

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ
KOMPOZİT İNİŞ TAKIMININ
TASARIMI, ÜRETİMİ VE TESTLERİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Berat Gürdal TUGAY**

Anabilim Dalı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

Programı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

HAZİRAN 2009

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ
KOMPOZİT İNİŞ TAKIMININ
TASARIMI, ÜRETİMİ VE TESTLERİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Berat Gürdal TUGAY
(511061006)**

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 04 Mayıs 2009

Tezin Savunulduğu Tarih : 02 Haziran 2009

**Tez Danışmanı : Doç. Dr. Halit S. TÜRKMEN (İTÜ)
Diğer Jüri Üyeleri : Doç. Dr. Vedat Ziya DOĞAN (İTÜ)
Doç. Dr. Şafak YILMAZ (İTÜ)**

HAZİRAN 2009

Desteklerini hiçbir zaman eksik etmeyen canım aileme ithafen...

ÖNSÖZ

Bu çalışmada, bir insansız hava aracı için kritik yüklemelere maruz kalan ana iniş takımının kompozit malzemeler kullanılarak tasarlanması, üretilmesi ve test edilmesi amaçlanmıştır. Özellikle çalışma süresince İ.T.Ü Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi bünyesinde bulunan Kompozit Yapı Laboratuvarı'na, kompozit malzemelerin tasarım ve test kabiliyetleri ile üretim yöntemlerinin kazandırılması amaçlanmıştır.

Bu bağlamda çalışmanın başlangıcından itibaren, bilgi, görüş ve önerilerini benimle paylaşan, laboratuara kazandırılacak kabiliyetler konusunda desteğini hiçbir zaman eksik etmeyen, danışmanım Doç. Dr. Halit S. Türkmen'e,

Laboratuar çalışmaları süresince her konuda bana yardımcı olan ve görüşlerini paylaşmaktan çekinmeyen Kompozit Yapı Laboratuvarı çalışanları, Aytekin Güven ve Müslüm Çakır'a,

Çalışmalarımız sırasında karşılaştığımız birçok problemin çözümüne ilişkin beraber fikir alışverişinde bulunduğum, çalışma arkadaşım, Akın Ömercioğlu'na,

Laboratuara üretim yöntemleri ile ilgili gerekli donanım ve sarf malzeme temini konusunda maddi destek sağlayan Doç. Dr. Halit S. Türkmen yürütücülüğündeki TÜBİTAK 106M194 no.'lu "Tekrarlı Yükler Etkisi Altında Kalan Kompozit Malzemelerde Yorulma Davranışı İçin Mikro-Makro Model Geliştirilmesi" başlıklı projeye,

Test düzenekleri ile ilgili donanım ve sarf malzemenin temininde destek sağlayan İstanbul Teknik Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi'ne,

Yüksek lisans eğitimim süresince sağladıkları burs ile bana maddi destekte bulunan TÜBİTAK Bilim İnsanı Destekleme Daire Başkanlığı'na,

Teşekkürlerimi bir borç bilirim.

Ve en önemlisi benimle her zaman gurur duyduğunu hissettiğim babama, maddi ve manevi destekleri ile çalışmamı başarı ile tamamlamam konusunda gösterdikleri tüm gayret ve özveriden dolayı, annem, anneannem ve ağabeyime, sonsuz teşekkür ederim.

Mayıs 2009

Berat Gürdal Tugay

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	v
İÇİNDEKİLER	vii
KISALTMALAR	ix
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xi
ŞEKİL LİSTESİ.....	xiii
SEMBOL LİSTESİ.....	xv
ÖZET.....	xvii
SUMMARY	xix
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı ve Kapsamı	3
2. İNSANSIZ HAVA ARACI VE İNİŞ TAKIMI.....	7
2.1 İnsansız Hava Aracı.....	7
2.1.1 İnsansız hava aracı özellikleri	9
2.2 İniş Takımı Boyutlandırması.....	9
2.3 İniş Takımına Gelecek Yükler	11
2.3.1 Durağan yük.....	11
2.3.2 Dinamik yük.....	12
2.3.2.1 Dikey yük.....	12
2.3.2.2 Sürtünme yükü.....	13
2.3.2.3 Yan yük.....	15
2.3.3 Özet	17
3. İNİŞ TAKIMI YAPISAL TASARIMI.....	19
3.1 Kompozit Malzemelere Genel Bakış	19
3.1.1 Takviye malzemeleri.....	20
3.1.1.1 Cam elyafı.....	20
3.1.1.2 Aramid elyafı.....	21
3.1.1.3 Karbon elyafı.....	22
3.1.1.4 Elyaf kumaş çeşitleri.....	23
3.1.2 Reçine çeşitleri	25
3.1.2.1 Yapıştırıcı özellikleri.....	27
3.1.2.2 Mekanik özellikleri.....	27
3.1.2.3 Mikro-çatlama özelliği.....	28
3.1.2.4 Yorulma direnci.....	29
3.1.2.5 Suyla temasındaki bozunma.....	30
3.1.3 Çekirdek malzemeler	31
3.2 Yapısal Tasarım.....	32
3.2.1 Malzeme çeşitleri	32
3.2.2 Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin hesaplanması	35
3.2.3 Ankastre mesnet eğilme testleri	37
3.2.4 Optimum iniş takımı tasarımının belirlenmesi.....	39

4. İNİŞ TAKIMI ÜRETİMİ	45
4.1 Üretim Yöntemleri.....	45
4.1.1 Elle yatırma yöntemi	46
4.1.2 Vakumlama yöntemi	51
4.1.3 Vakumlu ısı masası ile üretim yöntemi.....	53
4.1.4 Filament sarma yöntemi	54
4.1.5 Reçine transfer yöntemi	56
4.1.6 Vakumlu reçine transfer yöntemi.....	58
4.1.7 Önceden reçine emdirilmiş elyafla üretim yöntemi	60
4.1.8 Reçine filmi ile üretim yöntemi	62
4.2 İniş Takımının Üretilme Süreci	62
4.2.1 Kalıp üretimi	63
4.2.1.1 Erkek kalıp üretimi.....	64
4.2.1.2 Erkek ve dişi kalıp üretimi.....	65
4.2.2 Erkek kalıp ve vakumlama ile üretim	69
4.2.2.1 Yapısal tasarımda elde edilen iniş takımı üretimi.....	69
4.2.2.2 İyileştirilmiş iniş takımı üretimi.....	70
4.2.3 Erkek ve dişi kalıp ile üretim	72
5. ANALİZ, TEST VE TASARIM İYİLEŞTİRMELERİ.....	75
5.1 Yapısal Tasarımdan Elde Edilen İniş Takımının Analiz ve Testi	75
5.1.1 Yapısal tasarımdan elde edilen iniş takımının analizi.....	75
5.1.2 Yapısal tasarımdan elde edilen iniş takımının testi	77
5.2 Test Sonuçlarının Değerlendirilmesi ve Yapılacak İyileştirmeler	77
5.3 Test Standartları ve Uygulamaları.....	78
5.3.1 Test düzenekleri	79
5.3.1.1 MTS universal test cihazı.....	80
5.3.1.2 Ölçüm cihazları.....	81
5.3.2 Esneklik testleri	82
5.3.2.1 Bilyeli kese ile yapılan testler.....	86
5.3.2.2 MTS universal test cihazı ile yapılan testler.....	89
5.3.3 Çekme testleri.....	92
5.3.3.1 Çekme dayanımının belirlenmesi.....	94
5.3.3.2 Çekme elastisite modülünün ve Poisson oranının belirlenmesi.....	95
5.3.3.3 Kayma dayanımının belirlenmesi.....	96
5.3.3.4 Kayma modülünün belirlenmesi.....	98
5.3.4 Malzeme özellikleri özeti	99
5.4 İyileştirilmiş İniş Takımı Analiz ve Testleri	100
5.4.1 İki katmanlı iniş takımı testi.....	101
5.4.2 Dört katmanlı iniş takımı analiz ve testleri	102
5.4.2.1 Dört katmanlı iniş takımı testi.....	102
5.4.2.2 Dört katmanlı iniş takımı sonlu elemanlar modeli ve analizi.....	106
5.5 Tekrarlı Yük Altında Yorulma Testi	112
6. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	113
KAYNAKLAR.....	115
EKLER.....	119
ÖZGEÇMİŞ.....	123

KISALTMALAR

2-B	: İki boyutlu
3-B	: Üç boyutlu
A.B.D	: Amerika Birleşik Devletleri
ABS	: Akrilonitril Bütadien Stiren
AIAA	: American Institute of Aeronautics and Astronautics
ASTM	: American Society for Testing and Materials
cm	: Santimetre
CNC	: Computer Numerical Controlled
DC	: Direct Current
DWG	: Drawing File Format
DXF	: Drawing Exchange File Format
FAR	: Federal Aviation Regulations
GPa	: Giga Pascal ($\times 10^9$ N/m ²)
gr	: Gram
HM	: High Modulus
HS	: High Strength
Hz	: Hertz
IM	: Intermediate Modulus
ISSMO	: International Society for Structural and Multidisciplinary Optimization
İ.T.Ü	: İstanbul Teknik Üniversitesi
JAR	: Joint Aviation Requirements
KN	: Konfigürasyon Numarası
kN	: Kilo Newton ($\times 10^3$ N)
µε	: Mikro Gerinim ($\times 10^{-9}$ mm/mm)
mm	: Milimetre
µm	: Mikrometre
MPa	: Mega Pascal ($\times 10^6$ N/m ²)
MTS	: Material Testing Systems
N	: Newton
NLR	: Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium
ONR	: Office of Naval Research
PAN	: Poliakrilonitril
PEI	: Polietherimid
PS	: Polistiren
PU, PUR	: Poliürethan
PVC	: Polivinil Klorit
RTM	: Resin Transfer Molding
SAN	: Stiren Akrilonitril
UHM	: Ultra High Modulus
V	: Volt
VARTM	: Vacuum Assisted Resin Transfer Molding

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1	: ATA-7 İnsansız hava aracı özellikleri.....	9
Çizelge 2.2	: ATA-7 İnsansız hava aracı iniş takımı yerleşimi.....	10
Çizelge 2.3	: ATA-7 hava aracının iniş takımına gelecek yüklerin özet çizelgesi..	17
Çizelge 3.1	: Cam elyaf çeşitlerinin mekanik özellikleri.....	21
Çizelge 3.2	: Aramid elyaf çeşitlerinin mekanik özellikleri.....	22
Çizelge 3.3	: Karbon elyaf çeşitlerinin mekanik özellikleri.....	23
Çizelge 3.4	: Reçine çeşitlerinin avantajları ve dezavantajları.....	30
Çizelge 3.5	: Elyaf çeşitleri, adlandırılmaları ve özellikleri.....	33
Çizelge 3.6	: Elyaf çeşitlerinin mekanik özellikleri.....	33
Çizelge 3.7	: Hexion MGS285 reçinesinin mekanik özellikleri.....	34
Çizelge 3.8	: Kompozit malzemelerin hesaplanmış mekanik özellikleri.....	37
Çizelge 3.9	: Ankastre mesnet eğilme testi sonuçları.....	38
Çizelge 3.10	: Ankastre mesnet eğilme testi sonlu eleman analizleri sonuçları.....	38
Çizelge 3.11	: Kompozit malzemelerin iyileştirilmiş mekanik özellikleri.....	39
Çizelge 3.12	: Ankastre mesnet eğilme testinin sonuçları ve iyileştirilmiş analiz sonuçları ile kıyaslanması.....	39
Çizelge 3.13	: İniş takımı konfigürasyon çizelgesi.....	41
Çizelge 3.14	: İniş takımı şekil iyileştirmesi analizi sonuçları.....	42
Çizelge 3.15	: İniş takımı katman sayısı ve katman elyaf çeşidi seçimi çizelgesi.....	42
Çizelge 5.1	: CL 300-12k/epoksi & SELITAC köpük kuvvet-gerinim çizelgesi....	88
Çizelge 5.2	: CX 490-12k/epoksi & SELITAC köpük kuvvet-gerinim çizelgesi. ..	88
Çizelge 5.3	: Alüminyum kuvvet-gerinim çizelgesi.....	88
Çizelge 5.4	: Üç test numunesi için hesaplanmış elastisite modülleri.....	89
Çizelge 5.5	: Alüminyum için farklı elastisite modülü hesaplamaları.....	91
Çizelge 5.6	: Üç test numunesi için teğet elastisite modülü değerleri.....	91
Çizelge 5.7	: Çekme test numuneleri özellikleri.....	93
Çizelge 5.8	: Hesaplanan elastisite modülü ve Poisson oranları	96
Çizelge 5.9	: CL 300-12k/epoksi ve CX 490-12k/epoksi numunelerinin kayma gerilmesi, gerinimi ve hesaplanmış kayma modülü değerleri.....	99
Çizelge 5.10	: Testlerden elde edilen malzeme özelliklerinin özeti.....	99
Çizelge 5.11	: Test ve analiz sonuçlarının kıyaslanması.....	110

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1	: ATA-7 İnsansız hava aracı ve referans koordinat sistemi.....	10
Şekil 2.2	: Durağan yük hesabı için iniş takımı – ağırlık merkezi bağıntısı.....	12
Şekil 2.3	: İki teker iniş senaryosunda uçağın durumu.....	13
Şekil 2.4	: İki teker iniş senaryosunda iniş takımına gelen yükler için serbest cisim diyagramı.....	15
Şekil 3.1	: Kumaş türleri; a-düz kumaş, b- saten kumaş, c-twill kumaş.....	25
Şekil 3.2	: Düz kumaş ile twill kumaşın kalıbın şeklini alması arasındaki fark.....	25
Şekil 3.3	: Reçine çeşitlerinin karşılaştırılabilir çekme dayanımı ve çekme elastisite modülü grafikleri.....	28
Şekil 3.4	: Reçinelerin gerilim-gerinim grafiği ve yüzdesel kopma uzamaları.....	29
Şekil 3.5	: Çekirdek malzemelerin basma dayanımı ve kayma dayanımının yoğunluğa bağlı değişimleri.....	32
Şekil 3.6	: Elyaf çeşitleri ve SELITAC köpük kullanılarak üretilen sandviç kompozit malzemeler.....	35
Şekil 3.7	: Ankastre mesnet eğilme testi düzeneği.....	37
Şekil 3.8	: İniş takımı konfigürasyonu.....	40
Şekil 4.1	: Elyaf kumaşlarının kesimi için elektrikli makas ve özel dişli makas.....	47
Şekil 4.2	: Vakumlu elyaf kesme masası.....	47
Şekil 4.3	: Vakumlu elyaf kesme masasında kullanılan kesici çeşitleri.....	47
Şekil 4.4	: Elle yatırma yöntemi.....	50
Şekil 4.5	: Vakumlama yöntemi için gerekli malzeme katmanları.....	53
Şekil 4.6	: Vakumlu ısı masası ve bileşenleri.....	54
Şekil 4.7	: Delft Teknoloji Üniversitesi'nde bulunan bir filament sarma makinesi.....	55
Şekil 4.8	: RTM üretim yöntemi şeması.....	57
Şekil 4.9	: RTM üretim yönteminde reçineye basınç ve sıcaklık uygulayabilen makine.....	57
Şekil 4.10	: VARTM üretim yöntemi şeması.....	59
Şekil 4.11	: Yapısal tasarım sonucunda elde edilen iniş takımı için erkek kalıp tasarımı.....	64
Şekil 4.12	: Üretilmiş iniş takımı erkek kalıbı.....	65
Şekil 4.13	: İniş takımı erkek kalıp iyileştirmesi.....	66
Şekil 4.14	: İniş takımı dişi kalıp tasarımı.....	67
Şekil 4.15	: Dişi kalıp dış iskelet 2-B çizimi.....	68
Şekil 4.16	: Dişi kalıp iç iskelet 2-B çizimi.....	68
Şekil 4.17	: Üretilmiş iniş takımı erkek ve dişi kalıbı.....	69
Şekil 4.18	: Yapısal tasarımda elde edilen iniş takımının üretilmiş hali.....	70
Şekil 4.19	: İlk erkek kalıp ile iyileştirilmiş iniş takımı üretim denemesi.....	71
Şekil 4.20	: Erkek kalıp ve vakumlama yöntemi ile üretilmiş iniş takımı.....	72
Şekil 4.21	: Erkek ve dişi kalıp ile iniş takımı üretimi.....	73
Şekil 4.22	: Erkek ve dişi kalıp kullanılarak üretilmiş iniş takımı.....	74

Şekil 5.1 : İniş takımı analizinden elde edilen boylamasına gerilmeler.	76
Şekil 5.2 : İniş takımı analizinden elde edilen toplam yer değiştirmeler.	76
Şekil 5.3 : Test sonrası çekirdek malzemeden ayrılan kompozit katmanlı iniş takımı	77
Şekil 5.4 : Test ekipmanları; a) Bilyeli üç nokta eğilme test düzeneği. MTS üniversal test cihazı; b) yan yük üç nokta eğilme test düzeneği, c) çekme test düzeneği.	80
Şekil 5.5 : TC-31K statik dijital gerinim ölçer.	81
Şekil 5.6 : VXI EX1629 48 kanallı dinamik gerinim ölçer.	82
Şekil 5.7 : Esneklik testine tabii tutulan test numuneleri.	83
Şekil 5.8 : Cam/polyester için uzunluk/kalınlık oranına bağlı esneklik modülü değişimi 84	84
Şekil 5.9 : Aramid/polyester için uzunluk/kalınlık oranına bağlı esneklik modülü değişimi 85	85
Şekil 5.10 : Bilyeli kese uygulanmış karbon/epoksi katmanlı sandviç yapı.	87
Şekil 5.11 : Bilyeli keseli üç nokta eğilme test düzeneği.	87
Şekil 5.12 : MTS üniversal test cihazı yan yük üç nokta eğilme test düzeneği.	90
Şekil 5.13 : Test edilen numuneler; a) Elastisite modülü belirlemede kullanılan numuneler. b) Dayanım belirlemede kullanılan numuneler. c)İniş takımında kullanılacak katmanlar.	93
Şekil 5.14 : CL 300-12k/epoksi numunesinin çekme dayanımını belirlemek için kullanılan kuvvet-yer değiştirme grafiği.	94
Şekil 5.15 : CX 490-12k/epoksi numunesinin çekme dayanımını belirlemek için kullanılan kuvvet-yer değiştirme grafiği.	95
Şekil 5.16 : CL 300-12k/epoksi numunesinin kayma dayanımını belirlemek için kullanılan kuvvet-yer değiştirme grafiği.	97
Şekil 5.17 : CX 490-12k/epoksi numunesinin kayma dayanımını belirlemek için kullanılan kuvvet-yer değiştirme grafiği.	97
Şekil 5.18 : İyileştirilmiş iniş takımı katman tasarımı; a) İki CL 300-12k/epoksi katmanlı iniş takımı. b) Dört katmanlı iniş takımı.	100
Şekil 5.19 : İyileştirilmiş iniş takımı testinin kuvvet-yer değiştirme grafiği.	102
Şekil 5.20 : Dört katmanlı iniş takımı durağan yük testi kuvvet-zaman grafiği.	103
Şekil 5.21 : Dört katmanlı iniş takımı azami dikey yük testi kuvvet-zaman grafiği.	104
Şekil 5.22 : Dört katmanlı iniş takımının gerinim ölçerleri ve serbest mesneti.	105
Şekil 5.23 : Dört katmanlı, gerinim ölçer ve serbest mesnetli iniş takımı testi kuvvet- zaman grafiği.	106
Şekil 5.24 : Dört katmanlı, gerinim ölçer ve serbest mesnetli iniş takımı testi gerinim-zaman grafiği.	106
Şekil 5.25 : İniş takımı sonlu elemanlar modeli kesit ağ yapısı.	107
Şekil 5.26 : İniş takımı sonlu elemanlar modeli ağ yapısı.	107
Şekil 5.27 : İniş takımı sonlu elemanlar modeline uygulanan kuvvet ve mesnetler	108
Şekil 5.28 : Gerinim ölçümü için yeni koordinat sistemi.	109
Şekil 5.29 : İniş takımı sonlu elemanlar modeline uygulanan kuvvet ve mesnet noktaları.	111
Şekil 5.30 : İniş takımı sonlu elemanlar modeli eşdeğer gerilmeleri.	111
Şekil 5.31 : Yorulma test masası tasarımı.	112
Şekil A.1 : İyileştirilmiş iniş takımının erkek kalıbı ve vakumlama yöntemi ile üretim aşamaları.	120
Şekil A.2 : İki katmanlı iniş takımı testinden görüntüler.	122

SEMBOL LİSTESİ

A	: Elyafın alanı
A	: Numunenin kesit alanı
B	: Ön iniş takımı ile arka iniş takımı arasındaki mesafe
b	: Numune genişliği
d	: Numune kalınlığı
$\vec{D}$, D_1, D_2	: Sürtünme yükü vektörü, yatay bileşeni, dikey bileşeni
D	: Çökme miktarı
Δ	: İki veri noktası arasındaki fark
$\epsilon^*_{,A,B,l,t,x,y,f}$	: Gerinim (*; Kopma gerinimi, A,B ; A ve B Noktalarındaki, l,x ; Boylamasına yöndeki, t,y ; Enlemesine yöndeki gerinim, f ; Esneklik gerinimi)
$E_{1,2,3}$	: Asal doğrultulardaki elastisite modülü
$E_{f,m}$	: Elyaf (f) ve reçine (m)'nin elastisite modülü
E_B	: Eğilme elastisite modülü
E_f	: Esneklik elastisite modülü
E^{chord}	: Kord çekme elastisite modülü
F	: Uygulanan kuvvet
F^{tu}	: Kopma dayanımı
$G_{f,m}$	: Elyaf (f) ve reçine (m)'nin kayma modülü
$G_{12,23,13}$	: Asal doğrultulardaki kayma modülü
γ_{12}	: Kayma gerinimi
L	: Numunenin uzunluğu
m	: Kuvvet-yer değiştirme grafiğinin lineer bölgedeki eğimi
$\nu_{f,m}$	: Elyaf (f) ve reçine (m)'nin Poisson oranı
$\nu_{12,23,13}$	: Asal doğrultulardaki Poisson oranı
n	: Elyaf kat sayısı
N_a	: Ön iniş takımı ile arka ağırlık merkezi arasındaki mesafe
P_{kritik}	: Kritik burkulma yükü
$P^{max,m}$	: Numunenin koptuğu azami yük değeri
$\vec{R}$, R_1, R_2	: Dikey yük vektörü, dikey bileşeni, yatay bileşeni
R	: İniş takımı eğrilik yarıçapı
R.C.	: Reçine tutma katsayısı
$\sigma^*_{,A,B,f}$	: Gerilme (*; Kopma, A ; A Noktasındaki, B ; B Noktasındaki, f ; Esneklik)
τ_{12}	: Kayma gerilmesi
τ_{12}^m	: Kayma dayanımı
$U_{x,y_{max}}$	: x ve y yönündeki azami yer değiştirmeler
$V_{f,m}$	: Elyaf (f) ve reçine (m) hacim oranı
W	: Hava aracının ağırlığı
WF	: Elyafın bir katının ağırlığı

BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ KOMPOZİT İNİŞ TAKIMININ TASARIMI, ÜRETİMİ VE TESTLERİ

ÖZET

Son yıllarda kompozit malzemelerin, hava araçlarının kritik yüklemelere maruz kalan parçalarında kullanım oranı yaygınlaşmaktadır. Ancak tamamı kompozit malzemelerden yapılmış hava aracı parçalarının kullanımı çok fazla tercih edilmemektedir. Kompozit malzemelerin özellikle yorulmaya karşı gösterdiği davranışın ve bakımının metal parçalardan farklılık göstermesi, insanlı sivil ve askeri hava araçlarında, kısacası güvenlik katsayılarının yüksek olduğu araçlarda tamamı kompozit malzemedan üretilmiş parçaların kullanımının tercih edilmemesinin sebeplerinden biri olarak gösterilebilir. Sivil veya askeri amaçla kullanılmakta olan insansız hava araçlarında ise tamamı kompozit malzemedan üretilmiş parçalar, metal parçalara kıyasla sahip oldukları yüksek dayanım/hafiflik oranları nedeniyle sık kullanım alanı bulmaktadır.

Ancak bu parçaların tasarımı, üretimi ve testlerine yönelik çalışmalar, gerek askeri gerekse ticari nedenlerden dolayı bilim dünyasındaki çalışmalarda yerinialanamamıştır. Bu çalışma da, gerek bilim dünyasında var olan bu eksikliği gidermek gerekse hem üniversitemize hem de ülkemize insansız hava araçlarında kompozit parça tasarım kabiliyeti, üretim ve test yöntemlerini kazandırmak amacıyla kaleme alınmış, iniş yüklerine karşı dayanıklı ve asgari hafiflikte bir kompozit iniş takımı elde edilmesi amaçlanmıştır.

Bir insansız hava aracı referans alınarak başlatılan çalışma, daha sonra bu hava aracının iniş takımına gelebilecek yüklerin hesaplanması ile devam etmiştir. Ardından kompozit malzemeyi oluşturan malzemeler incelenmiş ve bu amaçla, cam elyafı, aramid elyafı, karbon elyafı gibi takviye malzemeler, reçine malzemeler; polyester, vinilester ve epoksi ile çekirdek malzemeler hakkında genel bilgiler verilmiştir.

Daha sonra var olan elyaf çeşitleri, reçine ve çekirdek malzemeler kullanılarak üretilen kompozit test numunelerinin malzeme özelliklerinin belirlenmesi, sağlayıcı firmalardan elde edilen veriler ve literatürde yer alan verilerle doğrulanması amacıyla testler gerçekleştirilmiş ve bu veriler ışığında iniş takımının yapısal tasarımı gerçekleştirilmiş ve optimum iniş takımı elde edilmeye çalışılmıştır.

Yapısal tasarımın ardından optimum iniş takımının hem üretilmesi hem de analiz ve test süreci başlamış, bu amaçla kompozit malzeme üretim yöntemleri araştırılmış, uygulanabilecek yöntemler ve üniversitemize kazandırılabilir kabiliyetler belirlenmeye çalışılmıştır. Üretim yönteminin belirlenmesinin ardından bu konuda çalışmalar başlatılmış ve gereken kalıp tasarımları ve üretimleri gerçekleştirilerek iniş takımı üretimine geçilmiştir. Eş zamanlı olarak sonlu elemanlar analizi programında iniş takımının modellenmesi oluşturulmuş, belirlenen malzeme özellikleri ve iniş sırasında gelecek yüklerle birlikte analizler gerçekleştirilmiştir.

Analizlerin ve iniş takımının üretiminin ardından iniş takımı testlerine geçilmiş, testlerden elde edilen veriler ışığında iniş takımında yapısal iyileştirmeler gerektiği sonucu ortaya çıkmış, ve iniş takımında iyileştirmeye gidilmiştir. Daha sonra iyileştirilmiş iniş takımının analizleri, üretimi ve testleri gerçekleştirilmiş ve çalışmanın hedefi olan iniş yüklerine karşı yüksek dayanım ve asgari hafiflikte olan kompozit bir iniş takımı elde edilmiştir.

DESIGN, MANUFACTURE AND TESTS OF THE COMPOSITE LANDING GEAR OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

SUMMARY

In recent years, composite materials' rate of usage in the critical loaded parts of the aerial vehicles is going to be used widely. However, usage of the parts, which is manufactured of totally from composite materials, is not much preferred. Comparing to metal parts, composite parts are showing differences in fatigue behavior and the maintenance, therefore civil and military manned aerial vehicles, where the safety factor is higher, are not manufactured with composite materials, totally. On the other hand, in the unmanned aerial vehicles, which are used both civil and military purposes, are commonly manufactured entirely by composite materials because of their high strength/lightness ratio comparing to metal parts.

However, design, manufacture and testing studies do not find place in the scientific area because of both military and commercial reasons. This study aims to place such a study in the scientific area and to gain the ability to design, manufacture and testing of composite materials for our university and country. The main aim of this study is, obtaining an optimum composite landing gear, which is strength enough to overcome landing loads with a minimum weight.

Study is started with selection of an unmanned aerial vehicle. Later, the calculations of the landing load that is going to be applied to the aerial vehicle are made. Furthermore, the materials that are composing the composite material are introduced, such as glass fiber, aramid fiber, carbon fiber for reinforcement materials, polyester, vinylester and epoxy for the matrix material and core materials.

Then the existing fiber types, resin and core materials are used in the production of composite test specimens. The tests are performed for the determination of the material properties of the composite test specimens, and it is tried to verify with the obtained material properties from manufacturers and literature. With the obtained data, the structural design of the landing gear is performed and the optimum landing gear is tried to be obtained.

After the structural design, manufacturing, analyzing and testing studies are started at the same time. For this purpose, manufacturing methods are investigated, applicable methods, bringing capability of the suitable methods to our university is tried to be determined. After the determination of the manufacturing method, required mold design and production is achieved. Simultaneously, modeling of the landing gear in a finite element analysis software is done, determined material properties and landig loads are applied to the landing gear model for the analysis.

With the manufacture and analysis of the landing gear, study is furthered by landing gear tests. According to data, which is obtained from the test results, requirement of an optimization is occurred and optimization of the landing gear is carried out. Later, analyses, manufacture, tests of the optimized landing gear are made, and the aim of the study that requires a landing gear, which is strong enough for landing loads and has minimum weight, is obtained.

1. GİRİŞ

Havacılık alanında kompozit malzemelerin kullanımı her geçen gün artmaktadır. Kompozit malzemelerin tekrarlı yükler altında nasıl davrandığı ve bakım-onarımlarının nasıl yapılacağına dair kafalarda bulunan soru işaretleri nedeniyle kompozit malzemelerin kullanımı her geçen gün artış gösterse de gene de kısıtlı kalmıştır. Ancak kompozit malzemelerdeki teknolojik gelişmeler, bu malzemeler üzerine yapılan yoğun bilimsel çalışmalar, artık bir nebze olsun kompozit malzemelerin davranışı tahmin edilebilmekte ve kullanımı yaygınlaşmaktadır.

Günümüze değin kompozit malzemeler, havacılık alanında parça bazlı bir kullanım alanı bulmaktaydı. Özellikle yapısal riski olmayan uçak parçalarında sahip olduğu yüksek dayanım/ağırlık oranı nedeniyle kullanılmaktaydı. Kompozit malzemeler üzerine çalışmalar yapan bazı firmalar ise kompozit malzemenin kazandıracığı avantajları önceden tahmin ederek, şirket politikalarında radikal kararlar aldılar.

Havacılık alanında böyle büyük bir radikal kararı alan, sivil havacılık uçaklarında ilk kez tamamı karbon/epoksi kompozit malzemedan üretilmiş Boeing 787 gövdesi ile Boeing firması olmuştur. Özellikle kompozit malzemenin sahip olduğu yüksek dayanım/ağırlık oranı nedeniyle aldığı bu karar, Marsh (2007)'ın belirttiği gibi uçağın boş ağırlığını azaltırken, operasyon maliyetini de düşürmüş ve taşıyacağı faydalı yük miktarını da artırmıştır. Bu durum havayolu şirketlerini, Boeing 787 cazibesine kapılmasına ve bir diğer rakip firma olan Airbus karşısında Boeing'in uçak satışlarında öne geçmesine neden olmuştur[1].

Kompozit malzemelerin havacılık alanında artık gelenekselleşmiş alüminyum parçaların yerini alması hız kazanırken, Airbus bu konuda hala geleneksel malzemeler bağlı kalmaya çalışıyor.

Özellikle;

- Yekpare bir kompozit malzemedan üretilmiş gövdenin bakım-onarım maliyetlerinin yüksek olması,bunun yanı sıra üretim maliyetinin de yüksek olması,

- Kompozit malzemenin metal yorgunluğundan farklı olarak yorulma davranışı göstermesi,
- Bazı kritik parçalarda hafiflik kazandırmasına karşın alüminyum ve titanyumun sağladığı dayanımı sağlayamaması,

nedeniyle Airbus, tamamıyla kompozit malzemelerle üretilmiş bir uçağın üretilmesinin karşısında durmaktadır[1]. Bunun yerine Airbus kompozit malzeme ile alüminyum malzemeyi bir araya getiren “GLARE” ya da “Fiber-Metal Laminate” adı verilen malzemelerin kullanımını artırmaktadır. Bu malzemelerde alüminyum katmanlar arasına yerleştirilen tek yönlü cam fiberler sayesinde, alüminyumun geleneksel özellikleri korunmuş olup, kompozit malzemenin yüksek dayanım/ağırlık oranından da yararlanılmıştır[2,3].

Çalışmanın esas konusu iniş takımlarında kompozit malzemelerin kullanımının ve araştırmalarının yaygın olmadığı görülmektedir. Özellikle iniş takımlarında kullanılan şok emici ekipmanlar ve iniş takımına gelen yükler nedeniyle, iniş takımları alüminyum alaşımlar kullanılarak üretilmektedir. Literatürde yer alan çalışmalar, bu alüminyum alaşımların yüksek iniş yükleri altındaki yorulmalarını incelemektedir. Bu konuda birçok makale yayınlanmış ve genelde çatlak ilerlemesi, yorulma analizi gibi konular ele alınmıştır [4-7].

Kompozit iniş takımı tasarım ve üretilmesi konusunda yapılan çalışmalar ise sınırlı kalmıştır. Günümüzde uçak gövdesi gibi kritik bir parçanın tamamıyla kompozit malzeme kullanılarak üretilmesi yakında diğer kritik öneme sahip parçaların da kompozit malzemelerin bu avantajından yararlanacağını ve tamamı kompozit iniş takımları üretilcektir. Bu konularda bazı çalışmalar literatürde yer almaktadır, bunlardan en önemlisi Hollanda’da hava kuvvetleri desteği ile SPAVS ve NLR firmalarının ortak girişimiyle tasarım ve üretimi kendilerine ait olan F-16 iniş takımı dikmesidir. Bu çalışma göstermektedir ki kompozit malzemeler ile üretilen bu parçalarda, maliyette yüzde 15 azalma ve ağırlıkta yüzde 20 azalmanın elde edilmektedir. Hatta yapılan optimizasyon çalışmaları ağır çelik ve benzeri metal malzemeler yerine kompozit malzemelerin kullanılmasıyla ağırlıkta yüzde 39’a varan azalmalar söz konusu olabilecektir [8].

Kompozit iniş takımı ile ilintili bir diğer çalışma da AH-1S Cobra helikopteri için tasarlanan kızak iniş takımı ile ilgili çalışma, bu çalışma da literatürde kompozit iniş takımları ile ilgili yeterli kaynağın bulunmadığını ve çalışmanın bir ilk olduğunu belirtmektedir [9]. Bu tarz çalışmaların bilimsel arenada yer almamasının başlıca nedenleri arasında çoğu çalışmanın askeri ve/veya ticari kaygılara dayalı bir şekilde yürütülmesidir. Bu nedenle birçok firma ya da üniversite bu konuda çalışmalar yapsa bile bu çalışmaları yayınlamayarak kendi kuruluşları içerisindeki bilgi ve tecrübe havuzuna aktarmaktadırlar.

1.1 Tezin Amacı ve Kapsamı

Bu çalışma sahip olunan bilgi, beceri ve kabiliyetle bir insansız hava aracı için tamamı kompozit malzemeden tasarlanmış ve üretilmiş ana iniş takımının üniversite bünyesindeki test ekipmanları vasıtasıyla test edilmesini amaçlamaktadır. Bu amaca giden yolda iniş takımına gelebilecek yükler ve oluşabilecek senaryolar, kompozit malzemelerin seçimi, mekanik özelliklerinin tespiti ve doğrulanması, iniş takımının yapısal tasarımı, kompozit iniş takımı üretim yöntemleri ve iniş takımı analiz ve testleri gibi konular ele alınacaktır. Bu sayede, üniversite imkânları kullanılarak yapılacak çalışmalar sayesinde üniversitemize bu konularda bilgi ve kabiliyet kazandırılacak, bu çalışmaya yakın çalışmalar yapacak kişilere yol gösterici bir kılavuz haline getirilmeye çalışılacaktır.

Tez kapsamında aşağıdaki çalışmalar gerçekleştirilecektir;

İnsansız hava aracı, iniş takımının boyutlandırılması ve iniş takımına gelebilecek yükler: Bu başlık altında gereksinimleri önceden belli bir insansız hava aracı seçilecektir. İTÜ Uçak-Uzay Mühendisliği Kulübü tarafından 2006 yılında insansız hava aracı tasarım, üretim ve uçuş yarışmasında Amerika’da 49 takım arasından 5.lık olarak tasarım başarısını kanıtlamış, mini insansız hava aracı kategorisine giren, ATA-7 hava aracı referans alınacaktır. Bu hava aracının seçilmesindeki amaç, tasarım kısıtları belli olan ve bu doğrultuda hava aracının yerdeki manevraları ve inişi sırasında gerekecek bir iniş takımının verilen kısıtlar ışığı altında tasarlanmış olmasıdır. Bu tasarımda elde edilen iniş takımı boyutlandırmaları, iniş takımı çalışması konusunda bir başlangıç noktası olacaktır. Daha sonra bu başlık altında tasarımdan elde edilen veriler ışığında iniş takımına

gelebilecek yükler ve iniş senaryoları değerlendirilecek, iniş takımı için kritik iniş yükleri belirlenecektir.

Kompozit malzemeler ve malzeme özelliklerinin belirlenmesi: İniş takımının tasarımında önemli bir rol oynayacak etken de tasarımda kullanılacak malzemelerin seçilmiş olmasıdır. Tasarımda kullanılacak malzemeyi belirlemek için bu malzemelerin mekanik özelliklerinin ve diğer sahip olduğu avantaj ve dezavantajların iyi bilinmesi gerekmektedir. Bu nedenle öncelikle kompozit malzemelere genel bir bakış yapılacak, ardından mevcut bulunan kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesine yönelik üretim ve test çalışmaları gerçekleştirilecektir.

İniş takımı yapısal tasarımı: İniş takımı boyutlarının ve geometrisinin belirlenmesinin ardından tasarımla ilgili yapılabilecek iyileştirme çalışmaları belirlenecektir. İyileştirmenin başlıca amacı iniş takımını asgari hafiflikte azami dayanımı sağlayacak bir yapı haline kavuşturmadır. Bu aşamada iniş takımında değiştirilmesi mümkün, herhangi bir kısıtlaması olmayan değişkenler saptanarak, ve bu değişkenler çeşitli öngörülerle kısıtlanarak sonlu elemanlar analiz programında modellenecek ve analiz programından elde edilen sonuçlar değerlendirilerek optimum iniş takımı konfigürasyonu seçilecektir. Bu aşamada laboratuvarımızda mevcut elyaflar da göz önünde bulundurularak malzemeler de sonlu eleman analiz programında modellenecek ve gerekli malzeme ve katman sayısı bu iyileştirme işlemi sonucunda tespit edilmeye çalışılacaktır.

Kompozit iniş takımı üretim yöntemleri: Bu bölümde fakültemizde bulunan kompozit yapı laboratuvarımıza kazandırabileceğimiz kompozit üretim teknikleri anlatılacaktır. Aynı zamanda iniş takımı üretiminde kullanılabilecek yöntemler de belirtilecek ve en uygun üretim tekniği uygulanarak iniş takımı, tasarım ve iyileştirmelerden gelen veriler ışığında, üretilecektir.

İniş takımına uygulanacak testler: Testler, iniş takımında kullanılacak nihai kompozit malzemelerin ASTM test standartlarına göre testleri yapılarak malzeme özelliklerinin tespiti ile başlayacak, daha sonra iniş takımının daha önceden belirlenmiş kritik yüklemeler altında ne şekilde davrandığını tespit etmek üzere analiz ve testler gerçekleştirilecek, tasarımın gerekli koşulları sağlayıp sağlamadığı belirlenecektir. Bu analiz ve testlerde çeşitli mesnetleme şekilleri kullanılarak iniş

takımının maruz kalabileceği şartlar simüle edilmeye çalışılacaktır. Bu noktada, iniş takımı; rulmanlı kayar mesnet ve gerçek iniş anını simüle edecek, yer sürtünme koşullarını simüle edecek şekilde tekerlekli bir biçimde test edilecektir.

2. İNSANSIZ HAVA ARACI VE İNİŞ TAKIMI

Bu bölümde çalışma süresince referans alınacak insansız hava aracı ve onun iniş takımı hakkında bilgi verilecektir. İnsansız hava aracı olarak 2005-2006 AIAA Cessna/ONR 10.Uluslararası Tasarla/Yap/Uçur yarışmasında ülkemizi ve üniversitemizi başarı ile temsil etmiş, ve 49 takım içerisinde 5. lik kazanmış ATA-7 insansız hava aracı örnek alınmıştır. Bu uçağın referans alınmasındaki en büyük etkenlerden biri, tasarım gereksinimlerinin yarışmayı düzenleyen enstitü ve sponsor firmalar tarafından belirlenmesi, ve tasarımın bu gereksinimler ışığında şekillenmesidir. Bu sayede, bu çalışma için gerekli olacak uçağın denge ve kararlılığı kısıtları altında belirlenecek iniş takımı tipi ve uçaktaki konumlandırması iniş takımının boyutları konusunda iniş takımı tasarımına bir kısıt getirmiş olacaktır. Bu nedenle yarışmanın kurallarından kısaca bahsetmek, iniş takımıyla ilişkili uçağın tasarım verilerini sunmak ve ardından bu veriler ışığında iniş takımına gelebilecek yükler hesaplanarak bölüm sonlandırılacaktır.

2.1 İnsansız Hava Aracı

ATA-7 insansız hava aracı daha önce belirtildiği gibi AIAA'nın düzenlediği 10.Uluslararası Tasarla/Yap/Uçur yarışmasında belirtilen kurallar çerçevesinde tasarlanmış ve üretilmiştir. Bu aşamada yarışma kurallarını ve ATA-7 insansız hava aracının bu kurallar çerçevesinde tasarım özelliklerinden bahsedilecektir.

Yarışma, genel hatlarıyla havadan hafif olmayan bir elektrik motorlu insansız hava aracının tasarım ve üretiminin tamamıyla üniversite öğrencileri tarafından yapılmasını amaçlamaktadır. 2005-2006 dönemindeki yarışmada insansız hava aracının verilen üç farklı görevden en az ikisini yapacak kabiliyette olması istenmekteydi[10]. Bu üç göreve bakacak olursak;

●**Kargo Esnekliği Görevi:** Bu görev için 3 farklı faydalı yük seçilmiştir.

Bunlar, her biri en az 63.5mm çapa sahip 57-58 gram ağırlığında 48 adet tenis topu, iki adet 2 litrelik içi su ile dolu soda şişesi ve üçüncü olarak da 10 cm x 10 cm x 61 cm boyutlarında ve ağırlığı 3.6 kilogramdan ağır olmayan bir tahta bloktan oluşmaktadır. Hava aracı bu görevde bu faydalı yükleri sırasıyla uçuş sırasında taşınmalıdır. Bu görev için önemli bir diğerk nokta ise, faydalı yüklerin boşaltılması ve yüklemesi süresince geçen sürenin miktarıdır. Puanlama görev için belirlenen zorluk katsayısının (bu görev için 10 olarak belirlenmiştir) gerçekleştirilen uçuş turu ile çarpılması ve yüklerin boşaltma ve yükleme sırasında geçen zamana oranlanmasıyla bu göreve özgü uçuş puanı elde edilir.

