve dört noktadan eğme deneyi sonrası delaminasyonsuz karbon elyaf numune fotoğrafları…..…….. 86
Şekil 7.35 : Üç ve dört noktadan eğme deneyi sonrası delaminasyonlu karbon elyaf numune fotoğrafları…..…….. 86

Şekil 7.36 : Strain gage ile yapılan dört noktadan eğme deneyi grafiği (cam elyaf)…… 87
Şekil 7.37 : Strain gage ile bulunan eğme modülleri (cam-dört noktadan eğmede)…… 88
Şekil 7.38 : Strain gage ile yapılan dört noktadan eğme deneyi grafiği (karbon elyaf)…… 88
Şekil 7.39 : Strain gage ile bulunan eğme modülleri (karbon-dört noktadan eğmede)…… 85
Şekil 7.40 : D638 standardında hazırlanan karbon elyaf numunenin deney sonrası fotoğrafı..... 89
Şekil 7.41 : D638 standardında hazırlanan karbon ve cam elyaf numunelerin çekme deney grafiği (0°)..... 90
Şekil 7.42 : D638 standardında hazırlanan karbon ve cam elyaf numunelerin çekme deney grafiği (90°)..... 90
Şekil 7.43 : D638 standardında hazırlanan karbon ve cam elyaf numunelerin çekme deney grafiği (45°)..... 91
Şekil 7.44 : Karbon elyaf numunelerin elastiklik modülleri (D638 ve D3039 standardı uyarınca)…… 91
Şekil 7.45 : Karbon elyaf numunelerin çekme dayanımları (D638 ve D3039 standardı uyarınca)…… 91
Şekil 7.46 : $[(\pm 45)_4]_f$ ve sanki-izotropik yönlenmede $[(0/\pm 45/90)_2]_f$ serilen karbon elyaf numunenin çekme deney grafiği (0/90°)……..... 92
Şekil 7.47 : $[(\pm 45)_4]_f$ ve sanki-izotropik yönlenmede $[(0/\pm 45/90)_2]_f$ serilen karbon elyaf numunenin çekme deney grafiği (45°)……..... 93
Şekil 7.48 : $[(\pm 45)_4]_f$ ve sanki-izotropik yönlenmede $[(0/\pm 45/90)_2]_f$ serilen karbon elyaf numunenin elastiklik modülleri……... 93
Şekil 7.49 : $[(\pm 45)_4]_f$ ve sanki-izotropik yönlenmede $[(0/\pm 45/90)_2]_f$ serilen karbon elyaf numunenin çekme dayanımı…..……... 93

POLİMER ESASLI HELİKOPTER ROTOR PALASI İMALATI VE MEKANİK ÖZELLİKLERİNİN TESPİTİ

ÖZET

Gelişmiş helikopter rotor palaları genellikle kompozit malzemelerden üretilmektedirler ve yapılarında çeşitli hasarlara neden olabilecek yüksek derecede dinamik ve kararsız aerodinamik çevresel yüklerde çalışmaktadır. Bu yükleme şartlarına tekrarlı olarak maruz kalınması kompozit rotor pala yüzey kaplamalarında delaminasyon, çatlak vb. hasarlara neden olabilir. Bu tezin amacı, farklı kompozit rotor pala malzemelerinin, tasarımlarının ve imalat yöntemlerinin araştırılması ve döner kanat yüzey kaplamalarında yaygın olarak kullanılan $[(0/\pm45/90)_2]_f$ yönlenmesinde sanki-izotropik özelliğe sahip dokunmuş karbon elyaf ve $[(\pm45)_8]_f$ yönlenmesinde dokunmuş cam elyaf takviyeli epoksi matrisli kompozit levhaların çekme ve eğme yükleri altındaki davranışlarının incelenmesidir. Yüzey kaplama malzemesinin çekme ve eğmedeki mekanik özellikleri ASTM standartlarına uygun deneylerle elde edilmiştir. Malzemelerin eğme özellikleri, üç ve dört noktadan eğme deneyleri ile saptanmıştır. Numunelerin serilme yönleri ve boyut etkilerinin kıyaslanması amacıyla, farklı serme yönlerine ve boyuta sahip tabakalı kompozitin çekme testleri yapılmıştır. Delaminasyonun malzemenin dayanımına etkileri de ayrıca tartışılmıştır. Sonuçlar, yüzey kaplama malzemesi olarak rijitlik, dayanım ve ağırlık bakımından karbon elyaflı dokuma malzemesinden seçilmesinin daha uygun olacağını göstermiştir. Çekme ve eğme hasar dayanımları, numunelerin sahip olduğu serme yönü ve delaminasyon alanına bağlıdır. Ancak cam elyafa kıyasla çok daha gevrek yapıdaki karbon elyaf kompozit delaminasyon hasarına karşı çok daha duyarlı olduğundan imalat veya kullanımda çok daha titiz ve sıkı kontrol altında tutulmalıdır.

MANUFACTURING OF POLYMER BASED HELICOPTER ROTOR BLADES AND DETERMINATION OF MECHANICAL PROPERTIES

SUMMARY

Advanced helicopter rotor blades are generally made of composite materials. The helicopter rotor blades operate in a highly dynamic and unsteady aerodynamic environment leading to severe damage. Repeated exposure to severe repetitive loading conditions can induce damage such as delamination, cracking etc. on composite rotor blade skin. The objectives of this thesis are to investigate various composite rotor blade materials, designs and manufacturing methods and to determine the in-plane tensile and flexural properties of $[(0/\pm45/90)_2]_f$ and $[(\pm45)_8]_f$ woven carbon which has quasi-isotropic properties and glass fiber-epoxy matrix composites under tension and bending loads. Tension and flexural mechanical properties of the skin material were determined experimentally using the ASTM standards. Bending properties of materials were determined using 3-point and 4-point bending tests. In order to compare the effects of stacking sequences and specimen shape, a series of tension tests were carried out on composite laminates made of different stacking sequences and different shapes. The effects of delamination on material strength have also been discussed. The results showed that carbon woven fiber epoxy skin is more preferable due to its rigidity, strength and low density. The tensile and bending failure stress is influenced by the stacking sequence and delamination area. However, with a significantly more brittle structure, the carbon fiber epoxy laminate is more sensitive to delamination, and thus tighter control measure are necessary during both manufacturing and operation.

1 . GİRİŞ

1.1 Tez Çalışmasının Arka Planı

Helikopterlerde taşıma kuvveti (lift force); yatay düzlemde hareket eden ve bir veya birkaç güç üreteci tarafından döndürülen pervaneler yardımıyla yaratılır. Bu pervanelere ana rotor denilmektedir. Ana rotorun hava içerisinde dönerek hareket etmesiyle taşıma kuvveti yaratılır. Bir güç ünitesi tarafından döndürülen ana rotor, kendi ekseni etrafında dönerken, helikopterin kendisi de ana rotor dönüş yönüne ters yönde dönmeye çalışır. Buna dönme momenti tepkisi denir. Kuyruk rotoru, helikopterlerdeki ana rotorun oluşturduğu bu dönme momentini eşitleyerek helikopteri düz tutmaktadır. Kuyruk rotoru bulunmayan çift eksenli helikopterlerde (Boeing CH–47 "Chinook") veya çift ana rotora sahip koaksiyel helikopterlerde (Kamov Ka–32), rotorlar zıt yönde dönerek birbirlerinin yarattığı dönme momentini eşitler. Ana rotorda yer alan her bir pala, üretilen taşıma kuvvetini eşit olarak paylaşır. Örnek verilecek olursa, 1,8 ton ağırlığındaki bir helikopterde iki adet pala (pal, blade, döner kanat) bulunuyorsa her bir ana rotor palasının 900 kg. bir yük desteklemesine ihtiyaç duyulur. Palalar, helikopterin statik ağırlığı yanında helikopter uçuşu sırasında meydana gelen dinamik yükleri de taşımak zorundadırlar. Örneğin 1.5G'lik (yerçekimi kuvvetinin 1,5 katı) bir manevra yapan helikopterde yerçekimi ivmesi etkisiyle eşdeğer ağırlık helikopterin statik ağırlığının 1,5 katı olacaktır ki bu da 2,7 tona eşittir. Bu nedenledir ki yük taşımada kullanılan büyük helikopterlerin genelde dört veya daha fazla sayıda ana rotor palası bulunmaktadır. Palaların yalnızca üzerine etkiyen aerodinamik yükleri kaldıracak kadar rijit ve dayanıklı değil aynı zamanda eğilme, burulma gibi yükler altında da esnek olması istenmektedir. Tüm hava araçlarında olduğu gibi kullanılan elemanların hepsinin hafif olması da istenir. Tüm bu özellikleri bir arada bulunduracak helikopter rotor palasının imalatı helikopter imalatçılarının en çok önem verdiği konular arasında yer almaktadır.

1.2 Tezin İçeriği

Kompozit malzemeden imal edilmiş helikopter rotor palalarının kullanımı 1950'li yıllardan başlayarak giderek artmıştır. Bunun nedeni kompozit malzemeden imal edilen palaların metal palalara kıyasla hafiflik, mukavemet, yorulma ömrü, vb. çeşitli üstün özellikler göstermesidir. Bu çalışmanın amacı, kompozit helikopter rotor palalarının imalat yöntemlerini tanıtmak ve farklı imalat tekniklerini uygulanabilirlik ve otomasyon açısından karşılaştırarak ITU HAGU (Havacılık Araştırma Geliştirme ve Uygulama) projesi kapsamında imal edilecek palalar için hangi imalat yönteminin uygun olduğuna karar vermektir. Literatürde helikopter rotor palaları ile ilgili bilgi çok kısıtlı olduğundan daha önce yapılan çalışmalardan referans alarak imalatta etkin parametreleri belirlemek ve deneysel çalışma ile yüzey kaplama malzemesinin iki farklı kompozit malzeme için incelemektir. Yüzey kaplama malzemesinin imalatında malzeme özelliklerine ait parametreler aşağıdaki gibi özetlenebilir.

- Takviye elemanının cinsi,
- Takviye elemanının kalınlığı,
- Tabakalı haldeki serme yönü,
- Tabaka katman sayısı,

Yukarıda belirtilen temel parametrelere ek olarak, özellikle imalat yönteminde kullanılan reçinenin cinsi, mekanik özellikleri, olgunlaştırma sıcaklığı da ürün özelliklerinin değişmesine neden olmaktadır. İlerleyen bölümlerde bu unsurlar ile ilgili bilgiler bulunacaktır.

Bölüm 2'de öncelikle helikopterlerin uçuş özelliklerinin rotor palalarıyla ilişkisi anlatılmış, ayrıca uçak pervaneleriyle benzerlik veya farklılık taşıyan yönleri ortaya konulmuştur. Günümüze kadar gelmiş çeşitli helikopter rotor palaları hakkında bilgi verilmiş ve tarih içerisinde pala teknolojisinin nasıl geliştiği üzerinde durulmuştur.

Bölüm 3'te kompozit malzemeler tanıtılmış ve palada kullanılacak malzemeler üzerinde durulmuştur.

Bölüm 4'te kompozit malzemelerde görülen delaminasyon hasarı ve etkileri açıklanmış, literatürde yer alan delaminasyon ile ilgili çalışmalar özetlenmiştir. Bölüm 5'te helikopter rotor pala çeşitleri ve imalat yöntemleri tanıtılmıştır.

Bölüm 6'da tezin amaçları ve aşamaları hakkında bilgi verilmiş olup, üzerinde çalışılan kompozit panellerin özelliği ve imalat işlemi açıklanmıştır.

Bölüm 7’de deneysel çalışma sonuçları ortaya konulmuştur. Yüzey kaplaması olarak kullanılacak iki farklı malzemenin çekme ve eğme özellikleri deneysel olarak bulunmuş ve deney sonuçları karşılaştırılmıştır.

Bölüm 8’de deneysel sonuçlar tartışılmış ve elde edilen sonuçlar irdelenmiştir. Deneysel çalışmalar sorgulanmış ve bu konuda ileride hangi çalışmaların yapılabileceği önerilmiştir.

2 . HELİKOPTER ROTOR PALALARI

2.1 Helikopter Genel Prensipleri

Aerodinamiğin dört prensibi hem sabit kanatlı hava araçlarına hem de döner kanatlı hava araçlarına uygulanmaktadır. Bir hava aracına her zaman dört kuvvet etki etmektedir. Bunlar; ağırlık (weight), taşıma (lift), itki (thrust) ve sürüklenme (drag) kuvvetleridir [1].

Ağırlık (weight), yerçekimi etkisiyle hava aracına etkiyen kuvvettir. Bu kuvvet her zaman hava aracının ağırlık merkezinden etkimektedir. Bu kuvvetin şiddeti, ancak hava aracının kütlesi değiştiği zaman değişir.

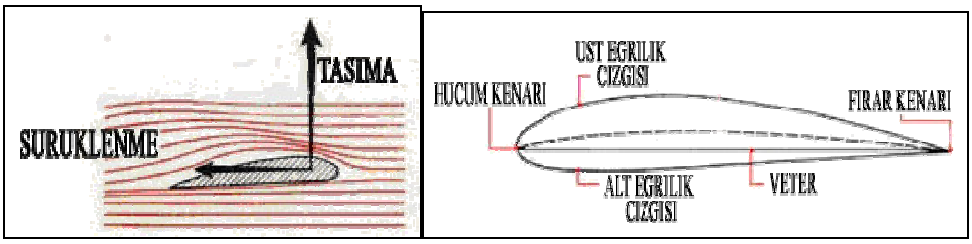
Taşıma kuvveti (lift), bir uçağın kanadı ya da bir helikopterin palasının üzerinden geçen hava akımı ile oluşur. Bu kuvvetin nasıl yaratıldığı bazı kaynaklarda (Coyle, S. 1996 The art and science of flying helicopters) Newton'un üçüncü yasasıyla, bazılarında ise Bernoulli prensibiyle açıklanmıştır. Ancak en bilimsel açıklamalar her iki prensibin birleşimiyle yapılmaktadır.

İtki (thrust), hava aracını havada ileri hareket ettiren kuvvettir. Sabit kanatlı hava aracı olan uçaklarda itki, uçağın burnunda yer alan pervane yardımıyla elde edilirken, taşıma kuvveti de sabit kanatlarla elde edilir. Helikopter gibi döner kanatlı hava aracında ise hem itki, hem de taşıma kuvveti ana rotor palaları ile elde edilir.

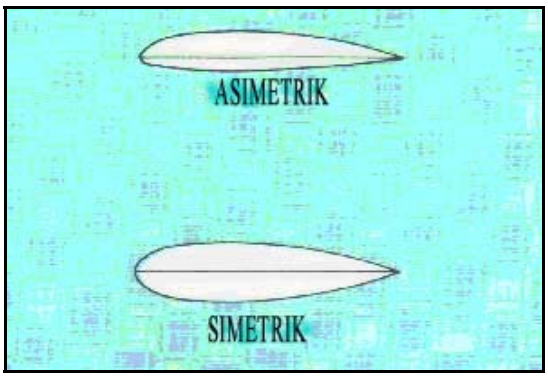
Sürüklenme (drag), hava aracının hava içerisinde ilerlemesine engel olan kuvvettir. Şöyle ki, itki kuvveti hava aracını sürüklenme kuvvetine karşı havada hareket halinde tutar.

Hava içerisinde hareket ettiğinde itki ya da taşıma kuvveti yaratan, özel olarak tasarlanan ve belirli bir keside sahip yüzeye kanat profili (airfoil) denir. Uçakların kanatları, uçak pervaneleri, helikopterlerin ana ve kuyruk rotor palalarının hepsi birer kanat profiline sahiptir (Şekil 2.1).

Kanat profilleri, simetrik ya da asimetrik kesitte olabilirler. Örneğin uçak kanatları asimetrik keside sahipken, helikopter rotor palaları hem simetrik hem de asimetrik profilde olabilirler. Simetrik kanat profili üst ve alt yüzeylerde eşit derecede eğriliğe sahipken asimetrik kanat profillerinde bu eğrilik farklıdır (Şekil 2.2).



Şekil 2.1: Tipik bir asimetrik kanat profili (airfoil) [3]



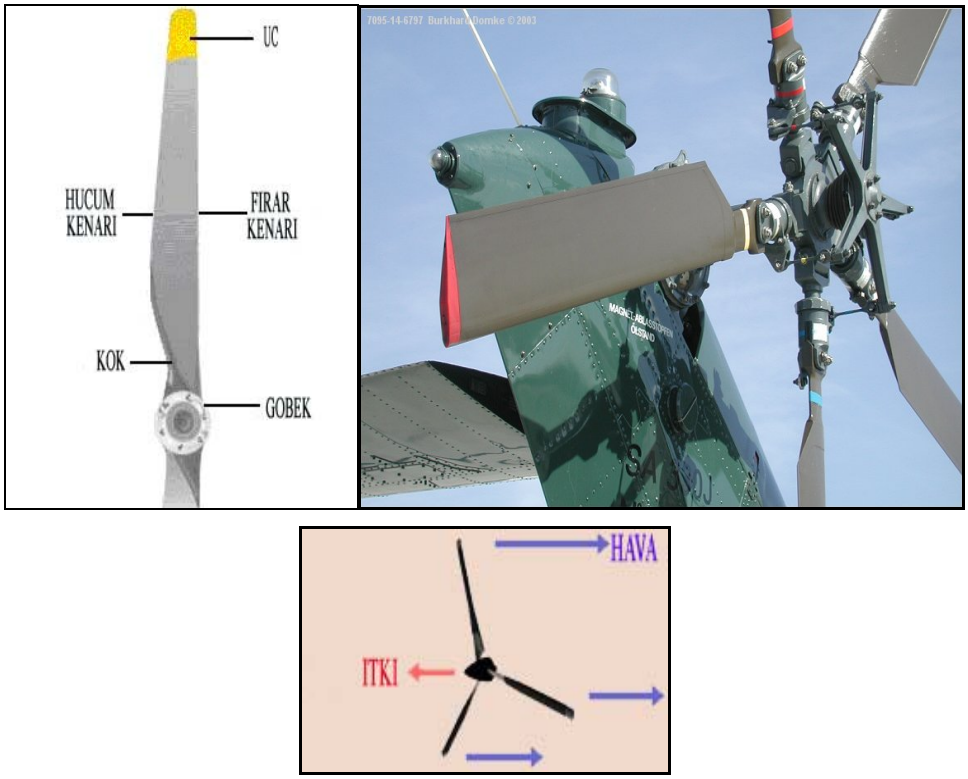
Şekil 2.2: Simetrik ve asimetrik kanat profilleri [2]

Helikopter rotor palalarının büyük bir kısmı simetrik profile sahiptir ancak helikopterin taşıyacağı yük ve kullanım amacına göre palalar, kesitleri asimetrik olacak şekilde de imal edilebilirler. Simetrik palaların kanat profillerinde eğrilik çizgisi (camber) ile veter çizgisi çakışmaktadır. Asimetrik kanat profillerinde böyle bir çakışma söz konusu değildir (Şekil 2.2). Pala profilleri, bir takım sayı ve harflerle gösterilir (örneğin NACA 0012, NACA 23017 gibi). Bu gösterimde NACA sözcüğü, pala kesidinin standartlaştırılmasını sağlayan kuruluş adının kısaltmasıdır (National Advisory Council on Aeronautics). Eğer NACA sözcüğünden sonraki sayı dört haneliyse bu o kesidin simetrik, beş haneliyse kesidin asimetrik olduğunu göstermektedir [2].

Uçak pervaneleri ile helikopter rotor palaları arasındaki farklar aşağıdaki gibi sıralanabilir:

- Pervane sadece itki kuvveti oluşturur. Rotor palaları ise itkinin yanında taşıma kuvveti de oluşturur.

- Pervane oldukça rijit yapıdadır. Rotor palaları ise aksine esnek ve elastik yapıdadır.
- Pervanede maksimum itme araç ağırlığının belirli bir kesri kadardır. Rotorda itme araç ağırlığından fazladır.
- Pervane küçük çaplı ve yüksek devirlidir. Rotor palaları ise büyük çaplı ve düşük devirlidir.
- Pervane dönme ekseni doğrultusunda hava akımına maruzdur. Rotor ise çoğunlukla yerden gelen hava akımına maruzdur (Şekil 2.3)
- Pervane ağırlık merkezi, profil veterinin 1/4'ünün oldukça gerisindedir. Rotor palasında ise ağırlık merkezi, 1/4 veterin biraz önündedir.



Şekil 2.3: Uçak pervanesi ve helikopter rotor palası [3]

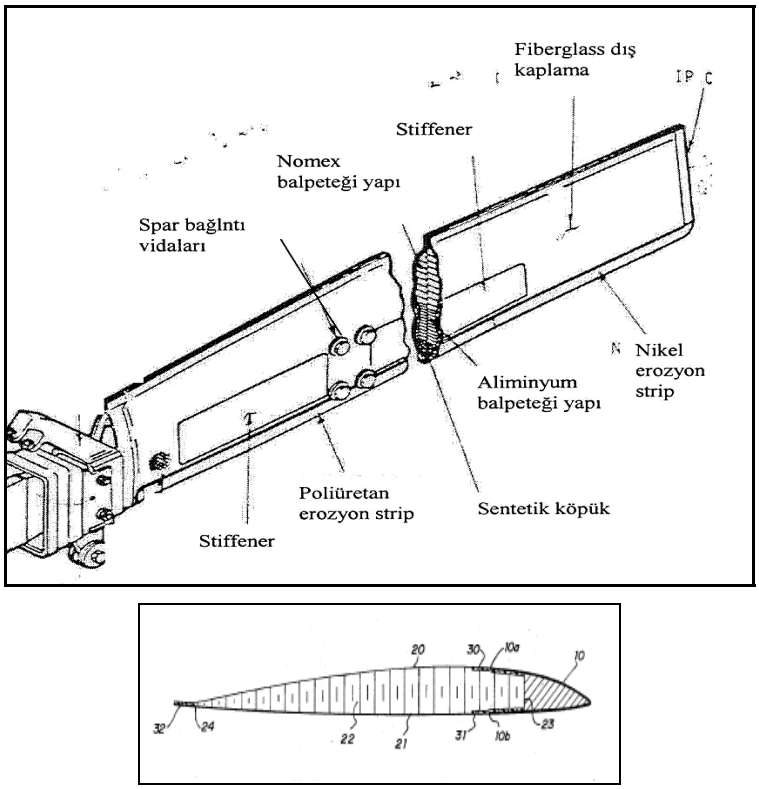
Helikopter ana rotor palaları ile kuyruk rotor palaları arasında birkaç farklılık bulunmaktadır [4]. Bunlar aşağıdaki şekilde sıralanabilir:

1- İşlevleri bakımından, ana rotor palaları helikopterin yerden kaldırılmasına, havada asılı kalmasına, ileri ve geri hareket etmesine olanak sağlarken kuyruk rotor palaları ise ana rotor palalarının meydana getirdiği dönme momenti ile helikopterin kendi ekseni etrafında dönmesini engeller,

2-Görünümleri itibariyle ana rotor palaları kuyruk rotor palalarına oranla çok daha büyüktürler,

3-Ana rotor palaları helikopterin dikey ekseni üzerinde ve aracın üst kısmında yer alırken kuyruk rotor palaları helikopterin yanal ekseninde ve kuyruk kısmında bulunur,

4-Kuyruk rotor palalarında daha sonra açıklanacağı gibi spar ve spar boşluğu bulunmamaktadır. Bu boşluk yerine dolgu malzeme ya da bal peteği yapı bulunmaktadır (Şekil 2.4). Ana rotor palalarında ise spar büyük öneme sahiptir ve sparın çeşidine göre C-spara sahip pala, D-spara sahip pala, vb. sınıflandırılır



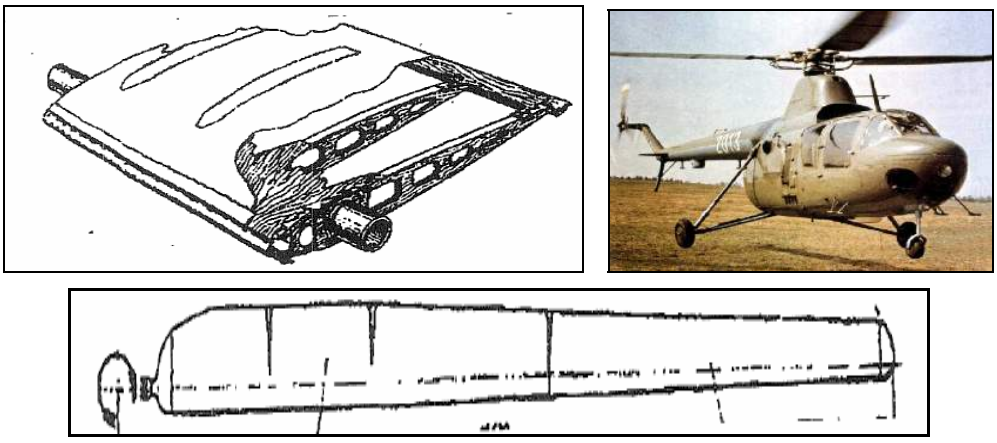
Şekil 2.4: Sikorsky S-92 kuyruk rotor palası kesit görünüşü [4]

2.2 Helikopter Rotor Palalarının Sınıflandırılması ve Tarihsel Gelişimi

Helikopter ana rotor palalarının tasarımı, imalatta kullanılan malzemeye göre sınıflandırılırsa ilk helikopter palalarından bu yana aşağıdaki değişimleri geçirerek bugünkü haline geldiği görülür.

1. Ahşap palalar
2. Metal palalar
3. Karma yapıdaki palalar (metallerin ve kompozit malzemelerin beraber kullanıldığı palalar)
4. Kompozit palalar

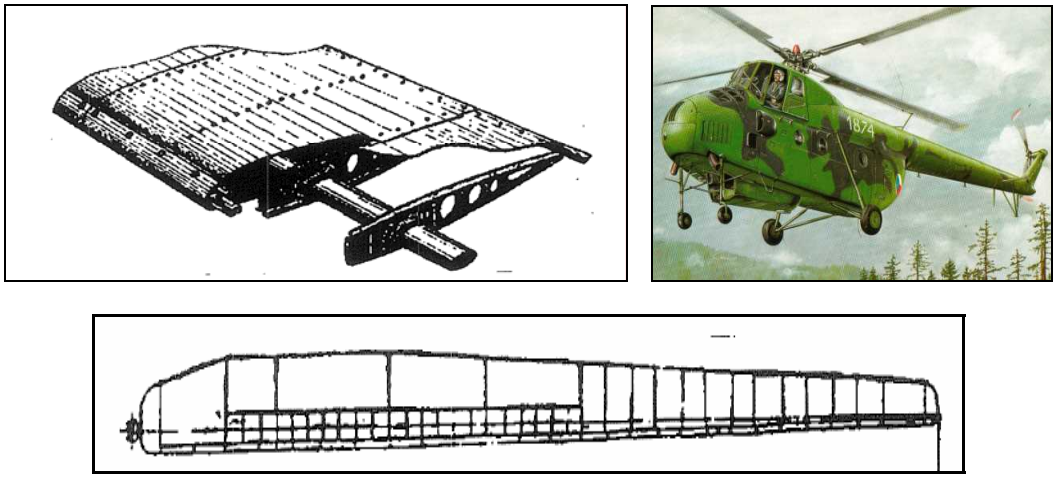
1900–1940 yılları arasında üretilen helikopter palaları ahşap, bez ve macundan üretilmekteydi. Palaların tasarımı tamamen deneme yanılma yöntemine dayanıyordu. İskeleti ahşap, yüzey kaplaması da bez veya kontrplaktan üretilen bu palalar; henüz yeniyken servis yüklerini karşılarken çok çabuk yıprandığı için kısa zaman içinde kullanılmaz hale geliyordu. Ahşap palalarda, yapı elemanlarının birbirlerine hatasız bir şekilde yapıştırılması da büyük bir öneme sahipti. Palaların yapısı çok yumuşak ve kırılgan olmakla birlikte çok kısa güvenli ömre sahipti. Ayrıca hava koşullarından dolayı ahşap palaların çürümesi yaygın bir sorundu. Bu tip palalar, oto ciro (autogyro) ve deneysel helikopterlerde kullanıldı (Şekil 2.5).



Şekil 2.5: Mil Mi–1 helikopteri ve ahşap ana rotor palası [6]

1940–1960 yılları arasında helikopterlerin ana rotor palaları, yapılarının büyük bir bölümünde metal malzeme kullanılarak imal edildi. Metal palalar, ahşap pala sorunlarını ortadan kaldıran bir teknolojik hamleydi. Metal palalar, gelişimini iki aşamada tamamlamıştı. Birinci aşamada, palalar metal iskelete sahipti. Bu tip metal

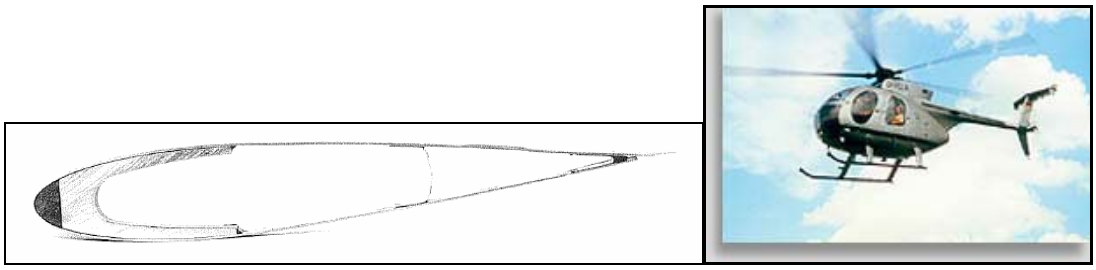
palalara iskelet-tipi pala denilmiştir. Bu palalar, birçok parçadan oluşmuş boru biçimindeki yük taşıyıcı eleman (D Spar) ile güçlendirici kirişler, dayanma profilleri ve kaplamalardan oluşan iskelete sahipti (Şekil 2.6). Metal iskelete sahip palalar, yetersiz bir güvenli ömre sahipti. Bunun nedeni, ayrı parçaların birbirlerine perçin, lehim ya da kaynak ile tutturulmasıydı. Su geçirmeyen ve yüksek yorulma dayanımına sahip yapıştırıcıların bulunmasıyla bu tür palaların ömrü belirgin olarak arttı [5].



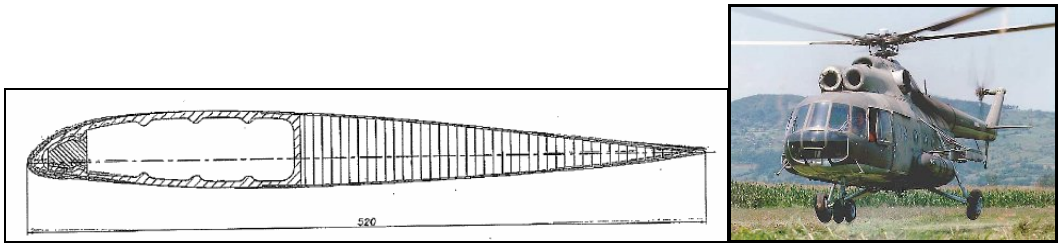
Şekil 2.6: Mil Mi –4 helikopteri ve metal ana rotor palası [6]

Metal palaların diğer bir üretim şekli de sparın (ana yük taşıyıcı eleman) kanat uzunluğu boyunca sabit bir C kesit profiline sahip olarak üretilmesiydi. Bu tip palalarda firar kenarı da tıpkı yük taşıyıcı eleman gibi aynı yöntemle üretilerek pala yapısına dâhil ediliyordu (Şekil 2.7). Bir helikopter palasında yük taşıyıcı elemanın kesiti açık bir profile sahipse bu şekildeki taşıyıcı elemana C kesitli taşıyıcı ya da C-spar denilmektedir. Eğer bu kesit kapalı bir profile sahipse bu şekildeki taşıyıcı elemana da D kesitli taşıyıcı ya da D-spar adı verilmektedir [6].

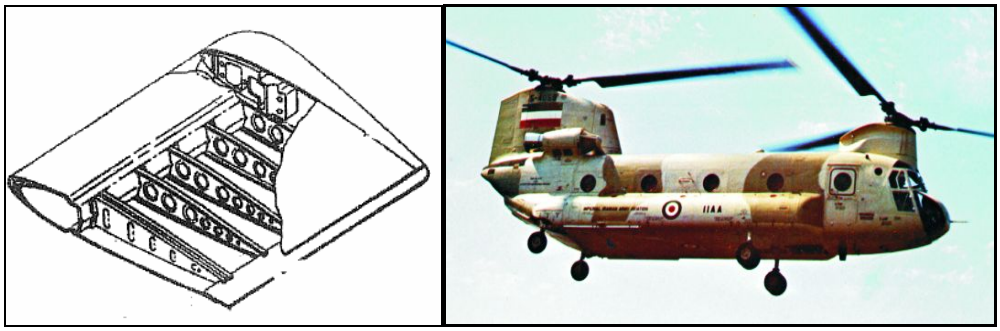
Yük taşıyıcı elemanların kapalı profile sahip tüp şeklinde üretilmeleri metal pala tasarımında erişilen son noktaydı. Bu profile sahip taşıyıcı eleman genel olarak alüminyum alaşımlarının pultrüzyonu veya ekstrüzyonu ile imal ediliyordu. Ayrıca çok sık olmamakla birlikte çelik ya da titanyum alaşımlarından yapılmış boruların soğuk haddelenmesi ile de üretilebiliyordu. D profilli spara sahip palaların kuyruk kısımları alüminyum malzemeden üretilmiş bal peteği yapıya ya da metal iskelet yapıya sahipti (Şekil 2.8 ve 2.9).



Şekil 2.7: Hughes-500 helikopteri ve ana rotor palası kesidi (C-spar) [6]



Şekil 2.8: Mil Mi-8 Helikopteri ve ana rotor palası kesidi (D-spar) [6]

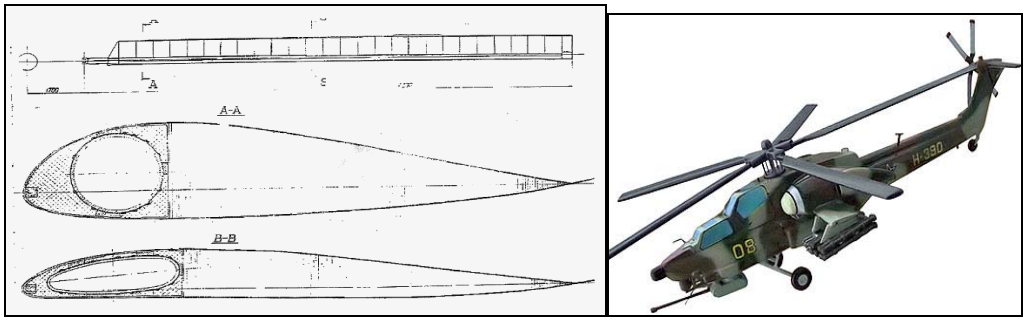


Şekil 2.9: Boeing CH-47 helikopteri ve ana rotor palası kesidi (D-spar) [6]

D profilli spara sahip palalarda, pala yüzeyi alüminyum levhalarla örtülüyordu ve erozyon kontrolü için hücum kenarına paslanmaz çelikten bir koruyucu plaka kaplanıyordu. Ahşap palalara oranla çok kullanışlı olmalarına rağmen metal palaların da korozyon problemi vardı. Ayrıca imalat hatalarından ya da servis sırasında meydana gelen bazı anormalliklerden ve/veya uçuş esnasında meydana gelen yorulma hasarları da söz konusuydu. Metal palalar, Vietnam savaşında kullanılmış ve spar dışındaki bir bölgeden isabet aldığında helikopteri sorunsuz biçimde üsse götürmüştür. Ancak spar bölgesinden aldığı hasar çok hızlı bir şekilde yayılarak kayıplara neden olmuştur.

Karma malzeme kombinasyonu kullanılarak üretilen palalar, tamamen metalden yapılan palaların dayanım/ağırlık oranını arttırmaya yönelik olarak ortaya çıkmıştır. Bu tip palaların en başarılı uygulandığı helikopter modeli Mil Mi-28 dir. Bu tip palalarda yük taşıyıcı elemanın çevresi plastik bir köpükle kaplanarak palanın hücum

kenarının aerodinamik şekli oluşturulmaktaydı. Bu şekilde üretilen palalar, tamamen metalden üretilmiş palalara oranla daha hafifti (Şekil 2.10).

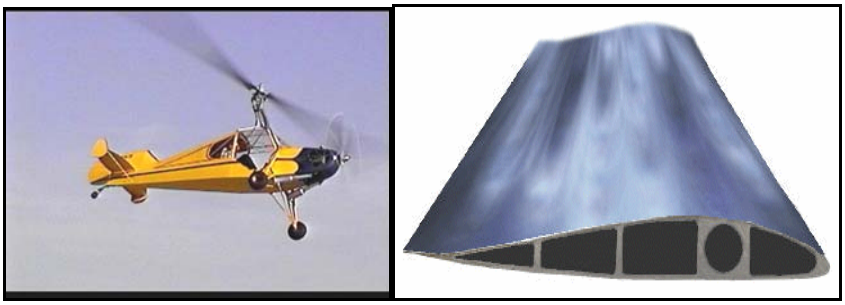


Şekil 2.10: Mil Mi-28 helikopteri ve karma ana rotor pala kesidi [6]

Metal palalarının kullanıldığı diğer hava araçları da yeni nesil oto cirolardır (autogyro, gyrocopter, gyroplane). Tarihte ilk döner kanatlı ve kontrol edilebilir hava araçları olarak bilinen oto cirolar; güvenli olmak, uçaklardan daha güvenli şekilde düşük hızlarda uçmak, dikine kalkış ve iniş yapabilmek amacıyla tasarlanmışlardır. Helikopterlerin aksine bu araçlarda rotor, bir motor tarafından döndürülmez. Rotorun dönmesi, oto rotasyon (autorotation) adı verilen aerodinamik kuvvetlerin etkisiyle gerçekleşir. Rotor tahrik edilmediği için de itiş için ayrı bir kaynak gereklidir. Bu kaynak genel olarak bir uçak pervanesidir. Oto cironun gücü, pervanelerin arasından geçen rüzgârdır. Helikopterlerde olduğu gibi karmaşık kontrol sistemlerine (çevrimsel-cyclic, kolektif-collective) gerek duymaması, basitliği, uçuş anında rotor döndürülmediği için aktarma organlarına ihtiyaç duymaması ve dolayısıyla hafif olması, helikopterlerden daha hızlı gidebilmesi (helikopterin rotoru hem taşıma hem de itki kuvvetini sağlamak zorundadır, ancak oto ciroda rotor yalnızca taşıma kuvveti yaratır, itki kuvvetini uçak pervanesi oluşturur) bu araçları helikopterlere göre daha çekici kılmıştır. Helikopterlere oranla tek dezavantajı havada asılı kalamamasıdır (hovering). Uçaklara göre üstünlüğü ise çok düşük hızlarda düşmeden (stall) uçabilmesi ve çok dar arazide iniş ve kalkış yapabilmesidir.

Tüm bu özelliklerinden dolayı oto cirolar, 1930'lu yıllarda posta dağıtım işlerinde kullanılmışlardır. Geçen yıllarla beraber, askeri alandaki yenilikler oto ciroları etkisiz kılmıştır. Helikopter gibi havada asılı kalamaması ve uçak gibi hızlı gidememesi, oto ciroyu savaşlar için cazip olmaktan uzak bir konuma itmiş ve tüm maddi kaynakların helikopter ve de uçaklara aktarılmasına neden olmuştur. Günümüzde oto cirolar, hobi amaçlı ev yapımı hava aracı olarak Groen Brothers, CarterCopter, vb. birkaç firma tarafından üretilmektedir. Son yıllarda üretilen oto cirolar kit halinde

satıldıkları için rotor palaları da müşterilerinin ihtiyaçlarına cevap verebilecek düzeyde üretilmektedir. Bu palalar, genellikle ekstrüzyonla üretilmiş düşük maliyetli rotor palalarıdır. Kullanıcılara simetrik ya da asimetrik kanat profilinde ve 7 cm ile 20 cm aralığındaki veter genişliğinde sunulan bu palaların malzemesi ekstrüzyona uygunluğu, düşük maliyeti ve dayanımından ötürü 6063-T6 veya 6061-T6 Alüminyum alaşımlarından seçilmektedir (Şekil 2.11) [7].



