



HAVA HARP OKULU KOMUTANLIĞI



HAVACILIK VE UZAY TEKNOLOJİLERİ ENSTİTÜSÜ YÜKSEK LİSANS TEZİ

UÇAK FREN BALATALARI İNCELEMESİ

ERHAN ÇELİKTAŞ
HAVA UÇAK BAKIM YÜZBAŞI

YEŞİLYURT - İSTANBUL
HAZİRAN – 2009

HAVA HARP OKULU
HAVACILIK ve UZAY TEKNOLOJİLERİ ENSTİTÜSÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

UÇAK FREN BALATALARI İNCELEMESİ

Erhan ÇELİKTAŞ
Hava Uçak Bakım Yüzbaşı

HAVACILIK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

İSTANBUL
Haziran 2009

Her hakkı saklıdır.

Yrdc.Doç.Dr.Hv.Müh.Yzb Zafer KAZANCI danışmanlığında, Hv.Uçk.Bkm.Yzb. Erhan ÇELİKTAŞ tarafından hazırlanan bu çalışma 19.06.2009 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Havacılık Mühendisliği Anabilim Dalı'nda Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı : Yrdc.Doc.Dr.Hv.Müh.Yzb. Zafer KAZANCI *İmza* :

Üye : Prof.Dr. Ahmet TOPUZ *İmza* :

Üye : Yrd.Doç.Dr. Ergün KELEŞOĞLU *İmza* :

Yukarıdaki sonucu onaylarım.

Yrd. Doç. Dr. Sefer KURNAZ
Hava Mühendis Albay
Enstitü Müdürü

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

UÇAK FREN BALATALARI İNCELEMESİ

Erhan ÇELİKTAŞ
Hv. Uçk. Bkm. Yzb.

Hava Harp Okulu
Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü
Havacılık Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman : Yrdc.Doç.Dr.Hv.Müh.Yzb. Zafer KAZANCI

Bu çalışmada çok diskli fren sistemlerinin çalışma esası, yeni dönemde kullanılmaya başlanan karbon-karbon kompozit fren disklerinin özellikleri, çelik esaslı fren disklerine göre avantajları, üretimi, test yöntemleri incelenmiş ve 4 farklı içeriğe sahip bakır esaslı fren diski test numuneleri, toz metalurjisi yöntemiyle üretilmiştir. Üretilen numuneler, deneysel ortamda sürtünme, aşınma ve fiziksel performanslar açısından test edilmiştir. Ardından, ANSYS 10.0 ticari yazılımıyla, bir numunenin basınç altında yapısal reaksiyonu bilgisayar ortamında modellenerek analiz edilmiştir. Elde edilen veriler ışığında bakır esaslı bir fren diski için en uygun içerik kombinasyonunun değerlendirilmesi yapılmıştır.

2009, ...130... sayfa

ANAHTAR KELİMELER : Karbon-karbon kompozit fren diski, Toz metalurjisi.

ABSTRACT

Master of Science Thesis

STUDY OF AIRCRAFT BRAKE DISKS

Erhan ÇELİKTAŞ
Captain

Air Force Academy
Aeronautics and Space Technologies Institutes

Supervisor: Yrdc.Doç.Dr.Hv.Müh.Yzb. Zafer KAZANCI

In this study, working procedure of multi-disk brake assemblies, special features of recently used carbon-carbon composite brake stakes, advantages over iron based brake stakes, manufacture and test methods are examined and 4 different copper based brake disk samples are manufactured by way of powder metallurgy. Producted samples are tested in an experimental setup on friction, wear and physical performance. Then structural reaction of a sample under pressure is analyzed by modeling in computer by ANSYS 10.0 commercial software. Inspired through the test results, the most proper ingredient combination is discussed.

2009, ...130... pages

Key Words: Carbon-carbon Brake Disks-Powder Metallurgy.

ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

Üzerinde uzun zaman harcanarak yapılan çok yönlü araştırmalarla, Türk Hava Kuvvetleri'nin bilgi havuzuna katkısı olacağını düşündüğüm bu çalışmanın, deneysel temelini oluşturan test numunelerinin yapılmasında katkısı olan Toz Metal A.ř.'nin değerli Kalite Güvence Müdürü Cengiz BOZACI'ya, fren sistemleriyle ilgili benimle bilgi paylaşımında bulunan, başta Hv.Uçk.Bkm.Yzb. şahin KOÇ, Hv.Uçk.Bkm.Yzb. Ahmet ÇELİK, olmak üzere 4'üncü Ana Jet Üs Uçak Bakım Komutanlığı personeline, Hv.Uçk.Bkm.Yzb. Erkan AKSÜYEK, Hv.Uçk.Bkm.Yzb. Serkan BOĞAZ'a, Türk Hava Yolları'nda halen kullanılmakta olan fren sistemlerine ait disk örneklerini temin eden Sayın İlker ÇELİKYAY'a bilimsel kaynak ve makale hazırlanması konusunda emeği geçen abim Doç.Dr. Cüneyt ÇELİKTAş'a, öğrenimim süresince bana destek olan eşim Gaye ÇELİKTAş'a ve hiçbir imkanı esirgemeden bu çalışmanın tüm aşamalarında bana yol gösterip, tecrübesini esirgemeyen Prof.Dr.Ahmet TOPUZ'a ve Yrdc.Doç.Dr.Hv.Müh.Yzb.Zafer KAZANCI'ya teşekkür ederim.

Erhan ÇELİKTAş
İstanbul, Haziran 2009

İÇİNDEKİLER

ÖZET	i
ABSTRACT	ii
ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER	iv
SİMGELER DİZİNİ	vii
ŞEKİLLER DİZİNİ	ix
ÇİZELGELER DİZİNİ	xii

1. GİRİŞ	1
2. UÇAKLARDA KULLANILAN FREN SİSTEMLERİNİN GENEL ÖZELLİKLERİ VE ÇALIŞMA PRENSİBİ	3
2.1. Fren Sisteminin Genel Özellikleri	3
2.2. Fren Sistemi Ana Elemanları Ve Çalışma Prensibi.....	5
2.2.1. Isı Yutucular (Heat Sink).....	5
2.2.2. Ön Plaka & Arka Plaka.....	5
2.3.3. Piston Düzeneği	6
2.3.4. Tork Borusu	8
3. FREN SİSTEMİNDE ARANAN ÖZELLİKLER	9
3.1. Dünya Standartlarına Göre Aranılan Şartlar ve Hesaplamalar	9
3.2. F-16 Fren Sisteminin Performans Verileri	10
3.3. Karbon-Karbon Fren Disklerinin Özellikleri Ve Çelik Fren Disklerine Göre Avantajları.....	11
3.4. Karbon Karbon Kompozit Fren Disklerinin Performansları Hakkında Yapılmış Çalışmalar	20
4. UÇAK BALATALARINDA KULLANILAN MALZEMELER	24
4.1. Giriş.....	24
4.2. Karbon Balataların Avantajları	24
5. TEST ÇALIŞMALARI	29
5.1. Giriş.....	29
5.2. Karbon Fiber Desteklemesi	30
5.3. Karbon Fiberlerin Sarılması	32
5.3.1. Eriterek Sarma (melt spinning)	33
5.3.2. Çözelti İle Sarma (Solution Spinning)	33
5.3.2.1. Kuru Sarma (Dry Spinning)	34
5.3.2.2. Islak Sarma (Wet Spinning)	34
5.4. PAN Hammaddenin Islak Sarma Yöntemi İle İmalatı	35
5.5. PAN fiberin oksidasyonu	38
5.6. PAN fiberin Karbonlama ve Grafitleştirilmesi	38
5.7. PAN Temelli Carbon Fiberlerin Mikroyapısı	39
5.8. Mikro Yapının Fiber Özelliklerine Olan Etkisi	40
5.9. Karbon Fiberin Şeklinin Fiber Özelliklerine Etkisi	40
5.10. Karbon Matrisli Kompozitlerin Textil Hali	42
5.11. Kumaş Haldeki Önyapılar	45
5.11.1. 2 Boyutlu Yapılar	45

5.11.1.1.	Örme	45
5.11.1.2.	Kilitli (Düğümlü) Örme.....	46
5.11.1.3.	Çapraz Örme	47
5.11.2.	Üç Boyutlu Yapılar	48
5.11.2.1.	Üç Boyutlu Örme	48
5.11.2.2.	Ortogonal Örgülü Kumaşlar	48
5.11.2.3.	Üç Boyutlu Kilitli Örme	49
5.12.	Karbon Karbon Matris Malzemeleri	51
5.13.	CVD Metodu	52
5.14.	Sıvı Karbonlanmış Çok Yönlü Lifler (Liquid Precursors)	53
5.15.	Kompozitin Mikroyapısı	57
5.16.	Mekanik Özellikler	58
5.17.	Karbon Malzemelerin Oksidasyon Koruması	58
5.18.	Karbon Karbon Kompozitlerin Oksidasyon Koruması	59
5.19.	Oksidasyon Koruması Prensipleri	59
5.19.1.	Aktif Tarafa Kimyasal Uygulama	59
5.19.1.1.	Halojen Bileşimleri	59
5.19.1.2.	Fosfor Bileşimleri.....	60
5.19.1.3.	Bor Bileşimleri	60
5.19.2.	Matrix İçine Yapılan Uygulamalar	62
5.19.3.	Bariyer Kaplamalar	63
5.20.	PVD kaplama	64
5.21.	Electrophoretic Kaplama	64
5.21.1.	Metaller	65
5.21.2.	Fosfatlar	65
5.21.3.	Borat ve Boridler	65
5.21.4.	Karbürler Ve Nitrürler	66
5.21.5.	Silisyum Bileşikleri	66
6.	KARBON KARBON KOMPOZİTLERİN TEST YÖNTEMLERİ	70
6.1.	Test Düzenekleri	70
6.2.	Statik Test Yöntemleri	71
6.2.1.	Çekme Testi Yöntemi	71
6.2.2.	Basma Gerilimi Test Yöntemi	72
6.2.3.	Eğme Gerilimi Test Yöntemi	72
6.2.4.	Kesme Gerilimi Test Yöntemleri	74
6.3.	Dinamik Test Yöntemleri	75
6.3.1.	Kırılma Tokluğu Testi	76
6.3.2.	Sürtünme Katsayısı Test Yöntemleri	78
6.3.3.	Aşınma Oranı / Aşınma Direnci Test Yöntemleri	80
6.4.	Yüksek Sıcaklık Altında Mekanik Test	81
6.5.	Mikroskopik İnceleme Yöntemleri	81
6.5.1.	Optik Mikroskop.....	81
6.5.2.	Tarama Elektron Mikroskobu - SEM (Scanning Electron Microscopy).....	82
6.6.	Yoğunluk ve Gözeneklilik Ölçümleri.....	82
6.7.	Oksidasyon Koruması Testi.....	82
6.8.	Isıl İletkenliğin Ölçülmesi.....	83
6.9.	Özgül Isımın Ölçülmesi.....	83

6.10.	Fren Sistemleri Test Yöntemleri.....	83
6.10.1.	Tekerlek – Fren Testleri.....	84
6.10.2.	Dinamik Tork Testleri.....	84
6.10.3.	Hız ve Ağırlık Değerleri.....	84
6.10.3.1.	Metod I.....	84
6.10.3.2.	Metod II.....	84
6.10.4.	Test Gereklere.....	85
6.10.5.	Genel Şartlar.....	85
6.10.6.	Fren Yapısal Tork Testi.....	86
7.	DENEYSEL ÇALIŞMA	87
7.1.	Giriş.....	87
7.2.	Çelik Ve Bakır Esaslı Fren Disklerinin İncelenmesi.....	87
7.2.1.	Metalografik Muayene.....	90
7.2.2.	Kimyasal Analiz.....	93
7.2.3.	Mikrosertlik Testi.....	94
7.2.4.	SEM İncelemesi.....	95
7.3.	Toz Metalurjisi Yöntemi.....	102
7.3.1.	Toz Hammaddenin Karıştırılması.....	102
7.3.2.	Karıştırılan Hammaddelerin Preslenmesi.....	103
7.3.3.	Sinterleme.....	104
7.4.	Numunelerin Üretim Aşaması.....	105
7.4.1.	Karıştırma.....	105
7.4.2.	Basma.....	105
7.4.3.	Sinterleme.....	106
7.5.	Deneysel İncelemeler.....	107
7.5.1.	Metalografik Muayene.....	107
7.5.2.	SEM incelemesi.....	109
7.5.3.	Basma Deneyi.....	111
7.5.4.	Sertlik Testi.....	112
7.5.5.	Aşınma Testleri.....	113
7.5.6.	Aşınma Hızı.....	118
8.	SAYISAL İNCELEME	119
8.1.	Giriş.....	119
8.2.	Elastisite Modülünün Hesaplanması.....	119
8.3.	Poisson Oranının Hesaplanması.....	120
8.4.	Modelleme.....	122
8.5.	Çözüm.....	124
8.6.	Karşılaştırma.....	126
9.	SONUÇ VE DEĞERLENDİRME	127
	KAYNAKLAR.....	129
	Özgeçmiş.....	130

SİMGELER DİZİNİ

A	Çentikler Arasında Kalan Alan,
b	En
c	Özgül Isı
C/C	Karbon/Karbon
CVD	Kimyasal Buhar Biriktirme (Chemical Vapour Deposition)
d	Boy
E _f	Eğme Modülü
F	Kuvvet
FAA	Federal Aviation Association
G _c	Kritik Gerilme Enerjisi Bırakma Oranı
HB	Brinell Sertlik Değeri
HV	Vickers Sertlik Değeri
ILS	Katmanlararası Kesme Gerilmesi (Interlaminar Shear Strength)
K _c	Çentik Tokluğu
K _{Ic}	Model I Tipi Çentik Tokluğu
KE	Kinetik Enerji Seviyesi
KE _{DL}	İniş Durması Kinetik Enerji Seviyesi
KE _{RT}	İvmelenme Durması Kinetik Enerji Seviyesi
L	Uzunluk
m	Eğme Esnasında Asal Eksenin Yaptığı Açının Tanjantı
M _k	Kalorimetre Kabının Kütlesi
M _n	Numunenin Kütlesi
NAMSA	NATO Maintenance And Supply Agency
NATO	North Atlantic Treaty Organization
NL	Normal İniş (Normal Landing)
OV	İnişte Uzağa Oturma (Over Landing)
q	Yoğunluk
Q	Isı
P	Basınç
R	Yarıçap
PVD	Fiziksel Buhar Biriktirme (Physical Vapour Deposition)
PAN	Polyarylonitrile
RTO	Kalkıştan Vazgeçme (Rejected Take-off)
S	Sürtünme Yolu Mesafesi, Yük, Kanat Referans Alanı
SEM	Tarama Elektron Mikraskobu (Scanning Elektron Microscope)
t	Kalınlık
t _{su}	Suyun Sıcaklığı
THY	Türk Hava Yolları
U	Enerji Artışı
V	Hava Hızı
w	Genişlik, Fren Montaj Ağırlığı
W	Dizayn İniş Ağırlığı
w _a	Aşınma Oranı
w _r	Aşınma Direnci
σ	Dayanım (Normal Gerilme)

μ	Poisson Oranı
ε	Deformasyon Oranı (Birim Uzama)
ζ	Kesme Gerilmesi
Δ_m	Ağırlık Kaybı
δ	Uzama Artışı

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil No	Şekil	Sayfa
Şekil 2.1	Kit Halinde Çoklu Fren Disk Sistemi	3
Şekil 2.2	Çoklu Fren Disk Sistemine Ait Ana Parçalar	4
Şekil 2.3	Çoklu Fren Disk Sistemine Ait Detaylandırılmış Parçalar	4
Şekil 2.4	Fren Pistonu	6
Şekil 2.5	Fren Pistonu Ana Parçaları	7
Şekil 2.6	Aşınma Göstergeci	7
Şekil 2.7	Tork Borusu Ana Parçaları	8
Şekil 3.1	Fren Montaj Ağırlığı / Kinetik enerji Seviyesi	10
Şekil 3.2	F-16 Fren Limitleri Diyagramı	11
Şekil 3.3	Çelik Ve Karbon Esaslı Fren Diskleri Karşılaştırması	12
Şekil 3.4	Stator Ve Rotor Arandaki Sürtünme Yüzeyi	13
Şekil 3.5	Karbon Kompozit Disklerin Fiber Oryantasyonu	14
Şekil 3.6	Fren Diski Üzerindeki Katmanların Yönü	14
Şekil 3.7	Frenleme İşlemi Döngüsü	15
Şekil 3.8	RWS 60 B Sürtünme Veri Ölçüm Cihazı	16
Şekil 3.9	Farklı Fiber Oryantasyonları	17
Şekil 3.10	Fiber Yönlerinin Sürtünme Katsayısına Etkisi	18
Şekil 3.11	Fiber Yönlerinin Aşınma Katsayısına Etkisi	18
Şekil 3.12	Yoğunluğun Sürtünme Katsayısına Etkisi	19
Şekil 3.13	Yoğunluğun Aşınma Değerine Etkisi	19
Şekil 3.14	İşlem Sıcaklığının Sürtünme Katsayısına Etkisi	20
Şekil 3.15	Dış Ortam Nemliliğinin Sürtünme Katsayısına Etkisi	21
Şekil 3.16	Disk On Disk Sürtünme Deney Düzeneği	22
Şekil 4.1	Basınç Altına Karbon Kompozitin Sıcaklığı	25
Şekil 4.2	Karbon Kompozitin Isıl Genleşme Katsayısı	28
Şekil 4.3	Karbon Kompozitin Isıl İletkenliği	28
Şekil 5.1	PAN Fiberin Isıl İşlem Sıcaklığına Bağlı Dayanım Eğrisi	31
Şekil 5.2	Arafaz Ziftin Dökme Örne Metodu	32
Şekil 5.3	Değişik Sarma Yöntemleriyle Yapılan Fiber Yapıları	33
Şekil 5.4	Islak Sarma Yöntemi Aşamaları	35
Şekil 5.5	PAN Fiberin Kimyasal Yapısı	36
Şekil 5.6	PAN Fiberin Islak Sarılması	36
Şekil 5.7	PAN Fiber Lifinin Mikrofiber Yapısı	37
Şekil 5.8	PAN Fiberin Oksidasyonu	38
Şekil 5.9	PAN Fiberin Grafitleştirilmesi	39
Şekil 5.10	PAN Fiberin Tabakalı Yapısı	39
Şekil 5.11	Fiber Lifinin Kırılma Süreci	40
Şekil 5.12	Köpek Kemigi ve Silindirik Şekilli Fiber Lifi Karşılaştırması	41
Şekil 5.13	Köpek Kemigi Şekilli Fiberlifi - 1	41
Şekil 5.14	Köpek Kemigi Şekilli Fiber Lifi - 2	42
Şekil 5.15	Karbon Matris İçinde Köpek Kemigi Şekilli Fiber Lifleri	42
Şekil 5.16	2 Boyutlu 2 Yönlü Örne Şekilleri	43
Şekil 5.17	3 Boyutlu Textil Halde Fiber	44
Şekil 5.18	Değişik Tipte 3 Boyutlu Örmeler	44

Şekil 5.19	3 Eksenli Örne Tipleri	45
Şekil 5.20	3 Eksenli Örölmüş Halde Kumaş	46
Şekil 5.21	Kilitli Örne Örnekleri	46
Şekil 5.22	Kilitli Örne Desteklemesi	47
Şekil 5.23	Çapraz Örne	48
Şekil 5.24	3 Boyutlu Örne	48
Şekil 5.25	Ortogonal Destekli Örne	49
Şekil 5.26	3 Boyutlu Kilitli Örne	49
Şekil 5.27	3 Boyutlu Kilitli Örne Desteklemesi	50
Şekil 5.28	Geliştirilmiş 3 Boyutlu Kilitli Örne	50
Şekil 5.29	Sıcaklık Ve Gaz Oranına Göre Oluşan Yapılar	52
Şekil 5.30	Boron Nitrit Depolanması	53
Şekil 5.31	Termal Gradyan Metodu	53
Şekil 5.32	Karbonla Yüksek Sıcaklık Ve İzostatik Pres Altında Emdirme Düzenegi	55
Şekil 5.33	Grafit Yüzey Üzerinde Organofosfat Yapısı	60
Şekil 5.34	Grafit Yüzeye Boron İşlemesi	60
Şekil 5.35	Karbon Atomunun Yapısı	61
Şekil 5.36	Bo ₃ İşlenmiş Dış Yüzey	61
Şekil 5.37	Oksidasyon Korunmalı Karbon İle Korumasız Karbonun Oksidasyon Süreci	63
Şekil 5.38	Silisyum Nitrit Kaplanmış Fiber Lifi	67
Şekil 5.39	SiC bariyer Kaplamalı Karbon Fiber Lifleri	68
Şekil 6.1	Servo Hidrolik Ve Servo Mekanik Test Düzenekleri	70
Şekil 6.2	Elmas Uçlu Kesici	70
Şekil 6.3	Çekme Testi	71
Şekil 6.4	Gerinim Dayanım Eğrisi	72
Şekil 6.5	Eğme Gerilimi Test Düzenegi	73
Şekil 6.6	Isıl İşlem Döngüsünün Dayanıma Katkısı	74
Şekil 6.7	Kesme Gerilmi Test Düzenegi	74
Şekil 6.8	Kesme Şekilleri	75
Şekil 6.9	Losipescu Test Düzenegi	75
Şekil 6.10	Kırılma Tokluğu Test Düzenegi	76
Şekil 6.11	Dcb Test Düzenegi	77
Şekil 6.12	Dcb Test Sonucu Değerleri	77
Şekil 6.13	Kırılma Tokluğu Grafiği	78
Şekil 6.14	Sürtünme Test Düzenegi	79
Şekil 6.15	Disk On Disk Sürtünme Test Düzenegi	79
Şekil 6.16	Pim Disk Aşınma Test Düzenegi	80
Şekil 6.17	Yüksek Sıcaklık Mekanik Test Düzenegi	81
Şekil 7.1	1 Nolu Numune	88
Şekil 7.2	2 Nolu Numune	88
Şekil 7.3	3-4 Nolu Numune	89
Şekil 7.4	5 Nolu Numune	89
Şekil 7.5	Kesilmiş Numuneler	90
Şekil 7.6	1 Nolu Numune Metalografik İnceleme	91
Şekil 7.7	2 Nolu Numune Metalografik İnceleme	91
Şekil 7.8	3 Nolu Numune Metalografik İnceleme	92

Şekil 7.9	4 Nolu Numune Metalografik İnceleme	92
Şekil 7.10	5 Nolu Numune Metalografik İnceleme	93
Şekil 7.11	1 Nolu Numune Sem Görüntüsü	95
Şekil 7.12	Karbon Fren Diski 50X SEM Görüntüsü	98
Şekil 7.13	Karbon Fren Diski 200X SEM Görüntüsü	99
Şekil 7.14	Karbon Fren Diski 350X SEM Görüntüsü	99
Şekil 7.15	Karbon Fren Diski 750X SEM Görüntüsü	100
Şekil 7.16	Karbon Fren Diski 1000X SEM Görüntüsü	100
Şekil 7.17	Karbon Fren Diski SEM Analizi	101
Şekil 7.18	Toz Metalurjisi Safhaları	102
Şekil 7.19	Toz Metalurjisinde Kullanılan Tozlar	103
Şekil 7.20	Toz Metalurjisinde Karıştırma İşlemi	103
Şekil 7.21	Toz Metalurjisinde Presleme İşlemi	104
Şekil 7.22	Numunelerin Karıştırılması	105
Şekil 7.23	Numunelerin Preslenmesi	106
Şekil 7.24	Numunelerin Sinterlenmesi	106
Şekil 7.25	a. 1 Nolu Numune Dağlandıktan Sonraki Metalografik İnceleme b. Dağlamadan Önceki Metalografik İnceleme	108
Şekil 7.26	a. 2 Nolu Numune Dağlandıktan Sonraki Metalografik İnceleme b. Dağlamadan Önceki Metalografik İnceleme	108
Şekil 7.27	a. 3 Nolu Numune Dağlandıktan Sonraki Metalografik İnceleme b. Dağlamadan Önceki Metalografik İnceleme	108
Şekil 7.28	a. 4 Nolu Numune Dağlandıktan Sonraki Metalografik İnceleme b. Dağlamadan Önceki Metalografik İnceleme	109
Şekil 7.29	1 Nolu Numune SEM Görüntüsü	109
Şekil 7.30	2 Nolu Numune SEM Görüntüsü	110
Şekil 7.31	3 Nolu Numune SEM Görüntüsü	110
Şekil 7.32	4 Nolu Numune SEM Görüntüsü	111
Şekil 7.33	Basma Deneyi	111
Şekil 7.34	Sertlik Testi	113
Şekil 7.35	1 Nolu Numune Bakır Üzerinde Sürtünme Grafiği	114
Şekil 7.36	2 Nolu Numune Bakır Üzerinde Sürtünme Grafiği	114
Şekil 7.37	3 Nolu Numune Bakır Üzerinde Sürtünme Grafiği	115
Şekil 7.38	4 Nolu Numune Bakır Üzerinde Sürtünme Grafiği	115
Şekil 7.39	1 Nolu Numune Çelik Üzerinde Sürtünme Grafiği	116
Şekil 7.40	2 Nolu Numune Çelik Üzerinde Sürtünme Grafiği	117
Şekil 7.41	4 Nolu Numune Çelik Üzerinde Sürtünme Grafiği	117
Şekil 8.1	Malzeme Deformasyon Miktarları	121
Şekil 8.2	Malzemenin Deforme Olmuş Gerçek Görüntüsü (Çapraz)	121
Şekil 8.3	Malzemenin Deforme Olmuş Gerçek Görüntüsü (Üst)	121
Şekil 8.4	Malzemenin Deforme Olmuş Gerçek Görüntüsü (Dik)	122
Şekil 8.5	ANSYS Modellemesi (Üst Yüzey)	123
Şekil 8.6	ANSYS Modellemesi (Yan Yüzeyler)	123
Şekil 8.7	ANSYS Taranmış Yüzey	124
Şekil 8.8	ANSYS Deforme Olmuş Ve Olmamış Sınır Görüntüsü (Çapraz)	125
Şekil 8.9	ANSYS Deforme Olmuş Ve Olmamış Sınır Görüntüsü (Dik)	125

ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge No	Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1	FAA Standartları	9
Çizelge 3.2	Karbon fren disklerine ait özellikler	15
Çizelge 3.3	Sürtünme deneyi sonuçları	22
Çizelge 4.1	Çelik ve karbon yapının karşılaştırılması	24
Çizelge 4.2	Karbon kompozitin temel fiziksel özellikleri	26
Çizelge 5.1	Karbon fiberin karşılaştırması	32
Çizelge 5.2	Örme tipleri karşılaştırması	47
Çizelge 5.3	Üretim yöntemleri karşılaştırması	56
Çizelge 6.1	Eğme gerilimi ölçümü için uygun ebatlar	73
Çizelge 6.2	Uzaklık ve yüklemeye bağlı test standartları	85
Çizelge 6.3	Fren sistemi test gerekleri	85
Çizelge 7.1	Çelik ve karbonun ayırdedici özellikleri	87
Çizelge 7.2	Kimyasal analiz sonuçları	94
Çizelge 7.3	Sertlik testi sonuçları	95
Çizelge 7.4	Genel analiz – 1	96
Çizelge 7.5	Genel analiz – 2	96
Çizelge 7.6	Beyaz bölgenin nokta analizi	96
Çizelge 7.7	Siyah bölgenin nokta analizi	97
Çizelge 7.8	Gri bölgenin nokta analizi	97
Çizelge 7.9	Geçiş bölgesi (ara) nokta analizi	97
Çizelge 7.10	Çelik bölgesi (sağ taraf) nokta analizi	98
Çizelge 7.11	Karbon karbon kompozit fren diski analizi	101
Çizelge 7.12	Numunelerin karışım oranları	102
Çizelge 7.13	Numunelerin fiziksel verileri	107
Çizelge 7.14	Basma testi sonuçları	111
Çizelge 7.15	Sertlik testi sonuçları	112
Çizelge 7.16	Aşınma kayıpları	116
Çizelge 7.17	Sürtünme aşınma sonuçları	118
Çizelge 7.18	Aşınma hızları	118
Çizelge 8.1	4 nolu numune karışım oranları	119
Çizelge 8.2	Ölçülen hesaplanan değerler	126
Çizelge 9.1	DeneySEL veri sonuçları	127

1.GİRİŞ

Modern çağın gereği olarak günümüzde yaşam şartları hızla gelişmekte ve insanlığın kullanımı için daha ucuz ve daha etkin kolaylıklar yaratılmaya çalışılmaktadır. Bu imkanlardan başlıcalarından olan ve bu çalışmada incelenen konu havacılık sektörü içerisinde yer almaktadır. Gerek sivil gerekse askeri alanda havacılık 20'nci yüzyılın başlarından beri hızla ilerlemiş ve bugünkü durumuna gelmiştir.

Bu gelişmede askeri alandaki uygulamalar ve hava üstünlüğü arayışı, havacılık teknolojilerinin gelişiminde baş sırayı almış ve sivil alana yol gösterici olmuştur. Halen ülkemizde de fren diskleri açısından bakıldığında Türk Hava Kuvvetlerine ait askeri uçakların, THY'deki ticari uçaklara göre daha gelişmiş niteliklerde olduğu gözlemlenmektedir.

Halen havacılık alanında kullanılmakta olan fren diskleri, karbon-karbon kompozit, çelik esaslı ve bakır esaslı olmak üzere üç ana gruba ayrılmaktadır. Ülkemizde en başta saydığımız karbon-karbon kompozit fren diski yalnızca F-16 uçaklarında kullanılmaktadır. Bu çalışmada karbon-karbon kompozit fren disklerinin performans açısından sağladığı faydalar ve üretim yöntemleri detaylı şekilde açıklanmıştır.

THY'de karbon-karbon kompozit fren disklerinin, yeni dönemde alınacak olan uçaklarda kullanılması için bir takım çalışmalar bulunmaktadır. Ancak halihazırda THY'de hiçbir ticari uçakta karbon-karbon kompozit fren diski kullanılmamaktadır. THY fren sistemlerinde genellikle çelik esaslı fren disklerini kullanmakta olup, bazı uçaklarında ise bakır esaslı fren pabuçlarını tercih etmektedir.

Bu çalışmada fren sistemlerinin çalışma esası, karbon-karbon kompozit fren disklerin avantajları ve üretim, test yöntemleri incelenmiş ve son olarak da bakır esaslı bir fren diski test numunesi, toz metalurjisi yöntemiyle üretilerek, öncelikle deneysel ortamda daha sonra da ANSYS 10.0 ticari yazılımıyla yapılan deneysel çalışmalar ve üretilen malzemenin performansları bilgisayar ortamında modellenerek analiz edilmiştir.

Yapılan bu çalışma sayesinde F-16 sisteminde blok 30/40 uçaklarında kullanılmakta olan ve tanesi \$1142 olan karbon-karbon kompozit fren diskleri hakkında hem Türk Hava Kuvvetlerinin bilgi havuzu genişletilmiş, hem de gelecekte kazanılabilecek birtakım kabiliyetler hakkında ilk inceleme gerçekleştirilmesi sağlanmıştır. Günümüz itibarıyla Türk Hava Kuvvetleri F-16 uçaklarında kullanılmakta olan karbon-karbon kompozit fren disklerini NAMSA (NATO Maintenance & Supply Agency) aracılığıyla ABD'den yukarıda açıklanan fiyattan temin etmektedir. F-16 uçaklarının fren diskleri yaklaşık 300 uçuş saatinde aşınma limit değerlerine ulaşmaktadır. F-16 uçağı fren sisteminde 7 adet fren diskinin bulunduğu ve 300 saat sonunda kit halinde değişimiyle yaklaşık \$8000 civarında bir fiyatla değiştiği düşünüldüğünde Türk Hava Kuvvetlerine

maliyetinin 200 adet F-16 uçağı açısından hesaplandığında çok yüksek mertebelere çıktığı göze çarpmaktadır.