●**Asgari Oranlanmış Hava Aracı Maliyeti Görevi:** Bu görevde ise hava aracının toplamda 96 tenis topunu (daha önce belirtilen teknik özelliklere sahip tenis toplarından) taşınması istenmektedir. Hava aracı bu 96 adet tenis topunu arzu edilen sekizli kombinasyonlarda (48x2, 32x3 veya 96'sını birden) 2 dakika boyunca havada taşınması istenmektedir. Bu görevin esas amacı, hava aracını mümkün olduğunca hafif tasarlanması ve üretilmesini esas almaktadır. Nitekim uçuş puanı, 96 tenis topunun taşınması sağlanırsa, zorluk katsayısının (bu görev için 150 olarak belirlenmiştir), uçağın oranlanmış hava aracı maliyetine oranlanmasıyla bulunur.

Oranlanmış hava aracı maliyeti, hava aracının faydalı yük yokken sahip olduğü ağırlığa karşılık gelmektedir.

●**Artan Faydalı Yük Görevi:** Bu görevde ise hava aracı içi su dolu 5 adet 2 litrelik soda şişesini taşıyacak kapasitede olacaktır. Bu görev, hava aracının 2 adet şişeyi havada bir tur atarak taşınmasıyla başlamaktadır. Daha sonra her tur sonunda bir adet soda şişesi daha eklenerek hava aracı istenilen sayıda tur atabilir. Zorluk katsayısı 1.25 olan bu görevde uçuş puanı, zorluk katsayısının uçuş yapılan tur sayısının karesi ile çarpılarak hesaplanmaktadır[10].

İşte bu görevler ışığı altında ATA-7 hava aracı tasarlanıp, üretilmiştir. ATA-7 hava aracı, verilen görev profillerinden; “Kargo Esnekliği” ve “Asgari Oranlanmış Hava Aracı Maliyeti” görevlerini esas alarak tasarlanmıştır. Yarışmanın genel puanlaması bu görev profillerinden elde edilen puanlardan azami iki tanesinin seçilmesi ve toplanmasıyla toplam uçuş puanı elde edilir. Daha sonra bu uçuş puanı, teknik komiteye daha önceden gönderilmesi gereken 60 sayfayı aşmayan, hava aracının tasarım, üretim ve test uçuşları sürecini anlatan, çeşitli yapısal ve aerodinamik analizlerin de yer alabileceği, hava aracının teknik çizimleri ve organizasyon şeması gibi verilerin de yer aldığı bilgileri içeren rapordan elde edilecek puanla çarpılması ve bu çarpımın hava aracının daha önce belirtilen oranlanmış hava aracı maliyetine (yani hava aracının boş ağırlığına) bölünmesiyle bulunmaktadır[10].

2.1.1 İnsansız hava aracı özellikleri

Bu aşamada, verilen görev profilleri çerçevesinde tasarlanan ve kompozit iniş takımının tasarım, üretim ve test aşamalarında kullanılacak hava aracının teknik özellikleri verilecektir. Çizelge 2.1’de ATA-7 insansız hava aracının boş ağırlığı ve azami kalkış ağırlığına eşit olan 2x2 litrelik içi su dolu soda şişesi ile olan ağırlığı verilmiştir. ATA-7 hava aracı, elektrik motorlu olması sebebiyle sıvı yakıt taşımamaktadır. Bu nedenle azami kalkış ağırlığı ile iniş ağırlığı birbirine eşittir. İniş takımının iniş sırasında maruz kalacağı yüklemeler bu azami kalkış ağırlığı dikkate alınarak yapılacaktır[11].

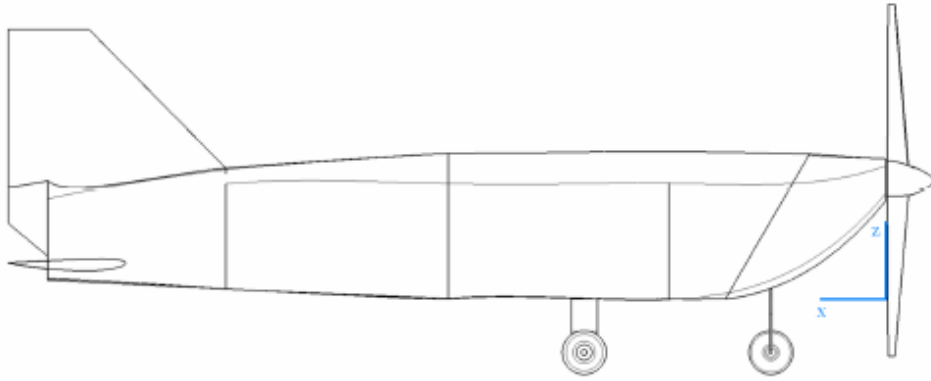
Çizelge 2.1 : ATA-7 İnsansız hava aracı özellikleri.

Özellik	Değer	Birim
Boş Ağırlık	23.6421	Newton
Azami Kalkış Ağırlığı (2x2litre soda şişesi ile)	62.8821	Newton

2.2 İniş Takımı Boyutlandırması

İniş takımı boyutları, verilen görev profilleri ışığı altında Raymer tarafından kaleme alınan uçak tasarımı kitabında yer alan iniş takımı yerleşimi, boyutlandırması gibi başlıklar altındaki bilgiler doğrultusunda belirlenmiştir[12]. Bu aşamada uçağın özellikle yerdeki manevraları süresince denge ve kararlılık içersinde hareket etmesi için hava aracının ağırlık merkezinin pozisyonuna göre iniş takımı yerleştirilmiştir.

Hava aracı iniş takımı konfigürasyonu olarak üç-teker (tri-cycle) bir yapıya sahiptir. Bu yapıda hava aracının önünde bir teker, arkasında iki teker olmak üzere toplamda üç adet tekerlek ve tekerlerin bağlı bulunduğu dikmeler yer almaktadır. Yapılan hesaplamalar ve tasarım gerekleri ışığında, ATA-7 hava aracı için hava aracının uç noktasından alınan referans koordinat sistemine göre aracın azami ağırlık olan 2 adet 2 litrelik soda şişesine göre ağırlık merkezi ve iniş takımı yerleşim noktaları, Şekil 2.1’de gösterilen koordinat sistemindeki yatay x eksenine göre Çizelge 2.2’de verilmiştir[11].



Şekil 2.1 : ATA-7 İnsansız hava aracı ve referans koordinat sistemi [11].

Çizelge 2.2 : ATA-7 İnsansız hava aracı iniş takımı yerleşimi.

Yerleşim Noktası	Değer	Birim
Ağırlık Merkezi	36.8	cm
Ön İniş Takımı	15.7	cm
Ana İniş Takımı	41.2	cm

Yapılan denge ve kararlılık hesapları çerçevesinde ana iniş takımının boyutları ise uzunluğu 38 cm ve yüksekliği 11.5 cm şeklinde belirlenmiştir[11]. Genişliği, hesaplamalara etki eden bir boyut değildir, ancak referans olması açısından hava aracı için üretilen iniş takımının genişliği 3 cm’dir. Aynı zamanda hava aracında kullanılan iniş takımı 150 gr. ağırlığa sahip, çekirdek malzemesi olarak köpük kullanılan, takviye malzemesi olarak da karbon elyafının kullanıldığı bir yapıya sahiptir.

2.3 İniş Takımına Gelecek Yükler

Bu bölümde iniş takımına gelebilecek yükler açıklanacaktır. Howe kitabında hava araçlarının iniş sırasında yaşayabileceği senaryolarını anlatmıştır [13]. Geleneksel yolcu uçaklarında olduğu gibi ATA-7 hava aracı da daha önce bahsedildiği üzere üç-teker iniş takımı konfigürasyonuna sahiptir. Bu tarz uçaklar, Howe'un da bahsettiği üzere tek teker üstüne (ana iniş takımının bir bacağı), iki teker üstüne (ana iniş takımı üzerine) ya da üç teker üstüne gibi çeşitli senaryolarda iniş gerçekleştirebilirler[13]. Bu çalışma kapsamında öncelikle uçağın durağan halde yerdeki ana iniş takımına gelen yükler hesaplanacak, daha sonra iniş sırasında ana iniş takımına gelebilecek dinamik yüklerin hesaplanmasında üç teker üzerine iniş ve iki teker üzerine iniş senaryoları uygulanacaktır. Bu senaryolardan elde edilen yükleme değerleri daha sonra iniş takımı sonlu elemanlar analizi modeli üzerinde uygulanacaktır.

2.3.1 Durağan yük

Hava aracı iniş takımına durağan halde iken gelen yükler gerek Raymer, gerekse Currey tarafından benzer şekilde açıklanmıştır[12,14]. Raymer tarafından verilen Şekil 2.2'ye göre hava aracının ön ve arka iniş takımı ile ağırlık merkezinin konumu durağan yüklerin hesabında önemli rol oynamaktadır. Raymer uçağın ağırlık merkezinin yatay ekseninde değişiklik gösterebileceğini düşünerek ön ağırlık merkezi (FWD C.G.) ve arka ağırlık merkezi (AFT C.G.) şeklinde iki ağırlık merkezi belirtmiş ancak bu noktalardan iniş sırasında arka ağırlık merkezi daha kritik yükleme sonucu oluşturacağından statik yük hesaplamasında arka ağırlık merkezini kullanmıştır[12]. Nitekim daha önce verilen ATA-7 hava aracı bilgilerinde, aracın taşıyacağı azami yük ve bu yük ile birlikte uçağın ağırlık merkezi verilmişti, bu ağırlık merkezi ATA-7 hava aracı için kritik arka ağırlık merkezini oluşturmaktadır.

Raymer ana iniş takımına gelen durağan yükü **(2.1)**'deki formülü kullanarak hesaplamaktadır;

$$\text{Azami Durağan Yük} = W * (N_a / B) \quad (2.1)$$

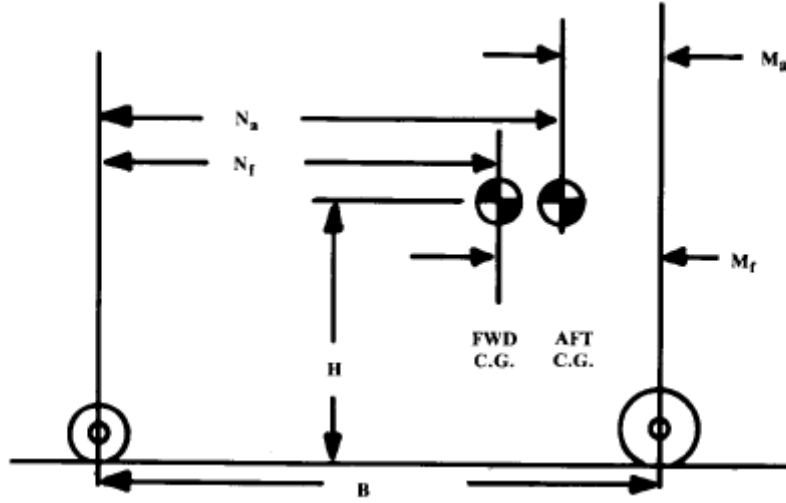
ATA-7 hava aracı için daha önce verilen bilgiler ışığında;

$$N_a = (36.8 - 15.7) = 21.1 \text{ cm ve } B = (41.2 - 15.7) = 25.5 \text{ cm şeklinde hesaplanabilir.}$$

Bu bağlamda ana iniş takımına gelecek yük ;

Azami Durağan Yük = $62.8821 * (21.1 / 25.5) = 52.037$ N şeklinde hesaplanabilir.

Ana iniş takımı iki dikmeye sahip olduğu düşünülürse ve ağırlık merkezinin bu iki dikmenin tam orta noktasına denk geldiği varsayılırsa, her bir dikmeye 26.02 N yük etkidiği söylenebilir.



Şekil 2.2 : Durağan yük hesabı için iniş takımı – ağırlık merkezi bağıntısı [12].

2.3.2 Dinamik yük

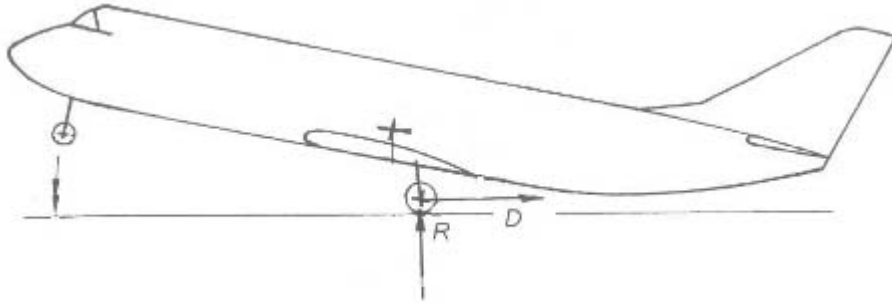
Bir önceki başlıkta hava aracına yerde etkiyecek durağan yükü belirlemiştik. Bu başlık altında ise hava aracının yerle temas ettiği ilk andaki ana iniş takımında oluşacak yüklere göz atılacak ve bu yükler literatürdeki kaynaklar doğrultusunda hesaplanacaktır. Bu hesaplamalarda daha önce de bahsi geçen iki teker üzerine iniş ve üç teker üzerine iniş senaryoları incelenecektir.

2.3.2.1 Dikey yük

İniş takımının yerle temas ettiği ilk anda yerin hava aracına uyguladığı kuvvet, iniş takımına gelen dikey yükü oluşturur. Bu yük değeri hava aracının ağırlığı ile bağlantılıdır. Geçmiş tecrübeler iniş takımı tasarımı sırasında iniş takımına gelecek yükü belirlemede durağan yükün bir katsayı ile çarpımının kullanılabileceğini göstermiştir. Currey iniş takımı yük faktörü olarak adlandırdığı bu katsayıları şu şekilde vermektedir; Yere iniş yapan (savaş gemisi uçakları hariç) savaş uçakları için 3-5, küçük standart uçaklar için 2-3 ve yolcu uçakları için 0.7-1.5 değerleri arasında alınabilir [14]. İnsansız hava araçları için bu değer aralığı henüz bulunmamaktadır, bu nedenle bu çalışmada bu iniş takımı yük faktörü 3 olarak öngörülmüştür.

Üç teker iniş senaryosunda, üç tekerin yere aynı anda yere değdiği hususu önemlidir. Bu nedenle durağan yük hesaplamasında kullanılan yükleme değeri ve az önce bahsi geçen iniş takımı yük faktörü kullanılarak, ana iniş takımına üç teker iniş senaryosunda gelecek dinamik dikey yük kolayca hesaplanabilir. Durağan yükün iniş takımı yük faktörü ile çarpılmasıyla, iniş takımının iniş sırasında ne kadar bir yüke dayanması gerektiği ortaya çıkar. Buradan yola çıkarak, ana iniş takımının üç teker iniş senaryosunda karşılaşması gereken yük 156.111 N şeklinde hesaplanabilir. İki dikmeli iniş takımında her bir dikmeye eşit olarak aktarılacak yük ise 78.055 N olarak bulunur.

İki teker üzerine iniş senaryosunda ise hava aracı yere değme noktasında belli bir hücum açısıyla iniş yapmaktadır. Bu nedenle ağırlık merkezi, durağan yük hesaplamasındaki noktasından daha geriye kayar, bu husus Howe tarafından verilen ve Şekil 2.3'de görüldüğü üzere gerçekleşmektedir [13]. Chai ve Mason hava aracının teker değme noktasında sahip olduğu hücum açısının genellikle beş ile sekiz derece olduğunu belirtmektedirler [15]. Aynı zamanda ön iniş takımı yere değmediği için hava aracının tüm yükünü ana iniş takımı karşılayacaktır. Bu bilgiler ışığında hava aracına gelen yük, uçağın ağırlığının iniş takımı yük faktörü ile çarpılması ile ($62.88 \text{ N} \times 3$) 188.65 N olarak bulunur.



Şekil 2.3 : İki teker iniş senaryosunda uçağın durumu [13].

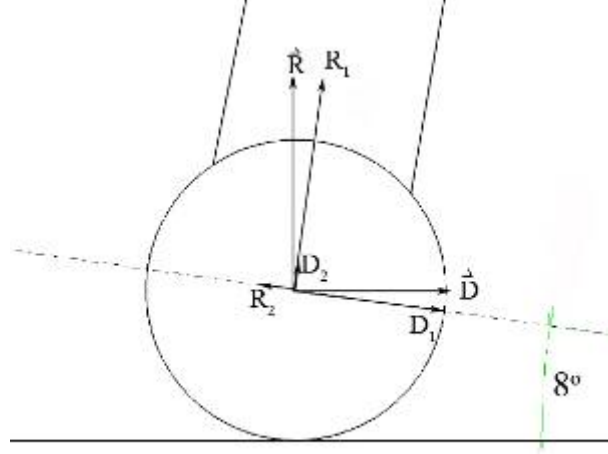
2.3.2.2 Sürtünme yükü

Hava aracının yerle temas sağladığı anda tekerlekler üzerine etkiyen yerin sürtünme etkisi, bir sürtünme yükü oluşturur. Bu sürtünme yükünün hesaplanmasında çeşitli havacılık otoritelerinin koyduğu koşullar yerine getirilmelidir. Sivil uçaklar için JAR ve FAR kuralları, askeri uçaklar için Birleşik Krallık otoritesi veya Amerika Birleşik Devletleri askeri kuralları uygulanmaktadır [13]. İnsansız hava araçları için henüz böyle bir genel kural koyan ve uyulması gereken koşulları sunan bir otorite

bulunmamaktadır. Ancak sivil ve askeri havacılık otoritelerinin denetim kapsamına bu hava araçları da girmektedir. Bu nedenle insansız hava aracı için sürtünme yükün hesabında Howe'un kitabında belirttiği sivil ve askeri otoritelerin kuralları kullanılacaktır. Howe, sadece sürtünme yükünün olduğu, rüzgârsız bir havada, sivil havacılık kuralları gereği sürtünme yükü dikey yükün yüzde 25'ine tekabül etmektedir. Hafif uçaklar kategorisi için uygulanan JAR-23.479(b) kuralı da sürtünme yükünün azami dikey yükün en az yüzde 25'i olarak hesaplanmasını istemektedir. Yine aynı şekilde Amerika Birleşik Devletleri askeri kurallarından MIL-A-8862'ye göre sürtünme yükü, iniş takımına gelen dikey yükün yüzde 25'inden az olmamalıdır koşulunu ortaya koymaktadır. Nitekim bu koşul bir diğer havacılık kuralı olan JAR-25'le benzerlik göstermektedir[13].

Bu bağlamda, insansız hava aracımız için üç teker iniş senaryosunda, tekerlere ve dolayısıyla ana iniş takımına etkiyecek sürtünme yükü, ana iniş takımının bir dikmesine etkiyecek yükün yüzde 25'i hesaplandığında ($78.06 \text{ N} \cdot 25\%$) 19.52 N olarak bulunur.

İki teker üzerine iniş senaryosunda ise hava aracına etkiyen sürtünme kuvveti yine üç teker iniş senaryosunda olduğu gibi iniş takımına etkiyen dikey yükün yüzde 25'i alınarak bulunur. Bu değer iki teker iniş senaryosu için ($(188.65/2) \text{ N} \cdot 25\%$) 23.58 N olarak hesaplanır. Ancak iki teker iniş senaryosunda uçak yer düzlemi ile 8 derecelik bir açı yaptığı önceki başlıkta açıklanmıştı. Bu nedenle iniş takımı yerel koordinat sistemine göre etkiyen dikey ve sürtünme yükü iniş takımına 8 derecelik bir açıyla etkimektedir. Kritik yükleme kıyaslaması yapılacağından üç teker iniş senaryosundaki gibi iniş takımına dik etkiyen kuvvetlerin hesaplanması kıyas açısından kolaylık sağlayacaktır. Bu nedenle iki teker iniş senaryosunda iniş takımının serbest cisim diyagramı Şekil 2.4'de gösterilmiş ve bu diyagram yardımıyla iniş takımına etkiyen dik yükler hesaplanmıştır. (Not: Diyagramda açı değerleri ve vektörel gösterimler gerçek ölçekte değil abartılı bir şekilde gösterilmiştir.)



Şekil 2.4 : İki teker iniş senaryosunda iniş takımına gelen yükler için serbest cisim diyagramı.

Şekil 2.4’de gösterilmiş serbest cisim diyagramına göre;

$$R_1 = \vec{R} \cdot \cos(8^\circ) = 94.325 \cdot \cos(8^\circ) = 93.41N ,$$

$$R_2 = \vec{R} \cdot \sin(8^\circ) = 94.325 \cdot \sin(8^\circ) = 13.13N ,$$

$$D_1 = \vec{D} \cdot \cos(8^\circ) = 23.58 \cdot \cos(8^\circ) = 23.35N ,$$

$$D_2 = \vec{D} \cdot \sin(8^\circ) = 23.58 \cdot \sin(8^\circ) = 3.28N ,$$

Dikey Bileşke Yük = $R_1 + D_2 = 93.41 + 3.28 = 96.69$ N ve

Yatay Bileşke Yük = $D_1 - R_2 = 23.35 - 13.13 = 10.22$ N şeklinde hesaplanır.

2.3.2.3 Yan yük

İniş takımlarında yan yük adı verilen yükleme, hava aracının rüzgâra karşı iniş yapmadığı durumlarda (yani havacılık terimiyle yan rüzgâr olduğu durumlarda) ortaya çıkar.

Pistte bulunan yan rüzgârın uçağın kütlesini yana doğru itme isteğiyle ortaya çıkan bu yükün hesaplanmasında, dikey yük ve sürtünme yükü hesaplamalarında olduğu gibi, genel havacılık otoritelerinin belirlediği kurallar çerçevesinde hesaplanır ve tasarımlarda kullanılır.

Howe yan yük hesaplamasında iki değişik senaryoyu ortaya koymuş ve havacılık otoritelerince yer verilen bu iki senaryo kurallarını şu şekilde açıklamıştır; ilk

senaryoda iniş takımı sürtünme yükünün yan yüklerle birleşik bir biçimde etki ettiği durum, ikinci senaryoda ise tekerleklerin sadece döndüğü ve dolayısıyla sürtünmenin sıfır kabul edildiği, sadece yan yükün etki ettiği durum ele alınmıştır. Birleşik Krallık askeri kurallarına göre ilk senaryoda sürtünme yükü dikey yükün yüzde 40'ı olarak alınır, ana iniş takımının her bir dikmesine gelen yan yük ise dikmeye gelen dikey yükün yüzde 25'i olarak hesaplanır. İkinci senaryoda ise tipik olarak dikey yük azami dikey yükün yüzde 50'si olarak, bir dikmeye gelen yan yük (içe doğru) ise azami dikey yükün yüzde 40'ı olarak diğer dikmeye gelen yükün(dışa doğru) ise yüzde 30 olarak hesaplanır [13].

Bu bilgiler ışığında ana iniş takımı dikmelerine gelen yükler, üç teker iniş senaryosu ve birinci yan yük senaryosu doğrultusunda ($78.06 \text{ N} \cdot 25\%$) 19.52 N , ikinci yan yük senaryosu için ilk dikmeye gelen yük ($78.06 \text{ N} \cdot 40\%$) 31.22 N ve ikinci dikmeye gelen yük ($78.06 \text{ N} \cdot 30\%$) 23.42 N şeklinde hesaplanır.

İki teker iniş senaryosu ve birinci yan yük senaryosu için sürtünme yükü dikey yükün yüzde 25'i değil, yüzde 40'ı şeklinde hesaplanmaktadır, iniş takımına üç teker iniş senaryosunda gelen yüklerle kıyas yapabilmek için iniş takımı koordinat sistemine göre gelen dikey ve yatay yük bileşenleri yeniden hesaplanırsa;

$$R_1 = \vec{R} \cdot \cos(8^\circ) = 94.325 \cdot \cos(8^\circ) = 93.41 \text{ N} ,$$

$$R_2 = \vec{R} \cdot \sin(8^\circ) = 94.325 \cdot \sin(8^\circ) = 13.13 \text{ N} ,$$

$$D_1 = \vec{D} \cdot \cos(8^\circ) = 37.73 \cdot \cos(8^\circ) = 37.36 \text{ N} ,$$

$$D_2 = \vec{D} \cdot \sin(8^\circ) = 37.73 \cdot \sin(8^\circ) = 5.25 \text{ N} ,$$

Dikey Bileşke Yük = $R_1 + D_2 = 93.41 + 5.25 = 98.66 \text{ N}$ ve

Yatay Bileşke Yük = $D_1 - R_2 = 37.36 - 13.13 = 24.23 \text{ N}$

şeklinde bulunur. Yan yük ise dikey yük vektörünün yüzde 25'i olarak kabul edilir ve bu değer ($94.325 \cdot 25\%$) 23.58 N olarak hesaplanır.

İki teker iniş senaryosu için ikinci yan yük senaryosunda ise sürtünme kuvvetinin oluşmadığı varsayımı ile bileşke dikey ve yatay yükler değişmektedir. Buna göre dikey bileşke yük sadece R_1 bileşeninden, yatay bileşke yük ise sadece R_2 bileşeninden oluşmaktadır. Şekil 2.4'deki serbest cisim diyagramından R_2 bileşenin sürtünme yönüne ters yönde olduğuna dikkat edilmelidir. Bu ikinci yan yük

senaryosunda yan yük hesabı yapıldığında ise birinci dikmeye $(94.325 \times 40\%)$ 37.73 N ikinci dikmeye ise $(94.325 \times 30\%)$ 28.3 N yük etkir.

2.3.3 Özet

Özet olarak ATA-7 insansız hava aracı ana iniş takımına gelecek yükler (her bir dikme başına gelecek yük), oluşturulan senaryolar eşliğinde Çizelge 2.3'te görülebilir. Çizelge 2.3'te görüldüğü üzere ana iniş takımı dikmeleri için kritik yükleme durumu iki teker üzerine iniş senaryosu ve yan yük 1.senaryosu sırasında ortaya çıkmaktadır. Çalışma sırasında iniş takımı analizlerinde ve testlerinde aşağıdaki çizelgede yer alan ve kritik olarak seçilen iki teker üzerine iniş senaryosu ve yan yük 1.senaryosundaki yükleme koşulları altında iniş takımı analiz ve testleri gerçekleştirilecektir.

Çizelge 2.3 : ATA-7 hava aracının iniş takımına gelecek yüklerin özet çizelgesi.

Yükleme Çeşidi	Üç Teker İniş Senaryosu			İki Teker İniş Senaryosu		
	Dikey Yük (N)	Sürtünme Yüğü (N)	Yan Yük (N)	Dikey Yük (N)	Sürtünme Yüğü (N)	Yan Yük (N)
Durağan Yük	26.02	-	-	-	-	-
Dinamik Yük;						
Dikey Yük	78.06	-	-	96.69	-	-
Sürtünme Yüğü	-	19.52	-	-	10.22	-
Yan Yük (1.Senaryo)	78.06	31.22	19.52	98.66	24.23	23.58
Yan Yük (2.Senaryo);						
(1.dikme)	39.03	-	31.22	46.71	-13.13	37.73
(2.dikme)	39.03	-	23.42	46.71	-13.13	28.3

3. İNİŞ TAKIMI YAPISAL TASARIMI

Bu bölümde iniş takımı yapısal tasarımı ile sonuçlanacak çalışmalar anlatılacaktır. Bu bağlamda, öncelikle kompozit parçaları oluşturan elyaf, reçine ve çekirdek çeşitlerine genel bir bakış yapılacaktır, daha sonra İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Kompozit ve Yapı Laboratuvarı'nda mevcut var olan elyaf çeşitlerinin öncelikle malzeme özelliklerinin belirlenmesi, üretici ve literatür kaynakları ile doğrulanması çalışması ile tasarım süreci başlayacaktır. Bu süreç içerisinde kompozit test numunelerinin üretim yöntemleri, uygulanan testler anlatılacaktır. Daha sonra bu veriler ışığında, iniş takımının hangi elyaf türleri kullanılarak, en hafif ve gelebilecek yüklere en dayanıklı şekilde üretileceği belirlenecektir.

3.1 Kompozit Malzemelere Genel Bakış

Kompozit malzemeler genel anlamda iki veya daha fazla birbirinden şekilce ya da makro düzeyde oluşum biçimince farklı malzemenin bir araya gelmesiyle oluşur [16].

Bir başka anlatımla şu anda kompozit malzemeler, güçlü liflerin -daimi veya dağıntı haldeki- etrafını kaplayan güçsüz bir matriks malzemesinden (reçine) oluşur [17].

Gay ve diğerleri, kompozit malzemelerin yeni bir malzeme çeşidi olmadığını söylüyor ve antik çağlardan bu yana kullanım alanı bulduğunu belirtiyor. Özellikle tahta ve mısır koçanının günlük kullanılan kompozitlerden olduğunu belirterek, Japon'ların ve Mongol'ların silah yapımında kompozit malzemenin faydalarından yararlandıklarını da belirtiyor [17].

Akova de aynı şekilde biyolojik kökenli malzemelerin çoğunun kompozit malzeme olduğunu belirtiyor. Örneğin, kemiğin sahip olduğu hafifliği mineral kristallerinin bir protein olan kolajenle birleşmesine borçludur, tahta ise selülozik lifler ve etrafında linyin ve hemiselüloz içerir [16].

Her ne kadar birçok kompozit malzeme örneği verilebilecek olsa da havacılık alanında kullanılan Akovali'nin deyimiyle İleri Kompozit Malzemeler veya Baker ve diğerlerinin deyimiyle Yüksek Performanslı Elyaf Kompozitler bu çalışmada göz önünde bulundurulacak kompozit malzemeleri oluşturacaktır [16,18].

3.1.1 Takviye malzemeleri

Akovali, cam elyafının kullanımının eski Mısırlılar'a kadar dayandığını söylemektedir. Karbon elyafı ise 100 yıldan fazla süredir bilinmesine karşın ancak 1950'lerden sonra çokça kullanım sahası bulduğu havacılık sektörünün dikkatini sahip olduğu yüksek dayanım ve hafif takviye malzemesi olması nedeniyle çekmiştir [16]. Aramid elyafı ise 1970'lerde DuPont firması tarafından bulunmuş bir organik elyaf çeşididir [18]. Bu üç elyaf çeşidi, kompozit malzemelerde en yaygın kullanılan elyaflardır, çeşitli dokuma teknikleri ile ihtiyaca göre iki elyaf çeşidinden oluşan hibrid elyaf dokumaları da mevcuttur. Bu bölümde bu üç elyaf çeşidinden genel anlamda bahsedilecek ve mekanik özellikleri, birbirlerine göre avantajları ya da dezavantajları açıklanacaktır. Daha sonra bu elyaf çeşitlerinin dokuma şekilleri üzerine durulacak, dokuma farklılığının mekanik özelliği nasıl etkilediği anlatılmaya çalışılacaktır.

3.1.1.1 Cam elyafı

Çeşitli minerallerin (kum, kil, kireç taşı, kolemanit) 1600 °C de birleşmesiyle sıvı cam oluşur. Daha sonra bu sıvı cam, silindirik metal kılcal borular içerisinden geçerken soğutulur ve böylelikle 5 ile 24 µm çapında cam elyafı filamentleri oluşur. Daha sonra bu filamentler bir araya getirilir ve filamentleri bir arada tutabilmek için özel bir tutkalla kaplanır, bu sayede cam filamentinin aşınmasını önler[19].

Cam elyafında kullanılan minerallerin karışım oranlarıyla ile oynanarak farklı özelliklere sahip cam elyafı çeşitleri oluşturulabilmektedir. Bu cam elyafı çeşitlerine bakacak olursak;

E tipi cam elyafı (elektriksel); daha az alkali içerirler ve A tipi (alkali) cam elyaflarından yapısal anlamda daha kuvvetlidirler. İyi çekme ve basma dayanımına ve sertliğe sahiptirler, iyi elektriksel özelliğe sahiplerdir ve göreceli olarak düşük maliyetlidirler, ancak çarpmaya karşı dayanıklılığı göreceli olarak kötüdür. Düşük

maliyeti nedeniyle kompozit malzemelerde kullanılan en yaygın cam takviye malzemesidir.

C tipi cam elyafı (kimyasal); kimyasallara karşı iyi bir direnç gösterir. Bu özelliği nedeniyle kompozit malzemelerden yapılmış kimyasal ve su borularında ve tanklarda iç katmanda ince bir tabaka olarak kullanılır.

R, S veya T tipi cam elyafı; E tipi cam elyafından daha yüksek çekme dayanımına ve elastisite modülüne sahip, çeşitli firmalarca farklı harflerle kodlanmış, ancak yapısal olarak benzer cam elyaf çeşididir. E tipi cam elyafının sahip olduğu filament çapından daha düşük çaplara sahip olmaları sayesinde bu yüksek dayanım özelliğine sahip olurlar. A.B.D.'deki OCF firması tarafından üretilen elyafa S tipi, Avrupadaki Vetrotex firması tarafından üretilene R tipi ve Japonya'daki Nittobo firması tarafından üretilene ise T tipi cam elyafı adı verilmektedir. Genel olarak havacılık ve uzay ve savunma endüstrisi için geliştirilmiş olup, bazı zorlu balistik silah ve zırh uygulamalarında kullanılmaktadır. Sahip olduğu kısıtlı kullanım alanıyla üretim hacimleri düşük olduğundan, elektrik devrelerinde daha sık kullanım alanı bulan E tipi cam elyafına kıyasla maliyeti daha yüksektir[19].

Akovali cam elyaf çeşitlerinin mekanik özelliklerini Çizelge 3.1'deki gibi vermektedir [16].

Çizelge 3.1 : Cam elyaf çeşitlerinin mekanik özellikleri [16].

Cam Elyafı Tipi	Yoğunluk (kg/m ³)	Çekme Dayanımı (MPa)	Elastisite Modülü (GPa)	Kopma Uzaması (%)
E	2620	3450	81	4.9
S	2500	4590	89	5.7
A	2500	3050	69	5.0

3.1.1.2 Aramid elyafı

Aramid elyafı el yapımı bir organik polimerdir(aromatik poliamid), bu elyaf sıvı kimyasal bir karışımdan katı bir iplikçik eğirmesiyle oluşur. Bu parlak açık sarı filamentler çeşitli özelliklere sahip şekillerde üretilir, ancak genel olarak hepsinin belirgin özellikleri yüksek dayanıma ve düşük yoğunluğa sahip olmasıdır. Bu özellik onlara yüksek özgül dayanım sağlamaktadır. Tüm çeşitleri darbeye karşı dayanıklıdır ve düşük elastisite modülüne sahip olanları balistik uygulamalarda geniş kullanım

alanı bulmaktadır. Ancak, basma dayanımı ise E tipi cam elyafıyla benzerlik göstermektedir [19].

Aramid elyafının en bilindik ismi Dupont firmasına ait olan “Kevlar” dır. Ancak günümüzde başka firmalar değişik isimlerle çok çeşitli özelliklerde aramid elyafı sunmaktadır. Tüm bu aramid elyaf çeşitleri yüksek dayanımın yanı sıra, aşınmalara, kimyasal ve termal bozunmalara karşı direnç gösterir. Ancak, aramid filamentleri ultraviyole ışınları karşısında yavaş yavaş bozunmaya uğrayabilir[19].

Dupont firmasının sunduğu üç çeşit Kevlar elyaf tipi bulunmaktadır, bunlar yüksek sertliğe sahip Kevlar 29, ultra yüksek elastisite modülüne sahip Kevlar 149 ve yüksek elastisite modülüne sahip Kevlar 49’dur. Yapısal kompozit malzemelerde en yaygın olarak Kevlar 49 aramid çeşidi kullanılmaktadır. Akovali kitabında bu üç çeşit Kevlar elyafının mekanik özelliklerini Çizelge 3.2’deki gibi vermektedir [16].

Çizelge 3.2 : Aramid elyaf çeşitlerinin mekanik özellikleri [16].

Aramid Elyaf Tipi	Yoğunluk (kg/m ³)	Çekme Dayanımı (MPa)	Elastisite Modülü (GPa)	Kopma Uzaması (%)
Kevlar 29	1440	3000-3600	85	4.0
Kevlar 49	1440	3600-4100	131	2.8
Kevlar 149	1470	3500	186	2.0

3.1.1.3 Karbon elyafı

Karbon elyafı, lif formunda bulunan karbon zengini organik ön maddelerin (precursor) kontrollü oksidasyon, karbonizasyon ve grafitizasyon işlemleriyle üretilir. Bu ön maddelerden en yaygın olanı polyacrylonitrile (PAN) ‘dir, çünkü karbon elyafının en iyi özelliklerini bu ön madde sağlamaktadır. PAN dışında karbon elyafları, zift ve selülozdan da üretilmektedir. Grafitizasyon işleminin çeşitli şekilleri yüksek dayanımlı elyaflar (yaklaşık 2600°C’de) veya yüksek elastisite modüllü elyaflar (yaklaşık 3000°C’de) ve diğerleri bu aralıktaki sıcaklıklardaki işlemlerle üretilmektedir. Karbon elyafı şekillendikten sonra yüzeyi, matriksin kolayca yapışmasına yardımcı olacak, kimyasal olarak sertleştirilen bir işlem görür. Özellikle taşıma sırasında da bu işlem elyafın korunmasında önemli bir rol oynamaktadır [19].

Karbon elyafları genellikle sahip oldukları elastisite modüllerine ya da dayanımlarına göre sınıflandırılırlar, genellikle ultra yüksek elastisite modüllü karbon elyaflar (UHM), yüksek elastisite modüllü karbon elyaflar (HM), orta elastisite modüllü

karbon elyaflar (IM), ve yüksek dayanımlı karbon elyaflar (HS) şeklinde sınıflandırılır. Genellikle filament çapları 5-7 µm arasında değişir. Piyasadaki tüm elyaf çeşitleri arasında karbon elyafı özgül sertliği en yüksek olan elyaftır, gerek çekme gerekse basmaya karşı yüksek dayanım sağlar, korozyona, yorulmaya ve sürünmeye karşı yüksek direnç gösterir. Ancak çarpmaya karşı dayanımları gerek cam elyafı gerekse aramid elyafından daha düşüktür, bu özellikle HM ve UHM karbon elyaflarında gevrek malzeme özelliklerinin ortaya çıkmasına neden olur[19].

SP Systems tarafından PAN bazlı karbon elyafların mekanik özellikleri hakkında geniş bir liste sunmuştur. Daha önce bahsi geçen kategorilere göre verilen çizelgenin bir özeti Çizelge 3.3'te incelenebilir [19].

Çizelge 3.3 : Karbon elyaf çeşitlerinin mekanik özellikleri [19].

Karbon Elyaf Tipi	Çekme Elastisite Modülü (GPa)	Çekme Dayanımı (GPa)
Standart Modüllü (Yüksek Dayanım)	228–265	3.53–4.83
Orta Modüllü	265–320	4.12–5.94
Yüksek Modüllü	320–440	2.74–4.8
Ultra Yüksek Modüllü	440 ve üzeri	3.45–4.5

3.1.1.4 Elyaf kumaş çeşitleri

Yukarıda bahsi geçen elyaf çeşitleri genellikle kumaş halinde satılır. Ancak bazı özel uygulama ve üretim yöntemleri (örneğin filament sarma üretim yöntemi) için iplikçikler (filamentler) halinde de bulunabilir. Ancak genel olarak havacılık endüstrisinde kumaş tipi elyaflar kullanım alanı bulmaktadır. Elyafları kumaşlarda sahip oldukları filament oryantasyonlarına göre 4 gruba ayırabiliriz; sadece bir yönde filament bulunduran elyaflar (Unidirectional), iki yönde birbirine bir şekilde bağlanmış elyaflar ($0^{\circ}/90^{\circ}$), birden fazla oryantasyonda bir araya getirilerek bağlanmış elyaflar (multi-axial), ve tekstil kumaşı gibi belli bir şablona (pattern) sahip örgü şeklindeki (woven) elyaflar olarak gruplandırılabilir[19].

Bu gruplandırmada aslında 3 grup birbiriyle oldukça bağlantılıdır. $0^{\circ}/90^{\circ}$, ve çok eksenli (multi-axial) elyaflar, tek yönlü elyafların (unidirectional) üst üste konulmasıyla oluşur. $0^{\circ}/90^{\circ}$ elyaf çeşidinde iki unidirectional elyaf bir şekilde özel

ipliklerle birbirine dikilir ve bu sayede hem enlemesine yönde hem de boylamasına yönde iki elyafa sahip bir kumaş ortaya çıkarılmış olur.

Çok eksenli elyaf çeşitleri ise genellikle özel uygulamalara göre birçok eksenle unidirectional elyaf kumaşlarının üst üste konulması ve birbirlerine özel ipliklerle dikilmesiyle üretilir[19].

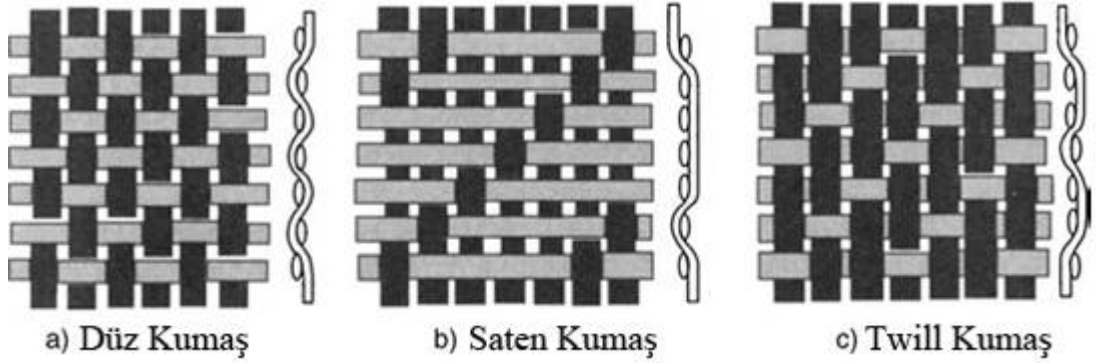
Yaygın olarak bulunan çok eksenli elyaf kumaşları uygulamalarda kullanılabileceği gibi, çeşitli yükleme koşullarına göre kompozit malzeme tasarımcısı, istediği oryantasyonlarda istediği unidirectional elyafları bir araya getirerek kendi çok eksenli elyafını dokutabilir, ancak bu işlem oldukça maliyetlidir.

Bu üç kumaş çeşidi de düz ve kıvrımsız elyaflara sahiptir, bu durum kompozit malzeme tasarımında elyafların mekanik özelliklerinin en üst düzeyde elde edilmesini sağlar.

