

139215

KOMPOZİT MALZEMELERİN  
HAVA TAŞITLARINDA UYGULANMASI

Birol Kayrak

Yüksek Lisans Tezi

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

1991

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı  
Makina Mühendisliği

KOMPOZİT MALZEMELERİN  
HAVA TAŞITLARINDA UYGULANMASI

Birol Kayrak

Anadolu Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca  
Makina Mühendisliği Anabilim Dalı  
Konstrüksiyon ve İmalât Bilim Dalında  
YÜKSEK LİSANS TEZİ  
Olarak Hazırlanmıştır.

Danışman: Doç.Dr.Orhan Şerif Komaç

Şubat-1991

Birol Kayrak'ın YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak hazırladığı "Kompozit Malzemelerin Hava Taşıtlarında Uygulanması" başlıklı bu çalışma, jüri-mizce lisansüstü yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

.06./03./1991

Başkan: Prof. Dr. Macit Yaman

Üye : Doç. Dr. Oğuz Serif KÖMÜR (Danışman)

Üye : Y. Doç. Dr. Nermin KURŞUNYÖZ

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulunun **13. MART 1991** gün  
ve .....**270-7** sayılı kararıyla onaylanmıştır.

**Prof. Dr. Rüstem KAYA**

Enstitü Müdürü

## ÖZET

Hafiflikleri ile metallere göre son derece avantajlı olan kompozit malzemeler, günümüzde çok yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Sivil ve askeri uçakların gövde ve motorlarında kompozit malzemelerin kullanımı, son zamanlarda havacılık ve tasarım mühendisliğinde en belirgin gelişmeler olmuştur. Bu çalışmada kompozit malzemelerin yapıları, özellikleri ve üretim yöntemleri tanıtılmış ve uçak yapılarında uygulama örnekleri verilmiştir. Mekanik incelemelerle de, kompozit malzemelerin havacılık endüstrisi için uygun bir malzeme grubu olduğu gösterilmiştir.

## SUMMARY

Composite materials compared with the other metals being remarkably advantageous due to their lightness, are used in aircraft industry on a vast scale. The application of composite materials to different types of aircraft structures and power plants represent one of the most significant improvements available to aeronautical design and engineering in recent years. In this thesis, the structures, properties and applications for aircraft structures have been discussed. According to the results of experiments one may say that composite materials are suitable to the aircraft industry.

## TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın gerçekleşmesinde yönlendirici danışmanlığı ile çok önemli katkıları bulunan, sayın hocam Doç. Dr. Orhan Şerif Komaç'a değerli yardımlarından dolayı teşekkürü bir borç bilirim.

Ayrıca malzeme ve kaynak temini ve Fransızca çevrilerde büyük emeği geçen değerli eşim Mak. Yük. Müh. Müge Kayrak'a ve şekillerin oluşturulmasındaki yardımları için değerli arkadaşım Mak. Müh. İbrahim Özçakır'a teşekkürlerimi sunarım.

## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET.....	iv
SUMMARY.....	v
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xi
ÇİZELGELER DİZİNİ .....	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xiv
1. GİRİŞ VE AMAÇ.....	1
2. KOMPOZİT MALZEMELER VE MATRİS MALZEMELERİ.....	5
2.1. Kompozit Malzemelerin Konvansiyonel Malzemelerle Karşılaştırılması.....	5
2.2. Polimerik Esaslı Matris Malzemeleri.....	7
2.2.1. Epoksi reçineleri.....	7
2.2.2. Seyrelticiler.....	8
2.2.3. Sertleştiriciler.....	8
2.3. Polyesterler.....	8
2.3.1. Alkidler.....	9
2.3.2. Doymuş polyesterler.....	9
2.3.3. Doymamış polyesterler.....	9
2.4. Polyamidler.....	9
3. FİBER TAKVİYELİ KOMPOZİTLER VE ÜRETİM YÖNTEMLERİ.....	10
3.1. Cam Fiberler.....	10
3.1.1. Cam fiberlerin üretimi.....	11

## İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
3.2. Cam Fiber Takviyeli Kompozit Malzemelerin Üretimi.....	11
3.2.1. Elle yaş kalıplama.....	12
3.2.2. Flaman sarma.....	12
3.2.3. Savurma döküm.....	13
3.2.4. Soğuk pres.....	13
3.2.5. Sıcak pres.....	13
3.2.6. Sürekli levha üretimi.....	14
3.2.7. Enjeksiyonla kalıplama.....	14
3.2.8. Profil çekme.....	15
3.3. Karbon Fiberler.....	16
3.3.1. Karbon fiberlerin üretimi.....	16
3.4. Karbon Fiber Takviyeli Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri.	19
3.4.1. Enjeksiyonla kalıplama.....	19
3.4.2. Profil çekme.....	19
3.4.3. Elle yaş kalıplama.....	20
3.4.4. Flaman sarma.....	20
3.4.5. Vakumda kalıplama.....	20
3.4.6. Otoklavda kalıplama.....	20
3.4.7. Prepreglerle üretim.....	20
3.5. Bor Fiberler.....	26
3.5.1. Bor fiberlerin üretimi.....	27
3.6. Alüminyum-Bor Kompozitlerinin Üretimi.....	28
3.7. Organik Fiberler.....	29
3.8. Fiberlerin Karşılaştırılması.....	30
3.8.1. Spesifik özellikler.....	31
3.8.2. Termal stabilite.....	32
3.8.3. Basma mukavemeti özellikleri.....	32
3.8.4. Fiber kırılması ve esneklik.....	32



## İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
4. KOMPOZİT MALZEMELERE UYGULANAN DENEYLER.....	36
4.1. Mekanik Deneyler.....	36
4.1.1. Tek yönlü çekme deneyi.....	36
4.1.1.1. Deneyin yapılışı.....	38
4.1.1.2. Deneyin sonuçları.....	39
4.1.2. Statik eğme deneyi.....	40
4.1.3. Fiber-matris arayüzeyi kayma gerilmesi deneyi.....	41
4.1.4. Statik yorulma deneyi.....	42
4.2. Kompozit Malzemelerin Nem Absorbsiyonu ve Tahribatsız Muayeneleri.....	45
5. KOMPOZİT MALZEMELERİN UÇAK ENDÜSTRİSİNDE UYGULANMASI.....	49
5.1. Sivil Uçaklarda İşletme Ve Maliyet.....	50
5.2. Kompozit Malzemelerin Avantajları.....	51
5.2.1. Mukavemet ve rijitlik.....	51
5.2.2. Yorulma.....	54
5.2.3. Tasarım.....	56
5.2.4. Maliyet.....	56
5.2.4.1. Direkt işletme giderleri.....	56
5.2.4.2. Yatırımın geri dönüşü.....	56
5.3. Uygulamalar.....	57
5.3.1. Uygulama örnekleri.....	62
5.3.2. Yeni tasarım ve kompozitler.....	67
6. DENEYSEL ÇALIŞMALAR.....	74
6.1. Deneylerde Kullanılan Malzemeler.....	74
6.2. Deneylerde Kullanılan Ölçü Aletleri ve Cihazlar.....	74
6.3. Deneyin Yapılışı.....	76

## İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
6.3.1. Deney numunelerinin hazırlanması.....	76
6.3.2. Çekme deneyinin yapılışı.....	78
6.3.3. Eğme deneyinin yapılışı.....	78
6.3.4. Kayma gerilmesi deneyinin yapılışı.....	78
6.4. Deney Sonuçları Ve İrdelenmesi.....	78
6.4.1. Çekme deneyi sonuçlarının irdelenmesi.....	78
6.4.2. Eğme deneyi sonuçlarının irdelenmesi.....	80
6.4.3. Kayma gerilmesi deneyi sonuçlarının irdelenmesi....	81
7. GENEL SONUÇLAR.....	83
KAYNAKLAR DİZİNİ.....	85

## ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
3. 1. Elyaf sarma ile kompozit malzeme üretimi.....	12
3. 2. Sürekli levha üretimi.....	14
3. 3. Profil çekme ile kompozit malzeme üretimi.....	15
3. 4. Grafitin kristal yapısı.....	17
3. 5. Karbon fiber üretimi.....	18
3. 6. Prepreg üretimi.....	22
3. 7. Kompozitteki prepreg yönlenmelerinin sembolik gösterimi.....	23
3. 8. Prepregle kompozit malzeme üretiminde geçmişteki ve günümüzdeki uygulamalar.....	23
3. 9. Prepreglerde fiberlerin yönlenmesine göre gerilme dayanımları	25
3.10. $0^{\circ}$ , $45^{\circ}$ ve $90^{\circ}$ yönlenmiş prepreg yüzdelere göre elde edilen Young Modülü değerleri.....	26
3.11. Kevlar polimer zincirinde birbirini tekrarlayan aromatik polyamidlerin görünümü.....	30
3.12. Fiberlerin çekme-uzama diyagramları.....	33
3.13. Fiber kırılmaları.....	34
3.14. Kevlar 49 fiberinin eğilmesi sırasında deformasyonlar.....	35
4. 1. Fiber doğrultusuna paralel ve dik doğrultularda uygulanan gerilmeler.....	37
4. 2. Tipik bir kompozit ve çeliğin çekme-uzama diyagramları.....	38
4. 3. Çekme deneyi numunesi ve deney düzeneği.....	39
4. 4. Tipik bir çekme-uzama diyagramı.....	39
4. 5. Eğme deneyi numunesi.....	40
4. 6. Eğme deneyinin yapılışı.....	41
4. 7. Kayma deneyi numune ölçüleri ve deney düzeneği.....	42
4. 8. C-Epoksi numuneye uygulanan yorulma deneyi sonucu.....	43
4. 9. C-Epoksi numuneye uygulanan yorulma deneyi sonucu.....	44
4.10. Kompozit malzeme ve bir hafif alaşımın yorulma eğrisi.....	45
4.11. Kompozit malzemelerde su absorpsiyonunun iklime göre değişimi.	47
4.12. Kompozit malzemelerde su absorpsiyonunun, malzemenin yapısına, çevrenin nem yoğunluğuna, parça kalınlığına ve çevre sıcaklığına göre değişimi.....	47
4.13. Kompozit malzemelerdeki hata ve çeşitleri için önerilen tahribatsız muayeneler.....	48

## ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
5. 1. M 2000, A 310 ve A 320 uçaklarında kütlesele dağılım.....	49
5. 2. M 2000, A 310 ve A 320 uçaklarında maliyetin bölümlere göre dağılımı.....	51
5. 3. Kabuk yapılarında kullanılan Al ve Ti'un kompozitlerle karşılaştırılması.....	54
5. 4. Bor-epoksi numuneleri ve titanyum alaşımının yorulma eğrileri	55
5. 5. Kompozitlerin ve metallerin yorulmalarının alüminyuma bağlı ağırlık oranlarıyla karşılaştırılması.....	55
5. 6. F/A-18 uçaklarında C-epoksi kompozitlerinin kullanıldığı yerler.....	59
5. 7. AV-8B (Harrier) uçaklarında C-epoksi kompozitlerinin kullanıldığı yerler.....	59
5. 8. Baeing-767'de C-epoksi ve Aramid-epoksi kompozitlerinin kullanıldığı yerler.....	60
5. 9. Learfan 2100 uçağında C-epoksi kompozitlerinin kullanıldığı yerler.....	60
5.10. Avrupa'daki bazı askeri ve sivil uçaklarda kompozit malzemelerin geçmişteki ve günümüzdeki kullanımları.....	62
5.11. M 2000 uçaklarında kompozit malzemelerin kullanıldığı yerler	63
5.12. ATR 72 uçaklarında kompozit malzemelerin kullanıldığı yerler	64
5.13. A 320 uçaklarında kompozit malzemelerin kullanıldığı yerler.	65
5.14. F 14 Grumman uçaklarında Bor-epoksi kompoziti uygulamaları..	66
5.15. F 18 uçaklarında C-epoksi kompoziti uygulamaları.....	66
5.16. Rafale A uçaklarında karbon ve kevlar fiber takviyeli kompozitlerin kullanıldığı yerler.....	67
5.17. Amerikan Beech firması tarafından gövdesi tamamen kompozit malzeme olarak üretilen Model-81 uçağı.....	69
5.18. Beech firması tarafından tamamen kompozit malzeme gövdeli olarak üretilen bir uçak modeli.....	69
5.19. Beech firmasının ürettiğı Starship modeli uçaklar.....	70
5.20. Beech firması tarafından kurulan dünyanın en büyük otoklav fırını.....	71
5.21. Starship modeli uçakların gövdeleri üzerinde monte işlemleri	72
5.22. Başlıca malzeme olarak Kevlar fiber takviyeli kompozitlerin kullanıldığı AVTEK 400 uçağı.....	73
6. 1. Eğme deneyi için imal edilen özel aparatlar.....	75
6. 2. Kayma gerilme deneyi için imal edilen özel aparatlar.....	75

## ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Çizelge</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. Plastik esaslı fiber takviyeli kompozitlerin uygulama alanları.....	3
2.1. Mikrokompozit malzemelerin sınıflandırılması.....	5
2.2. Yüksek mukavemetli konvansiyonel malzemelerle kompozit malzemelerin özelliklerinin karşılaştırılması.....	66
3.1. Kompozit malzemelerde kullanılan cam fiber bileşimleri.....	10
3.2. Prepreglerin depolanma ömürleri.....	24
3.3. Fiber özelliklerinin karşılaştırılması.....	31
3.4. Fiberlerin esneklik özellikleri.....	34
4.1. Çeşitli kompozitlerde ölçülen ve hesaplanan E değerleri....	38
4.2. Kompozit malzemelerdeki hata çeşitleri için önerilen tahribatsız muayeneler.....	48
5.1. Bazı kompozit malzemelerin ve konvansiyonel malzemelerin özellikleri.....	53
5.2. Uçak yapılarında tipik grafit-epoksi kompoziti uygulamaları	62
5.3. Avrupa, ABD ve Japonya'da kompozit malzemelerin kullanım alanları.....	67
5.4. C.E.A.T.'nin 1987 verilerine göre bazı malzemelerin ve kompozitlerin üretim maliyetleri.....	68
6.1. Çekme deneyi numunelerinin ölçüleri.....	76
6.2. Eğme deneyi numuneleri ve ölçüleri.....	77
6.3. Kayma gerilmesi deney numuneleri ölçüleri.....	77
6.4. Çekme deneyi sonuçları.....	79
6.5. Çekme deneyi sonucu hesaplanan $\sigma_c$ , E ve % uzama değerleri.	79
6.6. 1 ve 2 nolu çekme numunelerinin 3 değişik metalle karşılaştırılması.....	80
6.7. Eğme deneyi sonuçları.....	81
6.8. Kayma gerilmesi deneyi sonuçları.....	82

**SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ****SİMGELER DİZİNİ**

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
$V_f$	Kompozitteki fiberin hacim fraksiyonu
$V_m$	Kompozitteki matrisin hacim fraksiyonu
C	Karbon
$\rho$	Fiber eğrilik yarıçapı, mm
K	Direnç
$\gamma$	Yoğunluk, gr/cm <sup>3</sup>

**KISALTMALAR DİZİNİ**

<u>Kısaltmalar</u>	<u>Açıklama</u>
F.A.A.	Federal Aviation Agency
C.E.A.T.	Centre Essais Aeronatique Toulouse
K.M.	Kompozit Malzeme

## 1. GİRİŞ VE AMAÇ

İki ya da daha fazla malzemenin, uygun olarak özelliklerini tek malzemede toplamak ya da yeni özellikler ortaya çıkarmak amacıyla birleştirilmesi sonucu oluşturulan malzemelere kompozit malzemeler denir (Hull, 1981).

Kompozit malzemeler aşağıdaki özelliklerin geliştirilmesi için üretilirler. Bu özellikler hepsi aynı anda geliştirilemez (Fındık, 1988).

- a. Dayanım
- b. Kırılma Tokluğu
- c. Korozyon Dayanımı
- d. Ağırlık
- e. Enerji İletkenliği
- f. Rijitlik
- g. Yorulma Dayanımı
- h. Aşınma Dayanımı
- i. Yüksek Sıcaklık Özellikleri
- j. Isıl İletkenlik
- k. Akustik Yalıtkanlık
- ı. Estetik Görünüm
- m. Fiyat

Bir çok mühendislik malzemesi; optimum özellikler elde etmek için iki ya da daha çok malzemenin kombinasyonu sonucu elde edilir. Mühendislik plastikleri ve metalik alaşımların mukavemet ve sertlik özellikleri; yüksek mukavemetli fazın tok ve sünek faz ile kombinasyonu sonucu elde edilirler. Buna örnek olarak yapısında 0.8 C bulunduran karbon çeliği verilebilir. Bu alaşım 800°C'den yavaş olarak soğutulduğunda yapı, sementitin sert ve kırılğan bileşenleri ile yumuşak yapıdaki saf demirin tabakalarını içerir. Doğal malzemeler ve mühendislik malzemeleri, özelliklerinin fazların çok ince yapıda dağılımından elde edildiği mikrokompozitlerdir (Hull, 1981).

Kompozit kavramı, aynı zamanda makroseviyede de gerçekleşir.

İki ya da daha fazla bileşenin partiküler seviyede kombinasyonu; malzemelerin tek başına verdiği özelliklerden çok daha iyisini kullanım koşullarında sağlayabilir. Örneğin, üzeri çinko kaplanmış bir çelik, çinkonun korozyon direnci ve çeliğin mukavemet özelliklerine sahiptir (Hull, 1981). Benzer şekilde; yüksek basma gerilmesine sahip beton kirişler, çekme dayanımlarının artırılması için çelik çubuklarla takviye edilirler.

Son 40 yıllık dönem gözden geçirildiğinde sentetik fiber teknolojisinde naylon ile başlayan, aramid ve karbon fiberlerine değin uzanan sürekli bir gelişme görülebilir. Bu dönem içinde, fiber sertlikleri 100 kat, dayanımları ise 3 kat artırılmıştır. Süren laboratuvar çalışmaları ise bu değerlerin çok daha üzerine çıkılabileceğini ortaya koymaktadır (Fomey, 1986).

Fiber ve reçine özelliklerindeki gelişmelerin bir sonucu olarak kompozit malzemeler; iki ana metalin (çelik ve alüminyum) elastise modüllerine eş ya da daha yüksek değerdeki elastisite modülü ile güncellik kazanmışlardır (Fomey, 1986). Yeni kompozit malzemelerin ortaya çıkması ile birlikte fiber ve matris malzemelerinin özellik ve performanslarının optimizasyonu hakkında daha geniş bilgiye gereksinim duyulmaktadır.

Kompozit malzemelerin özendirici yönlerine karşın, klasik izotropik malzemelerin kullanımı konusunda sahip olunan büyük bilgi ve deneyim birikimi nedeniyle kompozit malzemelere geçiş yavaş olmaktadır. Endüstriyel alandaki gelişimi yönlendiren yenilikler; genel anlamda çeliklerdeki dayanım artışı ve alüminyum alaşımlarındaki ağırlık azalmalarıdır.

Günümüzde kompozit malzemelerin birçok kullanım alanı mevcuttur. Plastik esaslı fiber takviyeli kompozit malzemelerin uygulama alanları Tablo 1.1'de verilmiştir.

Gelişmiş kompozit yapılar aracılığıyla tasarımcılığa getirilen yenileşme, en geniş uygulamasını havacılık alanında bulmuştur. Örneğin, ters ok açılı kanatlar kullanılmaya başlanmıştır. İleriye doğru



yönelmiş bu kanatların avantajlı yönü, sürüklenme kuvvetini azaltması, kontrol kolaylığı sağlaması, dönüşlerde kolaylık sağlaması, küçük motor kullanma olanağı tanıyarak yakıt tüketimini düşürmesi, ağırlık ve maliyet azalması sağlamasıdır. Bugün kanat yapısının maruz kaldığı yüksek gerilme değerlerini karşılayabilecek sağlamlığa sahip kompozit malzemeler üretilebilmektedir (Fomey, 1986).

Tablo 1.1 Plastik esaslı, fiber takviyeli kompozitlerin uygulama alanları (Hull, 1981)

Endüstri	Örnekler
Havacılık	Kanatlar, uçak gövdeleri, helikopter pervaneleri
Otomobil	Kaporta parçaları, ön paneller, tamponlar, direksiyon milleri
Kimya	Borular, tanklar, basınç tankları
Mobilyacılık	Masa, sandalye, ev eşyası
Spor	Golf sopası, balık oltası, kayak kano

Yeni uçak tasarımlarında; yatay stabilize yüzeylerin, arka taraf yerine, ön tarafa alınmış olması yüzey üzerinde oluşan sürüklenme kuvvetinin azalması, taşıma kuvvetinin ise artması sonucunu doğurur. Bu yeniliğin uygulandığı AVTEK 400 yolcu uçağında yapı, iki ayrı hafif ve yüksek dayanımlı aramid balpeteğinden ibaret olup; kirişlerde, sağlamlık ve basma dayanımına en çok gereksinim duyulan yerlerde, karbon fiberi destekli kompozit malzemeler kullanılmıştır (Fomey, 1986).

Kompozit yapıların kullanılması, bağlama elemanlarının minimuma

indirilmesini sağlar. Çünkü; karmaşık şekilli konstrüksiyonlar gerçekleştirilebilir. AVTEK 400 uçağı, klasik tasarımdaki bir uçakla karşılaştırıldığında yarı yarıya ağırlığa sahip olduğu görülür (Fomey, 1986).

2000 yılında bir ticari nitelikli uçağın motor harici ağırlığının % 50-60'ının kompozit malzemelerden oluşacağı tahmin edilmektedir (Fomey, 1986).

Kara ulaşım araçlarında kompozit malzeme kullanımı havacılık alanındaki kadar yaygın olmasada önümüzdeki yıllarda otomotiv endüstrisinin önemli bir kompozit malzeme kullanıcısı durumuna geleceği tahmin edilmektedir. Gelişmiş kompozit malzemeler günümüzde, taşıt araçlarında tahrik milleri ve yaylar gibi sınırlı kullanımdadır. Ancak otomobillerde, iskelet, süspansiyon sistemi, direksiyon dikmesi ve bazı motor parçaları gibi yapısal bileşenlerde kullanılabileceği gibi bir çok parçanın gördüğü işi tek başına gerçekleştirebilecek karmaşık elemanların tasarımında da kullanılabilecektir.

Kompozit malzemeler haberleşme uydularının tasarımı açısından da özellikle çekicilik arzederler. Yüksek sağlamlıkları ve uygun sinyal yansıtımına elverişli düşük ısıl genleşme katsayılarının yanı sıra hafif oluşları nedeniyle uyu üretimi alanında idealdirler. Hafif kompozit malzemelerden yararlanılması enerji tüketimini azaltmak açısından da önem taşır (Fomey, 1986).

Yapılan çalışmanın amacı; kompozit malzemelerin çok yönlü şekilde tanıtılarak, konvansiyonel malzemelere olan üstünlüklerinin deneysel çalışmalarla kanıtlanması, uçak endüstrisi için uygun bir malzeme grubu olduğunun gösterilmesi ve uygulama örnekleri ile uçak endüstrisinde sağladığı avantajların verilmesidir.

## 2. KOMPOZİT MALZEMELER VE MATRİS MALZEMELERİ

Kompozit malzemelerdeki fazların boyut, biçim ve dağılımlarını esas alan bir sınıflandırma Tablo 2.1'de verilmiştir. Metalik alaşımların çoğu, çok fazlı yapılarda difüzyon ve atomların yeniden düzenlenmelerini sağlayan katı hal faz dönüşümleri ile elde edilir.

Tablo 2.1 Mikrokompozit malzemelerin sınıflandırılması  
(Hull, 1981)

---



---

1. Matris içinde sürekli fiberler :	düzenli, rasgele
2. Matris içinde kısa fiberler :	düzenli, rasgele
3. Matris içinde partiküller	
4. Tabakalı yapılar	

---



---

Ayrıca; kompozitleri matris malzemelerine göre reçine matrisli ve metal matrisli kompozitler olarak da sınıflamak mümkündür. İlerki bölümlerde uçak endüstrisinde en çok kullanılması nedeniyle reçine matrisli kompozitler ayrıntılı olarak verilecektir.

### 2.1. Kompozit Malzemelerin Konvansiyonel Malzemelerle Karşılaştırılması

Fiber takviyeli malzemelerin son yıllarda mühendislik uygulamalarında kullanımının hızla artması bu gelişimin süreceğini göstermektedir. Tablo 2.2'de yüksek mukavemetli mühendislik malzemeleri ile kompozit malzemelerin özelliklerinin karşılaştırılması yapılmaktadır. Mukavemet ve modül karşılaştırmalarında; kompozitlerin, kopma uzaması değerinde bariz bir üstünlük sağladığı, ayrıca çekme dayanımının yoğunluğa oranı olan özgül mukavemet ve elastisite modülünün yoğunluğa oranı olan özgül

modül değerleri açısından büyük avantajlar sağladığı görülebilir. Bu değerlerin büyük olması bileşenlerin düşük ağırlıklara sahip olmaları nedeniyledir. Bu özellikler, transport parçalarında çok önemli birer faktör olup düşük ağırlık, büyük verim ve enerji kazancı sağlarlar (Hull, 1981).

Tablo 2.2 Yüksek mukavemetli konvansiyonel malzemelerle, kompozit malzemelerin özelliklerinin karşılaştırılması (Hull, 1981)

Malzeme	Yoğunluk g/cm <sup>3</sup>	E GN/m <sup>2</sup>	$\sigma_c$ MN/m <sup>2</sup>	Kopma Uzaması %	Isıl Gen Katsayı $10^{-6} \frac{1}{C^o}$	E/ $\delta$ GN/m <sup>2</sup>	$\sigma_c/\delta$ MN/m <sup>2</sup>	Isıl Direnci °C
Yüksek Mukavemetli Al-Zn-Mg alaşımı	2,80	72	503	11	24	25,7	180	350
Su verilmiş ve tem- perlenmiş düşük ala- şımlı çelik	7,85	207	2050-600	12-28	11	26,4	261-76	800
Nimonic-90 (Nikel esaslı alaşım)	8,18	204	1200	26	16	24,9	147	1100
Naylon 6.6	1,14	2	70	60	90	1,8	61	150
Cam takviyeli naylon (Vt : 0,29)	1,47	14	207	2,2	25	9,5	141	170
C-epoksi (tek yönlü) Vt : 0,60								
i-Fiberlere paralel	1,62	220	1400	0,8	-0,2	135	865	260
ii-Fiberlere dik	1,62	7	38	0,6	30			
Cam-polyester (tek yönlü) Vt : 0,50)								
i-Fiberlere paralel	1,93	38	750	1,8	11	19,7	390	250
ii-Fiberlere dik	1,93	10	22	0,2				
Fiberleri rasgele yönlü cam-pol- yester (Vt : 0,20)	1,55	8,5	110	2	25	5,5	71	230

Tablo 2.2'de kompozit malzemelerin özellikleri elyaf doğrultusuna paralel ve dik doğrultularda ayrı ayrı verilmiştir. Özelliklerin doğrultulara göre değişmesi bazı uygulamalarda sınırlayıcı rol oynar.