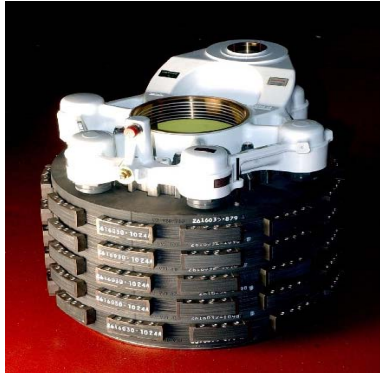
Aynı zamanda, bu çalışma ile bakır esaslı olarak kullanılmakta olan bir fren diskine ait numune toz metalurjisi yöntemiyle imal edilerek test ortamında sürtünme aşınma ve sertlik açısından denenmiş ve umut verici sonuçlar elde edilmiştir. Yapılan çalışmanın sonunda ANSYS 10.0 ticari yazılımıyla yapılan inceleme ile de yapılan deney sonuçlarının sayısal olarak karşılaştırması sayesinde deneyler, bilgisayar ortamında da analiz edilmiştir.

2. UÇAKLARDA KULLANILAN FREN SİSTEMLERİNİN GENEL ÖZELLİKLERİ VE ÇALIŞMA PRENSİBİ

2.1. Fren Sisteminin Genel Özellikleri

Uçaklarda fren sistemleri, uçağı iniş kalkış esnasında gerektiğinde yavaşlatmanın yanında, uçağın park halinde emniyetli şekilde sabit pozisyonunun korunması ve dönüşler esnasında uçağın yönlendirilmesi görevlerini üstlenirler.

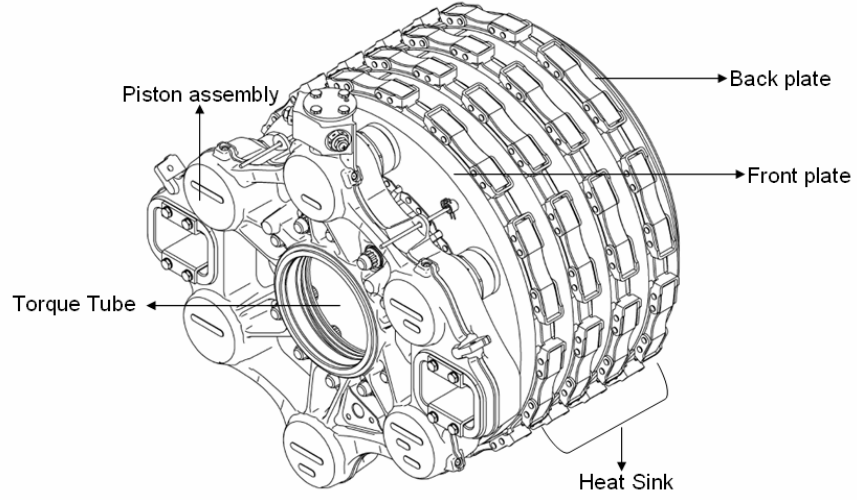
Bunun yanında, uçak yerden teker kesip iniş takımlarını toplarken, halen atalet etkisiyle dönmekte olan lastiklerin durdurulması ve sabit konumda iniş takım yuvasına alınmasını sağlayarak, lastiğın kıvrılma esnasında iniş takım yuvasındaki ve kendi üzerindeki hidrolik ve elektrik hatlarına zarar vermesini önler. Aşağıdaki şekillerde kit halinde çoklu fren disk sistemi yer almaktadır.



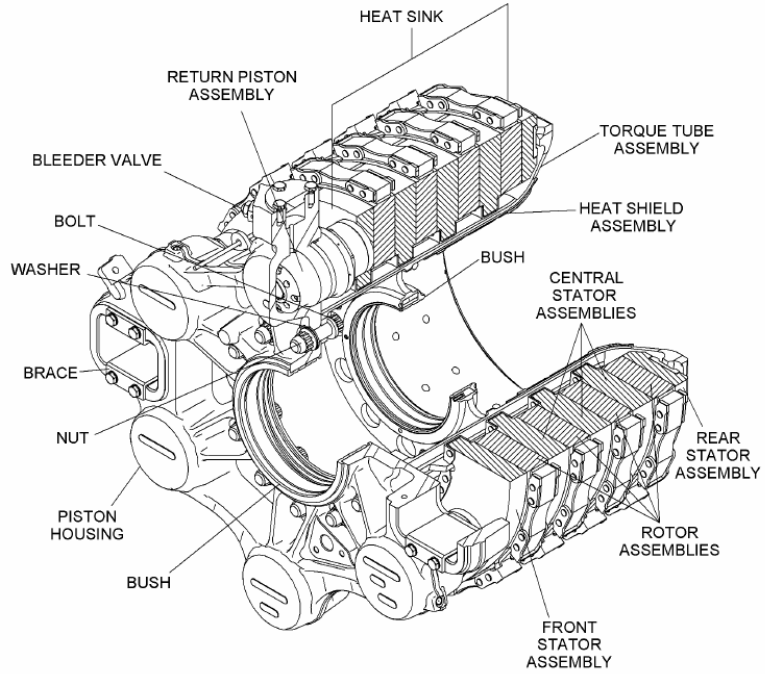
Şekil 2.1 Kit Halinde Çoklu Fren Disk Sistemi

THY ve Hava Kuvvetleri'nde yeni nesil uçaklarda, çelik esaslı fren disklerinin yerini, karbon esaslı fren disklerinin kullanıldığı fren sistemlerinin dodurmaya başladığı görülmektedir. Ancak halen Hava Kuvvetlerinde yüksek performans gerektirmeyen pervaneli uçaklarda çelik esaslı fren disklerinin kullanılmaya devam edildiği görülmektedir.

Tipik bir uçakta kullanılan fren sisteminin ana elemanları ve görevleri aşağıdaki şekillerde yer almakta olup, herbirine ait görevler ilerleyen bölümlerde açıklanmıştır.



Şekil 2.2 Çoklu Fren Disk Sistemine Ait Ana Parçalar



Şekil 2.3 Çoklu Fren Disk Sistemine Ait Detaylandırılmış Parçalar

2.2 Fren Sistemi Ana Elemanları ve Çalışma Prensibi

2.2.1 Isı Yutucular (Heat Sink)

Fren sistemi üzerindeki en önemli bölümdür. Bu bölüm, stator ve rotor olarak adlandırılan fren disklerinin bulunduğu esas sürtünmenin gerçekleştiği yerdir. Rotor (hareketli), stator (sabit) diskleri ısı yutucu bölümünde birbirlerine paralel ve aralarında dizayn eden firmanın belirlemiş olduğu limitte boşluk bulunmaktadır. Bu aralık bakım kriterleri içerisinde de kontrol edilerek gözlem altında tutulmaktadır. Aksi takdirde uçağın diğer lastiklerindeki ısı yutucu bölümlerinde oluşabilecek farklı aralıklar, orantısız sürtünme durumlarına yol açacağından uçağın istenmeyen şekilde sağa, sola çekmesine sebep olabilir [1].

Rotorlar, uçak jantıyla birlikte aynı hızda dönecek şekilde biraraya getirilerek, janta geçirilmiştir. Uçak jantı lastikle birlikte döndüğü sürece, rotorlar da aynı hızda (frene basılmadıkça) fren düzeneği içinde serbest bir şekilde dönmeye devam edecektir.

Statorlar ise, tork borusu ile fren sistemine bağlanarak sabitlenmiştir. Fren sistemi genel düzenek olarak uçak iniş takım dikmesine bağlanmıştır. Bu sayede, statorlar, rotorların dönme hareketini, iniş takım dikmesinden aldıkları destek ile durdurmaktadır.

Isı yutucu bölümündeki stator ve rotor sayısı ve disk çapları, fren sisteminin kullanılacağı uçak tipi ve istenen durma koşullarına göre belirlenebilir. Kullanım ömürlerine göre, belirli periyodlarla yapılan kontrollerde stator ve rotorların kalınlıkları takip edilmekte, belirli bir limitin altına düşenler yenisi ile değiştirilmektedir. Çıkan disklerin fiziksel durumlarına göre iki ya da üçünün birtakım metodlarla birleştirilerek yeni bir disk elde edilmesi mümkündür. Bu işleme “refurbishment” denir.

2.2.2 Ön Plaka & Arka Plaka

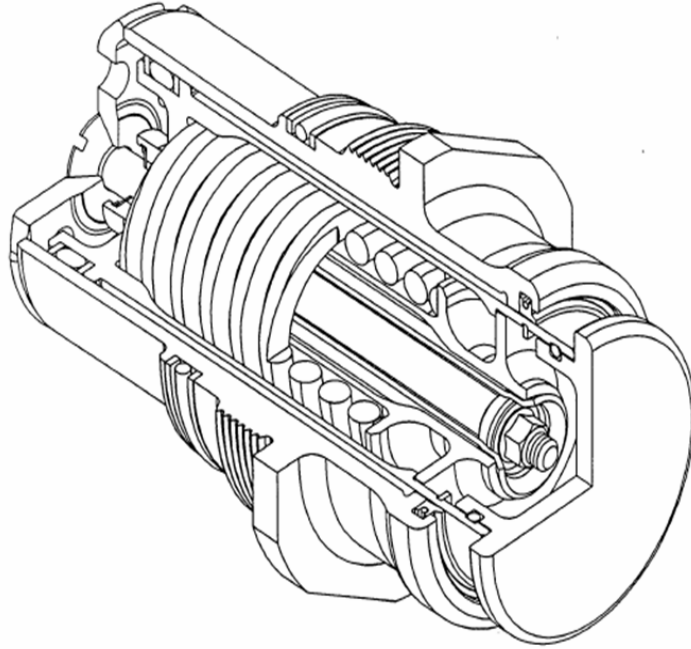
Isı yutucu olarak adlandırılan kısımda yer alan rotor ve statorların başında ve sonundaki çelik plakalardır. Isı yutucu içinde stator ve rotorlar bu iki plakaya yapılan hidrolik güç ile sıkıştırılmakta ve sürtünme olayı meydana gelmektedir.

Arka plaka ise bu pistonlar ve disklerden gelen kuvveti karşılayacak şekilde ısı yutucu bölümünün sonunda bulunur. Arka plaka, jantın içinde yer alarak, frenleme esnasında gelen kuvveti karşılamak için janttan da destek alır. Hem ön plaka'nın hem de arka plaka'nın, ortaya çıkacak ısı enerjisinin janta ve hidrolik sistemine geçmemesi için yalıtım görevleri de vardır.

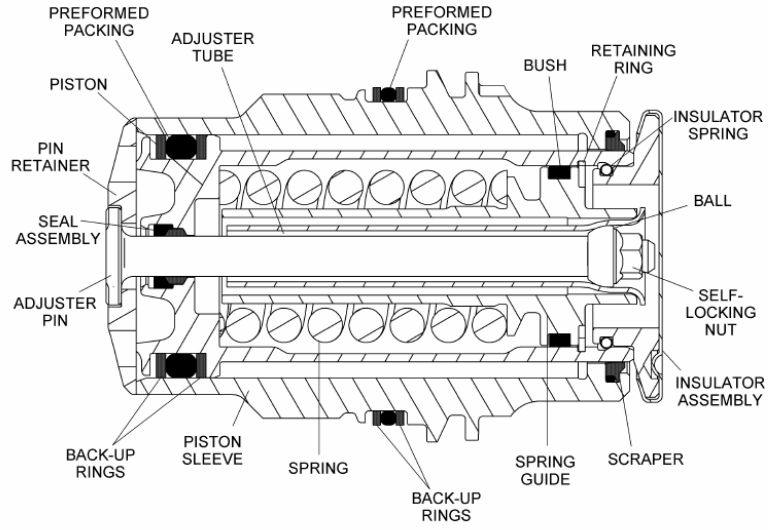
2.2.3 Piston Düzenegi

Stator ve Rotorları, Ön plakadan arka plakaya doğru iterek disklerin sıkışmasını sağlayan, yaklaşık 3000 PSI basınçla çalışan küçük pistonlardır. Sayısı ve itme güçleri, jant adedi ve istenen durma kriterlerine göre değişebilmektedir. Pistonların içinde, hidrolik basıncının olmadığı zamanlarda (fren yapılmadığı esnada) ön plakayı belli bir limite kadar sıkıştırarak olan bir yay vardır. Bu yayın frenlemeye etkisi yoktur, ancak ısı yutucu ve ön & arka plakanın birarada durmasını sağlar.

Piston düzenegi üzerinde, dizayn eden firmanın uçak tipi ve istenen durma kriterlerini sağlayabilecek özelliklere göre belirlediği sayıda hidrolik pistonlar bulunur. Bu kısım, üzerinde uçak hidrolik sisteminden gelen hidrolik basıncının giriş yaptığı ve bu basıncın pistonlara dağıtıldığı hidrolik düzenegi de içerir. Uçak üzerinde yapılacak olan uçuş öncesi bakımlarda yapılacak olan kontroller ve testler, Piston düzenegi üzerinden yapılır. Pistona ait genel görüntü ve detaylandırılmış ana malzemelere ait şekil aşağıdadır.

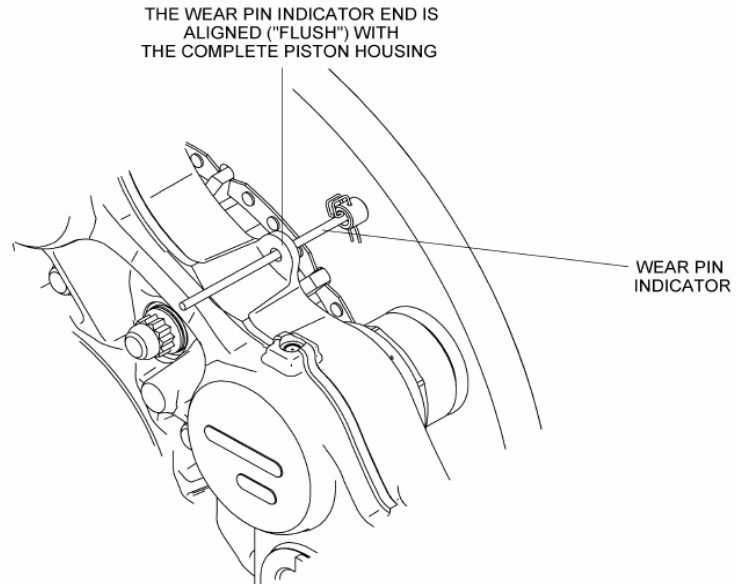


Şekil 2.4 Fren Pistonu



Şekil 2.5 Fren Pistonu Ana Parçaları

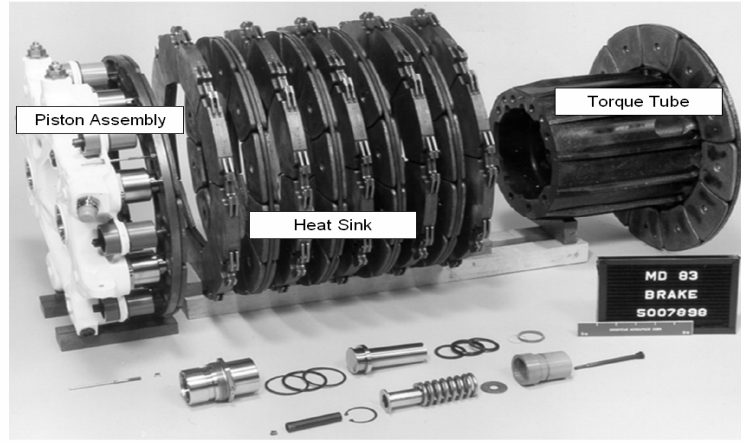
Aynı zamanda Piston düzeneğinde, diğer ucu ön plakaya bağlı küçük bir çubuk bulunur. Piston içindeki yayların itmesi ile ısı yutucuların biraraya gelmesi sonucu oluşan toplam kalınlığın ölçüldüğü bu çubuğa “Aşınma göstergesi” (Wear Indicator) denir. Bu çubuğun kontrolü uçak her uçuşa giderken yapılır. Bu sayede piston yaylarının, disk kalınlıklarının ve standart açıklıkların limitler içinde olup olmadığı takip edilir. Kontrol yapılan çubuğun (wear pin) görüntüsü aşağıdaki şekildedir [1].



Şekil 2.6 Aşınma Göstergesi

2.2.4 Tork Borusu

Isı yutucular içindeki hareketli rotorların karşısında sabit olarak yer alan statorların monte edildiği çelik borudur. Tork borusu, Piston düzeneğine bağlı olup, yine tüm düzenek gibi iniş takım dikmesine sabitlenmiştir. Çok yüksek kesme gerilmesine maruz kaldığı için uçak üzerinde zorunlu olarak güçlendirilmiş çeliğin kullanıldığı parçalardan biridir [1]. Tork borusuna ait ana parçaların görüntüsü aşağıdaki şekildedir.



Şekil 2.7 Tork Borusu Ana Parçaları

3.FREN SİSTEMİNDE ARANAN ÖZELLİKLER

3.1 Dünya Standartlarına Göre Aranılan Şartlar ve Hesaplamalar

Fren geliştirmede temel düşünce, dizayn iniş ağırlığı, maksimum iniş ağırlığı ve RTO (Rejected TakeOff) durumlarında oluşan kinetik enerjiyi karşılamak için gerekli olan boyut ve ağırlıktır. Aşağıda FAA (Federal Aviation Administration) tarafından belirlenmiş, fren durumlarına göre frenleme kapasiteleri verilmiştir [2].

Çizelge 3.1 FAA Standartları

KRİTERLER	ŞARTLAR
Dizayn iniş ağırlığı	100 duruş ortalama 100ft/sn ² yavaşlama
Maksimum iniş ağırlığı	5 duruş ortalama 10ft/sn ² yavaşlama
RTO	1 duruş ortalama 6ft/sn ² yavaşlama

Toplam Kinetik enerji

$$KE=0.0443 \times W \times V^2 \quad (3.1)$$

V, Knot cinsinden güç kapalı haldeki (gaz kolu geri çekilmiş) hızı ifade eder. Güç kapalı durumdaki hızın, stall hızının (V_s) 1.2 katı olduğunu kabul edersek hız yaklaşık olarak;

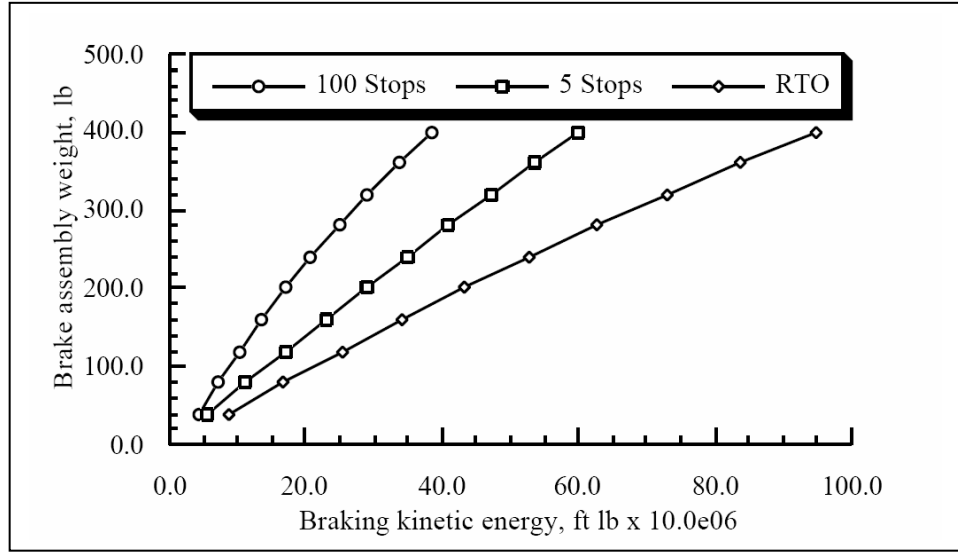
$$1.2 \times V_s = 1.2 \times (2W / 1.13 \times q \times S \times C_{l_{max}})^{1/2} \quad (3.2)$$

q, standart deniz seviyesi hava yoğunluğu; S, referans kanat alanı; $C_{l_{max}}$ ise maximum kanat taşıma katsayısıdır. 1.13 sabit bir katsayı olup, FAA stall manevrasındaki hız kaybını hesaba katmaktadır. Yukarıdaörüldüğü gibi, kinetik enerji emme gerekliliği, hızın karesiyle artmaktadır.

Burada çelik bir freni boyutlandırma için kullanılan prosedür örnekleme amaçlıdır. Karbon için benzer bir bilgi bulunmamaktadır. Normal iniş ağırlığı, maximum iniş ağırlığı ve RTO durumları altında beklenen kinetik enerji seviyeleri önce toplam kinetik enerji denklemi uygun uçak ağırlıkları kullanılarak hesaplanır. Her bir kinetik enerji seviyesine karşılık gelen fren montaj ağırlığı (W_{fren}) Şekil 3.1'den elde edilir ve uygun değer elde etmek için ortalaması alınır. Gerekli ısı yutucu hacmi (V_{fren}) (3.3) denklemi kullanılarak tahmin edilebilir.

$$V_{fren} = 3.3 \times W_{fren} - 84.2 \quad (3.3)$$

Sabit katsayılar istatistiksel veri tabanında lineer regrasyon analizi kullanılarak tespit edilmiştir [2].



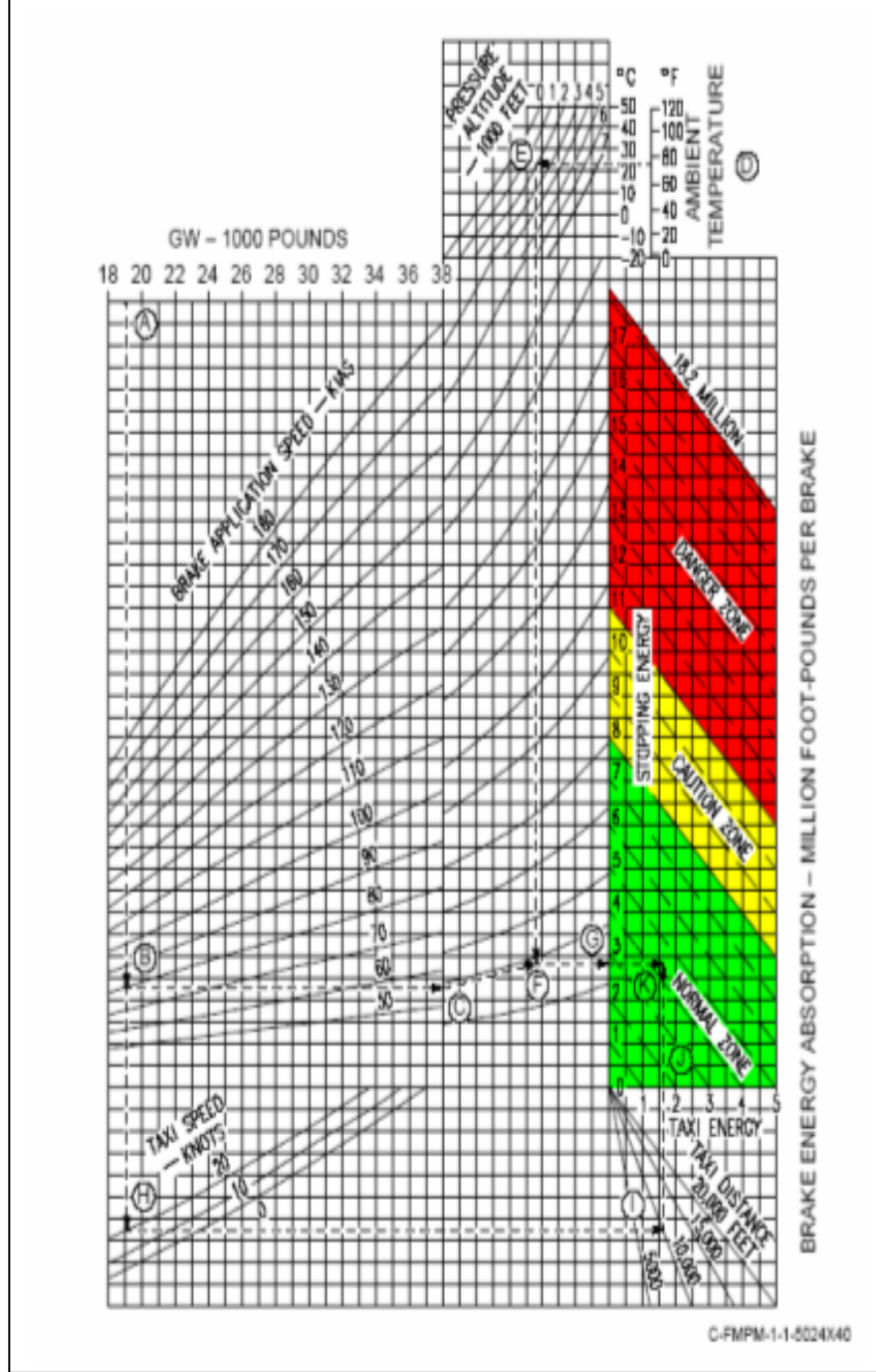
Şekil 3.1 Fren montaj ağırlığı / kinetik enerji seviyesi

3.2 F-16 Fren Sisteminin Performans Verileri

Yukarıda açıklanan beklentiler göz önüne alınarak üretilen bir C/C fren diski kullanan fren sistemi kullanan F-16 uçağı için uçağının gerçek şartlarda sahip olduğu fren verimini [3] ifade etmek açısından inceleyelim.

Aşağıdaki şekil F-16 uçağının pilot el kitabı olan ve tire 1 (dash one) olarak isimlendirilen dökümandan alınmıştır. Pilotlar aşağıdaki şekle bakarak, üzerindeki yük ve hıza bağlı, frenleme mesafesi için tehlikeli ve normal limitleri belirleyip, buna bağlı olarak abort ya da emniyetli iniş kararlarını vermektedirler.

F-16 uçağının her bir ana dikmesinde birer adet olmak üzere 7'şer adet karbon-karbon kompozit fren diski bulunmaktadır. Sistemin çalışma kontrolünü sağlayan pedallara uygulanacak farklı basınçlar sayesinde uçağın dönmesi de sağlanmaktadır. Ancak istenmeyen şekilde yüksek süratlerde bu dönme ve dengesizliğin oluşmaması için her bir dikmede hız sensörleri (speed sensors) bulunmakta ve iki sensörden binde bir oranda dahi gelecek farklı devir verileri durumunda fren basıncını anlık olarak düzenleyen fren kontrol kutusu (brake control box) isimli bir bilgisayar bulunmaktadır.



Şekil 3.2 F-16 Fren Limitleri Diyagramı

Örnekteki F-16 uçağımız aşağıdaki değerlerin elde edildiği testte şu parametrelere sahiptir;

- Uçağın motoru F-110 GE100 / SMALL INLET
- Speedbrake'ler açık
- Flaplar aşağıda
- Gaz kolu IDLE (en geride)

Gaz kolu geriye atıldığından 4 sn sonra frenlemeye başlandığı varsayılırsa; aşağıdaki veriler elde edilmektedir.

Burada örnek olarak uçaktaki yakıt ve konfigürasyon durumunun 26000 pound ve RTO anında 110 Knot süratte olduğu durumu ele alırsak; eğer pistin ilk yarısı içinde ise normal olarak frenleyerek durulacağını ancak pistin ikinci yarısı çizgisi geçilmiş ise “Caution Zone” içinde durulacağını ifade etmektedir. Yük ve süratin durumuna göre pist içerisinde katedilen mesafe uçağın “Danger Zone” içinde frenleme yapacağını bunun da ciddi olarak personel ya da malzeme hasarıyla sonuçlanabileceğini pilota el kitabıyla bildirilmiştir.

Eğer Danger Zone içinde frenleme yapılmışsa aynı el kitabı pilota 25 Knottan daha fazla hızla rule yapmamasını ve aynı zamanda durmamasını dikte etmektedir. (bu sayede fren disklerinin fiziksel yapısı içine hava sirküle ederek soğutmaya yardımcı olduğundan)

Aynı zamanda uçak durduktan sonra lastiklerin 300 ft çevresinin 45 dk boyunca patlamaya karşı emniyete alınmasını ifade etmektedir [3].

3.3 Karbon-karbon fren disklerinin özellikleri ve çelik fren disklerine göre avantajları

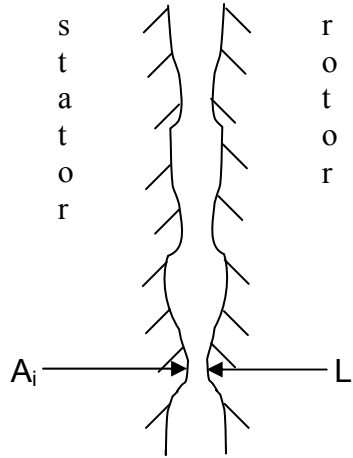
Frenleme işlemi sırasındaki performans fren disklerinin genellikle sıcaklığın absorbe edilmesi konusundaki kabilyete bağlıdır. Bu durumda yüksek performanslı fren diski malzemesi, yüksek özgül ısıya, yüksek ergime sıcaklığına, yüksek ısı altında devamlılığını koruyan mekanik özelliklere sahip olması gerekmektedir. Karşılaştırma yapılması bakımından aşağıda çelik ile CVD yöntemiyle elde edilmiş karbon kompozit fren disklerinin sürtünme özellikleri verilmiştir [4].

Çizelge 3.3 Çelik ve Karbon Esaslı Fren Diskleri Karşılaştırması

	Yoğunluk	Sürtünme katsayısı	Aşınma kaybı
Çelik esaslı	5.6	0.22	1.7
Karbon esaslı	1.6	0.19	0.25

Termoset reçineden elde edilen camsı karbon fren disklerinin çok az aşına değeri vardır ama bu malzemelerin dayanımları ve ısıl iletimleri düşük olduğu için kullanılamamaktadır. İşte karbon karbon sayesinde havacılık alanında karşımıza çıkabilecek çalışma ortamlarına uygun, yüksek dayanımlı, yüksek ısıl iletkenliğe ve ısıl şok dayanımına sahip, aynı zamanda da mükemmel sürtünme ve aşınma karakteristikliklerini içeren uçak fren diskleri üretilmeye başlanmıştır.

Sürtünme konusundaki etkenler yüzey pürüzlülüğü ve uygulanan kuvvettir. Uçak üzerinde kurulu bir fren sistemi daha önceden de belirtildiği gibi stator ve rotorların basınç etkisiyle sıkıştırılarak hareket enerjisinin ısı enerjisine dönüştürülmesi esasına göre çalışmaktadır. Hiçbir zaman rotor ve stator arasındaki yüzeylerin tam düz olduğu söylenemez. Yapılan ısı işlem sonucu oluşan yüzeyin pürüzlülüğü değişir. Bu değişiklik sürtünme katsayısının belirlenmesinde en önemli etkidir. Aşağıdaki şekilde iki sürtünme yüzeyi arasındaki sürtünme esnasında oluşan durum ve sürtünme katsayısı ifade edilmiştir.



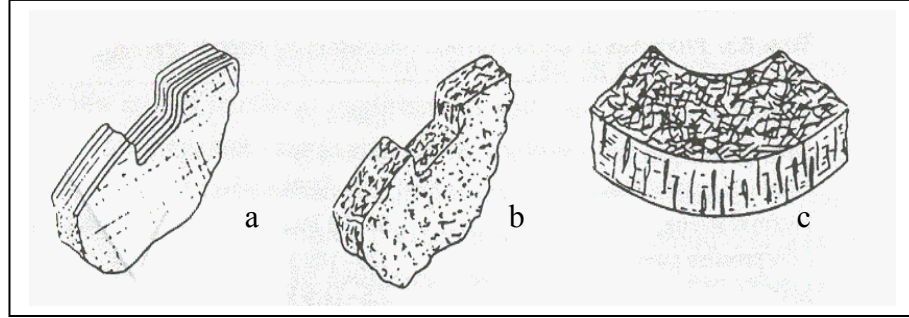
Şekil 3.4 Stator ve Rotor arasındaki Sürtünme Yüzeyi

Burada L =yük, A =temas yüzeyi, değerlerini ifade etmektedir. Elde edilen karbonun ısı işlemine göre yüzeydeki temas alanı değişmekte ve sonuç olarak tüm temas alanlarının toplanmasıyla elde edilen sürtünme katsayısı sonucuna ulaşılmaktadır. Buradan da anlaşılacağı gibi yüzey pürüzlülüğünün artması sürtünme katsayısı değerinin artması anlamına gelmekte olmasına rağmen bu artış, aşınmaya bağlı kayıpların da artması anlamına gelir. Ancak burada sürtünmenin devamlılığı ve oluşan aşınma kayıplarının, ortamda oluşan yüksek sıcaklık sonucu meydana çıkan yeni bir film tabaka oluşturması nedeniyle sürtünme katsayısının yüksek olmasına bağlı oluşan fazla aşınmanın bahsedilen film tabakası oluşumunu etkileyeceği unutulmamalı, sürtünme katsayısı ve aşınma değerinin uygun değerlerde dengelenmesi gereklidir.