Şekil 2.11: Bir oto ciro ve tamamen alüminyumdan üretilen rotor palası [7]

Helikopterlerin ana rotor palalarının tamamen kompozit malzemelerden imalatı 60'lı yılların başına rastlamaktadır. Kompozit (karma) malzemeler; metal, plastik ve seramik gruplarından iki veya daha fazla malzemenin, uygun olan özelliklerini tek malzemede toplamak veya yeni bir malzeme ortaya çıkarmak amacıyla makro düzeyde birleştirilmesi ile oluşturulan malzemelerdir. Genel anlamda kompozit malzeme oluşturma amaçları şöyle sıralanabilir: rijitlik, kırılma tokluğu, aşınma dayanımı, yorulma dayanımı, korozyona dayanım, yüksek sıcaklık özellikleri, ısıl iletkenlik, elektrik iletkenliği, akustik iletkenlik, hafiflik-ağırlık, ekonomiklik, çekme dayanımı, estetik görünüm, vb.

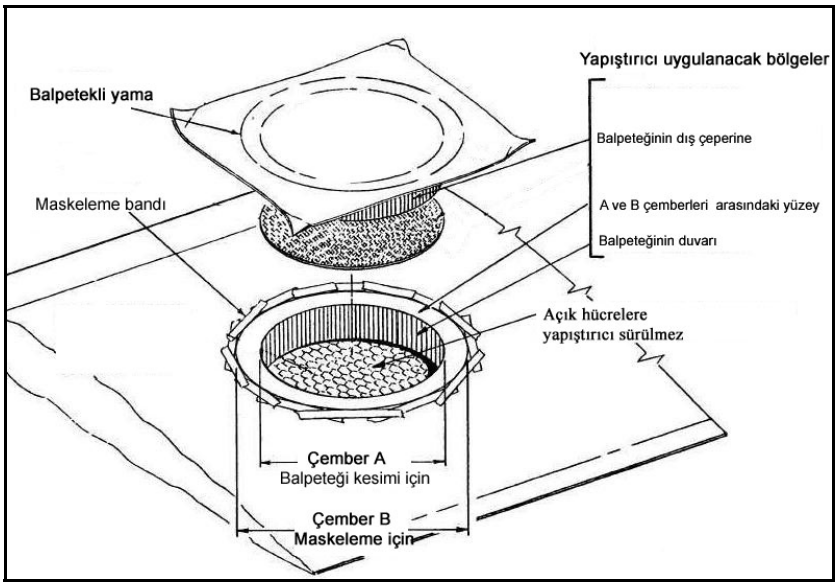
Kompozit malzeme teknolojisinin ilk kullanıldığı helikopter palası Fransız Bo–105 helikopterinin palasıdır [6]. Bu sayede ilk defa palanın kök kısmındaki yatay ve dikey mafsallar yerini elastik bir kirişe bırakmıştır. Kompozit malzemelerin kullanılmasıyla, pala içindeki gereksiz yük hattı yapıları ortadan kalkarak pala yapısı yeniden düzenlenmiş ve de farklı aerodinamik şekil ve pala kesidinin ortaya çıkmasına neden olmuştur. Günümüzde Sikorsky, Bell, Eurocopter, Mi ve Kamov gibi tüm büyük helikopter firmaları, cam elyaf, bal peteği veya Nomex gibi kompozit malzemelerden üretilen kuyruk ve ana rotor palalarını kullanmaktadırlar [6].

Aslında katı bir tanımlama ile günümüze kadar üretilmiş tüm helikopter rotor palaları kompozittir, ancak günümüzde kompozitten maksat, polimer esaslı reçinelerin cam, karbon vb. malzeme elyaflarıyla güçlendirilmesiyle meydana getirilen karma

malzemelerdir. Bu palalar, spar imalatı için hem titanyum hem de cam elyafı, gövde dolgusu için Nomeks köpük malzeme ya da bal peteği yapı ve de gövde dış yüzeyinin kaplanması için de cam/karbon elyafı kullanmaktadır. Bu palaların en önemli özelliği, hasara karşı dayanıklı olmaları ve sahada onarılabilmeleridir (Şekil 2.12). Metal pala tasarımının kompozit malzemelerle üretilmiş olanlarla değiştirilmesi aşağıdaki nedenlere bağlıdır:

- Metal, yüzeyindeki küçük kusurlara karşı hassastır. Bu nedenle ya pala içerisinde yüzeydeki kusurları fark edebilen özel bir donanıma ihtiyaç vardır ya da özel periyodik bakım programlarına gerek duyulur. Kompozit malzemelerden üretilmiş palalar, yüzey kusurlarına daha az hassas olmakla birlikte bu kusurların ilerlemelerine karşı daha elverişli bir karaktere sahiptirler bu nedenle bu kusurları denetlemek için palayla bütünleşik sistemlere gereksinim duyulmaz. Metaldeki çatlaklar, tıpkı bir çığ gibi hızlı ilerler. Kompozit malzemeden imal edilmiş bir palada ise kusurun ilerlemesine bağlı olarak bölgesel bir rijitlik kaybı gerçekleşir, görünümde meydana gelen değişime bağlı olarak bakım sırasında bu hasarı bulmak kolay olmaktadır [8].
- Askeri helikopterlerde çok önemli bir konu olan çatışma sırasında alınan hasarlara karşı gösterilen direnç kompozit palalarda daha fazladır.
- Metale gerekli geometrik şekli vermek zordur ve her bir palayı imal etmek için pahalı olan şekil verme prosesi tekrar edilir. Kompozit palalarda geometrik şekillerin verilmesi metale göre daha kolaydır. Bu yüzden kompozit palaların aerodinamik karakteristikleri daha yüksektir.
- Tabakalı yapıda üretilebilmeleri ve sertlik karakteristikleri kütle karakteristiklerini değiştirmeden takviye elyaflarının açılarını değiştirerek sağlamaları nedeniyle kompozit malzemeler, ana rotor palalarını titreşim frekanslarından daha az etkiler. Kompozit palalara sahip bir helikopterdeki titreşim daha düşük seviyededir, böylece diğer helikopterlerden daha yüksek bir uçuş konforu ve daha tehlikesiz bir uçuş ömrü elde edilebilir.
- Kompozit rotor palaları, metal palalardan daha hafiftir.

- Kompozit malzemelerden imal edilmiş bir pala, korozyona maruz kalmaz, bu da ana rotor palalarının işletme karakteristiklerini önemli ölçüde arttırır. Şekil 2.13'de Alüminyum bir pala ucundaki statik dengelemeyi ve gürültü azaltmayı sağlayan pala ucu kapağının (tip cap) farklı bir malzeme olmasından kaynaklanan galvanik korozyon durumu görülmektedir [9].

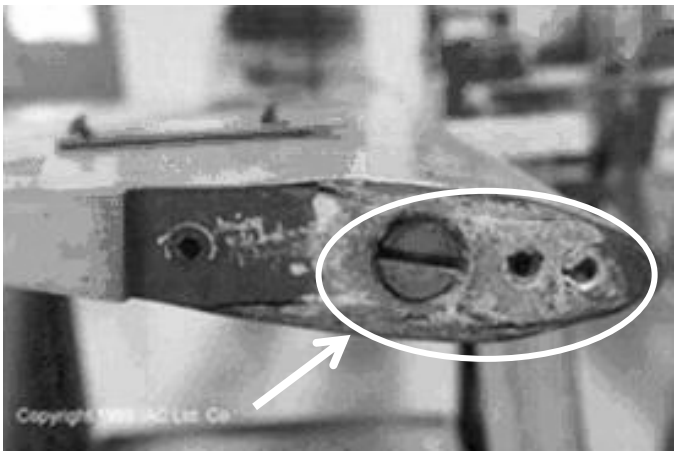


Şekil 2.12: Hasar gören modüler palaların onarımı [10]

Metal palalarla karşılaştırıldığında kompozit palaların, yaklaşık 200 kat servis ömrü avantajı vardır. Günümüzde tüm helikopterler, üstün yorulma özellikleri ve çok yönlü tasarıma yatkınlıklarından dolayı kompozit pala kullanmaktadır. Rotor palaları yanında palaların hub adı verilen taşıyıcı göbek kısımları da yüksek rijitliği, yüksek dayanımı, hafifliği ve maliyeti bakımından kompozit malzemeden seçilebilmektedir.

Helikopter ana ve kuyruk rotoru kompozit palaları, günümüze kadar çok farklı yöntemlerle üretilmiştir. Genel anlamda kompozit bir helikopter palası spar, yüzey kaplamaları, firar ve hücum kenarı grubu gibi bileşenlerden oluşur.

Spar adı verilen palanın uzun ekseni boyunca uzanan yük taşıyıcı eleman değişik malzemelerden ve çeşitli imalat yöntemiyle üretilebilir. Yüzey kaplamaları, prepreg (pestil) veya dokunmuş elyaflarla ıslak serme yöntemiyle oluşturulur. Prepreg, reçine ile önceden ıslatılmış elyafın elle serme ya da kalıplama operasyonları için önceden hazırlanmasıyla oluşan bir ara üründür. Reçinesine göre termoset ya da termoplastik olarak adlandırılabilir. Dolgu malzemesi olarak köpük ya da bal peteği adı verilen özel şekilli malzeme kullanılabilir.



Şekil 2.13: Metal palada görülen galvanik korozyon [9]

3 . KOMPOZİT ROTOR PALASI ÇEŞİTLERİ VE İMALAT YÖNTEMLERİ

Kompozit helikopter ana ve kuyruk rotor palaları, yapılarına göre üç gruba ayrılabilir [6]. Bunlar:

1- Panel yapıya sahip palalar

2- Çok odacıklı kesite sahip palalar

3- Modüler yapıya sahip palalardır

İmalat yöntemleri değişkenlik göstermekle beraber, polimer esaslı helikopter rotor palası imalatında kullanılan başlıca yöntemlere pala yapıları incelenirken yer verilecektir.

3.1 Panel Yapıya Sahip Palalar ve İmalat Yöntemleri

Panel yapıya sahip palalarda, genel yapı iki adet panelden oluşmaktadır. Bunlardan birincisi üst panel, ikincisi alt paneldir. Palayı oluşturan bileşenler yerlerine yerleştirilip olgunlaştırıldıktan sonra her iki yarı panel birbirine yapıştırılır. Spar içi boş bir boru şeklinde değil, daha çok blok halindeki malzemelerin işlenmesiyle ya da şerit halindeki kompozit malzemelerin uygun forma getirilmesiyle oluşurlar [11]. Genel olarak, bu palaların imalat tekniği şu aşamalardan oluşur (Şekil 3.1 ve 3.2).

Dişi kalıpların (1) pala yüzeyinin dış hatlarını oluşturacak iç profiline, daha önceden uygun boyutlarda kesilmiş ve tercihen reçine emdirilmiş cam elyafıyla dokunmuş kumaş (4) elle serilir. Serilen bu malzemenin içerdiği elyafların yönleri (tercihen palanın uzun ekseniyle ±45º açı yapacak biçimde) ve dağılımları, tamamen isteğe göre değiştirilebilir. İstenilen kalınlık elde edilinceye değin (yaklaşık 2 mm.) malzemeler üst üste serilir. Bu işlem yapılırken her zaman palanın hücum ve firar kenarlarında daha çok malzeme üst üste serilerek maksimum dayanım elde etme amaçlanır. İstenirse, spar serme işlemine devam edilmeden önce bu malzeme olgunlaştırılabilir. Malzemelerin kalıp boşluğundan bir miktar dışarıya taşmasına izin

verilir (bu kısımlara düzeltme hattı (2 ve 3) denir). Daha sonra taşan bu kısımlar düzgün olarak paladan kesilerek atılır. Serilen bu malzemeler, olgunlaştırma işlemi gerçekleştirildikten sonra palanın dış yüzey kaplamasını (4) oluşturur.

Yüzey kaplamasının serilme işleminden sonra spar (5) serilme işlemine geçilir. Spar serme işlemi, bir dizi önceden reçine emdirilmiş elyaf (tercihen yüksek elastisite modülüne sahip karbon elyafı ya da Kevlar®) tabakasının üst üste serilmesinden meydana gelir. Bu işlemde, malzemenin pala boyundan daha uzun olarak serilmesine dikkat edilir. Serme işlemi, şekillendirme kalıbı içerisinde ve serme yönü palanın kök kısmından uç kısmına doğru olacak şekilde gerçekleştirilir. Ayrıca spar serilirken üst üste serilen bir üstteki katman pala kök ucundan farklı bir uzaklığa kadar serilerek kökten uca "incelme" yaratılmış olur.

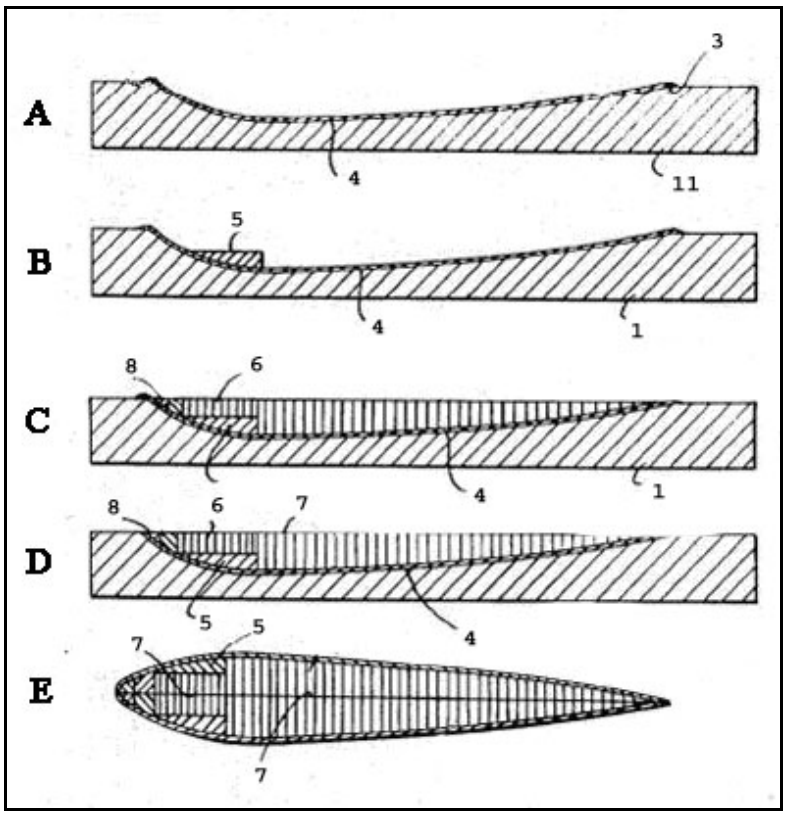
Spar serme işlemi de bittikten sonra palanın kalan kısmını dolduracak olan bal peteği malzemenin (6) yerleştirilme işlemine başlanır. Bu yapının malzemesi polimer esaslı olmakla beraber, kâğıt esaslı da olabilir. Merkezi dolgu yapı olarak kullanılan bal peteği yapı önceden uygun şekilde biçim verilmiş olmalıdır. Panel yapıya sahip pala imalatında eğer kalıp yarıları tekrar şekillendirme işleminden geçecekse pala veter çizgisi (7) boyunca frezelenir bu yüzden yerleştirilen bal peteği yapı tam ölçülerinde kalıptaki yerine yerleştirilmez. Daha büyük boyutlarda yerleştirilir. Bu durumda özel talaş ya da partikül emici vakum sistemine ihtiyaç duyulur çünkü frezeleme esnasında malzemeden kopan talaş parçaları bal peteği malzemenin hücrelerine kaçabilir.

Palanın hücum kenarına genellikle kurşundan yapılmış çeşitli kesitlerdeki çubuk (8) (dengeleme ağırlığı) yerleştirilir. Bu arada paladaki yapısal elemanlar kalıp içindeki pozisyonlarına yerleştirilirken her bir yapının arasına bağlayıcı özel bir madde tatbik edilerek yapıda süreksizlik veya boşluk oluşumunun önüne geçilir. Pala yarıları, birleşme yüzeyine uygulanan özel bir yapıştırıcı madde (epoksi) ile yapıştırılır. Fırında 105±3 º C de 8 saat süreyle preslenerek kalıp yarıları birbirlerine tutturulur ve kanat kesidi oluşturulur.

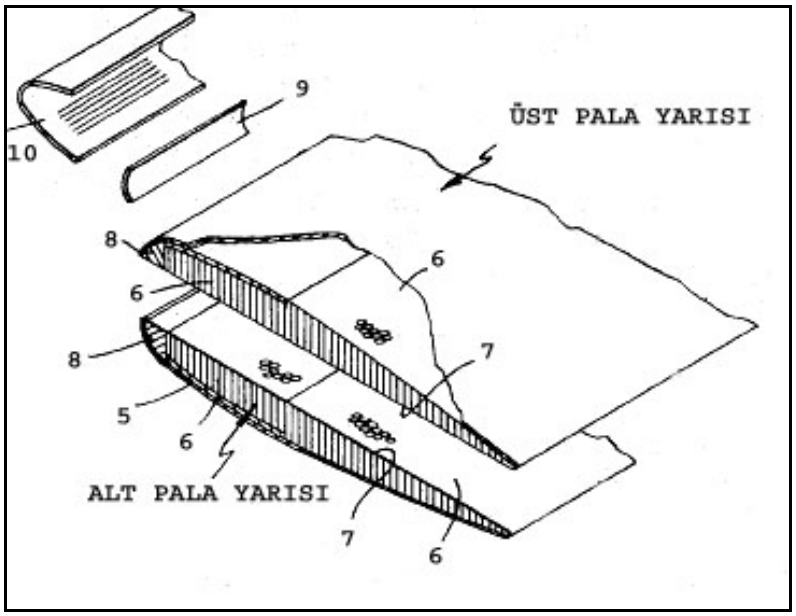
Son olarak ek yeri kapağı (9) olarak adlandırılan ve genellikle cam elyafı ile karbon elyafından imal edilmiş şerit malzemenin, hücum kenarında alın alına birleştirilmiş pala kaplamasının birbirlerine daha iyi tutunmasını sağlamak için yapıştırma işlemi

gerçekleştirilir. Daha sonra da paslanmaz çelik veya poliüretan malzemeden imal edilmiş aşınma plakası (10) palanın hücum kenarına yapıştırılır (Şekil 3.2).

Panel yapıya sahip palaların imalatında yaşanan sorun ve yöntemdeki en büyük dezavantaj, kalıp yarılarına palayı oluşturan yapı elemanları yerleştirilip olgunlaştırma safhasına geçilmeden önce kalıp yarılarının dolayısıyla pala yarılarının statik olarak dengelenmeye ihtiyaç duyulmasıdır. Bu işlem zaman alıcı bir işlem olduğundan ve de yetişmiş personele gereksinim duyduğundan hem maliyeti arttırmakta, hem de seri üretim imkânını kısıtlamaktadır.



Şekil 3.1: Panel yapıdan oluşan palaların imalat işlemi (A) Yüzey kaplamasının serilmesi, (B) Sparın yerleştirilmesi, (C ve D) Balpeteğinin yerleştirilmesi, (E) Pala yarılarının yapıştırılması [11]



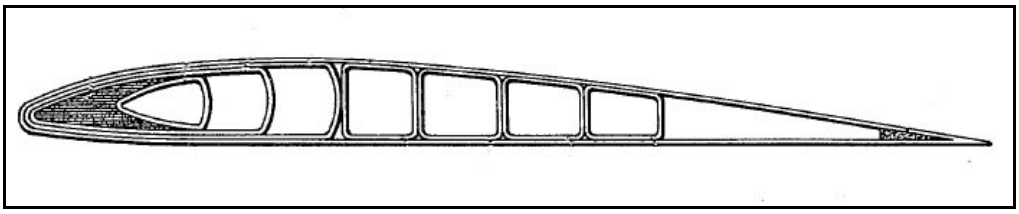
Şekil 3.2: Ek yeri kapağı ve aşınma plakasının montajı [11]

3.2 Çok Odacıklı Kesite Sahip Palalar ve İmalat Yöntemi

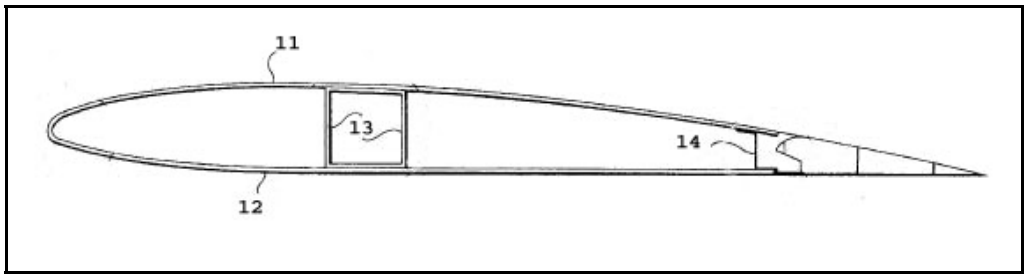
Şekil 3.3'de çok odacığa sahip bir pala görülmektedir. Şekil 3.4'de görülen tek parça olarak üretilmiş palanın kesitinde üst yüzey kaplaması (11), alt yüzey kaplaması (12), iç spar kutusu desteği (13), ilave destek sparı (14) görülmektedir. Şekil 3.5'te ise palanın hücum kenarının detay resmi verilmiştir. Bu resimde yüzey kaplamalarının çoklu tabakadan meydana geldiği görülmektedir. Üst yüzey kaplamasının (11) iç yüzeyi iki adet tek yönlü ince karbon 0/90 tabakasından (15), dış yüzeyi de aynı şekilde iki adet karbon tabakasından (16) meydana gelmektedir. Yüzey kaplamasının iç ve dış yüzeylerini birbirlerinden hafif bir dolgu malzemesi (17) ayırmaktadır. Böylece sandviç yapı ile rijitlik elde edilmiştir. Burada kullanılan malzemeler prepreg (pestil) malzemelerdir. Prepreg malzeme kullanılarak palanın son halindeki ağırlığının tam doğrulukla kontrol edilmesi amaçlanmaktadır. Yöntemde kullanılan reçine malzemesi, yüksek sıcaklıkta polimerize olan termoset reçinedir.

Tıpkı üst yüzey kaplaması gibi alt yüzey kaplamasında da benzer sandviç yapı kullanılmıştır. Şekil 3.5'te görüldüğü üzere, kaplamalardaki dolgu malzemesi hücum kenarına kadar uzanmamış, buradaki boşluk bir çeşit köpükle (Sintaktik köpük-Syntactic foam) (18 ve 19) doldurulmuştur. Bu köpüğün özelliği, yüksek sıcaklıklarda genleşmesidir. Köpük malzemesi ilk halde yumuşak ve yapışkandır bu yüzden üst ve alt dolgu malzemelerini (17 ve 20) kendisiyle yapıştırarak kalıp yarıları kapatıldığında dolgu malzemelerini doğru yerlerinde tutmak için de

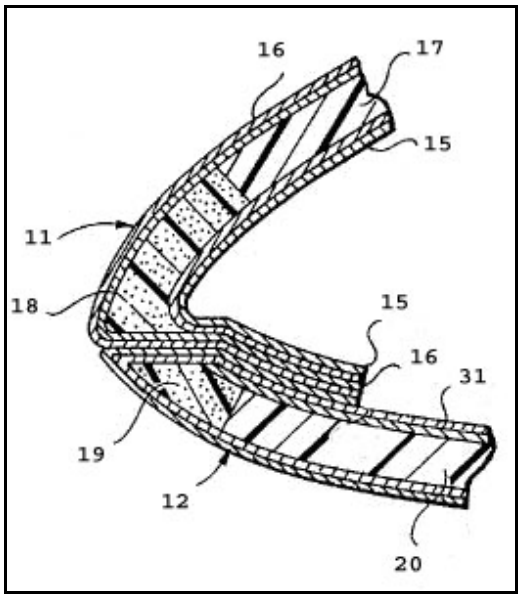
kullanılır. 18 ve 19 ile gösterilen köpük malzemesinin bulunduğu alan öyle seçilmiştir ki, köpük malzeme genleştiğinde on kat kadar hacmi büyümekte ve de pürüzsüz bir yüzey elde etmek için kalıplama prosesi süresince hücum kenarına baskı uygulamaktadır.



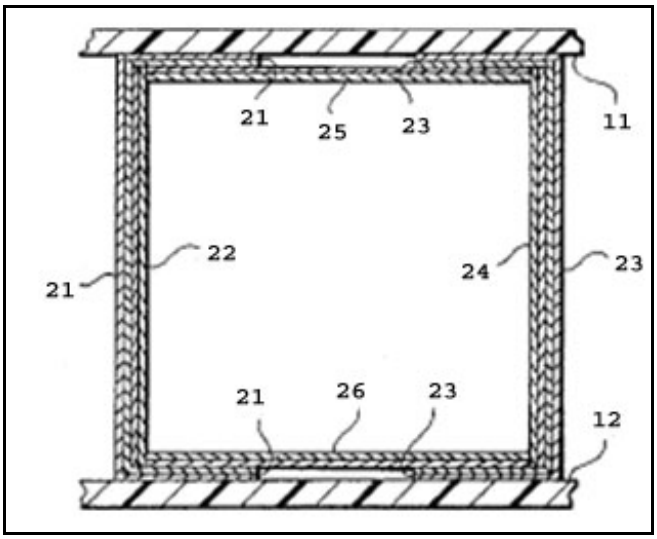
Şekil 3.3: Çok odacıklı keside sahip bir pala [12]



Şekil 3.4: Farklı spar yapısına sahip bir pala [13]



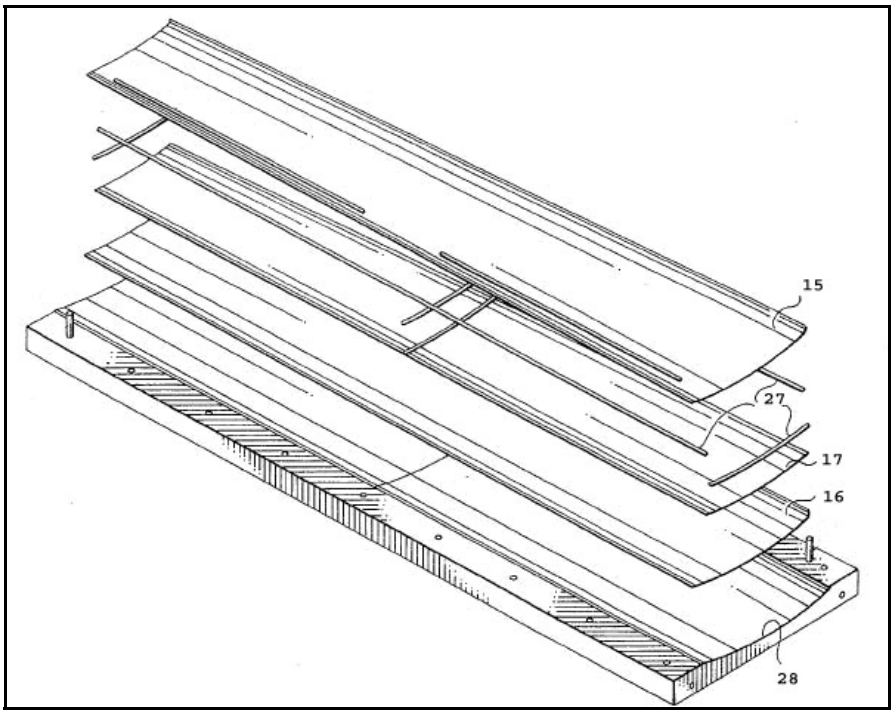
Şekil 3.5: Şekil 3.4'deki palanın yakınlaştırılmış hücum kenarı [13]



Şekil 3.6: Spar kutusu detay görünüşü [13]

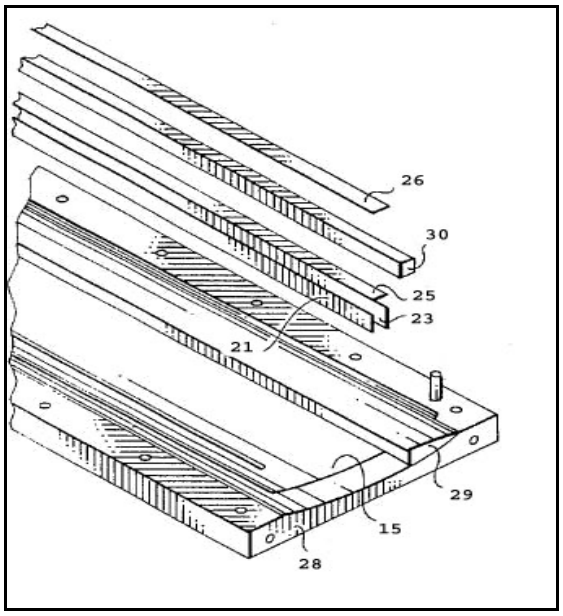
Şekil 3.6'da spar kutusu (13) görülmektedir. Spar kutusunu oluşturan malzeme, tek yönlü karbon elyaflı prepregtir. Spar kutusunun hücum kenarı tarafında bulunan dik elemanlar (21, 22), çift katlı karbon malzemeden imal edilmiştir. Aynı şekilde, firar kenarı tarafında yer alan dik elemanlar (23, 24) da tek yönlü karbon malzemeden imaldir. Dik elemanların dış tabakaları (21, 23), pala üst ve alt yüzey kaplaması (11, 12) ile temas etmek amacıyla içe doğru katlanmışlardır. Katlanmış bu tabakalı malzemeleri üst ve alt yüzey kaplamalarına bastırmak için, dik elemanlarla aynı malzemeden imal edilmiş üst ve alt kapak (25, 26) kullanılmıştır.

Şekil 3.7'de, uygun hatlara göre işlenmiş ve prepreg malzemenin fırın içerisinde yüksek sıcaklıkta gerçekleştirilen olgunlaştırma sıcaklığına dayanabilecek iki parçalı pala kalıbı görülmektedir. İmalatın ilk aşamalarında, üst kalıp yarısı (28), kalıp boşluğu yukarı gelecek şekilde presin alt çenesine bağlanır. Önceden kesilmiş, tek yönlü, çift katlı karbon prepreg malzeme (16) kalıp yüzeyine yerleştirilir. Ardından yine önceden belirli boyutlarda kesilmiş dolgu malzemesi (17) önceden yerleştirilmiş parçanın üzerine serilir. Üst yüzey kaplamasını (11) meydana getiren sandviç yapının iç ve dış yüzeyleri (16 ve 15) ve de dolgu malzemesinin (17) arasındaki delaminasyonu önlemek için karbon malzemeden imal edilmiş güçlendiriciler (27) kullanılır. Bunun üzerine iç kaplama tabakaları (15) yerleştirilerek Şekil 3.4'teki yapı elde edilir.



Şekil 3.7: Alt yüzey kaplamasının kalıba serilmesi [13]

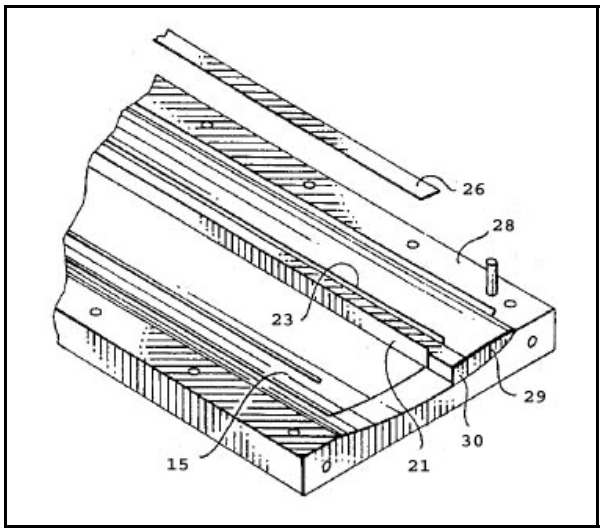
Şekil 3.8'de imalatın anahtar faktörleri görülmektedir. Bunlar, elastik kauçuk mandrellerdir. Burada mandreller çok parçalıdırlar (29, 30, 32, 33, 34). Bu mandreller, tamamen palanın tasarımına bağlı üretilmektedir. Eğer spar kutusunun yeri ya da boyutları değişecek olursa aynı şekilde mandrellerin boyutları da değişeceği için her defasında yeni mandreller üretilmektedir. Mandrelleri üretmek için öncelikle kalıp yarılarının yüzeylerine tabaka halinde balmumu sürülür. Bunun amacı, oluşturulacak mandrellerin odacığın kesit alanından daha küçük olması gerektiğindendir. Kalıp yarıları kapatılır ve silikon kauçuk boşluğa dökülür. Kauçuk polimerize olur ve katılaşır. Balmumunun tabakasının kalınlığı, kalıplama esnasında mandrellerin pala yüzey kaplamalarına optimum baskı yapmasının sağlanması amacıyla iyi kontrol edilmelidir. Kalıp içerisinde katılaşan tek parça halindeki kauçuk mandrel, kalıptan çıkarılır. Uzunlamasına kesilir ve dik güçlendirici elemanların kullanılacağı yerlerde gerekli budama yapılır. Mandrellerin içerisinde herhangi metal göbek bulunmamaktadır.



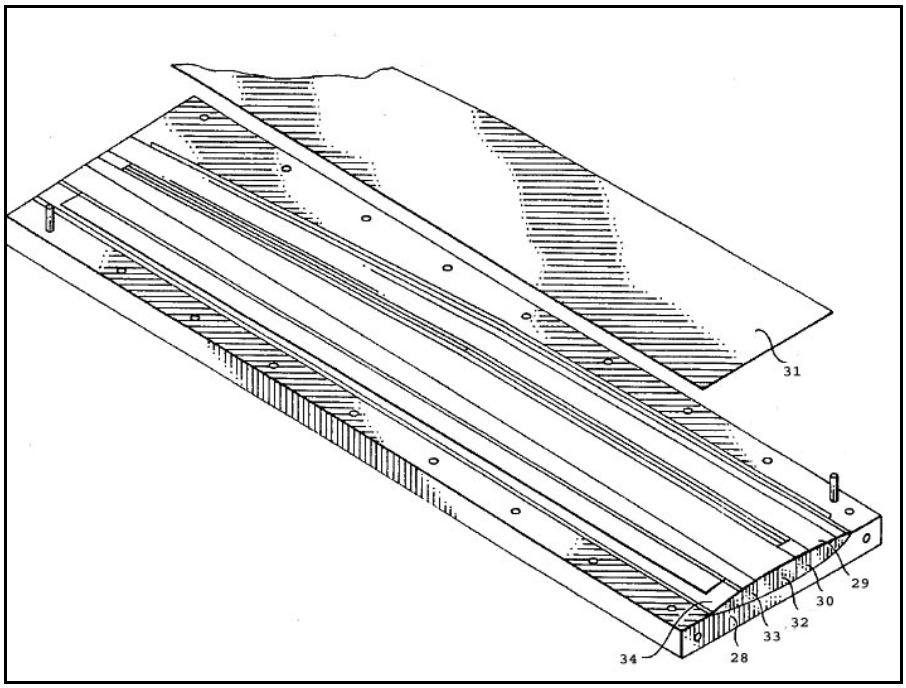
Şekil 3.8: Elastik mandrellerin yerleştirilmesi [13]

Şekil 3.8'de, elastik mandrelin ilk parçası (29) kalıba yerleştirilmiş halde görülmektedir. Daha sonra sırasıyla prepreg güçlendirici dik elemanlar (21, 23) (aynı zamanda iç tabakaları da 22 ve 24 içerirler) yerleştirilir. Yerleştirme işleminde mandrel ve dik güçlendirici elemanların yerleri ve boyutları üretilecek palanın maruz kalacağı yüklere dayanacak şekilde belirlenir.

Şekil 3.9 ve 3.10'da alt kalıba bileşenlerin tek tek yerleştirme işlemi görülmektedir. İlk mandrel parçası (29) yerleştirildikten sonra spar kutusunu oluşturacak dik güçlendirici elemanlar (21 ve 23) aralarında ikinci mandrel parçası (30) olacak şekilde yerleştirilir. Tüm mandrellerin yerleştirme işlemi tamamlandıktan sonra, alt yüzey kaplamasının iç yüzeyini oluşturan çift katlı tek yönlü karbon prepreg malzeme (31) mandrellerin üzerine yerleştirilerek alt kalıbın yerleştirilme işlemi biter.

