

**YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**UÇAK SANAYİNDE KULLANILAN
BALPETEĞİ KOMPOZİTLERİNİN MEKANİK
DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ**

Hadi ERCAN

FBE Metalürji Mühendisliği Anabilim Programında Hazırlanan

DOKTORA TEZİ

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Ahmet ÜNAL

İSTANBUL, 2006

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
SİMGE LİSTESİ	v
KISALTMA LİSTESİ	vi
ŞEKİL LİSTESİ	vii
ÇİZELGE LİSTESİ	xiv
ÖNSÖZ	xv
ÖZET	xvii
ABSTRACT	xviii
1. GİRİŞ VE AMAÇ	1
1.1 Giriş	1
1.1.1 Matrisler (Bağlayıcılar) ve Özellikleri	2
1.1.2 Takviye Elemanları (Fiber ve Filler)	3
1.1.3 Plastik Matrisli Kompozitlerin Üretim Yöntemleri	5
1.2 Amaç	2
2. KOMPOZİT MALZEMELERİN HAVACILIK VE UZAY ENDÜSTRİSİNDE UYGULAMALARI	6
2.1 Havacılık ve Uzay Endüstrisinde Uygulamalar	6
2.1.1 Askeri uçaklar	6
2.1.2 Ticari uçaklar	10
2.1.3 Helikopterler	23
2.1.4 Uçak Motorları	26
2.2 Değerlendirme ve düşünceler	30
3. BALPETEĞİ SANDVIÇ YAPI TEKNOLOJİSİ	29
3.1. Balpeteği Sandviç Yapı Teknolojisinde Malzeme Seçimi	31
3.1.1 Balpeteği sandviç yapı malzemeleri	31
3.1.2 Yapısal kıstaslar	31
3.1.3 Çevresel kıstaslar	31
3.1.4 Yangına karşı hassasiyet	32
3.2. Sandviç Yapı Tasarımı	32
3.2.1 Sandviç yapı zorlama türleri	32
3.3. Balpeteği Kompozitlerde Hasar Oluşum Türleri	34
3.3.1 Dayanç	34
3.3.2 Rijitlik	34
3.3.3 Panel burkulması	35
3.3.4 Kesme kıvrımı	35
3.3.5 Yüzey gerilmesi	35

3.3.6	Hücreler arası kıvrılma	36
3.3.7	Bölgesel basınç	36
3.3.8	Sandviç yapıların dizaynında karşılaşılabilecek yüklemeler problemleri özeti	36
3.4	Balpeteği Sandviç Kompozit Yapılarının Tasarım Kriterleri	38
3.4.1	Yüklemeler durumlarının belirlenmesi	38
3.4.2	Panel tipinin belirlenmesi	38
3.4.3	Fiziksel ortam engelleri	38
3.4.4	Ön hesaplamalar	38
3.4.5	Tasarım optimizasyonu	38
3.4.6	Nihai hesaplama	38
3.5	Dikdörtgen Sandviç Yapının Analiz Parametreleri	39
3.5.1	Kiriş sabitlerinin özetlenmesi	41
3.6	Balpeteği Üretim Yöntemleri	42
3.6.1	Sıcak presleme yöntemi	43
3.6.2	Vakum torbasında üretim	44
3.6.3	Uygun kalıpta üretim	45
3.7	Sandviç Yapı Uçlarını Kapatma Şekilleri	46
3.7.1	Uçak yapısında kenar kapatma örneği	46
3.7.2	Kompozit sandviç yapının uçak parçasında birleştirilme örneği	47
3.8	Balpeteği Kompozitlerin Yapıştırma Yöntemiyle Birleştirilmesi	47
3.8.1	Yapıştırma bağlantı dizaynı	50
3.8.2	Yapıştırıcı seçimi	52
3.8.3	Yüzey hazırlama, uygulama ve kütleme	53
4.	BALPETEĞİ SANDVIÇ KOMPOZİT YAPILARIN PREPREG YÖNTEMİ İLE ÜRETİMİ	54
4.1	Değişik Örgü Tipleri	54
4.2	Takviye Elemanları	55
4.3	Fiber Oryantasyonunun Önemi	56
4.4	Prepreg Uygulamalarda Matrisin Rolü	58
4.4.1	Prepreg malzemelerde kullanılan değişik matrislerin sıcaklık ve mekanik performanslarının karşılaştırılması	58
4.5	Prepreg Malzemelerin Temel Kullanılma Amacı	59
4.6	Prepreg Yüzeyli Sandviç Kompozit Yapı	61
4.7	Havacılık Endüstrisinde Yoğun Olarak Kullanılan Prepreg Sandviç Kompozit Malzemelerin Üretimi	62
4.7.1	Vakum torbasıyla ıslak serme usulüyle üretim aşamaları	63
4.7.2	Otoklavda prepreg aşamaları	68
4.7.3	Pres altında kütlemeyle prepreg üretim aşamaları	72
4.8	Üretim Özetleri ve Değerlendirme	74
5.	BALPETEĞİ SANDVIÇ KOMPOZİT YAPILARINDA TAHRİBATSIZ MUAYENE YÖNTEMLERİ	75
5.1	Görerek Muayene	75
5.2	Tap Testi	78
5.3.	Ultrasonik Muayene	79
5.4	X-Işınlarıyla (Radyografi) Muayene	81
5.5	Eddy Akımlarıyla Muayene	83
5.6	Termografik Muayene Metodu	84

6.	BALPETEĞİ SANDVIÇ YAPILARIN TAMİR METOTLARININ TESPİTİ VE ARAŞTIRILMASI	87
6.1	Tamire Uygunluğun Tesbit Edilmesi	87
6.2	Resin Matris Seçimi ve Uygulaması	87
6.3	Fiber Yönleri (Oryantasyonu) ve Niteliği	87
6.4	Fiberglas Tamiri	88
6.5	Kevlar Parçaların Tamiri	88
6.6	Karbon Tamiri	89
6.7	Kompozit Sandviç Malzeme Tamirinde Yapışkanların Rolü.....	91
6.8	Kür İşlemleri.....	91
6.9	Petek Hücrelerin Seçimi ve Yerleştirilmesi.....	92
7.	DENEYSEL ÇALIŞMALAR	95
7.1	Hasar Oluşum Türlerinin Analizi	95
7.2	Balpeteği Kompozit Yapıların Dizayn Kriterlerine Uygunluğunun Tespiti İçin Yapılan Testler	100
7.2.1	Peel testleri (soyma deneyleri)	100
7.2.2	Sandviç yapılarda petek hücrelere uygulanan çekme testi (Flatwise Tensile Test)	109
7.2.3	Bükerek kırılma testi (sandwich flexure test).....	112
7.3	Tasarım Çalışması (Case Study).....	115
7.3.1	Tasarım kriterlerinin değerlendirilmesi	123
7.4	Balpeteği Sandviç Kompozit Malzemelerin Tahribatsız Muayeneleri Uygulamaları	123
7.4.1	Olay I.....	123
7.4.2	Olay II.....	126
7.4.3	Olay III	128
7.4.4	Olay IV	131
7.4.5	Olay V	132
7.5	Değerlendirme ve Sonuçlar	134
7.6	Balpeteği Sandviç Malzeme Tamir Uygulamalarının Sonuçları.....	134
7.6.1	Islak serme usulüyle uygulama.....	135
7.6.2	Balpeteği kompozit tamiri için tek yüzey ve petek prepreg malzemelerin tamir uygulaması	145
7.6.3	Tamir metotlarının analizi	152
7.6.4	Tamir işlemlerinin başarısı	152
7.7.1	Olay I.....	153
7.7.2	Olay II.....	158
7.7.3	Olay III	162
7.8	Balpeteği Kompozitlerde Hasara Sebep Veren Faktörlerin İrdelenmesi.....	165
7.9	Aerodinamik Yüzeylerin Hasar Sebeplerinin Analizi	166
8.	DEĞERLENDİRME VE SONUÇLAR	173
	KAYNAKLAR.....	175
	ÖZGEÇMİŞ.....	180

SİMGE LİSTESİ

- a : Panel uzunluğu
A : Kuvvet uygulanan bölge
b : Kiriş genişliği
D : Panel dayanım sabiti
E : Yüzey Young modülü
E_c: Hücre Young Modülü
F : Maksimum kesme kuvveti
F.S.: Emniyet faktörü
G_c: Hücre kesme modülü – uygulanan kuvvet yönünde
G_L: Hücre kesme modülü – ribon (şerit) istikametinde
G_w: Hücre kesme modülü – transverse (enine, çapraz) istikameti
h : Yüzeylerin merkezleri arasındaki mesafe
k_b : Kiriş eğilme sabiti
k_s : Kiriş kesme sabiti
K₁ : Panel parametresi
K₂ : Panel parametresi
K₃: Panel parametresi
L : Kiriş uzunluğu
M : Maksimum eğilme momenti
P : Panele uygulanan yük
V: Panel parametresi
P_b: Kritik burkulma yükü
R : G_L/G_w oranı
q : Düzgün dağıtılmış yük
S : Hücre boyutu
t₁ : Yüzey kalınlığı
t₂ : Yüzey kalınlığı
t_c : Hücre kalınlığı
σ : Hesaplanmış yüzey gerilimi
δ : Hesaplanmış eğilme
σ_{CR} : Kritik yüzey gerilimi
σ_c : Hücre basınç gerilimi
τ_c : Hücre kesme gerilimi
μ : Yüzey malzemesinin poisson oranı
λ : 1 – μ²
δ : Hesaplanmış eğilme

KISALTMA LİSTESİ

BMC	Bulk Molded Compound
BMI	Bisaleminide
CCC	Carbon-Carbon Composites
CNI	Compression Molding
Ep	Epoxy
GI	Glass
Gr	Graphite
IMC	Intermetallic Matrix Composites
MMC	Metal Matrix Composites
PAN	Polyacrylonitrile
PEEK	Polyether Ether Ketone
PMC	Plastic Matrix Composites
Prepref	Preimpregated
RTM	Resin Transfer Molding
SMC	Sheet Molded Compound
TAI	Turkish Aerospace Industry

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1	Basit kompozit malzeme modeli	1
Şekil 2.1	F/A – 18 E/F uçağının görünümü	8
Şekil 2.3	F-15 savaş uçağı görüntüsü	9
Şekil 2.4	AJF uçağının model resmi. Bu savaş uçağı aynı zamanda radarlar tarafından görünmez özellikler de taşıyacaktır.....	9
Şekil 2.5	C 141 stratejik askeri nakliye uçağının bazı bölümlerinin kompozit malzemelerle takviye edilerek servis ömürlerinin arttırılması sağlanmıştır.....	10
Şekil 2.6	Boeing 737-300 uçağında gelişmiş kompozit malzeme uygulamaları	12
Şekil 2.7	Boeing 737 uçağının görünümü	12
Şekil 2.8	Boeing 757 ileri kompozit malzeme uygulaması	13
Şekil 2.9	Boeing 757 yolcu uçağının görüntüsü.....	13
Şekil 2.10	Boeing 767 ileri kompozit uygulamaları.....	14
Şekil 2.11	Boeing 767 yolcu uçağının görüntüsü.....	14
Şekil 2.12	Boeing 777 ileri kompozit uygulamaları.....	15
Şekil 2.13	Boeing 777 uçağının görüntüsü.....	15
Şekil 2.14	Airbus 320 uçağında kompozit malzeme kullanımı	17
Şekil 2.15	Airbus 320 yolcu uçağı görüntüsü.....	17
Şekil 2.16	2008 yılında servise girecek olan Boeing 787 (Dreamliner) uçağının model resmi	18
Şekil 2.17	Airbus 380 uçağının kalkıştan önceki resmi	18
Şekil 2.18	Süpersonik ticari uçaklarda kullanılarak metal matrisli kompozitlerin potansiyel uygulamaları.....	19
Şekil 2.19	Gelecekte servise girmesi beklenen süpersonik uçakların temsili resmi	20
Şekil 2.20	Halihazırda kullanılan uzak mekiğinde bölgelerin çalışma sıcaklığına göre malzeme seçimi ve iç bölgesinin genel görünümü.....	20
Şekil 2.21	Uzay mekiğinin kısımlarını gösteren şekil	21
Şekil 2.22	2015 yılından itibaren servise gireceğı tahmin edilen halihazırda kullanılan uzay mekiğı yerine kullanılacak “X-33 Venture Star”ın temsili resmi	22
Şekil 2.23	Hafif helikopter dizaynında yukarıdaki parçaların imalinde Kevlar/epoksi ve Grafik epoksi malzemeler kullanılmaktadır	23
Şekil 2.24	V22 dikine havalanıp dikine inme özelliğine sahip helikopterinde balpeteğı sandviç yapının kullanım bölgeleri.....	24
Şekil 2.24	V-22 Osprey helikopterinin kalkış sırasındaki görüntüsü.....	24
Şekil 2.26	RAH 66 Commançı helikopterlerinin dış yapısında kullanılan kompozit sandviç yapıları.....	25
Şekil 2.27	RAH 66 Commançı helikopterinin iniş esnasındaki görüntüsü	25
Şekil 2.28	Yıllara göre uçak motorlarında istenilen çalışma sıcaklıkları, artışları.....	26
Şekil 2.29	Turbofan motorunun şekli	26
Şekil 2.30	Gelişmiş bir turbofan motorunun resmi	27
Şekil 2.31	Değişik motor üretim malzemelerinin mukavemet ve sıcaklık bölgeleri....	27
Şekil 2.32	Halihazırda ve gelecekte üretilecek uçak motorlarında kullanılacak malzeme dağılımı	28
Şekil 3.1	Nomex, kevlerden üretilmiş petek, kevlar petek, prepreg yüzey tabakalardan üretilmiş sandviç yapı örnekleri.....	29
Şekil 3.2	Tamamen alüminyum petek ve alüminyum yüzey tabakalardan üretilmiş sandviç yapı örnekleri	29

Şekil 3.3	I kirişi ile sandviç panelin kıyaslanması.....	30
Şekil 3.4	Sandviç panellerle, tek parça panellerin ağırlık ve dayanım açısından karşılaştırılması.....	30
Şekil 3.5	Balpeteği kompozitin zorlama modeli	33
Şekil 3.6	Eğilmedeki yer değiştirme.....	33
Şekil 3.7	Kayma veya kesmedeki yer değiştirme.....	33
Şekil 3.8	Dayanç hatası	34
Şekil 3.9	Balpeteği kompozitlerinin rijitliği.....	34
Şekil 3.10	Balpeteği kompozitin burkulması	35
Şekil 3.11	Balpeteği kompozitte kesme kıvrımlarının oluşumu.....	35
Şekil 3.12	Yüzey ezilmesi modeli	35
Şekil 3.13	Hücreler arası kıvrılma.....	36
Şekil 3.14.a)	Bölgesel basınçla oluşabilecek hata modeli	36
Şekil 3.14.b)	Balpeteği yapı dizayn kriterleri	36
Şekil 3.15	Servis şartlarında bası-çekme yükleri.....	37
Şekil 3.16	Basit dikdörtgen balpeteği sandviç yapısı.....	39
Şekil 3.17	Isıtılmış basınç altında üretilmiş metal tabaka, metal petek hücre (alüminyum) den oluşan balpeteği kompozit malzeme.....	42
Şekil 3.18	Isıtılmış basınç altında üretilmiş metal olmayan tabaka (prepreg) ve metal olmayan petek hücre (Kevlar) den oluşan balpeteği kompozit malzeme....	42
Şekil 3.18	Isıtılmış basınç altında üretim tekniği	42
Şekil 3.19	Basit vakum bag usulü ve üretilen malzeme	44
Şekil 3.20	Uygun kalıpta üretim usulü ve üretilen malzeme.....	45
Şekil 3.21 a, b, c, d	Sandviç yapı uçlarını kapatma şekilleri.....	46
Şekil 3.22	Uçak parçalarında balpeteği yapılarının uçlarını kapatma usullerine bir örnek.....	46
Şekil 3.23	Kompozitlerin birleştirilmesi	47
Şekil 3.24	Yapıştırma tekniğinin diğer tekniklerle karşılaştırılması.....	48
Şekil 3.25	Balpeteği kompozit yapı tamirlerinde karbon tabakalar arasında kullanılan kuru tabaka yapıştırıcılar kütleme işlemi uygulandıktan sonra işlev kazanırlar.....	48
Şekil 3.26	Takviye edilmemiş bölge	49
Şekil 3.27	Yüklemeye kuvvet özellikleri	50
Şekil 3.28	Basit bağlama (yapıştırma) şekilleri.....	51
Şekil 3.29	Çok katlı fiber takviyeli plastik tabakaların çok katlı bindirmeli yapıştırma ile bağlanması	51
Şekil 3.30	Sandviç kompozit panelin yapıştırma ile bağlanması ve bu suretle gerilmelerin transferinin mümkün olması	52
Şekil 3.31	Havacılık endüstrisinde kullanılan bazı yapıştırıcı örnekleri.....	52
Şekil 3.32	Tipik bir kür işlemi çevrimi	53
Şekil 4.1	Genel olarak uygulanan örme yöntemleri	54
Şekil 4.2	Panelin maruz kaldığı yükler.....	56
Şekil 4.3	Panelde uygulanacak çözüm	56
Şekil 4.4	Fiber oryantasyon gerekleri.....	57
Şekil 4.5	Bazı oryantasyon tasarım kriterleri	57
Şekil 4.6	Değişik matrislerin performansları ve çalışma sıcaklık dereceleri	59
Şekil 4.7	Prepreg malzemelerin kullanılma kriterlerinden performans ve maliyetin etkileri.....	60
Şekil 4.8	Airbus 310 uçağının yatay stabilizatör (dengeleyici) tamamen prepreg malzemeden üretilmiş olup, tamiri kolay bir yapıdadır.....	60

Şekil 4.9	Prepreg yüzey tabakalardan oluşmuş sandviç yapı	61
Şekil 4.10	Prepreg sandviç yapıda kullanılan çeşitli kevlar (aromid) petekler ve prepreg sandviç kompozit malzeme	61
Şekil 4.11	18 katlı karbon takviyeli tabakanın prepreg usulüyle birleştirilmesiyle ortaya çıkan yüksek performanslı yüzey tabakaları ve kevlar petek yapı ...	62
Şekil 4.12 ⁽¹⁻³⁰⁾	Vakum torbasıyla ıslak serme usulünün aşamaları.....	67
Şekil 4.13 ⁽¹⁻²⁴⁾	Otoklavda prepreg üretimi aşamaları.....	71
Şekil 4.14 ⁽¹⁻¹²⁾	Pres altında kürlemeyle prepreg üretim aşamaları	74
Şekil 5.1	Görerek muayenede kullanılan gereçler: Fener, değişik özelliklerde mercekler, aynalar, sabit ve hareketli baroskoplar	75
Şekil 5.2	Bozulmuş fiberler ve boya bozuklukları	76
Şekil 5.3	Yanmış, bozulmuş boyalar	76
Şekil 5.4	Yıldırım düşme bölgeleri	77
Şekil 5.5	Yıldırım düşmesi sonucu rengi değişmiş, kaybolmuş, bozulmuş boya hatalarının gözle muayenesi mümkündür.....	77
Şekil 5.6	Çarpma hasarı sonucu yırtılmış yüzey tabaka ve petek hücrelerin ortaya çıkmış hali gözle tespit edilebilir.....	78
Şekil 5.7	Tap testi çeşitleri	78
Şekil 5.8	Otomatik tap testi cihazı.....	79
Şekil 5.9	Ultrasonik muayene yöntemleri	79
Şekil 5.10	Tipik bir ultrason pulse-echo (darbe-yankı) cihazı	80
Şekil 5.11	Ultrasonik muayene metodu ve muayene örnekleri.....	80
Şekil 5.12	Düşük frekanslı ultrasonik tabaka test cihazı	81
Şekil 5.13	X-ışınları ile balpeteği sandviç yapıda yüzey çatlaklarının tesbiti.....	82
Şekil 5.14	X-ışınlarıyla balpeteği malzemede su tesbiti	82
Şekil 5.15	X-ışınları ile yıldırım düşmesi sonucu hasara uğramış balpeteği yapının tespiti	83
Şekil 5.16	Eddy akımları muayenesi temsili şekli.....	83
Şekil 5.17	Eddy akımları test cihazı.....	84
Şekil 5.18	Tamir edilmiş Boeing 737-400 uçağının radom bölümünün dışı alüminyum tabaka, içi ise balpeteğinden (prepreg) meydana gelmektedir. Eddy akımları muayene yöntemiyle bu bölgenin kalınlığını ölçmek mümkündür.....	84
Şekil 5.19	Termografik kameranın test uygulanırken pozisyonlanma örneği.....	85
Şekil 5.20	Tabakaların sudan sıcak olduğu termografik görüntü.....	86
Şekil 5.21	Suyun tabakalardan daha sıcak olduğu görüntü.....	86
Şekil 5.22	Suyla dolmuş hücrelerdeki gölge etkisi örneği	86
Şekil 6.1	Tipik kevlar tamiri / ıslak serme tamiri	89
Şekil 6.2	Karbon tamirleri/Genel prepreg tamiri.....	90
Şekil 6.3	Karbon tamiri ıslak serme	90
Şekil 6.4	Kompozit sandviç malzeme tamirinde yapışkanların rolü.....	91
Şekil 6.5	Karbon tamiri -250°F (123°C) kür yapısı.....	92
Şekil 6.6	Tamir malzemelerinden balpeteği hücresi	92
Şekil 6.7	Tamirde petek yerleştirme usulü (vakum torbası metodu).....	93
Şekil 6.8	Balpeteği sandviç yapılarda uygulanacak tamir akış şeması.....	94
Şekil 7.1	Dayanç hatası sonucu meydana gelmiş kopma görüntüsü.....	95
Şekil 7.2	Rijitlik hatası sonucu meydana gelmiş yapı görüntüsü.....	96
Şekil 7.3	Panel burkulması sonucu meydana gelen kompozit yapı.....	96
Şekil 7.4	Kesme kıvrımı hatası sonucu oluşan hatalı yapı	97
Şekil 7.5	Yüzey ezilmesi sonucunda meydana gelen hasar görüntüsü.....	97

Şekil 7.6	Hücreler arası kıvrılmadan dolayı meydana gelmiş hatalı durum görüntüsü	98
Şekil 7.7	Bölgesel basınç sonucu oluşan hasar.....	98
Şekil 7.8	Bölgesel basınç (impact damage) sonucu oluşan hasarlı bölgenin üstten görünümü	99
Şekil 7.9	Hazırlanan test örneklerinin milimetrik boyutlaması	101
Şekil 7.10	Soyma testi düzeneğinin ana şekillendirilmesi	101
Şekil 7.11	Soyma testindeki tipik aşamalar.....	101
Şekil 7.12	Peel test (soyma testi) için hazırlanan numune resmi	102
Şekil 7.13	Zwick/Z100 soyma testi cihazı.....	102
Şekil 7.14	Test numunelerinin yukarıda ebatları verilen aparata yerleştirilmesi	103
Şekil 7.15	Soyma testinde numuneye kuvvet uygulanması	103
Şekil 7.16	Test sonucu yüzey tabakaların petek hücrelerden ayrılması	104
Şekil 7.17	Test cihazından çıkan numunelerden birinin genel görünümü	104
Şekil 7.18	Test cihazından elde edilen ilk numunenin (Olay 1, Test 1) grafiksel ve sayısal bilgisayar çıktıları	105
Şekil 7.19	ASTM C297 standartlarında çekme testi için kullanılacak düzenek	109
Şekil 7.20	Sandviç yapının epoksi yapıştırıcıyla bloklara tespiti (ASTM C297)	110
Şekil 7.21	ASTM C297 standartlarına göre petek yapıya çekme testinin ilk numuneye uygulanma görüntüsü.....	110
Şekil 7.22	ASTM C297 standartlarına göre yapılan çekme testi sonucunda petek ve tabaka (epoksi yapıştırıcı) yapıda oluşan çekme kuvvetinin meydana getirdiği hasar görüntüleri	111
Şekil 7.23	Uygulamada petek ve yüzeylerde (epoksi yapışkan yüzeyler) çekme kuvvetinden oluşan hasarların (kopmaların) üstten görünümü	111
Şekil 7.24	Bükerek kırılma testinin (sandwich flexure test) uygulanışı.....	113
Şekil 7.25	Uygulanan kuvvet sonucu sandviç yapı yüzey tabakalarında meydana gelen hasar görüntüsü	113
Şekil 7.26	Birinci parçaya uygulanan basma kuvveti sonucunda genel olarak sandviç yapıda oluşan kırılma görüntüsü	114
Şekil 7.27	Uçak dikey kumandasına (Rudder) etkileyen yükler	116
Şekil 7.28	Bir yolcu uçağının imalat aşamasında dikey kumandasının görünümü	117
Şekil 7.29	Bir uçağın dikey kumandasının (rudder) genel olarak parça dizayn örnekleri.....	117
Şekil 7.30	Balpeteği sandviç yapı, kevlar 49/epoksi yüzeylerin tasarım örneği	118
Şekil 7.31	Kirişlerle desteklenmiş grafit/epoksi yüzeylerin tasarım örneği	119
Şekil 7.32	Kirişlerle desteklenmiş kevlar 49/epoksi yüzeylerin tasarım örneği.....	120
Şekil 7.33	Tamamıyla metal balpeteği ile kevlar 49/epoksi yüzeylerin tasarım örneği	121
Şekil 7.34	Kirişlerle desteklenmiş alüminyum yüzeylerin tasarım örneği	122
Şekil 7.35	Hasarlanmamış kompozit sandviç yapı örneği	124
Şekil 7.36	Hasarlanmış kompozit sandviç yapının gözle muayenesi.....	124
Şekil 7.37	Tap cihazının hasarlı bölgeye uygulanması	125
Şekil 7.38	Hatalı bölgenin işaretlenmesi	125
Şekil 7.39	Airbus 300 uçağının CF6-50 General Electric turbofan motoru.....	126
Şekil 7.40	Baroskopla muayenenin uygulanması.....	126
Şekil 7.41	Sabit başlıklı baroskop ve görüntü ekranı	127
Şekil 7.42	Hatalı bölgenin baroskop cihazı ekranında gözle takip edilmesi	127
Şekil 7.43	Boeing 737-400 arka bölge iç flabı	128
Şekil 7.44	Kaba hatlarıyla hata tespit edilen bölgenin işaretlenmesi	128
Şekil 7.45	Radyografi test cihazının genel görünümü.....	129

Şekil 7.46	Radyografi cihazıyla su almış bölgenin tespit edilmesi.....	129
Şekil 7.47	Ayrılmaya (disbonding) uğramış prepreg alüminyum petekli sandviç yapının çıkartılması	130
Şekil 7.48	Airbus 300-600 uçağının genel kuyruk görünümü ve yatay stabilizenin işaretlenmiş görüntüsü.....	131
Şekil 7.49	Airbus 300-600 uçağında hatalı bölge	131
Şekil 7.50	Ayrıma (disbonding) tespit edilen bölgenin ultrason görüntüsü.....	132
Şekil 7.51	Airbus 330 uçağının rudder bölümünün işaretlenmiş resmi	133
Şekil 7.52	Flir Thermacam P-10 cihazıyla muayenenin uygulandığı görüntüsü.....	133
Şekil 7.53	Balpeteği kompozit tamiri için bir yüzey ve petek ıslak serme malzemelerin tamir uygulaması.....	135
Şekil 7.54	Hasarlandırılarak ıslak serme tamirinin uygulanacağı bölge	135
Şekil 7.55	Hasarlı bölge otomatik tap testi cihazıyla tam hatlarıyla tespit edilmiştir ..	136
Şekil 7.56	Tamir edilecek bölge iyice tesbit edilerek bölge şablonla işaretlenmiştir...	136
Şekil 7.57	Hasarlı tabakalar (sayısı belirli) özel kesici yardımıyla tamamen çıkarılmıştır.....	137
Şekil 7.58	Petek hücrelerinde zarar gördüğü gözlenmiştir.....	137
Şekil 7.59	Hasarlanan petek hücrelerinde tamamen çıkarılmasına karar verilmiştir ...	138
Şekil 7.60	Bölgedeki tüm petek hücreler çıkartılmış, diğer yüzeye zarar vermemek için itina gösterilmiştir.....	138
Şekil 7.61	Yüzey tabakası zımpara makinasıyla düzeltilmiştir. Zımparalama sonucu yüzey seviyesi düzgünlüğünün limitler dahilinde olduğu gözlenmiştir. Bölgedeki boya ve diğer kalıntılar temizlenmiş, bölge kurutulmuş ve temizlenmiştir	139
Şekil 7.62	Tamir edilecek bölgenin boyutlarına uygun hücre şablon yardımıyla kesilerek hazır hale getirilmiştir	139
Şekil 7.63	Tamir hücresi ebatlarına uygun şekilde hafifçe yüksek olarak yerine yerleştirildi. Fiberglas malzeme kesildi ve hücrenin üzerine yerleştirilecek hale getirildi.....	140
Şekil 7.64	Dolgu yapıştırma maddesi karıştırılarak tamir bölgesine sürüldü.....	140
Şekil 7.65	Dolgu yapıştırma maddesi petek hücreye de uygulandı.....	141
Şekil 7.66	Hücre yerine yerleştirildi. Hücre tamamen dolgu yapıştırma maddesiyle kaplı hale getirildi. Bozulmayan kata uygulanan dolgu yapışkan maddesinin yeterli olduğu görüldü. Hücre tam yerine sıkıca yerleştirildi ..	141
Şekil 7.67	Tamir vakum torbasına alınarak 150°F sıcaklıkta yaklaşık 120 dakika süreyle kür edildi. Kür esnasında vakum torbasının kaçak kontrolü yapıldı. Herhangi bir vakum kaçağının olmadığı görüldü.....	142
Şekil 7.68	Tamir edilen bölge vakum torbasından çıkarılarak temizlendi ve yüzey düzgünlüğü sağlandı	142
Şekil 7.69	Tabaka aralıkları ve tamir katları belirlenerek, işaretlendi, oryantasyonlar kontrol edildi, temizlendi.....	143
Şekil 7.70	Tamir katları oryantasyonlara dikkat edilerek yayıldı. Tabaka uyumları sağlandı.....	143
Şekil 7.71	Tamir edilen malzeme tekrar vakum torbasına alındı. 150°F sıcaklıkta yaklaşık 120 dakika kür edildi. Vakum torbasının gerekli kaçak kontrolleri yapıldı	144
Şekil 7.72	Tamir vakum torbasından çıkarıldı. Tamirin gözle ve metal parayla yapılan tap testinde mükemmel bir şekilde bitirildiği gözlemlendi	144
Şekil 7.73	Hasarlı bölge otomatik tap cihazıyla tespit edildi. Hatalı bölge şablonla işaretlendi	145

Şekil 7.74	Hasarlı bölge diğer bölgelere zarar vermeden çıkarıldı. Hasarsız alt tabaka yapı bırakıldı	145
Şekil 7.75	Bölge tamamen zımpara makinasıyla temizlenerek, gerekli olan yüzey düzgünlüğü sağlandı. Etraftaki boya ve parlaticılar çıkarıldı.....	146
Şekil 7.76	Tamir edilecek bölge tamamen kurutulup, toz ve kalıntılardan arındırıldı.	146
Şekil 7.77	Tamir hücresi bir yerde hazır hale getirildi. Yapıştırıcı filmi yüzeye tatbik edildi.....	147
Şekil 7.78	Köpük yapıştırıcı kenarlara yerleştirildi. Yapıştırıcının yerleştirilecek hücreden büyük olmasına dikkat edildi	147
Şekil 7.79	Petek tamir hücresi yerine yerleştirildi. Yapıştırıcının durumu kontrol edildi. Petek hücrenin tam yerine oturduğu gözlemlendi.....	148
Şekil 7.80	Petek tamir hücresi yerine yerleştirildikten sonra, üzerine yalıtıcı film tabakası kondu	148
Şekil 7.81	Yalnızca prepreg uygulamalar için parça ısı battaniyesine alındı.....	149
Şekil 7.82	Tamir vakum torbasına alındı. 250°F (123°C) derecede 120 dakikalık kürleme işlemine tâbi tutuldu	149
Şekil 7.83	Tamir malzemesi vakumdan çıkarıldı, temizlendi, tabaka aralıkları kontrol edildi. Tabaka aralıkları belirlendi. Tamir katları yayıldı.....	150
Şekil 7.84	Tamir tekrar vakum torbasına alındı. 250°F (123°C) tekrar 120 dakikalık kür işlemine tabi tutuldu	150
Şekil 7.85	Kürleme işlemi sırasında kür çevrimlerine azami dikkat edildi.....	151
Şekil 7.86	Tamir parçası vakum torbasından çıkarıldı. Yapılan gözle muayenede mükemmel bir şekilde tamirin yapıldığı tesbit edildi.....	151
Şekil 7.87	Boeing 737-400 motor frenleyici (thrust reverser) şematik resmi	153
Şekil 7.88	Tamir parçası petek hücreleri yerleştirildikten sonra çift taraflı vakuma alınarak kür edilmiştir.....	154
Şekil 7.89	Vakumdan sonra petek hücrelerin yerleştiği yer zımparalanarak temizlenmiş, yüzey düzgünlüğü limitler ölçüsünde sağlanmıştır.....	154
Şekil 7.90	Yüzey düzgünlüğü sağlandıktan sonra üst yüzeyler için katların uygulanması başlamıştır	155
Şekil 7.91	Karbon tabakaları, yapışkan film tabakalarıyla beraber uygulanmıştır	155
Şekil 7.92	Oryantasyon gereklerine azami ölçüde riayet edilerek tatbik edilen son karbon katından sonra parça temizlenmiş ve kontrol edilmiştir.....	156
Şekil 7.93	Tamir parçası vakum ve kür işleminden önce ısı battaniyesine alınmıştır..	156
Şekil 7.94	Isı battaniyesi uygulandıktan sonra tamir parçası tekrar vakumlanarak 350°F (177°C) sıcaklıkta kür edilmiştir	157
Şekil 7.95	Bu işlemlerden sonra tamir edilen bölümün tahribatsız muayeneleri yapılarak zımparalanmış, boyanmış ve parça servise verilmiştir.....	157
Şekil 7.96	B 737-400 iç kanat flabının şekli	158
Şekil 7.97	Hatalı bölüm gözle, tap testi ve X-ışınlarıyla tesbit edilerek delaminasyon ve korozyon tesbit edilmiştir	159
Şekil 7.98	Hatalı bölge yapıdan (yüzey, petek hücreler) çıkartılmıştır.....	159
Şekil 7.99	Hatalı bölge tamamen temizlenmiş, kurutulmuş, petek hücre bölüme göre kesilerek tamire hazır hale getirilmiş, bölgeye yapıştırıcı uygulaması yapılmıştır.....	160
Şekil 7.100	Parça vakum torbasına alınmış, parça büyük olduğu için fırında kür işlemine tâbi tutulmuştur	160
Şekil 7.101	Parça kür işleminden sonra petek hücrelerin üzeri temizlenmiş, zımparalanmış, yüzey düzgünlüğü sağlanmıştır.....	161

Şekil 7.102 Parçanın üzerine alüminyum tabaka yerleştirilmiş, yapıştırıcı tatbik edilmiş vakum altında kür edilerek gerekli testleri yapılmış, boyandıktan sonra servise verilmiştir	161
Şekil 7.103 Airbus 320 uçağının radom bölümü	162
Şekil 7.104 A 320 uçağının hasara uğramış radomu	162
Şekil 7.105 Airbus 320 radomunun ağır hasarlanmış radomunun dıştan görünümü	163
Şekil 7.106 Airbus 320 radomunun iç bölgedeki hasarının görünümü	164
Şekil 7.107 Airbus 320 uçağının kuş çarpması sonucu hasarlanan radomundan tamir edilmesi gereken parçanın çıkartılmış halinin görünümü	164
Şekil 7.108 Airbus 320 uçağının hasarlanmış bölümünde petek yapının ve iç yüzeyin görünümü	165

ÇİZELGE LİSTESİ

Çizelge 1.1	Kompozit güçlendiriciler ile diğer malzemelerin kıyaslanması.....	4
Çizelge 3.1	Kiriş sabitlerinin özetlenmesi.....	41
Çizelge 4.1	Kuvvetlendiriciler (takviye elemanları) avantaj ve uygulamaları.....	55
Çizelge 4.2	Değişik matrislerin özellikleri.....	58
Çizelge 4.3	Epoksi yüzey ve 3 pcf Nomex petek için 126°C’de yapılan kürlemedeki otoklav kür çevrim zamanları.....	72
Çizelge 7.1	Gözlenen 62 olayda alüminyum bazlı balpeteği kompozit yapılarda hasar oluşum türleri ve oranları.....	99
Çizelge 7.2	Test sonuçları ve değerlendirmeler.....	108
Çizelge 7.3	Çekme test değerleri ve sonuçları.....	112
Çizelge 7.4	Uygulanan kırılma testleri sonucunda oluşan değerler ve sonuçlar.....	114
Çizelge 7.5	Parçaların tasarım özellikleri ve ağırlıkları.....	123
Çizelge 7.6	Servisteki kompozit malzemelerin tahribatsız muayene uygulama kriterleri.....	130
Çizelge 7.7	Balpeteği kompozitlere uygulanan tahribatsız muayene oranları ve % dağılımları.....	134
Çizelge 7.8	Balpeteği kompozit yapı hasarlarının oranları.....	166
Çizelge 7.9	Aerodinamik yüzeylerde meydana gelen hasar bölgeleri oranı.....	166
Çizelge 7.10	Balpeteği Kompozit Tamiri için Tek Yüzey ve Petek Prepreg Malzemelerin Tamir Yöntemleri (I. Adım).....	167
Çizelge 7.11	Balpeteği Kompozit Tamiri için Tek Yüzey ve Petek Prepreg Malzemelerin Tamir Yöntemleri (II. Adım).....	169
Çizelge 7.12	Balpeteği Kompozit Tamiri için Bir Yüzey ve Petek Islak Serme Malzemelerin Tamir Yöntemleri (I. Adım).....	170
Çizelge 7.13	Balpeteği Kompozit Tamiri için Bir Yüzey ve Petek Islak Serme Malzemelerin Tamir Yöntemleri (II. Adım).....	172

ÖNSÖZ

Kompozit sandviç balpeteği malzemesi ülkemizde üretilmemekte ya da üretilmemektedir. Sadece TAI, prepreg kompozit sandviç malzemelerin daha önceden tasarlanmış parçalarını üretmekte olup, petek hücre malzemeleri tamamıyla yurtdışından ithal edilmektedir. Ayrıca üretimde kullanılan yapıştırıcılar, üst tabaka yapıları için kullanılan malzemeler yurtdışı kaynaklıdır.

Kompozit balpeteği sandviç yapılarının tamiri kısıtlı olarak hava ikmal bakım merkezlerinde, Türk Hava Yolları bakım tesislerinde yapılmaktadır. Dünya genelinde kompozit sandviç balpeteği yapıları sadece havacılık ve uzay endüstrisinde kullanılmayıp, birçok alanda kullanılmaktadır. Örneğin, ABD’de birçok köprü ayakları plastik takviyeli makro sandviç yapılardan üretilmektedir. Rahatlıkla söyleyebilirim ki, yaptığım çalışmalar ülkemizde bu konuda ileride yapılacak araştırma ve gelişmelere ışık tutacaktır.

En büyük dileğim; ülkemizde kompozit malzemelerin üretiminde gerekli olan araştırmaların artırılması, özel sektörün bu konuyla ilgilenerek araştırma-geliştirme ünitelerini faaliyete geçirmesi ve bazı kompozit balpeteği sandviç yapı malzemelerinin her türlü boyutuyla ülkemizde üretilmesidir.

Yıldız Teknik Üniversitesi’nde yaptığım doktora çalışmalarında bana her türlü yardım ve desteği gösteren Sn. Prof. Dr. Ahmet TOPUZ, Sn. Prof. Dr. Müzeyyen MARŞOĞLU, Sn. Prof. Dr. Mustafa ÇİĞDEM, Sn. Prof. Dr. Adem BAKKALOĞLU’na en derin saygılarımı ve teşekkürlerimi sunarım. Sn. Prof. Dr. Nişan SÖNMEZ’e tanrıdan rahmet diliyorum.

İTÜ Uçak Mühendisliği Bölümü Dekanı Sn. Prof. Dr. Fevzi ÜNAL’a, yaptığım çalışmalarda yardımlarından dolayı teşekkürü borç bilirim.

Altı yıl önce beraber çıktığımız doktora çalışması yolculuğunun her aşamasında, elinden gelen yardımı esirgemeyen, öğrenciden çok, bana kardeş gibi davranan Sn. Prof. Dr. Ahmet ÜNAL’a sonsuz teşekkürlerimi ve saygılarımı sunuyorum.

TUSAŞ Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş. (TAİ) Kompozit ve Metal Yapıştırma Bölümü Şefi Sn. A. İhsan OTABATMAZ'a, Mekanik Testler Bölümünden Sayın Bahar Koçkan'a her türlü yardımlarından dolayı teşekkür ederim. Ayrıca, Türk Hava Yolları Teknik Müdürlüğü Kompozit ve Tahribatsız Muayene Bölümü'nde görev yapan herkese teşekkürlerimi ve sevgilerimi sunuyorum.

Son söz olarak, ülkemizin ileri gitmesi ve gelecek nesillerimizin refahı için her türlü bilimsel çalışmada, en ufak emeği geçen her kişiye uzun ömürler diliyorum.

ÖZET

Birinci bölümde kompozit malzemelerin genel tanımları ve diğer bölümlerin kısa bir özetine yer verilmiştir.

Askeri ve sivil uçaklar, uçak motorları, helikopterler, uzay ulaştırma sistemi ve gelecekte mümkün uygulamaları kapsayan uzay ve havacılıkta kullanılan kompozit malzemeler geniş bir şekilde gözden geçirilmiştir.

Balpeteği sandviç yapı teknolojileri, sandviç panellerin dizayn kriterlerinden bahsedilmiş, bazı yüklemeye mukavemet problemleri ortaya konmuştur.

Havacılık ve uzay endüstrisinde kompozit malzemelerin üretiminde kullanılan en önemli üretim metotlarından biri olan “prepreg” üretim yöntemleri açıklanmış, kat ve fiber oryantasyonlarının önemi vurgulanmıştır.

Balpeteği sandviç malzemelerinin tahribatsız muayene yöntemleri üzerinde durulmuş, bazı uygulamalar ve sonuçları irdelenmiştir. Sandviç yapı tamir yöntem ve teknikleri belirtilmiş ve bazı uygulama sonuçları gözden geçirilmiştir.

Anahtar kelimeler: Kompozit Malzemeler, Balpeteği Sandviç Yapılar, Sandviç Balpeteği Yapıların Tamiri, Tahribatsız Muayene, Prepreg Üretim.

ABSTRACT

General definitions of composite materials and summary of other chapters were given respectively at the first chapter.

Broad review of aviation and aerospace production of composite materials were discussed such as military and civil aircraft, aircraft engines, helicopters, space transportation system and also possible future applications.

Honeycomb sandwich structure technologies, design criteria of sandwich panels and some loading problems were studied. One of the very important aviation related production method of composite materials, which is prepreg production methods were studied.

Non destructive inspection of honeycomb sandwich structures were studied and some applications were made and results were discussed. Couple of case studies were gone over.

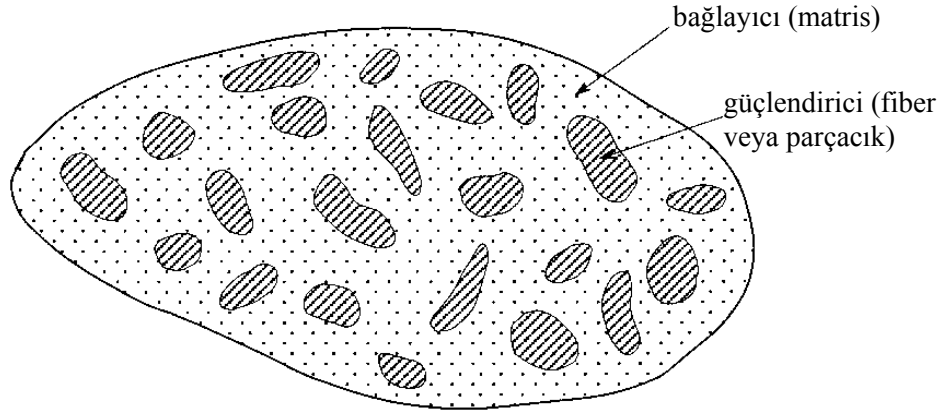
Procedures and techniques of sandwich structures repair were studied and some applications have been done and results were reviewed.

Keywords: Composite Materials, Honeycomb Sandwich Structures, Repair of Honeycomb, NDI Techniques of Honeycomb, Prepreg Method.

1. GİRİŞ VE AMAÇ

1.1. Giriş

Kompozit malzemenin tanımı: En genel biçimiyle, iki veya daha fazla malzemenin uygun olan özelliklerini tek malzemede toplamak ya da kendini oluşturan malzemelerden daha üstün özellik meydana getirmek amacıyla imal edilen yeni malzemelere “kompozit malzeme” denir. Ayrıca, “güçlendirici (fiber veya parçacık şeklinde) malzeme ile bir taşıyıcı (matris) malzemenin karışımı” olarak da tanımlanabilir. Bu tanım Şekil 1.1’de şematize edilerek verilmiştir.



Şekil 1.1 Basit kompozit malzeme modeli (Berthelot, 1999)

Yeni üretilen bu tür malzemelerin avantajları ve eksik yönleri (dezavantajları) en genel biçimiyle aşağıdaki gibi verilebilir.

Kompozit malzemenin avantajları:

- Özgül dayanç (çekme dayanıcı/yoğunluk) ve özgül modül (elastik modül/yoğunluk) oranının diğer mühendislik malzemelerine göre yüksek olması.
- Klasik mühendislik malzemeleri; metallere vb. göre yorulma dayanıcının yüksek olması
- Darbe ve çentik darbe dayanıcının yüksek olması
- Bağlantı elemanlarının az kullanılması sebebiyle yapısal zayıflıkların en az seviyeye düşürülmesi mümkündür (TAI Hexcell, 1995).

Kompozit malzemelerin dezavantajları:

- En genel biçimiyle malzeme heterojen ve anizotropdur. Kompozit malzemeyi oluşturan bileşenler olumlu ya da olumsuz özelliklerini ana malzemeye yansıtır (anizotropik). Örnek olarak bileşenlerden matris ısı ve neme karşı duyarlı ise kompozit malzeme de ısı ve neme karşı duyarlıdır.
- Hammaddesi pahalı olmasına karşın, bağlantı elemanlarındaki azalış, ağırlık azalması gibi etkenler gözönüne alındığında toplam maliyette düşüş gözlenecektir (TAI Hexcell, 1995).
- Çağdaş bir konu olan geri dönüşüm veya yeniden kazanım; kompozitler için olası ancak pahalı bir yöntemdir. Çevrede kendi kendine yok olmamasından dolayı, özellikle plastik matrisli karbon, cam vb.takviyeli kompozitlerde yeniden kazanım günümüzde pahalı bir yöntem olarak kendini göstermektedir.

1.1.1. Matrisler (Bağlayıcılar) ve Özellikleri

Kompozit malzemelerde bağlayıcıların önemli iki ana görevi vardır, malzemeye gelen yükü fiberlere veya parçacıklara (güçlendiriciler) aktarırlar; ikinci olarak da güçlendiricileri zararlı olabilecek dış etkilerden korurlar.

Kompozitin temel felsefesi, yükü taşıyıcı yüksek elastik modüllü fiber ya da filler (parçacık)lerin, göreceli olarak daha düşük elastik modüllü matris içerisinde biraraya getirilmesidir. Dolayısıyla matris plastikliği daha fazla olan malzemelerden yapılıdır.

Bağlayıcı olarak yaygın kullanılan polimerler (reçineler), termosetler ve termoplastikler olarak ikiye ayrılırlar. Termosetlerin sertleştirilmeleri (curing) intermoleküler yapılarının çapraz bağlarla oluşturulmaları ile sağlanır. Sıvı reçine halindedirler. Geri kazanımları yoktur. Termoplastiklere nazaran daha serttirler, yüksek sıcaklıklara dayanıklı bir yapıları vardır.

Termoplastikler katı halde olup, ısı ile eritilip form verilebilir, soğutulduklarında tekrar katı hale geri dönerler. Termoset reçineler ile termoplastik bağlayıcılar arasındaki en önemli fark; termoplastikler ısıtılıp, soğutulduklarında bir önceki şekillerini geri kazanabilirler, termosetler soğutulup sertleştirildikten sonra ısıtıldığında bozulurlar. Genel olarak termosetlerin işlem zamanı termoplastiklere nazaran daha uzundur (Hexcell, 2002).

1.1.2. Takviye Elemanları (Fiber ve Filler)

Kompozit malzemelerde en genel biçimiyle iki tür takviye elemanı kullanılır. Fiberler; lifli, çapına göre boyu uzun olan sürekli veya süreksiz elemanlardır. Parçacıklar ise boyu çapına yakın ya da eşit, dokuda sertliği arttırıcı eleman olarak kullanılan bileşenlerdir. Çalışmada fiberler ve değişik kombinasyonları kullanıldığından, bu konu hakkında bilgi verilmiştir.

Güçlendirici Çeşitleri:

a) Fiberglas (Cam Elyafı)

Neme karşı çok duyarlı olmasının dışında, ucuz olması, teminindeki kolaylık, yüksek mukavemeti, esnekliği, işlenmesindeki kolaylık ve kalıp maliyetinin düşük olması dolayısıyla uçaklarda yapısal olmayan panellerde kullanılırlar. Camın ana maddesi (SiO_2)'dir. Bu yapıya değişik oksitler eklenmesiyle değişik kimyasal ve mekanik özelliklerde cam elyafı imal etmek mümkündür.

İleri kompozit malzemelerde en çok kullanılan cam elyafları; E-Glass, S-Glass, C-Glass ve Quartz'dır. E-Glass; kalsiyum alüminoborosilikat'dan oluşur. Mukavemet ve yüksek elektrik iletkenliğinin istendiği yerlerde kullanılır, diğer cam elyaflara nazaran ucuzdur. S-Glass; magnezyum alüminosilikat içerir. Çok yüksek dayanımı vardır. Mekanik özellikleri E-Glass cama nazaran daha iyidir. C-Glass; soda kireç-barosilikat içerir, asitli ortamlarda kullanılabilirler ve kimyasal stabilitenin en önemli faktör olduğu ortamlarda kullanılırlar. Özel bazı alanlarda yüksek silis oranına sahip cam elyafları ve quartz türü fiberler kullanılır. Quartz'ın en önemli kullanım oranı düşük dielektrik özellikleri istenen anten ve radar parçalarıdır (TAI-Hexcell, 1995).

b) Karbon (Grafit) Fiberler

Karbon fiberler, güçlendirici olarak ileri kompozitlerde en çok kullanılan fiberdir. Karbon fiber diğer fiberlere nazaran en yüksek mukavemet, yüksek tokluk ve düşük ağırlığa sahiptir. Normal mukavemet, yüksek tokluk ve düşük ağırlığa sahiptir. Normal sıcaklıklarda yorulma direnci ile sabit bir yük altındaki deformasyonları düşüktür. Havacılık endüstrisinde kanatlar, kontrol yüzeylerinde, helikopter pervanelerinde, uçak fren sisteminde, antenlerde yaygın olarak kullanılırlar (TAI – Hexcell, 1995)

c) Organik Fiberler

Güçlendirici olarak kullanılan en yaygın organik fiberler aramidlerdir. Aramid, aromatik poliamid fiberlere genel olarak bir isim olmasına karşın Dupont firmasının 1971 yılında piyasaya çıkardığı aramid fiber “Kevlar” olarak piyasaya sürülmüş olup, bu tür fiberler “Kevlar” adıyla özdeşleşmiştir.

Kevların gerilme direnci ve modülüsü diğer bilinen organik fiberlerden daha fazla olmasına karşın karbon fibere nazaran daha düşüktür. Karbonfiber ve fiberglasa oranla daha az kırılğan ve hafiftir. Kevları, sınırlı ısıl genleşmenin istendiği alanlarda en üstün malzeme yapmaktadır. Suyu çabuk absorbe etmesi, kesme, delme, tıraşlama işlemlerinde kolay liflenmesi başlıca imalat zorluklarıdır. Yüksek tokluk için Kevlar 29, yüksek modülüsü için Kevlar 49, çok yüksek modülüsü için Kevlar 149 kullanılır.

Genel olarak Kevlar uçakların hücum kenarlarında, darbeye karşı direncin önemli olduğu uçak parçalarının üretiminde kullanılmaktadır. (TAI-Hexcell, 1995).

Çizelge 1.1 Kompozit güçlendiriciler ile diğer malzemelerin kıyaslanması (Hexcell, 1995)

Malzeme	Yoğunluk (gr/cc)	Çekme Dayancı (MPa)	Özgül Çekme Dayancı (MPa)	Çekme Modülü (MPa)	Özgül Modül $\frac{E}{\rho}$
Çelik	7,8	999	$131 \cdot 10^3$	$200 \cdot 10^3$	3,3
Titanyum	4,5	923	$207 \cdot 10^3$	$110 \cdot 10^3$	3,5
Alüminyum	2,8	462	$165 \cdot 10^3$	$69 \cdot 10^3$	3,5
Fiberglas	2,5	1694	$675 \cdot 10^3$	$69 \cdot 10^3$	4,0
Karbon fiber	1,9	1570	$826 \cdot 10^3$	$379 \cdot 10^3$	29
Kevlar	1,4	2652	$1895 \cdot 10^3$	$131 \cdot 10^3$	14

Çizelge 1.1’de; fiber güçlendiriciler ile bazı mühendislik malzemelerin ortalama değerleri verilmiştir. Kompozit malzemeye mekanik özellikler sağlayan fiberler, diğer klasik mühendislik ve malzemeleri olan metallere göre iyi mukavemet, ağırlık, modül/ağırlık (spesifik veya özgül modül) oranları vermekte, bunların ötesinde Kevlar ön plana çıkmaktadır.

1.1.3. Plastik Matrisli Kompozitlerin Üretim Yöntemleri

Kompozit parça üretim yöntemlerinin geliştirilmesi, üretilen parçaların mekanik özelliklerinin iyileştirilmesi ve en ekonomik olarak üretim yapma konuları üzerindeki çalışmalar hızlı bir şekilde sürmekte olup, halihazırda mevcut olan üretim yöntemleri kısaca aşağıdaki gibidir.

a) El Yatırması (Islak Yatırma)

İlk modern kompozit parça üretim tekniği olup, fiberler önceden hazırlanmış bir kalıba serilip üzerlerine fırça ile reçine emdirilir. Diğer katlar da serilip reçine emdirildikten sonra parça oda sıcaklığında sertleştirilir. Daha çok fiberglas ve polysterden üretilen parçalarda kullanılır.

b) Prepreg Yöntemi

Bu üretim metodunda önceden reçineye emdirilmiş güçlendiriciler kullanılır. Bu işlemi genelde başka imalatçılar yaparak kompozit parça imalatçılara sevk ederler. Prepreg metodu ıslak metoda nazaran hassas olup, imalat için vakum torbası hazırlanması ve otoklavda sertleştirme zorunluluğu yüzünden maliyet fazladır.

c) Elyaf Sarma (Filament Winding) Yöntemi

Fiberlerin, reçineden geçirilerek mandrele sarılması şeklindedir. Değişik çaplarda üretim yapmak mümkündür. Sertleştirme işlemleri genelde otoklavda yapılır.

d) Reçine Enjeksiyonu (RTM, Resin Transfer Molding) Yöntemi

Kalıbın içine yerleştirilmiş olan güçlendiriciler üzerine reçinenin (resin) basılması şeklindedir. Ayrıca basınçla kalıplama (CNI), tabaka kalıp bileşimi (SMC), parça kalıp bileşimi (BMC) gibi imal usulleri de vardır.

1.2. Amaç

Bu çalışmada; alüminyum ve kevlar bazlı balpeteği kompozitlerin uygulamaları, sandviç yapı teknolojisi yapılarıdaki hasar türleri, balpeteği üretim yöntemleri, bu yapılara uygulanan tahribatsız muayeneler ve uygulamaları, balpeteği kompozit malzeme tamir yöntemleri gözden geçirilmiş, adı geçen konular deneyler ve durum değerlendirmeleri yapılarak pekiştirilmeye çalışılmıştır.

2. KOMPOZİT MALZEMELERİN HAVACILIK VE UZAY ENDÜSTRİSİNDE UYGULAMALARI

İnsanlık tarihinin geçmişine göz attığımızda yaşanan devirlerin bulunan ve kullanılan malzemelerle özdeşleştiğini görürüz. Taş devri, Bronz devri, Demir çağı gibi... Yaşadığımız çağı çelik devri olarak nitelendirirsek, halihazırda yaygın olarak kullanılan kompozit malzemelerin varlığı ve gelişmesi neticesinde gelecek nesillerin içinde bulunduğumuz yılları, ileride kompozit devri olarak adlandıracağını şimdiden tahmin edebiliriz.

Polimer kompozit malzemeler ilk ortaya çıkışından bu yana elli yıl geçmesine rağmen, birçok yeni uygulama alanları bulmakta ve bu konuda gelişmelerin ve uygulamaların devam edeceği tahmin edilmektedir. Bunun yanında yaşadığımız çevre ve dünyayı çeviren hava katmanlarının insanların yaşamasına elverişli olarak muhafaza etme konusu önemini gittikçe arttırmaktadır. Buna paralel olarak yüksek performans özelliklerine sahip kompozit malzemelerin dünyanın ekolojik dengesine katkıda bulunacağı düşünülmekte ve mevcut kullanılan birçok malzemenin yerini yakın bir gelecekte alması tahmin edilmektedir (Schwart, 1997).

2.1 Havacılık ve Uzay Endüstrisinde Uygulamalar

2.1.1 Askeri Uçaklar

1940'tan itibaren cam elyafli polyester kompozitlerin askeri uçakların radom ve yakıt tanklarından sonra birçok gövde elemanında, çeşitli şekillerde artan bir hızla kullanıldığını görürüz.

1944 yılından itibaren cam elyafların yangına karşı koruma bölgelerinde, 1952 yılından itibaren grafit epoksi bazlı kompozitlerin piyasaya çıkışını, radomlarda, pervanelerde, yer döşemelerinde, kapılarda, kontrol yüzeylerinde, kuyrukta, kanatlarda, ana gövde yapısında yaygın olarak kullanılageldiğini görüyoruz.

1960 yılından itibaren grafit polimer bazlı kompozitlerin yangın koruma duvarlarında, yüksek sıcaklığa maruz kalan hava alıklarında kullanıldığını görüyoruz. 1969 yılında kumanda yüzeylerinde, özellikle stabilizer ve rudder'da ve yapısal tamir için boron epoksi kompozitlerinin, aynı yılda kumanda yüzeyleri, kanatlar, gövde yapı elemanları, hava frenleri,

kontrol yüzeyleri, kapılar, taban döşemelerinde, hava alıklarında, motor frenleme tertibatlarında (thrust reverser) karbon epoksi kompozitlerinin yaygınlaştığını gözlemleriz. 1971 yılında piyasaya çıkan kevlar epoksi kompozitleri radomlarda, motor dış gövde yapılarında, kanatların hücum kenarlarında ve firar kenarlarında, karbon epoksi kompozitlerinin ise motor girişi hava alıklarında ve flaplarda kullanımının ise 1974 yılında başladığını görürüz.

1974 yılına geldiğimizde karbon/BMI (bismalemid) (CF/BMI) kompozitlerinin kanatlarda, flaplarda, gövde yüzeyinde, stabilizer, motor dış gövdesinde, motor frenleme tertibatlarında yaygınlaştığını gözlemleriz. Eş zamanlı olarak Amerika Birleşik Devletlerinde kompozit yapıların kullanımı da büyük bir artış göstermiş, 1960 yılında A-60 savaş uçağında kompozit malzeme kullanımı sadece 90,7 kg. iken, 1970 yılında F14-A uçaklarında 236,3 kg., 1978 yılında F18 A uçaklarında 598,6 kg. kompozit malzeme kullanılmaya başlamıştır. 1981 yılında AV-8B 732,6 kg. kompozit malzeme kullanırken, günümüzde üretilen aynı tip uçak olan AV-8B modelinde yaklaşık %26 oranında GI/BMI Gr/BMI kompozit malzeme uçağın genel yapısında ve bütün kanat yapılarında kullanılmaya başlamıştır.

Halihazırda üretimi devam eden ve üretilecek uçakların kompozit malzeme kullanma oranına ve miktarına baktığımızda C17 uçaklarının 1961,2 cm. uzunluğunda kompozit malzemedan dikey stabilizerinin imal edildiğini ve son testlerinin yapıldığını karbon-epoksi (CF/EP) kompozit malzemesinin kanat, kanat ucu, iniş takımı kapaklarında, kanat kontrol yüzeylerinde kullanıldığını görürüz. Özetle, yeni üretilen askeri kargo uçağı C17'nin %6 oranında karbon-epoksi kompozit malzemedan üretildiğini söyleyebiliriz.

AV-8B uçağında uçağın alt gövdesinde, kanat firar kenarlarında yaygın olarak kompozit malzeme kullanılmıştır. (CF/EP) (CF/BMI) toplam kompozit malzeme ağırlığı 684,8 kg. seviyesindedir.

F18/A, F18 E/F savaş uçaklarında son modellerin üretiminde %30 civarında parça azaltılması kompozit malzemelerin bu modellerde yaygın olarak kullanılmasıyla gerçekleşmiştir. Yeni üretilen F18 E/F modellerinde karbon-epoksi kompozitlerinin kullanım oranı %19'a çıkarılmış (Daha önce üretilen F17 C/D modellerinde bu oran %10 civarında idi.)

F18 A uçaklarında grafit epoksi kompozitleri yaygın olarak kanat yüzeylerinde, dikey stabilizerde, hava frenlerinde, kapılarda ve kaplamalarda kullanılmıştır. Bu tür uçağın görüntüsü Şekil 2.1'de gösterilmiştir.



Şekil 2.1 F/A – 18 E/F uçağının görünümü (The Flight Group, 2005)

F-22 (ATF) taktik savaş uçağında halihazırda toplam ağırlığın (%31'i termoset, %4 termoplastik) %35 oranında kompozit malzeme kullanılmaktadır.

FS-X (gelecek nesil deneysel yakın destek savaş uçağı) dizaynı ve planlamaları Japonya'da devam etmekte olup, bu uçaktaki kompozit malzeme kullanımı uçağın performans ve maliyeti için önemli bir kriter teşkil edecektir.

Uzun yıllar önce üretilmiş, halen serviste olan F-4 savaş uçaklarının pencere önü yapıları, önpilot kanopi bölümleri kompozit hibrid yapılarla değiştirilmeye başlamıştır.

F-111 ve A-6 E gibi eski savaş uçaklarının metalden üretilmiş birçok bölüm çeşitli kompozit yapılarla değiştirilmiş, özellikle kanatların grafit epoksi (Gr/Ep) kompozit malzemesiyle değişimi uçağın operasyonel kullanım zamanına 15 yıl daha eklemiştir.

A10 taktik savaş uçağında kanat altlarında, ekstra yakıt tanklarında termoplastik kompozit malzemeler yaygın olarak kullanılmaya başlamıştır.

F15 savaş uçaklarının iniş takımlarında kullanılan metal matrisli kompozit malzemeler sayesinde %30 civarında bir ağırlık azalması gözlenmiştir. F15 savaş uçağı Şekil 2.3'te gösterilmiştir. (Piellisch 1993 vd., Macy 1990)



Şekil 2.3 F-15 savaş uçağı görüntüsü (Flight Group 2005)

F-16 savaş uçaklarında giriş kapılarında, iniş takımları iç ve dış yüzeylerinde yaygın olarak termoplastik kompozit malzeme kullanılmıştır.

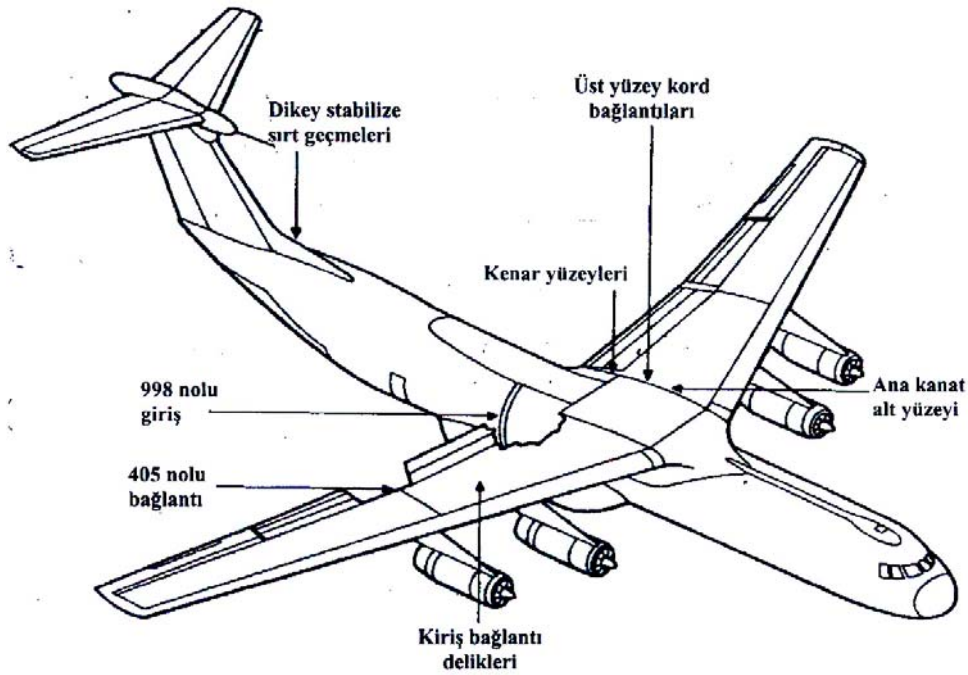
Yakın gelecekte üretimine başlanacak olan “Eurofighter” EFA savaş uçaklarında karbon bazlı kompozit gövde ve gövde parçaları kullanılacak olup, karbon fiber takviyeli plastik kompozit (CFRP) malzeme kullanımı, tasarımın ağırlığını kaydedeğer bir biçimde azaltacaktır.

Yine yakın gelecekte üretilmesi planlanan (AJF) “Advanced Jet Fighter” savaş uçağında (Şekil 2.4) konvansiyonel metal ve alaşımlarının kullanıldığı hemen hemen bütün bölgelerde metal matrisli ileri kompozit malzemelerin uygulanması için test aşamaları son safhasındadır (Cassidy, 1990).



Şekil 2.4 AJF uçağının model resmi. Bu savaş uçağı aynı zamanda radarlar tarafından görünmez özellikler de taşıyacaktır (Future Flight, 1987).

C130 taktik nakliye uçağı, Şekil 2.5'te gösterilen C-141 stratejik kıtalararası uçuş menziline sahip nakliye uçaklarında ve C/KC-135 nakliye ve havadan yakıt ikmali yapan uçaklarda alüminyum bazlı alaşımlarla imal edilen bazı parçalar silikon karbon (SiCf) takviyeli kompozit malzemelerle değiştirilmekte olup, uçak parçalarının dayanımı arttırılmakta, bunun yanında ağırlığı azaltılarak, değiştirilen parçaların daha yüksek sıcaklıkta çalışma imkanlarına kavuşturulmaktadır. Ayrıca bahsi geçen uçaklarda konvansiyonel olarak kullanılan alüminyum alaşımlarının tamirinde boron epoksi (B/Ep), grafik epoksi (Gr/Ep) takviyeli kompozit malzemeler kullanılarak tamir teknolojileri iyileştirilmiştir (Schwartz, 1997).



Şekil 2.5 C 141 stratejik askeri nakliye uçağının bazı bölümlerinin kompozit malzemelerle takviye edilerek servis ömürlerinin arttırılması sağlanmıştır (Scwartz, 1989)

2.1.2 Ticari Uçaklar

1970 yıllarının başlarında takviyeli olarak kullanılan malzemeler (Boron, Karbon, Kevlar) özellikleri ve maliyeti tam olarak bilinemediğinden ticari uçaklarda gelişmiş kompozit malzemeler olarak kısıtlı bir biçimde kullanılagelmiştir.

Boeing 707 flaplarında, Boeing 747 jumbo uçaklarının ilk 100 ve 200 serilerinde taban döşemelerinde, Şekil 2.6 ve 2.7'de gösterilen Boeing 737-100 ve 200 serilerinde hava frenleme tertibatlarında, L-1011 taban döşemelerinde, karbon takviyeli kompozitler yine L-1011 uçağının kanat bağlantılarında kevlar takviyeli kompozit malzemeler kısıtlı olarak kullanılmıştır.