## 2.2. Polimerik Esaslı Matris Malzemeleri

Uçak endüstrisinde kullanılan kompozitlerde matris görevi yapan polimerik esaslı reçineler

- a. Epoksi Reçineleri
- b. Polyester Reçineleri
- c. Polyamidler (Naylonlar)

olarak sınıflandırılabilir.

### 2.2.1. Epoksi reçineleri

Epoksi reçineleri isimlerini lineer polimerlerin uçlarındaki epoksi gruplarından alırlar. Termoset grubuna ait olan bu reçineler mükemmel özelliklere sahiptir. Epoksi reçinelerin uzay ve havacılık endüstrisinde kullanılan kompozit malzemelerin üretilmesinde çeşitli takviyelere (karbon, cam, bor v.s.) matris malzemesi olarak seçilmesini sağlayan bu mükemmel özellikler şunlardır (Chawla, 1987).

- a. Çeşitli Yüzeyle yapışma yeteneğinin yüksekliği
- b. Polimer yapısındaki eterden dolayı yüksek kimyasal direnç
- c. Aşınmaya karşı yüksek direnç
- d. Yüksek elektriksel özellikler
- e. Düşük ve yüksek sıcaklıklarda sertleşme özelliği ve bu sırada hiç bir yan ürünün çıkmayıışı
- f. Sertleşme sırasında düşük çekme özelliği

### 2.2.2. Seyrelticiler

Seyrelticiler; epoksi reçinelere, vistoziteyi düşürmek ve işleme-yi kolaylaştırmak amacıyla eklenirler. Reçineye eklenen seyreltici miktarı ne kadar yüksek olursa viskozite, mekanik özellikler ve kimyasal dayanım o kadar düşük olur. Bu özelliklerin düşme oranları kullanılan seyreltici cinsine göre değişir. Reçine özelliklerinde düşüş seyrelticilerin % 10-15'e kadar ilave edilmesiyle çok düşük değerlere indirilebilir(Chawla, 1987).

### 2.2.3. Sertleştiriciler

Sertleştirici olarak primer ve sekonder aminler, polyamidler, asit anhidrit, karboksilik asit, üre formaldeit, melamin formaldeid ve fenolik reçineler kullanılabilir. Sertleşme reaksiyonu; epoksi reçinesinin formülündeki zincirlerindüz zincir haline gelmesi ve karşılıklı bağlanması şeklindedir. Böylece çok kompleks yapıda sert, rijit bir reçine elde edilir.

Sertleştiricinin yanı sıra reçineye ilave edilen dolgu maddeleri ve pigmentler çekme özelliğini azaltırlar, kimyasal direnci, sertlik ve dayanıklılığı artırmalarının yanı sıra maliyeti düşürürler, yüzeye istenen görünümü verirler (Chawla, 1987).

## 2.3. Polyesterler

Polyester reçineleri genellikle çok fonksiyonlu asit ve alkolle-rin kondensasyonu ile elde edilirler. Polyesterin üretiminde reaksiyona giren maddeler polyesterin cinsini belirlerler. Polyesterler bu yüzden aşağıdaki üç grupta toplanabilirler (Chawla, 1987).

- a. Alkidler
- b. Doymuş Polyesterler
- c. Doymamış Polyesterler

### 2.3.1. Alkidler

Alkid reçineleri vernik, boya ve kaplayıcı maddelerin yapımında kullanılır. Kullanılan yağın cinsine göre üretilen alkid reçineleri kuruyan, yarı kuruyan ve kurumayan olmak üzere sınıflandırılabilir (Chawla, 1987).

### 2.3.2. Doymuş polyesterler

Doymuş polyesterlerin en önemli örneği "polietilen tereflalat" tır. Bu ürün tekstil, elektrik, fotoğraf film ve otomotiv endüstrisinde kullanılmaktadır (Chawla, 1987).

### 2.3.3. Doymamış polyesterler

Doymamış polyesterler reçineleri glikollerin ve dibazik asitlerin kimyasal kondensasyonu sonucu elde edilen ürünlerdir.

Doymamış polyesterler; fabrikasyon metodlarının uygunluğu, istenilen şekle ve büyüklüğe getirilebilmeleri ve fiziksel özellikleri nedeni ile bir çok alanda kullanılırlar. Kullanım yerlerine örnek olarak; korozyon dayanıklılığı istenen kimyasal prosesler, yeraltı ve yerüstü boruları, kompozit malzemeler şeklinde üretildiklerinde tekne, mobilya, otomotiv ve elektirik endüstrisi, uçakların, iç panelleri gösterilebilir (Chawla,1987).

### 2.4. Polyamidler (Naylonlar)

Naylon, polyamidlere verilen genel bir isimdir. Polyamidler bünyesinde amid grubu bulunduran ve molekül ağırlığı yüksek olan lineer polimerlerdir (Chawla, 1987).

Sert ve dayanıklı olan polyamidlerin bir çok çeşidi vardır. Kompozit malzeme üretiminde kullanılan Naylon 6 ve Naylon 66 bu polyamidlerin en önemlileridir (Chawla, 1987).

### 3. FİBER TAKVİYELİ KOMPOZİTLER VE ÜRETİM YÖNTEMLERİ

Uçak endüstrisinde kullanılan kompozit malzemelerde takviye malzemesi olarak cam, karbon, bor ve organik fiberler kullanılır.

#### 3.1. Cam Fiberler

Cam mineralin bir çok farklı bileşimi fiber üretiminde kullanılır. En çok bilineni kalsiyum, bor, sodyum, demir ve alüminyum oksitlerini de içeren silikadır ( $\text{SiO}_2$ ). Bu camlar; her ne kadar yüksek sıcaklıktaki işlemlerde kristalizasyon oluşsa da genellikle amorfurlar. Bu da genellikle dayanım özelliklerinde düşmeye neden olur. Kompozit malzemelerde cam fiber olarak kullanılan, çok bilinen üç değişik bileşim Tablo 3.1'de verilmiştir.

Tablo 3.1 Kompozit malzemelerde kullanılan cam fiber bileşimleri (Hull, 1981)

	E Camı	C Camı	S Camı
$\text{SiO}_2$	52,4	64,4	64,4
$\text{Al}_2\text{O}_3, \text{Fe}_2\text{O}_3$	14,4	4,1	25,0
CaO	17,2	13,4	-, -
MgO	4,6	3,3	10,3
$\text{Na}_2\text{O}, \text{K}_2\text{O}$	0,8	9,6	0,3
$\text{Ba}_2, \text{O}_3$	10,6	4,7	-, -
BaO	-, -	0,9	-, -

E camı (Electrical); çok kullanılan bir cam çeşidi olup yüksek mukavemet, sertlik, elektriksel ve hava direnci özelliklerine sahiptir. C camı (Corrosion) ise E camına göre daha iyi korozyon direnci özelliklerine sahiptir. Ancak çok pahalıdır ve düşük mukavemetlidir. S camı



ise E camına göre çok pahalıdır. Young modülü ve yüksek sıcaklık direnci çok iyidir. Uçak endüstrisi gibi özel amaçlı yerlerde kullanılır (Hull, 1981).

### 3.1.1. Cam fiberlerin üretimi

Plastiklerin takviyesinde kullanılan cam fiberler genellikle sürekli fitiller, örgü ve şeritler, keçeler, kıyılmış elyaflar şeklindedir.

Sürekli fitil şeklindeki camlar, flaman sarma tekniği için uygundur. Keçe formundaki fiberler, pekiştirici keçe ve yüzey keçeleri şeklinde ikiye ayrılırlar. Pekiştirici keçeler elyaf ve sürekli fitillerden yapılırlar ve mukavemeti artırmak amacıyla kullanılırlar. Yüzey keçeleri ise yüzey düzgünlüğü ve yüksek yüzey sertliği sağlamak ve yüzeyde reçine bakımından zengin bir tabaka oluşturarak korozyon direncini artırmak amacıyla kullanılırlar (Hull, 1981). Seçilecek fiber formu üretim prosesine ve parça şekline bağlıdır. Çok yönlü pekiştirmeyi sağlamak için dokumalar tercih edilir (Hull, 1981).

Plastiklerin takviyesinde kullanılacak cam malzemelere bazı yüzey işlemleri uygulanır. Bunlar cam yüzeyini korumak, birbiriyle temas eden cam flamanların aşındırıcı etkisini azaltmak ve fiberlerin reçine sistemiyle iyibir arayüzey bağı sağlanması amacıyla uygulanırlar (Hull, 1981).

### 3.2. Cam Fiber Takviyeli Kompozit Malzemelerin Üretimi

Cam takviyeli kompozit malzemelerin üretiminde, üründen istenen özelliklere göre değişik kalıplama yöntemleri kullanılmaktadır. Bu yöntemler aşağıda açıklanmaktadır.

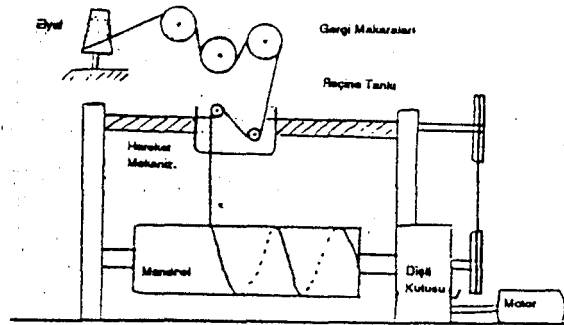
### 3.2.1. Elle yaş kalıplama

Bu yöntem tek yüzü düzgün istenen parçaların küçük çapta üretimleri için uygundur. Kalıp yüzeyi ile temas eden yüzey düzgün, diğer yüzeyler pürüzlüdür. Genellikle 2-10 mm kalınlıklar için bu yöntem uygulanır.

Genellikle oto kaportası, cephe kaplama elemanlar, depo tank gibi elemanların kalıplanmasında kullanılan bu yöntem el yatırması ve püskürtme olarak iki ayrı şekilde gerçekleştirilir (Hull, 1981).

### 3.2.2. Flaman sarma

Bu yöntem içi boş silindir şekilli parçaların üretilmesinde kullanılır. Prensibi reçine banyosuyla emprenye (kaplama) edilmiş flamanların mandrel üzerinde bulunan silindirik kalıbının döndürülerek belli açılarla sarılması ve kalıp üzerinde sertleşmenin sağlanmasıdır (Hull, 1981). Bu yöntem şematik olarak Şekil 3.1'de gösterilmiştir.



Şekil 3.1. Elyaf sarma ile kompozit malzeme üretimi  
(Fındık, 1988)

Uçak endüstrisinde özellikle motorların kaportalarının pekiştirilmesinde bu yöntem kullanılır (C-Epoksi). Cam fiberlerle takviye

işleminde E camına başvurulur. Sarma makinasının kapasitesine göre 10-90 makara sisteme yerleştirilir. Makaralardan gelen elyaflar hareketli taşıyıcıya geldiklerinde reçineyle emprenye edilerek mandrel üzerindeki kalıba belirli yönlerde sarılırlar. Fiber/Reçine oranı, bu teknikle % 70-80 gibi yüksek değerlere ulaşabilir. Bu mekanik değerlerin yüksek olması demektir (Chawla, 1987).

### 3.2.3. Savurma döküm

Bu yöntem homojen et kalınlığı istenen silindirik cisimlerin üretiminde kullanılır. Yöntemin prensibi, metalik döner bir kalıbın içerisine elyaf ve reçinenin merkezkaç kuvvet etkisiyle püskürtülmesidir (Fındık, 1988).

### 3.2.4. Soğuk pres

Soğuk pres yöntemi ıslak kalıplama ile sıcak pres arasındaki boşluğu doldurmak amacıyla yapılır.

Dişi ve erkek kalıplar arasında ürünün kalınlığı kadar boşluk bırakılması ve basınç etkisiyle reçinenin kalıp içinde hareket edebilmesi için hava takviye deliklerinin bulunması gereklidir. Kalıplama sırasında egzotermik reaksiyonlar olduğundan dışarıdan ısı uygulanmaz (Hull, 1981).

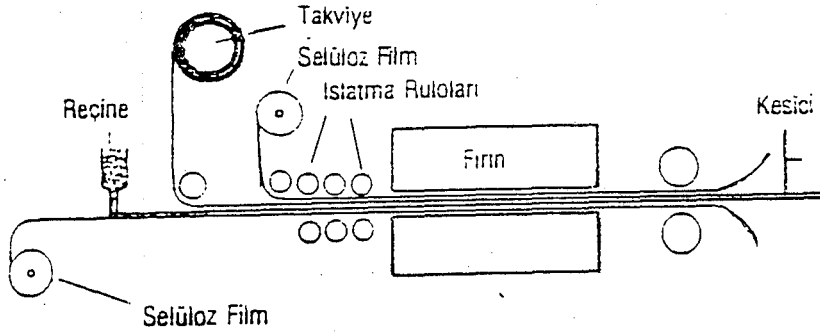
### 3.2.5. Sıcak pres

Seri üretimler için oldukça ekonomik bir yöntemdir. Isıtılmış metal kalıplarda ve hız kontrollü hidrolik preslerde üretilmesi mümkündür. Kalıplama süresi parça kalınlığına bağlı olarak 1-8 dakika, sıcaklık 100-170°C, basınç 0,5-15 MPa arasında değişmektedir (Hull, 1981).

### 3.2.6. Sürekli levha üretimi

Bu yöntemde prensip oldukça basittir. Reçine ve cam elyaf iki ayırıcı film tabakası arasında sıkıştırılır ve ısıtılmış kalıplar arasından geçirilerek sertleştirilir (Fındık, 1988).

Reçine, ayırıcı film tabakası üzerine homojen bir kalınlıkta yayılır ve keçe şeklinde veya süreksiz fiberler şeklinde pekiştiriciler gönderilir. Bu tabaka üzerine yayılan ikinci tabaka ayırıcı film ile birlikte tamamı rulolar arasından geçerek oluşan hava kabarcıkları giderilir ve levha kalınlığının sabit olması sağlanır. İkinci kademede tüm sistem, istenen şekle göre hazırlanmış kalıplarda ısıtılarak reçinenin sertleşmesi sağlanır (Fındık, 1988). Bu yöntem Şekil 3.2'de verilmiştir.



Şekil 3.2 Sürekli levha üretimi (Fındık, 1988).

### 3.2.7. Enjeksiyonla kalıplama

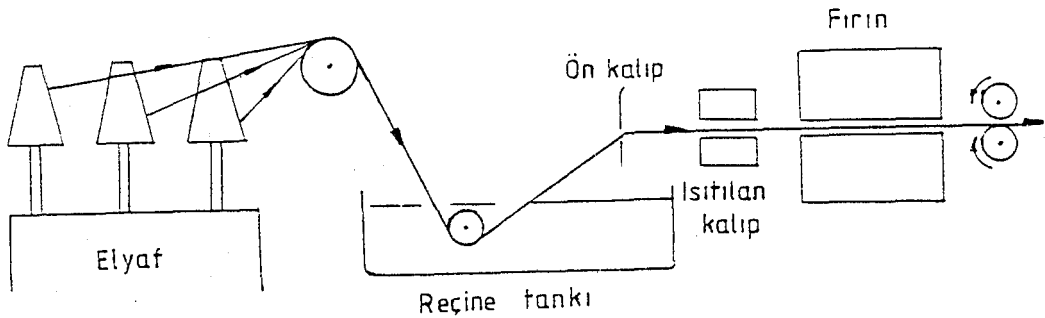
Enjeksiyonla kalıplamada erkek ve dişi kalıplar arasına pekiştirici fiberler yerleştirilir, bir veya bir çok enjeksiyon deliğinden reçineler kalıp içerisine yaklaşık 1 Atm. basınç altında verilir. Sistemin avantajları şunlardır ;

- Ürünlerin iki yüzeyi düzgündür
- Sabit şekil ve ağırlıktadır
- Pekiştiriciler ve diğer bileşenler tek işlemden sisteme ilave edilirler.
- Kapalı kalıpların kullanılmasıyla sağlığa zararlı buharlaşmalar önlenir.
- Daha temiz çalışır ve az fire verilir.
- Sertleşme ortam sıcaklığından fazla etkilenmez
- İşçilik maliyeti düşüktür (Hull, 1981).

### 3.2.8. Profil çekme

Bu yöntem, istenilen şekilde profillerin üretimi için kullanılır. Profillerin şekilleri kullanılan kalıba bağlıdır ve ürünlerde boyuna mukavemet çok yüksektir. Yaklaşık % 60-65 fiber hacmine sahip çekme ürünleri elde edilir.

Termosettingreçineyedaldırılan fiber önce bir kalıptan geçirilerek hava ile fazla reçine alınır ve ön sertleştirilmiş kompozit malzeme son kalıptan geçirilir. Profil çekme ile kompozit malzeme üretimi Şekil 3.3'de gösterilmiştir.



Şekil 3.3 Profil çekme ile kompozit malzeme üretimi (Fındık, 1988)

### 3.3. Karbon Fiberler

Karbon fiberler; 6-10  $\mu\text{m}$  çapında (insan saçından daha ince) olup bileşiminde % 99 karbon bulunan bir fiber türüdür. Yapı malzemelerinden farklı olarak alaşım veya bileşik halinde değildir. Karbon fiberler; sürekli flaman ya da örgü şeklinde hazırlanarak, yüksek yönlü mukavemet ve rijitlik özelliklerine sahip kompozitlerin üretiminde kullanılırlar.

Yoğunlukları düşük olduğundan özgül mukavemet ve özgül modülleri oldukça yüksektir, bu nedenle uçak endüstrisinde uygun bir malzeme grubu oluştururlar.

Karbon fiberler; ayrıca son derece düşük ısıl genleşme, yüksek yorulma dayanımı ve yüksek korozyon direnci özelliklerine de sahiptir (Hull, 1981).

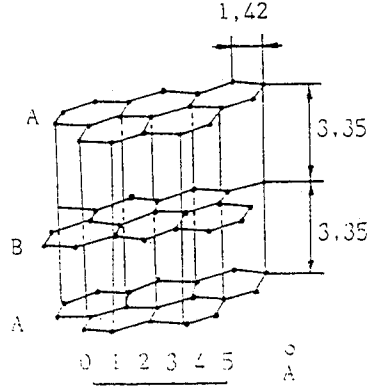
#### 3.3.1. Karbon fiberlerin üretimi

Karbon fiberler ön mamule bağlı olarak; dayanım dışı amaçlı ve takviye malzemesi şeklinde iki gruba ayrılır. Petrol türevlerinden elde edilen zift esaslı fiberler, genellikle dayanım dışı amaçlar kullanılırlar. Takviye malzemesi olarak ise PAN'dan (poliacrylonitrile) üretilmiş fiberler kullanılır. Bu grup içinde yüksek dayanımlı ve yüksek modüllü elyaf türleri vardır. Karbon fiberin tasarım malzemesi olarak kullanımı daha çok yüksek dayanımlı türü üzerinde yoğunlaşmaktadır.

Karbon fiberlerinin yüksek elastisite modülü ve çekme dayanımı; grafit tabakaları içindeki karbon atomları arasında varolan güçlü kimyasal bağdan kaynaklanmaktadır. En yüksek dayanım değerleri grafit tabakalarının elyaf eksenine paralel olarak yönlendirilmesi ile sağlanır. Şekil 3.4.'de grafit kristalindeki atom dizilişi görülmektedir.

Grafit kristalinde; kafes taban düzlemindeki atomlar arası uzaklık (a), iki ayrı tabakada bulunan atomlar arası mesafeden (c)

çok daha küçüktür. Yani grafit tabakasındaki atom dizilişi çok daha sıktır ve dolayısıyla bağ kuvvetleri daha fazladır (Rouchon, 1987a).



Şekil 3.4 Grafitin kristal yapısı (Rouchon, 1987a)

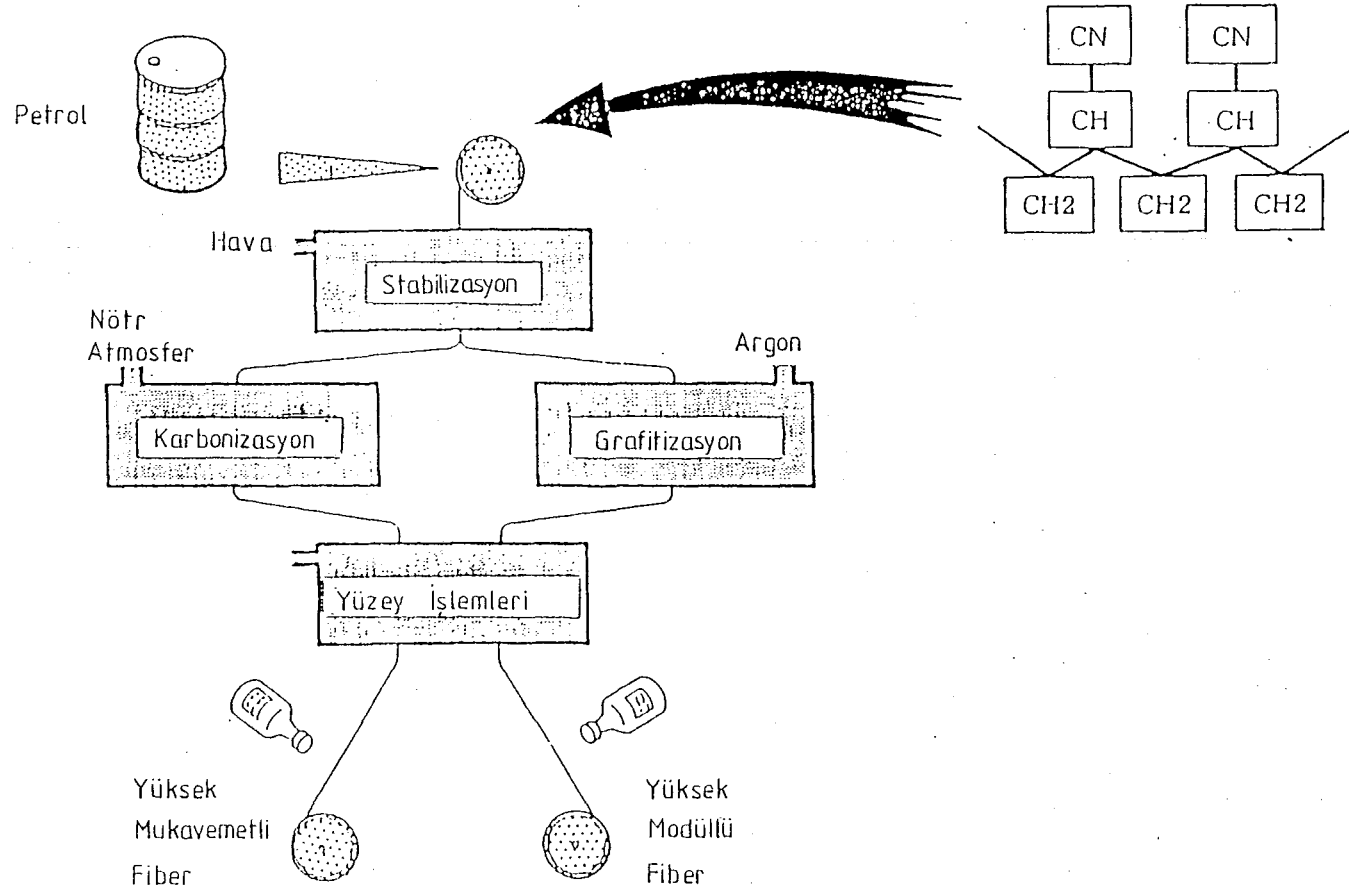
Günümüzde C elyaf üretimi büyük ölçüde PAN ön mamul kullanılarak gerçekleştirilmektedir. Bu polimerden elyaf elde etmenin esası; ısıl ve mekanik etkilerle C dışındaki elementlerin giderilmesi ve güçlü C-C bağlarının elyaf eksenine getirilmeye çalışılmasıdır. İşlem üç aşamadan oluşur;

- Stabilizasyon
- Karbonizasyon
- Grafitizasyon

C elyaf üretimi şematik olarak Şekil 3.5'de gösterilmiştir.

PAN lifler; ağ şeklini düzenlemek amacıyla stabilizasyon aşamasında öncelikle gerdirilir. Bu işlem sırasında bütün lifler fiber eksenine paralel şekilde yerleştirilir. Daha sonra yaklaşık 200-220 °C'de gergin durumda havada oksitlenirler (Rouchon, 1987b).

Karbonizasyon sırasında stabilize edilmiş PAN lifler, O, H ve N gazları bünyelerinden uzaklaştırılınca kadar ısıtılır. Böylece



Şekil 3.5 Karbon fiber üretimi (Rouchon, 1987b)



PAN lifler karbon fiber durumuna geçer. Karbonizasyon işlemi genelde hareketsiz atmosferde 1000-1500°C'de yapılır. Karbonizasyon sonucu ortaya çıkan fiberler Tip 2 olarak bilinen yüksek mukavemetli fiberlerdir (Rouchon, 1987b).

Grafitizasyon işlemi Tip 1 olarak bilinen yüksek modüllü fiberlerin üretimi için uygulanır. İşlemden önce, fiberler 1800°C ve yukarı sıcaklıklara çıkarılır. Bu işlem sonucu elastisite modülleri artar. İşlemden önce, sıcaklık, grafitleşme oranını belirler. Kristal yapıya sahip grafit oranı arttıkça elyafın elastisite modülünde yükselir (Rouchon, 1987b). Örneğin 1400°C'de ısıtılmış elyafın modülü 206 GPa iken 2400°C'de bu değer 380 GPa'ya yükselir (Rouchon, 1987b).

### 3.4. Karbon Fiber Takviyeli Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri

Karbon fiber takviyeli kompozitler esas olarak, enjeksiyonla kalıplama, presle kalıplama, elle yaş kalıplama, vakumda kalıplama, flaman sarma, otoklavda kalıplama, profil çekme yöntemleriyle şekillendirilirler (Hull, 1981).