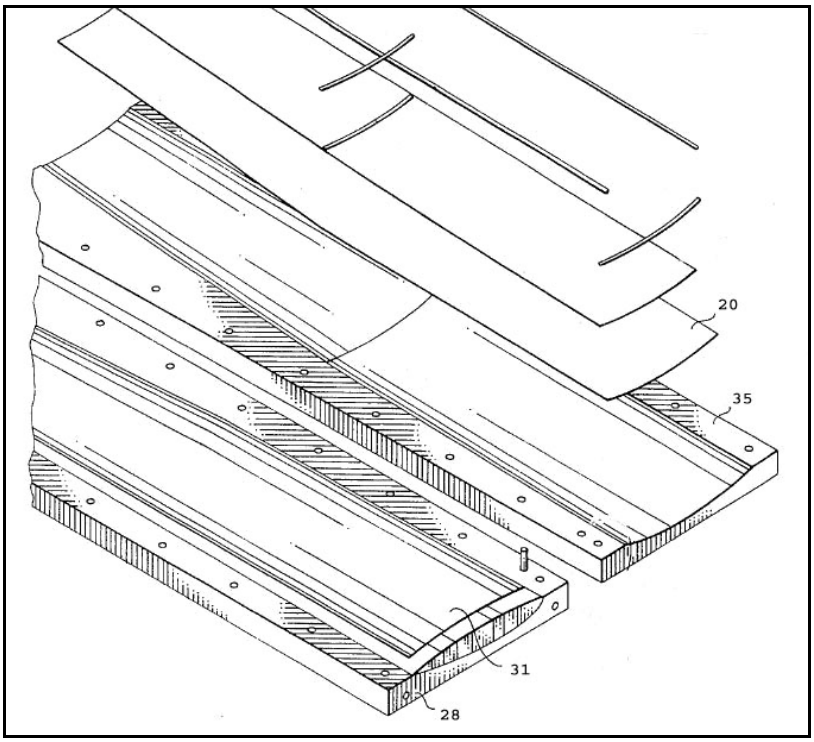


Şekil 3.9: Spar kutusunun oluşturulması [13]

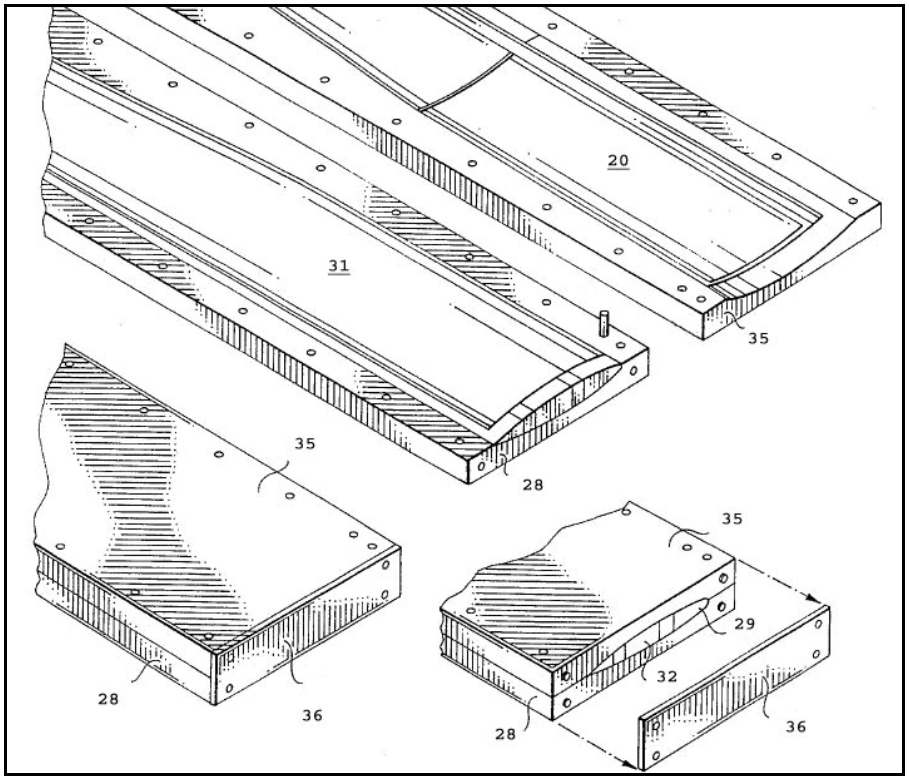


Şekil 3.10: Karbon prepreg malzemenin serilmesi [13]

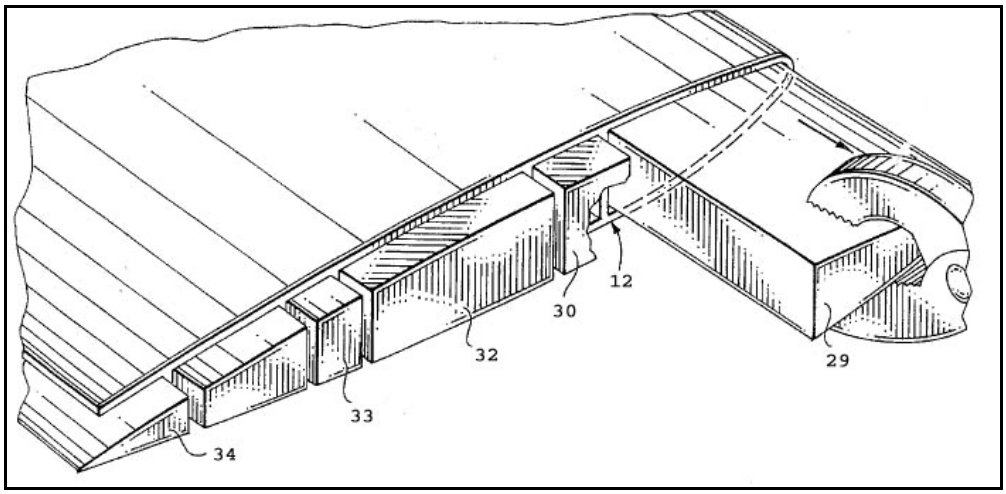
Şekil 3.11'de üst kalıp yarısına yüzey kaplamasını oluşturan malzemelerin yerleştirme aşaması, Şekil 3.12'de ise üst ve alt kalıp yarılarının (28 ve 35) birbirlerine oturtulması gösterilmektedir. Kalıplara daha sonra uç kapakları takılır ve fırında belirli bir süre tutulur. Olgunlaştırma işlemi için gereken sıcaklık aralığında yeterli süre bekletilen kalıplar fırından çıkartılır ve oda sıcaklığında soğumaya bırakılır. Soğuyan kalıplardan önce uç kapakları (36) çıkartılır ve esnek mandrellerin paladan çıkartılması için kalıplar birbirinden ayrılır. Paladan mandrellerin çıkartılmasıyla pala kullanılmaya hazırdır (Şekil 3.13).



Şekil 3.11: Üst kalıba serme işlemi [13]



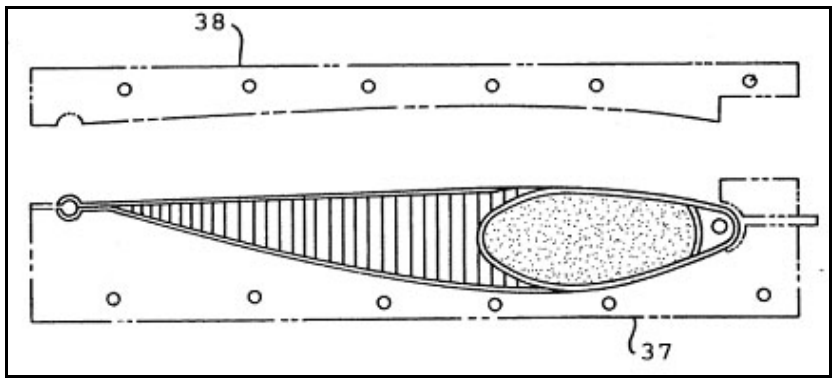
Şekil 3.12: Kalıpların ve uç kapağının kapatılması [13]



Şekil 3.13: Elastik mandrellerin çıkarılması [13]

3.3 Modüler Yapıya Sahip Palalar ve İmalat Yöntemi

Helikopter rotor palası tasarımındaki en iyi ve en gelişmiş çözümdür. Bu tasarıma sahip palaların imalat yöntemi, panel yapıya sahip palaların imalatına benzemektedir. İki yöntem arasındaki benzerlik, palaların kapalı kalıplar içerisinde üretilmesidir. Panel yapısında olduğu gibi palayı meydana getiren parçalar preslenerek, belirli bir sıcaklık aralığında olgunlaştırılır. Modüler yapıya sahip pala imalatındaki kolaylık ve esneklik, palayı oluşturan parçaların son ölçülerinde tek bir kalıp yarısına yerleştirildiği için kalıp içerisindeki pala yarılarının işlenmesine gerek olmaması ayrıca her bir kalıp yarısının ayrı olarak statik dengelenmesine gerek kalmamasıdır. Kullanılan kalıplardan birisi palanın üst yüzey profiline sahip (37), diğeri de palanın alt yüzey profiline sahiptir (38) (Şekil 3.14). Her iki kalıp bir araya getirildiğinde, oluşan iç boşluk palanın tüm dış yüzeyini meydana getirir [21].



Şekil 3.14: Modüler pala imalatında kullanılan kalıp [14]

Olgunlaşmamış (pre-cured) haldeki prepreg (pestil) ya da kumaş malzeme gerekli ölçülerde kesildikten sonra, bir tek kalıba el ile istenilen kalınlık elde edilinceye

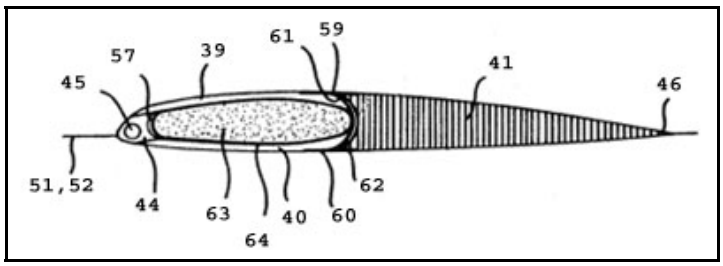
kadar üst üste serilir. Bileşenleri elle serme işlemi süresince, tabakaları oluşturan malzemeler ve elyaf yönlenmeleri, üretilecek yapıdaki istenilen özelliklere göre kendi içerisinde veya diğer malzemelerle değiştirilebilir.

Bu yöntemde, palayı meydana getiren parçalar yarı olgunlaşmış ya da olgunlaşmamış olarak tek bir kalıptaki yerlerine yerleştirilir, diğer kalıp kapatılarak birinci kalıba baskı yapar ve sistem hava almayacak şekilde güçlendirilmiş esnek plastik poşetle sarılarak vakum uygulanır. Kompozit parçaların birbirine yapışmasını ve polimerize olmalarını sağlamak amacıyla sıcaklık belirli değerler arasında kontrollü olarak arttırılır.

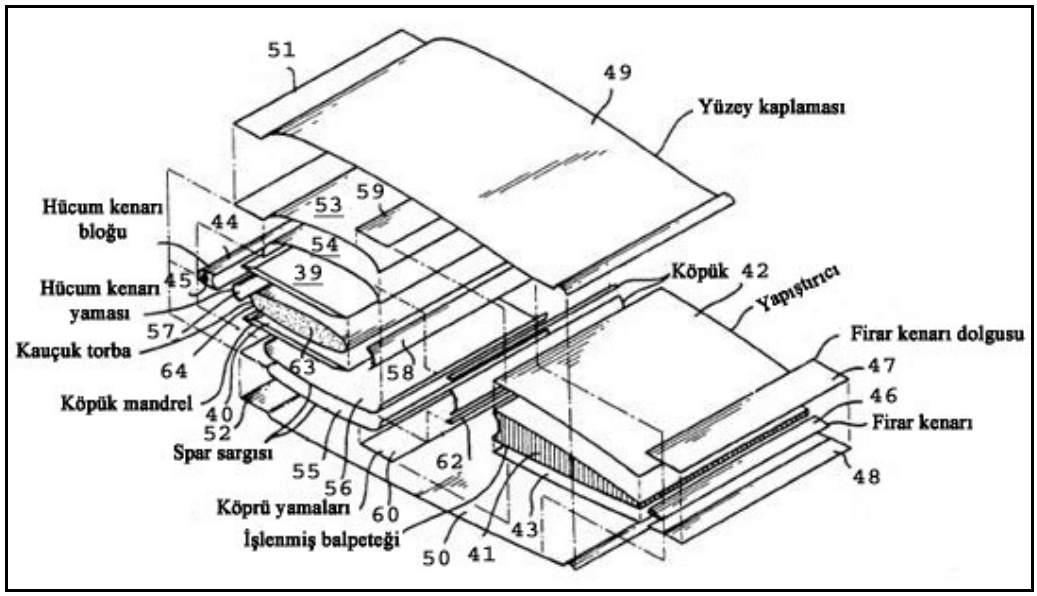
Yöntemle, boyu (span) 7600-9100 mm, veter uzunluğu 500-900 mm ve yüksekliği 40-90 mm boyutlarındaki palalar üretilebilir. İmalat yöntemi açıklanırken Şekil 3.15 ve Şekil 3.16'dan yararlanılacaktır. Paladaki ana yapısal eleman olan spar, üst spar sargısı (spar pack) (39) ve alt spar sargısından (40) oluşur ki her bir sargı pala boyunca kökten uca kadar uzanır. Aynı şekilde veter uzunluğu boyunca da hücum kenarı bölgesinden başlayıp veterin üçte birine değin uzanır. Bu örnekte verilen spar, ikinci bölümde değinildiği gibi hazır kapalı ya da yarı açık bir forma sahip değildir. Normal şartlarda elyaf demetlerinin kalıp içerisinde şekillendirilmesinden ya da elyaf sarma yöntemiyle imal edilmemiş spar sargılarının diğer yapısal elemanlarla yapıştırılarak içi boş bir yapı oluşturulmasından meydana gelmiştir. Sparın takviye elyafı başlıca cam elyafı ve az miktarda grafit (karbon) elyafıdır. Elyafların büyük bir kısmı tek yönlüdür ve pala uzunluğu (span) boyunca uzanır. Spar sargılarının kalınlığı pala uzunluğu (span) boyunca, pala ucundan köke gidildikçe artar. Bunun yanında, veter boyunca da ön ve arka kenarlara yaklaştıkça sivrilir.

Palada hücum kenarından firar kenarına doğru sıralanacak olursa, spardan sonra yer alan bileşen, pala yapısının devamlılığını sağlamak amacıyla belirli ölçülerde işlenmiş bal peteği yapıdır (41). Bu yapı, uçuş anında meydana gelen kesme yüklerini taşır ve aynı zamanda titreşimleri sönümler. Bal peteği malzemenin petekleri düzenli sıralanmış altıgenler şeklindedir ve pala imal edilirken peteklerin ekseni, veter ekseniyle dik açı yapacak şekilde kalıba yerleştirilir. Bal peteğinin imalatı, kısmi olarak belirli bölümlerinde birbirlerine yapıştırılmış ve üst üste istiflenmiş ince tabakaların bu tabakalara dik yönde çekme kuvveti uygulanarak açılmasıyla gerçekleşir. Bal peteği yapının malzemesi metal (hafif alaşım örneğin alüminyum, çelik) ya da metal dışı (fenolik reçine emdirilmiş karton, poliamid

tabakalar, reçine emdirilmiş cam dokuma) olabilir. Metalik bal peteği yapı daha ucuz ve daha dirençlidir ama metal dışı bal peteği korozyona daha az duyarlı ve daha hafiftir.



Şekil 3.15: Modüler yapıya sahip pala kesidi [14]



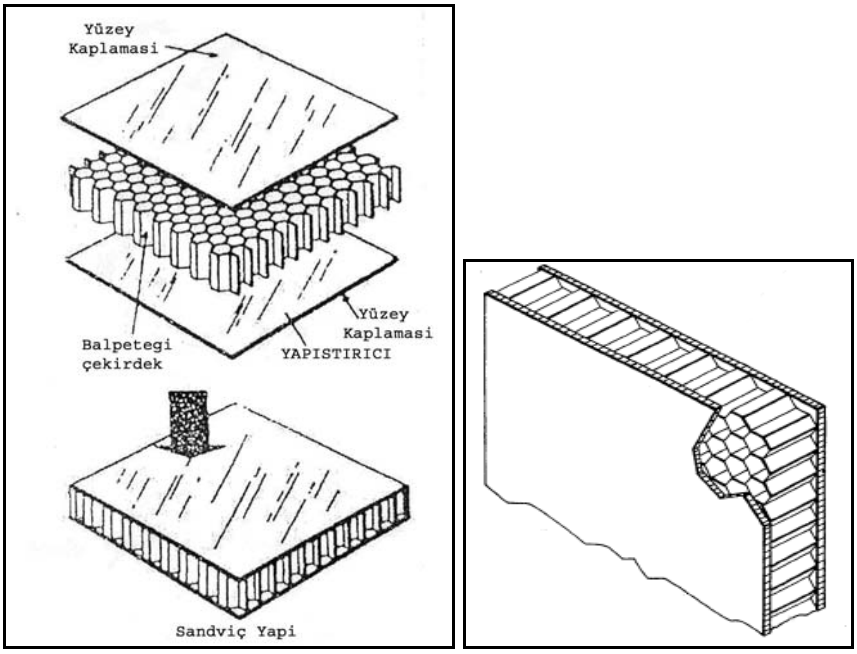
Şekil 3.16: Modüler yapıya sahip pala [14]

Yukarıdaki örnekte kullanılan bal peteğinin malzemesi DuPont firmasının ürettiği Nomex® (ince duvarlı bir tür fenolik plastik)'tir. Bal peteği malzemesini kendi başına bir yapı olarak tarif etmek mümkün değildir. Bal peteği malzeme yukarıda anlatıldığı gibi uygun biçimde şekillendirildikten sonra üst ve alt kenarları uygun kaplama elemanları ile (alüminyum levha, kompozit malzeme-prepreg) kaplanırsa elde edilen yapı sandviç petek yapı olur (Şekil 3.17) [4, 15].

Petek yapının kullanım avantajları aşağıdaki şekilde sıralanabilir:

- Mukavim olmalarının yanında çok hafiftirler,
- Basma yükü altında üniform mukavemet elde edilir,
- Çatlağın ilerlemesini oldukça zorlaştırırlar,
- İstenilen boyutta kesilebilir ve diğer peteklere yapıştırılabilir (bu özelliği sayesinde helikopter palalarının tamirinde büyük kolaylık sağlanır) (Şekil 2.12),
- Rotor palalarında meydana gelen titreşimleri sönümler.

Bal peteği panelin dış hatları, bir mastar yardımıyla istenilen ölçülerde aşındırma yapabilen döner kasnak yardımıyla oluşturulur. Bal peteğinin dış hatlarını oluştururken dikkat edilmesi gereken konu, petek yapı yüksekliğinin pala kaplamasının yüksekliğinden daha küçük olması gerektiğidir. Çünkü petek yapı ile pala dış yüzey kaplamasının arasına yapıştırıcı özelliği olan (epoksi yapıştırıcı) tabaka malzeme (42 ve 43) yerleştirilir ve böylece rijitlik sağlanır. Kalıp yarıları kapatıldığında, takımla pala yüzey kaplamaları arasında oluşan basınç hem kaplamaların olgunlaştırılmasını hem de petek yapının üzerindeki yapıştırıcı katman ile yeterince ıslanmasını sağlayarak kaplama ile petek yapının birbirine yapışmasını sağlar.



Şekil 3.17: Bal peteği sandviç yapı [4,15]

Palanın hücum kenarında burun bloğu (44), sparın önünde yer alır ve pala profilinin en uç kısmını oluşturur. Bloğun içinde paslanmaz çelik, kurşun, bronz, vb. imal edilmiş ağırlık çubuğu (45) bulunur. Hücum kenarı bloğu, pala kökünden ucuna kadar tüm pala boyunca uzanır. Blok, elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemelerin kalıp içerisinde şekillendirilmesiyle üretilir. Malzemenin şekillendirme işlemi için kalıba konulmasıyla, tüm blok uzunluğu boyunca malzemeye uygulanan basınç sayesinde ortam havası malzemeden dışarıya atılır. Bu işleme ön sıkıştırma (precompaction) adı verilir. Burun bloğu, palanın hücum kenarını oluşturması için kalıp içerisine yerleştirilmeden önce bu işlemden geçirilir. Aynı biçimde, Şekil 3.16'daki kama şekilli firar kenarı bloğu da (46) bu yöntemle üretilir. Firar kenarının elyafı, palanın uzun ekseni boyunca uzanır ve rotor sisteminin dinamik gereksinimlerini karşılamak amacıyla yeterli derecede veter eğilme rijitliğini sağlayacak karbon veya bor gibi daha yüksek elastisite modülüne sahip malzemelerden seçilir.

Firar kenarında bulunan kama şekilli blok ile bal peteği yapının oluşturduğu alın alına birleşme bölgesindeki yapısal süreklilik, her iki yapıyı da kaplayacak şekilde yerleştirilen dolgu şeritleri (47, 48) ile sağlanır. Şeritlerdeki takviye elyafı palanın uzun ekseniyle ±45º yapacak şekilde üst üste serilmiş ve kalınlığı boyunca eşit olarak dağıtılmış tabakalardan oluşur.

Palanın üst ve alt yüzey kaplamaları (49 ve 50), cam ve/veya karbon kumaşın serilmesiyle oluşmuş çoklu tabakalardan meydana gelmiştir. Elyafların yönleri, palanın uzun ekseni ile paralel ya da dik olacak şekilde, ±45º açılı ya da [0/±45/90] gibi sanki-izotropik (quasi-isotropic) yönlenmede serilebilir. Kaplamalar, hücum kenarında palayı aşan farklı bir oluşuma sahiptir (51 ve 52). Pala boyunca uzanan bu şeritler, palanın kalıp içerisinde olgunlaştırma işlemi gerçekleştirilip kalıptan çıkarıldıktan sonra hücum kenarı radyüsünden temizlenir.

Şekil 3.16'da görülen 53, 54, 55 ve 56 ile gösterilen spar sargılarının kullanılma amacı, sparın diğer spar çeşitlerindeki gibi yekpare bir yapıya sahip olmamasıdır. Bu sargıların takviye elyafının bir kısmı palanın uzun ekseniyle ±45º açı yapacak şekilde yerleştirilmiş yüksek elastiklik modülüne sahip karbon elyafından, bir kısmı da palanın uzun ekseni boyunca 0º ve 90º açı yapacak şekilde yerleştirilmiş cam elyafından seçilmiştir. Sparı, 39 ve 40 ile gösterilen spar sargılarından oluşturmak için böyle bir yapıya gereksinim duyulur. Bu sargılar ile hücum kenarı burun bloğu

arasındaki yapısal bütünlüğün sağlanması için 57 ile gösterilen ek yeri yaması kullanılmaktadır. Bu yama, 54 ve 56 nolu spar sargılarını örterek bağlantıyı sağlar. Aynı şekilde, 58 nolu yama da sparın arka kısmında 54 ve 56 nolu spar sargılarının birbirleriyle bağlantısını sağlamaktadır. Ek yeri yamaları (57 ve 58), palanın uzun ekseniyle ±45º açı yapacak biçimde yerleştirilmiş cam takviye elyafından oluşan tabakalı kompozit malzemelerdir.

Pala yüzey kaplamalarının altında ve kaplamalarla komşu olan spar sargılarının firar kenarına doğru olan kenarlarının üzerinde yer alan ve kaplamalara destek sağlamak amacıyla kullanılan köprü yamaları (59 ve 60), tabakalı kompozit malzemedir ve takviye elyafı palanın uzun ekseniyle ±45º açı yapacak biçimde yerleştirilmiştir. Önceden olgunlaştırılmış haldedirler.

Hem köprü yamalarının spar sargılarına yapısal olarak tutunmalarını sağlamak hem de pala yüzey kaplamalarına destek sağlamak amacıyla bu bölgede köpük yapıştırıcı olarak da bilinen üst ve alt köpük bantları (61 ve 62) kullanılır. Olgunlaştırılmamış bant halinde uygulanan köpük, olgunlaştırma çevriminde uygulanan ısının etkisiyle genleşerek ilgili spar sargısı ve yüzey kaplaması arasındaki boşluğu doldurur. Aynı malzemeden üretilmiş olan kavisli yapıdaki olgunlaştırılmamış köpük bant bal peteği yapı ile sparın arkasındaki yama (58) arasına yerleştirilerek olgunlaştırma işlemi süresince genleşir bal peteği yapı ile spar arka yaması arasındaki boşluğu doldurarak bu yapıların birbirlerine yapışmalarını sağlar.

Kullanılan kalıplar ve içlerindeki parçalar, kalıbın dış yüzeyleriyle temas halinde bulunan ve içerisinden yüksek sıcaklıkta yağ akışı olan plakalar sayesinde ısıtılır. Olgunlaşmamış bileşenlerin kalıp yüzeylerine doğru temas etmelerini sağlamak için ve de tabakalardaki sıkışmış havayı kalıpların dışına atmak için gereken basınç kalıbın içerisinde oluşturulur. Bu basınç, dış yüzeyinin ölçüleri spar sargılarından (39, 40, 54, 56) daha küçük olan rijit yapısal bir styrofoam mandrel (63) yardımıyla oluşturulur. Mandrelin etrafına sarılan hava geçirmez ve yaklaşık 2,5 mm kalınlığındaki esnek bir kese (64), tüm pala boyunca uzanır. Mandrel, keseyi desteklemek için kullanılır ve hem mandrel, hem de esnek kese paladan olgunlaştırma işlemi gerçekleştikten sonra çıkarılacak biçimde tasarlanmıştır. Esnek kesenin, olgunlaştırma işlemi sonrasında sparın iç yüzeyine istenmeyen yapışmasının önlenmesi ve çıkarılırken yırtılmasının önlenerek kolay bir şekilde ayrılmasının sağlanması için kesenin dış yüzeyine ayırma kolaylaştırıcı malzeme uygulanır. Aynı

malzeme, pala yüzey kaplamasını oluşturan malzemenin kalıp yarılarının boşluğuna serilmesinden hemen önce de uygulanır.

Mandrel de dâhil olmak üzere palanın tüm bileşenleri kalıp içerisinde doğru yerlerine yerleştirildikten sonra kalıp yarıları kapatılır. Kalıp uç plakaları ve basınçlandırma aparatları monte edilir. Kalıp yarıları, hidrolik pres yardımıyla kapatılır. Kalıp kapatıldıktan sonra, kalıp flanşları pala yüzeyinde bulunan çıkıntıları (51, 52) tutar. 2 saat süre ile 4-6 atm arasında ve yaklaşık 120º C de tutulan kalıp içerisinde, ısı plakalarının uzaklaştırılmasıyla spar duvar kalınlığı 40º C ye kadar düşer. Esnek kesenin basıncı azaltılır, kalıptaki pala oda sıcaklığında soğumaya bırakılır ve olgunlaştırılmış pala çıkartılır. Hücum kenarında bulunan fazla malzeme (51, 52) dikkatlice kesilip atılır, pala yüzeyindeki kalıpla yapışmasını engelleyici madde soyulur.

4 . KOMPOZİT MALZEMELER

Bir ürünün tasarım ya da imalat sürecinde farklı uygulamalarda kullanmak üzere mühendisler elli binden fazla malzeme arasından uygun malzemeyi seçmek durumundadır. Bu malzemeler birkaç yüz yıldır kullanılan bakır, pirinç, dökme demir olabileceği gibi gelişmiş malzemeler olarak adlandırılan kompozitler, seramikler ve yüksek performanslı polimerler ve metaller olabilir. Bu malzemeler ana özelliklerine göre (rijitlik, dayanım, yoğunluk, erime sıcaklığı gibi) dört ana gruba ayrılır: (1) metaller, (2) plastikler, (3) seramikler, (4) kompozitlerdir. Bu dört ana gruptaki malzemeler arasında çok farklı özelliklere sahip çok sayıda tür bulunur ve diğer gruptaki malzemelerin özellikleriyle benzerlik gösterebilirler [16].

Kompozisyonları ya da biçimleri farklı iki ya da daha fazla sayıdaki malzemenin kendi özelliklerini kaybetmeden ve birbiri içerisinde çözünmeden kimyasal ya da mekanik olarak bir araya getirilmesiyle oluşmuş heterojen yapısal malzemelere kompozit malzeme denilmektedir. Bu tanım, metal alaşımları, mineraller, ahşap ve insan kemiği gibi malzemeleri de içerisine alır ve çok geneldir.

Kompozit malzemeler sınıflandırılmak istenirse, bazıları aşağıdaki şekilde sıralanabilir:

1. Elyaf takviye-polimer matris
2. Elyaf takviye-seramik matris
3. Elyaf takviye-metal matris
4. Farklı metal ya da metal olmayan malzemelerden oluşmuş tabakalı malzeme
5. Karbon takviye-karbon matris
6. Metal elyaf-metal matris
7. Asbest elyaf-beton matris

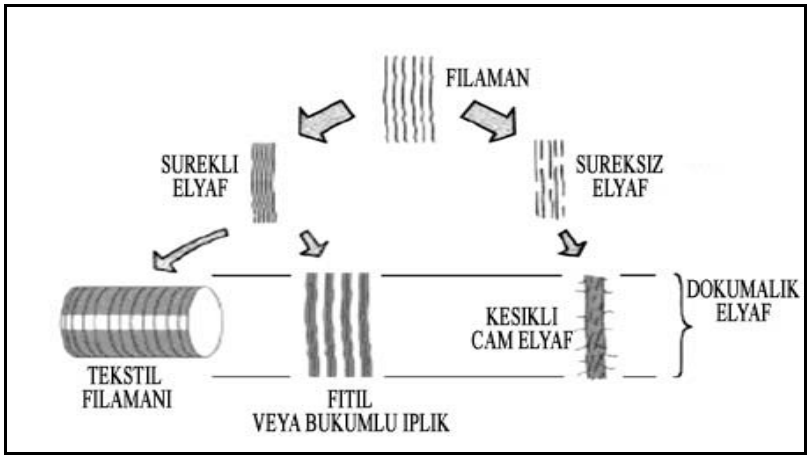
Kompozit malzemeler, bunun gibi pratik olarak sınırsız sayıda malzeme kombinasyonunu içerir, takviyeli plastikler de bu sınıflandırmanın içerisinde yalnızca bir tanesidir [16].

Takviyeli plastikler, kullanılan takviyeye (pekiştirici) göre ayrı bir sınıflandırma ile sıralanacak olursa: takviyeli termoplastik, takviyeli termoset, cam takviyeli plastik (CTP), aramid takviyeli plastik, bor takviyeli plastik, karbon takviyeli plastik vb. sıralanabilir.

Kompozit malzemeler genel heterojen malzemelerden farklıdırlar. Artık kompozit malzeme denilince ilk olarak akla gelen sürekli veya süreksiz güçlü elyafların zayıf bir matris malzemesiyle çepeçevre sarılmasıyla meydana gelmiş malzemelerdir. Matris malzemesinin kullanılma amaçları şu şekilde sıralanabilir: takviye elyaflarını bir arada tutarak yükü fiberlere eşit olarak dağıtmak ve elyafları dış ortamın olumsuz etkilerinden korumak [17].

4.1 Elyaf Malzemeler

Takviye elyafları her birinin çapı 5 ile 15 mikrometre arasında değişen binlerce lifin biraraya getirilmesiyle oluşur. Böylelikle tekstil makinelerinde kolaylıkla dokunabilirler. Bu elyaflar farklı şekillerde satışa sunulurlar. Kısa elyafların uzunlukları birkaç santimetre veya milimetrenin belirli bir kesri kadar olabilir ve mat üretiminde ya da enjeksiyon kalıplamada kullanılırlar. Uzun elyaflar ise kompozit malzeme üretilirken kesilerek ya olduğu halde kullanılırlar ya da dokunarak kumaş haline getirilirler.



Şekil 4.1: Farklı elyaf biçimleri [17]

Başlıca elyaf malzemeleri:

- Cam
- Aramid veya Kevlar (çok hafif)
- Karbon (yüksek modüllü veya yüksek dayanıma sahip)
- Bor (yüksek modüllü veya yüksek dayanıma sahip)
- Silisyum Karbür (yüksek sıcaklığa dayanıklı)

Kompozit malzeme imal etmek için elyaflar takviye amacıyla faklı biçimlerde bir araya getirilebilir. Bunlar:

1. Tek yönlü (unidirectional) takviyeler: tek yönlü iplikler, teypler,
2. İki boyutlu takviyeler: dokunmuş ya da dokunmamış (non-woven, keçe) kumaşlar
3. Üç boyutlu takviyeler: birçok doğrultuda yönlenmiş fiberlere sahip (orthogonal, normal layer ınterlock) kumaşlar.

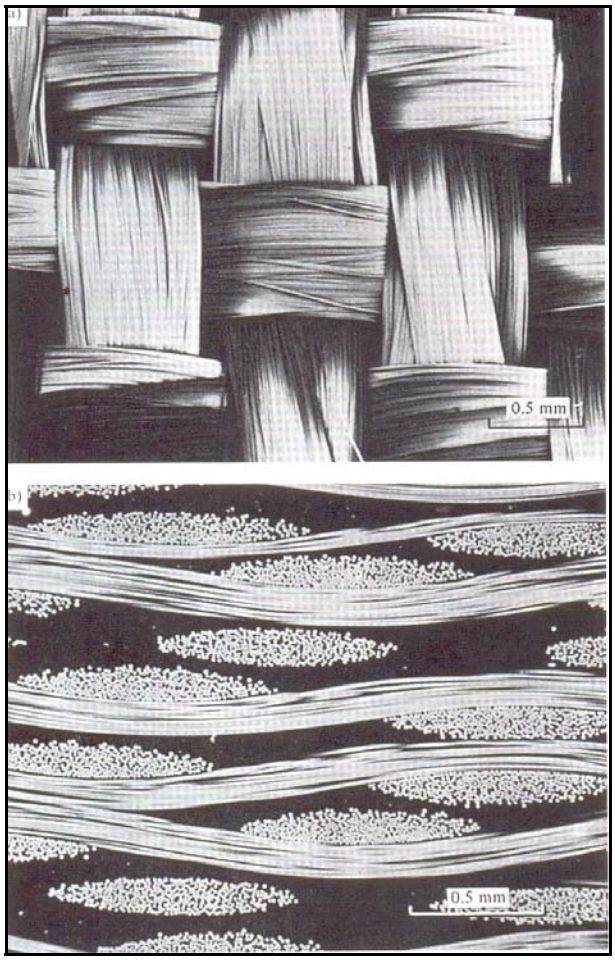
Yukarıda sözü edilen takviyelerden ayrı olarak dolu veya boş küreciklerle tozlar da kompozitleri güçlendirmek amacıyla kullanılabilirler.

Elyaf üreticileri, ürettikleri elyafların diğer metallerle dayanım ve rijitlik kıyaslaması yapılması amacıyla grafiklere başvururlar. Ancak bu grafikler karşılaştırmalarda çok kullanışlı değildir çünkü bu değerler tek bir elyafın izole edilerek çekme yükü altındaki davranışını göstermektedir. Kompozit sektöründe elyaflar reçine içerisine ya 0° tek yönlü tabaka oluşturacak şekilde gömülürler ya da tekstil makinelerinde 0/90° gibi yönlenmelerde dokunarak kumaş halinde serilirler. Sonsuz sayıda yönlenmeye sahip takviye bulunsa da pratikte bunların çok azı kullanılır [18].

Eğer tek bir elyafın taşıyacağı yüke bağlı olarak dayanımına X denilirse,

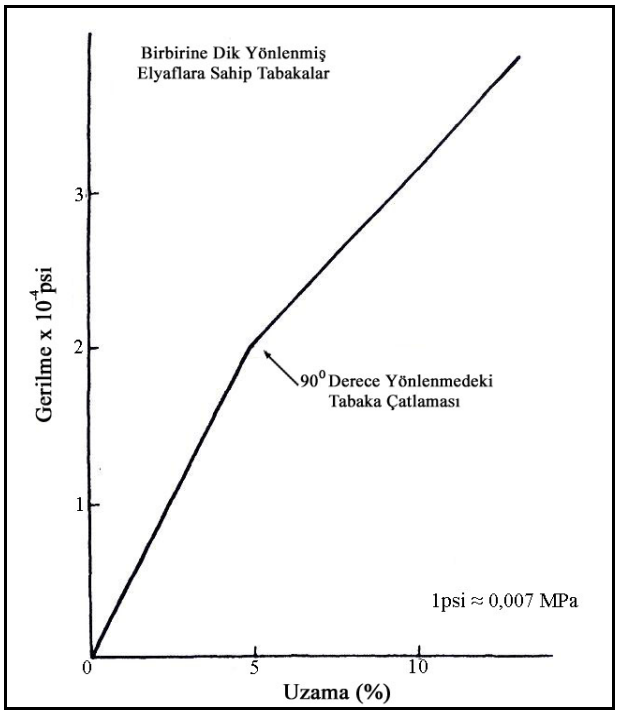
1. Düz elyaf: dayanımı çok yüksek X
2. Tek yönlü teyp: %50 hacim oranına sahip olduğu varsayıldığında dayanım X/2,
3. Her bir katmanı birbirine dik yönde yönlenmiş tek yönlü teyp: yükleme doğrultusunda elyafların ancak %50'si yük taşır bu durumda dayanım X/4 (Şekil 4.3),

4. Dokunmuş kumaş: elyafların kumaş içerisinde bükümü sonucunda dayanım özellikle basma halinde X/4'ten de az (Şekil 4.2).

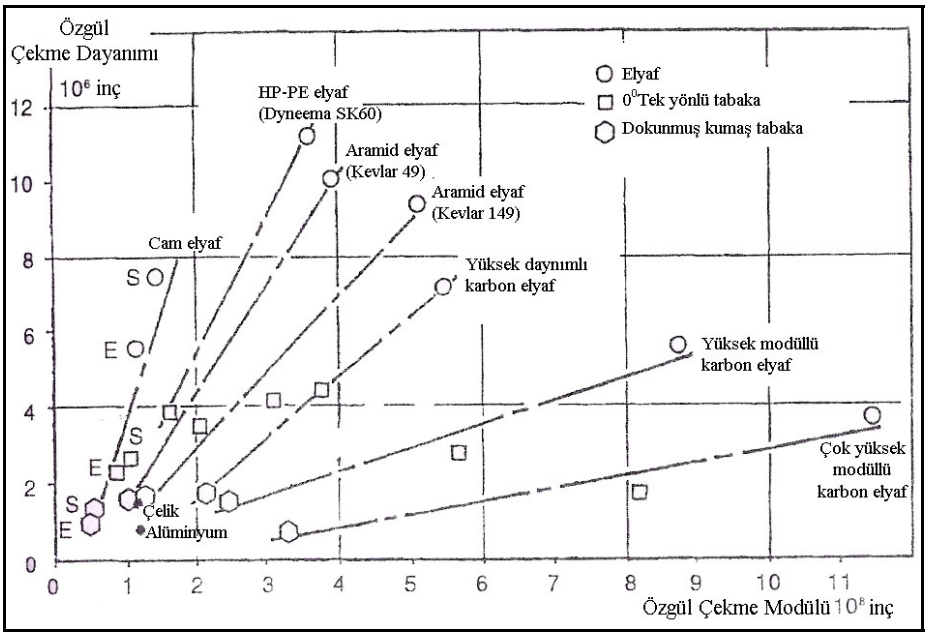


Şekil 4.2: (a) Dokunmuş haldeki kumaş takviye malzemesinin reçine emdirilmeden önceki SEM fotoğrafı (b) aynı kumaşın kesit görünüşü [19]

Şekil 4.4'de kompozit malzemelerde kullanılan elyaf formunun malzemeye bağlı olarak mekanik özelliklerinin değişimi grafik halinde gösterilmektedir. Çekme yönünde yüklendiğinde tek yönlü teyplerden oluşmuş tabakaların dokunmuş fiberlerden oluşan tabakalara göre dayanımlarının daha yüksek olduğu görülmektedir.



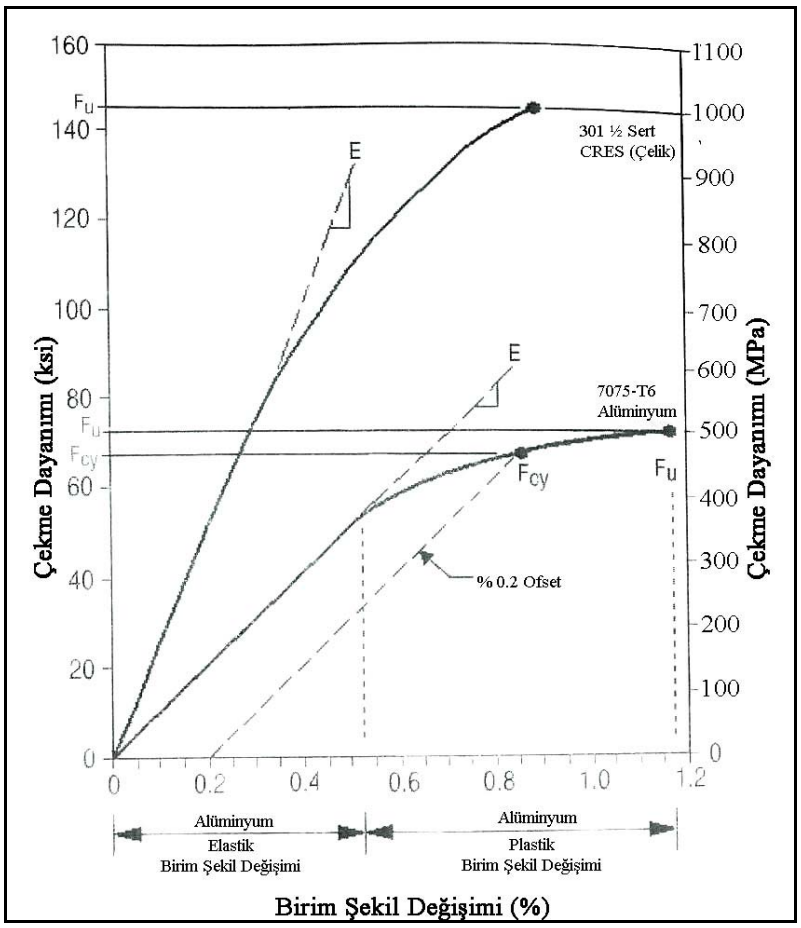
Şekil 4.3: 0/90° teyp malzemesinin gerilme-birim şekil değişimi grafiği [20]



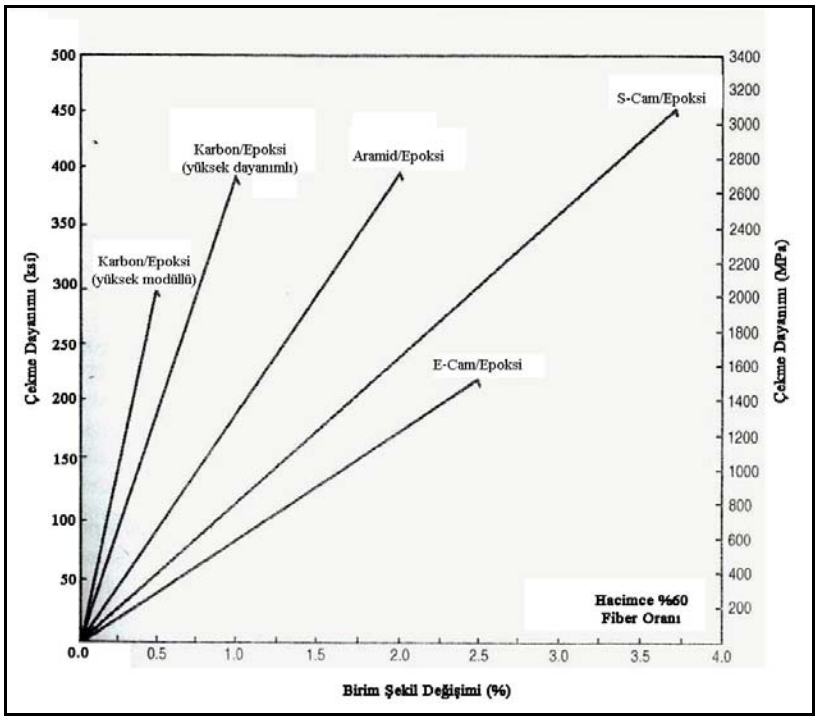
Şekil 4.4: Elyafların özgül mekanik özellikleri [18]

Kompozit tabakaların gerilme-birim şekil değişimi eğrileri Şekil 4.5'de gösterilen metalik malzemelerden farklılık göstermektedir. Metalik malzemelerde görüldüğü gibi plastik akma karakteristiği göstermeyen kompozit malzemelerin gerilme-birim şekil değişimi doğrusal elastik bölgeyle sınırlanmış düz bir çizgiden meydana gelmektedir. Şekil 4.6'da tipik tek yönlü teyp tabakalarından oluşan kompozit malzemelerin gerilme-birim şekil değişimi ilişkisi gösterilmektedir.