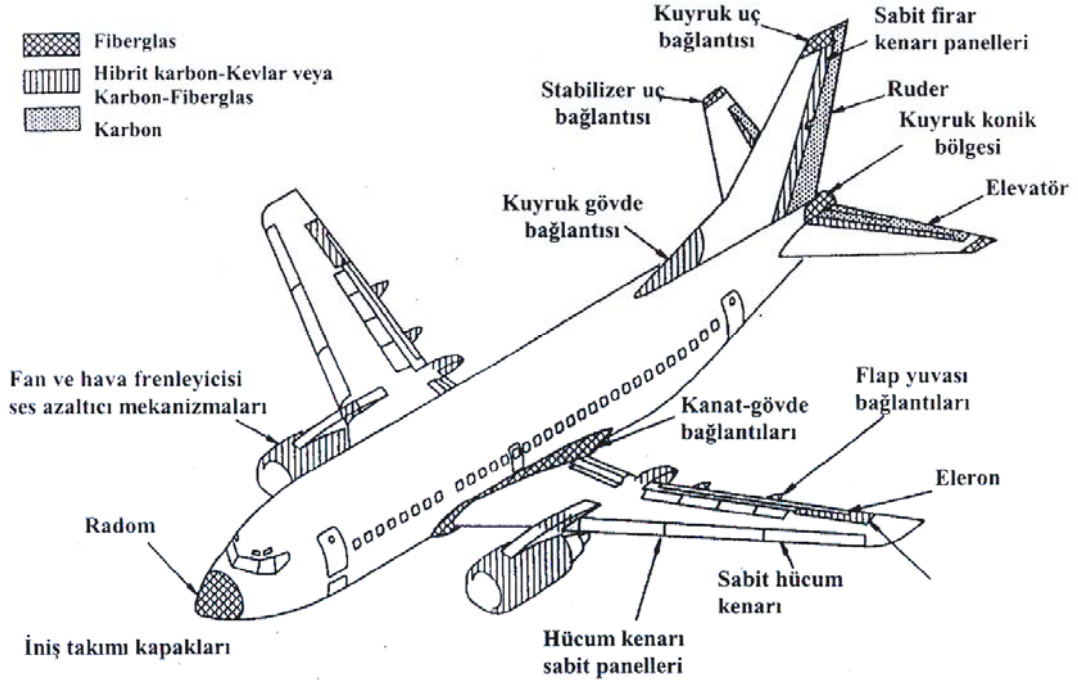
Bir ticari uçağın maksimum kalkış ağırlığının yaklaşık %50'sini uçağın boş ağırlığı oluşturmaktadır. Bu boş ağırlığın motor, ekipman ve iç döşemeleri boş ağırlığın %30'unu oluşturmaktadır. Yapısal ağırlığın azaltılması yakıt sarfiyatının azalmasına, motor gücünün ve yapısal parametrelerin dolayısıyla küçülmesine yol açacaktır. Özetle 1 kg. yapısal ağırlık azaltılması, uçağın kalkış ağırlığına 2 ile 5 kg etkileyecektir (Matsui 1995 vd., Sakatani, 1980).

Ticari uçaklarda gelişmiş kompozit malzemelerin kullanımı, yapısal ağırlığın azalması sebebiyle maliyetlerin hatırı sayılır derecede düşürülmesi beklentisidir.

McDonnell Douglas firması 1970-1987 yılları arasında ürettiği DC-10 uçakları için karbon takviyeli plastik parçaları uçak kumanda yüzeyleri için kullandı. Yaklaşık 1000 kg. kompozit malzeme MD80, 4100 kg. kompozit malzeme MD11 uçakları için kullanıldı (Matsui 1995 vd., Ashizawa, 1991).

Kompozit malzemelerin yaygın olarak ticari yolcu uçaklarında kullanımı artarak devam ederek Boeing 757 yolcu uçağı (Şekil 2.8 ve 2.9) yaklaşık 1840 kg., Boeing 777 uçağında 13.605 kg. kompozit malzeme kullanıldı. 1983 yılından itibaren Airbus firması Airbus 310 uçaklarında 4490 kg. kompozit malzeme kullanırken, 1991 yılında Airbus 330-340 serilerinde kullanım ortalama 11307 kg. mertebesine ulaşmıştır.

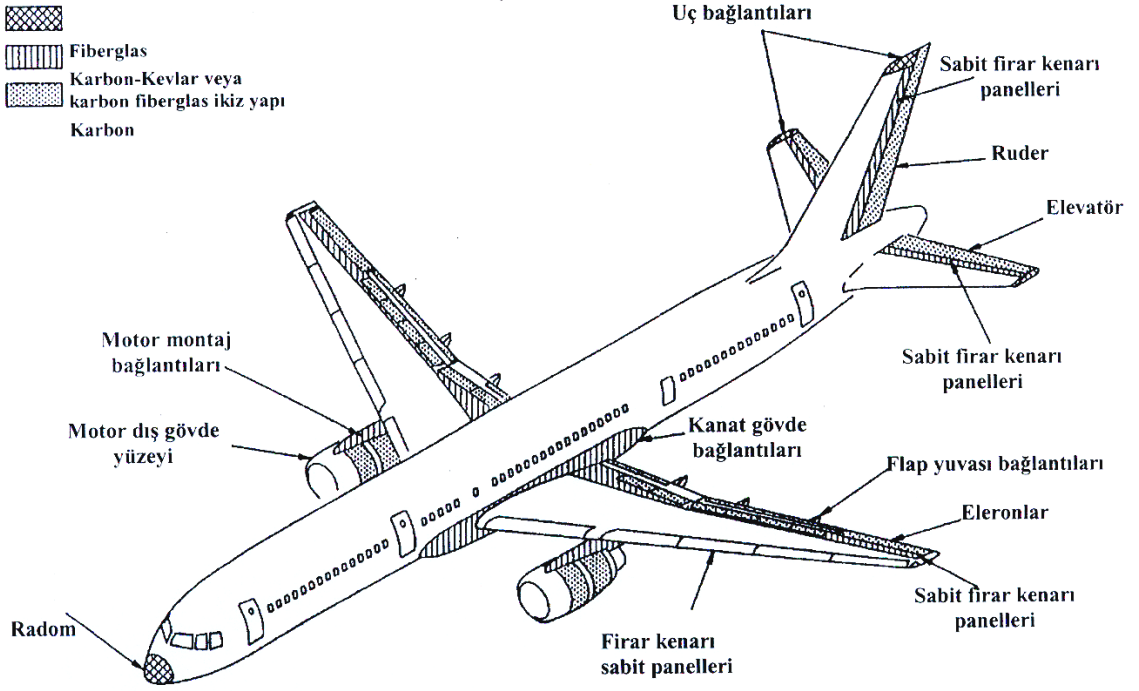
Son yıllarda üretilen Boeing 767 ve Boeing 777 ticari yolcu uçaklarında (Şekil 2.10, 2.11, 2.12, 2.13) 1087 cm. uzunluğunda rudder (dikey kumanda) yüzeyi, gövde yan panelleri aramid sandviç kompozit malzemelerinden, dikey ve yatay kumanda yüzeyleri grafit-epoksi (Gr/Ep) kompozit malzemedan üretilmekte, toplam olarak Boeing 777 uçağının %9'luk ağırlığı kompozit malzemedan oluşmaktadır. Bu da daha önce üretilen Boeing 737, 757 ve 767 tiplerine göre 10 kat daha fazla kompozit malzeme kullanıldığı gerçeğini vurgulamaktadır.



Şekil 2.6 Boeing 737-300 uçağında gelişmiş kompozit malzeme uygulamaları (Boeing³, 1996)



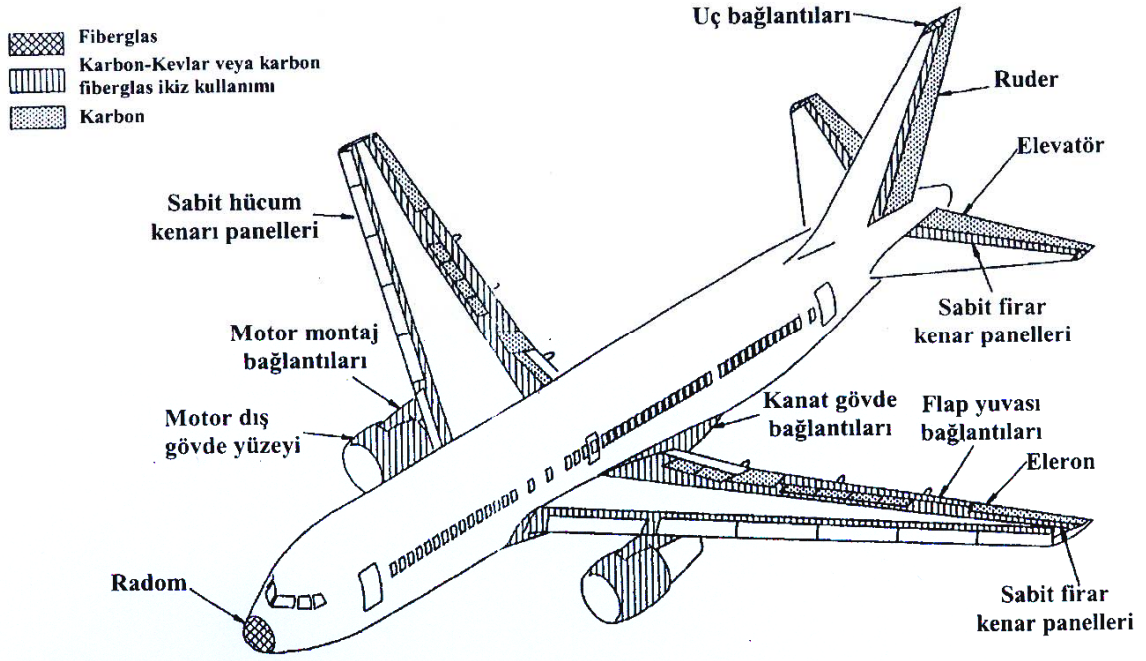
Şekil 2.7 Boeing 737 uçağının görünümü (Boeing³, 1996)



Şekil 2.8 Boeing 757 ileri kompozit malzeme uygulaması (Boeing³, 1996)



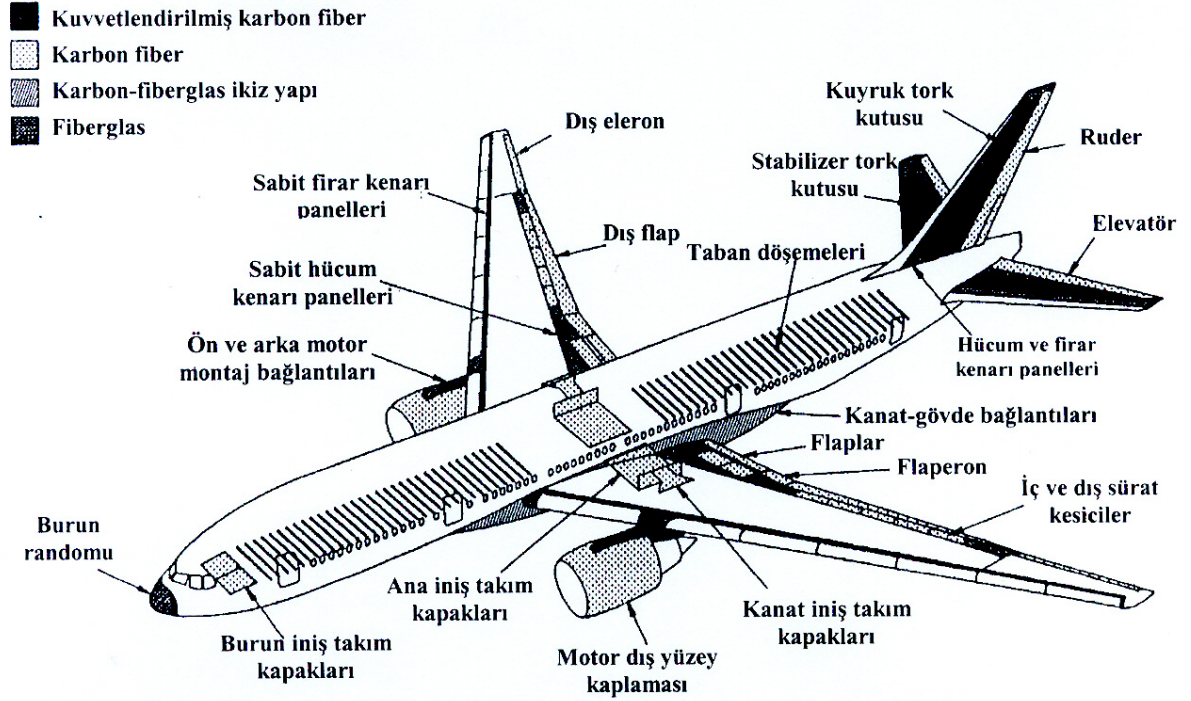
Şekil 2.9 Boeing 757 yolcu uçağının görüntüsü (Boeing³, 1996)



Şekil 2.10 Boeing 767 ileri kompozit uygulamaları (Boeing³, 1996)



Şekil 2.11 Boeing 767 yolcu uçağının görüntüsü (Boeing³, 1996)



- Boeing 777 kompozit yapısı hasara dayanımı ve hasar toleransını arttırmasının yanında, ana yapının daha hafif olmasını, korozyon ve yorulma direncinin artmasını sağlamıştır.

Şekil 2.12 Boeing 777 ileri kompozit uygulamaları (Boeing³, 1996)



Şekil 2.13 Boeing 777 uçağının görüntüsü (Boeing³, 1996)

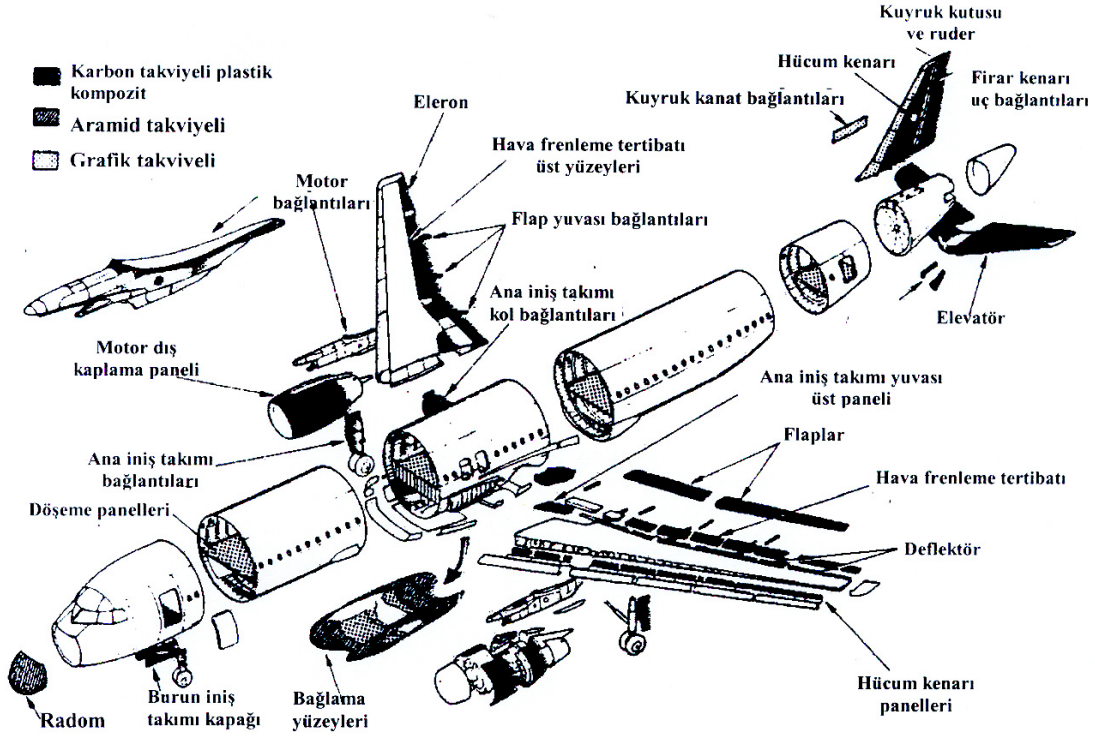
Boeing 777 uçaklarında ayrıca kontrol yüzeylerinde, motor dış yüzeylerinde, iniş takımı kapaklarında, gövde-kanat bağlantılarında, kanat hücum ve firar kenarlarında, radomda, uçak iç döşemelerinde, hava alıklarında kompozit malzeme yaygın bir biçimde kullanılmıştır. Taban döşemelerinin dışında, bütün kompozit malzemenin petek hücreleri Dupont firmasının ürettiği Nomex aramid sandviç yapıdan oluşmaktadır (Tortolano 1994 vd.; Stover 1989).

Yine son yıllarda Airbus firması tarafından üretilen ve halen üretilmekte olan ve Şekil 2.14 ve 2.15'te gösterilen Airbus 320 ticari uçak modelinde karbon takviyeli plastik (CFRP) malzemeler kuyrukta, dikey ve yatay kumanda yüzeylerinde, grafik takviyeli plastik (GFRP) malzemeler kuyrukta, kanat hücum ve firar kenarlarında geniş bir şekilde kullanılmaktadır.

Hali hazırda üretilen Airbus 330-340 serilerinde aynı kullanım tarzı devam etmekte olup, ayrıca uçakların flap ve kuyruk bölümünde de yaygın uygulama başlamıştır (Dekok vd.; Marsh 1993).

Her ne kadar Airbus 340 yolcu uçaklarında kullanılan kompozit malzeme miktarında azalma var gibi görünse de, uçağın büyük uçak olması sebebiyle kullanılan kompozit malzeme miktarı diğerlerine nazaran daha fazladır. Airbus 300-600 uçaklarında %4, Airbus 310-300 uçaklarında %8, Airbus 320 uçaklarında %15, Airbus 340 uçaklarında %12 (11.590 kg.) kompozit malzeme kullanılmıştır (Stover, 1989).

Airbus firması aerodinamik yük taşıyan bölgelerde aramid esaslı kompozit malzeme kullanmaktan kaçınıp, yoğun bir şekilde karbon, grafik takviyeli plastik kompozit malzeme (CFRP, GFRP) kullanmaya özen göstermektedir.



Şekil 2.14 Airbus 320 uçağında kompozit malzeme kullanımı (Schwartz, 1989)



Şekil 2.15 Airbus 320 yolcu uçağı görüntüsü (Airbus, 2005)

2008 yılında hizmete girmesi beklenen yunus balığı görünümlü Boeing 787 uzun menzilli yolcu uçağının gövdesi tamamen kompozit malzemelerle üretilecektir. 2008 yılında servise girmesi planlanan Boeing 787 (Şekil 2.16) yolcu uçağı İstanbul'dan Los Angeles'a direk olarak uçabilecektir. Bu uçağın yaklaşık %57'si karbon fiber takviyeli plastik malzemelerden, karbon takviyeli sandviç yapılardan, cam elyafı takviyeli kompozit malzemelerden oluşacaktır.



Şekil 2.16 2008 yılında servise girecek olan Boeing 787 (Dreamliner) uçağının model resmi (The Flight Group, 2005)

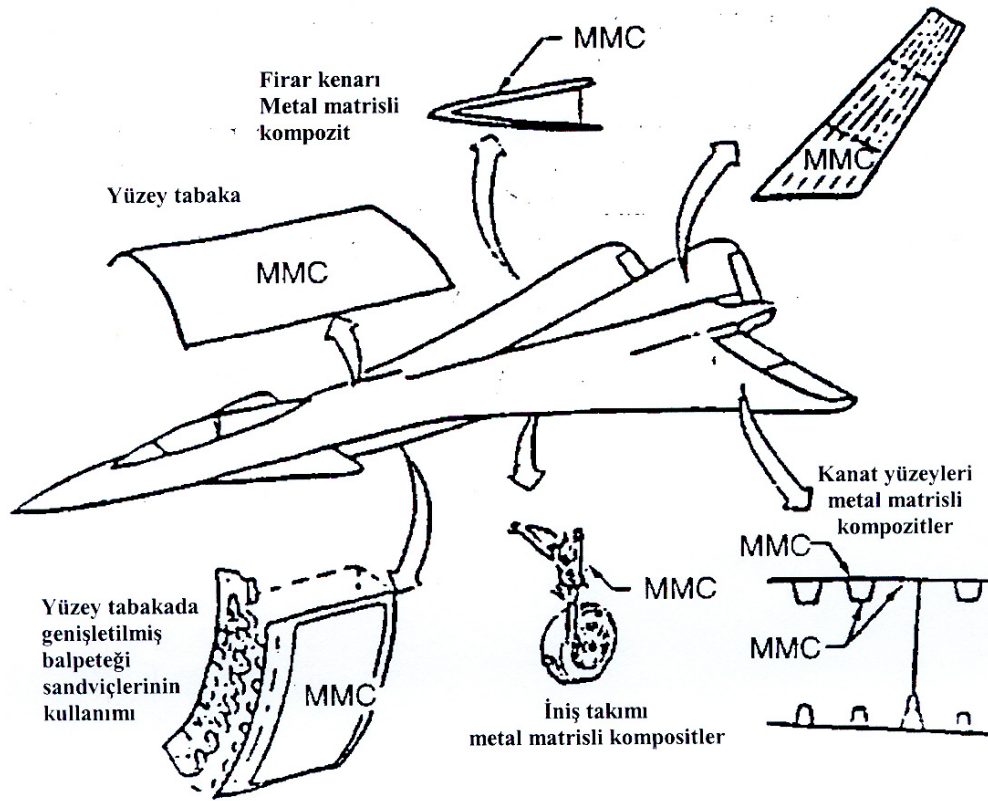
2007 yılında servise girecek, halihazırda test ve tanıtım uçuşları yapılan Airbus 380 çok uzun menzilli kıtalararası 400-500 yolcu kapasiteli yolcu uçağında, diğer üretilen modellere nazaran daha fazla kompozit malzeme kullanılmıştır. Airbus 380 uçakları Şekil 2.17’de gösterilmiştir.

Airbus 380 çok uzun menzilli yolcu uçağının son üretilen modellerdeki (Airbus 330, 340) kompozit malzemelere ilave olarak merkez kanat kutuları, kanat lonjeronları, yukarı bölüm taban döşemeleri, hemen hemen bütün kuyruk bölümü de kompozit malzemelerden oluşmaktadır.

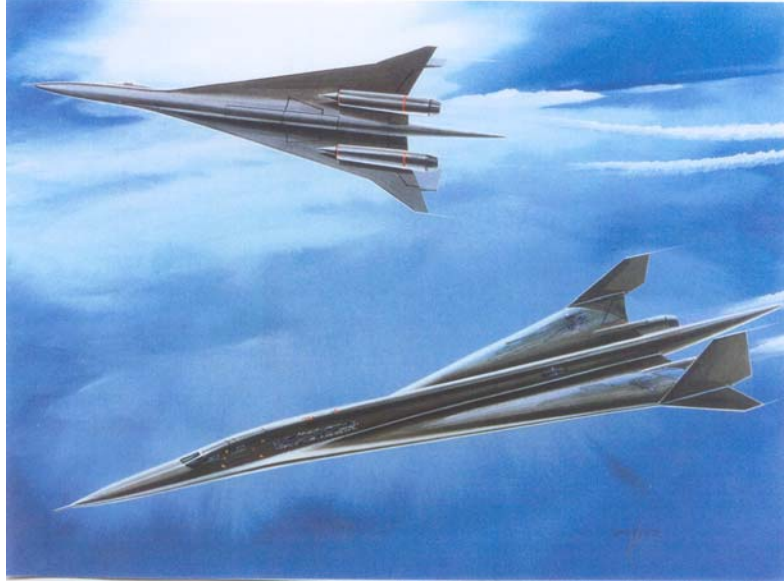


Şekil 2.17 Airbus 380 uçağının kalkıştan önceki resmi (The Flight Group, 2005)

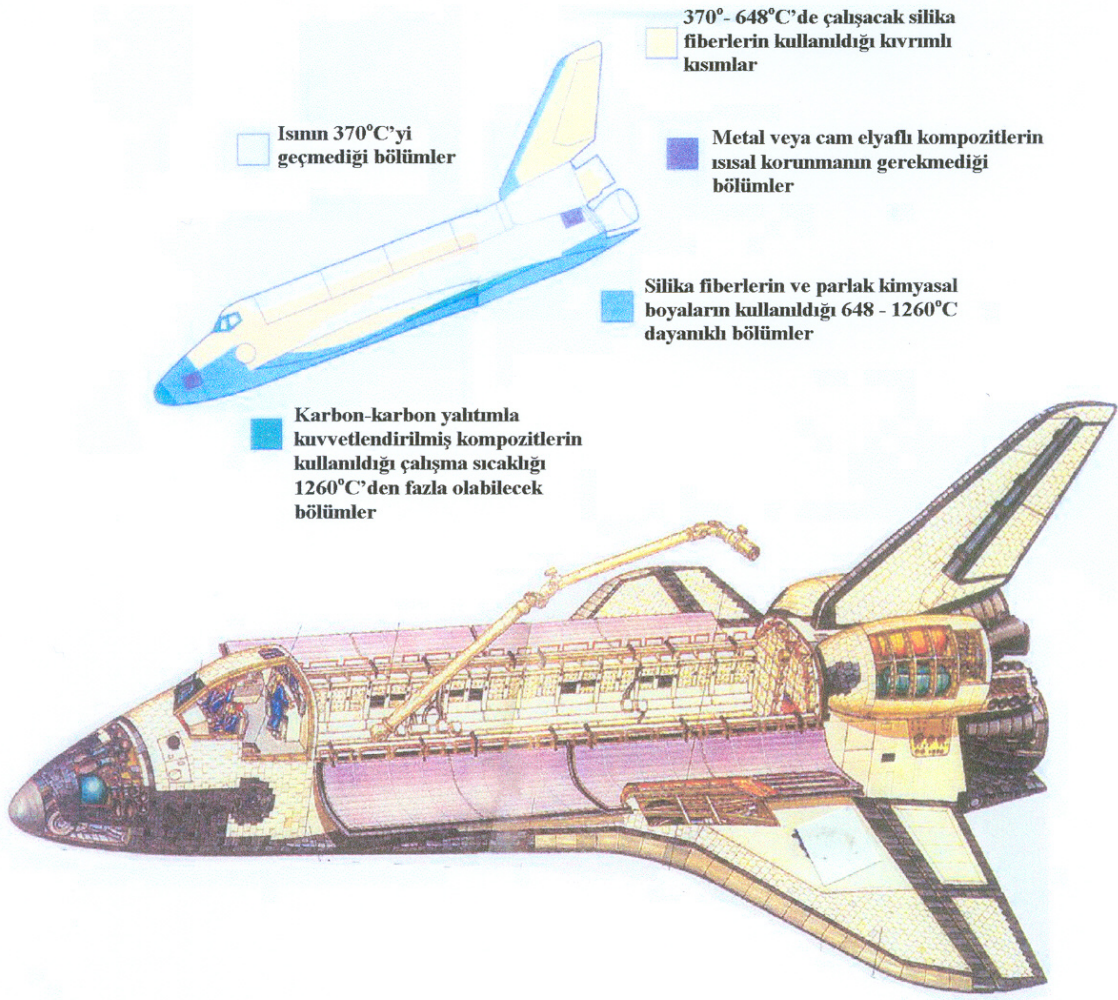
Şekil 2.18 ve 2.19’da gösterilen yüksek süratli geleceğin süpersonik ticari uçağı (HSCT) nın halihazırda 1600’den fazla parçasının tasarımı çeşitli kompozit malzemelerden yapılmıştır. Bu yapılan tasarımların ışığı altında basit, dayanımlı ve maliyeti düşük kompozit malzemelerin kullanımının daha da fazla ana yapıda (kuyruk, kanat, gövde) yer alacağı beklenmektedir. Süpersonik süratlerle yapılan yolculuklarda 7000 deniz millik bir mesafe 2,5 – 3 saatlik (halihazırda 10-12 saat) bir zaman dilimi içinde tamamlanabilecek, bu durumda ABD ile Asya, Avrupa ve Afrika yolculuklarında hatırı sayılır bir zaman azalmasına neden olacaktır. Dizayn edilecek bu uçağın 2,5 mach sürat seviyesinde olacağı tahmin edilmekte olup, bu süratin sürtünme kuvvetinden oluşacak gövde ısınmalarına cevap verecek malzeme seçimi problemini de beraberinde getirecektir.



Şekil 2.18 Süpersonik ticari uçaklarda kullanılarak metal matrisli kompozitlerin potansiyel uygulamaları (Schwartz, 1989)

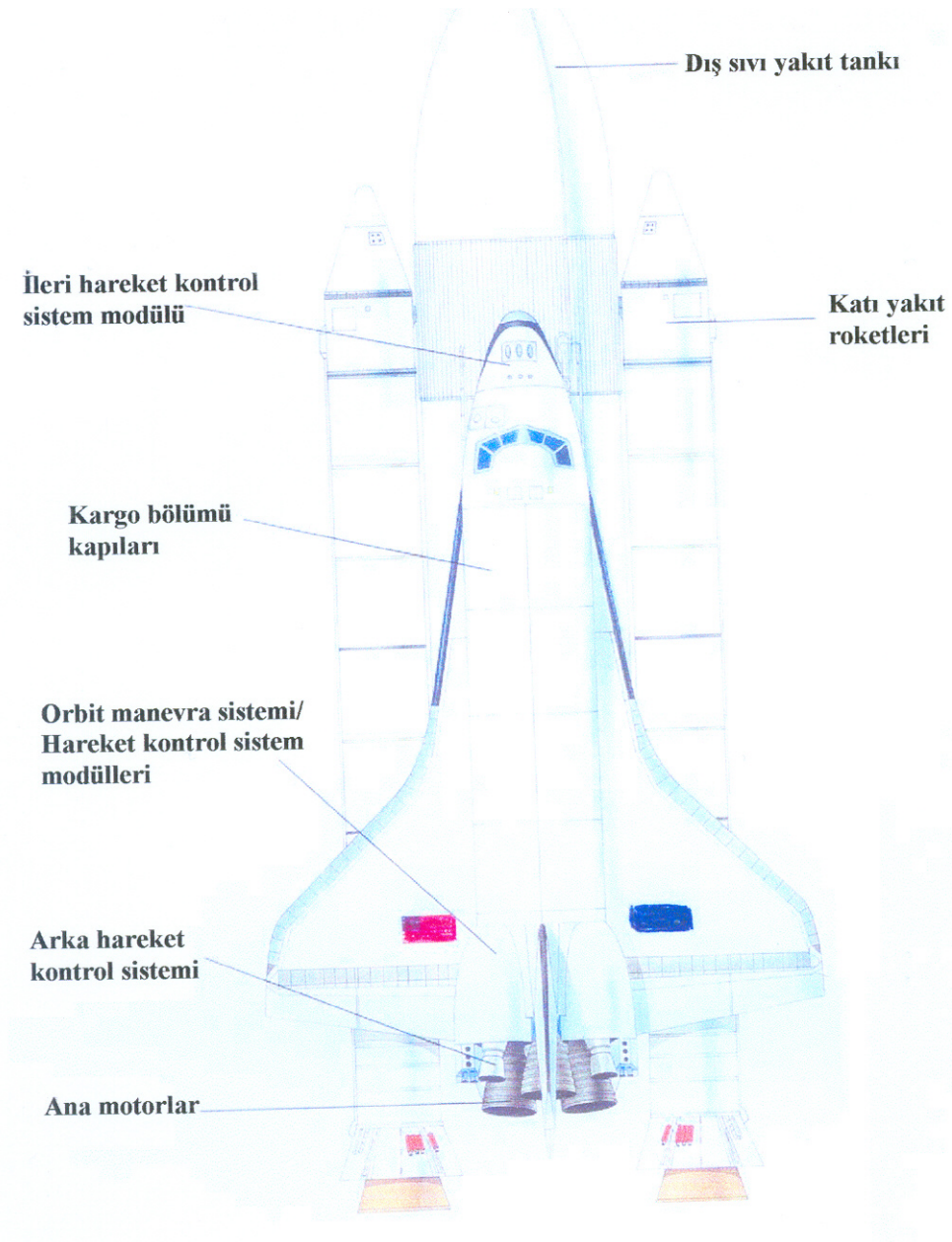


Şekil 2.19 Gelecekte servise girmesi beklenen süpersonik uçakların temsili resmi (Future Flight, 1989)



Şekil 2.20 Halihazırda kullanılan uzak mekiğinde bölgelerin çalışma sıcaklığına göre malzeme seçimi ve iç bölgesinin genel görünümü (Space Encyc., 1999)

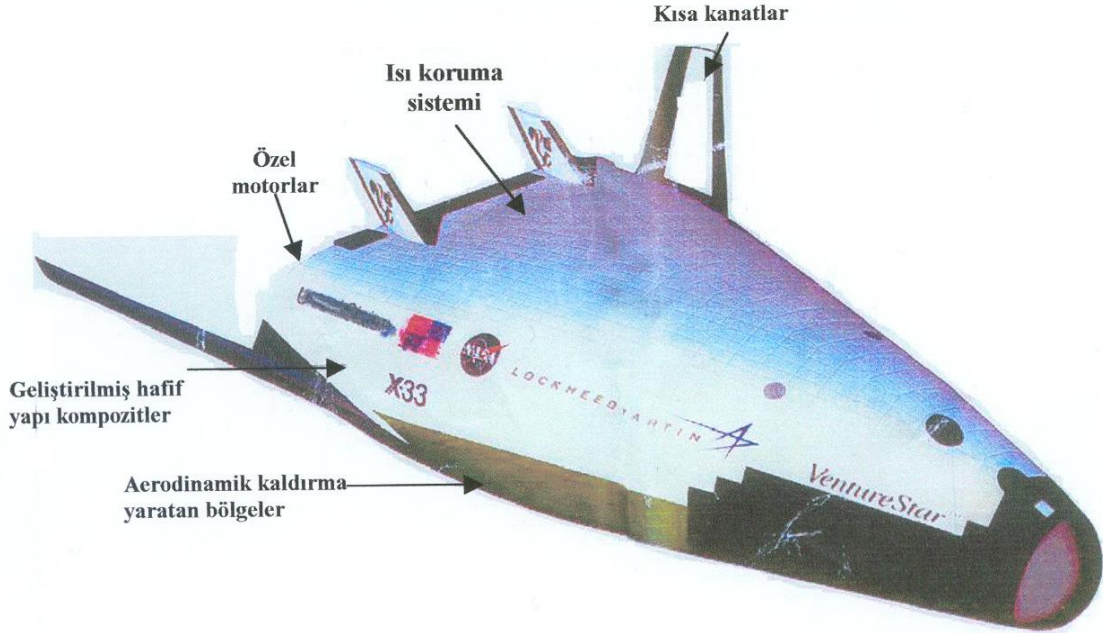
Hali hazırda uzay çalışmaları için tasarlanmış ve serviste olan uzay mekiğinde kompozit malzemelerin yaygın bir şekilde kullanıldığı (özellikle titanyum ve seramik takviyeli) bilinmektedir. Uzay mekiğinde kullanılan kompozit malzemelerin seçiminde de yüksek sürat uygulanmasından ve atmosfere girişteki aşırı sürtünmenin meydana getirdiği ani ısı artışından dolayı sıcaklığa göre malzeme seçimi en önemli kıstas olup, şimdiye kadar meydana gelen her iki uzay mekiği kazasında ana neden mekanik bozulmaya uğramış bölümlerin çalışma sıcaklığına cevap verememesinden kaynaklanmaktadır. Uzay mekiği görüntüsü Şekil 2.20 ve 2.21’de verilmiştir.



Şekil 2.21 Uzay mekiğinin kısımlarını gösteren şekil (Space Vehicles, 2001)

Bu mekik halihazırda kullanılmakta olup, Uluslararası Uzay İstasyonu'na dünyadan gerekli kargoyu taşımaktadır. En kısa zamanda araştırma geliştirme aşamasında olan (Şekil 2.22) X-33, X-38 projelerinde tasarlanan yeni uzay mekiği ile değiştirilecek, servis ömürlerini dolduracaklardır.

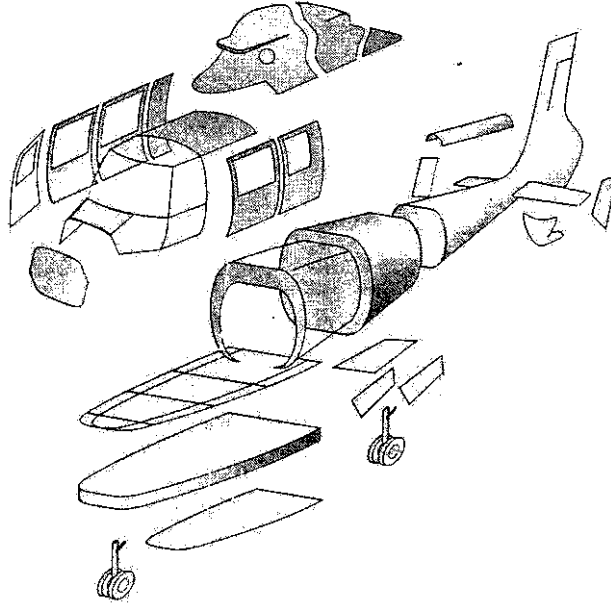
Yeni uzay ulaştırma sistemlerinde sabit bölgelerde konuşlandırılmış, rampadan fırlatılan kısmen tekrar kullanım özellikleri olan klasik uzay mekikleri yerine tamamı tekrar kullanılan, dünyanın herhangi bir yerinden dikine uçak gibi kalkış, iniş yapabilen, çok kısa zaman içinde tekrar uçuşa hazır hale gelebilecek uzay mekikleri planlanmaktadır. Yeniden planlanan uzay ulaştırma sisteminde güç kaynağı olarak scramjet motorları düşünülmekte olup, bu motorların gücüyle 25 mach sürata çıkmak mümkün olabilecektir. Motor gücünü artırma ve bazı aerodinamik sorunları çözme çabalarının yanı sıra yeni mekikte iniş, kalkış esnasında gövdede bazı bölümlerin çalışma sıcaklıklarının 2500°C 'ye ulaşması öngörülmekte olup, bu da malzeme seçiminin önemini bir kere daha ön plana çıkarmaktadır. NASA'nın son yaptığı çalışmalarda bu sıcaklık derecelerine cevap verecek seramik, intermetalik, titanyum matrisli kompozit malzemelerin üretim ve test çalışmaları yoğun olarak devam etmektedir.



Şekil 2.22 2015 yılından itibaren servise gireceği tahmin edilen halihazırda kullanılan uzay mekiği yerine kullanılacak "X-33 Venture Star"ın temsili resmi (Space Vehicles, 2001)

2.1.3 Helikopterler

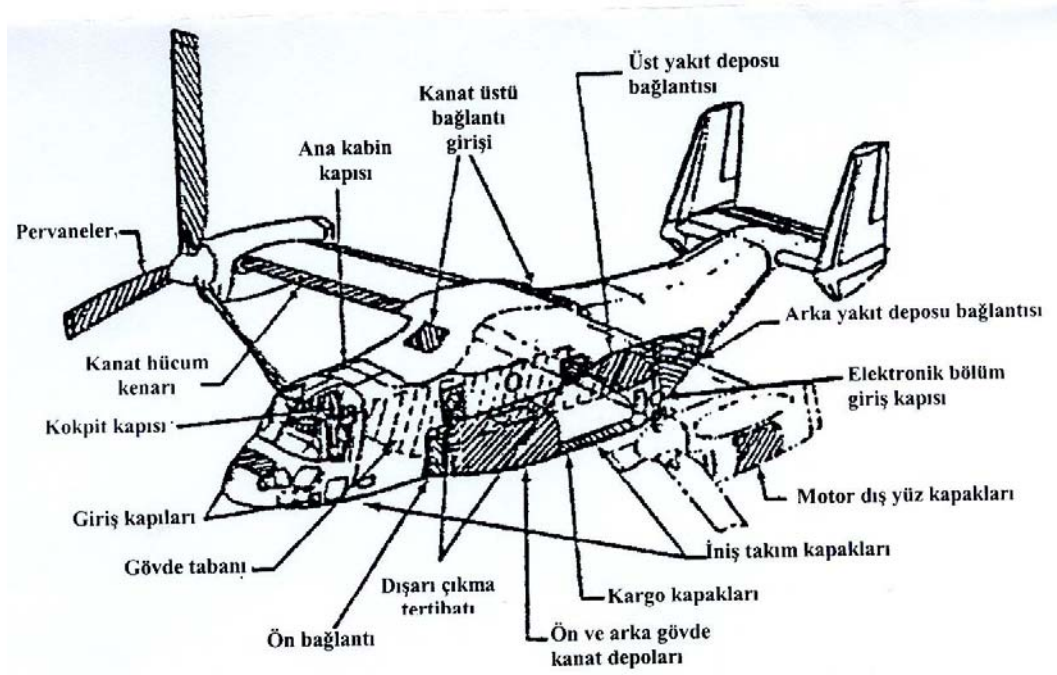
Helikopterlerde kompozit malzemelerin kullanımı 1950'li yıllara dayanmaktadır. Bu yıllardan başlamak üzere helikopterlerde kompozit malzemelerin kullanımı aerodinamik yük taşımayan bölgelerde, panel ve kapılarda yoğun olarak geliştirilmiştir. Son 25 yıllık sürede helikopterlerin ana parçalarında da kompozit malzemelerin gittikçe artan oranlarda kullanıldığı gözlenmiştir. Kompozitlerin genel olarak bir helikopterde kullanımı Şekil 2.23'te şemazite edilmiştir.



Şekil 2.23 Hafif helikopter dizaynında yukarıdaki parçaların imalinde Kevlar/epoksi ve grafit epoksi malzemeler kullanılmaktadır (Schwartz, 1989)

V-22 osprey dikine havalanma özelliğine sahip tilt rotor askeri helikopterinde kompozit uygulamalardan maksimum düzeyde faydalanılmıştır. Birçok bilim adamının ortak görüşü kompozit malzemelerin bu kadar yoğun olarak kullanılmadığı bir tilt rotor uygulamasının başarılı olamayacağı yönündedir (Colucci, 1991).

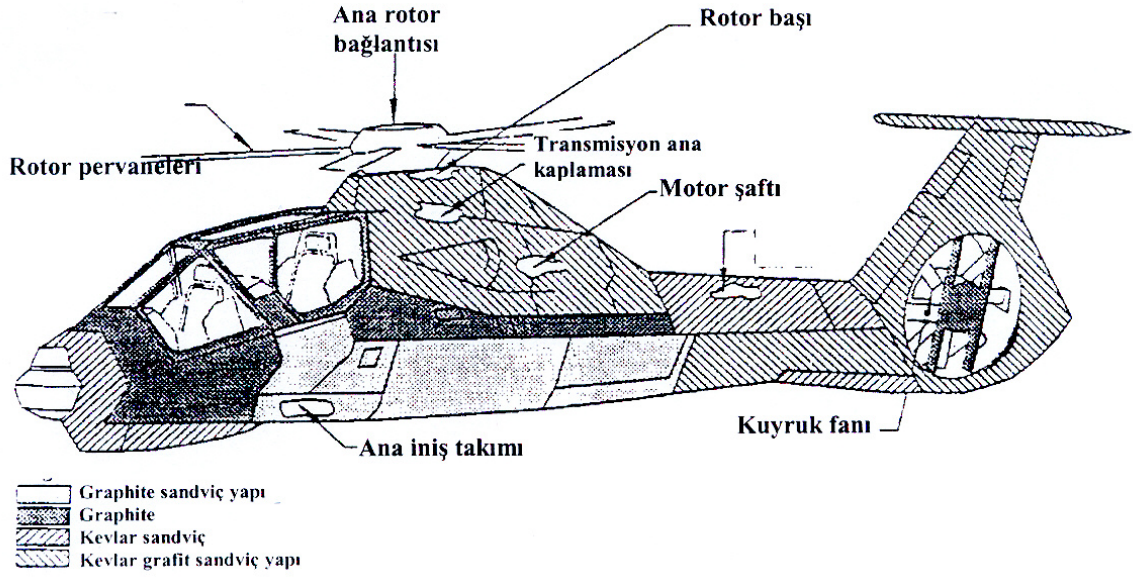
(Gr/Ep) %44, (GI/Ep) %7 oranlarında olmak üzere V-22 Osprey projesinde %51 oranında kompozit malzeme kullanılmıştır. (Şekil 2.24 ve 2.25) Bu kullanılan yüzdenin dışında birçok balpeteği sandviç yapı uygulaması da yapı içinde yerini almıştır. En son teknolojiyle üretilen RAh 66 (Şekil 2.26 ve 2.27) Commanche askeri helikopterinin %70'ten fazla bölümü (Cf/Ep) ve BMI, pallerde (C/GIf/Ep) kompozitlerinden ve çeşitli versiyonlarda balpeteği sandviç yapılardan oluşmaktadır.



Şekil 2.24 V22 dikine havalanıp dikine inme özelliğine sahip helikopterinde balpeteği sandviç yapının kullanım bölgeleri (Schwartz, 1989)



Şekil 2.25 V-22 Osprey helikopterinin kalkış sırasındaki görüntüsü (Flight Group, 2005)



Şekil 2.26 RAH 66 Commançi helikopterlerinin dış yapısında kullanılan kompozit sandviç yapıları (Schwartz, 1989)

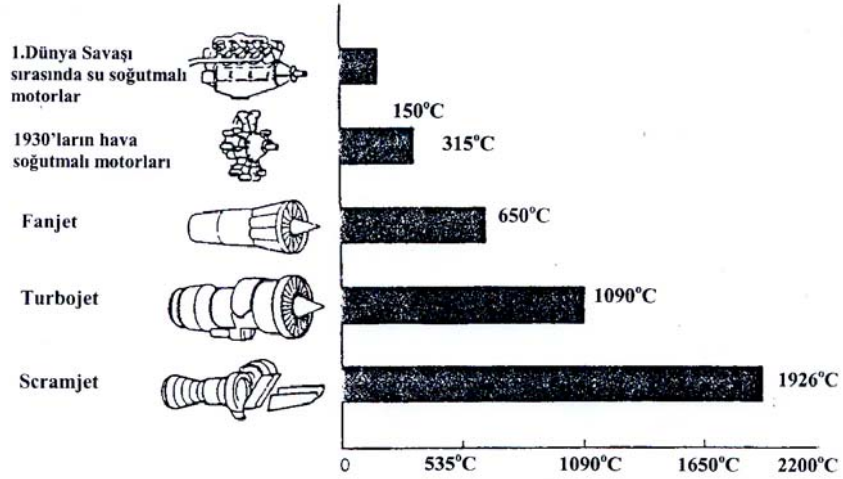


Şekil 2.27 RAH 66 Commançi helikopterinin iniş esnasındaki görüntüsü (Flight Group, 2005)

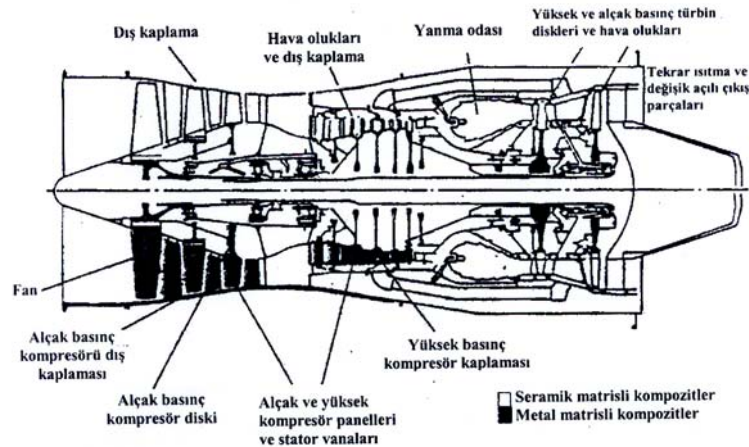
2.1.4 Uçak Motorları

Askeri ve ticari uçakların motorlarında kompozit malzeme kullanımının yıldan yıla değişmesinin dışında, kullanım miktarının da günden güne artması söz konusudur. Karbon, grafit, aramid takviyeli plastik kompozit malzemeler (CFRP, GFRI, AFRP) alüminyum alaşımlarının kullanıldığı bölümlerde süratle yerlerini almışlardır. Ayrıca uçaklarda kullanılan motorların performanslarının artması ihtiyacı, motorların çalışma sıcaklıklarının da artmasına sebep olacak ve yaygın olarak seramik ve metal matrisli kompozit malzeme kullanımı (CMC, MMC) 2010 yılına kadar motor ağırlığının %0 seviyeden %24 ağırlık oranına kadar bu tür malzemelerden yapılma ihtiyacını doğuracaktır (Highton, 1989).

Şekil 2.28’de uçak motorlarının gelişme aşamaları ve çalışma sıcaklığına bağlı, performans artışı diyagramla verilmiştir. Şekil 2.29 ve 2.30’de ise, turbofan motorunun şematik resmi gösterilmiştir.



Şekil 2.28 Yıllara göre uçak motorlarında istenilen çalışma sıcaklıkları, artışları (Schwartz 1989)



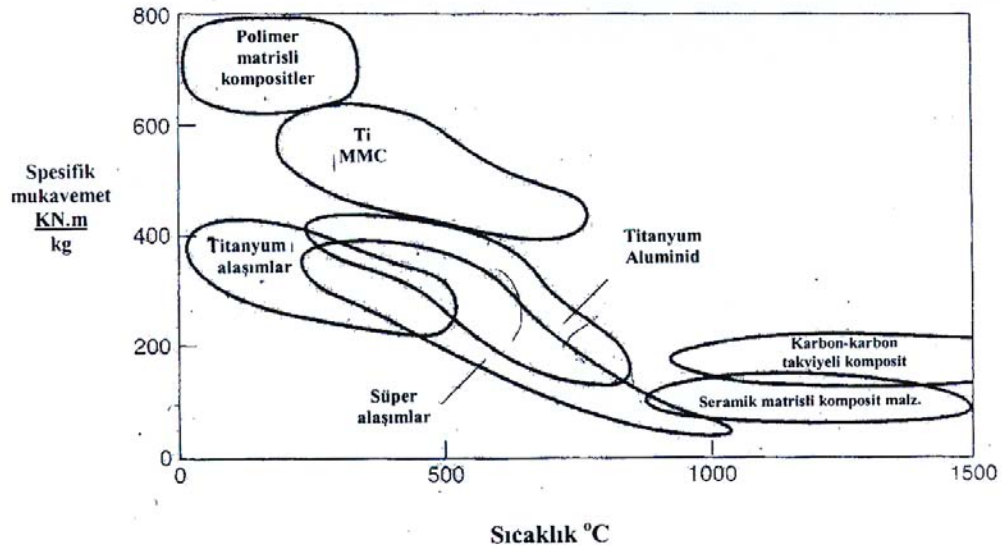
Şekil 2.29 Turbofan motorunun şekli (Schwartz, 1989)

Birçok motor üreten şirket, jet motorlarının birçok parçasında çalışma sıcaklığını arttırmak için seramik matrisli ve metal matrisli kompozitleri kullanmak için yoğun çaba sarfetmektedir.

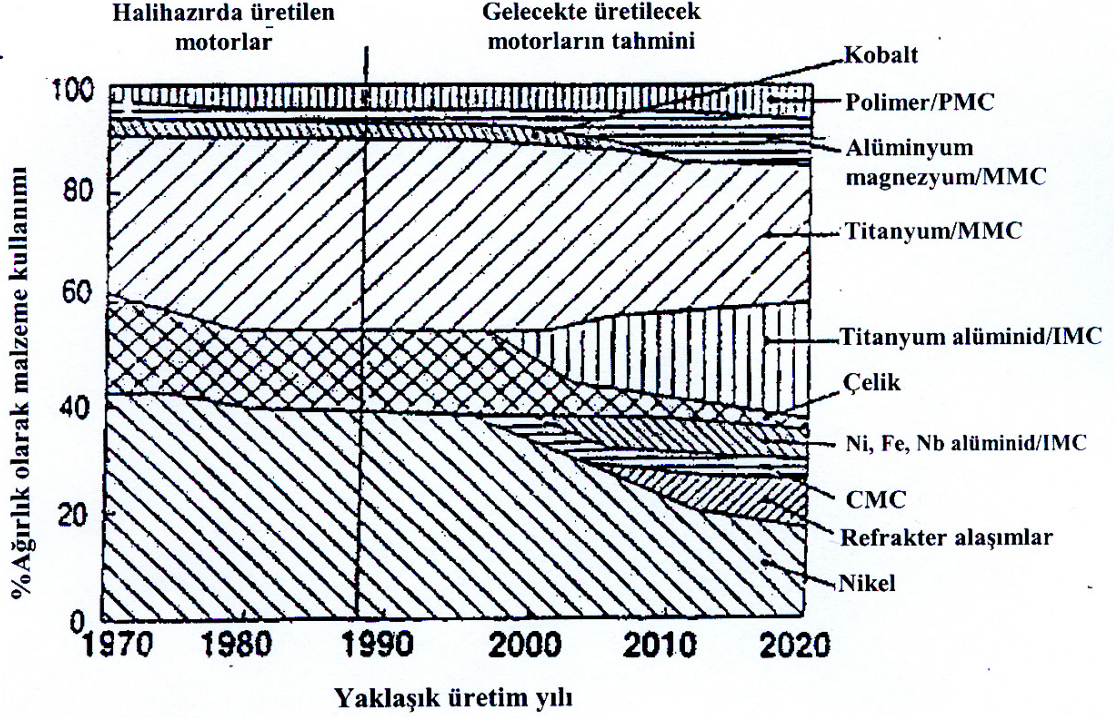


Şekil 2.30 Gelişmiş bir turbofan motorunun resmi (Flight Group, 2005)

Turbofan motorlarının dış yüzey kaplamalarında prepreg yüzey altında çeşitli balpeteği sandviç yapı uygulamaları yapılmaktadır.



Şekil 2.31 Değişik motor üretim malzemelerinin mukavemet ve sıcaklık bölgeleri (Schwartz, 1989)



PMC : Plastik matrisli kompozitler
 MMC: Metal matrisli kompozitler
 IMC : İntermetalik kompozitler

Şekil 2.32 Halihazırda ve gelecekte üretilen uçak motorlarında kullanılacak malzeme dağılımı (Schwartz, 1989)

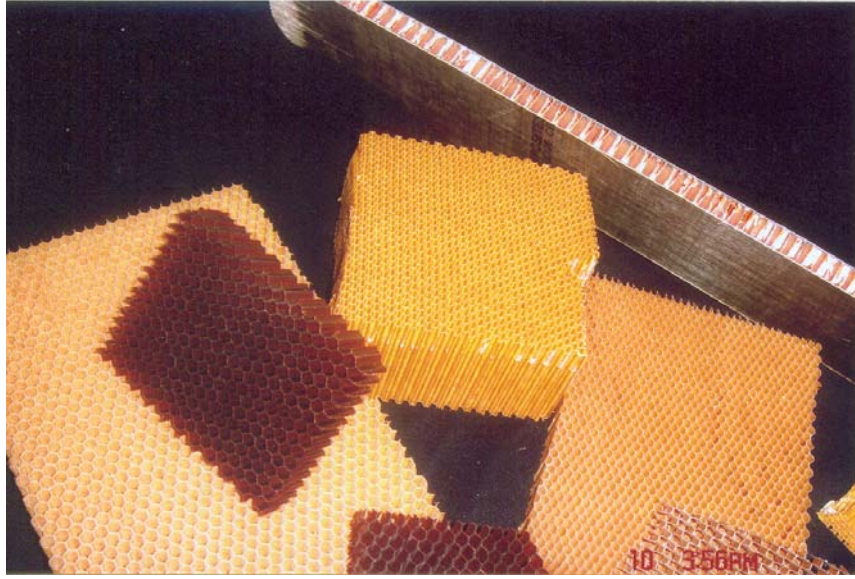
Şekil 2.31 ve 2.32’de de görüldüğü gibi ana hedef motorların verimini yükseltmek amacıyla çalışma sıcaklıklarını en yüksek düzeye çıkartmaktır. Böylece sonuç olarak gelişim yönü aşağıdaki gibi açıklanacaktır.

Türkiye’de kompozit malzeme üretimi son derece kısıtlı ve sınırlıdır. Sadece TAI ve THY hammaddeleri yurtdışından temin edilmek koşuluyla bazı prepreg kompozit malzemelerin üretimini yapmaktadır. Metal ve organik petekler, yüzey tabakalarından oluşmasını sağlayan örgüler, yapıştırıcılar ülkemizde üretilmemektedir.

Türkiye’deki uçak sayısının artışının fazlaca olacağı, önümüzdeki yıllarda beklenmektedir. Bilindiği gibi yeni kurulan TEI (Türkiye Uçak Motorları Sanayi)’nin de kompozit malzeme kullanımı artacaktır. Bu verilerin ışığı altında TAI kompozit malzeme üretim imkanları arttırılmalı, yeni kurulacak olan bakım merkezlerinde kompozit malzeme üretim ünitelerine önem verilmeli, imkân ve kabiliyetleri arttırılmalıdır.

3. BALPETEĞİ SANDVIÇ YAPI TEKNOLOJİSİ

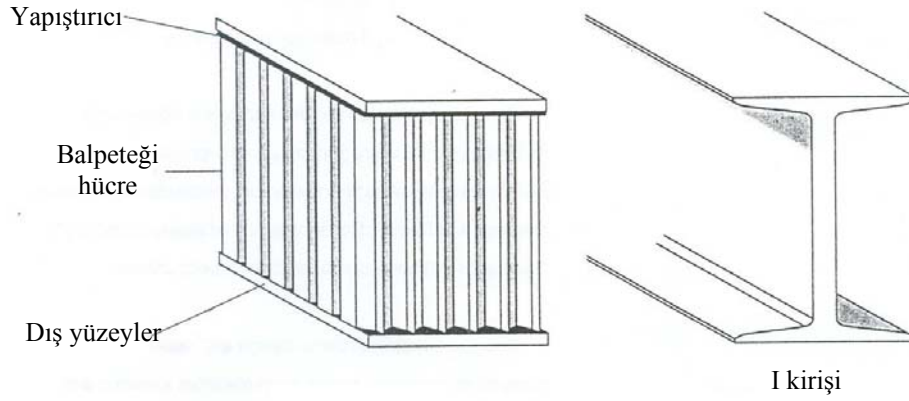
Balpeteği sandviç yapısı kompozit endüstrisinin en değerli yapısal mühendislik buluşlarından biridir. Havacılık ve diğer endüstri dallarında yoğunlukla kullanılmakta olup, diğer malzemelere göre çok düşük ağırlık, dayanım ve üretim maliyetlerinin azaltılması yönlerinde üstünlük gösterir. Şekil 3.1 ve 3.2’de kevlar ve alüminyumdan üretilmiş ve deneylerde de kullanılmış balpeteği sandviç kompozitler gösterilmiştir.



Şekil 3.1 Nomex, kevlardan üretilmiş petek, kevlar petek, prepreg yüzey tabakalardan üretilmiş sandviç yapı örnekleri



Şekil 3.2 Tamamen alüminyum petek ve alüminyum yüzey tabakalardan üretilmiş sandviç yapı örnekleri



Şekil 3.3 I kirişi ile sandviç panelin kıyaslanması (CIBA¹, 1995)

Şekil 3.3'te gösterilen sandviç panel, temelde I kirişi modeli ile benzeşim yapılarak geliştirilmiştir. I kirişine kuvvet uygulandığında bir yüzey basma gerilmesi, diğer yüzey çekme gerilmesi altındadır. Aynı şekilde balpeteği hücreleri de I kirişinin gövdesi gibi davranır. Petek hücresi yüzeylerin dışında kesme kuvvetlerine karşı koyar ve yapının sağlamlığını I kirişine nazaran daha fazla artırır. Petek hücreleri sandviç panel yüzeylerine düzenli ve kuvvetlendirilmiş destek verir. Petek-yüzey tabakalar arası kullanılan yapıştırıcı, her iki elemanı kuvvetli bir şekilde bağlayarak bir bütün olarak hareket etmesini sağlar. Sonuçta yüksek burulma ve eğilme dayancı oluşur. Bu durum klasik mühendislik uygulamalarla karşılaştırmalı olarak Şekil 3.4'te verilmiştir.

	Katı malzeme (tek parça)	Petek kalınlığı t	Petek kalınlığı
Sağlamlık	1.0	7.0	37.0
Kırılma mukavemeti	1.0	3.5	9.2
Ağırlık	1.0	1.03	1.06

Şekil 3.4 Sandviç panellerle, tek parça panellerin ağırlık ve dayanım açısından karşılaştırılması

3.1 Balpeteği Sandviç Yapı Teknolojisinde Malzeme Seçimi

3.1.1 Baltepeği Sandviç Yapı Malzemeleri

Balpeteği sandviç kompozit yapıları limitsiz malzeme çeşidi ve panel konfigrasyonlarına sahiptir. Sandviç yapı çok yönlü hücre yapısı ve yüzey tabaka malzemesi seçimine olanak verir. Hücre yapısı, yüzey ve yapıştırıcı seçimi için aşağıdaki kriterler gözönüne alınır.

3.1.2 Yapısal Kıstaslar

- **Dayanç:** Sandviç yapının mekanik davranışları yöne bağlı olduğundan, malzemenin pozisyonunun belirlenmesi, en iyi avantajları sağlayacak şekilde olmalıdır.
- **Özgül dayanç:** Petek hücrelerini oluşturan malzemelerin düşük kesme modülüne sahip olmasından dolayı, sandviç yapı çok düşük ağırlıkta maksimum sağlamlığı sağlamalıdır. Bu özellik onun daha fazla kullanılma ihtiyacını doğuran en önemli niteliğidir. Sapmaların hesabında kesme sapmalarının yanında eğilme sapmaları da hesaba katılır.
- **Yapıştırıcı performansı:** Yüklerin bir yüzden diğer yüze transfer edilebilmesi için seçilen yapıştırıcının petek yapıyla, tabakaları birbirine kuvvetli bir şekilde bağlama özelliğine sahip olması gereklidir. Yüksek modül ve mukavemete sahip uygun yapıştırıcılar sıvı, macun, tabakalar halinde mevcuttur. Zayıf ve kırılğan tipli yapıştırıcılar çok hafif sandviç yapılarda kullanım, depolama, uygulama safhalarında asla kullanılmamalıdır.
- **Ekonomik kıstaslar:** Genel olarak sandviç yapılar ekonomik çözümler getirirse de, ekonomik analizlerin üretim ve uygulama maliyetleriyle, üretilecek yapıya olan katkıları gözönünde bulundurulması gerekmektedir.

3.1.3 Çevresel Kıstaslar

Sıcaklık: Malzeme seçiminde sıcaklık önemli bir rol oynar. Bütün malzeme seçimlerinde oda sıcaklığı ile seçilen malzemenin 170°C'e kadar özelliklerini muhafaza etmesi istenir. Malzeme seçiminde üretim bölgesi ve özellikle de malzemeyi ısıtma imkânlarının belirlenmesi önemli kıstaslardır.

3.1.4 Yangına karşı hassasiyet

Sandviç kompozit yapılar yangına duyarlılık açısından üç kategoriye ayrılırlar.

1. Yanmaz malzeme: Malzeme kesinlikle yanmaz özelliklere sahiptir.
 2. Kendi kendine sönen malzeme: Malzeme yanabilir, fakat yanan bölge çıkartıldığında söner.
 3. Yanabilen malzemeler: İleri bir tanımlama olarak aşağıda belirtilen kıstaslar altında yanma oranları değişebilen malzemelerdir.
- **Isı iletimi:** Sandviç yapının ısı iletimi konveksiyon, kondüksüyon ve radyasyon genel prensiplerine göredir. Metal yüzeyler ile metal petek hücreleri ısı akışını en yüksek düzeye çıkarırlar.
 - **Akustik:** Sandviç yapılar akustik önleme sistemlerinin elemanı olarak da kullanılırlar. Bu sebeple bir tabaka yüzeyinin delinmesi suretiyle sandviç yapı ses azaltma kutusu görevi de görür.
 - **Nem:** Bazı petek ve tabaka yüzeyler neme karşı koymak için mükemmel özellikler gösterirler.

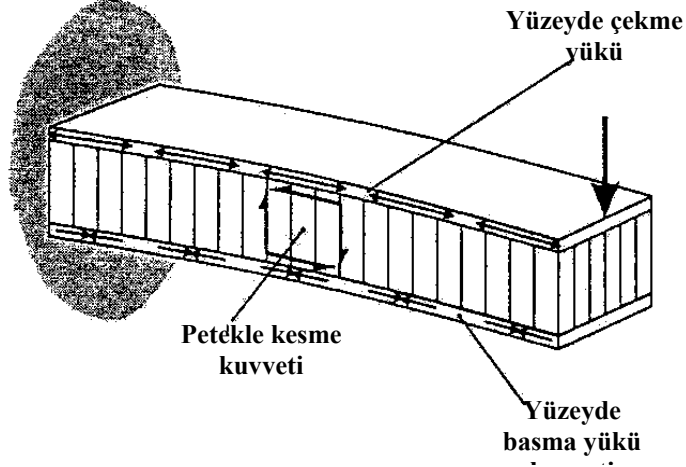
Yapıştırıcı çözücüleri ve çıkan gazlar: Isıtma esnasında (kürleme) bazı yapıştırıcılardan çıkan gaz veya çözücülerin buharı metal olan veya metal olmayan (keklar, Dupont vs.) balpeteklerinde reçineleme işlemi esnasında ortamı etkileyebilirler. Bu istenmeyen durumların oluşmaması için, yapıştırma işlemi ortamı mekanik özelliklerin değişmemesi için devamlı kontrol edilir.

3.2 Sandviç Yapı Tasarımı

3.2.1 Sandviç yapı zorlama türleri

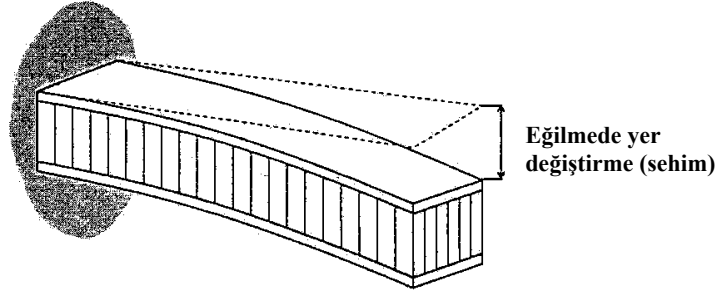
Yükler: Dirsekli bir kirişin serbest ucuna bir kuvvet uyguladığımızı düşünürsek, uygulanan kuvvet, bağlı uçta en yüksek olacak şekilde eğilme momenti, kiriş boyunca da kesme kuvveti meydana getirir. Sandviç panellerde bu kuvvetler; üst tabakada çekme gerilmesi, alt tabakada basma gerilmesi yaratırlar.

Petek hücre iki tabaka arasındaki kuvvetleri sönümleyerek ve birbirlerine transfer ederek sandviç kompozit yapının homojen bir şekilde çalışmasını sağlar. Bu model Şekil 3.5'te gösterilmiştir.



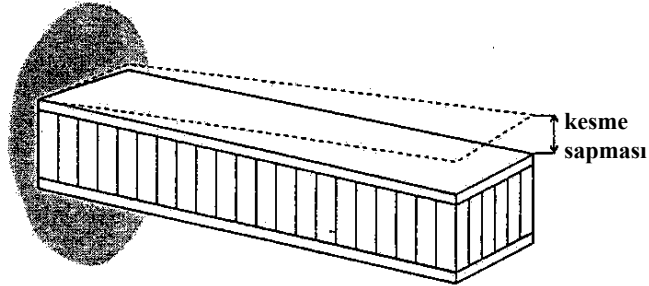
Şekil 3.5 Balpeteği kompozitin zorlama modeli

Yer değiştirme-deformasyon, sehim: Sandviç kompozit yapılarıdaki deformasyon eğilme ve kesme bölümlerinden oluşur. Eğilme sapması tabaka yüzeylerinin nispi çekme ve eğilme modülüne bağlıdır. (Şekil 3.6)



Şekil 3.6. Eğilmedeki yer değiştirme

Kesme sapması petek hücrenin kayma modülüne bağlıdır. (Şekil 3.7)



Şekil 3.7 Kayma veya kesmedeki yer değiştirme

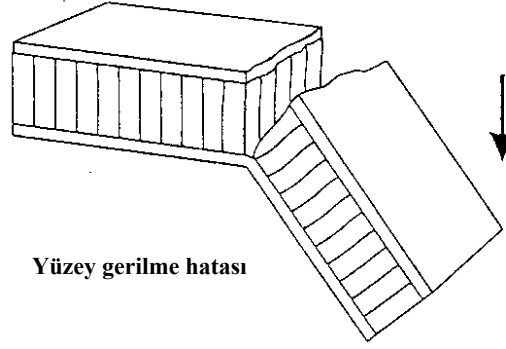
Toplam deformasyon = Eğilme deformasyonu + kayma deformasyonu.