#### 3.4.1. Enjeksiyonla kalıplama

Bu yöntem özellikle termoplastiklere uygulanır ve süreksiz fiberlerle küçük boyutlu parçaların üretiminde kullanılır. Burada fiber dağılımı rasgele olup yüksek mukavemet değerlerine ulaşamaz (Hull, 1981).

#### 3.4.2. Profil çekme

Tüp ve profillerin kütle üretiminde, profil çekme yöntemi alternatif bir teknik olarak gösterilebilir. Bu yöntemin dezavantajı epoksi reçinesinin sertleşme süresinin uzun oluşudur. Polyester reçineler daha kısa sürede sertleşirler ve profil çekmeye daha uygundur (Hull, 1981).

### 3.4.3. Elle yaş kalıplama

Uygulanması çok geniş olmayan bir tekniktir. Bunun nedeni; yöntemin tek yönlü pekiştirmeye uygun olmaması ve kontrollü bir proses olmamasıdır. Reçine miktarını sabit tutmak zor olduğu gibi bal peteği sandviç yapılar üretiminde uygun değildir (Hull, 1981).

### 3.4.4. Flaman sarma

Bu yöntem basınç altında çalışan boruların ve diğer tüp şekilli parçaların üretiminde başarılı bir şekilde kullanılmaktadır. Çok büyük parçaların bu teknikle üretimi mümkün olduğu gibi küçük parçalar çok seri üretilirler (Hull, 1981).

### 3.4.5. Vakumda kalıplama

Vakumda kalıplama; önceden reçine ile emprenye edilmiş tabakaların bir kalıba yerleştirilip kalıp içindeki havanın bir vakum pompası ile emilerek tabakaların birbirine temasının sağlanması ve bir fırında ısıtılarak sertleşmenin sağlanmasından ibarettir (Hull, 1981).

### 3.4.6. Otoklavda kalıplama

Bu yöntem esas olarak uzay araçlarında kullanılacak karbon-fiber kompozitlerin üretiminde kullanılan bir tekniktir. Vakumda kalıplamaya benzer, ancak farkı, reçine ve fiber karışımının yerleştirildiği plastik muhafazaya vakumdan sonra dışarıdan basınç uygulanmasıdır. İlk yatırım maliyeti çok yüksektir (Hull, 1981).

### 3.4.7. Prepreglerle üretim

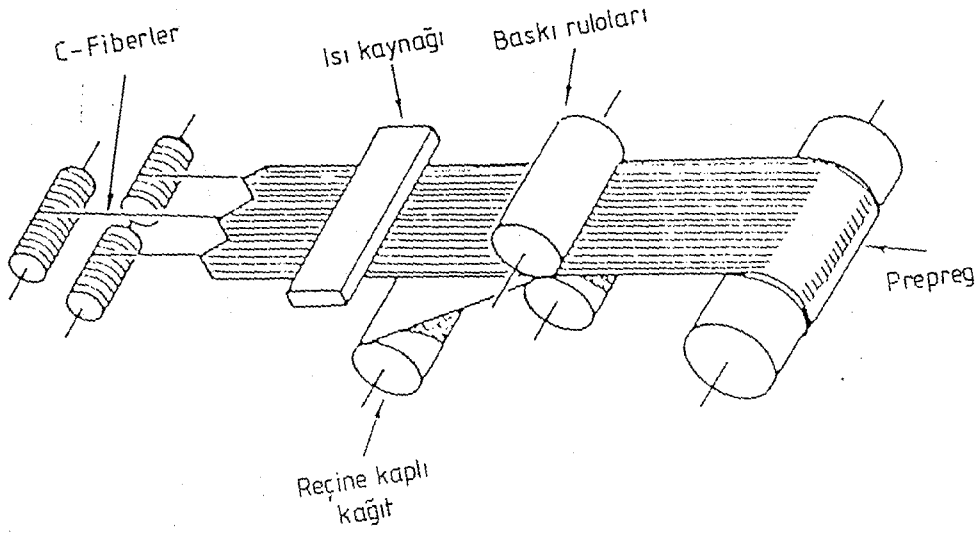
Günümüzde karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin üretimi % 80 oranında prepreg adı verilen matrise gömülmüş C elyaf içeren

levhalar kullanılarak yapılır (Aran ve Afacan, 1988). Tam sertleştirilmemiş bu yarı mamullerin düzenlenmesiyle oluşturulan parçalar basınç ve ısı uygulanarak son dayanımlarına ulaştırılır. Tek yönlü sıralanmış C fiberler ve üzerine sürülmüş reçineden oluşan prepregler reçineli yüzeyleri elle kolayca sökülebilen naylon zarfla kaplanırlar ve rulolar halinde stoklanırlar. Prepreg üretiminde henüz bir standart sağlanamamış olup genelde, ağırlıkça % 34 reçine içerecek şekilde, 0.125 mm kalınlığında ve 300 mm genişliğinde üretilirler. KM üretimi sırasında levhalar uygun ebatlarda kesilip yüzeylerindeki naylon koruyucu zarf kaldırılarak üstüste koyulur ve arasındaki hava merdaneleme işlemi ile alınır. Sonra basınç ve ısı uygulanarak sertleşme sağlanır (Aran ve Afacan, 1988).

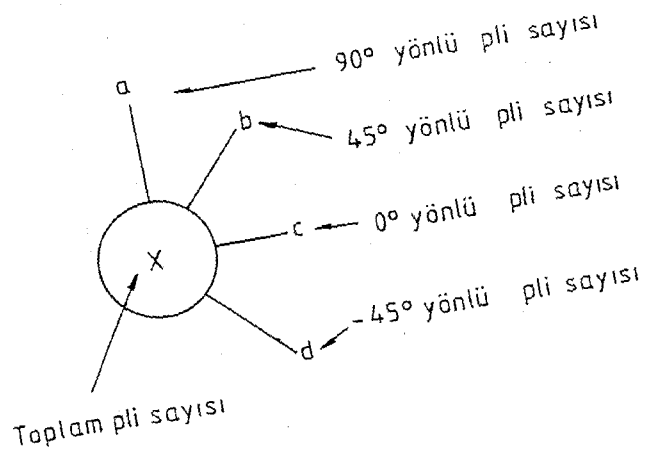
Üretimde prepreg kullanmanın yararları şöyle sıralanabilir (Aran ve Afacan, 1988);

- İstenilen şekilde elyaf düzeni oluşturulur.
- Toplam ağırlık önceden belirlenebilir.
- Sertleşme olmaksızın uzun süre korunabilir.
- Mekanik özellikler çok geniş bir aralıkta seçilebilir.
- Karmaşık parçaların üretimi kolaydır.
- Son mamul özelliklerinde sapmalar en aza iner.

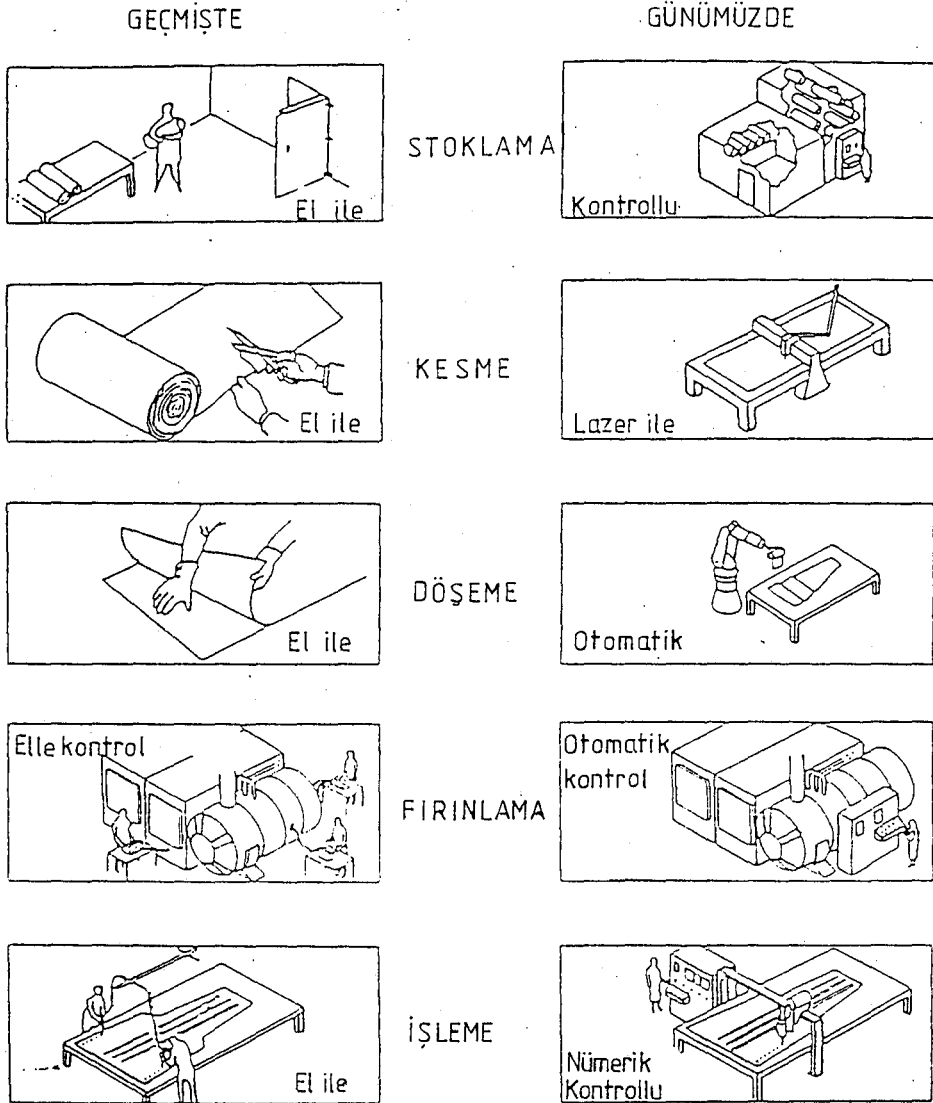
Çeşitli prepreg üretimleri, prepregle KM üretimi, kompozitteki fiber yönelmelerinin sembolik gösterimi , fiber yönelmesine göre gerilme dayanımları Şekil 3.6 - 3.10'da, pregreplerin depolanma ömürleri ise Tablo 3.2'de gösterilmiştir.



Şekil 3.6 Prepreg üretimi (Rouchon, 1987b)



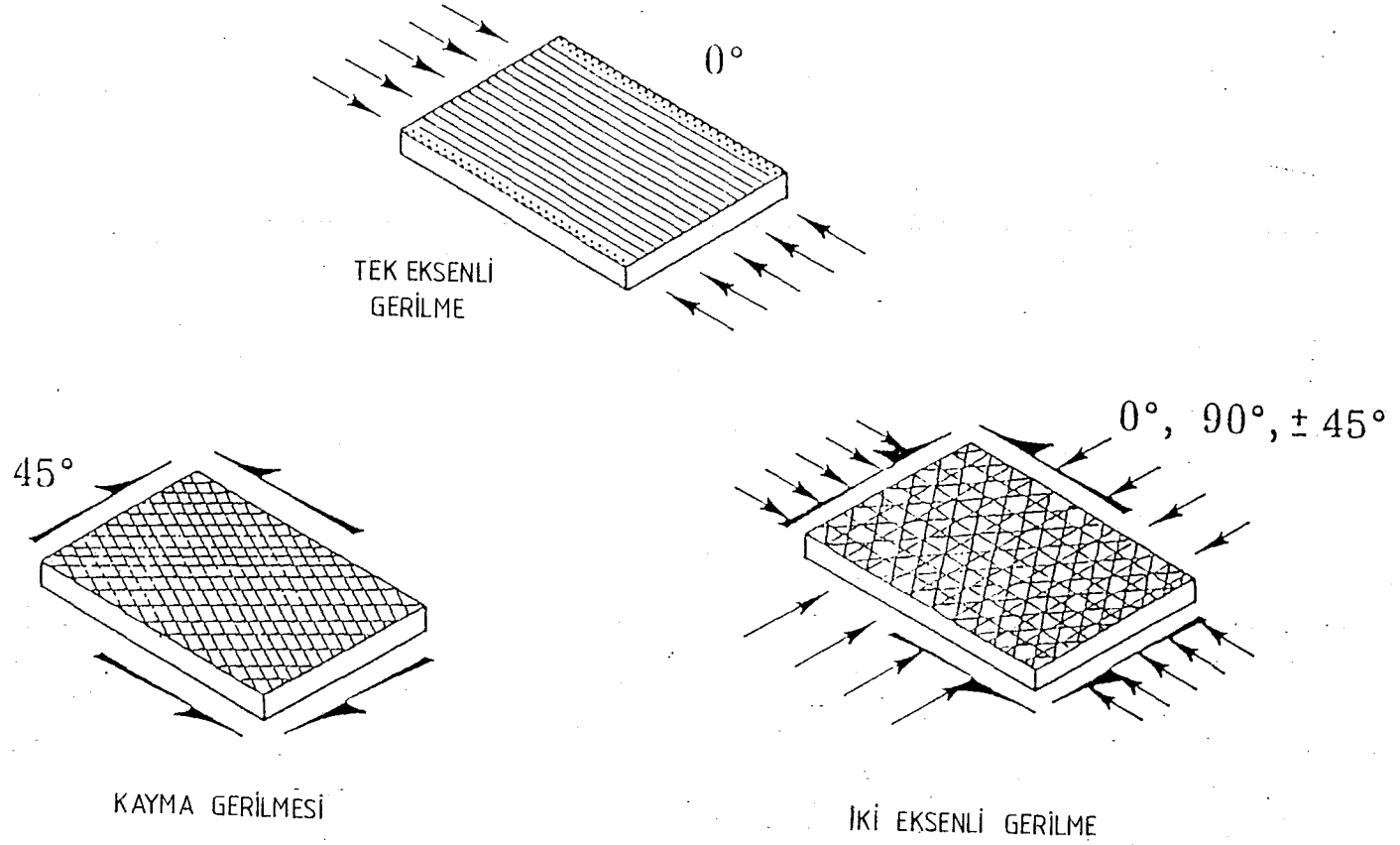
Şekil 3.7 Kompozitteki prepreg yönlenmelerinin sembolik gösterimi (Rouchon, 1987a)



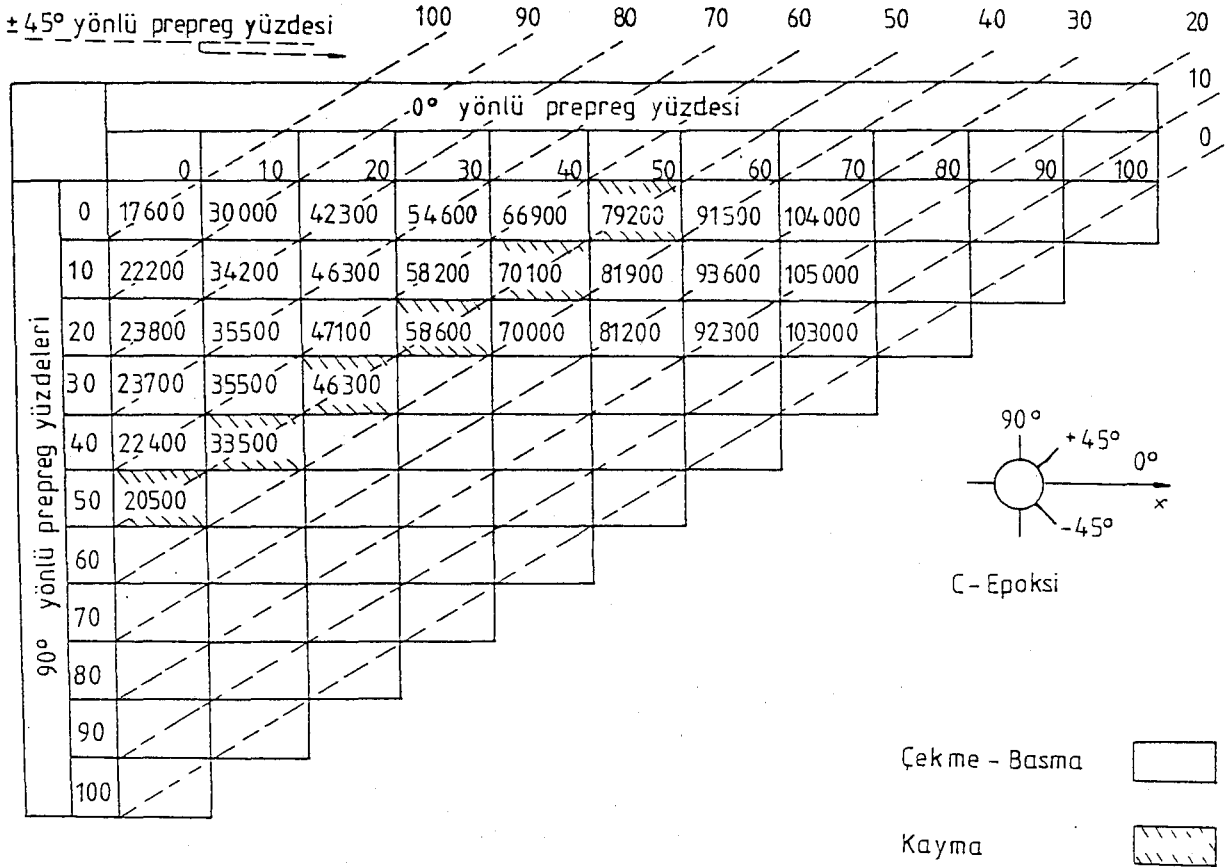
Şekil 3.8 Prepregle KM üretiminde geçmişteki ve günümüzdeki uygulamalar (Rouchon, 1987b)

Tablo 3.2 Prepreglerin depolanma ömürleri (Rouchon, 1990)

REÇİNE CİNSİ	TERMOSETİNG REÇİNELER				TERMOPLASTİKLER
	Epoksi	Fenolik	Bismalid	Polyamid	
Oda Sıcaklığında	3-4 Hafta		21 Gün	8 Saat	Sınırsız
-18 °C ' ta	1 Yıl		6 Ay	6 Ay	/



Şekil 3.9 Prepreglerde fiberlerin yönlenmesine göre gerilme dayanımları (Rouchon, 1987b)



Şekil 3.10 0°, 45° ve 90° yönlenmiş prepreg yüzdeslerine göre elde edilen Young Modülü değerleri (Rouchon, 1987a)

### 3.5. Bor Fiberler

Sürekli Bor fiberleri, yüksek mukavemet ve yüksek modüllü kompozitlerin üretiminde kullanılmak amacı ile geliştirilmişlerdir. Uzay araçlarında kullanılan ilk kompozit malzemelerin pekiştiricileri olan bor fiberlerin tipik özellikleri aşağıda verilmiştir (Rouchon, 1987b).

Yoğunluk	:	2,6 gr/cm <sup>3</sup>
Modül	:	4,2 . 10 <sup>6</sup> kg/cm <sup>2</sup>
Çekme Mukavemeti	:	35 . 10 <sup>3</sup> kg/cm <sup>2</sup>
Ergime Sıcaklığı	:	2050°C



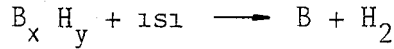
Bor fiberlerin özgül modülü cam fiberlerin özgül modülünden yaklaşık 5 kat daha büyüktür. Borun yüksek sertliği, kompozit malzemelerin hazırlanması sırasında, sürtünme sonucu fiberlerde oluşabilecek mekanik hasarları önlemesi açısından son derece önemlidir. Yüzey aşınmasına hassasiyeti düşüktür (Rouchon, 1987b).

### 3.5.1. Bor fiberlerin üretimi

Bor, çok sert, rijit ve gevrek olduğundan haddeleme, telçekme gibi konvansiyonel yöntemlerle üretilemez. Yaygın olarak uygulanan yöntem "kimyasal buhar ayrıştırması" (chemical vapor deposition) yöntemidir. Bu yöntemde bor tuzları hidrojen ile redüklenir. İşlem aşağıdaki tepkime uyarınca gerçekleşir.



Burada X; Cl veya Be'dur. Bor hidrürleri, ısıl ayrışmayla aşağıdaki reaksiyona göre uygun bir malzeme üzerinde toplanır.



Borhidrür sisteminin avantajı borun düşük ayrışma sıcaklıklarında elde edilebilmesidir. Borun üzerinde toplandığı malzemenin, ayrışma sıcaklığında yeterli bir mukavemete sahip olması gerekir. Çeşitli refrakter malzemeler bu amaçla kullanılmıştır. En iyi sonuç 0,0127 mm çapındaki Tungsten tellerle sağlanmıştır. Bu amaçla kullanılan Tungsten tellerinin ayrışma reaksiyonundan önce ısıtılmaları gereklidir. Bu şekilde üretilen Bor flamanları ayrışma koşullarına bağlı olarak amorf veya mikrokristalin yapıda olabilir. Homojen bir yapının elde edilmesi için dikkatli bir sıcaklık kontrolü gerekir. 3 km uzunluğa, sürekli bor flamanların hazırlanması mümkündür. (Rouchon, 1987 b)

Bor flaman yoğunluğunun düşük oluşu, kompozit malzeme teknolojisinde takviye olarak kullanılmasını cazip duruma getirmektedir. Kitle halinde yoğunluğu  $2,34 \text{ gr/cm}^3$  olan borun yoğunluğu Al'dan % 15 azdır.

Tungsten içeren bor flamanların yoğunluğu ise  $2,6 \text{ gr/cm}^3$ 'tür.

Bor fiberlerin yüzey düzgünlüğü ve yüzey hatalarının bulunmaması dayanımı önemli ölçüde etkiler. Flaman üretiminden sonra yüzey düzgünlüğünü sağlamak için kimyasal temizleme uygulanır. Çekirdek malzemenin yapısal özellikleri bunun üzerinde büyütülen bor flamanların mukavemetini önemli ölçüde etkiler (Rouchon, 1987).

### 3.6. Alüminyum - Bor Kompozitlerinin Üretimi

Bor flamanların metalik sistemlerdeki en önemli uygulaması Al-B kompozitleridir. Alüminyumun düşük yoğunluğu ( $2,7 \text{ gr/cm}^3$ ), mükemmel şekil alabilme özelliği, korozyona karşı direnci ile takviye bor flamanlarının yüksek mukavemet ve elastisite modülü, yüksek sertliği ve düşük yoğunluğu, elde edilen kompozitte birleştirilerek, bu kompozitlerin yapı malzemesi olarak geliştirilmesi mümkün olmuştur.

Al-B kompozitlerinin üretiminde sıvı filtrasyonu veya döküm, toz metalürjisi, plazma tekniği gibi teknikler denenmiştir. Ancak "difüzyonla bağlama" yöntemi en iyi sonucu vermiştir. Bu nedenle Al ile B fiberler arasında katı halde difüzyon bağlarının oluşumunu sağlayan "sıcak presleme" tekniği uygulanır. Kullanılan Al matrisi dövme alüminyum alaşımıdır. Bunlar arasında en çok kullanılanı, ısıl işleme yaşlanma sertleşmesi gösteren 6061 alaşımıdır.

Sıcak presleme tekniğinde, 6061 alaşımı folye şeklinde şeritler halinde hazırlanır. Bu şeritlerin arasına bor fiberler yerleştirilip sıcak olarak preslenir. Fiberle Al arasında difüzyon bağlarının oluşumu, sıcaklık ve sürenin fonksiyonu olup  $525^{\circ}\text{C}$ 'de 1,5 saatlik presleme süresi optimum değerler olarak belirtilmiştir (Rouchon, 1987b).

Diğer sistemlerde olduğu gibi Al-B kompozitlerinde de kusursuz bir arayüzey bağının elde edilmesi, amaçlanan mekaniksel özelliklerin sağlanması açısından kritik bir öneme sahiptir. Katı halde üretim teknikleri seçildiğinde arayüzey reaksiyonlarının hızı düşük olduğu için mekanik özelliklerdeki azalma daha düşük seviyededir (Rouchon,

1987b).

Sıvı metal filtrasyonu tekniği uygulandığında yüksek sıcaklık nedeniyle arayüzey reaksiyonları hızlanır ve bor flamanları bir kaç dakika içerisinde ergimiş alüminyum içerisinde çözünürler. Bu çözünmenin yanısıra görülebilecek bir arayüzey reaksiyonu ise mekanik özellikleri olumsuz etkileyen  $AlB_1$  ve  $B_2O_3$  bileşiklerinin oluşmasıdır. Bu reaksiyonları azaltmak için bor fiberlerinin yüzeyleri SiC ile kaplanır.  $B_2O_3$  düşük ergime sıcaklığına sahip bir fazdır.  $AlB_2$  ise gevrek ve düşük mukavemetlidir. Bu nedenle özelliklerde düşmeye neden olurlar (Rouchon, 1987b).

Sıcak presleme tekniğinde de sıcaklık ve sürenin iyi ayarlanmaması benzer problemler yaratır. Presleme sıcaklığının ve süresinin yetersiz olması arayüzey bağlarının tam olarak oluşmamasına neden olur.

Al-B kompozitlerinin üretiminde dikkat edilecek diğer önemli noktalar ise şekillendirilen parçanın soğutma hızı ve bor flamanların yapıda homojen dağılmasıdır. Alüminyum ve borun ısıl genişleme katsayıları arasındaki büyük farktan dolayı hızlı soğutma sonucu kalıcı yüksek ısıl gerilmeler oluşabilir ve mekanik özellikler düşer (Rouchon, 1987b).

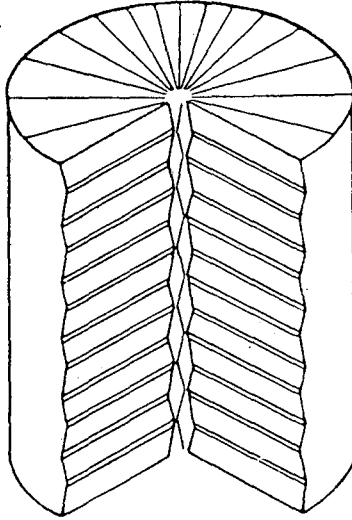
### 3.7. Organik Fiberler

Nispeten yeni ve geleceği parlak bir elyaf türü olan organik fiberler yüksek mukavemet ve rijitliğe sahip büyük oranda düzenli polimerlerdir.  $1,36MN/m^2$  çekme mukavemeti ve  $60 GN/m^2$  çekme modülü elde edilmiştir (Hull, 1981).