Gerilme-birim şekil değişimi eğrisinin eğimi dikeye yakın olan malzemeler daha yüksek elastiklik modülü değerine sahiptir böylece belirli bir kalınlıkta daha yüksek rijitliğe sahiptir [18].



Şekil 4.5: Metalik malzemelerin tipik gerilme-birim şekil değişimi grafiği [18]



Şekil 4.6: Tek yönlü kompozit malzemelerin tipik gerilme-birim şekil değişimi grafiği [18]

Elyaflar, takviye şeklini almadan önce özel bir yüzey kaplama işleminden geçirilirler. Amacı ise matris malzemesiyle yapışmayı arttırmak ve tekstil makinelerinde dokunmaları esnasında kumaşta ve makinede aşınmayı önlemektir.

4.2 Matris (reçine) malzemeler

Matris malzemeleri genel olarak iki gruptan oluşur. Bunlar: termoplastik ve termoset matrislerdir.

4.2.1 Termoplastik reçineler

Yüksek moleküler ağırlığa sahip, dayanıklı katılardır. Isıtıldıklarında yumuşar, soğutulduklarında orijinal mekanik özelliklerini yeniden kazanırlar. Termoplastikler birçok kez yeniden eritilebilirler ve bu yüzden onarımları kolaydır. Yüksek camsı geçiş sıcaklığına (T_g) sahiptirler aynı zamanda erime sıcaklıkları da yüksektir. Düşük yüzey enerjilerinden dolayı ıslatabilme (kompozit imalatında önemli bir özellik) özellikleri zayıftır. Bazı termoplastik reçineler şunlardır: polipropilen, poliamid, polietereterketon-PEEK, sülfon vb.

4.2.2 Termoset reçineler

Düşük moleküler ağırlığa sahip reçinelerdir. Kimyasal çapraz-bağlanma ile sertleştirilirler. Bu işleme olgunlaştırma (cure, kürleme) adı verilmektedir. Çapraz bağlanma tersinmez bir işlemdir ve bu reçineler eritilemezler. Isıtıldıklarında da miktarda yumuşama gösterebilirler, aşırı ısıtıldıklarında yanarlar ancak erimezler. Birçok termoset reçine sistemi oda sıcaklığında veya daha alt sıcaklıklarda olgunlaşır ve ekzotermik olarak dışarıya ısı verirler. Diğer termoset reçine olgunlaştırma sıcaklıkları 93, 120 veya 180 ºC'tır. Çok düşük sıcaklıklar kimyasal reaksiyon ya da olgunlaşma işlemini ya yavaşlatır ya da engeller. Tüm termoset reçinelerde dışarıdan ısı verildiğinde olgunlaştırma süresi azalır [18]. En çok kullanılan termoset reçineler şunlardır: fenol formaldehit, polyester, vinilester, epoksi, akrilik, poliüretan, silikon, poliimid vb.

4.2.2.1 Epoksi reçineler

Yüksek viskoziteye sahip olan epoksi reçineler, havacılık sektöründe yapıştırma amacıyla kullanıldıkları gibi kompozit uygulamalarında da geniş kullanım alanına sahiptirler. Genellikle yüksek sıcaklıklarda (50-100 ºC) tabakalı yapılarda kullanılırken inert çözücü yardımıyla viskoziteleri düşürüldükten sonra oda sıcaklığında da tabakalı kompozit malzeme imalatında kullanılabilirler. Düşük sıcaklıklar için geliştirilmiş sertleştiriciler kullanıldığında karşılaşılan sorunlardan birisi, tüm çözücü buharlaşmadan önce reçinenin olgunlaşmasıdır. İki bileşenli, oda sıcaklığında olgunlaşan yapıştırıcı macunları ve 150ºC gibi sıcaklıklardaki servis koşullarında dayanımı düşmeyen sıcakta olgunlaştırılan film yapıştırıcılar epoksi reçinelerin çeşitleri arasındadır.

Epoksi reçineler genel olarak dört gruba ayrılır:

1. 177 ºC (350 ºF) olgunlaştırılan epoksi: Bu epoksi sistemleri, yapısal sistemlerin yüksek sıcaklıklarda iyi mekanik özelliklere sahip olmaları amacıyla yüksek sıcaklıklarda olgunlaştırma işlemine gereksinim duyarlar. Uzun süre neme maruz kalmaları halinde özelliklerinde azalma söz konusudur. Matris malzemesi olarak bu tür epoksi kullanılan yapılar genellikle katı kompozit tabakalardır.
2. 120 ºC (250 ºF) olgunlaştırılan epoksi: Bu tür epoksi sistemleri, ses hızının altında uçan askeri veya sivil helikopter/uçakların dış ikincil yapılarında

kullanılmaktadır. Bu reçineyi kullanan sistemlerin uzun süreli servis koşullarında çalışma sıcaklığı 93 ºC'yi geçmez ve ikincil yapısal elemanlar ile sınırlıdırlar.

3. 93 ºC (200º F) olgunlaştırılan epoksi: Bu sistem**,** 80 ºC'de istenilen basma dayanımı değerlerini sağlaması amacıyla elle ıslak serme yönteminde kullanılmak üzere üretilmiştir.
4. Oda sıcaklığında olgunlaştırılan epoksi: Genellikle kompozit malzeme onarımlarında kullanılan bu reçine sistemleri sertleştirilmeleri için katalizör ya da sertleştirici olarak adlandırılan ikinci bir kimyasala ihtiyaç duyarlar [18].

4.2.3 Reçinelerden beklenen özellikler

4.2.3.1 Fiziksel ve kimyasal özellikler

Reçineler, kompozit malzemelerde elyafları bir arada tutarak yükün elyaflara eşit biçimde dağıtılmasını sağlar. Kompozit malzemelerde son derece önemli bir bileşen olduğu için bazı özelliklere sahip olmaları istenir. Bu özellikler aşağıdaki gibi özetlenebilir:

- Elyaf ıslatabilme özelliği iyi olmalı,
- Olgunlaştırma (kürleme) sırasında veya sonrasında uçucu yan ürünler açığa çıkarmamalı,
- Basit bir olgunlaştırma işlemi gerektirmesi,
- Hatalı işleme ve imalata toleranslı olmalı,
- Olgunlaştırma sırasında boyutlarında çekme meydana gelmemeli,
- Aşırı sıcaklığa veya neme maruz kaldığında oda sıcaklığındaki özellikleri korumalı,
- Düşük su emme özelliğine sahip olmalı,
- Yangın gibi durumlarda doğrudan ateşe maruz kaldığında olgunlaştırılmamış halde veya bozunma esnasında zehirli tehlike oluşturmamalı,
- Ürünün imalatı süresince işi bitirmeye yetecek kadar çalışma süresi olmalı,
- Oda sıcaklığında ıslak serme yapılırken çalışmaya olanak sağlayacak viskoziteye (10–20 poise) sahip olmalıdır.

Kompozit imalatında olası en yüksek elyaf/reçine oranını sağlamak genelde istenen bir durumdur. Ancak yalnızca elyaf miktarına göre karar vermek yanlış bir yaklaşımdır. Elyaf miktarı gibi reçine miktarı da kompozit malzemelerin dayanımında önemli bir paya sahiptir. Reçine miktarının optimum değerden az olması reçineden yoksun bölgeler meydana getirir ki, bu durum çok daha düşük mekanik özelliklere sahip kompozit malzeme üretilmesine neden olur. Doğru miktarda reçine gerekli olduğu kadar bu reçinenin doğru şekilde dağıtılması da çok önemlidir. Sıkıca dokunmuş kumaş takviyeleri ya da çok viskoz reçine, reçinenin kuru elyaf demetlerini ıslatmasını zorlaştırır. İyi bir ürün elde edebilmek için kumaş dokumanın çeşidi, reçine viskozitesi, basınç ve olgunlaştırma sıcaklığı gibi parametreler çok önemlidir. Düşük viskoziteli reçineye ihtiyaç duyulması halinde reçinenin yeterli tokluğa sahip olması ve hasara uğramadan önce büyük şekil değişimi geçirebilmesi istenir [18].

4.2.3.2 Mekanik özellikler

İdeal matris malzemesi olarak bir reçinenin sahip olması gereken mekanik özellikler aşağıdaki gibi olmalıdır.

Çekme dayanımı: 56-70 MPa

Çekme elastiklik modülü: 4140 MPa

Kopma uzaması : %3-6

Kırılma enerjisi : > 0,5 KJ/m^2

Reçinelerin iyi basma özelliklerine sahip olması istenirse çekme modülünün yüksek olması istenmektedir [21].

4.2.4 Termoset reçinelerin termoplastik reçinelere göre avantajları

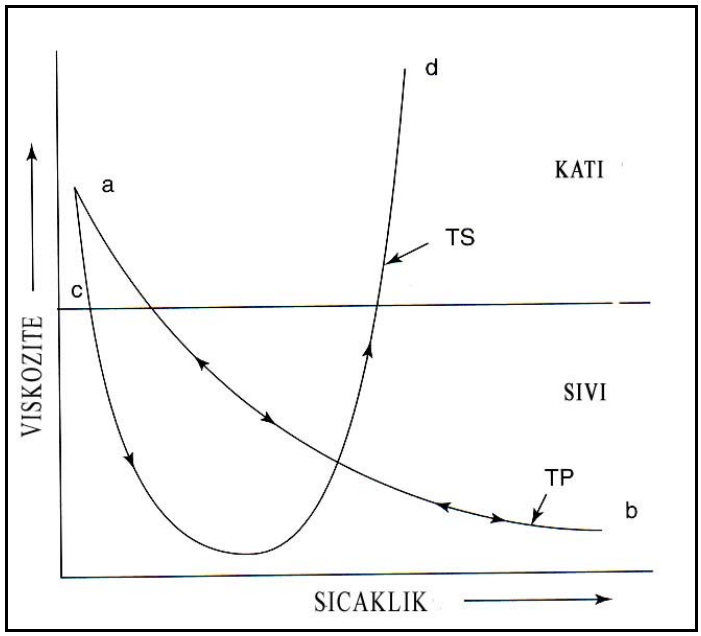
- Termosetler, birçok termoplastiğin erime sıcaklığından daha düşük sıcaklıklarda olgunlaştırılır. Böylece termoplastiklerden daha düşük sıcaklıklarda işlem görürler,
- Birçok iki bileşenli reçine sistemi oda sıcaklığında olgunlaştırılabilir, ayrıca olgunlaştırılmaları yaklaşık olarak 80 ºC'ye ısıtılarak hızlandırılabilir,
- Kimyasal dirençleri daha iyidir,

- Özellikle epoksi sistemlerinde olgunlaştırma sıcaklık aralığının geniş olması sayesinde onarımlarda olgunlaştırma sıcaklıklarından daha düşük sıcaklıklarda işlem yapılmasını sağlar.

4.2.5 Termoset reçinelerin termoplastik reçinelere göre dezavantajları

- İşlem hızı yavaştır (soğuk havada muhafaza / eritme / olgunlaştırma),
- Göreli olarak düşük tokluk, dayanıma sahiptir,
- Potansiyel sağlık sorunlarına yol açabilirler,
- Onarımları yavaştır.

Termoset (TS) ve termoplastik (TP) reçinelerin viskozitelerinin sıcaklıkla değişimi Şekil 4.7'de verilmiştir. Şekilde her iki reçine de oda sıcaklığı veya yakın bir sıcaklıkta sıvı olarak bulunmaktadır. Bu durum, renk verici maddelerin, takviyelerin kolayca karıştırılmasını ya da sertleştirici gibi kimyasalların reçineye katılmasını kolaylaştırmaktadır. Termoplastik reçinelerin sıvı halde termoset reçinelerden daha yüksek viskoziteye sahip olduğu kolayca görülmektedir. Şekil 4.7'de **a** noktasında TP reçine oda sıcaklığında veya olabilecek en soğuk sıcaklıkta katı haldedir. **b** noktasında ise aynı TP reçine en ılık sıcaklıkta ve sıvı haldedir. **c** noktasında TS reçine oda sıcaklığına yakın bir sıcaklıkta ne sıvı ne de katı haldedir, yarı jel halindedir. **d** noktasında ise TS reçine en ılık sıcaklıkta katı haldedir. TP reçinenin eğrisi üzerindeki çift ok işareti, reçinenin sıcaklığa bağlı olarak fiziksel halinin değişebileceğini yani tersinir olduğunu göstermektedir. TS reçinenin eğrisindeki tek yönlü ok işareti ise bu tür reçinelerin ısıtıldıklarında olgunlaştırılarak katı hale geçtiklerini ve işlemin tersinmez olduğunu göstermektedir [22].



Şekil 4.7: Termoplastik ve termoset reçinelerin sıcaklıkla viskozite değişimi [22]

5 . DELAMİNASYON HASARI

Tabakalı polimer matrisli kompozitler yüksek düzlemsel özgül rijitlikleri (in-plane specific stiffness, E/ρ) nedeniyle yüksek performanslı uzay ve havacılık uygulamalarında kullanılmaktadır. Bu malzemelerin tabakaları arasındaki zayıf ara yüzeyleri nedeniyle düzlem dışında uygulanan yüklere karşı son derece hassastırlar. Ara yüzeyler boyunca meydana gelen delaminasyon hasarı, yapının dayanım ve katılığını azaltıcı role sahiptir.

Delaminasyon, çok genel olarak tabakalı kompozit malzemelerin komşu tabakaları arasındaki bağın (yapışmanın) olmadığı veya ayrışma gerçekleşmiş bölgelerdir. Delaminasyon ayrıca, tabakalı kompozit malzemelerde görülen ve yapının kullanım ömrünü kısaltan ve/veya kullanılamayacak duruma getiren çatlak büyümesi durumudur.

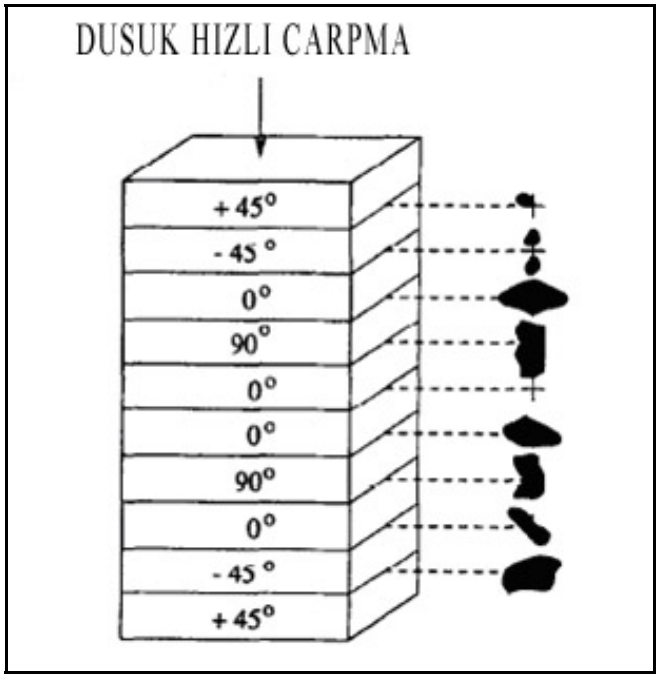
Delaminasyonun nedenleri olarak imalat kusurları, servis sırasında oluşan eğilme, basma ya da çekme gibi statik dış yüklemeler, çevrimsel yorulma yüklemeleri ya da düşük-orta enerjili çarpma darbeleri sayılabilir [23].

Elle serme yöntemiyle imal edilen yapılarda kullanılan takviyelere (kumaş, tek yönlü teyp, pre-preg vs.) elle dokunulmamalıdır. Ayrıca serme işlemi yapılacak ortamın özel olarak şartlandırılması büyük öneme sahiptir. Tabakalar arasında kalan toz, yağ, kir, vs. uygun yapışma ortamını ortadan kaldırmakta ve yapışma kusuruna neden olmaktadır. Servis sırasında meydana gelen yüklemeler, önceden yapıda bulunan yapışmamış bölgelerin alanını arttırarak bölgesel dayanım ve rijitlik azalmasına neden olmaktadır.

Tabakalı kompozit malzemelerdeki düşük çarpma darbesine örnek olarak rutin bakımlar sırasında kullanılan alet veya takımın kompozit parça üzerine belirli bir yükseklikten düşürülmesi verilebilir. Düşük enerjili çarpma, kompozit yapının içerisinde delaminasyon ve/veya matris çatlaması meydana getirir ve görsel olarak yapının dış yüzeyinde herhangi bir hasar gözlenmez. Kompozit yapıda delaminasyon birkez meydana geldiğinde uygulanan yüklerle alanı büyüyerek yapıyı zayıflatır [24].

Yüksek enerjili çarpmalarda kompozit yapının yüzeyinde oluşan hasar ya da batma gözle görülebilir, düşük enerjili çarpmalar (hızı 10 m/s'den ya da enerjisi 100 J'den küçük) ise yüzeyin altında yoğun delaminasyon bölgesi oluşturarak gözle görülmeyebilir. İç hasarlar, dayanım ve rijitlik gibi önemli mekanik özelliklerin azalmasında önemli bir paya sahip olduğu bilinmektedir [23].

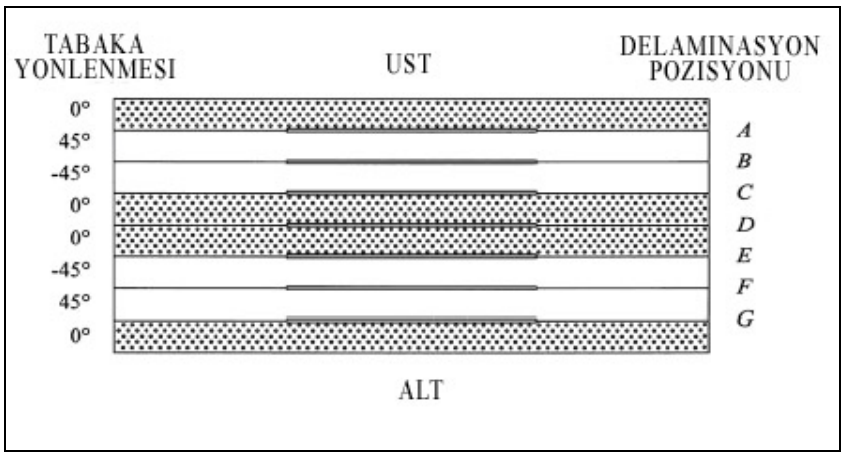
Kompozit yapılardaki delaminasyonla ilgili yapılan araştırmalarda delaminasyonun oluşumu ve sonuçları hakkında çok önemli bilgiler elde edilmiştir. Bunlardan en önemlileri bölümün ilerleyen kısımlarında verilmiştir. Elyaf takviyeli çok yönlü tabakalı kompozit yapılarda düşük hızlı yabancı cisim çarpmalarında tabakalar arasında oluşan delaminasyon yoğunluğunun arayüzeyi meydana getiren tabakalardaki elyafların açılarıyla ilgili olduğu bulunmuştur. Şekil 5.1'de düşük hızlı enine çarpmalarda, kompozit tabakalar arasındaki delaminasyonun alanının tabakaların açıları arasındaki farkın en büyük olduğu durumda en büyük olduğu gözlemlenmektedir [25].



Şekil 5.1: Enine çarpma sonrasında tabaka ara yüzeylerinde oluşan delaminasyon bölgeleri [25]

Wang vd.'nin yaptığı çalışmada cam pre-preg malzemeyle $[0/\pm45/0]_s$ yönlenmesinde serilen deney numunesinde oluşturulan yapay delaminasyonun basma dayanımına etkisi incelenmiştir. Oluşturulan delaminasyonun numunenin kesitine göre tam ortada yer alması, delaminasyonsuz numuneye oranla %31 daha az basma kırılma

yüklerinde hasara uğradığı görülmüştür. Ayrıca kesitte çoklu delaminasyonun dayanıma etkisi incelenmiş ve kesiti eşit parçalara ayıracak şekilde oluşan delaminasyonların malzemenin hasarsız durumundakinden %65 daha düşük yüklerde kırıldığı tespit edilmiştir. Şekil 5.2'de delaminasyon C ve E bölgelerinde aynı anda oluştuğunda kırılma yüklerine etkisi en büyük olmaktadır [26].



Şekil 5.2: Kompozit numunenin tabaka yönlenmesi ve delaminasyonların kalınlık boyunca yerleşimi [26]

Reddy vd., E-cam kumaşı ve epoksiden imal ettiği tabakalı kompozit plakalarda farklı boyutlarda yapay delaminasyonlar oluşturmuş ve enine (transverse) statik yük uygulayarak delaminasyonların yük altındaki davranışlarını incelemişlerdir. İmal edilen plakaların boyutları 150x150x5 mm ve oluşturulan yapay delaminasyonların çapları 5, 10 ve 15 mm dir. Artan yükle birlikte delaminasyonların alanlarının da artış gösterdiği görülmüştür. Kumaş elyafların düzlemsel basma dayanımlarının düzlemsel çekme dayanımlarına oranla daha düşük olduğu için plakaların yük uygulanan yüzeylerinde meydana gelen basma gerilmeleri neticesinde hasar, çekme gerilmeleri oluşan yüzeyde görülmemektedir [24].

Hou vd.'nin yaptığı çalışmalarda ise tabakalı kompozit plakaların çarpma testi sonrasında oluşan delaminasyonların malzemenin eğilme katılığına (rijitlik) etkisi incelenmiştir. Delaminasyonlu plakalara yeniden çarpma testleri uygulanarak delaminasyonların değişimi de ayrıca incelenmiştir. E-cam ve epoksi pre-preg malzemeden imal edilen yaklaşık 1,8 mm kalınlığındaki dairesel numunelere 4m/s hızla düşürülen ağırlığın her tabakada matris çatlağı oluşturduğu ve küçük çaplı delaminasyonların hem alt tabaka ara yüzeylerinde hem de az da olsa çarpma yüzeyinde oluştuğu görülmüştür. Delaminasyonlu plakalara yeniden çarpma testi yapıldığında, önceden oluşmuş delaminasyon bölgelerinin sayıları ve alanları

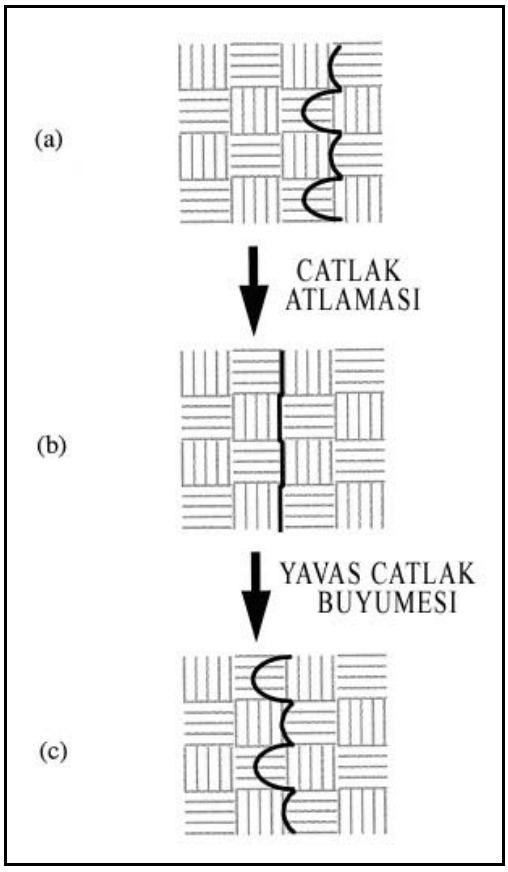
artmıştır. Delaminasyonlu bölgelerde plakanın kalınlığında da artış gözlenmiştir. Delaminasyon alanının küçük olduğu durumlar için (plaka alanının yaklaşık %1'i kadar) eğilme katılığı azalmakta ve baskın hasar mekanizması matris çatlaması olmaktadır. Delaminasyonlu bölgenin alanı belirli bir değeri aştığında ise eğilme katılığı değeri hasarsız plakanın sahip olduğundan daha büyük bir değere yükselmektedir. Eğilme katılığı, malzeme özelliği yanında geometrik özelliklerle de ilgilidir. Malzeme yönünden ele alındığında çarpma sonrası her bir tabakanın modülü artmayacağı bilinmektedir. Eğilme katılığında meydana gelen artışın nedeni, plakanın geometrisinin değişimiyle açıklanabilir. Delaminasyon oluşumuyla bölgesel olarak meydana gelen kalınlık artışı, malzemenin eğilme katılığının artışında etkilidir [27].

Jorgensen ve Horsewell'in çalışmasında karbon elyaf takviye ve epoksi pre-preg malzemeden imal edilen tabakalı kompozit plakaların küresel bir batıcı uca karşı gösterdiği davranış incelenmiştir. Aynı malzemeden oluşan kalın ve ince plakalarda hasar mekanizması incelenmiş ve kalın plakalarda matris çatlağının en üst yüzeyde oluşarak alta doğru tabaka tabaka ilerlediği görülmüştür. Daha ince plakalarda ise hasar eğilme nedeniyle en alt tabakalarda meydana gelmektedir. Çalışmada ayrıca delaminasyon oluşumunun önlenmesi amacıyla elyaf açılarının en büyük olduğu tabakalar arasına ince alüminyum malzeme yerleştirerek batıcı uç hasarının şiddetinin azaldığı ve oluşan plastik deformasyon sonucunda matris çatlağı ve delaminasyonun gözlenmediği görülmüştür [28].

Pawar ve Ganguli ise bir helikopterin ileri uçuşu sırasında matris çatlaması, delaminasyon ve elyaf kopması gibi hasarları modelleyerek bunların helikopter rotorunun yapısal özelliğine etkisini araştırmıştır. Kompozit rotor palası, D spara sahip NACA 0012 simetrik kanat profiline sahip olacak şekilde çift odacıklı olarak ince duvarlı kiriş biçiminde modellenmiştir. Çalışmanın sonucunda rotor palasının eğilme katılığı kaybına matris çatlamasının etkisi % 6–12 ve delaminasyonun etkisi de % 6–8 civarındadır. Elyaf kopması çok hızlı bir şekilde rijitlik azalmasına neden olmakta ve palanın çok erken servis dışı kalmasına yol açmaktadır [29].

Sham ve Kim, kumaş takviyeli tabakalı kompozit malzemelerin çarpma etkisindeki delaminasyon oluşumunu ve kırılma davranışını kırılma mekaniğini kullanarak incelemişlerdir. Kumaş takviyeli kompozit malzemelerin tek yönlü malzemelerden imal edilmiş kompozitlere göre en büyük avantajlarından bir tanesi tabakalar arası

kırılma tokluğunun yüksek olmasıdır. Kompozit malzemelerde meydana gelen delaminasyonlar yalnızca mod 1 (çekme) olarak değil, karışık olarak hem mod1 hem de mod 2 (kayma) şeklindedir. Özellikle, düşük enerjili darbeli yüklemelerde oluşan delaminasyonlar, çarpan cismin tabakalı malzemeyi eğerek mod 2 (kayma) kırılmayı oluşturmasından kaynaklanır. Kumaş takviyeli kompozit malzemelerde delaminasyon çatlağı, ara yüzeyde her bir atkı ipliği (warp yarn) sahip olacak şekilde çoklu çatlaklara sahiptir. Şekil 5.3'de delaminasyon çatlağının kumaşın ipliklerine (yarn) paralel ya da dik olarak nasıl ilerlediği gösterilmektedir.

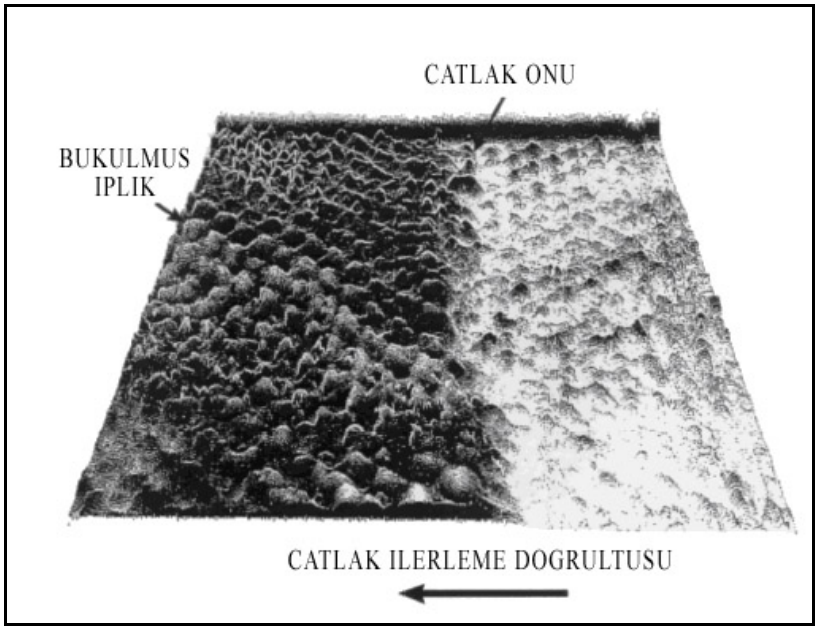


Şekil 5.3: Kumaş takviyeli tabakalı kompozit malzemelerde çatlak ilerlemesinin şematik gösterimi [26]

Şekil 5.3.a'da durağan çatlak ilerlemesi sırasında çatlak yönüyle elyafların iplerinin aynı doğrultuda olduğu durumda çatlağın daha çok ilerlediği, dik olduğu durumlarda ise daha geç ilerlediği görülmektedir. Bu nedenle toplam çatlak, süreksiz olarak anlaşılmaktadır. Çatlak ilerlemesi, yükün aniden düştüğü durumda ise (Şekil 5.3.b) oldukça kararsızdır ve çatlak bir dahaki kıvrıma kadar ilerlemesini devam ettirir. Bu aşamalar, tabakanın tamamen delaminasyonlu hale gelmesine kadar devam eder. Sürekli ve süreksiz çatlak ilerlemesinin periyodik değişimleri, elyafın iplik

yönlenmesine bağlı olarak çatlak ucundaki gerilme durumuna yani tabakalar arası kırılma tokluğuna bağlıdır.

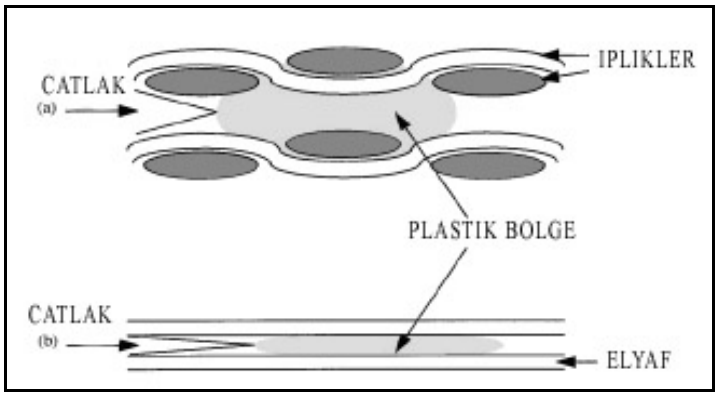
Şekil 5.4'de ise taramalı akustik mikroskobundan (SAM) alınana cam kumaş takviyeli tabakalı kompozit numunenin eğilme testindeki delaminasyon çatlak yüzeyi görülmektedir.



Şekil 5.4: Eğilme deneyi sonrasında elde edilmiş delaminasyon çatlağının taramalı akustik mikroskop görüntüsü [26]

Yukarıdaki 3 boyutlu delaminasyon düzleminin perspektif görüntüsü, numune genişliği boyunca uzanan düzensiz çatlak ucunu açıkça göstermektedir. Kırılma yüzeyinin hiç de düz bir yüzeye sahip olmadığı aksine tümsekli ve makroskobik olarak kaba dokuma yapısını yansıtan sayısız ayrı tepeciklerden oluştuğu görülmektedir. Çatlak ilerleme doğrultusuna dik takviye ipliklerinin çatlağın ani olarak başka bölgelere atlamasına engel olmasının yanında tabakalar arasında dallara ayrılmasına da neden olmaktadır.

Kumaş takviyeli tabakalı kompozit malzemelerin yüksek kırılma tokluğu değerine sahip olmalarının bir diğer nedeni de takviye kumaşlarının doğal olarak pürüzlü ve kaba olmasından kaynaklanmaktadır. Bu malzemelerin kesit görünüşü şematik olarak Şekil 5.5'te verilmiştir.



Şekil 5.5: Kumaş takviyeli ve tek yönlü takviyeli kompozit malzemelerde plastik bölgenin karşılaştırılması [26]

Tek yönlü pre-preg teyp malzemelerinin aksine, kumaş takviyeli malzemelerde kumaşı meydana getiren ipliklerin dokuma yapısı nedeniyle kıvrımlı oluşu, makroskopik kabalığı meydana getirmektedir. Düzlemsel yüzey yapısının bozulması, dokuma türüne bağlı olduğu kadar kumaş kalınlığına da bağlıdır. Kalın ipliklerle dokunmuş kumaşlar, ince ipliklerle dokunmuş olanlara göre daha yüksek kırılma enerjisine sahiptir. Kalın iplikler, ince olanlara göre atkı ve çözgü oluştururken tabakalar arası bölgeye daha fazla girip çıkar. Atkı ve çözgü ipliklerinin büküm noktalarında bulunan ve kumaş takviyelerinin kabalığının bir sonucu olan reçine bakımından zengin ve kalın bölgeler, delaminasyon oluşurken çatlak ucunda dokunmamış tek yönlü takviyeli kompozitlere göre daha geniş bir plastik bölge meydana getirir. Şekil 5.5'te kumaş ve tek yönlü takviyeli kompozit malzemelerin kesiti şematik olarak tabakalar arası kırılma sırasında çatlak ucunda meydana gelen plastik şekil değişimi, sözü edilen reçine bakımından zengin bölgenin büyük olması durumunda zorlanmaktadır. Bu nedenle, tek yönlü malzemelerle takviye edilmiş kompozit malzemelerde kullanılan matris malzemesinin tokluğunu arttırmanın, tabakalar arası kırılma tokluğuna etkisi son derece azdır.

6 . AMAÇLAR VE YAKLAŞIM

6.1 Amaçlar

Bu çalışmanın amacı polimer matrisli kompozit helikopter rotor palalarında yaygın olarak kullanılan $[(\pm 45)_8]_f$ yönlenmesine sahip cam elyaf takviyeli polimer ile $[(0/\pm 45/90)_2]_f$ elyaf yönlenmesine sahip karbon elyaf takviyeli polimer malzemenin tek eksenli çekme ile üç ve dört noktalı eğme davranışını incelemektir.

Temel amaç;

- İlgili standartlar ışığında ölçme yöntemi geliştirerek cam ve karbon yüzey kaplama malzemelerinin İTÜ-HAGU (Havacılık Araştırma Geliştirme ve Uygulama) projesinde hangisinin daha uygun olduğuna karar vermektir.

İkincil amaç ise:

- Kumaş takviyeli tabakalı kompozit malzemelerde delaminasyon hasarının etkilerini deneysel olarak incelemek,
- Sonlu eleman yöntemiyle bilgisayar üzerinde yapılan/yapılacak simülasyonlara sağlıklı malzeme verisi temin etmektir.

Tek eksenli çekme deneyleri gerçekleştirerek; gerilme-birim şekil değişimi eğrisi, elastiklik modülü, maksimum uzama gibi malzeme özellikleri belirlenecek, üç ve dört noktadan eğme deneyleri ile de eğme modülü ve eğme dayanımı ile maksimum eğilme çökmesi elde edilecektir. Elde edilen sonuçlar ve olası hasar mekanizmaları değerlendirilecektir.

6.2 Proje Aşamaları

- Plaka imalatında kullanılacak kumaş malzemelerinin belirlenmesi, serme işleminin yapılması ve serilmiş plakaların olgunlaştırılması (curing, kürleme),

- Deneylerde kullanılacak numunelerin ilgili test standartlarına uygun olarak plakalardan kesilerek elde edilmesi,
- İlgili test parametrelerinin belirlenmesi (test hızı, numune boyutları, sap malzemesi, vb.),
- 3 ve 4 noktadan eğme deneylerinde kullanılacak deney aparatlarının tasarımı, kurulması, işlem parametrelerinin kontrolünün sağlanması ve deney tasarımının tamamlanması,
- Deneylerin gerçekleştirilmesi,
- Sonuçların derlenmesi, değerlendirilmesi, raporlanması ve sunumu.

6.3 Malzeme Ve Yöntem

Deney numunelerinin çıkarıldığı kompozit paneller, Türk Hava Yolları Teknik A.Ş.'nin Kompozit Atölyesinde ıslak serme (elle yatırma) yöntemiyle imal edilmiştir. Panel imalatında takviye olarak karbon ve cam kumaşı, matris malzemesi olarak ise epoksi reçine kullanılmıştır. Karbon ve cam kumaşlar Hexcel (A.B.D.), epoksi reçine ise Teknobond (Türkiye) marka seçilmiştir. Kumaşlara ve reçineye ait teknik bilgiler Tablo 6.1'de verilmiştir.