3.3 Balpeteği Kompozitlerde Hasar Oluşum Türleri

Sandviç kompozit yapıyı tasarlayanların analizlerinde mümkün olabilecek hatalı durumları yani hasar oluşum türlerini gözönünde bulundurmaları gerekir. Hasar oluşum türleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

3.3.1 Dayanç

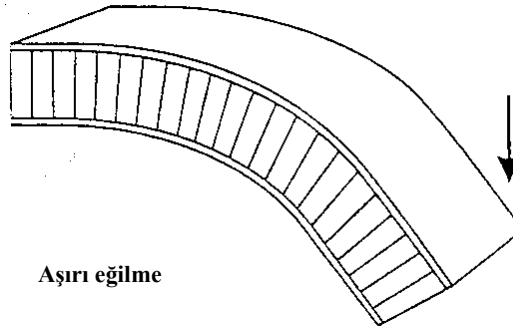
Tabaka ve petek hücre malzemelerinin tasarlanan yükün bağlı çekme, basınç ve kesme kuvvetlerine dayanmaları gerekir. Ayrıca tabaka ve hücre arasında kullanılan yapıştırıcının kesme kuvvetinin transfer kabiliyetinin olması gerekir. Model Şekil 3.8’de gösterilmiştir.



Şekil 3.8 Dayanç hatası

3.3.2 Rijitlik

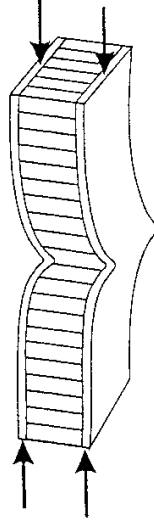
Sandviç kompozit panelin, aşırı eğilmeyi önlemek için Şekil 3.9’da gösterilen eğilmeye ve kesme kuvvetlerine karşı sağlam bir yapıda olması gerekir.



Şekil 3.9 Balpeteği kompozitlerinin rijitliği

3.3.3 Panel burkulması

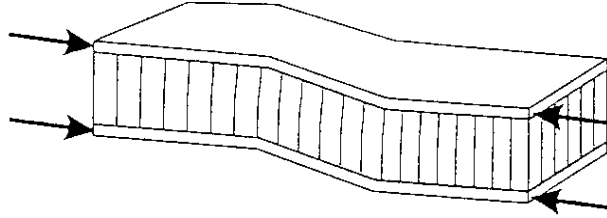
Petek hücre kalınlığının ve kesme modülünün Şekil 3.10'da verilen basınç yüklerinin etkisi altında panelin burkulmasını önleyecek derecede yeterli dayanıma sahip olması gerekir.



Şekil 3.10 Balpeteği kompozitin burkulması

3.3.4 Kesme kıvrımı

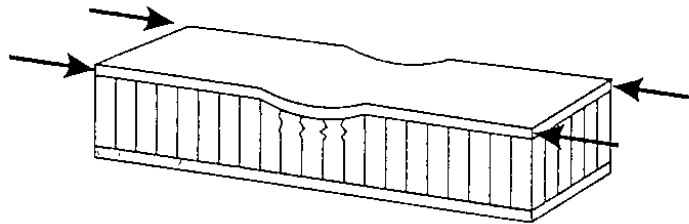
Petek hücre kalınlığının ve kesme modülünün Şekil 3.11'de gösterilen uç basınç yüklerinin etkisi altında, petek hücrelerinin erkenden kıvrım yapmaması için yeterli özelliklerde olması gerekir.



Şekil 3.11 Balpeteği kompozitte kesme kıvrımlarının oluşumu

3.3.5 Yüzey ezilmesi

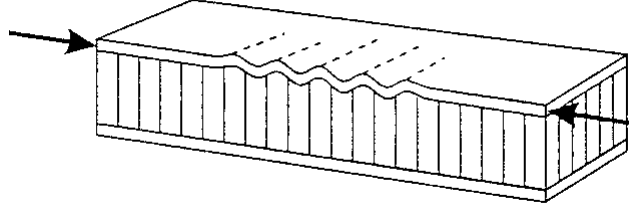
Şekil 3.12'de gösterilen petek hücre ile tabaka basınç modüllerinin ana yapının ezilmemesi için yeterli dayanımda olması gerekir.



Şekil 3.12 Yüzey ezilmesi modeli

3.3.6 Hücreler arası kıvrılma

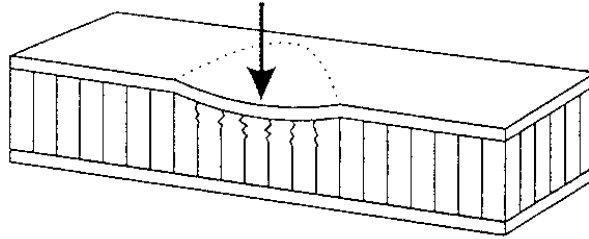
Kullanılan tabaka yapıya göre, petek hücre boyutunun hücreler arası kıvrılmayı önleyecek boyutta olması gerekir. (Şekil 3.13)



Şekil 3.13 Hücreler arası kıvrılma







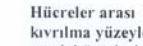
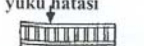



3.3.7 Bölgesel basınç

Petek hücre basınç kuvvetinin panel yüzeyinde oluşacak bölgesel yüklere karşı koyacak yeterlilikte olması gerekir. (Şekil 3.14)



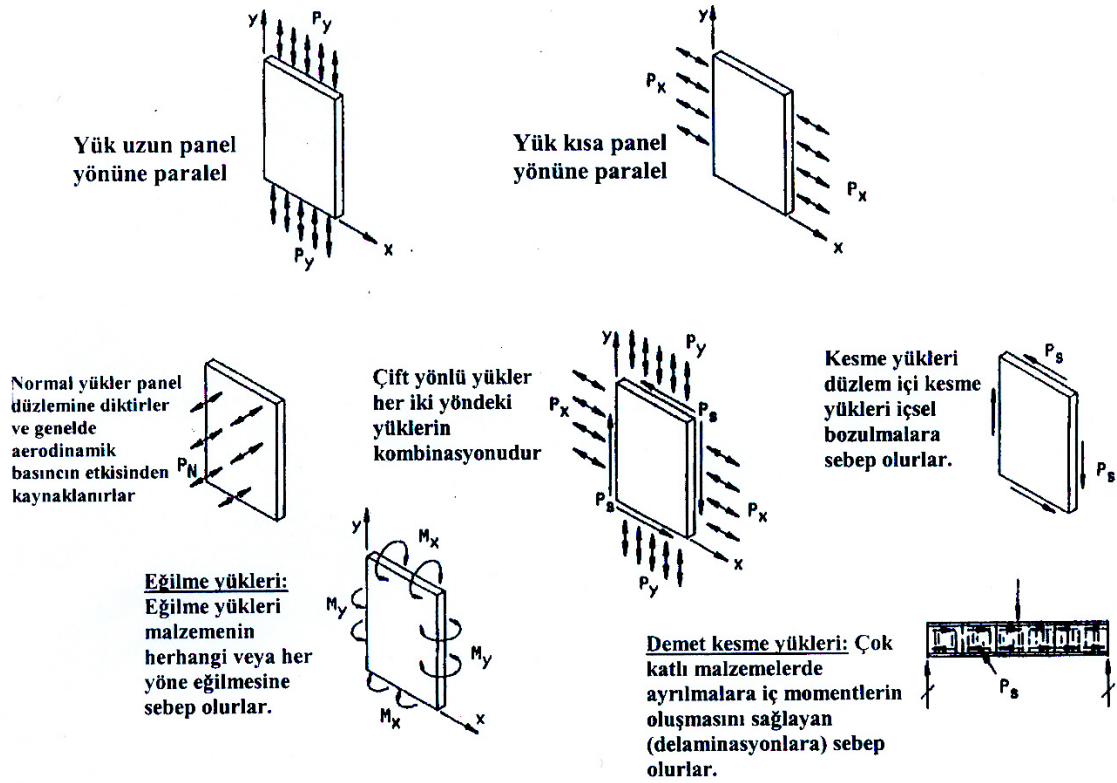
Şekil 3.14.a) Bölgesel basınçla oluşabilecek hata modeli

3.3.8 Sandviç yapıların dizaynında karşılaşılabilecek yüklem problemleri özeti

Durum	Sebepler	Durum	Sebepler
Genel kıvrılma 	Yetersiz panel kalınlığı yetersiz petek kesme mukavemeti	Yüzey hatası 	İlk hata bası ve çeki yüklerinden yüzeylerde, yetersiz panel kalınlığından, yüzey mukavemeti veya tabakalar arası ayrılmadan meydana gelebilir
Kesme ondülasyonu 	Genel kıvrılma sonucu düşük petek kesme modülü veya yapıştırıcı kesme mukavemetinden	Yüzey çekme hatası 	
Yüzey kıvrılması Yapıştırma hatası Petek bası hatası   	Peteğin relative yanıl bası mukavemeti, bası ve ters çekme mukavemetinden dolayı yüzeyler içeri veya dışarı kıvrılabilir	Geçiş kesme yükü hatası 	Yetersiz petek kesme mukavemeti veya panel kalınlığı
Hücreler arası kıvrılma yüzeyler petek hücrelerin kıvrılmasından kıvrılır 	İnce yüzey veya geniş petek hücrelerinden oluşabilir. Bu sebeple diğer yakın hücrelerde kıvrılma uğrayabilir.	Değişken petek ezilmesi 	Yetersiz petek yanıl bası mukavemeti veya aşırı panel defleksiyonu (değişimi)
		Bölgesel petek ezilmesi 	Düşük petek bası mukavemeti

Şekil 3.14.b) Balpeteği yapı yüklem problemleri (Boeing³, 1996)

Balpeteği sandviç yapı dizaynı yapılırken yukarıdaki şekilde özetlenen kuvvet yükleme hatalarından oluşabilecek durumlar mutlaka gözönüne alınmalı, sebepler iyice gözden geçirilerek optimum dizayn kriterleri ortaya konmalıdır. Bu durum Şekil 3.14.b ve Şekil 3.15'de özetlenerek verilmiştir.



Şekil 3.15 Servis şartlarında basın-çekme yükleri (Boeing³, 1996)

Yukarıda ayrıntılı olarak açıklanmaya çalışılan uçak parçalarının uçuş esnasında maruz kalacağı aerodinamik yükler mutlaka gözden geçirilmeli, tasarlanacak parçaların hesaplama metoduyla, sonlu elemanlar (finite element) analiz yöntemiyle yük hesapları iyice yapılmalıdır. Servis şartlarındaki yük analizlerinin gerçeğe yakın değerlerinin son tesbit etme yolu, imal edilecek hava aracının sürat kategorisine göre subsonik veya supersonik hava tünellerinde havada karşılaşılabilecek durumlar simüle edilerek sonuçlar bulunmalıdır.

3.4 Balpeteği Sandviç Kompozit Yapılarının Tasarım Kriterleri

Bu kısımda balpeteği sandviç kompozitlerin yapım kriterleri ve hesaplama yöntemleri, imalat ve tamirde uygulanan prosedür sırasıyla verilmiştir.

3.4.1 Yükleme durumlarının belirlenmesi

Noktasal yüklemeler, düzgün yayılı yükleme, uç yüklemeler, bütün mümkün olabilecek yükleme durumları iyice hesaplanmalı ve gözden geçirilmelidir.

3.4.2 Panel tipinin belirlenmesi

Dirsekli kiriş, basit mesnetlenmiş kiriş vs.den hangisinin seçileceği belirlenir.

3.4.3 Fiziksel ortam engelleri

Eğilme limiti (sehim), kalınlık limiti, ağırlık limiti, emniyet faktörü net biçimde hesaplanmalıdır.

3.4.4 Ön hesaplamalar

- Tabaka malzeme, tabaka malzeme kalınlığı, panel kalınlığı kesin belirlenmelidir.
- Yüzeğe gelen gerilmelerin hesabı
- Eğilmelerin hesabı
- Petek hücre kesme yükü

gibi ön hesaplamalar yapılmalıdır.

3.4.5 Tasarım optimizasyonu

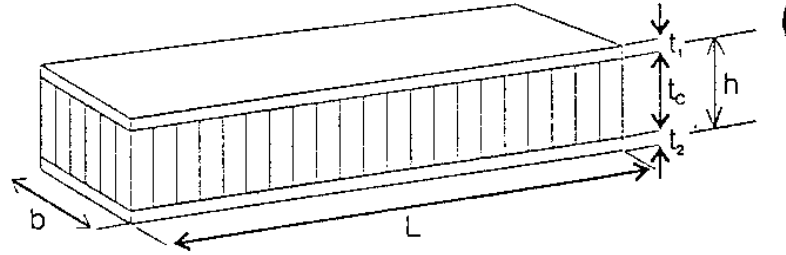
Kabul edilen performans kriterlerine göre yüzey kalınlığı, yüzey malzemesi ve panel kalınlığı bir kez daha gözden geçirilmelidir.

3.4.6 Nihai hesaplama

- Yüzey gerilim hesabı
- Toplam eğilme hesabı
- Panel burkulmasının kontrolü
- Kesme kıvrımının kontrolü
- Gövde ezilmesinin kontrolü
- Hücrelerin eğilmesi (kıvrılması) nin kontrolü
- Bölgesel basınç (petek yükleri için) kontrolü

Petek hücre kesme yüklerinin kontrolü için detaylı hesaplama mutlaka yapılmalı, hesaplamaların çok zor olduğu veya imkânsıza yakın olduğu durumlarda bilgisayar destekli hesap ve modelleme tekniklerine başvurulmalıdır. (Finite Element Analysis)

3.5 Dikdörtgen Sandviç Yapının Analiz Parametreleri



Şekil 3.16 Basit dikdörtgen balpeteği sandviç yapısı

$$h = \frac{t_1}{2} + \frac{t_2}{2} + t_c \quad (3.1)$$

Yüzey tabakası gerilimi:

Yüzey kalınlığı eşitliği için

$$\sigma = \frac{M}{t_1} h \quad (3.2)$$

Sehim veya çökme:

$$\delta = \frac{k_b PL^3}{D} (\text{eğilme}) + \frac{k_s PL}{h G_c} (\text{kesme}) \quad (3.3)$$

$$\text{kabul } D = \frac{E_1 t_1 E_2 t_2 h^2}{E_1 t_1 \lambda_2 + E_2 t_2 \lambda_1} \quad (3.4)$$

$$\text{veya } \frac{E t_1 t_2 h^2}{(t_1 + t_2) \lambda} \quad (3.5)$$

$$\text{veya } \frac{E t h^2}{2 \lambda} \text{ her iki tabaka da aynı malzemenen.}$$

$$\text{Panel burkulması: } P_b = \frac{\pi^2 E' D}{L^2 + \frac{\pi^2 D}{G_c h}} \quad (3.6)$$

$$\text{Kesme kıvrımı (Ondüle, plise yapma): } P_b = t_c G_c b \quad (3.7)$$

$$\text{Yüzey katlanması (ezilmesi): } \sigma_{CR} = 0.5 (G_c E_c E)^{1/3} \quad (3.8)$$

$$\text{Hücrelerarası kıvrılma: } \sigma_{CR} = \frac{2E}{\lambda} \left[\frac{t_1}{s} \right]^2 \quad (3.9)$$

$$\text{Bölgesel basınç yükleri: } \sigma_c = \frac{P}{A} \quad (3.10)$$

$$\text{Petek hücre kesme kuvveti: } \tau_c = \frac{V}{h_c} \quad (3.11)$$

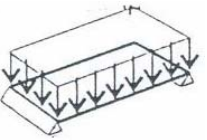
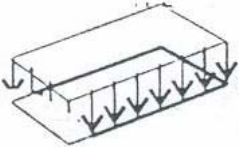
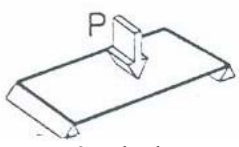
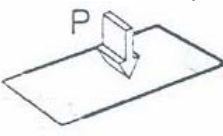
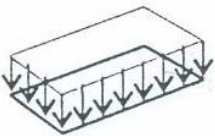

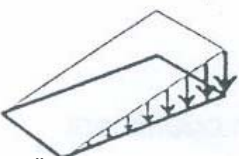
Terimler :

t_1 : Yüzey kalınlığı	q : Düzgün dağıtılmış yük
t_2 : Yüzey kalınlığı	P : Panele uygulanan yük
t_c : Hücre kalınlığı	P_b : Kritik burkulma yükü
h : Yüzeylerin merkezleri arasındaki mesafe	F.S.: Emniyet faktörü
a : Panel uzunluğu	V : Panel parametresi
b : Kiriş genişliği	K_1 : Panel parametresi
L : Kiriş uzunluğu	K_2 : Panel parametresi
M : Maksimum eğilme momenti	K_3 : Panel parametresi
F : Maksimum kesme kuvveti	δ : Hesaplanmış eğilme
S : Hücre boyutu	k_b : Kiriş eğilme sabiti
σ : Hesaplanmış yüzey gerilimi	k_s : Kiriş kesme sabiti
δ : Hesaplanmış eğilme	G_L : Hücre kesme modülü – ribon (şerit) istikametinde
σ_{CR} : Kritik yüzey gerilimi	G_w : Hücre kesme modülü – transverse (enine, çapraz) istikameti
σ_c : Hücre basınç gerilimi	G_c : Hücre kesme modülü – uygulanan kuvvet yönünde
τ_c : Hücre kesme gerilimi	R : G_L/G_w oranı
E : Yüzey Young modülü	A : Kuvvet uygulanan bölge
E_c : Hücre Young Modülü	
μ : Yüzey malzemesinin poisson oranı	
λ : $1 - \mu^2$	
D : Panel dayanım sabiti	

Burada kullanılan sabitler özetlenmiş biçimiyle Çizelge 3.1’de listelenmiştir.

3.5.1 Kiriş sabitlerinin özetlenmesi

Çizelge 3.1 Kiriş sabitlerinin özetlenmesi

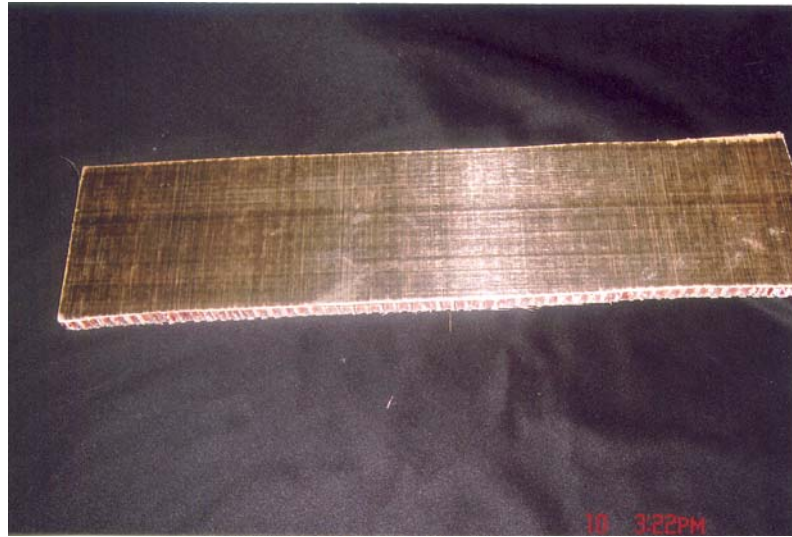
Kiriş Çeşidi	Maksimum Kesme Kuvveti F	Maksimum Eğilme Momenti M	Eğilme Miktarı Sabiti k_b	Kesme Miktarı Sabiti k_s
$P = qL$ Basit Mesnet  Eşit dağıtılmış yük	$0.5 P$	$\frac{PL}{8}$	$\frac{5}{384}$	$\frac{1}{8}$
$P = qL$ Sabitlenmiş mesnet  Düzgün yayılı yük	$0.5 P$	$\frac{PL}{12}$	$\frac{1}{384}$	$\frac{1}{8}$
Basit mesnet  3 noktalı	$0.5 P$	$\frac{PL}{4}$	$\frac{1}{48}$	$\frac{1}{4}$
Z ucu sabit kiriş  Ortadan yükleme	$0.5 P$	$\frac{PL}{8}$	$\frac{1}{192}$	$\frac{1}{4}$
$P = qL$ Bir ucu mesnetli  Düzgün yayılı yükleme	P	$\frac{PL}{2}$	$\frac{1}{8}$	$\frac{1}{2}$
Bir ucu mesnetli kiriş  Ucundan yükleme	P	PL	$\frac{1}{3}$	1
$P = \frac{qL}{2}$ Bir ucu mesnetli  Üçgen yükleme	P	$\frac{PL}{3}$	$\frac{1}{15}$	$\frac{1}{3}$

3.6 Balpeteği Üretim Yöntemleri

Balpeteği sandviç yapı panelleri sıcak presleme vakum torbasında ve uygun kalıpta üretilirler. Sıcak pres yönteminde genelde levha ve önceden şekillendirilmiş paneller üretilir. Şekil 3.17 ve 3.18’de bu şekilde imal edilmiş ve deneylerde kullanılan paneller gösterilmiştir.



Şekil 3.17 Isıtılmış basınç altında üretilmiş metal tabaka, metal petek hücre (alüminyum) den oluşan balpeteği kompozit malzeme

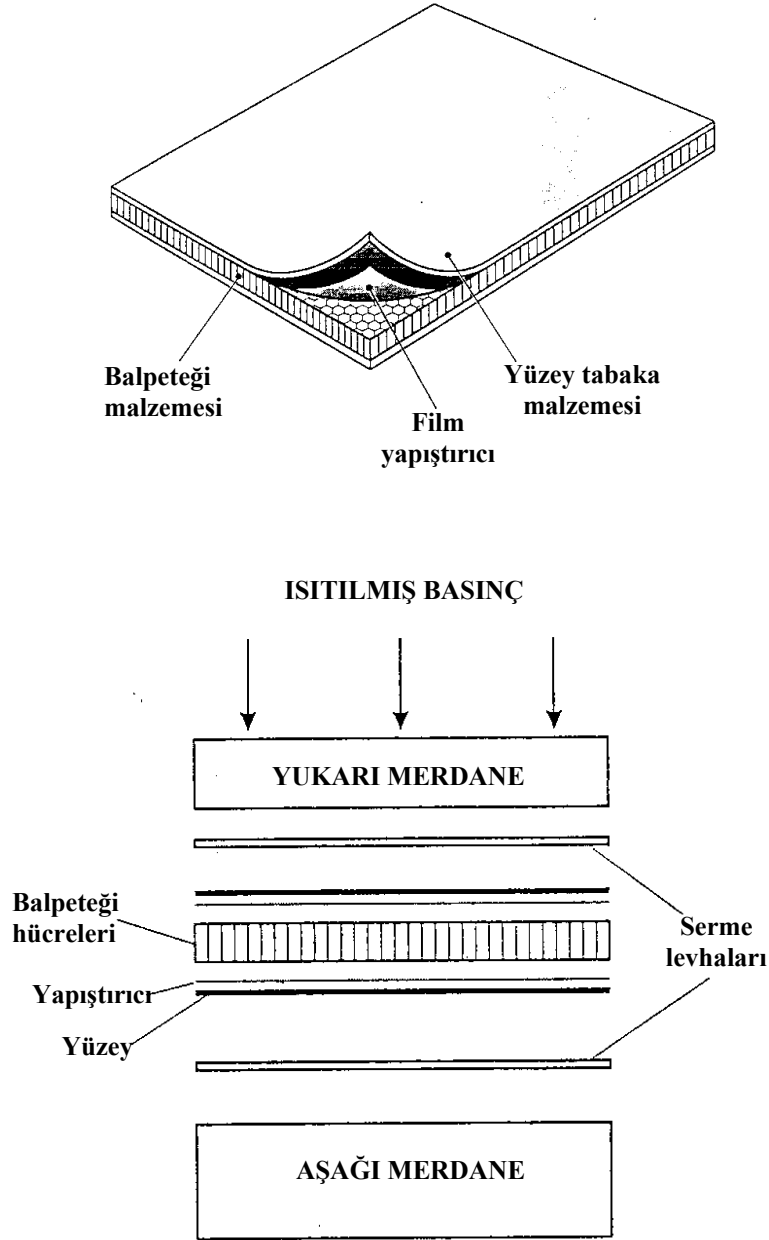


Şekil 3.18 Isıtılmış basınç altında üretilmiş metal olmayan tabaka (prepreg) ve metal olmayan petek hücre (Kevlar) den oluşan balpeteği kompozit malzeme

Vakum torbasında üretim, genelde kıvrımlı ve karışık şekilli parçalar için kullanılan bir metoddur. Genel olarak örülmüş parçaların birleştirilmesiyle oluşan panellerin üretimi kalıpta gerçekleştirilir.

3.6.1 Sıcak presleme yöntemi

Genelde üretilmiş parça tek seferde netice alınacak şekilde hazırlanır. Bu metot metal ve prepreg yüzeylerde yaygın olarak kullanılır. Bu metotla yapılan üretimde diğer bir seçenek de, prepreg (önceden reçine emdirilmiş malzeme) yüzey tabakaları basınç altında önceden ısıtılarak yapıştırıcı ile birleştirilmesidir. Yöntemin uygulama esası Şekil 3.18’de gösterilmiştir.

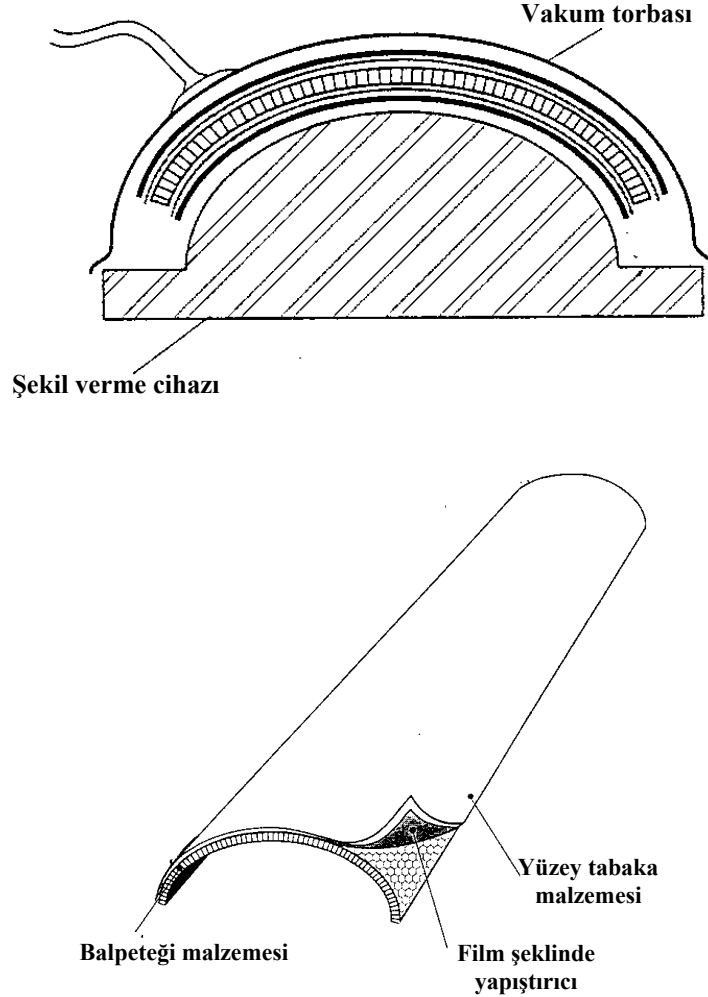


Şekil 3.18 Isıtılmış basınç altında üretim tekniği (Hexcell³, 2003)

3.6.2 Vakum torbasında üretim

Üretilecek parçalar ısıtma işlemi için bir seferde netice alınacak şekilde montajlanmalıdır. Gerekli birleştirme vakum torbası kullanarak yapılır. Önce parça fırında ısıtılır, otoklav kullanılıyorsa, ayrıca bütün üretim boyunca negatif basınç uygulanır. Vakum torbasında üretim yöntemi, prepreg, önceden şekil verilmiş el yatırması (wet layup) kompozit malzemeler veya metal tabakalı sandviç yapılara uygulanır.

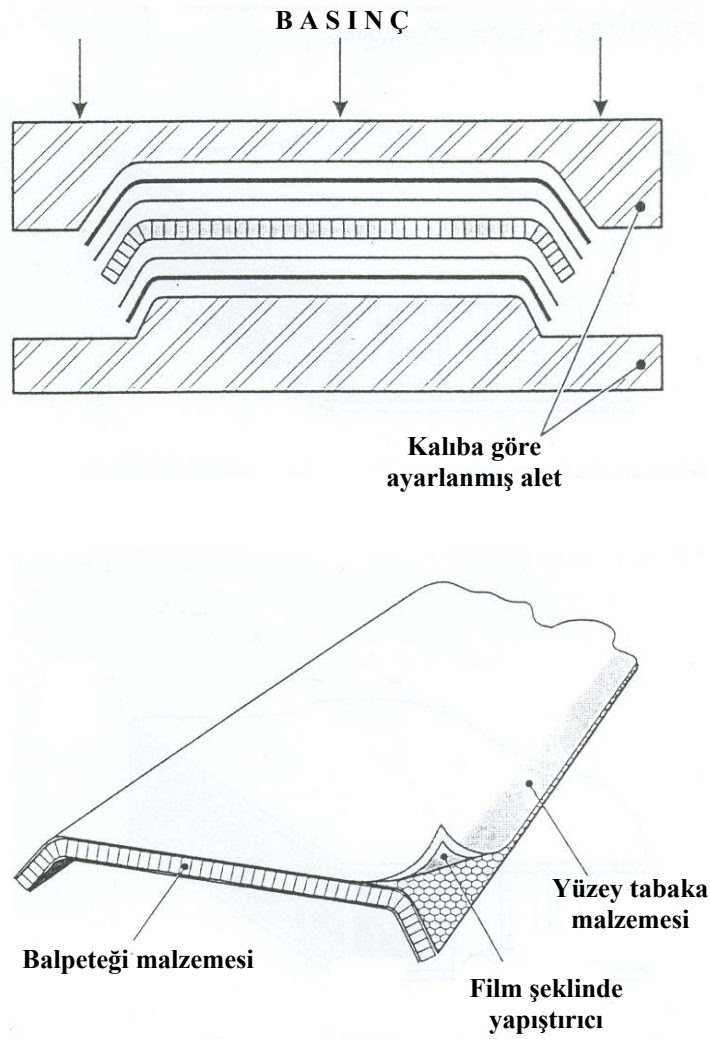
Bu üretim metoduyla şekil verilmiş balpeteği ve yapıştırıcı film tabakaları kullanmak suretiyle karmaşık şekilli kompozit parçaların üretimi mümkündür. Anlatılan hususlar Şekil 3.19'da şematik olarak verilmiştir.



Şekil 3.19 Basit vakum bag usulü ve üretilen malzeme (Hexcell³, 2003)

3.6.3 Uygun kalıpta üretim

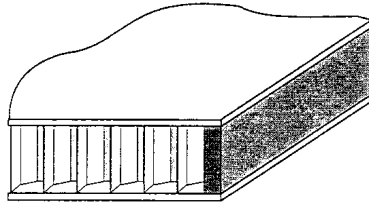
Bu tür üretim metodunun temel amacı; imal edilecek parçayı yüksek toleransta (hassas boyutta) üretmek ve yüzey iyileştirilmesi yapılarak tek seferde sonuç alınmasıdır. Bu tür üretim için çeşitli işlem basamakları uygulanarak sıcaklık ve basınç ayarlamaları yapmak mümkündür. Isıtılmış donanımlarla mekanik basınç altında, ısıtılmamış aletlerle basınç altında ve fırın içinde kürlemeyle yapılan üretimler bunların bazılarıdır. Bunun dışında ısıtıcı kullanım imkânı yoksa veya sandviç yapı çok büyükse oda sıcaklığında soğuk yapıştırma işlemi de uygulanabilir. Yöntem, Şekil 3.20’de gösterilmiştir.



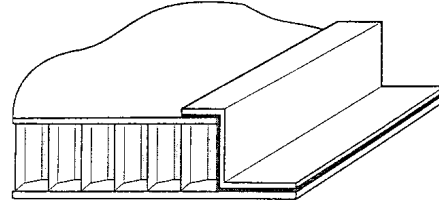
Şekil 3.20 Uygun kalıpta üretim usulü ve üretilen malzeme (Hexcell³, 2003)

3.7 Sandviç Yapı Uçlarını Kapatma Şekilleri

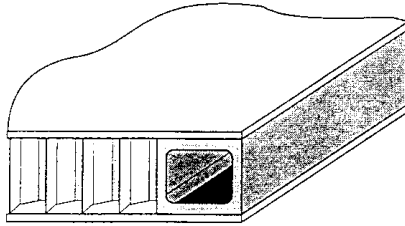
Sandviç yapıların dizaynında uçları kapatma metotları önemli bir konudur. Açıkta kalan uçlar bölgesel ve çevresel hasarlara karşı potansiyel zayıflık gösterirler. Uçların kapatılması mekanik dayanımın artmasına olanak vermekle beraber, ayrıca birleştirme noktaları oluştururlar ve yapıya estetik görünüm kazandırır. Şekil 3.21’de uçların, dolgu, Z, U ve dolu profille kapatılması gösterilmiştir.



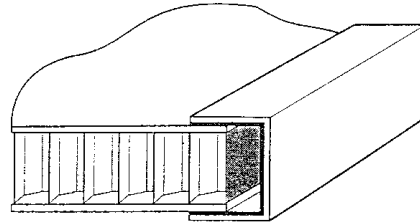
a) Panel ucunun dolguyla kapatılması



b) Z şeklinde kaplama



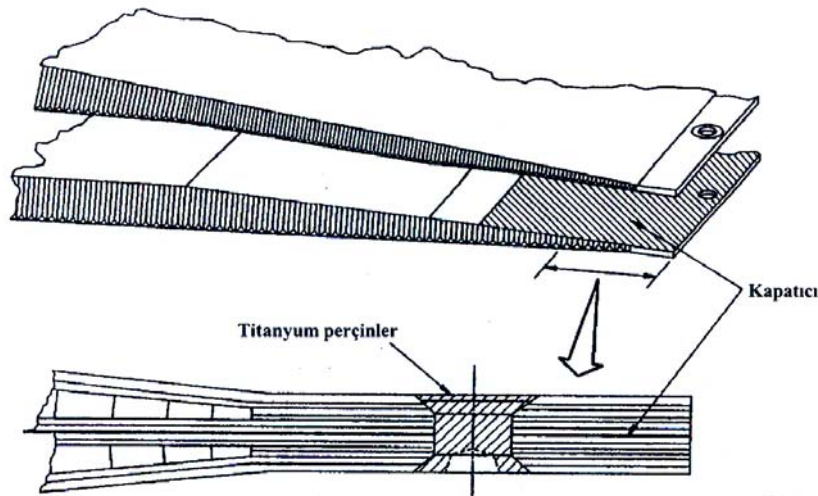
c) Çekme malzemeyele doldurma



d) U şeklinde kapama

Şekil 3.21 a, b, c, d Sandviç yapı uçlarını kapatma şekilleri (Hexcell³, 2003)

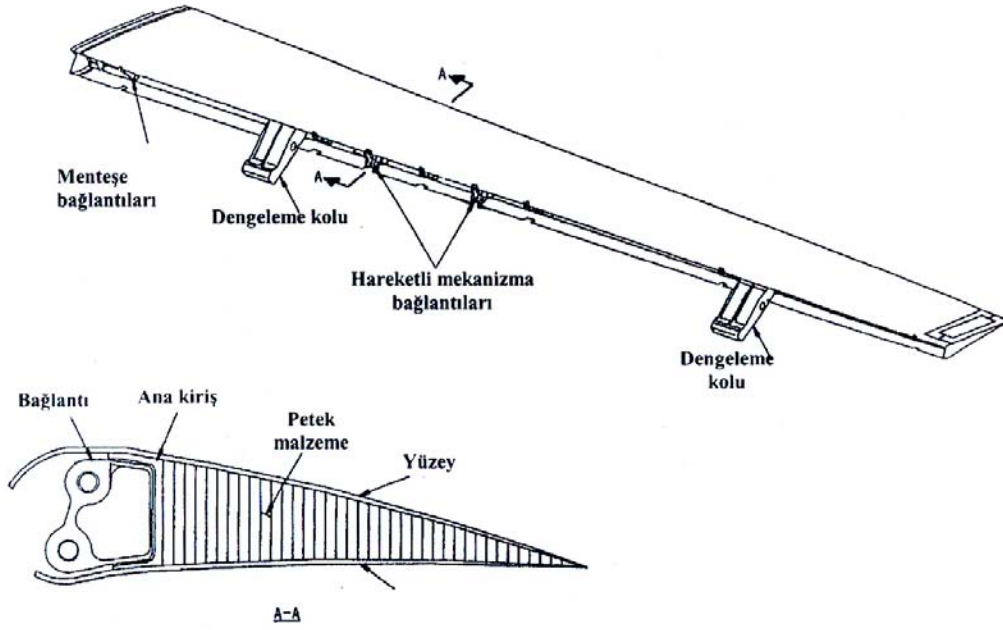
3.7.1 Uçak yapısında kenar kapatma örneği



Şekil 3.22 Uçak parçalarında balpeteği yapılarının uçlarını kapatma usullerine bir örnek (Boeing⁷, 1996)

Alt ve üst plakaları alüminyum ve prepreg petek hücre kevlar veya metal olan sandviç yapı, gerektiğinde metal, metal olmayan kompozit malzemelerle Şekil 3.22’de gösterildiği gibi titanyum perçinlerle (veya diğer bağlama elemanlarıyla) bağlanarak hibrid yapılar oluştururlar.

3.7.2 Kompozit sandviç yapının uçak parçasında birleştirilme örneği



Şekil 3.23 Kompozitlerin birleştirilmesi (Boeing⁸, 1996)

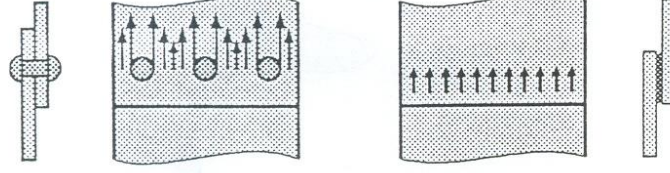
Balpeteği sandviç kompozit yapıdan oluşan bölümler metal veya prepreg kompozit parçalarla (menteşe, dengeleme kolları, çeşitli hareketli mekanizmalar) birleştirilerek işlev kazanırlar. Sonuçlar Şekil 3.23’de şematik biçimde verilmiştir.

3.8 Balpeteği Kompozitlerin Yapıştırma Yöntemiyle Birleştirilmesi

Yapıştırmak suretiyle bağlama, metal, plastik, tahta olmak üzere birçok malzemede kullanılan bir yöntemdir. Günümüzdeki uygulamalara baktığımızda (perçinleme, vidalama, kaynak, lehim) yapıştırma tekniği bunlara göre maliyeti düşük bir yöntemdir. Yapıştırma yönteminin yukarıda sayılan klasik metotlara göre avantajları aşağıdaki gibidir.

Yapıştırma tekniği, metalleri doğru yapılmadığı takdirde dikişi zayıflatan kaynak tekniğine göre üstün olmakla kalmayıp, malzeme üzerinde delik açma mecburiyetini de ortadan kaldırır. Perçinleme ve vidalama işlemlerinin aksine kür ile yapıştırma işlemi gerilmelerin parça

üzerine eşit dağılımını sağlayarak parçanın yorulma dayancını artırır. Bu karşılaştırma şematik olarak 3.24'te gösterilmiştir.



Şekil 3.24 Yapıştırma tekniğinin diğer tekniklerle karşılaştırılması (CIBA³, 1995)

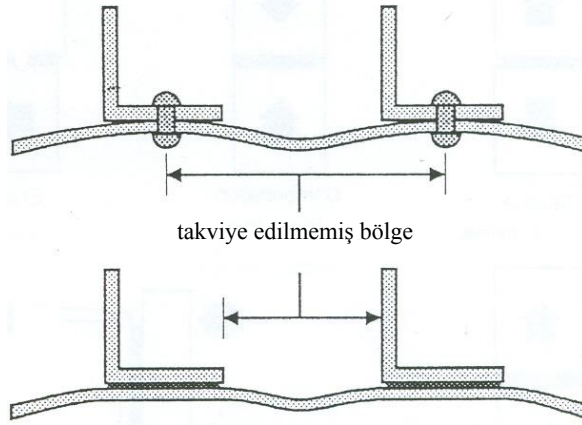
Perçinleme, perçin civarında yüksek derecede kalıcı gerilmelerin oluşumuna sebep olur ve bu bölgelerde mekanik hataların (kılcal, çatlak vb.) oluşma ihtimali artar. Kaynak yapılan, civatalanan bölgelerde de aynı durum söz konusudur. Yapıştırma ile yapılan bağlantılarda gerilme dağılımı ünitördür. Kaynak dikişinde gerilim her ne kadar düzgün bir şekilde dağılsa da, metalin ısındığı bölgelerde dayanç kaçınılmaz olarak değişecektir. Yöntemin üstünlükleri;

- Normal kompozit malzemelerde ve sandviç kompozit yapılarda yapıştırma kesin ağırlık tasarrufu sağlar.
- Büyük alanların bağlantılarında yapıştırma ile yapılan bağlantılar, mekanik bağlantılara nazaran daha kolay işlenir, montajlanır ve tasarlanabilirler. (Şekil 3.25)



Şekil 3.25 Balpeteği kompozit yapı tamirlerinde karbon tabakalar arasında kullanılan kuru tabaka yapıştırıcılar kürleme işlemi uygulandıktan sonra işlev kazanırlar

- Yapıştırma ile bağlantı yönteminde, birbirine benzemeyen parçalarda galvanik korozyon açısından sorun yoksa da, değişik yapıştırıcıların kullanıldığı parçalarda oluşabilecek ısıl gerilimler mutlaka dikkate alınmalıdır.
- Yapıştırılmış bağlantılar iletken metalleri elektro kimyasal korozyondan koruduğu gibi, elektriksel yalıtkanlık da sağlar.
- Yapıştırılmış bağlantılar düzgün dış yüzeylerin tasarımını kolaylaştırdığı gibi bağlantıyı tamamen kapsayarak minimum çatlak oluşma ortamı sağlarlar.
- Perçinleme ve nokta kaynağına kıyasla, yapıştırılmış bağlantılar daha donanımlı bir yapı oluştururlar.



Şekil 3.26 Takviye edilmemiş bölge (CIBA³, 1995)

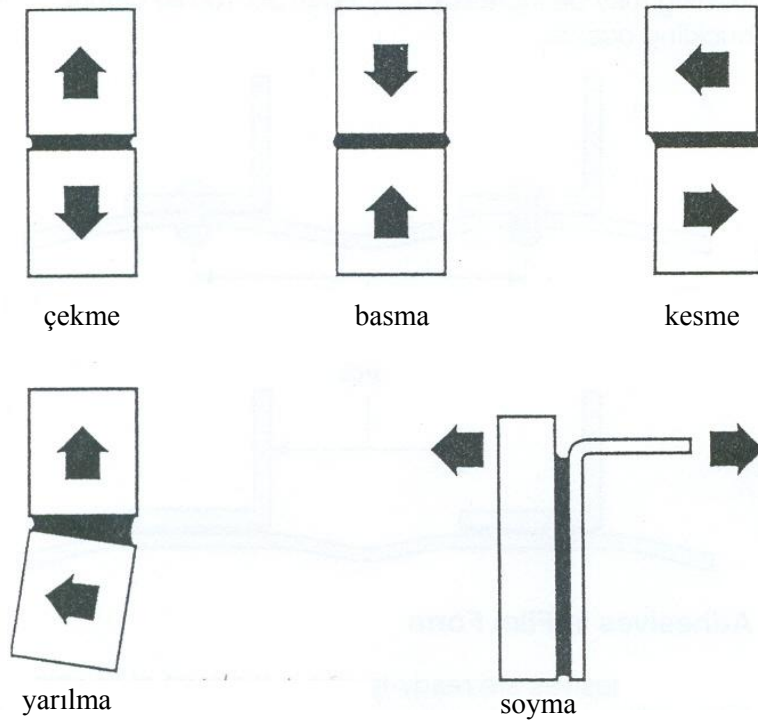
Perçinlenmiş ya da nokta kaynağıyla yapılan bağlantılara nazaran yapıştırılmış bağlantıların dayanımı az olan bölgeleri (zayıflayan kesitler) daha küçüktür. Yapıştırılmış bağlantılar bunun sonucu olarak, klasik yerleştirilmiş parçalara göre %30 - %100 daha fazla yük taşıma kapasitesine sahiptir. (Şekil 3.26)

Yapıştırıcılar, genel olarak ticari olarak kullanmaya hazır halde piyasaya sürülürler. Kısa bir süre içerisinde ısı ve basınç desteğiyle kuvvetli bağlantılar oluştururlar. Tabaka şeklindeki film yapıştırıcılar geniş bölgelerin bağlanması yanı sıra, özellikle sandviç yapıların petek malzemeye birleştirilmesinde çok önemli görev üstlenirler.

3.8.1 Yapıştırma bağlantı dizaynı

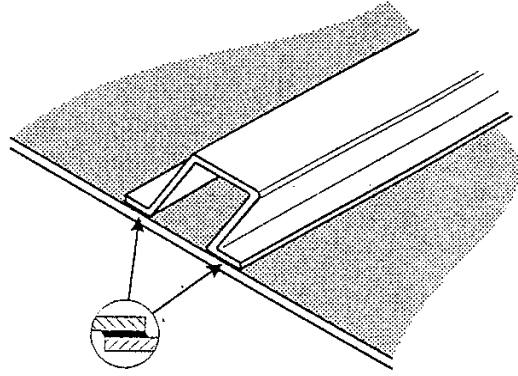
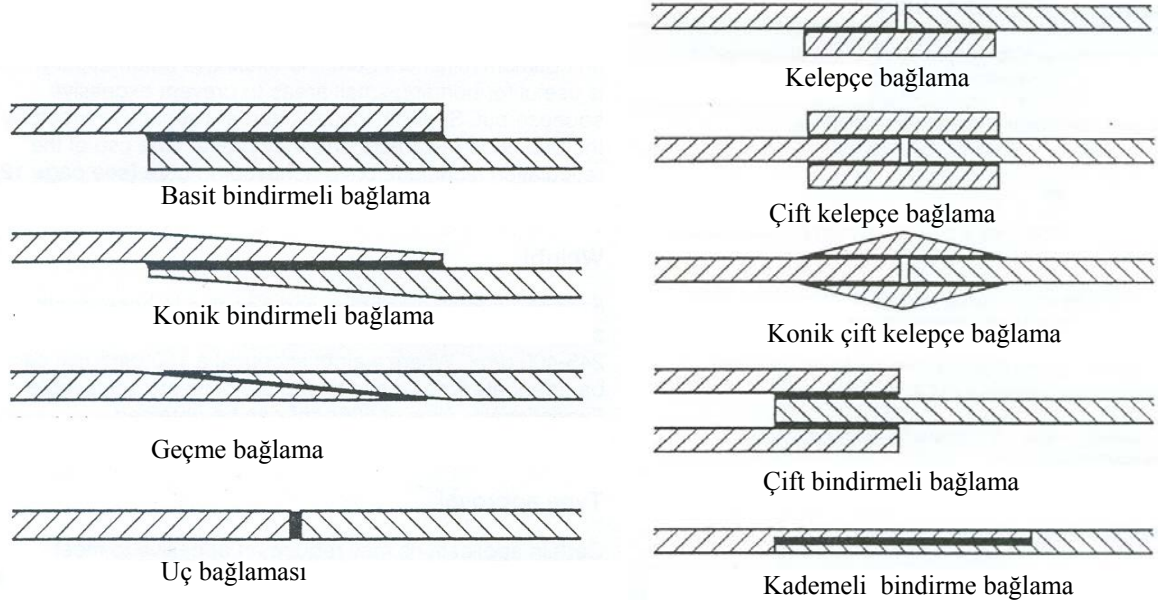
Genelde tabaka şeklindeki film yapıştırıcılar en az 80°C’de ısıtma işlemine ihtiyaç duyarlar. Birleştirilecek parçaların ısıtma işlem ve kür işlemine uygun olduğu mutlaka belirlenmelidir.

Birleştirilecek parçaların çekme, basma, kesme, soyma (yırılma) gerilmelerine veya bunların kombinasyonlarına maruz kalacağı hesaplanmalıdır. Zorlama türleri Şekil 3.27’de şematik biçimde verilmiştir.

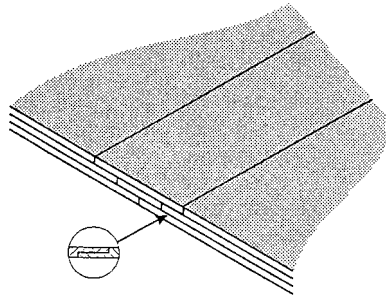


Şekil 3.27 Yükleme kuvvet özellikleri (CIBA³, 1995)

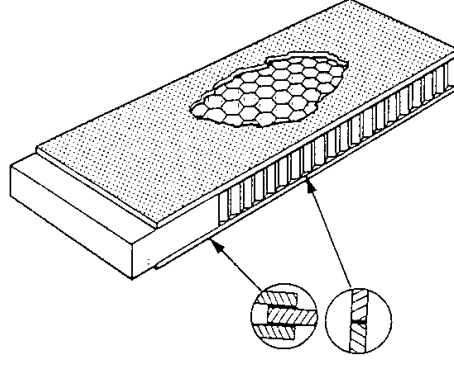
Yapıştırıcılar yukarıda anlatılan gerilmelere karşı çok dayançlıdırlar. Ancak, yırılma ve soyma gerilmelerine karşı göreceli olarak dayanıcı daha düşüktür. Bağlanacak parçaların yükleme sırasında oluşan gerilmelerine karşı en dayançlı hatlardan geçecek şekilde yapıştırıcının en yüksek dayanıcı göstereceği yönler dikkatle seçilmelidir. Bu seçim Şekil 3.28, 3.29 ve 3.30’da gösterilmiştir. Bu, aynı zamanda tasarım mühendislerinin bilgi birikimi ve yeteneğini ortaya çıkarır.



Şekil 3.28 Basit bağlama (yapıştırma) şekilleri (CIBA³, 1995)



Şekil 3.29 Çok katlı fiber takviyeli plastik tabakaların çok katlı bindirmeli yapıştırma ile bağlanması (CIBA³, 1995)



Şekil 3.30 Sandviç kompozit panelin yapıştırımayla bağlanması ve bu suretle gerilmelerin transferinin mümkün olması (CIBA³, 1995)

3.8.2 Yapıştırıcı seçimi

Yapıştırma yöntemiyle bağlamadaki en önemli kriter doğru yapıştırıcı seçimidir. Genelde üç çeşit yapıştırıcı tipi vardır. (Şekil 3.31)



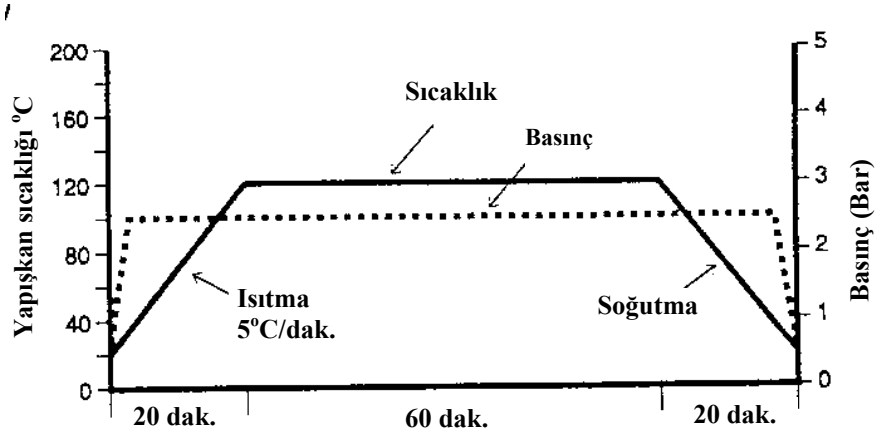
Şekil 3.31 Havacılık endüstrisinde kullanılan bazı yapıştırıcı örnekleri

Vinil fenolik tip yapıştırıcıların açık hava koşullarına karşı iyi olup, 70°C'ye kadar kullanılırlar. Epoksi tip yapıştırıcılar ise yüksek dayanım ve tokluğa sahip olup, 200°C'ye kadar kullanılırlar. Bismalemid tipi yapıştırıcılar 220°C ve daha yukarı sıcaklıklarda kullanılabilirler. Şerit şeklinde olan yapıştırıcılar 120°C ve 180°C'lerde kür edilmek üzere iki tipe ayrılırlar. Sıcaklık cihazın uygun olması, enerji ekonomisine, çalışma sıcaklığı gereklerine göre ayarlanır. Balpeteği sandviç kompozit yapılarda alansal yapıştırıcı gereksinimi 245-200 g/m² arasındadır.

3.8.3 Yüzey hazırlama, uygulama ve kürlenme

Uygulanacak metoda göre optimum sonucu sağlamak için yüzey yağdan, tozdan arındırılmalı, gerektiğinde zımparalama işlemi uygulanmalıdır. Özel durumlarda kimyasal yüzey temizleyiciler de kullanılabilir. Yapıştırıcı uygun yöntemlerle sürülür ve gerekirse kür edilir (Bu tür uygulamalar kullanma kılavuzlarında açıkça belirtilir). Parçaları birbiriyle bağlamak için hidrolik pres, vakum torbası, otoklav kullanılır. Çok geniş parçaların birleştirilmesinde yapıştırma imkânının bulunmadığı bölümlerde perçinleme ve kaynak işlemleri uygulanabilir.

Seçilen yapışkan türüne bağlı olarak, yapışkan filminin kürü özellikleri, zaman ve sıcaklığa bağlıdır. Tipik bir kür işlemi çevrimi Şekil 3.32’de gösterilmiştir.



Şekil 3.32 Tipik bir kür işlemi çevrimi (Boeing⁹, 1995)

Sonuç olarak; balpeteği sandviç yapı teknikleri ve mukavemet özellikleri iyi tesbit edilmeli, malzeme seçiminde gözönüne alınması gereken bütün kıstaslar titizlikle değerlendirilmelidir. Tasarım kriterleri ve ön hesaplamalar, üretimden önce kesinlikle ortaya konmalıdır. Yapışkan seçiminde, yüzey hazırlama ve kürlenme işlemleri esnasında hassas davranılmalıdır.

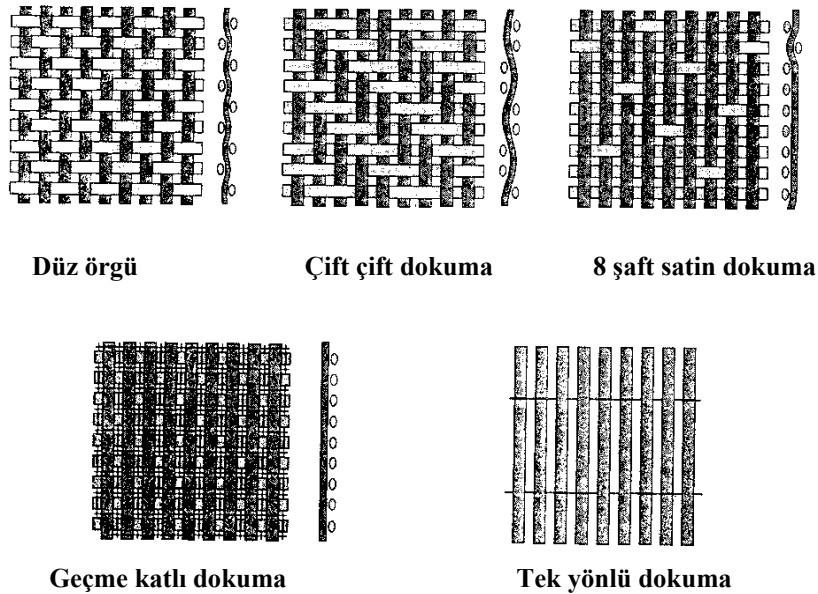
4. BALPETEĞİ SANDVIÇ KOMPOZİT YAPILARIN PREPREG YÖNTEMİ İLE ÜRETİMİ

Prepreg yöntemi İngilizce preimpregnated (önceden emdirilmiş) anlamında olup, Türkçe malzeme literatürüne ve bütün dillere “prepreg” olarak girmiştir. Prepreg üretim metodunda reçine (matris) ile fiber takviyesi beraber kullanılır. Bu şekilde çeşitli yöntemler kullanılarak (kür edilerek) sonuç yapı elde edilir.

Prepreg malzemelerin üretiminde takviye elemanı olarak kullanılan fiberlerin çok iyi dayanımları, iyi ısı, elektrik, yalıtkanlık, kimyasal özelliklerinin yanında metallere nazaran kaydadeğer bir şekilde ağırlık tasarrufu sağlaması önemli özelliklerindedir. Fiber seçimindeki kıstaslar yoğunluk, maliyet, çekme dayançları ve elastik modülüdür (özümlü modül).

4.1 Değişik Örgü Tipleri

Prepreg kompozit malzeme imalatında yüzey tabakaların oluşturulmasında kullanılan örgü en az birbiriyle dokunan uzunlamasına ve enine iki iplik çeşidinden meydana gelir. Kıvrım sayısı ve örtme özelliğine göre örgüt çeşitleri değişir. Düşük kıvrım, düz fiberlerin daha fazla yük taşımalarına imkan vermesinden dolayı, daha iyi mekanik performans gösterdiğinden dolayı tercih edilirler. Örtme özelliği iyi olan dokumanın, karmaşık şekilli parçaların üretiminde yayılma kolaylığı olduğundan dolayı kullanılırlar. Değişik örgü çeşitleri vardır. Şekil 4.1’de bunlar gösterilmiştir.



Şekil 4.1 Genel olarak uygulanan örme yöntemleri (Berthelot, 1999)

4.2 Takviye Elemanları

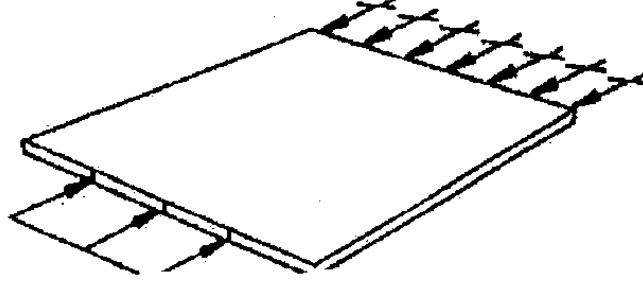
Takviye elemanlarının seçiminde etki eden ana faktörler. Kuvvetlendirme değişik şekillerde olabilir ve değişik avantajlar sağlar. Çizelge 4.1’de takviye elemanı türleri verilmiştir.

Çizelge 4.1 Kuvvetlendiriciler (takviye elemanları) avantaj ve uygulamaları (CIBA², 1995)

Kuvvetlendirici		Avantajları	Uygulamalar
Çeşitli Yönlere	Bant	<ul style="list-style-type: none"> Bir yönde yüksek dayanım Düşük fiber ağırlığı 100 g/m² 	Spor malzemeleri Ana uçak yapılarında
	Tek çekilmiş	<ul style="list-style-type: none"> Filament sargıya uygun Çok hassas fiber yerleştirilmelerinde çok dar genişlik 	Basınçlı tanklarda Tüplerde Şaftlarda
	Şeritler	<ul style="list-style-type: none"> Bir yönde yüksek dayanım Yüksek fiber ağırlığı 1000g/m² Ekonomik imalat 	Kayak malzemeleri Değirmen pervaneleri Yat tabanlarında Yaprak yaylarda
	Dokumalar %80’den fazlası uzunlamasına iplikten	<ul style="list-style-type: none"> Bir yönde yüksek dayanımın gerektiği parçalar İyi kullanma özellikleri Fiber ağırlığı 160-1000 g/m² 	Spor malzemeleri Havacılık endüstrisinde
Örgü Dokuma	Dengelenmiş dokumalar (2 yönlü dokuma)	<ul style="list-style-type: none"> İki yönde dayanım Çok iyi kullanma özellikleri İyi örtme Örme şekli seçme imkanı Fiberleri karıştırma imkanı Fiber ağırlığı 20 -1000 g/m² 	Spor malzemeleri Havacılık ve uzay endüstrisinde
	Çeşitli yönlere	<ul style="list-style-type: none"> Çeşitli yönlere dayanım Fiber düzenlerinde kontrol (0°, 30° den 70°, 90°) Örgüyle ağırlığın optimum olarak dağıtılması Çeşitli fiberlerin karıştırılması Kıvrımsız Karışık yaymada en az kayıp Üretim maliyetinin azaltılması Ağırlıktan kazanç 	Havacılık ve uzay endüstrisinde

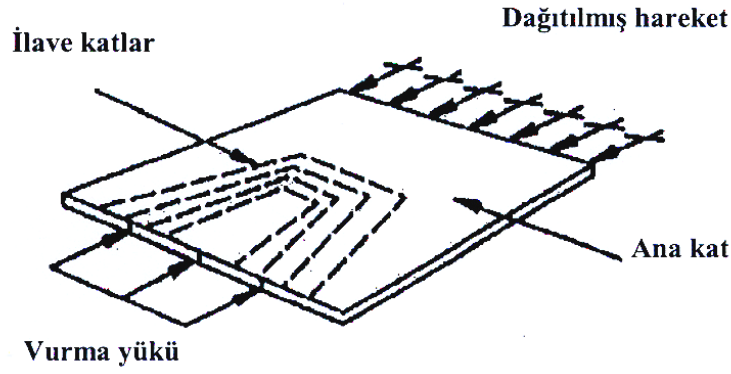
4.3 Fiber Oryantasyonunun Önemi

Panel bölgesel itme-vurma (punch) yüklerine maruz



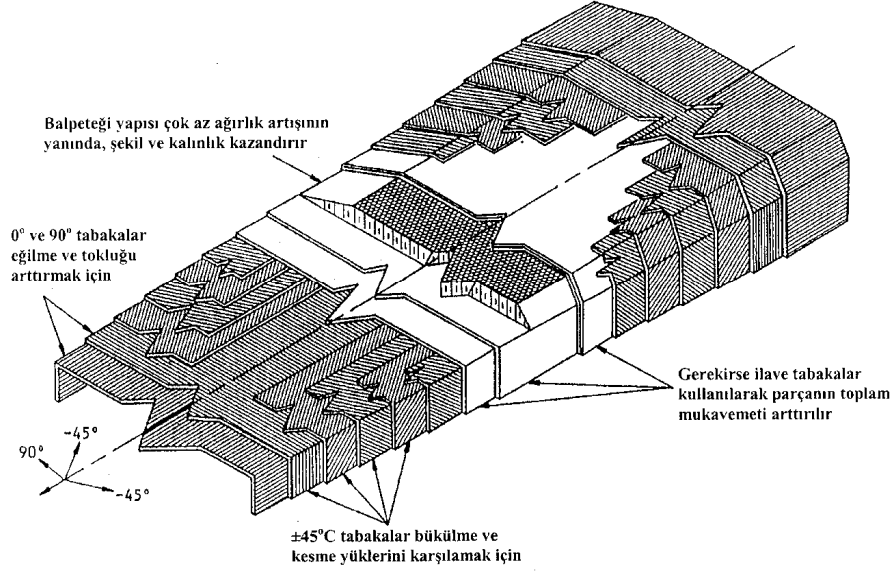
Şekil 4.2 Panelin maruz kaldığı yükler

Çözüm: Ana tabakadaki 0° katlarını arttır,
ayrıca $\pm 45^\circ$ katlarıyla yük dağıtılır.



Şekil 4.3 Panele uygulanacak çözüm (Boeing², 1996)

Sandviç panel bölgesel itme-vurma (punch) yüklerine maruz kaldığında ana tabakadaki 0° katları arttırılarak ve ayrıca $\pm 45^\circ$ katları eklemekle yük dağıtılarak, yapı bütünlüğü sağlanabilir.



Şekil 4.4 Fiber oryantasyon gerekleri (Boeing⁷, 1996)

PROBLEM	TAVSİYELER
<p>Tabakaların düzensiz yerleştirilmeleri kür işleminden sonra tabakalar arasında değişik ısıl genleşmelere yol açarak parçayı deforme edebilir.</p>	<p>Simetrik tabaka yerleştirilmesi işlemi uygula</p>
<p>Kür işlemi sırasında düzensiz montaj deformasyonlarına sebep olabilir</p>	<p>Simetrik olmayan bölümleri nötral yönde düzenle. 0° katlarına takviye katmanlar eklenir.</p>
<p>Aynı oryantasyona sahip birçok tabakaların yerleştirilmesi delaminasyona sebep olabilir</p>	<p>Tabaka oryantasyonunu değiştir. Tabaka sayısını azalt.</p>

Şekil 4.5 Bazı oryantasyon problemleri (Boeing⁷, 1996)

Prepreg hibrid kompozit parçaların oluşturulmasında fiber oryantasyon yönleri ana parçanın mukavemetini değiştiren ana unsurdur.

Bu sebeple fiber oryantasyonu parça oluşturulmadan iyice belirlenmeli ve hesaplanmalıdır. Ayrıca parça oluşturma işlemi sırasında montaj aşaması itina ile yapılmalı, hatalı durumlar gözlemlendiğinde bilinen değişiklikler zaman kaybetmeden yapılmalıdır.

4.4 Prepreg Uygulamalarda Matrisin Rolü

Kompozit malzemelerde matris (reçine) fiberlere destek olurlar ve birbirleriyle bağlanmayı sağlarlar. Uygulanan yükleri fiberleri yerinde ve seçilen yapıda tutarak transfer ederler. Matrisler ayrıca kompozit malzemeye çevresel mukavemet vererek prepreg uygulamalarda, çalışabilecek en yüksek servis sıcaklığının belirlenmesinde çok büyük görev üstlenirler. Epoksi, fenol, bismalemid ve polimid en çok uygulanan matris türleridir. Çizelge 4.2’de kullanılan matris malzemeleri ve özellikleri gösterilmiştir.

Çizelge 4.2 Değişik matrislerin özellikleri (CIBA², 1995)

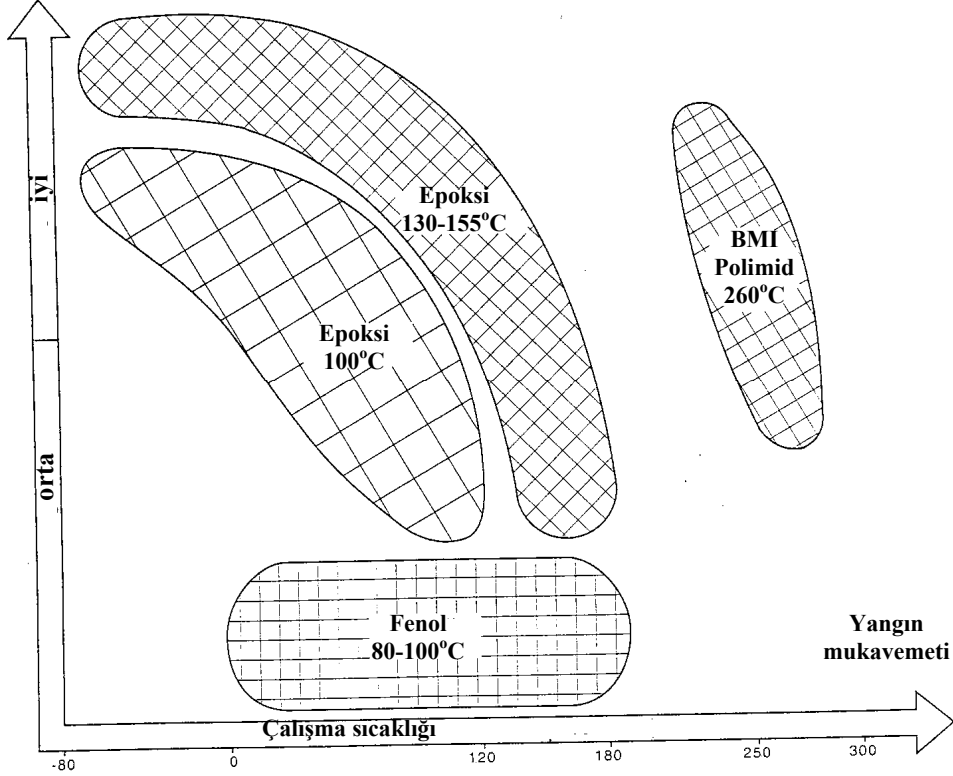
	Avantajları	Uygulamaları	
Epoksi	<u>Çok iyi mekanik performans</u> <ul style="list-style-type: none"> • İyi çevresel mukavemet ve yüksek dayanım • Kolay üretim 	120°C’de kür	180°C’de kür
		<ul style="list-style-type: none"> – Havacılık – Spor – Deniz malzemeleri – Otomotiv – Demiryolları – Taşımacılık 	<ul style="list-style-type: none"> – Havacılık ve askeri teçhizat
Fenol	<u>Yangına karşı çok iyi mukavemet</u> <ul style="list-style-type: none"> • İyi sıcaklık dayanımı • Düşük duman ve toxic madde çıkarımı • Hızlı kür • Ekonomik üretim 	<ul style="list-style-type: none"> – Havacılık endüstrisi (iç yapılarda) – Denizcilik – Demiryolları 	
Bismalemid ve Polimid	<u>Yüksek sıcaklıklarda çok iyi mukavemet</u> <ul style="list-style-type: none"> • Çalışma sıcaklığı 260°C • İyi mekanik özellikler • Kimyasal maddelere, ateşe ve radyasyona iyi mukavemet 	<ul style="list-style-type: none"> – Uçak motorlarında – Yüksek sıcaklıkta – Çalışan parçalarda 	

4.4.1 Prepreg malzemelerde kullanılan değişik matrislerin sıcaklık ve mekanik performanslarının karşılaştırılması

Çalışma sıcaklıklarına göre matrisler aşağıdaki gibi sınıflandırılırlar.