Uçak fren disklerinde, frenleme esnasında oluşan film tabakası kimi sürtünme uygulamalarında tercih edilmez. Örneğin debriyaj sistemlerinde film tabakası oluşumu istenmeyen bir durumdur. Aynı durum çelik bazlı fren diskleri için istenmeyen bir durumdur. Çünkü çelik içerisindeki çeliğin hazricindeki diğer elementlerin yüksek sıcaklık yüzünden çelik bileşiminden ayrılması ve sürtünme yüzeylerinin üzerinde birikmesine sebep olmaktadır. Bu da sürtünme katsayısını ve sürtünme düzenleyici diğer malzemelerin durumunu etkilemektedir. Ancak karbon karbon matris içinde kendi yaptığımız incelemede de gördüğümüz gibi %99.9 karbon bulunduğundan film tabakası

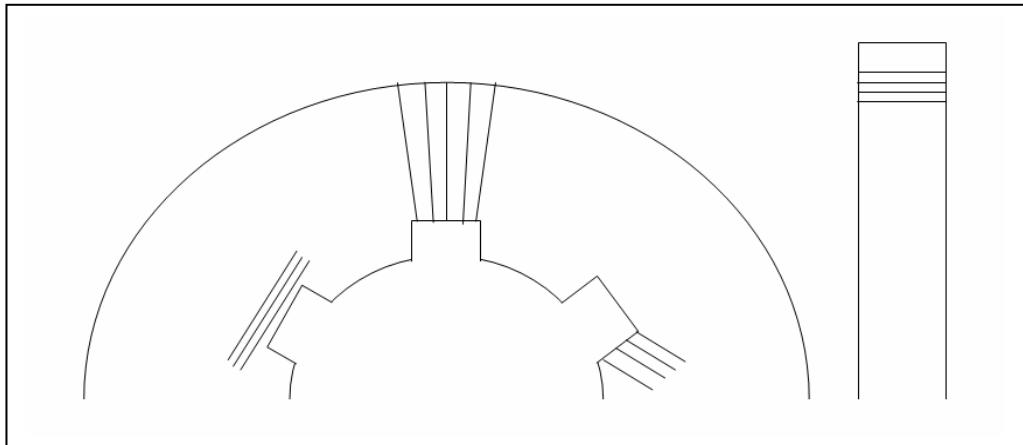
aşınma kaybını azaltan olumlu bir etken olarak karşımıza çıkmaktadır. Karbon disklerin aşınmasına ve özelliğini yitirmesine sebep olan yegane konu sürtünmeden ziyade oksidasyondur.

Karbon kopolit disklerin fiber oryantasyonu ilk zamanlarda aşağıdaki şekilde görüldüğü gibi; Şekil 3.5.a.katmanlı yapı Şekil 3.5.b.kırpılmış karbon fiberler Şekil 3.5.c.çapraz katmanlı şekilde imal edilmişlerdir.



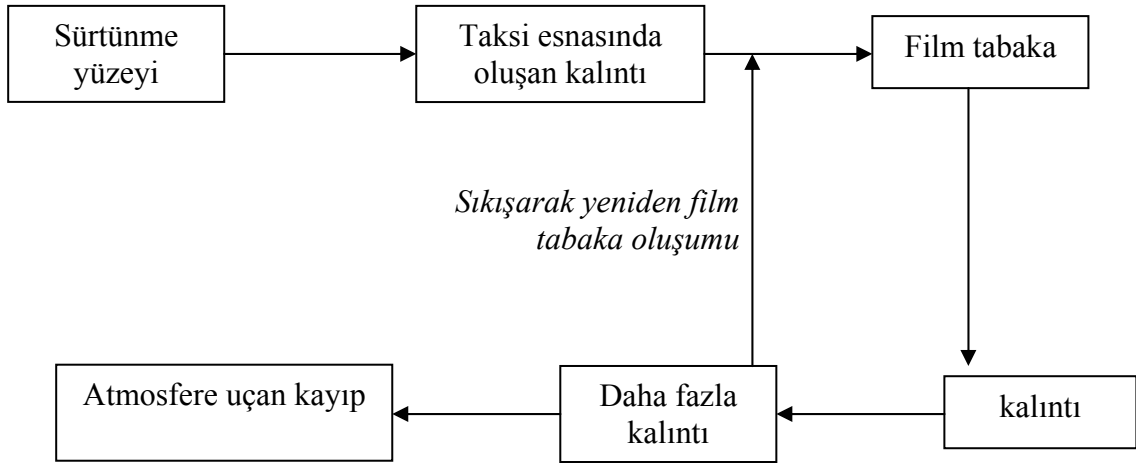
Şekil 3.5 Karbon Kompozit Disklerin Fiber Oryantasyonu

Bunlardan a ve c, zift den CVD metoduyla, b ise reçineden CVD metoduyla elde edilmektedir. Aslında fren sisteminde birbaşka önemli gereksinim ise, ısı transferidir. Sürtünme esnasında, sürtünme yüzeyinde oluşan sıcaklık dışarıya atılmalıdır. Bu amaca yönelik olarak fiber yönlerinin sürtünme yüzeyine dik olması gerekliliği ortaya çıkmış, yapılan deneyler, ısı iletiminin fiberin uçları boyunca daha hızlı olduğunu göstermiştir. Bu açıdan bakıldığında fren diski üzerindeki katmanların yönü aşağıdaki şekillerde olabilir.



Şekil 3.6 Fren Diski Üzerindeki Katmanların Yönü

Frenleme işlemi aşağıdaki şekilde olduğu gibi bir döngüyü gerektirir. Karbon karbon kompozitler taksi halindeyken fren katsayısı düşük, aşınma miktarı yüksektir. Taksi süresince yapılan frenleme esnasında düzensiz ve ince bir tabaka halinde dökülmüş yeni bir karbon tabaka oluşur. İşte bu tabaka gerçek iniş esnasında oluşan hayli yüksek sıcaklık altında sıkışarak bir film tabaka meydana getirir. Bu film tabaka taksi esnasında olduğundan daha düzenli ve asıl diskin özelliklerine daha yakındır ve fren diskini korur. İşte sürtünme katsayısını belirleyen, bu film tabakasının her iniş ve taksi esnasında yeniden oluşması halinde meydana gelen döngü esnasında oluşan aşınma ve frenlemeye olan etkisine dayalı olarak değişiklik göstermektedir [4].



Şekil 3.7 Frenleme İşlemi Döngüsü

Taksi esnasında oluşan kalıntı tabakası sürtünme katsayısını etkilemez, ancak gerçek iniş sırasında, kalıntı tabakasının sıcaklık ve basınç etkisiyle sıkışmasıyla oluşan film tabaka, ergimiş bir yağlayıcı görevi gördüğünden sürtünme katsayısını düşürürken, aşınmadan kaynaklanan kaybı azaltır. Aşağıdaki tabloda uçak fren sistemlerinde kullanılan karbon fren disklerinde olması gereken sürtünme ve diğer özellikler belirtilmiştir.

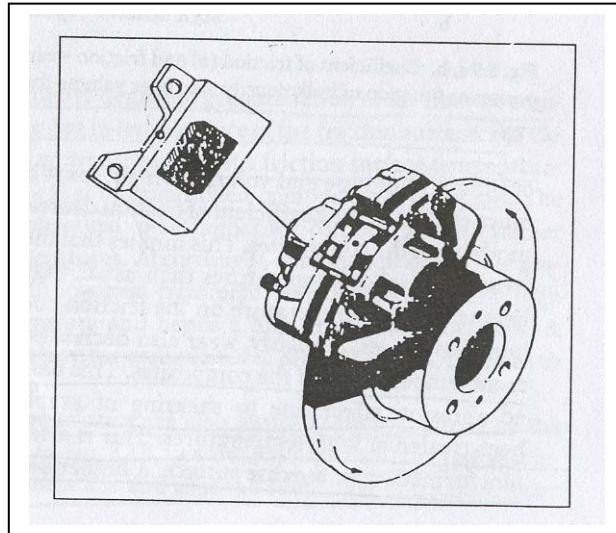
Çizelge 3.2 Karbon Fren Disklerine Ait Özellikler

Özellik	Değer
Yoğunluk	1.72-1.78
Gözeneklilik	%10-6
Grafit hal	%75-90
Eğme dayanımı	60-90 MPa
Basma dayanımı	120-140 MPa
Kesme dayanımı	7.5-11.5 MPa
Özgül ısı	1.2-1.5 J / Kg
Isıl iletkenlik	45-110 W / mK

Aşınmadan dolayı oluşan kayıplar iki yolla oluşur. İlki, sıcaklıkla birlikte gaz halde havaya karışan karbon, ikincisi ise kalıntıların dökülmesidir. Bunun yanında, karbondioksit, karbonmonoksit, şeklinde oksidasyon sonucu oluşan kayıplar da göz önünde bulundurulmalıdır. Taksi esnasında oluşan film tabakanın oksidasyona karşı hassasiyeti asıl diske göre yüksektir. Dolayısıyla genellikle kaybın büyük çoğunluğu taksi esnasında meydana gelmektedir. Çünkü asıl frenlemede kalıntılar sıvı bir film tabakaya dönüşmektedir. Dolayısıyla pilotların taksi esnasında dönme amaçlı olarak fren kullanması, diskin aşınma kaybını artırmaktadır. Bu sebeple, pilotlar dönme için burun iniş takımındaki istikamet kumandalarını kullanmayı tercih etmelidir.

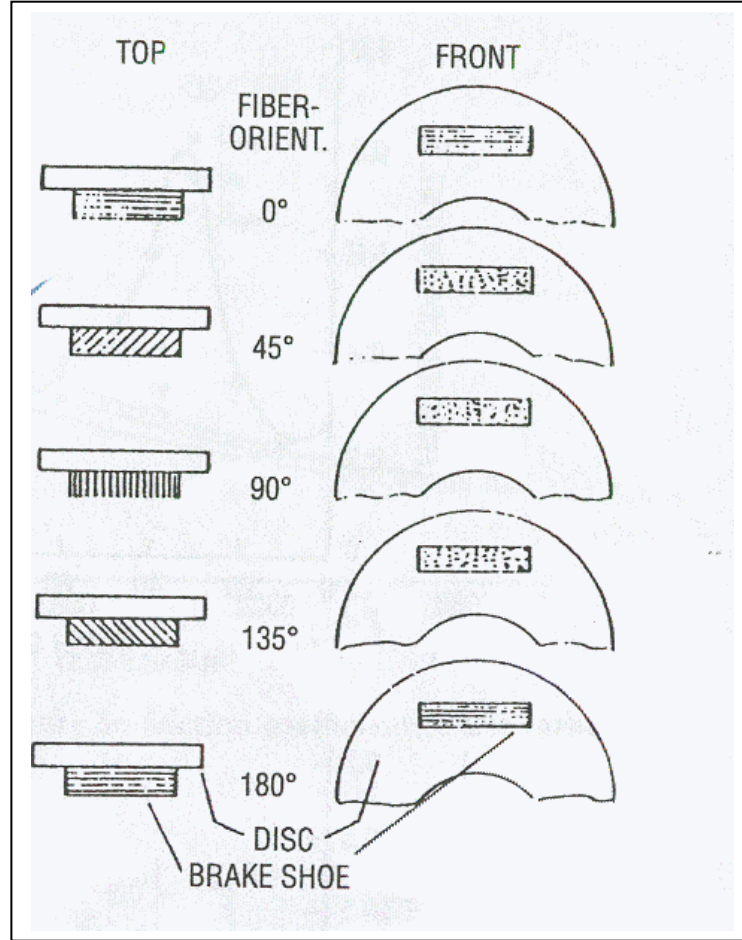
Havacılık alanında kullanılan fren diskleri, üzerine uygulanacak olan uçağın kütlesine göre uygun sürtünme katsayıları ve aşınma değerlerine sahip olmalıdır. Büyük bir yolcu uçağını durdurmak için gereken sürtünme katsayısı ile küçük bir savaş uçağının fren disklerinin sahip olması beklenen sürtünme ve aşınma değerleri eşit olamaz. Bu sebeple kullanılacak olan diskte, uçak tipine göre en iyi sürtünme ve aşınma değerlerinin seçilmesi gerekir. Aslında en çok tercih edilen ; sürtünme katsayısının yüksek, aşınma değerinin düşük olmasıdır. Ancak, sürtünme karakteristikliklerine yönelik çalışmalar bunun birbirinden bağımsız olarak değiştirilemediğini göstermiş olmasına rağmen, PAN temelli fiberlerin yüksek dayanımlarından dolayı, sürtünme katsayılarının yüksek olmasının yanında aşınma değerlerinin aynı çalışma şartları altında diğer çeşit fiberlere göre düşük olduğu görülmüştür.

Fren sisteminin sürtünme katsayısı gibi verilerinin bulunabilmesi için alman bilim adamı Krauss Masstechnik tarafından aşağıdaki şekilde görülen RWS60B adlı sürtünme özelliklerini ölçen bir cihaz geliştirilmiştir.



Şekil 3.8 Sürtünme Veri Ölçüm Cihazı

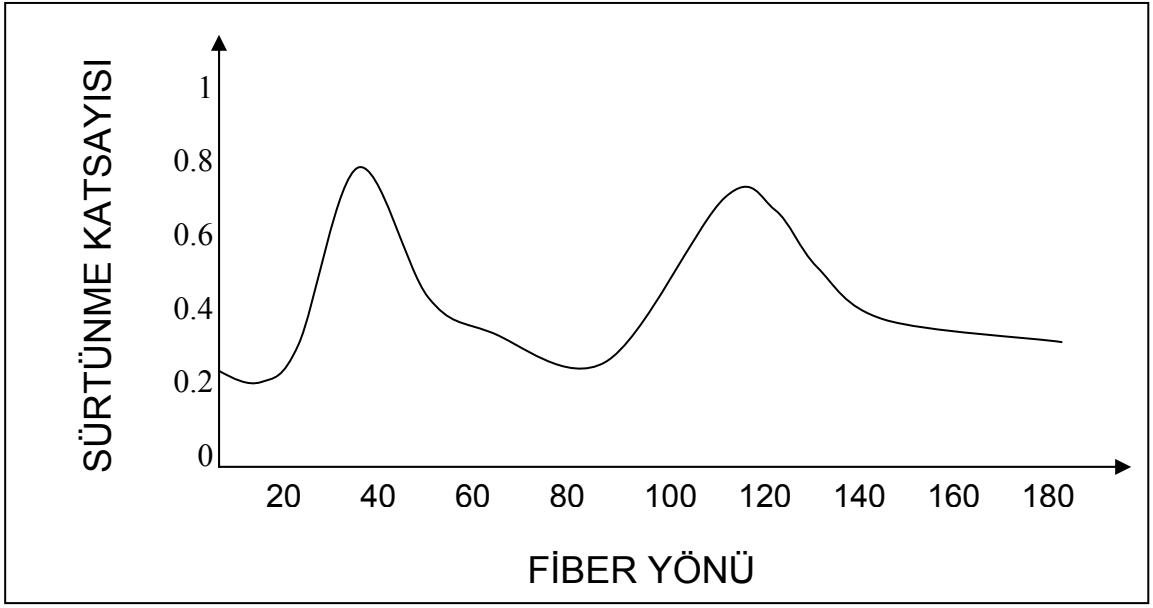
Bunun sayesinde yapılan testlerle yük altında disk bileşiminin performansı ölçülebilmektedir. RWS60B kullanılarak alınan önemli bir sonuç ise, aşağıdaki şekilde görülen 45 derecelik fiber yönünün en yüksek sürtünme katsayısını ve en yüksek aşınma değerini verdiği görülmüştür. Aynı zamanda fiber yönüne ilave olarak kompozitin yoğunluğu ve matris içindeki fiber hacminin de yukarıda bulunan sürtünme karakteristiklerine etkisinin yüksek olduğu ortaya çıkartılmıştır.



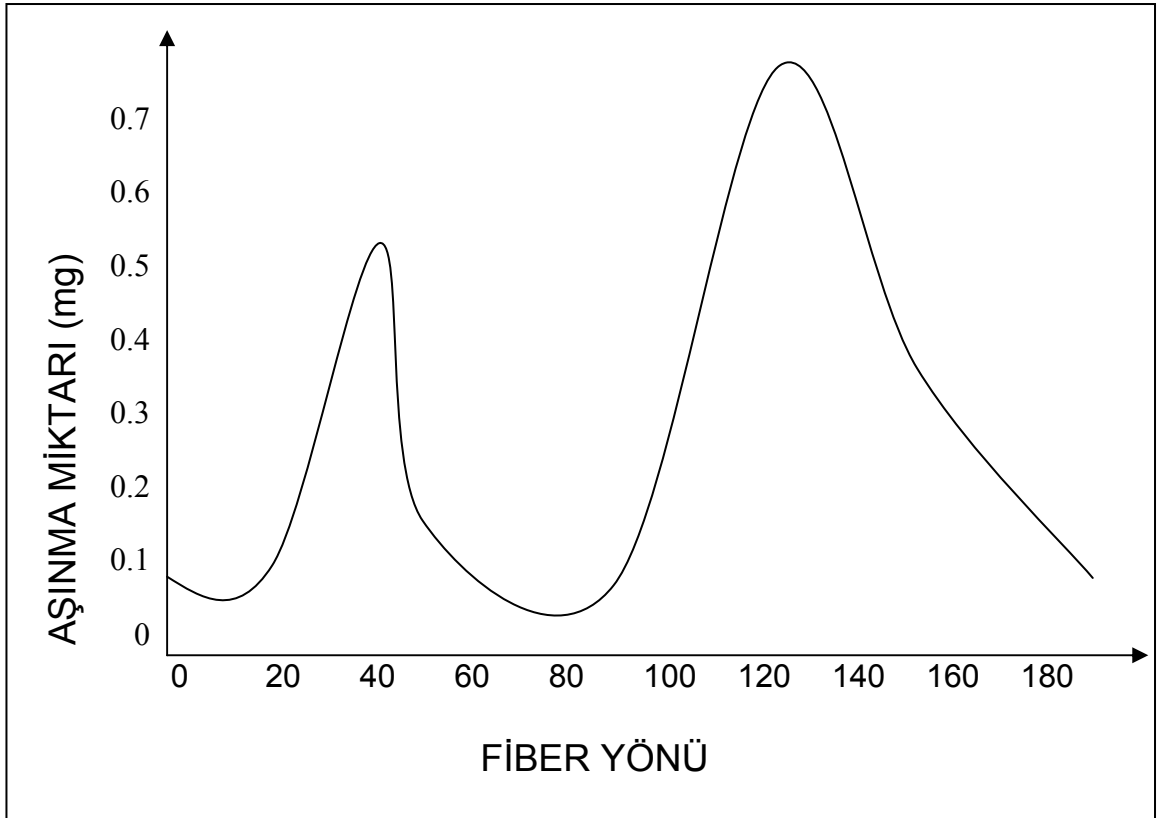
Şekil 3.9 Farklı Fiber Oryantasyonları

Sürtünme katsayısı ilk hız azaldıkça artar, basınç arttıkça azalır. Sürtünme katsayısı ile ilgili bir başka etken ise fiber tabakanın 3 boyutlu olarak imal edilmiş olmasıdır. 3 boyutlu fiber kullanılan bir fren diskinin sürtünme katsayısı da yükselmektedir.

Aşağıdaki şekillerde fiber yönlerinin sürtünme katsayısı ve aşınma oranına etkisi karşılaştırılmıştır.

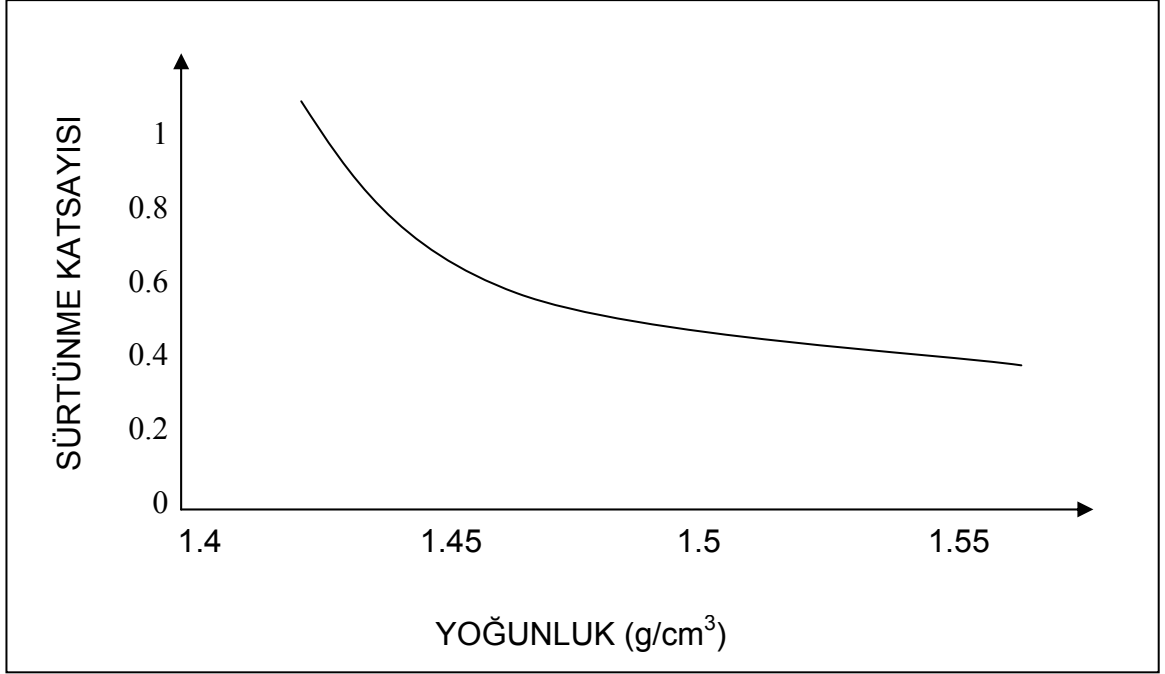


Şekil 3.10 Fiber Yönlerinin Sürtünme Katsayısına Etkisi

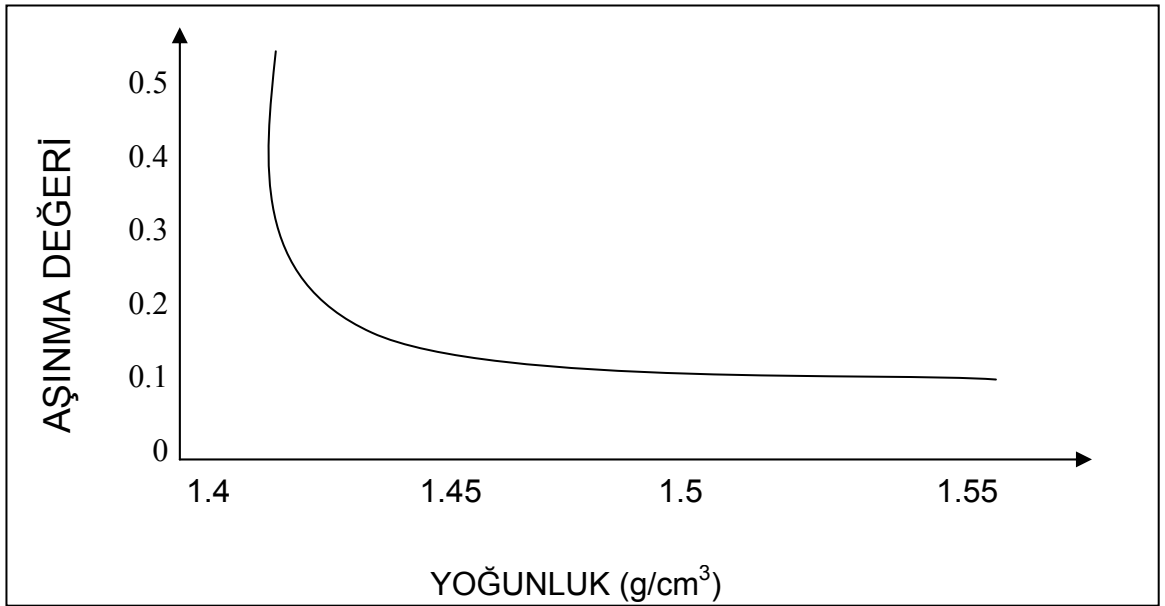


Şekil 3.11 Fiber Yönlerinin Aşınma Miktarına Etkisi

Bunun yanında, sürtünme katsayısı ve aşınma miktarı fiberi yoğunluğuna da bağlıdır. Aşağıdaki şekillerde fiber yoğunluğunun aşınma değeri ve sürtünme katsayısına etkisi gösterilmiştir.

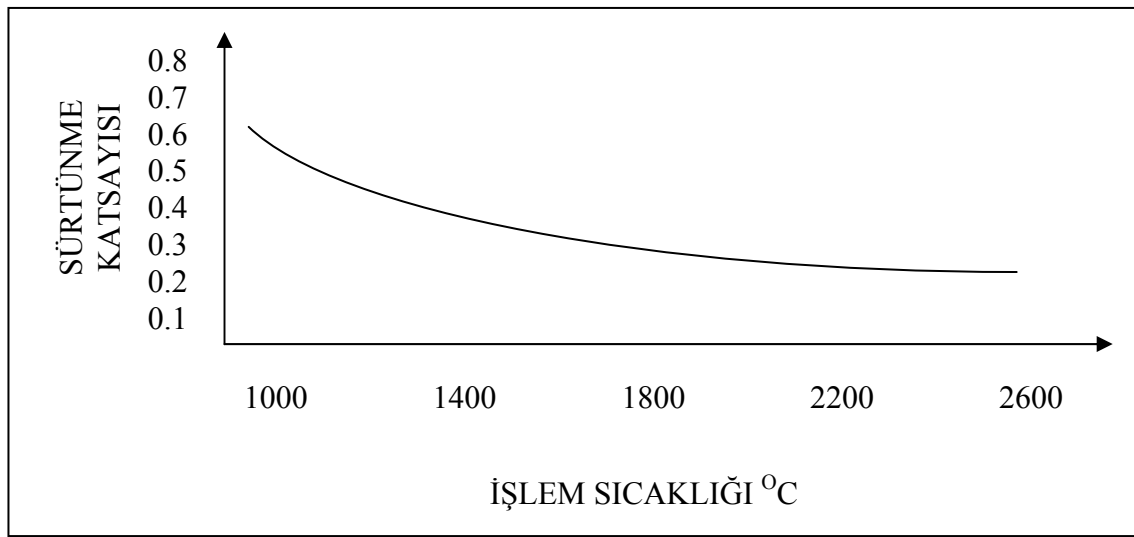


şekil 3.12 Yoğunluğun Sürtünme Katsayısına Etkisi



şekil 3.13 Yoğunluğun Aşınma Değerine Etkisi

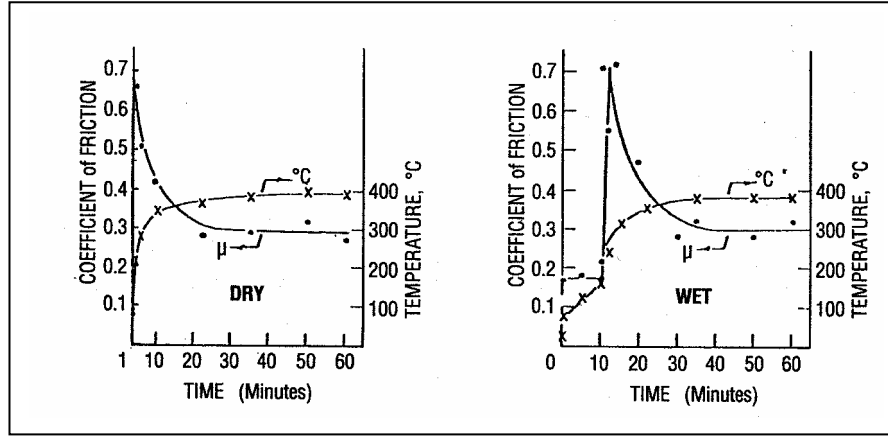
Young modülünün artması ise sürtünme katsayısının azalmasına neden olur. Düşük sürtünme katsayısı, aşınma değerinin düşmesini sağlar. Bu sebeple yüksek sıcaklıklarda ısıtılma işlem yapılması gereklidir. Young modülünün artırılması için grafitleştirme yapılmalıdır. Yüksek derecede grafitleştirilmiş bir yapıda oluşan düzen, bu ortamda sürtünme değerlerinin düşmesini sağlar, Ancak, grafitleştirilmemiş, ve oluşan düzensizlik nedeniyle, mikro derecede mevcut gözenekler ve pürüzler sürtünme katsayısını artırır. Aynı zamanda grafitleştirilmemiş bir diskte oluşan sıcaklık miktarı ortalama bir frenleme için 800 °C seviyelerinde iken , bu sıcaklık, grafitleştirilmiş bir fren diskinde daha düşüktür. Aşağıdaki şekilde ısıtılma işlem sıcaklığına bağlı olarak elde edilebilecek sürtünme katsayılarından örnekler verilmiştir. Yapılan çalışmalarda ısıtılma işlem sıcaklığı için 1600 °C seviyesinin en iyi olduğu değerlendirilmektedir [4].



Şekil 3.14 İşlem Sıcaklığının Sürtünme Katsayısına Etkisi

3.4 Karbon karbon kompozit fren disklerinin performansları hakkında yapılmış çalışmalar

Sürtünme katsayısı ve aşınma değerlerine etkiyen bir başka faktör ise dış ortamın nemliliğidir. Yağmurlu bir havada frenleme esnasında oluşan sıcaklık azalır buna bağlı olarak da sürtünme katsayısı düşer. Ancak bu gelişme yaklaşık 10 dakikalık süre için geçerlidir. 10 dakikadan sonra, oluşan sıcaklık fren bloğu içerisindeki ortamda bulunan nemi kurutur ve sistem kuru havadaki gibi sonuçlar vermeye başlar.



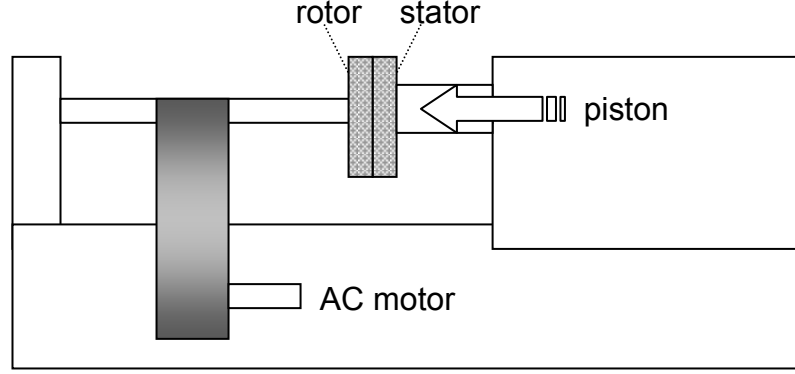
Şekil 3.15 Dış Ortam Nemliliğinin Sürtünme Katsayısına Etkisi

Fiber ve matris içerisindeki karbonun yanında matris içerisine yapılacak organik ilaveler sayesinde de sürtünme katsayısı düşürülebilir. TiN ve carbitler matris içerisine eklendiğinde sürtünme katsayısının 0.8-0.5 civarında düştüğü gözlemlenmiştir. [4]

Bunun yanında, Yidong Yuan [5] tarafından yapılan bir deneyde ortam nemliliğine bağlı olarak sürtünme katsayısında meydana gelen değişiklik yukarıda anlatıldığı gibi, önce sürtünme katsayısının düzgün artışı ve aniden yükselişi ve daha sonra sürtünme katsayısının azalması şeklinde gözlemlenmiştir. Bu deneyde dış çapı 100mm, iç çapı 35mm ve kalınlığı 10mm olan 4 adet fren diski incelenmiştir. Bu dört fren diski farklı ısıl işleme tabi tutulmuştur. Bunlar; 1800 °C, 1800+2000 °C, 2000 °C, 2300 °C 'dir. Bu dört numune son olarak, laboratuvar tipi sürtünme test cihazına uygun hale getirilerek; dış çapı 77mm, iç çapı 55mm ve kalınlığı 8mm olacak şekilde traşlanmıştır. Öncelikle her dört numune de test düzeneğinin içine yerleştirilmiş ve 7 kez farklı değerlerde sürtünme kondisyonlarına sokulmuştur. Bu ilk aşamada sürtünme yüzeyleri şncelenmiş ve %80 üzerinde temas yüzeyi elde edilmiş olduğu tespit edildikten sonra asıl testlere geçilmiştir. Test esnasında ise frenlemeler ile ilgili her ayrı durum 5 defa denenmiş ve sonuçların ortalamaları alınmıştır. Burada özellikle denenen nemli ortamdaki sonuçlar olduğundan sürtünme yüzeyleri suni okyanus suyuyla ıslatılmıştır. Isıl sonuçların takibi için kullanılan termokupiller, sürtünme yüzeylerinin dış ucuna yerleştirilmiştir. Bu şekilde incelenen değişik ısıl işlemlerle elde edilmiş karbon kompozit diskler içinde en iyi sonucu 2000 °C sıcaklıkta CVD işlemine tabi tutulmuş diskin verdiği tespit edilmiştir.