Tablo 6.1: Kullanılan malzemelerin özellikleri

Bileşen	Malzeme Tipi	
Takviye	KARBON	Karbon kumaş T300 3K iplik
		kumaş ağırlığı: 194 g/m2
		Dokuma Türü: 2x2 dimi (twill)
		Dokuma yapısı (iplik/cm): 4.9 Atkı & 4.9 çözgü
		Kalınlık: 250 μm
	CAM	E-cam kumaş
		Kumaş Ağırlığı: 163 g/m2
		Dokuma Türü: 2x2 dimi (twill)
		Dokuma yapısı (iplik/cm): 20 Atkı & 20 çözgü
		Kalınlık: 125 μm
Matris	EPOKSİ	Saydam Epoksi Reçine Tekno 300SR
		Sertleştirici: Metil Diamin
		Uygulama Ömrü : 45 dak.
		Alevlenme Noktası: 180°C

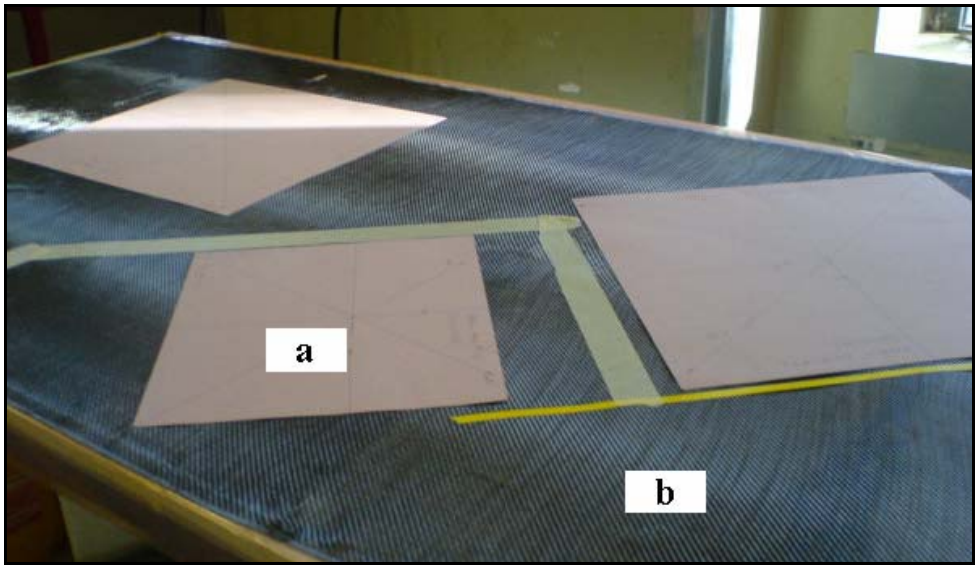
Tez için imal edilen deney numunelerinin sayıca fazlalığı nedeniyle her bir numuneye bir kod numarası verilmiştir. Buna göre XYZAB biçiminde oluşturulan kodlamada X ile gösterilen ilk hane malzeme cinsini belirtir (C: karbon, G: cam). Y ve Z ile gösterilen hanelerde numunenin delaminasyon içerip içermediği anlaşılır (D: delaminasyonlu, ND: delaminasyonsuz). AB ile gösterilen hanede numunenin hangi yönde çıkartıldığı bilgisi yer alır. Buna göre CND45; delaminasyon içermeyen ve 45° eksenden çıkartılmış karbon numune anlamına gelmektedir. Tablo 6.2'de deneylerde kullanılan tüm numune kodları açıklamalarıyla verilmiştir.

Tablo 6.2: Tez için imal edilen numunelerin kod numaraları

Kod	Açıklama
CND0	Panelden ana elyaf (atkı) yönüne paralel eksenden kesilmiş delaminasyonsuz karbon numune
CD0	Panelden ana elyaf (atkı) yönüne paralel eksenden kesilmiş delaminasyonlu karbon numune
CND45	Panelden ana elyaf (atkı) yönüne 45° eksenden kesilmiş delaminasyonsuz karbon numune
CD45	Panelden ana elyaf (atkı) yönüne 45° eksenden kesilmiş delaminasyonlu karbon numune
CND90	Panelden ana elyaf (atkı) yönüne dik (90°) eksenden kesilmiş delaminasyonsuz karbon numune
CD90	Panelden ana elyaf (atkı) yönüne dik (90°) eksenden kesilmiş delaminasyonlu karbon numune
GND0	Panelden ana elyaf (atkı) yönüne paralel eksenden kesilmiş delaminasyonsuz cam numune
GD0	Panelden ana elyaf (atkı) yönüne paralel eksenden kesilmiş delaminasyonlu cam numune
GND45	Panelden ana elyaf (atkı) yönüne 45° eksenden kesilmiş delaminasyonsuz cam numune
GD45	Panelden ana elyaf (atkı) yönüne 45° eksenden kesilmiş delaminasyonlu cam numune
GND90	Panelden ana elyaf (atkı) yönüne dik (90°) eksenden kesilmiş delaminasyonsuz cam numune

Panel imalatında serilecek kumaşın toz, kir, yağ ve nemden arınmış olması için azami dikkat gösterilmesi gerekmektedir. Bu şartlar sağlanmadığı takdirde, kumaşın reçine emme özelliği azalarak tabakalar arası yapışmama, reçine azlığı gibi imalat kusurlarına yol açar. Epoksi reçinenin jelleşme süresi kısa olduğu için (yaklaşık 45 dakika), emdirme, kesme ve üst üste serme işlemlerine geçmeden önce panel

şablonları hazırlanmıştır. Kumaşlara epoksi reçine emdirilmeden önce panellerin uygun yönlenme ve boyutlarını sağlayacak şablonların hazırlanması hem serme süresini kısaltmakta, hem de serilecek kumaşlar firesi en az olacak şekilde kesilerek malzeme israfını önlemektedir. Şekil 6.1'de, hazırlanan panel şablonlarının reçine emdirilmeden önce kumaş üzerinde prova edilme aşaması görülmektedir.



Şekil 6.1: Karbon kumaşta şablonlarla yönlenmelerin belirlenmesi: (a) şablon, (b) karbon kumaş

6.3.1 Serme İşlemi

Bu çalışmada imal edilen karbon paneller 4, cam paneller ise 8 tabakadan meydana gelmektedir ve her bir tabaka, 2 x 2 dimi (twill) dokunmuş cam ya da karbon kumaşın epoksi reçine ile üst üste serilmesinden oluşmaktadır. Cam kumaşlardan imal edilen paneller $[(\pm 45)_8]_f$ yönlenmesinde serilmiştir. Aynı şekilde karbon paneller de $[(0/\pm 45/90)_2]_f$ yönlenmesinde serilmiştir. Ayrıca birkaç karbon panel cam malzeme ile karşılaştırmak amacıyla $[(\pm 45)_8]_f$ yönlenmesinde serilmiştir.

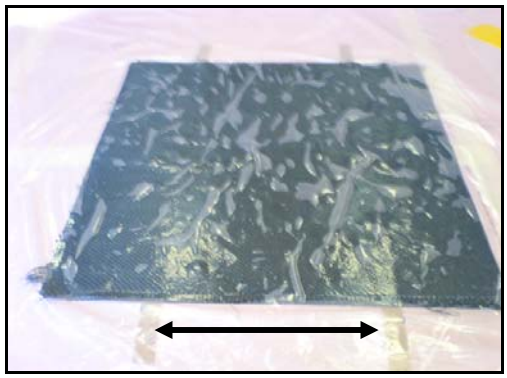
Şekil 6.2'de karbon kumaşa epoksi reçine emdirilme işlemi görülmektedir. Her reçinenin üreticisi tarafından önerilen bir uygulama ömrü olduğundan serme işlemi gerçekleştirilirken bu süre aşılmamaya özen gösterilmiştir. Bu sürenin aşılması halinde, plakalar yine de imal edilir ancak vakuma alındığı takdirde yeterli akıcılıkta olmayan fazla reçine, tabakalar arasında hapsolarak dışarı çıkamaz ve reçine fazlalığına yol açar. Aynı imalat kusuruna gereğinden fazla reçine emdirilen ve yeterli vakum uygulanamayan tabakalı kompozit malzemelerde rastlanabilir.

Fazla reçine tabakalardan dışarı atılamadan kristalize olur ve gevrek davranış göstererek matris çatlaklarına yol açar.



Şekil 6.2: Karbon kumaşa reçine emdirilmesi

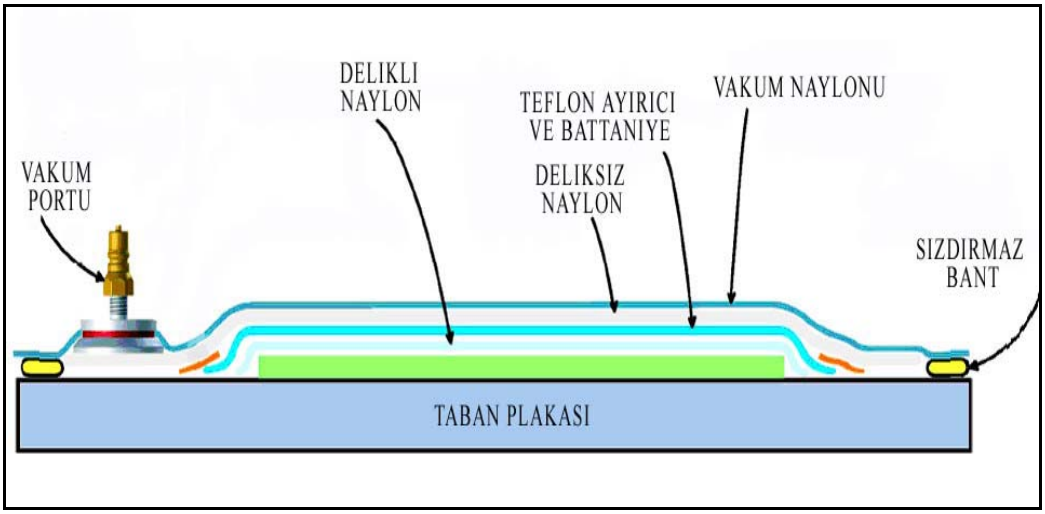
Deney numunelerinde yapay delaminasyonlar oluşturulurken teflon kumaşlardan yararlanılmıştır. Uygun genişlik ve uzunlukta kesilen teflon kumaşlar, serilme aşamasında istenilen tabakalar arasına yerleştirilir ve vakuma bu halde alınırlar. Dikdörtgen çekme numunelerinde oluşturulan delaminasyonun boyutları 24x25 mm^2, papyon numunelerde ise 12x12 mm^2'dir. Eğme numunelerinin tümünde oluşturulan delaminasyonun boyutları 24x25 $mm^{2'}$dir. Şekil 6.3'de serme işlemi sırasında yerleştirilen teflon şeritler okla gösterilmektedir. Kumaş takviyeye reçine emdirme işlemi tamamlandıktan sonra, kumaşın üzerini tamamen örtecek şekilde vakum torbası naylonu örtülür. Naylonun üzerinden her bir tabaka, şablonlar yardımıyla çizilerek kesilmeye hazır hale getirilir. Uygun şekilde işaretlenmiş ve kesilmiş tabakalar, uygun yönlenmelerde sıra ile üst üste serilerek vakum torbasına alınmaya hazır hale getirilir (Şekil 6.3).



Şekil 6.3: Vakum işleminden önce uygun yönlenmede serilmiş kumaşlar

6.3.2 Vakuma Alma İşlemi

Vakum torbası (vacuum bagging) olarak adlandırılan bu imalat yönteminde, adından da anlaşılacağı gibi tabakalı kompozit malzeme serme işleminden sonra hava almayacak şekilde bir torbanın içerisine konularak vakum uygulanır. Vakum uygulamanın amacı hem tabakaların birbirlerine tam yapışmasını sağlamak hem de fazla reçine ve gazların panelin dışına çıkmasını sağlamaktır. Uygulanan vakumun değeri, -1 bar ya da -760 mm-civa'dır. Şekil 6.4'de panellerin imalatındaki vakum torbası içerisinde yer alan bileşenler gösterilmektedir.



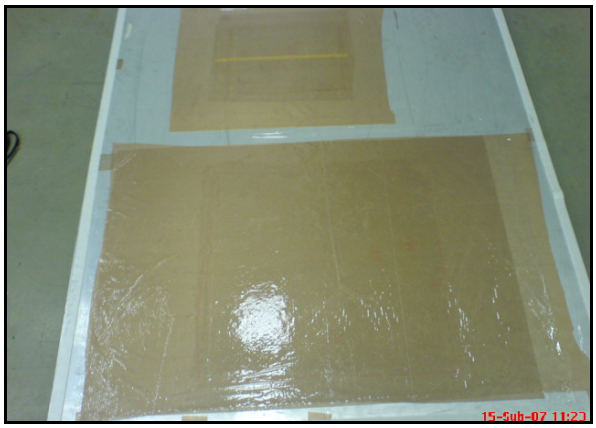
Şekil 6.4: Vakum torbası bileşenleri

Vakuma alma işlemi, tamamen pürüzsüz, kir, nem, tozdan arınmış düz bir plaka (back-up plate) üzerinde gerçekleştirilir. Bu imalat yönteminde kullanılan tüm malzemeler (vakum naylonu, teflon ayırıcı, delikli-deliksiz naylon, vb.) AIRTECH (A.B.D.) ürünüdür. Plakaya her hangi bir reçine veya benzeri madde bulaşmasını engellemek amacıyla deliksiz naylon serilir. Şekil 6.3'de görülen ve kırmızı vakum naylonu arasındaki plakanın her iki tarafındaki vakum naylonu çıkartılır. Deliksiz naylon üzerine serilmiş panel yerleştirilir. Sonra sırasıyla delikli naylon, cam kumaş, teflon kumaş, sac plaka, battaniye ve vakum naylonu serilerek sistem Şekil 6.5'deki vakum portu yardımıyla vakuma alınır.

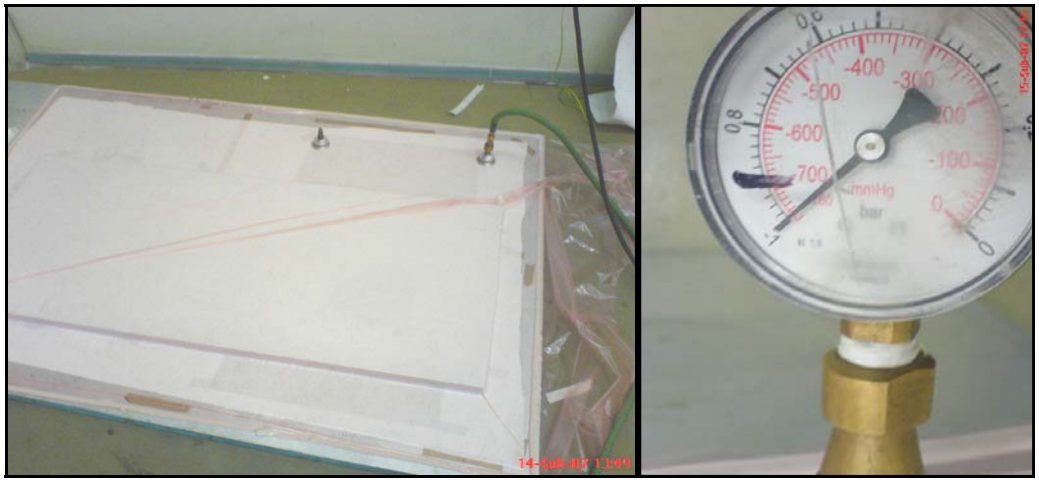


Şekil 6.5: Vakum portu

Şekil 6.6'da ise battaniye serilmeyi beklenen plakalar görülmektedir. Vakuma alınan plakaların üzerinde tam yapışmayı sağlamak ve hava boşluklarını önlemek amacıyla rulo gezdirilir. Vakum torbasına alınan plakalar (Şekil 6.7), herhangi bir hava kaçağına karşı hem gözle hem de basınç göstergesi ile kontrol edilerek ısı verilmeye hazır hale gelir.



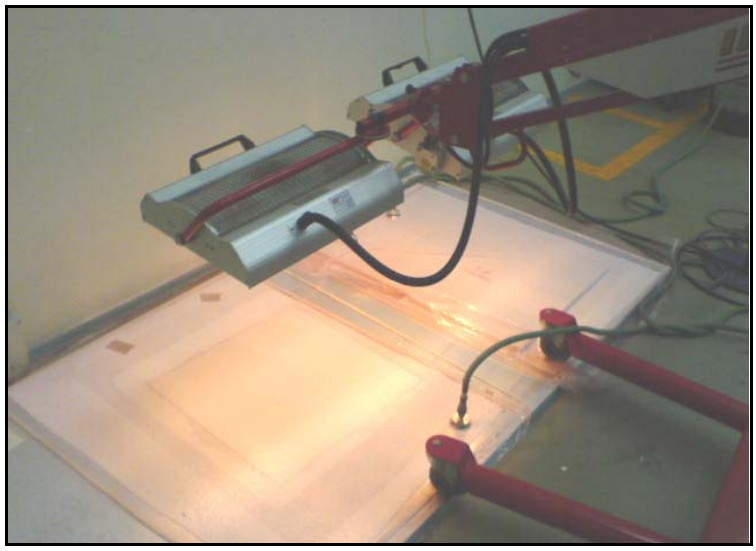
Şekil 6.6: Vakum torbasına alınmayı bekleyen serilmiş kumaşlar



Şekil 6.7: Vakum torbasına alınmış plakalar ve manometre

6.3.3 Isı verme İşlemi

Uygun yönlenmelerde serilen ve vakuma alınan kompozit paneller, ısı yardımıyla tam mukavemetlerine erişmeleri sağlanmıştır.. Isı verme işlemi, özel olarak imal edilmiş rezistanslı lambalar yardımıyla (IRT Systems-IRT 400 XLNC) gerçekleştirilir (Şekil 6.8). Panellerin ısı verme işlemi 70 °C'de 4 saat tutma ve oda sıcaklığına kadar soğutma işleminden oluşmaktadır.



Şekil 6.8: Vakuma alınmış plakalara ısı emdirilmesi

6.3.4 Numunelerin kesilmesi

Deney numuneleri, panellerden 0, 45 ve 90° yöndeki özelliklerin incelenmesi amacıyla aşındırıcılı su jeti tezgahı (Abrasive Water Jet Cutting) ile kesilerek çıkartılmıştır (Şekil 6.9). Daha önceden AutoCAD programında panellerden çıkartılacak numunelerin uygun yönlenmelerde teknik resmi çizilerek tezgâha aktarılmıştır. Kesim işlemi, Bosch CNC kontrol ünitesine sahip Ingersoll-Rand marka su jeti tezgahında 4000 bar basınca sahip su ve aşındırıcı kum karışımı yardımıyla 900 mm/dak hızda gerçekleştirilmiştir. Kesilen cam ve karbon panellerin kalınlığı 1±0.5 mm'dir.



Şekil 6.9: Aşındırıcılı su jeti ile panellerin kesilmesi

Panellerden su jeti ile çıkarılan deney numunelerinin kenarları, 1000'lik zımpara ile hafifçe zımparalanmıştır. ASTM D3039 standardına göre çekme testi yapılacak olan karbon numunelere sap (tab) adı verilen işlenmiş pleksiglas parçalar, çenelerin ısıracağı bölgeye epoksi yapıştırıcı ile yapıştırılmıştır. Numunelere saplar yapıştırılmadan önce yapışacak bölgeler 600'lük ince zımpara ile pürüzlendirilmiş ve daha sonra alkolle yıkanarak 50ºC'de 2 saat kurutulmuştur. Saplar yapıştırıldıktan sonra bölümümüzde tasarlanıp imal edilen fırında 70 ºC'de 4 saat tutulmuştur. Daha sonra numuneler, oda sıcaklığında 24 saat bekletilerek deneye hazır hale getirilmiştir. Şekil 6.10'da fırındaki olgunlaşmayı bekleyen sap yapıştırılmış numuneler görülmektedir.

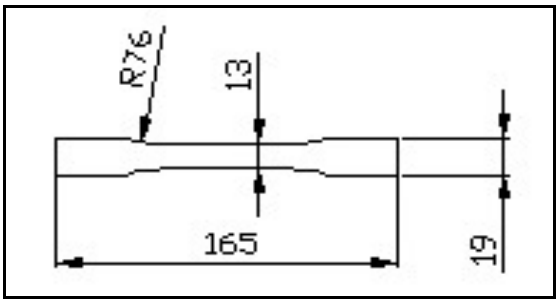


Şekil 6.10: Fırın içerisinde numunelere pleksiglas sapların yapıştırılması

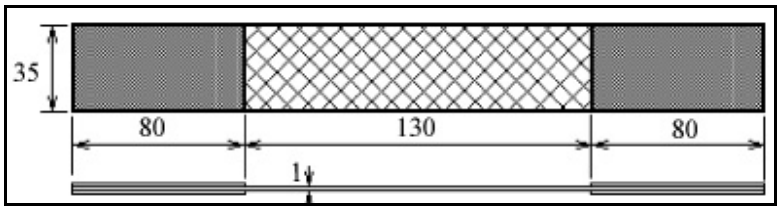
6.3.5 Tek Eksenli Çekme Deneyi

Çekme deneylerinde kullanılan numunelerin boyutları Şekil 6.11 ve 6.12'de gösterilmiştir. Özellikleri belirlenecek malzemeler farklı olduğundan, deney standartlarının tavsiye ettiği iki farklı numune boyutu mevcuttur. Bu numuneler ASTM D638 (cam elyaf takviyeli) ve D3039 (karbon elyaf takviyeli) standartlarına göre boyutlandırılmıştır. ASTM D638 standardına göre; test edilecek malzemenin elastiklik modülü 20 GPa'dan büyük değere sahipse, numuneler ASTM D3039 standardının belirlediği ölçülerde hazırlanarak test edilir. Bu nedenle karbon malzemenin çekme özellikleri ASTM D3039 standardında belirlenmiştir. D3039 standardına göre hazırlanmış saplı deney numunesi ve boyutları Şekil 6.11'de verilmiştir. Saplar, 5 mm kalınlığındaki pleksiglas malzemesinden planya tezgâhı ile imal edilerek numunelerde matris olarak kullanılan epoksi ile numunelere yapıştırılmıştır.

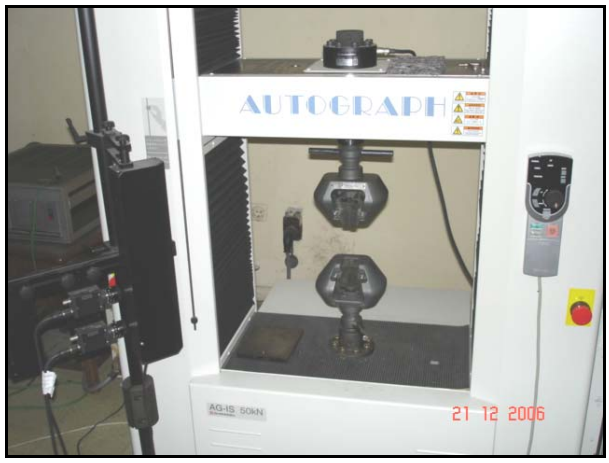
Çekme deneylerinde her bir yönlenmede üç adet deney numunesi kullanılmıştır. Oda sıcaklığındaki tek eksenli çekme deneyi 50 KN kapasiteli vidalı ve video ekstensometreli Shimadzu AG-IS çekme cihazında yapılmıştır (Şekil 6.13). Strok kontrollü yapılan bu deneylerde dikdörtgen boyutlu numuneler için 2 mm/dak, papyon (halter, dogbone) numuneler için ise 5 mm/dak çekme hızları seçilmiştir.



Şekil 6.11: Tek eksenli cam elyaf çekme deney numunesi (ASTM D638) [30]



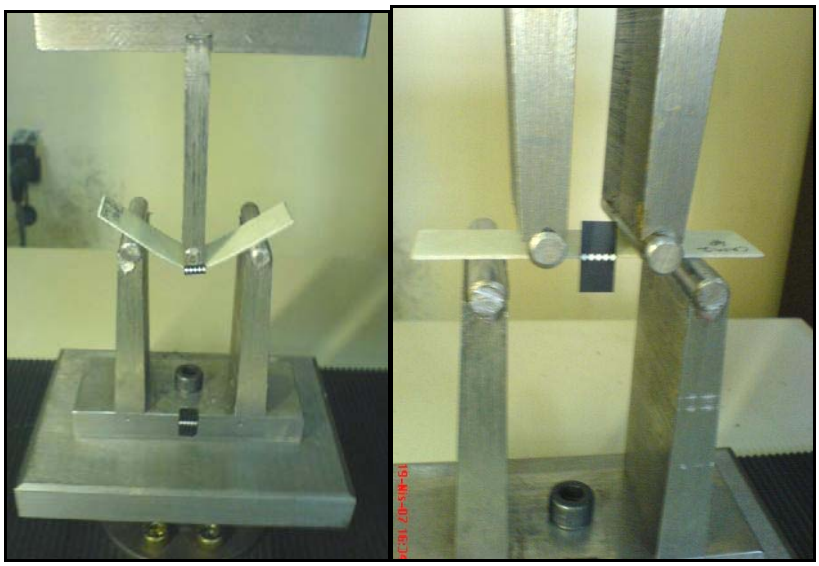
Şekil 6.12: ASTM D3039 standardına uygun olarak hazırlanan saplı çekme deney numunesi [31]



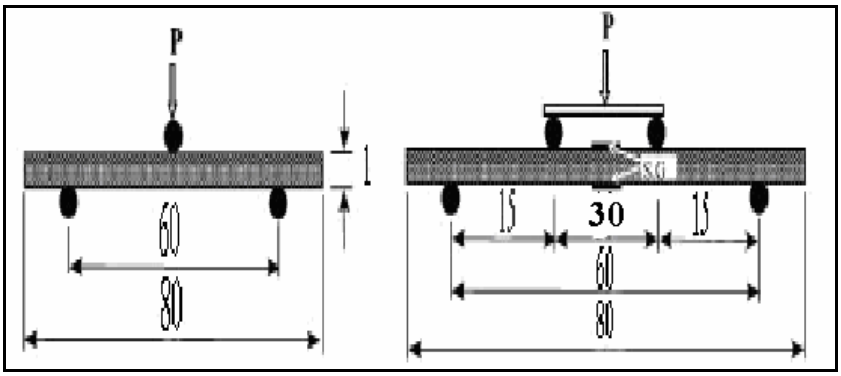
Şekil 6.13: Tek eksenli çekme deneylerinin yapıldığı 50 KN Shimadzu AG-IS çekme cihazı

6.3.6 Üç ve Dört Noktadan Eğme Deneyleri

Üç ve dört noktadan eğme deneylerinde kullanılan numuneler sırasıyla ASTM D790 ve D6272 standartlarına uygun biçimde boyutlandırılmıştır. Numune boyutları 80 x 25 x 1 mm'dir. Tek eksenli çekme deneyi gibi üç ve dört noktadan eğme deneyi de Shimadzu çekme cihazında gerçekleştirilmiştir. Üç ve dört noktadan eğme deney aparatında destek uçları arasındaki açıklık 60 mm ve numuneye dokunan silindirik yüzeylerin yarıçapları 5 mm'dir. Dört noktadan eğme deneyinde yük uçları arasındaki açıklık ise 30 mm'dir. Deneyler, standartta belirtildiği üzere 60 mm/dak hızda gerçekleştirilmiştir. Şekil 6.14 ve 6.15'de sırasıyla üç ve dört noktadan eğme deney aparatları ve bu aparatların boyutları görülmektedir.



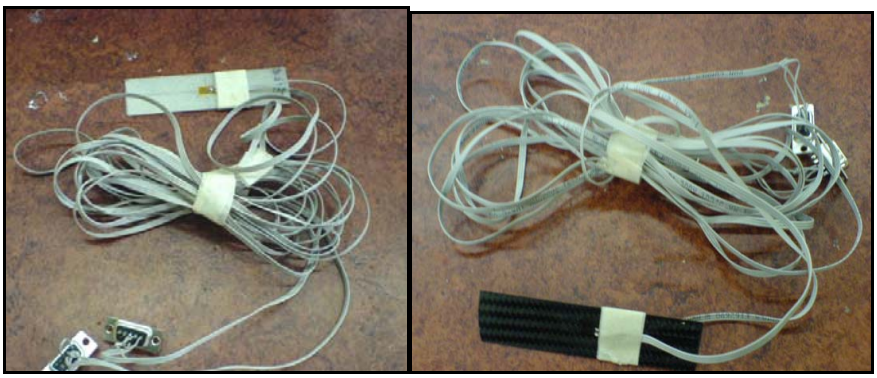
Şekil 6.14: Üç ve dört noktadan eğme deneyi aparatları



Şekil 6.15: Üç ve dört noktadan eğme deneyi aparat boyutları

6.3.7 Strain Gage Deneyi

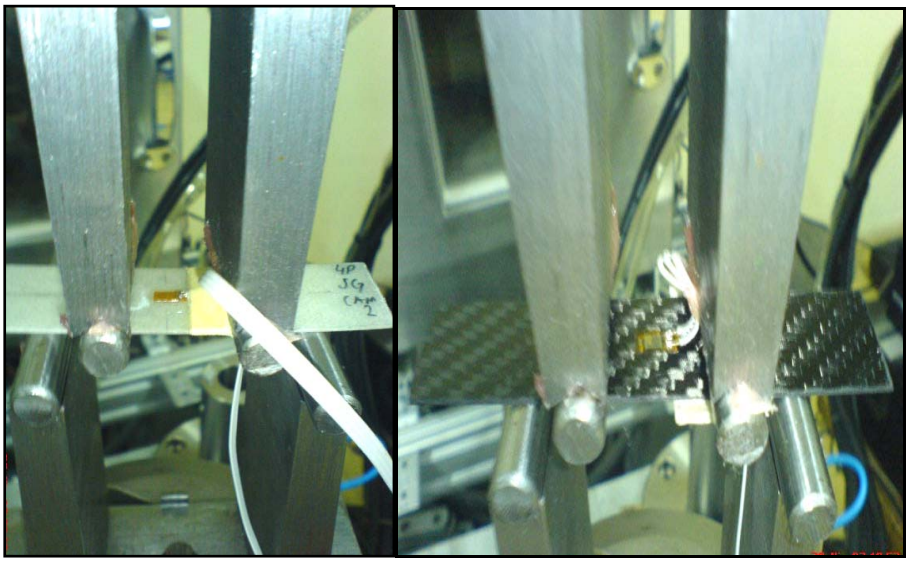
Cam ve karbon dört nokta eğme deney numunelerinin her iki yüzeyinde oluşan birim şekil değişimlerini belirlemek amacıyla strain gage (uzama ölçer) yapıştırılmıştır. Strain gage olarak adlandırılan uzama ölçerler yapıştırılmadan önce deney numunelerinin yüzeyleri alkolle temizlenmiştir. Strain gage yapıştırılacak bölge, deney numunesi üzerinde hassas biçimde işaretlendikten sonra bu bölgeye yapıştırıcı uygulanmadan önce katalizör sürülür. Son olarak strain gage arkasına yapıştırıcı sürülerek deney numunesine yapıştırılır. Yaklaşık 15 dakika yapıştırıcının kurumasını bekledikten sonra terminallerin lehimleme işlemine geçilir. Deney numunesinin strain gage ölçümü için hazır hali Şekil 6.16'da görülmektedir.



Şekil 6.16: Strain gage yapıştırılmış dört noktadan eğme deney numuneleri

Eğme deney numunelerine yapıştırılan strain gage rozet şeklinde çift yönlü değil tek yönlü olarak seçilmiştir ve zarar vermemek için dört noktadan eğme deneyi yapılmıştır. Eğme deneyinde yüke bağlı olarak çekme ve basma kuvvetlerine maruz kalan yüklerdeki birim şekil değişimlerini belirlemek amacıyla, eğme numunelerinin her iki yüzüne de strain gage yapıştırılmıştır. Deney için seçilen cam ve karbon numuneler delaminasyon içermemekte ve palanın uzun ekseniyle 0° açı yapacak

şekilde panellerden çıkartılmışlardır. Cam ve karbon numunelerin kodları sırasıyla GND0 ve CND0'dır. Şekil 6.17'de strain gage yapıştırılmış numuneler deney yapılırken görülmektedir.



Şekil 6.17: Strain gage ile yapılan dört noktadan eğme deneyi

6.3.8 Yapılan Ölçümler

Deneylerden önce tüm numunelerin sırası karıştırılarak (randomizing) istatistiksel olarak hata yapma riski en aza indirilmeye çalışılmıştır. Her ayrı deney için yönlenmelerin her biri için üçer adet numune hazırlanmıştır. Böylece deneyler üç tekrarlı yapılmıştır. Deney sonuçlarından elde edilen değerlerin ortalamaları alınarak sütunlu grafik halinde sunulmuş ve hata analizi yapılmıştır.

50 KN'luk Shimadzu çekme cihazında gerçekleştirilen tek eksenli çekme deneyi öncesinde tüm deney numunelerinin boyutları kumpasla ölçülerek ve ölçü boyu üzerinde cam ve karbon numuneler için sırasıyla 50 ve 125 mm'lik referans ölçü boyu işaretlenmiştir. Video ekstensometre ile uzama değerleri alınmıştır. Deneylerden elastiklik modülü, maksimum gerilme ve maksimum birim şekil değişimi değerleri elde edilmiştir.

Üç ve dört noktadan eğme deneylerinden ise karbon ve cam elyaf numunelerin eğme dayanımlarıyla eğme (elastiklik) modülü değerleri bulunmuştur.

6.3.9 Ek Deneyler

Polimer matrisli kompozit malzemelerin çekme testinde kullanılacak numunelerdeki takviye elyaflarının cinsine göre ASTM standardı şekil ve boyut önermektedir.

ASTM D638 çekme standardına göre kompozit malzemenin takviyesini meydana getiren elyafların çekme elastiklik modülünün 20 GPa'dan büyük olması durumunda testin ASTM D3039 standardına uygun boyutlarda dikdörtgen ve saplı numuneyle yapılması gerekmektedir [32].

Deneylerde kullanılacak karbon elyaf takviyelerinin elastiklik modülleri 20 GPa'dan büyük olduğundan karbon yüzey kaplamasının çekme özellikleri ASTM D3039 standardına göre belirlenmiştir. Ek deneylerde birkaç karbon numune, cam elyaf numunelerin sahip olduğu papyon (halter, dogbone) biçiminde hazırlanmış ve çekme deneyi sonuçları, cam elyaf numunelerinki ile karşılaştırılmıştır.

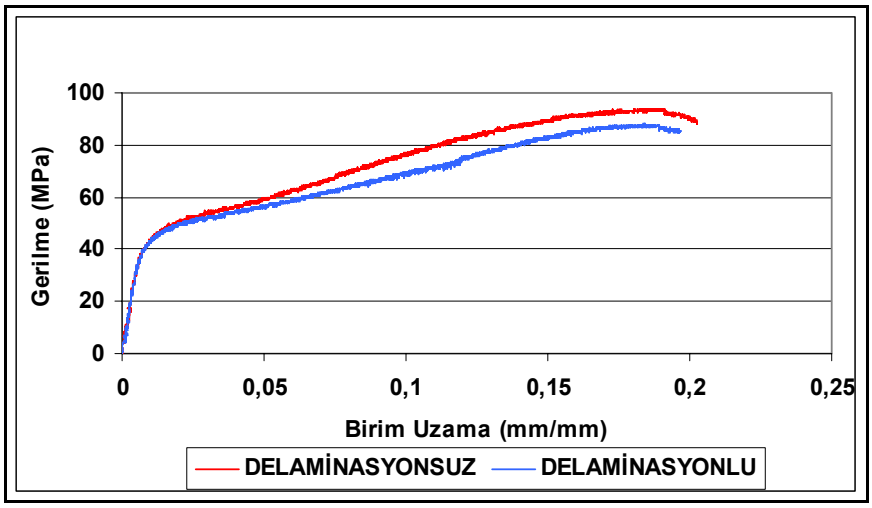
7 . DENEY SONUÇLARININ DEĞERLENDİRİLMESİ

Bu bölümde üzerinde çalışılan cam ve karbon malzemeler için yapılan tek eksenli çekme deneyleri ile üç ve dört noktalı eğme deney sonuçları sunulmuştur. Strain gage sonuçlarının yanı sıra ek deneyler ile farklı yönlenme ve numune boyutu etkisi de incelenmiştir.

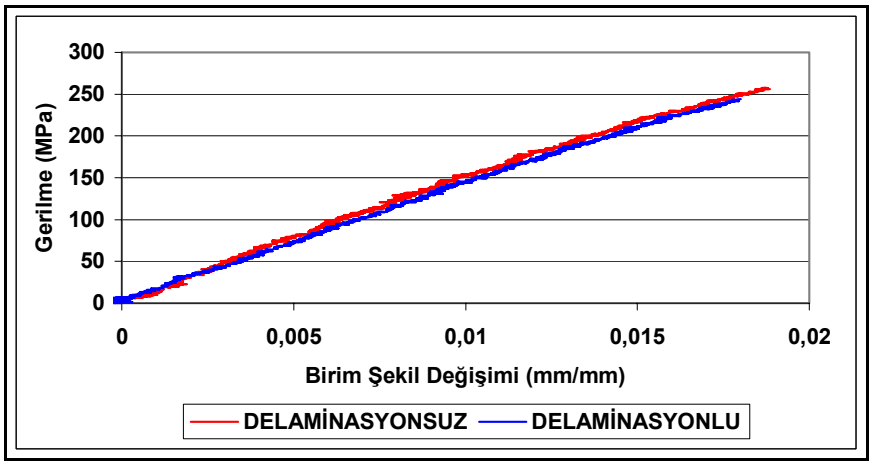
7.1 Tek Eksenli Çekme Deneyi Sonuçları

7.1.1 Cam Numuneler İçin Deney Sonuçları

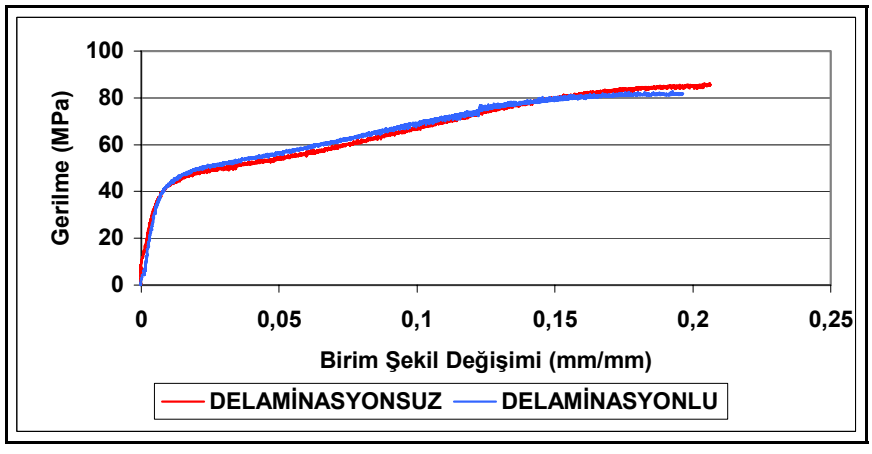
Şekil 7.1, 7.2 ve 7.3'de cam panellerden 0–45–90º açılarda kesilerek çıkartılan cam numunelerin çekme deneyi sonucunda elde edilen delaminasyonlu ve delaminasyonsuz gerilme-birim şekil değişimi grafikleri gösterilmiştir. Şekil 7.1 ve 7.3'teki 0 ve 90° numunelerdeki cam elyaf serimi -45/+45…düzeni olduğu için çekme eğrileri metallere benzer biçimde önce doğrusal elastik; sonra tedrici hasarın (matris mikro çatlaklarının oluşması, matris çatlaması, elyaf kopmaları) başladığı, ancak malzemenin daha yüksek gerilmeyi kaldırabildiği bölge; son olarak da azami çekme gerilmesinin (statik dayanım) hemen ardından kopma görülmektedir. Şekil 7.2'de görülen ±45° serimli cam numunede ise doğrusal elastik çekme bölgesi ani bir kopma ile son bulmaktadır. Ancak bu durumda çekme dayanımı -45/+45 seriminin 2,5-3 katıdır.