Örgü tipi kumaş çeşidi ise elyaf iplikçiklerinin boylamasına ve enlemesine belli bir şablona (pattern), dokuma şekline göre ortaya çıkarlar, önceden bahsi geçen unidirectional, $0^{\circ}/90^{\circ}$ ve çok eksenli kumaşlarda olduğu gibi elyaflar düz ve kıvrımsız değildir. Örgü tipi elyaflarda enlemesine elyaf iplikçikleri boylamasına iplikçiklerin altından veya üstünden belli bir düzene göre geçerler. Bu tip elyaf kumaşlarında diğer kumaş türlerinde olduğu gibi özel iplikçiklerle dikilme durumu bulunmaz.

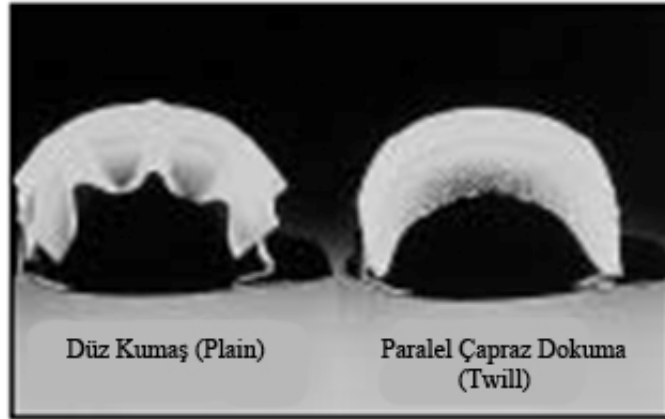
Örgü tipi kumaş çeşidinde yaygın olarak bilinen ve kullanılan 3 tip örgü çeşidi bulunmaktadır. Bunlar, düz (plain), saten (satin), ve paralel çapraz dokuma (twill) şeklinde sayılabilir. Düz kumaş çeşidinde her bir boylamasına elyaf iplikçigi enlemesine elyaf iplikçiklerinin bir altından bir de üstünden geçer. Bu kullanılan en yaygın yapıdır ve göreceli olarak iyi bir kumaş stabilitesine sahiptir. Twill ve saten kumaş türlerinde ise boylamasına elyaf iplikçikleri birden fazla enlemesine iplikçinin altından veya üstünden geçer. Twill kumaş türü, belli bir program çerçevesinde birbirine geçmiş enlemesine ve boylamasında iplikçiklerden oluşur ve bu iplikçilerin dokunmasında belli bir şablon uygulandığından bu kumaş türünde çapraz çizgiler elde edilir. Buna rağmen saten kumaş türünde ise birbirine geçmiş elyaf iplikçikleri daha azdır. Her 4 ya da 7 enlemesine iplikçikte bir boylamasına iplikçik bir üste bir alta geçer [18]. Bu kumaş türlerini daha görsel bir şekilde ifade etmek gerekirse

Gay'in kitabında sunmuş olduğu şekil yardımcı olacaktır [17]. Şekil 3.1'de 3 çeşit kumaş türünün birbirinden farklı kolayca görülebilir.



Şekil 3.1 : Kumaş türleri; a-düz kumaş, b- saten kumaş, c-twill kumaş [17].

Twill ve saten kumaş türleri düz kumaş türüne göre daha az kıvrıma sahiptir, ve düz kumaşa göre sahip oldukları daha sık dokuma nedeniyle daha ağırdırlar. Bunun yanı sıra bu iki kumaş türünü karmaşık kalıplara sermek daha kolaydır, yayıldıkları kalıbın şeklini kolayca alırlar ve düzlem içi özellikleri daha iyidir. R-G firmasının sunmuş olduğu “Kompozit Malzemeler El Kitabı”nda bu durum Şekil 3.2'deki fotoğrafla iyi bir şekilde açıklanmıştır [20]. Sunulan şekilde sol tarafta düz bir kumaş, sağ tarafta ise twill dokumasına sahip bir kumaş bulunmaktadır. Kalıbın şeklini twill kumaş türünün daha iyi aldığı görülmektedir.



Şekil 3.2 : Düz kumaş ile twill kumaşın kalıbın şeklini alması arasındaki fark [20].

3.1.2 Reçine çeşitleri

Kompozit malzemelerde reçineler şu görevleri üstlenirler;

1. Elyafa gelen ve elyaftan gelen yükleri aktarmakla yükümlüdür,

2. Bir elyaf filamenti koptuğunda diğer elyaf filamentlerinin de kopmasını engellemek için aralarını doldurarak birbirlerinden ayırır.
3. Elyafın çevresel etkilerden korunmasını ve elyafların parçanın şeklini alacak şekilde tutmasını sağlar.

Kompozit malzemelerin mekanik özellikleri reçinenin mekanik özelliklerinden oldukça etkilenir. Özellikle boylamasına basma dayanımı, enine çekme dayanımı, tabakalar arası kayma dayanımı genellikle reçine-baskın özellikler olarak adlandırılmaktadır[18].

Genellikle elyaf takviyeli kompozit malzemelerde reçine denilince polimerler akla gelir. Tüm polimerlerin ortak sahip olduğu özelliklerinden biri basit kendini tekrarlayan birimlerden oluşan uzun zincir benzeri moleküllerden oluşmalarıdır. Polimerler, özelliklerinde sıcaklığın etkisine göre, termoset ve termoplastik olmak üzere iki gruba ayrılırlar[19].

Termoplastik polimerler, metallerde olduğu gibi ısı verildikçe yumuşarlar ve hatta erime baş gösterir, daha sonra soğumaya bırakılmasıyla birlikte tekrar sertleşirler. Bu eritme, ve tekrar dondurma işlemleri istenildiği kadar tekrar edilebilir, bu sırada malzemenin özelliğinde farkedilebilir bir değişiklik olmaz. Termoplastik malzemelere örnek olarak, naylon, polipropilen, ve ABS, ve bu reçineler ne yazık ki sadece kısa ve kırılmış elyaflarla takviye edilebilirler ki genellikle cam elyafı ile kullanılırlar [19].

Termoset polimerler ise gerçekleşen bir kimyasal reaksiyonla oluşurlar. Reçine ile sertleştirici veya reçine ile katalizör madde bir araya getirildiğinde geri dönüşü olmayan bir kimyasal reaksiyon başlar ve sonunda sert ve ergimez bir malzeme ortaya çıkar. Bazı termosetler, örneğin fenolik reçinelerde, bazı uçucu maddeler ortaya çıkabilir. Diğer termoset reçinelerde ise, polyester ve epoksi gibi, uçucu maddeler ortaya çıkmaz, bu nedenle kullanımı daha kolaydır. Termoset reçineler bir kere kuruduğu (cured) zaman tekrar ısıtılırsa sıvı hale geçmezler, ancak belli bir sıcaklıktan sonra mekanik özellikleri belirgin şekilde değişir. Cam Geçiş Sıcaklığı adı verilen bu sıcaklık değeri geçildiği zaman reçinenin elastisite modülü (sertliği) keskin bir biçimde düşer, buna bağlı olarak kompozit malzemenin reçine-baskın özellikleri, basma dayanımı, enine çekme dayanımı ve tabakalar arası kayma dayanımı da gözle görülür bir şekilde düşer[19].

Her ne kadar kompozit endüstrisinde çok çeşitli türde reçineler bulunsada, yapısal parçaların çoğunluğu 3 çeşit termoset reçineler kullanılarak yapılır, bunlar polyester, vinilester ve epoksidir[19].

Bu çalışmada bu üç çeşit reçine türü mekanik özellikleri açısından ve diğer avantaj-dezavantajlar açısından kıyaslanacak, ancak reçinelerin detaylı anlatımına, kimyasal yapılarına ve özelliklerine yer verilmeyecektir.

Bu üç tür reçinenin farklı kullanım alanı bulmasının nedenleri farklı özelliklere, birbirlerine göre bazı avantajları olmasıdır. Bu özellikleri şu şekilde sıralayabiliriz [19];

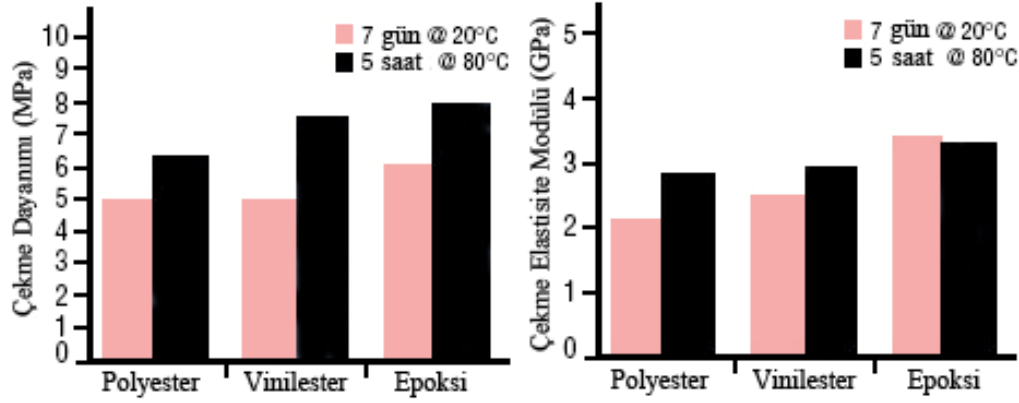
- 1.Yapıştırıcı Özellikleri
- 2.Mekanik Özellikleri
- 3.Mikro-Çatlama Direnci
- 4.Yorulma Direnci
- 5.Suyla Temasındaki Bozunma

3.1.2.1 Yapıştırıcı özellikleri

Reçinenin yapıştırıcı özelliği, kompozit malzemenin mekanik özelliğini etkileyen önemli özelliklerden biridir. Özellikle, reçinenin takviye malzemesine ve çekirdek bir malzemeye iyi bir şekilde yapışması önemlidir. Polyester reçineleri, bu üç reçine çeşidi içerisinde en düşük yapışma özelliğine sahiptir. Vinilester reçineler ise polyester reçinelere nazaran daha iyi yapışma özelliği gösterse de en iyi yapışma performansını epoksi reçine sistemleri gösterir, bu nedenle birçok yüksek dayanımlı yapıştırıcılarda bulunur. Epoksinin bu yüksek yapışkanlık özelliği, özellikle bal peteği takviyeli kompozit malzemelerde küçük yapışma yüzeyi bulunan yani yüksek yapışma gerektiren yapıların üretiminde kullanışlıdır [19].

3.1.2.2 Mekanik özellikleri

Herhangi bir reçine sistemi için iki önemli mekanik özellik bulunmaktadır, bunlar reçinenin çekme dayanımı ve çekme elastisite modülüdür. Ticari olarak bulunabilen polyester, vinilester ve epoksi reçine sistemlerinin 20°C ve 80°C ‘de kurutulmuş şekilde test sonuçları kapsamında kıyaslanabilir çekme dayanımları ve çekme elastisite modülleri Şekil 3.3’te görülebilir [19].



Şekil 3.3 : Reçine çeşitlerinin karşılaştırılabilir çekme dayanımı ve çekme elastisite modülü grafikleri [19].

7 günlük oda sıcaklığındaki kurumanın ardından epoksinin diğer iki reçine çeşidinden gerek dayanım gerekse elastisite modülü açısından daha iyi özelliğe sahip olduğu sonucu çıkarılabilir. Bunun yanı sıra 80°C’de uygulanan 5 saatlik sonradan kurutmanın (post-cure) da yararlı etkileri şekilden açıkça görülebilir[19].

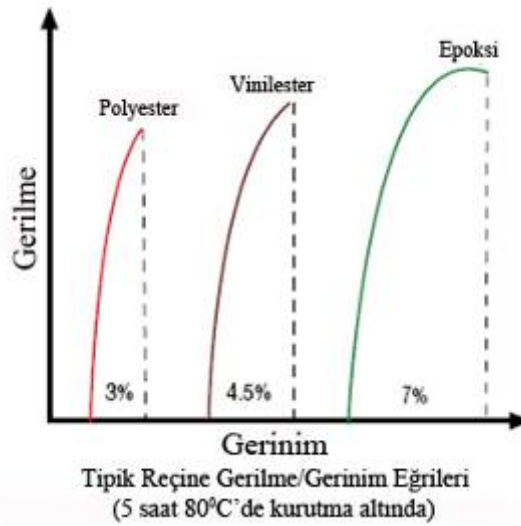
Kompozit malzeme tasarımcısı ve üreticisi için reçinenin sahip olduğu ve dikkate alınması gereken özelliği reçinenin kuruma süreci esnasında ne oranda büzüldüğüdür. Büzülme, reçine moleküllerinin sıvı haldeyken ya da yarı jel durumundayken kendilerini yeniden düzenlemek, yeni bir oryantasyona sahip olmak istemesinden ötürü ortaya çıkmaktadır. Polyester ve vinilester molekülleri kuruma noktasına gelene kadar yeniden düzen kurmaya isteklidir, nitekim kuruma tamamlanana kadar %8’lik bir büzülme görülebilir. Ancak epoksinin sahip olduğu farklı doğal reaksiyon gereği epoksi molekülleri çok az yeniden düzenlenme ihtiyacı duyarlar, genellikle epoksiler için büzülme oranı %2 gibi bir değerdir. Bu düşük değer onu diğer reçine çeşitlerine göre mekanik özellikler açısından üstün kılar. Çünkü büzülme kompozit malzemede hali hazırda bulunan gerilme ortaya çıkartır ki, bu durum malzemeyi zayıflatır [19].

3.1.2.3 Mikro-çatlama özelliği

Kompozit bir malzemenin dayanımı genellikle hangi yük değerinde koptuğu ile bağlantılıdır. Ancak bazı yüklemelerde elyafların kopma yüklemesine ulaşınca kadar reçine sisteminde çatlamlar oluşur ve yükün artırılmasıyla bu çatlakların kompozit malzemedeki reçine sisteminde ilerlemesi söz konusu olur. Bu durum aynı zamanda yanal mikro çatlama (transverse micro-cracking) olarak adlandırılır. Her ne

kadar kompozit parçada bir kopma oluşmuyor olsa da, mühendisler, tasarımcılar ve üreticiler uzun ömürlü kompozit parçalara sahip olmak istiyorlarsa, daimi yükler altında reçinenin çatlama başlangıç noktasında olmadığından emin olmalıdırlar [19].

Bir kompozit parçanın mikro çatlama başlangıcına neden olacak gerinim değeri, reçine sisteminin yapışkanlık özelliği ile tokluğuyla (toughness) güçlü bir şekilde alakalıdır. Gevrek reçine sistemleri için, örneğin polyester için bu durum kompozit parçanın kopmasından çok önce başlar. Mikro-çatlama gerinim değeri reçinenin tokluğu ölçülerek belirlenebilir, ancak reçine tokluğunun ölçülmesi zordur, bu nedenle reçinenin kopma gerilimi ve kopma gerinimi değerleri, mikro çatlama gerinimi konusunda bilgi vermesi açısından yarar sağlayabilir. SP Systems 3 çeşit reçine sistemi için gerilim/gerinim Şekil 3.4'teki gibi sunmuştur [19].



Şekil 3.4 : Reçinelerin gerilme-gerinim grafiği ve yüzdesel kopma uzamaları [19].

Bu şekilden de anlaşılacağı üzere epoksi reçinesi diğer reçinelere göre bu hususta da üstünlük sağlamıştır.

3.1.2.4 Yorulma direnci

Genellikle kompozit malzemeler metallerle kıyaslandığında çok iyi bir yorulma direnci gösterirler, ancak yorulma direnci, küçük hasarların birikip çoğalmasıyla oluştuğundan, kompozit malzemelerin yorulma direnci, reçinenin tokluğu, mikro çatlamaya olan direnci ve üretim sırasında oluşan parçadaki hasarlar ve hava boşlukları gibi hususlardan etkilenirler. Bu nedenle epoksi reçine sistemi, polyester ve vinilestere oranla daha iyi özelliklere sahip olduğundan yorulma direnci daha

yüksek bir reçine sistemidir. Bu nedenledir ki, birçok hava aracı yapısında epoksi reçine sistemi kullanılmaktadır [19].

3.1.2.5 Suyla temasındaki bozunma

Reçine sistemleri için bir başka husus da, özellikle gemi endüstrisinde, suyla temasındaki bozunum miktarıdır. Polyester ve vinilester sahip oldukları kimyasal yapıları gereği, suyla temasta bozunmaya meyillidirler. Bu nedenle örneğin ince bir katman polyester reçinesi bir yıl suyla temas ettiğinde tabakalar arası kayma dayanımı %65'e düşer, buna rağmen epoksi reçinesi aynı durum ve şartlarda dayanımını %90'larda tutar[19].

İşte tüm bu özellikler kıyaslandığında epoksi reçine türünün diğer reçine türlerine oranla daha iyi özelliklere sahip olduğu söylenebilir. Nitekim havacılık endüstrisinde yoğun olarak kompozit parça imalatında epoksi kullanılması da, diğer reçinelere göre avantajlı olduğunu göstermektedir. Yine de epoksi ve diğer reçinelerin avantaj ve dezavantajlarını özetle belirtecek olursak SP Systems tarafından verilen Çizelge 3.4'e göz atılabilir [19].

Çizelge 3.4 : Reçine çeşitlerinin avantajları ve dezavantajları [19].

Reçine Türü	Avantajları	Dezavantajları
Polyester	- Kullanımı kolaydır. - Reçineler içerisinde en düşük maliyete sahiptir.	- Orta düzeyde mekanik özelliğe sahiptir. - Açık kalıplarda yüksek stiren emilimi vardır. - Kuruma esnasında yüksek büzülme oluşur. - Kısıtlı çalışma süresine sahiptir.
Vinilester	- Kimyasal/çevresel etkilere karşı yüksek direnç gösterirler. - Polyesterlerden daha iyi mekanik özelliğe sahiptir.	- Yüksek özellikler için sonradan kurutma (post-cure) gerektirir. - Yüksek stiren içeriğine sahiptir. - Polyesterlerden daha pahalıdır. - Kuruma esnasında yüksek büzülme oluşur.
Epoksi	- Yüksek mekanik ve termal özelliğe sahiptirler. - Yüksek su direncine sahiptir. -Uzun çalışma süreleri elde edilebilir. -Sıcaklık direnci ıslakken 140°C kuru iken 220°C kadar çıkabilir. -Kuruma esnasında az büzülürler.	- Vinilesterlerden daha pahalıdır. - Karışım oranını ayarlamak kritiktir. - Aşındırıcı malzemelerle temas söz konusudur.

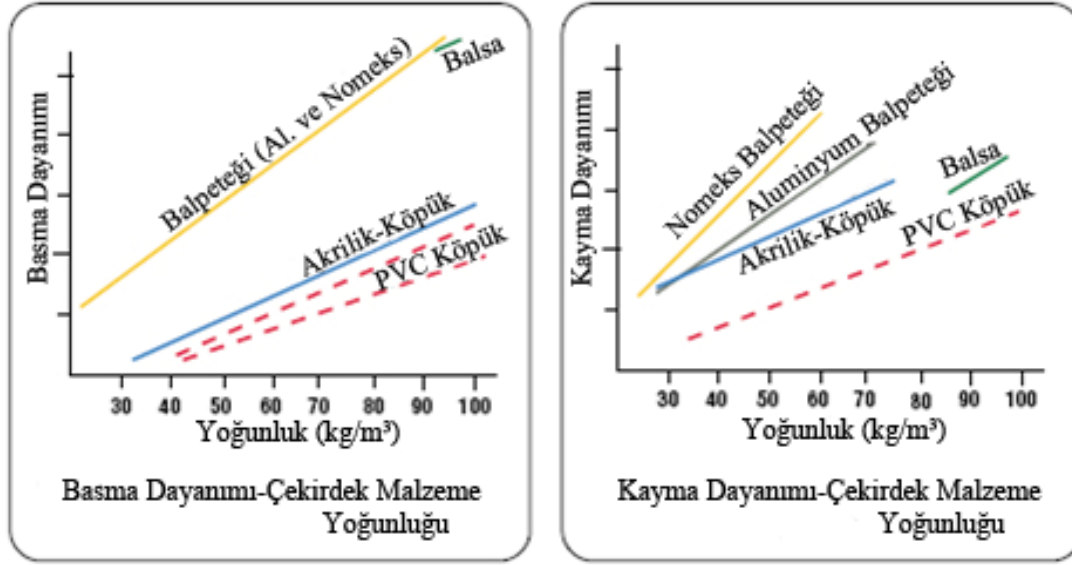
3.1.3 Çekirdek malzemeler

Mühendislik teorileri bir panelin esneklik sertliğinin panelin kalınlığının küpü ile doğru orantılı olduğunu belirtmektedir (malzemenin atalet momenti). Çekirdek malzemenin amacı da tam olarak kompozit malzemenin sahip olduğu sertliğini (stiffness), kalınlığını artıracak düşük yoğunluklu (hafif) bir malzeme olarak kullanılmasıdır. Bu, kompozit malzemeye çok az bir ağırlık artışıyla birlikte dramatik bir sertlik kazandırmaktadır[19].

Çekirdek malzemeleri olarak çok çeşitli malzemeler kullanılabilir, bunlardan en önemlileri, köpükler, bal peteği malzemeleri ve tahta çeşitleridir. Köpük malzemeler, yaygın olan çekirdek malzemelerdir. Çok çeşitli köpük malzemeleri bulunmaktadır, Polivinilklorid (PVC), polistiren (PS), poliüretan (PU), polimetil metacrilamit (akrilik), polieterimit (PEI) ve stirenacrilonitril (SAN) şeklinde özetlenebilir. Bu malzemeler, çeşitli kalınlıklarda ve değişen yoğunluklarda üretilebilmektedir. Bal peteği malzemeler (honeycomb), sahip olduğu bal peteği şekilleri ile köpük malzemelerine nazaran daha az yoğunlukta, köpüğe nazaran daha yüksek dayanım gösterirler. Özellikle basma dayanımı açısından yüksek dayanıma sahip, düzlem dışı yüklere karşı dayanıklı ancak düzlem içi yükler karşısında önemli bir etki gösteremeyen malzemelerdir. Tahta çekirdek malzemeleri ise doğal bal peteği malzemeler olarak nitelendirilebilir, özellikle sahip oldukları hegzagonal hücre yapıları nedeniyle bal peteği malzemelerini andırırlar. Tahta çekirdek malzemelerinden en yaygını balsa ağacından elde edilen ve çeşitli formlarda üretilebilen balsa çekirdek malzemesidir. Balsa, sahip olduğu basmaya karşı yüksek dayanımının yanı sıra ısıtıldığı zaman şekil değiştirmeyen, termal yalıtımı sağlayan, yangın sırasında yangının ilerlemesini engelleyen, koruyucu bir yapı sağlaması özelliğiyle özellikle gemi endüstrisinde kullanılmaktadır. Ancak sahip olduğu çok düşük yoğunluk ve buna bağlı olarak yüksek miktarda reçine emme dezavantajına sahip olması nedeniyle, gemi endüstrisinde özellikle reçine transfer üretim yöntemi ile üretim yapan firmalar tarafından tercih edilmemektedir [19]. Sahip olduğu bu düşük yoğunluk ve yüksek basma dayanımı nedeniyle model uçaklarda yaygın bir şekilde kullanılmaktadır.

SP Systems, çekirdek malzemelerin basma ve kayma dayanımlarını yoğunluklarına göre Şekil 3.5'teki gibi sunmuştur [19]. Bu şekilde görüldüğü üzere gerek basma dayanımında, gerekse kayma dayanımında bal peteği çekirdek malzemeler, aynı

yoğunluktaki diğer çekirdek malzemelere kıyasla daha yüksek dayanım sağlamaktadırlar.



Şekil 3.5 : Çekirdek malzemelerin basma dayanımı ve kayma dayanımının yoğunluğa bağlı değişimleri [19].

3.2 Yapısal Tasarım

Bu bölümde çalışmanın ikinci bölümünde verilen iniş takımı boyutları, insansız hava aracı ağırlığı ve iniş sırasında gelen yükler altında iniş takımının yapısal olarak nasıl tasarlanması gerektiği çalışması yer alacaktır. Tasarım öncelikle elde var olan malzeme çeşitlerinin açıklanmasıyla başlayacak daha sonra bu malzemelerden üretilen kompozit parçaların sahip olacakları mekanik özelliklerin teorik olarak hesaplanmasıyla devam edilecektir. Ardından hesaplanan bu değerler ile üretilen parçalarla yapılacak ankastre testlerden elde edilen sonuçlar kıyaslanacak, ve iyileştirilmiş değerler ile optimum iniş takımı tasarlanılmaya çalışılacaktır. Bu bağlamda mümkün olan en hafif yapıda, iniş yüklerine karşı koyabilecek bir iniş takımı tasarımı düşünülmektedir. Bu başlıkta ve beşinci bölümde yapısal tasarımdan elde edilen iniş takımının analizi ve testi başlığı altında yapılan çalışmalar 10-12 Eylül 2008 tarihinde düzenlenen “12. AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization” konferansında sunulmuştur [21].

3.2.1 Malzeme çeşitleri

Çalışmanın başladığı dönemde, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Kompozit ve Yapı Laboratuvarı’nda dört çeşit elyaf türü bulunmaktaydı.

Bunlar, 0°/90° oryantasyonlarına sahip çift eksenli cam elyafı, ±45° oryantasyonuna sahip aramid elyafı, tek yönlü karbon elyafı ve ±45° oryantasyonuna sahip karbon elyafıydı. Metyx-Telateks A.Ş. tarafından sağlanan bu elyaf türleri hakkında detaylı bilgi firmadan sağlanan veriler ışığında Çizelge 3.5'te gösterilmiştir [22].

Çizelge 3.5 : Elyaf çeşitleri, adlandırılmaları ve özellikleri.

Elyaf Kodu	Elyaf Detayı	Elyaf Ağırlığı (gr/m ²)
LT-600	0° ve 90° yönlerinde liflere sahip iki eksenli cam örgü	600
AX-340	±45° yönlerinde liflere sahip iki eksenli aramid örgü	340
CL 300-12K	0° yönünde liflere sahip tek eksenli 12000 iplikli karbon örgü	300
CX 490-12K	±45° yönlerinde liflere sahip iki eksenli 12000 iplikli karbon örgü	490

Elyafların mekanik özellikleri ise yine Metyx-Telateks A.Ş. firması tarafından Çizelge 3.6'daki gibi verilmektedir [22];

Çizelge 3.6 : Elyaf çeşitlerinin mekanik özellikleri [22].

Veriler	LT-600	AX-340	CL-300-12K	CX-490-12K
Test Şekli	Laminat	Kuru Elyaf	Kuru Elyaf	Kuru Elyaf
Çekme Dayanımı (MPa)	621.45	3053	4900	4900
Elastisite Modülü (GPa)	32.08	105	230	230
Kopma Uzaması (%)	5.5	2.7	2.1	2.1
Yoğunluk (gr/cm ³)	-	-	1.8	1.8
Filament Çapı (µm)	-	-	7	7
Filament Sayısı	-	1000	12000	12000
	Resoltech 1050			
Reçine	Epoksi	-	-	-
Reçine-Elyaf Oranı	1/1	-	-	-

Bunun yanı sıra çalışmalar esnasında laboratuvarımızda bulunan çekirdek malzemeler de, SELITAC marka 5 mm kalınlığında köpük malzemesi ve yine 5 mm kalınlığında R-G firmasından temin edilen 29 kg/m³ yoğunluğa, 3.2 mm hücre çapına sahip bal peteği çekirdek malzemeleri bulunmaktadır.

SELITAC marka köpük malzemesi, parke altı şiltesi olarak satılan bir malzeme olduğundan, model uçaklar haricinde yapısal malzeme olarak kullanılmamaktadır.

Bu nedenle bu köpük malzemesinin mekanik özelliklerine ait veriler bulunamamaktadır. Bunun yerine literatürde yer alan benzer olduğu düşünülen PVC/PUR 40 kg/m³ yoğunluklu köpüğün mekanik özellikleri çalışma sırasında esas alınmıştır. Bu değerleri şu şekilde sıralayabiliriz; Elastisite modülü (E) 28 MPa, kayma modülü (G) 13 MPa, çekme dayanımı 0.7 MPa ve çekme gerinimi de %8'dir [23].

R-G firmasından temin edilen bal peteği çekirdek malzemesi için ise, firmanın kataloğunda yer alan veriler ışığında; kararsız basma dayanımı 0.6 MPa, kayma dayanımı boylamasına yönde 0.45 MPa ve enlemesine yönde 0.3 MPa, kayma modülü ise boylamasına yönde 15 MPa ve enlemesine yönde 11 MPa olarak verilmektedir[20].

Kompozit malzemelerin üretiminde kullanılmak üzere ise, reçine çeşitleri bölümünde iyi özellikleri ile ön plana çıkan epoksi reçinesi kullanılması düşünülmüş ve bu amaçla Hexion firmasından temin edilen MGS L285 reçinesi ve sertleştirici (curing agent) olarak da uzun çalışma süresi (5-6 saat) sağlayan MGS 287 ve kısa çalışma süresi (2-3 saat) sağlayan MGS 285 sertleştiricileri kullanılacaktır. Firma tarafından sağlanan ürün bilgi formunda verilen mekanik özellikler Çizelge 3.7'deki gibi verilmektedir [24].

Çizelge 3.7 : Hexion MGS285 reçinesinin mekanik özellikleri [24].

Malzeme Özelliği	Değer	Birim
Yoğunluk	1.18-1.20	gr/cm ³
Esneklik Dayanımı	110-120	MPa
Elastisite Modülü	3.0-3.3	GPa
Çekme Dayanımı	70-80	MPa
Basma Dayanımı	120-140	MPa
Kopma Uzaması	5.0-6.5	%
Darbe Dayanımı	45-55	kJ/m ²
Kurutma Koşulları	24 saat 23 °C'de ve	
	15 saat 60°C'de	

Ömercikoğlu da çalışmasında bu epoksi reçinesinin çekme testlerini gerçekleştirmiş ve test verilerinden elastisite modülünü 2.923 GPa ve Poisson oranını da 0.353 şeklinde elde etmiştir [25]. Buradan yola çıkarak gerçek test verisinin üretici firmanın belirttiği elastisite modülüne yakın bir değerde olduğunu gözlemlenmiştir.

3.2.2 Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin hesaplanması

Her ne kadar önceki bölümlerde karbon elyafının, elyaf çeşitleri içerisinde en yüksek dayanıma sahip olduğu belirtilse de ve ikinci bölümde bahsedilen hava aracının iniş takımı da karbon elyaftan üretilmiş olsa da, elde var olan diğer elyaf çeşitlerinin de çalışma kapsamında incelenmesi ve bahsedildiği üzere karbon elyafı ile kıyaslanması düşünülmektedir. Bu bağlamda elde var olan dört elyaf çeşidi ve SELITAC köpük kullanılarak dört çeşit kompozit malzeme üretilmiştir. Sandviç yapıya sahip bu kompozit malzemelerdeki köpüğün alt ve üst yüzeyleri CL 300-12k, CX 490-12k, AX 340 ve LT-600 elyaflardan kesilen ikişer elyaf yaprağı ile kaplanmış ve dördüncü bölümde anlatılan elle yatırma üretim yöntemi kullanılarak epoksi uygulanmıştır. 240 mm x 30 mm boyutlarına sahip sandviç yapıların kalınlıkları ise elyaf çeşidinin kalınlığına göre farklılık göstermektedir. Üretilen bu sandviç yapılar Şekil 3.6'da görülebilir [21].



Şekil 3.6 : Elyaf çeşitleri ve SELITAC köpük kullanılarak üretilen sandviç kompozit malzemeler [21].

Bu kompozit malzemelerin mekanik özellikleri, üreticilerden elde edilen elyaf ve epoksi verileri ışığı altında Gay ve diğerleri (2003), Baker ve diğerleri (2004) ve Türkmen (2006)'in de bahsettiği üzere kompozit malzemelerin mekanik

özelliklerinin hesaplanmasında, basit karışımlar yasası formülleri kullanılmıştır [17,18,26]. Hesaplamalar sırasında elyaf hacim oranı (fiber volume fraction) 0.6 olarak alınmıştır. Bu değer elyafın hacimsel olarak kompozit malzeme içerisindeki oranını ifade etmektedir ve denklem (3.1-3.4)'te V_f olarak ifade edilmektedir.

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad (3.1)$$

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \quad (3.2)$$

$$\nu_{12} = \nu_f V_f + \nu_m V_m \quad (3.3)$$

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m} \quad (3.4)$$

ve tüm denklemlerde $V_m = 1 - V_f$ şeklinde alınabilir. Elyaf ve epoksinin kayma modülünün hesaplanması için ise denklem 3.5 kullanılabilir.

$$G_{m,f} = \frac{E_{m,f}}{2(1 + \nu_{m,f})} \quad (3.5)$$

Elyaf ve epoksi üreticilerinden elde edilen değerler ışığında karışımlar yasası formülleri kullanılarak CL 300-12k/epoksi ve LT 600/epoksi için E_1 , E_2 , ν_{12} , G_{12} değerleri yukarıdaki formüller kullanılarak hesaplanmıştır. CX 490-12k/epoksi ve AX 340/epoksi için ise üretici tarafından tek yön elyaf değerleri verilmiştir. Bu laminatlar 45° ve -45° oryantasyonlarına sahip iki katmandan oluşması sebebiyle malzeme özellikleri ek hesaplamaları gerektirmektedir. Bu nedenle bu malzeme için tek yönlü malzeme özellikleri kullanılarak, indirgenmiş katılık matrisinin hesaplanması, katman ve laminat kalınlığı da kullanılarak uzama katılık matrisinin hesaplanması gibi ek hesaplamalar yapılmıştır. Bu hesaplamalar Gay ve diğerlerinin vermiş olduğu bağıntılar kullanılarak hesaplanmış [17], ancak bu hesaplamaların detayına inilmeyerek elde edilen tüm veriler Çizelge 3.8'de sunulmuştur. Çizelge 3.8'de bulunan E_3 değeri olarak epoksi malzemesinin elastisite modülü referans alınmış, tüm malzemelerde 3 GPa olarak verilmiştir, bunun yanı sıra $\nu_{23}, \nu_{13}, G_{23}, G_{13}$ gibi değerler de analiz programı tarafından istenildiği için bu değerler, literatürde yer alan benzer malzemelerin verilerinden yararlanılarak çizelgede sunulmuştur.

Çizelge 3.8 : Kompozit malzemelerin hesaplanmış mekanik özellikleri.

Malzeme Özelliği	CL 300-12k/ CX 490-12k/ AX 340/ LT 600/			
	Epoksi	Epoksi	Epoksi	Epoksi
E_1 (GPa)	139.2	12.75	9.02	32.08
E_2 (GPa)	7.06	12.75	9.02	32.08
E_3 (GPa)	3	3	3	3
ν_{12}	0.26	0.56	0.50	0.25
ν_{23}	0.25	0.25	0.35	0.25
ν_{13}	0.25	0.25	0.35	0.25
G_{12} (GPa)	4.08	13.86	8.04	13.08
G_{23} (GPa)	1	1	1	1
G_{13} (GPa)	1	1	1	1
σ^* (MPa)	2954	2954	1845	621.45
ε^* (%)	2.1	2.1	2.7	5.5

3.2.3 Ankastre mesnet eğilme testleri

Üretilen dört adet sandviç kompozit yapının malzeme özelliklerinin doğrulanması amacıyla, sandviç yapılar bir ucundan işkence ile masaya mesnetlenerek, diğer ucuna da bilyeli kese asılarak eğilme testleri gerçekleştirildi. Benzer bir eğilme testi şekli Şekil 3.6'da görülebilir. Aynı zamanda bu dört çeşit kompozit yapının orta noktası olan uzunlukta 120 mm ve genişlikte 15 mm noktasına gerinim ölçerler yapıştırıldı. Beşinci bölümde teknik özellikleri detaylıca anlatılacak TC-31K statik dijital gerinim ölçer yardımıyla bilyeli kese asıldığında kompozit yapıda oluşan gerinim değerleri kayıt edildi. Sandviç kompozit yapıların 40 mm'lik kısmı mesnetleme için ayrıldı ve mesnetlemek üzere Şekil 3.7'de görüldüğü gibi işkence aleti kullanıldı.



Şekil 3.7 : Ankastre mesnet eğilme testi düzeneği.

Her birine 1.4 N'luk statik yük uygulanan dört çeşit sandviç yapı için ölçülen gerinimler, Çizelge 3.9'da verilmiştir.

Çizelge 3.9 : Ankastre mesnet eğilme testi sonuçları.

<u>Kompozit Malzeme Ölçülen Gerinim ($\mu\epsilon$)</u>	
CL 300-12k/Epoksi	50
CX 490-12k/Epoksi	283
AX 340/Epoksi	544
LT 600/Epoksi	110

Elde edilen bu test verileri daha sonra ANSYS sonlu elemanlar analizi programıyla doğrulanmak istendi. Bu amaçla Çizelge 3.8'de elde edilen değerler ile köpük malzemesi için belirlenen değerler bu sonlu elemanlar analizi programına girildi. Kompozit yapılar da 240 adet Shell 99 elemanı ile modellendi. Sonlu elemanlar analizi programında testte uygulanan koşullar programda oluşturulan yapıya uygulandı, yapı bir ucundan ankastre mesnetlenirken, diğer ucundan 1.4 N'luk statik yük uygulandı. ANSYS sonlu elemanlar analiz programı ile yapılan analizde gerinim ölçerler aynı noktada elde edilen gerinimler Çizelge 3.10'da görülmektedir [21,27].

Çizelge 3.10 : Ankastre mesnet eğilme testi sonlu eleman analizleri sonuçları [21].

<u>Kompozit Malzeme Hesaplanan Gerinim ($\mu\epsilon$)</u>	
CL 300-12k/Epoksi	13.88
CX 490-12k/Epoksi	231.11
AX 340/Epoksi	326.05
LT 600/Epoksi	47.53

Çizelge 3.9 ve 3.10'daki değerler kıyaslandığında test verileri ile analiz sonuçları arasında büyük farklar olduğu açıkça görülmektedir. Bu farktan yola çıkarak, test ile analizdeki yapı arasındaki farkın asgari olduğu varsayımıyla, üreticiden elde edilen malzeme özelliklerinin gerçeği yansıtmadığı yargısına varılabilir. Bu nedenle malzeme özelliklerinin iyileştirilmesi amacıyla, elde edilen test verileri ile analiz verileri arasındaki oran kullanılarak analiz sonuçlarının test verilerine yaklaştırılması düşünülmektedir. Nitekim daha sonra iyileştirilmiş bu malzeme verileri, iniş takımı tasarımında kullanılacak sonlu elemanlar analiz programında referans olarak kabul edilecektir.

Ölçülen ve hesaplanan gerinim değerleri arasındaki oran kullanılarak iyileştirilmiş malzeme özellikleri Çizelge 3.11’de verilmektedir.

Çizelge 3.11 : Kompozit malzemelerin iyileştirilmiş mekanik özellikleri [21].

	CL 300-12k/	CX 490-12k/	AX 340/	LT 600/
Malzeme Özelliği	Epoksi	Epoksi	Epoksi	Epoksi
E_1 (GPa)	38.64	10.41	5.41	14.13
E_2 (GPa)	1.96	10.41	5.41	14.13
E_3 (GPa)	0.83	2.45	1.80	1.29
ν_{12}	0.26	0.56	0.50	0.25
ν_{23}	0.25	0.25	0.35	0.25
ν_{13}	0.25	0.25	0.35	0.25
G_{12} (GPa)	1.13	11.32	4.82	5.65
G_{23} (GPa)	0.28	0.82	0.60	0.43
G_{13} (GPa)	0.28	0.82	0.60	0.43
σ^* (MPa)	820	2412	1105	267

Bu değerlerle yapılan yeniden analiz sonuçları beklenildiği üzere, Çizelge 3.12’de görüldüğü gibi test verilerine yaklaşılmıştır.

Çizelge 3.12 : Ankastre mesnet eğilme testinin sonuçları ve iyileştirilmiş analiz sonuçları ile kıyaslanması [21].

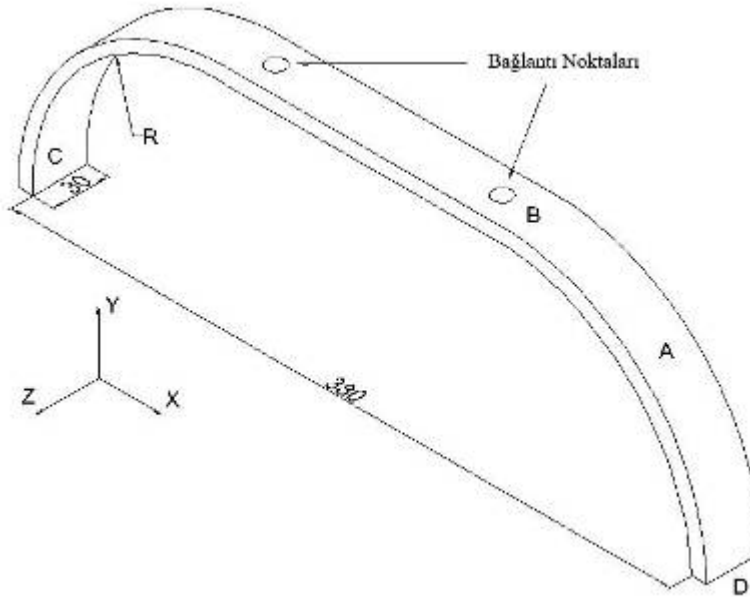
Kompozit Malzeme	Ölçülen Gerinim ($\mu\epsilon$)	Hesaplanan Gerinim (İyileştirilmiş Malzeme Özellikleriyle) ($\mu\epsilon$)
CL 300-12k/Epoksi	50	49.98
CX 490-12k/Epoksi	283	282.28
AX 340/Epoksi	544	541.48
LT 600/Epoksi	110	109.93

3.2.4 Optimum iniş takımı tasarımının belirlenmesi

Bir önceki bölümde elde edilen kompozit malzeme özellikleri kullanılarak bir iniş takımı tasarımı yapılması özünde bir iyileştirme problemini ortaya çıkarmaktadır. Nitekim ikinci bölümde verilen iniş takımı boyutlandırmaları iniş takımını kısıtlayan ölçütlerden bir kısmıdır, tasarlanacak olan iniş takımının daha önceden üretilmiş iniş takımından hafif olması da bir başka kistas olarak kabul edilebilir. Bunun yanında kompozit malzemeler iyileştirme problemlerinde tasarımcıya esneklik sağladığı gibi iyileştirme problemlerinin çözülmesinde artan değişken sayısı ile zorluklar çıkarmaktadır. Nitekim kompozit malzemelerle yapılacak iyileştirme problemlerinde, katman sayısı, elyaf oryantasyonu, elyaf çeşidi, vb. gibi birçok sadece kompozit malzeme ile ilgili değişken yaratılabilir. Ancak bu iyileştirme problemlerinin çözümü

çok da basit olmamakta ve ek yardımcı bilgisayar destekli programlar gerektirmektedir. Bu aşamada mevcut iniş takımı iyileştirme problemi için bu programların kullanılmasının yerine çeşitli iniş takımı konfigürasyonları belirlenecek ve daha sonra yükleme senaryoları bu konfigürasyonlara uygulanarak sonuçlar kıyaslanarak bir optimum iniş takımı tasarımı seçilecektir.