Sürtünme katsayıları karbon kompozitin grafitleştirme değeri ve buna bağlı olarak oluşan ısıl iletkenlik katsayısına bağlı olarak değişmektedir. Bu iki özellik arasındaki bağlantının anlaşılabilmesi için Xiang Xiong'un yapmış olduğu bir çalışmada [6] aşağıda gösterilen 3 ayrı özelliğe sahip karbon kompozit alınarak NL (normal landing-normal iniş), OL (over landing-hızlı iniş), RTO (rejected take off – kalkış iptali) durumlarında örnek numune olarak imal edilmiş diskler üzerinde inceleme yapılmıştır.

Yapılan deneyde kullanılan diskler, 75X15mm ebatlarında olup motora bağlı bir mile oturtulmuş, motordan kasnak vasıtasıyla gelen dönme hareketi, diğer taraftan aşağıdaki şekilde piston vasıtasıyla sönmülmeye çalışılmıştır.



Şekil 3.16 Disk on Disk Sürtünme Deney Düzenegi

Sonuç olarak aşağıdaki değerler ortaya çıkmıştır.

Çizelge 3.3 Sürtünme Deneyi Sonuçları

	Isıl iletkenlik W/mK	Grafitleştirme derecesi (%)	Test çeşidi	Sürtünme katsayısı	Aşınma kaybı (mg)
A	54	35.5	NL	0.32	3.77
			OV	0.25	43.52
			RTO	0.19	145.52
B	69.6	49	NL	0.31	5.17
			OV	0.32	27.62
			RTO	0.32	92.64
C	165.7	87.2	NL	0.31	5.13
			OV	0.32	22.71
			RTO	0.31	88.05

4. UÇAK BALATALARINDA KULLANILAN MALZEMELER

4.1 Giriş

Uçağın gökyüzüne çıktığı ilk günlerde, genellikle askeri alanda ve büyük uçaklardaki fren sistemlerinde ilk başlarda fenolik, daha sonra bakır ve çelik esaslı fren diskleri kullanılmıştır. Ancak zamanla, çeliğe oranla hem ağırlık, hem mekanik veriler ve performans açısından daha etkin karbon esaslı kompozit fren disklerinin avantajı göze çarpmaya başlamıştır. İlk karbon kompozit fren sistemi 1972 yılında Concorde uçağında kullanılmıştır [7].

Bugün dünyada üretilen karbon karbon kompozitin %63'ü uçak fren sistemlerinde kullanılmak üzere imal edilmektedir. 1970li yıllardan başlayarak, Concorde uçağındaki kullanımının ardından bugüne kadar gelişen teknoloji ve piyasa etkisi, karbon karbon malzemenin fiyatının 550 £/kg'dan 100 £/kg'a düşmesini sağlamıştır. Bu sayede sivil havacılıkta da kullanım artmıştır. Günümüzde, Boeing 747-400, 757, 767, 777 uçaklarında karbon karbon fren diskleri kullanılmaktadır.

4.2 Karbon Balataların Avantajları

Çarpıcı bir örnek olarak Boeing 767 uçağında, çelik fren diskinden karbon karbon fren diskine geçilmesiyle 400 kg ağırlıkta kazanç sağlanmış, bunun yanında çelik disklerin 1500 inişlik ömrüyle kıyaslandığında 2 kat daha fazla iniş kapasitesiyle malzeme döngüsünden de 2 kat kar elde edilmiştir.

Aşağıdaki Çizelgede çelik ve karbon esaslı fren disklerinin karşılaştırması yer almaktadır. Çizelgeden de görüleceği gibi, karbonun yüksek özgül ısı ve ısı iletkenliği, ısı emici olarak çeliğe nazaran daha çok tercih ediliyor olmasının asli sebebidir. Bunlardan ilki fren diskinin küçülmesine ikincisi ise, ortaya çıkan ısının daha homojen olarak disk üzerinde yayılmasına ve havaya iletilmesine imkan sağlamaktadır.

Çizelge 4.1 Çelik ve Karbon Yapının Karşılaştırması

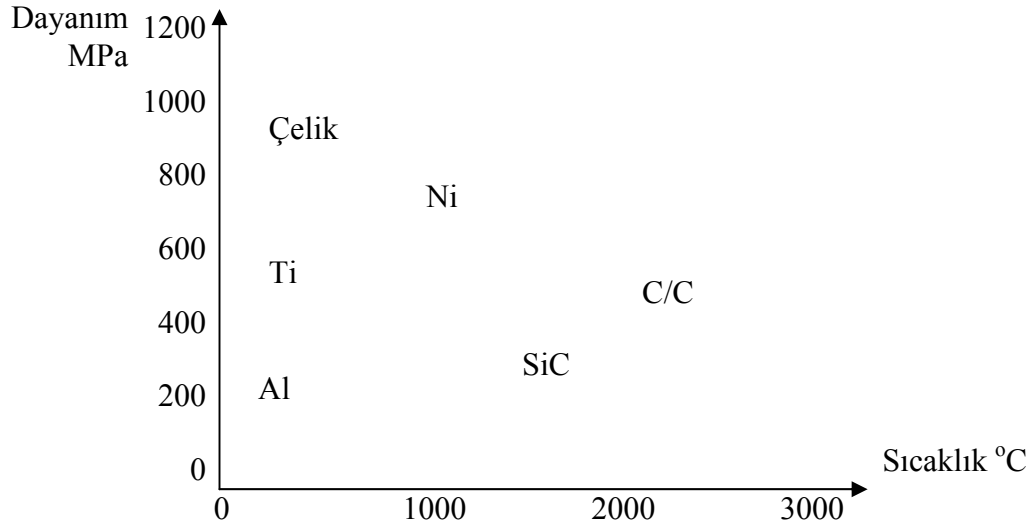
ÖZELLİK	ÇELİK	KARBON	İSTENİLEN
Yoğunluk gr/cm ³	7.2	2.26	Düşük
Özgül ısı 50°C sıcaklıkta J/ kg °C	0.46	0.71	Yüksek
Isıl iletkenlik W/mK	100	30-600	Yüksek

Karbonun özgül ısısının yüksek olmasından dolayı 2000 °C sıcaklıklara kadar mekanik özelliğini yitirmemektedir. Aynı açıdan çelik incelendiğinde bu yeteneğin 800 °C lere kaybedildiğini görmekteyiz. Aslında burada elde edilen net fayda, karbonun kullanımını sürdürdüğü sıcaklık seviyesinin, çeliğe oranla 2-3 kat fazla olmasıdır [8].

Havacılık uygulamalarını değerlendirdiğimizde çoğu zaman yukarıda bahsedilen sıcaklıklara ulaşılmamaktadır. Bunun sebebi, fren düzeneğinin bulunduğu bölgede yer alan lastik, hidrolik boru ve metal jantların hiçbirinin malzemesinin karbonun en yüksek çalışma sıcaklıklarına dayanamamasıdır. Fren diskleri 2000 °C sıcaklığa ulaştığında, ısı yutucuları çevreleyen ön ve arka levhalardan janta iletilen ısı, hidrolik borularını yakar ve hidroliğin alev almasına ya da lastiği eriterek dikmenin ve daha ileri vakalarda uçağın hasarlanma sebep olacaktır. Bu gibi durumlarda da acil işlem prosedüreri içerisinde iniş takım dikmesine belirli bir süre boyunca yaklaşılmaması hatta yangın olabileceğinden, yangın söndürücülerin hazır bulundurulmasını teknik dökümanlar içermektedir.

RTO (Rejected Take Off) adı verilen kalkış esnasında vazgeçme halinde uçaktaki yüksek hareket enerjisinin çok kısa mesafede ısıya çevrilmesi gereken ani durumlarda nadiren de olsa bu sıcaklık seviyelerine karşılaşılabilmektedir. Çalışma sıcaklığının bu seviyelere ulaştığı durumlarda oksidasyonun da hız kazanacağı unutulmamalıdır.

Aşağıdaki şekilde, böyle bir durumda diğer birtakım ısıya dayanıklı malzemeler ile karşılaştırılan karbon/karbon kompozitin verimi göze çarpmaktadır.



Şekil 4.1 Basınç Altında Karbon Kompozitin Sıcaklığı

Bunun yanında az işçilik gerektirmesi, ağırlığının düşük olması sebebiyle uçak toplam ağırlığına önemli etkisi ve daha uzun ömürlü olması sayesinde çelik fren disklerinin yerini almaya başlamıştır. Aynı zamanda karbon fren diskleri, frenleme kapasitelerini yüksek sıcaklıklarda dahi çeliğe oranla daha fazla muhafaza edebildikleri görülmüştür.

Karbon kompozit fren disklerinin iki açıdan dezavantajı olduğu kabul edilmektedir. İlki, çelikle mukayese edildiğinde karbon kompozit disklerin, oksidasyona bağlı olarak performans düşmesinde çeliğin gerisinde kalmasıdır. Zaten karbon disklerdeki aşınmanın büyük çoğunluğu oksidasyon neticesinde verilen kayıplardan olmaktadır. Nitekim, son günlerde uygulanmaya başlanan oksidasyon önleyici içeriklerin eklenmesiyle karbon disklerdeki bu dezavantajın etkisi oldukça azaltılmıştır.

Diğer söz edilen dezavantaj ise, aynı miktar enerjiyi emmek için, daha büyük bir hacim gerektirmesidir. Bu da disk sayısı ile birlikte gerektiğinde lastik sayısının da artması anlamına gelmektedir.

Çelik ve karbon esaslı fren diskleri arasında bir seçim yapmak sözkonusu olduğunda, maliyet ve performans arasında bir değerlendirme yaparak net bir ayırım yapmak zordur. Ancak otoriteler, (ABSC firması yetkilileri) ortalama uçuş süresi 2,5 saati geçmeyen ticari uçakların, maliyet/etkinlik açısından incelendiğinde, çelik esaslı fren disklerini kullanmaya devam etmelerini tavsiye etmektedir [7].

Aşağıda, havacılık uygulamalarında kullanılmakta olan iki tip karbon-karbon kompozitin temel fiziksel özellikleri yer almaktadır [8].

Çizelge 4.2 Karbon Kompozitin Temel Fiziksel Özellikleri

	Units	AC200	AC250
Yoğunluk	Mgm ⁻³	1.7	1.7
Eğme Dayanımı	MPa	147	490
Basma Dayanımı	MPa	98	235
Charpy vurma değeri	Jm ⁻²	12740	52000
Boya karşılık genleşme değeri	10 ⁻⁶ K ⁻¹	1.1	0.6
Kalınlığa karşılık genleşme değeri	10 ⁻⁶ K ⁻¹	8.4	8.2
Boyuna ısı iletkenlik değeri	W/mK	34.9	68.6
Enine ısı iletim	W/mK	12.8	10.5
Özgül ısı	20 ⁰ C (kJ/kgK)	0.76	0.76
Özgül ısı	1200 ⁰ C (kJ/kgK)	1.98	1.89
Kesme dayanımı		81	85
Hacim yalıtkanlığı	μΩm	25	17

Karbon/Karbon yapının temel malzemesi karbon fiberler olup, aslında pahalı malzemelerdir. Bu malzemeyi pahalı kılan, İmalatı esnasında gerek duyulan, fırınlama, filitreleme, yavaş ısıtma ve soğutma işlem basamakları ile kalite güvence prosedürleri (örnekleme, tahribatsız muayene işlemleri, özelliklerin denenemesi) gibi bir takım özel aşamalardan geçmesidir.

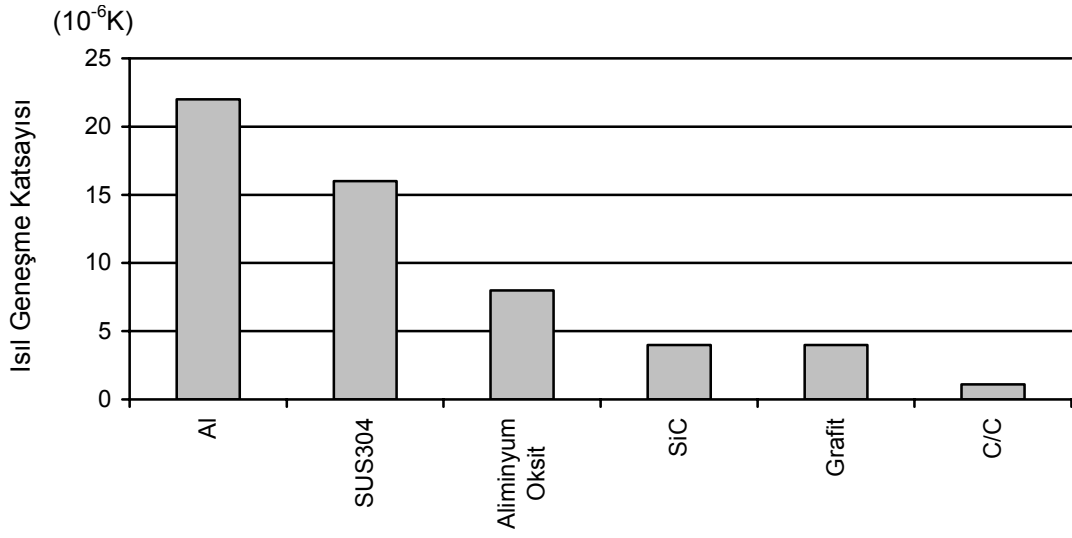
Bu yüksek maliyet, malzemenin uzun vadede sağladığı fayda ile karşılanmaktadır. Karbon/Karbonun daha uzun ömürlü olması, yedek malzeme döngüsünü azaltmaktadır. Bunun yanında hafifliği, toplam uçak ağırlığında yakıt tasarrufu veya daha fazla yolcu ya da yük alınmasına imkan sağlaması yönünden pahalılığının vermiş olduğu dezavantajı dengelenemekte hatta daha karlı olmaktadır.

Askeri, tıbbi, sportif uygulamalarda eğer ihtiyaç duyulan malzeme özelliğininin, başka alternatif bir yöntemle elde etmenin mümkün olmadığı durumlarda tabiki pahalılık, üzerinde durulan öncelikli bir konu olmamaktadır.

Aşağıda karbon / karbon kompozitin sıradışı temel fiziksel özellikleri sıralanmıştır.

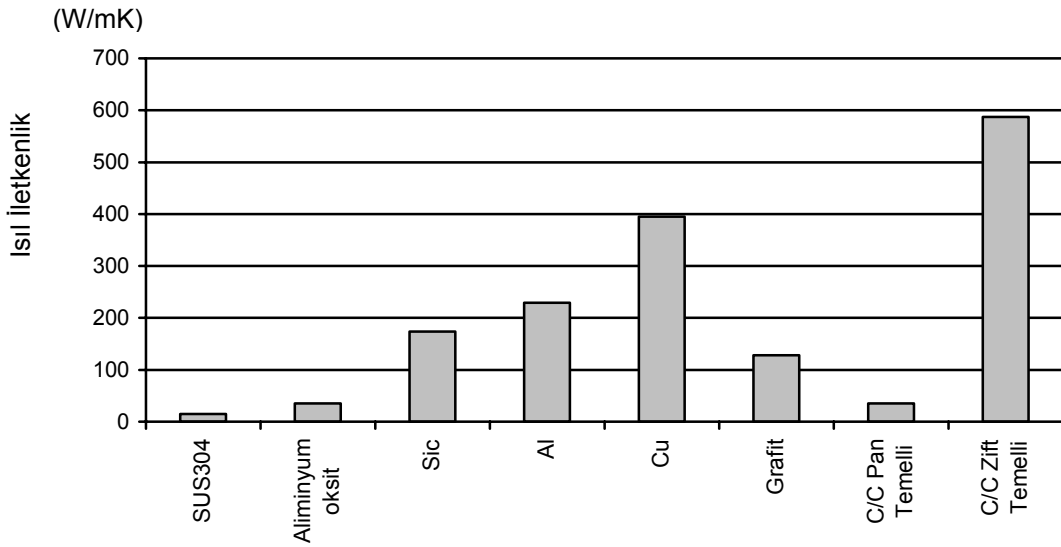
- 2000 °C sıcaklıklarda dahi eşsiz dayanımı
- ısı genleşme katsayısının düşüklüğü
- Isıl şok dayanımının yüksekliği
- Artırılmış aşınma dayanımı
- Yüksek dayanımına rağmen hafifliği
- Yüksek şekil alma kabiliyeti
- Yüksek ısı iletkenliği
- Mükemmel elektrik iletkenliği
- Ani ısınma, ani soğuma özelliği
- Gelişmiş kırılma tokluğu

Karbon / Karbon kompozitin ısı genleşme katsayısı kendisi ile aynı katagoride kullanımda olan diğer birtakım metallerle kıyaslandığında 1/16 civarında daha düşük olduğu görülmektedir. Bu üstün fiziksel karakteristiklerinden dolayı yüksek sıcaklığa maruz kalınan ortamlarda çalışan karbon / karbon kompozite tasarımda büyük esneklik sağlamaktadır [8].



Şekil 4.2 Karbon Kompozitin Isıl Genleşme Katsayısı

Karbon / karbon kompozitin bir diğer önemli fiziksel özelliği ise ısı iletkenlik açısından gösterdiği üstün niteliklerdir. Isıl iletkenlik katsayısı özel nitelikli birtakım karbon fiberlerin kullanımı ve ısı işlemler sonrasında 30-600 W/mK değerlerine ulaşabilmektedir [8].



Şekil 4.3 Karbon Kompozitin Isıl İletkenliği

5. UÇAK FREN BALATALARININ ÜRETİM YÖNTEMLERİ

5.1 Giriş

Uçaklarda kullanılan karbon fren balataları, kalınlığı 10-50 mm arasında değişen, çapı 500mm kadar çıkabilen düz daire şekilli plakalar halinde üretilmektedir. Kompoziti meydana getiren temel malzeme olarak ince bir tabaka halinde rastgele yönlü örülmüş kumaş şeklinde bir araya getirilmiş karbon fiber tabakaları kullanılmaktadır. Matris oluşturma yöntemi olarak temelde reçine kaplama ya da genellikle CVD (Chemical Vapor Deposition) (kimyasal buhar biriktirme yöntemi) matris biçimleri tercih edilmektedir [8].

Matris ve fiber çeşitleri ve imalat yöntemleri, kullanılacak olan diskten beklenen sürtünme performansına ve istenen imalat maliyetinin değerlendirilmesine göre karar verilmektedir [8].

Karbon/karbon kompozitler örme metoduyla (yarn PY method) üretilmektedir. Örme metodu, kok'dan oluşan matris ve zift bağlayıcı tozlar içerisinde bir miktar carbon fiber bileşiminden oluşmaktadır. Bu yapıdan oluşturulan örme katmanlar üstüste getirilerek sıcaklık ve basınç altında plaka haline dönüştürülerek bir koruyucu (inert) gaz ortamında 2000 °C sıcaklıkta grafitleştirilir. Sözüne edilen PY metodu, diğer sıradan metodlara kıyasla (CVD metoduna göre) 1/3 veya 1/6 oranda daha kısa işçilikle istenilen malzemenin üretilmesini sağlar. İçeriğine bakıldığında ilk başta %40-50 oranında karbon fiber olan karışım, PY metodu ile yapılan işlemler ve 2000 °C'de yapılan grafitleştirme sonrasında %100 karbon haline dönüşür [8].

Genellikle sorulan bir soru; “karbon matrisli kompozitler nelerdir?” bu soruya her ne kadar net bir cevap vermek zorsa da genel anlamda; karbon ya da grafit fiberlerin karbon ya da grafit matris içine gömülmüş gelişmiş malzemeler olarak tanımlayabiliriz. Karbon fiber desteği bu malzemeyi grafitte göre daha dayanıklı, tok ve ısıl şoklara daha dayanıklı hale getirmektedir [9].

Söz konusu karbon yapısı içinde mükemmel bir kristal düzen görülür. Karbon, genellikle organik hammaddelerden, karbonizasyon adındaki bir yakma metodu ile elde edilip, grafitik ya da grafitik olmayan formlarda bulunabilir. Karbonizasyon işlemi organik bir malzemenin, 1200 °C den daha fazla sıcaklıklarda püroliz işlemi ile arı karbon kalıntısı haline getirilmesidir. Grafitleştirme ise, yarı kararlı grafitik olmayan karbonun sıcaklık veya da basınç altında grafit haline dönüştürülme (katı hal) işlemidir [9].

5.2 Karbon Fiber Desteklemesi

Ticari olarak bulanabilen karbon fiberlerdeki karbon oranı %99,9 seviyesindedir. Görevi ise, kırılğan karbon matrisini desteklemektir. Karbon fiber endüstrisi 3 çeşit hammadde kullanmaktadır. **Suni İpek**, **PAN** (polyarylonitrile) ve **Zift** [9].

İlk kez karbon fiber endüstrisine giren malzeme 1959 yılında Suni ipek bazlı karbon fiberler olmuştur. Suni ipeğin dezavantajı karbon miktarının %20-24 seviyelerinde olmasıdır. Düşük karbon miktarı ve zayıf mekanik özellikler suni ipek hammaddesinin piyasadan silinmesine sebep olmuştur [9].

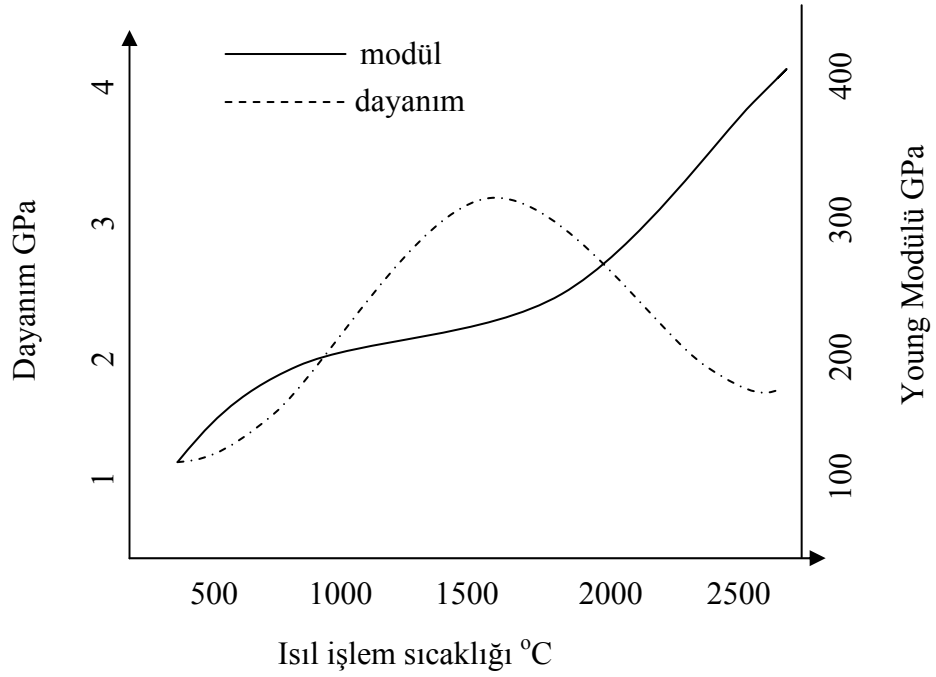
1960'ların başında ise PAN bazlı karbon fiberlere yönelinmiş, eğer ısıl işlem esnasında bozulan karbon yapısının oksidasyona çok hassaslaştığı durumları kontrol altına alınabilirse suni ipeğe oranla daha yüksek karbon oranlı ve paslanmayan bir malzeme elde edilebileceği keşfedilmiştir. Bu amaçla PAN fiberler, dış atmosferden saf azot ile yalıtılmış bir ortamda 500-600 °C lere kadar ısıtılmıştır. Ancak bu sıcaklıklarda dahi sözkonusu organik malzeme hala yüksek oranda heteroatomlar içerebilmektedir. PAN bazlı bir karbon fiber 1000 °C lere kadar %6 oranında azot içermektedir. Ancak, 1600 °Cden sonra karbon fiber içinde azot artışı kalmamaktadır [9].

Karbonizasyon işlemi genellikle 1000-1500 °C sıcaklıklarda gerçekleştirilmektedir. Bu ısıl değer aralığı, yoğunlukta 1.45 ile 1.7 gr/cm³ arası bir değişim yaratmaktadır [9].

PAN hammaddesi kullanılarak elde edilen karbon fiberler genellikle 3 katagoriye ayrılır [8].

- Düşük modüllü III.Tip (E=120-190GPa) (1000-1200 °C)
- Orta modüllü II.Tip (E=220-250GPa) (1200-1700 °C)
- Yüksek modüllü I.Tip (E=360-400GPa) (1700-2500 °C)

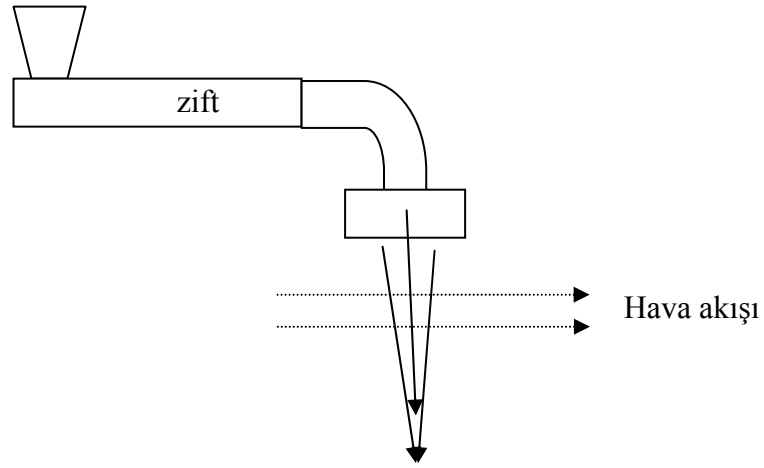
Aşağıdaki şekilde, ısıl işlem sıcaklığına göre PAN esaslı karbon fiberlerin dayanım ve Modul değerlerinin nasıl değiştiği görülmektedir [8].



Şekil 5.1 PAN Fiberin Isıl İşlem Sıcaklığına Bağlı Dayanım Eğrisi

Zift olarak kullanılan karbon fiber ise, asfalt ya da petrolün işlenmesiyle elde edilen çok atomlu molekülleridir. Zift, termoplastik bir malzeme olduğundan sıcaklık altında kolaylıkla erir. Bu sayede erilerek yün şeklinde örülmeye çok müsaittir. Ancak, bu şekilde örülmüş bir yapının modülü yaklaşık 40GPa civarında, dayanımı ise 1GPa civarında olmaktadır. Bu eksikliği giderebilmek için gayet yüksek maliyetli ve hiç de pratik olmayan 2700-3000 °C lerde gerçekleşen sıcak germe işlemi yapılmasına ihtiyaç duymaktadır. Bu yüzden yapısal malzeme olarak tercih edilmemektedir. Genellikle ucuz dolgu ve destek malzemesi olarak inşaat çimentosu içeriğinde veya daha alt seviyelerde destekleyici malzeme olarak kullanılmaktadır [9].

Ticari amaçlara hizmet edebilecek daha kullanışlı fiberler arafaz (Katı-sıvı arası geçiş fazı) ziftlerden elde edilmektedir. Arafaz zift, petrolün termal ya da katalitik polimerizasyonu işlemi ile elde edilir. Bu işlem, yaklaşık 350-450 °C sıcaklıkta 40 saatlik bir sürede gerçekleşir. Bu sayede isotropik malzeme %45-60 oranında sıvı anizotropik, arafaz ya da likit kristal hale geçmektedir. Bu arafaz zift, uygun bir sıra dökme ve örme metodlarıyla yüksek modüllü, yüksek dayanımlı karbon fiber elde etmek için kullanılabilir. Bu dökme ve örme metodu, eriyik halde ziftin gaz halde bir nozuldan püskürtülmesi ile ziftin hem soğuması hem de katılaşması sağlanarak bir fiber tabaka elde edilmesi işlemi içerir. Bu işlemin süreci aşağıdaki şekilde gösterilmiştir [9].



Şekil 5.2 Arafaz Ziftin Dökme Örne Metodu

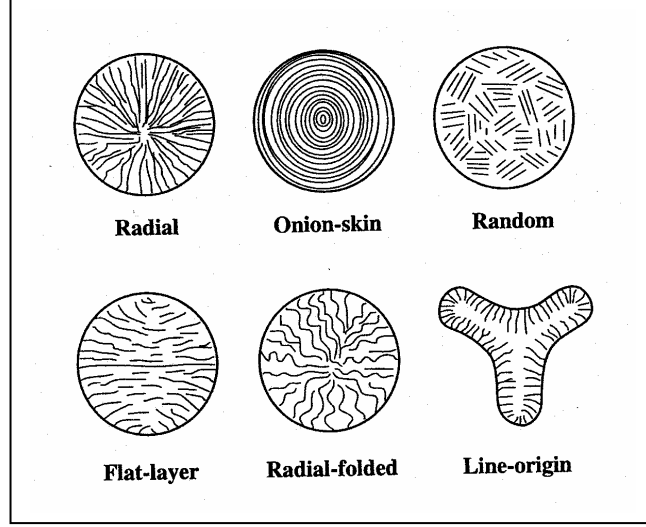
0.1-0.2 £/kg lık fiyatıyla arafaz zift, 0.5 £/kg fiyatı olan PAN hammaddesine göre çok daha ucuz ve daha iyi mekanik özelliklere sahiptir. Arafaz ziftin karbon derişimi %75-80 seviyelerindedir. Sözüne ettiğimiz bu 3 hammadeden elde edilen karbon fiberlerin karşılaştırmaları aşağıdaki Çizelgede yer almaktadır [9].

Çizelge 5.1 Karbon Fiberlerin Karşılaştırması

Fiber çeşidi	Eksenel dayanım GPa	Eksenel çekme modülü GPa	Hasar Gerinimi (Kopma uzaması) %	Yoğunluk kg/m ³	Eksenel ısı iletkenlik W/mK
Suni İpek	0.5-1	25-40	2.5	1500-1600	3.5-4
PAN LM	3-5	210-250	1.5	1700	8-10
PAN IM	4-5	280-320	1.7-1.9	1800	10-25
PAN HM	1.9-2.8	400-460	0.6	1900	70-100
Isotropic Zift	0.8-1	40	2.5	1600	15-40
Arafaz zift LM	1.4	140-160	0.9	1900	100
Arafaz zift HM	2	350-450	0.4	2000	120-300
Arafaz zift Ultra-HM	2.2	700-820	0.3	2150	500-1100

5.3 Karbon Fiberlerin Sarılması

Karbon fiberlerin ısı iletkenlik ve mekanik özellikleri sarılma esnasında yapılan işlemlere dayalı olarak ortaya çıkmaktadır. Fiber şekli, yüzey yapısı, kalınlığı sarılma özellikleri değiştirilerek kontrol edilebilir. Aşağıdaki şekilde, değişik sarılma ortamlarında elde edilen fiber yapıları gösterilmiştir [10].