Şekil 7.1: 0° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği



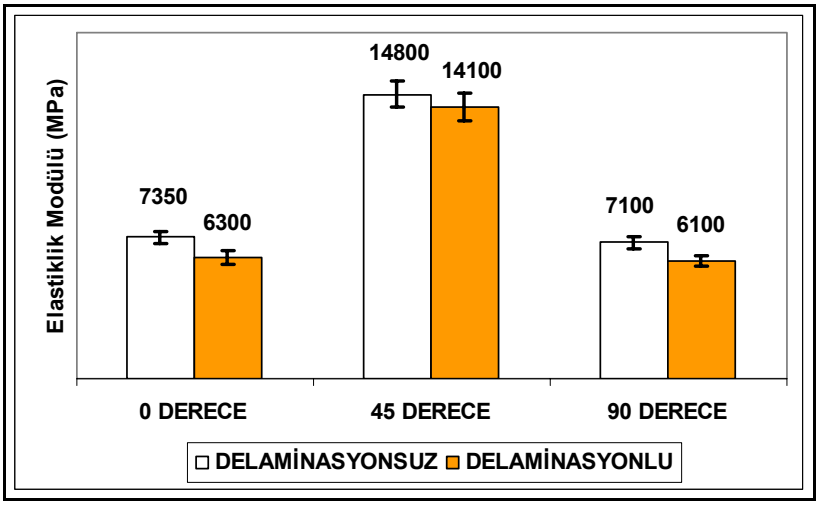
Şekil 7.2: ±45° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği



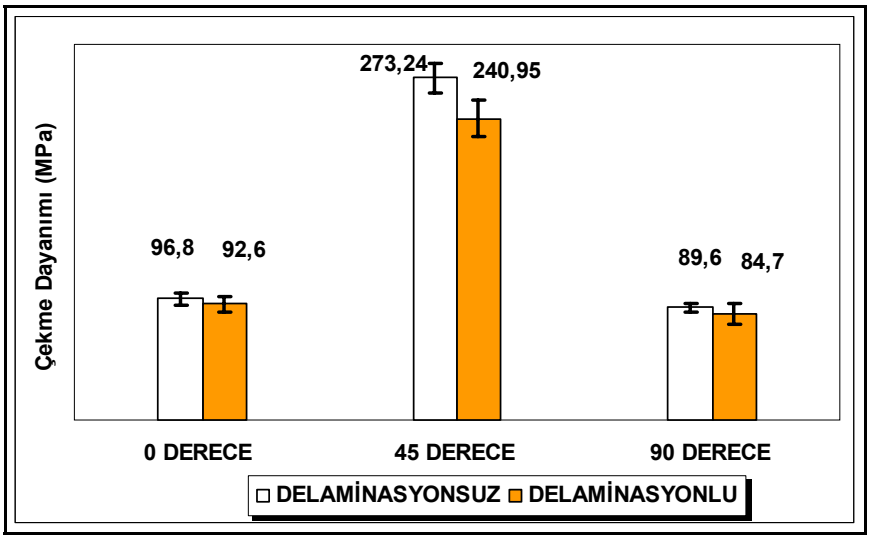
Şekil 7.3: 90° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği

Şekil 7.4 ve 7.5'te cam elyaf numunelerin çekme testinden elde edilen ortalama elastiklik modülü ve çekme dayanımı (maksimum gerilme) değerleri verilmiştir.

Çekme dayanımı (σ_{max}) olarak verilen değerler, çekme eğrilerinin tepe noktalarında sahip olduğu gerilme değerleridir. Elde edilen modül ve dayanım değerleri, 3–4 adet numuneden elde edilen sonuçların ortalamalarıdır. Ortalama değerlerdeki sapmalar, aynı yığının sahip olduğu standart sapmaların ortalama değerlere eklenip çıkartılmasıyla elde edilmiştir. Değerler incelendiğinde numunelerde bulunan delaminasyon hasarının hem elastiklik modülünü, hem de çekme dayanımını düşürdüğü görülmektedir. Bu düşüş miktarı, sonraki bölümde sonuçları verilecek olan karbon elyaf numunelere kıyasla hayli düşüktür. Bunun nedeni, cam elyafın esnek yapısı nedeniyle delaminasyon hasarının yapıda tolere edilmesidir. 45° eksenden çıkartılan numunelerde elastiklik modülü ve maksimum çekme dayanımı değerleri, diğer eksenlerden çıkartılan numunelerinkine göre iki kat fazla bir değere sahiptir. Bunun nedeni $[(\pm 45)_8]_f$ yönlenmeye sahip panellerden 45° eksenden çıkartılan numunelerin elyaflarının $[0/90]_{8f}$ yönlenmesine dönüşerek çekme yönünde daha fazla direnç göstermesidir. Şekil 7.4 ve 7.5'te, 45° eksenden çıkartılan numunelerden elde edilen değerlerin standart sapmaları 0 ve 90° eksenden çıkartılan numunelere kıyasla daha büyük değerlere sahiptir. Bunun nedeni, panellerden palanın ana eksenine göre 45° açıda kesim yapılırken su jetinin kesme ekseniyle numune elyafının ekseni arasında paralellik sağlanamaması ve 3-4 derecelik bir açı farkının bulunmasıdır. Meydana gelen bu açı farkı, özellikle 45° eksenden çıkartılan cam numunelerde yük taşıyan elyafların yük uygulanan eksenden 3-4 derece sapmasına neden olmuştur. Yük uygulanan eksenle 0° açı yapması gereken cam elyaflar sürekli olmaktan çıkarak süreksiz elyaflara dönüşmekte ve elde edilen değerlerde saçılma ve sapma büyümektedir.

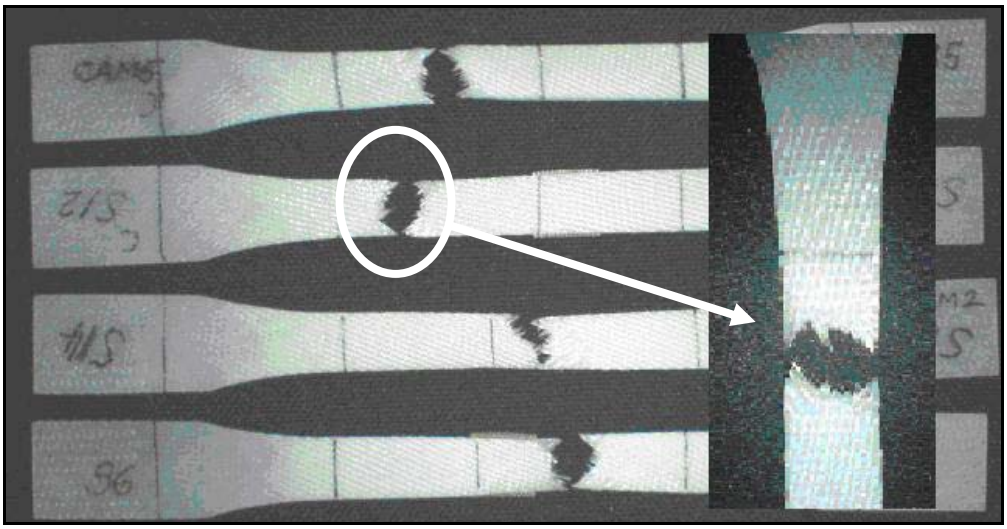


Şekil 7.4: Cam elyaf numunelerin (çekme) elastiklik modülleri

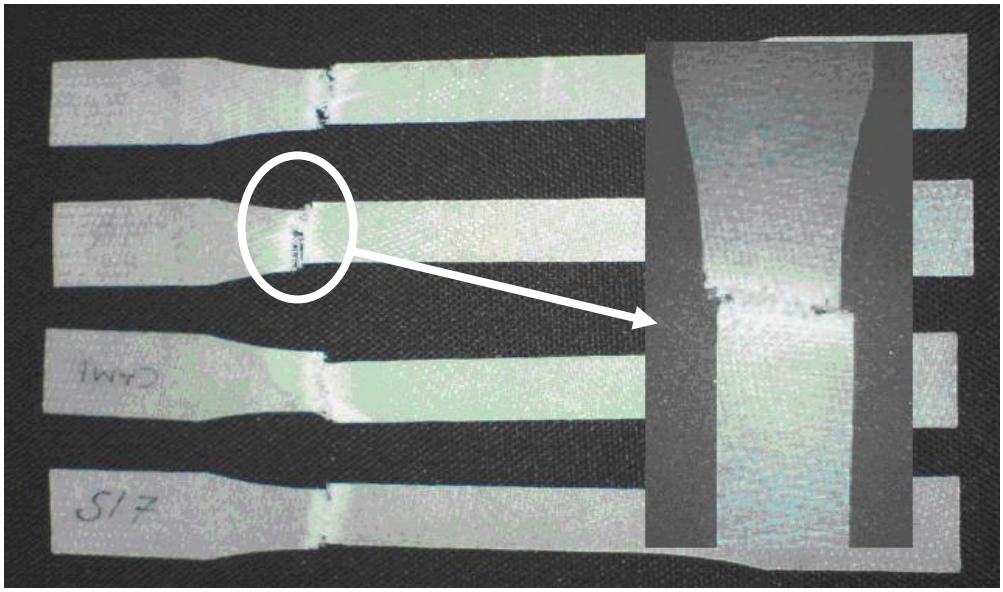


Şekil 7.5: Cam elyaf numunelerin çekme dayanımları

Deneylerde cam numunelerin tümü ölçü boyu içerisinde hasara uğramıştır. Şekil 7.6 ve 7.7'de sırasıyla 0 ve 90° ile ±45° eksenden çıkartılmış delaminasyonlu ve delaminasyonsuz cam elyaf numunelerin deney sonrası fotoğrafı görülmektedir. Şekil 7.6'da 0° eksenden çıkartılmış numunenin kopma bölgesinde elyaf demetlerinin çekme ekseniyle 45° açı yaptığı görülmektedir. ±45° eksenden çıkartılan numunenin elyaflarının çekme eksenine dik yönde koptuğu Şekil 7.7'de görülmektedir. ±45° eksenden çıkartılan numunede meydana gelen kopmanın çekme yönüne dik olarak meydana gelmesinin nedeni, ±45° eksenden çıkartılan numunede elyafların da yük uygulanan doğrultuda yönlenmiş olması ve yükün tamamını bu elyafların taşımasıdır. Dolayısıyla uygulanan yükün elyafların taşıyacağı yükten fazla olması durumunda tüm elyaflar aynı anda koparak hasar oluşmaktadır. Yük doğrultusuna açı yapacak şekilde elyaf bulunmaması, kopmanın ani ve yük doğrultusuna dik biçimde oluşmasına neden olmaktadır. Bu durum, Şekil 7.2'de doğrusal bir grafik elde edilmesine ve 0 ve 90° eksenden çıkartılan cam elyaf numunelerin çekme eğrilerinden (Şekil 7.1 ve 7.3) farklı olarak daha düşük birim şekil değişiminde kopmasına neden olmaktadır. Şekil 7.6'da görülen elyafların yük uygulanan eksenle 45° açı yaparak kopmasının nedeni, kopma anına kadar yük ekseniyle ±45° açılı elyafların birden değil tedrici olarak kopmalarıdır.



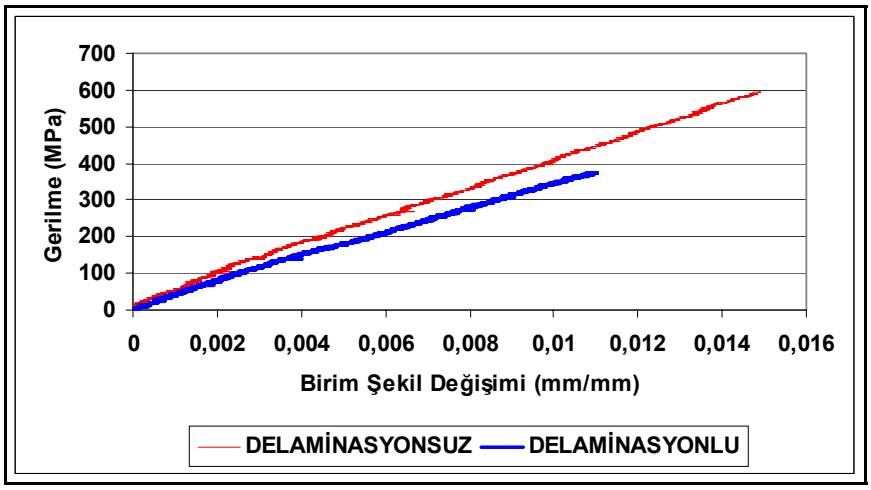
Şekil 7.6: 0 ve 90° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunelerin deney sonrası fotoğrafı



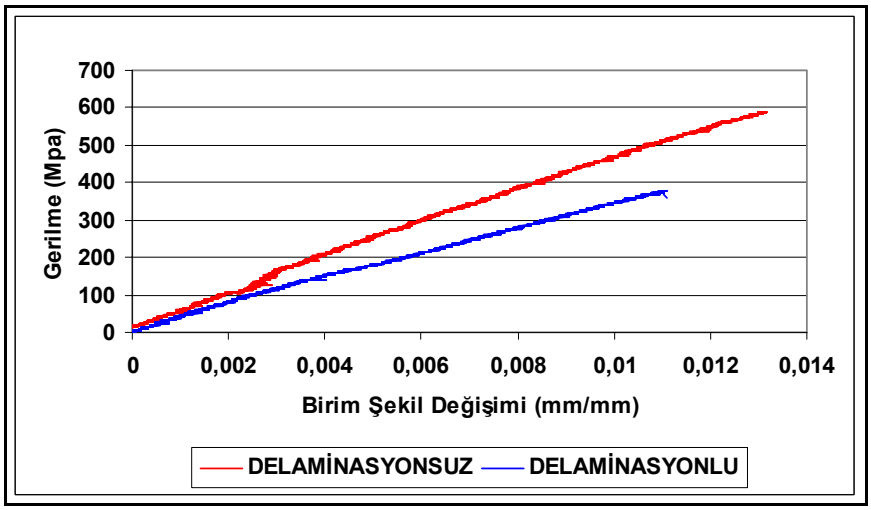
Şekil 7.7: ±45° eksenden çıkartılmış cam numunelerin deney sonrası fotoğrafı

7.1.2 Karbon Numuneler İçin Deney Sonuçları

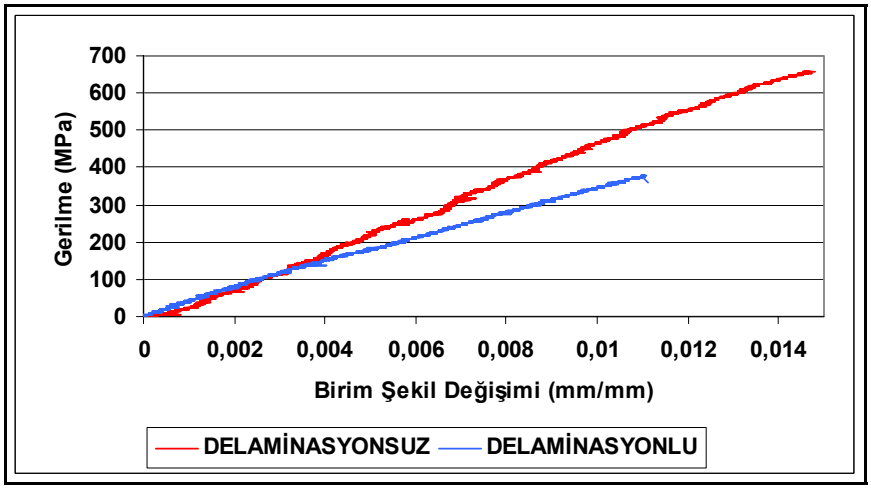
Şekil 7.8, 7.9 ve 7.10'de karbon panellerden 0–45–90º açılarda kesilerek çıkartılan cam numunelerin çekme deneyinden elde edilen gerilme-birim şekil değişimi grafikleri verilmiştir. Grafikler incelendiğinde, üç farklı eksenden çıkartılan numunelerin tamamı doğrusal bir davranış göstermekte, doğrusal elastik çekme bölgesi ani bir kopma ile son bulmaktadır. -45/+45… serimli cam elyaf numunelere kıyasla farklı olan bu davranış karbon elyafının cam elyafa kıyasla daha gevrek yapıda olması ve sanki-izotropik yönlenmeye sahip olması gibi nedenlere bağlanabilir.



Şekil 7.8: 0° eksenden çıkartılmış karbon elyaf numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği

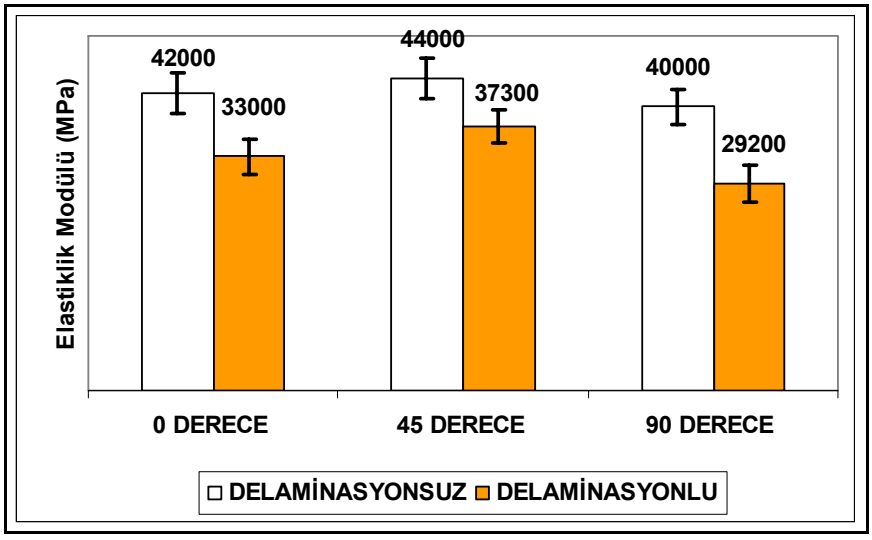


Şekil 7.9: ±45° eksenden çıkartılmış karbon elyaf numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği

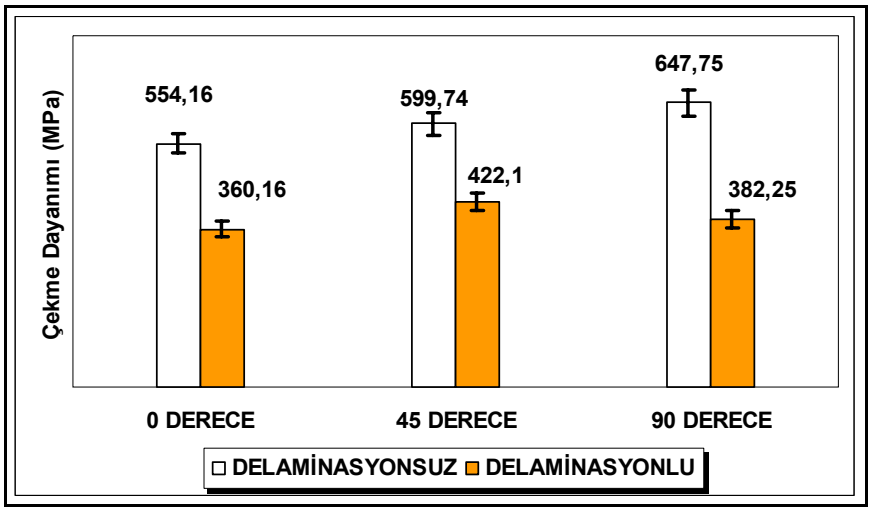


Şekil 7.10: 90° eksenden çıkartılmış karbon elyaf numunenin gerilme-birim şekil değişimi grafiği

Şekil 7.11 ve 7.12 incelendiğinde elastiklik modülü ve çekme dayanımı değerleri 0, 45 ve 90° eksenden çıkartılan numunelerde birbirlerine yakın değerlere sahiptir. Bunun nedeni karbon numunelerin sanki-izotropik (quasi-isotropic) yönlenmede serilmiş olmalarıdır. Delaminasyonlu durumda karbon elyaf numunelerin modül ve dayanım değerleri, cam numunelere kıyasla daha yüksek oranda azalma göstermektedir. Gevrek yapıdaki karbon elyaftan imal edilen tabakalı kompozit malzemelerin yapısında bulunan delaminasyon hasarı, malzemeyi daha da gevrek hale getirmektedir. Karbon numunelerin sahip olduğu elastiklik modülü ve çekme dayanımı değerlerindeki sapma, cam numunelerle kıyaslandığında daha yüksektir. Plakayı meydana getiren takviye kumaşının kalın-kaba elyafları, açılı kesim hatalarında sapmaları arttırmaktadır. 25 mm genişliğe sahip çekme numunesinde bu genişliğe yaklaşık 11–13 adet elyaf sığmaktadır ve kesimden kaynaklanan hatalar nedeniyle numune genişliğine düşen elyaf sayısı azalmakta ve değişken sonuçlar elde edilmektedir.



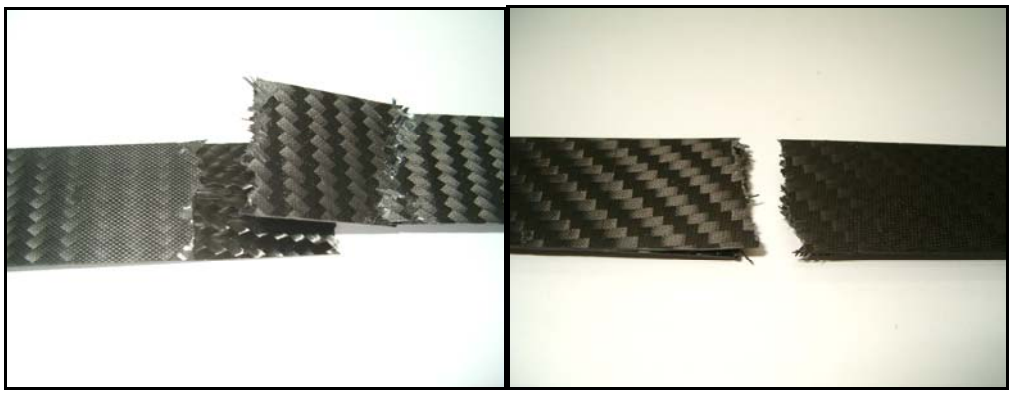
Şekil 7.11: Karbon elyaf numunelerin elastiklik modülleri-D3039



Şekil 7.12: Karbon elyaf numunelerin çekme dayanımları

Karbon elyaf numunelerde görülen modül değerlerindeki azalma yaklaşık %15–20 ve dayanım değerlerindeki azalma yaklaşık %30–40 mertebelerinde iken, cam elyaf numunelerde ise modül değerlerindeki azalma %5–13 iken dayanımda meydana gelen azalma %4–12 arasındadır. Dayanım değerlerinde gözlenen önemli miktardaki azalmanın yanı sıra, karbon elyaf numunelerde delaminasyonlu durumda uzama değerlerinde de yaklaşık %25 azalma meydana gelmektedir. Bu sonuçlar doğrultusunda karbon elyaf takviyeli kompozit yapılarda bulunan delaminasyon hasarının cam elyaf takviyeli kompozitlere göre dayanım değerlerini daha yüksek miktarda düşürdüğü söylenebilir.

Karbon elyaf numuneler de tıpkı cam numunelerde olduğu gibi ölçü boyu içerisinde hasara uğramıştır. İmal edilen karbon elyaf deney numuneleri, delaminasyon içerdiklerinde hasar bölgesinin çekme ekseniyle dik açı yaparak koptuğu ve kırılma yüzeyinde elyaf demetlerinin az olduğu görülmektedir (Şekil 7.13). Delaminasyonsuz numunelerde ise kırılma bölgesinde elyaf saçaklanmaları görülmektedir (Şekil 7.14). Bu oluşum, kopmanın kademeli olarak ve daha fazla zamanda gerçekleştiğini göstermektedir. Deneylerden elde edilen grafikler de delaminasyon içeren numunelerin sağlam numunelere oranla daha düşük değerlerde birim şekil değişimine sahip olduğunu göstermektedir. Cam elyaf numunelerde hasar biçimi yapıda bulunan delaminasyondan çok takviye elyaflarının yönlenmesiyle ilgilidir. Cam elyafların çapları, karbon elyafların aksine küçüktür (yaklaşık 0,5 mm). Karbon elyafların çapları ise yaklaşık 2 mm'dir ve her bir elyaf yaklaşık 300 adet ince lifin bir araya getirilmesiyle oluşmuştur. Karbon elyaf numunelerde hasar biçimi yapıda bulunan delaminasyona ve liflerin çapına bağlıdır.



Şekil 7.13: 0 ve ±45° eksenden çıkartılmış delaminasyonlu karbon numunelerin deney sonrası hasarı



Şekil 7.14: 0 ve ±45° eksenden çıkartılmış delaminasyonsuz karbon numunelerin deney sonrası hasarı

7.2 Üç ve Dört Noktadan Eğme Deneyi Sonuçları

7.2.1 Cam Numuneler İçin Deney Sonuçları

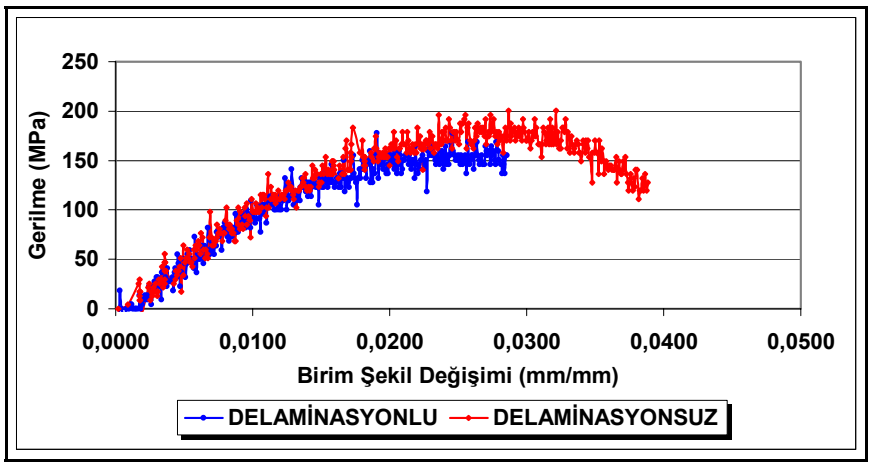
Şekil 7.15 ve 7.16'da cam elyaf numunelerin üç noktadan eğme deneyinden elde edilen yönlenmeye bağlı olarak eğme dayanımı (σ_f)-eğme birim şekil değişimi (ε_f) grafikleri verilmiştir. Grafikler, çekme cihazından alınan kuvvet ve strok değerlerinin aşağıda verilen 7.1 ve 7.2 formüllerinde ilgili yerlere konularak elde edilen gerilme ve birim şekil değişimi ile oluşturulmuştur [32]. Formüllerde; P uygulanan yük (N), L destek makaraları arasındaki uzaklık (mm), b numune genişliği (mm), d numune kalınlığı (mm) ve D numunenin tam orta noktasında meydana gelen maksimum çökme (mm) anlamına gelmektedir.

$$\sigma_f = \frac{3PL}{2bd^2} \tag{7.1}$$

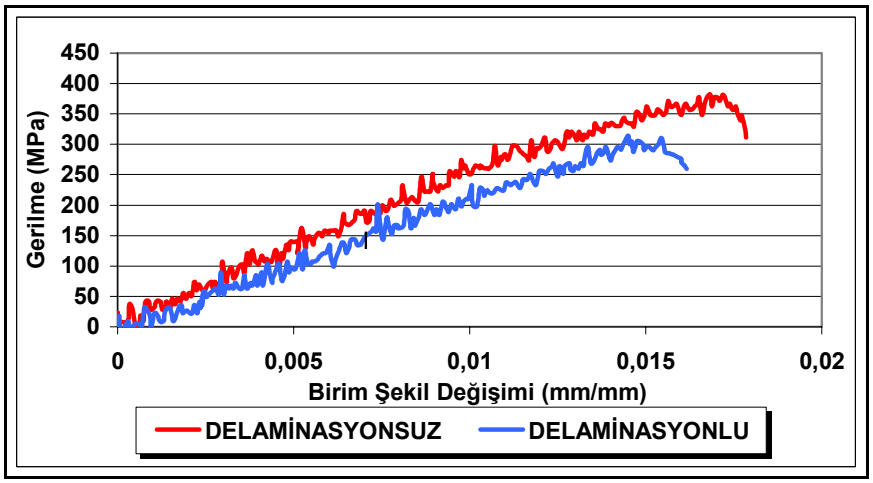
$$\varepsilon_f = \frac{6Dd}{L^2} \tag{7.2}$$

Şekil 7.15'teki üç noktadan eğme deney grafiği, 0 (90)° eksenden çıkartılan cam elyaf numuneye aittir. Serimin -45/+45…düzeninde olması eğme eğrilerinin çekme eğrilerinde olduğu gibi sünek metallere benzer biçimde önce doğrusal elastik (çok küçük bir bölümü) sonra da hasarın yavaş yavaş başladığı bölge ve koptuğu bölgeden oluşmaktadır. Şekil 7.16 ise, 45° eksenden çıkartılan cam elyaf numunenin üç noktadan eğme deneyinden elde edilen dayanım eğrisidir. Bu eğride, numunedeki tüm elyafların numunenin uzun ekseniyle aynı doğrultuda olmaları nedeniyle doğrusal elastik davranış, kopmanın gerçekleşmesinden kısa bir süre önce son bulur. Şekil 7.15 ve 7.16 kıyaslandığında, numunenin uzun ekseniyle ±45° açı yapan elyaflı numunede delaminasyon bulunması durumunda toplam şekil değişimi değeri yaklaşık %25 oranında azalma göstermektedir. Numunenin uzun ekseniyle 0(90)° açı yapan elyaflı numunede ise delaminasyon, toplam şekil değişimi değerini yaklaşık %7–8 oranında azaltmıştır. Üç nokta eğme deneyinde cam elyaf numunelerde numunenin uzun ekseniyle ±45° açı yapan elyafların bulunması, numunenin uzun ekseniyle 0(90)° açı yapan elyafların bulunması durumuna kıyasla delaminasyonsuz durumda toplam şekil değişimini arttırıcı bir etkiye sahiptir. Çünkü hasar tedrici olarak devam eder. Ancak delaminasyonlu durumda toplam şekil değişiminin büyük oranda azalmasına ve kısmi gevrekleşmesine neden olmaktadır. Şekil 7.17 ve 7.18'de cam elyaf numunelerin üç noktadan eğme deneyinden elde edilen ortalama eğme modülü ve dayanımı (maksimum gerilme) değerleri verilmiştir. Eğme dayanımı (σ_f) olarak verilen değerler, eğme eğrilerinin tepe noktalarında sahip olduğu gerilme değerleridir. Elde edilen modül ve dayanım değerleri, 3–4 adet numuneden elde edilen sonuçların ortalamalarıdır. ±45° eksenden çıkartılan numunelerin modül değerleri, elyafların numunenin uzun ekseniyle aynı doğrultuda olmasından dolayı 0(90)° eksenden çıkartılan numunelerinkine kıyasla %35–45 oranında daha yüksek değere sahiptir. Yine ±45° eksenden çıkartılan numunelerin modül değerlerindeki sapma miktarı, çekme deney sonuçlarına yansıdığı biçimde 0(90)° eksenden çıkartılan numunelerinkine kıyasla daha yüksek değerlerdedir. Bunun nedeni, cam numunelerin -45/+45... düzeninde serilmeleri ve numune hazırlama aşamasında kesimden dolayı kaynaklanan hatalardır.

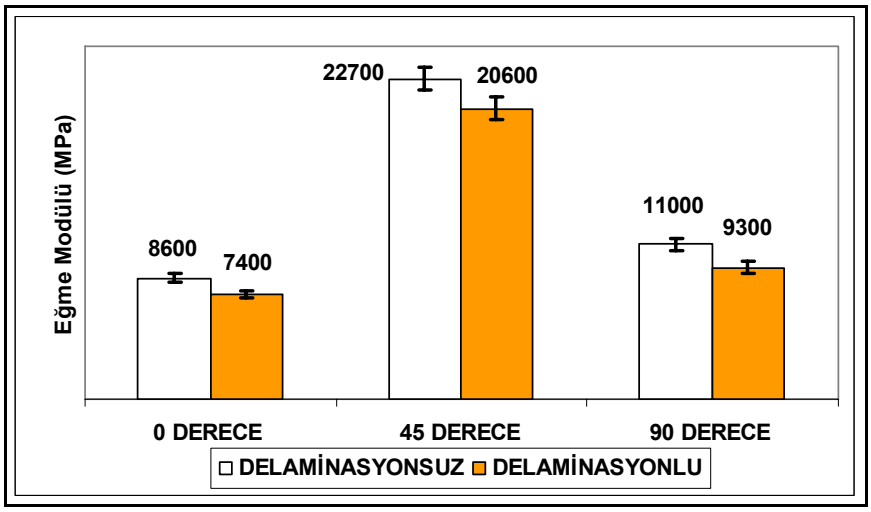
Delaminasyonun varlığı üç farklı eksenden çıkartılan numunelerin tümünde eğme modülünde %10–15 oranında azalmaya neden olmaktadır. Eğme dayanımı değerleri ise %10–20 oranında azalmıştır.



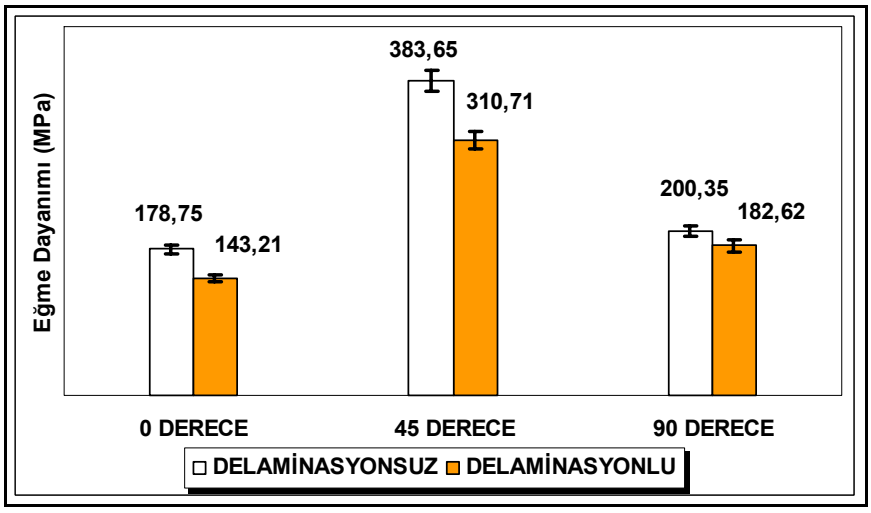
Şekil 7.15: 0 (90)° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin üç noktadan eğme deney grafiği



Şekil 7.16: ±45° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin üç noktadan eğme deney grafiği



Şekil 7.17: Cam elyaf numunelerin eğme (elastiklik) modülleri (üç noktadan eğmede)



Şekil 7.18: Cam elyaf numunelerin eğme dayanımları (üç noktadan eğmede)

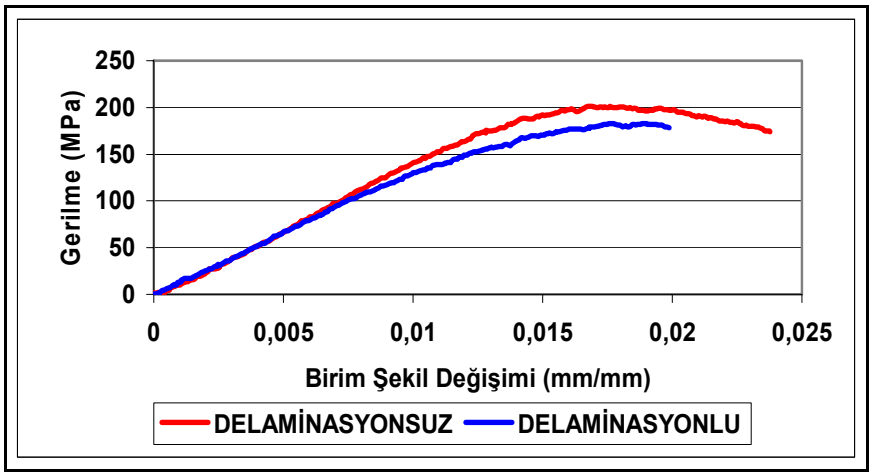
Şekil 7.19 ve 7.20'de sırasıyla 0(90)° eksenden çıkartılan numuneler ile ±45° eksenden çıkartılan numunelerin dört noktadan eğme deney grafikleri verilmiştir. Grafikler, çekme cihazından alınan kuvvet ve strok değerlerinin aşağıda verilen 7.3 ve 7.4 formüllerinde ilgili yerlere konularak elde edilen gerilme ve birim şekil değişimi ile oluşturulmuştur [33]. Burada S, eğme dayanımını; r ise maksimum birim şekil değişimini ifade etmektedir. Formüllerde; P uygulanan yük (N), L destek makaraları arasındaki uzaklık (mm), b numune genişliği (mm), d numune kalınlığı (mm) ve D numunenin tam orta noktasında meydana gelen maksimum çökme (mm) anlamına gelmektedir.

$$S = \frac{3PL}{4bd^2} \tag{7.3}$$

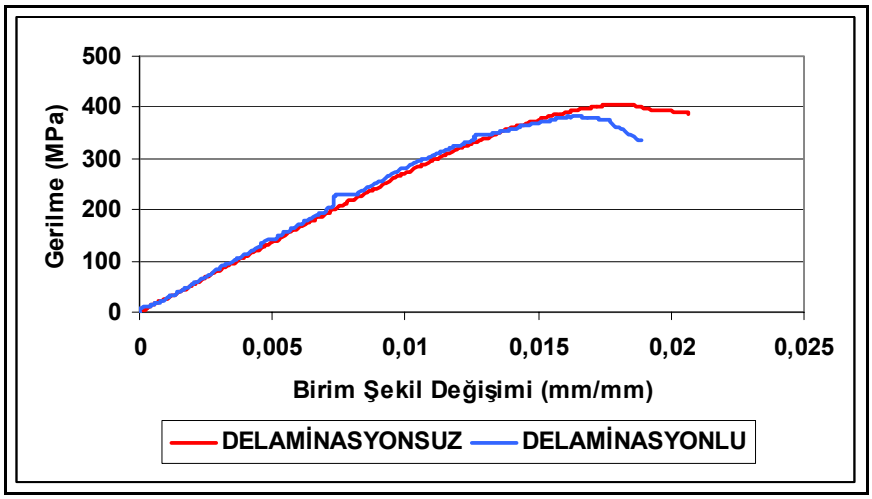
$$r = \frac{4{,}36Dd}{L^2} \tag{7.4}$$

Gerilme-birim şekil değişimi grafikleri, hem üç noktadan, hem de dört noktadan eğme deneyinde benzer özellik göstermekte ve diz (knee) olarak adlandırılan bölgeden sonra doğrusallığını kaybetmektedir. Bunun nedeni epoksi matriste mikro çatlakların oluşmaya başlamasıdır. Yükün artmasıyla delaminasyon meydana gelmekte ve numune hasara uğramaktadır. Üç nokta eğme numunelerinin son hasar durumu, dört nokta eğme durumuna göre daha fazladır. Bunun nedeni de üç nokta eğme deneyinde numunenin yük ucu altındaki yük yoğunluğu ve kayma gerilmesini de beraberinde getiren eğme gerilmesidir.