Bu bağlamda mevcut iniş takımı iyileştirme problemi için değişkenler, durum değişkenleri, kısıtlar ve amaç fonksiyonunu belirtelim. İkinci bölümden gelen veriler ışığında iniş takımı açıklığı ve genişliği Şekil 3.8’de gösterildiği gibi sabit kabul edilecektir. Tasarım değişkenleri olarak ise, ikinci bölümde bahsedilmeyen iniş takımı eğrilik yarıçapı (R), iniş takımında kullanılacak katman elyaf çeşidi ve katman sayısı olarak belirlenmiştir. Son iki değişken iniş takımının kalınlığını, dolayısıyla da ağırlığını etkileyecek değişkenler olacaktır. Bu problem için durum değişkenleri ise - hem statik hem de burkulma analizi yapılacağından- gerilmeler, gerinimler, yer değiştirmeler ve kritik burkulma yükü olacaktır. Bu problem için amaç fonksiyonu gerekli dayanım ve esnekliğe sahip asgari hafiflikte bir iniş takımı seçimi yapmaktır.



Şekil 3.8 : İniş takımı konfigürasyonu [21].

Bu iyileştirme probleminin kolayca neticelendirilmesi amacıyla, ikinci bölümde anlatılan iniş yükleri senaryolarından sadece iki teker üzerine iniş senaryosundaki dikey yük dikkate alınacaktır (dikme başına 96.69 N). İniş takımı Şekil 3.8’de gösterilen bağlantı noktalarından sabitlenmiş ve iniş yükleri C ve D ile gösterilen, iniş takımının yerle temas ettiği noktalardan uygulanmıştır. Çalışmanın basit bir

şekilde sonuçlandırılması amacıyla, bağlantı delikleri, tekerlekler, vb. gibi hususlar sonlu elemanlar modeline dâhil edilmemiştir.

İyileştirme probleminin çözümü sırasında çeşitli konfigürasyonların belirlendiğinden daha önce bahsedilmişti, bu konfigürasyonlar Çizelge 3.13'te incelenebilir. Bu konfigürasyonları kolayca sonlu elemanlar analizi programında uygulayabilmek amacıyla parametrik bir iniş takımı sonlu elemanlar modeli oluşturuldu. Özellikle eğrilik yarıçapının, katman sayısının ve katman elyaf çeşidinin değiştirilebilir şekilde oluşturulması öngörüldü. Bu bağlamda sandviç yapıların ankastre mesnet eğilme testinde olduğu gibi ANSYS sonlu elemanlar analizi programında “Shell 99” elemanı seçilerek, iniş takımının kabuk modeli oluşturuldu [27]. Eleman boyutu olarak 5 mm seçildi ve bu eleman boyutu ile birlikte eğrilik yarıçapına göre eleman sayısı 648 ile 768 arasında değişkenlik göstermiştir.

Çizelge 3.13 : İniş takımı konfigürasyon çizelgesi [21].

Konfig. No.(KN):	R (mm)	Katman Konfigürasyonu	Katman Elyaf Türü	Uzunluk (mm)	Ağırlık (gr.)
1	10	KE/Köpük/KE	CL 300-12k/Epoksi	613.42	26.92
2	50	KE/Köpük/KE	CL 300-12k/Epoksi	579.08	25.41
3	100	KE/Köpük/KE	CL 300-12k/Epoksi	536.2	23.53
4	115	KE/Köpük/KE	CL 300-12k/Epoksi	520.8	22.85
5	115	KE/Köpük/KE	CX 490-12k/Epoksi	520.8	25.93
6	115	AE/Köpük/AE	AX 340/Epoksi	520.8	25.91
7	115	CE/Köpük/CE	LT 600/Epoksi	520.8	35.69
8	115	KE/KE/Köpük/KE/KE	CL 300-12k/Epoksi	520.8	44.37
9	115	KE/CE/Köpük/CE/KE	CL 300-12k/Epoksi - LT 600/Epoksi	520.8	56.41
10	115	KE/AE/Köpük/AE/KE	CL 300-12k/Epoksi - AX 340/Epoksi	520.8	46.63

Bu konfigürasyonlar daha önceden bahsedilen dikey yük ile statik analize tabii tutulmuş, x ve y yönündeki azami yer değiştirmeler, gerilmeler, ve gerinimler Şekil 3.8'deki A ve B ile işaretlenen noktaların iç kısmında, iniş takımının boylamasına yönünde elde edilmiş, aynı zamanda burkulma yükleri de her bir konfigürasyon için analiz programınca hesaplanmıştır. Bu değerler Çizelge 3.14 ve Çizelge 3.15'de görülebilir.

Çizelge 3.14 : İniş takımı şekil iyileştirmesi analizi sonuçları [21].

Konfig. No.(KN):	$U_{y_{max}}$ (mm)	$U_{x_{max}}$ (mm)	σ_A (MPa)	σ_B (MPa)	ϵ_A ($\mu\epsilon$)	ϵ_B ($\mu\epsilon$)	P_{kritik} / F
1	2.68	3.16	0.59	43.1	15	1113	1.829
2	2.65	3.23	4.63	43.09	119	1112	2.37
3	2.68	3.3	9.74	43.41	252	1121	3.894
4	2.72	3.29	10.37	43.64	268	1127	5.113

Çizelge 3.15 : İniş takımı katman sayısı ve katman elyaf çeşidi seçimi çizelgesi [21].

Konfig. No.(KN):	$U_{y_{max}}$ (mm)	$U_{x_{max}}$ (mm)	σ_A (MPa)	σ_B (MPa)	ϵ_A ($\mu\epsilon$)	ϵ_B ($\mu\epsilon$)	P_{kritik} / F
5	8.47	11.12	6.99	22.43	1215	1967	6.514
6	23.57	30.65	8.39	32.07	3075	7822	2.408
7	5.19	6.58	8.4	34.79	594	2368	11.483
8	1.1	1.3	4.94	20.76	128	535	11.415
9	1.21	1.48	5.97	24.99	154	645	23.98
10	1.48	1.78	7.23	29.67	188	767	17.414

Çizelge 3.14’de daha çok kompozit malzeme türü aynı tutularak iniş takımının şekil iyileştirmesi gösterilmiştir. Bu çizelgede görüldüğü üzere eğrilik yarıçapındaki artış burkulma analizinden elde edilen değerleri artırmakta ve bu sayede tasarım güvenlik katsayısı da artmaktadır, buna ek olarak da iniş takımı ağırlığı, Çizelge 3.13’deki değerler göz önüne alındığında, artan eğrilik yarıçapı ile azalmıştır.

Konfigürasyonlarda elde edilen gerilimler ile gerinimler, kompozit malzemenin çekme dayanımı ve kopma gerinimlerinden göreceli olarak az olduğu çizelgelerden elde edilebilen bir sonuçtur. Analiz programında çekirdek malzemesi olarak kullanılan köpük malzemesinde oluşan gerilim değerlerine de bakılmış, ancak kompozit malzemelerde oluşan gerilmelerden daha kritik bir durum yaratmadığı gözlemlenmiş, köpüğün çekme dayanımından da düşük değerler olduğu belirlenmiş, bu nedenle bu noktada detaylıca açıklanmamıştır.

Çizelge 3.15’deki analizler ise iniş takımının şekil iyileştirmesinden daha çok kompozit malzemeler üzerine yoğunlaşmıştır. Bu noktada iniş takımı eğrilik yarıçapı optimum olarak belirlenen 115 mm’de sabit tutulmuştur.

Çizelge 3.13, 3.14 ve 3.15 bir arada incelendiğinde aşağıdaki çıkarımlar oluşturulabilir;

- KN.4, en hafif tasarıma sahiptir,
- KN.6, burkulmaya karşı zayıftır ve aynı zamanda çok esnektir,
- KN.7'nin burkulmaya daha dayanıklı olduğu söylenebilir, ancak KN. 5 ve 6 ya göre daha ağırdır,
- KN.8, 9, ve 10 konfigürasyonlarında ise her iki yüzünde ikişer katman bulunmaktadır, ancak bu konfigürasyonlardan 9.su, 8 ve 10'a kıyasla daha ağırdır.

Sonuç olarak iki katmanlı yapının yüklere karşı daha dayanıklı olacağı düşüncesi ile KN. 8 optimum tasarım olarak belirlenmiştir. Bu tasarımın, dördüncü bölümde üretim yöntemi anlatılacak ve beşinci bölümde iniş takımı tasarımına yapılacak analiz ve testlerle iniş koşullarını sağlayıp sağlamadığı kontrol edilecektir.

4. İNİŞ TAKIMI ÜRETİMİ

Bu bölümde iniş takımı üretimi ile ilgili bilgiler verilmeye çalışılacaktır. İniş takımının üretim metodunu anlatmadan önce literatürdeki iniş takımı üretimine uygun üretim yöntemleri anlatılacak daha sonra bu üretim yöntemlerinden hangileri ile üretim yapıldığı detayları ile anlatılacaktır.

4.1 Üretim Yöntemleri

Kompozit üretim teknikleri çok çeşitli olmakla birlikte, üretilecek parçaya bağlı olarak değişiklik gösterebilmektedir. Teknolojideki yeni gelişmeler kompozit malzeme üretiminde mevcut geleneksel yöntemlerin dışına çıkabilecek üretim teknikleri geliştirmektedir. Ancak bu aşamada fakültemizde mevcut bulunan kompozit yapı laboratuvarında yapılan, yapılması muhtemel ve iniş takımı üretiminde kullanılabilecek literatürde yer edinmiş üretim yöntemleri anlatılacaktır.

Kompozit malzemelerin üretim yöntemleri ile ilgili literatürde birçok kaynak bulunmaktadır. Kompozit malzeme ile ilgili tüm referans verilebilecek kitapların üretim bölümlerinde kompozit malzemelerin üretiminde gelenekselleşmiş yöntemler yer almaktadır. Akovali, Baker ve diğerleri, Barbero, Gay ve diğerleri, SP Systems firması, kompozit malzemenin üretimi konusunda aşağıda yer almış ve günümüzde de halen kullanılmakta olan geleneksel üretim yöntemlerinden bahsetmiştir [16-19,28].

Aşağıda anlatılacak yöntemlerde, kompozit parçaların üretilmesi için parçanın şekline uygun en az bir adet dişi veya erkek kalıbın daha önceden üretilmiş ve hazır olması gerekmektedir. Bu yöntemler anlatılırken Kompozit Yapı Laboratuvarımızda kazanılan tecrübeler, yaşanan sorunlar ve bunlara bulunan çözümler de yöntemler anlatılırken açıklanacak, bu şekilde bir tecrübe ve bilgi birikimi aktarılmasına çalışılacaktır.

4.1.1 Elle yatırma yöntemi

Bu yöntemde üretilecek kompozit parçanın kalıbı ilk olarak üretim yapmaya hazır hale getirilmelidir. Bunun için öncelikle kalıbın üzerindeki toz, pislik, önceki üretimden kalan epoksi ve kalıp ayırıcı gibi kalıntılar temizlenmelidir. Ardından, kalıba, kompozit malzemenin kalıptan rahatlıkla çıkmasını sağlamak amacıyla sıvı ya da macun şeklindeki (vaks) kalıp ayırıcı uygulanır. Vaks bir sünger ya da bir bez yardımıyla temizlenmiş kalıba sürülür. Ardından vaks, 10–15 dakika süre ile kurumaya bırakılır. Daha sonra vaksın kurummasından sonra temiz bir bezle vaksın fazlası temizlenir, kalıp parlak bir yüzey elde edilinceye dek bu vaks temizleme işlemi devam ettirilmelidir. Kalıptan alınacak ürün sayısına göre gerek görülürse bu işlem tekrar edilir. Genel uygulama açısından vaks uygulamasının ardından sıvı kalıp ayırıcı bir sünger vasıtasıyla parlak kalıba sürülür. Bu sıvı kalıp ayırıcı, alkol içeren ve çabuk kuruyan bir kimyasal yapıya sahiptir. Kalıp üzerinde ince tabaka halinde bir film oluşturur, bu kompozit parçanın kalıptan düzgün bir şekilde çıkarılmasını sağlar. Vaks ve sıvı kalıp ayırıcı haricinde profesyonel yöntemler olmasa da vaks ve sıvı kalıp ayırıcı olmadığı durumlarda kalıp kalınca bir streç film ile kaplanarak ya da bantlanarak da kalıp ayırıcı şeklinde kullanılabilir.

Kalıbın üretime hazırlanmasının ardından kompozit parçada kullanılacak kuru elyafların kesilmesi gerekmektedir. Bu kesimde genel amaçlı makaslar veya kesim işlerinde kullanılan alet-edevatlar ne yazık ki elyafların sahip olduğu güçlü yapıdan ötürü işlev görememektedir. Elyafın türü, dokuma şekli, kalınlığı, vb. gibi özelliklerine göre kimi elyaflarda bu aletler kesim işleminde kullanılabilir. Ancak elyaf kesiminde dikkat edilmesi gereken en önemli husus elyafların sahip oldukları filament oryantasyonunun bozulmamasıdır. Bu oryantasyonun kesim sırasında ya da kompozit parçanın üretimi sırasında bozulması halinde, istenen mekanik özelliklere sahip olamayacağı dikkatlerden kaçmamalıdır. Özellikle makas ile kesilebilen elyaflarda, makasla kesme işlemi sırasında filamentler, oryantasyonlarından kayma eğilimi göstermektedir. Bu kayma eğilimi engellemek amacıyla bulunan bir yöntem kesilecek elyafın kesim noktalarına kâğıt bant yapıştırılarak filamentleri kesim sırasında bir arada tutulmasını sağlamaktır. Ancak bu yöntemde kâğıt bandın daha sonra kompozit parçadan tıraşlanması, kaldırılması zorluk çıkartabildiğinden bu yöntem elyaf kesimine uygun diğer aletlerin bulunmaması halinde uygulanmalıdır.

Kuru elyaf kesimi için elektrikli özel bıçaklı aletler veya kuru elyaf kesimi için özel dişlere sahip makaslar kullanılmalıdır.



Şekil 4.1 : Elyaf kumaşlarının kesimi için elektrikli makas ve özel dişli makas.

Bunun yanı sıra kâğıt bantlama yöntemine yakın bir yöntem de, kuru elyafın yüksek hava çekiş gücüne sahip masalar tarafından masaya yapıştırılması ve hareketine izin verilmemesi yardımıyla kesilmesidir (Şekil 4.2). Bu tür masalarda bulunan bilgisayar kontrollü veya elle, disk şeklindeki bir kesici yardımıyla kesimler yapılmaktadır (Şekil 4.3).



Şekil 4.2 : Vakumlu elyaf kesme masası [29].



Şekil 4.3 : Vakumlu elyaf kesme masasında kullanılan kesici çeşitleri [29].

Kuru elyafın, kompozit parça üretimi için istenen şekilde kesilmesinin ardından sıra elyafları bir arada tutacak ve kompozit malzemenin oluşmasını sağlayacak reçinenin hazırlanması gerekmektedir. Reçine olarak daha önceki bölümde anlatıldığı üzere epoksi kullanılmaktadır. Kuru elyaf için ne kadar epoksi gerektiği firmaların, üreticilerin veya bu konuda çalışmalar yapan kişilerin tecrübelerine dayanmaktadır. Bu konudaki genel yaklaşım, elyafın ağırlığı ile orantılı olacak şekilde hesaplanır. Reçinenin uygulanmasında kullanılacak fırça veya rulo payı da katılarak hesaplanan bu oranlar şu şekilde tecrübeler doğrultusunda açıklanabilir;

- Cam elyaf için ağırlığı kadar reçine,
- Aramid elyafı için elyafın ağırlığının 1.5 katı kadar reçine,
- Karbon elyafı için ise elyaf ağırlığının 2 katı kadar reçine hazırlanmalıdır.

Bu oranlar üretimde elde edilen tamamen tecrübeye dayalı verilerdir. Reçine oranının tecrübe haricinde belirlenmesi için SP Systems tarafından tecrübeye dayalı formül (4.1) belirlenmiştir, bu formül şu şekildedir [19];

$$\text{Gerekli Reçine ve Sertleştirici Karışımı (gr)} = \frac{A \times n \times WF \times R.C. \times 1.5^{(*)}}{1 - R.C.} \quad (4.1)$$

Bu formülde bulunan kısaltmalar şu şekilde açıklanabilir;

A = Elyafın alanı (m²)

n = Elyaf Kat Sayısı

WF = Elyafın bir katının ağırlığı (gr/m²)

R.C. = Reçine tutma katsayısı

El yatırması metodu ile yapılan kompozit malzemeler için çeşitli R.C. değerleri aşağıdaki gibi SP Systems tarafından verilmiştir;

Cam – 0.46

Karbon – 0.55

Aramid – 0.61

(*) Formüldeki 1.5 değeri el ile yatırma ile üretilen kompozitler için belirlenen bir değerdir. Burada 0.5 değeri çeşitli malzemelerde (fırça, kap, vb.) kalan epoksi

miktarını göstermektedir. Bu değer 1 alınarak elyafı ıslatan epoksi miktarı bulunabilir [19].

Epoksi reçinesi genel olarak iki komponentten oluşur, her firmanın ürettiği epoksilerin üzerinde komponentlerin karışım oranları bulunmaktadır. Bu oranlar değişkenlik göstermekle birlikte genel kullanılan oranlar; 3:2, 5:2, 76:24 şeklindedir. Bu oranlara epoksinin üreticisinden elde edilen ürün bilgi formundan (material data sheet) veya epoksi kutusunun üstündeki açıklamalarda yer almaktadır. Hesaplanan elyaf için gerekli reçine miktarından sonra ayrı ayrı komponentlerin ne kadar gerektiği de iyi hesaplanmalıdır. Bu oranın tutturulmaması daha önceki bölümde anlatılan epoksidede oluşan bağları tam anlamıyla oluşturmayacağından epoksinin kurumaması problemi ortaya çıkmaktadır. Örneğin 5:2 oranına sahip bir epoksi reçinesi için hazırlanacak ağırlık 7'ye bölünmeli, daha sonra ilk komponent (genelde ürünlerin üzerinde A komponenti şeklinde belirtilir) için bulunan değer 5 ile çarpılmalıdır. B komponenti için ise bölümden elde edilen değer 2 ile çarpılarak karışım oranları hesaplanmalıdır.

Karışım oranlarının hesaplanmasının ve komponentlerin doğru oranda hazırlanmasının ardından, bu iki komponent bir kaba boşaltılarak reaksiyonun başlatılması sağlanmalıdır. Tüm epoksiyi oluşturacak bağların sağlanması amacıyla bir karıştırıcı yardımıyla kap içerisinde iki komponentin birbiri ile tam ve homojen bir şekilde karışması ve bağların oluşması sağlanmalıdır. Bu karıştırma zamanı da tamamen tecrübeye ve gözleme dayalı olmalıdır.

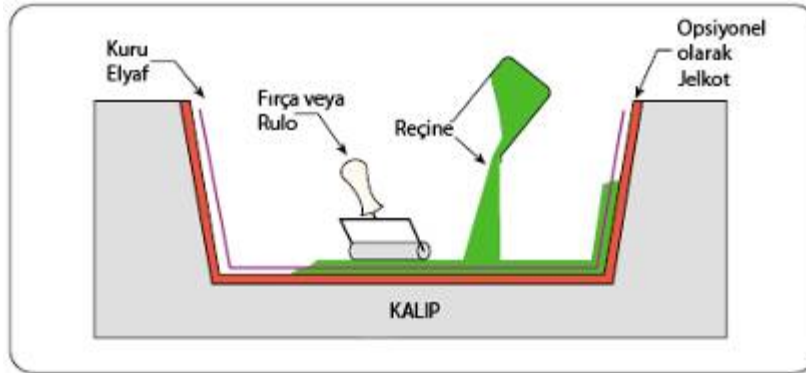
Kuru elyaf katmanları teker teker düz bir zeminde veya kompozit parçanın üretileceği kalıp üzerinde epoksi ile ıslatılmalıdır. Bu ıslatma sırasında fırça veya rulo kullanılabilir. Elyafın tamamen epoksi ile ıslatılabilmesi için bu işlem her elyaf katmanı için ayrı ayrı yapılmalıdır. Bu nedenle her elyaf katmanı teker teker ıslatılmalıdır. Islatma sırasında dikkat edilecek birkaç önemli husus bulunmaktadır.

Bunlardan ilki üreticinin ürün bilgi formunda belirttiği epoksi uygulama süresinin dikkate alınmasıdır. Bu süre aşıldığı takdirde epoksi içerisindeki reaksiyon hız kazanır ve epoksinin sertleşmesi süreci başlar, bu noktadan sonra artık epoksi sıvı halini yitirir ve elyafa uygulanamaz hale gelir, bu nedenle hazırlanacak epoksi miktarı, parça üzerinde çalışacak insan sayısı, elyaf katman sayısı, vb. gibi hususlar göz önünde tutularak hesaplanmalıdır.

Bir diğ er husus ise epoksi, eğer fırça ile uygulanacaksa mümkün olduğunca elyafa dik ve sert vuruşlar yapılmalıdır. Elyafa yatay bir vuruş yapıldığı takdirde elyaf içindeki filamentler oryantasyonlarını kaybedebilirler ve bu kompozit malzemede, istenilen malzeme özelliğinin kaybolmasına neden olabilir. Eğer elyafa yumuşak bir şekilde epoksi uygulanırsa, elyaf kalın bir yapıya sahip ise fırçanın uygulandığı yüzeyin altında kalan elyaf katmanı tam anlamıyla epoksi ile ıslanmayabilir. Yine bu durum malzeme özelliğini önemli ölçüde etkileyecek bir durumdur.

Düz zeminde epoksi uygulanmış elyaflar önceden hazırlanmış kalıba yerleştirilir, ya da daha önce de bahsedildiği gibi elyaflar kalıp üzerinde ıslatılabilir. Kalıba, elyaflar yerleştirilmeden önce, ihtiyaç doğrultusunda jelkot adı verilen bir sıvı katman sürülebilir, bu katman elyaf/epoksi malzemeyi dış etkilerden koruyacak bir yapıya sahiptir, aynı zamanda parçanın sürülen yüzeyinin pürüzsüz ve istenilen renkte pigment karıştırılarak istenilen renkte olmasını sağlar.

Bu yöntem şekil 4.4'te detaylıca görülebilir [19].



şekil 4.4 : Elle yatırma yöntemi [19].

Tüm bu işlemlerin ardından elle yatırma üretim süreci tamamlanmış olur. Bu aşamadan sonra epoksi reçinesinin tamamen kurumasa için ortam sıcaklığında veya belli bir sıcaklık uygulanarak kurumaya bırakılır.

Uygulanacak sıcaklık, epoksi üreticisinin epoksi ürünü için verdiği ürün bilgi formundan elde edilebilir. Oda sıcaklığında genel olarak epoksi bir gün sonra kurumuş olur, ancak tam sertleşmenin oluşması için bir haftayı bulan s reler gerekebilir. Bu süreyi kısaltmak amacıyla sıcaklık uygulanabilir. Bu sıcaklık uygulamasıyla epoksinin tam kuruma süresi kısaltılabilir ve ürün çok hızlı bir şekilde kullanıma sunulabilir.

Bu yöntem kompozit malzemelerin kullanımının ortaya çıkmasından bu yana oldukça yaygın olarak gemi sanayinde kullanılmaktadır. Ancak sahip olduğu bazı dezavantajlar nedeniyle yüksek güvenlik ve sertifikasyon gerektiren havacılık uygulamalarında kullanılmayan bir yöntemdir. Bu yöntem, şu an için fakültemizde üretilen kompozit malzemelerin tamamında kullanılmaktadır. Ancak bu yöntemin avantajları ve dezavantajlarını incelemek gerekebilir, SP Systems bu hususları şu şekilde açıklamaktadır ;

Avantajları:

- Bilinen en yaygın yöntemdir,
- Uygulanması gereken prosedürler kısa ve kolaydır,
- Pahalı araç ve gereçlere ihtiyaç duyulmaz.

Dezavantajları:

- Uygun reçine karışım oranı oluşturmak, reçinenin elyafa uygulanması, düzgün bir reçine dağılımı tamamen kişinin beceri ve tecrübesine bağlıdır.
- Reçine ile birebir temas olduğundan çıkabilecek zehirli gazlar veya reçinenin ciltle teması üretici üzerinde zararlı etkiler yaratabilir.
- Kompozit parçanın mekanik özelliği üretim sırasında üretici kaynaklı hatalara karşı oldukça duyarlıdır ve istenilen düzeyde olmayabilir [19].

4.1.2 Vakumlama yöntemi

Vakumlama yöntemi elle yatırma yönteminden tamamen farklı bir yöntem olmamakla beraber, elle yatırma yöntemine yardımcı bir yöntem olarak kullanılabilir. Bunun yanı sıra önceden reçine emdirilmiş elyafı üretimde de vakumlama yöntemi uygulanmaktadır. Bu yöntemde kurumaya bırakılan kompozit parça ve kalıbın üzerine çeşitli katmanlar konularak, parçanın üzerine vakum uygulanması sağlanır.

Bu yöntem için bahsedilen katmanların temin edilmesi ve vakum uygulayacak bir vakum pompasına ihtiyaç duyulur. Bahsi geçen katmanlardan bir kısmı sadece tek kullanımlık olduğundan bu durum maliyeti artırmaktadır. Bu katmanları ve katmanların işlevlerini Akovali şu şekilde özetlemektedir;

Kalıp Ayırıcı: Daha önce elle yatırma yönteminde anlatıldığı gibi kalıptan kompozit parçanın kolayca çıkarılması için gereken katmandır. Macun şeklinde, sıvı şeklinde ya da streç film ile kalıp ayırıcı katmanı elde edilebilir.

Pürüzlü Kumaş (Peel-Ply): Hava boşluklarının vakum yardımıyla kompozit parçadan çıkmasını sağlayan kumaştır. Bunun yanı sıra reçinenin fazlasının da kompozit parçadan çıkarılmasını sağlar. Aynı zamanda reçinenin kuruması tamamlandıktan sonra kompozit parçadan kolaylıkla sökülür ve söküldüğü yüzeyi başka parçalar için yapıştırılacak veya boyanabilir pürüzlü bir yüzey oluşturur.

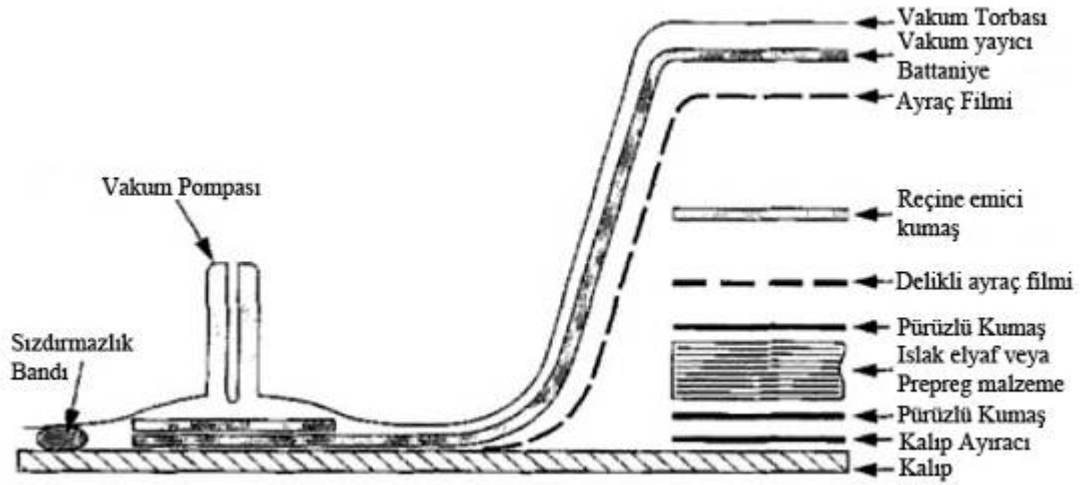
Delikli Ayraç Filmi (Release Film): Bu film delikleri sayesinde fazla reçinenin, reçine emici kumaşa geçmesini sağlar, bunun yanı sıra hava boşluklarının da vakum battaniyesine iletilmesini sağlar. Pürüzlü kumaş ile reçine emici kumaş arasındaki delikli ayraç filmi yukarıdaki durumu gerçekleştirirken, reçine emici kumaş ile vakum yayıcı battaniye arasındaki daha az delikli ayraç filmi ise reçinenin battaniyeye bulaşmasını önler, ancak sadece havanın ve hava boşluklarının battaniyeye aktarılmasını kısmen de olsa sağlar.

Reçine Emici Kumaş (Bleeder Fabric): Genellikle cam elyafından üretilmektedir ve reçinenin fazlasını emmesi amacıyla kullanılmaktadır. Reçine akışı, emici kumaş sayısı ile oynanarak düzenlenebilir. Bu sayede elyaf/reçine hacimsel oranı belli kompozit parçalar üretilebilir.

Vakum yayıcı battaniye (Breather Fabric): Bu katman kompozit parçaya vakumun her noktadan eşit miktarda uygulanmasını sağlar ve parçanın tamamından hava boşluklarının, havanın vakum sayesinde çekilmesini sağlar. Yüksek otoklav basınçlarında vakumun basınç altında sağlıklı yapılabilmesi için daha kalın vakum yayıcı battaniler kullanılmalıdır.

Vakum torbası ve Sızdırmazlık bandı: Vakum torbası ve sızdırmazlık bandı, kompozit parçadan ve kalıptan havanın çekilmesini ve vakumun uygulanmasını sağlamak amacıyla sızdırmaz bir torba oluşturur. Bu malzemeler, tek kullanımlık malzemelerdir ve her seferinde artık olarak atılır, ancak yeniden kullanılabilir vakum torbası malzemeleri de bulunmaktadır. Laboratuvarımızda vakum torbasının bulunmadığı durumlarda çöp torbaları da, sızdırmazlıkları sağlandığı takdirde vakum torbası olarak kullanılmaktadır [16].

Tüm bu katmanları Akovali kitabında Şekil 4.5'te görüldüğü gibi detaylıca sunmuştur [16];



Şekil 4.5 : Vakumlama yöntemi için gerekli malzeme katmanları [16].

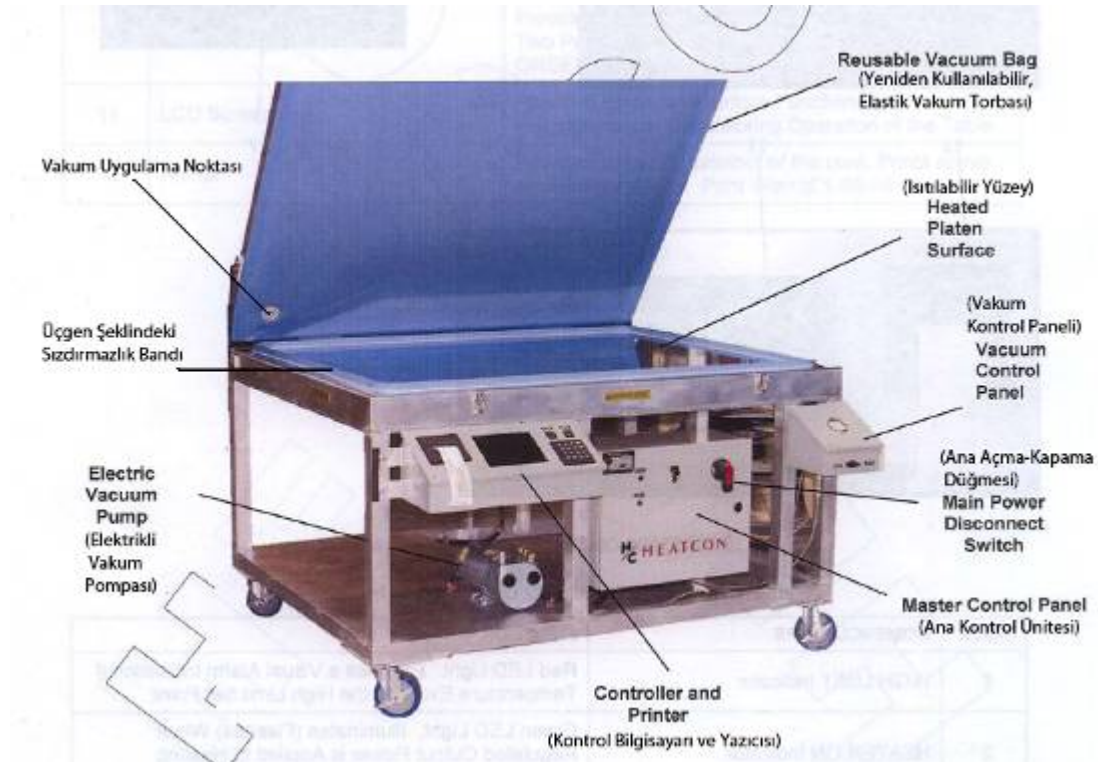
4.1.3 Vakumlu ısı masası ile üretim yöntemi

Vakumlama yönteminde anlatıldığı gibi yeniden kullanılabilir vakum torbası ve sızdırmazlık bandı malzemesinden yapılmış, dâhili vakum pompası bulunan, aynı zamanda sahip olduğu ısıtılabilir tablası sayesinde reçine üreticisinin sağlamış olduğu ürün bilgi formunda belirtilen ısı işlemi yönergeleri doğrultusunda reçineye ve dolayısıyla kompozit parçaya sıcaklık uygulayabilen özel bir masadır.

Kompozit Yapı Laboratuvarımızda, Heatcon marka, 18 kW gücünde, 1.52m uzunluğunda ve 1.22 m genişliğinde sıcaklık uygulayabilen bir alüminyum ısı tablasına sahip, 1000 milibar vakum uygulayabilen, sabit sıcaklık artış oranı sağlayabilen elektronik donanımlı, aynı zamanda kompozit parçanın kuruma profilini, uygulanan sıcaklıkları ve masaya monte edilmiş 10 sıcaklık ölçerle (termocouple) kompozit parçanın çeşitli noktalarından sıcaklık değerlerini bilgisayar ekranında gösteren ve aynı zamanda çıktı şeklinde verebilen bir vakumlu ısı masası bulunmaktadır [30].

Bu masa, sahip olduğu kalın kauçuk malzemesi ve alüminyum tabla üzerinde bulunan üçgen şeklinde sızdırmazlık malzemesi ile yeniden kullanılabilir vakum torbası oluşturmaktadır. Bu torbada yüksekliği 10 cm'yi geçmeyecek kalıplar ya da kompozit parçalara vakum ve sıcaklık aynı anda uygulanabilir. Vakum işleminde vakumlama yönteminde anlatılan vakum torbası ve sızdırmazlık bandı haricindeki tüm katmanlar aynı şekilde bu yöntemde de kullanılmalıdır.

Laboratuvarımızda bulunan bu masa tüm parçalarıyla birlikte Şekil 4.6'da görölmektedir [30].



Şekil 4.6 : Vakumlu ısı masası ve bileşenleri [30].

4.1.4 Filament sarma yöntemi

Akova'lı kitabında bu yöntemi şu şekilde anlatmaktadır; Kapalı formda içi boşluklu, delik parçaların üretilmesinde kullanılan, dönen bir mandrel çevresine daimi fiber elyafının veya tekli filamentlerin, özel bir makine ile sarılması işlemidir. Bu makine 6 eksene kadar hareket serbestisi bulunan (robotik eklentilerle bu sayı 7 eksene kadar çıkabilir) ve operatörün çeşitli parametreleri, sarma hızı, sarma açıları, elyaf yerleşimi, reçine sıcaklığı ve elyaf gerilmesi gibi kontrol edebilen bir yapıya sahiptir [16]. Bu özel makine Şekil 4.7'de görülebilir.



Şekil 4.7 : Delft Teknoloji Üniversitesi'nde bulunan bir filament sarma makinesi.

Filament sarma yönteminde Akovali'nin belirttiği üzere üç çeşit üretim isimlendirmesi bulunmaktadır. Eğer daimi elyaf mandrele sarılmadan önce bir reçine banyosundan geçiyorsa buna ıslak sarma, eğer bu sarma yönteminde önceden reçine emdirilmiş elyaf kullanılıyorsa buna kuru sarma ve eğer elyaf bir reçine banyosundan geçerek mandrele sarılmıyorsa, reçine uygulaması daha sonra yapılıyorsa bu uygulamaya da sonradan emdirme (post impregnation) adı verilmektedir[16].

Akovali, filament sarma yöntemi ile ilgili avantajları ve dezavantajları şu şekilde sıralamıştır;

Avantajları:

- Filament sarma yöntemi yüksek tekrarlanabilirliğe sahiptir. Bir parça aynı özelliklerde, içindeki katmanlar da aynı kalmak üzere, üretilebilir.
- Yükleme yönünde daimi elyaflar kullanılmaktadır, bu durum yönsel dayanım, parçaya gelecek kuvvetlerin yönü hesaplanarak, elyafın açısı ve dokuma şekli filament sarma yönteminde istenilen şekilde değiştirilerek elde edilebilir.
- İlk yatırım ve üretim maliyeti düşüktür. Örneğin bir otoklav makinesi gerektirmez.
- Büyük parçalar üretilebilir.

- Önceden reçine emdirilmiş elyaf malzemesine göre malzeme maliyeti daha düşüktür.
- Yüksek elyaf/reçine hacimsel oranı elde edilebilir. Bu da yüksek dayanımın elde edilmesini sağlar.

Dezavantajları:

- Karmaşık şekiller karmaşık mandrel tasarımları ve ek maliyetler gerektirebilir.
- Ters eğriliğe sahip parçalar üretilemez.
- Mandreller, zorunlu ve pahalı üretime yardımcı aletlerdir.
- Otoklav uygulamalarının aksine yüzeye bir basınç etki etmediğinden yüzey kalitesi düşüktür ve ek olarak yüzey işleme gerektirebilir [16].

4.1.5 Reçine transfer yöntemi

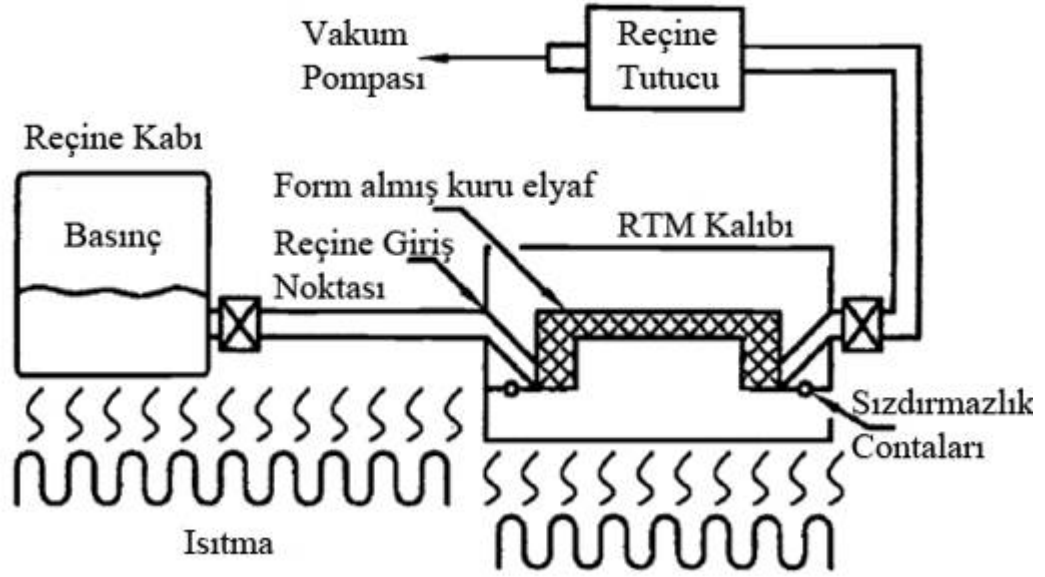
Reçine transfer yöntemini Baker ve diğerleri şu şekilde anlatmaktadır; reçine transfer yöntemi kısaca şu adımları kapsar, öncelikle kuru elyaf, birbiri ile örtüşen erkek ve dişi kalıplar arasındaki boşluğa yerleştirilir, daha sonra akışkan reçine kalıba doldurulur ve sonuçta kompozit parça şeklini alır. Genellikle kalıp ve reçine akıtma öncesi ısıtılır, reçine akıtması sonrası ise kalıp sıcaklığı artırılarak reçinenin kuruması ve böylelikle kompozit parçanın üretilmesi sağlanır. Reçine ön sıcaklığı, akıtma süresi ve kalıp sıcaklığı gibi parametreler kullanılan reçinenin özelliklerine bağlıdır. Eğer sıcaklık çok yüksekse, reçine kalıba tam dolmadan jelleşmesi, kuruması tehlikesi ortaya çıkabilmektedir, eğer sıcaklık çok düşük kalırsa bu sefer de reçinenin vizkozitesi yüksek olur ki bu durum reçinen kalıp içerisinde akmasına izin vermez[18]. Bu nedenle reçine üretici firmalar, reçine transfer yöntemi (RTM) için özel reçineler üretmektedir.

Baker ve diğerleri bu yöntemle ilgili şu bilgileri de aktarıyor;

Genellikle reçinenin çıkış noktasında vakum pompası ile vakum uygulanır, bu durum kalıptaki, akıtma öncesi, tüm havanın ve nemin vakumlanmasını amaçlamaktadır. Genellikle reçine akıtması 700 kPa gibi bir basınçla gerçekleştirilir. Reçine akıtması süresince uygulanan vakum, kompozit parçada hava boşluklarının oluşmasını önler ve akıtma basıncına da ek bir yardımda bulunur. Ancak, vakum uygulanırken reçinenin akıtma sıcaklığına dikkat edilmelidir, akıtma sıcaklığı reçinenin kaynama

noktasını geçmemelidir. Bu durum oluşursa, kompozit parçada yüksek sayıda ve istenmeyen gözenekler oluşur [18].

Bu üretim yöntemi Şekil 4.8’de detaylıca görülebilmektedir [18]. Reçineyi belli bir basınçla ve belli bir ön sıcaklıkta kalıba akıtabilen özel bir makine gerekmektedir. Isojet firması tarafından üretilen RTM makinesi bu işlevi yerine getirmektedir. Bu makine Şekil 4.9’da gösterilmiştir [31].



Şekil 4.8 : RTM üretim yöntemi şeması [18].



Şekil 4.9 : RTM üretim yönteminde reçineye basınç ve sıcaklık uygulayabilen makine [31].