Şekil 5.3 Değişik Sarma Yöntemleriyle Elde Edilen Fiber Yapıları

Sarma işlemi hammadde ve son üründen beklenen yapıya göre belirlenebilecek bir sıcaklık ortamında gerçekleşir. Sarılacak olan fiber hammaddenin, ısıtılarak eritilebilmesi ve akışkanlığının bu ortamda yeteri kadar artırılabilmesi gerekir. Ancak bu sayede ince deliklerden geçirilebilir. Bahsedilen deliklerden geçen fiber hammadde saç teli kalınlığında çıkartılır [10].

Ticari alanda kullanılan karbon fiberlerin iki ana sarma şekli vardır;

5.3.1 Eriterek Sarma (Melt Spinning)

Naylon gibi termoplastik bir malzemenin ergime noktasının üzerinde bir sıcaklığa çıkartılır, deliklerden geçmesi için basınçlandırılır. Deliklerden geçmeden önce eriyik haldeki polimer, filtreden geçirilerek istenmeyen partiküllerden arındırılır. Deliklerden çıkan fiber, bir merdane etrafında sarılarak biriktirilir. Bu tellerin deliklerden çıkması esnasında sarılmadan önce ısıl işleme tabi tutularak kristalize edilir [10].

Termoplastik polimerlerin yanında Zift hammadde için de bu metod kullanılır. Zift, sarılmadan bir adım önce yapılan ısıl işlem basamağında likit kristal ya da arafaz hale gelir [10].

5.3.2 Çözelti İle Sarma (Solution Spinning)

Birçok karbon fiberin ergime noktası çok yüksektir. Bu yüzden eriterek sarma metodu kullanmak pratik değildir. Bu tip malzemeler için alternatif olarak kullanılan çözelti sarma tekniği iki ana yöntemle uygulanır. [10]

5.3.2.1 Kuru Sarma (Dry Spinning)

Uygulanacak olan polimer bir solvent içinde ayrıklaştırılarak deliklerden geçirilir. Delikten çıktıktan sonra sarmadan önce yüksek sıcaklıkta koruyucu gaz püskürtülerek solventin havaya karışması yani polimeri terk etmesi sağlanır. Bu yöntemle polimerik fiberler, eriterek sarma metodunun son basamağında olduğu gibi sarılarak biriktirilir. Ancak solventin yarattığı etkilerin giderilebilmesi için extra yıkama prosedürleri de uygulanabilir [10].

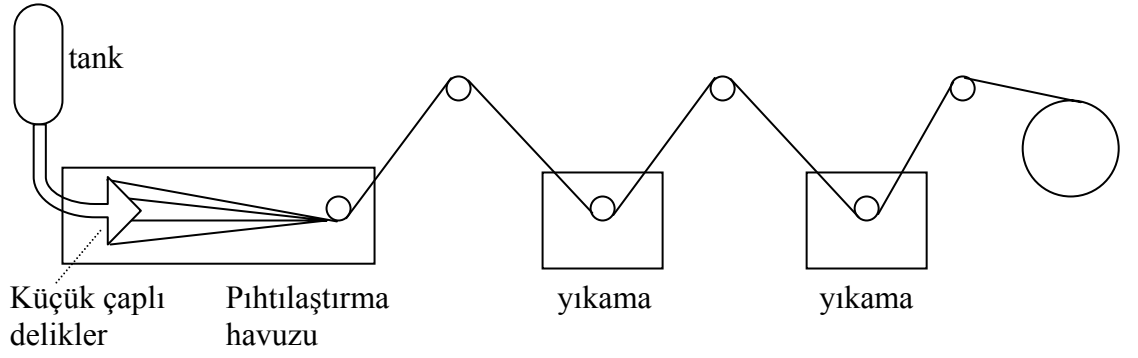
Temel olarak yukarıda açıklanan işlemler, aynı maksatla icra edilir. Tek fark, solventin fiberi terk etmesi için sıvı pıhtılaştırıcı değil, gaz pıhtılaştırıcı ile solventin buharlaştırılarak ayrılmasının sağlanmasıdır [11].

İster kuru ister ıslak sarma yöntemi olsun kalan solventin temizlenmesi için bir sonraki aşama yıkanma safhasıdır. Yıkanma safhasından sonra gerdirilerek fiber yönlerinin tek eksene paralele hale gelmesi sağlanır [11].

5.3.2.2 Islak Sarma (Wet Spinning)

Eğer fiber hammaddesi olarak kullanılacak malzemenin ergime noktası çok yüksek ve de solvent içinde ayrıklaştırılmıyorsa ıslak sarma yöntemi kullanılır. Sıvı haldeki hammadde direkt olarak katılaşmayı sağlayacak olan sıvı kimyasalın içinde deliklerden geçirilerek kimyasal havuzun içinde sarılır. Sıvı ham halden katı hale geçiş birtakım kimyasal reaksiyonlar yoluyla gerçekleşir. Bu yöntem uçak fren balatalarında kullanılan PAN hammaddesinin karbon fiber hale getirilmesi için uygulanan yöntemdir [10].

Monomer içeren PAN, öncelikle bir solvent ile (dimethylacetamite) karıştırılarak içerisindeki artık ve istenmeyen maddelerden ayrıklaştırılmak üzere bir tanka depolanır. Bu tank içinde PAN miktarı %15-30 civarındadır. Bu tanktaki karışım sıvı halde bir süzgece pompalanır ve bunun sonunda çapı 100µm olan deliklerden çıkartılır ve bu şekilde lif halinde pıhtılaştırıcı havuza girer. Bu havuzda, PAN, bir önceki adımda istenmeyen maddecikleri ayırmak için kullanılan solventten kurtulur. Pıhtılaştırma havuzunun sıcaklığı ve burada kalma süresine göre PAN içindeki fiber yapı şekillenir. Örneğin kısa süren bir temas, fiberin dışının erken katılaşmasına ve bu yüzden de iç kısımlarda solventin sıkışmasına sebep olur. Solvent geniştikçe dış kabuğa doğru basınç yapar. Bu sayede solvent dışarıya doğru nüfuz etmeye başladıkça erken katılaşan dış yüzey çatlar ve solventin tamamen çıkmış olduğu bir fiber elde edilir. Aşağıdaki şekilde ıslak sarma yöntemi aşamaları belirtilmiştir [11].



Şekil 5.4 Islak Sarma Yöntemi Aşamaları

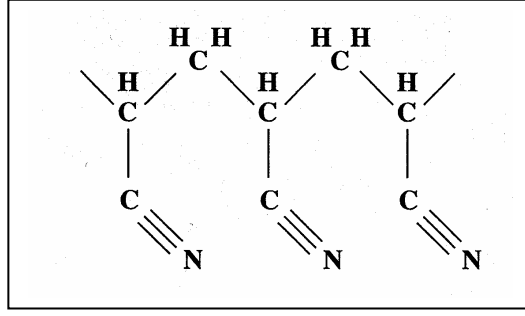
Bugün piyasadaki carbon malzemenin %90'ı PAN temelli karbon fiberlerdir. Camsı hale geçiş sıcaklığını düşürmek ve oksitlenme oranını kontrol altına almak için, bir çeşit monomer olan methylacrylate eklenmektedir. Monomer olarak PAN fibere eklenebilecek diğer malzemeler şunlardır; [11]

- Acrylic asit
- İtaconic asit
- Methacrylic asit
- Methyl acrylate
- Vinyl acetate

PAN fiberlerin %93-95'i adını aldığı acrylonitrile'den oluşmaktadır. Geriye kalan oran ise yukarıda belirtilen monomerleri ihtiva eder. PAN, ergime sıcaklığının daha altlarında ayrıştığından rahatlıkla eritilerek filament halde sarılabilir. Bu açıdan bir çok teknik bulunmaktadır [11].

5.4 PAN Hammaddenin Islak Sarma Yöntemi İle İmalatı

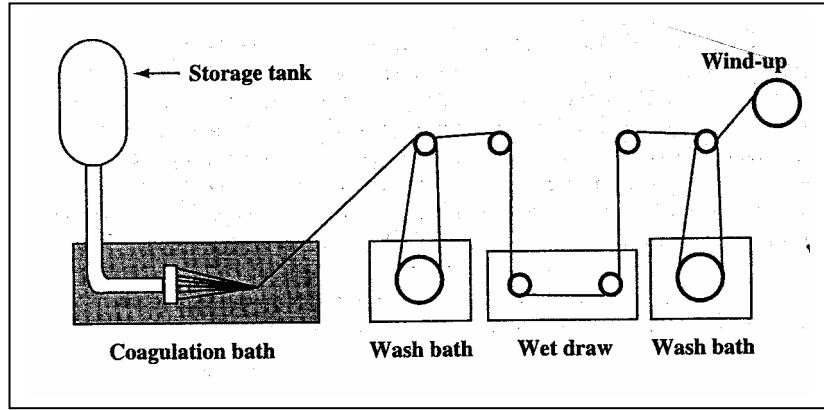
PAN hammaddenin mekanik özellikleri arasındaki denge ticari alanda birçok yerde PAN kullanımına sanayiye yönlendirmiştir. Aşağıdaki şekilde piyasada kullanılan PAN temelli karbon fiberlerin kimyasal yapısı belirtilmiştir. Petrol ürünü olduğundan kolaylıkla ürün olarak elde edilebiliyor olması, işlenebilirliğinin yüksek maliyet gerektirmemesi PAN fiberleri favori hale getirmiştir [10].



Şekil 5.5 PAN Fiberin Kimyasal Yapısı

Ticari alanda kullanılan polyacrylonitrile (PAN), aslında acrylonitrilin bir kopolimeri ve de oksidasyonu ve camsı hale geçiş sıcaklığını düşürecek bir monomerden oluşur. Genelde bu kopolimerler; vinly acetate, methyl acrylate, akrilik asittir [10].

Genellikle içeriğinde %93 %95 oranında acrylonitril olan bir PAN kopolimeri, DMAc (diamethylacetamide) içinde çözülür. Sıvı halde toplanan tanktan basınç yardımıyla aşağıdaki şekilde görüldüğü gibi ethylene alkol bulunan bir havuz içinde deliklerden geçirilerek sarılır. Ethylene alkol , solvent ile PAN'ı birbirinden ayırır. Burada uygulanan ısı, solventin PAN'dan ayrılmasında etkilidir [10].



Şekil 5.6 PAN Fiberin Islak Sarılması

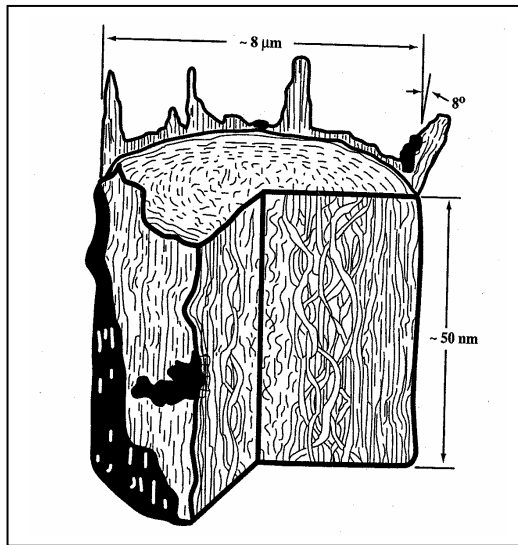
Solvent ile PAN'ın birbirinden ayrılması süresi sıcaklığa, ethylene alkolün yoğunluğuna ve çekme hızına bağlıdır. Ani bir ayrılma fiberler çubuklarının delikli ya da köpek kemiği şeklinde oluşmasına sebep olur. Bu da yapısal özellikler açısından her zaman tercih edilmeyebilir [10].

Karbon fiberler için en önemli özellik çekme dayanımı ve modülüdür. Malesef bunların her ikisini de aynı anda eniyilemek mümkün olmaz. Çünkü çekme gerilmesi, malzemenin kırılmadan dayanabildiği en yüksek gerilim değeridir. Ancak modül ise daha çok iç yapının düzenliliği ile ilgilidir. Örneğin kristalin grafitler yüksek modül değerlerine sabittir [10].

Çekme gerilmesi, daha çok malzeme iç yapısındaki hataların ya da düzensizliklerin gücüne ve sayısına bağlıdır. Eğer fiber hatlarının içinde hiç boşluk olmadan dizilmişlerse, çekme gerilmesi, tek bir fiber lifinin çekme gerilmesine eşittir. Bu düzensizlikler fiber hattı üzerindeki en zayıf bölgeler olup, kırılma bu bölgelerde başlar [10].

Fiber içerisindeki düzensizlikler ve boşluklar değişik sebeplerden meydana gelebilir. Makroskopik düzensizlikler, malzeme içeriğine katılan metal ya da diğer katılardan, ısıl işlem esnasında taşıma sonucunda meydana gelen yüzeysel hasar gibi sebeplerden dolayı oluşabilir. Mikroskopik düzensizlikler de fiberlerin çekme gerilmesinde düşüşe sebep olabilir ama bunun ölçülmesi güçtür. Mikroskopik düzensizliklere ise fiber içindeki kristalit düzensizlikler sebep olur. Eğer malzemenin modülü yüksekse, çekme gerilmesi açısından malzemenin dayanımı, mikroskopik düzensizliklere karşı daha hassas olur. Bu şekilde mikroskopik düzensizlikler içeren yüksek modüllü bir fiberin çekme gerilmesi, makroskopik düzensizlikler içeren düşük modüllü bir fiberin çekme gerilmesinden daha düşük olur [10].

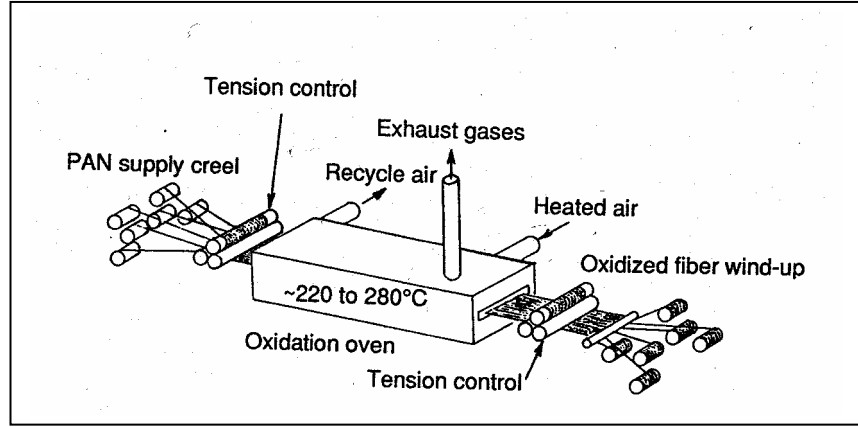
Bu açıdan incelendiğinde aşağıda gösterilen PAN temelli karbon fiberin içden dışa dalgalanan kurdelaya benzeyen mikroyapısı, diğer alternatif radyal ya da çizgisel merkezli mikroyapılara göre çekmeden dolayı kaynaklanan hasara karşı daha dayanıklı olduğu gözlemlenmiştir [10].



Şekil 5.7 PAN Fiber Lifinin Mikroyapısı

5.5 PAN Fiberin Oksidasyonu

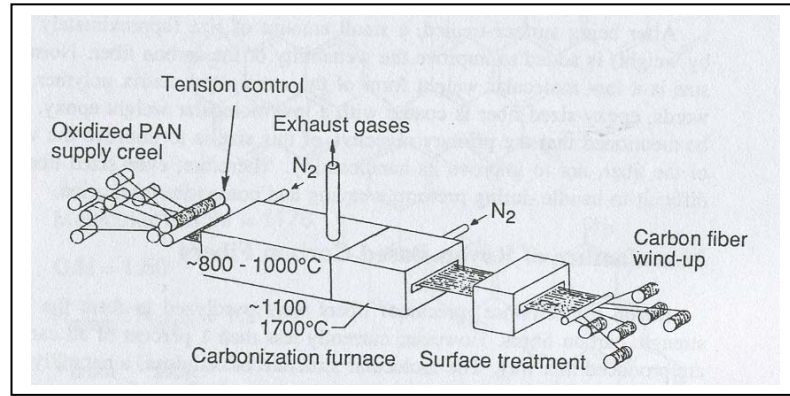
PAN fiberler yukarıdaki tekniklerle sarıldıktan sonra kapalı bir ortamda 220-270 °C sıcaklıkta 30 dakika ile 7 saat arasında değişebilen süre bekletilerek oksidasyon sağlanır. Net süre ve sıcaklık miktarları, sarılmış fiberin kalınlığına göre ayarlanabilir. Bu fırına PAN, filamanet halinde belli bir gerginlikte bir taraftan sokulup, diğer taraftan tekrar sarılır. PAN, fırından geçerken geçen sürede sıcaklık ve gerginliğin etkisiyle içindeki oksidasyon çıktılarını dışarıya verir. Dışarıya atılan HCN, CO₂ ve H₂O nun uygun şekilde fırın dışına atılması gerekir. Bu sürecin sonunda oksidasyon işlemi tamamlanmış PAN fiber, tekrar sarılarak muhafaza edilir. aşağıdaki şekilde oksidasyon süreci belirtilmiştir [11].



Şekil 5.8 PAN Fiberin Oksidasyonu

5.6 PAN fiberin Karbonlama ve Grafitleştirilmesi

PAN fiber, oksidasyon açısından stabil edildikten sonra karbonlanır ve gerektiğinde de 1000-2000 °C sıcaklıklarda grafitleştirilir. Karbonlama için genellikle kullanılan sıcaklık 1700 °C civarındadır, ancak grafitleştirme kimi zaman 3000 °C'yi bulan yüksek sıcaklıklar gerektirir. Bu yüksek sıcaklık, neredeyse karbonun haricindeki istenmeyen tüm elementleri ayrıştırır. Bunun için öncelikle PAN, 1000 °C sıcaklıklara getirilir. Bu sıcaklıkta önce H ve N gibi hafif moleküller azot gazının içeriğinde dışarıya atılır. Ardından, gereken tavan sıcaklığına getirilir. Bu aşamada ise, PAN içeriğinde bulunan CH₄ H₂O NH₃ HCN CO₂ ve CO uçmaya başlar. Bu işlem sonunda bir PAN fiber yaklaşık %80-99 oranında karbon içerir hale dönüşür. Böyle bir fırınlama işlemi azot gazının koruması altında dış ortamdan yalıtılır, aynı zamanda yukarıda sayılan gazların dışarıya taşınması için de Azot gazı gereklidir. Azot, hem karbonun hem de fırının oksitlenmesini de engeller. Açıklanan bu işlemlerin şeması aşağıda belirtilmiştir [11].



Şekil 5.9 PAN Fiberin Grafitleştirilmesi

5.7 PAN Temelli Carbon Fiberlerin Mikroyapısı

Hernekadar PAN fiberin mikroyapısının net olarak doğası belirlenememiş olsa da yapılan çalışmalarda en çok gözlemlenen mikroyapı, kurdelaya benzer dalgalı lifler şeklindedir. Bu dalgalanmaların büyüklüğü merkeze doğru daha fazla, dış kabuğa doğru ise azalmakta ve düzleşmektedir. Bu demek oluyor ki, bu tip mikroyapının Modülü eksen boyunca değişiklik gösterecektir [11].

X-Ray ayırım metoduyla yapılan çalışmalarda PAN mikro yapısının herhangi bir üç boyutlu devamlılık gösteren bir özelliğinin olmadığı gözlemlenmiştir. Fiber tabakaların merkeze doğru yaklaştıkça birbirlerinin içine girmeye başladığı, hatta 180 dereceye varan şekilde tabakaların kesiştiği bunlar arasında kalan boşlukların ise yüzeye paralel, çok ince iğne şeklinde uzandığı görülmüştür. Bu yapıya sahip bir PAN fiberin;

Çekme dayanımı = 2,5 GPa

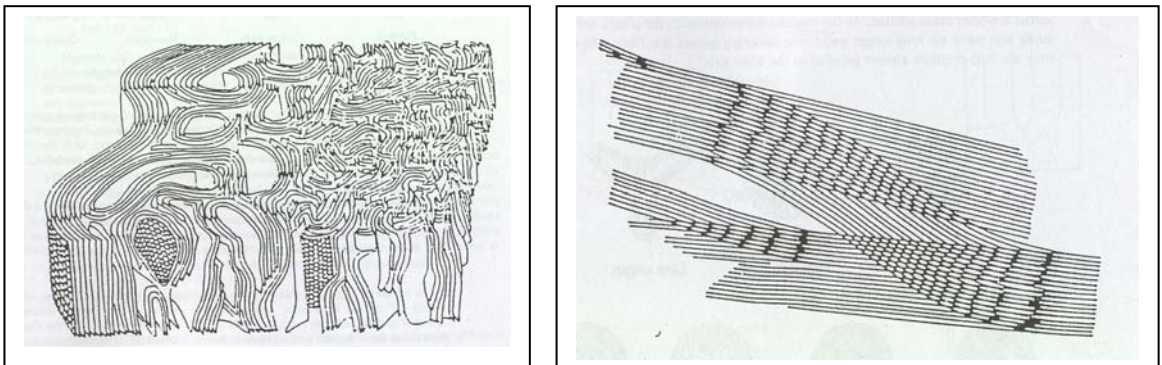
Çekme Modülü = 450 GPa

Hasar dayanımı = %0,5

Katmanlar arası mesafe = 0.3434 nm

Kristalit kalınlığı (L_c) = 6.2 nm olarak ölçülmüştür.

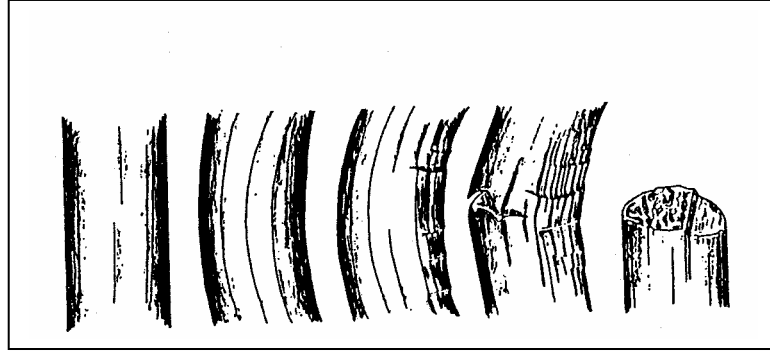
Aşağıda incelenmiş olan bir fiber lifinin içinde gözlemlenen tabakalarının şekli belirtilmiştir [11].



Şekil 5.10 PAN Fiberin Tabakalı Yapısı

5.8 Mikro Yapının Fiber Özelliklerine Olan Etkisi

Kristalitenin, Modül üzerine büyük etkisi vardır. Kristal yapı ne kadar düzgün ve tabakalar arası boşluk ne kadar azsa malzeme o kadar kırılımandır. Bilindiği gibi, PAN temelli fiberler, ısı işlem sonunda, yüzeye yakın bölgelerdeki tabakalar yüzeye paralel halde oluşur ve aralarındaki boşluk azalır. Sonuç olarak birbirlerine yapışık katmanlar haline dönüşür. Ancak derinliklere inildikçe bu düzgün yapının dozduğu, hatta kimi yerlerde tabakalar arasında 180 derecelik açılar oluştuğu, üç boyutlu düzenliliğin giderek kaybolduğu bilinmektedir. Aslında bu sayede kırılmaya karşı daha dayanımı yüksek bir yapı elde edilmektedir. Bu aşından bakıldığında grafitleştirme karbon/karbon matrisli bir fren diski için çok gerekli değildir. Yukarıda bahsedilen kırılma süreci aşağıdaki şekilde açıklanmıştır [11].

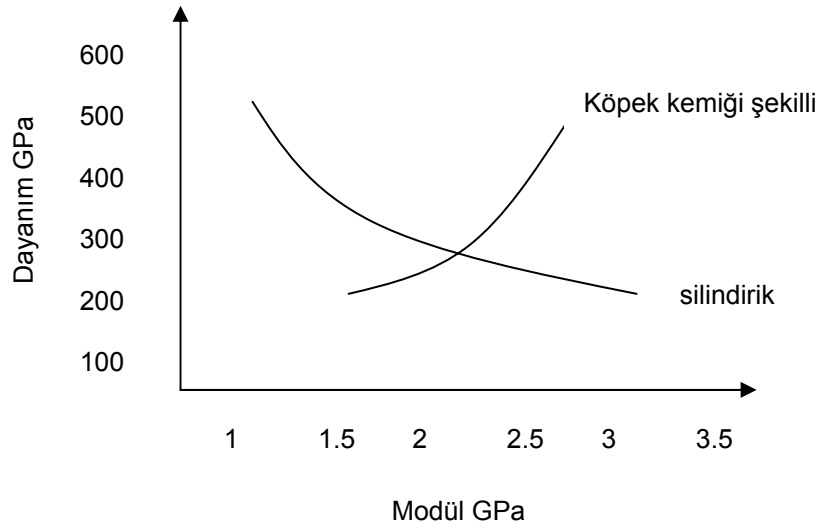


Şekil 5.11 Fiber Lifinin Kırılma Süreci

Yukarıdaki şekildeki gibi düzgün bir yapı, malzemenin dışında başlayan bir çatlamaı gayet düzgün şekilde iç taraflara taşıyacaktır. Ancak bu fiberlerin yönlerinin dağılması sayesinde kırılma süreci daha derinlere iletilemeyecektir. Bu da PAN fiberin yüksek modüllü olmasını sağlamaktadır [11].

5.9 Karbon Fiberin Şeklinin Fiber Özelliklerine Etkisi

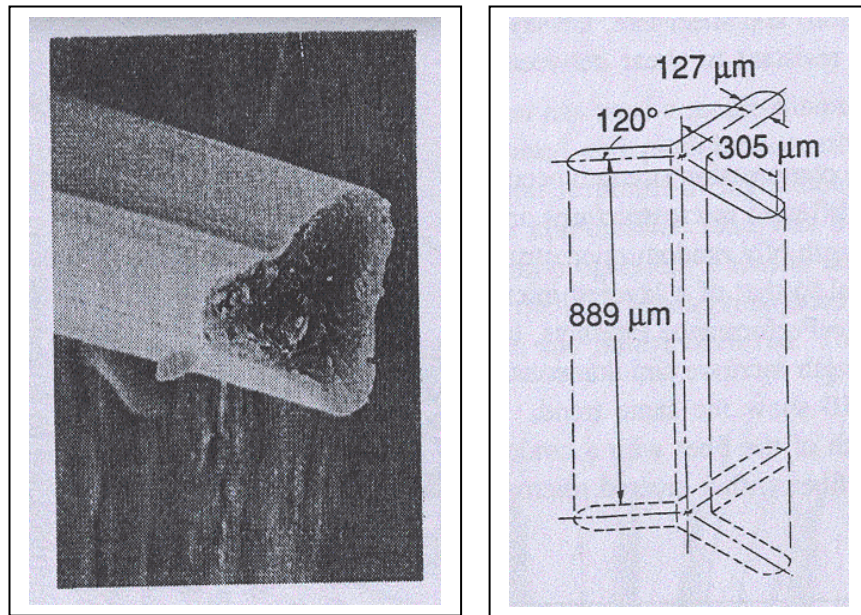
Karbon fiberlerin imalatı esnasında uygulanan ısı işlem ve sarma metoduna göre oluşan fiberin şekli ya silindirik ya da köpek kemiğine benzeyen (dog bone) iki loblu ya da üç veya dört loblu şekilde oluşmaktadır. Bu iki farklı şekildeki fiber lifinin Modül ve Dayanım değerlerinin karşılaştırması aşağıdaki şekildeki gibidir [11].



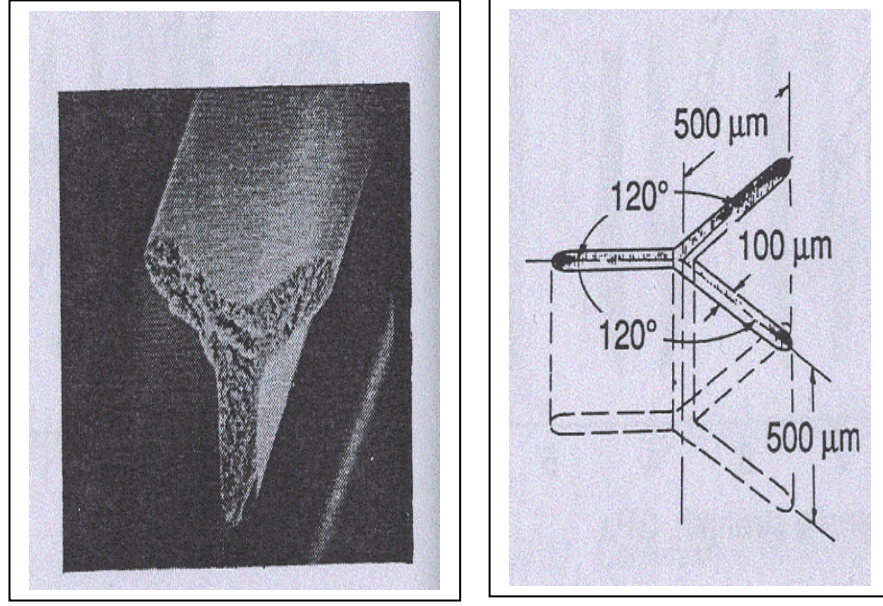
Şekil 5.12 Köpek Kemiği ve Silindirik Şekilli Fiberlerin Karşılaştırması

Karbon fiber lifinin silindirik, iki loblu ya da üç veya dört loblu olması kontrol edilebilecek bir süreçtir. Bu süreç, tamamıyla sıvı ya da gaz solventin uygulanış ve sıcaklıkla oluşan etkileşime dayalı olarak gelişmektedir. Lif yapısındaki lob sayısının artması fiberin kesme gerilmesine olan direncini de artırmaktadır [11].

Aşağıdaki şekilde zift temelli bir karbon fiberin ıslak sarma yöntemiyle oluşturulmasından sonra elde edilen iki köpek kemiği şekilli fiber lifi görülmektedir [11].

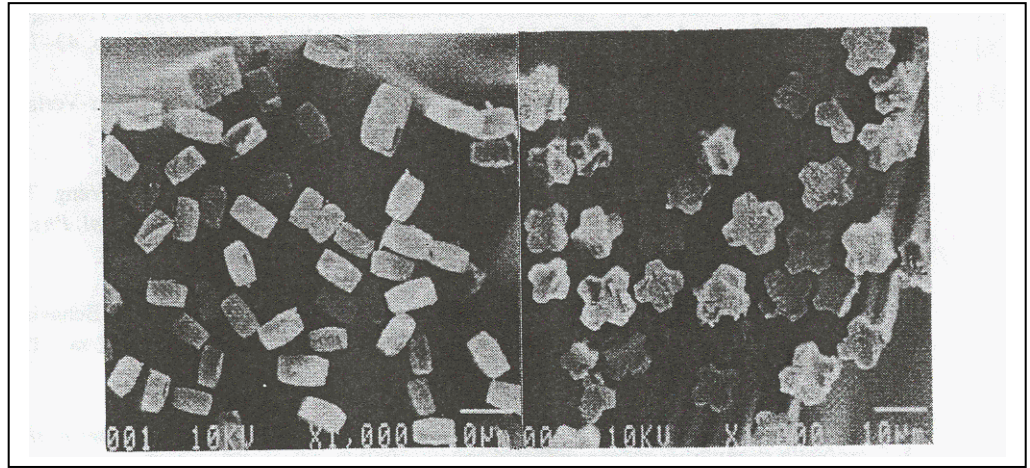


Şekil 5.13 Köpek Kemiği Şekilli Fiber Lifi - 1



Şekil 5.14 Köpek Kemiği Şekli Fiber Lifi - 2

Aşağıdaki şekilde ise, PAN temelli karbon kompozit içerisindeki köpek kemiği şeklinde oluşan fiber lifleri görülmektedir [11].