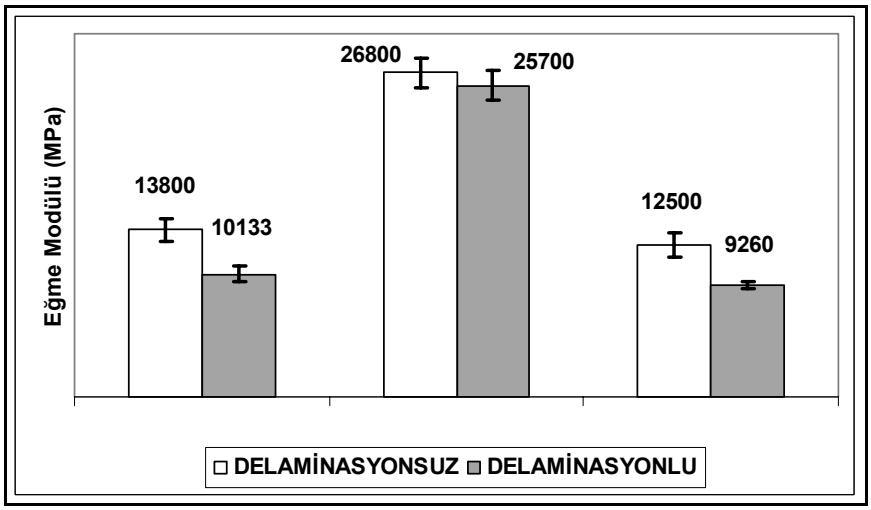
Üç nokta eğme deney grafiklerindekine benzer olarak 0(90)° eksenden çıkartılan numunelerin toplam şekil değişimi değerleri, ±45° eksenden çıkartılan numunelerinkine kıyasla %15–17 oranında daha düşük değere sahiptir. 0(90)° eksenden çıkartılan numunelerde, ±45° eksenden çıkartılan numunelerden farklı olarak delaminasyonun varlığı, toplam şekil değişimi değerinde %17 oranında azalma meydana gelmektedir. Bu azalma, ±45° eksenden çıkartılan numunelerde %10 oranındadır. Şekil 7.21 ve 7.22'de cam elyaf numunelerin dört noktadan eğme deneyinden elde edilen ortalama eğme modülü ve dayanım değerleri verilmiştir. Üç noktadan eğme deneyindeki numunedeki elyafların yönlenmesine bağlı malzeme davranışı dört noktadan eğme deneyinde de görülmekte ve deney sonuçlarına aşağıdaki şekilde yansımaktadır. ±45° eksenden çıkartılan numunelerde modül ve dayanım değerleri, 0(90)° eksenden çıkartılan numunelere kıyasla daha yüksek değerlerde çıkmaktadır. Delaminasyonsuz durumda modül ve dayanım değerleri ±45° numunelerde yaklaşık %50 daha yüksek değerlere sahiptir. Numunelerde delaminasyon bulunması, modül değerlerini yaklaşık olarak %8-25 oranında, dayanım değerlerini ise %2-12 oranında düşürmüştür. Üç noktadan eğme deney sonuçlarıyla karşılaştırıldığında, modül değerleri daha yüksek değerlerde azalma göstermekle beraber, dayanım değerleri daha düşük miktarlarda azalma göstermiştir. Dört nokta eğme deneyinde numune iki yük ucu arasındaki bölgede sabit eğme momentlerine maruz kalmaktadır.



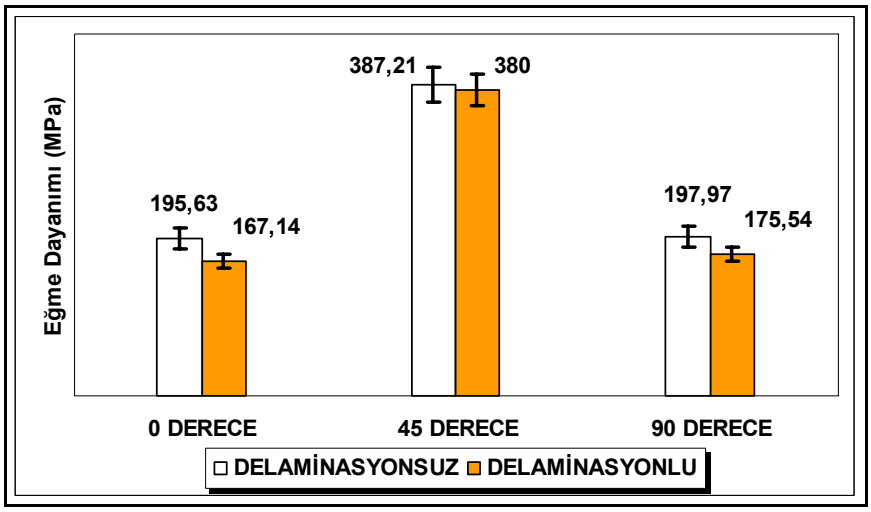
Şekil 7.19: 0(90)° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin dört noktadan eğme deney grafiği



Şekil 7.20: ±45° eksenden çıkartılmış cam elyaf numunenin dört noktadan eğme deney grafiği

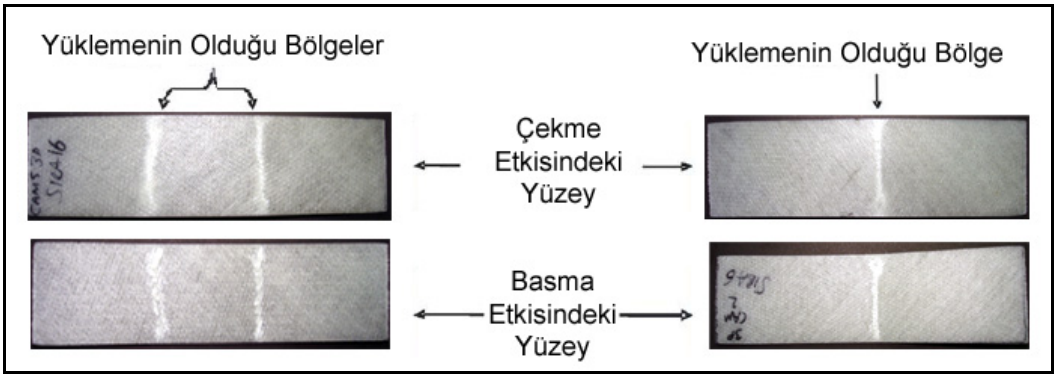


Şekil 7.21: Cam elyaf numunelerin dört nokta eğme modülleri

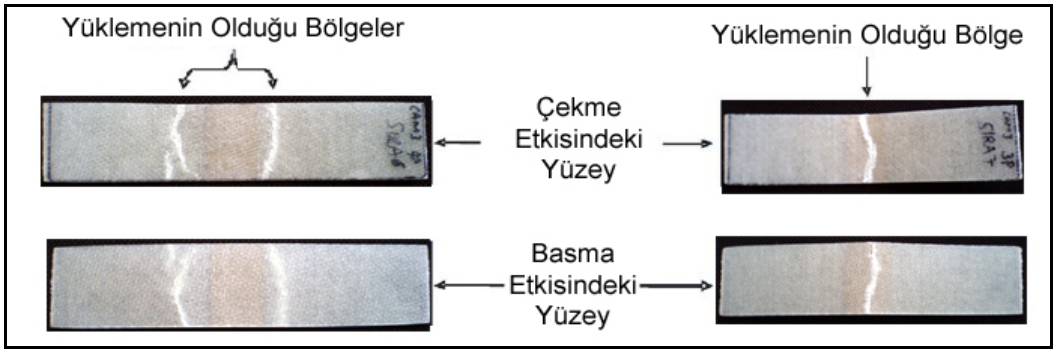


Şekil 7.22: Cam elyaf numunelerin dört nokta eğme dayanımları

Şekil 7.23 ve 7.24'te sırasıyla delaminasyonsuz ve delaminasyonlu cam numunelerin üç ve dört nokta eğme deneyi sonrası çekme ve basma taraflarındaki hasar fotoğrafları verilmiştir.



Şekil 7.23: Üç ve dört nokta eğme deneyi sonrası delaminasyonsuz cam elyaf numune fotoğrafları



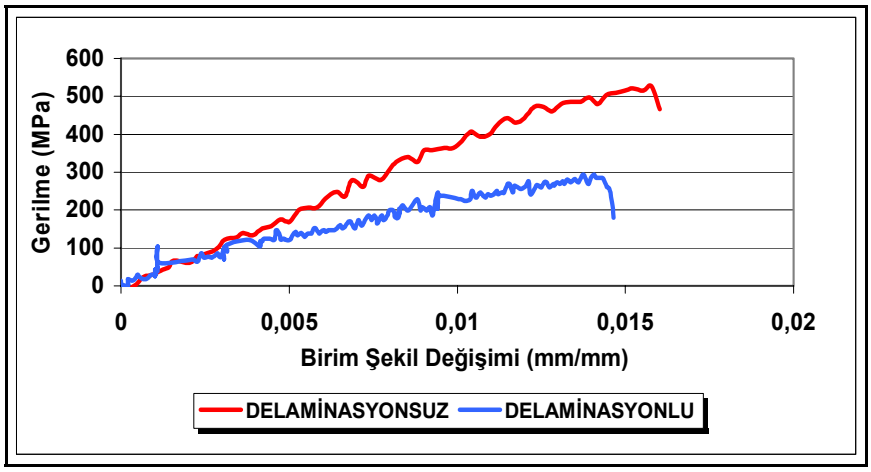
Şekil 7.24: Üç ve dört nokta eğme deneyi sonrası delaminasyonlu cam elyaf numune fotoğrafları

Dört noktadan eğme deneyi sonrası numunelerde üç noktalı eğme deneyine göre daha fazla delaminasyon hasarı oluştuğu gözlenmektedir. Bunun nedeni, dört

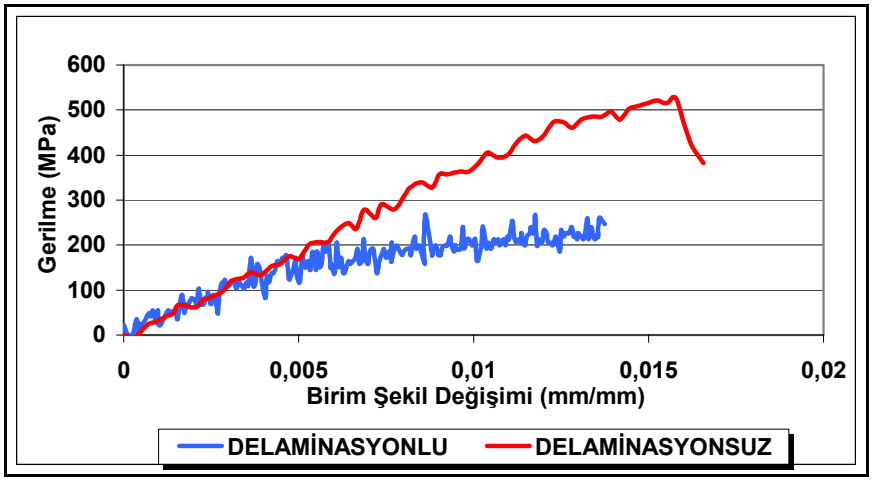
noktadan eğme deneyinde daha yüksek eğilmenin (sehim) meydana gelmesidir. Numunelerin basma yükü etkisi altında kalan yüzleri ile çekme yükü etkisi altında kalan yüzleri arasında delaminasyon oluşumu bakımından fark vardır. Hem üç hem de dört noktadan eğme deneylerinde yük ucunun altındaki bölgelerde aşırı ölçüde delaminasyon ve çatlama görülmektedir. Cam elyaf numunelerde uygulanan yüke bağlı olarak meydana gelen ikincil delaminasyonlar, gözle görülebilmektedir. Bu durum, cam elyaf takviyeli polimerlerin bakımı esnasında kolaylık sağlamaktadır.

7.2.2 Karbon Numuneler İçin Deney Sonuçları

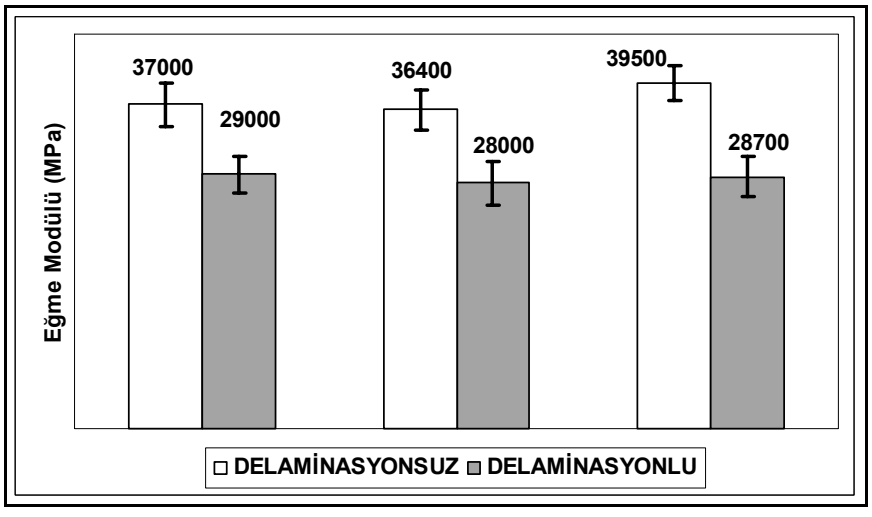
Karbon elyaf numunelerin eğme yükü altındaki davranışlarını incelemek için ASTM D6272 standardı uyarınca dört noktadan eğme deneyi yapılmalıdır. Ancak cam elyaf numunelerde olduğu gibi karbon numuneler de hem üç hem de dört noktadan eğme deneyleri ile eğme modülü ve dayanım değerleri elde edilerek karşılaştırılmıştır. Şekil 7.25 ve 7.26'da karbon elyaf numunelerin üç noktadan eğme deney grafikleri verilmiştir. Hem 0(90)° hem de ±45° eksenden çıkartılmış numunelerin eğrileri, numunelerin delaminasyon içerdiği durumlarda eğimlerinde ve toplam şekil değişimlerinde azalma göstermektedir. Şekil 7.27 ve 7.28'de karbon elyaf numunelerin üç nokta eğme deneyinden elde edilen modül ve dayanım değerlerinin ortalamaları verilmiştir. Karbon elyaf numunelerin üç nokta eğme deneyinde modül değerleri delaminasyon içerdiğinde %21–27 oranında azalma göstermektedir. Eğme dayanımı değerleri ise %40 oranında azalmaktadır. Burada dikkat edilmesi gereken nokta, 45° eksenden çıkartılan numunulerin üç nokta eğme mekanik özellikleri 0 ve 90° eksenden çıkartılan numunelerin mekanik özellik değerlerinden çok farklılık göstermemesidir. Cam numunelerde yönlenmeler değiştiğinde elastiklik modülleri arasındaki fark %10–15 kadar iken karbon malzemede bu değer ortalama % 25 kadardır. Bunun nedeni, karbon numunelerin gevrek davranış gösterimlerinden dolayı yapılarında bulunan kusur ya da hasara karşı çok hassas davranış göstermeleridir. Karbon panellerin sanki-izotropik (quasi-isotropic) yönlenmede serilmesi sonucu 0-45 ve 90° ana eksen yönlerinde özelliklerin birbirilerine yakın değerlerde çıkmaktadır.



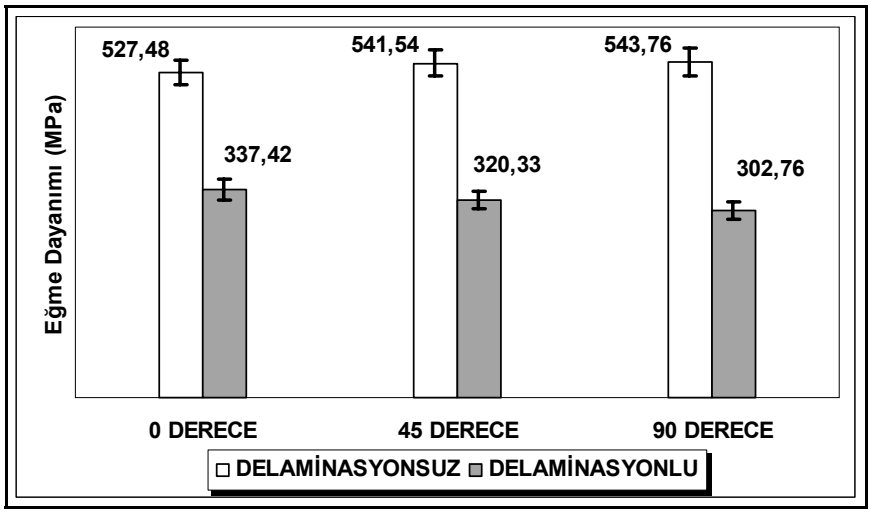
Şekil 7.25: 0(90)° eksenden çıkartılmış karbon elyaf numunenin üç noktadan eğme deney grafiği



Şekil 7.26: ±45° eksenden çıkartılmış karbon elyaf numunenin üç noktadan eğme deney grafiği

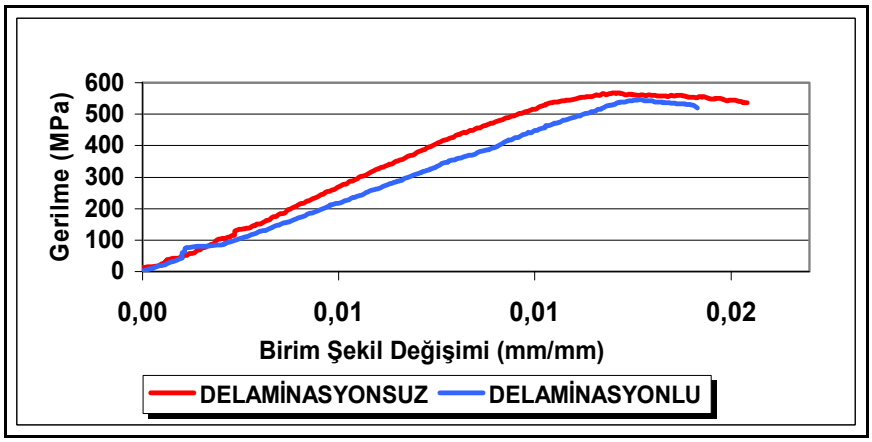


Şekil 7.27: Karbon elyaf numunelerin eğme modülleri (üç noktadan eğmede)

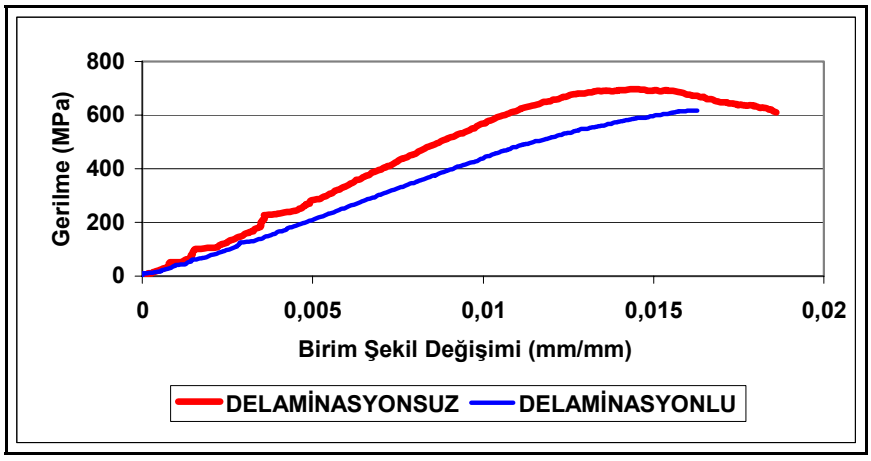


Şekil 7.28: Karbon elyaf numunelerin eğme dayanımları (üç noktadan eğmede)

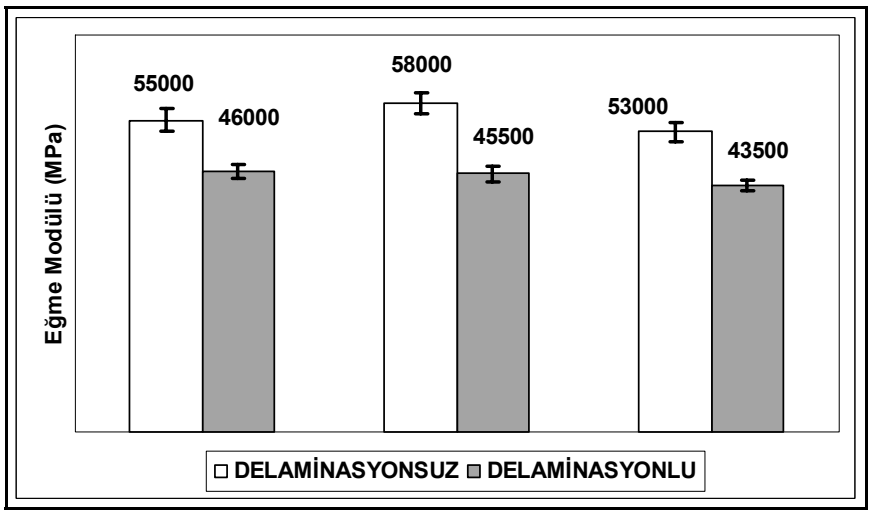
Karbon numunelerin dört nokta eğme deneyi sonuç değerleri incelendiğinde elastiklik modülü değerleri delaminasyonlu numunelerde ortalama %20 azalmış, dayanım değerleri ise ortalama %8 azalmıştır (Şekil 7.31). Eğme dayanımı değerleri, delaminasyonlu karbon numunelerin üç nokta eğme deneylerinde %40 kadar azalma göstermesinin nedeni delaminasyonlu bölgenin tam yük ucu altında yer alması ve tüm yükün tek bir bölgede yoğunlaşarak etkimesidir (7.32). Dört nokta eğme deneyinde bölgesel olarak yoğunlaşmış bir yük etkimesi söz konusu olmadığı için eğme dayanımı değerlerinde meydana gelen azalma ancak %8 kadardır.



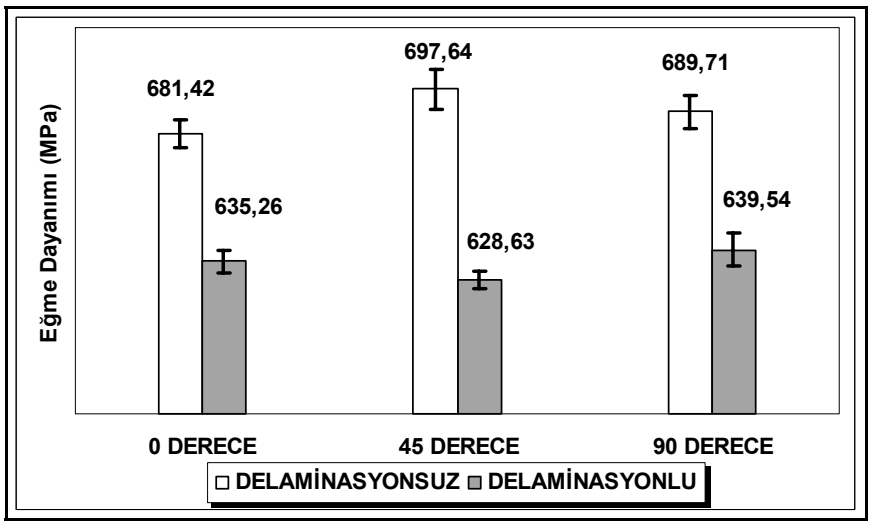
Şekil 7.29: 0(90)° eksenden çıkartılmış karbon elyaf numunenin dört noktadan eğme deney grafiği



Şekil 7.30: ±45° eksenden çıkartılmış karbon elyaf numunenin dört noktadan eğme deney grafiği



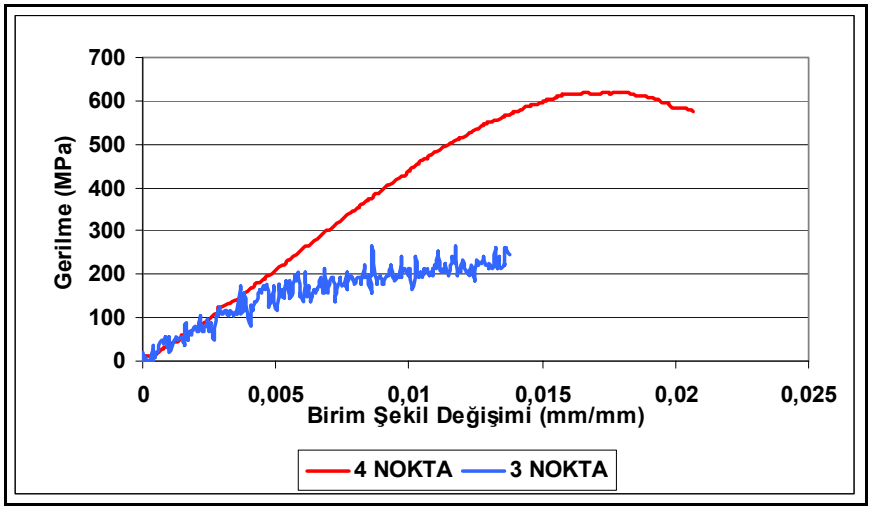
Şekil 7.31: Karbon elyaf numunelerin eğme modülleri (dört noktadan eğmede)



Şekil 7.32: Karbon elyaf numunelerin eğme dayanımları (dört noktadan eğmede)

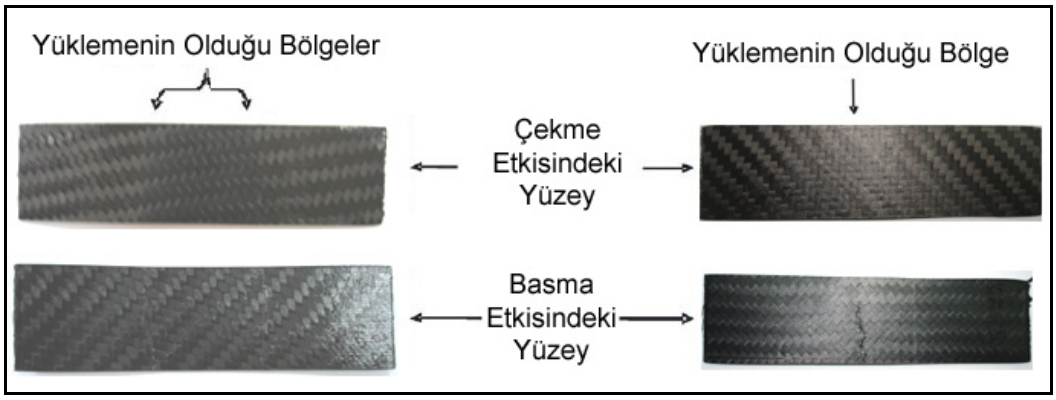
Üç noktadan eğme deneyinde numunede delaminasyon mevcutsa, hem elastiklik modülü, hem de eğme dayanımı büyük ölçüde azalmaktadır. Ancak dört noktadan

eğme deneyinde delaminasyonlu ve delaminasyonsuz numunelerde bu fark üç nokta eğme deneyindeki kadar yüksek değildir. Bunun nedeni, üç nokta eğme deneyinde yük ucu altındaki bölgede yük yoğunluğu daha fazladır ve tek bir çizgi olarak numuneye etkimektedir. Bununla beraber, karbon malzemenin gevrekliği de söz konusudur ve yapısındaki hasara karşı cam malzemeden daha fazla hassastır. Karbon numunelerin gevrekliği, deneyler sırasında hasar öncesi çatırdama seslerinin yoğunlaşmasından da anlaşılmaktadır. Delaminasyon içeren 45° eksenden çıkartılmış karbon numunelerin üç ve dört noktalı eğme deney grafikleri Şekil 7.33'te verilmiştir. Buna göre karbon numuneler için eğme mekanik özellikleri dört nokta eğme deneylerinde daha yüksek çıkmaktadır. ASTM D790 (üç nokta eğme deneyi) standardında karbon numunelerin eğme özelliklerinin ASTM D6272 (dört nokta eğme deneyi) ile belirlenmesinin daha uygun olduğu belirtilmiştir. Dolayısıyla karbon gibi yüksek elastiklik modülüne sahip (20 GPa'dan büyük) malzemelerin eğme mekanik özellikleri dört nokta eğme deneyi ile belirlenmelidir.

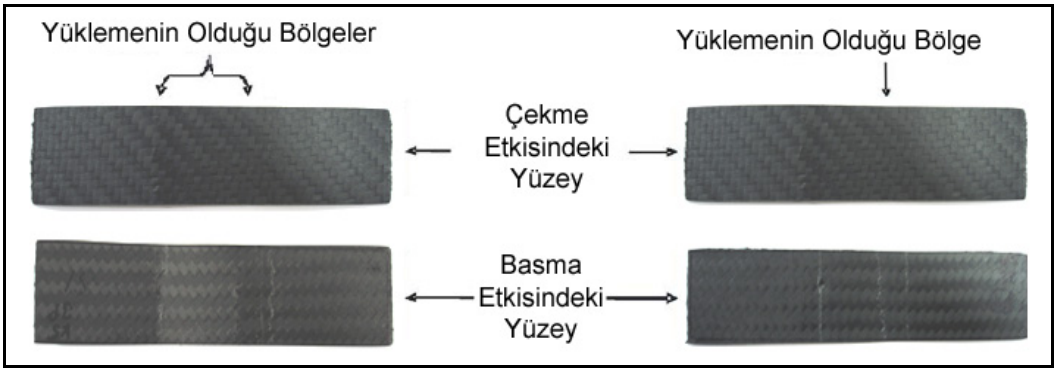


Şekil 7.33: Üç ve dört noktadan eğme deney grafikleri ±45° karbon (delaminasyonsuz)

Karbon numunelerin üç ve dört nokta eğme deneylerinden sonra hasara uğramış durumlarını gösteren fotoğraflar Şekil 7.34 ve 7.35'te gösterilmektedir. Cam numuneler ile karşılaştırıldığında, karbon numuneler eğme deneyinden sonra hasarlı olup olmadıkları dikkatli incelemeden sonra anlaşılmaktadır. Dolayısıyla, servis koşullarında karbon yüzey kaplamasının herhangi bir yabancı cisim çarpması sonrası delaminasyonlu bölgenin gözle görünebilirliği son derece zayıftır. Bu yüzden rutin kontrol ve bakımlarda cam yüzey kaplamasına göre daha dikkatli olunmalıdır.



Şekil 7.34: Üç ve dört noktadan eğme deneyi sonrası delaminasyonsuz karbon elyaf numune fotoğrafları

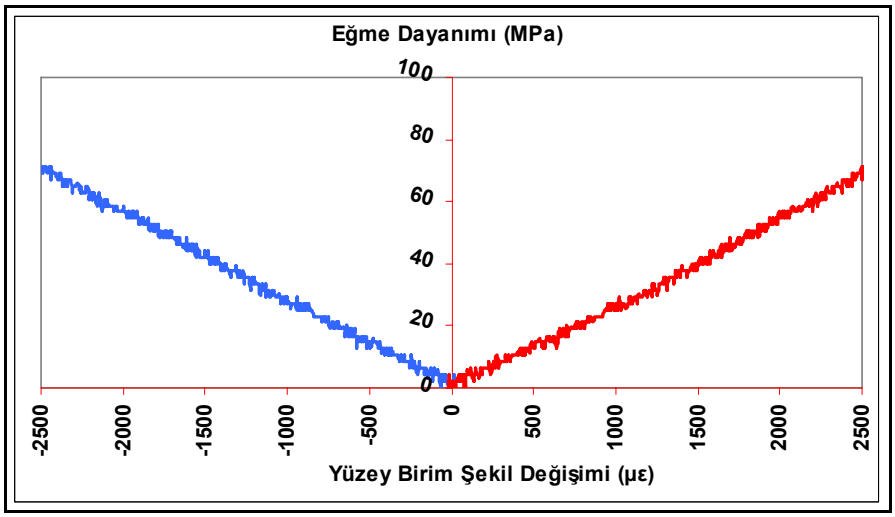


Şekil 7.35: Üç ve dört noktadan eğme deneyi sonrası delaminasyonlu karbon elyaf numune fotoğrafları

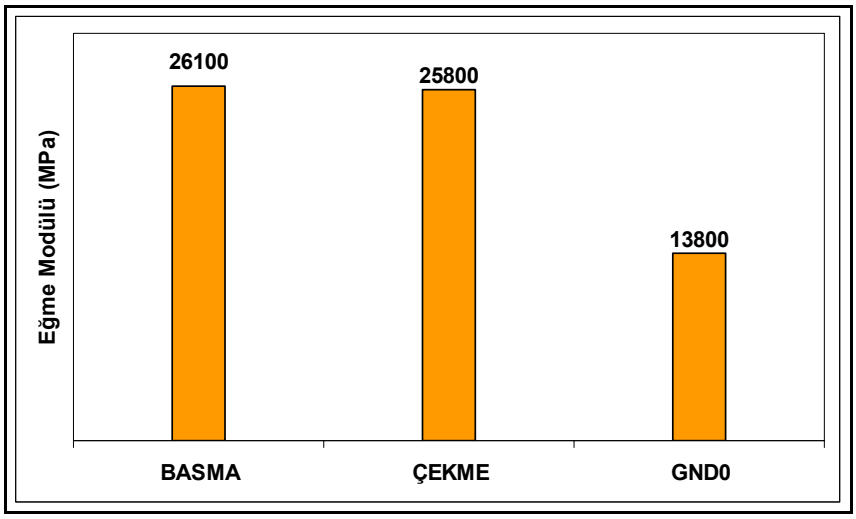
7.3 Strain Gage Deney Sonuçları

Dört noktadan eğme deneyinde oluşan gerilme ile her iki yüzdeki karşılık gelen birim şekil değişimlerinin değişimi Şekil 7.36 ve 7.38'de verilmiştir. Grafikler incelendiğinde cam numunenin her iki yüzünde meydana gelen birim şekil değişimi değerleri aynıdır. Şekil 7.37 ve 7.39'da strain gage sonuçlarından elde edilen dört nokta eğme modülleri verilmiştir. Her bir grafikte çekme ve basma olarak verilen ve numunenin çekme ve basma yüzlerindeki strain gage'den alınan sonuçlara göre hesaplanan eğme nodülleri ile, GND0 veya CND0 ile gösterilen strain gage kullanılmadan hesaplanan dört noktadan eğme nodülü değerleri bulunmaktadır. Şekil 7.37'de cam elyaf numunenin her iki yüzünden elde edilen modül değerleri aynı olmakla birlikte 7.39'daki karbon elyaf numunenin iki yüzünden alınan değerlerde yaklaşık olarak %13 fark bulunmaktadır. Aynı zamanda dayanım değeri de karbon numuneye göre daha düşük değerlerdedir. Cam numune, tarafsız eksene göre simetrik yönlenmeye sahiptir (±45/±45/±45…) aynı zamanda numuneye yapıştırılan gage boyutları tüm numunenin davranışını temsil etme yönünden başarılıdır çünkü

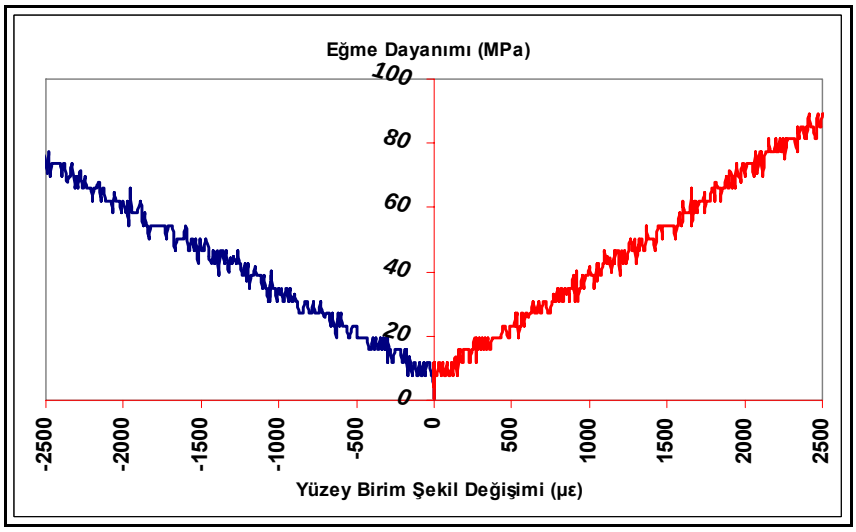
cam numunenin elyafları karbon elyaflara kıyasla hayli küçüktür bu yüzden hesaplanan modül değerlerinde %1 kadar fark bulunmaktadır. Karbon elyaf numune, tarafsız eksene göre asimetrik yönlenmeye (0–90/±45/0–90/±45) sahiptir. Karbon elyaf numunede yük uygulanan yüzeyde basma gerilmesi etkisinde kalan elyafların yönlenmesi 0/90°, diğer yüzdeki çekme gerilmesi etkisinde bulunan elyafların yönlenmesi ±45°dir. Karbon elyaf numunede çekme yükü etkisi altında kalan yüzdeki dayanım değerleri, basma yükü etkisi altında kalan yüzdeki dayanım değerinden daha yüksektir. Cam numunelerin strain gage kullanılmadan elde edilen dört noktadan eğme modülü değeri, strain gage ile hesaplanan modül değerinden daha düşüktür. Karbon numunede tam aksine, strain gage kullanılmadan elde edilen modül değeri strain gage ile hesaplanan modül değerinden daha yüksektir. Değerlerde görülen bu fark, numunelere yapıştırılan gage'in yanlıca bir katmanın uzamasını ölçmesidir. Özellikle karbon elyaf numunede elyaf çapı gage boyutlarına göre hayli büyük kaldığı için modül ve dayanım hesaplanmasında strain gage kullanımı yanıltıcı sonuçlar vermektedir.



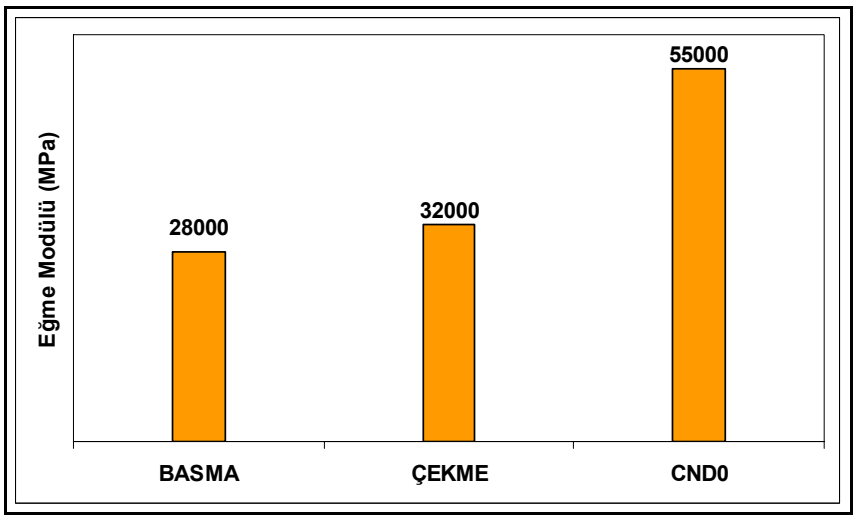
Şekil 7.36: Strain gage ile yapılan dört noktadan eğme deneyi grafiği (cam elyaf)



Şekil 7.37: Strain gage ile bulunan eğme modülleri (cam-dört noktadan eğmede)



Şekil 7.38: Strain gage ile yapılan dört noktadan eğme deneyi grafiği (karbon elyaf)



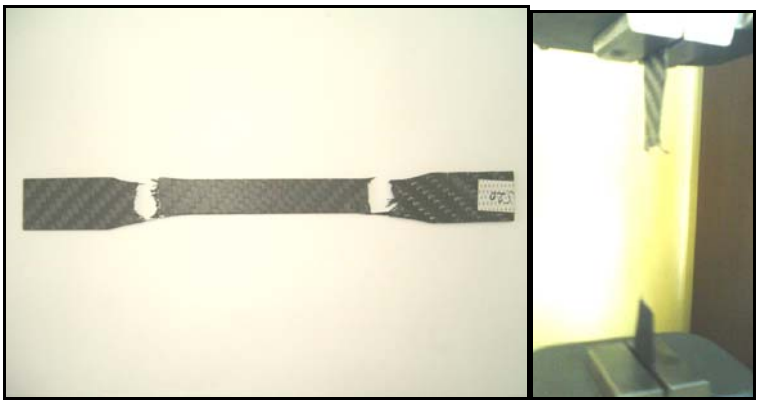
Şekil 7.39: Strain gage ile bulunan eğme modülleri (karbon-dört noktadan eğmede)

7.4 Ek Deneyler

Bu bölümde $[\pm 45]_{4f}$ yönlenmesinde serilmiş karbon panelden çıkartılan numunelerle gerçekleştirilen çekme deney sonuçları değerlendirilmiştir. Cam panellerin yönlenmesinde serilen karbon panellerin hem ASTM D638 hem de D3039 standartlarında çekme deneyleri yapılmıştır.