Karbon fiberlerde olduğu gibi organik fiberlerde de fibere normal açılardaki elastisite modülü paralel açılardaki elastisite modülünden azdır. Bugüne kadar ticari anlamda en başarılı organik fiber "Kevlar" ticari adıyla Du Pont şirketi tarafından geliştirilmiştir. Kevlar 29 ve Kevlar 49 adında iki tipi mevcuttur. Kevlar 29; düşük yoğunluktaki aramid fiberlerin lastik, ip ve kabloların takviyesinde kullanılmak

üzere geliştirilmiştir. Kevlar 49, yüksek mukavemet ve rijitlik özelliklerinden dolayı uzay, havacılık, deniz ve otomotiv endüstrisinde kullanılmaya uygundur.

Kevlar polimer zincirinde birbirine tekrarlayan aromatik poliamidleri Şekil 3. 11'de gösterilmektedir.



Şekil 3. 11 Kevlar polimer zincirinde birbirini tekrarlayan aromatik poliamidlerin görünümü (Hull, 1981)

Hidrojen bağları polimer zincirinde çapraz yönde birleşmiştir, bu nedenle boyuna yönde yüksek mukavemete, çapraz yönde ise düşük mukavemete sahiptirler. Aromatik halka yapısı polimer zincirlerine yüksek rijitlik sağlar ve sonuçta çubuk gibi bir yapıya sahip olmasına neden olur (Hull, 1986).

### 3.8. Fiberlerin Karşılaştırılması

Tablo 3.3 incelendiğinde farklı bağ biçimleri ve tipleri nedeniyle Karbon, Cam ve Kevlar 49 fiberleri arasında bazı önemli farklılıklar olduğu görülür.

Tablo 3.3 Fiber özelliklerinin karşılaştırılması (Rouchon, 1987b)

FİBER	FİZİKSEL ÖZELLİKLER		MEKANİK ÖZELLİKLER		
	Fiber çapı [ $\mu$ m]	Yoğunluk [gr/cm <sup>3</sup> ]	Young Modülü [GPa]	Kopma Mukavemeti [GPa]	Kopma Uzaması %
E Camı	10	2,55	75	2,5	3,5%
S Camı	10	2,55	85	3,5	4%
Bor	100 — 140	2,6	400	3,5	0,9%
Kevlar 49	10	1,45	125	3,5	2,5%
Karbon (1. Tip)	7	1,76	230	3,5	1,5%
Karbon (2. Tip)	5 — 6	1,8	290	>4,5 8	1,2 — 2%
Karbon (Yük. Mod.)	6 — 7	1,8	400	2,5	0,5%

### 3.8.1. Spesifik özellikler

Kompozit malzemelerin hızlı gelişimine yol açan en önemli unsur; yüksek elastisite modüllü, yüksek mukavemetli ve düşük yoğunluklu fiberlerin kullanımıyla sağlanan kütle kazancıdır. Karbon fiberler özgül modül açısından E camına oranla çok üstündür. Kevlar 49 ise aynı açıdan E camına üstün olmasına karşın karbon fibere göre zayıf kalır. Fiberlerin maksimum hacimsel oranı düzenli fiber kompozitlerde % 70'dir Bu durumda değerler yaklaşık bu çarpan kadar azaltılmalıdır. Unutulmamalıdır ki düzenli kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin fiberlere dik doğrultudaki değerleri, paralel doğrultudakilere nazaran çok daha azdır (Hull, 1981).

### 3.8.2. Termal stabilite

Hava ve diğ er oksitleyici atmosferlerin bulunmadığı ortamlarda, karbon fiberlerin yüksek sıcaklık özellikleri mükemmeldir. Karbon fiberler üstün özelliklerini 2000°C'nin üzerinde korumaktadırlar. Polimer matrislerin kullanıldığı kompozitlerde bu özellikten yararlanılamaz. Çünkü; bir çok matris malzemesi özelliklerini 200°C'nin üzerinde kaybeder (Hull, 1981).

E camının elastisite modülü ve mukavemeti 250°C'nin üzerinde düşme gösterir. Kevlar 49'da bu düşme karbon ve cam fibere oranla daha fazladır. Bu durum, kevların bir çok polimer matris içinde kullanılmasına engel değildir. Cam fiberin özellikleri sıcaklıkla tersinir olarak değişir. Kevlar ise tersinir özelliğe sahip değildir (Hull, 1981).

Kevlar fiberler güneş ışığına bırakıldıklarında foto bozulmaya uğrarlar. Hem görünür ışık hem de ultraviyole ışık etkili olup mekanik özelliklerde düşmeye ve belirsizliğe neden olur. Kompozitlerin yüzeyi ışık emici bir tabaka ile kaplanıp bozulma engellenebilir (Hull, 1981).

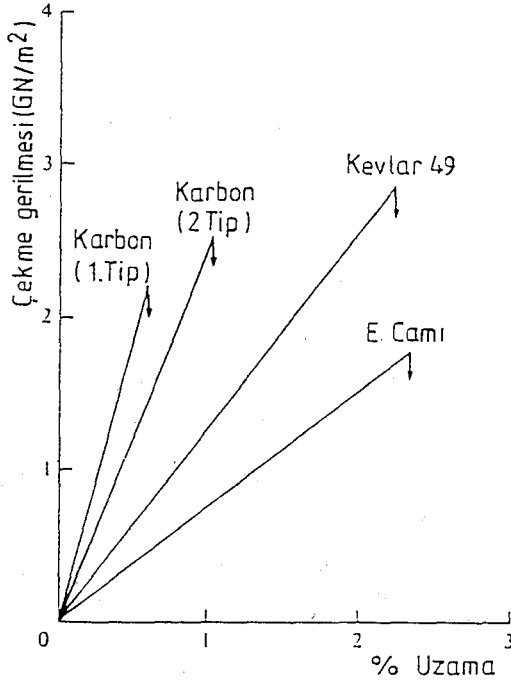
### 3.8.3. Basma mukavemeti özellikleri

Fiberlerin basma özelliklerinin ölçülmesi çok zordur. Sadece matris içine yerleştirilmiş fiberlerle üretilen kompozit malzemelerin basma mukavemetleri ölçülebilir. Ancak tüm fiberlerde basma mukavemetlerinin çekme mukavemetlerine yaklaşık olduğu bulunmuştur. Buna rağmen tek doğrultuda yönelmiş kevlar fiberlerin kullanıldığı bir laminanın basma mukavemetinin, çekme mukavemetinden düşük olması, fiberin özelliklerinin anizotropik olması ve kesme mukavemetinin düşük olmasından kaynaklanmaktadır (Hull, 1981).

### 3.8.4. Fiber kırılması ve esneklik

Şekil 3.12'de gösterilen çekme-uzama diyagramı incelenirse,

çekme işleminde bu tür fiberlerin akma göstermeden koptuğu, gevrek malzeme yapısında olduğu ve kesit daralmasının olmadığı görülecektir.

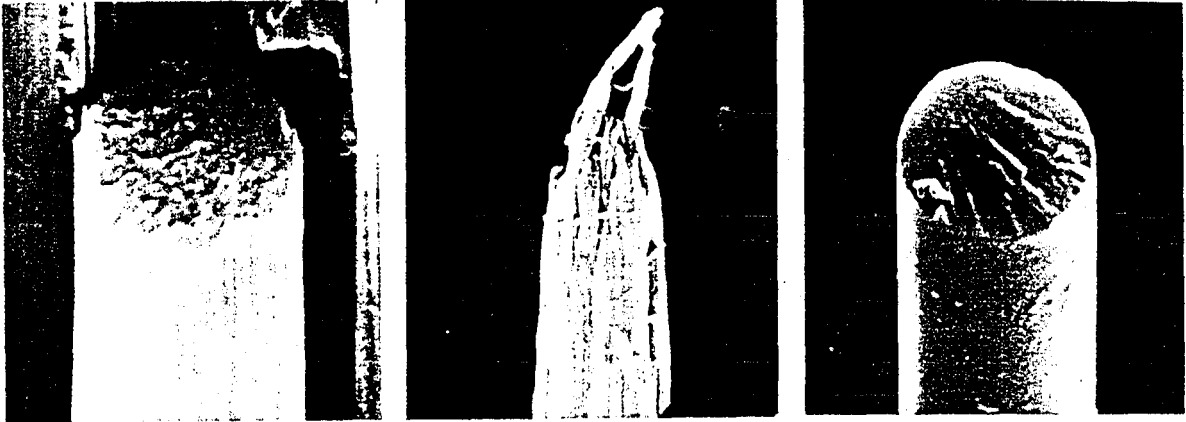


Şekil 3.12 Fiberlerin çekme uzama diyagramları (Hull, 1981)

Yalnız, Kevlar 49'un kırılması farklılık göstermektedir. Bu malzemede kopma öncesi belirli bir kesit daralması oluşmakta ve önemli oranda uzama meydana gelmektedir. Kopma sonucunda elyaflarda genellikle liflenme oluşur. Şekil 3.13'de elyaf yüzeyindeki lifli yapı açıkça görülmektedir (Hull, 1981).

Fiber çapı eğilmelerde çok etkindir. Yetersiz esneklik fiber kullanımında zorluklar yaratır ve fiber kırılmalarına yol açabilir. Bu nedenle fiberin eğilme kapasitesinin (esneklik) büyük olması gereklidir (Hull, 1981).

Fiberin esnekliği; dairesel kesitli bir fiberi, bir  $\rho$  eğrilik yarıçapına eğmek için gerekli M momenti cinsinden aşağıdaki şekilde ifade edilirler (Hull, 1981).



Karbon

Kevlar

Cam

Şekil 3. 13 Fiber kırılmaları (Hull, 1986)

$$\rho = \frac{E d^4}{64 M} \dots\dots\dots(1)$$

E; young modülü, d; elyaf çapıdır. Esneklik büyük ölçüde d'ye, kısmende E'ye bağlıdır. Karbon, Cam ve Kevlar fiberlerinin esneklikleri Tablo 3.4'de verilmiştir. Düşük esnekliğe sahip fiberler tabloda incelendiğinde düşük modüllü oldukları görülecektir.

Tablo 3.4 Fiberlerin esneklik özellikleri (Hull, 1981)

	Birim	Karbon (1. Tip)	Karbon (2. Tip)	E	Cam	Kevlar
Çap (d)	mm	8	8	11	12	
Modül (E)	GN/m <sup>2</sup>	390	250	76	130	
Esneklik oranı	-	1,00	1,56	1,44	0,59	
Kırılma mukavemeti	GN/m <sup>2</sup>	2,2	2,7	3,5	-,-	
Minimum eğilme yarı- çapı ( $\rho_{min}$ )	mm	0,71	0,37	0,12	-,-	



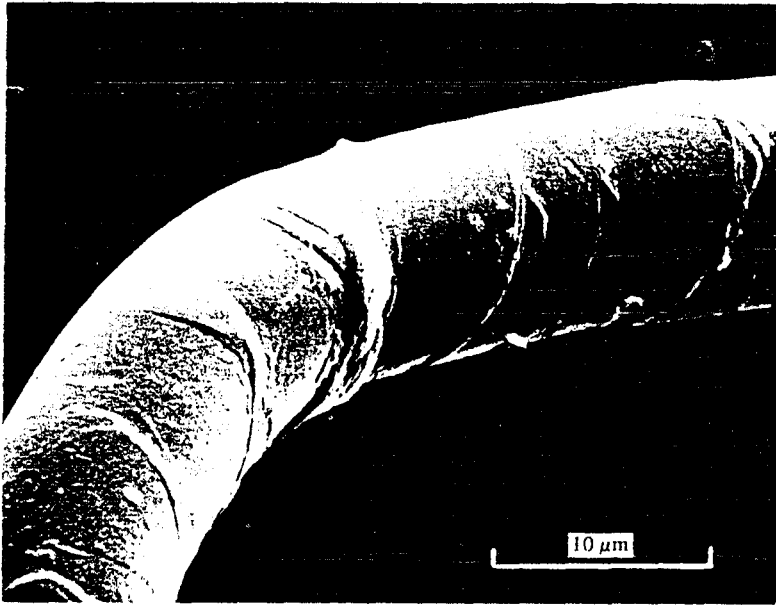
Fiberlerin eğilmeleri, yüzey çekme gerilmelerinin artmasına ve sonuçta kırılmaya yol açar. Elastik deformasyon lineer kabul edilirse yüzey çekme gerilmesi aşağıdaki formülle belirtilebilir (Hull, 1981).

$$\sigma = E d / \rho . 2 \dots\dots\dots(2)$$

$\rho$  eğilmiş bir fiberin eğrilik yarıçapıdır. Verilen bir  $\sigma_f$  kırılma gerilmesi için fiberin kırılma öncesi dayanabileceği minimum eğrilik yarıçapı aşağıda verilmiştir.

$$\rho_{\min} = E . d / 2 \sigma_f \dots\dots\dots(3)$$

Tablo 3.4'de fiberler için yaklaşık  $\rho_{\min}$  değerleri verilmiştir.



Şekil 3.14 Kevlar 49 fiberinin; eğme sırasında, basma gerilmesine maruz kısmında oluşan deformasyonların elektron mikroskobunda görünüşü (Hull, 1981)

#### 4. KOMPOZİT MALZEMELERE UYGULANAN DENEYLER

Kompozit malzemelerde, konvansiyonel malzemelerde olduğu gibi mekanik deneyler ve tahribatsız muayene yöntemleri uygulanır. Ancak yapısal farklılıklarından dolayı kompozitlerde bu işlemler daha farklı olmaktadır.

##### 4.1 Mekanik Deneyler

Kompozit malzemelere uygulanan mekanik deneyler; tek yönlü çekme deneyi, eğme deneyi ve kayma gerilmesi deneyidir.

##### 4.1.1 Tek yönlü çekme deneyi

Fiberleri aynı doğrultuda yönlenmiş ve fiber doğrultusunda çekme işlemi yapılan bir kompozit malzemede oluşan gerilme için aşağıdaki formül yazılabilir (Rouchon,1987c).

$$\sigma_c = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \dots\dots\dots(4)$$

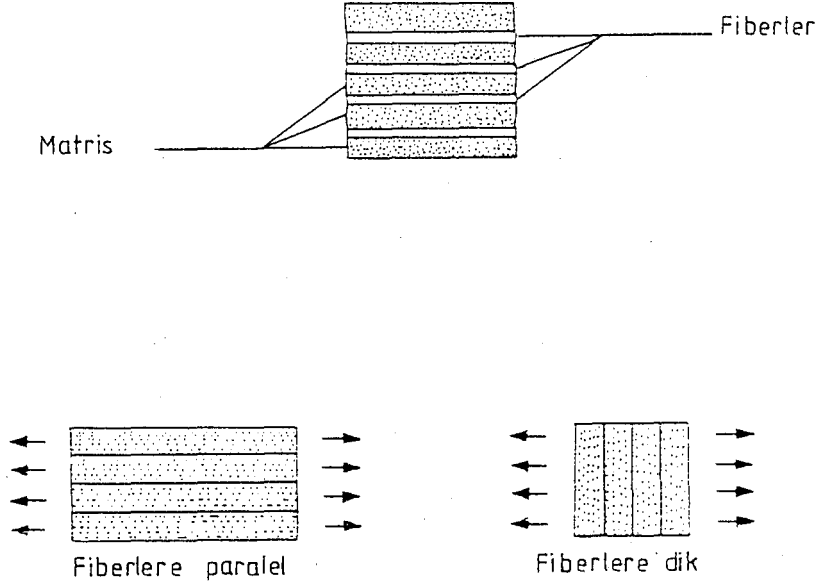
Burada;

- $\sigma_c$  : Kompozitin çekme dayanımı
- $\sigma_f$  : Fiberin çekme dayanımı
- $\sigma_m$  : Matrisin çekme dayanımı
- $V_f$  : Fiberin hacimsel oranı
- $V_m$  : Matrisin hacimsel oranı'dır.

Aynı bağıntı Elastisite modülü içinde yazılabilir. . Sistem Şekil 4.1'de gösterildiği gibi bir elektrik direnç devresine benzetilebilir. Fiber doğrultusuna paralel yönde elastisite modülü Formül 5'de, dik doğrultuda elastisite modülü ise Formül 6'da verilmiştir(Rauchon,1987c).

$$E = V_f \cdot E_f + V_m E_m \dots\dots\dots(5)$$

$$E = \frac{E_f \cdot E_m}{V_f \cdot E_m + V_m E_f} \dots\dots\dots(6)$$



$$K = K_1 + K_2$$

$$\frac{1}{K} = \frac{1}{K_1} + \frac{1}{K_2}$$

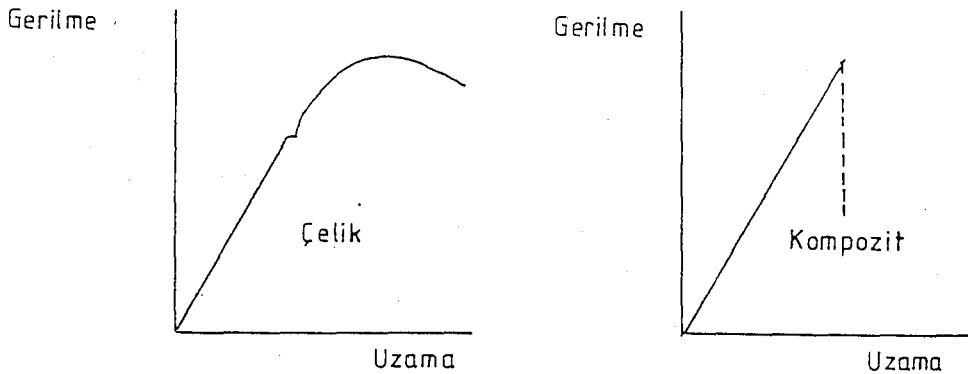
Şekil 4.1 Fiber doğrultusuna paralel ve dik doğrultularda uygulanan gerilmeler (Rouchon, 1987a)

Elastisite modülü 231000 MPa olan T 300 ve 220000 MPa olan AS4 fiberleri ile değişik elastisite modüllerine sahip üç değişik matris malzemesinin oluşturduğu kompozitlerde ölçülen ve hesaplanan elastisite modülleri Tablo 4.1'de verilmiştir (Rouchon, 1987a).

Kompozit malzemeler; gevrek malzeme gibi kopma davranışı gösterirler. Tipik kompozit ve çeliğin çekme diyagramları Şekil 4.2'de verilmiştir.

Tablo 4.1 Çeşitli kompozitlerde ölçülen ve hesaplanan E değerleri  
(Rouchon, 1987a)

MATRİS	N5245C E = 3900 MPa		914 E = 4100 MPa		N5208 E = 3700 MPa	
	T 300	AS 4	T 300	AS 4	T 300	AS 4
FİBER						
$V_f$	0,677	0,694	0,639	0,631	0,685	0,694
$E_{reel}$ MPa	139 000	132 000	141 000	137 000	137 000	142 000
$E_{teorik}$ MPa	158 000	154 000	149 000	140 000	159 000	154 000
$E_{reel} / E_{teorik}$	0,88	0,86	0,95	0,98	0,86	0,92

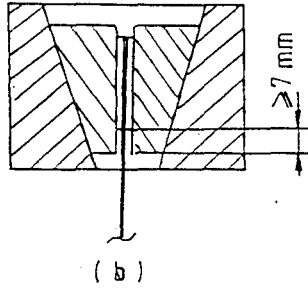
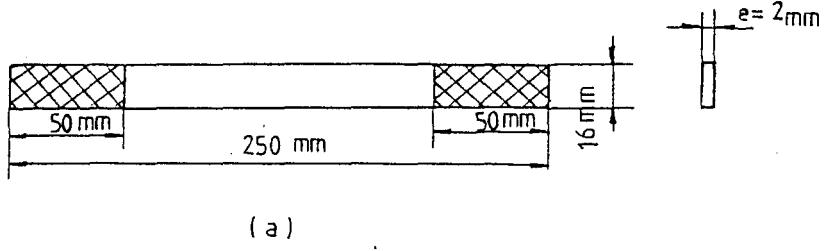


Şekil 4.2 Tipik bir kompozit ve çeliğin çekme-uzama diyagramları  
(Rouchon, 1987a)

#### 4.1.1.1 Deneyin yapılışı

Çekme deneyine tabi tutulacak numune Şekil 4.3.a'daki ölçülere uygun olarak hazırlanır. Numunenin çekme kafalarına montajı ise Şekil 4.3.b'de olduğu gibi yapılır. Çekme hızı 2 mm/dak olarak uygulanır

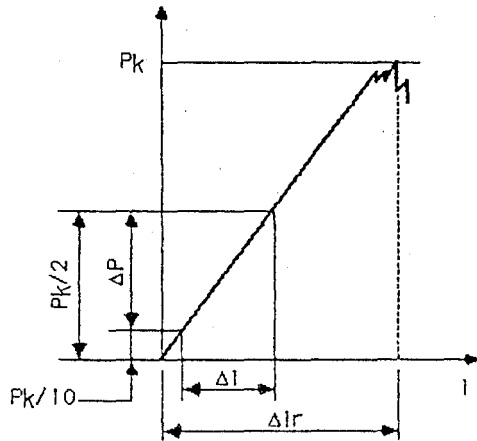
ve parça kopuncaya kadar deney sürdürülür (Rouchon, 1987c).



Şekil 4.3.a) Çekme deneyi numunesi b) Deney düzeneği (Rouchon,1987c)

#### 4.1.1.2 Deneyin sonuçları

Tipik bir çekme deneyi diyagram Şekil 4.4'de gösterilmiştir. Malzemeler akma göstermeden koparlar.



Şekil 4.4 Tipik bir çekme-uzama diyagramı (Rouchon, 1987c)

Çekme mukavemeti

$$\sigma = \frac{P_k}{b \cdot e} \dots\dots\dots(7)$$

Elastisite modülü

$$E = \frac{0,4 P_k}{\Delta l} \cdot \frac{l_o}{b \cdot e} \dots\dots\dots(8)$$

Yüzde uzama

$$A \% = \frac{\Delta l_r}{l_o} \dots\dots\dots(9)$$

formülleriyle hesaplanır.

Burada

$P_k$  = Kopma yükü (kg)

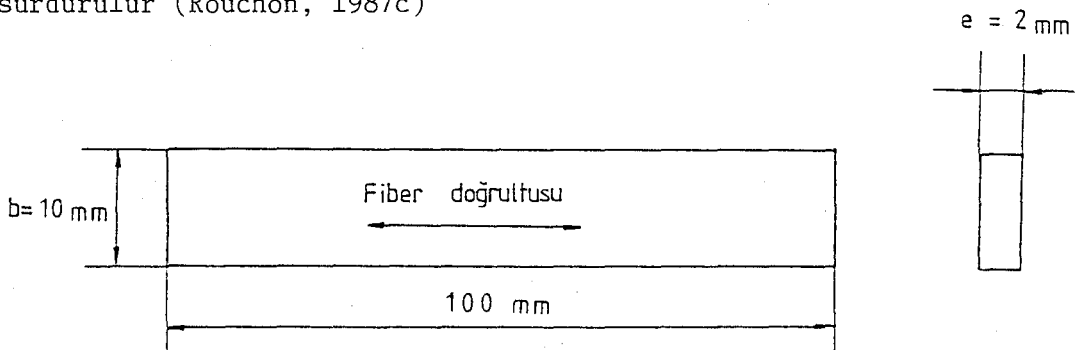
$l_o$  : İlk boy (mm)

$b$  : genişlik (mm)

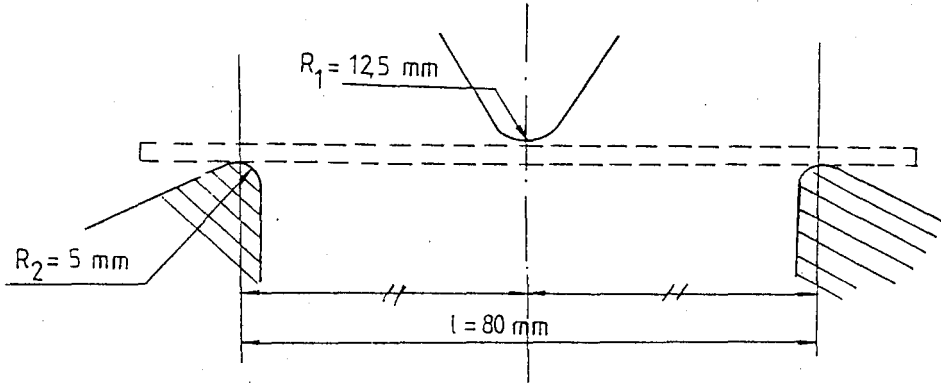
$e$  : kalınlık (mm) 'dir.

#### 4.1.2 Statik eğme deneyi

Kompozitlere uygulanan statik eğme deneyi; Şekil 4.5'deki ölçülere uygun numune ve Şekil 4.6'daki gibi bir düzenekle gerçekleştirilir. Eğici kafanın hızı 5 mm/dak 'dır ve parça deforme olana kadar deney sürdürülür (Rouchon, 1987c)



Şekil 4.5 Eğme deneyi numunesi (Rouchon, 1987c)



Şekil 4.6 Eğme deneyinin yapılışı (Rouchon, 1987c)

Parçanın eğilme mukavemeti

$$\sigma_{\text{eğ}} = \frac{3}{2} \frac{P_k \cdot l}{b \cdot e^2} \dots \dots \dots (10)$$

Elastisite modülü ise

$$E = \frac{l^3}{4 \cdot b \cdot e^3} \frac{0,4 P_k}{\Delta_f} \dots \dots \dots (11)$$

formülleri ile hesaplanır.

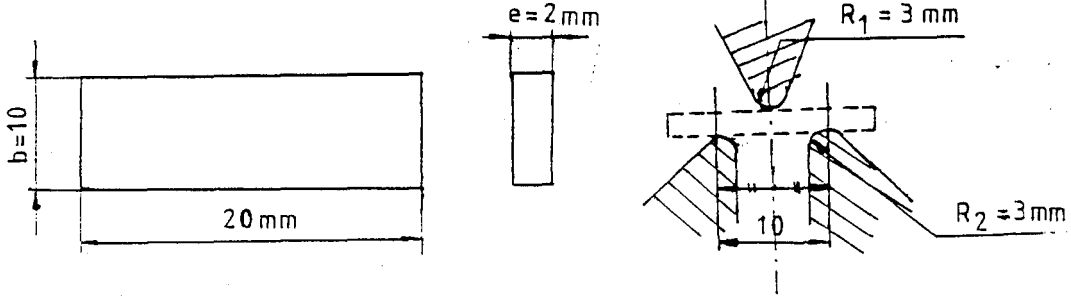
Burada;

- $P_k$  : Kopma yükü (kg)
- $l$  : Numune uzunluğu (mm)
- $b$  : Numune genişliği (mm)
- $e$  : Numune kalınlığı (mm)
- $\Delta_f$  : Sehim ( $\Delta l$ ) (mm) 'dir.