Şekil 5.15 Karbon Matris İçinde Köpek Kemği Şekli Fiber Lifleri

5.10 Karbon Matrisli Kompozitlerin Textil Hali

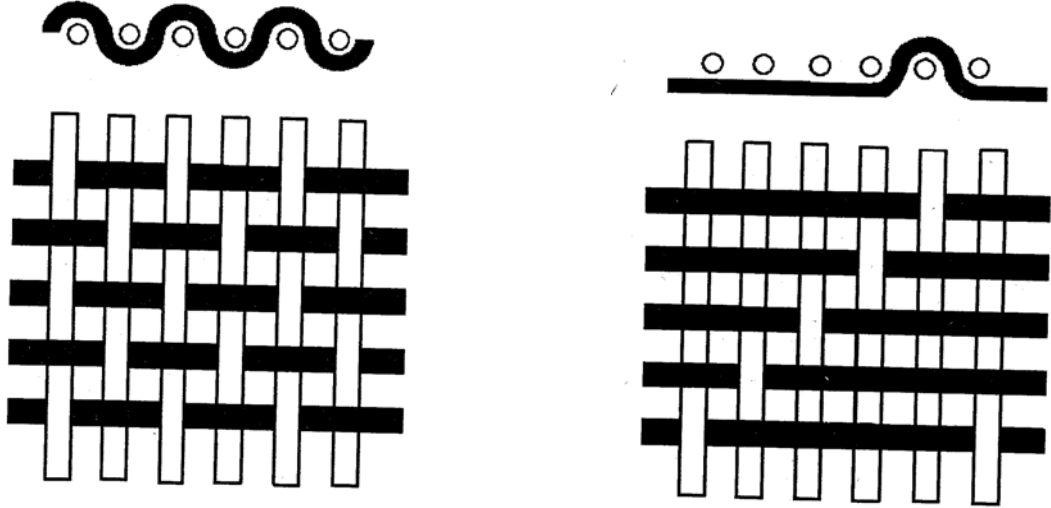
Karbon kompozitlerin uygulama alanları çoğaldıkça ve teknoloji daha yetenekli malzemelere gereksinim duymaya başladıkça, mekanik özelliklerin daha izotropik olarak malzeme içinde sağlanması ihtiyacı belirmiştir. Bu gereksinimler de üreticiyi

yeni üretim yöntemleri bulmaya sevk etmiş ve karbon fiberin tekstil halde ince iplik şeklinde dokunması halinde isotropik malzeme elde edilebileceği görülmüştür. İlk zamanlarda bulunan X Y Z kartezyen koordinat sistemine göre dokunmuş 3 yönlü ortogonal yapı bugün de hala en yaygın olarak kullanılan dokuma türüdür. Ancak, özel uygulamalarda ortogonal 11 yöne kadar dokuma yapılmış fiberler de üretilmiştir [9].

Textil fiberin üretimi için ilk adım, fiber hammaddenin seçimi, daha sonra, fabrikasyon metodu ve son olarak da yoğunlaştırma yönteminin tayin edilmesidir. Yöntem her malzeme için aynı olmasına karşın, malzeme son çıktının çeşidi ve gereksinimine göre belirlenir. Örneğin son çıktı eğer grafitize edilecekse, yüksek modüllü bir fiber seçilmelidir [9].

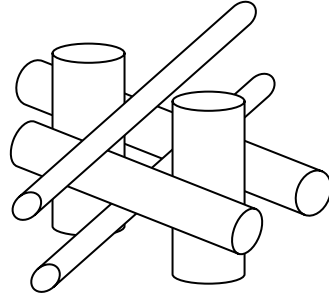
Eğer sadece bir boyutlu olarak örme yapılacaksa filament sarma metodu uygundur. Filament sarma metodu, fiberlerin yerleştirilmesinde ve aynı kalınlığın devamlılığında çok etkilidir [9].

İki boyutlu örme teknikleri ise 2 yönlü ya da 3 yönlü olabilir. Genellikle 0 ve 90 derecelerden geçen iki yönlü 2 boyutlu tekstil formları yaygındır. Aşağıdaki şekildeki gibi 2 boyutlu 2 yönlü örülmüş bir tekstil formu karbon fiber olup kesme gerilmesine karşı dayanımı yüksektir [9].

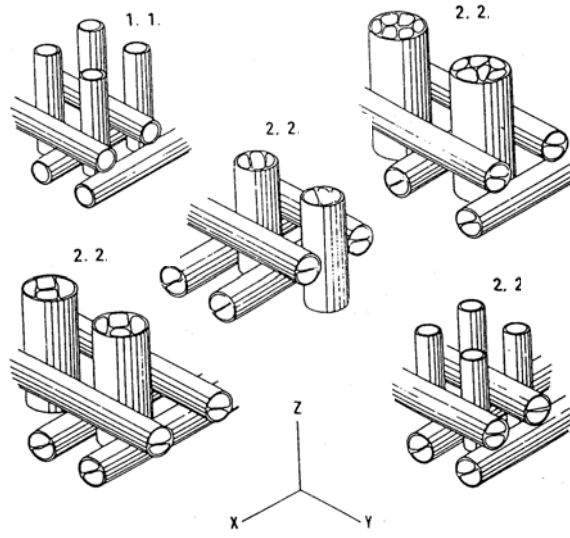


Şekil 5.16 2 Yönlü 2 Boyutlu Örme Örnekleri

3 boyutlu örme metodları ise öncelikle 2 boyutlu olarak örülmekte olan fiberin içine istenilen yükseklik sağlanıncaya kadar Z ekseninde yeni liflerin çekilmesi ile sağlanmaktadır. Bu metod uygulanırken, malzemenin kullanılacağı noktada karşı karşıya kalacağı gerilmenin yönüne göre X Y Z yönlerinde daha sık ya da kalın lifli dokuma yapılarak, istenilen yönde daha şiddetli direnç sağlanabilir. Aşağıdaki şekilde 3 boyutlu bir tekstil halde fiber görülmektedir [9].



Şekil 5.17 3 Boyutlu Tekstil Halde Fiber



Şekil 5.18 Değişik Tipte 3 Boyutlu Örmeler

Yukarıda görülen 3 boyutlu bir örme metodu ile elde edilmiş fiberlerin kimi uygulamalarda 45 derecelerde doğan yüklere karşı dayanımlarının 90 derecedeki dayanımlarına göre düşük olduğu görülmüş ve 45 derecelerden de lif atılarak 11 yönlü örülmüş fiberlere rastlanmaktadır [9].

Tipik olarak tek boyutlu bir tekstil fiberde %90 oranında fiber hacmine ulaşmak mümkün gibi görünse de genel olarak uygulamalarda tek boyutlu için %65 oranında fiber hacmi, 2 boyutlu tekstil fiberde %50-60 oranında fiber hacmi, 3 boyutlu tekstil fiberde ise, %40-55 oranında fiber hacmi elde edilir [9].

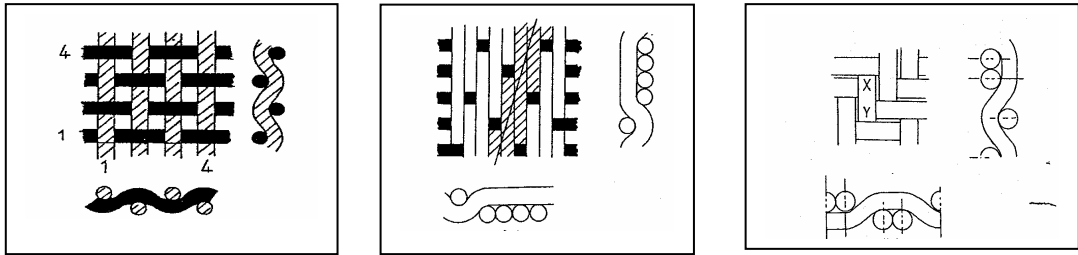
5.11 Kumaş Haldeki Önyapılar

Lif halden doku haline geçirme teknikleri genellikle 3 sınıfa ayrılır. Bunlar; örme (weaved), çapraz örme (braided), kilitli (düğümlü) örme (knitted), örmesiz (sargı) (nonwoven). Bunlardan ilk üçü düzlemsel ya da üç boyutlu, sonuncusu ise sadece üç boyutlu bir yapı elde edilmesini sağlar [11].

5.11.1 2 Boyutlu Yapılar

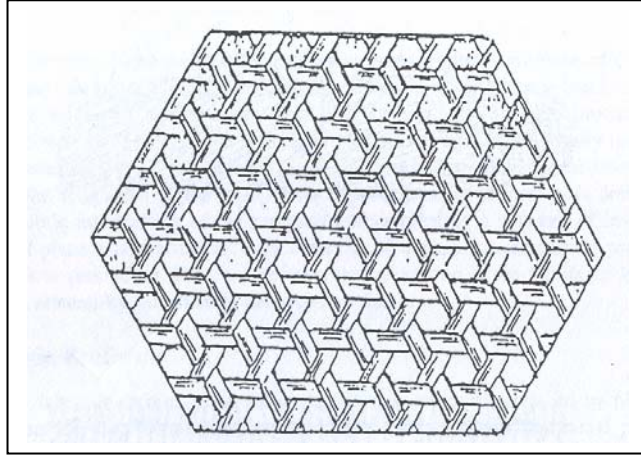
5.11.1.1. Örme

Örme yöntemi iki ya da üç eksenli olabilir. Bunlardan iki eksenliler (0-90 derece) aşağıdaki şekillerde örülür. Bunların birbirinden temel farkı, ipliklerin düzgün devamlılığıdır. Aşağıda görüldüğü gibi, ilk şekilde daha sık bir örme mevcut olduğundan yapısal bütünlüğü daha yüksektir. Ancak, ikincide fiberler arasında boşluk kalma oranı daha yüksek olduğundan daha yumuşaktır. Üçüncü şekilde örülmüş bir iki boyutlu fiber kumaşında ise fiberler iplikleri arasındaki boşluk en aza indirilmiş olduğundan Modülü daha yüksek yapılar elde edilmesine kullanıldığı malzemedeki karbon fiber yoğunluğunun daha yüksek olmasına imkan sağlamaktadır [11].



Şekil 5.19 3 Eksenli Örme Tipleri

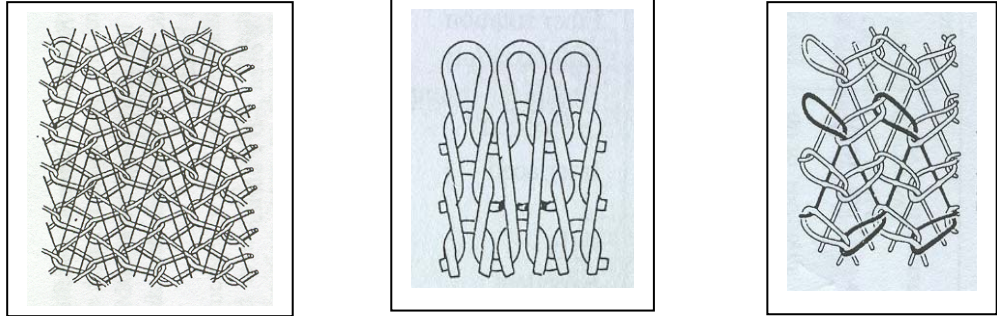
Bunun yanında üç eksenli (0-90-60 derece) kumaşlarda ise fiber iplikleri arasında daha yüksek boşluk ortaya çıkmakta olduğundan karbon fiber yoğunluğu düşük ,buna rağmen yüzey normal doğrultusunda gelen kesme gerilmesine direnci ise yüksektir. Aşağıdaki şekilde üç eksenli örülmüş bir kumaş yer almaktadır [11].



Şekil 5.20 3 Eksenli Örölmüş Halde Kumaş

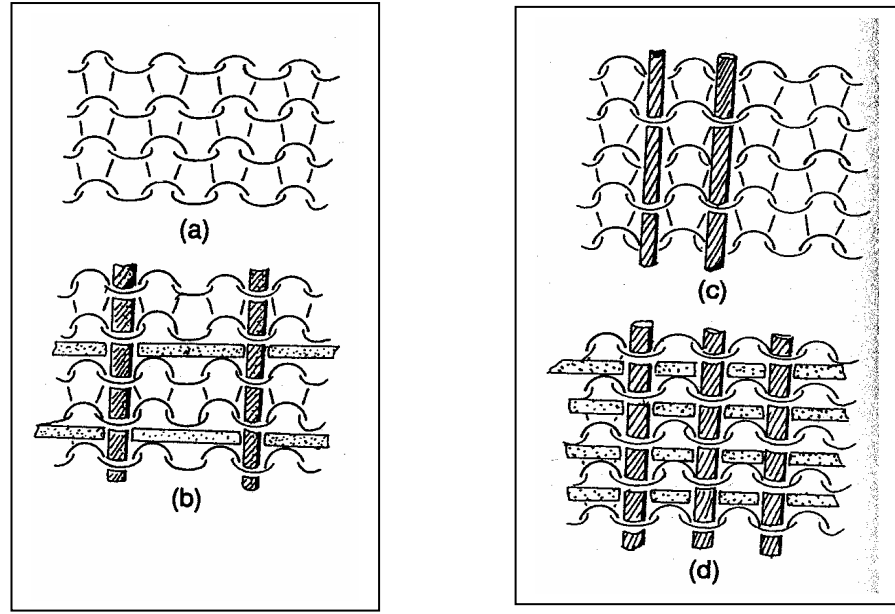
5.11.1.2. Kilitli (Düğömlü) Örne

Fiber iplikleri birbirleri üzerinden çapraz düğümlerle birbirlerinden geçecek şekilde örölürler. Bu sayede elde edilen bir kumaşın fiber yoğunluğu örne metodunda elde edilenden çok daha düşüktür. Aşağıdaki şekilde kilitli örne çeşitleri gösterilmektedir [11].



Şekil 5.21 Kilitli Örne Örnekleri

Fiber iplikleri arasında çok fazla boşluk olmasından dolayı bu tip kumaş dayanım gerektiren kritik noktalarda bu haliyle tercih edilmez. Ancak bu tip bir örne, 0 ve 90 derece eksenlerinden aşağıdaki şekildeki gibi geçirilecek desteklerle her ekseninde yüksek kesme dayanımına sahip hale getirilebilir [11].



Şekil 5.22 Kilitli Örme Desteklemesi

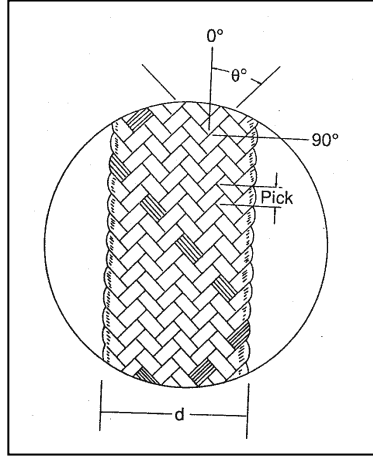
5.11.1.3. Çapraz Örme

Bu sayede her türlü yüzeye daha kolay uyum sağlayabilen, kesme dayanımı yüksek, darbe dayanımı yüksek kumaşlar elde etmek mümkündür. Aslında temelinde bakıldığında filament sarma tekniğine çok benzer ancak ikisi arasında aşağıdaki farklılıklar mevcuttur [11].

Çizelge 5.2 Örme Tipleri Karşılaştırması

	Filament sarma	Çapraz örme
Fiber hacmi	%80	%68
Yapısal bütünlük	Karıştırılmamış	Karışık katmanlı
Darbe dayanımı	Düşük	Yüksek
Hakkındaki Bilgi	Oluşmuş	Sınırlı
Üretim oranı	100-700 lb/sa	60-100 lb/sa
Üretim ebadı	Sınırsız	Sınırlı
Üretimdeki şekli	Tümsek yapılarda sorunlu	Her şekle uydurulabilir

Aşağıda çapraz örme metoduyla üretilmiş bir kumaş görülmektedir.

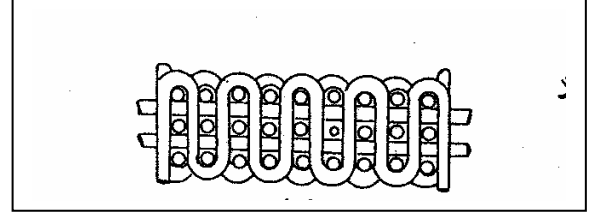
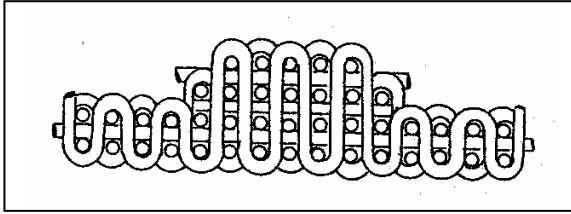


Şekil 5.23 Çapraz Örmek

5.11.2. Üç Boyutlu Yapılar

5.11.2.1. Üç Boyutlu Örmek

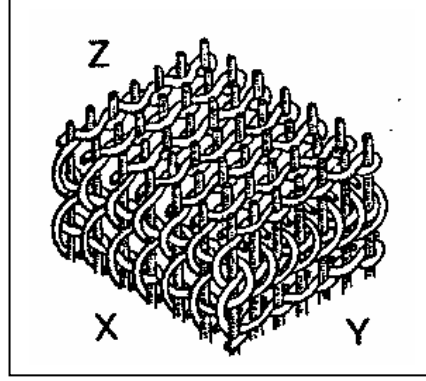
İki boyutlu olarak yapılmış örmek şekline üçüncü boyutun da eklenmesiyle aşağıdaki gibi katmanlar ve istenen yerde istenen kalınlıkta kumaşlar elde edilebilmektedir [11].



Şekil 5.24 3 Boyutlu Örmek

5.11.2.2. Ortogonal Örgülü Kumaşlar

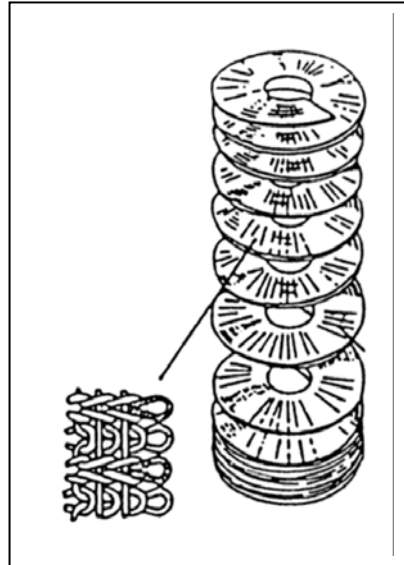
Aşağıdaki şekilde görüldüğü gibi, her üç yönde de eşit sayıda aynı tip ilmek atılarak elde edilmişlerdir. Her yönde eşit fiziksel özellikler gösterirler [11].



Şekil 5.25 Ortogonal Destekli Örne

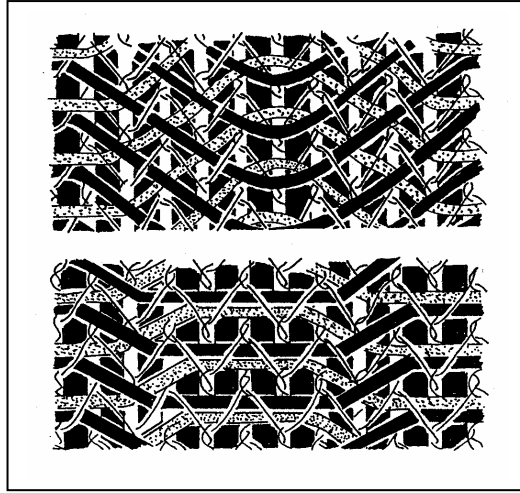
5.11.2.3. Üç Boyutlu Kilitli Örne

Uçak fren balatalarında kullanılan kumaşa ait örme tekniğidir. Daha önceki konuda iki boyutlu olarak açıklanan tekniğin üç boyutta devamlılığı sözkonusudur [11].



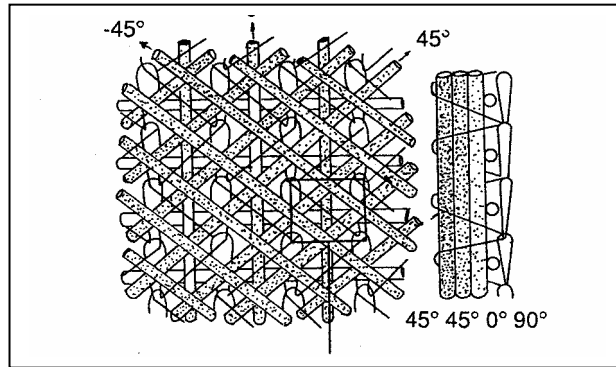
Şekil 5.26 3 Boyutlu Kilitli Örne

Bu yapı, 0 ve 90 derecelerden desteklenme ihtiyacı duyar. Bu maksatla da aşağıdaki şekilde görüldüğü gibi destek iplikleri geçirilir [11].



Şekil 5.27 3 Boyutlu Örmeye Destekleme

Bu teknik üzerinde en çok çalışılan ve gelişme gösteren uygulama yöntemidir. En son teknoloji, bu metodu çok eksenli halde uygulamaya koymuş ve aşağıdaki şekilde bir yapı elde etmeyi başarmıştır [11].



Şekil 5.28 Geliştirilmiş 3 Boyutlu Kilitli Örmeye

Bu yolla elde edilen yoğun ipliğin hem yüksek modüllü olması sağlanmış, hem de dayanımın artmasında olumlu etki yapılmıştır. Ayrıca, havacılık sektöründe kullanılan karbon karbon kompozit balataların üretimindeki bir sonraki basamak olan CVD metodunda bu yöntemle elde edilmiş fiberlerden daha verimli sonuçlar alınmaktadır [11].

5.12 Karbon Karbon Matris Malzemeleri

Karbon kompozitlerde matris malzemesi hayati öneme sahiptir. Matris malzemesi, karbon fiberleri birarada tutan, onları birbirlerine karışmasını engelleyen, dış ortamdan yalıtan bir ortam olarak görev yapar. Aynı zamanda malzeme yüke bindiğinde gelen baskıyı fiberlere eşit olarak dağıtan, gerilimin yayılmasını sağlayıcı bir etkisi vardır [9].

Daha önceden de belirtildiği gibi, karbon malzemeler amorf dan tam grafitik yapıya kadar bir çok seviyede düzenliliğe sahip yapıda olabilir. Bu değişiklik tamamıyla hammaddenin çeşidine, uygulanan ısıtma işlemi, karbonizasyon seviyesine göre belirlenmektedir [9].

Bu aşamada fiberlerin içinde bulunacağı ortamı oluşturan matrisin şekillendirilmesi için genellikle 3 yöntem uygulanmaktadır.

- Kimyasal buhar biriktirme/infiltrasyon (CVD=Chemical Vapor Deposition/Infiltration)
- Reçine hammaddesi kullanarak ısıtma/emdirme
- Zift hammaddesi kullanarak ısıtma/emdirme

Genellikle CVD süreci 800-1500 °C sıcaklıklarda gerçekleştirilir. Isıtma/emdirme işlemi de yine aynı sıcaklık diliminde yapılır. Nihai ısıtma işlemi ise kimi uygulamalarda 3000 °C sıcaklıklarda yapılabilmektedir. Bu üç metod da malzeme üzerinde değişik mikroyapılar elde edilmesini sağlar. Bu farklılığın tali sebebi karbon verme metodunun farklılığı, asli sebebi ise, karbonlanmış çoklu lif (precursor) yapısının değişik olmasıdır. CVD işleminde fiberlerin üzerine karbon direkt olarak yatırılır. Sıvı karbonlanmış çoklu lif kullanımında ise karbon, fiberlerin arasındaki boşluklarda, ısıtma işlemi uygulanması ile oluşturulur [9].

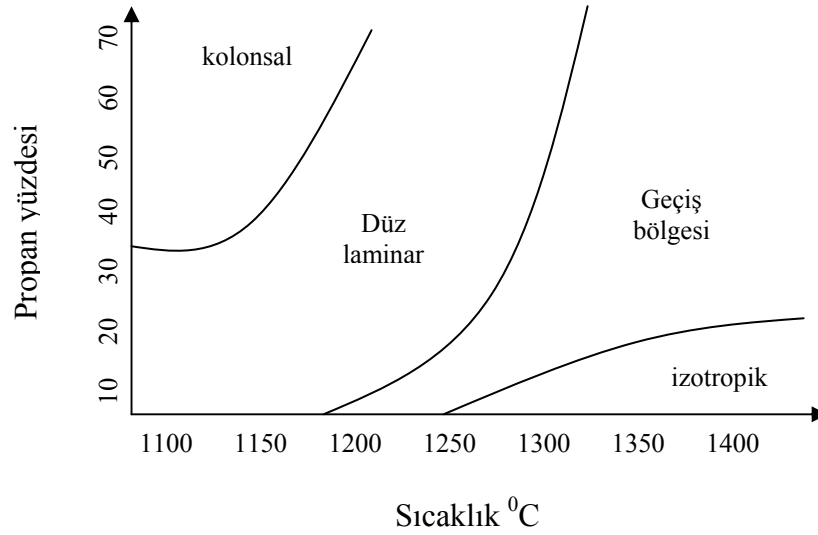
CVD işlemi sonucunda hacimsel daralmanın sonucunda mikro gözenekler, çökelti kırılmaları meydana gelebilir. CVD işlemi malzemenin mekanik özellikleri bakımından genellikle yüzey katmanında iyi sonuç vermektedir. Dolayısıyla ince malzemelerde daha iyi sonuçlar alınabilmektedir. Diğer reçine ve zift üzerine kurulu ısıtma işlemleri ise yüzeyin daha da altındaki tabakalarda aynı yapıya sahip olabilmektedir. Bu yüzden de bu iki metod birleştirilerek imal edilmiş birçok malzeme bulunmaktadır [9].

5.13 CVD Metodu

CVD metodu, ısıtılmış hidrokarbon buharının bir koruyucu gaz aracılığıyla ısıtılmış hedef malzemeye gönderilmesi işlemidir. En çok kullanılan karbon biriktirici gaz, CH_4 , C_2H_2 , C_2H_4 , C_2H_6 . bunların içinde en çok tercih edilen CH_4 metan gazıdır. Isıtma biriktirmenin termodinamik olarak gerçekleşebilmesi için 550 °C sıcaklıklara ulaşmak

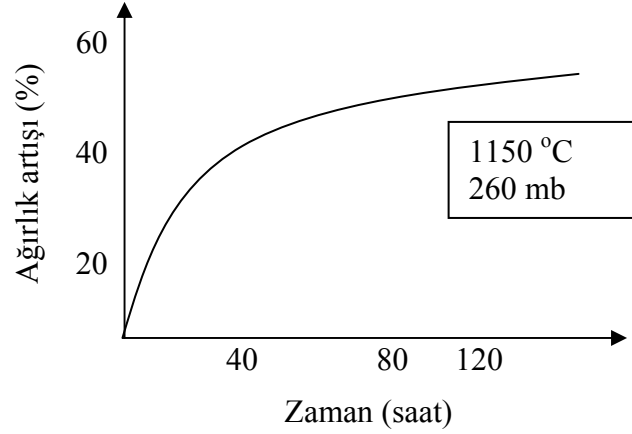
gerekir. Aslında bu işlem karmaşık bir işlemdir. Bu işlem üretilen nihai malzemenin şekline biriktirme durumuna, gazın akış oranına, konsantrasyona, sıcaklığa ve basınca bağlıdır [9].

Bu işlemle ortaya çıkan karbon yapısı açısından 3 farklı tip görülmüştür. Düz laminar, izotropik, kolonsal. Temel olarak pürüzsüz düz yapı 1300 °C sıcaklık altında, orta seviye bir hidrokarbon konsantrasyonu ve gaz basıncı altında gerçekleşir. İzotropik yapı oluşumu için ise yüksek ısı, az basınç gereklidir. Düşük ısı, yüksek basınç altında karbon emisyonunda ise kolonsal (columnar) yapı meydana gelir. İzotropik karbonun yoğunluğu çok düşük, düz laminar karbon ise termal gerilmelerde mikro çatlaklar oluşumuna dayanıksızdır. Kaba laminar düzen ise en makul mikro yapıyı oluşturur. Ancak, maksimum modul için düz laminar düzen gerekir. Aşağıdaki şekilde sıcaklık ve gaz oranına göre oluşan yapılar gösterilmiştir [9].



Şekil 5.29 Sıcaklık ve Gaz Oranına Göre Oluşan Yapılar

Karbon fiberin içine işlemek için birçok teknik geliştirilmiştir. Bunlar, izotermal, termal gradyan, basınç gradyan metodlarıdır. Bunlardan izotermal metod, **uçak fren balatalarının üretiminde** kullanılan metottur. Adından da anlaşılacağı gibi, karbon fiber, fırın içine yerleştirilip, üzerinden reaktif gazın geçmesi şeklindedir. Bu işlem, malzeme üzerindeki küçük gözeneklerden difüzyon yoluyla karbonun emilmesidir. Isıl ortam bu deliklerin tıkanmasına sebep olur. Bu yüzden, gözeneklerin kapanmaması için yüzey reaksiyon oranının emilim oranından daha düşük seviyelerde olduğunun takip edilmesi gereklidir. Bu sebeptendir ki işlem süreci yani emilimin istenen seviyelere gelmesi uzun zaman alır. Ayrıca daha da kötüsü, gözeneklerin azalması, emilimi en alt seviyeye indireceğinden zaman ilerledikçe ağırlıktaki artma giderek düşecektir. Gözenekler tamamen tıkanınca yüzeyin traşlanarak birkaç tekrar daha aynı işleme tabi tutulması gerekir. Aşağıdaki şekilde karbon üzerine izotermal metodla Boron Nitrid depolanması esnasında ağırlıktaki artışın zamana bağlı olarak değişimi gösterilmiştir [9].

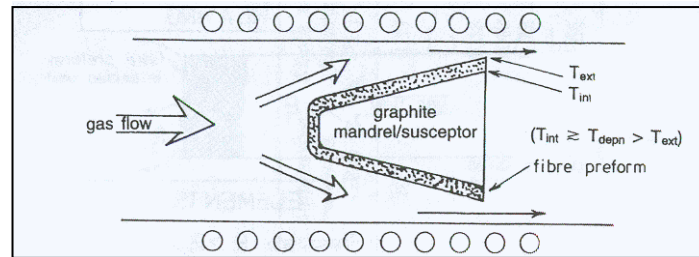


Şekil 5.30 Boron Nitrit Depolanması

Bu konuda önemli çalışmalarıyla ünlü Wear dergisinde yayımlanan deneysel bir çalışmada CVD işleminin tekrarlanması sayesinde aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir [10].

1. Gözeneklilik azalmıştır.
2. Yoğunluk ve eğme dayanımı artmıştır.
3. Sürtünme katsayısı belirsiz olarak artmış ya da azalmıştır.
4. İlk tekrarlardan itibaren aşınma oranında azalma gözlemlenmiştir.
5. Tekrar sayısı arttıkça yüzey pürüzlülüğü azalmış ve bu sayede sürtünme esnasında oluşan film tabakanın daha uzun süre kalıcı olduğu, bu sebeple de aşınmanın ve kaybın düştüğü gözlemlenmiştir [12].

İkinci olarak bahsedilen, termal gradyan metodu ise, aşağıdaki şekildeki gibi bir düzenek halinde grafit bir tambur etrafına sarılmış karbon fiber üzerine karbon depolama tekniğidir. Grafit tambur ısı kaynağıdır. Dış yüzeyden akan gaz (metan, nitrojen) ise karbon malzemenin dış yüzeyinin soğumasını ve atmosfer ortamından yalıtılmasını sağlar. Karbon depolaması içteki tambura temas yüzeyinden başlayarak ısı ile dış yüzeye doğru düfûze olarak malzeme içinde ilerler.



Şekil 5.31 Termal Gradyan Metodu

Bu yöntemde önemli olan iki nokta; birincisi, karbon malzeme düşük ısı iletkenlik katsayısına sahip olmalıdır. İkincisi ise, yüksek oranda koruyucu gaz akışının devamlılığı sağlanmalıdır. Bu sebeple, örülmüş tipte karbon malzemeler yüksek ısı iletkenliğe sahip olduğundan bu yöntemle carbon depolanamaz. Eğer kullanılırsa, metod isothermal metod haline gelir. Bu yöntemin kullanım alanı dardır. fren diskleri örme tip karbon fiber alt yapısı içerdiğinden karbon fiber disklerinin imalında kullanılamaz. Zaten açık olarak belirtildiği gibi bu metodun verimli olabilmesi için iç ve dış yüzey arasında ısı iletkenliğinin düşük olmasından dolayı ısı gradyan oluşmalıdır. Eğer malzemenin ısı iletkenliği yüksekse bu fark değer elde edilemez. Uçak fren balatalarında ise ısı iletkenlik en önemli gereksinimlerden biridir. Her ne kadar basınç ortamına ihtiyaç duymayan bu metodla daha yüksek emilim elde edilebilse de fren balatalarının imali için uygun değildir. Bu yüzden ısı iletkenliğinin düşük olmasının ve de yuvarlak konik şekillerin daha çok imkan verdiği uzay araçlarının burun konilerinde kullanılabilir. Bu alanda ise, büyük malzemeler için işlem ortamının ebadlarının da büyümesi gerektiğinden ve sadece o malzemeye özgü tambur hazırlanması gerektiği için seri üretime uygun değil ve maliyeti çok yüksektir [13], [8].