Bu yöntemde dikkat edilmesi gereken önemli noktalar, parametreler Baker ve diğerleri tarafından dile getirildi. Bu yöntemde bir başka önemli nokta ise reçinenin kalıpta izleyeceği yol, reçinenin kalıba giriş ve çıkış noktası ve kalıpta yer alan reçine aktarım yolları gibi hususlar önem kazanmaktadır, bu nedenle üretilecek kompozit parçaya uygun dişi ve erkek kalıbın çok iyi bir şekilde tasarlanması gerekmektedir.

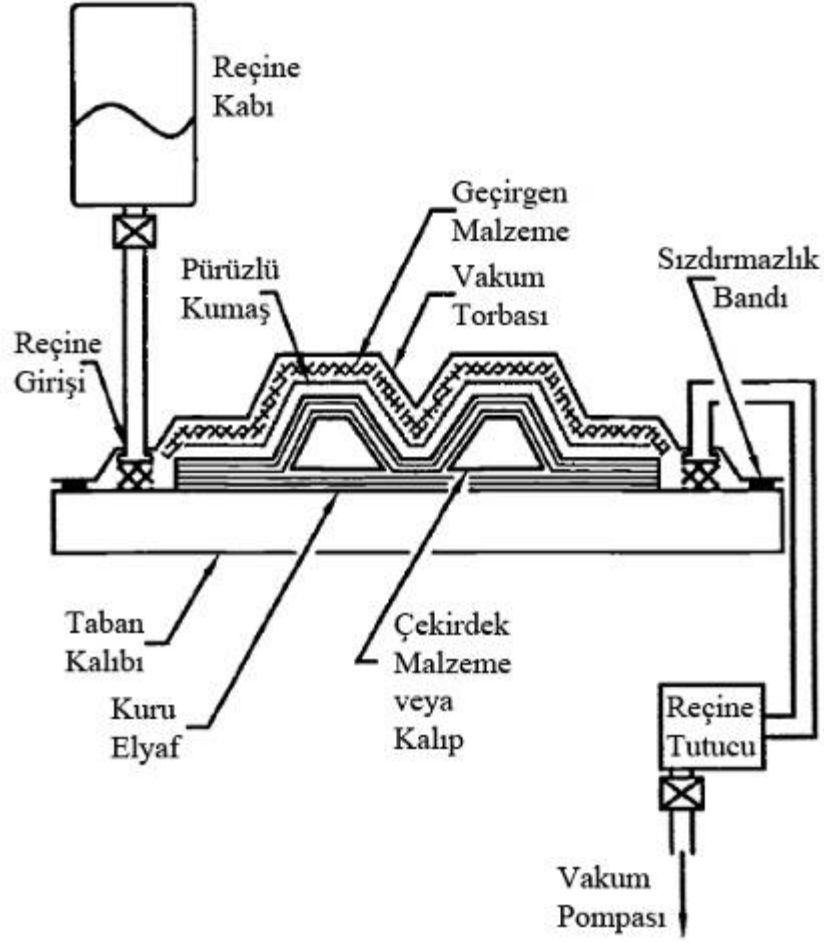
4.1.6 Vakumlu reçine transfer yöntemi

Vakumlu reçine transfer yöntemi (VARTM), reçine transfer yönteminden birkaç noktada farklılık gösterir. Bu farklılıklardan en önemlisi reçine, kompozit parçaya belli bir basınç sağlayan makine yardımıyla değil, uygulanan vakum sayesinde elyafa yedirilir. Bu yöntemin bir başka farklılığı ise birbiri ile örtüşen iki kalıba ihtiyaç duymamasıdır, tek bir kalıba vakumlama yönteminde anlatılan katmanlar ve reçine akışını sağlayan ek malzemeler sağlanarak diğer kalıbın ihtiyacını ortadan kaldırır [18].

Baker ve diğerleri bu yöntemi şu şekilde tarif etmektedir. Kuru elyaflar ve gerekiyorsa çekirdek malzemeler kalıba yerleştirilir, daha sonra bu kuru elyaf ve çekirdek malzemedan oluşan ön şeklin üstüne geçirgen bir malzeme konur ve ardından vakumlama yöntemindeki diğer katmanlar da uygulanarak parça vakumlanır [18].

Bunun yanı sıra parça içerisinde besleme ve çıkış tüpleri yer alır, bu tüpler, reçinenin kolayca vakum sayesinde ilerlemesini sağlayan özel spiral şeklindedir. Bu tüpler reçinenin kolaylıkla ve hızlı bir şekilde geçirgen malzemeye aktarılmasını sağlar. Geçirgen malzeme sayesinde de hem düzlemsel olarak hem de kalınlık boyunca tüm kuru elyaflardan oluşan parça reçine ile ıslatılmış olur [18].

Bu üretim yöntemi Şekil 4.10'da detaylıca görülebilir [18].



Şekil 4.10 : VARTM üretim yöntemi şeması [18].

RTM yönteminde olduğu gibi bu yöntemde de giriş çıkış noktaları ve reçine ilerleme şekli, önem kazanmaktadır. Kompozit parçada ıslanmamış bölgeler oluşmaması için bu husus önceden iyi düşünülmelidir. Bu yöntem, Baker ve diğerlerinin belirttiği üzere RTM yönteminde elde edilen elyaf/reçine oranından daha düşük elyaf/reçine oranı elde edilmesine neden olur. Bu nedenle yöntem havacılık alanı dışında kompozit parçadan daha az verim isteyen ve düşük maliyet gerektiren büyük parçaların üretiminde kullanılır. Bu yöntemin sıkça kullanıldığı alan gemicilik sektörüdür. Otoklav uygulaması gerektirmeyen bu uygulamada, tek kalıp ihtiyacı, düşük elyaf maliyeti gibi nedenlerden dolayı gemicilik sektöründe yaygınca kullanılmaktadır [18]. RTM yöntemi ile kıyaslandığında daha düşük elyaf/reçine oranına sahip olsa da, elle yatırma yönteminde oluşabilecek bazı dezavantajlar bu yöntemle giderilebilir. Bunları şu şekilde sıralayabiliriz;

- Reçine vakum yardımıyla uygulanacağı için tecrübeli ve bilgili reçine uygulama elemanlarına ihtiyaç duymaz.
- Reçine, vakum sayesinde tüm kompozit parçaya, reçine giriş çıkışı ve yolları iyi tasarlandığı takdirde, homojen bir şekilde uygulanır.
- Elle yatırma yönteminde reçine fırça veya rulo ile uygulanmaktaydı. Bu uygulama gerçekleştirilirken elyaflar hiç hareket etmemekte ve bu nedenle oryantasyonlarının bozulma tehlikesi bulunmamaktadır.
- Elle yatırma yönteminin aksine, parçada kullanılan epoksi miktarı tam olarak hesaplanabileceğinden RTM yönteminden düşük de olsa elle yatırma yönteminde elde edilen elyaf/reçine oranından daha yüksek bir oran sahip olacaktır.
- Operatör, reçine ile uzun süre temasta bulunmadığı için, ve reçine uygulaması vakum torbasının içinde gerçekleştiğinden sağlık açısından elle yatırma yöntemine göre daha avantajlıdır.
- Ancak vakumlama yönteminde gereken tek kullanımlık katmanların yanı sıra, reçine akışını sağlayacak yine tek kullanımlık tüplerin ve geçirgen malzemelerin temini gerekmektedir ki bu da yöntemi elle yatırma yönteminden daha pahalı ve karmaşık hale getirmektedir.

4.1.7 Önceden reçine emdirilmiş elyafla üretim yöntemi

Elle yatırma yönteminde elyaflar kuru bir şekilde kompozit parçanın gerektiği ölçülerde kesilir ve daha sonra hazırlanan reçine uygulanarak kompozit parça üretilirdi. Önceden reçine emdirilmiş elyafla (prepreg) üretim yönteminde ise elyaflar üretici tarafından önceden reçine ile ıslatılır. Daha sonra ıslatılan elyafların iki yüzü koruyucu film ile kaplanır ve reçinenin bozulmaması amacıyla düşük sıcaklıkta saklanır, bu sayede reçineli elyafın toz, kir, gibi etkenlerden korunması ve reçinenin bu etkenlerden etkilenerek yapışkanlık özelliğinin kaybolması önlenir[19].

Prepreg ile üretim yöntemi havacılık alanında sıkça kullanılan bir yöntemdir. Bunun nedeni, havacılıkta önemli bir yere sahip olan sertifikasyon, üretilen parçanın güvenilirliği ve kalite açısından seri üretimdeki her parçanın aynı kalite ve özellikte olmasını gerektirir.

Elle yatırma yönteminde reçinenin karışım oranı, homojen karışıp karışmadığı, uygulanırken doğru bir şekilde uygulanıp uygulanmadığı, reçinenin kuruma sürecinin kontrol altında olup olmadığı gibi etkenler belirsizlik taşımaktadır. Ancak prepreg elyaf ile üretim yönteminde bu durumların hepsinin önüne geçmek mümkündür. Prepreg elyafların en önemli özelliği, sahip olduğu elyaf/reçine oranının her zaman sabit olmasıdır. Bu durum parçanın gerekli kuruma şartları sağlandığı takdirde sahip olacağı mekanik özelliklerin önceden tahmin edilebilmesini sağlar. Bu da üretilen parçaların her zaman aynı özellik ve kalitede elde edilmesine yol açar ve reçine uygulamasını yapacak operatörün sahip olduğu bilgi ve tecrübe düzeyi önem kazanmaz.

Ancak bu elyafların kuruma süreçleri için daha önce anlatılan vakumlama yönteminin yanı sıra, basınç ve sıcaklık kontrolü sağlayan otoklav adı verilen basınçlı bir fırına ihtiyaç duyar. Bu fırının kullanımı özel bilgi ve tecrübe gerektirir. Bu nedenle elle yatırma yönteminden daha zor bir yöntem olduğu söylenebilir. Aynı zamanda kompozit parça için taslak oluşturacak kalıbın da otoklavda maruz kalacağı sıcaklık ve basınç değerlerine uygun üretilmesi gerekir. Bu nedenle otoklav uygulamalarında yüksek termal iletkenliğe sahip metaller kullanım alanı bulmaz, bunun yerine kompozit parça ile aynı termal özellikleri sunacak, yine kompozit kalıplar üretilir.

Prepreg elyaflar, oda sıcaklığında uzun süre kaldığı durumlarda sahip olduğu reçine özelliğini yitirmeye, reçine kuruma sürecinin başlamasına neden olur. Bu nedenle bu tür elyafların düşük sıcaklıkta tutulması ve hatta üreticiden kullanıcıya nakli sırasında da özel soğutuculu araçlarla taşınması gerekmektedir. Kullanıcı tarafından da kullanım süresince oda sıcaklığında kaldığı süreç not edilmelidir. Üretici tarafından bu malzemeler için ürün bilgi formlarında ne kadar süreyle oda sıcaklığında kalabileceği açıklanmaktadır. Bu süre boyunca elyaf oda sıcaklığında tutulursa, reçine özelliğini yitirmektedir.

Gerek düşük sıcaklıklarda muhafaza edilmesi gerekliliği gerekse ihtiyaç duyduğu otoklav ve otoklav uygulamasına uygun kalıplar nedeniyle, bu yöntemle üretim oldukça maliyetlidir, yatırım gerektirmektedir. Aynı zamanda prepreg elyaflarla daha önceden çalışmış, otoklav uygulamasını bilen tecrübeli operatörlere ihtiyaç duymaktadır.

Ancak bu yöntemden elde edilen kompozit parçalarda, elyaf/reçine oranı önceden belli ve kompozit parçanın her noktasında sabittir, bu oran elle yatırma yöntemindeki elyaf/reçine oranından da yüksek bir şekilde elde edilir ki bu durum mekanik özelliği daha da arttırır. Basınç ve sıcaklık uygulanan otoklav sayesinde elyaf katmanları arasındaki istenmeyen hava boşlukları en aza indirgenir, aynı zamanda bu makine sayesinde reçinenin kuruma süresi de kontrol altındadır. Bu sayede bu yöntemle seri olarak aynı kalite ve özellikte kompozit parçalar üretilebilir. Bu durum otomasyon ve seri üretimin gerektiği noktalarda önem kazanmaktadır.

Kompozit Yapı laboratuvarımızda prepreg elyafla üretim yöntemi henüz faaliyete geçmemekle birlikte, prepreg elyafların saklanacağı soğutucular temin edilmiş ve otoklav için de mali destek ve fiyat araştırması yapılmaktadır.

4.1.8 Reçine filmi ile üretim yöntemi

Prepreg elyafların yüksek maliyetli olması sebebiyle, reçine üretici firmalar teknolojinin gelişimiyle birlikte yeni bir üretim yöntemi geliştirdiler. Bu yöntem, prepreg elyaflarla üretim yöntemi ile elle yatırma yönteminden uygulamalar bulunmaktadır.

Elle yatırma yönteminde olduğu gibi kuru elyaf kalıba yerleştirilir, daha sonra reçine üreticisi tarafından önceden üretilmiş ve düşük sıcaklıkta saklanan reçine filmi, yerleştirilen kuru elyafların altına veya üstüne yerleştirilir. Daha sonra prepreg elyaflarla üretimde olduğu gibi parça vakum altına alınır ve kuruması için otoklav sisteminde yüksek basınç, sıcaklık ve vakum etkisi altında kalır. Bu sayede reçine filmi bulunduğu düşük sıcaklıktan sıcaklık artışının yardımıyla, akışkan hale geçer ve tüm parçaya vakum ve basıncın yardımıyla uygulanır[18].

Bu yöntem, prepreg elyafın aksine elyafla reçineyi birleştirme prosedürünün ortadan kalkmasıyla üretim maliyetini düşürse de, reçine filminin reçine üreticisinden kompozit parça üreticisine aktarımı sırasında gereken özel soğutmalı konteynırlar nedeniyle maliyeti pek de düşük olduğu söylenemez.

4.2 İniş Takımının Üretilme Süreci

İniş takımı üretilme süreci sırasında yukarıda bahsi geçen üretim yöntemlerinden birçoğunu fakültemizde bulunan kompozit laboratuvarımıza kazandırmak istedik,

özellikle vakum destekli reçine transfer yöntemiyle ve prepreg malzemelerle üretim yapılması planlanmıştır. Ancak her iki yöntemin de maliyetinin yüksek olması, yöntemlerle ilgili gerekli malzemelerin yurtdışından ithal edilecek olması ve özellikle prepreg malzemelerin lojistiğinin zorlu olması, bu yöntemlerin laboratuvarımıza kazandırılması ve bu çalışmada kullanılabilmesi mümkün olmamıştır. Bu nedenle iniş takımı üretimi bilindik ve uygulaması en kolay, gerekli malzemeleri yurtiçinde kolayca temin edilebilen elle yatırma yöntemi kullanılarak üretilmiştir. Elle yatırma yöntemi için iniş takımının yapısal tasarım ve hava aracı tasarımından gelen boyutlar çerçevesinde öncelikle kalıp imalatı gerçekleştirilmiştir. Yapısal tasarımdan elde edilen iniş takımı tasarımı için iniş takımı boyutlarında ağaçtan bir erkek kalıp üretilmiş ve vakumlu ısı tablasının vakum pompası yardımıyla iniş takımı üretimi gerçekleştirilmiştir. Bu üretim sırasında kompozit yapı laboratuvarımızda yer alan vakumlu ısı tablası, sahip olduğu esnek vakum torbasının ancak 10 cm yükseklikteki kalıplara izin vermesi nedeniyle ve iniş takımı boyutlarının bu yüksekliği aşması nedeniyle kullanılamamıştır. İyileştirilmiş iniş takımı tasarımı ise yapısal tasarımdan elde edilen iniş takımı tasarımından içerisinde bulundurduğu bal peteği çekirdek malzemesi ile farklılık göstermektedir. Bu iniş takımı için yine benzer şekilde bir erkek kalıp üretilmiş ve vakumlama yöntemi ile üretim yapılmaya çalışılmıştır. Ancak elde edilen sonuç tatmin edici olmadığından ötürü erkek kalıbın yanı sıra bir dişi kalıp da üretilmesi planlanmıştır. Kalıp üretimlerinden iniş takımlarının üretilmesiyle sonuçlanan tüm bu süreç aşağıda detaylıca anlatılmıştır.

4.2.1 Kalıp üretimi

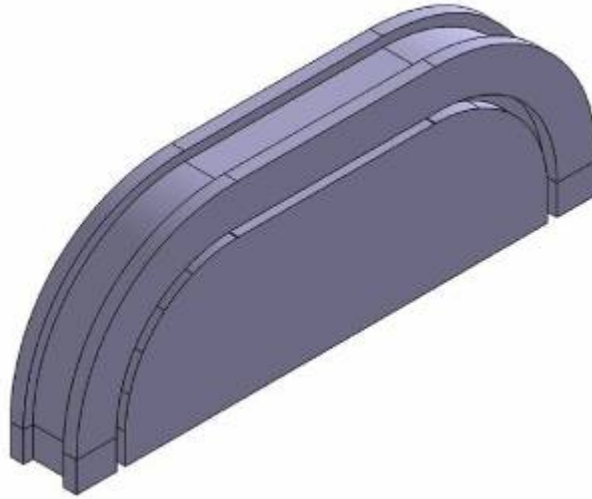
Elle yatırma süreci için daha önce de belirtildiği üzere ıslak elyafların serileceği bir kalıp ihtiyacı vardır. Bu kalıp ihtiyacı üretilecek parçaya ve kullanılacak üretim yöntemine göre değişiklik gösterir. Örneğin eğer otoklav veya ısı tablası kullanılacak ise, parça ile benzer ısı özellikleri olan malzemeler kullanılmalıdır. Bu nedenle otoklav veya ısı uygulanacak kompozit malzemelerin kalıpları da yine kompozit malzemelerden üretilmektedir. Reçine transfer yöntemi kullanılacak ise (reçineyi belli bir basınçla kalıba enjekte eden cihaz nedeniyle) hem erkek, hem dişi kalıp hazırlanmalı, epoksinin bu iki kalıp arasında sızması için iki kalıp arasında sızdırmazlık kanalları ve conta bulundurulmalıdır.

Bunun yanı sıra iki kalıp, uygulanacak basınca karşı koyabilmesi amacıyla sıkı bir şekilde birbirlerine monte edilmelidir.

İşte bu nedenlerden dolayı kalıp tasarımı ve üretimi, parçanın üretim yönteminin belirlenmesinden sonra gerçekleştirilmesi, hatalı kararlar vermemek açısından önemlidir. İnış takımı üretiminde daha önce de belirtildiği üzere elle yatırma üretim yöntemi kullanılacağından, inış takımı kalıpları için özel bir kalıp malzemesi veya tasarımı gerektirmemektedir. Ancak kalıpların üretimi ile ilgili kısa bilgiler verilecektir.

4.2.1.1 Erkek kalıp üretimi

Bu bölümde inış takımının yapısal tasarım bölümünde elde edilmiş tasarım için, içinde köpük bulunan sandviç yapıya sahip inış takımı, erkek kalıp üretimi yapılmıştır. Yapısal tasarım sonucu elde edilen bu konfigürasyon için öncelikle inış takımı çiziminden yararlanılarak kalıp tasarımı yapılmıştır. Bu tasarım Şekil 4.11'de görülebilir. Kalıp tasarımında, inış takımının üretiminden sonra ek kesim ve tıraşlanma işlerinin ortaya çıkmasının istenmemesi sebebiyle yan çeperlere inış takımının kalınlığında etekler konulması planlanmıştır.



Şekil 4.11 : Yapısal tasarım sonucunda elde edilen inış takımı için erkek kalıp 3-B tasarımı.

Kalıp malzemesi olarak laboratuvarımızda bulunan 3 cm kalınlığındaki su kontraplağı kullanılmıştır. Su kontraplağının kullanılmasının sebebi, CNC makinesinde işlenebilir bir malzeme olmasıdır. Ancak su kontraplağının maliyeti de yüksektir.

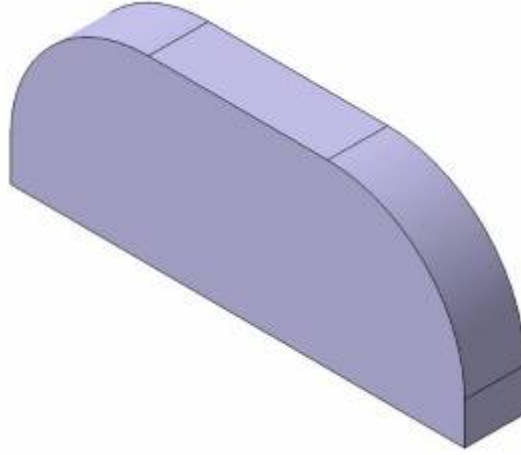
Kalıbın her iki yanında bulunan etekler de yine su kontraplağından üretilecek ve daha sonra iniş takımı kalıbının çeperlerine monte edilecektir. İniş takımı kalıbının üretiminde İ.T.Ü Trisonik Araştırma Merkezi'nde bulunan TAKSAN marka 3 eksenli TMC-700V model CNC makinesi kullanılmıştır. Bu CNC makinesi, 700 mm x 450 mm tezgâh ölçüsüne, 6000 devir/dak kafa devri gibi teknik özelliklere sahiptir[32]. Üretilmiş iniş takımı kalıbı Şekil 4.12'de görülmektedir.



Şekil 4.12 : Üretilmiş iniş takımı erkek kalıbı.

4.2.1.2 Erkek ve dişi kalıp üretimi

Yapısal tasarımda elde edilen iniş takımı tasarımının üretilmesinin ardından yapılan testlerde, iniş takımının sahip olduğu tasarımla iniş yükünü taşıyamayacağı belirlendi. Bu durum detaylıca beşinci bölümde anlatılacaktır. Bu durumun oluşmasının ardından, iniş takımı yapısal özelliğinin değiştirilmesi ve iyileştirilmesi çalışmaları gerçekleştirildi. Her ne kadar iniş takımı boyutları aynı kalsa da, iniş takımı için üretilen erkek kalıbı, yeni tasarımda yer alan daha az genişlikte kullanılacak çekirdek malzemeden dolayı ve kullanılması planlanan $\pm 45^\circ$ 'lik karbon elyafından ötürü, 3 cm'lik genişlikteki kalıp ve yanlarında bulunan 5 mm yukarı kaydırılmış etekler, yeni iniş takımı üretiminde zorluklar çıkarmıştır. Bu zorluklar üretim aşamasında detaylıca anlatılacaktır. Bu nedenle yeni erkek kalıp tasarımı Şekil 4.13'te görüldüğü gibi genişliği 5 cm olacak şekilde değişikliğe uğramıştır.

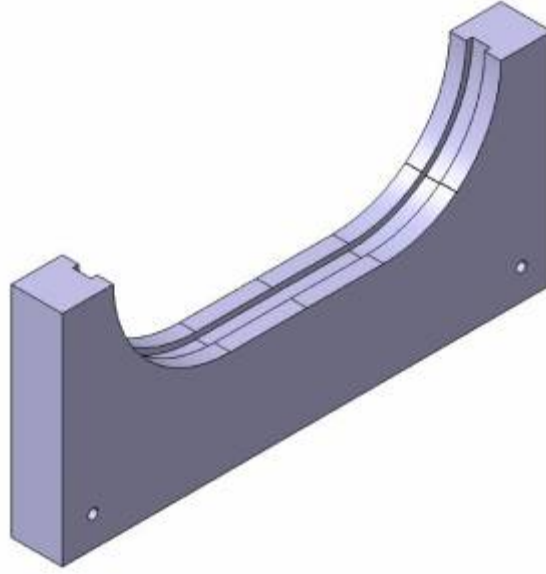


Şekil 4.13 : İniş takımı erkek kalıp iyileştirmesi yapılmış 3-B tasarımı.

Erkek kalıp üretimi için yine su kontraplağından CNC makinesinde kesim yapılması düşünülmüş, ancak su kontraplağının temininde yaşanan zorluklar nedeniyle, bu malzemenin yerine köpük kullanılması öngörülmüştür. İniş takımı erkek kalıbının 5 cm genişliğinde üretilecek olması nedeniyle 5 cm kalınlığında bir köpük temin edilmiş ve yine CNC makinesinde iniş takımı tasarımı doğrultusunda işlenmiştir.

Daha sonra köpüğün üzerine, yapılacak epoksi uygulamasının köpük tarafından emilmemesi ve iniş takımının köpükten yapılmış kalıba yapışmamasını önlemek amacıyla iniş takımının tüm yüzeyleri ince bir cam elyafı kumaşıyla kaplanmış ve üzerine epoksi uygulaması yapılmıştır. Bir sonraki işlemde iniş takımının üretileceği yüzey zımparalanmış, üzerine boşlukları ve cam elyafından oluşan girinti-çıkıntıları kapatmak üzere ince bir katman halinde çelik macun uygulanmıştır. Çelik macunun kurummasının ardından kalıp son kez zımparalanarak yüzeyin pürüzsüz bir hale getirilmesi sağlanmıştır.

Erkek iniş takımı kalıbının üretimin ardından bir dişi kalıp üretiminin gerekliliği de ortaya çıkmıştır. Özellikle iyileştirilmiş tasarımda bulunan daha az genişlikteki çekirdek malzemesi nedeniyle iniş takımı kalıbının bu çekirdek malzemenin etrafını kaplayacak şekilde, gerekli formu verebilecek şekilde bir kalıba ihtiyaç duymuştur. Şekil 4.14'te iniş takımı dişi kalıp tasarımı ve iniş takımının nasıl bir tasarıma sahip olacağı görülebilir.

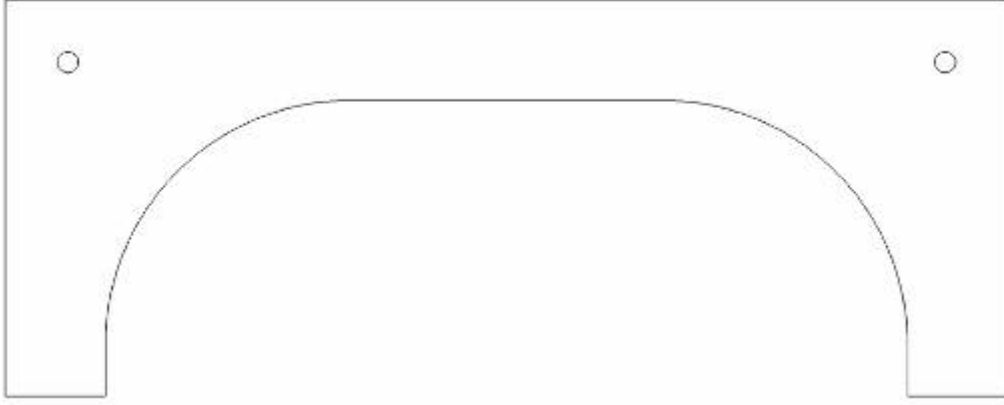


Şekil 4.14 : İniş takımı dişi kalıp 3-B tasarımı.

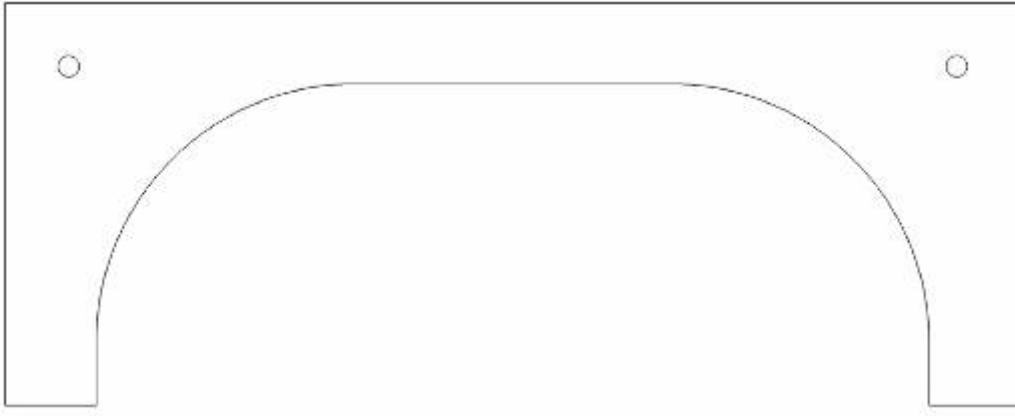
Ancak bu kalıp tasarımının CNC makinesi kullanılarak gerçekleştirilmesi güçlükler taşımaktadır. Bu nedenle, dişi kalıp tasarımı ve üretimi farklı bir şekilde gerçekleştirilmiştir. Bu amaçla dişi kalıp üretiminde 4mm kalınlığındaki kontraplaklardan yine İ.T.Ü Trisonik Araştırma Merkezi'nde bulunan LaserPro Mercury makinesiyle lazer kesim işlemi yapılarak dişi kalıbı oluşturacak iskelet parçalar üretilmiştir.

Özellikle erkek kalıpla birebir örtüşmesi planlanan dişi kalıp tasarımı için iniş takımında kullanılacak elyafların, çekirdek malzemenin kalınlığı gibi hususlar dikkate alınarak tasarım bu şekilde şekillenmiştir. Şekil 4.15 ve 4.16'da bal peteğinin bulunduğu kısımlar için ve bal peteğinin bulunmadığı kısımlar için iki ayrı şekilde çizilmiş, lazer kesim makinesinde kontraplaklar üzerinde uygulanmış dişi kalıp 2 boyutlu çizimleri verilmiştir. Bu çizimlerde iskelet parçaların bir araya doğru bir şekilde getirilebilmesi için referans delikleri de yerleştirilmiştir.

Lazer kesim makinesi 790 mm x 530 mm boyutlarında bir kesim tablasına sahip olan korumalı karbondioksit lazere sahip, kesim gücü ve hızı ayarlanabilen DC servo motorlarla kontrolü sağlanan, çizim programlarında elde edilen DXF ve DWG gibi dosya formatlarından kolayca kesim yapılabilen, bir makinedir[33]. Özellikle tahta ve pleksiglas, kesim ve traşlama işlemlerinde sıklıkla kullanılır. Bu çalışmada da dişi kalıbı oluşturacak iskelet parçaların üretiminde büyük bir kolaylık sağlamıştır.

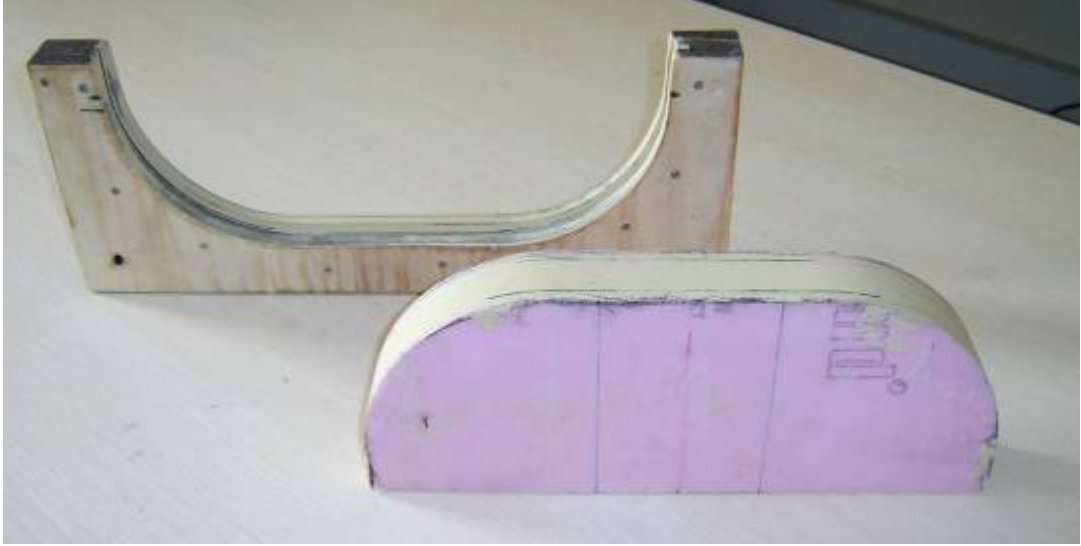


Şekil 4.15 : Dişi kalıp dış iskelet 2-B çizimi.



Şekil 4.16 : Dişi kalıp iç iskelet 2-B çizimi.

4 mm'lik kontraplaklardan toplam 12 adet kesilmiş, bunlardan 4 tanesi iç kısmı oluşturacak iskeletler ve 8 adet dış kısmı oluşturacak iskeletlerdir. Kesilen bu iskeletler daha sonra referans delikleri kullanılarak bir araya getirilmiş ve bu deliklerden geçirilen cıvatalarla sabitlenmiştir. İskelet yapının ayrılmaması için kalıbın her iki tarafından birçok vida ile tutturulmuş, bu şekilde iskeletlerin birbirlerinden ayrılması engellenmiştir. Daha sonra iniş takımının yer alacağı kısımlar zımparalandı ve pürüzsüz bir yüzey oluşturması ve iskeletlerin arasına epoksi kaçmaması amacıyla ince bir çelik macun katmanı uygulandı. Bu şekilde iniş takımı için dişi kalıp da üretilmiş oldu. Şekil 4.17'de hem erkek hem de dişi iniş takımı kalıbının üretilmiş hali görülmektedir.



Şekil 4.17 : Üretilmiş iniş takımı erkek ve dişi kalıbı.

4.2.2 Erkek kalıp ve vakumlama ile üretim

4.2.2.1 Yapısal tasarımda elde edilen iniş takımı üretimi

Yapısal tasarımdan elde edilen tasarımla ilgili erkek kalıp üretiminin ardından iniş takımının üretilmesi için çalışmalara başlandı. Başlangıçta vakumlu ısı masası ile üretimin yapılması amaçlanmıştı, ancak ısı masasında yüksekliği 10 cm'yi geçen kalıplar kullanılamadığından bu üretim yöntemi yerine sadece vakum destekli elle yatırma üretim yönteminin kullanılmasına karar verildi. Bu amaçla, vakumlu ısı masasının sahip olduğu vakum motoru için özel bir aparat yapılarak, vakumlu ısı masası yerine ek bir boruyla başka tür vakum torbalarında da kullanılabilecek yapıya kavuşturuldu. Bu üretimin gerçekleştiği dönemde vakumlama üretim yönteminin gerektirdiği bazı malzemeler daha temin edilememişti. Bu nedenle, vakum torbası yerine çöp poşeti kullanılarak iniş takımı kalıbının vakumlanması sağlanmıştır. Bu üretimde diğer katmanlar, delikli ayraç filmi, pürüzlü kumaş, reçine emici kumaş, vb. gibi katmanlar kullanılmamış, vakumlama işlemi sadece elle yatırma yöntemine çöp poşeti kullanılarak uygulanmıştır.

Şekil 4.12'deki iniş takımı erkek kalıbı kullanılarak üretilen iniş takımı Şekil 4.18'de görülmektedir.



Şekil 4.18 : Yapısal tasarımda elde edilen iniş takımının üretilmiş hali [21].

4.2.2.2 İyileştirilmiş iniş takımı üretimi

İyileştirilmiş iniş takımı tasarımının üretiminde de yine ilk üretime benzer şekilde üretim yapılması planlandı. Bu üretim sırasında öncelikle bir önceki tasarımda kullanılan kalıpla üretim yapılması amaçlanmıştı. İlk erkek kalıp, yan çeperlerde bulunan etekler nedeniyle sadece 3 cm'lik kuru elyaf yerleşimine izin veren bir yapıya sahipti, özellikle iyileştirilmiş tasarımda kullanılması planlanan $\pm 45^\circ$ 'lik oryantasyona sahip karbon elyafının 3 cm genişliğinde kesilmesi, elyaf oryantasyonlarının bu kadar küçük genişlikte kesilmesi dolayısıyla kolayca bozulmaya uğramalarına neden olmuştur. Bu kalıp tasarımının uygun olmamasının nedenlerinden bir diğeri de sahip olunan çeperlerdeki eteklerin, çekirdek malzemesi yüksekliğinde ve bu malzemeyle aralarındaki mesafenin çok yakın olmasıdır. Bu mesafenin yakınlığı, uygulanan vakumun, etekler ile çekirdek malzemesi arasındaki ıslak elyaflara yeteri ölçüde etki edememesine, alt ve üst katmandaki elyafların birbirleriyle tam olarak yapışmamasına, köşelerin düzgün bir şekilde oluşmamasına neden olmuştur. Bu kalıp kullanılarak üretilmeye çalışılmış iyileştirilmiş iniş takımı Şekil 4.19'da görülebilir.



Şekil 4.19 : İlk erkek kalıp ile iyileştirilmiş iniş takımı üretim denemesi.

İşte bu nedenlerden ötürü yeni bir iniş takımı erkek kalıbına ihtiyaç duyulmuş ve bu yönde tasarım ve üretim çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmalar önceki bölümlerde anlatılmıştı.

Yenilenen erkek kalıbı ile üretiminde yine vakum destekli elle yatırma üretim yöntemi kullanılmıştır. Önceki üretimlerde olduğu gibi ısı masası ile üretim, sahip olunan kalıbın yüksekliğinin üretime izin verilen kalıp yüksekliğini geçmesi nedeniyle gerçekleştirilememiştir. Bunun yerine daha önce de bahsedilen aparat sayesinde vakumlu ısı masasının vakum motorundan elde edilen vakum kullanılabilirdi. İyileştirilmiş iniş takımının üretimi sırasında mevcut olan vakum malzemeleri kullanılmaya çalışıldı. Özellikle tasarımın sahip olduğu yapı gereği çekirdek malzemenin yan çeperlerine ıslak elyafın tam yapışması gerekliliği bulunmaktaydı. Bunun yanı sıra köşelerin düzgün olması da önem arz etmekteydi. İşte bu nedenlerden dolayı iniş takımının tüm yüzeylerinden eşit miktarda vakum elde edebilmek, elle yatırma üretim yöntemi sırasında uygulanan fazla epoksinin, reçine emici kumaş ile emilmesini sağlamak amacıyla elde var vakum malzemeleri çeşitli katmanlar halinde kullanıldı. Bu üretim yöntemindeki katman yerleşim aşamaları Şekil A.1’de görülebilir.

Şekil A.1-a’da ıslak elyafların yerleşimi görülmektedir. Şekil A.1-b’de ise elle yatırma yöntemi sırasında uygulanan fazla epoksinin vakum sayesinde deliklerinden

yukarı çıkmasını sağlayan ve iniş takımına pürüzsüzlük sağlayacak delikli ayraç filmi uygulanmış, ardından Şekil A.1-c’de yukarı çıkan fazla epoksiyi emecek pürüzlü kumaş yerleştirilmiştir. Şekil A.1-d’de ise vakum yayıcı battaniye ve pürüzlü kumaştan vakum yayıcı battaniyeye epoksi geçişini engelleyecek deliksiz ayraç filmi uygulanmıştır. Daha sonra bu yapı vakum poşetine yerleştirilmiş ve vakum uygulanmıştır.

Ancak üretilen iniş takımı, istenilen özelliklere sahip olamamıştır. İniş takımının üst yüzeyinde kıvrımlar oluşmuştur. Bunun yanı sıra, bal peteği çekirdek malzemesinin iniş takımı içerisindeki oryantasyonu bozulmuş ve ıslak elyafların da kaymasına ve doğru bir şekilde yapışmamasına neden olmuştur. Bu oluşan hataların nedeni olarak, vakum malzemelerinin çok olması ve vakum sırasında katlanarak üst üste gelmeleri, bal peteği çekirdek malzemesini iniş takımı boyunca düzgün bir şekilde tutacak bir şablonun var olmaması, vakum poşetine yapının konulması sırasında oluşan problemler gösterilebilir. Sağlıklı bir üretim olarak gerçekleşmeyen iniş takımı Şekil 4.20’de görülebilir.



Şekil 4.20 : Erkek kalıp ve vakumlama yöntemi ile üretilmiş iniş takımı.

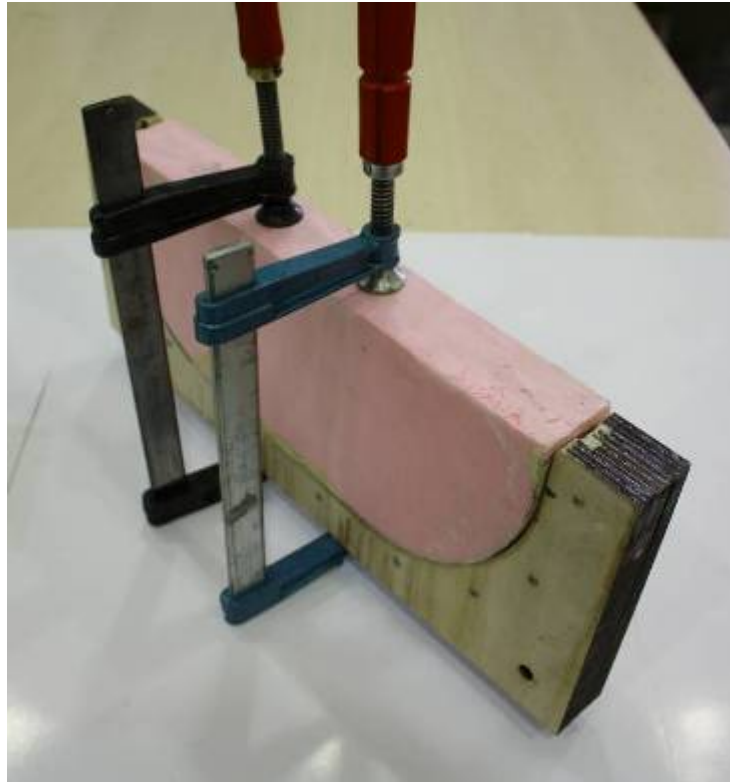
Oluşan bu problemlerden dolayı vakumlama yöntemi ile üretimden vazgeçilmiş bunun yerine, özellikle bal peteği çekirdek malzemesini tasarlanan şekilde elyaflar arasında düzgün bir şekilde tutacak şablon bir kalıba ihtiyaç olduğu ortaya çıkmıştır.

4.2.3 Erkek ve dişi kalıp ile üretim

Bir önceki bölümde üretilen hatalı iniş takımından çıkarılan sonuçla iniş takımının hem erkek hem de dişi kalıp kullanılarak üretilmesi kararlaştırıldı. Bu amaçla

tasarlanan ve üretilen dişi kalıpla ilgili çalışmalara kalıp üretimi bölümünde yer verilmiştir. Şekil 4.17'deki erkek ve dişi kalıplar kullanılarak üretim yapılmıştır. Burada dişi kalıp vakumlama sisteminin yerini almıştır. Her ne kadar bu tasarım için zorunluluk teşkil etse de, iki kalıp üretmek oldukça maliyetli ve külfetli bir işlemdir, bu nedenle birçok üretici tarafından dişi kalıp yerine sadece vakumlama yöntemi kullanılmaktadır.