7.4.1 Karbon Numuneler İçin Çekme Deneyi Sonuçları (ASTM D 638)

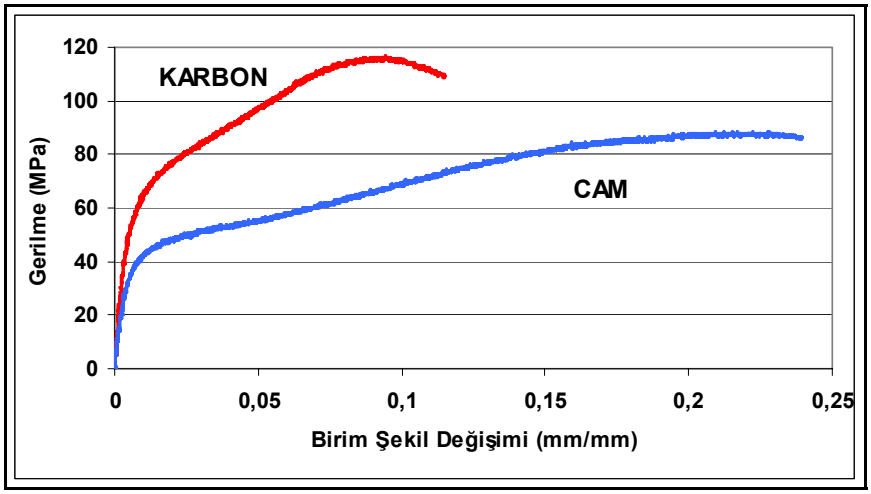
Karbon malzemelerin çekme deneyleri D3039 standardında yapılması önerilmesine rağmen, numuneler D638 standardında da hazırlanıp çekilmiştir. D638 standardında hazırlanan numunelerle (papyon şeklinde) çekme testi yapılırken karşılaşılan en önemli sorun, numunelerin sap kısmındaki kıvrımlı bölgeden kopmalarıdır. Yapılan deneylerde papyon şeklinde hazırlanan tüm numuneler kıvrımlı bölgelerden birkaç parçaya ayrılarak kopmuştur. Şekil 7.40'da deneyde kopmuş D638 standardında hazırlanan karbon çekme numunesi verilmiştir. Şekildeki hasar biçimi üç farklı eksenden (0, 45 ve 90°) çıkartılan deney numunelerinde benzerdir.



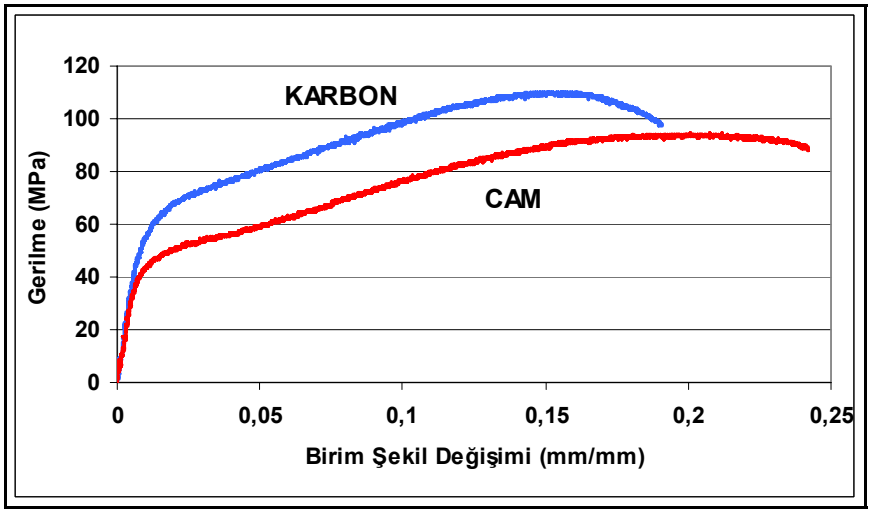
Şekil 7.40: D638 standardında hazırlanan karbon elyaf numunenin deney sonrası fotoğrafı

Deneylerden elde edilen sonuçlar, cam numune değerleriyle karşılaştırma yapabilmek için Şekil 7.41-43'te hem cam hem de karbon elyaf numune sonuçları aynı grafikte verilmiştir. Karbon elyaf numunelerin serimleri cam elyaf numuneler ile aynı olduğundan gerilme-birim şekil değişimi grafiklerinde serime bağlı olarak gösterilen davranış da benzerlik göstermektedir. Karbon elyaf numunenin 45° eksenden çıkartıldığında gerilme-birim şekil değişimi eğrisinde, cam elyaf numunedekine benzer olarak doğrusal elastik bir bölge sonunda kopma görülmektedir. Şekil 7.44 ve 7.45'te karbon elyaf numunelerin D638 (papyon) ve

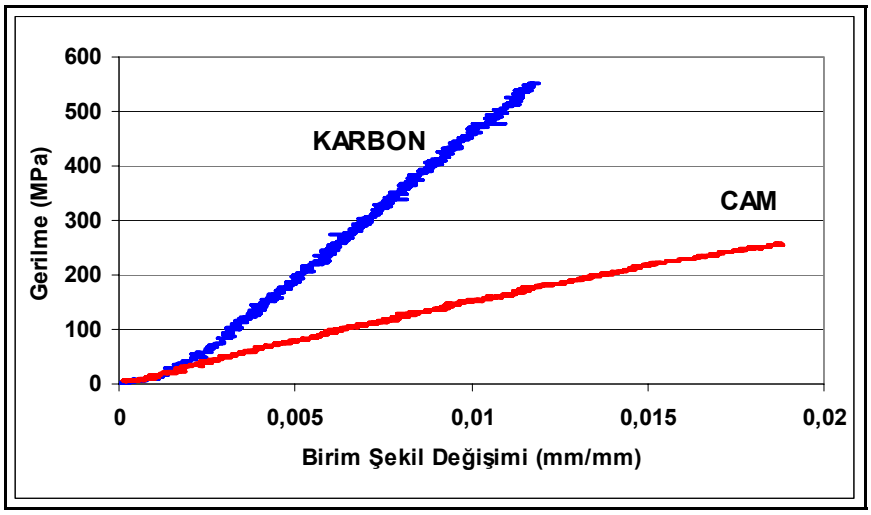
D3039 (dikdörtgen) standartları uyarınca elde edilen çekme elastiklik modülü ve dayanım değerleri verilmiştir. 45° eksenden çıkartılan papyon numunelerin elastiklik modülü değerlerinde görülen sapmanın 0 ve 90° eksenden çıkartılan numunelere göre daha yüksek değerde olması, daha dar olan numunenin daha az elyafa sahip olması ve kesim hatalarına karşı daha duyarlı olmasından kaynaklanmaktadır. Karbon elyafının gevrek özelliğinden dolayı, üç farklı eksenden çıkartılan numunelerin toplam şekil değişimi değeri, cam elyaf numunelerin sahip olduğundan daha düşük değere sahiptir. Ancak modül ve dayanım değeri bakımından karbon elyaf, cam elyafa göre daha avantajlıdır.



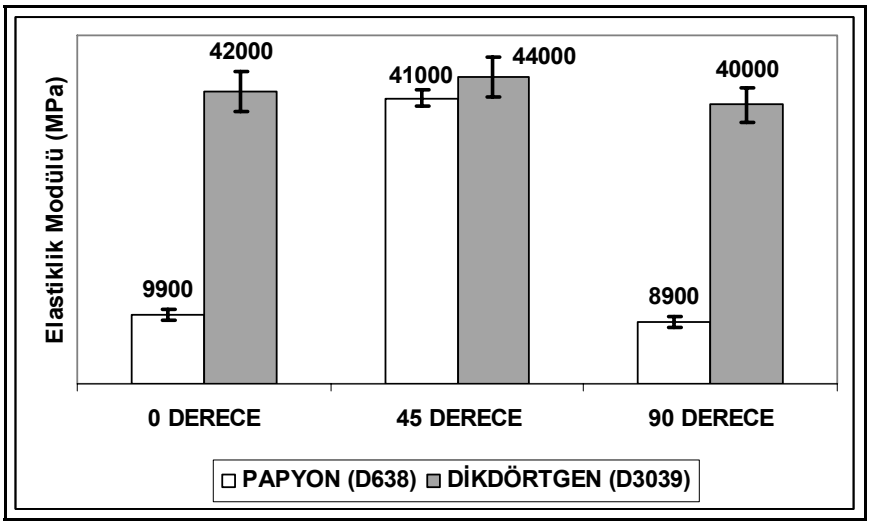
Şekil 7.41: D638 standardında hazırlanan karbon ve cam elyaf numunelerin çekme deney grafiği (0°)



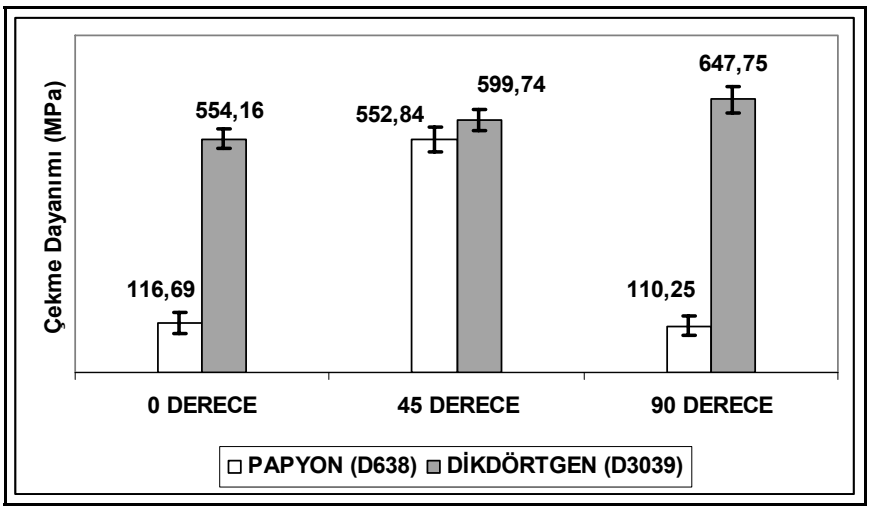
Şekil 7.42: D638 standardında hazırlanan karbon ve cam elyaf numunelerin çekme deney grafiği (90°)



Şekil 7.43: D638 standardında hazırlanan karbon ve cam elyaf numunelerin çekme deney grafiği (45°)



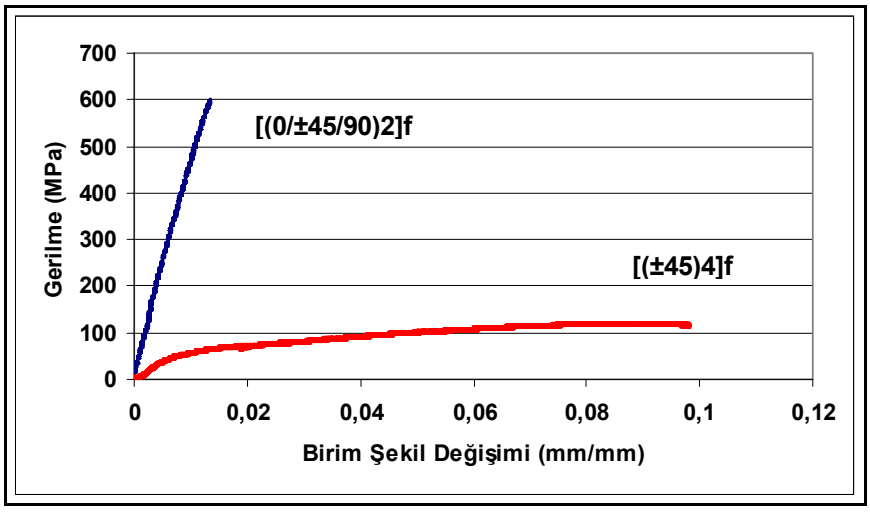
Şekil 7.44: Karbon elyaf numunelerin elastiklik modülleri (D638 ve D3039 standardı uyarınca)



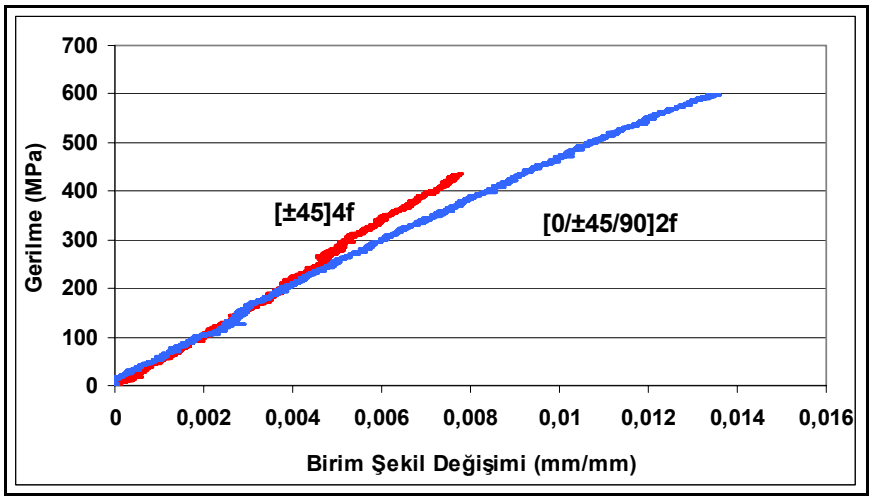
Şekil 7.45: Karbon elyaf numunelerin çekme dayanımları (D638 ve D3039 standardı uyarınca)

7.4.2 Karbon Numuneler İçin Çekme Deney Sonuçları (ASTM D 3039)

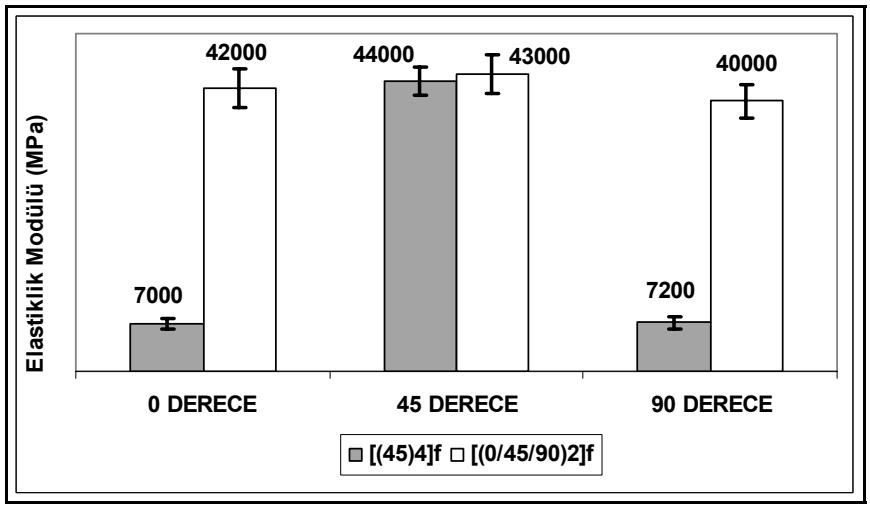
ASTM D3039 standardına uygun biçimde yapılan çekme deneylerinden elde edilen gerilme-birim şekil değişimi grafikleri Şekil 7.46 ve 7.47'de verilmiştir. Karbon elyaf numunelerin serimleri; sanki-izortropik $[(0/\pm45/90)_2]_f$ ve -45/+45… olacak şekilde $[(\pm45)_4]_f$ seçilerek dikdörtgen ve saplı olarak çekilmiştir. 0/90° eksenden çıkartılan numunelerde yönlenmeye bağlı olarak modül ve dayanım değerlerinde çok büyük miktarda farklılık elde edilmektedir. -45/+45… serimine sahip karbon elyaf numunenin 0 ve 90° eksendeki modül değeri ortalama olarak 7000 MPa ve dayanım değeri de 120 MPa'dır. Sanki-izotropik serime sahip diğer numunede aynı eksenden çıkartılan numunede ise bulunan ortalama modül ve dayanım değerleri sırasıyla 41000 ve 600 MPa'dır. Dolayısıyla, 0 ve 90° eksendeki aynı malzeme- farklı serimde imal edilen numunelerde modül değerinde yaklaşık %83, dayanım değerinde ise %79 oranında değişim gözlemlenmiştir. 45° eksenden çıkartılan numunelerde ise, modül değerindeki değişim %2,5; dayanımdaki değişim ise %27 oranındadır (Şekil 7.48 ve 7.49). Sonuç olarak, karbon elyaf numunelerde ±45° yönlenmeye sahip elyafların bulunması toplam şekil değişimini arttırıcı etkiye sahip olmakla birlikte, dayanıma da az miktarda etkisi olmaktadır. Karbon elyaf numunelerin çekme özellikleri, ölçü boyu içerisinde, papyon numunelere (D638) kıyasla daha fazla miktarda elyaf bulunması ve tüm numunenin karakteristiğini temsil etmesi bakımından ASTM D3039 standardına göre yapılmalıdır. Bu standartta dikdörtgen şeklinde hazırlanan numunelerde papyon numunelerin aksine kopma ölçü boyu içerisinde kopmaktadır.



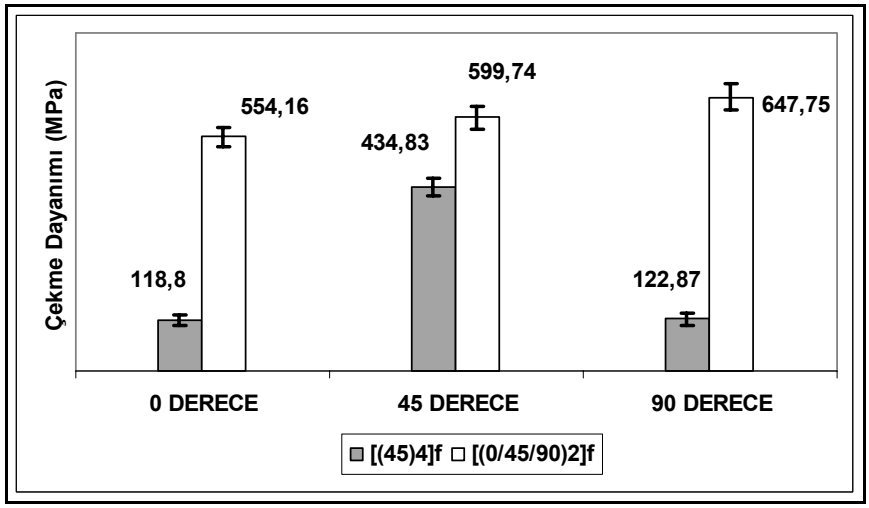
Şekil 7.46: $[(\pm45)_4]_f$ ve sanki-izotropik yönlenmede $[(0/\pm45/90)_2]_f$ serilen karbon elyaf numunenin çekme deney grafiği (0/90°)



Şekil 7.47: $[(\pm 45)_4]_f$ ve sanki-izotropik yönlenmede $[(0/\pm 45/90)_2]_f$ serilen karbon elyaf numunenin çekme deney grafiği (45°)



Şekil 7.48: $[(\pm 45)_4]_f$ ve sanki-izotropik yönlenmede $[(0/\pm 45/90)_2]_f$ serilen karbon elyaf numunenin elastiklik modülleri



Şekil 7.49: $[(\pm 45)_4]_f$ ve sanki-izotropik yönlenmede $[(0/\pm 45/90)_2]_f$ serilen karbon elyaf numunenin çekme dayanımı

8 . SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu yüksek lisans tezinin amacı İTÜ-HAGU (Havacılık Araştırma Geliştirme ve Uygulama) projesi kapsamında imal edilecek olan deneysel helikopterin palalarında yüzey kaplaması olarak kullanılabilecek alternatif kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini ve bunların delaminasyona duyarlılıklarını araştırmaktır. Bu amaca yönelik olarak döner kanat yüzey kaplamalarında yaygın olarak kullanılan $[(0/\pm45/90)_2]_f$ yönlenmesinde dokunmuş karbon elyaf ve $[(\pm45)_8]_f$ yönlenmesinde dokunmuş cam elyaf takviyeli epoksi matrisli kompozit levhaların çekme ve eğme yükleri altındaki davranışları deneysel olarak incelenmiştir. Yüzey kaplama malzemesinin çekme ve eğmedeki mekanik özellikleri ASTM standartlarına uygun olarak saplı-düz ve papyon numunelerle tek eksenli çekme; üç noktadan eğme ve dört noktadan eğme vb. deneylerle elde edilmiştir. Kontrollü delaminasyon hasarı serme sırasında numunelerin orta kısmına yapışmayı önleyici (25x25 mm^2) çok ince teflon bant yerleştirilerek yaratılmıştır.

Kompozit rotor palalarının imalatı ile ilgili yapılan literatür araştırması sonucunda ITU Hafif Ticari Helikopter Projesinde palaların modüler pala imalat yönteminin kullanılarak imal edilmesi gerektiği sonucuna varılmıştır. Bu imalat yöntemi, palaları istenilen mekanik özelliklere sahip olacak şekilde istenilen doğrultuda malzeme kullanılarak birleştirilmesine esneklik tanır. Ayrıca onarım ve bakım için daha uygun bir imalat yöntemidir. Hasarlı bölge tespitinde de uygun yöntemler kullanılması durumunda onarım işlemi komşu yük taşıyıcı yapılara zarar verilmeden yapılmaktadır. Ayrıca modüler pala imalatı günümüzde konvansiyonel helikopterlerde en çok tercih edilen imalat yöntemi olmasından dolayı imalatta gerekecek teknoloji transferi ve tecrübe (know-how) daha etkili bir biçimde gerçekleştirilebilir. Modüler palalar, çok odacıklı pala veya panel yapıya sahip palalardan daha az maliyetli imalat yöntemine gereksinim duymaktadır. Çok odacıklı keside sahip palalardaki gibi özel elastik mandrellere gereksinim duymadan ve panel yapıdaki palalarda olduğu gibi özel dengeleme aparatları kullanılmadığı için daha az zahmetli bir imalat yöntemidir.

Bu çalışma, üç yönüyle kompozit helikopter rotor palası imalatıyla ilgilenen kişi ya da kuruluşlara önemli bir kaynak olacak niteliktedir. İlk olarak kompozit palaların farklı imalat yöntemleri hakkında detaylı bir literatür araştırması niteliğindedir. Uzun araştırmalar sonucunda derlenmiş olan pala imalat yöntemlerinden en çok kullanılan üç tanesi uygun olarak sınıflandırılarak çalışmada ayrıntılı olarak yer almaktadır. Çalışmada palanın sonlu elemanlar yöntemiyle bilgisayar üzerinde yapılan simülasyonlarında gerekli olan malzeme değerlerini elde etme ve uygun yüzey kaplaması seçimi amacıyla gerçekleştirilmiş deneysel veriler ve sonuçlarını içermektedir. Bu bilgiler literatürde bulunmayan malzeme/yönlenme kombinasyonlarının sahip olduğu dayanım değerlerine bir yenisini daha ekleyerek çalışmalarda yol gösterme ve karşılaştırma bakımından faydalı olacak niteliktedir. Bir başka yönüyle çalışma, kompozit malzemelerin testlerinde karşılaşılan sorunlar ve ASTM standartlarının sorgulanması bakımından deneysel çalışmalara dayanan bir kaynak özelliği de taşımaktadır.

Yapılan statik mekanik deneyler sonucunda sanki-izotropik (quasi-isotropic) yönlenmede serilmiş dört katmanlı karbon elyaflı epoksi levhanın rijitlik ve dayanım değerleri cam elyaflı alternatifine göre büyük üstünlük sağlamaktadır, ancak karbon malzemenin gevrekliği delaminasyon hasarına karşı daha duyarlı olmasına yol açmaktadır.

Delaminasyonlu halde cam elyaf numunelerdeki elastiklik modülü azalması ortalama %14 iken, bu değer karbon elyaf numunelerde %25'dir. 45 derece eksende cam numunenin elastiklik modülü değerindeki azalma %5 kadar iken aynı eksende karbon numunelerdeki değişim yaklaşık olarak %15'dir. Çekme dayanımındaki azalma karbon numunelerde her yönde %30–40 iken, cam numunelerde 0 ve 90 derece eksenden çıkartılan numunelerde azalma %3–5; 45 derece eksendeki numunelerde ise %12'dir. Çekme değerleri göz önüne alındığında, serilme yönünün yapıdaki delaminasyona bağlı olarak imal edilen ürün ya da sistemin dayanım değerlerinde önemli rol oynadığı sonucuna varılmıştır.

Elastiklik modülü ve gerilmelerin yer aldığı grafiklerdeki hata analizleri (standart sapmalar) incelendiğinde panellerden aynı açıya sahip olacak şekilde çıkartılmış numunelerin değerlerinde belirli sapmalar görülmektedir. Bunun nedeni imal edilen levhaların birbirlerine göre küçük farklılıklarıdır. Reçine jelleşmeden serilme işlemi için geçen zaman ve levha boyutları arasındaki küçük değişkenlik bu farkı

yaratmaktadır. Değişkenliğin bir diğer nedeni olarak da numunelerin panellerden su jetiyle kesilmesi sırasında özellikle 45^o'den çıkartılan cam numunelerdeki 2-3^o sapma göstermesi söylenebilir.

Kumaş biçimindeki elyaflarla takviye edilmiş polimer esaslı tabakalı kompozit malzemelerde serilen tabakalar $\pm 45^o$ yönlenmede serildiği takdirde çekme dayanımı da yöne bağlı olarak anizotropik özellik göstermektedir. Bu olumsuzluğu gidermek amacıyla tabakaların sanki-izotropik özellikler gösterecek şekilde serilmesi aniztropiyi tamamen olmasa da büyük ölçüde azaltabilir. Deneylerden elde edilen sonuçlarda sanki-izotropik yönlenmede serilen tabakalı kompozit malzemede 0–45 ve 90^o malzeme özellikleri birbirlerine yakın değerlerde çıkmaktadır. Tabakalı kompozit malzemelerde, yapıda bulunan $\pm 45^o$ yönlenmede serilmiş katmanlar, toplam uzamayı arttırarak numunenin aniden hasara uğramasını engellemektedir. Ayrıca hasar, çekme eksenine göre 0 ve 90^o yönlenmiş elyaf demetlerinin çekme eksenine dik kopmasına karşıt olarak saçaklı ve lifli kopma şeklinde gerçekleşmektedir. Yapıda çekme eksenine göre 45^o yönlenmiş elyafların yanında 0 ve 90^o eksende yönlenmiş elyaflar bulunması özelliklerin her iki durumun avantajlarını bir araya getirmeyi sağlamaktadır. Bu nedenle helikopter palasında kullanılacak yüzey kaplamasının sanki-izotropik karbon malzemeden imal edilmesi hem karbon malzemesinin mukavemetinin cama göre yüksek olması hem de serme yönlenmesinden dolayı her yönde aynı değerlerde mukavemet değerine sahip olması gibi üstünlükleri bir arada bulundurması bakımından uygun bir seçimdir.

Cam elyaf kompozit, yapısında bulunan delaminasyona rağmen karbona göre daha fazla şekil değişimine uğramıştır. Toplam birim şekil değişimi (esneklik) bakımından cam malzeme karbona göre üstünlük sağlamış gibi gözükse de dayanım ve rijitlik bakımından karbon daha yüksek değerlere sahiptir.

Karbon takviyeli plastik malzemelerin ASTM D638 standardına uygun olarak çekme deneyi yapılırken karşılaşılan en önemli sorun, numunelerin ölçüm yapılan referans boy (ölçü uzunluğu, gage length) içerisinden hasara uğramayarak özellikle genişlik değişimi olan bölgelerde (radyüs) birçok parçaya ayrılma şeklinde kopmasıdır. Bu şekilde oluşan hasar, deneyin normalden önce sona ermesine neden olarak sağlıklı verilere ulaşılmasını engellemektedir. Bu sonuçlara dayanarak karbon malzemelerin tüm çekme deneyleri ASTM D3039 standartlarına uygun olarak gerçekleştirilmiştir.

Karbon numunelerin ASTM D3039 standardına uygun çekme deneylerinde sapların numunelere siyanoakrilat (cyanoacrylate) içeren kuvvetli yapıştırıcılarla yapıştırılması sonucunda saplar düzgün olarak tasarlansa bile kopma ölçü uzunluğu dışından ve sapın numuneye birleştiği kısımdan kopmaktadır. Sapların numunelere hangi tür yapıştırıcı ile yapıştırılması gerektiğini bulmak için farklı yapıştırıcılar ile ön deneyler yapılmış ve sonuç olarak hem sap malzemesi hem de deney numunesi ile uyumlu bir malzeme olan epoksi yapıştırıcıda karar kılınmıştır. Yapılan deneyler sonucunda deney numunelerine yapıştırılan saplar (tab), çekme cihazının çenelerinin kolayca ısırmasını sağlamak amacıyla farklı sertlikteki alüminyum malzemeler yerine pleksiglas malzemeden seçilmiştir. Yeterli miktarda ve uygun kalınlıkta cam takviyeli plastik (CTP) malzeme de uygun bir seçim olarak gözükse de deney numunelerinin sayıca fazlalığı, sap malzemesi olarak pleksiglasın daha uygun olduğunu göstermiştir.

Karbon elyaf takviyeli paneller cam elyaf takviyeli rakibiyle aynı yönlenmede serilmiş $[(\pm 45)_4]_f$ ve deneylerle her üç yöndeki dayanım değerleri sanki-izotropik yönlenmede serilen karbon paneller ile karşılaştırılmıştır. Deney sonuçlarında elde edilen değerler, sanki-izotropik yönlenmede $[(0/\pm 45/90)_2]_f$ serilen karbon panellerin her üç ana eksende de (0-45-90) daha yüksek dayanım değerlerine sahip olduğunu göstermiştir. Bunun nedeni, sanki-izotropik panellerde numune hangi yönde çıkarılırsa çıkarılsın, çekme ekseniyle aynı yönde (0 derece) ve dik yönde (90) derece elyafların mevcut olmasıdır. Yapıda bulunan ve çekme ekseniyle aynı eksendeki elyaflar, dayanım değerlerinde %100 artış sağlamaktadır.

Eğme deney sonuçlarında elde edilen veriler çekme deneylerini doğrular nitelikte olup, yapıda meydana gelen delaminasyon hasarı, dayanım ve elastiklik modüllerinde azalmaya sebep olmaktadır. Üç noktadan eğme deneyinde delaminasyonlu malzemede elastiklik modülü değerlerindeki azalma dört noktadan eğme deneyinde meydana gelen azalmadan çok daha yüksek değerlerde çıkmaktadır. Bunun nedeni üç nokta eğme deneyinde yükün tek bir noktaya etkimesi sonucu oluşan delaminasyon miktarının dört nokta eğme deneyinde oluşan delaminasyon miktarına göre daha fazla olması ve meydana gelen daha fazla miktardaki sehimdir.

Hava araçlarında ağırlık kazancının hem yakıttan tasarruf sağladığı hem de daha uzun menzillerde uçuş imkânı tanıdığı için havada kalma süresini arttırıcı etkiye sahiptir. Bu yüzden ağırlık kazancı, hava aracı tasarımcı ve imalatçılarının en önem

verdikleri konuların başında yer almaktadır. Kullanılan yüzey kaplamaları ağırlık bakımından kıyaslandığında, karbon yüzey kaplaması kullanıldığında dört adet palada 2,5 kg'a yakın ağırlık kazancı sağlanmaktadır. Dolayısıyla karbon malzemenin mukavemet değerlerinin yanında hafifliği de cam malzemeye göre üstünlük sağlayan bir diğer yönüdür.

Dayanım bakımından cam elyaflı eşdeğerine göre üstün olan karbon elyaflı tabakalı yüzey kaplaması, yoğunluk ve buna bağlı olarak da hafiflik olarak da öne çıkmaktadır. Karbon malzemesinin tek dezavantajı olan yüksek fiyatı, dayanım ve ağırlık kazancı ile kıyaslandığında yapısal elemanlar haricinde kullanılmasının maliyetli olduğunu göstermektedir.

Günümüzde bilgi yetersizliği ve tecrübe eksikliği nedeniyle imalatı ülkemizde yapılamayan kompozit helikopter rotor palalarının yakın gelecekte kompozit sanayisinin daha da gelişmesiyle birlikte önemli bir ekonomik fayda olacağı düşünülmektedir.

Hava araçlarında en önemli hasar tiplerinden biri olan ve çevrimsel yüklerin etkisiyle meydana gelen yorulma hasarının incelenmesi amacıyla malzemelerin yorulma davranışının incelenmesi tez çalışmasını bir adım daha ileriye taşıyacaktır. Palalarda kullanılan yüzey kaplamalarının iki farklı versiyonu üzerinde yapılan deneysel çalışmaların çeşitliliği yorulma testleriyle arttırılarak yorulma davranışı hakkında detaylı bilgi elde edilebilir. Ayrıca kompozit malzemelerdeki farklı parametrelerin (elyaf tipi, elyaf çapı, örgü tipi, reçine tipi, elyaf yönlenmesi vb.) yapının sahip olduğu dayanıma etkisi incelenebilir. Yüzey kaplamalarının tabakalı serilmiş hallerinin yanında tek tabaka (lamina) deneyleri yapılmalı ve 0, 45 ve 90° eksenden çıkartılan numunelerin özellikleri belirlenmelidir. Aynı zamanda numunelerde oluşturulacak delaminasyonu farklı tabakalar arasında ve farklı boyutlarda oluşturarak malzemenin dayanımına etkisinin incelenmesi de yararlı olacak bir çalışma niteliğindedir.

KAYNAKLAR

[1] Basic helicopter handbook, U.S. Department of Transportation, *Federal Aviation* Administration, flight standarts service.

[2] http://www.copters.com/aero/airfoils.html, 2006

[3] http://www.thaitechnics.com/helicopter/heli_intro.html**,** 2006

[4] **Delipınar, Ş.**, 2001. Helikopter rotor pallerinin radyoskopi yöntemiyle hasarsız muayenelerinin yapılması, *Yüksek Lisans Tezi*, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul

[5] **Beachum, N**., Static balancing rotor blades to maintain interchangeability and facilitate rapid track and balance, DSTO-GD-0262, Avion Inc.

[6] Helicopter main rotor design, Russia (ROTAM)

[7] **Frese, J.,**1998. The vortech international extruded, all aluminum rotor blade system, Home Built Rotorcraft.

[8] http://www.compositeblades.com/wst_page2.html, 2006

[9] http://corrosion.ksc.nasa.gov/images/gal3.jpg, 2006

[10] U.S. army AH Cobra helicopter manuals K747, Main rotor blade, TM-55-1520-234-23-1

[11] **Salkind, M., Reinfelder, W.,** 1974. Composite aerodynamic blade with twin blade spar, *United States Patent*, No: 3782852 dated 1.1.1974.

[12] **Dunahoo, E.,** 1976. Multi-chambered cellular structure and method for manufacture, *United States Patent*, No: 3962506 dated 8.6.1976.

[13] **Diesen, D.,Olsen, W.,** 1996. Method for manufacturing a one-piece molded composite airfoil, *United States Patent*, No: 5547629 dated 20.8.1996.

[14] **Lallo, A., Dixon, P.,** 1993. Aerodynamic rotor blade of composite material fabricated in one cure cycle, *United States Patent*, No: 5248242 dated 28.9.1993.

[15] **Newton, J., Martin, T., Westre, W., Carbery, D., Ikegami, R.,** 1995. Lightweight honeycomb panel sturcture, *United States Patent*, No: 5445861 dated 29.8.1995.

[16] **Rosato, D.V.,** 1997. Designing with reinforced composites, Hanser-Gardner Publications, U.S.A.

[17] **Gay, D., Hoa, S., Tsai, S.,** 2003. Composite materials – design and applications, CRC Press, Paris.

[18] **Armstrong, K., Bevan, L.G., Cole, W.F.,** 2005. Care and repair of advanced composites, second edition, SAE International, U.S.A.

[19] **Hull, D., Clyne T.W.,** 1996. An Introduction to Composite Materials, Cambridge University Press, United Kingdom.

[20] **Nielsen, L., Landel, R.,** 1994. Mechanical properties of polymers and composites, Marcel Dekker Inc.,U.S.A.

[21] **Palmer, R. J.,** 1981.Investigation of the effect of resin material on impact damage to graphite/epoxy composites, McDonnell-Douglas Aircraft Corporation, Douglas Aircraft Company, Long Beach, CA, NASA-CR-165677.

[22] **Killduff, T. F., Jacobs, A.J.,** 2001. Engineering Materials Technology, Prentice Hall, U.S.A.

[23] **Kim, J., Sham M.**, 2000. Impact and delamination failure of woven fabric composites, Composites Science and Technology, 60, 745-761.

[24] **Naik, N.K., Reddy, K.S.,** 2002. Delaminated woven fabric composite plates under transverse quasi-static loading: experimental studies, Journal of reinforced plastics and composites, 10, 869-877.

[25] **Pavier, M.J., Clarke, M.P.,** 1995. Experimental techniques for the investigation of the effects of impact damage on carbon-fibre composites, Composite Science and Technology, 55, 157-169.

[26] **Wang, X.W., Pont-Lezica, I., Harris, J. M., Guild, F.J., Pavier, M.J.**, 2005. Compressive failure of composite laminates containing multiple delaminations, Composites Science and Technology, 65, 191-200.

[27] **Hou, J.P,** 2000. Bending stiffness of composite plates with delamination, Composites: Part A, 31, 121-132.

[28] **Jorgensen, O., Horsewell, A.,** 1997. On the indentation failure of carbon-epoxy cross-ply laminates and its suppression by elasto-plastic interleaves, Acta Metallurgica, 8, 3431-3444.

[29] **Pawar, P. M., Ganguli, R.,** 2005. On the effect of progressive damage on composite helicopter rotor system behaviour, Composite structures.

[30] **ASTM D638-03**, 2003. Standard test method for tensile properties of plastics.

[31] **ASTM D3039/D 3039M-00**, 2000.Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials.

[32] **ASTM D790-03,** 2003. Standard test methods for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials.

[33] **ASTM D6272-02**, 2002. Standard test methods for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials by four-point bending.

ÖZGEÇMİŞ

Metin CEBE, 25.05.1980 tarihinde İzmir'de doğdu. Lise öğrenimini İzmir Atatürk Lisesi'nde tamamladıktan sonra Ağustos 2003'de Dokuz Eylül Üniversitesi'nden Makina Mühendisi unvanı ile mezun oldu. Halen İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği-Malzeme ve İmalat Programı'nda yüksek lisans tez çalışmasına devam etmekte ve Kasım 2005'de Makina Malzemesi ve İmalat Teknolojisi Ana Bilim Dalı'nda başladığı araştırma görevlisi kadrosundaki görevini sürdürmektedir.