- Epoksi 100°C: Yüksek derecede kuvvetlendirilmiş epoksi yapısı, balpeteği yapısında iyi bir bağlayıcı özelliğe sahiptir.
- Epoksi 130-155°C: Kuvvetlendirilmiş epoksi yapısı bu sıcaklıklarda olması gereken özellikleri mükemmel bir şekilde sağlarlar.

- Bismalemid (BMI) ve Polimid 260°C: Uzun süreli kür uygulamalarında amaç, en iyi mekanik özelliklerin sağlanmasıdır. Sıcaklığa karşı direnç gösterme özelliğini kazanma ve mukavemet en önemli amaçtır.
- Fenol 80-100°C: Çok iyi yangın, duman ve toksik gaz özellikleri. Çizelge 4.2’de bu durum özetlenmiştir.

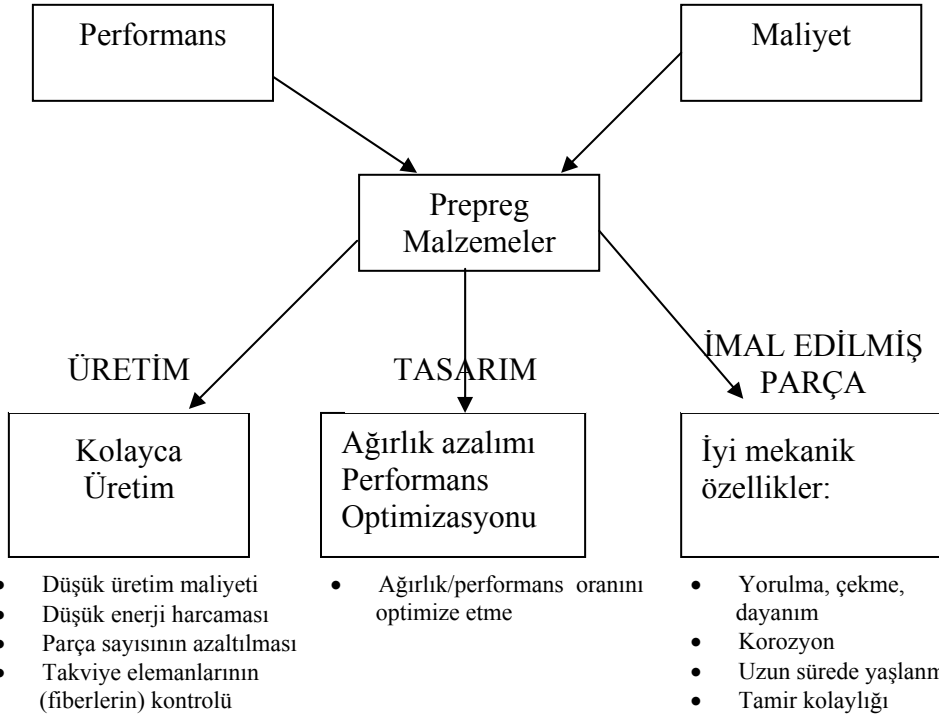


Şekil 4.6 Değişik matrislerin performansları ve çalışma sıcaklık dereceleri (CIBA², 1995)

Prepreg kompozit malzeme üretiminde fiber hacmi ve kürlenmiş kat kalınlığını elde etmek için aşağıdaki diagramlar gereken reçine miktarı ve fiber ağırlığının belirlenmesinde yardımcı olur.

4.5 Prepreg Malzemelerin Temel Kullanılma Amacı

Prepreg kompozit malzemelerin kullanılması için en önemli iki ana kriter Şekil 4.7’de gösterildiği gibi performans ve maliyettir. Prepreg’in kullanımına bir örnek Şekil 4.8’te Airbus 310 uçağındaki uygulaması ile verilmiştir.



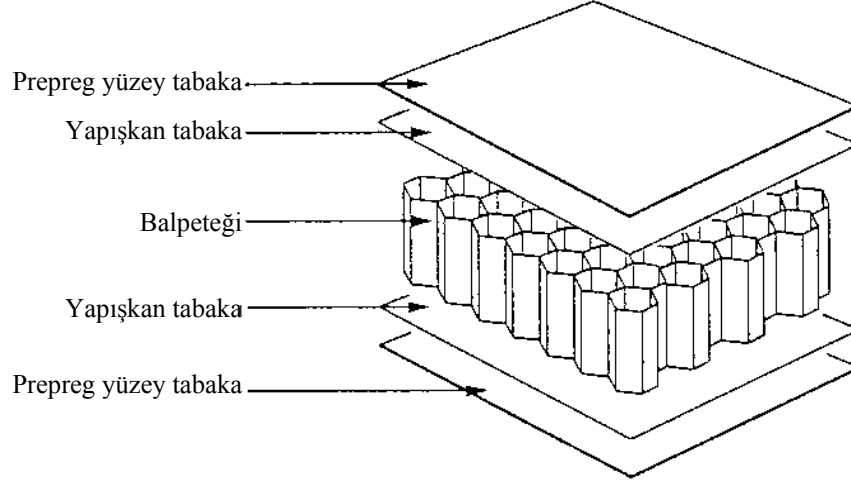
Şekil 4.7 Prepreg malzemelerin kullanılma kriterlerinden performans ve maliyetin etkileri (Hexcell, 2004)



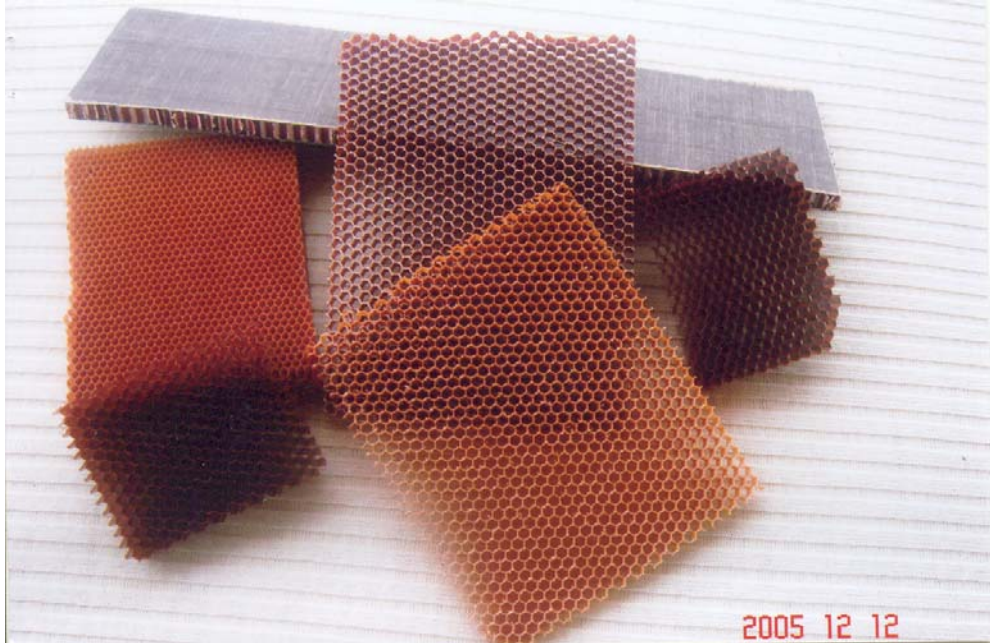
Şekil 4.8 Airbus 310 uçağının yatay stabilizatör (dengeleyici) tamamen prepreg malzemeden üretilmiş olup, tamiri kolay bir yapıdadır

4.6 Prepreg Yüzeyle Sandviç Kompozit Yapı

Prepreg sandviç yapı yüksek mukavemetli prepreg yüzey tabakaları ve arasında metal, aramid balpeteği yapıdan ve kullanma alanına göre aralarındaki yapıştırıcıdan (Şekil 4.5) meydana gelir. Düşük ağırlık, dayanım, dizayn çeşitliliği, düşük üretim maliyeti başlıca avantajlarıdır. Şekil 4.9 ve 4.10'da çeşitli uygulamaları gösterilmiştir.



Şekil 4.9 Prepreg yüzey tabakalardan oluşmuş sandviç yapı (Hexcell⁵, 2003)



Şekil 4.10 Prepreg sandviç yapıda kullanılan çeşitli kevlar (aramid) petekler ve prepreg sandviç kompozit malzeme



Şekil 4.11 18 katlı karbon takviyeli tabakanın prepreg usulüyle birleştirilmesiyle ortaya çıkan yüksek performanslı yüzey tabakaları ve kevlar petek yapı

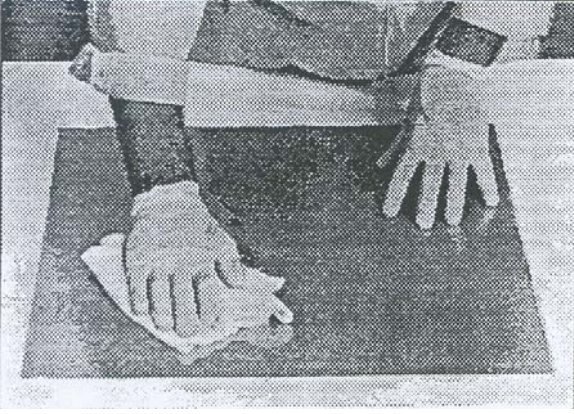
4.7 Havacılık Endüstrisinde Yoğun Olarak Kullanılan Prepreg Sandviç Kompozit Malzemelerin Üretimi

Balpeteği kompozit malzeme üretimleri:

1. Vakum torbasında ıslak serme
2. Otoklavda prepreg usulü
3. Pres altında kürelemeyle prepreg usulleriyle yapılır.

Prepreg kompozit malzeme üretilirken uygulayıcıların emniyet tedbirlerini üretimden önce mutlaka gözden geçirmeleri ve üretim aşamasında, üretim metodunun bütün gereklerini titizlikle uygulamaları gerekir. Uygulamada hatalar üretilen ana parçaya tümüyle yansiyacaktır. (Şekil 4.12)

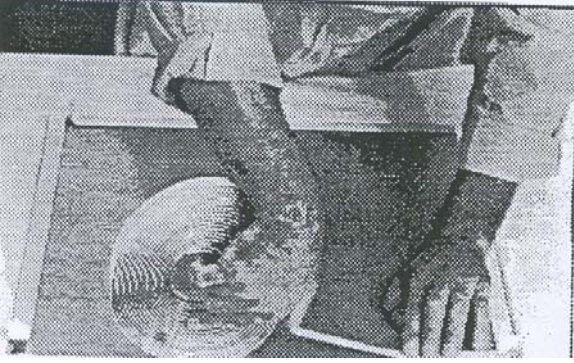
4.7.1 Vakum torbasıyla ıslak serme usulüyle üretim aşamaları



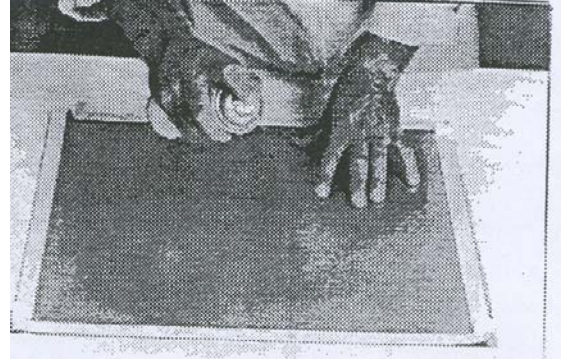
¹ İşe başlarken işlenecek tabakanın temiz ve düzgün olması gerekir. Ayrıca işlem yapılan düzeneğin aynı şekilde temiz ve düzgün olması şarttır.



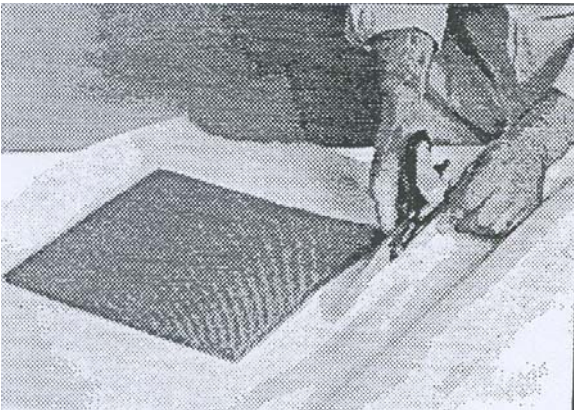
² Petek, dokuma, havalandırıcı malzemeleri keserken masa üzerinde şablon hazır olmalıdır.



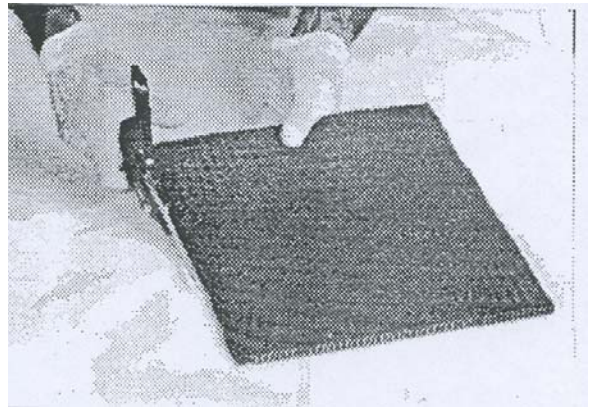
³ Tabakanın yapılacağı alanın etrafı kauçuk kapatıcıyla kapatılır. Bu işlem endüstriyel tipte vakum engelleyici veya uygun bir madde olabilir. Bu işlemle vakum torbası yöntemi için tabaka hazır hale getirilir.



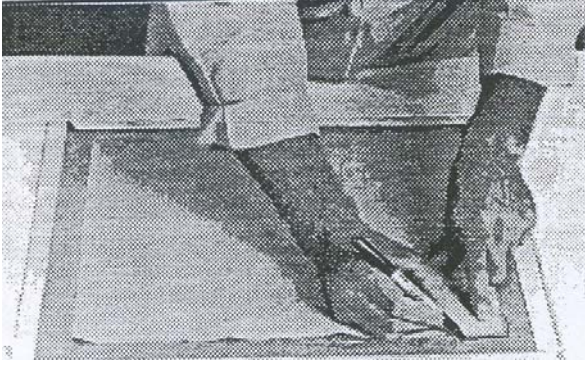
⁴ Kalıp ayırıcı spreyi sıkarak kür işleminden sonra kalıptan çıkarma işlemi kolaylaştırılır.



⁵ Dokuma temiz yüzeye serilir. Petek malzeme kesme işlemi için örnek alınır. Dokuma iyi bir örtme için biraz büyük kesilir. Kesme işlemi için seramik makaslar özellikle kevlar dokumalar için uygundur.



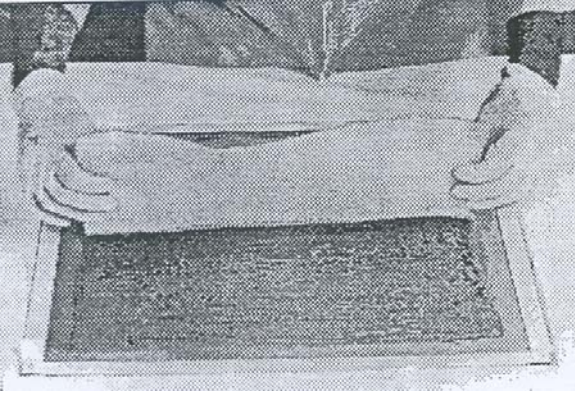
⁶ Havalandırıcı tabakada petek malzeme şablon kullanılarak kesilir.



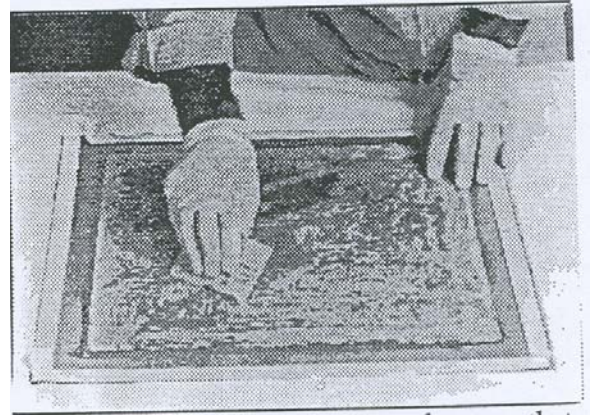
⁷ Kesilmiş dokuma örnek alınarak, reçinenin uygulanacağı bölge işaretlenir.



⁸ Reçine havalandırılmış bir yerde iyice karıştırılmalıdır. Kuvvetlendirici ve reçine uygulamasında uygun miktar üreticinin tavsiye ettiği değerlere göre saptanarak, işaretlenmiş bölgeye uygulanır. Bu işlemde fırça ya da küçük bir silindir kullanılır.



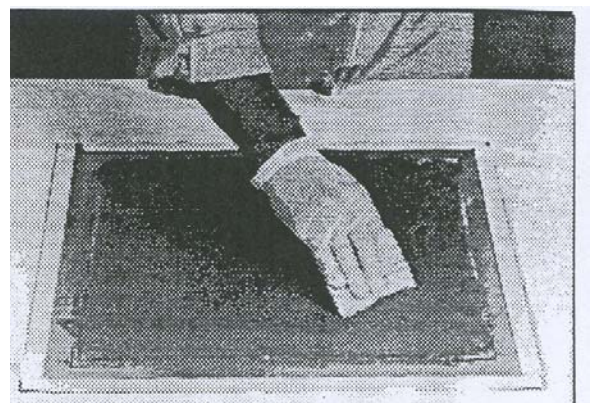
⁹ Çok ince bir reçine bile tabakaya uygulandığında, dokumanın ilk katı serilecek hale gelir.



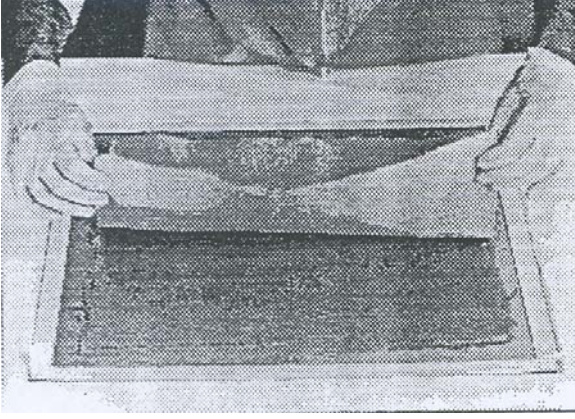
¹⁰ Küçük bir silindir veya pres kullanılarak bütün fiberlerin reçineyle ıslanmışından emin olunur.



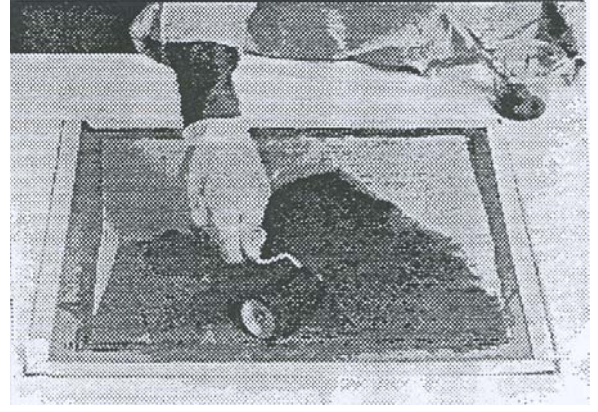
¹¹ Reçinenin dokumaya uygulanmasında her yerin emdirilmiş olması lazımdır. Gerekirse reçine eklenebilir. Yeterinden fazla reçine kullanılmasından kaçınılmalı, bunun panelin yalnızca ağırlığını arttıracığı, performansını arttırmayacağı bilinmelidir.



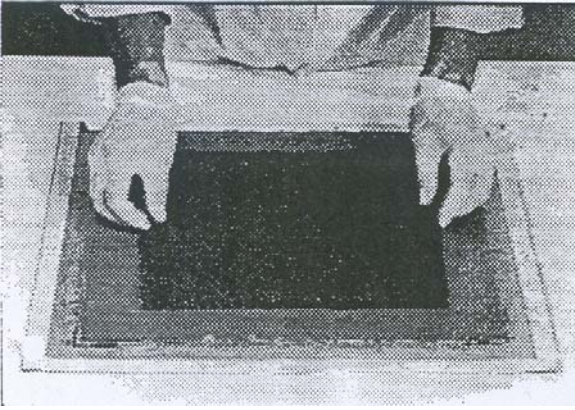
¹² Gerekliğinde emdirilmemiş yerler tesbit edilerek son olarak reçine uygulaması yapılmalıdır.



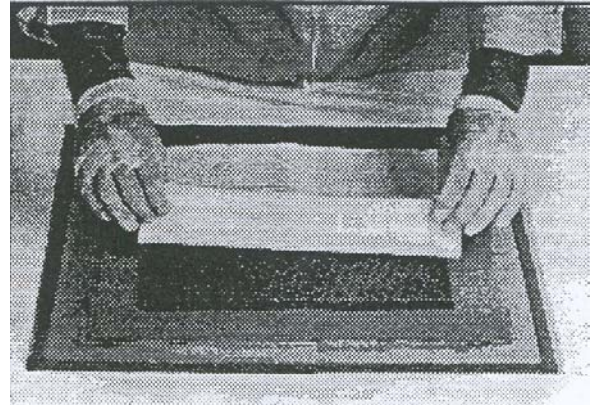
¹³ Bir sonraki dokuma tabakaları, ilk dokunanın üzerine serilir.



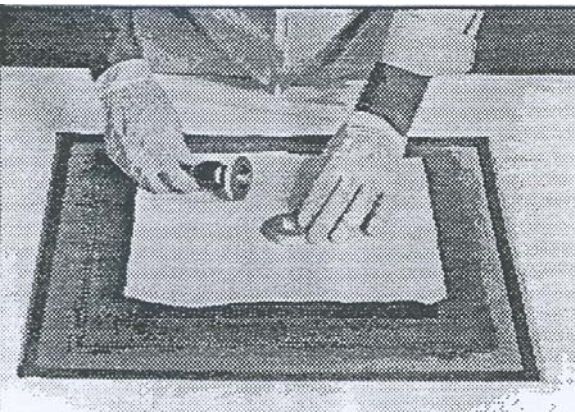
¹⁴ Reçine en üst dokuma tabakasının üzerine petek yapıyla daha iyi bir yapıştırma olması için tatbik edilir. Gerekliğinde reçine direk olarak petek üzerine de sürülebilir.



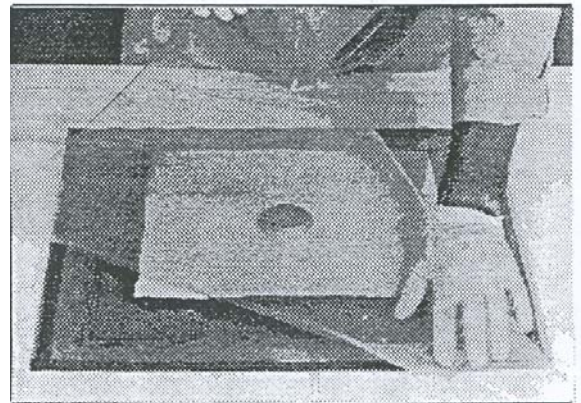
¹⁵ Petek malzeme reçine ile ıslanmış dokumanın üzerine yerleştirilir.



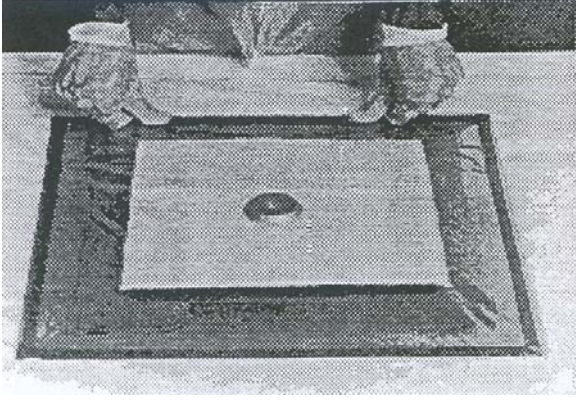
¹⁶ Resimdeki gibi bir yüze yapılan uygulamalarda havalandırıcı tabaka petek malzemenin üzerine yerleştirilir.



¹⁷ Vakum adaptör başlığı panelin ortasına yerleştirilir.



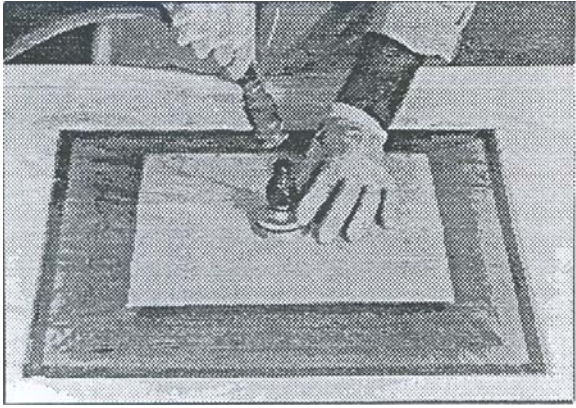
¹⁸ Kapayıcı teyp üzerindeki, koruyucu kağıt tabaka çıkarılır. Yaklaşık 0.05 ile 0,11 mm kalınlığındaki vakum torbası levhası serilimin üzerine yerleştirilir.



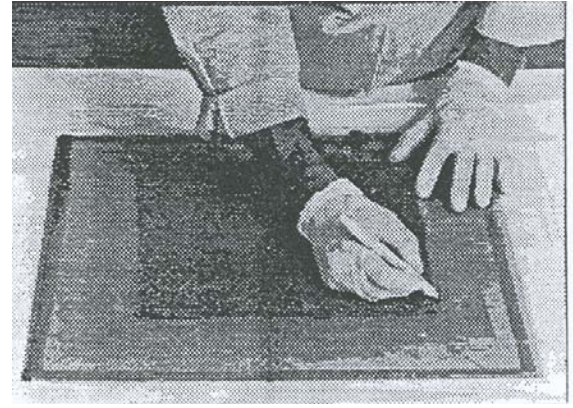
19 Kapayıcı teyp üzerinden, torba sıkıca bastırılır.



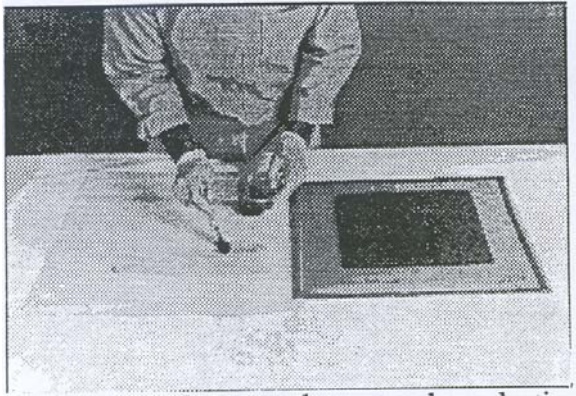
20 Hortumun girmesi için vakum torbasının üzerindeki birleştiriciye delik açılır.



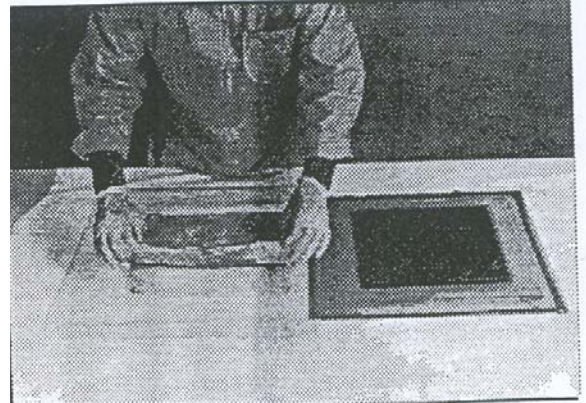
21 Vakum hortumu takılarak basınç pompası çalıştırılır.



22 Şayet çift yüzlü tabakalandırma yapılacaksa, ikinci bir vakum torbası kesilerek, ilk serilmedeki yere yayılarak anahatlar işaretlenir.



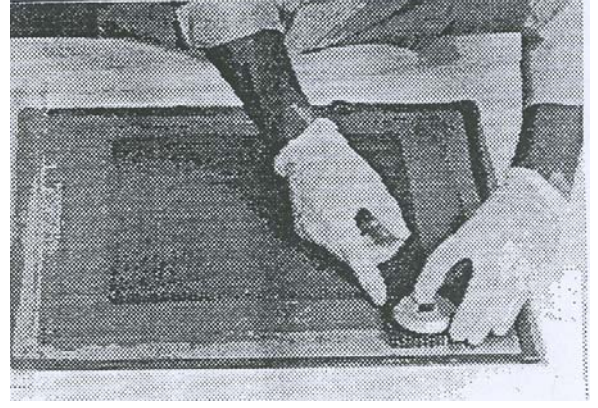
23 İkinci vakum torbasının plastik tabakası çıkarılır. Ters yüz yapılarak ikinci yüz için işaretlenmiş bölgede reçine tatbiki yapılır.



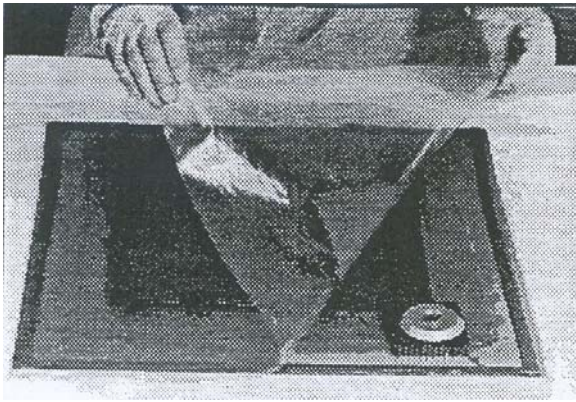
24 Dokumanın torbasının olduğu bölgeye reçine tatbiki yapılmamalıdır. Bu durum vakumda delik oluşmasına neden olabilir.



²⁵ Sonraki dokuma tabakaları serilerek 9-14 maddeler arası işlemler tatbik edilir.



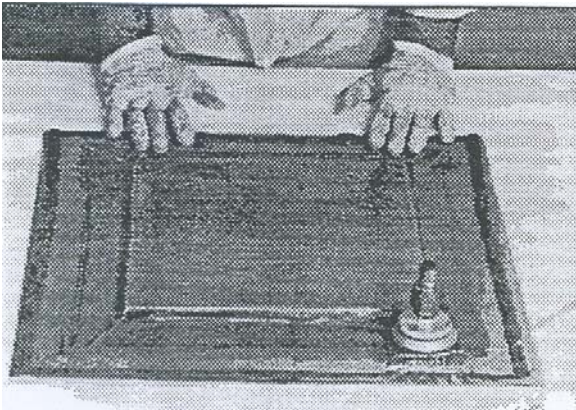
²⁶ Resimdeki görüldüğü çift yüzü serilimlerde vakum adaptörü başlığı tabakanın yanına yerleştirilmiş bir petek parçası tarafından desteklenir.



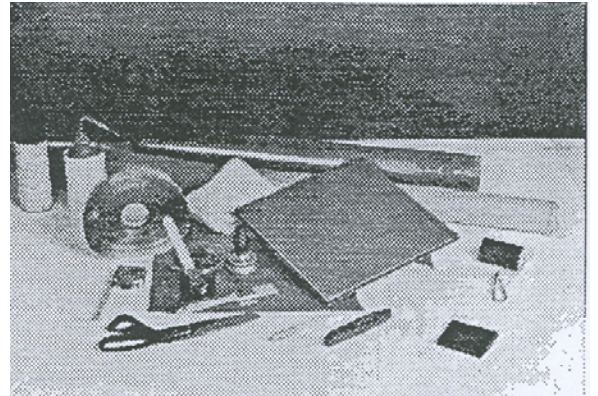
²⁷ Vakum torbası malzemesi dikkatlice ters yüz edilir.



²⁸ Vakum adaptörü üzerindeki vakum malzemenin üzerinde delik açıldıktan sonra, vakum musluğu takılır ve 21. resimdeki işlemler uygulanır.



²⁹ Epoksi reçinenin uygulandığı bu uygulamaya göre toplam kür zamanı oda sıcaklığında yaklaşık olarak 12 saattir. İlk altı saatin sonunda vakum devreden çıkartılır. Geri kalan zaman zarfında parça torbalanmış olarak bırakılır. Kürleme işlemi kullanılan reçinenin özelliğine göre değişiklik gösterir.



³⁰ Kullanılan gereçler* ve üretilen parçanın görünümü

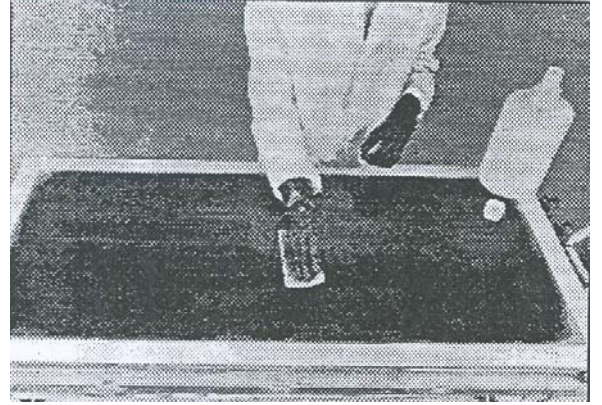
Şekil 4.12⁽¹⁻³⁰⁾ Vakum torbasıyla ıslak serme usulünün aşamaları (Loken Hal,1989)

* Kullanılacak araç- gereçler : Bırakma sıvısı, temizleme solventi, kumaş yapı, vakum torbası malzemesi, havalandırıcı tabakalar, kapatıcı band, uzunluk ölçme aleti, reçine, karıştırma kabı, fırça vakum adaptör deliği, düzenek, makas, işaretleme kalem, bıçak, eldiven, küçük silindir, bal peteği malzemesi.

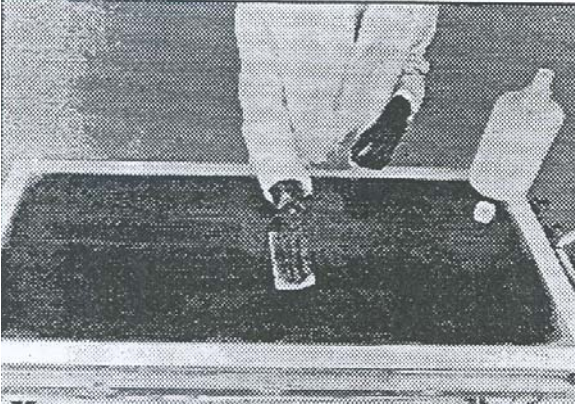
4.7.2 Otoklavda prepreg aşamaları



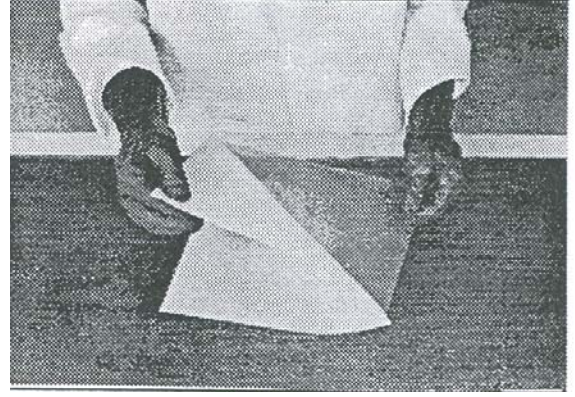
¹ Çalışılan düzeneğin temiz ve düzgün olması gerekir. Çalışılan düzenekteki her türlü kusur, uygunsuzluk kür edilecek tabakada kendini gösterir. Gerekliğinde düzeneği zımparalamak veya solventle temizlemek gerekebilir.



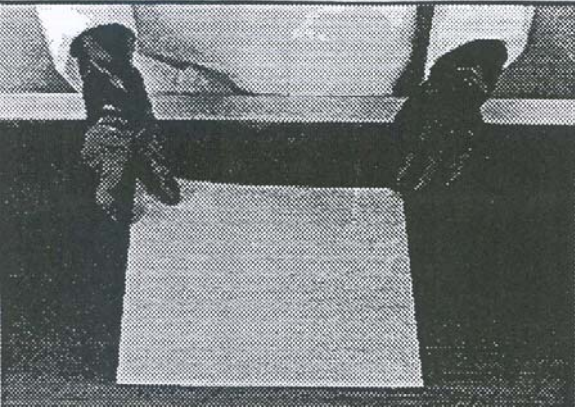
² 1 No'lu yapıştırıcı bandı ile düzeneğin etrafı kaplanır. Bu alanın temiz olmasını ve kalıp ayırıcı spreynin etkisinden uzaklaşmasını sağlayarak kapatıcı bandın uygulanmasına olanak verir.



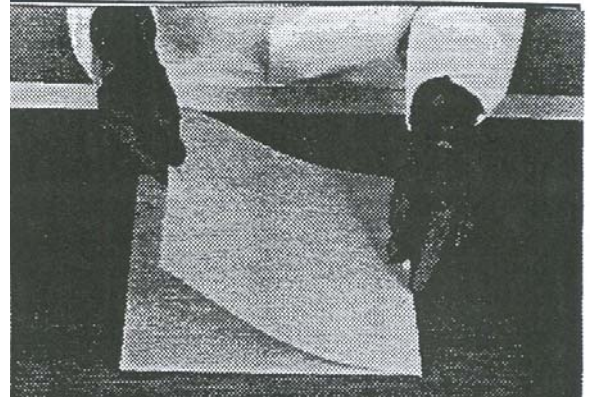
³ Yüzeğe ayırıcı sıvı belirtilen şekilde tatbik edilir.



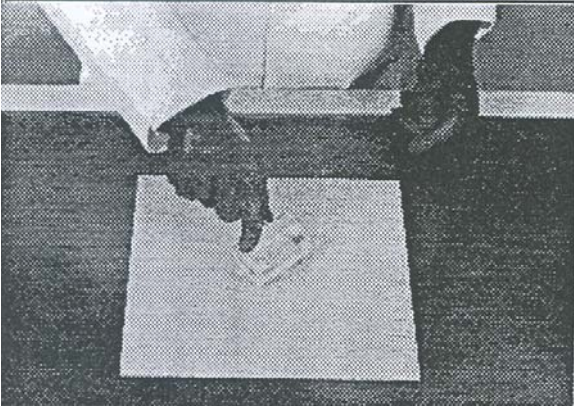
⁴ Prepreg tabakasının koruyucu plastik tabakaları çıkarılır.



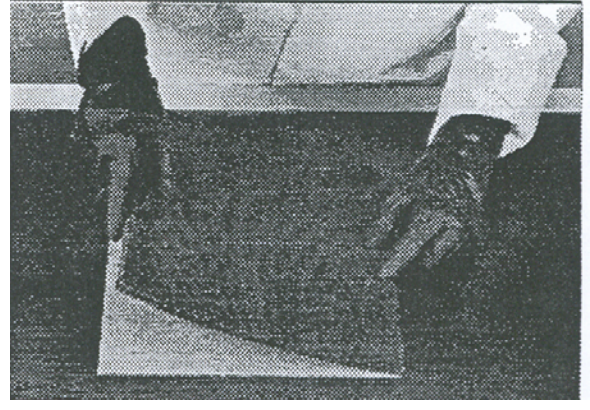
⁵ Birinci tabaka düzeneğin ortasına yerleştirilir. Yerleştirilme işleminden sonra herhangi uyumsuzluk ve kırıksıklık olmadığına dikkat edilir.



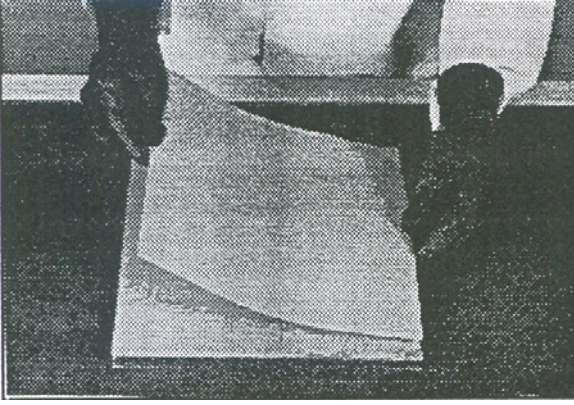
⁶ Uygun fiber oryantasyonunun sağlanması ve gerektiği yerde yapıştırıcı tabakasının uyumu için sonraki tabakaların da tam olarak üst üste gelmesine dikkat edilir.



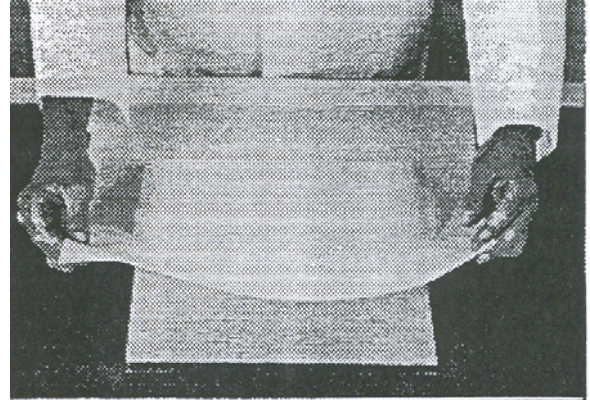
⁷ Küçük bir silindir, tabakalardan hava kabarcıkları ve kırışıklıkların bertaraf edilmesi için kullanılır.



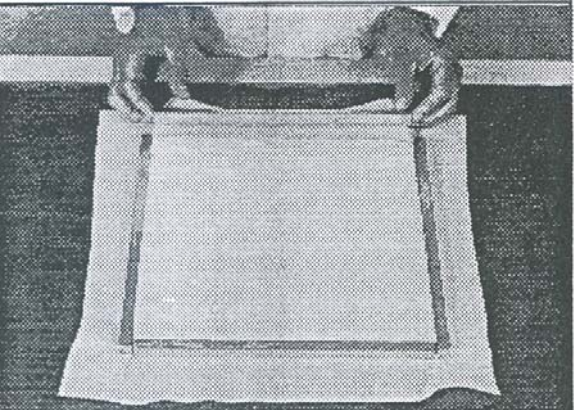
⁸ Petek malzeme prepreg katlarına tam olarak uyum sağlayacak şekilde aynı şekilde yerleştirilir.



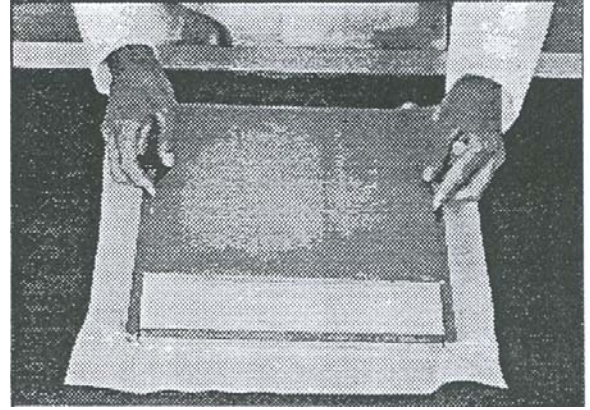
⁹ Diğer prepreg tabakaları da petek malzemenin üzerine 5 ile 7.nci maddelerde belirtildiği gibi serilir. Küçük bir silindire serilen prepreg katları düzeltilmelidir.



¹⁰ Prepreg katlarının üzerine her uçtan 8-10 cm. geçecek şekilde çıkarıcı band yerleştirilir. Bu çıkarıcı band tabakası reçinenin çıkardığı gaz ve buharın çıkmasına imkan verir.



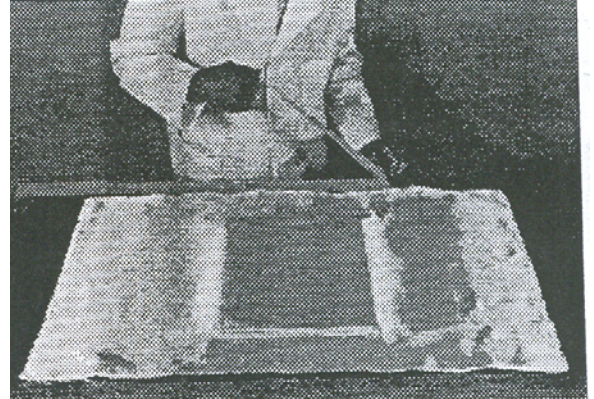
¹¹ Tabakanın etrafı petek malzemenin vakum ve basınç uygulandığında hasara uğramaması için takviye edilir. Bu takviyeler tabakalara yapışmaması için çıkarıcı bandın üzerine yerleştirilmelidir. Bu uygulamada 1.2 cm'lik metal çubuklar kullanılır.



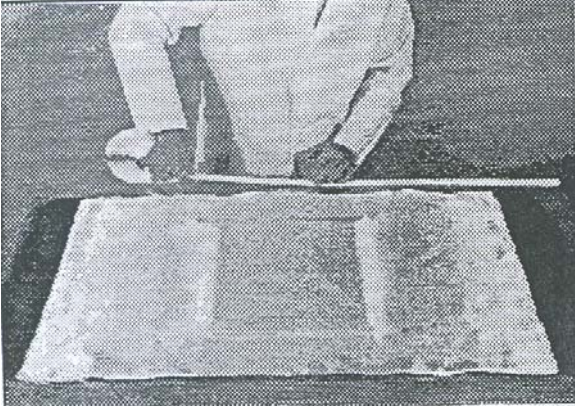
¹² Desteklemek için tabakaların üzerine konan destek levhasının temiz ve yüzeyi düz olmalıdır.



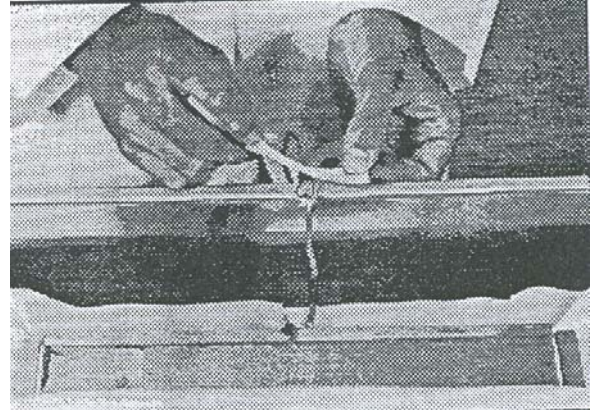
¹³ 4 ile 6'ncı kat arasına havalandırıcı kat konarak kür esnasında oluşabilecek hava kabarcığı ve gazların hareketine yardımcı olur.



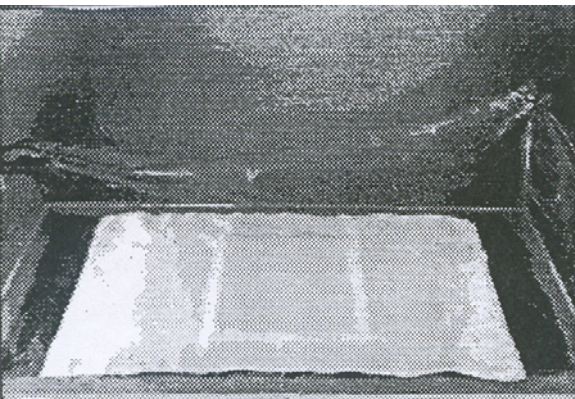
¹⁴ Düzeneğin uçlarından yapıştırıcı teyp çıkartılır.



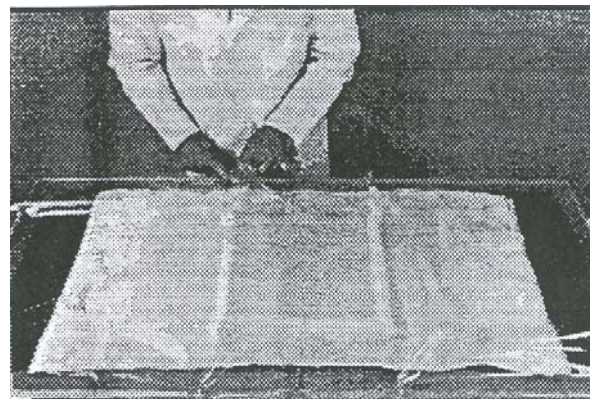
¹⁵ Kapatıcı teyp koruyucuları çıkartıldıktan sonra yerleştirilir.



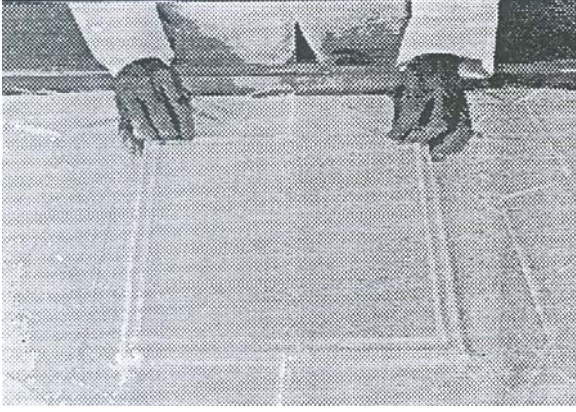
¹⁶ Kapatıcı teybin üzerine ısı hissedicileri (thermocouples) yerleştirilir. Kapatıcı teyp üzerinde bir delik oluşmaması için temas noktalarında izolasyonları çıkarılmalıdır. Isı hissedicilerinin üzeri kapatıcı teyp ile örtülerek, emniyete alınarak, kapatma işlemi tamamlanmalıdır.



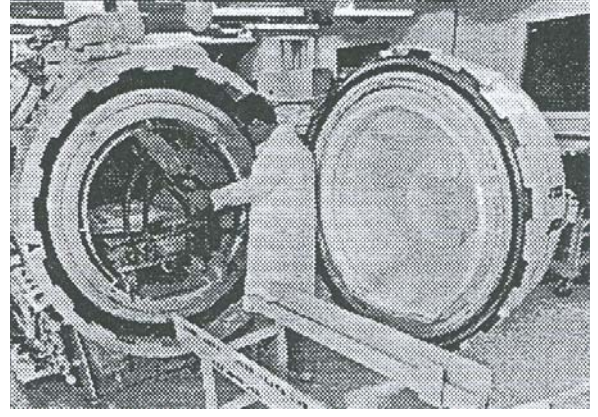
¹⁷ Parçanın üzerine vakum torbası yerleştirilir. Vakum torbasının ebatları parçayı rahatça içine alacak şekilde olmalıdır.



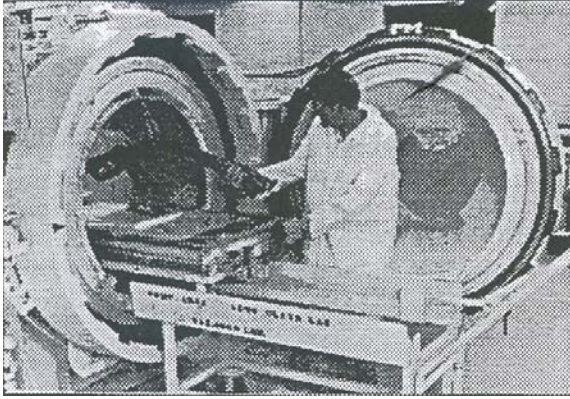
¹⁸ Kapatıcı teybin iyi görev yapması için vakum torbası iyice bastırılmalıdır.



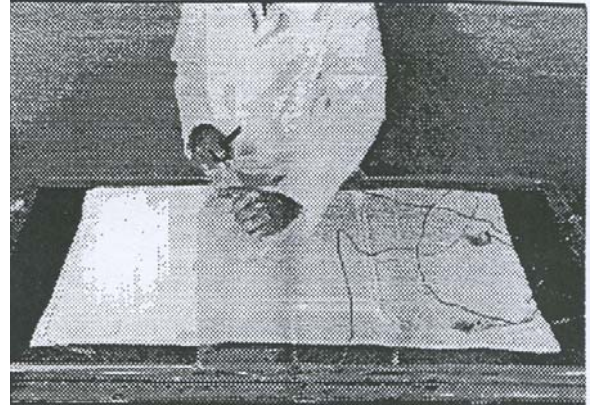
¹⁹ Vakum pompası çalıştırılarak, vakum hatları bağlanır. Yaklaşık 5 Hg inç (17 KPa) kadar vakum çekilerek 20-30 dakika arası beklenir. 5 inç'lik limit tabaka yüzeylerinin (preg) petekleri üzerine iyice yapışıp çukurlaşmamaları için geçilmemelidir. 20-30 dakikalık vakum altındaki beklemede kaçak kontrolü yapılmalıdır.



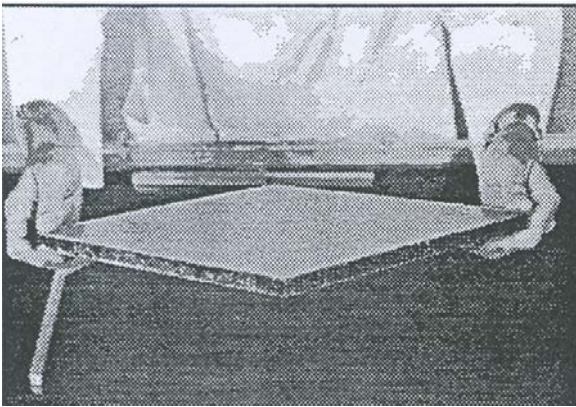
²⁰ Üretim parçası otoklava yerleştirilir. Vakum hatlarından yukarı asılır. Otoklav çalıştırılır. Otoklav kür zamanları belirtilmiştir.



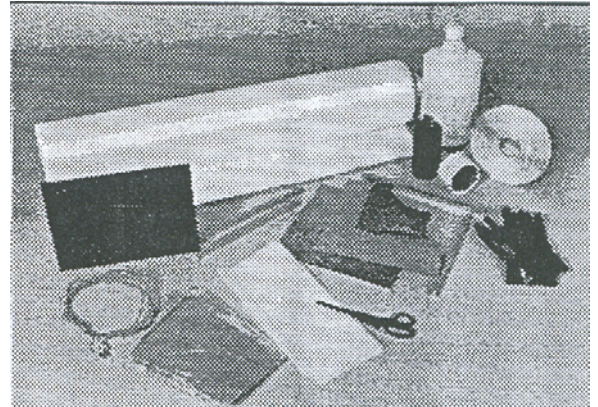
²¹ Kürlenme işleminden sonra işlenen parça otoklavdan çıkarılır



²² Vakum torbası, havalandırma katları, bırakma bandı çıkartılır.



²³ Üretilen malzemenin görünümü



²⁴ Bu usulün uygulanması için gereken araç gereçler*

Şekil 4.13⁽¹⁻²⁴⁾ Otoklavda preg üretimi aşamaları (Loken Hal, 1989)

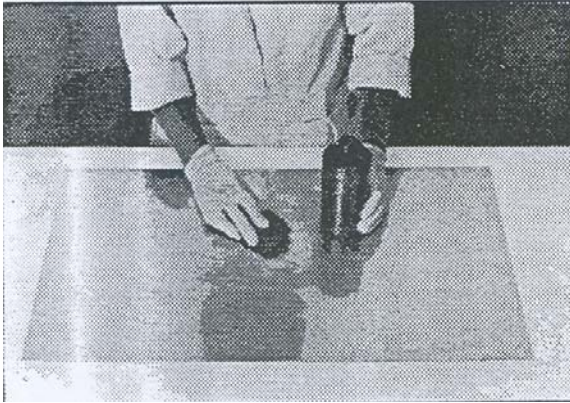
* Kullanılan araç gereçler: Düzenek, yapıştırıcı bandı, bırakma sıvısı (release agent), preg yapı, petek malzeme, havalandırıcı tabakalar, ısı hissediciler, naylon film, vakum malzemeleri ve düzenekleri, çubuklar, makas, eldiven.

Çizelge 4.3 Epoksi yüzey ve 3 pcf Nomex petek için 126°C'de yapılan kürlemedeki otoklav kür çevrim zamanları (Loken Hal, 1989)

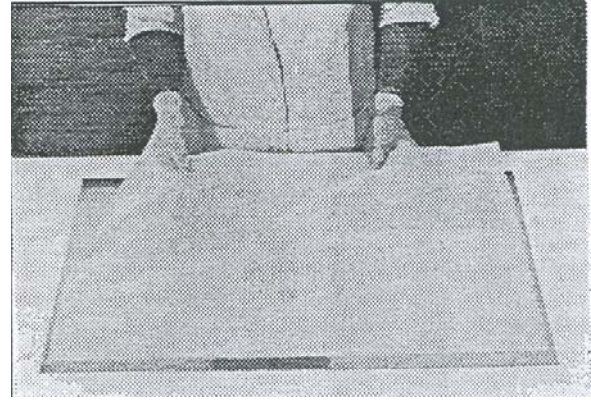
Çevrim	Sıcaklık* °C	Basınç psi (MPa)		Zaman (dk.)
1	38	45	0,31	3
2	127	45	0,31	32
3	127	45	0,31	90
4	60	45	0,31	24
5	38	0	0	5

*Her çevrimde basınç ve sıcaklık önceki çevrimdeki farklar gözönüne alınarak düzgün olarak ayarlanmalıdır.

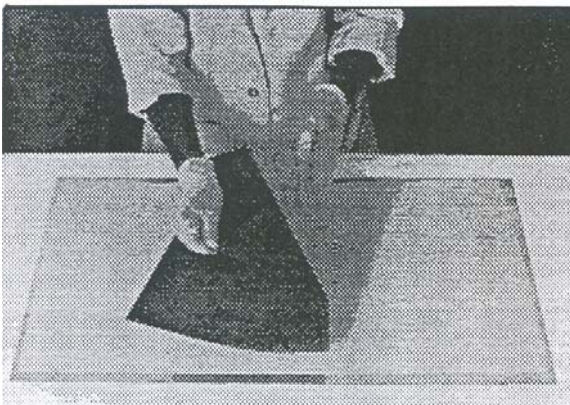
4.7.3 Pres altında kürlemeyle prepreg üretim aşamaları



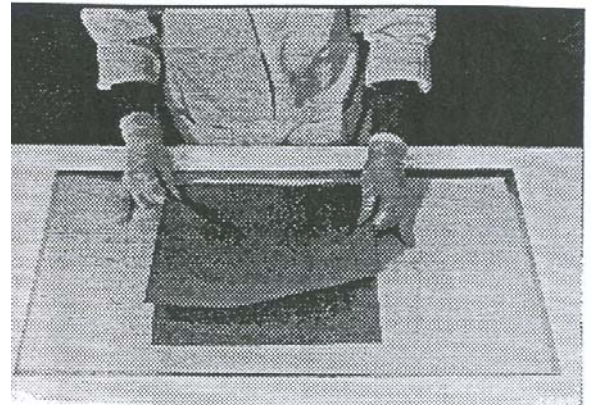
¹ Temiz ve düzgün bir düzenerk yüzeyiyle işe başlanmalıdır. Yüzeydeki herhangi bir bozukluğun üretilen parçaya yansıtacağı bilinmelidir.



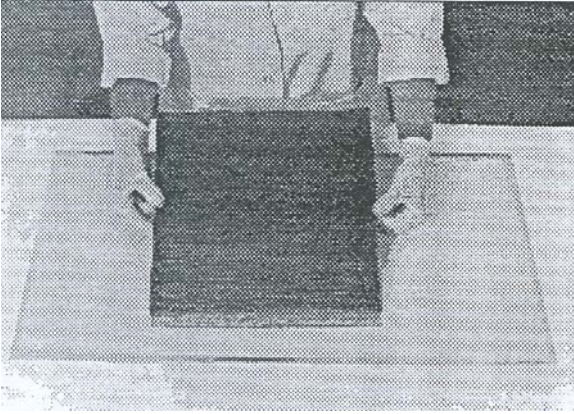
² Düzenerk yüzeyine bırakma film tabakası konur. Bu tabakanın kullanılacak tabakalardan her ucu kapsayacak şekilde geniş olması gerekir. Bırakma film tabakası gaz ve buharın tabakalardan reçine ihtiva ettiklerinde çıkmasına yarar.



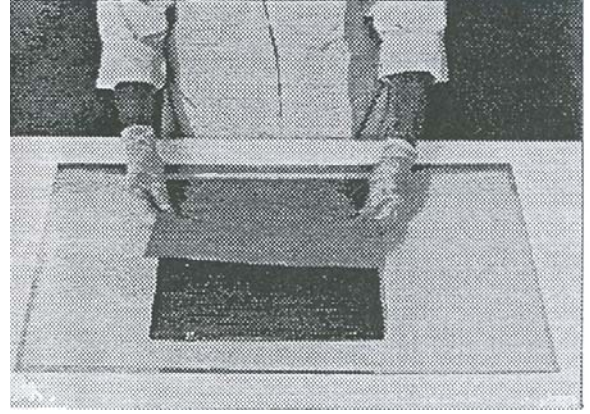
³ İlk tabaka düzenerğin ortasına yerleştirilir. Prepreg tabakasından naylon koruyucu tabakanın çıkartıldığından emin olunur.



⁴ Diğer katlar tam üstüste gelecek şekilde yerleştirilir. Bu fiber oryantasyonu için önemlidir.



⁵ Prepreg tabakaların üzerine petek yapı dikkatli bir şekilde konur.



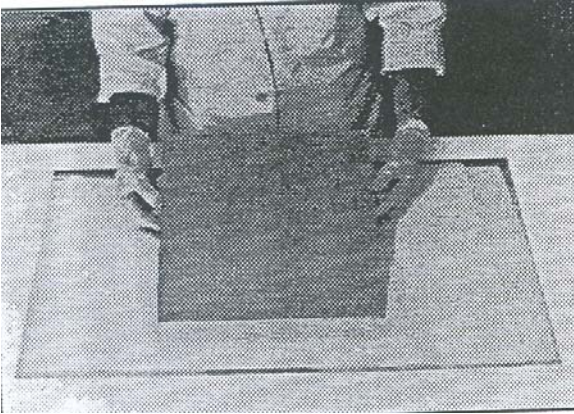
⁶ 3. ve 4'üncü adımlarda belirtildiği gibi, diğer prepreg tabakaları, petek yapımının üzerine dikkatlice yerleştirilir.



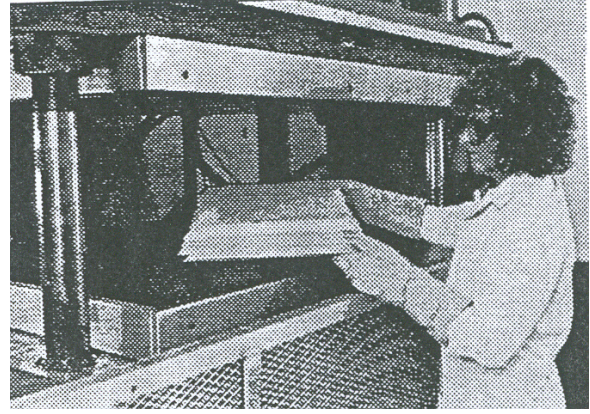
⁷ Prepreg tabakaların içinde kalan kabarcıklar veya kırışıklıklar küçük bir silindir kullanarak giderilir.



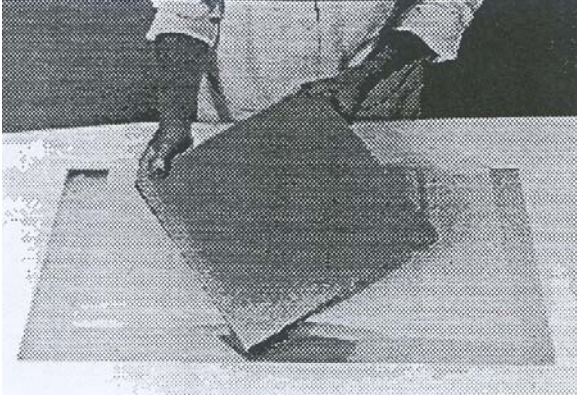
⁸ Bırakma filmi tabakanın üzerine yerleştirilir.



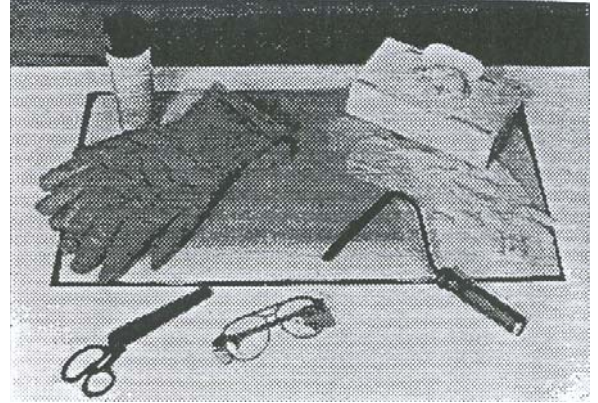
⁹ Kapama levhası özenle tabakaların üzerine yerleştirilir. Kapama levhasının boyutları tabakalarla aynı olmalıdır.



¹⁰ Bu şekilde bitirilmiş parça presin içine yerleştirilerek kür işlemine başlanılır. Epoksi prepreg'den üretilen yüzeyler normalde 127°C otoklavda, Nomex petek 140°C'de 20 psi basınç altında 45 dakika preslenir.



¹¹ Tamamlanan panelin görünümü.



¹² Bu usul için kullanılan gereçler*.

Şekil 4.14⁽¹⁻¹²⁾ Pres altında kürlemeyle prepreg üretim aşamaları (Loken Hal, 1989)

4.8 Üretim Özetleri ve Değerlendirme

Havacılık endüstrisindeki birçok kompozit hibrid yapı prepreg yöntemiyle üretilmektedir. Nihai yapıyı elde etmek için örgü tipinin belirlenmesi, fiber tipi, matris seçimi son derece önemlidir. Ayrıca uygulanacak fiber miktarı, katların sayısı bir o kadar önemli hususlardır.

Bilindiği gibi prepreg malzemelerin ana kullanılma amacı performans ve maliyettir. Bu iki ana kriteri en iyi şartlarda optimize ederek ana parçaya ulaşmak asıl hedefdir.

Vakum torbasıyla, otoklavda, pres altında yapılan prepreg kompozit sandviç yapı üretimlerinde temizlik ve üretim basamaklarına harfiyen riayet etmek esastır. Yapılan her türlü hata veya usullere tam uymama son üründe kendini belli edecektir. Ayrıca kür zamanları ve sıcaklık limitleri hayati önem taşırlar.

* Kullanılan araç-gereçler: Kapama levhaları, bırakma sıvısı, bırakma filmi, makas, eldiven.