Bu üretim yönteminde önceki üretilen iniş takımlarının aksine iniş takımının üst yüzeyini oluşturacak ıslak elyaflar öncelikle dişi kalıba serilmiştir, ardından bal peteği çekirdek malzemesi, dişi kalıpta yer alan çekirdek malzemesi için ayrılan boşluğa yerleştirilmiştir. Daha sonra üst kısmına iniş takımın alt yüzeyini oluşturacak ıslak elyaflar konulmuş ve üzerine erkek kalıp yerleştirilmiştir (Şekil 4.21). Daha sonra işkence aletlerinin yardımıyla erkek kalıpla dişi kalıbın birbiriyle örtüşmesi ve elyafların iniş takımının şeklini alması sağlanmıştır. Bu yöntemle iki iniş takımı üretilmiş ve bunlardan iki katmanlı iniş takımı Şekil 4.22'de gösterilmiştir.



Şekil 4.21 : Erkek ve dişi kalıp ile iniş takımı üretimi.



Şekil 4.22 : Erkek ve dişi kalıp kullanılarak üretilmiş iniş takımı.

İyileştirmeler sonucu üretilen iki iniş takımı da (iki katmanlı 24 gr ve dört katmanlı 34 gr) hava aracında kullanılan 150 gr ağırlığındaki iniş takımından hafiftir.

5. ANALİZ, TEST VE TASARIM İYİLEŞTİRMELERİ

Bu bölümde kompozit iniş takımı ile ilgili sonlu elemanlar analizleri ve testleri sunulacaktır. Özellikle üçüncü bölümde yapısal tasarımda elde edilen ve dördüncü bölümde de üretimi gerçekleştirilen iniş takımının sonlu elemanlar analizi ve daha sonrasında testleri gerçekleştirilerek iniş koşullarını sağlayıp sağlamadığı araştırılacaktır. Bu araştırma sonuçları doğrultusunda iniş takımı yapısal tasarımının değişime uğraması gerekliliği ortaya çıkacaktır. Bu noktada üçüncü bölümde elde edilen kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi konusu yeniden ele alınacak ve tasarım iyileştirmesinde kullanılacak kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi amacıyla literatürde yer alan test standartları uygulanacaktır. Ardından bu kompozit malzemeler kullanılarak tasarlanan yeni, iyileştirilmiş iniş takımının sonlu elemanlar analizi programında analizi gerçekleştirecek ve statik testlerle iniş yükünü karşılayıp karşılamadığı incelenecektir.

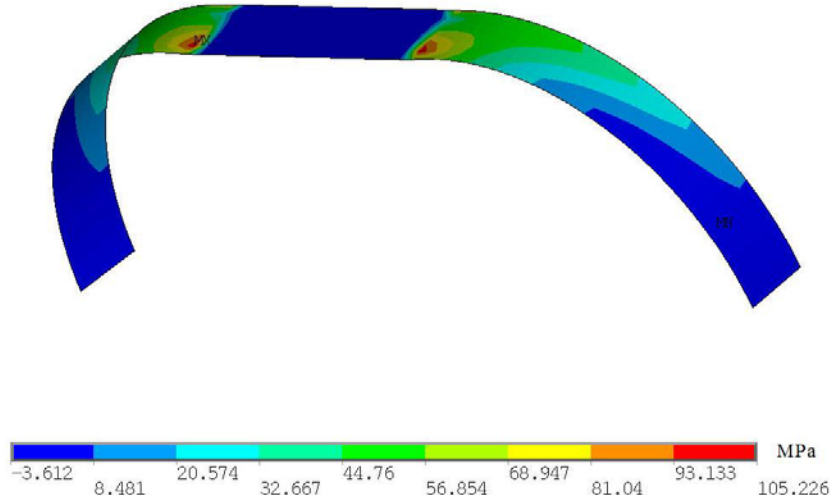
5.1 Yapısal Tasarımdan Elde Edilen İniş Takımının Analiz ve Testi

Üçüncü bölümde elde edilen KN. 8 iniş takımı tasarımı, ANSYS sonlu elemanlar analizi programı kullanılarak belirlenmiş, bu belirleme aşamasında sadece iniş takımının karşılayacağı insansız hava aracının ağırlığı yani iniş takımına gelen yük dikkate alınmıştı. Bu bölümde ise iniş takımına hem dikey yük hem de yatay sürtünme yükü kısa süreli (transient) bir analizde uygulanacak ve sonuçlar değerlendirilecektir.

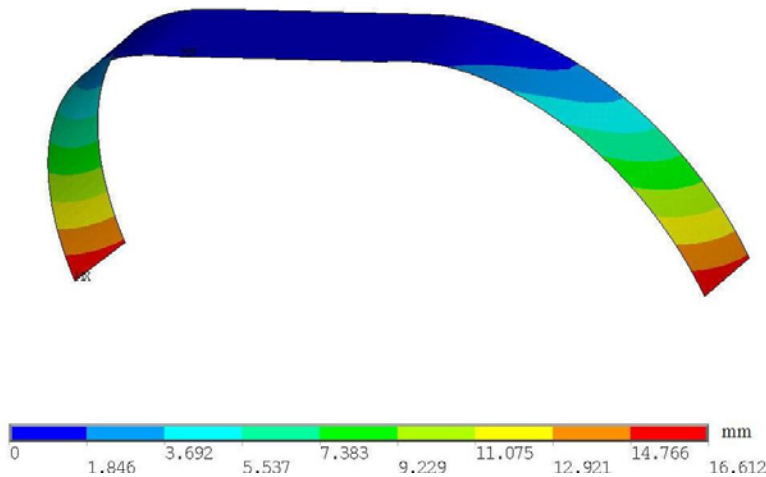
5.1.1 Yapısal tasarımdan elde edilen iniş takımının analizi

Yapısal tasarım sırasında şekil iyileştirmesi ve kompozit malzeme seçimi sırasında kullanılan sonlu elemanlar modeli aynı şekilde bu analizde de kullanıldı. Bu model ANSYS sonlu elemanlar analizi programında sekiz düğüm noktasına sahip “Shell 99” kabuk elemanı ile eleman boyu 5 mm olarak seçilerek, tasarım ağ yapısına kavuşturuldu [27]. Üçüncü bölümde Şekil 3.8’de de gösterildiği üzere iniş takımı bağlantı noktalarında bulunan düğüm noktalarından tüm hareket serbestisitelerini

kapsayacak şekilde sabitlendi. Daha sonra ikinci bölümde iniş takımına gelmesi muhtemel yüklerden bu analiz için sadece iki teker üzerine iniş senaryosundaki dikey yük ve sürtünme yükü çalışma kapsamında incelendi. Analiz olarak kısa süreli analiz (transient analysis) seçildi ve analizin toplam 0.1 saniye süresince devam etmesi sonlu elemanlar analizi programından istendi. İniş takımının boylamasına gerilmelerinin ve toplam yer değiştirmelerin kısa süreli analizde azami boyutta 0.04. saniyede ortaya çıktığı görülmüştür. Bu analizde kritik olan bölge köpük çekirdek malzemesinin aksine kompozit malzemelerin olduğu alt ve üst yapraklardır. Bu analizde kompozit malzemede oluşan boylamasına gerilimler Şekil 5.1’de ve toplam yer değiştirmeler Şekil 5.2’de görülebilir [21].



Şekil 5.1 : İniş takımı analizinden elde edilen boylamasına gerilmeler [21,27].



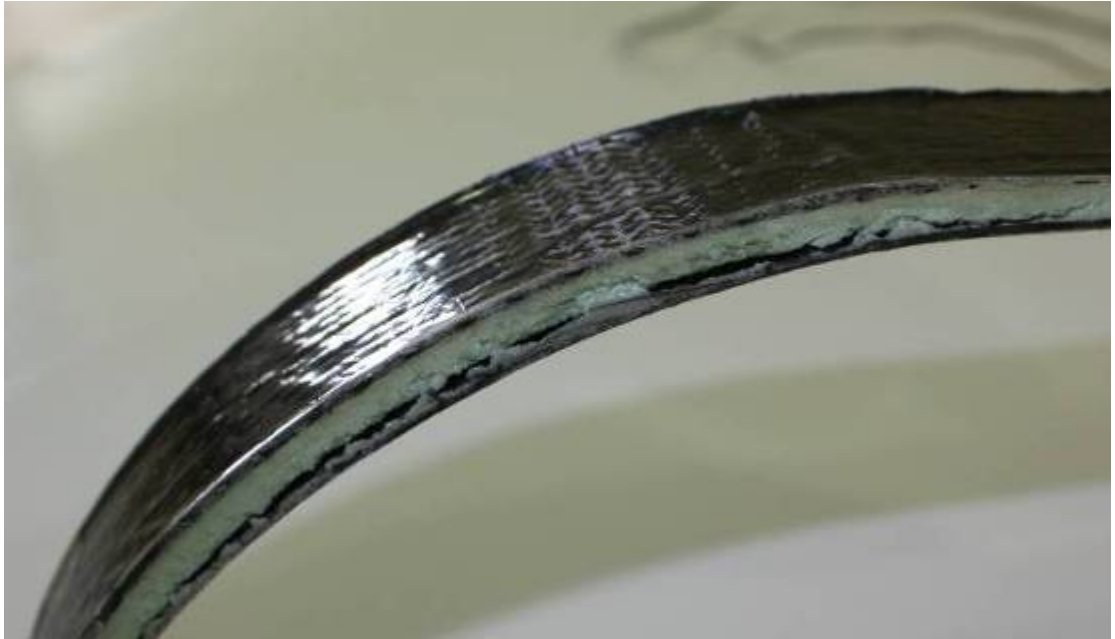
Şekil 5.2 : İniş takımı analizinden elde edilen toplam yer değiştirmeler [21,27].

Şekil 5.1’de elde edilen azami gerilmenin kompozit malzemenin çekme dayanımı olan 820 MPa’dan yeterince düşük olduğu ve Şekil 5.2’deki 16.612 mm yer değiştirmenin kabul edilebilir sınırlar içerisinde olduğu söylenebilir.

5.1.2 Yapısal tasarımdan elde edilen iniş takımının testi

Yapısal tasarımda elde edilen iniş takımının analizinin ardından, iniş takımının belirlenen konfigürasyonda üretimi dördüncü bölümde detaylıca anlatılmıştı. Üretiminin ardından iniş takımı, öncelikle insansız hava aracının ağırlığını taşıyıp taşımadığını kontrol amacıyla ikinci bölümde hesaplanan 52.04 N’luk durağan yük, çeşitli ağırlıkların iniş takımı üzerine konulmasıyla uygulandı.

Ancak yapılan testte kompozit katmanlarının iniş takımı çekirdek malzemesi köpüğe güçlü bir şekilde yapışmadığı ve üzerine gelen yük sebebiyle kolay bir şekilde çekirdek malzemesinden ayrıldığı gözlemlendi. Bu nedenle tasarımın yanlış yapıldığı ve bu iniş takımı yapısı için uygun olmadığı görülmüştür. Test sonrası çekirdek malzemedan ayrılan kompozit katmanlı iniş takımı Şekil 5.3’te görülebilir.



Şekil 5.3 : Test sonrası çekirdek malzemedan ayrılan kompozit katmanlı iniş takımı.

5.2 Test Sonuçlarının Değerlendirilmesi ve Yapılacak İyileştirmeler

Yapısal tasarımdan elde edilen iniş takımının yapılan durağan yük testinde karşılaşılan sorunlar, iniş takımı yapısal tasarımında değişiklik gerektirdiğini ortaya çıkarmıştır. Bu tasarımın hatalı olmasının nedenleri olarak,

- Yapısal tasarımda kullanılan SELITAC marka köpüğün mekanik özelliklerinin bilinmemesi ve bunun yerine benzer bir köpüğün mekanik özelliklerinin kullanılması,
- Kompozit malzeme özelliklerinin belirlenmesi için yapılan ankastre mesnet eğilme testlerinden elde edilen sonuçlarının sağlıklı olmaması ihtimali,
- Kompozit katmanlarının üretim sırasında çekirdek malzemeye güçlü bir şekilde yapışmaması,
- Kompozit katmanlarını birbirine bağlayacak ve üzerine gelen yükü aralarında paylaşacak bir yapının olmaması,

gibi nedenler söylenebilir.

Bu nedenleri ortadan kaldırmak amacıyla iniş takımının yapısal tasarımı ile ilgili bazı hususlar belirlenmiştir, bunları sıralayacak olursak;

- Tasarımda köpük yerine aynı kalınlıkta bal peteği dokusunun kullanılması,
- Tasarımda kullanılması düşünülen karbon/epoksi kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi konusunda test standartlarının belirlenmesi ve uygulanması,
- Kompozit malzeme katmanları arasında, gelen yükün paylaşımı konusunda, bir bağlantıyı oluşturacak şekilde çekirdek malzemenin genişliğinin kısaltılması,

olarak sıralanabilir.

5.3 Test Standartları ve Uygulamaları

Önceki bölümlerde, iniş takımında oluşan sorunlar nedeniyle, iniş takımında kullanılması düşünülen karbon/epoksi malzemeleri için test standartlarının belirlenmesi ve bunların uygulanmasının gerekliliği ortaya çıkmıştı.

Bu gereklilik doğrultusunda literatürde yer alan mekanik özelliklerin tespitine ilişkin standart test prosedürleri incelenmiş, çeşitli kaynaklardan, gerekli olan test numune boyutları, test düzenekleri ve diğer hususlar araştırılmıştır.

Mekanik özelliklerin tespiti konusunda birçok kaynak yer almaktadır. Bu kaynaklardan, Baker ve diğerleri, çekme, basma, esneklik, kayma, yorulma, çevresel etkilerin laboratuvar ortamında incelenmesi, kupon testleri, çatlak testleri gibi birçok

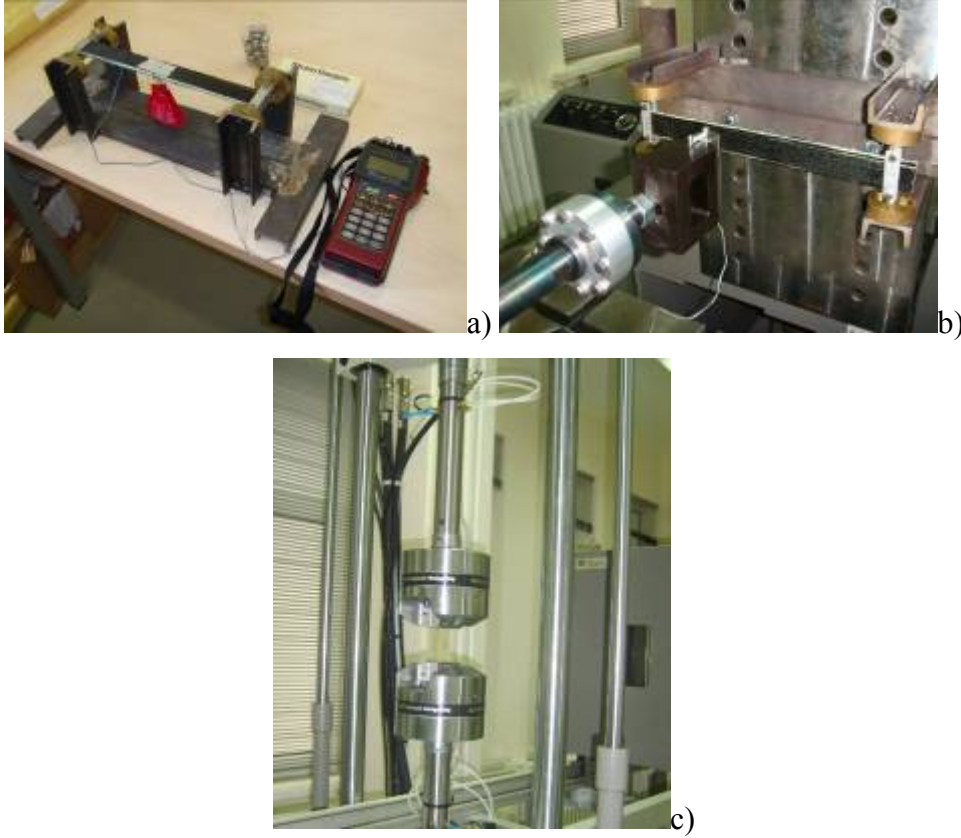
hususla bilgiler vermiş ve standard test düzeneklerini ve gerekli bağıntıları sunmuşlardır [18]. Gibson da kuru elyaf lifi testi, düzgün reçine testi, bileşenlerin hacimsel oranları ölçümü, elyaf/reçine etkileşim testi, sürünüm (creep) testi ve titreşim testini içeren viskoelastik ve dinamik ölçümler gibi hususların yanı sıra Baker ve diğerleri gibi çekme, basma, kayma, kırılma gibi test konularında da bilgi vermiştir [34].

Ancak iki kitap da kompozit malzemeler konusunda bir başvuru kaynağı olmuş A.B.D Savunma Departman'ına ait MIL-HDBK-17-1F isimli Kompozit Malzemeler El Kitabı'na atıfta bulunulmuş ve bazı test düzenekleri ve kompozit malzemelerin testi için gerekli test numuneleri için tüm çizim, resim ve test sonuçlarının değerlendirilmesi ile ilgili bağıntılar için de bu kitap referans verilmiştir [35].

Savunma Departmanı'na ait dökümanda ise birçok kompozit malzeme testi için test standartları belirleyen ASTM standartları referans gösterilmiştir. Aslında birçok kaynak bu test düzenekleri, standart test numuneleri ve test sonuçlarının değerlendirilmesi konusunda ASTM'nin belirlemiş olduğu test standartları föylerine de atıfta bulunmaktadır. Bu çalışma sırasında da kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi için ASTM standartları bir yol gösterici olarak kullanılacaktır.

5.3.1 Test düzenekleri

Sahip olunan elyafların malzeme özelliklerinin belirlenmesi ve doğrulanması amacıyla iki çeşit test yapılması düşünülmüştür. Sahip olunan teknik ekipmanlar sayesinde gerçekleştirilecek bu testler, çekme testi ve üç nokta eğilme testi olarak belirlenmiştir. Bu testlerden çekme testi MTS universal test cihazı ile, üç nokta eğilme testi de yine MTS universal test cihazı ve bu cihazın meşgul olduğu durumlarda da bilyeli kese uygulanarak gerçekleştirilmiştir. Tüm bu test ekipman ve düzenekleri Şekil 5.4'te görülebilir.



Şekil 5.4 : Test ekipmanları; a) Bilyeli üç nokta eğilme test düzeneği. MTS universal test cihazı; b) yan yük üç nokta eğilme ve c) çekme test düzeneği.

5.3.1.1 MTS universal test cihazı

Bu ekipmanlardan MTS universal test cihazı, Türkmen'in de belirttiği gibi, havacılık ve uzay teknolojilerinde kullanılan metal, seramik ve kompozit malzemelerin çekme, basma, eğilme ve yorulma testlerini yapmak amaçlı kullanılmaktadır. Servo-hidrolik bir yapıda çalışan makine, $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ ile $+177\text{ }^{\circ}\text{C}$ aralığında 100 kN ' a kadar statik ve dinamik kapasiteli deneylerde kullanılabilir. Asgari $\pm 10\text{ Hz}$ ve asgari $\pm 1\text{ mm}$ dinamik test yeteneğine sahiptir. Farklı numunelerin analizi için farklı tipte çeneler kullanılmaktadır [36]. Ayrıca çoklu uzama yeteneğine sahip ekstansometreler, $-129\text{ }^{\circ}\text{C}$ ve $+315\text{ }^{\circ}\text{C}$ aralığında çalışabilen iklimlendirme odası, 322 kodlu bir test standı, 647 kodlu hidrolik kuvvet uygulayıcılara ve bu uygulayıcıya uygun numune kısıkaçları ve 244.22 kodlu yine 100 kN yük hücrelerine sahip 150 mm ila 250 mm hareket kabiliyetine sahip bir yan yük uygulama devindiricisine de sahiptir. Aynı zamanda 500 N , 1 kN , ve 10 kN 'a kadar ölçüm yapabilen, düşük yükleme durumlarında daha hassas ölçüm imkanı veren yük hücreleri de bulunmaktadır. Bu yük hücreleri gerektiğinde 100 kN 'luk yük hücresinin yerine istenildiği takdirde kullanılabilir.

5.3.1.2 Ölçüm cihazları

MTS test cihazının yanı sıra test sırasında gerçekleştirilen ölçümler için de ek ekipmanlar kullanılmıştır. Bu ekipmanlar özellikle gerinim ölçümlerinde kullanılan cihazlardır, bunlar TML firmasının TC-31K isimli tek kanallı, statik ölçüm yapabilen, dijital gerinim ölçeri (ek ekipmanla 5 kanala kadar ölçüm alabilmekte) ve diğeri de yüksek performanslı, 48 kanallı, statik ve dinamik ölçüm yapabilen VTI firmasına ait EX1629 gerinim ölçme cihazıdır. Bu cihazların teknik özelliklerine yakından bakacak olursak;

TC-31K dijital gerinim ölçer, çeyrek, yarım ve tam köprü gerinim ölçerlerle çalışabilmektedir, örnekleme zamanı yaklaşık 0.25 saniyedir, $\pm 240000 \mu\epsilon$ veya daha düşük ölçüm aralığına sahiptir. Gerinim ölçerin ölçme faktörünün (gage factor) girilebileceği bir yapıya sahiptir, dijital ekranı sayesinde kullanımı kolay bir yapıya sahiptir, opsiyonel olarak bağlanabilen 5 kanal aparatı ile çoklu ölçüme izin verebilir, gerinim ölçerlerin kolayca bağlanması amacıyla ön tarafında gerinim ölçerlerin bağlantı kablolarını sıkıca tutacak kısaçıklar bulunmaktadır. TC-31K dijital gerinim ölçer gerinim ölçmede $1 \mu\epsilon$ hassasiyete, tam köprü uygulamalarında ise $2 \mu\epsilon$ hassasiyete sahiptir. TC-31K aynı zamanda, doğru akım (DC) voltaj ve ısı pili (thermocouple) ölçümleri de yapabilecek kabiliyettedir (Şekil 5.5) [37].



Şekil 5.5 : TC-31K statik dijital gerinim ölçer [37].

VTI firmasına ait VXI EX1629 48 kanallı gerinim ölçme cihazı ise, 120 ohm, 350 ohm veya kullanıcı atamalı çeyrek köprü gerinim ölçümlerinin yanı sıra tam köprü gerinim ölçümleri de yapabilmektedir. Bu cihaz Şekil 5.6’da görülebilir [38].



Şekil 5.6 : VXI EX1629 48 kanallı dinamik gerinim ölçer [38].

Bunun yanı sıra voltaj ölçümleri de yapabilmektedir. Kanal başına saniyede 1 ila 25000 arasında değişen örnekleme yapabilmektedir. Cihaz içerisinde her kanala ait 24-bit’lik bir Analog-Dijital çevirici bulunmaktadır. Cihaz 10/10 Base-T Ethernet sayesinde kolayca herhangi bir ağa veya bilgisayara bağlanabilir. Giriş konektörü olarak RJ-45 konektörleri kullanılmalıdır. Gerinim ölçerlerin köprü yolları -8 V ile 8 V arasında değişen voltajlarla besleme yapılabilir, bu cihaz besleme sırasında 14 bitlik çözünürlüğe sahiptir. Gerinim ölçerlerde köprü tamamlamak amacıyla 120 ohm, 350 ohm veya kullanıcı tarafından belirlenen ve firma tarafından önceden yerleştirilen bir seçenikle de köprü tamamlanması yapılabilir. Cihaz aynı zamanda gerinim ölçümünde sıkça kullanılan shunt kalibrasyonuna da izin vermektedir. 5 V’luk bir besleme ile 350 ohmluk bir gerinim ölçerle $+64000 \mu\epsilon/-56500 \mu\epsilon$ arasında ölçüm kapasitesine sahiptir. Kesinliği ise $\pm 0.12\%$ olarak verilmiştir. Bu bilgilerin yanı sıra cihaz sahip olduğu bütünleşik filtrelerle ölçüm sırasında gürültüden kaynaklı hataları azaltabilme kabiliyetine sahiptir [38].

5.3.2 Esneklik testleri

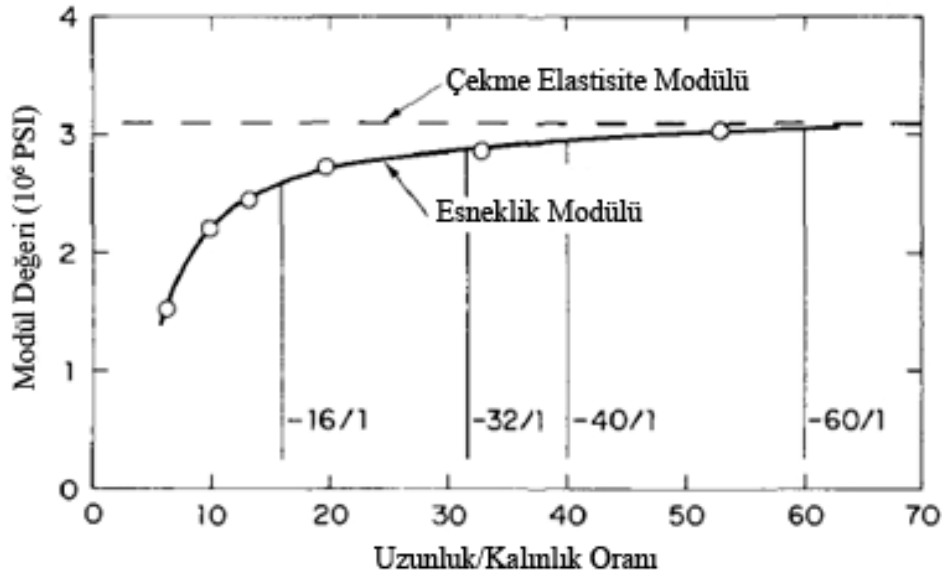
Ankastre mesnet eğilme testlerinden elde edilen verilerin sağlıklı olmadığı ihtimalinin ortaya çıkması ile birlikte mekanik özelliklerin yeniden belirlenmesi veya mevcut verilen doğrulanmasına yönelik diğer test çeşitleri araştırıldı. Bu standart test çeşitlerinden biri olarak üç nokta eğilme testinin (veya esneklik testi) yapılmasına karar verildi. Kompozit Yapı Laboratuvarı’nda bulunan üç nokta eğilme test düzeneği bu amaçla kullanıldı. Ankastre mesnet eğilme testi ile elde edilen verilerin kontrolü

amacıyla ankastre mesnet eğilme testinde kullanılan karbon/epoksi kompozit malzemeleri ve SELITAC köpük ile üç nokta eğilme test düzeneğine uygun kompozit sandviç yapılar, elle yatırma üretim yöntemi kullanılarak üretildi. Daha sonra bu kompozit yapıların üç nokta eğilme testi sırasında azami gerilmenin oluşacağı muhtemel noktalara gerinim ölçerler uygulandı. MTS universal test cihazının başka projelerin testleri ile meşgul olmasından dolayı öncelikle eğilme testleri bilyeli kese ile kuvvet uygulanarak ve eş zamanlı olarak da TC-31K statik dijital gerinim ölçerle gerinim ölçerlerden veri toplanarak gerçekleştirildi. MTS universal test cihazı ile yapılan testlerde ise eş zamanlı bir biçimde VXI EX1629 48 kanallı gerinim ölçer kullanılarak gerinim verileri ve MTS universal test cihazından da kuvvet ve yer değiştirme gibi veriler elde edildi. Bu testlerin doğruluğunun tespiti için izotropik bir metalik malzeme olan alüminyumdan üretilen bir numune de kompozit malzemelerle birlikte aynı koşullarda teste tabii tutuldu. Bu testlerde malzemelerin esneklik dayanımlarının aksine, esneklik elastisite modüllerinin hesaplanması ve literatürdeki kaynaklar yardımıyla esneklik elastisite modülünün çekme elastisite modülü arasındaki ilişki kurulmaya çalışıldı. Eğilme testleri için üretilen numuneler Şekil 5.7’de görülebilir.

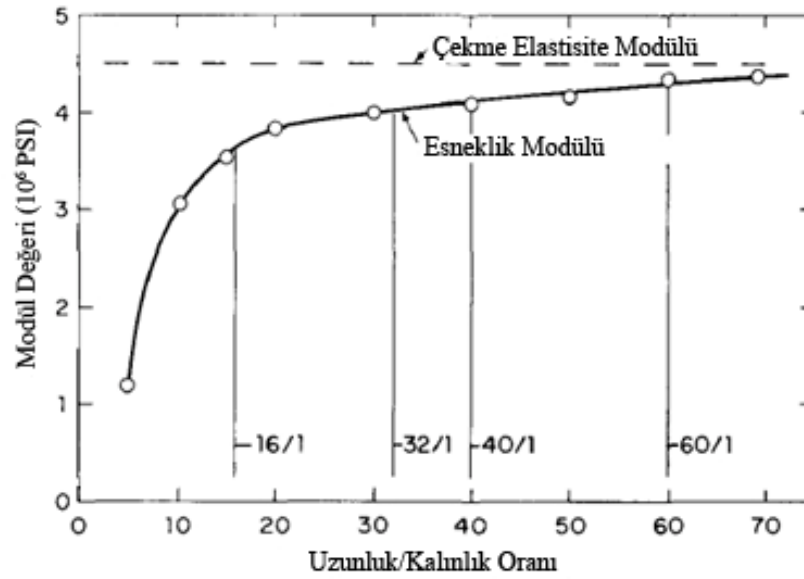


Şekil 5.7 : Esneklik testine tabii tutulan test numuneleri.

Bu testler sırasında ASTM tarafından yayınlanan D790 numaralı “Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials” standart test föyü referans alındı [39]. Zweben ve diğerlerinin yaptığı bir çalışmada bu standartta yer alan uzunluk/kalınlık oranının, malzemenin mekanik özelliğine nasıl etki ettiğini analitik ve deneysel olarak incelemiş, ASTM D790 standardında yer alan ve kayma etkilerinin ihmal edildiği 16:1 uzunluk/kalınlık oranının malzemenin özelliğini belirlemede yeterli olmadığını göstermiştir. Zweben ve diğerleri çalışmalarında E tipi cam elyafı, Kevlar 49 aramid elyafı ve polyester reçinesi kullanmış ve bu malzemelerin gerek çekme testi gerekse esneklik testini gerçekleştirmiştir. Çeşitli uzunluk/kalınlık oranlarına sahip numunelerle gerçekleştirdiği bu testlerde elde edilen sonuçlara bakıldığında esneklik modülünün 60:1 veya daha fazla uzunluk/kalınlık oranlarına sahip numunelerde çekme elastisite modülüne yaklaştığı görülebilir. Bu durum, Şekil 5.8’de 5 katmanlı, düz kumaş örgüsüne sahip E tipi cam elyafı ve polyester reçinesinden oluşan kompozit malzeme için ve Şekil 5.9’de 5 katmanlı, düz kumaş örgüsüne sahip Kevlar aramid elyafı ve polyester reçinesinden oluşan kompozit malzeme için görülebilir. Verilen şekillerde elastisite modüllerini Pascal birimine çevirmek için şekillerdeki değerler 6.89×10^3 ile çarpılmalıdır [40].



Şekil 5.8 : Cam/polyester için uzunluk/kalınlık oranına bağlı esneklik modülü değişimi [40].



Şekil 5.9 : Aramid/polyester için uzunluk/kalınlık oranına bağlı esneklik modülü değişimi [40].

Şekillerden de görüldüğü gibi ve Zweben ve diğerlerinin de belirttiği üzere, üç nokta eğilme testlerinden sağlıklı bir şekilde mekanik özelliklerinin belirlenmesi amaçlanırsa, yüksek uzunluk/kalınlık oranına sahip test numuneleri üretilmelidir[40].

Kompozit Yapı Laboratuvarı'nda bulunan üç nokta eğilme test düzeneğinde gerçekleştirilecek üç nokta eğilme testi için de, tek katmanlı CL 300-12k/epoksi ile alt ve üst yüzeyi güçlendirilmiş SELITAC köpüğü ve bir başka numunede aynı köpüğün alt ve üst yüzeyleri de tek katmanlı CX 490-12k/epoksi ile üretilmiştir. Üretilen bu numuneler, 315 mm uzunluğunda, 30 mm genişliğinde ve 6 mm ile 6.2 mm kalınlığına sahiptir. Bu boyutlar, Kompozit Yapı Laboratuvarı'nda bulunan üç nokta eğilme test düzeneğinin izin verdiği azami boyutlar olarak belirlenmiştir. Test numunelerinin uzunluk/kalınlık oranlarına bakıldığında, 52.5:1 (315/6) ve 50.81:1 (315/6.2) değerleri elde edilmektedir. Her ne kadar mekanik özelliklerin belirlenmesi amacıyla, kullanılması ideal oran 60:1 olsa da, bu değerlerle de çekme elastisite modülüne yakın olan esneklik elastisite modülünün belirlenmesi mümkün olacaktır.

ASTM D790 standart test föyünde üç nokta eğilme testi ile malzemenin teğet elastisite modülünün ya da bilinen adıyla elastisite modülünün hesaplanması ile ilgili formül (5.1) verilmektedir [39].

$$E_B = \frac{L^3 m}{4bd^3} \quad (5.1)$$

Burada E_B ; eğilme durumundaki elastisite modülünü, L ; parçanın uzunluğunu, m ; başlangıçta lineer davranan bölümdeki kuvvet-yer değiştirme (ya da çökme miktarı) grafiğinin eğimi, b ; parçanın genişliğini ve d de parçanın kalınlığını belirtmektedir[39].

Eğilme durumunda elastisite modülünün tespitine ilişkin ASTM D790 standardı farklı iki tanımda daha bulunmaktadır. Bunlardan ilki sekant modülü (secant modulus) ve diğeri de kord modülüdür (chord modulus). Sekant modülü, belirlenen bir gerinim noktasındaki gerilme değerinin orijine birleştirilmesiyle ortaya çıkan eğrinin eğiminin formül (5.1)'deki m değeri yerine kullanılmasıyla hesaplanır. Kord modülünün hesaplanmasında ise lineer bölgede seçilen iki noktadaki eğilme gerilimi ve eğilme gerinimi değerleri kullanılarak formül (5.2)'deki gibi hesaplanır [39].

$$E_f = \frac{\sigma_{f2} - \sigma_{f1}}{\varepsilon_{f2} - \varepsilon_{f1}} \quad (5.2)$$

Bu formüldeki gerilme değeri formül (5.3) ve gerinim değeri de formül (5.4) ile seçilen noktalar için hesaplanabilir [39].

$$\sigma_f = \frac{3PL}{bd^2} \quad (5.3)$$

$$\varepsilon_f = \frac{6Dd}{L^2} \quad (5.4)$$

Burada P , uygulanan kuvveti, D ise test numunesinde oluşan azami çökme miktarını tanımlamaktadır [39].

5.3.2.1 Bilyeli kese ile yapılan testler

MTS universal test cihazının diğer projelerin testleriyle meşgul olmasından ötürü üç nokta eğilme testlerinin öncelikle üzerlerine belli ağırlıklar konularak yapılması düşünüldü. MTS cihazının sahip olduğu standart üç nokta eğilme test düzeneği ve ASTM D790 standardı incelendiğinde uygulanacak kuvvetin belli bir yarıçapa sahip silindirik bir aparat ile çizgisel olarak uygulanması gerekliliğini göstermektedir[39]. Bu nedenle üç nokta eğilme testi için ağırlıkların numune üzerine konulması yerine numuneye uygun yapılacak bir aparatla numuneye asılması düşünüldü. Numunenin testi için asılacak ağırlıklar olarak da Kompozit Yapı Laboratuvarı'nda yer alan her biri ortalama 23.60 gr. ağırlığa sahip demir bilyelerin kullanılmasına karar verildi, bu

bilyeler kademeli olarak, her kademede bir bilye konularak yaklaşık 2.2 gr ağırlığında bir kese ve yapılan aparat yardımıyla numunenin üzerine asıldı. Asılan her bilyenin ardından TC-31K statik dijital gerinim ölçerle gerinim ölçümü yapıldı. Bu test koşulları ve düzeneği Şekil 5.10 ve 5.11’de görülebilir.



Şekil 5.10 : Bilyeli kese uygulanmış karbon/epoksi katmanlı sandviç yapı.



Şekil 5.11 : Bilyeli keseli üç nokta eğilme test düzeneği.

Verilen yöntemle Alüminyum, CL 300-12k/epoksi-SELITAC köpük sandviç yapısı ve CX 490-12k/epoksi-SELITAC köpük sandviç yapısının testleri aynı testin 3 kez tekrarlanmasıyla gerçekleştirildi. Bu testlerde aynı zamanda numunelerin kalınlıkları da ölçüldü. Buna göre alüminyum parçanın kalınlığı 2.8 mm, CL 300-12k/epoksi-SELITAC köpük sandviç yapısının 6 mm ve CX 490-12k/epoksi-SELITAC köpük sandviç yapısının da 6.2 mm olduğu tespit edildi. Bu veriler ışığında yapılan testlerde elde edilen kuvvet ve gerinim değerleri ile gerinimlerin ortalama değerleri Çizelge 5.1-5.3’te görülmektedir.

Çizelge 5.1 : CL 300-12k/epoksi & SELITAC köpük kuvvet-gerinim çizelgesi.

Top Sayısı	Kuvvet(N)	Gerinim($\mu\epsilon$)	Gerinim($\mu\epsilon$)	Gerinim($\mu\epsilon$)	Ortalama($\mu\epsilon$)
1	0.25	3	4	6	4.33
2	0.48	10	8	13	10.33
3	0.72	18	19	20	19.00
4	0.95	28	26	28	27.33
5	1.18	38	34	36	36.00
6	1.41	45	43	44	44.00
7	1.64	54	52	54	53.33
8	1.87	61	59	60	60.00
9	2.11	69	69	66	68.00
10	2.34	74	75	75	74.67

Çizelge 5.2 : CX 490-12k/epoksi & SELITAC köpük kuvvet-gerinim çizelgesi.

Top Sayısı	Kuvvet(N)	Gerinim($\mu\epsilon$)	Gerinim($\mu\epsilon$)	Gerinim($\mu\epsilon$)	Ortalama($\mu\epsilon$)
1	0.25	22	26	29	25.67
2	0.48	42	48	55	48.33
3	0.72	65	76	72	71.00
4	0.95	95	100	101	98.67
5	1.18	115	126	130	123.67
6	1.41	141	151	150	147.33
7	1.64	166	175	175	172.00
8	1.87	196	200	200	198.67
9	2.11	225	228	227	226.67
10	2.34	245	250	250	248.33

Çizelge 5.3 : Alüminyum kuvvet-gerinim çizelgesi.

Top Sayısı	Kuvvet(N)	Gerinim($\mu\epsilon$)	Gerinim($\mu\epsilon$)	Gerinim($\mu\epsilon$)	Ortalama($\mu\epsilon$)
1	0.25	3	5	5	4.33
2	0.48	7	9	9	8.33
3	0.72	16	14	13	14.33
4	0.95	21	18	17	18.67
5	1.18	25	20	20	21.67
6	1.41	27	24	23	24.67
7	1.64	30	28	28	28.67
8	1.87	37	32	33	34.00
9	2.11	42	36	38	38.67
10	2.34	47	44	44	45.00

Çizelge 5.4'te, Çizelge 5.1-5.3'te yer alan veriler ışığında hesaplanan elastisite modülleri görülmektedir. Teğet elastisite modülünün hesabında gerekli olan çökme miktarı, uygulanan kuvvetlerin oluşturduğu çökme miktarı çok düşük olduğundan ve bu çökme miktarını ölçebilecek bri ekipman bulunmadığından ötürü, formül (5.4)'ün

tersten uygulanması sonucu bulunan çökme miktarı D'nin, kuvvet-çökme miktarı grafiğinin oluşturulmasında ve bu grafikten elde edilen m değerinin hesaplanılmasında kullanılmıştır. Sekant elastisite modülünün hesabında ise üç numunenin testlerinin 10 bilyeli son verisi dikkate alınmıştır. Kord elastisite modülü de üç numunenin testlerinde son veri ile ilk veri arasında hesaplama yapılarak gerçekleştirilmiştir.

Çizelge 5.4 : Üç test numunesi için hesaplanmış elastisite modülleri.

	Alüminyum	CL 300-12k SELITAC	CX 490-12k SELITAC
Teğet Elastisite Modülü (MPa)	237660.53	11773.88	4175.16
Sekant Elastisite Modülü (MPa)	42556.11	25647.65	7711.51
Sekant Elastisite Modülü Gerinimi	0.0045%	0.0075%	0.0248%
Kord Elastisite Modülü (MPa)	41986.74	24276.69	7668.24

Çizelge 5.4 incelendiğinde izotropik bir malzeme olan ve esneklik elastisite modülünün çekme elastisite modülü ile benzer olduğu düşünlen alüminyum numunenin elastisite modülünün beklenen şekilde 70 GPa civarında olmadığı bu testler sonucunda görüldü. Bu nedenle MTS universal test cihazı ile de testlerin gerçekleştirilmesi ve bilyeli kese ile elde edilen verilerle kıyaslanması kararlaştırıldı.

5.3.2.2 MTS universal test cihazı ile yapılan testler

MTS test cihazı ile yapılan üç nokta eğilme testlerinin avantajlarından biri uygulanan kuvvetin ve numunede meydana gelen çökme miktarının belirlenebilmesidir. MTS universal test cihazının yan yük aparatı kullanılarak gerçekleştirilen testlerde, MTS cihazına ait üç nokta eğilme test düzeneğinin kuvvet uygulama başlığı kullanıldı. Silindirik bir başlığa sahip olan MTS test cihazı üç nokta eğilme test düzeneğinin alt aparatı olarak ise önceden bilyeli kese testinde kullanılan üç nokta eğilme test düzeneği kullanıldı. Bu test düzeneği dikey bir kirişe tutturuldu ve numunenin orta noktası kuvvet uygulayıcı başlığa denk gelecek şekilde yerleştirildi. Şekil 5.12'de test düzeneği detaylıca görülebilir.



Şekil 5.12 : MTS universal test cihazı yan yük üç nokta eğilme test düzeneği.

MTS universal test cihazında yer değiştirme kontrollü bir test programı oluşturuldu. Bu programda yer değiştirmenin dakikada 3 mm ilerleme oranına sahip olması ve toplam yer değiştirmenin de lineer bölgede kalmak amacıyla 3 mm olarak belirlenmesi kararlaştırıldı. Eş zamanlı olarak numuneler üzerinde bulunan gerinim ölçerler VXI EX1629 48 kanallı gerinim ölçerin tek bir kanalına bağlanarak ve MTS cihazındaki test ile eş zamanlı başlatılarak verilerin birbirleriyle daha sonra örtüştürülmesi sağlandı. Bu sayede testler süresince kuvvet, yer değiştirme ya da çökme miktarı ve azami gerilmenin oluşacağı tahmin edilen noktadaki gerinim değerleri elde edildi. Numuneler aynı koşullar altında 3 kez test tabii tutuldu.

Elde edilen veriler, öncelikle alüminyum numunenin elastisite modülünün elde edilmesine yönelik işlendi. Alüminyum numune için teğet elastisite modülü, sekant elastisite modülü ve kord elastisite modülleri elde edildi. Çizelge 5.5'te elastisite modüllerinin kıyaslanması görülebilir.