#### 4.1.3. Fiber-Matris arayüzeyi kayma gerilmesi deneyi

Bu deney tek doğrultuda yönlendirilmiş prepreg-epoksi kompozitlerinde fiberler ve matris ara yüzeyi kalitesinin kontrolü için uygulanır (Rouchon, 1987c).

Kayma gerilmesi deneyinde numune ölçüleri ve deney düzeneği Şekil 4.7'de verilmiştir.



Şekil 4.7 Kayma deneyi numune ölçüleri ve deney düzeneği (Rouchon, 1987c)

Arayüzey kayma gerilmesi aşağıdaki formülle verilir (Rouchon, 1987).

$$\tau_r = \frac{3}{4} \frac{P_k}{b, e} \dots \dots \dots (12)$$

Burada;

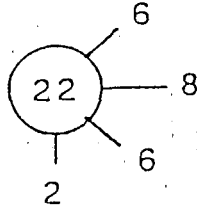
- $P_k$  : Kopma yükü (kg)  
 $b$  : Numune genişliği (mm)  
 $e$  : Numune kalınlığı (mm) 'dir.

#### 4.1.4 Statik yorulma deneyi

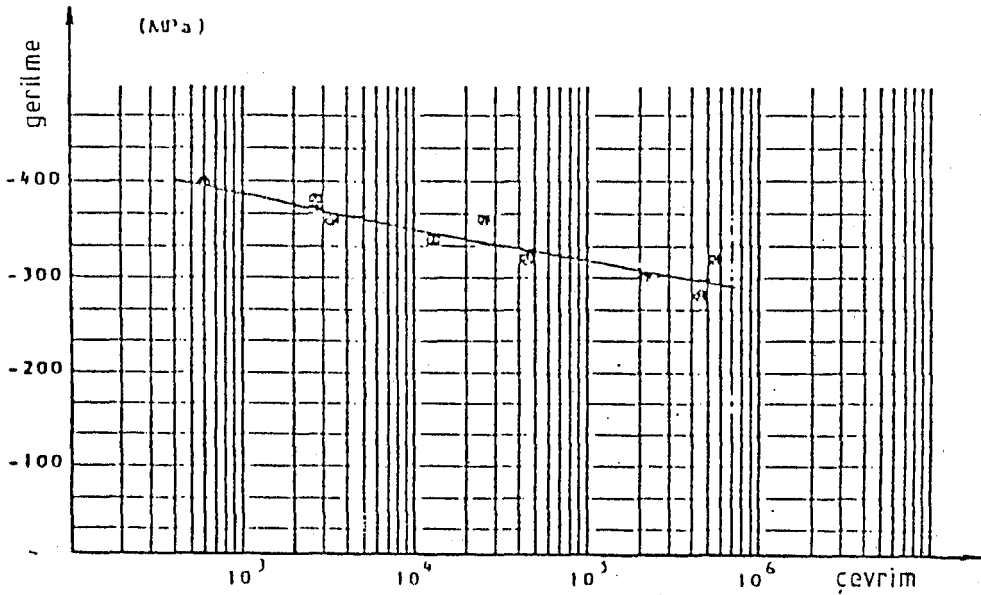
Fiber takviyeli kompozitlerde yorulma mekanizması homojen malzemelerden farklılık gösterir. Örneğin metallerde yorulma deformasyonu bir çatlak oluşumu ve büyümesi sonucu oluşur. Bunun yanında kompozitlerde; matriste çatlama, fiber kırılması, fiber ve matrisin birbirinden ayrılması, tabakaların çatlama ve tabakaların birbirinden ayrılması yorulma deformasyonunun nedenlerini oluştururlar.

Şekil 4.8 ve Şekil 4.9'da iki değişik tipte hazırlanan C-epoksi numuneye uygulanan yorulma deneyi sonuçları grafik şekilde verilmiştir (Rouchon, 1987d).



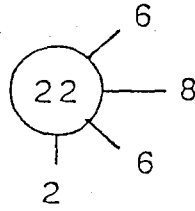
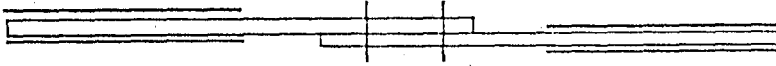
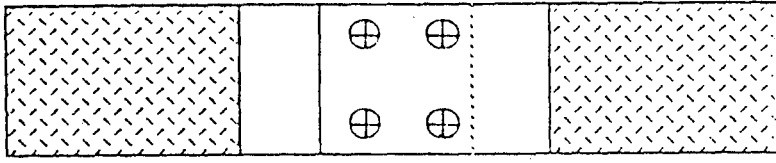


( a )

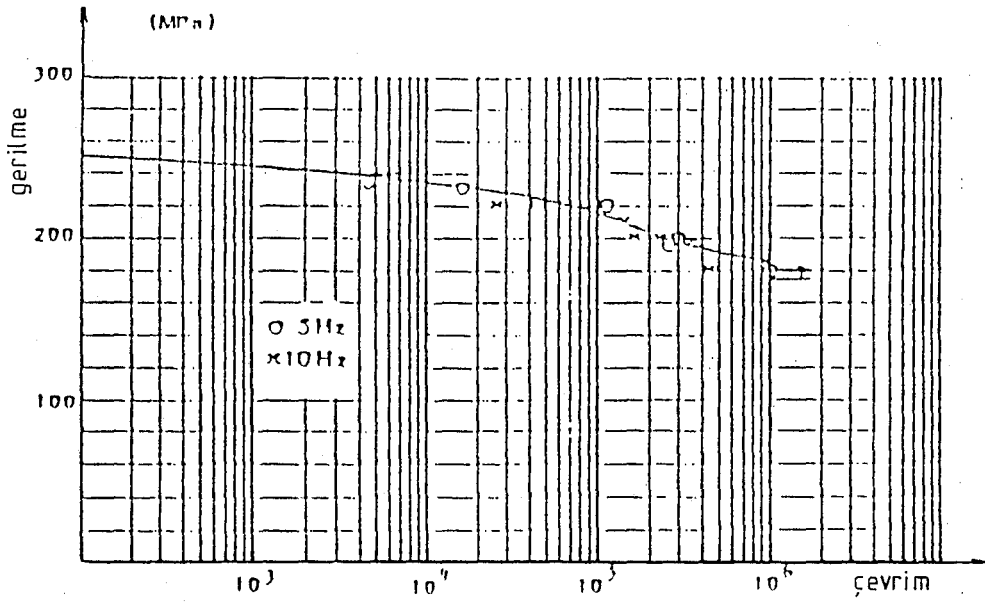


( b )

Şekil 4.8.a) C-epoksi deney numunesi b) Deney numunesinin yorulma eğrisi (Rouchon, 1987d)



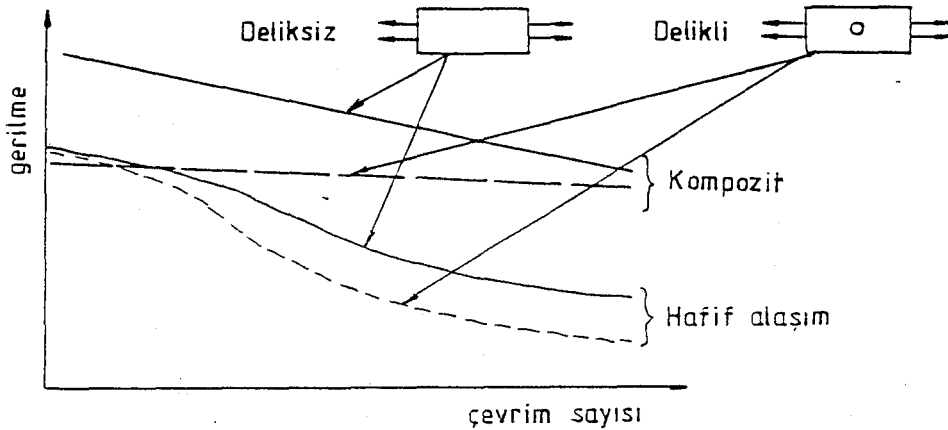
( a )



( b )

Şekil 4.9.a) Deneş numunesi b) Deneş numunesinin yorulma eğrisi (Rouchon, 1987d)

Kompozit malzemelerin; yorulma dayanımı açısından genel bir fikir edinilmesi amacıyla delikli ve deliksiz numune için bir hafif alaşımla (Al - Ti) mukayesesi şematik olarak Şekil 4.10'da gösterilmiştir (Rouchon, 1987d).



Şekil 4.10 Kompozit malzeme ve hafif alaşım yorulma eğrisi (Rouchon, 1987d)

#### 4.2 Kompozit Malzemelerin Nem Absorbsiyonu Ve Tahribatsız Muayeneleri

Kompozit malzemelerde oluşan hatalar metalik malzeme hatalarından farklıdır ve kırılma mekanizmasındaki etkileri çok iyi bilinmemektedir. Ayrıca kompozitlerin bilinen tahribatsız muayene tekniklerine tepkileri üzerindeki araştırmaların geliştirilmesine gereksinim olup uygun standartların kurulabilmesi için mekanik performans üzerindeki etkilerinin de araştırılması gerekmektedir (Armatlı, 1988).

Uçaklarda bulunan kompozit malzemelerde servis sırasında oluşan hasarlar, prensip olarak aşırı statik yük, ani darbe ya da yorulmadan kaynaklanır. Buna ilaveten uçakların uçuş sırasında maruz kaldığı çevre şartlarında malzeme özelliklerinde değişme neden olmaktadır (Armatlı, 1988).

Uçaklarda bulunan hidrolik sıvılar, yakıt ve yağlarda oluşan sıvılar epoksi reçine matrisli kompozitlerin mekanik özelliklerini

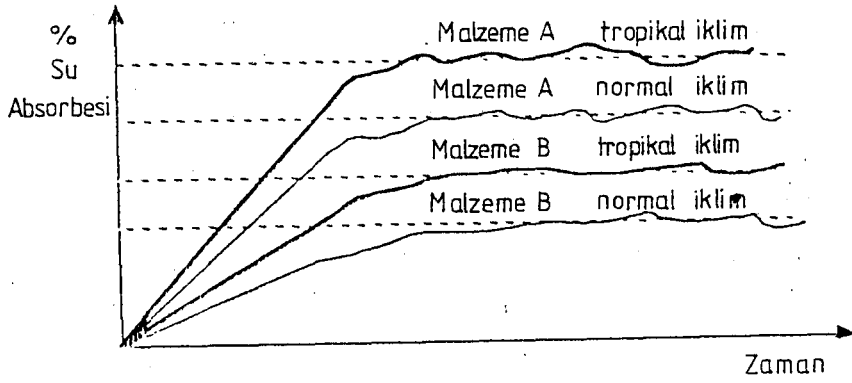
çok az etkilemektedir (Armatlı, 1988).

Ancak bu etkileşim rutubetin meydana getirdiği hasardan az olmasına rağmen bağlanma özelliklerinde azalma oluşturabilmektedir. Tahriatsız muayene işleminde kullanılan sıvılar da kompozit malzemeler üzerinde benzer olumsuz etkiler oluşturabilmektedir. Kompozit malzemelerin ultrasonik muayenesinde prob ile malzeme arasında makina yağı kullanıldığında olumlu sonuç alınmıştır (Armatlı, 1988).

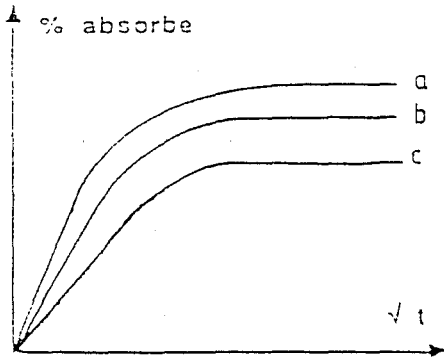
Nem nüfuzunun bir çok kompozit malzemeye etkisi oldukça önemli boyutlardadır. Nem; fiber-matris arayüzeyine girerek, yalnızca arayüzey bağını zayıflatmakla kalmayıp boşluklar mevcutsa difüzyon hızını da artırmaktadır (Armatlı, 1988).

Çevre koşullarındaki değişimlerin kuru kompozitler üzerinde herhangi bir etkisi olmamakta ancak bir kez nem absorbe edildiğinde küçümsenemeyecek bir hasar oluşabilmektedir. Bu hasar hapsolunan rutubetin alçak sıcaklıklarda donması, yüksek sıcaklıklarda buharlaşması ile artmaktadır (Armatlı, 1988).

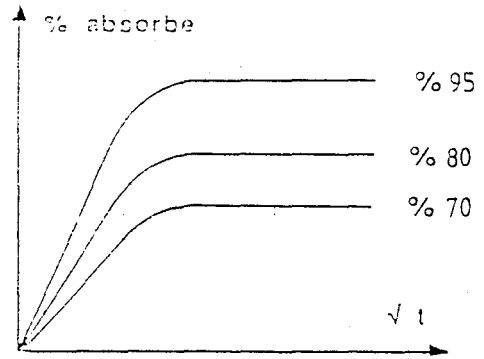
Kompozit malzemelerin nem absorpsiyonu, çalışma koşullarına, malzemenin yapısına, iklime, parça kalınlığına, çevrenin nem yoğunluğuna ve ortama maruz kalma süresine bağlıdır. Kompozit malzemelerin su absorpsiyonunun; iklime göre değişimi Şekil 4.11'de, malzemenin yapısına, çevrenin nem yoğunluğuna, parçanın kalınlığına ve çevre sıcaklığına bağımlı olarak değişimi Şekil 4.12'de gösterilmiştir.



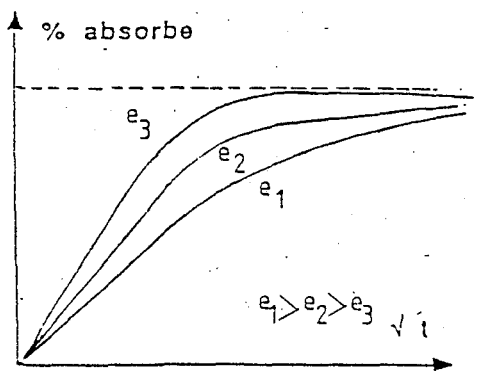
Şekil 4.11 Kompozit malzemelerde su absorpsiyonunun iklime bağımlı olarak değişimi (Rouchon, 1987d)



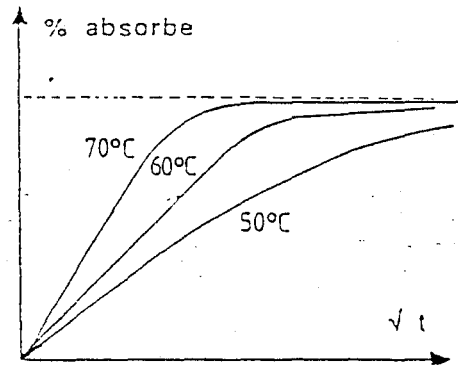
(a)



(b)



(c)



(d)

Şekil 4.12 Kompozit malzemelerde su absorpsiyonunun çeşitli unsurlara bağımlı olarak değişimi a. Malzemenin doğasına b. Çevrenin nem yoğunluğuna c. Parça kalınlığına d. Çevre sıcaklığına (Rouchon, 1987d)

Uçak yapılarındaki kompozit malzemelerde raslanan hata çeşitleri için tavsiye edilen en uygun tahribatsız muayene yöntemleri Tablo 4.2'de gösterilmiştir.

Tablo 4.2 Kompozit malzemelerdeki hata çeşitleri için önerilen tahribatsız muayeneler (Armatlı, 1988)

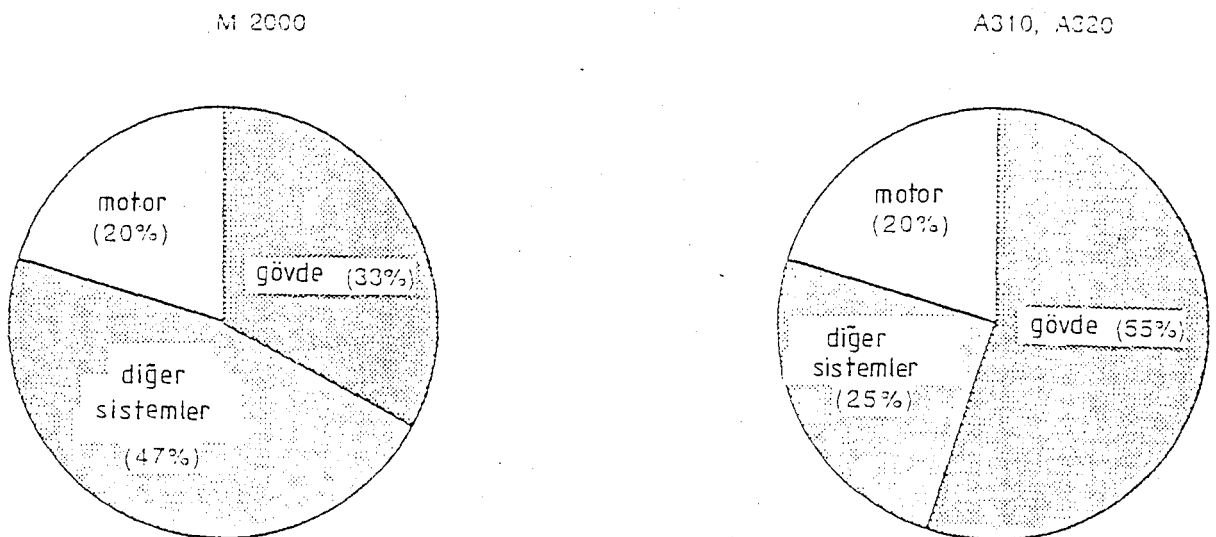
YÖNTEM HATA	PENETRAN SIVI	RADYOGRAFİ	ULTRASONİK	GİRDAP AKIMI
ÇARPMA	X	X		X
AYRILMA			X	
ÇATLAK	X	X	X	X
DELİK HASARI	X	X		
SU GİRMESİ		X		
YILDIRIM DÜŞMESİ		X		
ISI HASARI			X	

## 5. KOMPOZİT MALZEMELERİN UÇAK ENDÜSTRİSİNDE UYGULANMASI

Kompozit malzemelerin havacılık endüstrisinde kullanımı; havacılık ve tasarım mühendisliğinde son zamanlarda meydana gelen en belirgin gelişmedir. Bu gelişmenin nedeni, uçak malzeme ve yapılarından beklenen özelliklerin elde edilme isteğidir (Noton, 1974).

Uçaklar; diğer taşıtlardan, güç/ağırlık oranlarının yüksek olması ile ayırt edilirler. Bu özellikler özel tasarım işlemleri sonucu yüksek spesifik özelliklere sahip malzemelerin üretimi ile kazanılabilir. Günümüzde geçerli olan prensibe göre uçak üretimindeki; hız, emniyet ve ekonomi kriterleri optimize edilmediği sürece modern havacılık teknolojisi gerçekleştirilemez (Noton, 1974).

Uçak gövdesinin ağırlığı; genel amaçlı küçük uçaklar için boş uçak ağırlığının % 46'sı, ticari uçaklarda ise % 60'ı kadardır. M2000, A310 ve A320 uçaklarında kütle dağılım Şekil 5.1'de gösterilmiştir. Motor ağırlığı; genel olarak toplam ağırlığın, büyük nakliye uçaklarında % 20'si, küçük uçaklarda ise % 10'u kadardır. Ağırlık problemi uçak teknolojisinin sürekli olarak geliştirilmesinde bir itici güç olmuş ve bu konuda birçok araştırmalar yapılmıştır (Noton, 1974).



Şekil 5.1 M2000, A310 ve A320 uçaklarında kütle dağılımı (Rouchon, 1987d)

Sivil uçaklarda herhangi bir yapı elemanının malzeme seçimi ve dizaynında yalnız mekanik ve yapısal etkenler değil, aynı zamanda işletme ve maliyet hesapları da dikkate alınır (Noton, 1974).

### 5.1 Sivil Uçaklarda İşletme ve Maliyet

Sivil uçaklar uzun hizmet ömrü ile karakterize edilirler. Sivil uçakların tasarlanan hizmet ömürleri ilk kullanımları için 10-15 yıl olup gerçek hizmet ömürleri ise hemen hemen belirsizdir. FAA (Federal Aviation Agency) yayınlarına göre kullanım süresi ticari uçaklar için ortalama 4000 saat/yıl 'dır. Bu süre hafif özel uçaklar için 100 saat/yıl 'dır. Hafif özel uçaklar için bu değerler uçağın bulunduğu yer, kullanım tipi, depolama, bakımın niteliği, tasarım ve ayrıca parça ve yapısal amaçlı malzemelerin seçimine bağlıdır (Noton, 1974).

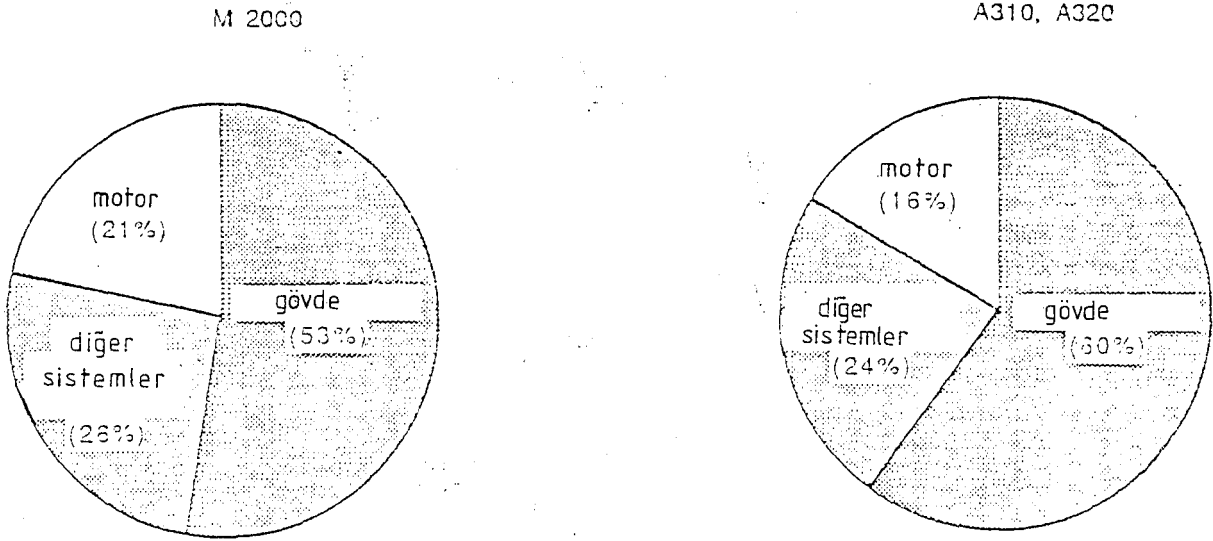
Oluşabilecek hatalar pratik nedenlerden dolayı tamamen önlenemediğinden yapısal onarımlar için uzunca bir süreye gereksinim duyulabilir. Bu nedenle uçak işletmeciliğinde, bakım onarım programlarının hazırlanması gerekmektedir. Gövde üzerinde yapılan kontrol, bakım ve tadilat çalışmaları, yıl boyunca bir uçağın 12-15 gün hizmet dışı kalmasını gerektirmektedir (Noton, 1974).

Ticari uçaklarda, gövde maliyeti, toplam uçak maliyetinin % 60 gibi büyük bir kısmını oluşturmaktadır. Öncede belirtildiği gibi bu uçakların boş ağırlıkları, toplam ağırlığından daha önemli olup bu da ağırlık tasarrufuna önem kazandırmaktadır. M2000, A310 ve A320 uçaklarında maliyetin bölümlere göre dağılımı Şekil 5.2'de gösterilmiştir.

Nakliye uçaklarında ağırlık ve performans değerlendirilmesi birim ağırlığının basit bir şekilde hesaplanmasına kadar inmektedir.

Bu faktörler; uçak gövdelerinde kompozit malzemelerin kullanılmasına neden olmuştur. Uçaklar büyüyüp karmaşık bir hal aldıkça, birim ünitenin ağırlığı, maliyeti artırmaktadır. Bundan dolayı birim ünitele-  
rin değerlerinde indirim daha çok önem kazanmaktadır (Noton, 1974).





Şekil 5.2 M2000, A310 ve A320 uçaklarında maliyetin bölümlere göre dağılımı

## 5.2 Kompozit Malzemelerin Avantajları

Uçaklar genellikle gövde ağırlık kontrolü, uzun hizmet ömrü, sistem dizaynının ana hatları ve maliyet karakteristiklerinin yanısıra belirli navlun, mesafe, seyir sürati ve irtifa gibi performans gereksinimlerini karşılayacak şekilde dizayn edilirler. Diğer tüm koşulların eşit olduğu durumda ağırlığı en düşük tutan dizayn kriteri en uygun dizayn olacaktır. Buna göre uygun özelliklere sahip hafif malzemeler en iyi verimi sağlayacaktır. Kompozit malzemeler bu amaçla kullanılabilir uygun malzeme grubunu oluşturmaktadır. (Noton, 1974).

### 5.2.1 Mukavemet ve rijitlik

Modern uçaklarda yarı monolitik olarak bilinen bir yapı kullanılmaktadır. Bu yapı ince duvarlı plakaların kuvvetlendirilmesini veya rijitliğin artmasını sağlar. Gövde bileşenlerinden kanat, kuyruk gibi kısımlarda kullanılır. Takviye elemanları iç yüzeylere tesbit edilirler ve böylece konstrüksiyonun mukavemetini artırır. Bu tip yapılar yıllardan beri havacılık yapı malzemelerinin araştırılmasında önemli

bir yer tutmuştur. Yarı monolitik yapıların ince kabuk yapılardaki dizayn kriterleri HOFF (1974) tarafından açıklanmıştır. Hoff'a göre; kabuk veya plakaların bozulması veya eğilmelerinde aşağıdaki bağıntı geçerlidir

$$P = 2 wt \bar{\sigma}_y = 1,9 (E \bar{\sigma}_y)^{1/2} t^2 \dots\dots\dots(13)$$

Burada;

- P : Nihai yük (kg)  
w : Etkilenen plaka genişliği (mm<sup>2</sup>)  
t : Plaka kalınlığı (mm)  
 $\bar{\sigma}_y$  : Malzemenin akma gerilmesi (kg/mm<sup>2</sup>)  
E : Malzemenin Yaung Modülü (kg/mm<sup>2</sup>)

Silindirik kabuk yapılarda ise Lorenz (1974), Timeshenko (1974), Soutwell (1974) ve diğer araştırmacılarca geliştirilen aşağıdaki bağıntı yeterli olmaktadır.

$$\bar{\sigma}_{cr} = 0,6 E (t/R) \dots\dots\dots(14)$$

Burada;

- R : Ortalama yarıçap (mm)  
 $\bar{\sigma}_{cr}$  : Kritik gerilme (kg/mm<sup>2</sup>)

Rijitliği artıran elemanların kullanılması sapmaların etkisini gidermektedir ve kabuk yapısının mukavemetinin önemli oranda artmasını sağlamaktadır (Noton, 1974).