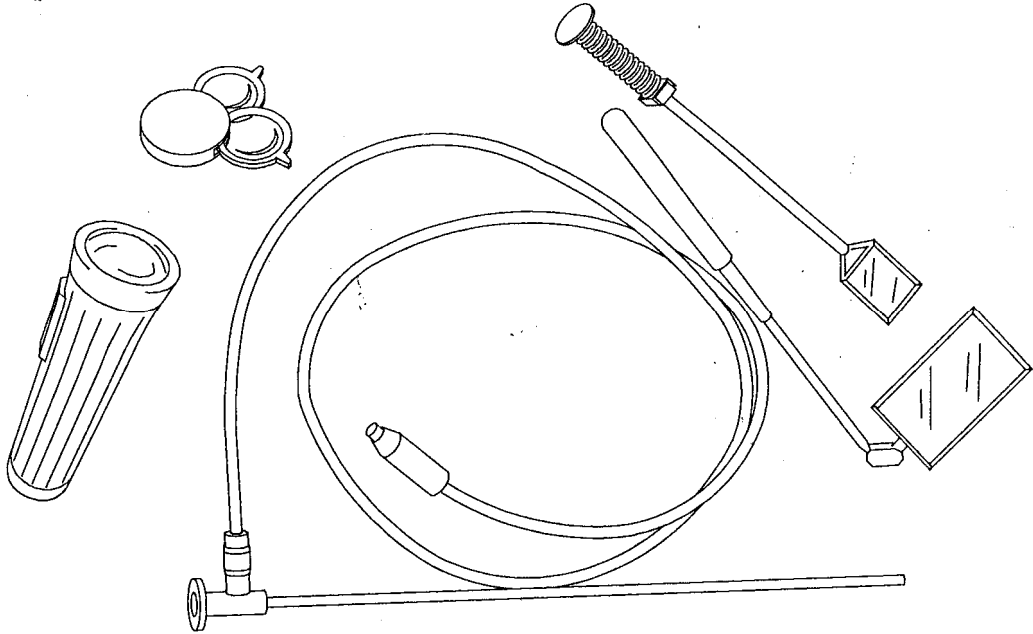
5. BALPETEĞİ SANDVIÇ KOMPOZİT YAPILARINDA TAHRİBATSIZ MUAYENE YÖNTEMLERİ

Kompozit balpeteği sandviç yapıların tahribatsız muayenelerinde görerek muayene, tap testleri, X-ışınları (radyografi), ultrason, eddy akımları, termografi usulleri uygulanır. Bazı durumlarda tahribatsız muayene usullerinin birden fazlası da hasarın iyice belirlenebilmesi için uygulanabilir.

5.1 Görerek Muayene

Görerek muayene servisteki kullanımlar için önemli ilk aşamadır. Gün ışığında veya aydınlatıcı kullanarak yapılır. Çarpmadan dolayı hasarlarda görerek muayene metoduyla çentikler, çatlaklar, boya çatlakları ve bozulmaları, delikler, ezilmiş bölgeler, uçlardaki çıkıntılar tesbit edilebilir. Isısal etkiyle veya yıldırım düşmesi sonucu oluşan rengi değişmiş, kaybolmuş, bozulmuş boya hataları, bağlama elemanlarından kayıplar, boya çatlakları, uçlardan sarkmış, çıkıntı yapmış fiberler, bükülmüş alüminyum yüzeyler belirlenebilir.

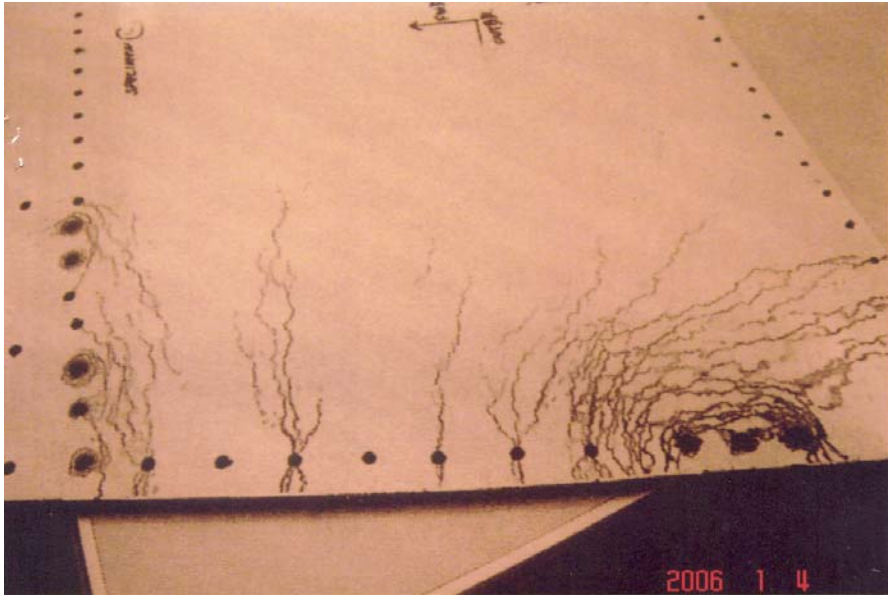
Yakın gözle muayene ile, tabaka oryantasyonu, kaçınıcı tabakada hasar olduğu gözlenebilir.



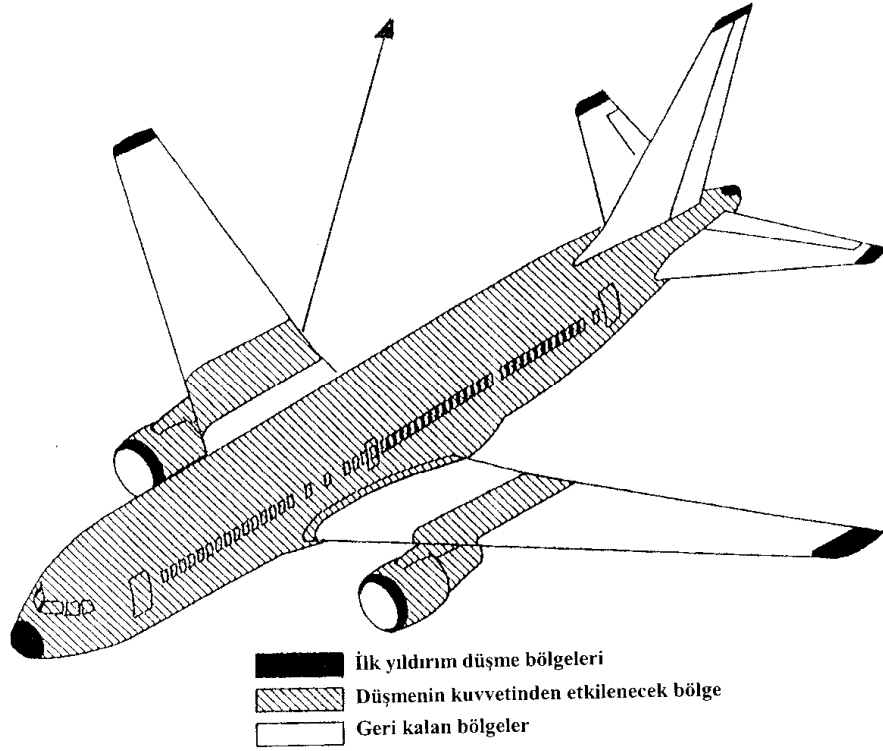
Şekil 5.1 Görerek muayenede kullanılan gereçler: Fener, değişik özelliklerde mercekler, aynalar, sabit ve hareketli baroskoplar (Boeing⁴, 1996)



Şekil 5.2 Bozulmuş fiberler ve boya bozuklukları (Boeing⁴, 1996)

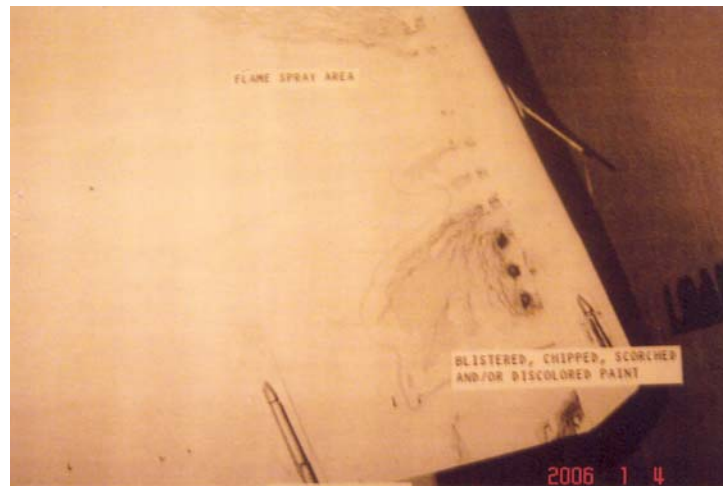


Şekil 5.3 Yanmış, bozulmuş boyalar (Boeing⁴, 1996)



Şekil 5.4 Yıldırım düşme bölgeleri (Boeing⁸, 1995)

Uçuş esnasında yıldırım düşmesi sonucu hasarlanan bölgede oluşan fiber yırtılması, boya bozulması gibi hasarları gözle muayene etmek mümkündür.



Şekil 5.5 Yıldırım düşmesi sonucu rengi değişmiş, kaybolmuş, bozulmuş boya hatalarının gözle muayenesi mümkündür (Boeing⁴, 1996)

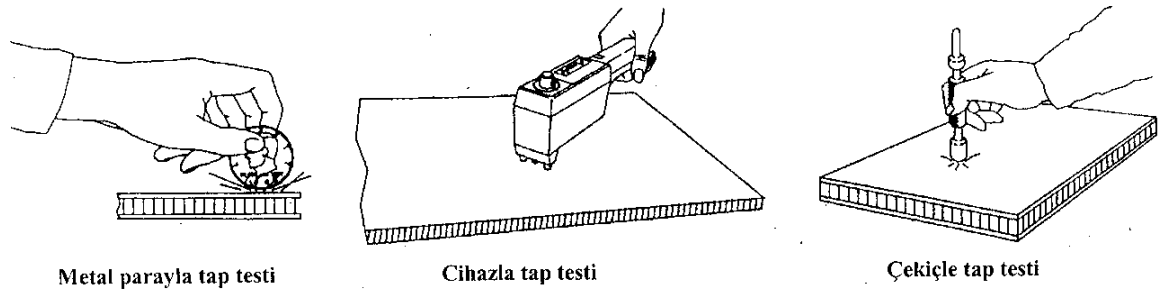


Şekil 5.6 Çarpma hasarı sonucu yırtılmış yüzey tabaka ve petek hücrelerin ortaya çıkmış hali gözle tespit edilebilir (Boeing⁴, 1996)

5.2 Tap Testi

Tap testi metal bir disk, test çekici veya tap cihazı kullanarak yapılır. Muayenesi yapılacak bölgeye test için gerekli olan cihazlardan biri vurulur. Yapıştırma hatası veya delaminasyon olan bölgelerde sönük bir ses çıkarır. Bu metot, hatalı bölgenin genel olarak işaretlenmesi için iyi bir yöntemdir. Bu usul kalın tabakalı yapılarda iyi sonuç vermez. 4 kattan fazla olan tabakalarda tap testi yapılması tavsiye edilmez. Ayrıca uygulayıcının duyma kapasitesi, tecrübesi, bölgenin sessizliği testin hassas olmasına etki eden unsurlardır.

Cihazla tap testinde bataryayla çalışan bir makine kullanılır. Cihazın hatalı olan yeri belirleyen bir göstergesi vardır. El ile yapılan tap testine nazaran cihazla yapılan muayene kullanıcının duyma kapasitesine, tecrübesine ve çevre sessizliğine bağlı olmadığı için daha hassastır.



Şekil 5.7 Tap testi çeşitleri (Boeing⁴, 1996)

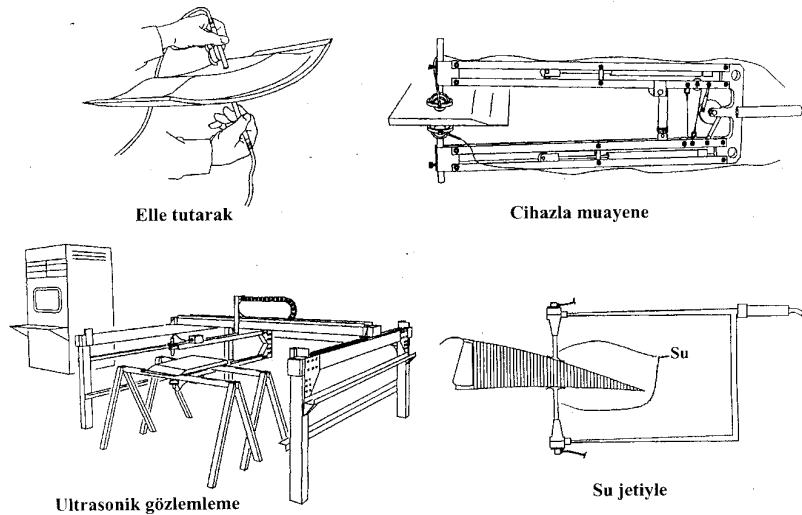


Şekil 5.8 Otomatik tap testi cihazı

Otomatik tap testi cihazı hasarlı bölgeyi göstergesi yardımıyla diğer tap testlerine nazaran daha hassas bir şekilde test eder. Havacılık endüstrisinde en yaygın olarak kullanılan bir yöntemdir.

5.3 Ultrasonik Muayene

Ultrason ile muayenede yapı içindeki hataları görmek için yüksek frekanslı sinyaller (1 ile 10 megahertz arasında) gönderilir. Bu sinyaller güç vericiler tarafından yapıya gönderilir. Ultrasonik muayenede ultrasonla gönderme, darbe-yankı metotları kullanılır. Ultrasonik muayene iyi yetişmiş elemanlar tarafından yapılmalıdır. Ultrasonla gönderme sisteminde el veya cihazla yapılan çeşitler mevcuttur. Bu metotla 1 cm'lik hataları güvenilir bir şekilde tesbit etmek mümkündür.

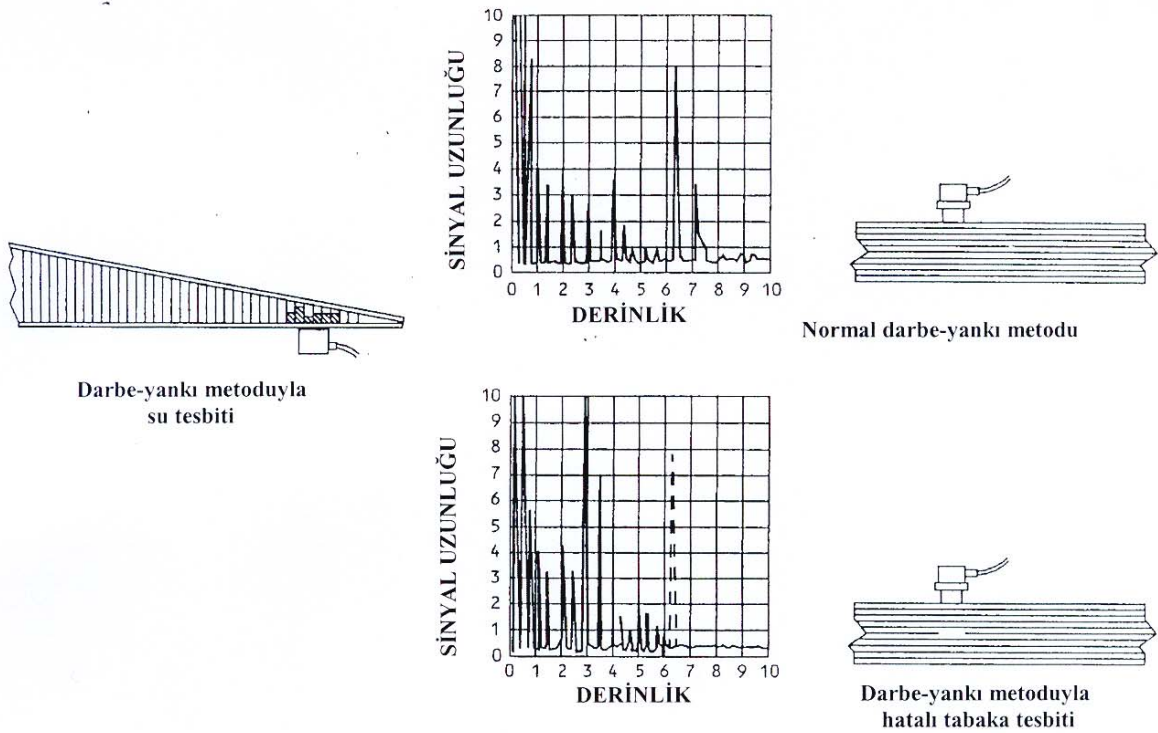


Şekil 5.9 Ultrasonik muayene yöntemleri (Boeing⁴, 1996)



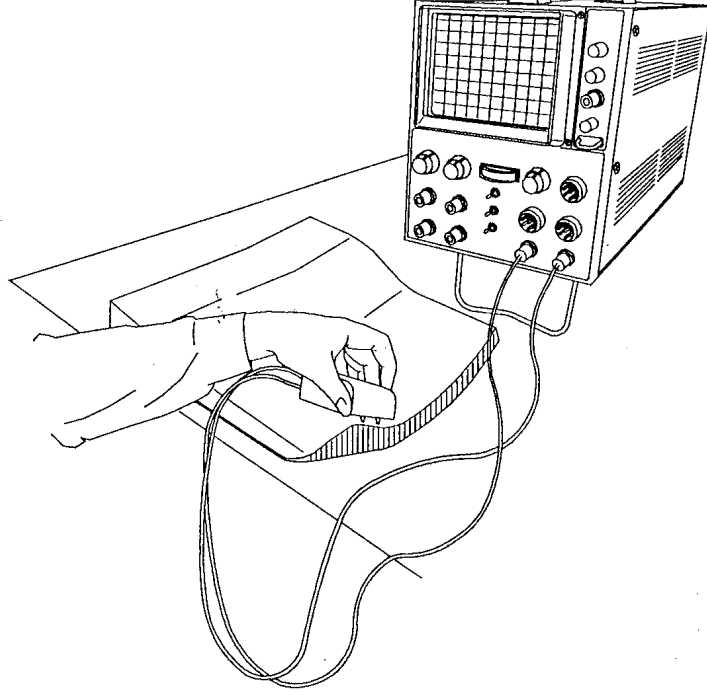
Şekil 5.10 Tipik bir ultrason pulse-echo (darbe-yankı) cihazı

Kompozit malzemelerin muayenesinde darbe-yankı sisteminin kullanılmasında bir güç çeviriciye ihtiyaç vardır. Güç çevirici ultrasonik sinyal gönderir ve çarpan sinyali geri alır. Sinyal gücünün kaybı, zaman farkı iki boyutlu göstergede görünür. Zaman farkı hatanın derinliğine veya kalınlığına dönüştürülür. Darbe-yankı yöntemiyle hatalı tabaka oluşumları, çatlaklar, boşluklar, su, yapışma hataları 1 cm'ye kadar tespit edilebilir.



Şekil 5.11 Ultrasonik muayene metodu ve muayene örnekleri (Boeing⁴, 1996)

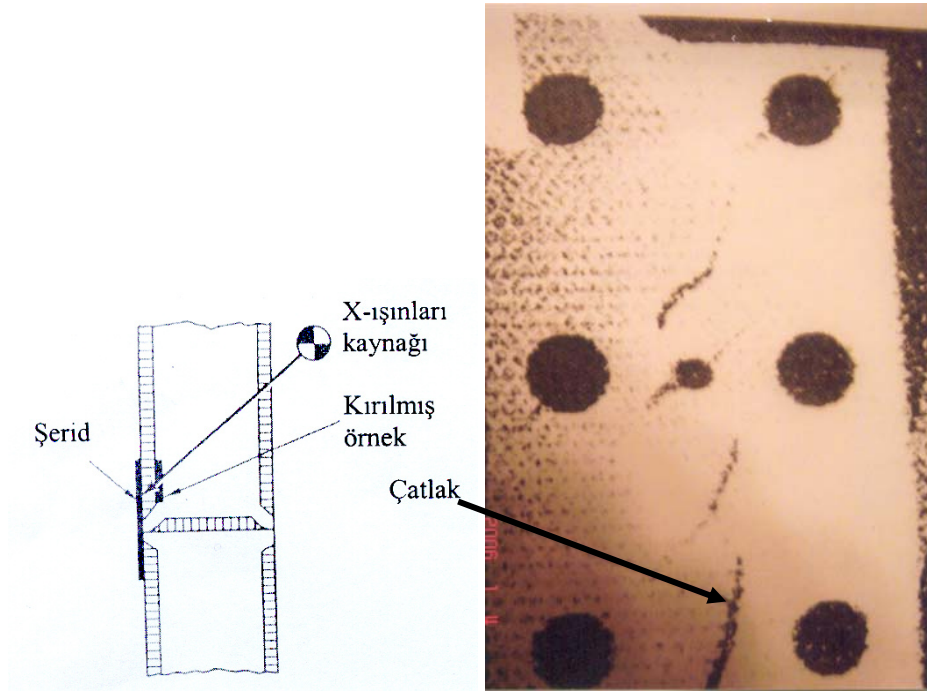
Ultrasonik tabaka tespit edici (ultrasonik bond tester) ile muayenede bir adet muayene probu ve iki güç çevirici kullanılır. Bu metotla hatalı tabakalar, boşluklar, yüzey ile petek arasındaki yapıştırma hataları tespit edilebilir. Yaklaşık 2,5 cm'ye kadar olan hatalar bu usulle tespit edilebilir.



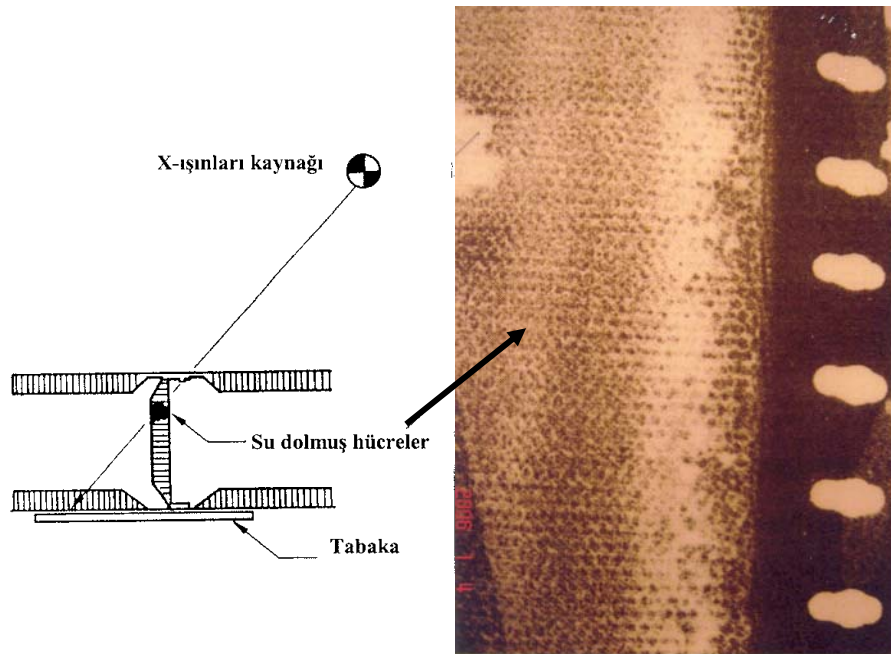
Şekil 5.12 Düşük frekanslı ultrasonik tabaka test cihazı (Boeing⁴, 1996)

5.4 X-Işınlarıyla (Radyografi) Muayene

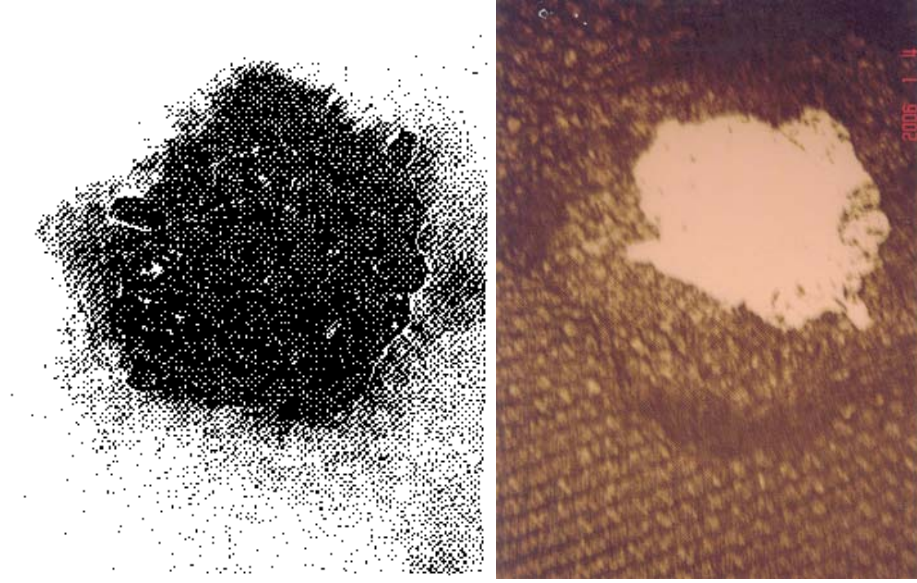
X ışınlarıyla muayene yöntemi kompozit malzemelerde öncelikli olarak petek yapısında suyun tespiti için kullanılır. Radyografya su olan yerler koyu olarak görülür. Kür işlemi sırasında az miktarda reçine balpeteği yapının içinde kalabilir. Bu durumda peteğin içindeki görüntü, su birikimi görüntüsüyle aynıdır. Bu tür durumlarda X ışınları demeti hücre duvarlarına paralel olarak gönderilirse, farklılığı anlamak mümkün olabilir. Ayrıca radyografi yöntemiyle kompozit balpeteği yapısındaki yüzey tabaka çatlakları da tespit etmek mümkündür.



Şekil 5.13 X-ışınları ile balpeteği sandviç yapıda yüzey çatlaklarının tesbiti (Boeing⁴, 1996)



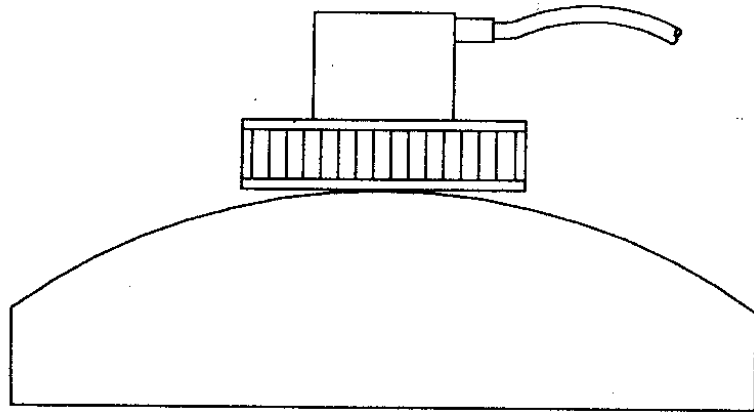
Şekil 5.14 X-ışınlarıyla balpeteği malzemede su tesbiti (Boeing⁴, 1996)



Şekil 5.15 X-ışınları ile yıldırım düşmesi sonucu hasara uğramış balpeteği yapının tespiti (Boeing⁴, 1996)

5.5 Eddy Akımlarıyla Muayene

Eddy akımlarıyla kompozit sandviç malzemelerin hatalarının bulunmasından ziyade uçağın burun kısmında bulunan radom'un tamirden sonra kalınlığının ölçülmesi için kullanılır. Bu yöntem radom'un diğer kısmında bulunan alüminyum tabakada oluşan akımlarla radom kalınlığını karşılaştırır.



Şekil 5.16 Eddy akımları muayenesi temsili şekli (Boeing⁴, 1996)



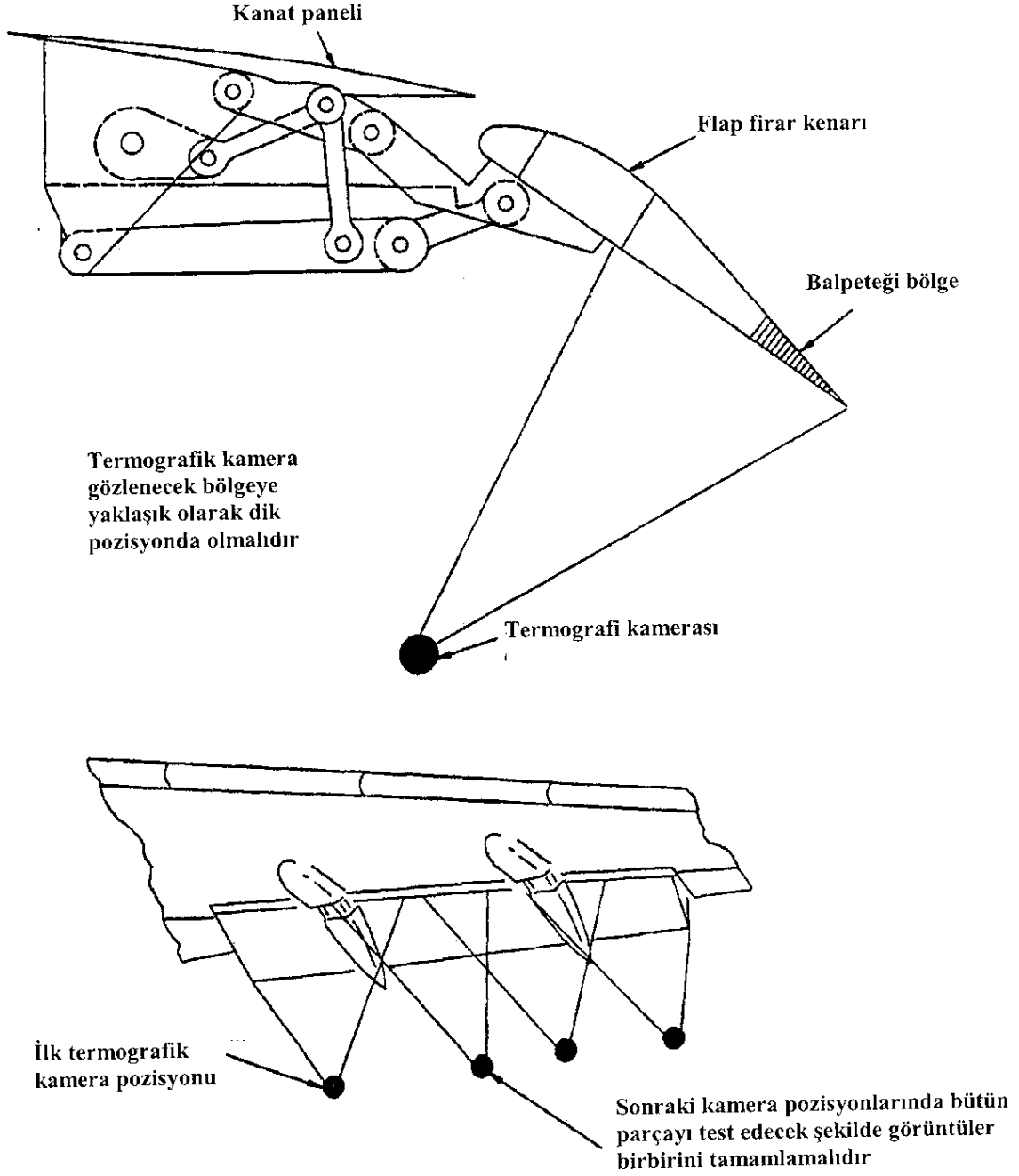
Şekil 5.17 Eddy akımları test cihazı



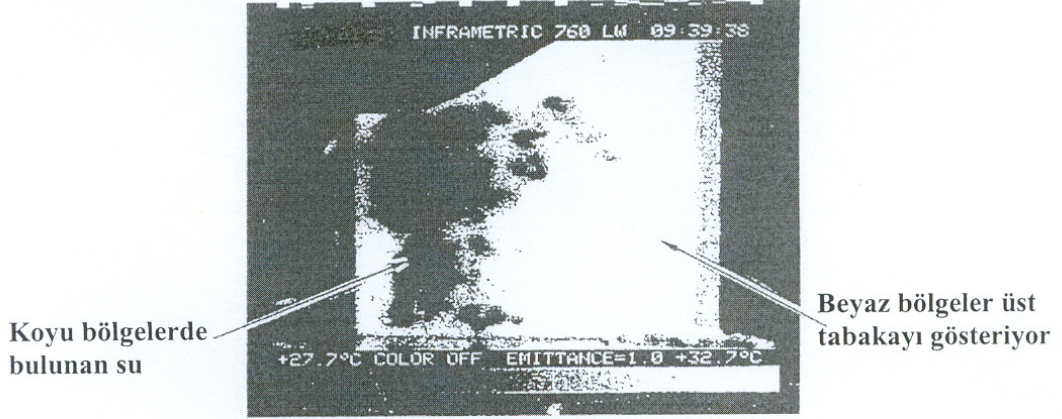
Şekil 5.18 Tamir edilmiş Boeing 737-400 uçağının radom bölümünün dışı alüminyum tabaka, içi ise balpeteğinden (prepreg) meydana gelmektedir. Eddy akımları muayene yöntemiyle bu bölgenin kalınlığını ölçmek mümkündür.

5.6 Termografik Muayene Metodu

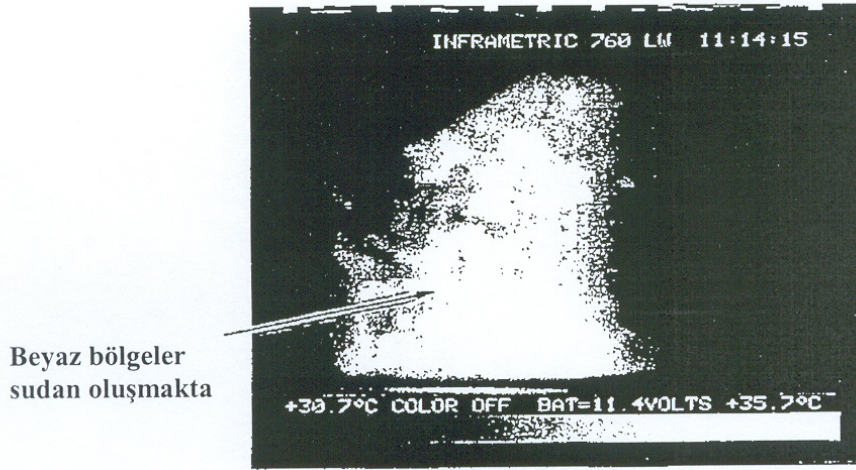
Termografik muayene metodu nispeten yeni bir tahribatsız muayene yöntemi olup, balpeteğinde oluşan buz ve su parçacıklarının tespitinde, alüminyumdan üretilen sandviç yapılarda petek ile tabaka yüzeyler arası ayrılmaları (disbonding) tespit etmekte kullanılır. Termografik kamera ile yapılan tahribatsız muayenelerde pozisyonlanma çok önemli olup, test edilecek kısım dik durum devamlı olarak muhafaza edilmelidir. Termografik muayenede en önemli esas ısı farkını tespit ederek, hatalı bölgeleri bulmaktır.



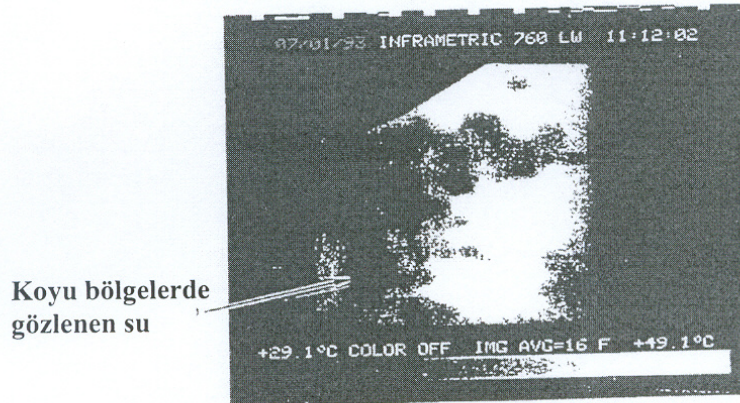
Şekil 5.19 Termografik kameranın test uygulanırken pozisyonlanma örneği (Boeing¹⁰, 2002)



Şekil 5.20 Tabakaların sudan sıcak olduğu termografik görüntü (Boeing¹⁰, 2002)



Şekil 5.21 Suyun tabakalardan daha sıcak olduğu görüntü (Boeing¹⁰, 2002)



Şekil 5.22 Suyla dolmuş hücrelerdeki gölge etkisi örneği (Boeing¹⁰, 2002)

6. BALPETEĞİ SANDVİÇ YAPILARIN TAMİR METOTLARININ TESPİTİ VE ARAŞTIRILMASI

6.1 Tamire Uygunluğun Tesbit Edilmesi

Bir bölgeyi tamir ederken, tamirde kullanılan malzeme ya da malzemelerle ana parça uyuşmalıdır. Tamir edilen bölgenin mukavemeti ve dayanımı ile ana parçanın mukavemet ve tokluk değerleri benzer ya da benzere çok yakın olmalıdır. Aksi halde ana parçayı oluşturan bölüm, kuvvetli ve mukavemetli olursa yük ana parçaya, tamir edilen bölge kuvvetli olursa bu kez yükün büyük bir bölümü tamir edilen bölgeye binecektir. Söz konusu her iki durum da istenmeyen durumlardır.

Tamir işleminin kuvvetliliğini değiştiren üç ana öge vardır. Bunlar resin matris (reçine), fiberlerin cinsi, fiberlerin niteliği ve oryantasyon yönleridir.

6.2 Resin Matris Seçimi ve Uygulaması

Fiberlerin elastisite modüllerini inceleyerek olursak örneğin karbon fiberlerin yerine glasfiberler yerleştirdiğimizde en az üç misli glasfiber yerleştirmek zorunda kalırız ki, karbon fiber tokluğu sağlanabilsin. Genel olarak tamirlerde aramid fiberlerin (kevlar) yerine fiberglasların kullanılması dışında, aynı tip fiber kullanmak en iyi yöntemdir.

6.3 Fiber Yönleri (Oryantasyonu) ve Niteliği

Tokluğu sağlamadaki en önemli elemanlardan biri de fiber yönlerinin uygun olmasıdır. Bunun dışında balanssız ve simetrik olmayan örtmeler (yaymalar) tamirde etkili olan hususlardır.

Devamlı tamirlerde, tamirin ömrü parçayla aynı olacak şekilde yapılmalıdır. Ayrıca tamirlerde ısı tutucu, yıldırıma karşı koruma, anten geçirgenliği gibi özel durumlarda göz önünde bulundurulmalıdır.

Yüksek sıcaklıkta kür edilerek veya üretildikten sonra parça performansını arttırmak için tekrar kür (postkür) edilen parçaların tamirlerinde, yararlanılan malzemeler de aynı özelliklere sahip kür işlemleri uygulanmalıdır.

Tamir işleminde temizlik ve sıcaklık dikkatlice kontrol edilmelidir. Prepreg metodu, yapıştırma metotları sıcaklığa aşırı duyarlı uygulamalardır. Isıtma kontrol mekanizmalarında ısı battaniyeleri, fırın, otoklav, ısı lambaları, sıcak hava üfleyicileri kullanılır. Bu cihazlar

kullanıldığında özellikle ısı battaniyeleri, fırın ve otoklavda sıcaklık devamlı olarak kontrol edilmeli, tavsiye edilen ısı limitleri kesinlikle aşılmamalıdır.

İnceltme oranları zımparalama işlemi esnasında belirtilen boyutlarda uygulanmalıdır. Zımpara çeşidi ve boyutları gereken işlem için özenle belirtildiği gibi seçilmelidir.

Bunun dışında kullanılan reçine oranları iyi tesbit edilmeli, tıpkı üretimde olduğu gibi, tamir işlemi uygulanırken de reçine uygulama işlemi devamlı kontrol edilmelidir.

6.4 Fiberglas Tamiri

Kat kat yerleştirmede gerekli kat kadar yerleştirmenin belirlenmesi ve uygulanması fiberglas tamirinin özünü teşkil eder.

Islak yayma metoduyla yapılan fiberglas tamirlerinde epoksiyle yapıştırma esnasında bazı katkı maddelerine ihtiyaç duyulur. Genel olarak 250°F (123°C) kürü prepreg metoduyla yapılan tamirlerde, 150°F (65°C) kürü ise ıslak yayma metoduyla yapılan tamirlerde kullanılır.

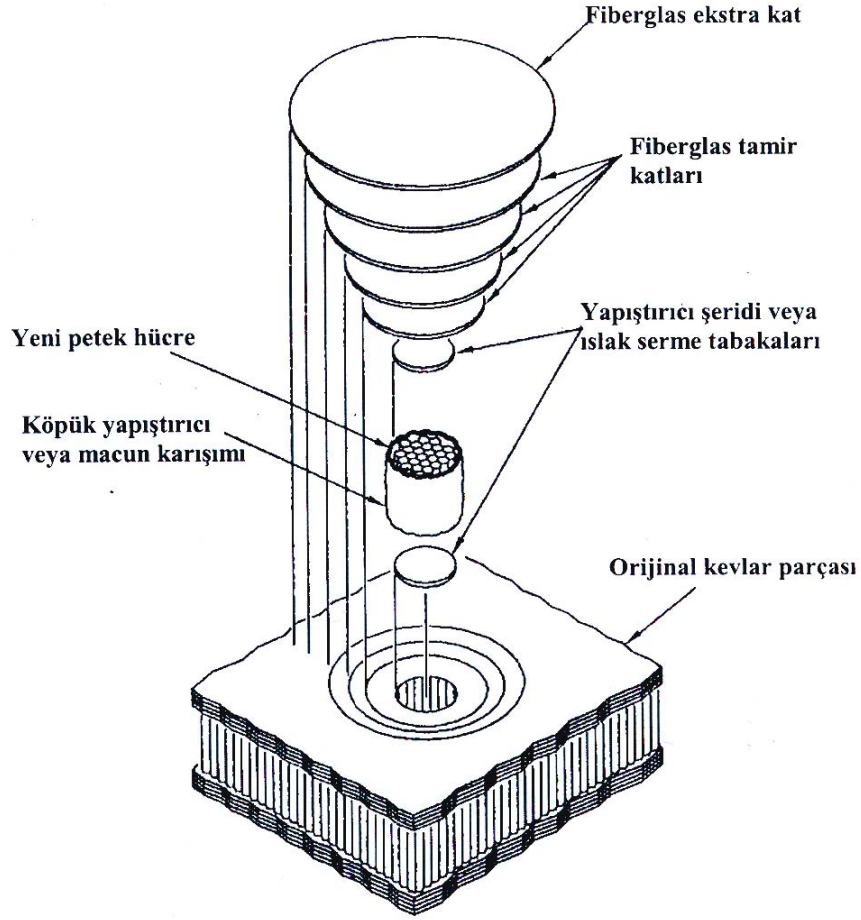
Genelde tamir boyutu 250°F (123°C) kürü ile yapılan prepreg tamir uygulamalarında önemli değildir. Otoklavda yapılan kür, büyük vakum torbalarını kullanmada güçlük olacağı için tercih edilmelidir. Bunun yanında otoklavda yapılan kürlemeler, vakum torbasına nazaran daha iyi mekanik özellikler sağlar.

350°F (177°C)'da kürleme yapılan tamirlerde parçalar kritik yapıda ve yüksek sıcaklık gereksinimi duyulan özelliklerdedir. Yüksek sıcaklıkta yapılan kürler için parça tamirden önce iyice kurutulmalı, tercihen fırın, otoklav kullanılmalı, bu imkanlar yoksa ve parça ısı battaniyesiyle kürlenmek mecburiyetinde ise sıcaklık ısı hissedicileri (thermocouples) vasıtasıyla devamlı olarak kontrol edilmelidir.

6.5 Kevlar Parçaların Tamiri

Kevlar parçaların tamirinde fiberglas katlar kullanılır. Fiberglas katlar bu tür tamir için seçilen en iyi malzemedir.

Kevları işlemek zor olmasına karşın fiberglas tabakaların kullanımı kolaydır. Ayrıca fiberglas tabakaların kullanımı maliyet açısından da ilave bir avantaj sağlar.



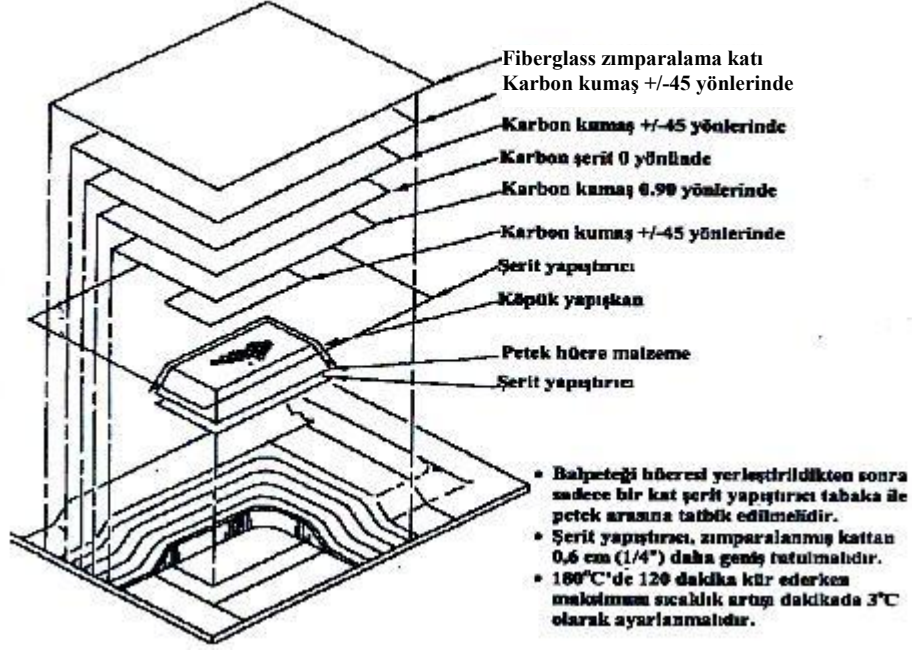
Şekil 6.1 Tipik kevlar tamiri / ıslak serme tamiri (Boeing⁵, 1996)

6.6 Karbon Tamiri

Son zamanlarda uçak parçalarının üretiminde karbon-fiber takviyeli plastik malzemelerin (CFRP, GFRP) diğer kompozit çeşitlerine kıyasla daha fazla, parçada yoğun olarak kullanıldığını görüyoruz.

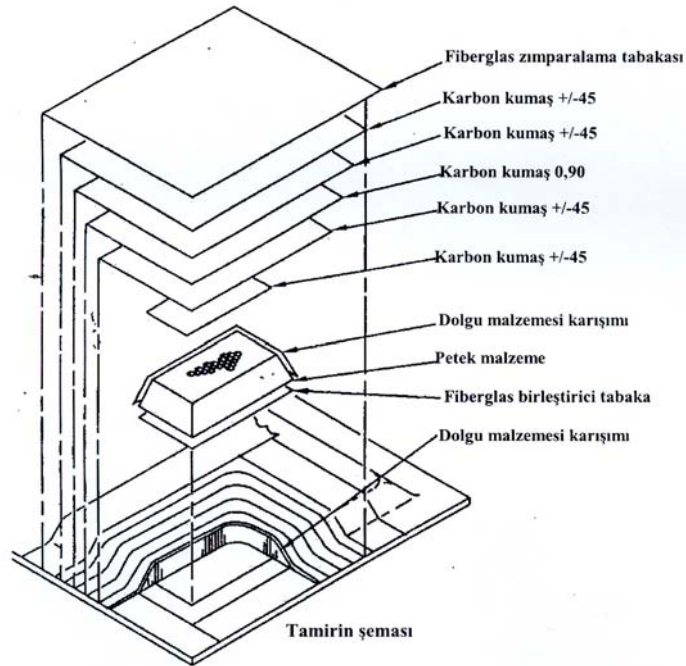
Karbon-fiber takviyeli plastik malzemelerin tamirleri değişik kür sıcaklık derecelerinde prepreg ve ıslak yayma teknikleriyle yapılır.

Karbon tamirlerinde en önemli akılda tutulması gereken kıstas “Hangi malzeme ve kür sıcaklığında ürettiysen, aynı şekilde tamir et” olacaktır.



Şekil 6.2 Karbon tamirleri/Genel prepreg tamiri (Boeing⁵, 1996)

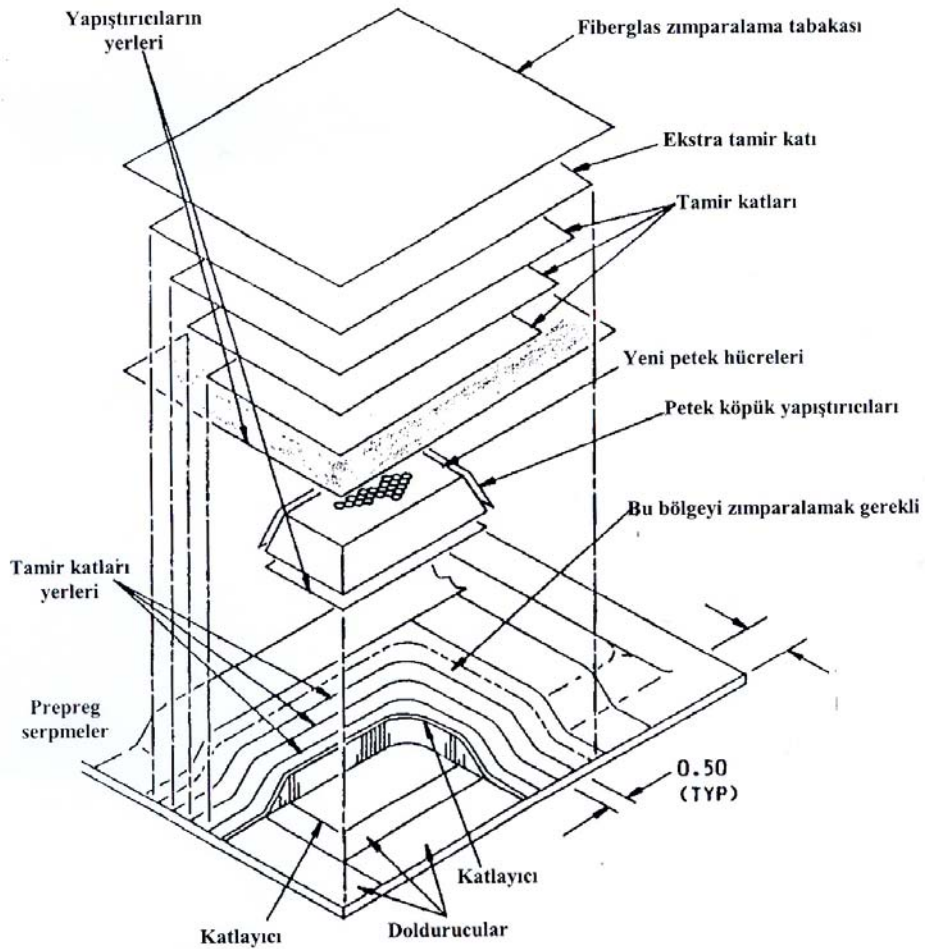
Islak yayma tekniğiyle yapılan tamirlerde kuru dokuma maddesi ve tabakalanmış resin (reçine) kullanılır. Karbon-fiber tamirinde, resin oranı 1.3:1 olmalıdır (Boeing, Hexcell, 2003). Bu oran şimdiye kadar yapılan test sonuçlarına göre verilmektedir. Tamirde dokuma maddesinin havası vakumla alınarak resin uygulanır ve ilave dokuma tabakaları tamir edilecek bölgeye yerleştirilir.



Şekil 6.3 Karbon tamiri ıslak serme (Boeing⁵, 1996)

6.7 Kompozit Sandviç Malzeme Tamirinde Yapıştırıcıların Rolü

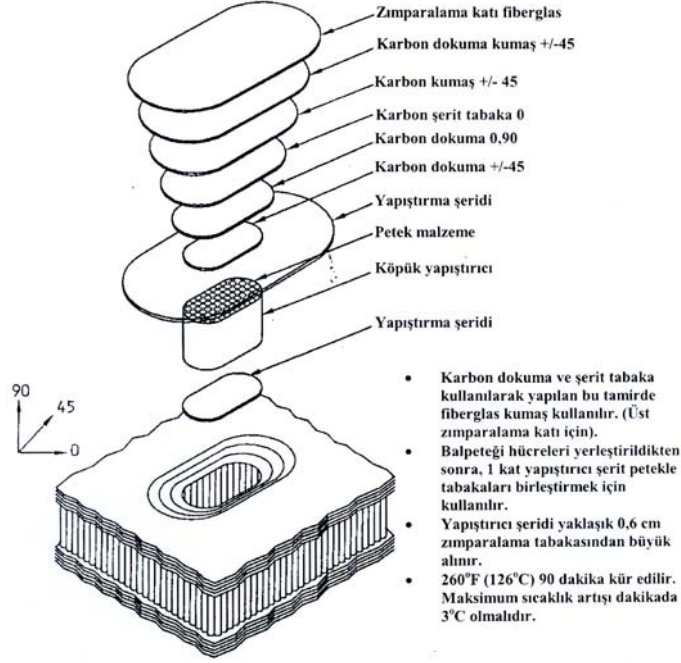
Kompozit sandviç malzemelerin tamirinde yapıştırıcıların kimyasal özelliklerini gözönüne alarak uygun yerlere göre seçimi çok önemlidir. Yapıştırıcıların tipi (akışkan, kuru, bant, film), kürlenme özellikleri ve dereceleri, uygulanmadan önce yüzeyin temizliği tamirin kalitesine direkt olarak tesir ederler.



Şekil 6.4 Kompozit sandviç malzeme tamirinde yapıştırıcıların rolü (Boeing⁵, 1996)

6.8 Kür İşlemleri

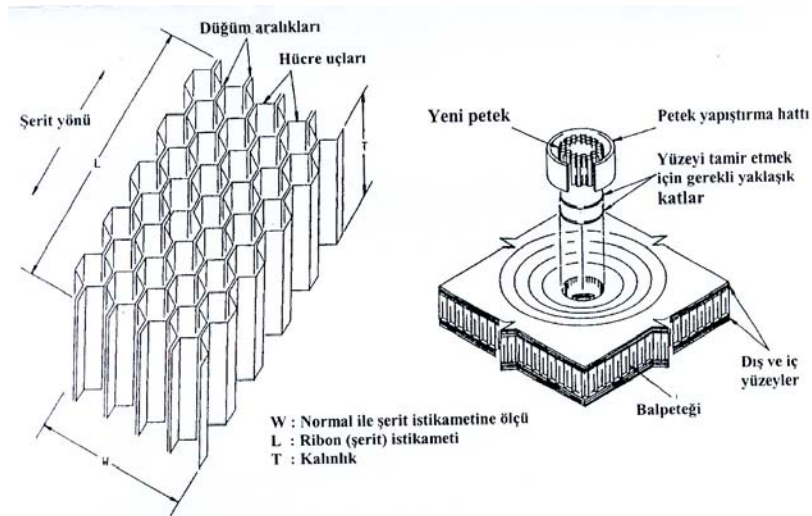
Prepreg tamirlerde orijinal parçaya yakın mekanik özellikler kazanılır. Bunun yanında bu metotta yüksek kür sıcaklığına ihtiyaç duyulur. Islak yayma metodu, prepreg metoduna iyi bir alternatif olsa da, kür zamanının çok uzun olmasının da hesabı yapılması gerekir.



Şekil 6.5 Karbon tamiri -250°F (123°C) kür yapısı (Boeing⁵, 1996)

Yüksek sıcaklıklarda yapılan 250°F (177°C) prepreg karbon tamirinde, tamir edilen bölgeyle, ana parçanın mekanik özellikleri yakın özellikler gösterir. Buradaki en önemli husus, tamirin yüksek sıcaklık gerektirmesi, sıcaklığın suyun buharlaşma sıcaklığından yüksek olmasından dolayı, parça içindeki tespit edilemeyen suyun parçaya ve tamire hasar verme konusudur. Bu sebeple tamir edilen parça mümkün olduğu kadar iyi bir şekilde kurutulmalı, tercihen kür için fırın ya da otoklav kullanılmalıdır.

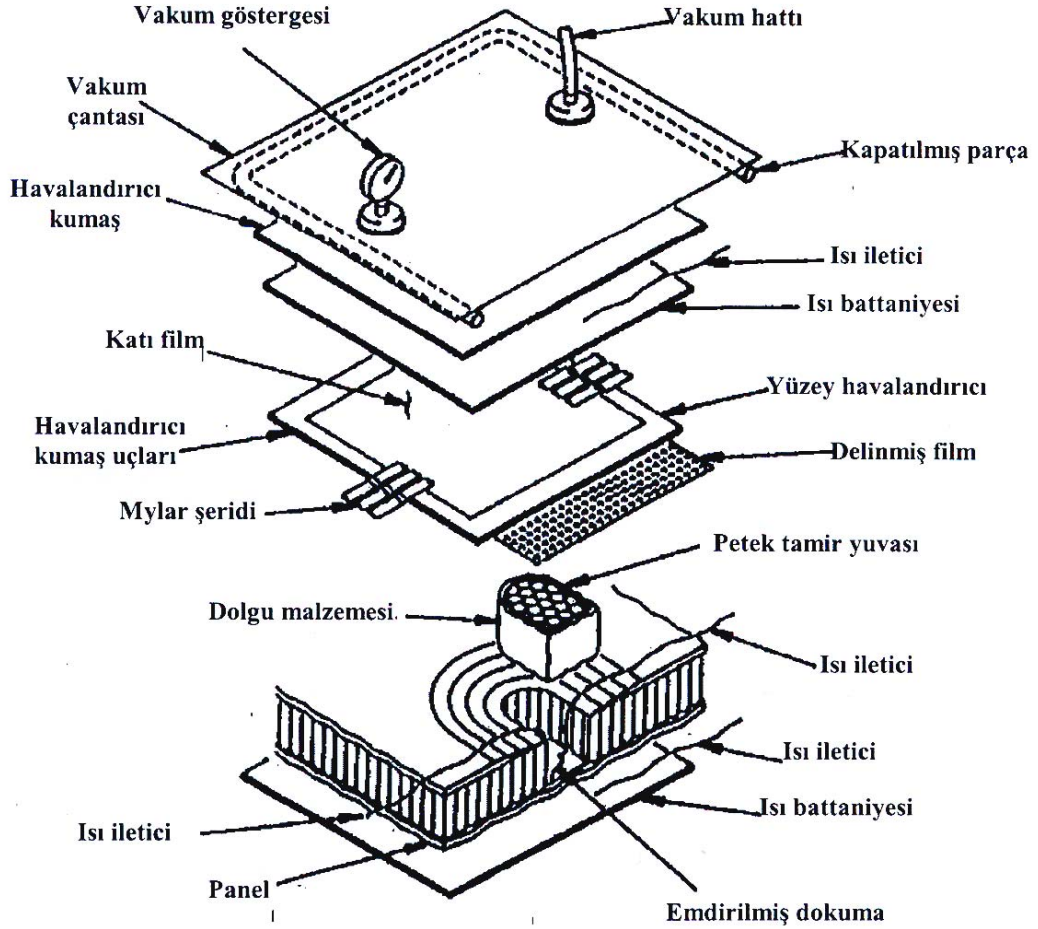
6.9 Petek Hücrelerin Seçimi ve Yerleştirilmesi



Şekil 6.6 Tamir malzemelerinden balpeteği hücresi (Boeing⁵, 1996)

Bozulan petek hücrelerin tamirinde hücrenin aynı malzemeden üretilmiş olması esastır. Bunun yanında tamir için seçilen hücre boyutlarının, orijinal parça hücre boyutlarından küçük olması, daha yüksek yoğunluğa sahip olması diğer önemli iki kısıttır. Hücrelerin tamirinde zorunlu olarak farklı malzemeden üretilen hücreleri kullanmak zorunda kalındığında uyuşum tablolarına bakılmalı, korozyon tehlikesine karşı alüminyum ile karbon esaslı hücreler asla yanyana kullanılmamalıdır.

Çok küçük tamirlerde kevlar hücreler, alüminyum hücrelerin yerine kullanılabilir. Bu tür durumlarda aynı yoğunluktaki daha küçük hücre yapısı tercih edilmelidir. Aynı şekilde küçük tamirlerde petek hücre yerine dolgu macunıyla boşluğu kapatmak kabul edilebilirse de, büyük bölgelerde dolgu macununun tokluğu çok fazla olacağından bu tür uygulamalardan kaçınılmalıdır. Hücreler genel olarak köpük yapıştırıcılarla veya dolgu maddesiyle birleştirilirler, köpük yapıştırıcılar prepreg tabakaların, dolgu maddesi ıslak yayma metoduyla yapılan tamirlerde kullanılırlar.

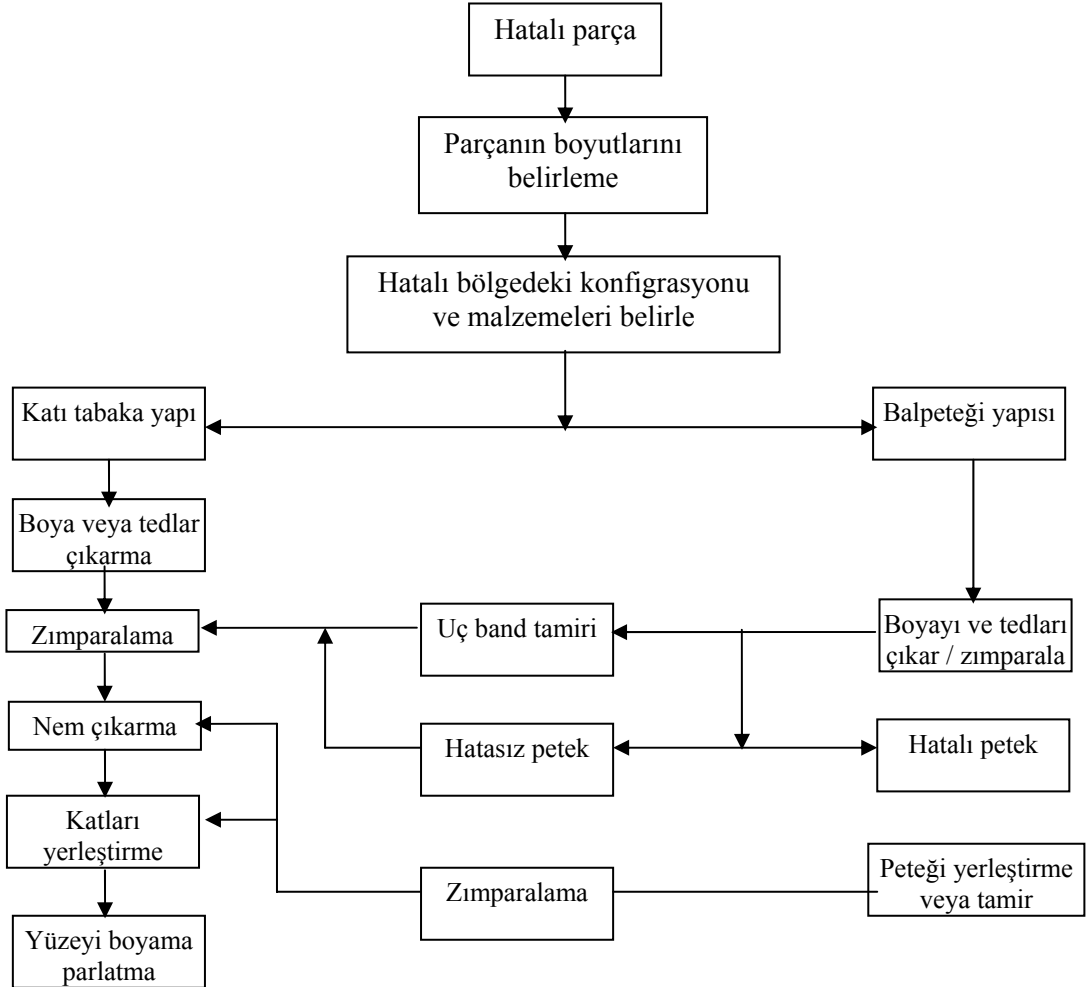


Şekil 6.7 Tamirde petek yerleştirme usulü (vakum torbası metodu) (Boeing⁵, 1996)

Hücre orijinal sandviç yüzeylerine veya tamir edilen yüzeylere yapıştırıcı filmiyle bağlanması prepreg uygulamalarda kullanılan bir yöntemdir. Islak yayma tamir metodunda reçine emdirilmiş fiberglas hücreyi, orijinal yapıyla birleştireceği için ilave olarak yapıştırıcıya ihtiyaç yoktur. Hücreler yapıştırılmadan optimum birleşme özelliklerine kavuşması için mutlaka iyice temizlenmelidir.

Tamir işlemi

Balpeteği sandviç yapıların uçak parçalarında yapılan tamir uygulamalarında tamir akış şeması dahilinde hareket edilir. Tamir edilecek parça için üretici firmanın hazırladığı çeklistler ve tamir elkitabı harfiyen takip edilir [(SRM) Structural Repair Manual)].



Şekil 6.8 Balpeteği sandviç yapılarda uygulanacak tamir akış şeması (Boeing⁵, 1996)

7. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

Deneysel çalışmalar alüminyum ve kevlar balpeteği kompozit yapılarda, olay (case study) (oluşmuş hasar analizi) ve yapılan deneyler olarak gerçekleştirilmiştir.

7.1 Hasar Oluşum Türlerinin Analizi

Airbus, Boeing uçaklarında alüminyum bazlı balpeteği kompozit yapılarda gözlenen 62 adet hasar analizleri incelenmiştir. Madde 3.3.1’de tanımlanan dayanç hatası, olay (case) çalışması şeklinde servisteki uçakların alüminyum bazlı kompozit yapılarında saptanmış olup, bu hatanın oranı %2 olarak bulunmuştur. Gerçek bir olayın sonucu Şekil 7.1’de verilmiştir.



Şekil 7.1 Dayanç hatası sonucu meydana gelmiş kopma görüntüsü

Madde 3.3.2’de tanımlanan rijitlik hatası servisteki bazı uçak parçalarında saptanmış olup, bu hatanın oranı %4 olarak bulunmuştur. Gerçek bir olayın sonucu Şekil 7.2’de verilmiştir.



Şekil 7.2 Rijitlik hatası sonucu meydana gelmiş yapı görüntüsü

Madde 3.3.3'de açıklanan panel burkulması alüminyum bazlı kompozit yapılarda saptanmış olup, bu hatanın oranı %2 olarak saptanmıştır. Gerçek bir olayın sonucu Şekil 7.3'de verilmiştir.



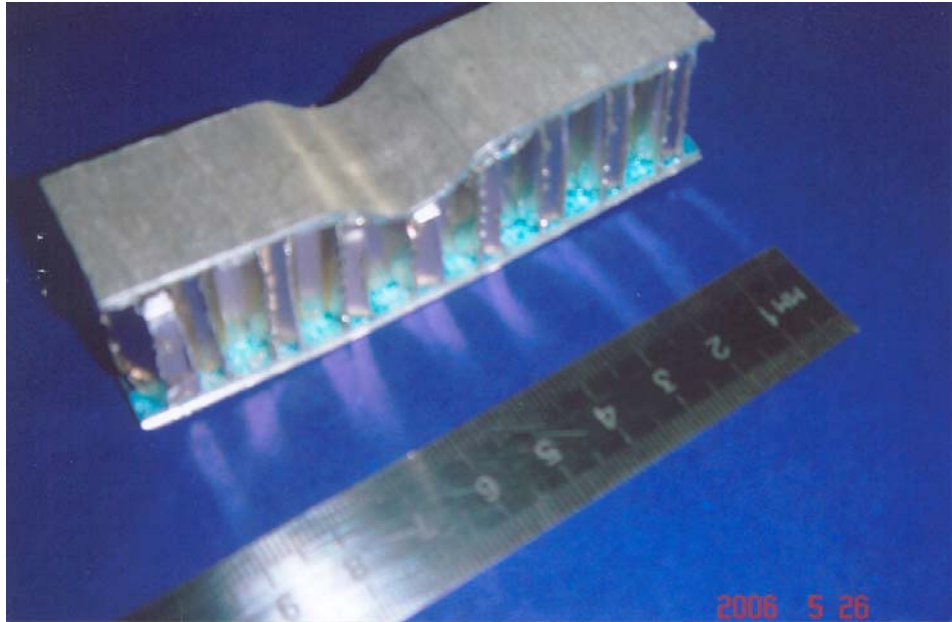
Şekil 7.3 Panel burkulması sonucu meydana gelen kompozit yapı

Madde 3.3.4'te açıklanan kesme kıvrımı hatası uçaklarda kullanılan alüminyum bazlı kompozitlerde %3 oranında gerçekleşmiştir. Gerçek bir olayın sonucu Şekil 7.4'te verilmiştir.