Eğer isothermal metoddakine benzer bir fırında depolama işlemi yüksek basınç altında gerçekleştirilirse bu yöntem basınç gradyan metodu olur. Her ne kadar basınç artırılınca emilimin yükseleceği açıksa da bu yüksek sıcaklık altında ve basınçta işlevini sürdürebilecek şekilde fırının yalıtımının sağlanması çok güç ve bu tip yalıtım malzemelerinin yüksek maliyetli olduğundan basınç gradyan metodu kullanılmamaktadır [8].

5.14 Sıvı Karbonlanmış Çok Yönlü Lifler (Liquid Precursors)

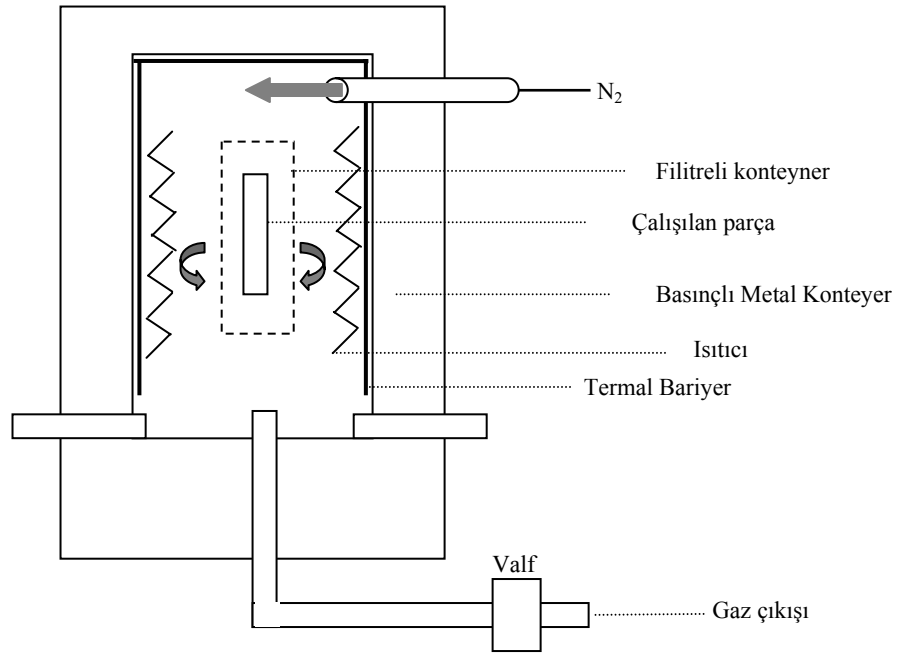
CVD metoduna alternatif olarak iki farklı sıvı lif yöntemi bulunmaktadır. İlki, reçine veya polimerler, zift asfalt gibi petrol ürünleridir [9].

Reçine esaslı olarak özellikle, fenolik reçine, furfuryl alkol, polimide ve polyphenylene gösterilmektedir. Bunların karbon yüzdesi % 45-60 civarındadır. Bunun yanında oranı %95 leri bulan diacetylenedipolymer tespit edilmiştir [9].

Kullanılan reçine genellikle furfuryl alkol ya da organik solvent içinde bir asidik katalizör vasıtasıyla çözülür. Reçine matrisli hazır halde malzeme piyasada işlenmeye hazır halde (prepreg) olarak bulunmaktadır. Bu ham malzeme uygun istenilen şekilde kesilir, ve 350-800 °C sıcaklık altında sıvı reçine lif ile birleştirilir. Bu esnada ortama yüksek miktarda H₂O, H₂, CH₄, CO, CO₂ yayılır. Bu ortam içinde 10 saate varan 10MPa basınç altında sıcak presleme işlemi yapılarak istenen yoğunluk elde edilir. bu işlem esnasında reçinenin %50 oranında küçülerek çekildiğini, fiberlerin ise çok az küçüldüğü gözlemlenmiştir. Bu işlem sonucunda elde edilen yapı izotropiktir, grafitik hale dönüştürülemez. İstenen yoğunluk oranının elde edilebilmesi için bu çevrimin 4-6 defa tekrarlanması gerekir [9].

Ziftler ise hem yüksek karbon içeriği ve grafitize edilebilme yeteneklerinden dolayı daha etkilidirler. Zift, asfalt ya da petrol kalıntılarında kalan, çok yoğun organik maddeden oluşan bir malzemedir. Buradan hareketle, ortam sıcaklığı 385-400 °C seviyelerine gelindiğinde aromatik parçacıklar buharlaşıp ortam havasına karışırken, daha ağır ve polyaromatik olan moleküller sıvı içinde kalır. Bu işlem esnasında ziftin içeriğine ve sıcaklık artış miktarına bağlı olarak likit kristal küpleri ve arafaz gelişmeye başlar. Yüksek sıcaklık ve uzun süre sonunda zift, içindeki işe yaramayan aromatik parçalardan kurtulup, yoğun karbon derişimli, kırılğan kristalit haline dönüşür [9].

Ziftin karbon oranı %50 lerden %90'lara kadar yüksek basınç altında yakarak geliştirilebilir. Bu işleme HIPIC (hot isostatic preassure impregnation with carbon) – karbonla yüksek izostatik sıcaklık ve basınç altında emdirme adı verilir. Üzerinde çalışılacak olan parça etrafı yalıtılmış bir metal konteyner içinde zift ile yüksek sıcaklık altında buluşturulmakta ve azot gazının 100 MPa basıncı altında sıcaklık 650 °C'den 1000 °C'ye kadar yavaş yavaş artacak şekilde ısıl işleme tabi tutulmaktadır. İşlem sonucunda çalışılan malzemenin üzeri tıraşlanarak temizlenir. Bu prosedürün işleyişine ait şema aşağıdadır [9].



Şekil 5.32 Karbonla Yüksek İzostatik Sıcaklık ve Basınç Altında Emdirme Düzenegi

Çizelge 5.3 Üretim Yöntemleri Karşılaştırması

Karakteristik ya da içerik	Karbonmatrisin cinsi		
	CVD	Zift	Reçine
Yoğunluk	Yüksek. Yaklaşık 2000kg/m ³ (izotropik form hariç)	Yüksek. HTT ile grafit seviyesine çıkartılabilir.	Düşük 1300-1600 kg/m ³
Karbon emilimi	Karbon direk olarak emilir. Başka bir işlem yapılmaz	Ziftin içeriğine göre %50-80 oranında geçişir.	Fenolik için %50, polyphenylenes için %85 lere yükseltilebilir.
Gözeneklilik	Düşük izotropik form laminar çatlaklar hariç	Makro büyüklükte, gaz sıkışması, çekme ve ısıl çatlaklardan dolayı	Yüksek mikro gözeneklilik (delik ebadı < 1nm) 1000 °C lerde kapanır. Makroboşluklar görülebilir.
Mikroyapı	İzotropikten yüksek oriyante olmuş laminar formlara kadar değişebilen	Arafazdan gelen istenilen tarzda makro domainler (1-100µm)	İzotropik nanoölçek hariç diğer bir ifadeyle BSU'lar rastgele orientedir.
Fiber önyapı içindeki oryantasyon etkileri	Laminar matris içindeki fiber yüzeylerin yüksek oryantasyonu. Diğer matris tiplerindeki yüzey çatlaklarındaki oryantasyon CVI metoduyla giderilebilir.	Fiber yüzeylerin istenen oryantasyonu. HHT ile grafitleştirme sağlanarak yükseltilebilir. Basıncılı ısıtma ile modifiye edilir.	Diğer dönüştürücülerden daha az seviyede İstenilen oryantasyon verir. Ancak, HTT ile artırılabilir.
Grafitleştirme ve kristalleştirme	Laminar formlar yüksek seviye grafitleştirilebilir. HTT sonrasında çok iyi sonuçlar elde edilebilir.	Yüksek seviye grafitleştirilebilir.	Normalde grafitleştirilemez.
Saflık, bileşim kontrolü	Gaz fazı karışımı ile kontrol edilir. diğer ihtiyaç duyulabilecek elementlerin de verilmesini sağlar.	Kaynağın saflığına göre ayarlanabilir. Tozlar haricinde diğer elementlerin ilavesine imkan vermez	Ziftle aynı
Oksidasyona karşı tepkisi	Çok düşük tepki	HTT ile daha da düşürülebilecek düşük tepki	Yüksek tepki, HTT ile düşürülebilir ama yine de yüksek sayılır.
Isıl genleşme	Tercih edilen oryantasyona bağlıdır. Yüksek seviyede anizotropiktir. İki ana yönde kristale yakın değerler verir.	Domaine bağlıdır. Oryantasyon genleşmesi kısmen lamellar çatlaklara yerleşir	Çoğunlukla izotropiktir.

Çizelge 5.3 Üretim Yöntemleri Karşılaştırması (Devamı)

Karakteristik ya da içerik	Karbonmatrisin cinsi		
	CVD	Zift	Reçine
Young modülü	Malzeme yapısına bağlı olarak 7-40 GPa	5-10 GPa tanecik büyüklüğüne gözenekliliğe ve grafitleşirmeye bağlı olarak. En iyi tanecik ile en fazla 14 GPa ya ulaşılabilir.	10-30 GPa
Dayanım	Mikro yapı ve grafitleşirme seviyesine bağlı olarak 10-500 MPa	Gözenekliliğe ve gözeneklerin geometrisine bağlıdır. Birçok polycristalin karbon için 10-50 MPa. Çok kaliteli grafitler için 120 MPa seviyesine çıkartılabilir.	Cam esaslı karbonlar için 80-150 MPa . reçine esaslı karbonlar için delikliliğe bağlı olarak daha düşük.
Zorlanmaya karşı dayanım	Yapıya bağlı olarak % 0.3-2. yüksek depolamada/HT sıcaklıklarında yüksek değerler elde edilir.	Grafitleşirme seviyesi ve tanecik büyüklüğüne bağlı olarak en yüksek %0.3	HTT kullanılmış cam esaslı karbonlar için en yüksek değer %0.4 dür.

5.15 Kompozitin Mikroyapısı

Kompozit mikroyapı, temel olarak, kompozitin içindeki gözenekler ve boşlukların yapısı ve fiberlere bağlı olarak oluşan grafit tabakanın yönlenmesine bağlıdır [9].

CVD yöntemi, **uçak fren balatalarının** üretiminde kullanılan metoddur. Bu uygulama sonucunda oluşacak mikroyapıya, konsantrasyon, basınç, sıcaklık ve bunun yanında çalışılacak olan parçanın geometrisi etkilidir. Daha önceden de belirtildiği gibi, CVD sonucunda 3 çeşit yapı elde edilmektedir;

a. Düz laminar; bu yapı düşük sıcaklıklarda (1400 °C'nin altında) orta derecede hidrokarbon konsantrasyonu ve gaz basıncı altında elde edilir. elde edilen yapı turbostatiktir ve anizotropik katmanlar zayıf bir şekilde fiberi çevrelerler [9].

b. İzotropik; bu tip yapı 1400-1900 °C sıcaklık aralığında ancak daha yüksek gaz basıncı ve hidrokarbon konsantrasyonu altında ama düşük akış oranlarında

oluşmaktadır. Bu işlem sonucunda görülebilir seviyede izotropik yapı elde edilebilmektedir [9].

c. Kaba laminar; çok düşük hidrokarbon basıncı ve sıcaklık sonucunda oluşan yüksek seviyede güçlü ve görülebilir anizotropik yapı, katmanları çevreler [9].

Çizelge 5.3’de üretim metodlarına göre oluşan malzemenin karşılaştırılmıştır [9].

5.16 Mekanik Özellikler

Karbon karbonun dayanımı ve sertliği, büyük oranla, kullanılan fiberlere ve bu fiberlerin kompozit temel üzerindeki düzenlemelerine bağlıdır. Karbon karbon kompozitler üretim yöntemi uygulanırken gösterdiği kimyasal ve fiziksel değişimler çok karmaşıktır. Mekanik özellikler de işte bu karmaşık oluşuma etkisi olan aşağıdaki faktörlerden ileri gelmektedir [9].

- a. Fiber tipi; suni ipek, PAN, zift, yüksek dayanım, yüksek modül.
- b. Yapısal özellik: dokuma, tel çekme, işlenmiş fabrikasyon
- c. Fiber yönlerinin sayısı: 1 boyut, 2 boyut, 3 boyut
- d. Her oryantasyon içindeki fiberin hacimsel parçaları
- e. Matris dönüştürücü: reçine, zift, CVD
- f. Tamamlanmış malzemenin nihayi yoğunluğu

Diğer faktörler ölçülemediğinden bu listelemeye katılmamıştır. Bunlar, ısı altındaki fiberin durumu, saflaştırma esnasında sıcakken fiberde oluşabilecek hasar vs.dir [9].

5.17 Karbon Malzemelerin Oksidasyon Koruması

Birçok karbon temelli malzeme, içeriği nedeniyle hava ile temas ettiği her noktada oksidasyon tepkimesini CO ve CO₂ olarak gösterir. Bu reaksiyon, malzemenin temel özelliklerine olumsuz yönde etki yapar. 400 °C sıcaklıktan itibaren oksijen, havacılık alanında kullanılan karbon kompozit yapı içerisindeki gözeneklerden nüfuz ederek, gözeneklilik yaratır ve dayanım ve bunun gibi diğer malzeme özelliklerini etkilemeye başlar. Uzay uygulamalarında 2000-3000 °C sıcaklıklara birkaç dakikalığına, roket nozullarında birkaç saatliğine 1500-2000 °C sıcaklıklara, cruise füzelerinde ve uçak motor parçalarında 2000 °C sıcaklıklara uzun süre maruz kalmaktadırlar. Bu da oksidasyona olan hassasiyetin çok yüksek ısı ve uzun zamanlarda devam ettiğini gösterir [10].

Yapılan araştırmalarda bir karbon karbon malzemede 700 °C sıcaklık altında oluşan oksidasyon sonucunda %10 oranında meydana gelen ağırlık düşüşü sonucunda;

elestiklik modülünde %30 ve eğme dayanımında %50 düşme görülmüştür. 600-700 oC sıcaklıklarda oluşan oksidasyonun, malzemenin fiziksel özelliklerine olan etkisinin hayati dercede yüksek olduğu tespit edilmiştir. Oksidasyona bağlı olarak %20 oranında bir ağırlık kaybı sonucunda dayanımın %60 ve Young modülünün %75 oranında kayba uğradığı gözlemlenmiştir [4].

Oksidasyonun oranı iki ana esasa dayanır. İlki kompozit yüzey üzerindeki yapısal etkileşimler diğeri ise, gaz halinde difüzyondur. Bunlar aslında birer oksidasyonun gelişme aşaması olarak değerlendirilebilir. Çünkü ifade edilen aşamalardan ilki 500-800 °C sıcaklıklarda, ikincisi ise, 800-2000 °C sıcaklıklarda meydana gelmektedir. Bu sıcaklıklardaki çalışma şartlarına bağlı olarak, kullanılmakta olan kompozit malzeme, oksidasyona olan maruziyetleri sebebiyle; sınırlı ömürlü ya da uzun ömürlü olarak sınıflandırılır [4].

5.18 Karbon Karbon Kompozitlerin Oksidasyon Koruması

1934 yılında yapılan ilk oksidasyon önleme uygulaması, fırınlarda ısıtma elamanı olarak polikristalin elektrodların kullanılması ile başlamıştır. 1960'larda ise uzay yarışı yüzünden oksidasyon uygulamaları, atmosfere girişte sıcaklıktan etkilenen parçalar ve roket elemanlarına yönelik olarak gelişme göstermiştir. 1970'lere gelindiğinde ise uzay araçlarının hücum kenarları, egzoz çemberleri, burun radomu gibi bölgelerde kullanılmaya başlanan suni ipek bazlı karbon kompozitler üzerinde yoğunlaşmıştır [13].

5.19 Oksidasyon Koruması Prensipleri

5.19.1. Aktif Tarafa Kimyasal Uygulama

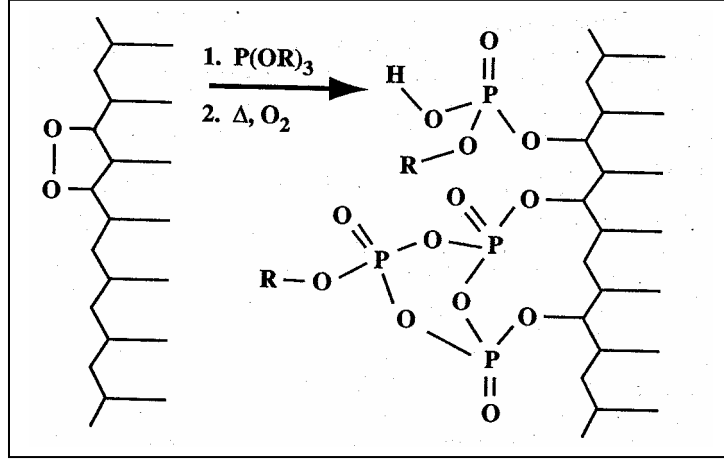
Oksidasyona ve açık havaya maruz kalan tarafa uygulanacak kimyasal bir kaplama ile hava ile malzeme arası bloke edilir. Bunu başaracak periyodik tabloda çok az element vardır. Çünkü birçok element karbon oksidasyonu için bir katalizör olduğundan elimizde kalan seçenek sayısı çok azdır. Bunlar halojenler, fosfor ve borondur [10].

5.19.1.1. Halojen Bileşimleri

Bu tip kimyasal uygulamaları yüzey üzerinde oluşturduğu tabaka sayesinde, karbonun gaz halinde ortam havası ile reaksiyona girmesini engeller. Genellikle kullanılan bileşimler; Freon-12, C, Cl₂, CF₂ ve bromindir. Ancak sağladığı koruma 900 °C'lere kadar sınırlıdır [10].

5.19.1.2. Fosfor Bileşimleri

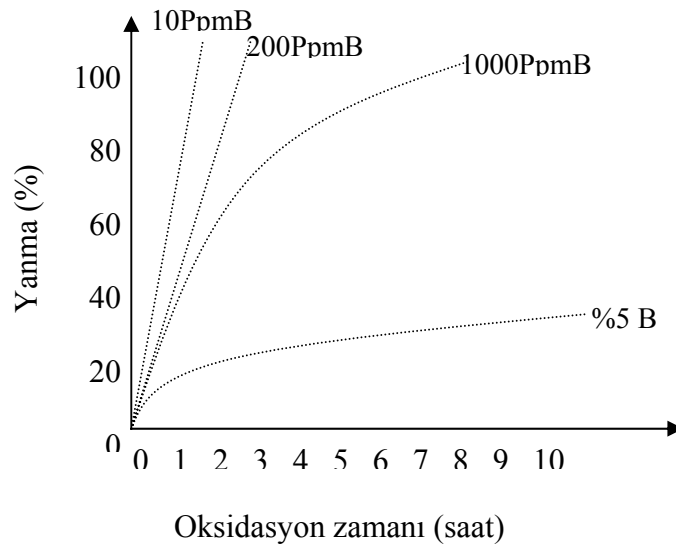
Organik ve inorganik fosfatlar alev yalıtıcı olarak ticari uygulamalarda kullanılmaktadır. Aynı bileşim hava ile karbon arası izole için de kullanılabilir. Fosforik asit, Fosfat, H_3PO_4 , oxychloride, $POCl_3$ 'den %0.1 oranında dahi yapılan bir katkı, malzemenin 700 °C'deki oksidasyon oranını 5 kat azaltmaktadır. Aşağıdaki şekilde grafit yüzey üzerindeki organofosfatların oluşturduğu yapı görülmektedir [10].



Şekil 5.33 Grafit Yüzey Üzerindeki Organofosfat Yapısı

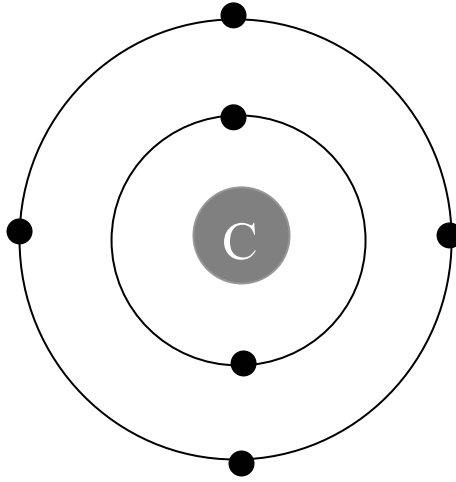
5.19.1.3 Bor Bileşimleri

Grafit yapı, koruyucu gaz ortamında yapılan ısıtım işlemi sayesinde boron tozlarının ile çok düşük oranlarda dahi yüzeye işlenmesiyle malzemenin oksijen ile reaksiyonu önemli ölçüde azaltılabilmektedir. Bu değişim hakkındaki veriler aşağıdaki grafiktedir [10].



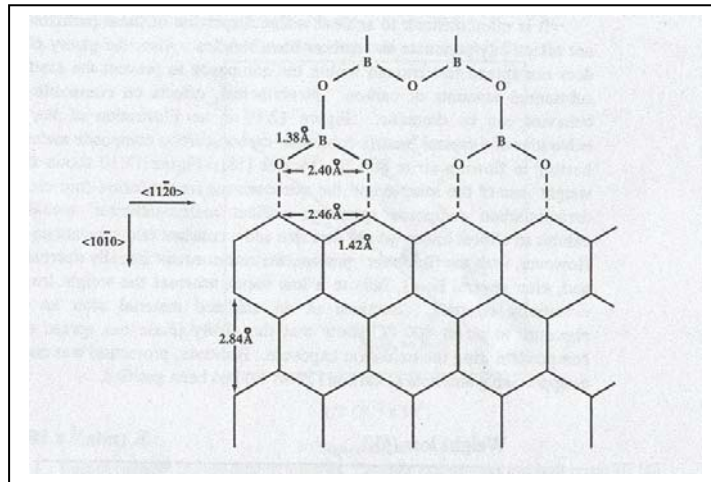
Şekil 5.34 Grafit Yüzeye Boron İşlenmesi Süreci

Oksidasyondaki bu azalma, karbonun, boron ile elektron transferinden sonra karbon atomunun dış yörüngesinde oksijen ile transfer yapabileceği elektron miktarının azalmasından kaynaklanmaktadır. Boron aynı zamanda grafitizasyon işleminde katalizör olarak görev yapmaktadır. Boron tozları, eklendiği yerde grafitleşmeyi hızlandırdığı için oksidasyonu engelliyor olmasının bir sebebinin de bu olabileceği değerlendirilmektedir. Boron, daha çok düzensiz bölgelere tercihen uygulanır, çünkü boron ilavesi, fiberin mekanik performansını düşürür [10].



Şekil 5.35 Karbon Atomunun Yapısı

Isındığı zaman ayrıklaşan sıvı organoboratlar, karbon fiber üzerindeki oksijenle reaksiyona girerek boron oksid oluşturduğundan 900 °C sıcaklığa kadar uygun bir oksidasyon koruyucu olarak tercih edilebilirler. Bu açıdan bakıldığında kullanılan BO_3 karbon kompozitin dış yüzeyine uygulandığında çok uygun şekilde yerleştiği ve atmosferdeki oksijen atomlarının bu koruyucu tabaka yüzünden içerilere ulaşmadığı ve oksidasyonu kesdiği belirtilmiştir. Aktif tarafa uygulanan BO_3 işleminin oluşturduğu dış yüzey tabakası aşağıdaki şekilde görüldüğü gibi oluşmaktadır [10].



Şekil 5.36 BO_3 işlenmiş Dış Yüzey

Yüksek oranda boron oksid, karbon yüzeyini ince bir cam film tabaka halinde kaplar. CVD uygulanarak elde edilen bu yüzey içerisinde atomik seviyede %8 B bulunması halinde 800 °C sıcaklıkta oksidasyon korumasında ciddi bir artış gözlemlenmektedir. Ancak B₂O₃ den oluşan bu film kaplama tabakası, ortam sıcaklığı 1000 °C üzerine çıktığında özelliğini kaybetmektedir [10].

Son dönemde yeni bir uygulama alanı olarak BN boron nitrid uygulamaları ile carbon kompozitin gözeneklerinden içeri girilmiş ve oksidasyon korumasında derinlemesine etkinlik geliştirilmiştir [10].

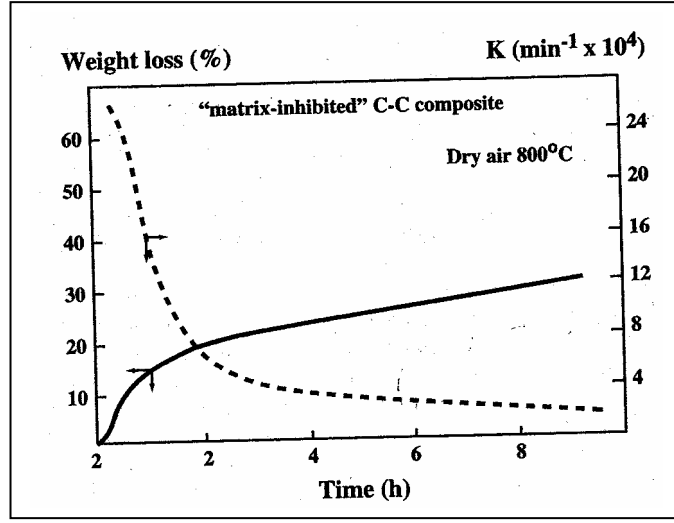
1500 °C'nin altındaki sıcaklıklarda, Boron ve Boron bileşimlerinin oksidasyon koruması açısından en uygun malzeme olduğu anlaşılmıştır. Bunun sebebi oksijen ile ilk teması esnasında oluşan Borat camının karbon ile atmosfer arasında bir yalıtıcı tabaka oluşturmasıdır [4].

Yapılan incelemeler bu şekilde elde edilen bir korumada ilk anda gaz haline geçiş ve kayıp yüksek olmasına rağmen, oksijenle reaksiyon sonucunda oluşan camsı tabaka matrixin içlerine doğru zamanla atmosferle temas devam ettikçe nüfuz etmekte ve oksidasyon kaybını önemli derecede azaltmaktadır [4].

Karbon kompozitin Bromin ile kaplanması sayesinde ise 650 °C sıcaklıkta yapılan deneylerde oksidasyon miktarında %43 oranında yavaşlama görülmüştür. Bu deneyde kullanılan numune imali esnasında sadece orta seviyede ısı işleme tabi tutulmuştur. Daha yüksek derecelerde ısı işlem sonunda daha performansı yüksek makroskopik yapı içerisinde bu koruma daha etkinlikle sağlanacaktır. Ancak yapılan incelemeler şunu da göstermiştir ki bor bileşimlerinin matrix içine nüfuzu sonucunda mekanik performanslar %20-30 arasında düşmektedir [4].

5.19.2. Matrix İçine Yapılan Uygulamalar

Oksijenin, matrix içerisindeki fiberlerle reaksiyonunu önlemek için, metalic silicide, boride elementleri malzemenin karbonizasyonu aşamasından önce uygulanır. Bu sayede matrix içine nüfuz ederek içeriye ulaşan ilk oksijen atomları boride ile reaksiyona girerek buldukları bölgeyi camsı borate ve borsilikat oluşumu ile hızla tıkarlar. İlk başta yaşanan bu ani oksitlenme kısa zaman sonra çok düşük seviyelerde sabit hale geçer. Bu metodun daha etkili olabilmesi için bariyer kaplama metoduyla birlikte uygulanabilir [10].



Şekil 5.37 Oksidasyon Korumalı Karbon İle Korunmazsız Karbonun Oksidasyon Süreci

5.19.3. Bariyer Kaplamalar

Bu yöntemde kullanılacak olan metal ya da seramikler için seçim kriterleri, yüksek sıcaklık ve ani düşüş/artışlarda çatlamama, oksidasyon korumasını devam ettirme, karbon ile kimyasal reaksiyona girmeme, karbonla aynı oranda ısıl uzama oranına sahip olmaktır [10].

Bunları fiziksel ve kimyasal gereksinimler olarak sıralayacak olursak;

a. Fiziksel Gereksinimler:

- I. Yapılacak kaplama alt malzemeyi eşit (uniform) şekilde sarmalı ve en yüksek seviyede bağlanmalıdır.
- II. Deliksiz ve çatlaksız olmalı ve sıcaklık altında bile bu özelliklerini devam ettirebilmelidir.
- III. Bariyer kaplama malzemesi ile alt malzemenin ısıl uzama katsayısı birbirine yakın olmalıdır [4].

b. Kimyasal Gereksinimler:

- I. Yüksek sıcaklık altında oksijene maruz kalmayla beraber uçmaması ve kaplama halinde devamlılığını yitirmemelidir.
- II. Düşük oksijen etkileşimi olmalı ve karbon salınımına engel olmalıdır.
- III. Diğer barrier kaplama malzemeleri ve özellikle karbon ile kimyasal reaksiyona girmemelidir [4].

Adıgeçen kaplamalar, CVD, PVD, Electrophoretic Depolama, Sıcak Presleme yöntemleriyle malzeme üzerine uygulanır. Yukarıda belirtilen özellikleri sağlaması açısından aşağıdaki malzemeler ve yöntemler bariyer kaplama metodunda yer almaktadır [10].

5.20 PVD kaplama

1950'li yılların sonunda üretimlerin arttırılması amacıyla hızlı çalışan tezgahlar üretilmiştir. Bu tezgahların üretilmesiyle teknik adamların karşısına özellikle sert metal takımların ömrünün nasıl arttırılabileceği sorusu çıkmıştır. Söz konusu takımların ömrünü arttırarak , makine durma sürelerini en aza indirmek için yapılan araştırmalar sonucunda takımların üzerlerine TiN, TiC v.s. gibi sert tabakalar kaplanmaya baslandı. Bu çözüm sert metaller için uygun olmasına karşın ısı işlem görmüş takım çeliklerinde iyi sonuç vermedi. Bunun nedeni CVD (Chemical Vapour Deposition) adı verilen yöntemle 1000-2000 °C gibi sıcaklıklarda kaplama yapılabildiği için hassas olarak ısınan ısı işlem görmüş takım çeliklerinde (soğuk iş çelikleri, sıcak iş çelikleri ve yüksek hız çelikleri), sertlik kaybına ve ölçülerin değişmesine neden olmaktadır. Alternatif kaplama teknikleri aranırken 1960'lı yılların sonunda Amerika'da ION-PLATING adlı bir PVD metodu geliştirildi. Bu metot 200-500 °C arasındaki sıcaklıklarda, ısı işlem görmüş takım çeliklerini kaplama imkanı sağladı. Fakat tekniğin laboratuvar aşamasından, sanayiye geçerek teknolojik anlamda kaplama yapılması 1970'li yıllarda ION-BOND metodu ile mümkün oldu [10].

PVD tekniği, esas olarak vakum altında bulunan malzemelerin buharlaştırılarak veya sıçratılarak atomların yüzeyden kopartılması ve kaplanacak olan taban malzemesi yüzeyine atomsal veya iyonik olarak biriktirilmesidir [10].

Takım çeliğinin üzerine titanyum kaplama yapılacaksa, reaktif gazlar (örneğin titanyumnitrür bileşimi için azot) kabine iletilirken, titanın elektrik arkı ile buharlaştırılması sonucu yoğun bir plazma elde edilir. Azot ve titan bu plazma içerisinde sıcak olan malzeme üzerinde, muntazam kristal bir yapı oluşturur. İstenilen tabaka kalınlığının elde edilmesinden sonra buharlaştırma kaynaklarının enerjisi kesilir ve kaplanacak parçalar oda sıcaklığına kadar soğumaya bırakılır. En yüksek kaplama kalitesinin garantisi için parçalar kabinden alındıktan sonra ayrıntılı bir kalite kontrolden (kaplama kalınlığı, tutunma kuvveti, sertlik ve renk) geçirilir [10].