Yukarıdaki bağıntılarda bulunan değişkenlerden  $\bar{\sigma}$  ve E silindirik kabukların davranışlarını belirleyen temel kriterlerdir.  $\bar{\sigma}$  ve E değerlerinin yüksek olması kompozitlerin büyük bir gelişim göstermesini sağlamıştır. Tablo 5.1'de; uçaklarda oldukça fazla kullanılan bazı malzemelerin, tek yönlü gerilme altındaki özellikleri verilmiştir. Burada kompozitlerin çekme mukavemeti ve elastisite modülü alüminyum alaşımlarınıninkinden üç kat fazladır. Bu değerler yoğunluğa bölündüğünde özgül mukavemet ve özgül modül elde edilir. Tablo 5.1 incelendiğinde, kompozitlerin özgül mukavemetlerinin alüminyum ve titanyumdan 2-4 kat, özgül modüllerinin ise 7 kat büyük olduğu görülmektedir.

Tablo 5.1 Bazı kompozit ve konvansiyonel malzemelerin özellikleri  
(Rouchan,1987b)

MALZEME	Yoğunluk	Young Modülü		Kopma Mukavem.		Kopma Uzaması	Isıl Genleşme Katsayısı				
		Brüt	Özgül	Brüt	Özgül						
Birim	gr/cm <sup>3</sup>	MPa	10 <sup>3</sup> mf s <sup>-2</sup>	MPa	10 <sup>3</sup> mf s <sup>-2</sup>	%	10 <sup>-6</sup> °C				
Kompozitler	Karbon	Yüksek Mukavemetli	1. Tip	→	1,6	135 000	85 000	1 600	1 000 000	1	0
			→*	1,6	80 000	50 000	800	500 000	1	0	
		2. Tip	→	1,6	170 000	100 000	2 600	1 600 000	1,5	0	
			→*	1,6	90 000	55 000	1 300	800 000	1,5	0	
	Yüksek Modüllü	→	1,64	290 000	177 000	800	488 000	0,25	-2 -5		
	Cam - Epoksi	→	2,15	50 000	23 000	1 100	512 000	2,2	6		
	Bor - Epoksi	→	1,95	210 000	108 000	1 400	718 000	6,5	5		
Aramid - Epoksi	→	1,4	90 000	64 000	1 400	1 000 000	1,6	-6			
Metaller	Alüminyum Alaşımı 7075	→*	2,6	70 000	27 000	550	210 000	11	25		
	Titanyum Alaşımı TA 6V	→*	4,3	110 000	26 000	1000	230 000	14	9		
	Alaşımli Çelik 35NCD16	→*	7,8	200 000	26 000	1 800	230 000	11	12		



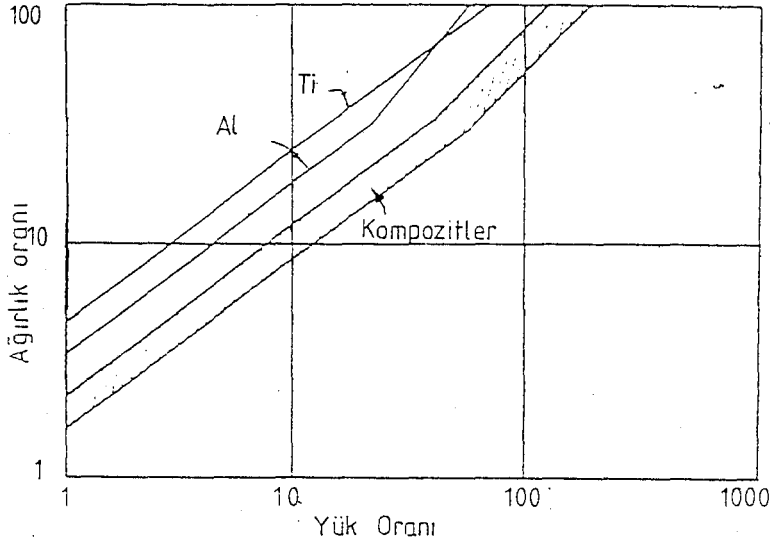
Çok yönlü yapı



Tek yönlü yapı

$$1 \text{ kg/mm}^2 = 10 \text{ MPa}$$

Şekil 5.3'de kabuk yapılarda kullanılan kompozitlerin mukayesesi verilmiştir.



Şekil 5.3 Kabuk yapılarda kullanılan Al ve Ti'un kompozitlerle karşılaştırılması (Noton, 1974)

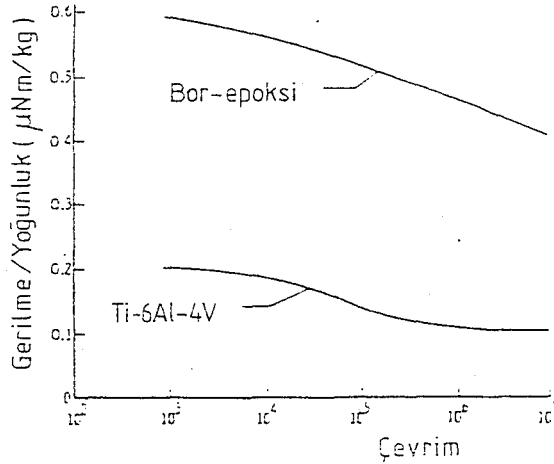
Şekil 5.3'deki diyagram, monolitik yapılardaki özellikleri sağlayacak bileşik tabaka yapıları kompozitlerin dizaynları esas alınarak çizilmiştir. Kompozit malzeme eğrisinin eğiminde görülen değişim; takviyelerde bir eğim meydana gelmesinden önce malzemenin akma gerilmesine ulaşılmasından kaynaklanmaktadır.

### 5.2.2 Yorulma

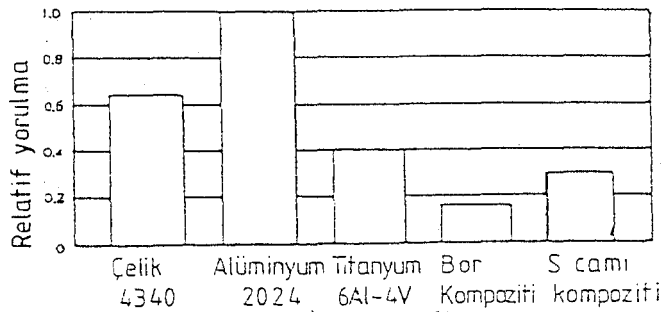
Uçaklarda ve başka alanlarda kullanılan reçine matrisli kompozit malzemeler, metallerde görülen ve atmosferik koşullarda ilgili olan bozulma problemlerini konvansiyonel malzemeler kadar göstermezler. Kompozit örneklerine ve yapısal bileşenlerine uygulanan laboratuvar testleri sonucu, yorulma ömründe metalik malzemelere göre belirli bir gelişme görülmekte ve kompozit yapının kullanılması ile, meydana gelen hata azalmaktadır (Noton, 1974).

Bor-epoksi numuneleri ile uçaklarda kullanılan konvansiyonel bir titanyum alaşımının yorulma eğrileri Şekil 5.4'de karşılaştırılmaktadır. Yukarıda bahsedildiği gibi bor-epoksi numunelerinin yorulma ömrünün daha fazla olduğu görülmektedir.

Şekil 5.4'de dizayn koşullarının kritik bir önem taşıdığı V/Stol (hem yatay, hem de dikey iniş kalkış yapabilen) uçaklarında bor-epoksi ve bir titanyum alaşımı için yorulma özelliği karşılaştırılmıştır. Aynı çevrim sayıları için bor-epoksi numunesinin özgül gerilmesi titanyum alaşımından yaklaşık üç kat fazladır.



Şekil 5.4 Bor-epoksi numuneleri ve Ti alaşımının yorulma eğrileri (Noton, 1974)



Şekil 5.5 Kompozitlerin ve metallerin yorulmalarını alüminyuma göre relatif değerleri (Noton, 1974)

### 5.2.3 Tasarım

Kompozit tasarımında iki önemli unsur vardır. Bunlardan birincisi laminadaki elyaf yönlenme doğrultusudur. İkinci unsur ise malzeme dizaynında aerodinamik koşullarında gözönünde bulundurulması zorunluluğudur. Bu koşullar gerçekleştiğinde kompozit malzemelerin; imalâta uygunluğu, bakım maliyetinin düşük olması ve yüksek mekanik özellikleri gözönünde bulunurduğunda uçak tasarımında büyük avantajlar sağladığı görülebilir (Noton, 1974).

### 5.2.4 Maliyet

Sivil uçakların yapı elemanlarında kullanılacak kompozitlerin maliyetinin hesaplanması yalnızca malzemenin maliyeti esasına dayanılarak yapılmamalıdır. Maliyet hesabı Direkt İşletme Giderleri ve yatırımın geri dönüşü gibi iki faktörün koşullarını gerektirir.

#### 5.2.4.1 Direkt işletme giderleri (Direct Operating Cost)

DOC bütün sivil uçaklar için geçerli olup tarifesiz uçaklarda mil/cent. ticari hava yollarında ise koltuk/sent olarak ifade edilir. Hafif uçaklarda kompozit malzeme kullanılmasının etkileri üzerine yapılan çalışmalarda; ağırlıktan tasarruf için elde edilen avantajlar, büyük uçaklar için sağlanan avantajdan daha açık tanımlanabilmektedir. Fakat büyük üretim değerleri, düşük üretim giderleri karşılığı elde ediliyorsa kâr edilebilir.

#### 5.2.4.2 Yatırımın geri dönüşü (Return on Investment)

Hafif uçaklar gibi ticari olmayan uçaklar genellikle bu şartlara göre değerlendirilmezler. Kâr amacıyla kullanılan havayolu uçakları, doğrudan doğruya ROI kriterlerine göre değerlendirilmektedir. Bu kiriter bazı işletme giderleri esas alınarak yüzde cinsinden ifade edilir (Noton, 1974).

$$ROI = \frac{(N - T) (r)}{S (P \cdot Sa + n \cdot P \cdot Se)} \cdot 100 \dots\dots\dots(15)$$

Burada;

N : Yıllık gelir

T : Toplam işletme giderleri/yıl

r : 1 - vergi oranı

s : Filodaki uçak sayısı

P : Motor hariç gövde fiyatı

Sa : (1 + % Yedek Parça (gövde))

n : Motor sayısı

p : Motor fiyatı

Se : (1 + % Yedek Parça (motor))

% 10-20 arasında bulunan değerler, tipik jet filolu havayollarını temsil etmekte; yüksek değerler geniş gövdeli, geniş kapasiteli tiplere karşılık gelmektedir. Kompozitlerin uygulanması için dizayn edilmiş olan ticari uçaklarda yapılan çalışmalar, ROI değerinde olumlu gelişmeler yaratmıştır (Noton, 1974).

Görüldüğü gibi uçak yapılarından kompozit malzeme kullanılması ile önemli avantajlar sağlanabilmektedir. Bu nedenle geleceğin uçaklarının kompozit malzeme ağırlıklı imâl edileceği söylenebilir. Tartışmalar yapısal ağırlığın azaltılmasına ve düşük yoğunluktaki malzemelerin kullanılmasıyla uçakların yeniden boyutlandırılmasına dayanmaktadır (Noton, 1974).

### 5.3 Uygulamalar

Teknolojik gelişmelerin öncelikle uygulandığı ve sonuçların alındığı alanların başında havacılık sanayii gelir. Çok az yer kaplayan hafif mikroelektronik sistemlerin yanı sıra, yeni teknolojinin ürünü olan daha güçlü fakat daha hafif ve daha az karmaşık motorlar ve yardımcı sistemler, uçaklardaki yararlı hacimi artırmaktadır. Gelişmiş üretim teknikleri sayesinde daha önceleri üretimi olanaksız gövde ve kanat şekilleri rahatça üretilebilmektedir. Özellikle plastik ve türevleri esaslı

fiber takviyeli kompozit malzemelerin kullanımıyla uçak endüstrisinde bir çok gelişme sağlanmıştır (Hoskin and Baker, 1986).

Uçaklarda ilk kullanılan kompozit malzemeler cam fiber takviyeli olanlarıdır. Uygulama ilk kez 1944 yılında Amerikan BT 15 eğitim uçaklarının gövde arka kısmında cam fiber kompozit sandviç panellerle gerçekleştirilmiştir. Sonraki yıllarda özellikle cam-epoksi kompozitler uçak yapılarında çok geniş kullanım alanı bulmuştur. Örneğin Boeing 747 uçaklarında kontrol yüzeyleri, kaplamalar, kabin örtüsü, dahili bağlantı elemanları kompozit malzemelerden yapılmaktadır (Hoskin and Baker, 1986).

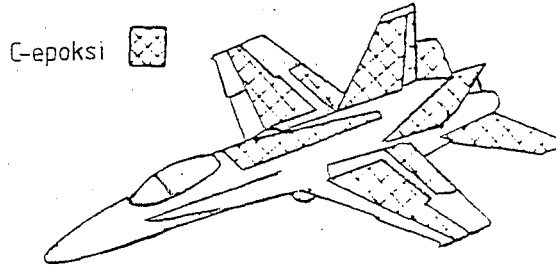
Kompozit malzemelerin uçaklarda daha yaygın olarak kullanımı 1960'larda başlamıştır. Bu kullanım, bu yıllarda daha çok Amerika'da bor fiberler, İngiltere'de karbon fiberler şeklinde olmuştur. İleri Kompozit malzemeler olarak isimlendirilen karbon ve bor fiber takviyeli epoksi matrisli kompozitlerle konvansiyonel malzemelerin dayanım ve rijitlik özelliklerine ulaşılmıştır (Hoskin and Baker, 1986). 1970'lerde Amerika'da F111 uçaklarının yatay dengeleyicileri, F4 uçaklarının dümenleri bor-epoksi kompozitleriyle yapılmıştır. Aynı yıllarda yine Amerikan askeri uçaklarından F14'ün yatay dengeleyicilerinde, F15'in dikey dengeleyicilerinde bor-epoksi kompozitleri yüksek verimle uygulanmıştır (Hoskin and Baker, 1986). Bu yıllarda İngiltere'de karbon-epoksi kompozitlerinin gelişimi yavaş ilerlemiş, 1970'lerin ortalarında daha çok ticari nedenlerle bu tür kompozitler üzerinde ABD'de çalışmalar yoğunlaşmıştır. Uçak yapılarındaki kompozitlerin imalinde kullanılan prepreg malzemelerinin 1979 yılı birim fiyatı bor-epoksi için 90 \$/kg karbon-epoksi için 400 \$/kg 'dır (Hoskin and Baker, 1986).

C-epoksi kompozit malzemelerinin gelişimi ABD'de hızlı olmuştur. F16 uçaklarının yatay ve dikey kuyruklarında ve çeşitli kontrol yüzeylerinde toplam % 3 oranında c-epoksi kompozit malzemeleri kullanılmıştır. F/A-18 uçakların kanat kaportaları, yatay ve dikey kuyruk kaportaları, gövde arka kapağı ve bir çok kontrol yüzeyi ağırlıkça % 9, yüzey alanı olarak % 35 oranında c-epoksi kompoziti kullanılmıştır. AV-8B uçakların kanatları tamamen c-epoksidir. Bu uçaklarda kompozit malzeme kullanımı açısından, gövdenin ön kısmı ve bir çok kontrol yüzeyinde

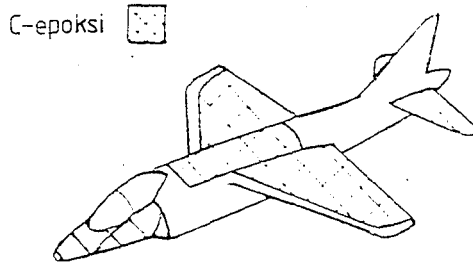


ağırlıkça % 26 gibi bir orana ulaşılmıştır. B-1 bombardıman uçaklarının yatay kuyruklarında içyapı ve kaporta tamamen c-epoksi kompozitidir. F/A-18 ve AV-8B uçaklarında c-epoksi kullanımı, Şekil 5.6 ve Şekil 5.7'de gösterilmiştir.

Avrupa'da; İngiliz Tornado uçaklarının tamamen hareketli yatay kuyruklarında c-epoksi kullanılmıştır. (Hayes, 1984). Batı Alman ve Fransız Mirage 2000 uçaklarında ise kaporta ve kontrol yüzeylerinde bor-epoksive c-epoksi kompozitleri kullanılmıştır (Noton,1974).



Şekil 5.6 F/A-18 uçaklarında c-epoksi kompozitlerinin kullanıldığı yerler (Hoskin and Baker, 1986)

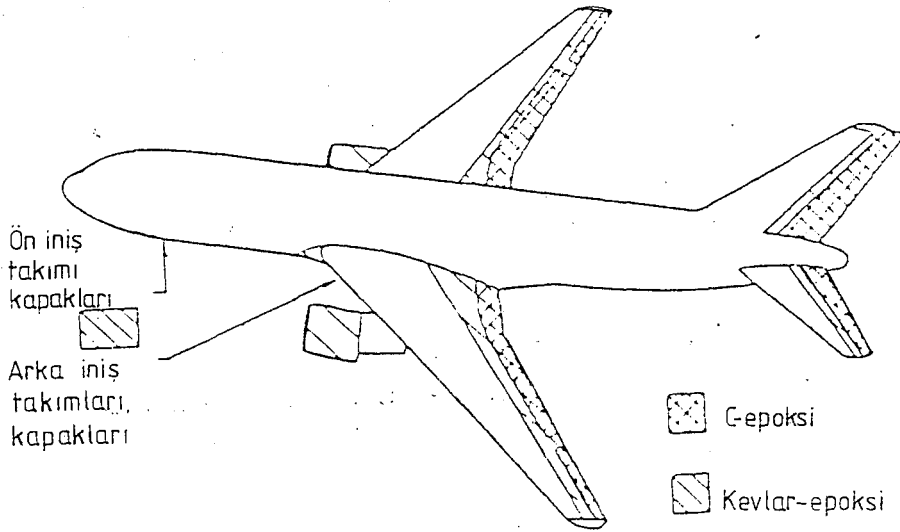


Şekil 5.7 AV-8B (Harrier) uçaklarında c-epoksi kompozitlerinin kullanıldığı yerler (Hoskin and Baker, 1986)

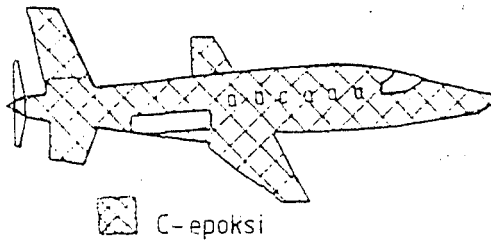
Sivil havacılıkta; ileri kompozitlerin kullanımı, önceleri askeri havacılıktaki kadar olmasada daha sonraları oldukça artmıştır. ABD'de çeşitli grafit-epoksi kompozit malzemelerinin uygulama çalışmaları

ları yapılmıştır. 1981 yılında çeşitli havayollarındaki 111 adet Boeing 737 uçağının spoylerleri C-epoksi malzemeden yapılmış ve 22000 uçuş saati sonrasında hasar oluşturuvcu hiçbir problemle karşılaşılmmıştır.

Boeing 757 ve 767 uçaklarının kontrol yüzeylerinde C-epoksi kullanılmıştır (Şekil 5.8). Küçük bir yolcu uçağı olan Lear Fan 2100 (Şekil 5.9) ve dünya çevresini durmadan dolaşan iki kişilik The Rutan Voyager uçağı tamamen kompozit yapıda gerçekleştirilmiştir (Hoskin and Baker, 1986).



Şekil 5.8 Boeing 767'de c-epoksi ve aramid-epoksi kompozitlerinin kullanıldığı yerler (Hoskin and Baker, 1986)



Şekil 5.9 Lear Fon 2100 uçağında c-epoksi kompozitlerinin kullanıldığı yerler (Hoskin and Baker, 1986)

Uçaklarda kullanılan bir diğer ileri kompozit ise aramid epoksi- dir. Aramid epoksi organik fiber takviyeli bir kompozittir. Örneğin Boeing 767 uçaklarında, motor kapakları, bagaj kapıları kanat-gövde bileşim kaportaları aramid-epoksiden üretilmiştir (Hoskin and Baker 1986).

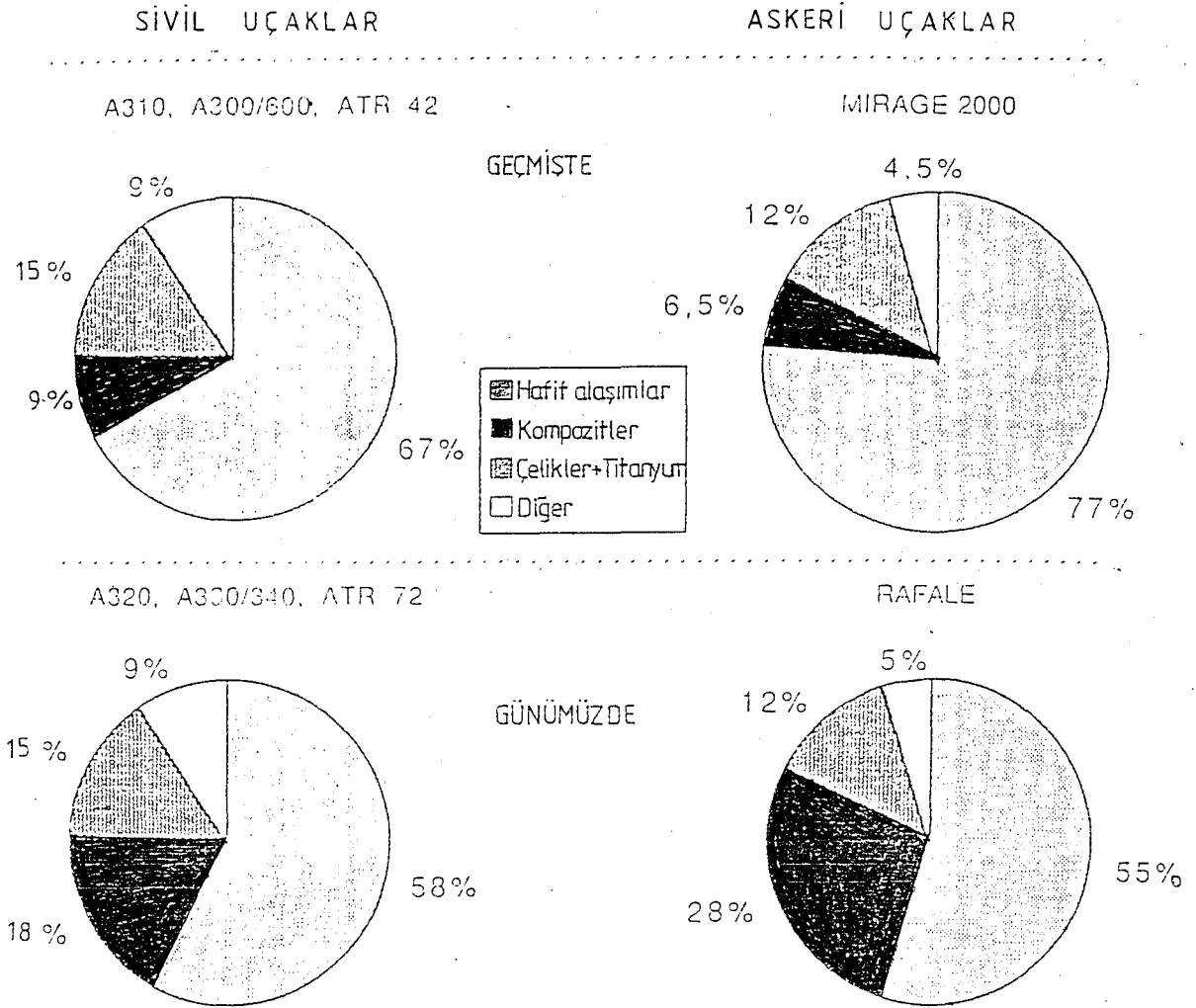
Uçak endüstrisinde metal matrisli kompozitler de kullanılmakta- dır. Örneğin jet motoru parçalarında, kullanımı yaygındır. Türbin kanatı veya yüksek sıcaklıkta çalışacak parçalar tungsten-süperalaşım kompozitinden üretilirler. Fan kanatlarında ise bor-alüminyum kompozit- leri kullanılabilmesi imkânı araştırılmaktadır (Hoskin and Baker, 1986).

Tipik grafit-epoksi uçak uygulamaları Tablo 5.2'de verilmiştir. Avrupa'daki sivil ve askeri havacılıkta kompozit malzemelerin geçmişte ve günümüzde kullanımlarının karşılaştırılması Şekil 5.10'da gösteril- miştir.