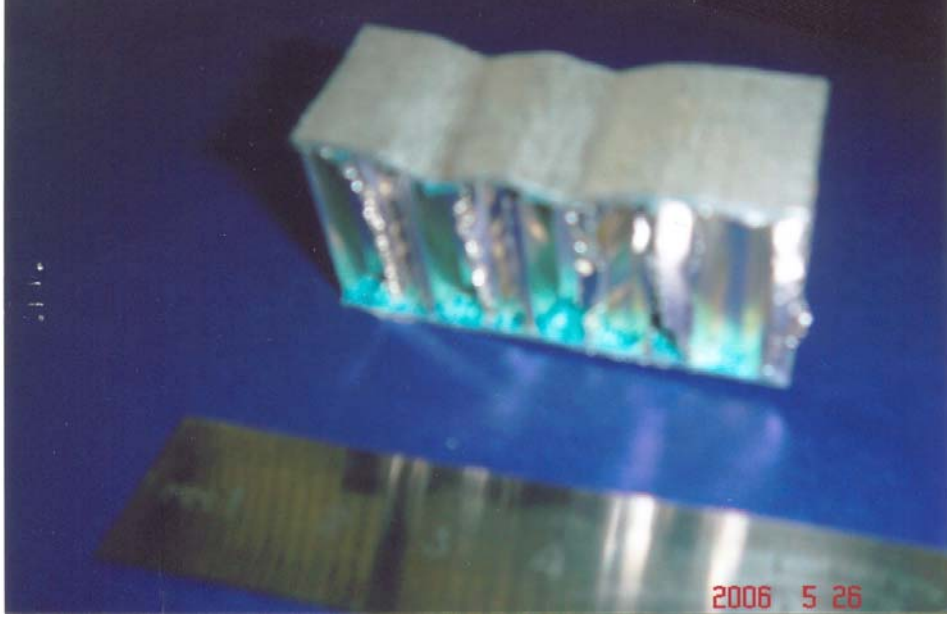
Şekil 7.4 Kesme kıvrımı hatası sonucu oluşan hatalı yapı

Madde 3.3.5'te tanımlanan yüzey ezilmesi serviste birçok olayda saptanmış olup, bu hatalı durumun meydana gelme oranı %34 olarak gerçekleşmiştir. Şekil 7.5'te bu hatalı durum gösterilmiştir.



Şekil 7.5 Yüzey ezilmesi sonucunda meydana gelen hasar görüntüsü

Madde 3.3.6'da izah edilen hücreler arası kıvrılma durumu servisteki bazı uçaklarda az da olsa meydana gelmiş olup, oranı %3 olarak tespit edilmiştir. Şekil 7.6'da hücreler arası kıvrılma hali gösterilmiştir.



Şekil 7.6 Hücreler arası kıvrılmadan dolayı meydana gelmiş hatalı durum görüntüsü

Madde 3.3.7'de açıklanan bölgesel basınç uçakların servis şartlarında en çok rastlanılan hatalı durum olup, bu hatalı durumun meydana gelmesine sebep olan en büyük neden çarpma olaylarıdır (kuş çarpması, araç ve gereç çarpması, yıldırım vs.). Bu hatalı durumun oranı %52 olarak tespit edilmiştir. Şekil 7.7 ve Şekil 7.8'de bu oluşan durumlar verilmiştir.



Şekil 7.7 Bölgesel basınç sonucu oluşan hasar



Şekil 7.8 Bölgesel basınç (impact damage) sonucu oluşan hasarlı bölgenin üstten görünümü

Beş yıl boyunca alüminyum bazlı balpeteği kompozit yapılarda oluşan hasar oluşum türlerinin analizi 62 olayın gözlenmesi ve irdelenmesi sonucu ortaya konmuş olup, en fazla karşılaşılan durumlar %52 oranıyla bölgesel basınçtan kaynaklanan hatalar ve %34 oranıyla yüzey ezilmesi hasarlarıdır. Bu tür hasarların oluşmasındaki en büyük faktör %50 oranıyla insan hatalarından kaynaklanmaktadır. Çizelge 7.1’de hasar oluşum türleri ve yüzdeleri verilmiştir.

Çizelge 7.1 Gözlenen 62 olayda alüminyum bazlı balpeteği kompozit yapılarda hasar oluşum türleri ve oranları

Hasar Türü	Görülme Oranı	Hata Yüzdesi %
Dayanç Hatası	1/62	2
Rijitlik	3/62	4
Panel Burkulması	1/62	2
Kesme Kıvrımı	2/62	3
Yüzey Ezilmesi	21/62	34
Hücreler Arası Kıvrılma	2/62	3
Bölgesel Basınç	32/62	52

7.2 Balpeteği Kompozit Yapıların Dizayn Kriterlerine Uygunluğunun Tespiti

İçin Yapılan Testler

Uçakların çeşitli kısımlarında kullanılan alüminyum ve kevlar yapılardan oluşan hücre ve tabakalara dizayn kriterlerine uygun olarak üretildiğini belirlemek amacıyla standart testlerin uygulanması zorunludur. Bu testlerden en yaygın olarak uygulananları soyma testleri, çekme testleri (flatwise tensile test) bükerek kırılma testleridir (sandviç flexure test).

Yukarıda bahsedilen bütün testlerin yapımı için referans numuneler ASTM standartlarında Türk Hava Yolları Teknik A.Ş. Kompozit Ünitesi'nde üretilmiş, deneyler TAI (Türk Havacılık ve Uzay Sanayii) Kompozit Malzeme Test Merkezi'nde ASTM standartlarına tamamen uygun olarak yapılmıştır.

7.2.1 Peel testleri (soyma deneyleri)

Deneylerde yolcu uçaklarının taban ve kargo kompartımanlarının yan yüzeylerinde kullanılan alüminyum bazlı yüzey ve petek hücrelerden oluşan sandviç kompozit yapının tasarım kriterlerine uygunluğu saptanmıştır. Tasarlanan parçanın standartları BMS (Boeing Manufacturing Specification)'ye göre aşağıda verilmiştir.

Malzeme Özellikleri:

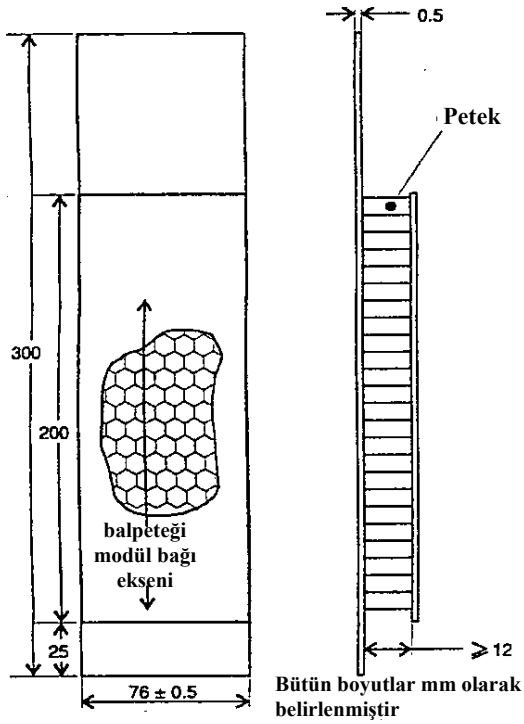
Petek yapısı : BMS – 4 – 4 Type 3-10 UPA

Yapıştırıcı : BMS 5 – 101 Grade: 10

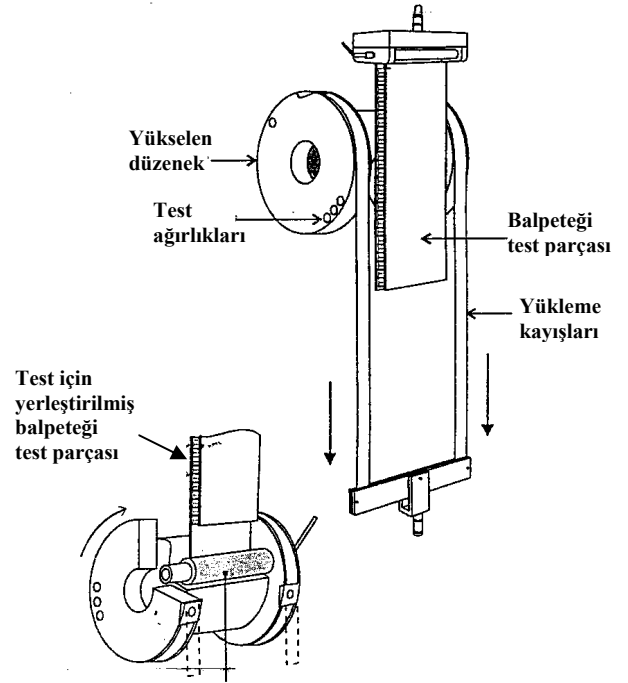
Yüzey tabakaları: 2024 T3 0,016 inç (0,004 mm) DAA olarak belirtilmiştir.

Yukarıda malzeme özellikleri ve boyutları verilen yapının yüzey tabakaları ile petek hücreler arasındaki yapıştırıcı kuvvetinin en az 35 Newton mm torca (moment, soyulma momenti) karşı gelecek yapıştırıcı dayancına sahip olması tasarım kriteri olarak şart olup, ayrıca kullanıcı firma tasarım kriterlerine %5 oranında emniyet faktörünün eklenmesini de şart koşturmaktadır.

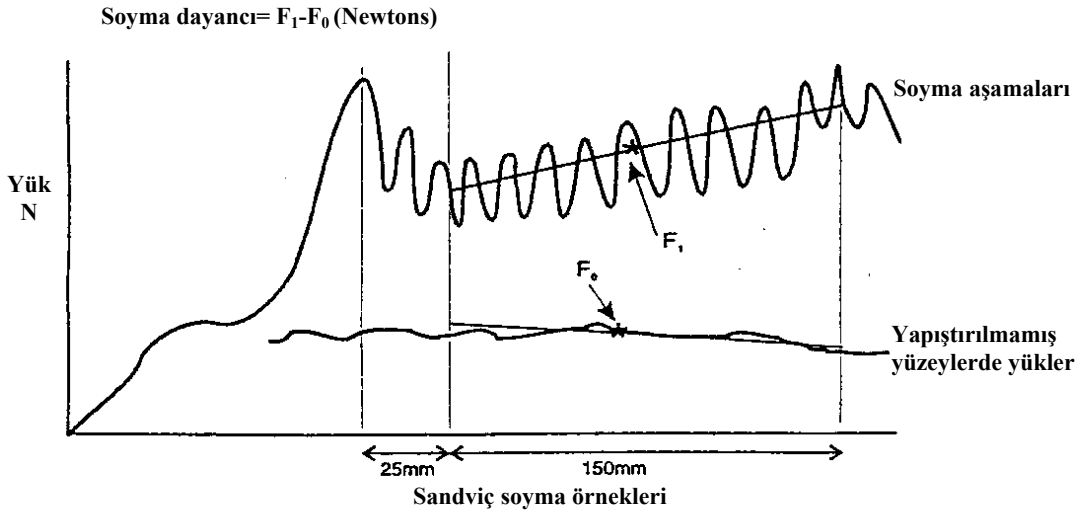
Bu sebeple yukarıda bütün özellikleri verilen alüminyum sandviç kompozit yapı bütün yapıştırma ve kütleme özellikleri dikkate alınarak test amacıyla imal edilmiş, ebatları aşağıda verildiği şekilde 5 adet olmak üzere teste imkân verecek şekilde hazırlanmıştır. Şekil 7.9'da soyma testleri düzenekleri ve yapılan işlemin ana hatları (boyutlandırılması) ve Şekil 7.10'da verilmiştir. Şekil 7.11'de soyma testindeki tipik aşamalar verilmiştir.



Şekil 7.9 Hazırlanan test örneklerinin milimetrik boyutlaması

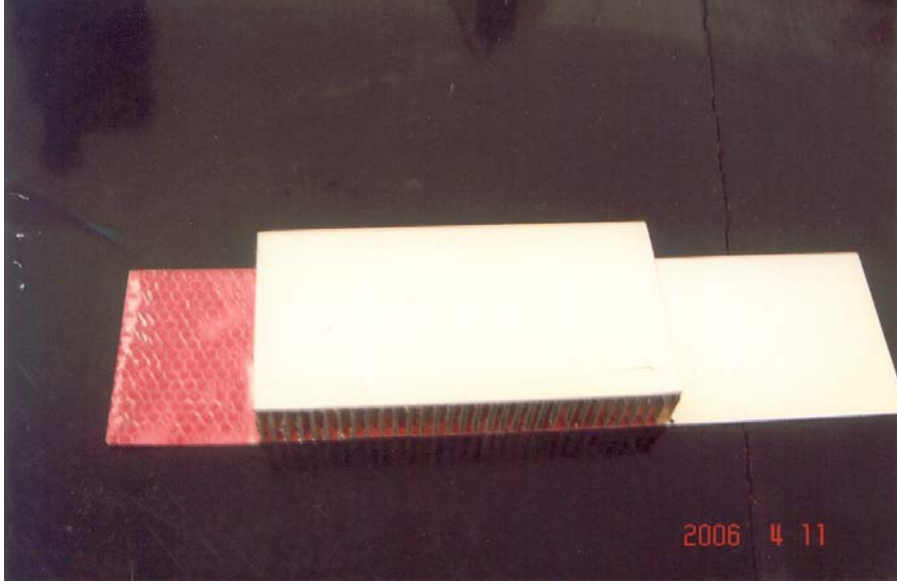


Şekil 7.10 Soyma testi düzeneğinin ana şekillendirilmesi



Şekil 7.11 Soyma testindeki tipik aşamalar

Onarım amaçlı olarak hazırlanan alüminyum balpетеği kompozit plaka Şekil 7.12'de deney öncesi hazırlanmış koşulunda resimle verilmiştir.

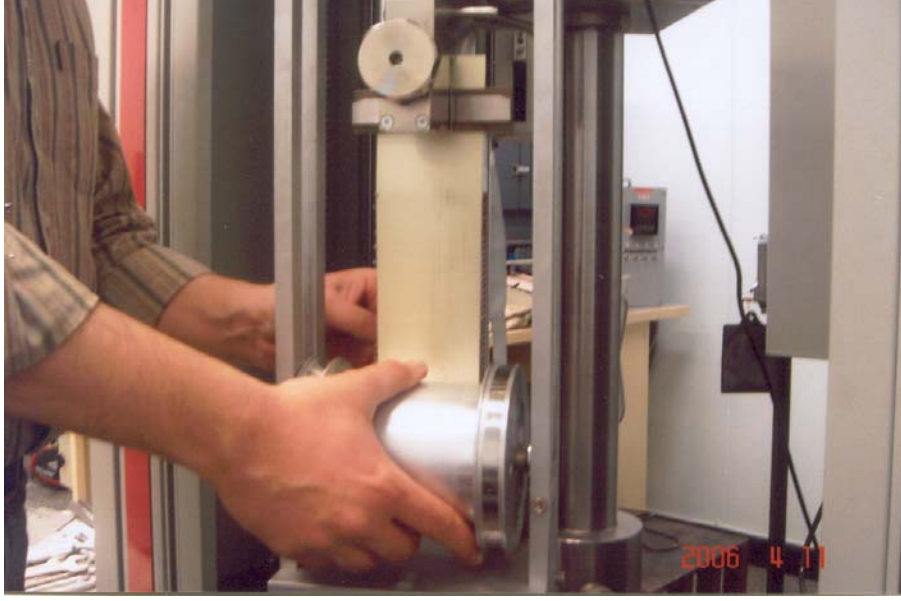


Şekil 7.12 Peel test (soyma testi) için hazırlanan numune resmi

Soyma testi için; tüm deneylerde “Zwick/Z100 Drum Peel Test” cihazı kullanılmıştır (Şekil 7.13). Test örnekleri, test cihazının iç çapı 49,47 mm, dış çapı 62.49 mm olan aparatının üzerine tespit edilmiştir.

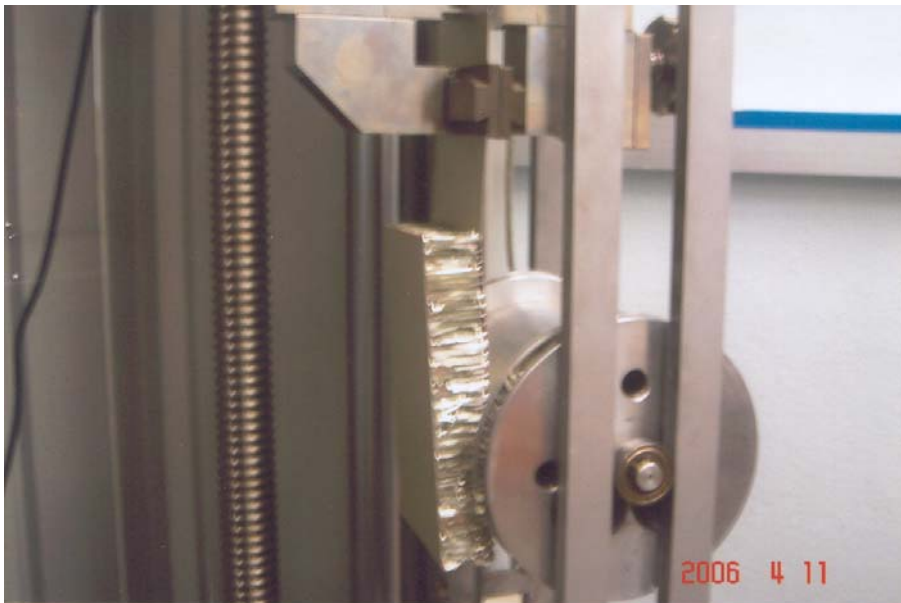


Şekil 7.13 Zwick/Z100 soyma testi cihazı



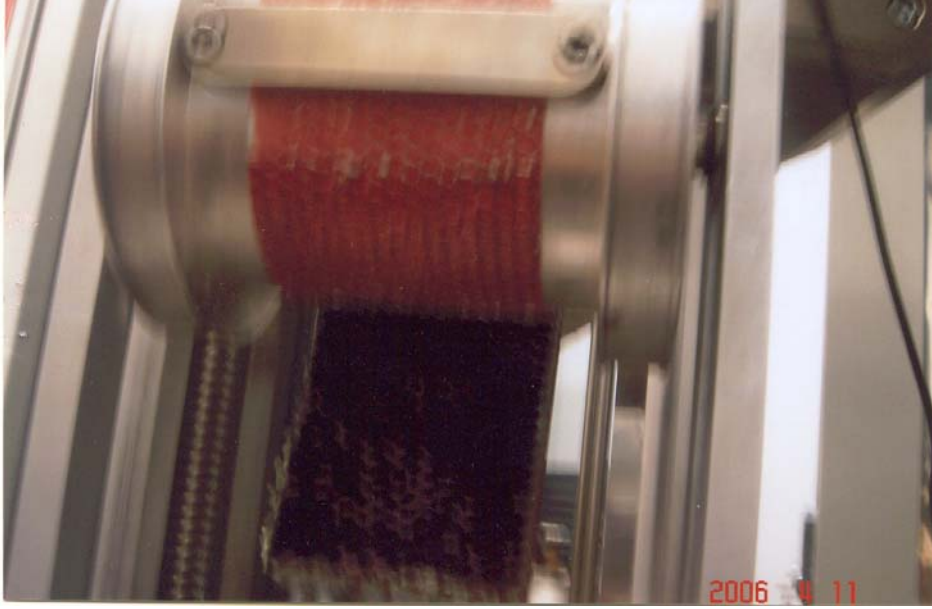
Şekil 7.14 Test numunelerinin yukarıda ebatları verilen aparata yerleştirilmesi

Testler ASTM 1781-98 (2004) standartlarına göre TAI Türkiye Hava ve Uzay Endüstrisi tesislerinde gerçekleştirilmiştir. Test numuneleri aparata yerleştirildikten sonra test cihazı çalıştırılarak kuvvet uygulanmaya başlanmış, ilk kuvvet olarak kalibre edilmiş aparatın karşı yüklerine tekabül eden 143.2 N yük uygulanmış, bilahare yük artırılarak yüzeylerin petekten ayrılması gözlenmiştir. Test cihazı bilgisayar destekli olmasından ötürü, değerler aynı zamanda çıktı olarak da alınmıştır. Sonuçların hassas olması arzu edildiğinden aynı test işlemleri 5 ayrı numune üzerinde uygulanmıştır. Deneyin uygulanması Şekil 7.14'te deney başlangıcı ve Şekil 7.15'te ise soyma aşaması olarak resimlenmiştir.



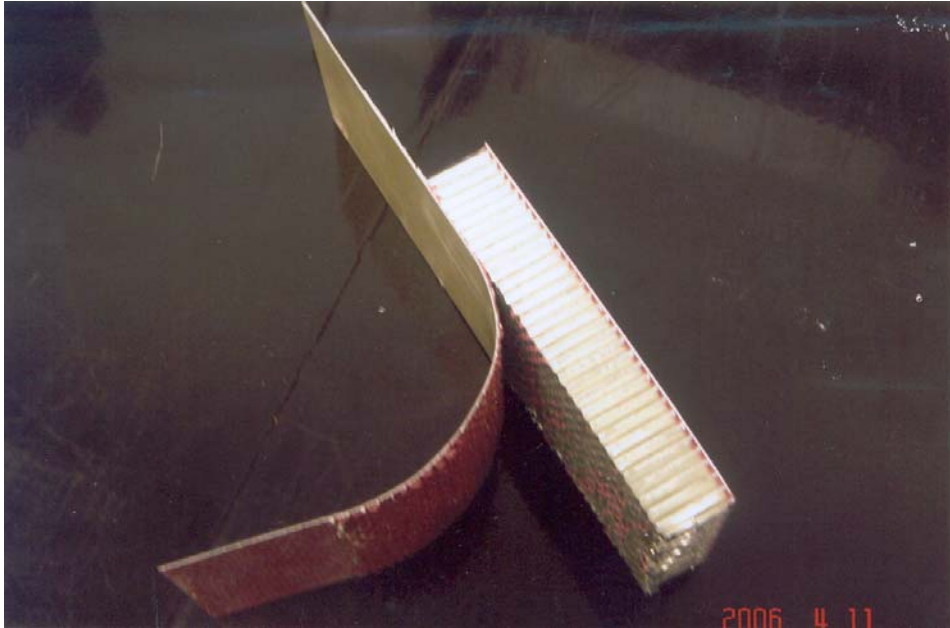
Şekil 7.15 Soyma testinde numuneye kuvvet uygulanması

Şekil 7.15’de ise, makinada balpeteği sandviçten yüzey tabakasının ayrılması gösterilmiştir. Deneyin sonuçlanması ve soyulmuş tabaka ile balpeteği konstrüksiyonunun ayrılmış hali de Şekil 7.16’da verilmiştir.



Şekil 7.16 Test sonucu yüzey tabakaların petek hücrelerden ayrılması

Deney sırasında elde edilen gerilme-gerinim eğrisi (aslında soyulma yükü) çıktıkları bir örnek olarak Olay 1 (Test 1) için Şekil 7.18’de gösterilmiştir. Deneyde maksimumun net görülmeşi, peteklerin yapışmaya gösterdiği dirençten kaynaklanmaktadır.



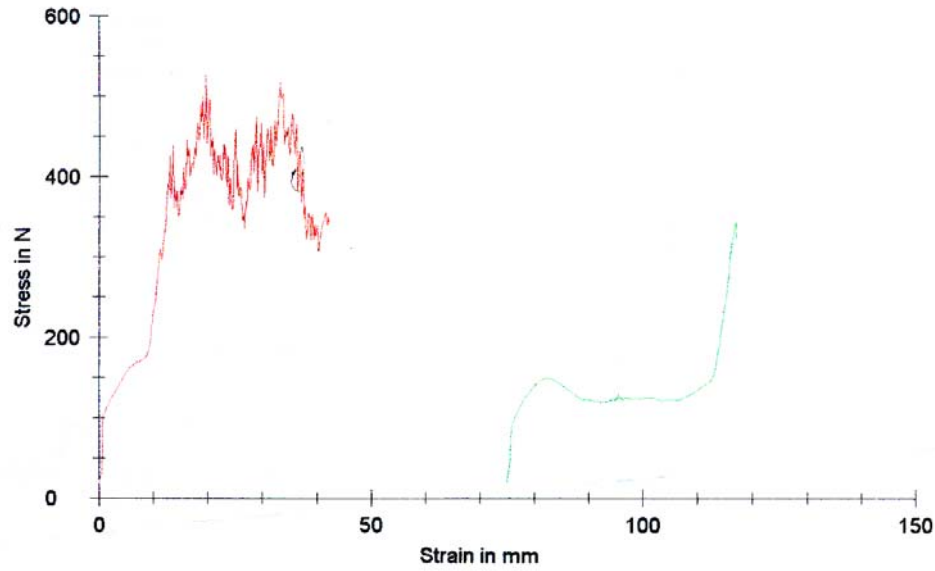
Şekil 7.17 Test cihazından çıkan numunelerden birinin genel görünümü

Parameter Table:

TEST : DRUM PEEL TEST
 TT NO : na
 LOAD NO : 0
 LOT NO : 500
 MATERIAL : na
 PART NO : 0
 SOIR NO : na

Results:

Nr	Faverage Lm daN	Mean peeling N	F 0 N	r1 mm	r0 mm
1	38,88	42,67	143	62,49	49,47
2	14,32	0,0005335	143	62,49	49,47

Series graphics:

n = 2	Faverage Lm DaN	Mean peeling N	r1	r0
x	26,60	21,34	49,47	62,49
s	17,37	30,17	0,000	0,000
min.	14,32	0,0005335	49,47	62,49
Fmax.	38,88	42,67	49,47	62,49

Şekil 7.18 Test cihazından elde edilen ilk numunenin (Olay 1, Test 1) grafiksel ve sayısal bilgisayar çıktıları

Birinci numunenin (Olay 1, Test 1) testi sırasında yukarıda belirtilen örnekte görüldüğü gibi, yüzey tabakalarla petek hücre arasında 388,8 Newton'luk bir kuvvette soyulma görülmüştür. Birinci numune testinin akabinde, testlere diğer numunelerle devam edilmiş, aşağıda aynı numunede beş test için verilen değerlerde soyulma görülmüştür.

$$F_{p1} = 388,8 \text{ N}$$

$$F_{p2} = 376,5 \text{ N}$$

$$F_{p3} = 398,2 \text{ N}$$

$$F_{p4} = 382,4 \text{ N}$$

$$F_{p5} = 394,7 \text{ N}$$

Birinci uygulamada kullanılan ve ayrıntıları açıklanan test parçasından ayrı olarak, aynı malzeme özelliklerine sahip 5 test parçası daha üretilmiş, her üretilen test parçasından beşer adet belirlenmiş standarda uygun boyutlarda parçalar kesilerek teste tabi tutulmuştur. Her soyma testi neticesinde bulunan değerler ASTM 1781-98 (2004)'te verilen formüllere uygulanarak her örnek için 5 ayrı soyulma torku değeri hesaplanmış ve sonuçlar değerlendirilmiştir.

ASTM 1781-98 (2004)'e göre; birinci test parçası için bulunan değerler ve hesaplama adımları örnek olarak aşağıda verilmiştir.

$$T = \frac{[(r_0 - r_1)(F_p - F_0)]}{W} \quad (7.1)$$

T = Ortalama soyulma tork kuvveti (Nmm)

r_0 = Sarım aparatının dış çapı (mm)

r_1 = Sarım aparatının iç çapı (mm)

F_p = Yapışkanın soymaya ve direnç torkuna karşı gelen kuvveti (N)

F_0 = Soyma cihazının direnç torku kuvveti (boş haldeki kalibrasyon kuvveti) (N)

W = Test parçasının genişliği (mm)

$$r_0 = 62,49 \text{ mm}$$

$$r_1 = 49,47 \text{ mm}$$

$$F_0 = 143,2 \text{ mm}$$

$$W = 75 \text{ mm}$$

$$T_1 = \frac{[(62,49 - 49,47) \cdot (388,8 - 143,2)]}{75}$$

$$T_1 = 42,67 \text{ Nmm}$$

$$T_2 = \frac{[(62,49 - 49,47) \cdot (376,5 - 143,2)]}{75}$$

$$T_2 = 40,50 \text{ Nmm}$$

$$T_3 = \frac{[(62,49 - 49,47) \cdot (398,2 - 143,2)]}{75}$$

$$T_3 = 44,27 \text{ Nmm}$$

$$T_4 = \frac{[(62,49 - 49,47) \cdot (382,4 - 143,2)]}{75}$$

$$T_4 = 41,53 \text{ Nmm}$$

$$T_5 = \frac{[(62,49 - 49,47) \cdot (394,7 - 143,2)]}{75}$$

$$T_5 = 43,66 \text{ Nmm}$$

değerleri olarak 1. parça için 5 ayrı tork değeri bulunmuştur.

$$T_{\text{ort}} = \frac{T_1 + T_2 + T_3 + T_4 + T_5}{5} \quad (7.2)$$

$$T_{\text{ort}} = \frac{42,67 + 40,50 + 44,27 + 41,53 + 43,66}{5}$$

$$T_{\text{ort}} = 42,53 \text{ N}$$

olarak hesaplanmıştır.

Yukarıda birinci test parçası için hesaplanan değerlerin tespitinden sonra yapılan diğer sıralı 5 ayrı test grubu sonucunda elde edilen F_p değerlerine, hesaplama işlemleri aynen uygulanmış ve Çizelge 7.2'de belirtilen sonuçlara ulaşılmıştır.

Çizelge 7.2 Test sonuçları ve değerlendirmeler

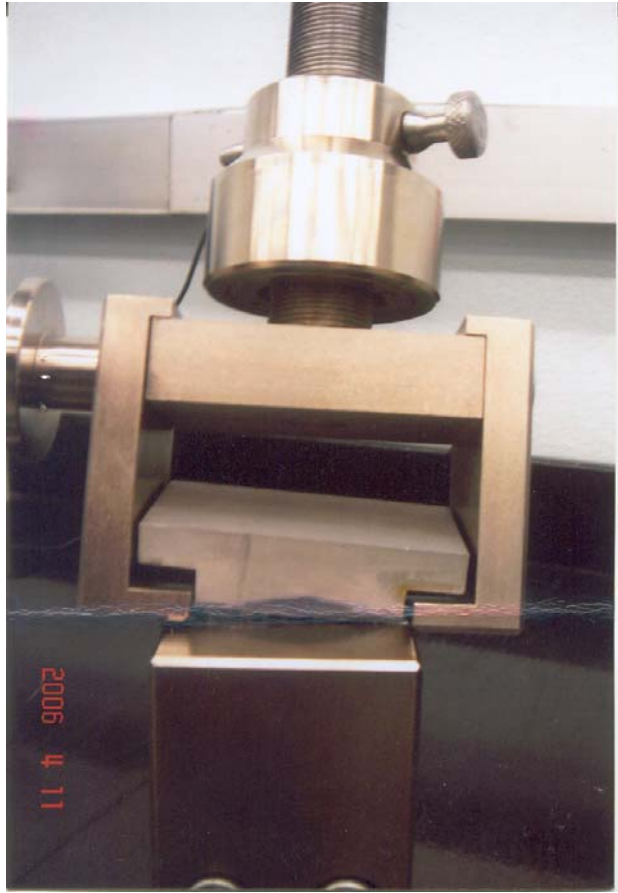
DENEY		F _p (N)	T (Nmm)	T _{ort} (Nmm)	Sonuç-Yorum
Olay I Deney I	1	388,8	42,67	42,53	42,53 N > 36,75 N Parça standarda uygun bir şekilde imal edilmiştir.
	2	376,5	40,50		
	3	398,2	44,27		
	4	382,4	41,53		
	5	394,7	43,66		
Deney II	1	371,0	39,54	38,77	38,77 N > 36,75 N Parça standarda uygun bir şekilde imal edilmiştir.
	2	371,9	39,70		
	3	368,7	39,15		
	4	372,4	39,79		
	5	359,8	37,60		
Deney III	1	401,3	44,80	42,97	42,97 N > 36,75 N Parça standarda uygun bir şekilde imal edilmiştir.
	2	396,5	43,97		
	3	388,5	42,58		
	4	385,7	42,10		
	5	381,6	41,39		
Deney IV	1	369,8	39,34	40,73	40,73 N > 36,75 N Parça standarda uygun bir şekilde imal edilmiştir.
	2	376,5	40,50		
	3	380,3	41,16		
	4	386,9	42,31		
	5	375,7	40,36		
Deney V	1	386,2	42,18	44,03	44,03 N > 36,75 N Parça uygun bir şekilde imal edilmiştir.
	2	398,5	44,32		
	3	402,6	45,03		
	4	400,6	44,68		
	5	396,3	43,94		

Sonuçlar: Yapılan testler neticesinde soyuma testi çalışmasının başında tasarım kriteri olarak verilen 35 N'luk soyulma tork değeri emniyet faktörü gözönünde bulundurularak 36,75 Newton olarak kabul edilmiş, aynı malzeme özelliklerinde imal edilen 5 ayrı uygulama parçasında yapılan testler sonucunda çıkan ortalama soyulma tork değerlerinin tasarım kriterlerine uygun olarak üretildiği saptanmıştır. Ayrıca kütleme sıcaklıklarındaki küçük değişiklikler, vakum torbasının parça üretimindeki uygulaması esnasındaki küçük kayıplar veya vakumlamanın kalitesi, yapışkan türünün aynı olduğu düşünüldüğünde üretilen örnek parçaların dayanım kalitesine (F_p değerlerin birbirine yakın çıkması) direkt tesir ettiği gözlenmiştir. Bunun dışında test için üretilen bir parçada F_p değerinin test sonucu düşük çıkması sebebiyle yapılan göz kontrolünde bazı parça yüzeyleriyle, petek yapılar arasında gözle görülür bir şekilde ayrılma (disbonding) tespit edilmiş, parçanın vakumlama ve/veya kütleme esnasında hatalı olarak üretildiği düşünülerek bu test sonuçları çalışmalara dahil edilmemiştir. Örnek çalışma ve testlerden anlaşılacağı üzere nihai olarak üretilen parçaların

soyma testleri yapılmadan veya yapıldıktan sonra tahribatsız muayenelerinin mutlaka yapılması (gözle muayene, tap testi, ultrason, X-ray vs.) gerekmektedir.

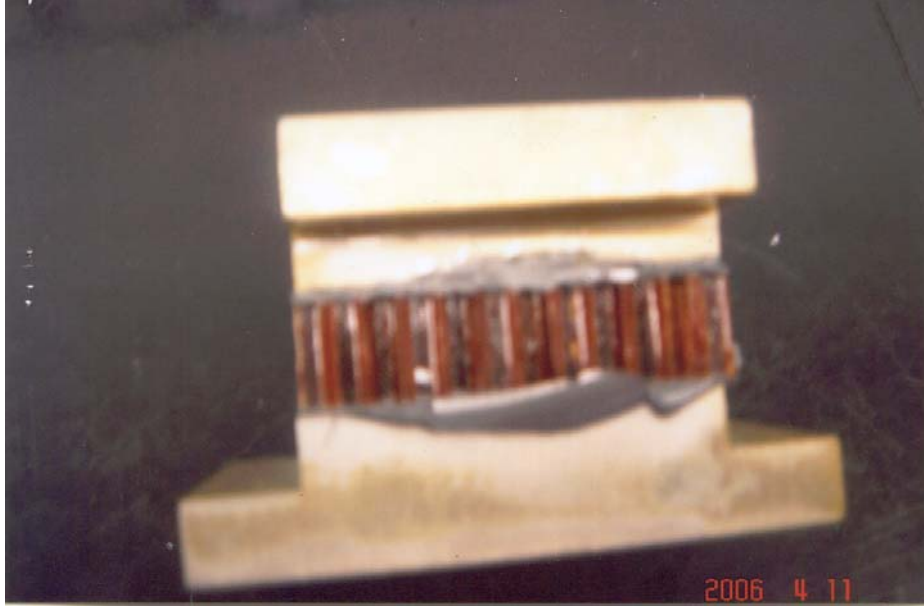
7.2.2 Sandviç yapılarda petek hücrelere uygulanan çekme testi (Flatwise Tensile Test)

Yolcu ve askeri uçakların birçok parçasında kullanılan sandviç kompozit yapıda petek hücre yüzeylerinin, 0,02 inç/dk'lık bir kuvvet uygulandığında 500 PSI'lık bir çekme kuvvetine dayanımı istenmektedir. Emniyet faktörü %5 olarak üretici firma tarafından belirtilmiştir. Sandviç panellerin üst ve alt yüzeylerine yapıştırılmış plakaların balpeteğinden ayrılma dayanımını saptamak için bu test kullanılmaktadır. Şekil 7.19'da kullanılacak çekme testi düzeneği verilmiştir.



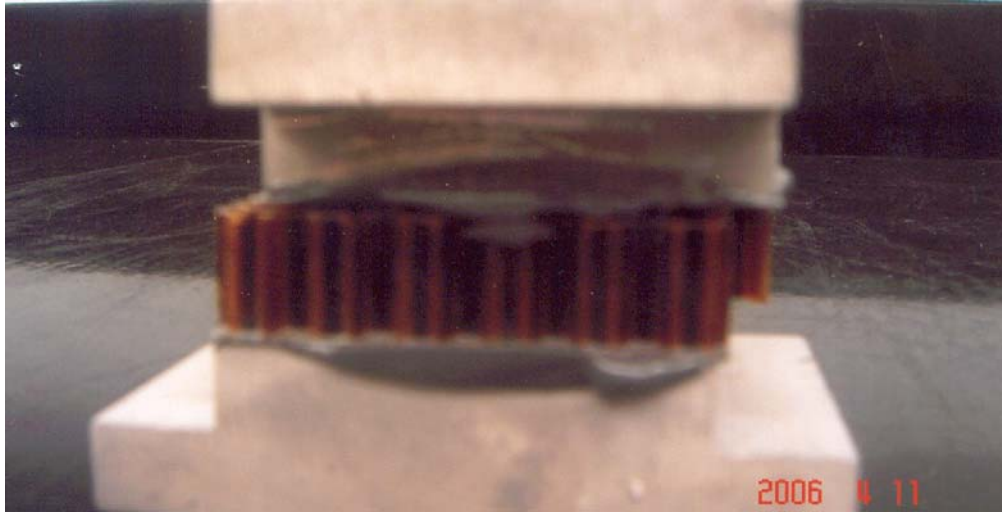
Şekil 7.19 ASTM C297 standartlarında çekme testi için kullanılacak düzenek

Testlerin uygulaması esnasında kullanılacak petek hücre numuneleri ağır metal blokların arasına epoksi yapıştırıcı uygulanarak tespit edilmiştir. Şekil 7.20'de sandviç yapının yapıştırıcı bloklara tespiti verilmiştir.



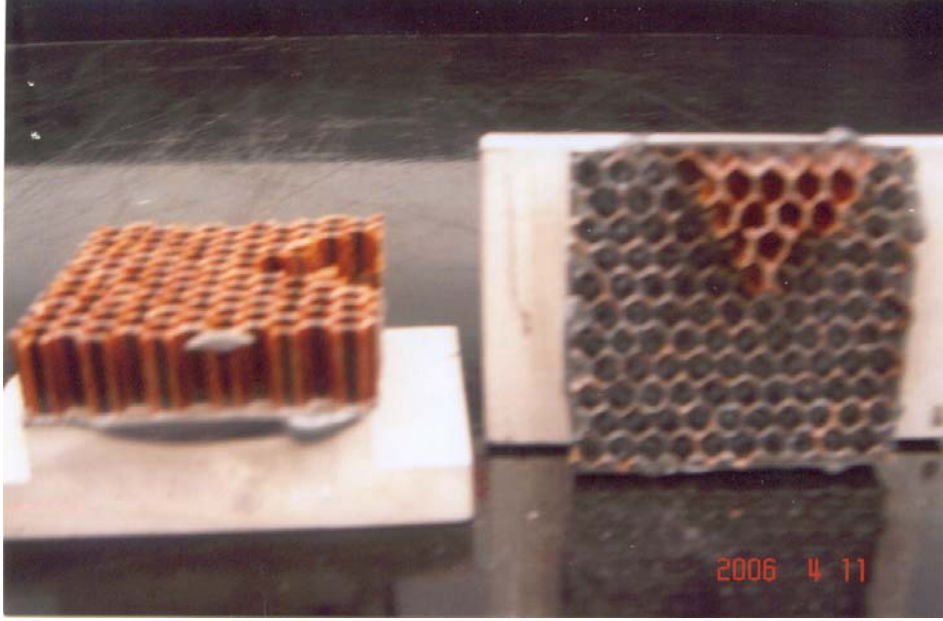
Şekil 7.20 Sandviç yapının epoksi yapıştırıcıyla bloklara tespiti (ASTM C297)

ASTM C297 standartlarına göre 2x2 inç boyutlarında 3/16 inç'lik "nomex" petek yapıdan oluşan 5 ayrı numune hazırlanmış; Şekil 7.21'de görüldüğü gibi ilk numuneye çekme testi uygulanmıştır.

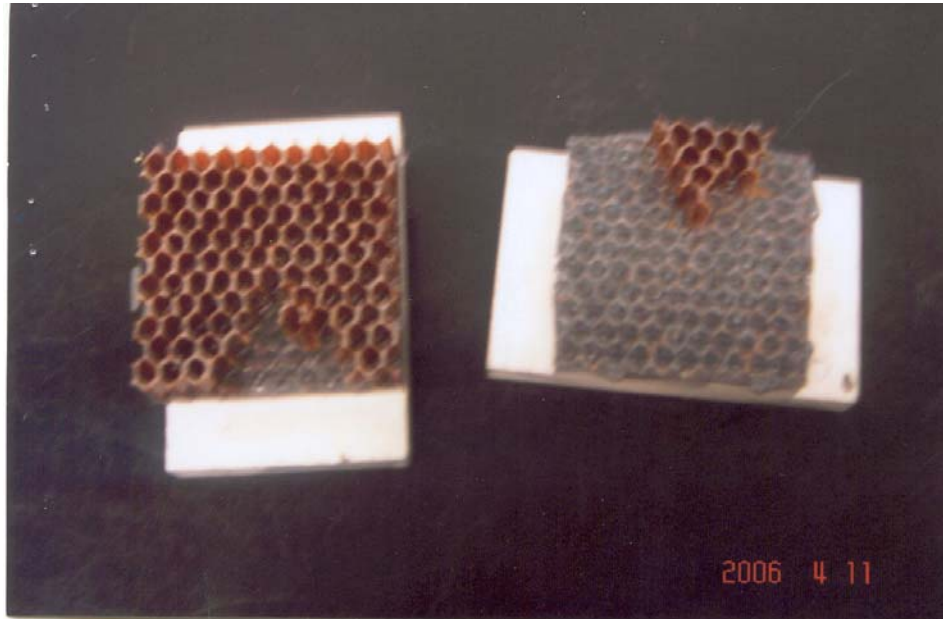


Şekil 7.21 ASTM C297 standartlarına göre petek yapıya çekme testinin ilk numuneye uygulanma görüntüsü

Testin uygulaması esnasında numuneler sabit olarak 0,02 inç/dk'lık (0,508 mm/dk) kuvvetle çekilerek birinci uygulamada çekme kuvveti 658 PSI'ya (4,5367 mpa) geldiğinde petek hücrelerde kopmalar gözlenmiştir. Bu durum Şekil 7.22 ve 7.23'te gösterilmiştir.



Şekil 7.22 ASTM C297 standartlarına göre yapılan çekme testi sonucunda petek ve tabaka (epoksi yapıştırıcı) yapıda oluşan çekme kuvvetinin meydana getirdiği hasar görüntüleri



Şekil 7.23 Uygulamada petek ve yüzeylerde (epoksi yapışkan yüzeyler) çekme kuvvetinden oluşan hasarların (kopmaların) üstten görünümü

Yukarıda 1. uygulamada açıklanan işlemler, aynı özelliklere sahip diğer numunelere de tatbik edilerek Çizelge 7.3'te belirtilen neticeler alınmıştır.

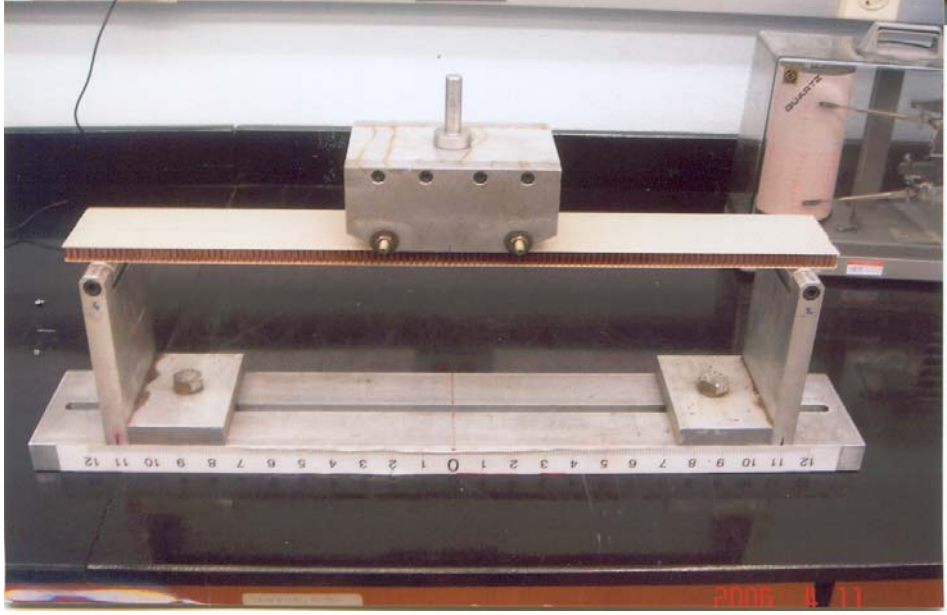
Çizelge 7.3 Çekme test değerleri ve sonuçları

Test	Çekme Değeri	Sonuç
1	658 PSI (4.5367 mpa)	658 PSI > 525 PSI 4.5367 mpa > 3.6197 mpa güvenli
2	675 PSI (4.6537 mpa)	675 PSI > 525 PSI 4.6537 mpa > 3.6197 mpa güvenli
3	691 PSI (4.7642 mpa)	691 PSI > 525 PSI 4.7642 mpa > 3.6197 mpa güvenli
4	647 PSI 4.4609 mpa	647 PSI > 525 PSI 4.4609 mpa > 3.6197 mpa güvenli
5	704 PSI 4.8539 mpa	675 PSI > 525 PSI 4.6539 mpa > 3.6197 mpa güvenli
Ortalama	675 PSI 4.6539 mpa	675 PSI > 525 PSI 4.6539 mpa > 3.6197 mpa güvenli

Sonuç olarak; Çizelge 7.3'te de belirtildiği gibi ASTM C297 standartlarına uygun olarak yapılan, önceden belirlenmiş özelliklerdeki sandviç kompozit petek yapıların çekme testleri sonucunda, 5 numunenin de tasarım kriterlerine uygun olduğu tespit edilmiştir.

7.2.3 Bükerek kırılma testi (sandwich flexure test)

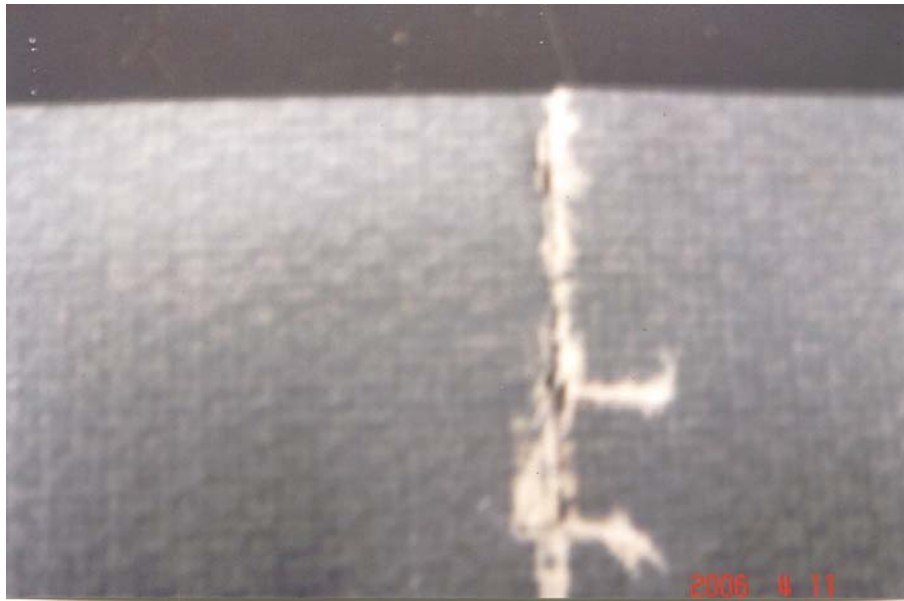
Yolcu ve kargo uçaklarının taban ve kargo yan yüzeylerinde, bunun dışında çeşitli kuvvet taşıyan parçalarında yaygın olarak kullanılan karbon prepreg yüzey tabakalar ve 3/16 inç hücre boyutlarında, 1/2 inç kalınlığında “nomex” petek hücrelerden oluşan sandviç kompozit malzemenin 0,14 mm/sn hızla uygulanan bir (eğme) basma kuvvetinde en az 100 poundluk dayanıma sahip olması gerekmektedir. Emniyet faktörü %5 olarak üretici firma tarafından belirtilmiştir. Bu durum Şekil 7.24'te gösterilmiştir.



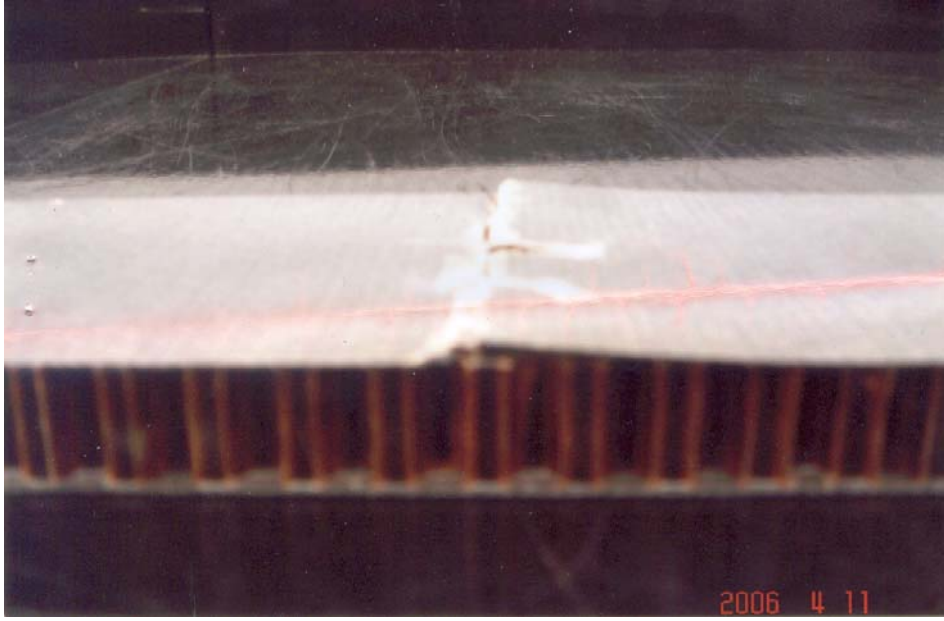
Şekil 7.24 Bükerek kırılma testinin (sandwich flexure test) uygulaması

ASTM C 393 standartlarına göre test parçaları dikdörtgen 3 x 24 inches ebatlarında yukarıda boyutları verildiği şekilde 5 ayrı parça test amaçlı olarak üretilmiştir.

Testin uygulaması: Birinci parça ve diğer testleri yapılan parçalar dört noktadan tespit edilmiş ve 0,14 mm/sn hızla yüzeye eğme kuvveti uygulanmış birinci örnek parçanın bu hızla uygulanan eğme kuvveti 195 pounda geldiğinde yüzey ve petek hücrelerinde kırılma meydana geldiği gözlenmiştir. Bu durum Şekil 7.25'te gösterilmiştir.



Şekil 7.25 Uygulanan kuvvet sonucu sandviç yapı yüzey tabakalarında meydana gelen hasar görüntüsü



Şekil 7.26 Birinci parçaya uygulanan basma kuvveti sonucunda genel olarak sandviç yapıda oluşan kırılma görüntüsü

ASTM C393 standartlarına göre yapılan birinci uygulamanın devamında testlere devam edilmiş; toplam olarak yapılan 5 testin sonucunda aşağıdaki tabloda verilen değerlerde sandviç yapıda oluşan kırılmalar tespit edilmiştir. Bu durum Şekil 7.26'da gösterilmiştir.

Çizelge 7.4 Uygulanan kırılma testleri sonucunda oluşan değerler ve sonuçlar

Test	Kırılma Değeri	Sonuç
1	195 pound 88.435 kg.	195 > 105 88.435 kg > 47.6175 kg güvenli
2	190 pound 86.165 kg.	190 > 105 86.165 kg > 47.6175 kg güvenli
3	210 pound 95.235 kg.	210 > 105 95.235 kg > 47.6175 kg güvenli
4	214 pound 97.049 kg.	214 > 105 97.049 kg > 47.6175 kg güvenli
5	187 pound 84.804 kg.	187 > 105 84.804 kg > 47.6175 kg güvenli

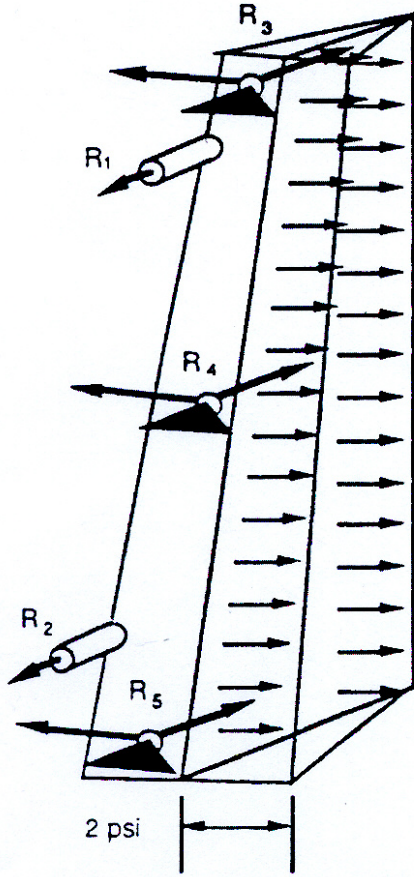
Sonuç: ASTM C 393 standartlarına uygun olarak 5 ayrı numunede gerçekleştirilen testlerin sonucunda bütün numunelerin tasarım kriterlerine uygun olarak üretildiği tespit edilmiştir. Bu durum Çizelge 7.4'te gösterilmiştir.

7.3 Tasarım Çalışması (Case Study)

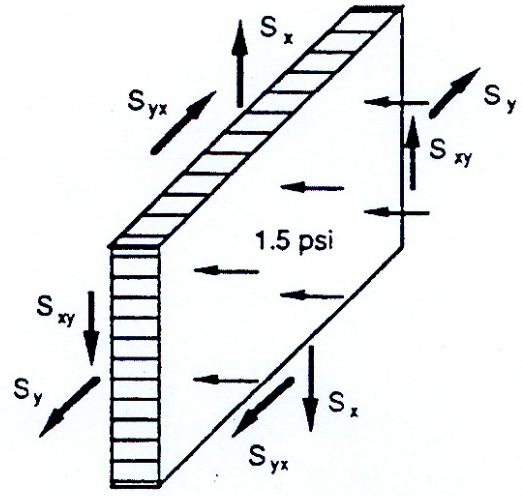
Bir yolcu uçağının dikey kumandasının üretiminde seçilecek malzeme ve tasarım kriterlerinin irdelenmesi burada ele alınmıştır. Üretilecek parça 401 cm. uzunluğunda ortalama olarak 91 cm. genişliğindedir. Parçada 3 menteşe bağlantı noktası ve 2 adet hareket transferini sağlayacak mekanizmalar mevcuttur. Parça belirli dayanç kriterlerini karşılamalı örnek olarak en aşağı uç 7,6 cm.den aşağı daha az sapmaya sahip olmalıdır. Bu sebeple kirişlerle desteklenmiş, kısmi balpeteği sandviç yapı, tam sandviç yapı, yüzey tabakaları alüminyum kevar/epoksi, grafik/epoksi olacak şekilde parça 5 ayrı şekilde tasarlanmıştır. Buradaki temel amaç; tasarlanan parçalardan tasarım kriterlerini en iyi sağlayanın servise alınmasıdır.

Her dizayn örneği için uzun süren sonlu elemanlar yöntemiyle dayanç değerleri tesbit edildiği dizayn kriterlerine uymayan bölümlerin takviye edildiği ya da tamamen değiştirilerek, kriterlere uymasının sağlandığı kabul edilmiştir (Hal Loken, 1989).

Uçak dikey kumandasına etkiyen tasarım yükleri Şekil 7.27'de, imalat aşaması ve kesit görünüşleri Şekil 7.28 ve 7.29'da, tasarım örnekleri Şekil 7.30, 7.31, 7.32, 7.33 ve 7.34'te verilmiştir.



Rudder yükleri (dikey kumanda yükleri)



Panel yükleri

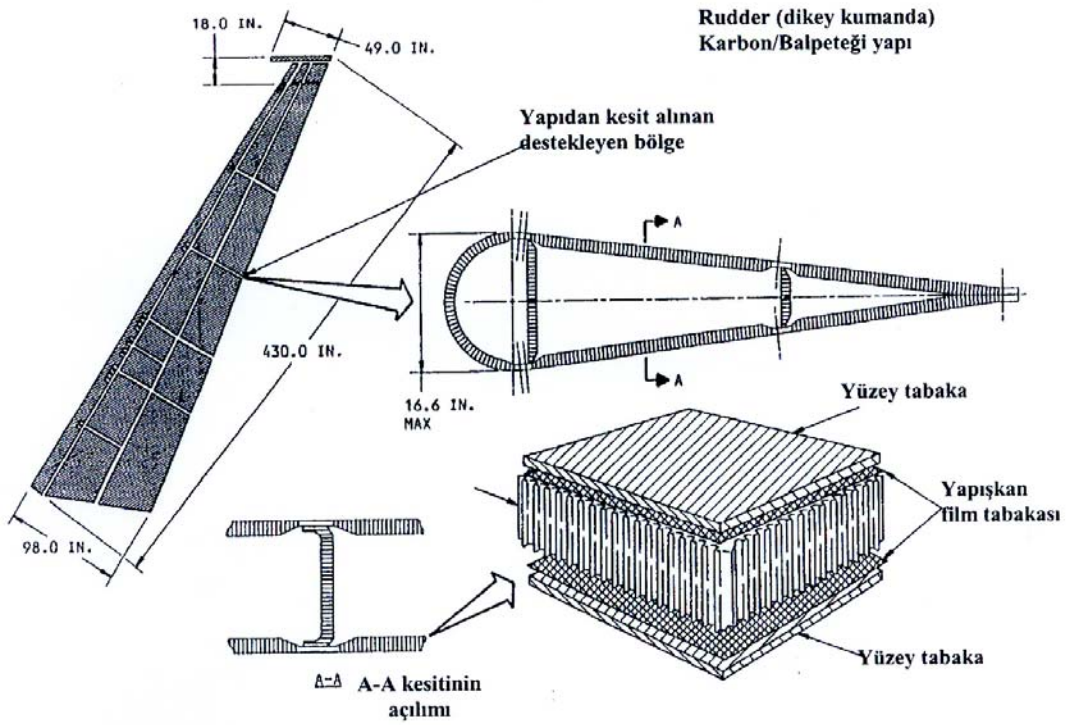
- S_x → x yönünde çekme gerilmeleri
 S_y → y yönünde çekme gerilmeleri
 S_{xy} → xy yönlerinde kayma gerilmeleri
 S_{yz} → yz yönlerinde kayma gerilmeleri
 R_1 }
 R_2 } Servo motorlardan oluşan kuvvetler
 R_3 }
 R_4 } Menteşe kuvvetleri
 R_5 }

Şekil 7.27 Uçak dikey kumandasına (Rudder) etkileyen yükler

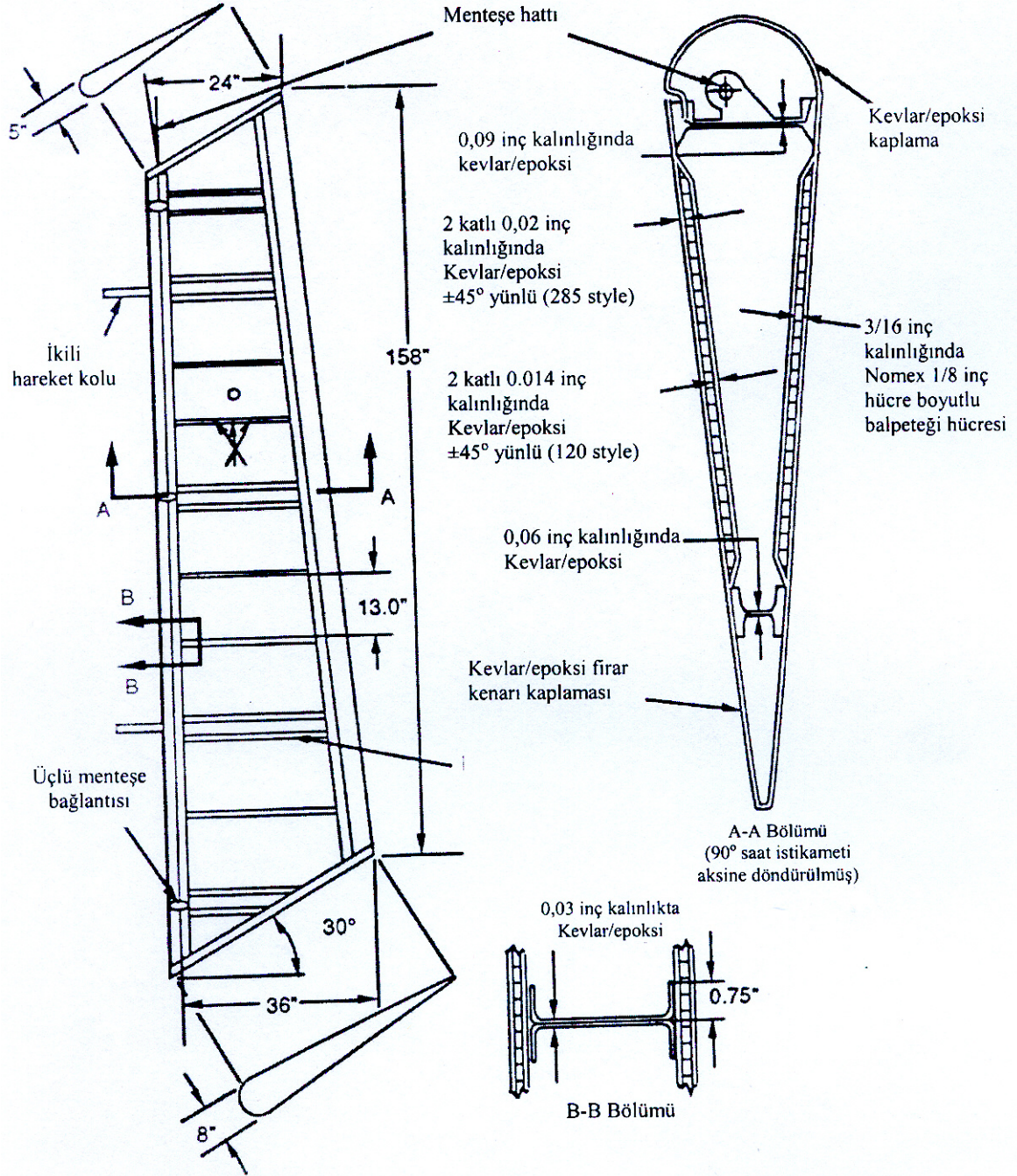
Dikey kumanda
(rudder)



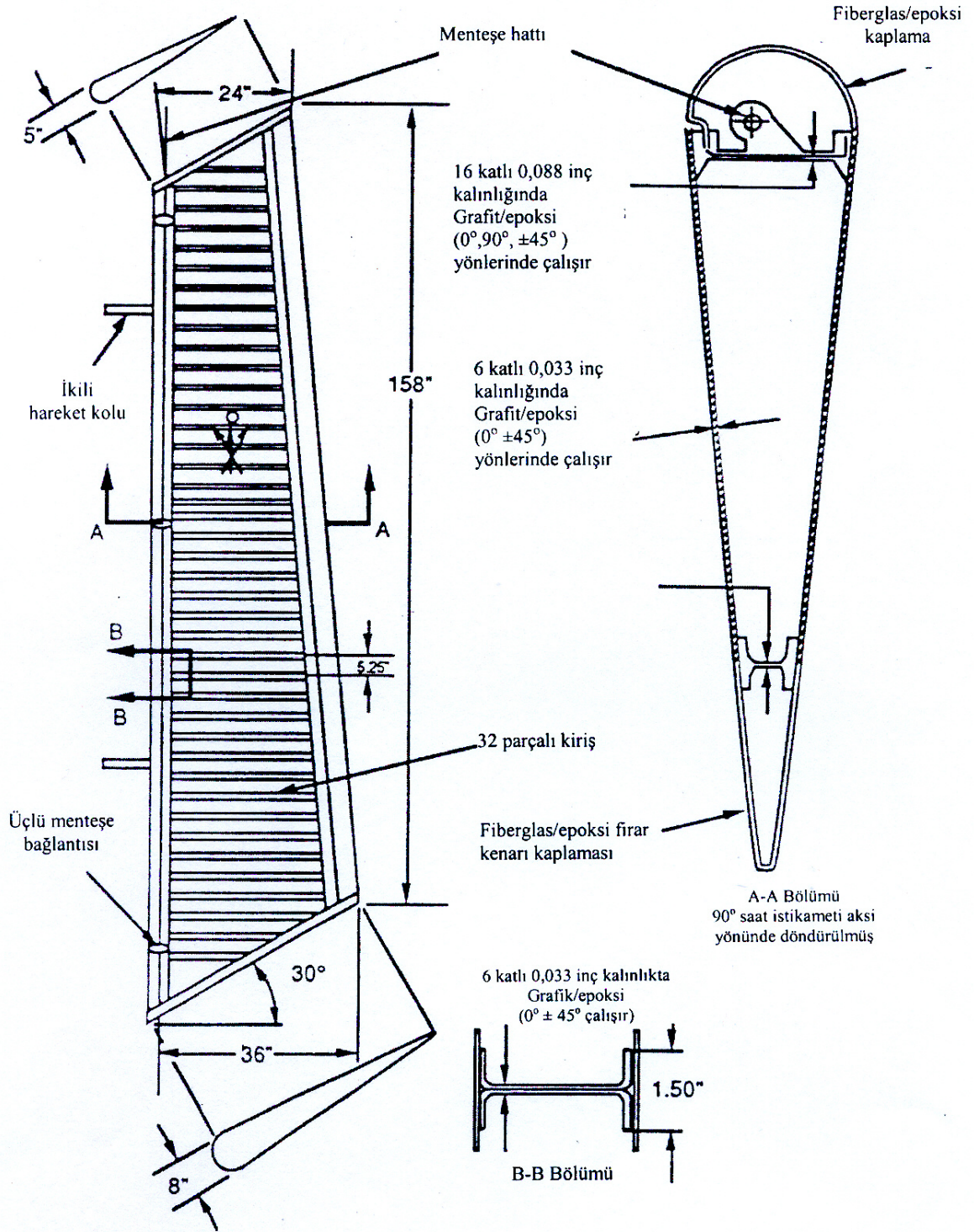
Şekil 7.28 Bir yolcu uçağının imalat aşamasında dikey kumandasının görünümü (Airbus, 2003)