Çizelge 5.5 : Alüminyum için farklı elastisite modülü hesaplamaları.

	Alüminyum			
	Test1	Test2	Test3	Ortalama
Teğet Elastisite Modülü (MPa)	70948.54	70654.02	70421.02	70674.52
T.E.M'nin hesabında kullanılan m Değerinin Hesaplandığı Gerinim Aralığı (µε)	100-500	100-500	100-500	
Sekant Elastisite Modülü (MPa)	72795.65	74141.45	75176.98	74038.02
Sekant Elastisite Modülünün Hesaplandığı Gerinim Noktası (%)	0.05%	0.05%	0.05%	
Kord Elastisite Modülü (MPa)	69793.69	69594.41	70882.90	70090.33
Kord Elastisite Modülünün Hesaplandığı Gerinim Noktaları (µε)	100 ve 500	100 ve 500	100 ve 500	

Çizelge 5.5'te elde edilen veriler kendi aralarında kıyaslandığında Teğet Elastisite Modülü ve Kord Elastisite Modülü'nün, Sekant Elastisite Modülü'nden alüminyumun çekme elastisite modülü olan 70 GPa değerine daha yakın olduğu söylenebilir. Ancak Kompozit Yapı Laboratuvarında hali hazırda bulunan ve alüminyum çeşidi belli olmayan bir parça kullanıldığı için gerçek değer bilinmemesi, bu kıyasın doğru olmayacağı sonucunu çıkarabilir, ancak elde edilen değerlerin alüminyumun elastisite modülüne yakın olması ve bilyeli keseli test düzeneğinden daha tutarlı sonuç vermesi nedeniyle elastisite modülünün belirleme yöntemi olarak kullanılabileceği görülmüştür.

Daha sonra aynı yöntemle diğer iki numunenin üçer testi için de teğet elastisite modülü hesaplanmıştır. Çizelge 5.6 da her bir numune için teğet elastisite modülü değerleri görülebilir.

Çizelge 5.6 : Üç test numunesi için teğet elastisite modülü değerleri.

	Teğet Elastisite Modülü (MPa)			
	Test#1	Test#2	Test#3	Ortalama
Alüminyum	70948.54	70654.02	70421.02	70674.52
CL 300-12k & SELITAC	8349.00	8541.60	8533.52	8474.71
CX 490-12k & SELITAC	3194.60	3196.45	3186.13	3192.39

5.3.3 Çekme testleri

Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesinde bir diğer ve yaygın kullanılan test yöntemi de çekme testleri ya da kupon testleri diye bilinen testlerdir. Üç nokta eğilme testinde olduğu gibi bu testin de standart prosedürleri ASTM tarafından verilmiştir. ASTM D3039 “Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials” test föyü ve ASTM D3518 “Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a $\pm 45^\circ$ Laminate” test föyü bu çalışmada çekme testleri sırasında başvurulacak kaynaklar olacaktır [41,42].

Çekme testlerine, malzeme özelliğinin belirlenmesi planlanan kompozit malzemelerin üretimi ile başlandı. Bu amaç doğrultusunda tek katmanlı CL 300-12k/epoksi ve CX 490-12k/epoksi kompozit malzemeler, elle yatırma üretim yöntemi ve vakumlama yardımıyla 40 cm x 40 cm boyutlarında plaka halinde üretildi. Daha sonra üretilen bu plakalardan ikişer adet düz test numuneleri İTÜ Trisonik Araştırma Merkezi’nde bulunan CNC makinesi ile hassas bir şekilde kesildi. Bunun yanı sıra aynı plakalardan 45° ’lik açıyla ikişer adet test numunesi daha elde edildi. Elde edilen 8 test numunesinden dördü çekme ve kayma dayanımının belirlenmesi amacıyla MTS universal test cihazında kopma oluşana dek test edildi. Diğer dört numune ise çekme elastisite modülü ve kayma modülünün belirlenmesinde kullanılmak üzere üzerlerine çift yönlü gerinim ölçerler yerleştirilerek test edildi. Bunun yanı sıra iyileştirilmiş iniş takımında kullanılması düşünülen bu iki elyaf çeşidinden 2 katmanlı (CL 300-12k/epoksi ve CX 490-12k katmanları) ve 4 katmanlı simetrik (CL 300-12k/CX 490-12k/CX 490-12k/ CL 300-12k) kompozit malzemeleri üretildi ve bu numunelerin çekme elastisite modüllerinin belirlenmesi amaçlandı. Tüm bu test numunelerinin özellikleri ve boyutları Çizelge 5.7’de, gerinim ölçer yerleştirilmiş dört adet test numunesi Şekil 5.13-a’da ve çekme ve kayma dayanımının belirlenmesi için koparılan numuneler Şekil 5.13-b’de ve iniş takımında kullanılması düşünülen gerinim ölçer yerleştirilmiş kompozit katmanlar Şekil 5.13-c’de gösterilmiştir.



Şekil 5.13 : Test edilen numuneler; a) Elastisite modülü belirlemede kullanılan numuneler. b) Dayanım belirlemede kullanılan numuneler. c) İniş takımında kullanılacak katmanlar.

Çizelge 5.7 : Çekme test numuneleri özellikleri.

	Elyaf Oryantasyonu	Uzunluk (mm)	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Kesit Alanı (mm ²)
CL 300-12K/epoksi	0°	300	30	0.44	13.2
CL 300-12K/epoksi	45°	300	30	0.44	13.2
CX 490-12K/epoksi	0°	300	30	0.54	16.2
CX 490-12K/epoksi	45°	300	30	0.54	16.2
2kat karbon/epoksi	-	300	30	0.95	28.5
4kat karbon/epoksi	-	300	30	1.75	52.5

5.3.3.1 Çekme dayanımının belirlenmesi

Çekme dayanımının belirlenmesi amacıyla ASTM D3039'daki ilgili bölüm incelendi. MTS üniversal test cihazında üretilen test numuneleri yer değiştirme kontrollü bir program vasıtasıyla kopma yaşanana dek çekmeye tabii tutuldu. Numuneler MTS üniversal test cihazının sahip olduğu çenelere 4 bar'lık bir sıkma basıncıyla sıkıştırılarak testler uygulandı. Bu esnada çekme programı, ASTM standartında belirtildiği üzere dakikada 3mm ilerleyecek şekilde oluşturuldu.

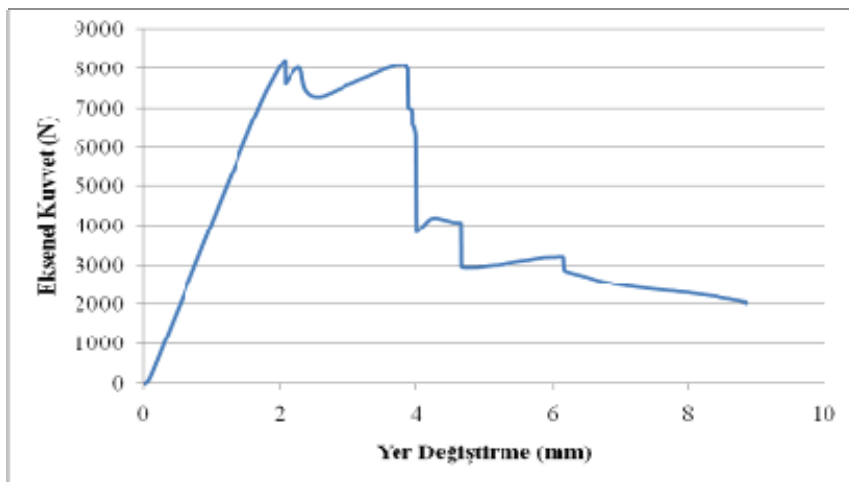
ASTM standardı, çekme dayanımının belirlenmesi için kopma olan azami yükün bulunması gerektiğini belirtmekte ve çekme dayanımının formül (5.5)'deki gibi hesaplanmasını istemektedir.

$$F^{tu} = \frac{P^{max}}{A} \quad (5.5)$$

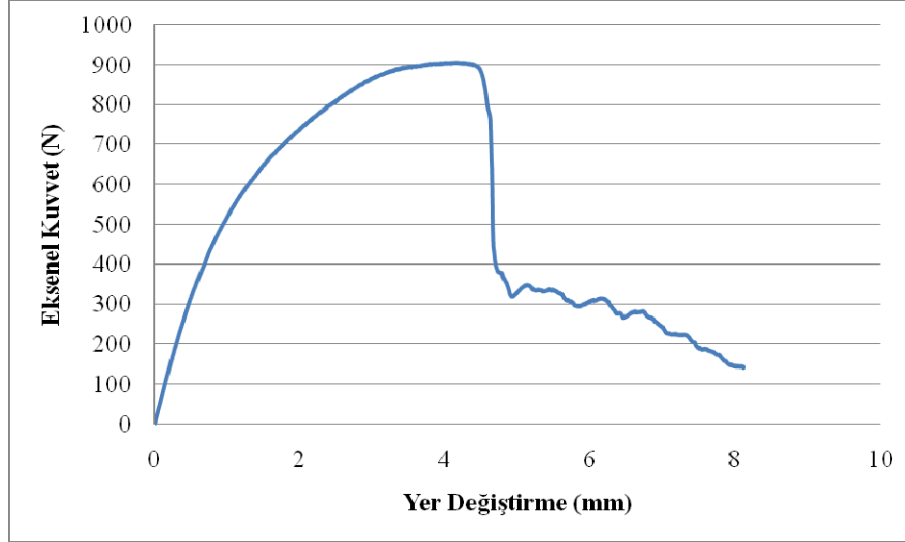
Formülde F^{tu} , çekme dayanımını, P^{max} kopmanın gerçekleştiği kuvveti ve A harfi de numunenin çekme yönündeki kesit alanını göstermektedir.

Bu bağlamda gerçekleştirilen tek katmanlı CL 300-12k/epoksi kompozit malzemesi ile yine tek katmanlı CX 490-12k/epoksi kompozit malzemelerinin testlerinden elde edilen eksenel kuvvet-yer değiştirme grafikleri Şekil 5.14 ve Şekil 5.15'de gösterilmiştir.

Şekil 5.14 ve 5.15'ten elde edilen veriler ve Çizelge 5.7'deki kesit alan değerleri kullanılarak, CL 300-12k/epoksi için çekme dayanımı 622.2659 MPa olarak ve CX 490-12k/epoksi için çekme dayanımı da 55.9321 MPa şeklinde hesaplanmıştır.



Şekil 5.14 : CL 300-12k/epoksi numunesinin çekme dayanımını belirlemek için kullanılan kuvvet-yer değiştirme grafiği.



Şekil 5.15 : CX 490-12k/epoksi numunesinin çekme dayanımını belirlemek için kullanılan kuvvet-yer değiştirme grafiği.

5.3.3.2 Çekme elastisite modülünün ve Poisson oranının belirlenmesi

Çekme elastisite modülünün ve poisson oranının belirlenebilmesi için yine ASTM D3039 standart test föyüne başvuruldu. Burada üç nokta eğilme testinde olduğu gibi elastisite modülü kord elastisite modülü olarak, yani seçilen iki gerinim değerinde elde edilen gerilmelerin farkının gerinim değerleri farkına oranlanmasıyla bulunduğunu görmekteyiz. Bunu formül ile betimleyecek olursak formül (5.6) elastisite modülünün hesaplanmasında kullanılabilir[41].

$$E^{chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon} \quad (5.6)$$

ASTM standartı kord elastisite modülünün belirlenmesinde ise elde edilen verilerde 1000 $\mu\epsilon$ ve 3000 $\mu\epsilon$ 'deki değerlerin kullanılmasını istemektedir. 6000 $\mu\epsilon$ 'den önce kopan malzemelerde ise kopma geriniminin % 25 ile %50'si arasındaki gerinim noktaları arasında hesaplamanın yapılmasını istemektedir [41]. Bu bilgiler ışığında yapılan testte gerinim değerleri numunelere yapıştırılan çift yönlü rozet tipi gerinim ölçerler ve VXI EX1629 48 kanallı gerinim ölçer kullanıldı ve CL 300-12k/epoksi, CX 490-12k/epoksi, 2 kat ve 4 kat karbon/epoksi kompozit malzemelerinin testinden elde edilen verilerle kord elastisite modülleri Çizelge 5.8'deki hesaplandı;

Poisson oranının belirlenmesinde de ASTM standartı kord elastisite modülünün belirlenmesinde uygulanan yöntemi önermektedir. Bunun için kuvvete dik yöndeki gerinim ölçerden elde edilen gerinim değerinin farkının kuvvete paralel yöndeki

gerinim değerlerinin farkına oranının eksi işaretlisi olarak bulunur. Matematiksel ifade olarak göstermek gerekirse, formül (5.7) gösterilebilir [41].

$$\nu = -\frac{\Delta \varepsilon_t}{\Delta \varepsilon_l} \quad (5.7)$$

Kord elastisite modülünün belirlenmesinde kullanılan gerinim noktaları da yine aynı şekilde Poisson oranının belirlenmesinde kullanılmalıdır. Çizelge 5.8’de Poisson oranları da görülebilmektedir.

Çizelge 5.8 : Hesaplanan elastisite modülü ve Poisson oranları

	Boylamasına Gerinim [ε_l]($\mu\varepsilon$)	Enlemesine Gerinim [ε_t]($\mu\varepsilon$)	Gerilme [σ](MPa)	Kord Elastisite Modülü (MPa)	Poisson Oranı [ν_{12}]
CL 300-12k/epoksi	1002.19	-409.59	97.13	80210.06	0.42
	3000.44	-1257.40	257.41		
CX 490-12k/epoksi	1008.02	-744.78	11.78	8147.97	0.77
	3004.02	-2285.90	28.04		
2 kat karbon/epoksi	1003.20	-366.75	44.11	41000.06	0.30
	3004.84	-961.34	126.18		
4 kat karbon/epoksi	1001.37	-675.49	48.96	46066.87	0.70
	3007.38	-2079.18	141.37		

Çizelge 5.8’de elde edilen gerilme değerleri MTS üniversal test cihazından elde edilen kuvvet değerinin Çizelge 5.7’deki kesit alanlarına bölünmesiyle bulunmuştur.

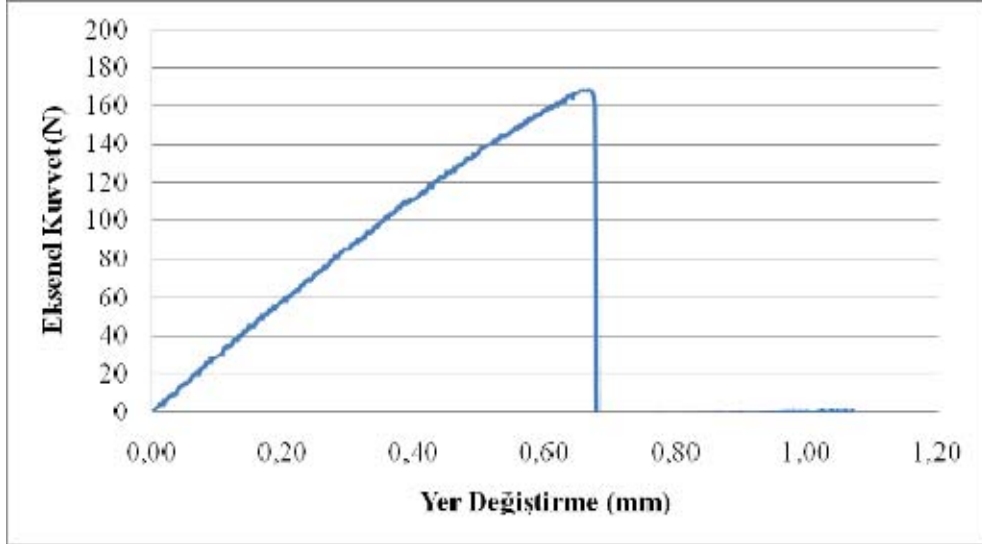
5.3.3.3 Kayma dayanımının belirlenmesi

Kayma dayanımının belirlenmesinde, kompozit plakalardan 45°’lik açılarla kesilen numuneler kullanıldı. Yine aynı şekilde bu dayanımın belirlenmesinde ASTM D3518 test standartı föyündeki bilgilerden yararlanıldı. Formül (5.8) azami kayma dayanımının hesaplanışını göstermektedir [42].

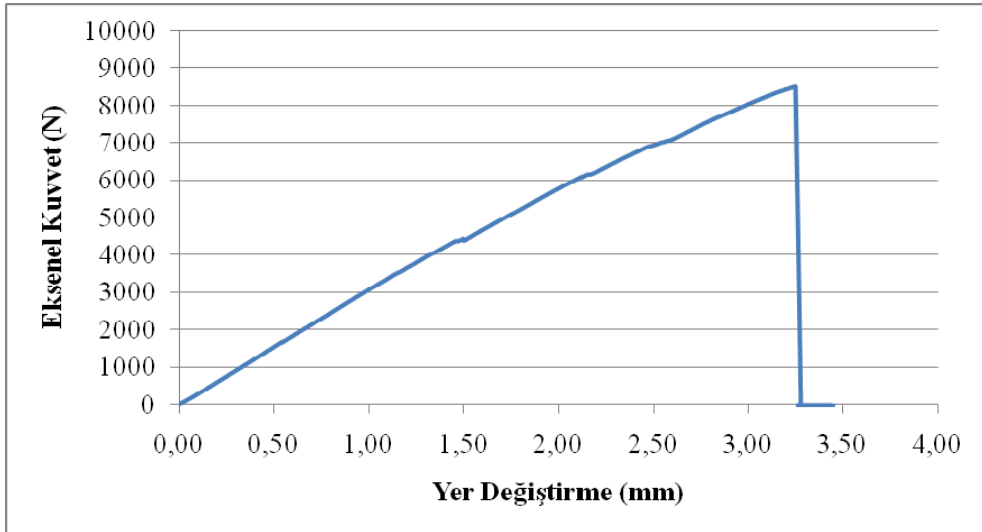
$$\tau_{12}^m = \frac{P^m}{2A} \quad (5.8)$$

Burada τ_{12}^m kayma dayanımını, P^m , test numunesinin koptuğu ya da kayma geriniminin %5 olduğu noktadaki yükü, A ise numnenin kesit alanını ifade etmektedir [42].

Bu bağlamda gerçekleştirilen tek katmanlı CL 300-12k/epoksi kompozit malzemesi ile yine tek katmanlı CX 490-12k/epoksi kompozit malzemelerinin testlerinden elde edilen eksenel kuvvet-yer değiştirme grafikleri Şekil 5.16 ve Şekil 5.17’de gösterilmiştir.



Şekil 5.16 : CL 300-12k/epoksi numunesinin kayma dayanımını belirlemek için kullanılan kuvvet-yer değiştirme grafiği.



Şekil 5.17 : CX 490-12k/epoksi numunesinin kayma dayanımını belirlemek için kullanılan kuvvet-yer değiştirme grafiği.

Şekil 5.16 ve 5.17’den elde edilen veriler ve Çizelge 5.7’deki kesit alanı bilgileri doğrultusunda CL 300-12k/epoksi kompozit malzemesi için kopma dayanımı 5.2 MPa ve CX 490-12k/epoksi kompozit malzemesi için de 321.78 MPa olarak hesaplanmıştır.

5.3.3.4 Kayma modülünün belirlenmesi

Kayma modülünün belirlenmesinde de yine ASTM D3518 standart test föyüne başvurmak gerekmektedir. Diğer malzeme özelliklerinin belirlenmesinde olduğu gibi bu modülün belirlenmesinde de test verisinden elde edilen iki veri noktası kullanılmaktadır. Kayma modülünün bulunması için bu iki noktadaki kayma gerilmesinin ve kayma geriniminin hesaplanması gerekmektedir. Formül (5.9) ve (5.10), herhangi bir test noktasındaki kayma gerilmesinin ve kayma geriniminin hesaplanışını göstermektedir [42].

$$\tau_{12} = \frac{P}{2A} \quad (5.9)$$

$$\gamma_{12} = \varepsilon_x - \varepsilon_y \quad (5.10)$$

Burada P, test verisi için seçilen noktada uygulanan aksenal kuvveti, A, numunenin kesit alanı, ε_x , boylamasına yöndeki gerinim ve ε_y , enlemesine yöndeki gerinimi ifade etmektedir [42].

Kayma gerilmesi hesabında seçilecek noktalar için test standartı 4000 $\mu\epsilon$ kayma gerinim farkının gerektiğini belirtmektedir. Kayma gerilmesinin hesaplanması içinse test standartı formül (5.11)'i vermektedir [42].

$$G_{12} = \frac{\Delta \tau_{12}}{\Delta \gamma_{12}} \quad (5.11)$$

CL 300-12k/epoksi ve CX 490-12k/epoksi için kayma gerilmesi Çizelge 5.9'daki gibi hesaplanmıştır. CX 490-12k/epoksi için standartta belirtilen 4000 $\mu\epsilon$ kayma gerinimi farkı elde edilebilmiş, ancak CL 300-12k/epoksi kompozit malzemesi bu farkı yakalayacak gerinim değerlerine ulaşmadan kopmuştur. Bu nedenle bu test numunesi için 2000 $\mu\epsilon$ kayma gerinim farkı hesaplamalarda kullanılmıştır.

Çizelge 5.9 : CL 300-12k/epoksi ve CX 490-12k/epoksi numunelerinin kayma gerilmesi, gerinimi ve hesaplanmış kayma modülü değerleri.

	Boylamasına Gerinim [ϵ_x]($\mu\epsilon$)	Enlemesine Gerinim [ϵ_y]($\mu\epsilon$)	Kayma Gerilmesi (MPa)	Kayma Gerinimi ($\mu\epsilon$)	Kayma Modülü (MPa)
CL 300-12k/epoksi	832.48	-172.31	2.69	1004.79	2261.75
	2520.41	-480.42	7.21	3000.83	
CX 490-12k/epoksi	800.15	-205.45	24.82	1005.60	23306.43
	4097.00	-909.55	118.07	5006.55	

5.3.4 Malzeme özellikleri özeti

Yapılan tüm testler sonucunda elde edilen malzeme özellikleri Çizelge 5.10’da bir özet halinde sunulmuştur.

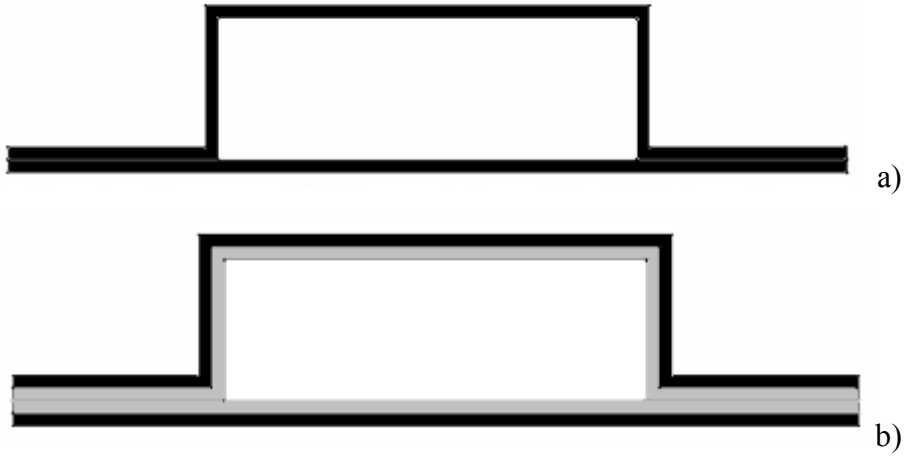
Çizelge 5.10 : Testlerden elde edilen malzeme özelliklerinin özeti.

Malzeme Özelliği	CL 300-12k/Epoksi	CX 490-12k/Epoksi	CL 300-12k/Epoksi & SELITAC	CX 490-12k/Epoksi & SELITAC	2 kat karbon/epoksi	4 kat karbon/epoksi
E_1 (GPa)	80.21	8.15	-	-	41	46.07
ν_{12}	0.42	0.77	-	-	0.3	0.7
G_{12} (GPa)	2.26	23.31	-	-	-	-
E_B (GPa)	-	-	8.48	3.19	-	-
F^{tu} (MPa)	622.27	55.93	-	-	-	-
τ_{12}^m (MPa)	5.2	321.78	-	-	-	-

Elde edilen veriler ışığında üç nokta eğilme testlerinin üzerlerinde gerinim ölçer bulunan ve çekme, kayma elastisite modüllerinin hesaplanmasında kullanılan test numunelerine de uygulanması düşünülmüş, ancak numunelerin çok ince olması ve MTS test cihazının gerek kuvvet gerekse yer değiştirme ölçüm hassasiyetinin ince katmanlar için yetersiz oluşu nedeniyle, çekme elastisite modüllerinin esneklik elastisite modülleri ile kıyaslanması yapılamamıştır. Yine aynı şekilde karbon/epoksi ve SELITAC köpük bulunan numuneler de MTS cihazının yüksek basınçlı çenelerine sıkıştırıldığı zaman köpük malzemesinden ötürü, malzeme özelliğini yitirmektedir, bu nedenle bu malzemelere de çekme testi uygulanamamıştır.

5.4 İyileştirilmiş İniş Takımı Analiz ve Testleri

Başlık 5.2’de iniş takımı için yapılması düşünülen iyileştirmeler maddeler halinde sunulmuştu. Bu iyileştirmeler, köpük yerine bal peteği çekirdek malzemesinin kullanılması ve iniş takımı içerisindeki genişliğinin kısaltılması, böylelikle alt ve üst yüzeylerin birbirleriyle teması ve çekirdek malzemenin yan çeperlerinde de karbon/epoksi katmanının bulunarak herhangi bir çekirdekten kaynaklanan bir kırımın engellenmesi amaçlanmıştır. Bu amaç doğrultusunda iki adet iniş takımı tasarımı belirlenmiştir. Tasarımda öncelikli hedef mümkün olan en hafif iniş takımını üretmektir, ancak hafifliğin yanı sıra hava aracına gelecek yüklere karşı da dayanıklı olması gerekmektedir. Bu kısıtlar içerisinde iki iniş takımından birincisi sadece tek yönlü elyaf içeren CL 300-12k/epoksi katmanından oluşan ve bal peteği çekirdek malzemesinin alt ve üst yüzeyini kaplayan iki katmanlı bir iniş takımı olarak düşünülmüştür. Diğer iniş takımı ise en alt yüzeyde CL 300-12k/epoksi katmanı, onun üzerinde CX 490-12k/epoksi katmanı, ardından bal peteği çekirdek malzemesi ve üst yüzeye de alt yüzeye simetrik olarak, sırasıyla CX 490-12k/epoksi ve CL 300-12k/epoksi katmanı yerleştirilmesi planlanmıştır.



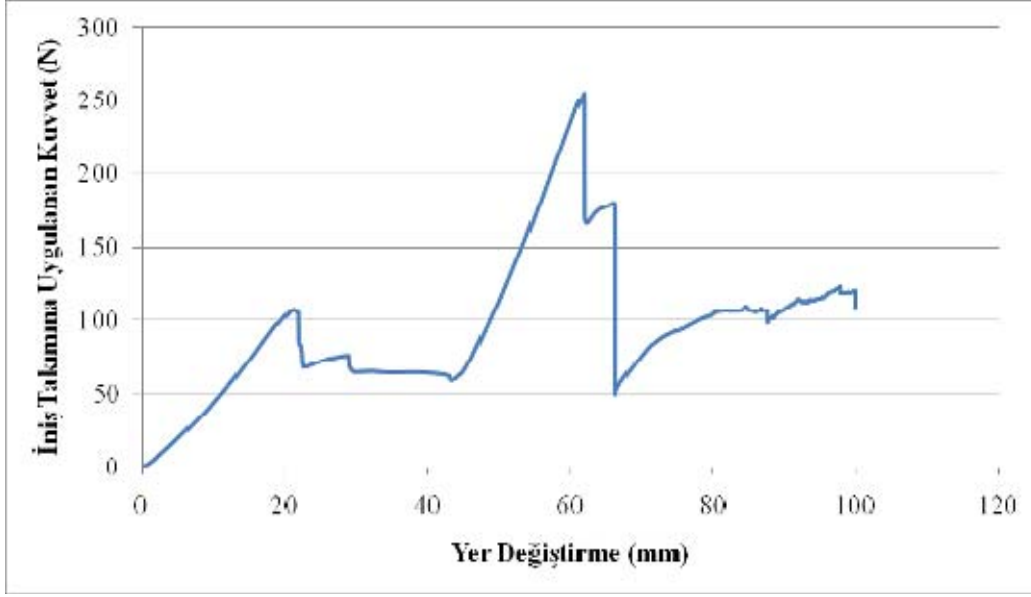
Şekil 5.18 : İyileştirilmiş iniş takımı katman tasarımı; a) İki CL 300-12k/epoksi katmanlı iniş takımı. b) Dört katmanlı iniş takımı.

Şekil 5.18’de temsili olarak iniş takımının yan kesitleri görülmektedir. Şekil 5.18-a’da tek yönlü CL 300-12k/epoksi katmanı ve ortada bal peteği çekirdek malzemesi bulunan iniş takımı yan kesiti görülmektedir. Şekil 5.18-b’de ise daha önce de bahsedilen 4 katmanlı alt ve üst yüzeyleri CL 300-12k/epoksi katmanı ve iç

yüzeylerinde de CX 490-12k katmanı ve bal peteği çekirdek malzemesi bulunan iniş takımı yan kesiti görülmektedir.

5.4.1 İki katmanlı iniş takımı testi

Yapısal tasarımda alt ve üst yüzeylerin tek bir katmanla kaplandığı iniş takımı tasarımı, iniş takımına gelecek yükler için yeterli olmayacağı hususu belirtilmişti. Ancak değiştirilen çekirdek malzemesi ve değiştirilen yapısal tasarım bu hususun tekrar gözden geçirilmesi gerekliliğini ortaya çıkardı. Bu nedenle bir önceki başlıkta da belirtildiği gibi tek yönlü CL 300-12k/epoksi kompozit malzemesi ile erkek ve dişi kalıp üretim yöntemi kullanılarak üretilen iki katmanlı iniş takımına durağan yük testi uygulandı. Bu test sırasında hava aracının durağan yükünü taşıyacak şekilde iniş takımına hava aracında kullanılan tipte tekerlekler monte edildi. Yapılan testte durağan yük olan 54.04 N yükü iniş takımının karşıladığı Şekil 5.19'da verilen grafikte de görülmektedir. Daha sonra iniş takımına gelmesi muhtemel azami dikey yükün kontrolü de gerçekleştirilmek istendi. Bu amaçla teste devam edildi. Şekil 5.19'daki test verisi ile Şekil A.2-a'daki iniş takımı görüntüsünden görüldüğü üzere iniş takımı 100 N'luk yükleme sonrasında bağlantı noktalarının olduğu yerden ve üst yüzeyden kırılma uğradı. Ancak kuvvetin tamamı üzerinden kalkmadığından ötürü teste devam edildi, daha sonra Şekil A.2-b'de görülen bağlantı elemanı ile iniş takımı arasında oluşan temas nedeniyle yeniden kuvvetin arttığı gözlemlendi. Yaklaşık 250 N'luk bir değerden sonra yine üst yüzeyde, basma yükünün arttığı noktalardan yarıçapın bitiş noktasından iniş takımının ikinci kırılma uğradı ve kuvvet ani bir şekilde düştü (Bkz. Şekil A.2-c,d,e). Üst yüzeyde kırılmalar oluşmasına rağmen alt yüzey uygulanan kuvveti taşımaya devam etti. Ancak bu testte esas gaye iniş sırasında gelebilecek azami dikey yük olan 197.32 N'luk değere ulaşması isteniyordu, ancak 100 N dikey yüke ulaştıktan sonra üst düzeyde oluşan kırılmadan ötürü iki katmanlı tasarımdan vazgeçilmiş ve dört katmanlı iniş takımı analiz ve testlerine geçilmiştir.



Şekil 5.19 : İyileştirilmiş iniş takımı testinin kuvvet-yer değiştirme grafiği.

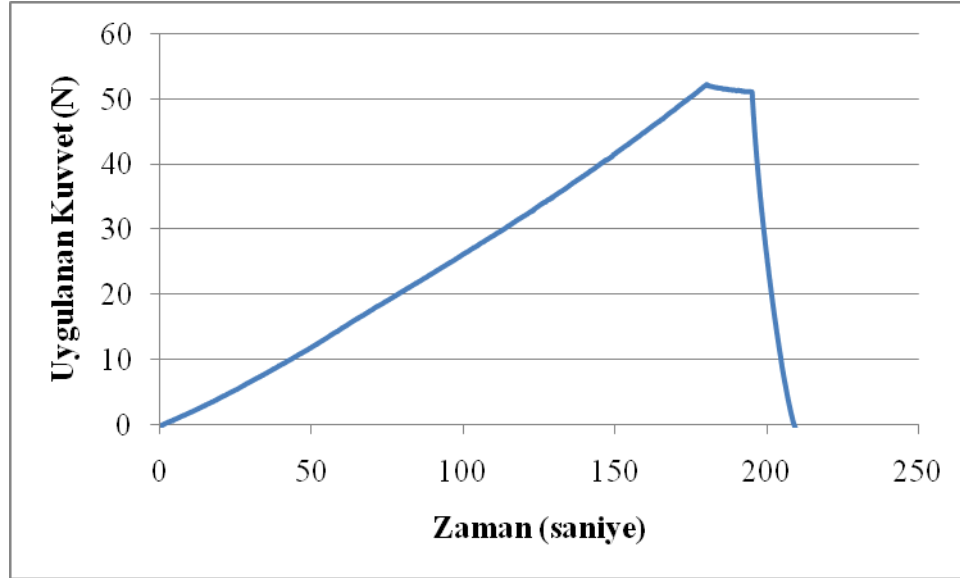
5.4.2 Dört katmanlı iniş takımı analiz ve testleri

İki katmanlı iniş takımı testinin ardından tasarlanan dört katmanlı iniş takımının analizinin ve testlerinin gerçekleştirilmesi planlandı. Bu amaçla erkek ve dişi kalıpla üretim yöntemi kullanılarak dört katmanlı iniş takımı üretilmişti. Bu bölümde dört katmanlı iniş takımının da, iki katmanlı iniş takımında yapıldığı gibi öncelikle hava aracının durağan yüke ve iniş sırasında gelebilecek dikey yüke karşı dayanıklı olup olmadığı yapılacak testlerle araştırılacaktır. Daha sonra oluşturulacak sonlu elemanlar modeli ile yapılan testler bilgisayar ortamında da gerçekleştirilip testten elde edilen verilerle sonlu elemanlar modelinin doğruluğu kıyaslanacaktır. Ardından bilgisayar ortamında da çeşitli analizlere tabii tutulacaktır.

5.4.2.1 Dört katmanlı iniş takımı testi

Dört katmanlı iniş takımının durağan yük testi ve azami dikey yük testi de yine iki katmanlı iniş takımında olduğu gibi gerçek koşulları simüle etmesi açısından hava aracında kullanılan tekerlekler monte edilerek gerçekleştirildi. Bu testlerde öncelikle durağan yük olan 54.04 N'luk yükleme elde edilmeye çalışıldı, yer değiştirme kontrollü olarak MTS universal test cihazı tarafından gerçekleştirilen testte iniş takımının dakikada 3 mm ilerlemesi ve toplamda durağan yük testi için 9 mm ilerlemesi programlandı. Daha sonra programdan 15 saniye süreyle bu yer değiştirme noktasında beklemesi ve bu süre sonunda yüksüz pozisyona geri dönmesi istendi. Şekil 5.20'de durağan yük testi sırasında MTS universal test cihazından elde edilen

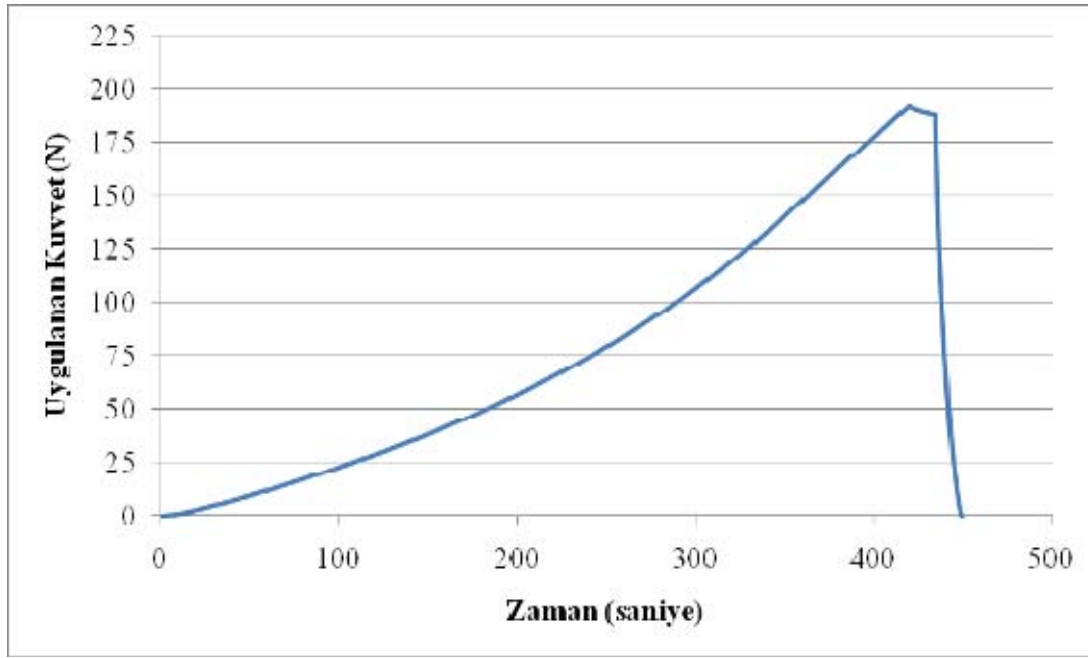
test verisi görülmektedir. Bu test sırasında iniş takımında gözle görülür bir kırım oluşmamıştır. İniş takımı, yer değiştirme kontrollü programa tabii tutulduğundan bu test sırasında azami olarak 52.33 N'luk bir kuvvet üzerine uygulanmıştır. Bu değer durağan yük olan 54.04 N'a çok yakın bir değerdir, daha sonra yapılacak azami dikey yük testinde de durağan yüke karşı iniş takımında gözle görülür bir kırım olup olmayacağı araştırılacaktır. Ancak yine de bu iniş takımının durağan yüklemeye karşı dayanıklı olduğu söylenebilir.



Şekil 5.20 : Dört katmanlı iniş takımı durağan yük testi kuvvet-zaman grafiği.

Durağan yükleme testinin ardından iniş takımının iniş sırasında karşılaşılabileceği azami dikey yükün testi gerçekleştirildi. Bu testte de durağan testteki benzer koşullar uygulandı. Gerçek koşulları simüle etmesi açısından hava aracında kullanılan tekerlekler, yer değiştirme kontrollü ve dakikada 3 mm hareket eden, hedeflenen yer değiştirmeye ulaştığında 15 saniye gibi bir süreyle bekleyen ve sonrasında yüksüz pozisyona geri dönen MTS universal test cihazı gibi koşullar aynı kaldı. Ancak bu testte iniş takımının maruz kalacağı 197.32 N'luk yükü elde edebilmek amacıyla toplamda MTS universal test cihazının 21 mm ilerlemesi programdan istendi. Gerek durağan yükleme testinde, gerekse azami dikey yük testinde uygulanan toplam yer değiştirme mesafeleri iniş takımının maruz kaldığı esneme mesafesini göstermemektedir. Bunun nedeni gerçek iniş durumunu simüle etmesi amacıyla iniş takımına monte edilen tekerleklerin de kendi içlerinde esnemeye maruz kalmalarıdır.

Azami dikey yük testi için elde edilen kuvvet-zaman grafiği Şekil 5.21'de gösterilmiştir.



Şekil 5.21 : Dört katmanlı iniş takımı azami dikey yük testi kuvvet-zaman grafiği.

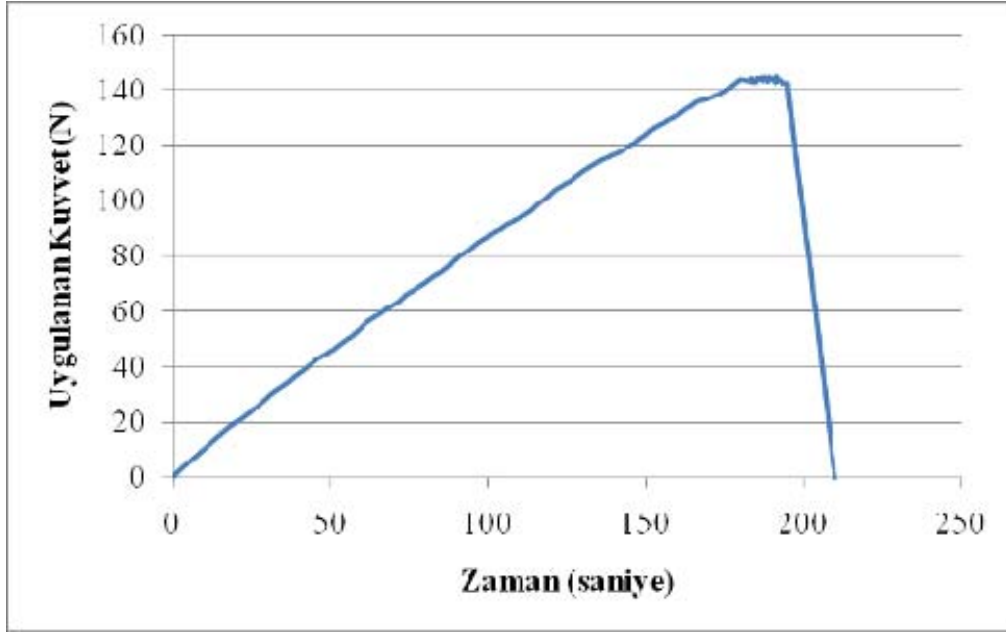
Şekil 5.21’de görüldüğü üzere iniş takımı herhangi bir kırığa uğramadan azami 191.78 N’luk kuvvete maruz kalmıştır. İniş takımına gelebilecek azami dikey yük olan 197.32 N’luk değere yakın bir değerdir, bu nedenle iniş takımının azami dikey yüke dayanabileceği sonucu çıkabilir. Ancak unutulmamalıdır ki, burada uygulanan kuvvetler statik bir yüklemeyi göstermektedir. Hava aracının iniş sırasında maruz kalacağı anlık dinamik yükleme, bu yüklemeden farklı olabilir. Bu durumu simüle edecek bir test cihazı Kompozit Yapı Laboratuvarı’nda bulunmadığından ötürü, iniş takımının dinamik yük testi gerçekleştirilememiştir.