Tablo 5.2 Uçak yapılarında tipik grafit-epoksi kompoziti uygulamaları (Hoskin and Baker, 1986)

Yapı	Pli Sayısı	Uygulamalar
Bal peteği paneller: karbon-epoksi kabuk; alüminyum, fiberglas yada yada nomeks çekirdek	2-16	Kontrol yüzeyleri, kapla- malar, döşemeler, yatay dengeleyiciler hız frenleri
Sandviç paneller: Grafit-epoksi kabuk; PVC çekirdek	2-6	Kontrol yüzeyleri, kapla- malar, döşemeler, yatay dengeleyiciler, hız frenleri
Monolitik paneller: Grafit-epoksi kabuk; Alaşım yada titanyum yapıda bağlanmış	100	Ana güç kutusu, kanat kuy- ruk
Monolitik paneller: Grafit-epoksi kabuk; Grafit-epoksi yapıya bağlanmış	100	Ana güç kutusu

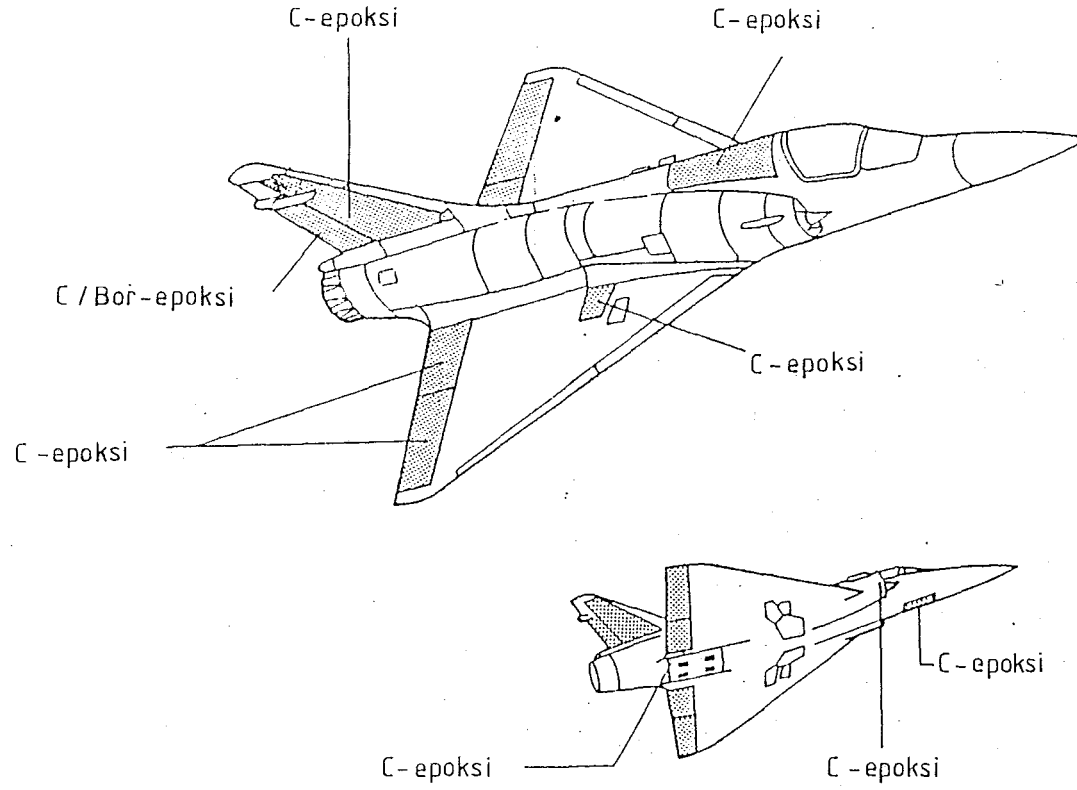
Pli kalınlığı genellikle 0,13 mm'dir.



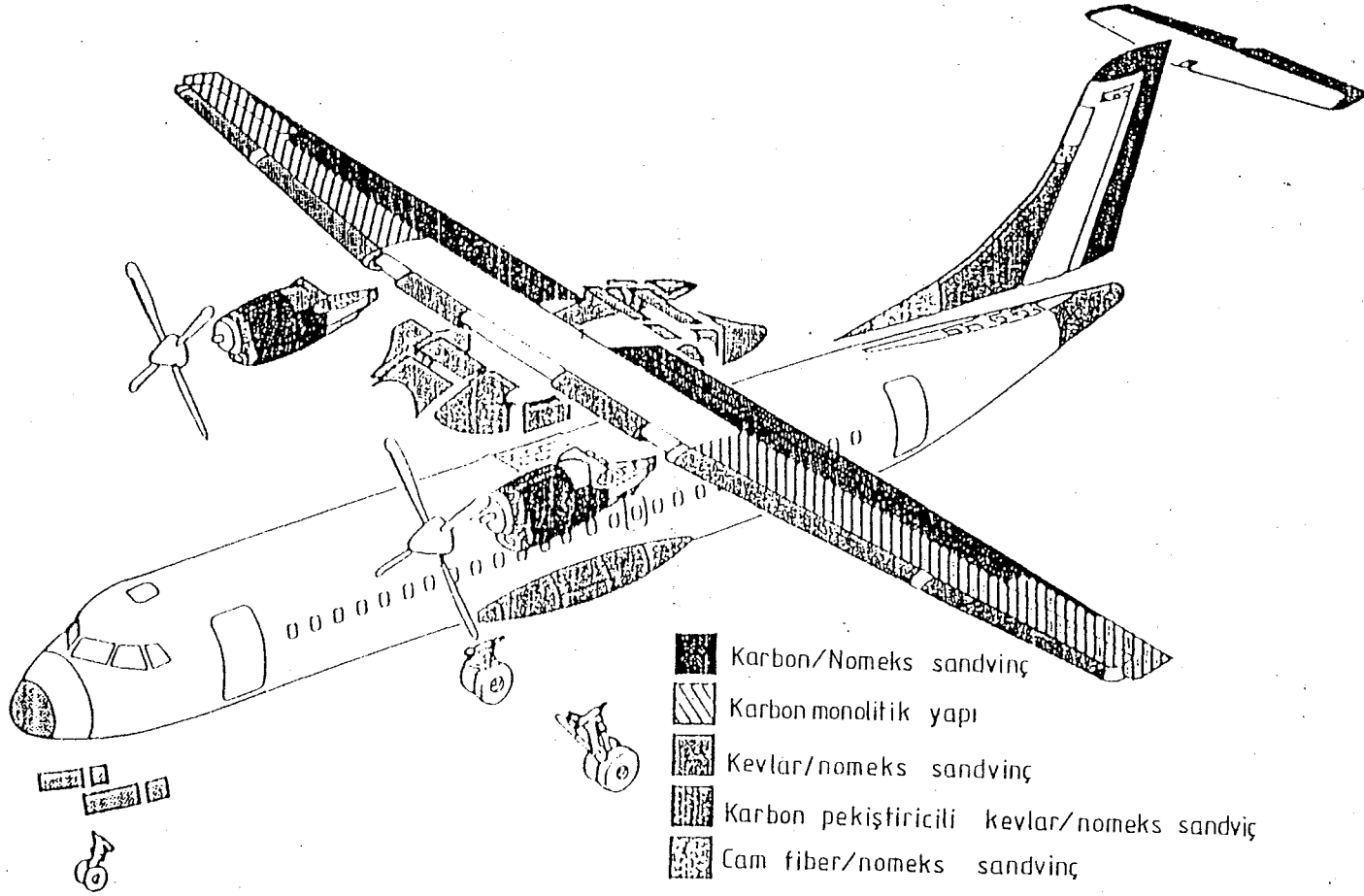
Şekil 5.10 Avrupadaki bazı askeri ve sivil uçaklarda kompozit malzemelerin geçmişteki ve günümüzdeki (kütlesel %) kullanımları (Rouchon, 1987b)

### 5.3.1 Uygulama örnekleri

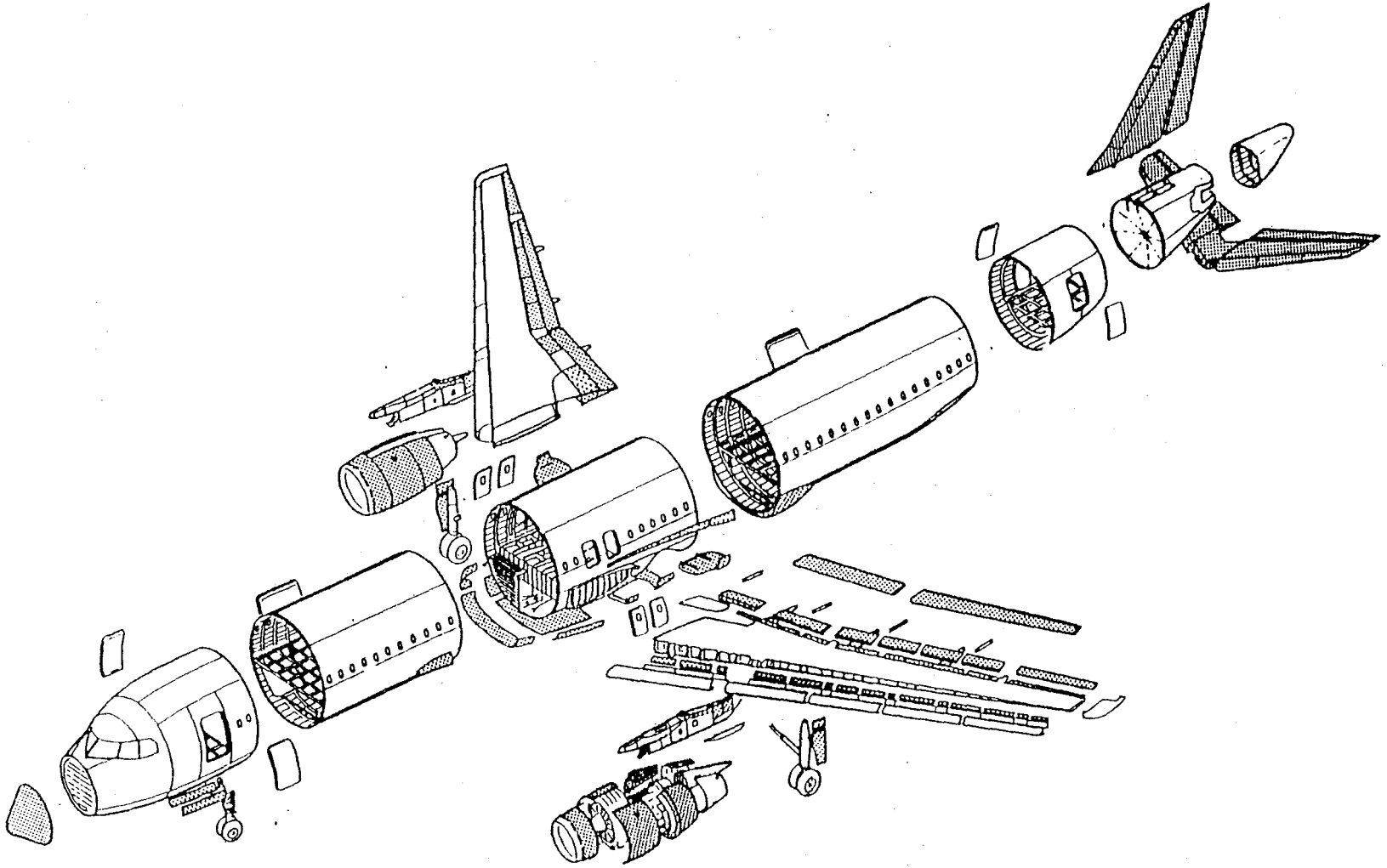
Mirage 2000, ATR 72, Airbus A 320, F-14 Grumanan, F-18 ve Rafale A uçaklarında, kompozit malzemelerin kullanım yerleri sırasıyla Şekil 5.11 - 5.16'da gösterilmiştir.



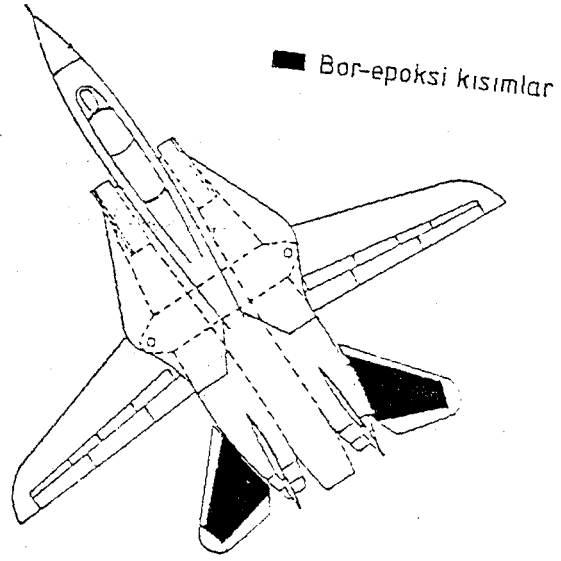
Şekil 5.11 M 2000 uçaklarında kompozit malzemelerin kullanıldığı yerler (Rouchon, 1990)



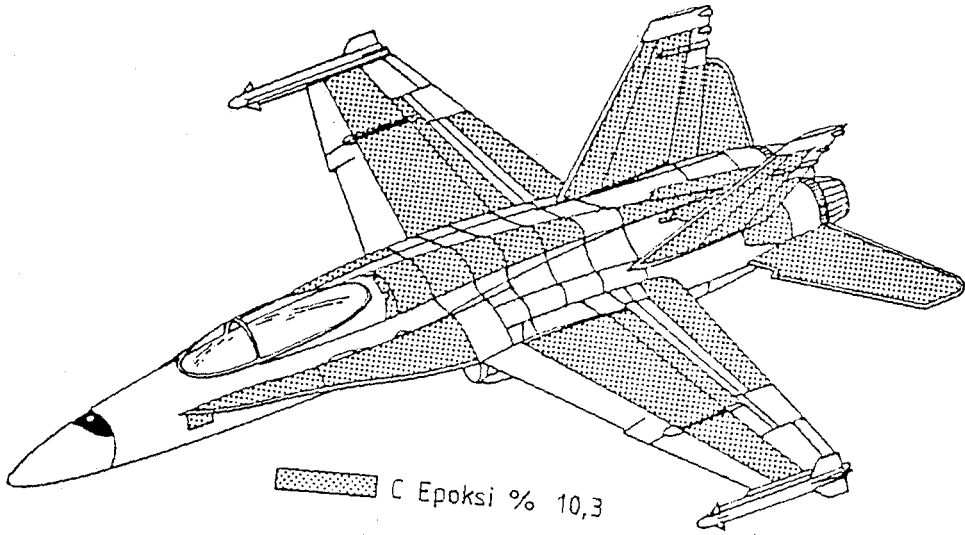
Şekil 5.12 ATR 72 uçaklarında kompozit malzemelerin kullanıldığı yerler (Rouchon, 1990)



Şekil 5.13 Airbus A 320 uçaklarında kompozit malzemelerin kullanıldığı yerler (Rouchon, 1990)

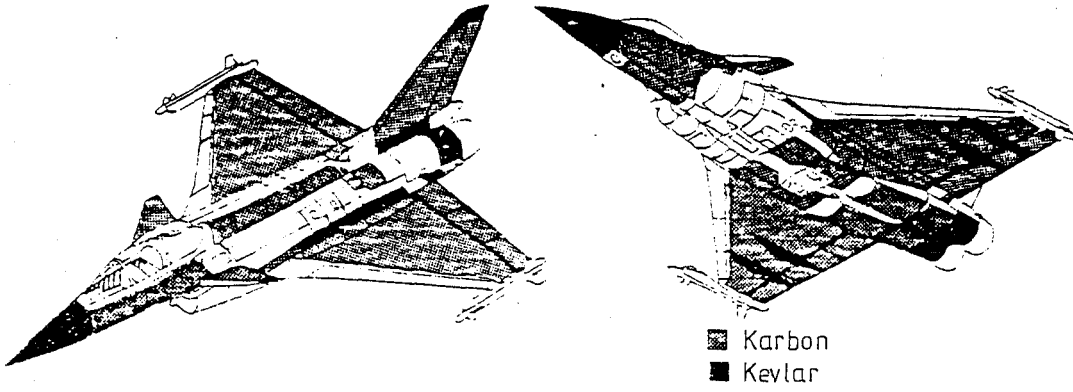


Şekil 5.14 F-14 Grumman uçaklarında Bor-epoksi kompoziti uygulamaları (Rouchon, 1987a)



Şekil 5.15 F-18 uçaklarında c-epoksi kompoziti uygulamaları (Rouchon, 1987a)





Şekil 5.16 RafaleA uçaklarında Karbon ve Kevlar fiber takviyeli kompozitlerin kullanıldığı yerler (Rouchon, 1987a)

### 5.3.2. Yeni Tasarımlar ve Kompozitler

Günümüzde kompozit malzemelerin kullanımı çok değişik alanlarda gerçekleşmektedir. Kompozit üreticisi ülkelerin ürettikleri kompozitlerin kullanım alanları Tablo 5.3'de verilmiştir.

Tablo 5.3 Avrupa, ABD ve Japonya'da kompozit malzemelerin kullanım alanları (Rouchon, 1990)

	HAVACILIK	SPOR	DİĞER
AVRUPA	50 %	30 %	20 %
A. B. D.	33 %	33 %	34 %
JAPONYA	5 %	80 %	15 %

Fransız, Toulouse Havacılık Deney Merkezi'nin 1987 verilerine göre bazı malzemelerin ve kompozitlerin maliyetleri Tablo 5.4'de verilmiştir.

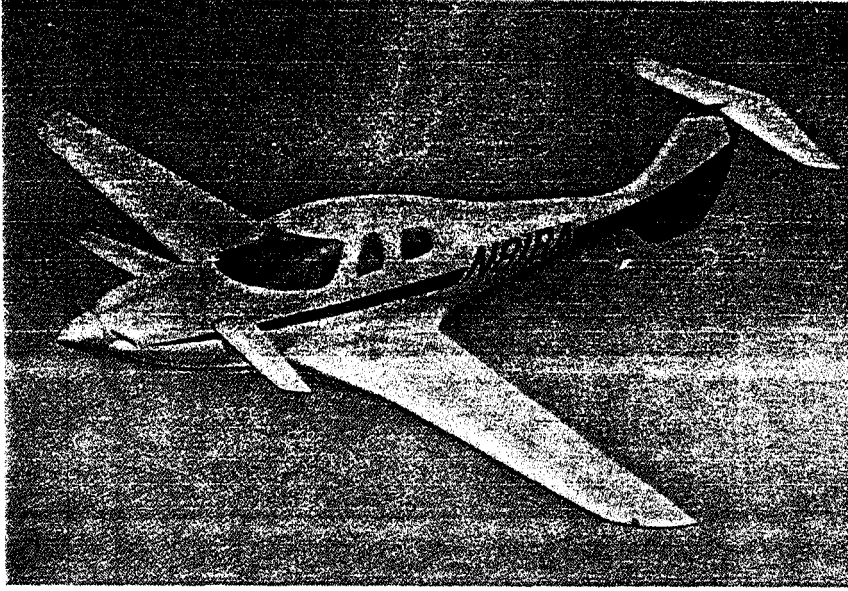
Tablo 5.4 C.E.A.T<sup>1</sup>'nin 1987 verilerine göre bazı malzemelerin ve kompozitlerin üretim maliyetleri (Rouchan,1990)

MALZEME	MALİYET
Çelik	2 \$ / kg
Hafif alaşım	5 \$ / kg
Yüksek mukavemetli çelik	6 \$ / kg
Kompozit (cam)	40 \$ / kg
Titanyum (TA6V)	80 \$ / kg
Kompozit (aramid)	120 \$ / kg
Kompozit (karbon)	180 \$ / kg

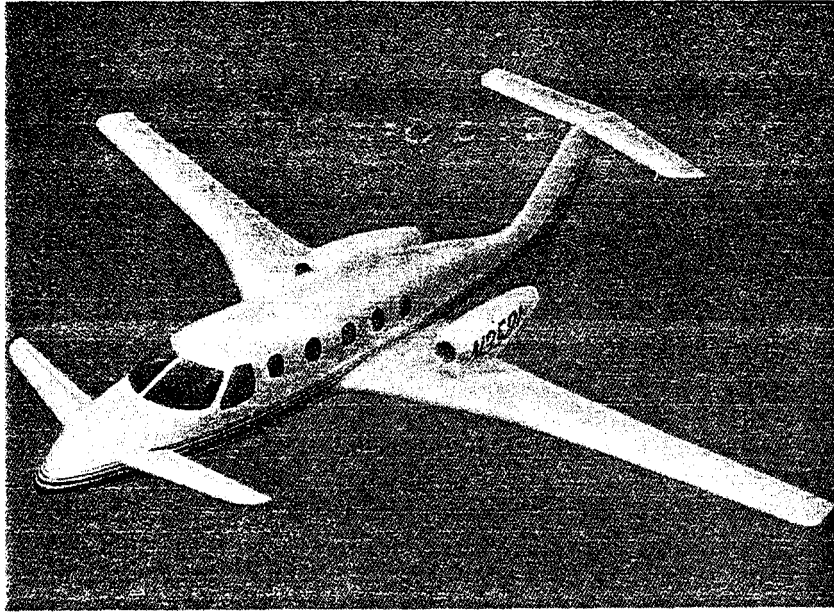
Kompozit yoğun uçakların tasarımı ve imalinde en cesur ve belirgin adımlar küçük uçak üreticisi firmalar tarafından atılmıştır. Özellikle şirketler ve işadamları tarafından tercih edilen "business" veya "corporate planes" diye isimlendirilen 3-4 kişilikten 10-15 kişiliğe kadar kapasiteli olan uçaklarda oldukça yaygın kompozit malzeme uygulamaları vardır.

Bu konuda en yoğun yatırım ve çalışmayı yapan firmaların başında Amerikan Beech firması gelmektedir. Şekil 5.17'de Beech firmasının, gövdede tamamen kompozit malzeme kullanarak düşük maliyetle ürettiği 5 kişi ile 432 km/saat hız yapabilen Model-81 uçağı görülmektedir. Aynı firmanın yine tamamen kompozit malzeme kullanarak ürettiği 7-8 kişilik bir diğer modeli Şekil 5.18'de gösterilmektedir.

1. C.E.A.T.: Centre Essais Aeronatique Toulouse (Toulouse Havacılık Deney Merkezi).



Şekil 5.17 Amerikan Beech firması tarafından gövdesi tamamen kompozit malzeme olarak üretilen Model-81 uçağı (Şahin, 1987)



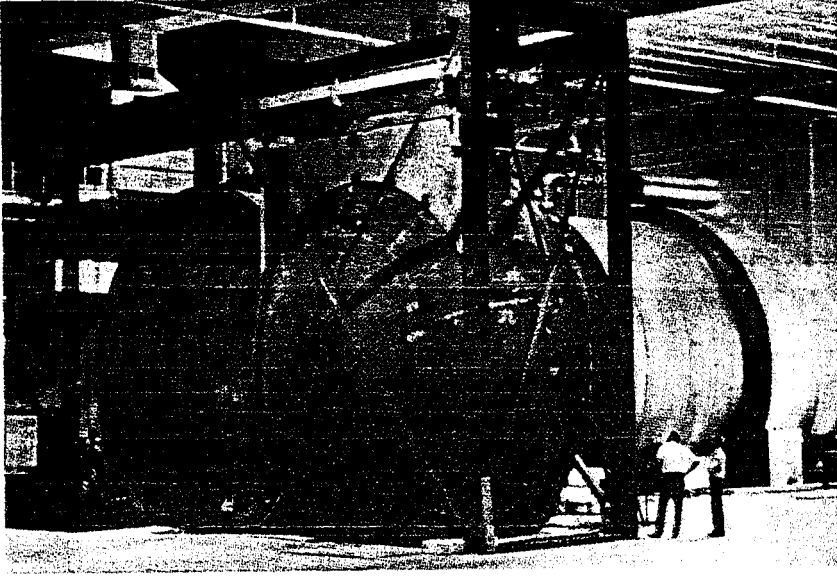
Şekil 5.18 Beech firması tarafından tamamen kompozit malzeme gövdeli olarak üretilen bir uçak modeli (Şahin, 1987)

Starship modeli uçak, Beech firmasının ilginç bir modelidir (Şekil 5.19). Saatte 630 km hız yapabilen bu uçaklarda iki adet "P.W. Canada PTG-67" tipi, her biri 100 hp'lik motorlar kullanılmıştır. Motorlar 2,5 m çaplı 4 kanatlı hidrolik olarak çalışan sabit devirli kompozit pervaneleri döndürmektedir. Bu uçak protatipinin hazırlanması

sırasında yaklaşık 12000 takım ve aparat tasarımı ve üretimi yapılmıştır. Karbon-epoksi ve Kevlar-epoksi kompozitlerinin yaygın olarak kullanıldığı bu uçağın kompozit gövde ve kanatlarının otoklavda pişirilmesi için firma dünyanın en büyük (7,60 m çapında ve 18,25 boyunda) otoklav fırını kurmuştur (Şekil 5.20). Hidrolik yükleme rampasına sahip otoklavda Starship'in gövde ve kanat ana parçaları 10 Atmosfer'e kadar basınçta 300°C'a kadar ısıtılarak sertleştirilmektedir. Otoklavın içinde saatte 128 km hıza ulaşan hava akımları üretilebilmektedir. Starship I'in fiber takviyeli gövdesinin ağırlığı yaklaşık olarak 230 kg'dır.



Şekil 5.19 Beech firmasının ürettiği Starship modeli uçaklar (Şahin, 1987)



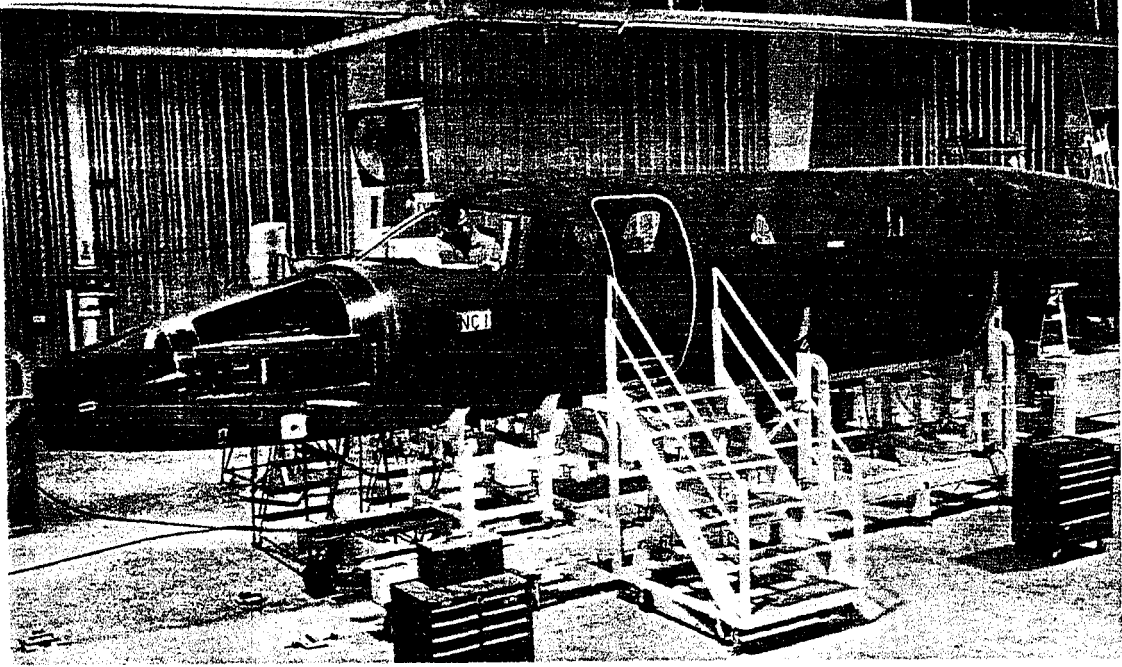
Şekil 5.20 Beech firması tarafından Starship modeli uçakların gövdeleri için kurulan dünyanın en büyük otoklav fırını (Şahin, 1987)

Şekil 5.21'de, gövde üzerinde son düzeltme işlemlerinin yapılması gösterilmektedir. Kompozit gövde parçalarının otoklavdaki pişirme ve sertleştirme işlemleri ile kesme işlemleri bilgisayar yardımı ile otomatik olarak yapılmaktadır.