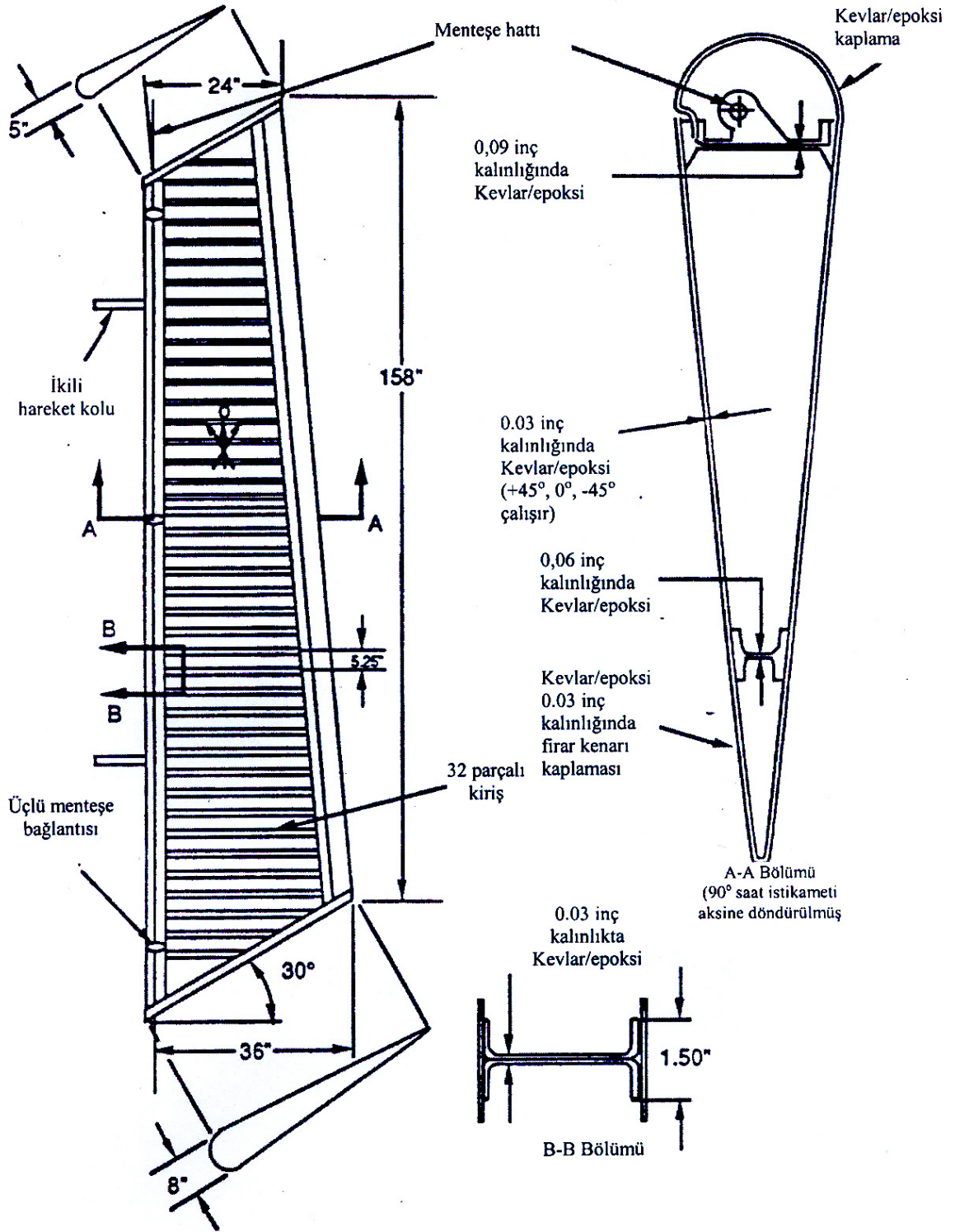
Şekil 7.29 Bir uçağın dikey kumandasının (rudder) genel olarak parça dizayn örnekleri (Boeing⁷, 1996)



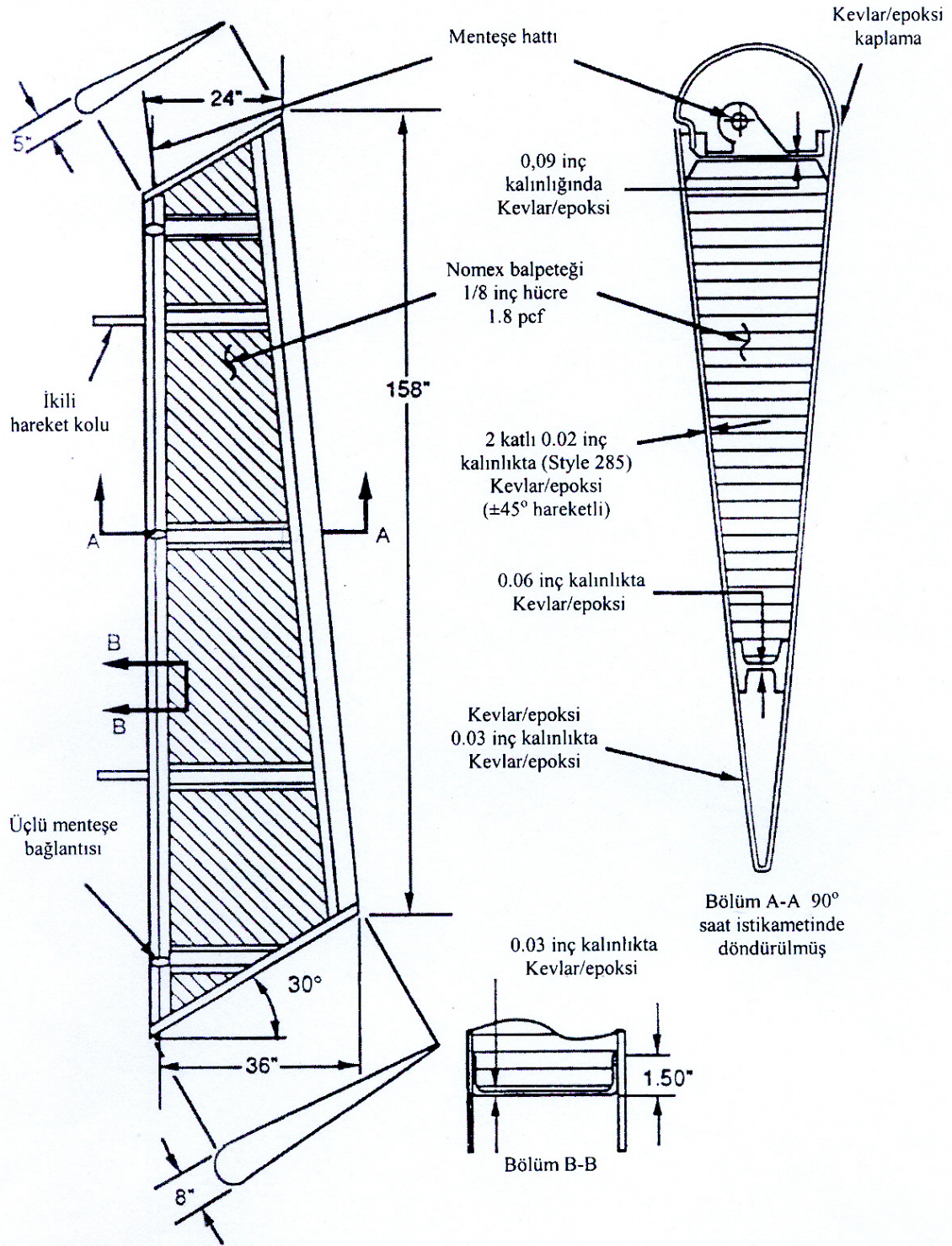
Şekil 7.30 Balpeteği sandviç yapı, kevlar 49/epoksi yüzeylerin tasarım örneği



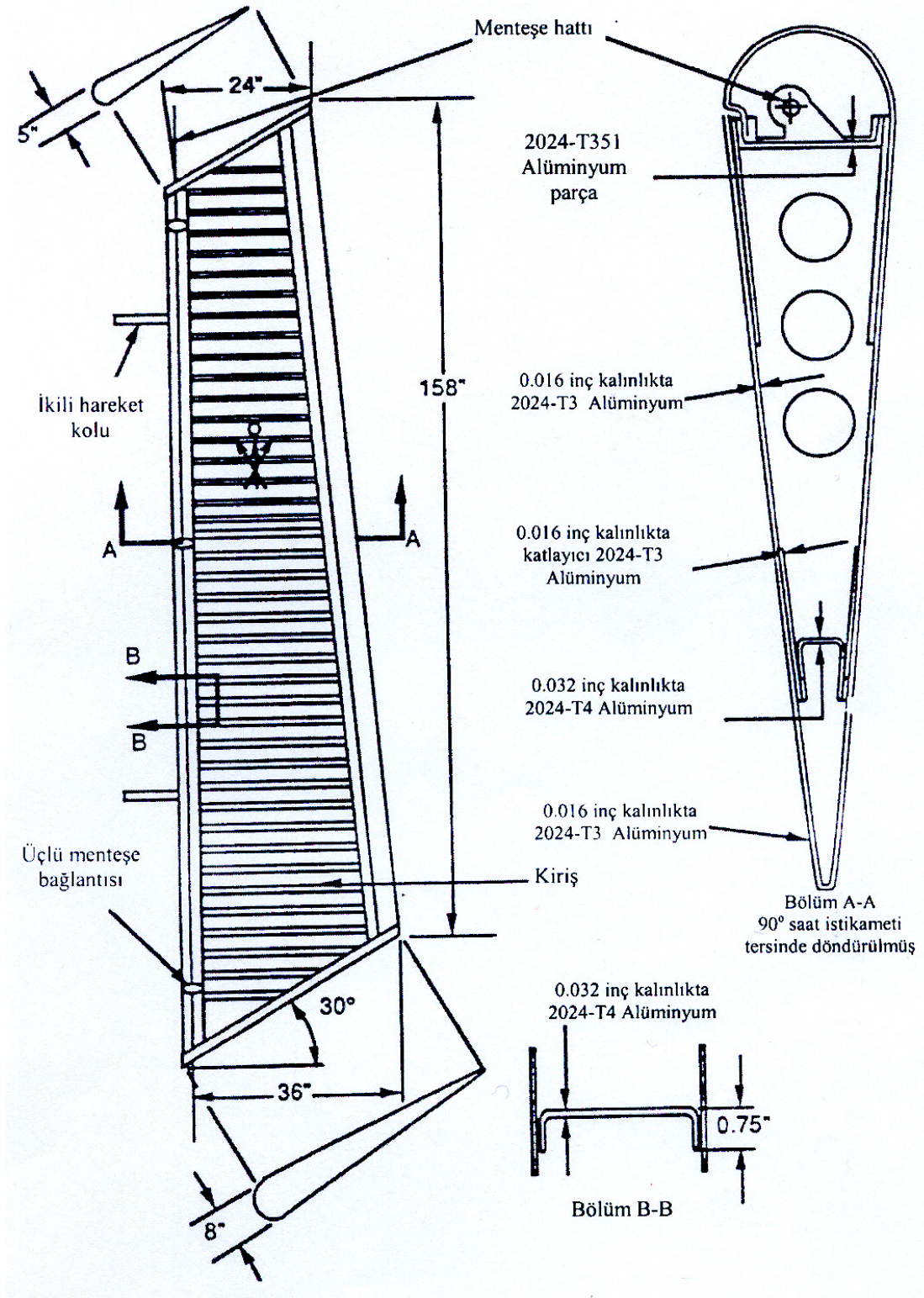
Şekil 7.31 Kirişlerle desteklenmiş grafit/epoksi yüzeylerin tasarım örneği



Şekil 7.32 Kirişlerle desteklenmiş kevlar 49/epoksi yüzeylerin tasarım örneği



Şekil 7.33 Tamamıyla metal balpeteği ile kevlar 49/epoksi yüzeylerin tasarım örneği



Şekil 7.34 Kirişlerle desteklenmiş alüminyum yüzeylerin tasarım örneği

7.3.1 Tasarım kriterlerinin değerlendirilmesi

İmal edilen 5 ayrı örneğin ağırlıkları Çizelge 7.5’te verildiği biçimde saptanmıştır.

Çizelge 7.5 Parçaların tasarım özellikleri ve ağırlıkları

Tasarım Özellikleri	Ağırlık (kg)
1) Balpeteği sandviç kevlar/epoksi yüzeyler	18,7
2) Kirişlerle desteklenmiş grafit/epoksi yüzeyler	23.0
3) Kirişlerle desteklenmiş kevlar/epoksi yüzeyler	19.9
4) Tamamıyla balpeteği kevlar/epoksi yüzeyler	22.9
5) Kirişlerle desteklenmiş alüminyum yüzeyler	37.6

Tablodan da görüleceği üzere, ağırlık azaltılmasının gerektiği ana parça için en avantajlı yapı “Balpeteği sandviç kevlar/epoksi” yüzeylerden tasarlanan yapı şeklindedir. Bilindiği üzere ticari uçaklarda dayanç değerleri dizayn kriterlerine uyan parçaları birbiriyle kıyaslarken en önemli kıstas ağırlığın azaltılmasıdır. Bunun dışında, üretim maliyetleri açısından parça örnekleri gözden geçirildiğinde malzeme, üretim özellikleri ve işçilik maliyeti gibi kıstaslar değerlendirilmiştir.

Grafit yapı kevlar yapıdan çok daha pahalıdır. Alüminyum malzeme çok ucuz gibi görünse de ağırlık ve işçilik maliyetleri çok yüksektir. Diğer örneklere bakıldığında yüzey ve kiriş üretimleri zaman alıcı ve zor işlemlerdir. Alüminyum yüzeylerin perçinlemeye gereksinimi vardır. Parçaların kolay işlenebilirliği ve yekpare parçalardan üretilen kompozit yapılar metal kullanılan yapılara işçilik ve maliyet açısından da üstünlük sağlamaktadır. Bu kıstasların ve kabullerin ışığı altında üretilecek dikey kumandanın “Balpeteği sandviç kevlar/epoksi” yüzeylerden tasarlanmasına karar verilmiştir.

7.4 Balpeteği Sandviç Kompozit Malzemelerin Tahribatsız Muayeneleri Uygulamaları

7.4.1 Olay I

Petek yapısı aramid (kevlar) bazlı, yüzey tabakası kevlardan oluşan prepreg yapıdaki kompozit malzeme çekiçle üzerine darbe vurulmak suretiyle hasarlandırılmıştır. Bu durum Şekil 7.35’te gösterilmiştir.



Şekil 7.35 Hasarlanmamış kompozit sandviç yapı örneği

Hasarlanmış bölge önce gözle tespit edilmiş, bilahare hasarın petek kısmındaki hasarı da tam anlamıyla tespit etmek için uygulama yapılmıştır. Şekil 7.36'da bu durum gösterilmiştir.



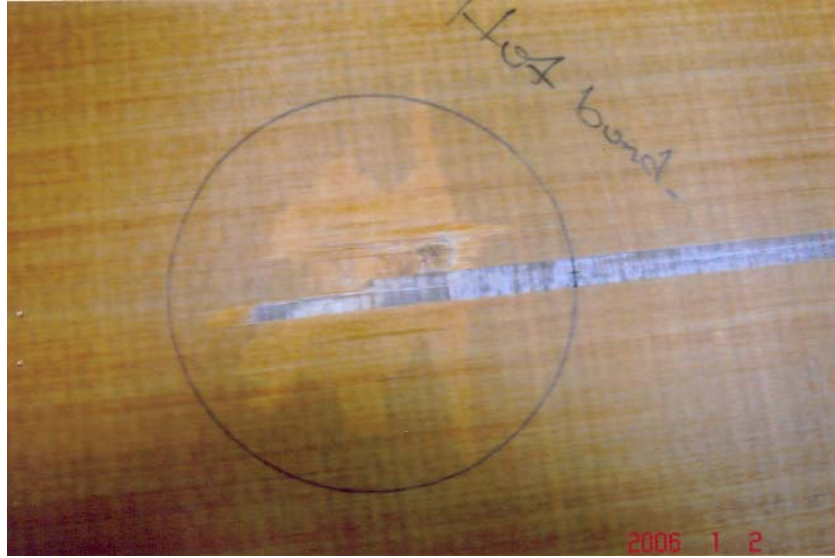
Şekil 7.36 Hasarlanmış kompozit sandviç yapının gözle muayenesi

Gözle yaklaşık olarak tespit edilen bölgeye tap cihazı uygulanmış, alınan sinyallerle petek hücre bölgesindeki hatalar da tamamen tesbit edilmiştir. Bu durum Şekil 7.37'de gösterilmiştir.



Şekil 7.37 Tap cihazının hasarlı bölgeye uygulanması

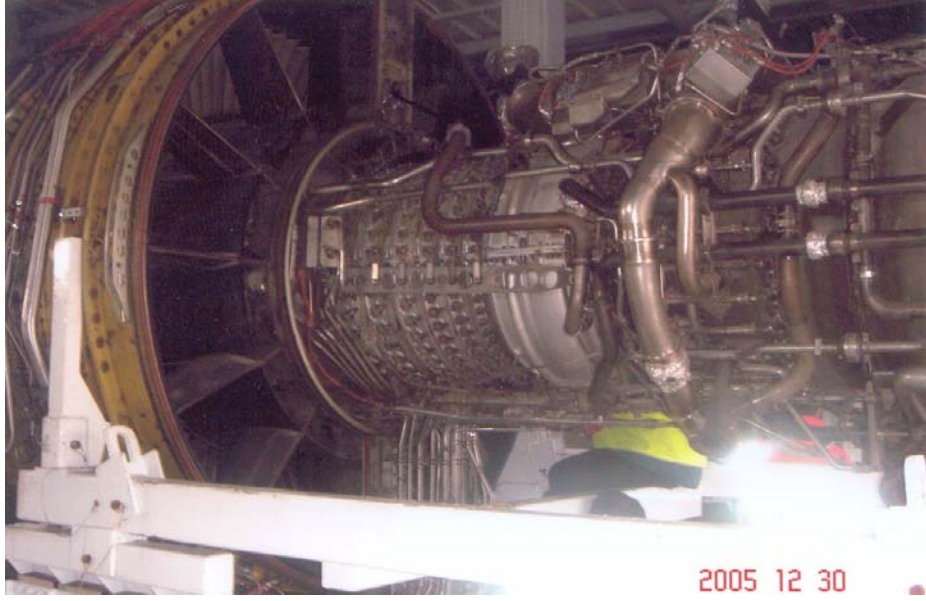
Tespit edilen hatalı bölge şablonla işaretlenerek, prepreg malzemenin vakum torbasında tamiri için yapısal tamirin uygulanacağı bölüme gönderilmesine karar verilmiştir. Hatalı bu durum Şekil 7.38’de gösterilmiştir.



Şekil 7.38 Hatalı bölgenin işaretlenmesi

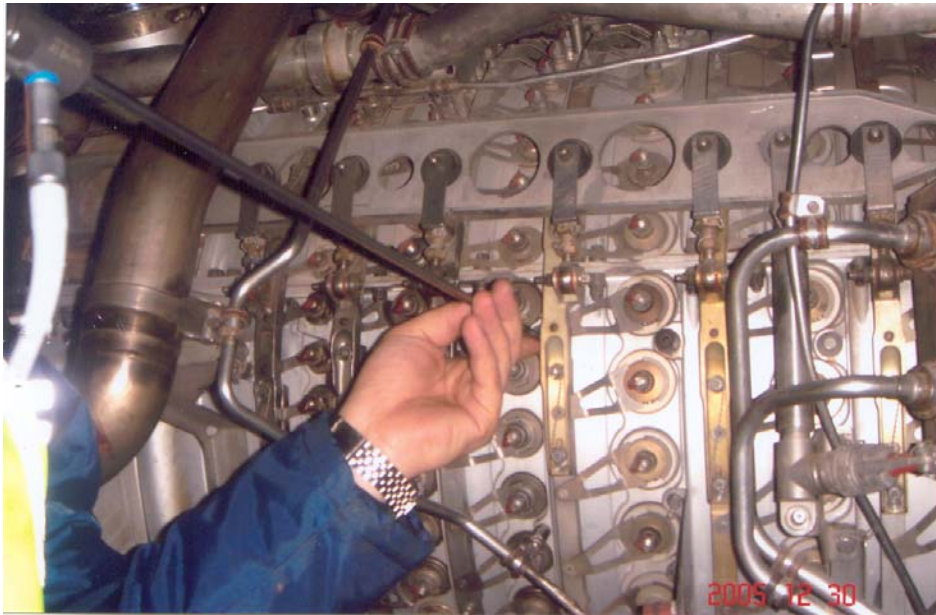
7.4.2 Olay II

Airbus 300 uçaklarında kullanılan General Electric CF6-50 motorlarının inişten sonra kullanılan, bir çeşit motor freni yapması için “thrust reverser” sistemi mevcuttur. Bu sistemde gürültüyü engellemek için alüminyum balpeteği kompozitleri kullanılmaktadır. Bu malzemenin hasarlanmasından dolayı bölgeyi görmek için baroskop kullanmak gerekmektedir.



Şekil 7.39 Airbus 300 uçağının CF6-50 General Electric turbofan motoru

Bölgeyi görüntülemek için sabit başlıklı baroskop kullanılmaya karar verilmiş ve muayene uzman kişiler tarafından uygulanmıştır.



Şekil 7.40 Baroskopa muayenenin uygulanması



Şekil 7.41 Sabit başlıklı baroskop ve görüntü ekranı

Sonuçta hatalı bölge baroskop ekranından bakılmak suretiyle gözle görülmüş, tam olarak bölge tesbit edilerek, gerekli tamirin yapılması amacıyla ilgili ünite haberdar edilmiştir.



Şekil 7.42 Hatalı bölgenin baroskop cihazı ekranında gözle takip edilmesi

7.4.3 Olay III

Boeing 737-400 uçağının iç kısım arka bölgedeki flabında gözle ve elle yapılan tap testinde ses farklılığından hatalı tabaka durumu test edilmiştir. Flap görüntüsü Şekil 7.43'te gösterilmiştir.



Şekil 7.43 Boeing 737-400 arka bölge iç flabı

Malzemenin tam olarak hasarına sebep olan neden ve bölgenin tespiti için hasarlı bölümün radyografik incelemeye alınmasına karar verilmiştir. Hatalı bölge Şekil 7.44'te gösterilmiştir.

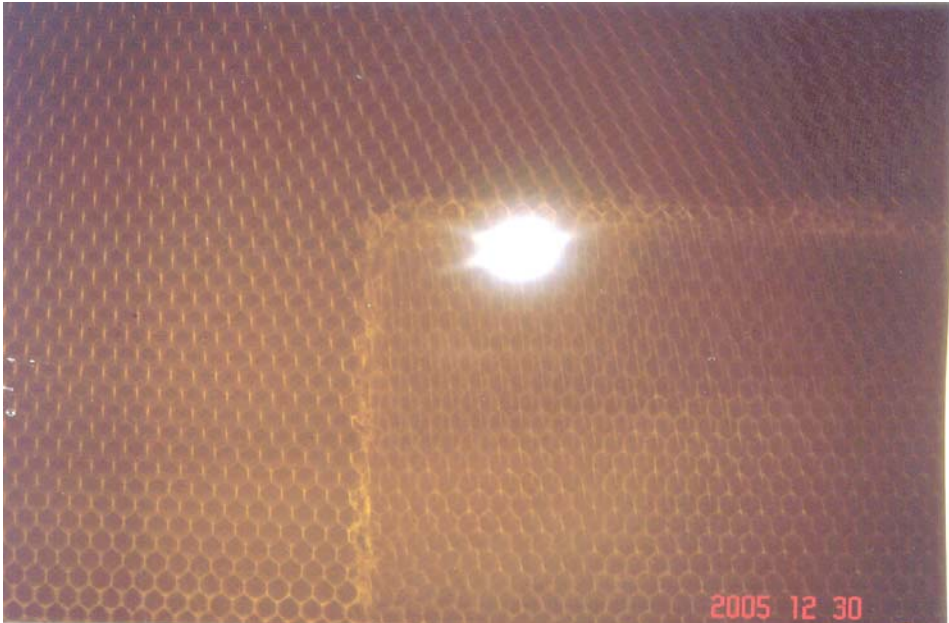


Şekil 7.44 Kaba hatlarıyla hata tespit edilen bölgenin işaretlenmesi



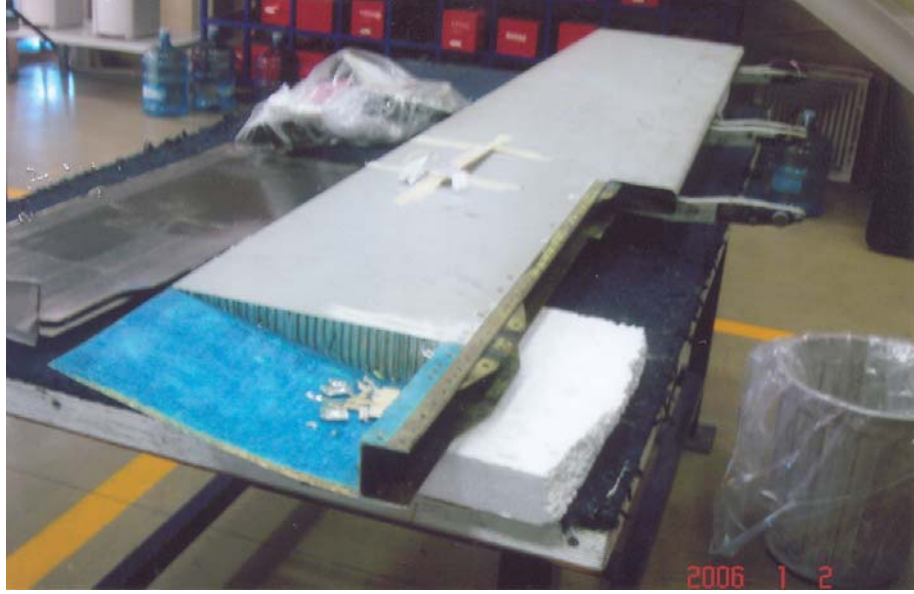
Şekil 7.45 Radyografi test cihazının genel görünümü

Hasarlı bölgenin X-ışınlarıyla muayenesi sonucunda bölgenin büyük bir kısmında su tespit edilmiştir. Bölgedeki su, sandviç yapıda ayrılmaya (disbonding) sebep olmuştur. Hatalı bölge Şekil 7.46'da gösterilmiştir.



Şekil 7.46 Radyografi cihazıyla su almış bölgenin tespit edilmesi

Ayrılmaya (disbonding) uğramış bölge tamamen çıkarılarak, bölgenin tamiri için yapısal tamir ünitesine yollanmasına karar verilmiştir. Bu durum Şekil 7.47’de gösterilmiştir.



Şekil 7.47 Ayrılmaya (disbonding) uğramış prepeg alüminyum petekli sandviç yapının çıkartılması

Servisteki kompozit balpeteği malzeme muayene kıstasları Çizelge 7.6’da verilmiştir.

Çizelge 7.6 Servisteki kompozit malzemelerin tahribatsız muayene uygulama kıstasları (Boeing⁴, 1996)

	Hasar	De-laminasyonu	Çatlak	Hasar deliği	Su	Yanma aşırı ısınma	Yıldırım düşmesi
Görerek	X	X (uç)	X	X		X	X
Penetrant	X	X (uç)	X	X			
X-ışınları	X	X	X	X	X	X	
Ultrason	X	X	X		X	X	X
Eddy akımları			X				
Tap testi		X					
Termografi		X (ince yüzeyler)			X		

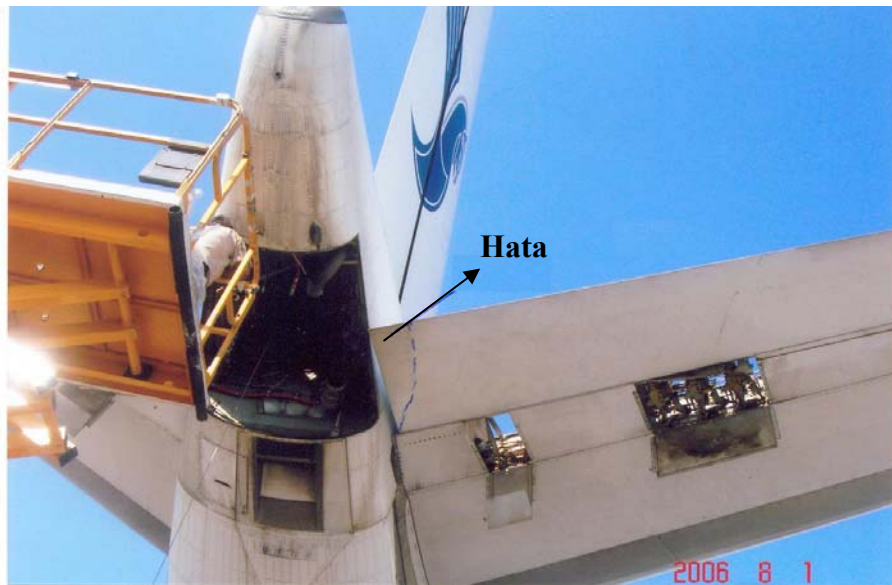
7.4.4 Olay IV

Bir A300-600 uçağının yatay stabilizesi yapısı karbon takviyeli tabakalardan ve petek hücreler kevlar yapıdan oluşmaktadır. Gözle ve tap testiyle uçakta yatay stabilizenin belirli bir bölümünde hatalı durum tespit edilmiştir. Airbus 300-600 uçağının yatay stabilizesi ve genel kuyruk bölümü Şekil 7.48’de gösterilmiştir.



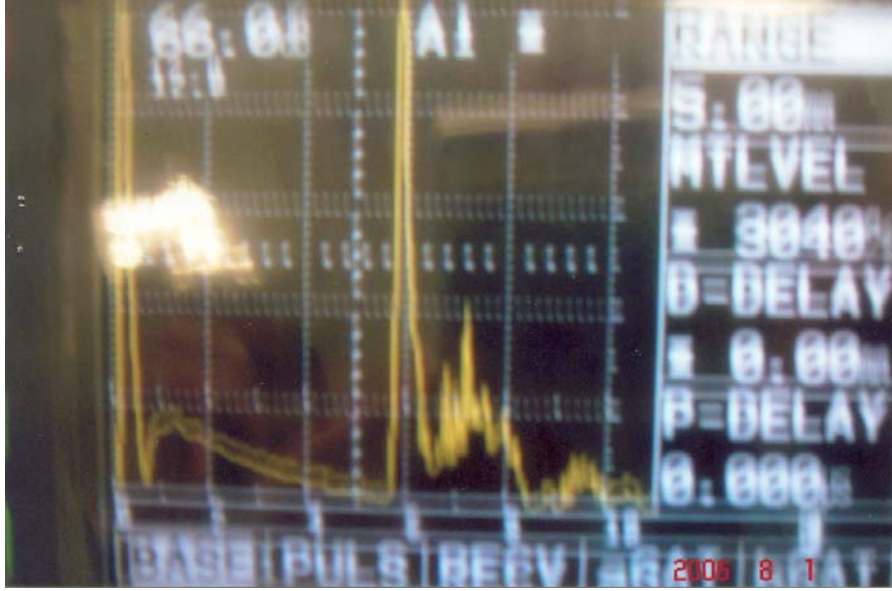
Şekil 7.48 Airbus 300-600 uçağının genel kuyruk görünümü ve yatay stabilizenin işaretlenmiş görüntüsü

Hatanın tam olarak yerini ve cinsini tespit etmek için kabaca ana hatları tespit edilen bölüme ultrason testi uygulanmasına karar verilmiştir. Şekil 7.49’da hatalı bölgenin ana hatları gösterilmiştir.



Şekil 7.49 Airbus 300-600 uçağında hatalı bölge

Uygulanmasına karar verilen ultrason testi USM 35-5 cihazıyla 5 Mhz'lik dikey probe kullanılarak gerçekleştirilmiştir. USM 35-5 cihazıyla yapılan muayene neticesinde kabaca anahatları daha önce belirlenen bölgede tabaka yapıyla, petek hücreler arasında oluşmuş ayrılma (disbonding) tespit edilmiştir. Şekil 7.50'de ayrılma tespit edilen bölgenin ultrason görüntüsü verilmiştir.



Şekil 7.50 Ayrılma (disbonding) tespit edilen bölgenin ultrason görüntüsü

Ultrason muayenesi sonucunda tespit edilen hatalı bölge tam olarak işaretlenerek tamirinin yapılması için yapısal tamir ünitesine gönderilmesine karar verilmiştir.

7.4.5 Olay V

Airbus 330 uçaklarında kullanılan dikey kumanda satırlarından biri olan rudder bölümünde gözle ve otomatik tap cihazıyla yapılan tahribatsız muayeneler sonucunda hatalı durum tespit edilmiştir. Şekil 7.51'de Airbus 330 uçağının "rudder" bölümü gösterilmiştir.



Şekil 7.51 Airbus 330 uçağının rudder bölümünün işaretlenmiş resmi

Bu bölüme çeşitli nedenlerden dolayı su girmesinden şüphelenilmiştir. Bu bölümün kompozit yapısı karbon takviyeli yüzeyler ve kevlar bazlı petek hücrelerden oluşmaktadır. Bu tür sandviç balpeteği yapılara su girdiğinde yapılacak en iyi tahribatsız muayene yöntemlerinden termografi son zamanlarda ön plana çıkmıştır. Parça yerinden sökülerek önce 80°C'ye kadar ısı battaniyesiyle ısıtılmış, parça oda sıcaklığında bir miktar soğutularak ısı farkı meydana getirilmiştir. Daha sonra "Flir thermacam P-10" termal cihazı parça muayene edilmiştir. Şekil 7.52'de uygulama gösterilmiştir.



Şekil 7.52 Flir Thermacam P-10 cihazıyla muayenenin uygulaması görüntüsü

Termal kamerayla yapılan muayene sonucunda, kabaca daha önceden tespit edilmiş hatalı bölgede su birikimi tespit edilmiştir. Parçanın suyunun alınması veya gerektiğinde oluşabilecek hasarın tamiri için yapısal tamir ünitesine gönderilmesine karar verilmiştir.

7.5 Değerlendirme ve Sonuçlar

Uçaklarda balpeteği kompozitlerine uygulanan tahribatsız muayeneler beş yıl boyunca 157 (NDT) gözlenmiştir. Bütün tahribatsız muayenelerde parçalara önce gözle ve otomatik tap cihazıyla test yapılmıştır. Bu uygulanan ana iki muayene sonucunda malzemenin özelliğine göre hangi ileri tahribatsız muayenenin uygulanacağına karar verilmiştir.

Gözlenen 157 tahribatsız muayene sonucunda bütün parçalar gözle ve otomatik tap cihazıyla muayene edilmiştir. 96 adet ileri tahribatsız muayene X-ışınlarıyla, 53 adet ileri tahribatsız muayene ultrason ile, 8 adet ileri tahribatsız muayene termografi metoduyla test edilmişlerdir. Gözlenen testler Çizelge 7.6'da verilmiştir.

Çizelge 7.7 Balpeteği kompozitlere uygulanan tahribatsız muayene oranları ve % dağılımları

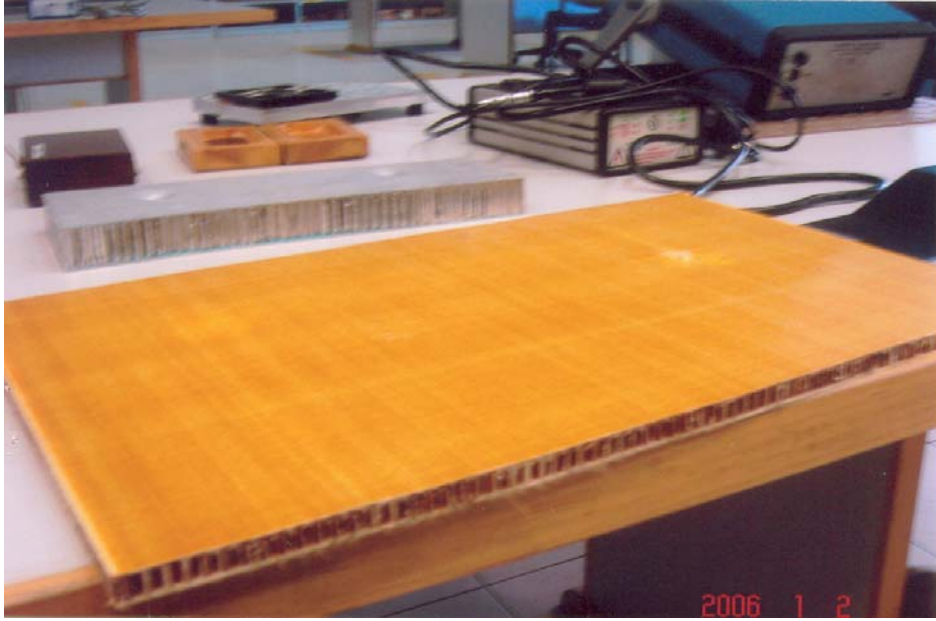
Muayene cinsi	Uygulama	Uygulama yüzdesi
Gözle muayene	157/157	%100
Otomatik tap cihazı	157/157	%100
X-ışınları muayenesi	96/157	%61
Ultrason testi	53/157	%33
Termografi	8/157	%5

7.6 Balpeteği Sandviç Malzeme Tamir Uygulamalarının Sonuçları

Uygulama için kevlar petek hücre yapılı, tabakaları organik aramid katlardan oluşan sandviç yapı kullanılmıştır.

Malzeme çekiçle vurularak iki bölge hasarlandırılmış, görerek ve tap testi uygulamalarıyla hasar tespiti yapılmış, hatalı bölgeler işaretlenerek bir bölgenin tek yüzey ve petek ıslak serme, diğer bölgenin de tek yüzey ve petek prepreg tamir metotlarının uygulanmasına karar verilmiştir. Bu tamir uygulamaları için hazırlanan çeklistler uygulanarak tamir işlemleri bitirilmiştir. Hazırlanan çeklistler üretici firmanın hazırladığı çeklistlerin tercümesidir.

7.6.1 Islak serme usulüyle uygulama



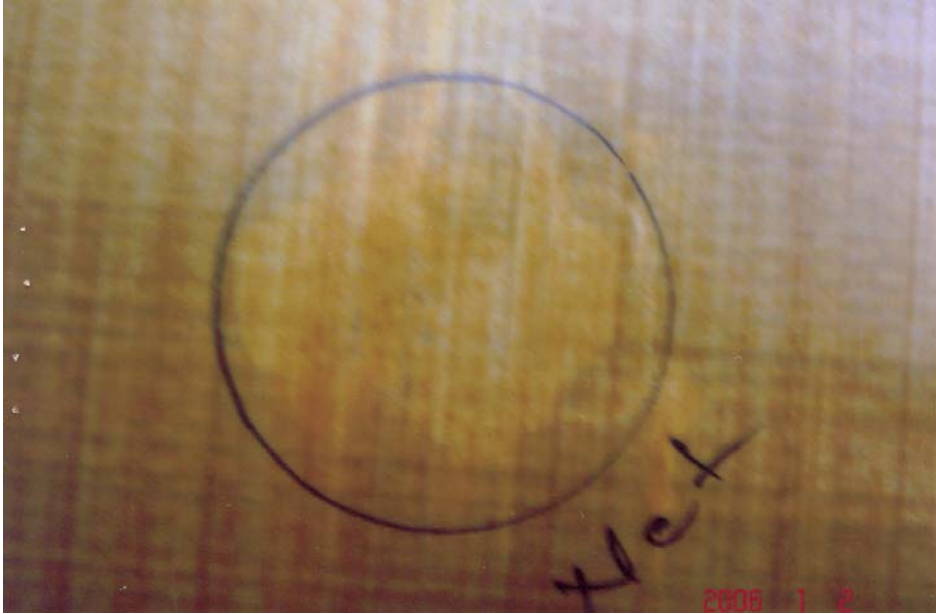
Şekil 7.53 Balpeteği kompozit tamiri için bir yüzey ve petek ıslak serme malzemelerin tamir uygulaması



Şekil 7.54 Hasarlandırılarak ıslak serme tamirinin uygulanacağı bölge



Şekil 7.55 Hasarlı bölge otomatik tap testi cihazıyla tam hatlarıyla tespit edilmiştir



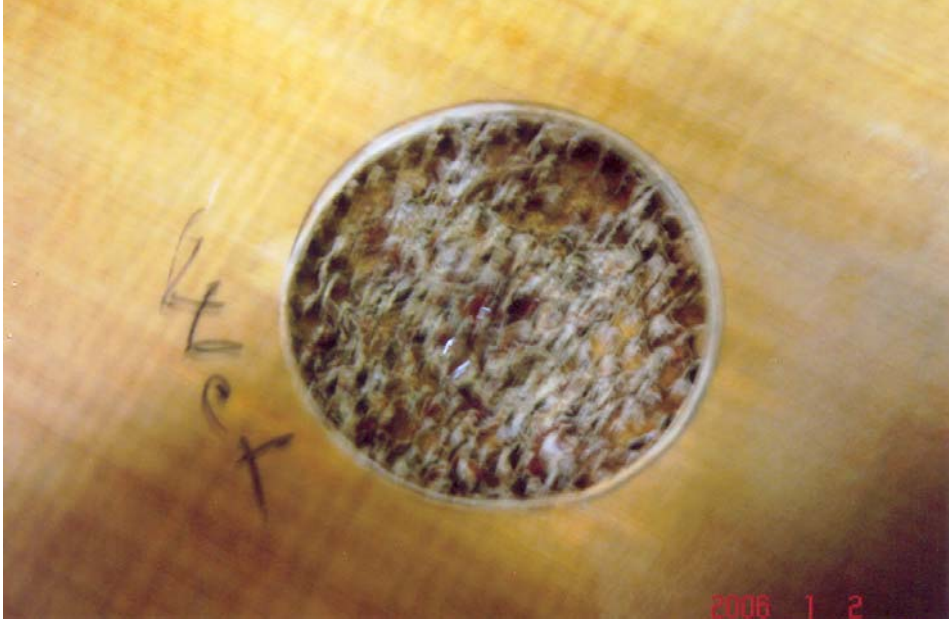
Şekil 7.56 Tamir edilecek bölge iyice tesbit edilerek bölge şablonla işaretlenmiştir



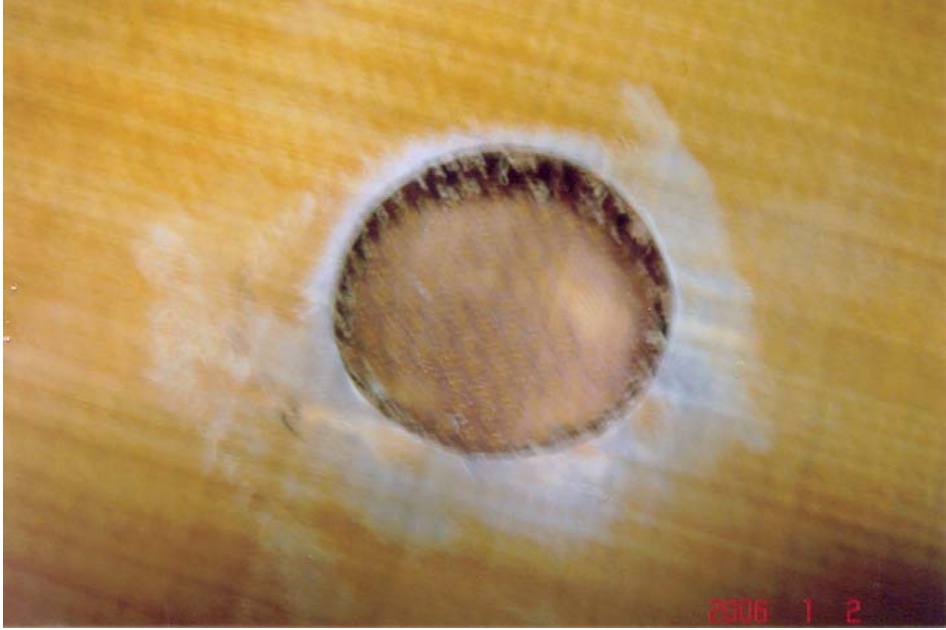
Şekil 7.57 Hasarlı tabakalar (sayısı belirli) özel kesici yardımıyla tamamen çıkarılmıştır



Şekil 7.58 Petek hücrelerinde zarar gördüğü gözlenmiştir



Şekil 7.59 Hasarlanan petek hücrelerinde tamamen çıkarılmasına karar verilmiştir



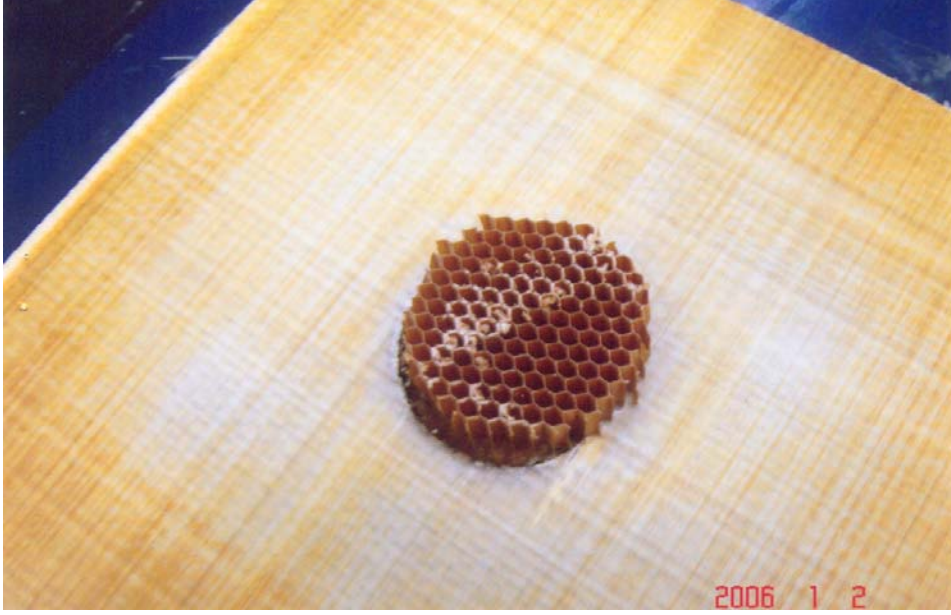
Şekil 7.60 Bölgedeki tüm petek hücreler çıkartılmış, diğer yüzeye zarar vermemek için itina gösterilmiştir



Şekil 7.61 Yüzey tabakası zımpara makinasıyla düzeltilmiştir. Zımparalama sonucu yüzey seviyesi düzgünlüğünün limitler dahilinde olduğu gözlenmiştir. Bölgedeki boya ve diğer kalıntılar temizlenmiş, bölge kurutulmuş ve temizlenmiştir



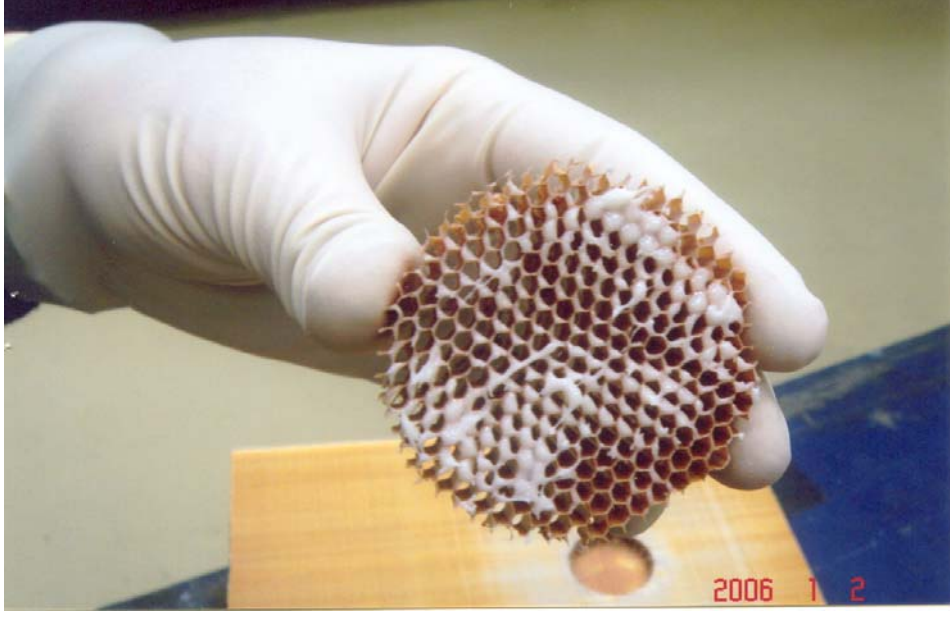
Şekil 7.62 Tamir edilecek bölgenin boyutlarına uygun hücre şablon yardımıyla kesilerek hazır hale getirilmiştir



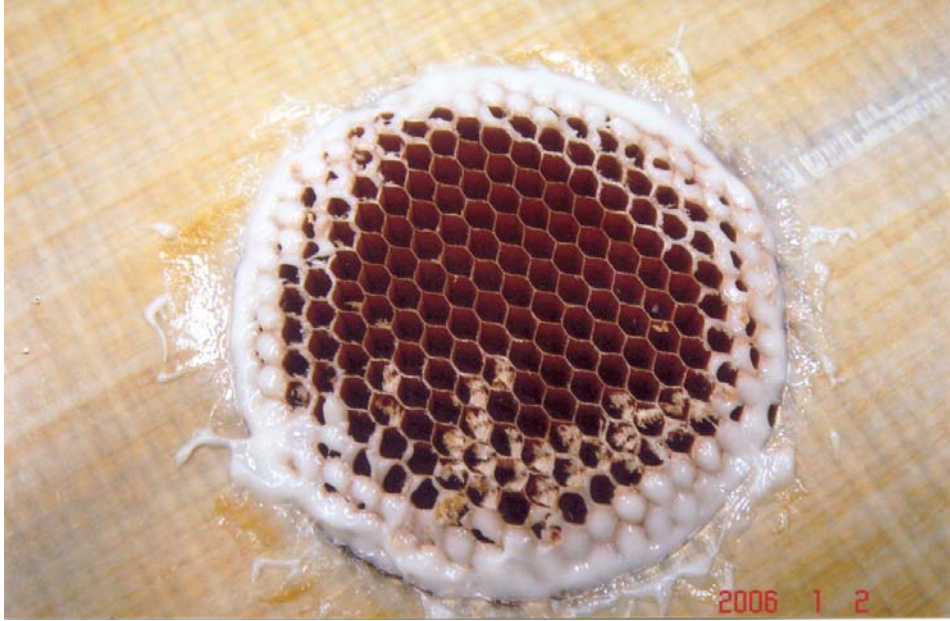
Şekil 7.63 Tamir hücresi ebatlarına uygun şekilde hafifçe yüksek olarak yerine yerleştirildi. Fiberglas malzeme kesildi ve hücrenin üzerine yerleştirilecek hale getirildi



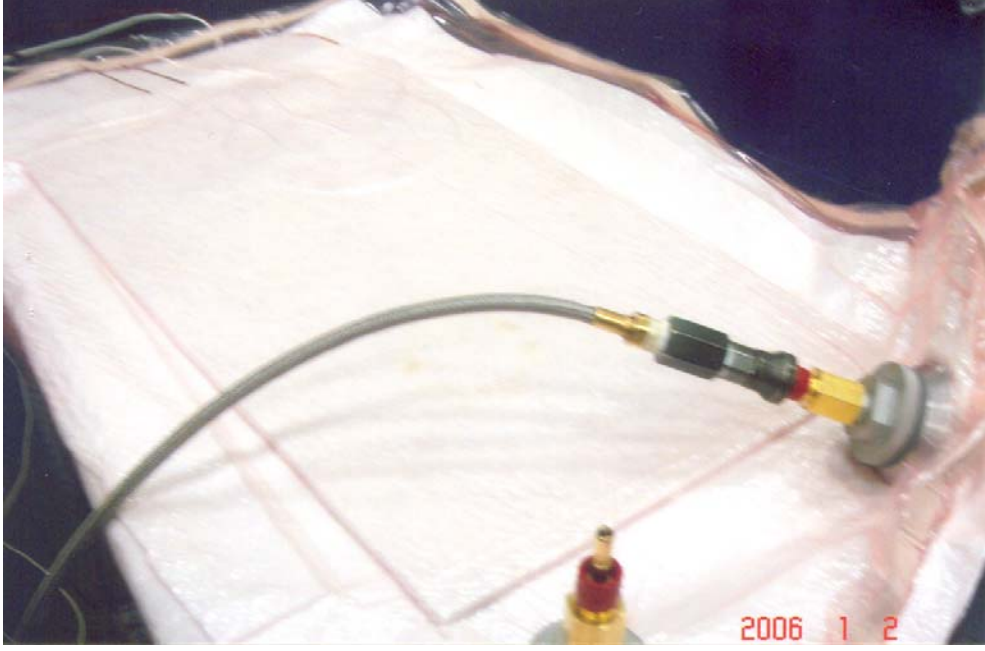
Şekil 7.64 Dolgu yapıştırma maddesi karıştırılarak tamir bölgesine sürüldü



Şekil 7.65 Dolgu yapıştırma maddesi petek hücreye de uygulandı



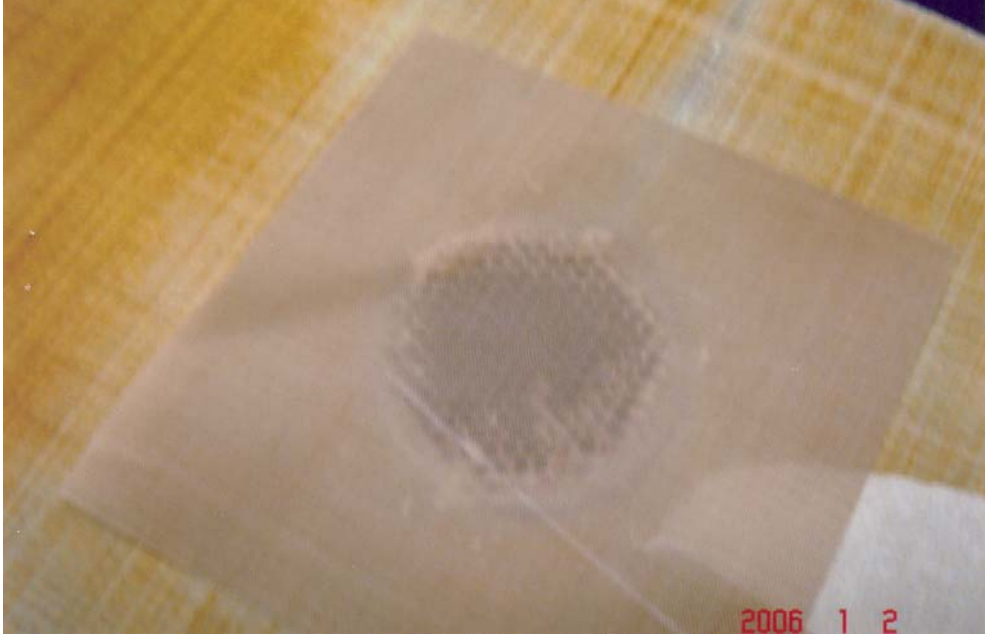
Şekil 7.66 Hücre yerine yerleştirildi. Hücre tamamen dolgu yapıştırma maddesiyle kaplı hale getirildi. Bozulmayan kata uygulanan dolgu yapışkan maddesinin yeterli olduğu görüldü.
Hücre tam yerine sıkıca yerleştirildi



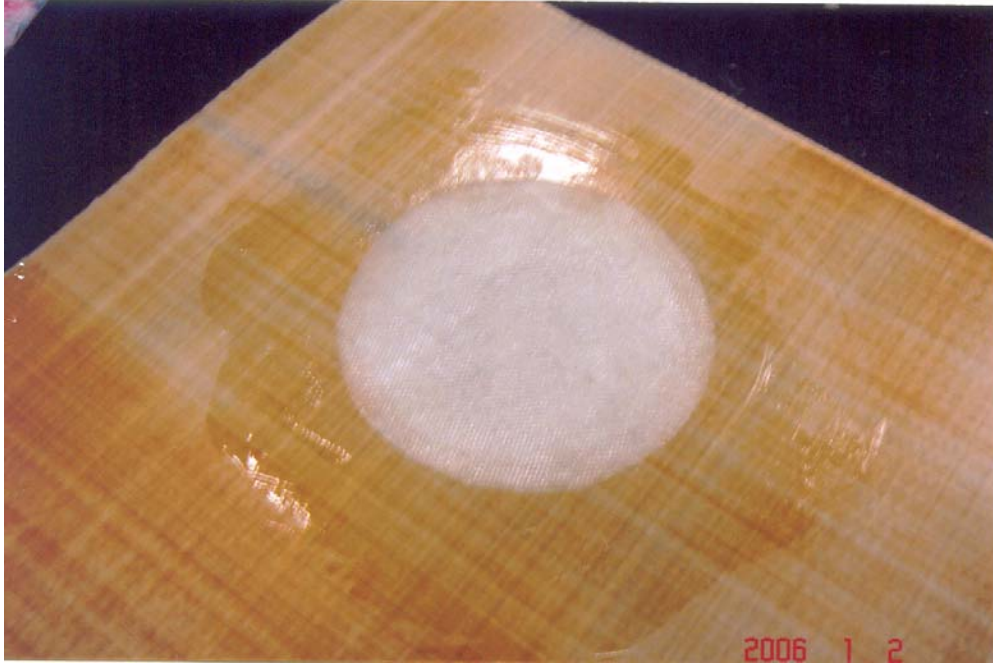
Şekil 7.67 Tamir vakum torbasına alınarak 150°F sıcaklıkta yaklaşık 120 dakika süreyle kür edildi. Kür esnasında vakum torbasının kaçak kontrolü yapıldı. Herhangi bir vakum kaçağının olmadığı görüldü



Şekil 7.68 Tamir edilen bölge vakum torbasından çıkarılarak temizlendi ve yüzey düzgünlüğü sağlandı



Şekil 7.69 Tabaka aralıkları ve tamir katları belirlenerek, işaretlendi, oryantasyonlar kontrol edildi, temizlendi



Şekil 7.70 Tamir katları oryantasyonlara dikkat edilerek yayıldı. Tabaka uyumu sağlandı



Şekil 7.71 Tamir edilen malzeme tekrar vakum torbasına alındı. 150°F sıcaklıkta yaklaşık 120 dakika kür edildi. Vakum torbasının gerekli kaçak kontrolleri yapıldı



Şekil 7.72 Tamir vakum torbasından çıkarıldı. Tamirin gözle ve metal parayla yapılan tap testinde mükemmel bir şekilde bitirildiği gözlemlendi

7.6.2 Balpeteği kompozit tamiri için tek yzey ve petek prepreg malzemelerin tamir uygulaması



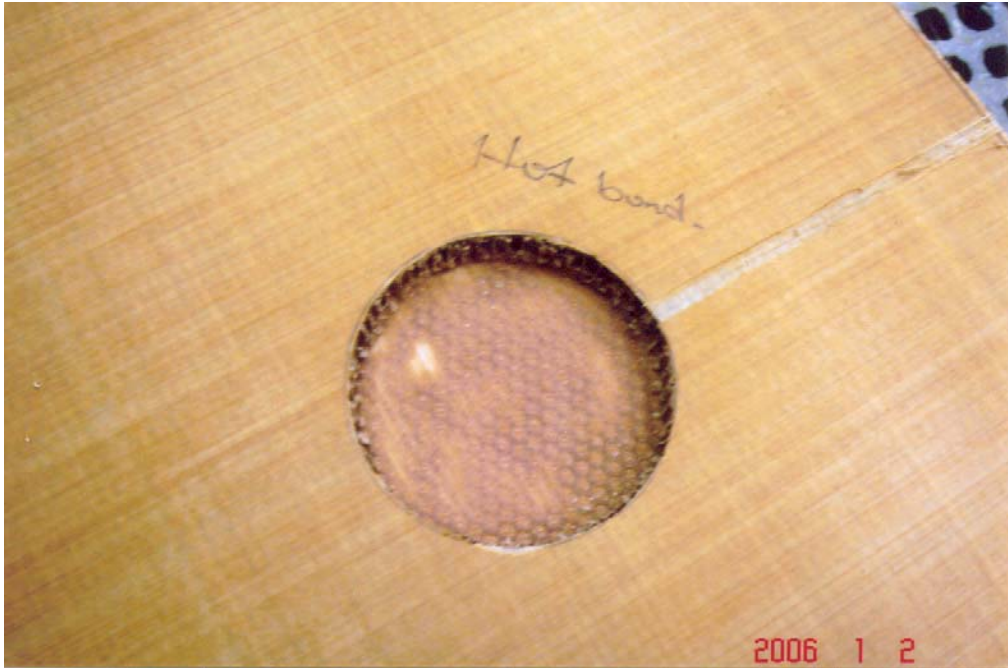
Şekil 7.73 Hasarlı bölge otomatik tap cihazıyla tespit edildi.
Hatalı bölge şablonla işaretlendi



Şekil 7.74 Hasarlı bölge diğer bölgelere zarar vermeden çıkarıldı.
Hasarsız alt tabaka yapı bırakıldı



Şekil 7.75 Bölge tamamen zıpara makinasıyla temizlenerek, gerekli olan yüzey düzgünlüğü sağlandı. Etraftaki boya ve parlaticılar çıkarıldı



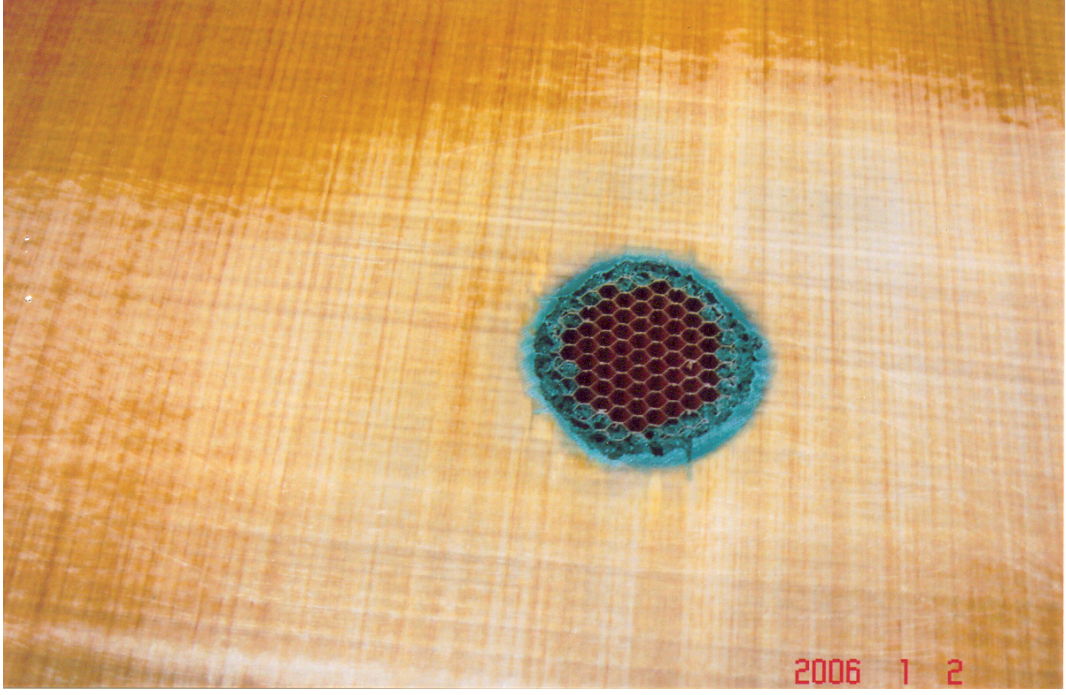
Şekil 7.76 Tamir edilecek bölge tamamen kurutulup, toz ve kalıntılardan arındırıldı



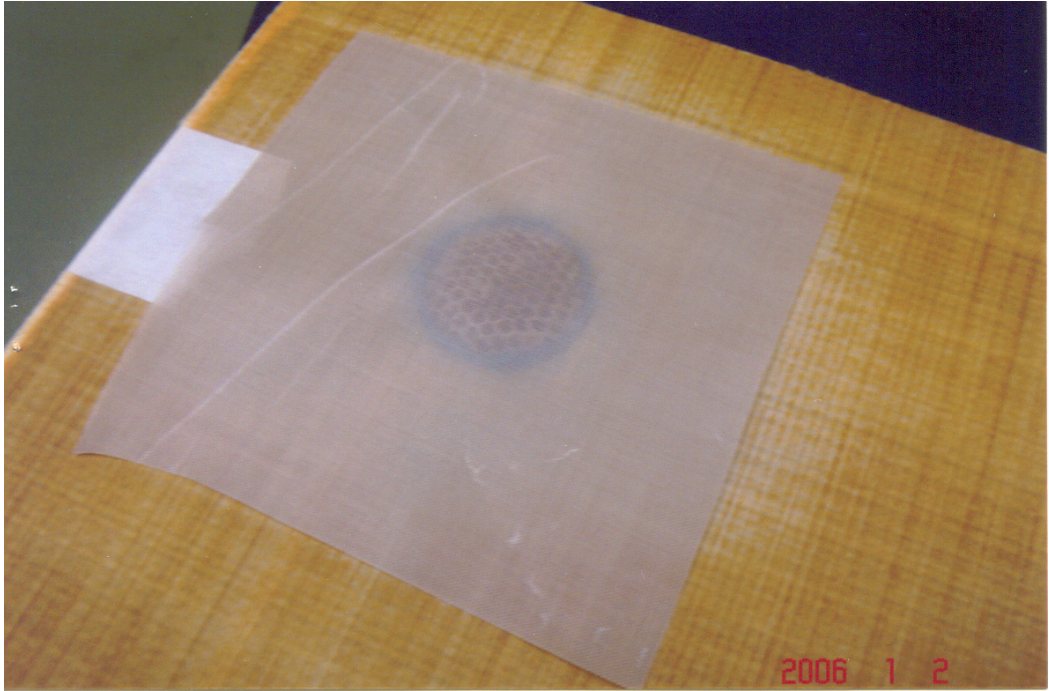
Şekil 7.77 Tamir hücresi bir yerde hazır hale getirildi.
Yapıştırıcı filmi yüzeye tatbik edildi



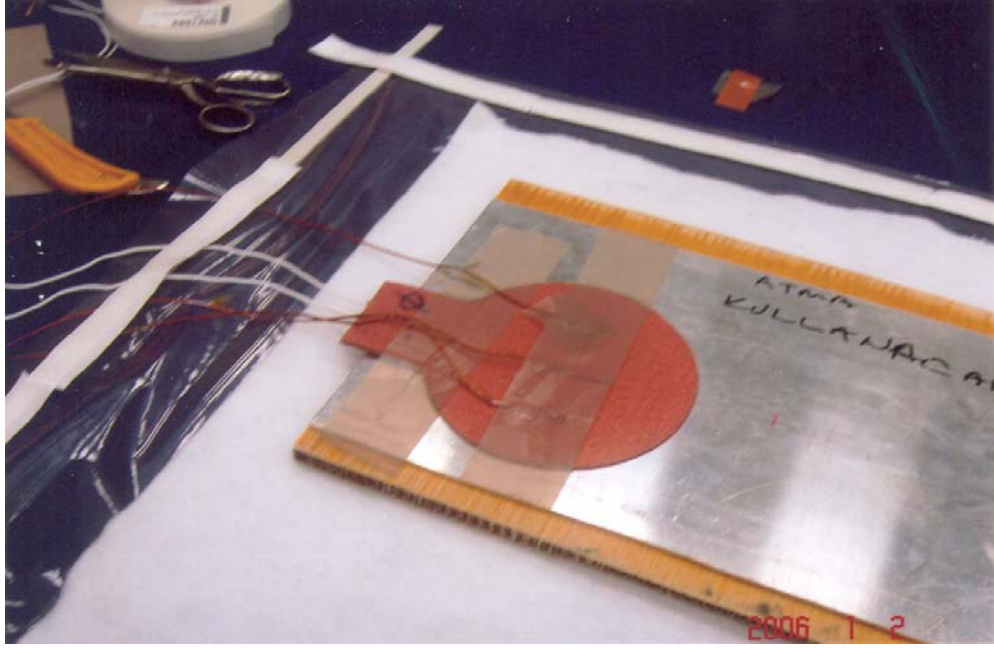
Şekil 7.78 Köpük yapıştırıcı kenarlara yerleştirildi.
Yapıştırıcının yerleştirilecek hücreden büyük
olmasına dikkat edildi



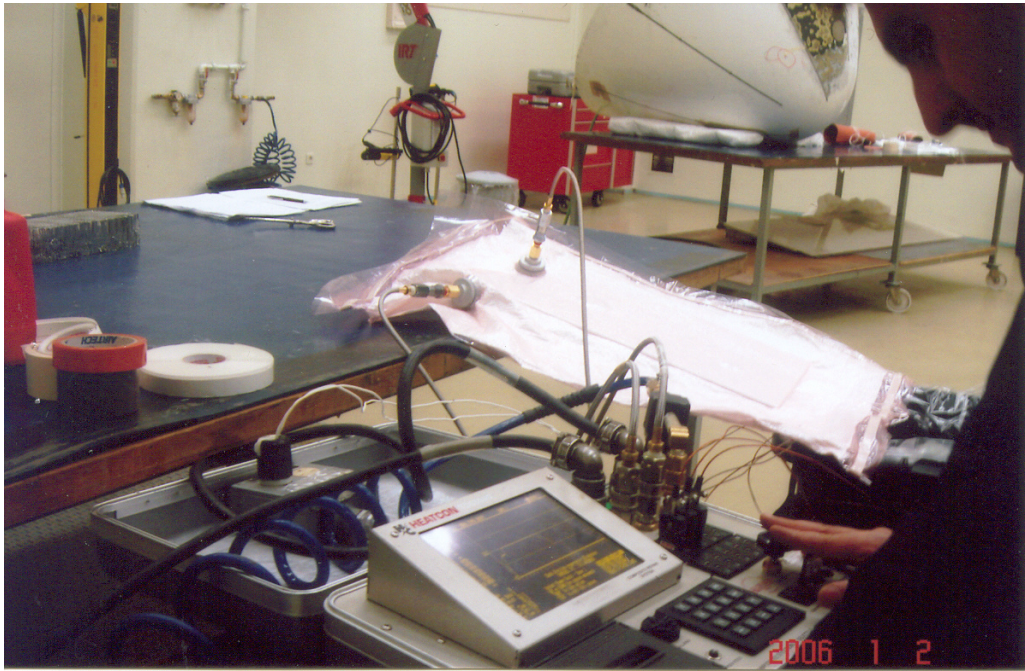
Şekil 7.79 Petek tamir hücresi yerine yerleştirildi. Yapıştırıcının durumu kontrol edildi. Petek hücrenin tam yerine oturduğu gözlemlendi



Şekil 7.80 Petek tamir hücresi yerine yerleştirildikten sonra, üzerine yalıtıcı film tabakası kondu



Şekil 7.81 Yalnızca prepreg uygulamalar için parça ısı battaniyesine alındı



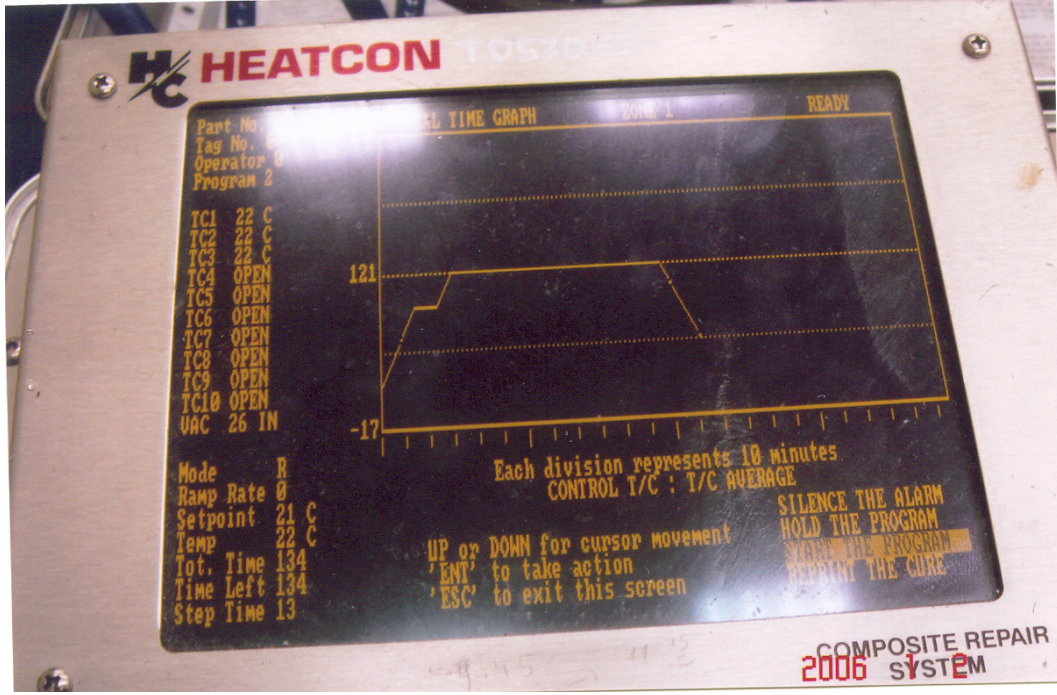
Şekil 7.82 Tamir vakum torbasına alındı. 250°F (123°C) derecede 120 dakikalık kütleme işlemine tâbi tutuldu



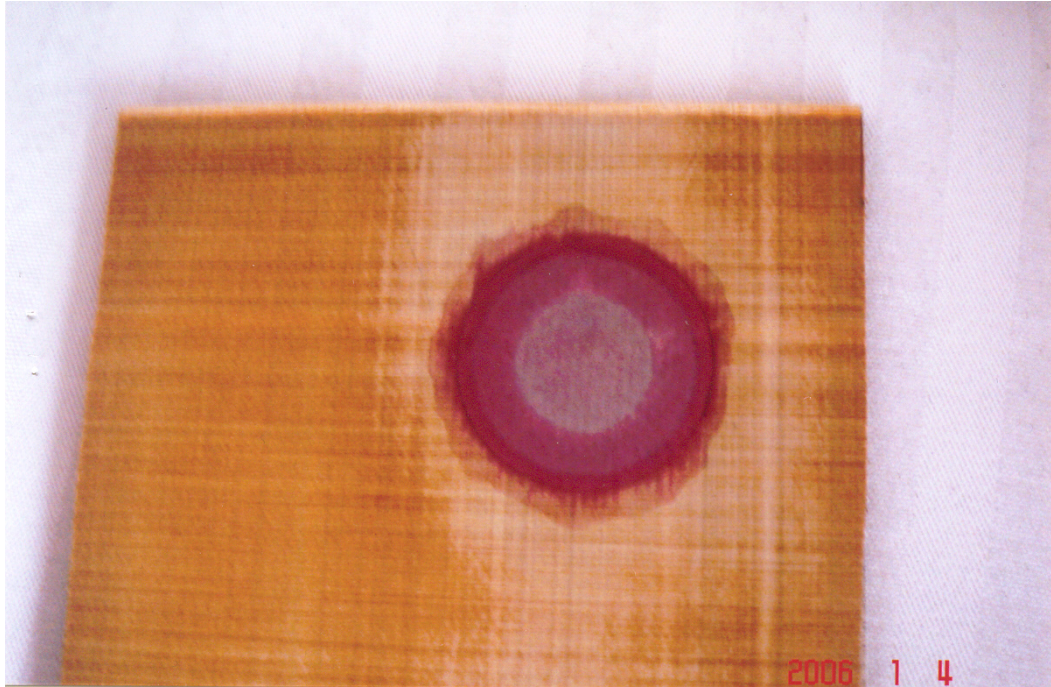
Şekil 7.83 Tamir malzemesi vakumdan çıkarıldı, temizlendi, tabaka aralıkları kontrol edildi. Tabaka aralıkları belirlendi. Tamir katları yayıldı



Şekil 7.84 Tamir tekrar vakum torbasına alındı. 250°F (123°C) tekrar 120 dakikalık kür işlemine tabi tutuldu



Şekil 7.85 Kürleme işlemi sırasında kür çevrimlerine azami dikkat edildi



Şekil 7.86 Tamir parçası vakum torbasından çıkarıldı. Yapılan gözle muayenede mükemmel bir şekilde tamirin yapıldığı tesbit edildi

7.6.3 Tamir metotlarının analizi

Balpeteği sandviç kompozit yapılarda beş yıl sürece izlenen tamir işlemlerinin sonucu olarak aşağıdaki verilere ulaşılmıştır.