Gerek durağan yük, gerekse azami dikey yük testinden başarıyla ve kırığa uğramadan geçen dört katmanlı iniş takımının hava aracında kullanılmak üzere dayanıklı olduğu söylenebilir. Bu nedenle iniş takımı üzerine belirlenen bazı kritik noktalara, İTÜ Bilimsel Araştırma Projeleri’nden elde edilen destekle alınan, gerinim ölçerler yapıştırıldı. Şekil 5.22’de görüldüğü gibi iniş takımı bağlantı noktası yakınına ve iniş takımının sahip olduğu yarıçapın orta noktasına, iniş takımının iç kısımlarında bulunacak şekilde gerinim ölçerler yapıştırıldı. Daha sonra iniş takımının uç kısımlarına serbest mesnet yerine geçmesi amacıyla rulman bağlantısı yapılmıştır. Böylelikle iniş takımının uç kısımlarının serbestçe hareket etmesi sağlanmıştır.

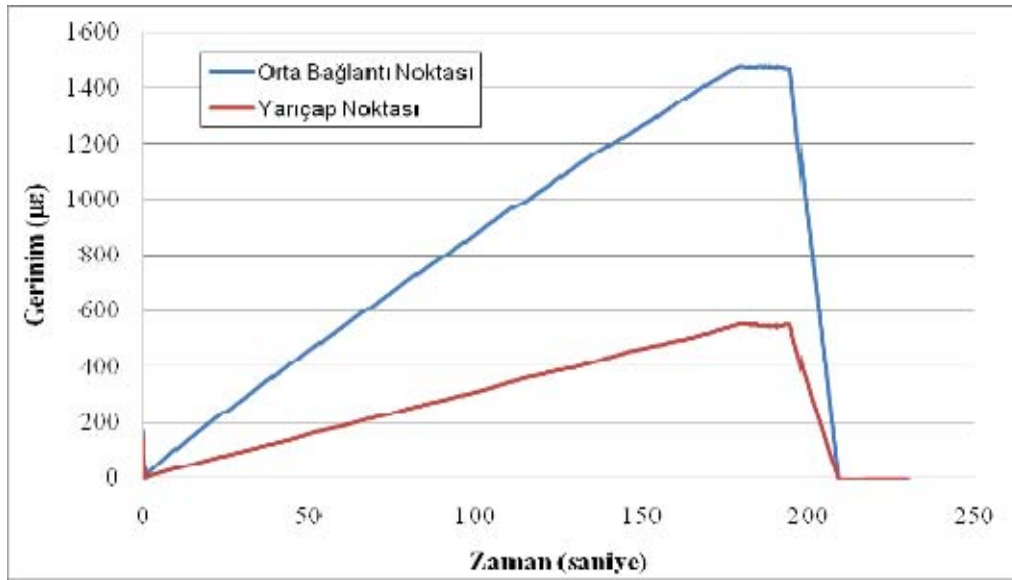


Şekil 5.22 : Dört katmanlı iniş takımının gerinim ölçerleri ve serbest mesneti.

Daha sonra elde edilen bu test düzeneği ile bir test gerçekleştirilmiş ve hem MTS universal test cihazından uygulanan kuvvet ve yer değiştirme, hem de gerinim ölçerlerin ölçümünde kullanılan VXI EX1629 48 kanallı gerinim ölçerle de belirlenen noktalardan gerinim değerleri elde edilmiştir. Şekil 5.23'te MTS universal test cihazından elde edilen kuvvet değerleri gösterilmiştir. Yer değiştirme kontrollü program burada da uygulanmış, programdan dakikada 3 mm hareket etmesi istenmiş ve toplamda 9 mm yer değiştirmenin tamamlanması amaçlanmıştır. Daha sonra 9 mm'lik yer değiştirmesinin tamamlanmasından sonra 20 saniye o noktada beklemesi ve daha sonra yüksüz pozisyona geri dönmesi istenmiştir. Şekil 5.24'te de eş zamanlı olarak gerinim ölçerlerden elde edilen gerinimler görülmektedir.



Şekil 5.23 : Dört katmanlı, gerinim ölçer ve serbest mesnetli iniş takımı testi kuvvet-zaman grafiği.



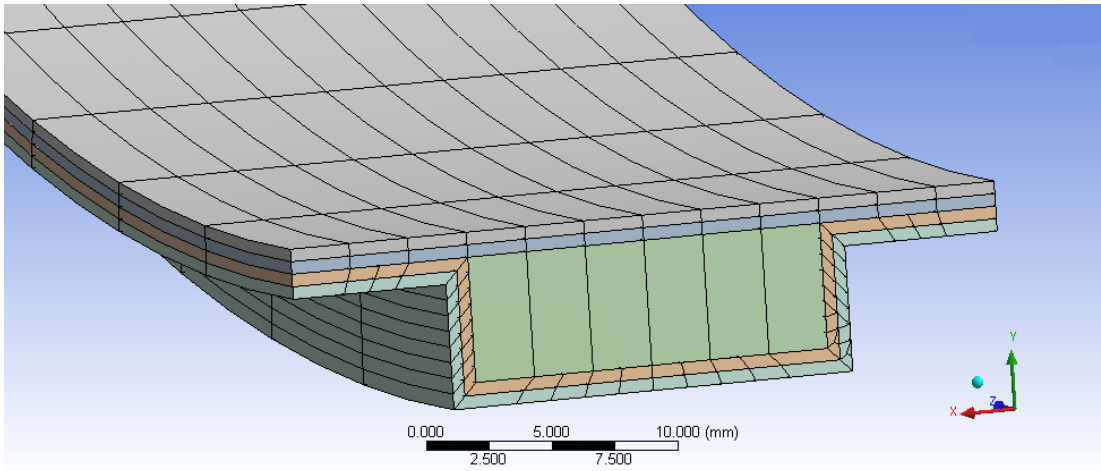
Şekil 5.24 : Dört katmanlı, gerinim ölçer ve serbest mesnetli iniş takımı testi gerinim-zaman grafiği.

5.4.2.2 Dört katmanlı iniş takımı sonlu elemanlar modeli ve analizi

Bir önceki başlıkta serbest mesnetli test verileri dört katmanlı iniş takımı için elde edilmişti. Bu bölümde ise bu dört katmanlı iniş takımının sonlu elemanlar modeli oluşturulmaya çalışılmıştır. Özellikle iniş takımının iyileştirilmiş tasarımının sahip olduğu kesit şekli ve kullanılan malzemeler, bir kabuk sonlu eleman modelinin

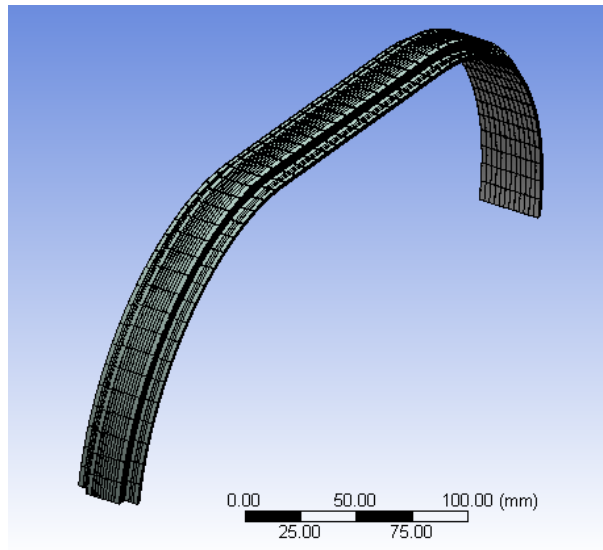
kullanılamamasına neden olmaktadır. Bu nedenle kabuk sonlu eleman modelinin yerine analiz programlarının sunduğu diğer modelleme çeşitleri kullanılmak istendi.

Sonlu elemanlar analiz programlarından Ansys Workbench 3-B tasarım ve sonlu elemanlar analiz programında katı olarak modellenen kompozit katmanlar ve bal peteği malzemeleri ile modelleme gerçekleştirilmiştir [27]. Tüm bu katı modeller, üçgenel elemanlara göre daha tutarlı sonuçlar veren, daha iyi bir model oluşturmaya yarayan dörtgenel elemanlarla modellenmesi amaçlandı. Ancak üst kısımdaki kompozit katmanların yapısı gereği, Şekil 5.25'te görüldüğü gibi kimi bölgelerde üçgenel elemanlar kullanılmak zorunda kalındı.



Şekil 5.25 : İniş takımı sonlu elemanlar modeli kesit ağ yapısı.

Şekil 5.26'da görülen iniş takımının sonlu elemanlar modelinde, 5 katı modele ait toplam 38726 düğüm noktası ve 5406 eleman bulunmaktadır.



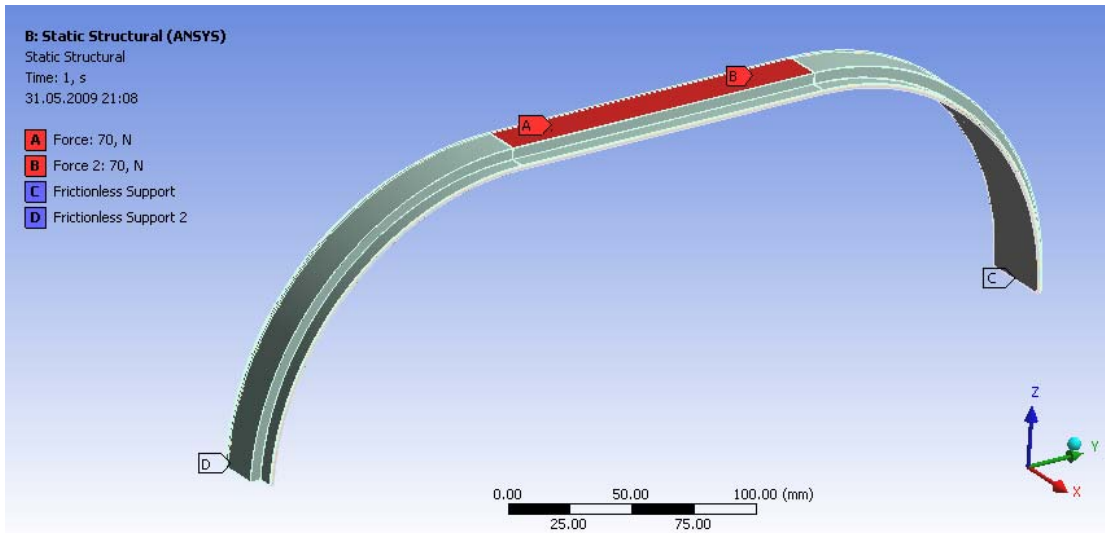
Şekil 5.26 : İniş takımı sonlu elemanlar modeli ağ yapısı.

Ansys Workbench'in sağladığı bir diğer avantaj sayesinde modellerin birbirlerine değme noktaları için değme bölgeleri atanabiliyor olmasıdır. Bu sayede uygulanacak yükün, sınır şartlarının tüm elemanlara aktarılabilmesi, birbirlerine temas halindeki elemanların tek bir eleman gibi davranması sağlanmaktadır. 5 adet katı model için 5 adet değme bölgesi oluşturulmuş ve bu bölgeler birbirlerine yapıştırılmış (bonded) şekilde modellenmiştir.

Modelde kullanılan malzemeler için ise daha önceden test verilerinden elde edilen malzeme özellikleri ortotropik malzeme şeklinde analiz programına aktarılmıştır.

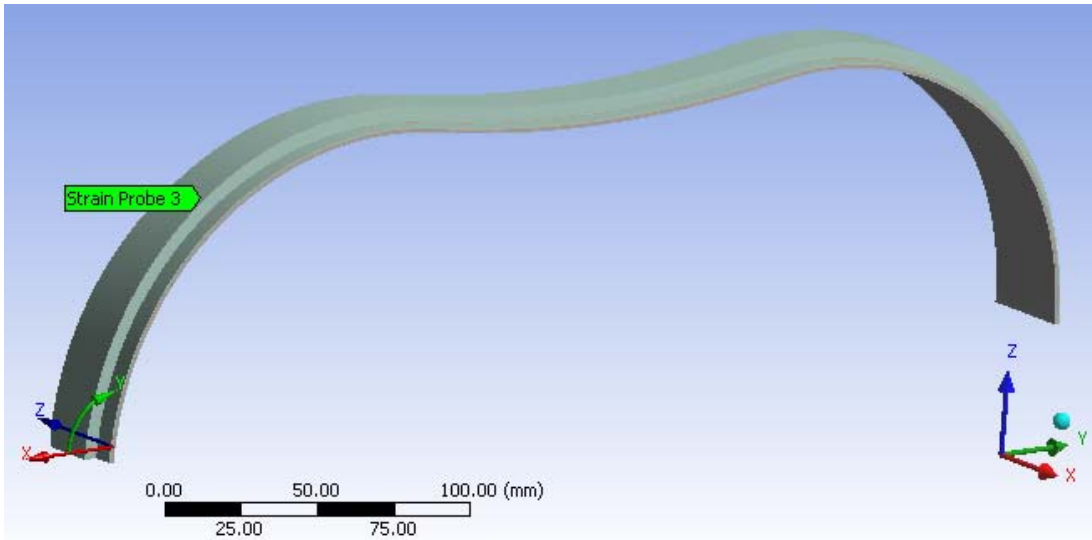
Daha önceden gerinim ölçerler ve serbest mesnetle yapılan testin ilk olarak model üzerine uygulanması istenmiş, bu sayede sonlu elemanlar modeliyle yapılacak bilgisayar destekli analizler ile testten elde edilen gerçek verilerin kıyaslanması sağlanacaktır.

Bu nedenle, sonlu elemanlar modeline testte uygulanan koşullar uygulanmaya çalışılmıştır. İniş takımının uç kısımlarına Ansys Workbench'te serbest mesnet olarak geçen sürtünmesiz mesnet (Frictionless Support) yerleştirilmiş, daha sonra MTS universal test cihazına iki noktadan bağlanan noktalardan iniş takımına kuvvetler etki ettirilmiştir. Kuvvet olarak gerinim ölçerlerle yapılan testte elde edilen azami yükleme 140 N ele alınmış ve iki noktaya 70 N olarak uygulanmıştır. Bu durum Şekil 5.27'de görülmektedir.



Şekil 5.27 : İniş takımı sonlu elemanlar modeline uygulanan kuvvet ve mesnetler.

Gerçekleştirilen analizin test verileri ile kıyaslanmasında dört test verisi göz önünde bulundurulabilir. Test sırasında iniş takımının analiz programındaki modelde A ve B noktalarında, Z eksen yönündeki yer değiştirme miktarı, MTS test cihazında uygulanan program dolayısıyla bilinmekteydi. Bu yer değiştirme miktarı, kıyas yapılabilecek ilk veriyi oluşturmaktadır. Bir diğer kıyaslama yapılabilecek veri ise analiz programında C ve D noktalarının Y eksen doğrultusundaki yer değiştirmeleridir. Test aşamasında iniş takımının toplam açıklığı ölçülmüş, daha sonra 140 N uygulandıktan sonra açıklıktaki artış tekrar ölçülerek testteki C ve D noktalarının toplam yer değiştirmeleri ölçülmüştür. Kıyas yapılacak diğer iki veri ise test sırasında gerçekleştirilmiş olan gerinim ölçümlerinden elde edilen verilerdir. İniş takımının iç yüzeyinde, bağlantı noktasına yakın bir noktaya yerleştirilmiş gerinim ölçer ile iniş takımı eğriliğinin orta noktasına yerleştirilmiş gerinim ölçerden elde edilen veriler, analiz programında bulunan gerinim ölçer probu sayesinde analizdeki iniş takımı üzerinden de gerinim ölçümleriyle kıyaslanabilir. Ancak iniş takımının özellikle eğriliğin bulunduğu noktadaki gerinim ölçümü, eğriliğe teğet bir şekilde ölçülmüştür, aynı şekilde sonlu elemanlar modelinde de gerinim ölçüm probu eğriliğe teğet bir şekilde ölçülmelidir, bu nedenle analiz programında yeni bir koordinat sistemi oluşturulmuş ve silindirik koordinatlar kullanılmıştır (Şekil 5.28).



Şekil 5.28 : Gerinim ölçümü için yeni koordinat sistemi.

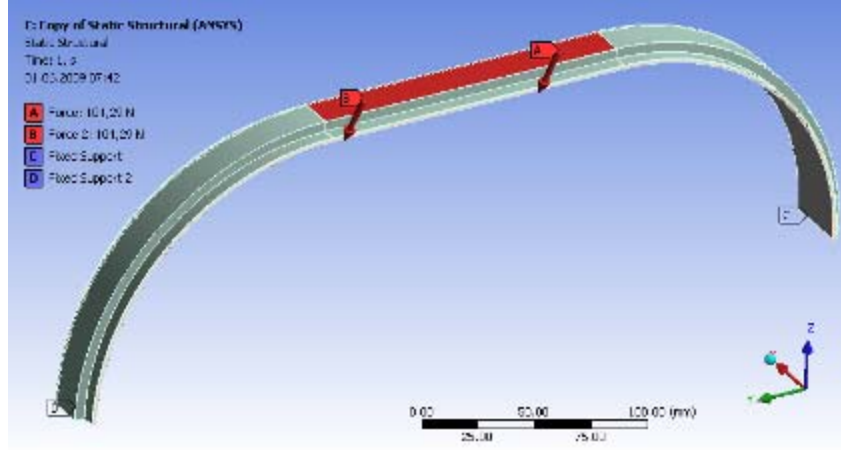
Tüm bu kıyaslama verileri, maliyetli ve zaman alan gerçek testler yerine, bir sonlu elemanlar modelinin bu testleri bilgisayar ortamına taşıyacak şekilde modellenip modellenmediğini kontrol edecektir. Bu bağlamda elde edilen test verileri ile analizden elde edilen veriler Çizelge 5.11’deki gibi sunulmaktadır.

Çizelge 5.11 : Test ve analiz sonuçlarının kıyaslanması.

Kıyaslama Verisi	Test	Analiz
A ve B noktalarının yer değiştirmesi (mm)	9	21.113
C ve D noktalarının yer değiştirmesi (mm)	18	23.518
Orta nokta gerinim ölçümü (mm/mm)	537.85×10^{-6}	1329×10^{-6}
Bağlantı noktası gerinim ölçümü (mm/mm)	1446.59×10^{-6}	3810×10^{-6}

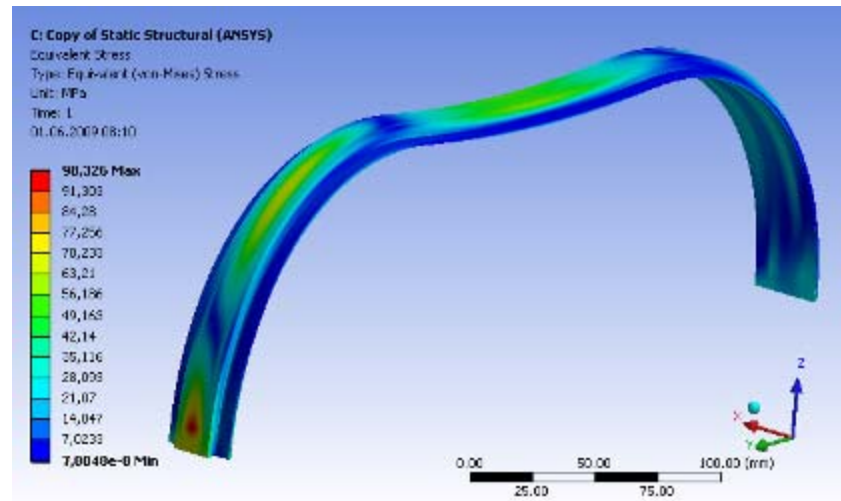
Çizelge 5.11’de görüldüğü üzere test verisi ile sonlu elemanlar analizinden elde edilen sonuçlar birbirleriyle örtüşmemektedir. Ancak A ve B noktalarının yer değiştirmeleri arasındaki oran ile gerinim ölçümleri arasındaki oran birbirlerine yakındır. Bu nedenle oluşturulan bu sonlu elemanlar modeli üzerinde yapılacak testler, gerçek test sonuçları üzerine öngörüler sunabilecek yapıya sahiptir.

Yapılan kıyaslamanın ardından sonlu elemanlar analizi programında iniş takımına gelebilecek, ikinci bölümde hesaplanan, kritik yükleme durumu modele uygulanmıştır. Bu uygulamada yine kuvvet, iniş takımının insansız hava aracına bağlandığı noktada etki ettirilmiş, mesnet olarak ise yine iniş takımının uç noktalarına sabit mesnet uygulanmıştır. Sabit mesnet etki ettirilmesinin sebebi, analiz programında gerçek iniş koşullarına en yakın mesnet tipinin sabit mesnet olmasıdır. Özellikle, iniş takımına bağlanacak tekerleklerin yüzeyle oluşturacağı sürtünme yükü nedeniyle iniş takımının yana doğru açılması, serbest mesnede (sürtünmesiz mesnet) göre daha düşüktür, bu nedenle yana doğru açılmanın da serbest mesnetten nazaran göreceli olarak daha az olduğu söylenebilir. Nitekim analiz programında da sürtünmesiz mesnet ile analiz gerçekleştirildiğinde yer değiştirmelerin büyük olduğu uyarısında bulunmakta ve “büyük yer değiştirme” seçeneğinin seçilmesinin gerektiği uyarısında bulunmaktadır. Ancak büyük yer değiştirme seçeneği seçildiğinde ise sonlu elemanlar modelinin analizi bir çözüme ulaşamamaktadır. İşte bu nedenlerden dolayı gerçek iniş koşullarını bilgisayar ortamında sabit mesnet uygulanarak gerçekleştirilmiştir. Şekil 5.29’da uygulanan sabit mesnet noktaları ve ikinci bölümde elde edilen, –Z eksen yönünde 98.66 N’luk dikey yükün, X eksen yönünde 24.23 N değerinde olan sürtünme yükünün ve Y eksen yönünde 23.58 N olarak hesaplanan yan yükün bileşkesi olan 104.29 N’luk kuvvet vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 5.29 : İniş takımı sonlu elemanlar modeline uygulanan kuvvet ve mesnet noktaları.

Oluşturulan bu yükleme durumunun analizi sonucu elde edilen eşdeğer gerilmeleri Şekil 5.30'daki gibi görülmektedir. İniş takımında azami gerilme, tekerlek bağlantı noktasında oluşmaktadır, bunun yanı sıra yarıçapın olduğu nokta da kritik noktalardan biridir. Tüm bu azami gerilme noktaları en üst katman olan CL 300-12k karbon/epoksi kompozit malzemesinin bulunduğu katmanda oluşmaktadır. Bu nedenle, bu azami gerilme, CL 300-12k karbon/epoksinin kopma dayanımı ile kıyaslanarak, iniş takımının kırılma uğrayıp uğramayacağı söylenebilir. Modelin gerçek test verisinden daha yüksek bir değer sunduğu da daha önceden tespit edilmişti. Ancak bu husus göz önüne alınmadan da azami gerilme olan 98.326 MPa değerinin, karbon/epoksinin kopma dayanımı olan 622.27 MPa değerinden oldukça düşük olduğu gözlemlenmiştir. Böylelikle, iniş takımının bu kritik iniş yüklemesinde kırılma uğramayacağı söylenebilir.

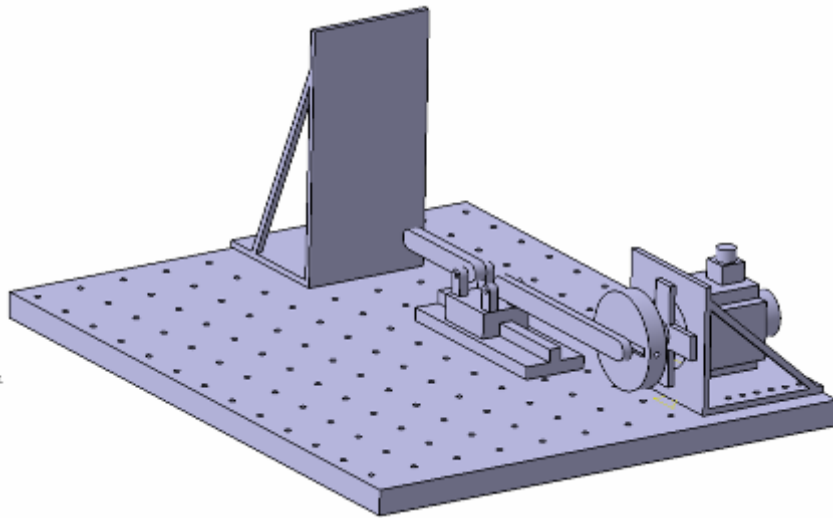


Şekil 5.30 : İniş takımı sonlu elemanlar modeli eşdeğer gerilmeleri.

Gerek testler, gerekse sonlu elemanlar modeli analizleri sonucunda dört katmanlı iyileştirilmiş iniş takımı tasarımının gerekli iniş koşullarını sağladığı söylenebilir. Böylelikle çalışmanın amacı olan yeterli dayanımı gösteren bir iniş takımının tasarımının sonuçlandığı söylenebilir.

5.5 Tekrarlı Yük Altında Yorulma Testi

Bir önceki bölümde iniş takımının iniş sırasında maruz kalacağı yüklere dayandığı gerek analiz gerekse testlerle gösterilmiştir. Ancak iniş takımının tekrarlı yükler altında ne kadar süreyle dayanım göstereceği, iniş takımının parça ömrünün belirlenmesi açısından önem kazanmaktadır. Bu nedenle fakültemizde daha önceden bulunan devir kontrollü bir servo motor kullanılarak bir yorulma test masası tasarımı ve üretimi gerçekleştirilmek istenmiş, bu amaçla İTÜ Bilimsel Araştırma Projeleri birimine maddi destek konusunda başvuruda bulunarak test masasının üretilmesi için maddi destek sağlanmıştır. Tasarım sonucunda Şekil 5.31’de görülen 1 m uzunluğunda, 0.8 m genişliğinde bir masaya sahip, 20 cm x 40 cm boyutlarında brakete sahip, ekzantrik kollu ve lineer yataklı bir yorulma test masası tasarımı ve ardından da üretilmesi gerçekleştirilmiştir. Ancak yorulma masasının üretiminde yaşanan sorunlar ve iniş takımının yorulma test masasına bağlantısı için gereken aparatların üretiminin gecikmesi sebebiyle, tez kapsamında iniş takımının tekrarlı yükler altında parça ömrünü belirleyecek yorulma testinin yapılması amaçlansa da yaşanan bu sorunlar nedeniyle testler gerçekleştirilememiştir.



Şekil 5.31 : Yorulma test masası tasarımı.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada bir insansız hava aracı için iniş takımı tasarımı, üretimi ve testleri gerçekleştirilmeye çalışılmıştır. Tüm bu çalışmalar ışığında ve özellikle tasarım ve testlerde göze çarpan önemli sonuçlar şu şekilde sıralanabilir;

- İniş takımını sandviç bir yapı yerine yan çeperleri güçlendirilmiş bir yapıda tasarlamak, çekirdek malzemeden kaynaklanacak kırımları engelleyecektir,
- İniş takımında kullanılacak, yüksek basma dayanımı sağlayacak bal peteği çekirdek malzemesinin köpük çekirdek malzemesine tercih edilmesi,
- İniş takımında kullanılacak kompozit malzemelerin malzeme özelliklerinin belirlenmesinde ankastre mesnet testi ve eğilme testi yerine gerinim ölçerlerle yapılmış çekme testlerinin gerçekleştirilmesi,
- İyileştirilmiş iniş takımı tasarımında bal peteği çekirdek malzemesinin alt ve üst yüzeyinin tek bir karbon/epoksi katmanı ile kaplanması gereken dayanımı sağlamamaktadır. Ancak kırım yaşanan noktalar bölgesel olarak takviye edilerek o noktalardaki dayanım artırılabilir.
- Dört katmanlı, CL 300-12k ve CX 490-12k karbon/epoksi malzemelerinden oluşan iyileştirilmiş iniş takımının durağan yük, azami dikey yük ve kritik iniş yüklemesine dayandığı çeşitli analiz ve testlerle gösterilmiş, ancak tekrarlı yükler altındaki davranışının da önemli olduğunun bilinmesi gerekmektedir.

Çalışma sırasında karşılaşılan sorunların çözümüne karşı ileriki çalışmalarda dikkate alınması gereken ve bu çalışmanın devamı niteliğinde olabilecek çalışmalar ise şu şekilde sıralanabilir;

- Karbon/epoksi elyaflarının çekme, üç nokta eğilme testlerinin yanı sıra yorulma testleri de gerçekleştirilebilir, bu sayede iniş takımında kullanılan malzemelerin yorulma ömürleri incelenebilir.
- Belirlenen yorulma ömürlerinin ardından iniş takımının sonlu elemanlar modeli kullanılarak yorulma testi bilgisayar ortamında gerçekleştirilebilir, üretilmiş olan

yorulma test masası ile yapılacak testlerle de bu durum gerçek iniş takımı üzerinde doğrulanabilir.

- İniş takımında kullanılan bal peteği dokusunun standart test yöntemleri kullanarak, malzemenin mekanik özellikleri elde edilebilir, bu sayede de laboratuara yeni test aparatları ve test kabiliyetleri kazandırılabilir.
- İniş takımının üretimi sırasında, temin edilebilirse, prepreg malzemeler ve hali hazırda bulunan vakumlu ısı masası kullanarak, sıcaklık kontrollü bir üretim gerçekleştirilebilir ve bu sayede üretici tarafından sağlanan mekanik özelliklerin istenilen şekilde elde edilmesi sağlanabilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Marsh, G.** (2007, December). Airbus takes on Boeing with reinforced plastic A350 XWB. *Reinforced Plastics*, s. 26-29.
- [2] **Asundi, A., & Choi, A. Y.** (1997). Fiber Metal Laminates: An Advanced Material for Future Aircraft. *Journal of Materials Processing Technology*, 384-394.
- [3] **Alderliesten, R., & Benedictus, R.** (2008). Fiber/Metal Composite Technology for Future Primary Aircraft Structures. *Journal of Aircraft*, 45 (4), 1182.
- [4] **Azevedo, C. R., Hippert, E., Spera, G., & Gerardi, P.** (2002). Aircraft landing gear failure: fracture of the outer cylinder lug. *Engineering Failure Analysis*, 9 (1), 265-275.
- [5] **Franco, L., Lourenco, N., Graca, M., Silva, O., de Campos, P., & von Dollinger, C.** (2006). Fatigue fracture of a nose landing gear in a military transport aircraft. *Engineering Failure Analysis*, 13 (3), 474-479.
- [6] **Lee, H.-C., Hwang, Y.-H., & Kim, T.-G.** (2003). Failure analysis of nose landing gear assembly. *Engineering Failure Analysis*, 10 (1), 77-84.
- [7] **Ossa, E.** (2006). Failure analysis of a civil aircraft landing gear. *Engineering Failure Analysis*, 13 (7), 1177-1183.
- [8] **Reinforced Plastics.** (2003). Composite landing gear for F-16. *Reinforced Plastics*, 47 (4).
- [9] **Shrotri, K.** (2008). *Composite Skid Landing Gear Design Investigation*. Doktora Tezi, Georgia Institute of Technology, Georgia, U.S.A
- [10] **American Institute of Aeronautics and Astronautics.** (2005, August 23). *2005/06 Competition Rules*. Kasım 19, 2007 tarihinde AIAA Cessna/ONR Student Design/Build/Fly Competition: http://www.ae.uiuc.edu/aiaadbf/2006_rules.html adresinden alındı
- [11] **ATA-7 Takımı.** (2006). *ATA-7 Design Report*. İTÜ Uçak - Uzay Mühendisliği Kulübü, İstanbul.
- [12] **Raymer, D. P.** (1999). *Aircraft Design : A Conceptual Approach* (3rd ed.). American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia.
- [13] **Howe, D.** (2004). *Aircraft Loading and Structural Layout*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia.
- [14] **Currey, N. S.** (1988). *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, D.C..

- [15] **Chai, S. T., & Mason, W. H.** (1996). *Landing Gear Integration in Aircraft Conceptual Design*. Virginia Polytechnic Institute and State University, Multidisciplinary Analysis and Design Center for Advanced Vehicles, Virginia.
- [16] **Akovali, G.** (2001). *Handbook of Composite Fabrication*. Rapra Technology Limited, Shropshire.
- [17] **Gay, D., Hoa, S. V., & Tsai, S. W.** (2003). *Composite Materials : Design and Applications*. CRC Press, Boca Raton, FL.
- [18] **Baker, A., Dutton, S., & Kelly, D.** (2004). *Composite Materials for Aircraft Structures* (2nd Edition ed.). American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia.
- [19] **SP Systems.** (1998). *Composite Materials Handbook*. Newport, Isle of Wight, United Kingdom (CD-ROM).
- [20] **R&G Faserverbundwerkstoffe GmbH.** (2004, Eylül 10). *R&G Online Downloads*. Ekim 15, 2007 tarihinde R&G Online: <http://www.r-g.de/en/downloads.html> adresinden alındı
- [21] **Tugay, B. G., & Türkmen, H. S.** (2008). Structural Optimization of the Landing Gear of a Mini-UAV. *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference* (s. 2008-5878). AIAA, Victoria, BC.
- [22] **Binbir, E.** (2007). *Malzeme Özellikleri*. Metyx - Telateks A.Ş., İstanbul.
- [23] **Akil, H. M., & Cantwell, W.** (2004). The Low Velocity Impact Response of Foam Core Sandwich Structure. *Advances in Technology of Materials and Materials Processing Journal*, 6 (2), 276-285.
- [24] **Hexion Epoxy and Phenolic Resins Division.** (2006). *Laminating resin MGS L 285 Technical Information*. Hexion, Stuttgart.
- [25] **Ömercikoğlu, A.** (2009). *Metal Katmanlar İçeren Hibrit Katmanlı Kompozit Plakların Anlık Basınç Yüğü Altındaki Dinamik Cevabının İncelenmesi*. Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü. İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul.
- [26] **Türkmen, H. S.** (2006). *Composite Materials Course's Lecture Notes*. Ders Notu, İstanbul.
- [27] **ANSYS® Academic Research**, v. 11.0
- [28] **Barbero, E. J.** (1999). *Introduction to Composite Materials Design*. Taylor & Francis, Ann Arbor, MI.
- [29] **GERBER Technology.** (2008, Eylül 03). *GERBERcutter DCS 2500 for Composites*. Mart 15, 2009 tarihinde GERBER Technology: http://www.gerberotechnology.com/downloads/pdf/DCS2500_Composites_E.pdf adresinden alındı
- [30] **Heatcon Composite Systems.** (2007). *Heated Vacuum Curing Table Operations Manual*. Heatcon Composite Systems, Seattle, WA.

- [31] **IsoJet Equipments.** *RTM Injection, Injection Machine.* Haziran 6, 2008 tarihinde <http://www.isojet.com/anglais/popup/injection02.htm> adresinden alındı
- [32] **Taksan Takım Tezgahları Sanayi ve Ticaret A.Ş.** *TMC 500/700 Dik İşleme Merkezi Teknik Özellikler.* Ekim 21, 2008 tarihinde Taksan Takım Tezgahları Sanayi ve Ticaret A.Ş.: <http://www.taksan.com/trtaksan/urunlerimiz/tmc500/tmc500teknikozellikler.htm> adresinden alındı
- [33] **GCC LaserPro.** (2008, Eylül 26). Kasım 26, 2008 tarihinde http://www.laserproi.com/product/download/files/mercuryII_dm.pdf adresinden alındı
- [34] **Gibson, R. F.** (2007). *Principles of Composite Material Mechanics* (2nd Edition ed.). CRC Press.
- [35] **U.S.A Department of Defense.** (2002). *MIL-HDBK-17-1F Composite Materials Handbook.* U.S.A Department of Defense.
- [36] **Türkmen, H. S.** (2008, Şubat 20). *Deneyisel Mühendislik Ders Sayfası.* 28 Mart 2009 tarihinde <http://atlas.cc.itu.edu.tr/~halit/DeneyMuh/CekmeDeneyFoyu.pdf> adresinden alındı
- [37] **TML Tokyo Sokki Kenkyujo Co., Ltd.** (2003, Ağustos 28). *TC-31K Digital Strainmeter.* Nisan 20, 2008 tarihinde TML : http://www.tml.jp/e/product/instrument/instrument_sub/tc31k.html adresinden alındı
- [38] **VTI Instruments.** (2006, Nisan 27). *Products EX1629.* Şubat 13, 2009 tarihinde VTI Instruments: <http://www.vtiinstruments.com/EX1629.aspx> adresinden alındı
- [39] **ASTM D 790-07e1** (2008). Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials. *American Society for Testing and Materials*, U.S.A
- [40] **Zweben, C., Smith, W. S., & Wardle, M. W.** (1979). Test Methods for Fiber Tensile Strength, Composite Flexural Modulus, and Properties of Fabric-Reinforced Laminates. S. W. Tsai (Dü.), *Composite Materials: Testing and Design (Fifth Conference)*, ASTM STP 674 içinde (s. 228-262). American Society for Testing and Materials.
- [41] **ASTM D 3039/D 3039M-08** (2008). Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. *American Society for Testing and Materials*, U.S.A
- [42] **ASTM D 3518/D 3518M-94** (2007). Standard Test Method for In Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of $\pm 45^\circ$ Laminate. *American Society for Testing and Materials*, U.S.A

EKLER

EK A.1 : İyileştirilmiş iniş takımının erkek kalıbı ve vakumlama yöntemi ile üretim aşamaları.



a-İslak elyafın erkek kalıba yerleştirilmesi.



b-Delikli ayraç filminin yerleştirilmesi.



c-Delikli ayraç filminin yerleştirilmesi.



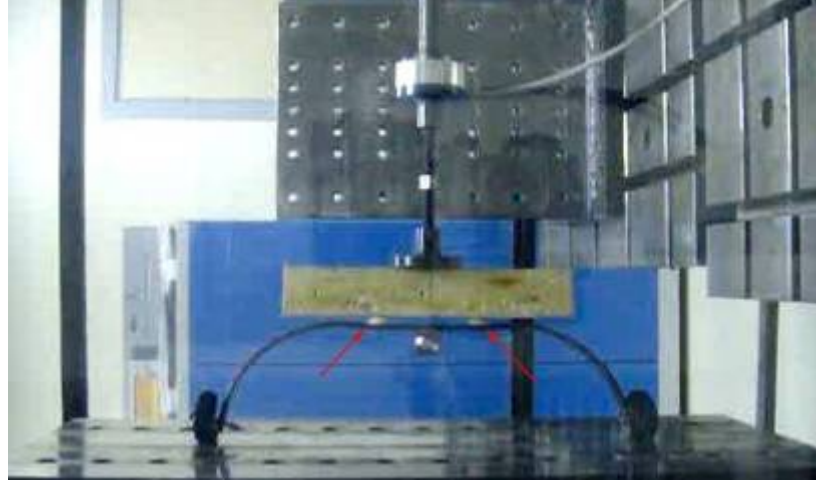
d-Pürüzlü kumaşın epoksi emici kumaş yerine kullanılması.



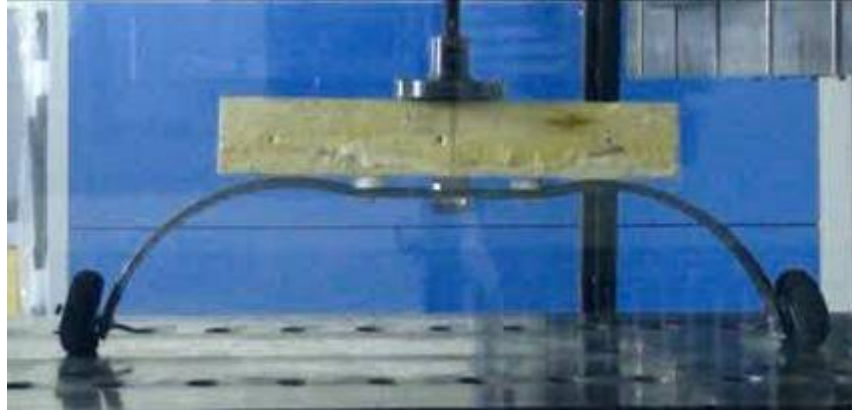
e-Deliksiz ayraç filminin ve vakum yayıcı battaniyenin yerleştirilmesi

Şekil A.1 : İyileştirilmiş iniş takımının erkek kalıbı ve vakumlama yöntemi ile üretim aşamaları.

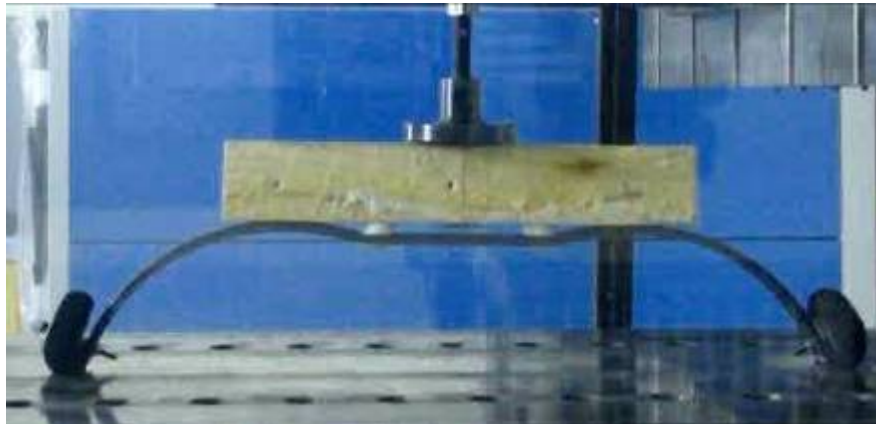
EK A.2 : İki katmanlı iniş takımı testinden resimler.



a) 100 N'da kırılma uğramış iniş takımı.



b) İniş takımının bağlantı aparatına değmesi



c) 250 N'a çıkan yükleme noktası



d) 250 N sonrası ikinci kırılma uğrayan iniş takımı



e) Test sonrası kırılma noktalarının incelenmesi

Şekil A.2 : İki katmanlı iniş takımı testinden görüntüler.

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad: Berat Gürdal TUGAY

Doğum Yeri ve Tarihi: Kadıköy – 16/05/1984

Adres: Galipbey cad. Engin apt. Maltepe/İstanbul

Lisans Üniversitesi: İstanbul Teknik Üniversitesi – Uçak Mühendisliği

Yayın Listesi:

- Aksugur Mirac K., **Tugay B. Gurdal**, Kavsaoglu Mehmet S., Nikbay M., “A Design Optimization Approach for an Unmanned Aircraft with a Constrained Propulsion System, Wing Span and Take-off Distance”, *4. Ankara International Aerospace Conference*, September 27-29, 2007, Ankara, Turkey.
- **Tugay B. Gurdal**, Turkmen Halit S., ”Structural Optimization of the Landing Gear of a mini-UAV”, *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, September 10-12, 2008, Canada.
- **Tugay B. Gurdal**, Turkmen Halit S., “Fatigue of Axially Loaded Composite Beams”, *The Twelfth International Conference on Civil, Structural and Environmental Engineering Computing*, September 1-4, 2009, Madeira, Portugal.