Starship I uçağının reçine matrisli kompozitlerden yapılması alüminyum gövdeli olanlara göre % 15 hafif olmasını sağlamıştır. Uçağın çeşitli bölgelerine binen iç ve dış yükler hesaba katılarak dizaynda, nomeks bal peteği tipli sandiviç yapılar, kevlar ve karbon kompozit yapılar kullanılmıştır. Bütün malzemeler otoklav fırınında basınç ve sıcaklık altında kimyasal olarak birleştirilip, tek parçadan ibaret hafif ve sağlam bir yapı elde edilmiştir. Buna rağmen uçağın bazı bölgelerinde titanyum, alüminyum ve diğer metaller de kullanılmıştır (Şahin, 1987).

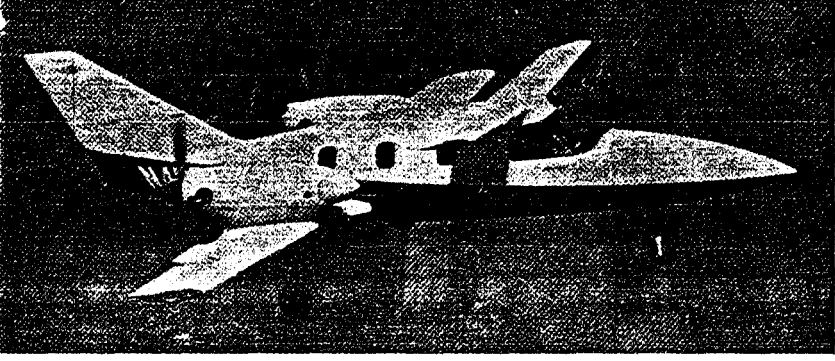
Starship uçakları ile ilgili bir ilginç konuda, FAA (Federal Havacılık Kurumu)'nın bu uçakların sadece açık renkler ve tonları ile boyanabileceğine izin vermesidir. Uçakların koyu renkle boyanması durumunda; güneş ışınları emileceği için, epoksi reçinelerinin yumuşama

tehlikesi ile karşılaşılabılır (Şahin, 1987).



Şekil 5.21 Starship modeli uçakların kompozit gövdeleri üzerinde monte işlemleri (Şahin, 1987)

Du Pont ve Dow Chemical Co. şirketleri tarafından yatırımı yapılan Avtek 400 tipi uçakta kullanılan başlıca malzeme, kevlar fiber takviyeli kompozit malzemelerdir. Bu uçak Şekil 5.22'de gösterilmiştir. Nomeks bal peteği yapı üzerine kevlar kaplama yapılarak klasik perçinli bağlama giderilmiş, bunun sayesinde % 15 ağırlık tasarrufu sağlanmıştır (Şahin, 1987).



Şekil 5.22 Başlıca malzeme olarak kevlar fiber takviyeli kompozitlerin kullanıldığı AVTEK 400 uçağı (Şahin, 1987)

## 6. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

Kompozit malzemelere uygulanan mekanik deneyler çekme deneyi, statik eğme deneyi, fiber matris arayüzeyi kayma gerilmesi deneyi ve yorulma deneyidir.

Deneysel çalışmalarda; Fransız Ulusal Havacılık Konstrüksiyon Mühendisliği Fakültesi (E.N.S.I.C.A.)'nın kompozit malzemeler için hazırlamış olduğu standartlara uyulmuştur.

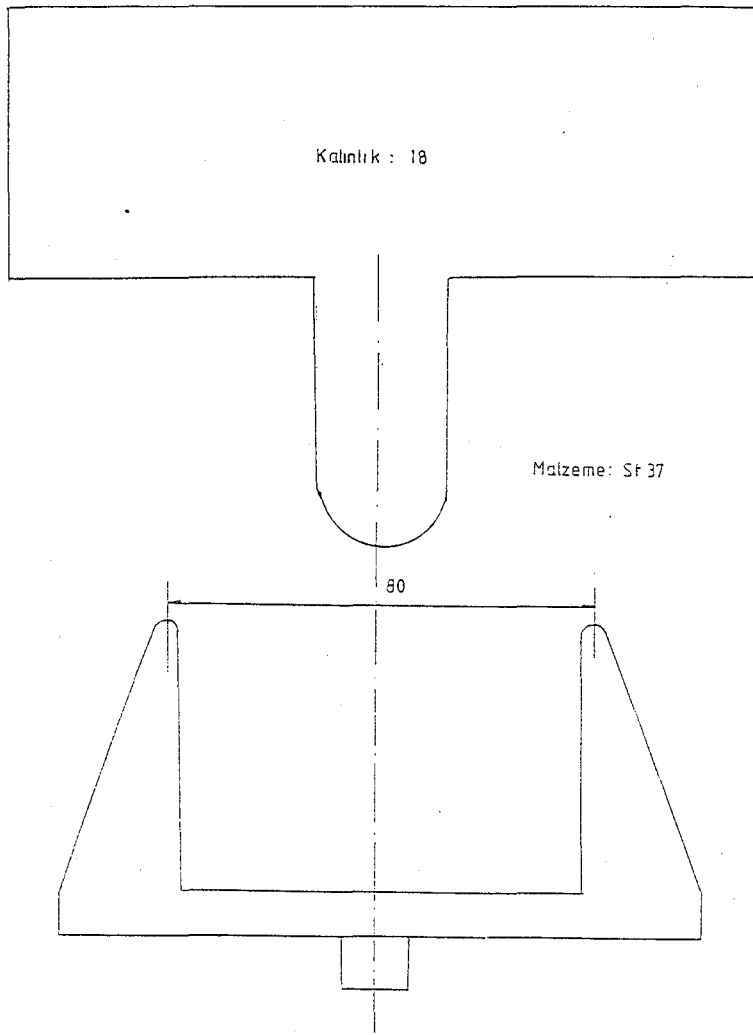
### 6.1. Deneylerde Kullanılan Malzemeler

Deneylerde tek yönlü ve örgü karbon-epoksi malzemeler kullanılmıştır.

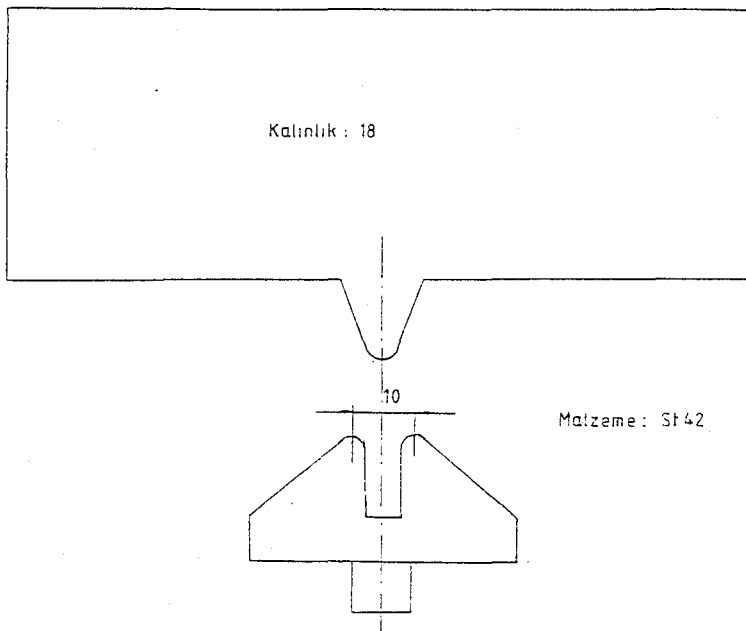
### 6.2. Deneylerde Kullanılan Ölçü Aletleri ve Cihazlar

Deneyler için, Eskişehir TUSAŞ Motor Fabrikası kalite kontrol, mekanik laboratuvarlarındaki universal test cihazı kullanılmıştır. Amerika yapımı, SATEC UTC-60 HTL markalı bu cihazda, hem çekme hem de basma deneyi yapılabilmektedir. Cihaz elle veya otomatik çalışabilmekte 27.200 kg maksimum kuvvet uygulanabilmektedir. Çekme ve basma hızının ayarlanabildiği makinada hassasiyet 0,1 kg'dır. Çekme deneyi için cihazın mevcut çeneleri kullanılmış, eğme ve kayma gerilmesi deneyleri için özel aparatlar yapılarak test cihazına monte edilmiştir. Eğme deneyi için imal edilen aparatlar Şekil 6.1'de, kayma deneyi için imal edilen aparatlar ise Şekil 6.2'de gösterilmiştir.





Şekil 6.1 Eğme deneyi için imal edilen özel aparatlar



Şekil 6.2 Kayma gerilmesi deneyi için imal edilen özel aparatlar

### 6.3. DeneYlerin Yapılışı

Temin edilen numunelerle çekme, eğme ve kayma gerilmesi deneyleri yapılmıştır. DeneYlerin yapılmasında amaç; kompozit malzemelerin, çekme dayanımı, eğme dayanımı, kayma gerilmesi ve elastisite modülü değerlerinin pratik olarak bulunması ve konvansiyonel malzemelerle karşılaştırılarak, özellikle havacılık endüstrisinde kullanılan malzemelerden beklenen özellikleri sağladığının gösterilmesidir.

#### 6.3.1. Deney numunelerinin hazırlanması

Çekme deneyi için 2 adet standart, 1 adet de standart dışı numune temin edilmiştir. Eğme ve kayma gerilmesi deneyleri için, temin edilen kompozit plakalardan, genişlik ve boy olarak standart, kalınlık olarak standart dışı numuneler hazırlanmıştır. Numuneler, freze tezgahında kesilmiş ve çentik etkisini ortadan kaldırmak için tesviye işlemi uygulanmıştır.

Çekme deneyi numunelerinin çene tarafından tutulacak kısımları özel olarak plastik koruyucu ile kaplıdır. Bunun nedeni ezilme sonucu oluşabilecek deformasyonu önlemektir. Çekme deneyi, eğme deneyi ve kayma gerilmesi deneyi numune ölçüleri sırasıyla Tablo 6.1, 6.2 ve 6.3'de verilmiştir.

Tablo 6.1 Çekme deneyi numunelerinin ölçüleri

Numune No	Numune Cinsi	b (mm)	e (mm)	l (mm)
Standart	Tek yönlü (0°)	16	1.00	250
1	C-epoksi (tek yönlü, 0°)	16	1.05	250
2	C-epoksi (tek yönlü, 0°)	16	1.05	250
3	C-epoksi (tek yönlü, 0°)	30	3.75	250

Tablo 6.2 Eğme deneyi numuneleri ve ölçüleri

Numune No	Numune Cinsi	l (mm)	b (mm)	e (mm)
Standart	Tek yönlü, 0°	80	10.00	2.00
1	C-Epoksi (örgü)	80	10.35	2.35
2	C-epoksi (örgü)	80	10.15	2.35
3	C-epoksi (örgü)	80	10.00	2.35
4	C-epoksi (örgü)	80	10.10	2.35
5	C-epoksi (tek yönlü, 0°)	80	10.30	3.45
6	C-epoksi (tek yönlü, 0°)	80	10.40	3.45
7	C-epoksi (tek yönlü, 0°)	80	10.15	1.90
8	C-epoksi (tek yönlü, 0°)	80	10.20	1.90

Tablo 6.3 Kayma gerilmesi deney numuneleri ölçüleri

Numune No	Numune Cinsi	l (mm)	b (mm)	e (mm)
Standart	Tek yönlü, 0°	20.0	10.00	2.00
1	C-epoksi (örgü)	20.1	10.25	2.35
2	C-epoksi (örgü)f	20.1	10.30	2.35
3	C-epoksi (örgü)	20.1	10.20	2.35
4	C-epoksi (örgü)	20.1	10.10	2.35
5	C-epoksi (tek yönlü, 0°)	20.0	10.30	3.45
6	C-epoksi (tek yönlü, 0°)	20.0	10.30	3.45
7	C-epoksi (tek yönlü, 90°)	20.0	10.30	3.45
8	C-epoksi (tek yönlü, 90°)	20.0	10.30	3.45
9	C-epoksi (tek yönlü, 0°)	20.0	10.30	1.90
10	C-epoksi (tek yönlü, 0°)	20.0	10.30	1.90

### 6.3.2. Çekme deneyinin yapılışı

Numuneler, çenelere sıkıştırıldıktan sonra 2 mm/dak. çekme hızı uygulanmış, numune kopuncaya kadar deney sürdürülmüştür.

### 6.3.3. Eğme deneyinin yapılışı

b ve l ölçüleri standart, e ölçüsü standart dışı olmak üzere 8 adet numuneyle çalışılmıştır.

Deneye tabi tutulacak numuneler yapılan özel aparata, standarta uygun biçimde yerleştirilmiş (Bkz. Şekil 4.6), 5 mm/dak basma hızıyla, numune kırılincaya kadar deney sürdürülmüştür.

### 6.3.4. Kayma gerilmesi deneyinin yapılışı

Deney 10 adet numuneyle gerçekleştirilmiştir. 1 mm/dak basma hızıyla çalışılmış, numuneler kırılincaya kadar deney sürdürülmüştür. Test cihazına, yapılan özel aparat monte edilerek çalışılmıştır.

## 6.4. Deney Sonuçları Ve İrdelenmesi

Yapılan deneyler sonucu elde edilen verilerin değerlendirilmesi teorik değerlere ve konvansiyonel malzemelere göre yapılmıştır.

### 6.4.1. Çekme deneyi sonuçlarının irdelenmesi

Mevcut numunelere uygulanan deneylerde elde edilen veriler 4. Bölümde verilen çekme dayanımı (Bkz. Formül 7), elastisite modülü (Bkz. Formül 8) ve  $\epsilon$  uzama (Bkz. Formül 9) formüllerine uygulanmıştır. Deney sonuçları Tablo 6.4'de, hesaplanan çekme dayanımı ( $\sigma_c$ ), elastisite modülü (E) ve  $\epsilon$  uzama değerleri Tablo 6.5'de verilmiştir.

Tablo 6.4 Çekme deneyi sonuçları

Numune No	Kopma Yüğü (kg)	Toplam uzama (mm)	$\Delta l$ (mm)
1	2152	2.52	1.01
2	2260	2.67	1.07
3	9865	2.22	0.89

Tablo 6.5 Çekme deneyi sonucu hesaplanan  $\sigma_c$ , E ve % uzama değerleri

Numune No	$\sigma_c$ (kg/mm <sup>2</sup> )	E (kg/mm <sup>2</sup> )	% Uzama
1	128.09	12682	1.008
2	134.52	12572	1.068
3	87.68	9852	0.089

1 ve 2 nolu numuneler standart ölçülerdedir. Bu numunelerden elde edilen  $\sigma_c$  ve E değerleri, Rouchon (1987) tarafından verilen (Bkz. Tablo 5.1) C-epoksi tek yönlü kompozitinin değerlerine % 80-90 oranında yaklaşıktır. Düşük kabul edilecek bu yüzde 10-20'lik sapma malzemedeki fiber fraksiyonundan ( $V_f$ ) kaynaklanabilir. 3 nolu numunede elde edilen sonuçlar ilk iki numuneye oranla düşüktür. Rouchon (1987), tek yönlü C-epoksi kompoziti için çekme dayanımı 160 kg/mm<sup>2</sup> vermiştir. Bu değer 1 ve 2. numunede 128 kg/mm<sup>2</sup>, 3. numunede 87.68 kg/mm<sup>2</sup> çıkmıştır. Hull (1981) tarafından ise çekme dayanımı 140 kg/mm<sup>2</sup> verilmiştir (Bkz. Tablo 2.2). Elastisite modülü değerlerinde deneysel ve öne sürülen teorik değerler arasındaki fark daha azdır. % uzama değerleri incelendiğinde Rouchon (1987) ile aynı sonuçlara ulaşıldığı görülmüştür.

Uçak endüstrisinde, dayanımın yanında hafiflikte, istenen bir özelliktir. Bu yüzden malzeme seçiminde, özgül mukavemet ve özgül modül değerleri önemli bir kriterdir. Yapılan deneylerde elde edilen (1 ve 2 nolu numuneler) özgül mukavemet ( $\sigma_c/\delta$ ) ve özgül modül ( $E/\delta$ ) değerlerinin, Rouchon'un (1987) uçaklarda kullanılan üç değişik metal hakkında verdiği değerlerle karşılaştırılması Tablo 6.6'da verilmiştir.

Tablo 6.6 1 ve 2 nolu çekme numunelerinin 3 değişik metalle karşılaştırılması

Malzeme	$\sigma_c/\delta$ (mm) 10 <sup>6</sup>	E / $\delta$ (mm) 10 <sup>6</sup>
1. Numune	80	7926
2. Numune	84	7857
Hafif Alaşım (7075)	21	2700
Titanyum Alaşımı (TA 6V)	23	2600
Alaşımli Çelik (35 NCD 16)	23	2600

Tablo 6.6'dan da görüldüğü gibi C-epoksi numunelerinin özgül mukavemet değerleri, konvansiyonel malzemelerden yaklaşık 4 kat, özgül modülleri ise yaklaşık 3 kat fazla çıkmıştır. Sonuç, bu iki kriter açısından C-epoksi kompozitlerinin uçak endüstrisi için uygun bir malzeme grubu olduğunu göstermektedir.

#### 6.4.2. Eğme deneyinin sonuçlarının irdelenmesi

Eğme deneylerinde örgü yapıya sahip C-epoksi numuneler ve fiberleri 0° yönlendirilmiş C-epoksi numunelerle çalışılmıştır (Bkz. Tablo 6.3). Rouchon (1987) tarafından verilen eğilme dayanımı (Bkz. Formül 10), elastisite modülü (Bkz. Formül 11) formüllerinde, deneyde edilen sehim ve kopma yükü değerleri kullanılarak bulunan değerler Tablo 6.7'de verilmiştir.

Tablo 6.7 Eğme deneyi sonuçları

Numune No	Sehim (mm)	Pk (kg)	$\sigma_{eğ}$ (kg/mm <sup>2</sup> )	E (kg/mm <sup>2</sup> )
1	5.65	38	79.78	6409
2	5.175	38	8135	7135
3	4.62	35	76.05	7463
4	5.45	36	77.45	6450
5	4.01	155	151.71	11727
6	4.32	162	157.04	11226
7	9.80	72	234.64	13507
8	9.45	70	228.12	13552

Rouchon (1987) ve Hull (1981) tarafından verilen C-epoksi özelliklerinde, elastisite modülü değerleri çok yönlü yapılarda, tek yönlü yapılara oranla % 40-50 düşüktür. Yapılan deneylerde de bu özellik kanıtlanmıştır. E değeri; tek yönlü kompozitlerde ortalama olarak 12500 kg/mm<sup>2</sup>, örgü yapıda ise ortalama olarak 6800kg/mm<sup>2</sup> olarak bulunmuştur. Yani çok yönlü numunelerde E değeri tek yönlülere göre % 46 düşüktür. Buradan elde edilen sonuç; istenen özellikler açısından fiber doğrultusunun önemli bir etken olduğudur.

#### 6.4.3. Kayma gerilmesi deneyi sonuçlarının irdelenmesi

Deneyde, özelliklerin değişiminin gözlenmesi için tek yönlü fiber plakadan 0° ve 90° açılarda numunelerle çalışılmıştır. Fiber-matris arayüzeyi kayma gerilmesinin hesaplanması için Rouchon (1987) tarafından verilen kayma gerilmesi formülü (Bkz. Formül 12) kullanılmıştır. Deneyde elde edilen Pk değerleri ve hesaplanan kayma gerilmesi ( $\tau_k$ ) değerleri Tablo 6.8'de verilmiştir.

Tablo 6.8 Kayma gerilmesi deneyi sonuçları

Numune No	Pk (kg)	$\tau_k$ (kg/mm <sup>2</sup> )
1	210	6.53
2	182	5.63
3	214	6.69
4	300	9.47
5	330	6.96
6	330	6.96
7	196	4.13
8	157	3.36
9	149	5.71
10	165	6.32

Daha önceki bölümlerde de verildiği gibi (Bkz. Şekil 3.10 ve Şekil 3.11) kayma gerilmesine mukavim kompozit malzemeler  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  ve  $90^\circ$  yönlü fiberlerin belirli kombinasyonları ile oluşturulan malzemelerdir. Deneylerde kullanılan kompozitler bu kombinasyonlardan oluşmadığı için  $\tau_k$  değerleri düşük çıkmıştır. 7 ve 8 nolu numuneler  $90^\circ$  yönlü, 5, 6, 9 ve 10 numaralı numuneler  $0^\circ$ , 1, 2, 3 ve 4 numaralı fiberler örgü yapıdadır. Rouchon'un (1987) verdiği (Bkz. Şekil 3.10) değerlerde de bu kombinasyonlar kayma gerilmesine uygun kompozitler sınıfına alınmamıştır.

Kompozit malzemelerde; fiber yönlenme oranları, çekme ve eğmede olduğu gibi kayma gerilmesi dayanımında da önemli bir unsurdur.



## 7. GENEL SONUÇLAR

Havacılık ve uzay teknolojisinde yapılan yenilikler, araştırma geliştirme programları, tüm dikkatleri yüksek dayanımlı, yüksek modüllü ve hafiflik özelliklerine sahip kompozit malzemeler üzerinde yoğunlaştırmıştır.

1. Bir matris malzeme ve içine yerleştirilmiş fiberlerden oluşan kompozitler sağladıkları üstün özellikleri ile birçok sektörde tercih edilmektedir.

2. Kompozit malzemeler, konvansiyonel malzemelerle karşılaştırıldığında; hafiflikleri nedeniyle, özgül mukavemet ve özgül modül değerleri açısından büyük üstünlük sağlamaktadır.

3. Çeliklerde sağlanan mukavemet artışları, alüminyum alaşımlarından sağlanan ağırlık azalmaları ve kompozit malzemeler konusundaki tam oluşmamış bilgiler, kompozit malzemelere geçişi yavaşlatmaktadır.

4. Reçine matrisli kompozitlerde yüksek sıcaklık özellikleri konvansiyonel malzemelere göre düşüktür.

5. Kompozit malzemelerin üretimi güç ve maliyeti yüksektir. Ancak sağlanan gelişmelerle bu problemler aşılmaktadır.

6. Hava taşıtlarında konstrüksiyonlar ekonomi, hız ve emniyet kriterlerine göre yapılır. Yatırımın geri dönüşü açısından maliyet ikinci plana alınmakta ve kompozitler tercih edilmektedir.

7. Kompozit malzemeler hafiflik, güçlülük, uçuş menziline ve yük kapasitesinin artması, korozyon direnci ve uygulamaya konulacak teknik yenilikler açısından askeri ve sivil havacılıkta giderek artan oranlarda kanat, gövde, yatay/dikey dengeleyiciler olarak kullanım alanına girmişlerdir.

8. Deneysel çalışmalarda da kanıtlandığı gibi, kompozit malzemeler fiber yönelme açılarının kombinasyonu ile değişik gerilmelere

mukavim olmaktadırlar.

9. Kompozit malzemeler, sağladıkları üstün özellikleriyle, önümüzdeki yıllarda da gelişimlerini sürdürecektir, bilim ve teknoloji dünyasında çok daha geniş bir yer kaplayacaktır.

## KAYNAKLAR DİZİNİ

- Aran, A. ve Afaçan, M., Karbon elyaf takviyeli kompozit malzemeler, Makina Mühendisleri Odası Mühendis ve Makina Dergisi 21-25.
- Armatlı, M., 1988, Tahribatsız muayene yöntemleri, Anadolu Üniversitesi Yüksek Lisans Tezi, 141 s.
- Chawla, K.K., 1987, Composite materials, Springer-Verlag New York Inc., 267 p.
- Fındık, F., 1988, Kompozit malzeme üretim yöntemleri, Makina Mühendisleri Odası Mühendislik ve Makina Dergisi, 18-20.
- Fomey, R.C., 1987, Kompozit malzemeler çağı (Çev. U.Balkır), Makina Mühendisleri Odası Teknik ve Uygulama Dergisi, 3-13.
- Hayes, B.J., 1984, Application of carbon fibre reinforced polymers in aerospace special experiences in the United Kingdom, International Conference on Carbon Fibre Applications-United Nations Industrial Development Organization, 10 p.
- Hoskin, B.C., and Baker, A.A., 1986, Composite materials for aircraft structures, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 233 p.
- Hull, D., 1981, An introduction to composite materials, Cambridge University Press, 92 p.
- Noton, B.R., 1974, Engineering applications of composites, Academic Press New York and London, 161 p.
- Rouchon, J., 1987a, Matériaux composites pour structures d'aéronefs, Ecole National Supérieure D'Ingenieurs de Constructions Aéronautiques, 95 p.
- Rouchon, J., 1987b, Généralités sur le dimensionnement et les justifications des structures d'aéronefs en composite, E.N.S.I.C.A., 53 p.
- Rouchon, J., 1987c, Matériaux aéronautiques, E.N.S.I.C.A., 10 p.
- Rouchon, J., 1987d, Introduction aux matériaux aéronautiques-choix des matériaux pour structures d'avions, E.N.S.I.C.A., 20 p.

**KAYNAKLAR DİZİNİ ( devam )**

Rouchon, J., 1990, Unpublished, 34 p.

Şahin, K., 1987, Kompozit malzemeler + cesur tasarımlar = yalın geleceğin uçakları, Makina Mühendisleri Odası Teknik ve Uygulama Dergisi, 7-13.