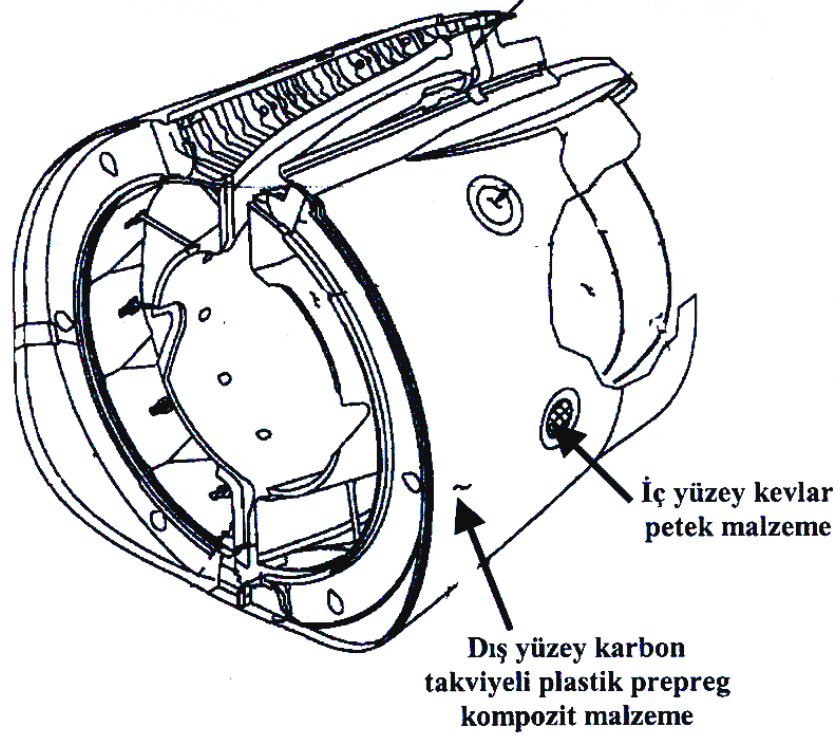
Toplam 252 adet tamir izlenmiş ve irdelenmiştir (THY Yapısal Tamir Üniteleri, TAI Türkiye Havacılık ve Uzay Sanayi Kompozit Ünitesi, MNG Teknik A.Ş. Kompozit Atelyesi, 1, 2 Hv. İkmal Bakım Merkezleri). Yapılan tamirlerin 151 adedi prepreg kevlar bazlı yapı tamirleri, 101 adedi alüminyum bazlı kompozit balpeteği tamirleri olarak gerçekleşmiştir. Sonuç olarak prepreg yapıda kevlar tamirleri, toplam işlemlerin %60'ını, alüminyum bazlı kompozit balpeteği tamirleri %40'ını oluşturmaktadır. Her ne kadar kevlar balpeteği yapıların dayanç değerleri alüminyum bazlı kompozitlere yakın ve eşit görünse de, genel olarak daha fazla hasarlandıkları sonucu ortaya çıkmaktadır. Bunun da ana sebeplerini yaygın olarak kullanılan kevlar bazlı balpeteği kompozitlerinin metal olmayan organik maddelerden üretilmiş olması, çevresel ve kimyasal etkilere, metallere nazaran daha az dayanıklılık göstermeleri olarak açıklayabiliriz.

7.6.4 Tamir işlemlerinin başarısı

THY yapısal tamir ünitelerinde gözlenen 126 adet kompozit tamiri esnasında 5 tamir uygun özelliklerde bulunmayarak, tekrar tamir edilmek üzere ilgili ünitelere geri gönderilmiştir. 5 adet başarısız tamirin 3 tanesinde tabakalar arasında ayrılma (disbonding) tespit edilmiş, diğer 2 tanesinde ise yanlış tamir uygulaması neticesi gözle görülür hata meydana gelmiştir. Ayrılma (disbonding) tespit edilen 3 adet başarısız uygulamada kütleme esnasında sıcaklık derecesinin ve zamanının tam olarak uygulanmadığı, vakumlama işleminde kaçakların olduğu, diğer 2 başarısız uygulamada gösterilen dikkat ve özenin yetersiz olduğu tespit edilmiştir. Özetle gözlenen 126 adet çeşitli balpeteği kompozitlerinin tamir uygulamalarında başarısız tamir uygulaması oranı %3 ile sınırlı kalmıştır.

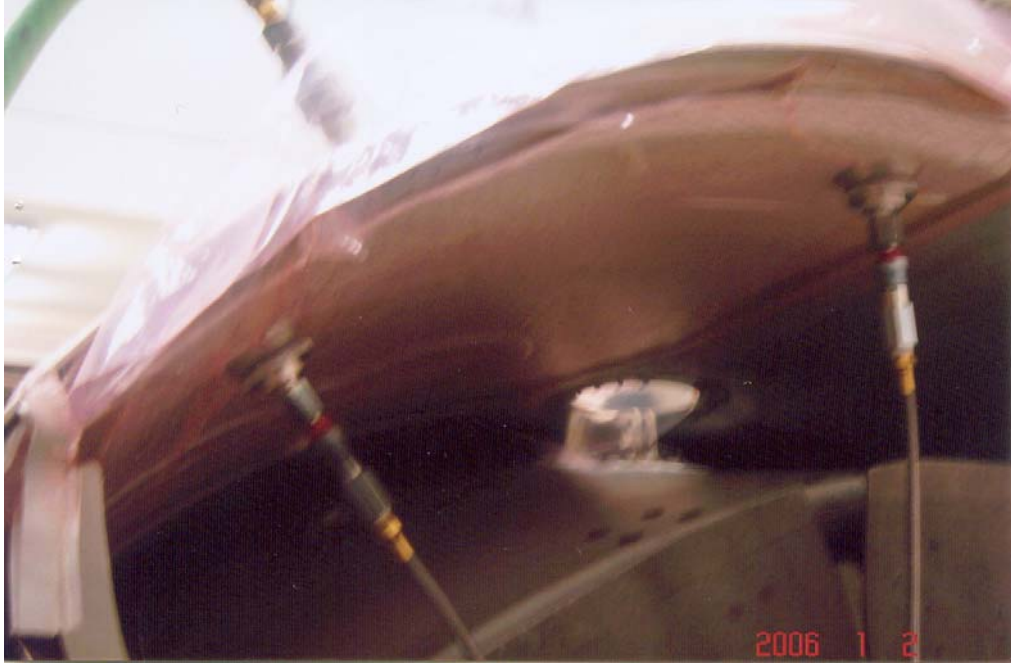
7.7.1 Olay I

Boeing 737-400 yolcu uçağının motor fren sistemi (thrust reverser) dış yüzeyinde yaklaşık 5 cm. çapında, bir çarpma hasarı tesbit edilmiştir. Yapılan gözle muayene ve tap testi sonuçlarına göre hasarlı bölge tamamen tesbit edilmiş, dış yüzeyde ve alttaki balpeteği kevlar petek hücrelerinde hasar olduğu anlaşılmıştır. Genel görünüm Şekil 7.87’de verilmiştir.



Şekil 7.87 Boeing 737-400 motor frenleyici (thrust reverser) şematik resmi (Boeing⁷, 1996)

Hasarlı bölge kesilerek alınmış, bölge zımparalanmış ve temizlenmiştir. Yaklaşık 1,5 cm kalınlıkta petek tamiri bölge için yapılmış parça vakumlanarak 350°F (176°C)’de yaklaşık 150 dakika kür edilmiştir. Bilahare, petek yapı temizlenmiş, yüzey düzeltme işlemi yapıldıktan sonra yüzey kısmının tamirine geçirilmiş, gereken karbon tabakaları, üretici firma elkitabına göre, prepreg malzeme çeklistine uygun olarak atılmış, tamir kontrol edilerek 350°F (176°C)’de 150 dakika kür edilmiş, tamir sonrası gerekli kontroller ve yüzey temizleme işlemleri yapılmış, parça tahribatsız muayeneleri bitiminden sonra boyanarak servise verilmiştir.



Şekil 7.88 Tamir parçası petek hücreleri yerleştirildikten sonra çift taraflı vakuma alınarak kür edilmiştir



Şekil 7.89 Vakumdan sonra petek hücrelerin yerleştiği yer zımparalanarak temizlenmiş, yüzey düzgünlüğü limitler ölçüsünde sağlanmıştır



Şekil 7.90 Yüzey düzgünlüğü sağlandıktan sonra üst yüzeyler için katların uygulanması başlamıştır



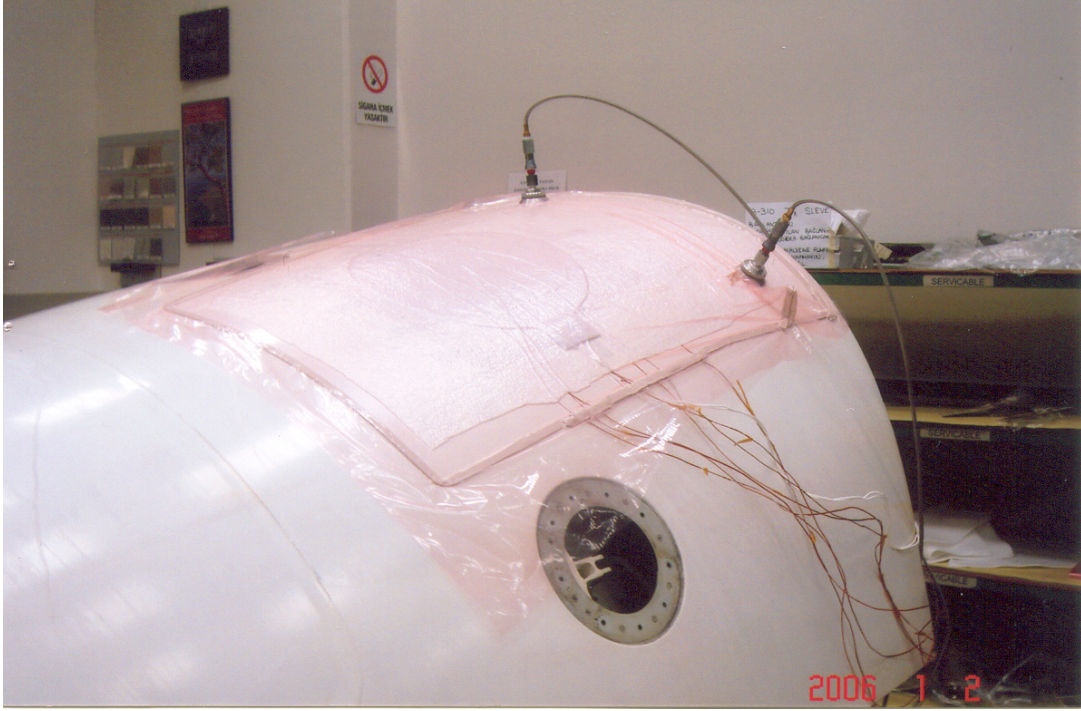
Şekil 7.91 Karbon tabakaları, yapışkan film tabakalarıyla beraber uygulanmıştır



Şekil 7.92 Oryantasyon gereklerine azami ölçüde riayet edilerek tatbik edilen son karbon katından sonra parça temizlenmiş ve kontrol edilmiştir



Şekil 7.93 Tamir parçası vakum ve kür işleminden önce ısı battaniyesine alınmıştır



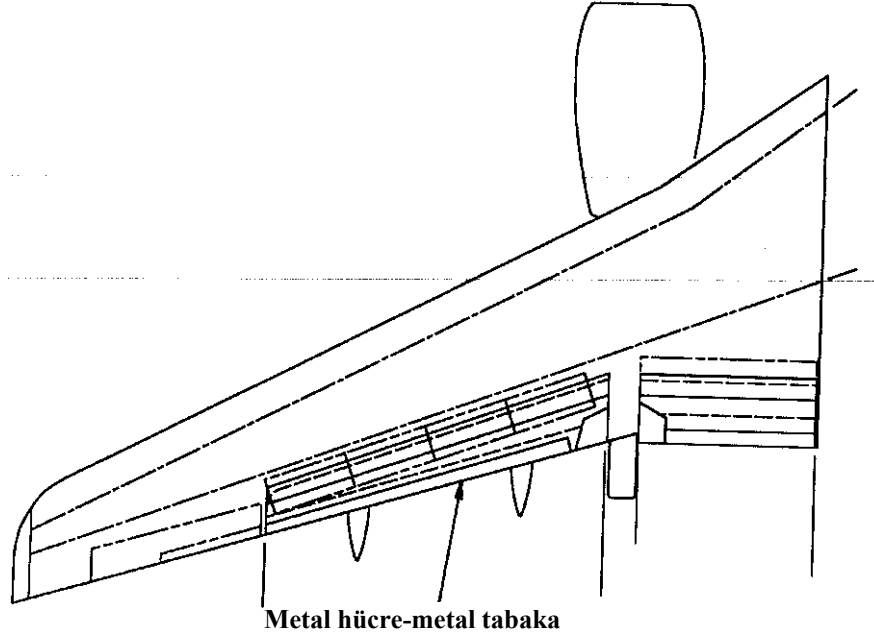
Şekil 7.94 Isı battaniyesi uygulandıktan sonra tamir parçası tekrar vakumlanarak 350°F (177°C) sıcaklıkta kür edilmiştir



Şekil 7.95 Bu işlemlerden sonra tamir edilen bölümün tahribatsız muayeneleri yapılarak zımparalanmış, boyanmış ve parça servise verilmiştir

7.7.2 Olay II

B 737-400 uçağının iç kanat flabında yapılan göz, tap testi, X-ray muayeneleri sonucunda peteklerin içine su girdiği tespit edilmiş, giren suyun korozyon ve disbonding'e sebep olduğu gözlenmiştir. Bu nedenle yaklaşık 85 inç²'lık bölümün tamiri öngörülmüştür. Bu bölümde kullanılan petek hücre alüminyumdan olup, aynı zamanda yüzey tabakalar da alüminyum alaşımıdır. B 747-400 uçağının iç kanat resmi Şekil 7.96'da verilmiştir.

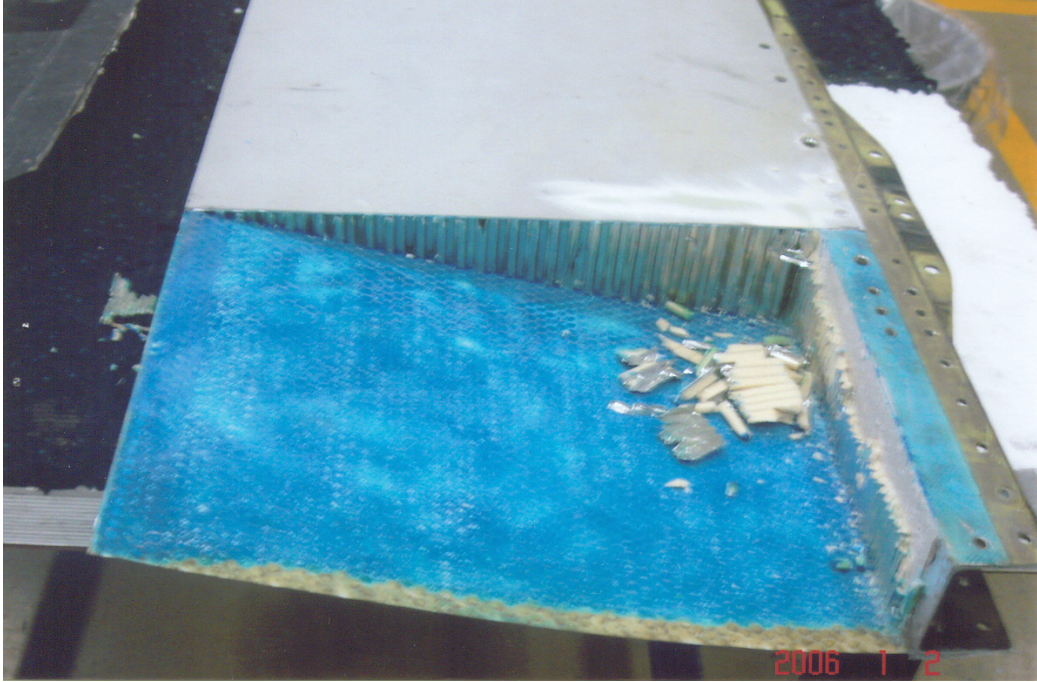


Şekil 7.96 B 737-400 iç kanat flabının şekli (Boeing⁷, 1996)

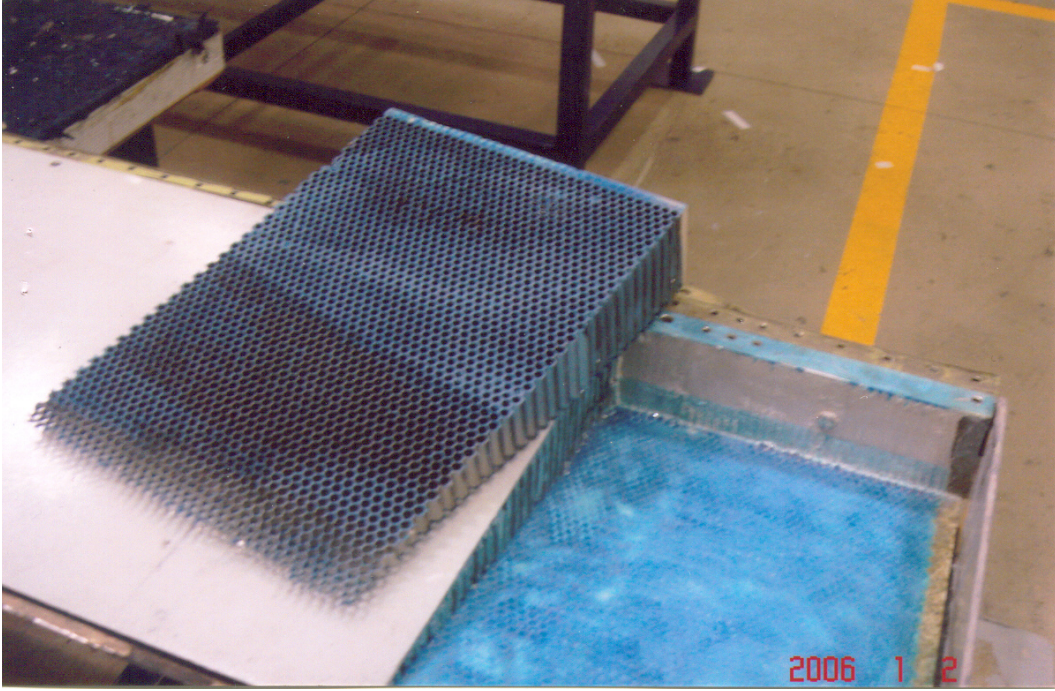
Ayrılma (disbonding) ve korozyon tespit edilen tamir edilecek yüzey ve petek hücreleri bölgeden çıkartılmış, bölge tıraşlanıp temizlendikten sonra metal petek hücreler yerlerine yerleştirilmiş, vakumda kür edilerek parçaya yüzey düzeltme ve temizleme işlemi uygulanmıştır. Üst metal tabaka yapıştırmak suretiyle birleştirilmiş, tekrar vakum ve kür işlemleri uygulanmıştır. Parça muayene edilmiş, boyanmış ve servise verilmiştir.



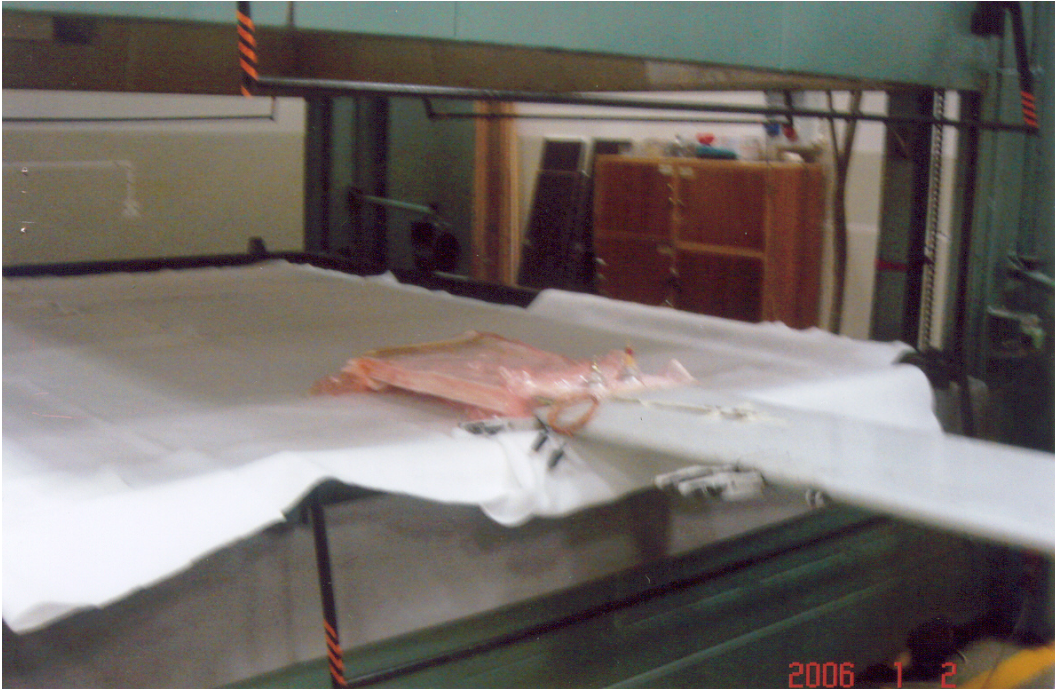
Şekil 7.97 Hatalı bölüm gözle, tap testi ve X-ışınlarıyla tesbit edilerek delaminasyon ve korozyon tesbit edilmiştir



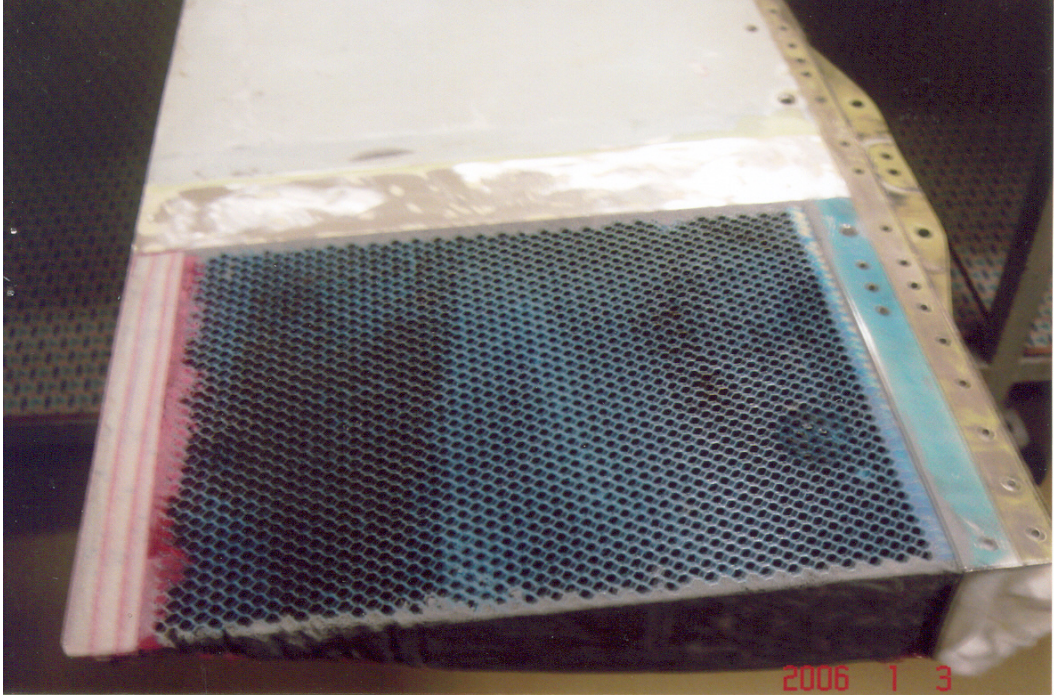
Şekil 7.98 Hatalı bölge yapıdan (yüzey, petek hücreler) çıkartılmıştır



Şekil 7.99 Hatalı bölge tamamen temizlenmiş, kurutulmuş, petek hücre bölüme göre kesilerek tamire hazır hale getirilmiş, bölgeye yapıştırıcı uygulaması yapılmıştır



Şekil 7.100 Parça vakum torbasına alınmış, parça büyük olduğu için fırında kür işlemine tâbi tutulmuştur



Şekil 7.101 Parça kür işleminden sonra petek hücrelerin üzeri temizlenmiş, zımparalanmış, yüzey düzgünlüğü sağlanmıştır



Şekil 7.102 Parçanın üzerine alüminyum tabaka yerleştirilmiş, yapıştırıcı tatbik edilmiş vakum altında kür edilerek gerekli testleri yapılmış, boyandıktan sonra servise verilmiştir

7.7.3 Olay III

Airbus 320 uçağına kalkıştan hemen sonra büyük olduğu tahmin edilen bir kuş çarpmıştır. Çarpma uçağın en ön burun kısmında radom diye tabir edilen bölümde olmuştur. Uçağın radom bölümü ağır hasara uğramıştır. Airbus 320 uçağının radom bölümü Şekil 7.103'te belirtilmiştir.



Şekil 7.103 Airbus 320 uçağının radom bölümü (Airbus, 2004)



Şekil 7.104 A 320 uçağının hasara uğramış radomu

Yapılan incelemede yukarı bölümün 2. ve 3. kısımlarında ağır hasar tesbit edilmiştir. Bu bölgede yapılan ayrıntılı incelemede dış yüzeyden çok, iç yüzeyin ve balpeteği bölgenin ağır hasar aldığı tesbit edilmiştir. Ayrıca iç yüzey ile balpeteği hücreler arasında çok büyük ayrılmalar olduğu tesbit edilmiştir. Parçanın fabrika seviyesinde (makro düzeyde) tamir gerektiği anlaşıl原因 olarak, ağır hasarlanan parça, hasarlı bölümleri tamamen çıkarılarak üretici firmaya gönderilmiştir. Görülen hasar Şekil 7.105 ve 7.106'da gösterilmiştir.



Şekil 7.105 Airbus 320 radomunun ağır hasarlanmış radomunun dıştan görünümü



Şekil 7.106 Airbus 320 radomunun iç bölgedeki hasarının görünümü



Şekil 7.107 Airbus 320 uçağının kuş çarpması sonucu hasarlanan radomundan tamir edilmesi gereken parçanın çıkartılmış halinin görünümü



Şekil 7.108 Airbus 320 uçağının hasarlanmış bölümünde petek yapının ve iç yüzeyin görünümü

7.8 Balpeteği Kompozitlerde Hasara Sebep Veren Faktörlerin İrdelenmesi

Kompozit balpeteği yapılarda gözlenen 126 adet yapısal tamir uygulamasına neden olan durumlar değerlendirildiğinde, 62 olayın diğer parçalara tamir uygulanırken yapılan hasarlardan (kompozit olmayan bölümlerde yapılan kırım hataları, sökme takma işlemlerinde parçaların yerine uygun yerleştirilmemesi), 3 olayın dizayn kriterlerindeki hatalardan, 3 olayın parçalarda gerekenden fazla ısınmadan, 4 olayda erozyondan, 4 olayda yıldırım çarpması veya aşırı statik elektrik yüklenmesinden, 2 olayda sızıntılardan, 6 olayın sıvı boşaltma sistemlerinin düzgün çalışmaması sonucu sıvıların ana parçaya nüfuz etmesinden, 6 olayda nemin ana parçayı etkilemesinden, 3 olayın uçağa dolu isabet etmesinden, 5 olayda uçağa araç çarpmasından, 10 olayın malzemenin çeşitli nedenlerden dolayı korozyona uğramasından, 4 olayın malzeme yorgunluğundan, 9 olayın kimyasal sızıntıdan, 2 olayın uçuş esnasında uçağa kuş çarpmasından dolayı meydana geldiği saptanmış, 3 olayın sebebi ise tespit edilememiştir. Yukarıda açıklanan olayların özeti Çizelge 7.8’de oran ve yüzdeleriyle verilmiştir.

Çizelge 7.8 Balpeteği kompozit yapı hasarlarının oranları

Hatalı durum sebepleri	Oran	Yüzde (%)
Diğer parçalara tamir uygulaması sırasında	62/126	%48
Tasarım kriterleri	3/126	%2
Fazla ısınma	3/126	%2
Erozyon	4/126	%3
Yıldırım çarpması	4/126	%3
Sızıntı	2/126	%2
Sıvı boşaltma sistemi hatası	6/126	%5
Nem	6/126	%5
Dolu	3/126	%2
Araç çarpması	5/126	%3
Korozyon	10/126	%8
Malzeme yorgunluğu	4/126	%3
Kimyasal sızıntı	9/126	%7
Kuş çarpması	2/126	%2
Belirsiz	3/126	%2

7.9 Aerodinamik Yüzeylerin Hasar Sebeplerinin Analizi

Balpeteği kompozit yapıların halihazırda üretilen uçaklardaki en yaygın kullanım alanları hareketli parçalar; yani aerodinamik yüklere maruz kalan yüzeylerdir. Bu yüzeyler kısaca flaplar, spoilerlar (sürat kesiciler), iniş takımı kapakları, rudder (dikey istikamet dümeni)'lardır.

Aerodinamik yüzeylerle ilgili yapılan hasar tespitlerinde 68 olay gözlenmiş, 33 olayda flap yüzeyini ve içini meydana getiren kompozit balpeteği hasarlandığı, sürat kesici olarak adlandırılan spoiler'da bu sayının 22 olduğu, uçağın dikey kumanda satırlarından rudder'larda 8 olduğu, 7 olayda da iniş takımları kapaklarında hasar meydana geldiği tespit edilmiştir. Dikkati çeken bir husus da, iniş takımlarındaki balpeteği kompozit hasarlarındaki 7 olayın 5 tanesinin Boeing 757 uçaklarında meydana gelmesidir. Aerodinamik yüzeylerdeki hasar sebep oranları Çizelge 7.9'da verilmiştir.

Çizelge 7.9 Aerodinamik yüzeylerde meydana gelen hasar bölgeleri oranı

Hatalı durum bölgesi	Oran	Yüzde (%)
Flap	33/68	%49
Spoiler	22/68	%31
Rudder	8/68	%10
İniş takımı kapağı	7/68	%10

Çizelge 7.10 Balpeteği Kompozit Tamiri için Tek Yüzey ve Petek Prepreg Malzemelerin Tamir Yöntemleri (I.Adım) (Boeing⁵, 1996)

Adım	Görev	Kullanılacak Alet/ Malzemeler	Standartlar	Kontrol
1	Hasarlı bölgeyi tesbit et. Hasarın boyutlarını belirle.	Görerek, tap testi makinasıyla hatayı tespit etmeye çalış. Hatayı kalemle işaretle.	Bölgeyi iyi tesbit etmek.	
2	Tamirin şemasını çiz.	Cetvel, pergel, şablon işaretleyici kalem.	Doğru bölgenin zımparalanması ve boyalı parlamayı kısımların çıkarılması, hasarsız bölgenin çıkarılmaması.	
3	Hasarlı bölgeyi çıkar.	Bir inçlik zımpara diski ile rulo, tornavida veya pense.	Hasarlı tabaka hasarsız bölgeye zarar vermeden çıkarılır. Hasarsız bölge çıkarılmaz.	
4	Çıkarılmış yüzeyde katları sayarak belirle.	Bıçak ve pense	Hasarlı bulunan katların sayısı, tesbiti.	
5a	Tam derinliğine petek yerleştirmek için: Hasarlı peteği tamamen çıkar.	Tornavida, ucu küt x-acto cihazı ve uçları kesecek freze	Bütün hasarlı hücre çıkarılır ve diğer yüzeye zarar verilmez.	
5b	Bölgesel petek yerleştirmek için: Hasarlı peteği çıkar.	Frezeli matkap, ucu küt x-acto cihazı.	Bütün hasarlı hücre çıkarılır. Kalan hücrenin düzgünlüğü $\pm 0,005$ inç seviyesinde olmalıdır.	
6	Yüzeyi zımparala.	Düzgün açılı bileyici ile iki inçlik zımpara diski.	Zımparalama sonucu düzgünlük $\pm 0,005$ inç seviyesinde olmalıdır.	
7	Zımparalanmış bölge etrafındaki boyayı ve parlaticıyı çıkart.	Düzgün açılı bileyici ile iki inçlik scotch bride süngeri	%90 seviyesinde boya veya parlaticı fiber hasarı olmaksızın çıkartılmalıdır.	
8	Tamir edilen yeri kurut.	Isı battaniyesi veya fırın.	Malzeme içindeki su tamamen çıkarılmalı ve parça yapısal tamir standartları kuruluşuna sahip olmalıdır.	
9	Tamir edilen yeri temizle.	Vakum, sıkıştırılmış hava, eldiven ve çözücü malzeme (solvent)	Yapı, toz ve kalıntılardan tamamen arındırılmış	
10	Tamir hücrelerini gerektiği şekilde tuttur.	Bıçak ve el testeresi.	Hücre parçası 0,62 yüksekliğinde ve 0,062 radyal kleransında olmalıdır.	

11	Yapıştırıcı filmini ve köpük yapıştırıcısı kes (yalnızca prepreg tamirinde kısmi petek yerleştirme için)	Bıçak, makas, yapıştırıcı filmi, köpük yapıştırıcı, fiberglas prepreg malzeme ve eldiven.	Yapıştırıcı tabaka ve prepreg malzeme hasarlı bölgeyle aynı boyutta olmalı, köpük yapıştırıcı 0,125 daha hücreden yüksek olmalıdır.	
12	Petek tamir kapanığını yerleştir.	Film tabakası, eldiven.	Hücre tam olarak yerine oturtulmalı ve köpük yapıştırıcının etrafında delik veya çıkıntı oluşturmamalıdır.	
13	Tamiri vakum torbasına al.	Delinmiş film tabakası, kuru sayma tabakası, katı film tabakası, ısı battaniyesi kapatma filmi, teknik emirler torba kapatıcı, hava desteği.	Prepreg malzeme tamiri 250°F kür derecesi standartlarına mutlaka ulaşmalıdır.	
14	Tamiri kür et.	Sıcak birleştirici		

Çizelge 7.11 Balpeteği Kompozit Tamiri için Tek Yüzey ve Petek Prepreg Malzemelerin Tamir Yöntemleri (II. Adım) (Boeing⁵, 1996)

Adım	Görev	Kullanılacak Alet/ Malzemeler	Standartlar	Kontrol
1	Tamir edilen malzemenin düzgün olmayan yerlerini zımparala ve temizle.	Düzgün açılı bileyici ile iki inçlik zımpara diskiyle 280 gritlik zımpara kağıdı kullan.	Tamir hücresi herhangi bir oynama olmadan temizlenmeli ve fazla yapıştırıcı tamamen çıkarılmalıdır.	
2	Tabaka aralıklarını tespit et, tamir katını ölç ve tabakayı belirle.	Cetvel, yuvarlak şablon, hassas işaretleyici, plastik bez.	Tabaka şablonları tabaka katmanlarıyla uyuşmalıdır.	
3	Kes ve tamir katlarını işaretle (ekstra tamir katları, zımparalanmış kat ve yapıştırıcı filmi)	Bıçak, makas, yapışkan filmi, fiberglas ve karbon prepreg malzeme.	Bütün tabakalar işaretlenmelidir. Oryantasyonları uygun olmalı ve 0.01 inç mertebesinde birbiriyle uyuşmalıdır.	
4	Tamiri temizle	Vakum, sıkıştırılmış hava çözücü, eldiven ve ipliksiz siliciler.	Bütün toz ve kalıntılar don tamir tamamen temizlenmelidir.	
5	Tamir katlarını yay her tabakanın uyuşunu sağla.	Plastik temizleyiciler bıçak ve eldiven.	Her tamir sonucu yenilenen tabaka eski tabakayla aynı boyut ve oryantasyonda olmalıdır. Ekstra katlar en üst tabakayla aynı oryantasyonda olmalıdır. Yapışkan film tabakası 0,25 mertebesinde en üst tabakadan daha geniş olmalıdır.	
6	Tamiri vakum torbasına al.	Delinmiş film tabakası, kuru soyma tabakası, katı film tabakası, zar şeklinde tabaka, ısı battaniyesi, hava desteği, torba kapatıcı, teknik emirler, kapatma filmi.	Bütün malzemeler tam yerinde olmalı ve teknik emirlerin gereklerini karşılamalıdır.	
7	Tamiri kür et.	Sıcak birleştirici	Prepreg malzeme tamiri 250°F kür derecesi standartlarına mutlaka ulaşmalıdır.	
8	Tamiri kontrol et.	Bozuk para testi ve ultrason testi ekipmanı.		
9	Prepreg tamirinin tamamlanması.			

Çizelge 7.12 Balpeteği Kompozit Tamiri için Bir Yüzey ve Petek Islak Serme Malzemelerin Tamir Yöntemleri (I. Adım) (Boeing⁵, 1996)

Adım	Görev	Kullanılacak Alet/ Malzemeler	Standartlar	Kontrol
1	Hasarlı bölgeyi tesbit et. Hasarın boyutlarını belirle.	Tap testi makinası, hassas işaretleyici	Hasarlı bölgeyi iyi tesbit etmek.	
2	Tamir edilecek bölgeyi tesbit et. 30/1 veya 50/1 mertebesinde zımparalama ve bölgeyi parlat.	Cetvel, yuvarlak şablon ve hassas işaretleyici.	Doğru bölgenin kapatılması ve parlaticılı bölgenin çıkarılması iyice belirlenmelidir.	
3	Hasarlı bölgeyi çıkar.	Bir inçlik zımpara diski ile rulo, tornavida veya pense.	Hasarlı tabaka, hasarsız bölgeye zarar vermeden çıkarılır. Hasarsız bölge çıkarılmaz.	
4	Çıkarılan bölgedeki katların sayısını belirle.	Bıçak ve pense.	Hasarlı bulunan katların sayısının tesbiti.	
5a	Tam derinliğine hücre değişimi için hasarlı hücreyi ve yapışkan tabakasını diğer yüzeye kadar tamamen çıkar.	Tornavida, ucu küt x-acto cihazı ve uçları kesecek freze.	Bütün hasarlı bölge çıkarılır ve diğer yüzeye zarar verilmez.	
5b	Kısmi hücre değişimi için yalnızca hasarlı hücreyi çıkar.	Frezeli matkap, ucu küt x-acto cihazı.	Bütün hasarlı hücre çıkarılır. Kalan hücrenin düzgünlüğü $\pm 0,010$ inç seviyesinde olmalıdır.	
6	Yüzey tabakasını zımparala.	Düzgün açılı bileyici ile iki inçlik zımpara diski	Zımparalama sonucu düzgünlük $\pm 0,005$ inç seviyesinde olmalıdır.	
7	Zımparalanmış bölgedeki boya ve parlatma kalıntılarını temizle.	Düzgün açılı bileyici ile iki inçlik scotch bride süngeri	%90 seviyesinde boya veya parlaticı fiber hasarı olmaksızın çıkarılmalıdır.	
8	Tamir bölgesini kurut.	Isı battaniyesi veya fırın.	Malzeme içindeki su tamamen çıkarılmalı ve parça yapısal tamir standartları kuruluşuna sahip olmalıdır.	
9	Tamir bölgesini temizle.	Vakum, sıkıştırılmış hava, eldiven ve çözücü malzeme (solvent)	Yapı, toz ve kalıntılardan tamamen arındırılmalıdır.	
10	Tamir hücrelerini gerektiği şekilde tuttur.	Bıçak ve el testeresi	Hücre parçası 0,62 daha fazla yükseklikte olmalıdır.	
11	Fiberglas malzemeyi kes, ıslat ve hücrenin üzerine yerleştir.	H-2 tipi cam yünü, tabakalaştırıcı reçine, ölçek, plastik bez, eldiven.	Düzgün reçine muhteviyatı hasarla aynı boyut.	

12	Dolgu malzemesini karıştır, tamir hücresinin ve varsa mevcut hücrenin üzerine uygula.	Dolgu malzemesi, mikrobalon ve eldiven.	Karışım katı olmalı, cıvıt ve top top olmamalıdır.	
13	Hücreyi yerine yerleştir.	Spatula ve eldiven	Yerleştirilecek hücre parçası ve mevcut hücre dolgu malzemesiyle kaplanmalıdır. Yapıştırılan veya yerleştirilen katlar ve hücre tam yerine sıkıca yerleştirilmelidir.	
14	Tamiri vakum torbasına al.	Delinmiş film tabakası kuru soyma tabakası, katı film tabakası, hava desteği, torba kapatıcı, kapatma filmi.	Bütün malzemeler tam yerinde olmalı ve kaçak testinde olumlu sonuç vermelidir.	
14	Tamiri kür et.	Vakum kaynağı.	Oda sıcaklığında en az 6 saat kür edilmelidir.	

Çizelge 7.13 Balpeteği Kompozit Tamiri için Bir Yüzey ve Petek Islak Serme Malzemelerin Tamir Yöntemleri (II. Adım) (Boeing⁵, 1996)

Adım	Görev	Kullanılacak Alet/ Malzemeler	Standartlar	Kontrol
1	Tamir edilen malzemenin düzgün olmayan yerlerini zımparala ve temizle.	Düzgün açılı bileyici ile iki inçlik zımpara diskiyle 280 gritlik zımpara kağıdı kullan.	Tamir hücresi herhangi bir oynama olmadan temizlenmeli ve bütün fazla dolgu malzemesi çıkarılmalıdır.	
2	Tabaka aralıklarını tespit et, tamir katını ölç ve tabakayı belirle.	Cetvel, yuvarlak şablon, hassas işaretleyici, plastik bez.	Tabaka şablonları, tabaka katmanlarıyla uyuşmalıdır.	
3	Tamir katlarını belirle (ekstra tamir katlar zımparalanmış katlar)	Bıçak, makas, plastik bez, tabakalanmış reçine, fiberglas ve karbon kumaş	Bütün tabakalar işaretlenmelidir. Oryantasyonları uygun olmalı ve 0,1 inç mertebesinde birbiriyle uyuşmalıdır.	
4	Reçine emdirilmiş dokumayı (prepreg malzeme) tamir katlarını kes.	Tabakalanmış reçine, makas, ölçek, plastik bez ve eldiven.	Tabakalar yeter miktarda reçineye doyurulmalıdır.	
5	Tamiri temizle.	Vakum, sıkıştırılmış hava, çözücü (solvent), eldiven ve ipliksiz siliciler.	Bütün toz ve kalıntılardan tamir malzemesi arındırılmalıdır.	
6	Tamir katlarını yay, her tabakanın uyuşumunu sağla.	Plastik temizleyiciler, bıçak ve eldiven.	Her tamir tabakası eski tabakayla aynı boyut ve oryantasyonda olmalıdır. Ekstra katlar en üst tabakayla aynı oryantasyonda olmalıdır.	
7	Tamiri vakum torbasına al.	Delinmiş film tabakası, kuru soyma tabakası, katı film tabakası, zar şeklilde tabaka, ısı battaniyesi, hava desteği, torba kapatıcı, teknik emirler, kapatma filmi	Bütün malzemeler tam yerinde olmalı, vakum torbası kaçak kontrol gereklerini yerine getirmelidir.	
8	Tamiri kür et.	Sıcak birleştirici	Islak serme malzeme tamiri 150°F kür derecesi standartlarını mutlaka karşılamalıdır.	
9	Tamiri kontrol et.	Bozuk para testi ve ultrason testi ekipmanı.		

8. DEĞERLENDİRME VE SONUÇLAR

Deneysel çalışmalarda elde edilen verilere ve literatür çalışmalarına göre aşağıdaki sonuçlara varılmıştır.

1. Ülkemizde kompozit sandviç malzeme üretimi son derece sınırlı ve kısıtlı imkânlarla yapılmaktadır. Havacılık sektörü hızla ilerlemektedir. Nasıl daha önceki çağlarda demir, tunç, bakır ve çelik insan hayatında aşırı derecede önem kazanıp çağlara adını vermişse, kompozit maddelerde yaşadığımız yıllara ve geleceğe damgasını vuracaktır. Kompozit malzemelerin üretim ve bakım imkânları arttırılmalı, akademik ve teknik elemanlar yeterli sayıda yetiştirilmelidir.
2. Baltepeği sandviç yapı tasarımı yaparken uçak parçalarının uçuş esnasında ve statik olarak taşıyacağı yükler iyi hesap edilmeli, tasarlanacak parçalar çeşitli yöntemlerle analiz edilip, testleri yapılmalıdır. Malzeme seçiminde gözönüne alınması gereken bütün etkenler titizlikle değerlendirilmelidir. Yapışkan seçimi, yüzey hazırlama ve kürleme işlemleri büyük önem taşımaktadır.
3. Bilindiği gibi havacılık ve uzay endüstrisinde birçok kompozit hibrid yapı “prepreg” yöntemiyle üretilmektedir. Prepreg üretim teknolojisinde örgü tipinin belirlenmesi, uygun fiber ve matris seçimi, miktarları, uygulanacak katların sayısı ve oryantasyonları önemli hususlardır. Prepreg malzemelerin üretilmesi ve kullanılmasının amacı; performans ve maliyeti optimize etmektir. Vakum torbası, otoklav, pres altında yapılan prepreg uygulamalarında temizlik ve üretim aşamalarına uyulması, son ürünün mükemmel olmasını sağlar. Kür zamanlarına ve sıcaklık limitlerine üretimde özellikle dikkat edilmelidir. Prepreg hibrid kompozit parçaların oluşturulmasında fiber oryantasyonu ana parçanın mukavemeti için en önemli faktördür. Fiber oryantasyonu iyi hesaplanmalı ve yapılmalıdır. Hibrid parçaların oluşturulması esnasında hatalı durumlar oluştuğunda yapılabilecek değişiklikler için zaman kaybedilmemelidir.
4. Tahribatsız muayene yöntemleri doğru uygulanmalı, gerekirse bir parçaya, daha iyi sonuç almak için çeşitli yöntemleri denemekten kaçınılmamalıdır.
5. Balpeteği sandviç yapılarının tamirinde asla akıldan çıkarılmayacak usul “Hangi malzeme ve kür sıcaklığında ürettiysen, aynı şekilde tamir et” olmalıdır. Tamirde ana parça ile tamir edilen bölüm, dayanç değerleri açısından birbiriyle mutlaka uyuşmalıdır. Bu sebeple tamir işlemleri esnasında reçine ve fiber seçimi, fiber oryantasyon yönleri son derece

önemlidir. Balpeteği sandviç malzeme tamirlerinde her şeyden önce hasar tesbiti iyi yapılmalı, uygulanacak yöntem belirlenmeli, ana üretici firmaların hazırladığı tamir yöntemleri adımları (çeklistler)'na harfiyen uyulmalıdır. Tamir esnasında daha önceden belirlenmiş kür zamanları ve sıcaklıklarından asla taviz verilmemelidir. Üretici firmanın geliştirdiği tamir yöntemlerine yönelik yenilikler, derhal temin edilerek uygulamaya konulmalıdır.

6. Balpeteği kompozit yapıların tasarım kriterlerine uygunluğunun tespiti için ASTM standartlarına göre uygulanması gereken bütün testler titizlikle yapılmalıdır.
7. Uçak parçalarının tasarımında, özellikle yolcu uçaklarında ana yapıyı mümkün olduğu kadar hafifletmek, yolcu ve yakıt tüketimini optimize etmek ana gayedir.
8. Uçakların birçok parçasında kullanılan kompozit balpeteği yapıların tahribatsız muayeneleri sonucunda çıkan veriler iyi değerlendirilmeli, yeni modern yöntemler süratle uygulanmaya konulmalıdır.
9. Kompozit balpeteği hasarlarında insan faktöründen doğan hasarlar %50'lerin üzerindedir. İnsan hatalarından doğan hasarlar minimize edilmelidir.
10. Aerodinamik yüzeylerin hasar sebepleri analiz edilirken, özellikle Boeing 757 uçaklarının iniş takımı balpeteği kompozit hasarlarında artış gözlenmiştir. Konu iyice araştırılarak, ana sebepler ve tedbirler belirlenmelidir.

KAYNAKLAR

Archodoulakis G., C. Herzberg, W. Hufenbach, L. Kroll, A. Longkomp, H. Rodel Technische Universität Dresden, (2000), “3D Textile Reinforcement for High-Performance Rotors”, Presented to the Euromat 99, Germany.

Ashizawa, M., (1991), “Composite Technology Growth Leading to Application to the MD-11 and to Civil Transport Aircraft of Tomorrow », 2nd Proc. Int. SAMPE Jap. Symp.

Berthelot, Jean-Marie, (1999), “Composite Materials Mechanical Behavior and Structural Analysis”, Springer-Verlag Publishers, Newyork, USA.

Boeing Company¹, (1996), “Advanced Composite Repair for Engineers-Instruction”, Seattle, WA, USA.

Boeing Company², (1996), “Advanced Composite Repair for Engineers-Stress Analysis”, Seattle, WA, USA.

Boeing Company³, (1996), “Advanced Composite Repair for Engineers-Design”, Seattle, WA, USA.

Boeing Company⁴, (1996), “Advanced Composite Repair for Engineers-Inspection”, Seattle, WA, USA.

Boeing Company⁵, (1996), “Advanced Composite Repair for Engineers-Repairs”, Seattle, WA, USA.

Boeing Company⁶, (1996), “Advanced Composite Repair for Engineers-Introduction and History”, Seattle, WA, USA.

Boeing Company⁷, (1996), “Advanced Composite Repair for Engineers-Materials”, Seattle, WA, USA.

Boeing Company⁸, (1996), “Advanced Composite Repair for Engineers-Design Requirements”, Seattle, WA, USA.

Boeing Company⁹, (1996), “Advanced Composite Repair for Engineers-Heat Transfers”, Seattle, WA, USA.

Boeing Company¹⁰, (2002), Nondestructive Test Manual, Seattle/USA.

Brinken F., Reif G., Airex Ltd. (1989), “Meeting Future Design Challenges with Advanced Core Materials”, I. International on Sandwich Constructions Conference Stockholm, Sweden.

Bruce K., Donaldson, “Analysis of Aircraft Structures”, McGraw-Hill Inc., 1993.

Cassidy, V. M., (1990), New Aluminium Composite is Stiffer, Lighter, Mod. Met December.

CIBA¹ Composites, (1995), “Honeycomb Sandwich Design Technology”, Publication No: AGU 223, Duxford, U.K.

CIBA² Composites, (1995), “Prepreg Technology”, Publication No: FGU 265, Duxford, U.K.

CIBA³ Composites, (1995), “Bonding Technology”, Publication No: RGU 201a, Duxford, U.K.

Cohen V. Bar, (1996), “Non Destructive Evaluation of Composite Materials General Specification”, Jet Propulsion Laboratory California Institute of Technology, USA.

Colucci, F., (1989), Graphite Wonder Aerosp. Compos. Mater. Fail:25 7,49.

Dekok, R. E., (1993), Airbus Floor Beam: Towards A Cost-Effective Composite Design and Manufacturing Research Project Sponsored by Airbus Industries NTIS Alert June 1.9-10.

Federal Aviation Administration, (1999), “Review of Damage Tolerance for Composite Sandwich Airframe Structures Final Report”, DOT/FAA/AR-99/49, Washington, D.C., USA

Filippone A., (2004), “Wind Tunnels Technology and Aerodynamics”, Page, 6-7.

Future Flight, (1987), The Newt Generation of Aircraft Technology Tab Books, PA/USA.

Gdoutos E.E., K. Pilakoutas, C.A. Rodopoulos, (2000), “Failure Analysis of Industrial Composite Materials”, McGraw-Hill Publishing, New York, USA.

Giles F. Carter, Donald E. Paul, (1991), “Structures and Properties of Composite Materials”

Hans-Henning Rausch, Roger Legras Hanser, (1993), “Properties of Aramatic Thermoplastic Continuous Fibre Composites”, 209-225.

Hexcel Composites¹, (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, Benefits of Honeycomb Sandwich Construction”

Hexcel Composites², (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, Material Selection”

Hexcel Composites³, (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, How a Sandwich Beam Works”

Hexcel Composites⁴, (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, Design Quidelines for a Honeycomb Sandwich Panel”

Hexcel Composites⁵, (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, Nomenclature”

Hexcel Composites⁶, (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, End Load Conditions”

Hexcel Composites⁷, (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, Simply Supported Plate”

Hexcel Composites⁸, (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, Computer Modelling of Honeycomb Sandwich Panels”

Hexcel Composites⁹, (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, Manufacture”

Hexcel Composites¹⁰, (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, Safety”

Hexcel Composites¹¹, (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, Summary of Beam Coefficients”

Hexcel Composites¹², (2003), “Hexweb Honeycomb Sandwich Design Technology, Appendix 1, 2, 3”

Highton, D.R. and W. J. Crispin, (1989), Future Advanced Aeroengines – The Materials Challenge in Application of Advanced Materials for Turbomachinery and Rocket Propulsion pp4-1 to 4.4 NATO Advisory Group for Aerospace R/D AGARD CP449.

Jochen Pflug, Ignaas Verpoest, Dirk Vandpeite, (2004), “Folded Honeycombs Fast and Continuous Production of the Core and a Reliable Core-Skin Bond”, Department of Metallurgy and Materials Engineering Katholieke Universiteit, Leuven, Belgium.

Kissenger H., P. Mitschang, M. Neitzel, Institut für Verbundwerk Stoffe GmbH Kaiserslautern, (2000), “Advanced Materials for RTM – Processing – Characterization and Application of Non Crimp Fabrics”, Presented to the Euromat 99, Germany.

Kroes, Wild, Bent, McKinley, (1990), “Aircraft Power Plants”, 6.Edition, McGraw-Hill Inc., New York, USA.

Laglace A. Paul, (1989), “Composite Materials Fatigue and Fracture, Second Volume”, ASTM PA, USA.

Langer H., Daimler Chrysler, Ottobrunn, Munich, (2000), “Design and Manufacture of 3D-Braided Textiles as a Reinforcement for Composites”, Presented to the Euromat 99, Germany. Lihua Zhang, Yuegen Chen, (2004), “The on-orbit Thermal – Structural Analysis of the Sparecraft Component Using MSC/NASTRAN Beijing Institute of Spacecraft System Engineering CAST, China.

Loken Hal, (2004), “Nomex and Kevlar Honeycomb Cores Technical Tradeoffs”, Dupond Advanced Fiber Systems, Richmond, VA, USA.

Loken Hal, Martin Hollman, (1998), “Designing with Core”, Aircraft Designs Inc., Monterey, California, USA.

Macy, W.W., M.A. Shea, R. Prez, (1990), “Advanced Materials for Landing Gear”, Aerosp. Eng. July 17-21.

Marsh, G., (1993), Weathering The Storm Aerospace Materials 5(1) 13-7.

Matsui, J., (1995), Polymer Matrix Composites (PMC) in Aerospace Adv. Comp. Mat. 4(3) 197-208.

- Mouring E. Sarah Ph. D, Oscar Barton Ph.D, Peter J. Joyce Ph.D, (2002) “Residual Strength of Impact Damaged Composite Sandwich Structures”, U.S. Naval Academy Annapolis, MD, USA.
- Nakada Ikuo, Eberhard Haug, (1992), “Numerical Simulation of Crash Behavior of Composite Structures for Automotive Applications”, Conference Presented at the Euro-Japan Exchange on Materials Tech’Mat 92, Paris, France.
- NASA Goddard Space Flight Center, (1996), “Structural Stress Analysis”, Practice No: PD-Ap-1318 1996.
- Newport Adhesives and Composites, Inc. (2003), “Techni Bond 3500 Leading Edge High Performance Adhesive Information Booklet”, CA, USA.
- Peel C. J., Defence Evaluation and Research Agency, Farnborough Hants, U.K., (2000) “Advances in Aerospace Materials and Structures”, Presented to the Euromat 99, Germany.
- Piellish, R., (1993), “Beyond Steel: TMC’s for Lighter Landing Gear”, *Aerosp Am.*31(7):42-3.
- Polantera Markku, (2002), “Specialized Software Tools Design of Composite Structures”, International Congress on Finite Element Method 2002 Lake Constance Frierichshafen, Germany.
- Razi, H., Boeing Commercial Airplanes Shkarayev S.V. and Krashanitsa R., , The University of Arizona (2003), “Method and Software for Failure Analysis of Sandwich Panels with Multiple Site Damage”
- Reifsnider L. Kenneth, (1976), “Fatigue in Composite Materials”, North Atlantic Treaty Organization Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD Report No: 638.
- Richard A. Flinn, Paul K., Trojan (1995), “Engineering Materials and Theirs Application”, 4. Edition, John Wiley and Sons Inc., New York, USA.
- Robinson Justin (2001), “Analytical and Experimental Study of FRP Honeycomb Sandwich Panels with Sinusoidal Core”, Master Thesis, Morgantown, West Virginia, USA.
- Rudolf X. Meyer, (1999), “Elements of Space Technology”, Academic Press San Diego, CA, USA.
- Sakatani Y. & Yamaguchi, Y., (1980), *J. Japan Soc. Compos, Mater* 6 :43-8.
- Schwartz Mel, M., (1997), “Composite Materials Processing, Fabrication and Applications”, Prentice Hall Inc., A. Simon and Shuster Company, New Jersey, USA.
- Sindo, Kou (1996), “Transport Phenomena and Materials Processing”, Jon Wiley and Sons Inc, New York, USA.
- Sivakumar, K., NGR Iyengar (1998), “Free Vibration of Laminated Composite Plates with Cutout”, *Journal of Sound and Vibration* (1999) 221(3), 443-470.

Sokolinsky Vladimir, Frostig Yeoushua, Nutt R. Stevens (2002), "Special Behavior of Soft-Core Sandwich Beams", Research Scholar, Center for Composite Materials, Materials Science Department, University of Southern California, Los Angeles, CA, USA.

Space Encyclopaedia, (1999), Dorling Kindersley Ltd., p.63.

Space Vehicles, (2001), Advantage Publishers Group CA/USA, p.126.

Stover, D., (1989), The Outlook for Composites Use in Future Commercial Transports Adv. Compos, May/June 49-58.

Sudmeijer K.J., (2003) "Technology Development for Metallic Hot Structures in Aerodynamic Control Surfaces of Reusable Launchers Dutch Space and Delft University of Technology, Netherlands.

Swanson, Stephen, (1997), "Advanced Composite Materials", Prentice-Hall Inc. Simon and Shuster, A. Viacom Company, Upper Saddle River, NJ 07458, USA.

TAI, Hexcell Seminer Notları, (1995), "Komposit Semineri", İstanbul Teknik Üniversitesi Denizcilik Fakültesi, İstanbul.

Teti R., Caprino G., (1989), Mechanical Behavior of Structural Sandwiches", I. Conference on Sandwich Constructions Stockholm, Sweden.

The Flight Group, (2005), Airbus 380 Changing the Game, June 2005, pp.12-18.

Thomsen O.T., Frostig, Y, Mortensen F., (1998), "Simple Stress Analysis and Point Stress Criterion for Prediction of Delamination Failure at Ply-Drops in CFRP/Sandwich Panels", American Society for Composites, 13. Annual Technical Conference 1998, Maryland, USA.

Timoty G., Gutowski, (1997), "Advanced Composites Manufacturing", John Wiley & Son Inc.

Tortolano F. W. (1994), Why Composites are Still Soaring Des. News September 12:70-5.

Warren C. Young, Richard G. Budynas, (2002), "Roark's Formulas for Stress and Strain", 7.Edition, McGraw-Hill Publishing, New York, USA.

Zhenju Xue, John W. Hutchinson, (2003), "Preliminary Assessment of Sandwich Plates Subject to Blast Loads, International Journal of Mechanical Sciences 45 (2003), 687-705.

ÖZGEÇMİŞ

Doğum Tarihi : 29.05.1959

Doğum Yeri : Ankara

Lise : 1973 – 1976 Kuleli Askeri Lisesi

Lisans : 1976 – 1980 Hava Harp Okulu Uçak Mühendisliği Bölümü

Yüksek Lisans: 1989 – 1991 Embry-Riddle Aeronautical University

Hava ve Uzay Operasyonları M.S.

Doktora : 2000 – 2006 Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Metalürji Mühendisliği Anabilim Dalı, Malzeme Programı

Çalıştığı Kurumlar:

1980 – 1988 Türk Hava Kuvvetleri

1989 – 1991 NATO Awacs Erken Uyarı Üssü Geilenkirchen/Almanya

1991 – 1995 Türk Hava Kuvvetleri/İstanbul

1995 – 1996 Holiday Havayolları (Uçuş Mühendisi)/İstanbul

1996 – 1997 GTI Havayolları, Antalya (2.Pilot)/Antalya

1997 – 2000 Anatolia Havayolları, İstanbul (2.Pilot)/İstanbul

2000 – 2005 MNG Havayolları, İstanbul, (Kaptan Pilot, Performans ve
Ar-Ge Müdürü)/İstanbul

2006 – ACT Havayolları (Kaptan Pilot, Uçuş Emniyet Müdürü)/ İstanbul

Gördüğü Yurtdışı Kurslar:

1989 NATO Staff Officer Orientation Course, Münich/Almanya

1991 NATO Awacs, U.S. Navy Interoperability Course, Porto Riko

2003 Boeing “Aircraft Performance Engineer Course” Seattle, WA/ABD

2004 Crew Resource Management, Instructor Training, Manchester/İngiltere

2006 Flight Safety Management Course, Montreal/Kanada