5.21 Electrophoretic Kaplama

Elektroforetik kaplama, sıvı içinde asılı halde (süspanse) bulunan partiküllerin uygulanan elektrik alanının etkisi altında altlık üzerinde yoğunlaşmasının sağlandığı bir malzeme üretim tekniğidir. Bu metot, katot ışık tüpü ekranının üretiminde ışıldama etkinliğine sahip malzemenin ince bir tabaka halinde uygulanmasında kullanılmaktadır.

Elektriği iletmeyen malzemelerin veya kısımların özel bir kaplama çözeltisinden elektrik akımı geçirmek suretiyle kaplanması işlemidir. Uniform şekilde boya kaplamada kullanılması yeni gelişmekte olan kullanım alanlarına tipik bir örnektir [10].

5.21.1. Metaller

1960'larda uzay çalışmalarında grafit burun konilerinin oksidasyon korunması için iridyum kullanılırdı. Bu metal birkaç önemli özelliğin kombinasyonunu içermektedir. Bunlar; 2000 °C'lerde dahi çok düşük oksijen geçirgenliği, yüksek ergime noktası (2440 °C) ve karbona karşı inert olma özelliğidir. Hernekadar bu olumlu özellikleri olsa da ısı uzaması karbona göre yüksek ve oksidasyon sırasında yüksek sıcaklık ve basınç ortamında farkedilir derecede uçucudur. Bu özellikleri sebebiyle kalıcılığı atmosfere giriş sürecine ancak yeterli gelebiliyordu. Sonraları Rhodium ve Platinium ile bariyer metalik kaplama uygulamaları denenmiş ancak yine de en iyi performans İridyumda bulunmuştur. Günümüzde yüksek maliyeti ve kaynaklarının az bulunuşu nedeniyle kullanımı yaygın değildir [10].

5.21.2 Fosfatlar

Sanayide kullanılan fırınlar parçaları ve elektrotların oksidasyon korumasında fosfat kaplama yapılmaktadır. Ayrıca, fırınların inşasında kullanılan tuğlaları bağlayan çimento içeriğinde oksidasyon yalıtımının da sağlanması için fosfat kullanılmaktadır. Fosfatın özelliğini daha da artırabilmek için silikon carbür de eklenebilir. Şimdiye kadar alınmış birçok patentte kaplama metali olarak; krom, nikel, demir, titanyum, zirkonyum, çinko fosfatları kullanılmıştır [10].

5.21.3. Borat ve Boridler

Borat bariyerler, iç katmanda silisyum karbür, dış katmanda ise bor oksit tabakalar şeklinde uygulanmaktadır. Yüksek sıcaklık altında atmosferle temas esnasında sıvı akkor hale gelen Boron oksit, disk üzerini ıslak şekilde kaplar ve tüm yüzey üzerinde akarak dağılır. Boron oksit ile yapılan yüzey uygulamaları sonucunda karbonun gaz halde ayrılması yani kütle kaybının 1000 °C altındaki sıcaklıklarda ihmal edilebilir seviyede az olduğu gözlemlenmiştir. Bu adı geçen kütle kaybının da oksidasyon ile reaksiyon sonucu gaz hale geçip uçan karbon atomları değil, boron oksit olduğu tespit edilmiştir. 1000 °C sıcaklığa kadar bunun bu şekilde devam ettiği, ancak 1000 °C den sonra boron oksit camsı tabakanın uçtuğu görülmüştür. Bor bileşeleriyle yapılan kaplamanın en uygun çalışma sıcaklığının 650-1000 °C seviyesinde olduğu saptanmıştır. Bu kapsamda, metalik borid olan zirkonyum, hafniyum, kromiyum, tungstenin olumlu sonuçları bilinmektedir. Ayrıca, ZrB₂ (zirkonyum borid), çok kısa süre için 2200 °C sıcaklıkta iyi sonuç vermiştir [10].

5.21.4 Karbürler Ve Nitrürler

Karbit ve nitritler, genellikle yüksel ergime sıcaklığına sahiptir. Etkili oksidasyon koruma özelliğine sahip birçok metal karbid patent listesine girmiştir. Bunlardan bazıları, Hafniyum, Tantalyum, Titanyum, Kromyum, Zirconyum, Vanadyum, Niyobyum, Molibdenyum ve Tungstendir. Örneğin bunlardan metal kromyum, 1000 °C sıcaklık altında CVD yöntemiyle koruyucu gaz ortamında malzeme ile işleme sokulunca kromyum karbid tabaka halinde karbon kompozitin üzeri kaplanabilir. Kromyum karbidin malzeme üzerine kaplanması için uygulanan bir başka yöntem ise erimiş kromyum-kalay ya da kromyum-bakır alaşımı bulunan havuza koruyucu argon gazı altında atılmasıyla elde edilir. Fazlalıklar ise nitrik asit ile temizlenir. Bu sayede stodferle temas esnasında malzeme yüzeyinde Cr_2O_3 oluşur [10].

Bunun yanında karbidler, boron bileşimleriyle de kullanılır. $BCl_3 - CH_4 - H_2$ gaz karışımının CVD metoduyla malzemeye işlenmesi sayesinde grafit tozla %10 oranında karıştırılan boron karbid, 800 °C sıcaklık altındaki çalışma ortamlarında oksidasyonu önemli derecede engellemiştir [10].

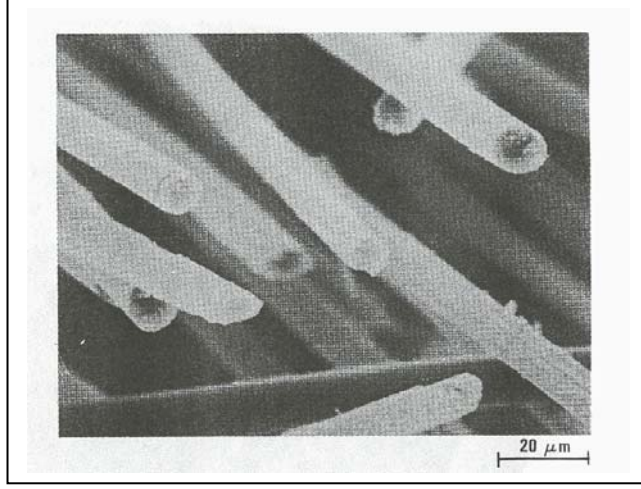
Aynı zamanda Boron nitritler, $BF_3 - NH_3$ gaz karışımı halinde CVI metoduyla malzemeye uygulandığında boron nitritin hacimsel oranı malzeme üzerinde arttıkça oksidasyon korumasının aynı paralellikte arttığı gözlemlenmiştir [10].

Bir başka nitrit ise aliminyum nitrittir. Aliminyum da sıcaklık altında yukarıdaki metodlarla malzeme üzerine oksidasyon koruyucu olarak uygulanabilmektedir. Ancak aliminyum nitridin koruyuculuk performansı ile ilgili bir bilgi netleştirilmemiştir [10].

5.21.5 Silisyum Bileşikleri

En çok kullanılan metod SiO_2 , SiC , Si_3N_4 film tabakası halinde kaplama şeklindedir. Bu tabaka CVD, ya da püskürtme yöntemiyle elde edilebilir. Kullanılan zift ya da PAN temelli karbonun yapısına göre uygun silisyumun kullanımıyla yüzeyden daha derinlere nüfuz edebilen ve bu sayede de ısı uzama uyumsuzluklarının giderilebildiği bileşimler oluşturulabilir. Bu yöntemde kullanılan silisyum bazlı malzemeler; silikat, borosilikat, aluminosilikatlardır [10].

Aşağıdaki şekilde Si_3N_4 (silisyum nitrid) ile kaplanmış bir fiber lifi görülmektedir.



Şekil 5.38 Silisyum Nitrid Kaplanmış Fiber Lifi

Oksidasyonu önlemek amacıyla her ne kadar kesin kurallar olmasa da prensip olarak aşağıdaki üç seviyede yapılması gereken uygulamalar belirtilmiştir [10].

1. 1000 °C'nin altındaki çalışma ortamlarında; halojen, boron ve fosfor kullanarak aktif tarafa yapılacak kimyasal uygulamalar kısa süreli ısı artışlarında istenen korumayı sağlayabilmektedir. Uzun süreli ısıya maruz kalışlarda ise SiO₂ film tabakası elde edilmesi tercih edilmelidir.
2. 1000-1500 °C arası çalışma ortamlarında; silisyum karbid kullanılarak yapılacak bariyer kaplamalara gereksinim duyulmaktadır. Bu sıcaklıklarda ısıl çevrimler esnasında çatlama hala bir sorun olmaya devam etmektedir. Bunu giderebilmek için ise boron ve silisyum temelli matris içi uygulamalara gidilebilir.
3. 1500 °C üzerindeki çalışma ortamlarında; iki tabakalı silisyum temelli bariyer kaplama ve matris içi uygulamalar kullanılmalıdır. Her ne kullanılırsa kullanılsın oksidasyon konusunda en üst koruma limiti 1800-2000 °C ile sınırlıdır [10].

Bu konuda 2004 yılında alınan bir patentte [13] barrier kaplama metodu ile yapılan bir oksidasyon koruma işleminde şu bileşimler kullanılmıştır; 10-75 wt% H₂O, 20-65 wt% H₃PO₄, 0.1-20 wt% alkali metal mono-, di-, or tri- temel fosfat, 0-2 wt% hydrated boron oxide, 0-18 wt% KH₂PO₄, 3-10 wt% metal oksit, ve 0-20 wt% hydrated manganaz fosfat, 0-25 wt% Al (H₂PO₄)₃ ve 0-10 wt% Zn₃ (PO₄)₂

Bu bileşimlerden elde edilen solüsyon 1600-2600 °C sıcaklık altında CVD yöntemiyle yüzeye nüfuz etmesi sağlanmıştır. Yapılan testlerde hiç oksidasyon koruması olmayan karbon diskin fren etkinlik oranı 0.3 iken, yapılan oksidasyonla bu oranın, diğer tüm oksidasyon yapılmış disklerle aynı orana; 0.2'ye düştüğünü ama bunun elde edilen korumanın yanında kabul edilebileceği belirtilmiştir.

Oksidasyondan meydana gelebilecek ağırlık kaybı 24 saat 650 °C altında kabul edilebilir limit %5 iken yapılan kaplama ile %1,5 kayıp elde edilmiş, Aynı işlem 6 saat 1600 °C sıcaklık altında %20 kabul edilebilir limit için %15 ağırlık kaybı elde edilmiştir [14].

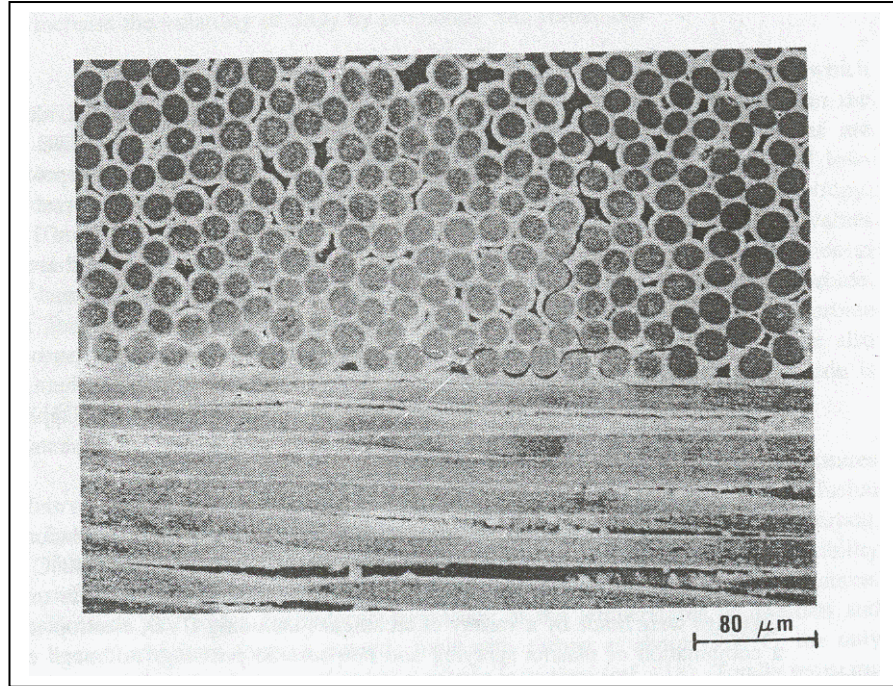
Silisyum bazlı kaplamalar, karbon malzemeye en iyi şekilde bağlanmakta ve çatlaksız bir katman oluşturmaktadır [4]. Bunun sebepleri şunlardır;

I. CVD metodu, yüzey kaplaması üzerindeki gerilmeyi dağıtarak en iyi şekilde nüfuz etmeyi ve birbirine iyi bağlanmış bir yapı oluşturmaya olanak sağlamaktadır.

II. SiC nin CVD metodu ile uygulanması sonucunda kaplama yüzeyinde ısı uzama, ısı şok dayanımı ve Young modülü değerlerinde eniyileme sağlanmaktadır.

Bu tip kaplamalar 1650 °C sıcaklıklara kadar stabildir. 1300 °C sıcaklıklara kadar ise ihmal edilebilir derecede ağırlık kaybına sebebiyet verir [4].

Aşağıdaki şekilde SiC ile barrier kaplama yapılmış karbon fiber yapısı görülmektedir.



Şekil 5.39 SiC Barrier Kaplamalı Karbon Fiber Lifleri

Her ne kadar karbon kompozitin oksidasyon koruması için yukarıda anlatılan gibi birçok yöntem bulunmuş ve denenmiş olsa da hiçbir zaman net ve genel bir koruma yöntemi çözümü bulunamamıştır. Bunun için koruma yapılacak olan malzemenin;

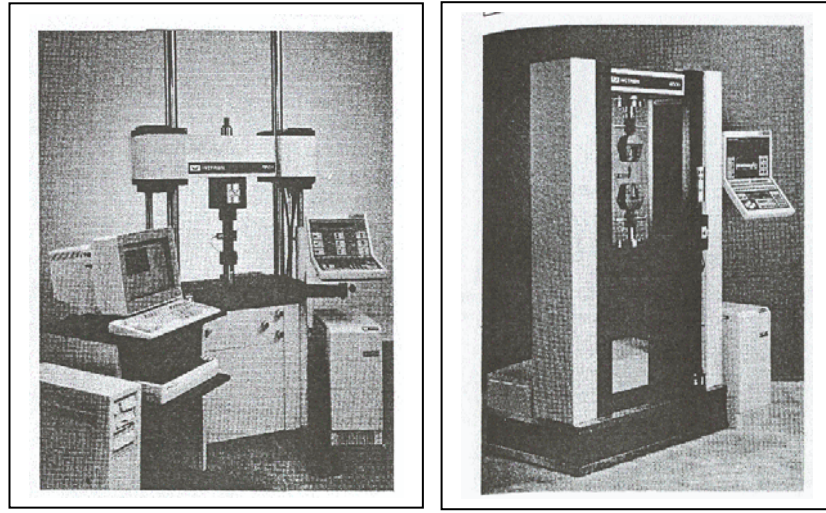
- I. Isıl stabilitesi,
- II. Karbon kompozitle olan bağlanma kabiliyeti,
- III. Kaplama ile kimyasal uyumluluğu,
- IV. Oksijen hassasiyeti ve karbon kaybı özellikleri ,
- V. Isıl özellikleri ile kaplamanın ısıl özelliklerinin, mikro çatlaklara sebebiyet vermemesi açısından uyumluluğu,
- VI. Sıcak gazlar altında oluşan erozyon oranı gözönüne alınmalıdır.

Son dönemde yapılan araştırmalar ile oksidasyon koruması için kullanılabilir olan malzeme yelpazesi daraltılmış ve Boron, silisyum Zirkonyum, Hafniyum ve İridiyumun bu konularda kabiliyeti tespit edilmiştir [4].

6. KARBON KARBON KOMPOZİTLERİN TEST YÖNTEMLERİ

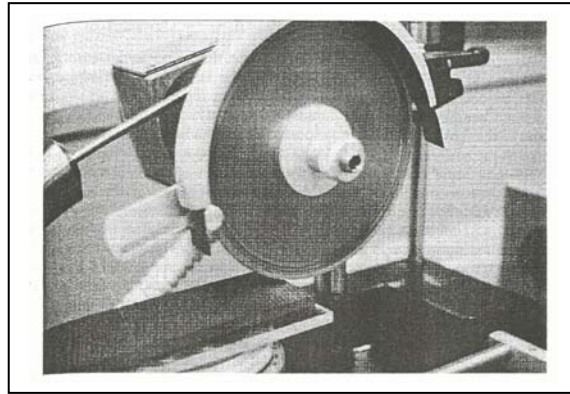
6.1 Test Düzenekleri

Karbon kompozit yapıların testleri için kullanılan aşağıdaki şekilde görüldüğü gibi iki ana universal test düzeneği vardır. İlki, dinamik testleri için daha uygun olan ve hidrolik basıncı ile çalıştırılan **servohidrolik** test düzenekleri; diğeri ise, daha çok statik testler açısından uygun olan, büyük vida başlarını kullanan **servomekanik** test düzenekleridir. Her iki düzende de straingaugeler kullanılarak sonuçlar ölçülmektedir [13].



Şekil 6.1 Servohidrolik ve Servomekanik Test Düzenekleri

Herne kadar tokluk değeri yüksek olsa da karbon karbon matrisli malzemelerden alınacak örneklerin kesilmesi esnasında oluşabilecek hasar, matris yapısını yüksek ölçüde zedeleyebilir. Buna neden olmamak için kullanılabilir en iyi kesme yöntemi aşağıda görülen elmas uçlu kesici ve su soğutmalı kesme düzenekleridir [13].



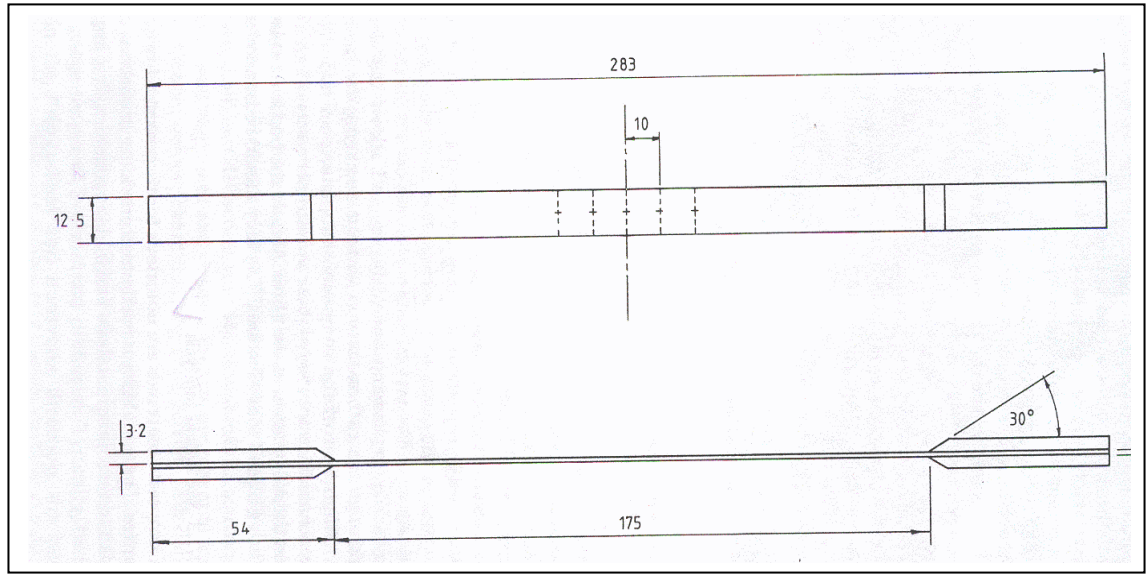
Şekil 6.2 Elmas Uçlu Kesici

Yapılan statik testler sonucunda 10-30 örnek üzerinde yapılan testler sonucunda alınan değerlerin aritmetik ortalaması hesaplanarak test sonuçları değerlendirilir [13].

6.2 Statik Test Yöntemleri

6.2.1 Çekme Testi Yöntemi

Çekme testi yapılacak olan malzeme sıfır yada 90 derecelerde örülmüş ya da hiç örülmemiş özelliğe sahip olmalıdır. Eğer tek yönlü örneğin kullanım yerine göre 45 dereceden geçen liflerden örülmüşse çekme testi doğru sonuç vermez. Çekme testi için deney düzeneği aşağıdaki şekildedir. Burada önemli olan nokta numuneyi tutan uçların uygun şekilde yapılmış ve iyi yerleştirilmiş ve malzemenin üzeri yabancı maddelerden arındırılacak şekilde örneğin trichloroethane ile dezenfekte edilmiş olması gerekir. Numunenin tam ortasına 0.01 mm aralıklarla uzamayı ölçecek extansometre yerleştirilir ve dakikada 1 mm ya da dakikada %5 uzama sağlayacak şekilde çekme gücü uygulanarak ölçüme başlanır [13].

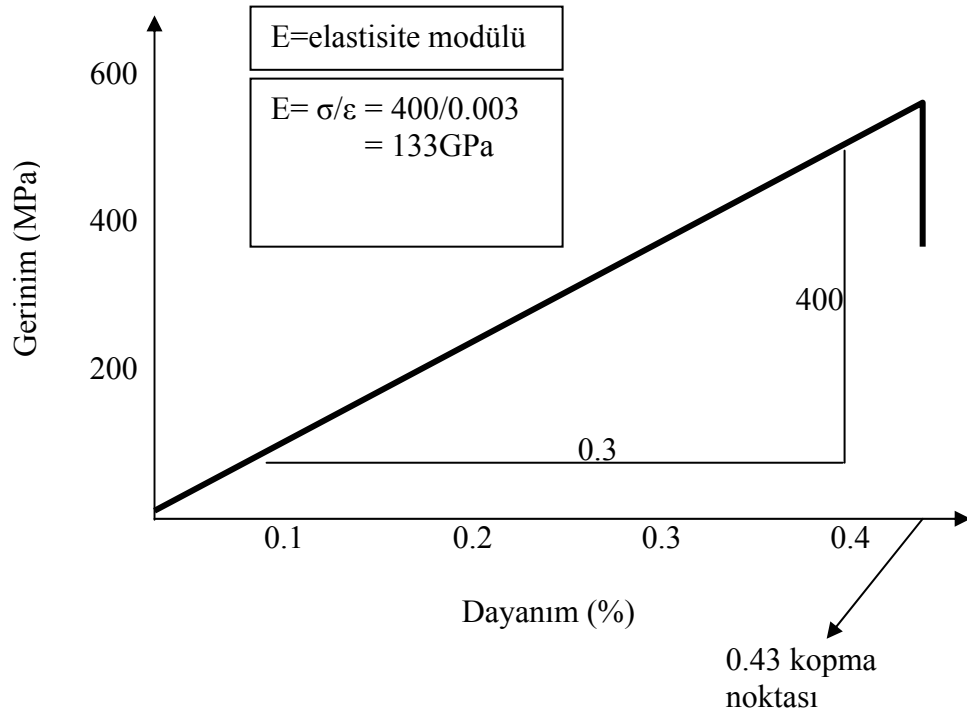


Şekil 6.3 Çekme Testi

Bu işlem sonunda yapılan ölçümler ile uzunluk boyunca çekme dayanımı $\sigma = P/w.t$ olarak bulunur. (w, genişlik t,kalınlık)

Poisson oranı ise $\mu = \text{enine daralma} / \text{boyuna uzama}$ olarak bulunur.

Bulunan bu değerler ve ölçümler sayesinde aşağıdakine benzer bir grafik elde edilir.



Şekil 6.4 Gerinim Dayanım Eğrisi

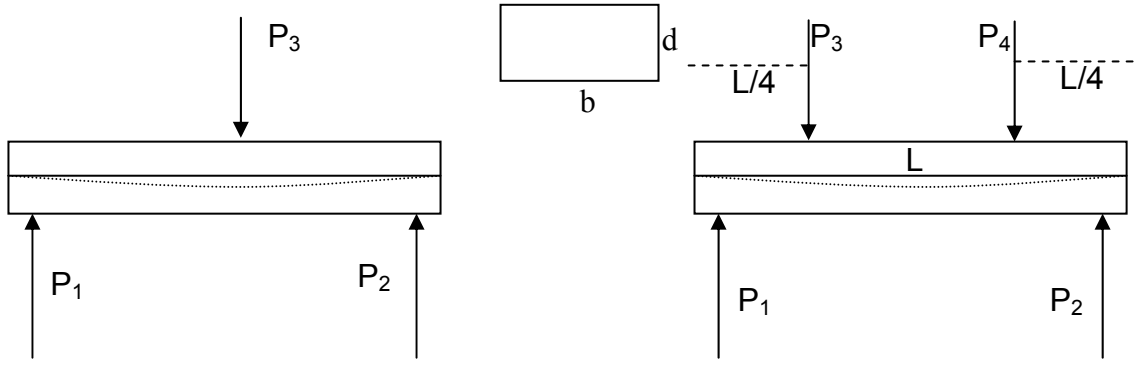
6.2.2 Basma Gerilimi Test Yöntemi

Çekme testi işleminin basma testinden tek farkı, uygulanan kuvvet yönünün çekmenin aksi istikamette olmasıdır. Çekme testi yapılan ortamlarda uygun pabuçlar kullanılarak basma testi de yapmak mümkündür. [13]

$\sigma = F/A$ ve $\epsilon = (L - L_0)/L_0$ formülleriyle hesaplanır.

6.2.3 Eğme Gerilimi Test Yöntemi

Genellikle 3 ya da 4 noktalı eğme gerilimi test yöntemleri kullanılır. Bu düzenek içerisinde aşağıda görüldüğü şekilde uygulanan yüke karşılık örnek malzeme üzerindeki boya bağlı olarak oluşan eğilme değeri ölçülerek eğilme gerilimi değerlendirilir [13].



Şekil 6.5 Eğme Gerilimi Test Düzenegi

Numunenin öncelikle temizlenmesi gerekir. Eğer numunenin eninin boyuna oranı düşükse yapılacak olan eğme yükü numune üzerinde kesme yükü halinde bir etki yapabilir. Bu yüzden malzemin ebatları uygun seçilmelidir. En uygun ebatlar aşağıdaki Çizelgede verilmiştir.

Çizelge 6.1 Eğme Gerilimi Ölçümü İçin Uygun Ebatlar

Kompozit fiber yönü	Yük eksenine göre fiberin yönü	En düşük en / boy oranı
Tek yönlü	0°	1/40
Tek yönlü	90°	1/25
Örülmüş	0°/90°	1/25

Yükün miktarı dakikada 1 mm lik eğme meydana getirecek şekilde artırılmalıdır.

3 noktalı test yöntemine göre eğme dayanımı $\sigma_f = 3PL/2bd^2$

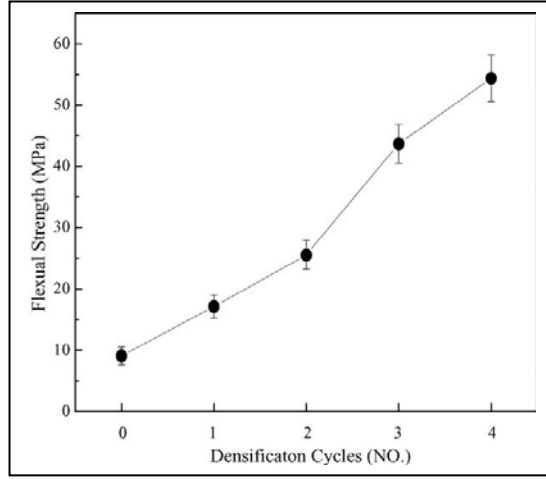
Eğme modülü ise $E_f = L^3m/4bd^3$ (m = eğme esnasında asal eksenin yaptığı açının tanjantı)

Eğer 4 noktalı test yöntemi kullanılmışsa;

$$\sigma_f = 3PL/4bd^2$$

$E_f = 0.21L^3m/bd^3$ formülleriyle dayanım ve modül değerleri hesaplanır [13].

Yukarıdaki formülasyon kullanılarak Lee tarafından [12] yapılan deneysel çalışmada 30X3X3mm ebatlarında PAN temelli bir karbon fiber numune olarak kullanılmış ve buna 8.3×10^{-4} mm/s hızla baskı yapılarak eğme gerilimine maruz bırakılmıştır. Elde edilen sonuçlar bu çalışmada yoğunlaştırma süreçlerinin tekrar sayısının artışının eğme gerilmesine olan etkisi ölçülmüş ve aşağıdaki grafik elde edilmiştir.



Şekil 6.6 Isıl İşlem Döngüsünün Dayanıma Katkısı

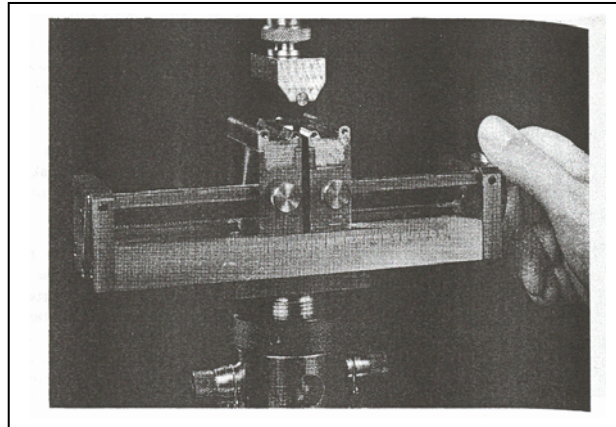
6.2.4 Kesme Gerilimi Test Yöntemleri

Aynı test yöntemi kullanılarak katmanlararası kesme gerilmesi de ölçülebilir. Eğme gerilmesinden farkı; numune en/boy oranının 1/4 olarak sabitlenerek gerilime maruz bırakılmasıdır [13].

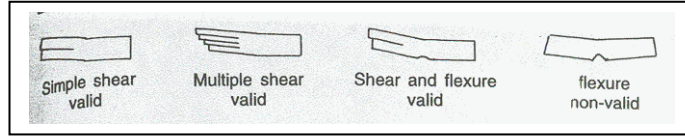
Bu yöntem uygulanarak ILS (interlaminar shear strength) aşağıdaki formülle hesaplanır.

$$ILS = 3P/4bd$$

Uygulanan test yöntemi aşağıdaki şekilde gösterilmiştir. Burada elde edilen katmanlararası kesilme şekline göre testin geçerliliği değerlendirilir. Eğer aşağıdaki gibi bir kesme gözlemlenmişse test geçersiz sayılır çünkü numunenin, matris içerisinde homojen olmayan bir bölgeden seçilmiş olabilme ihtimali vardır [13].



Şekil 6.7 Kesme Gerilimi Test Düzenegi

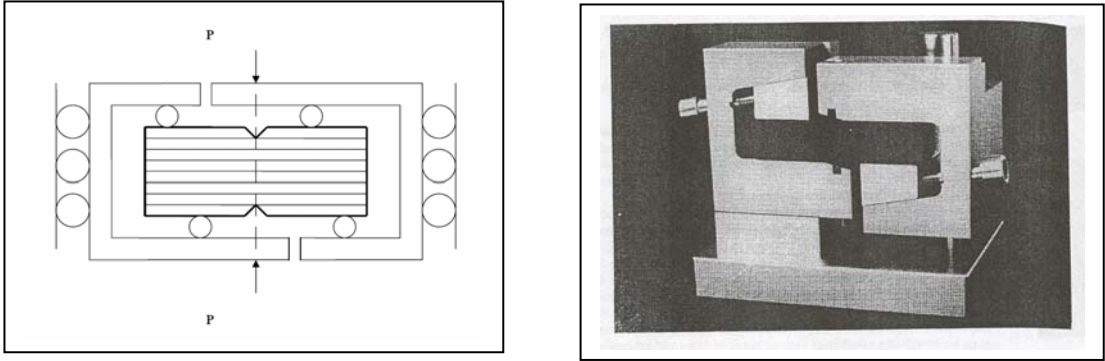


Şekil 6.8 Kesme Şekilleri

Bu alanda kesme gerilmesinin hesaplanması için kullanılan bir başka metod ise losipescu testidir. Bu yöntemde aşağıda gösterilen çentikli numuneler kullanılır ve çentikler arasındaki bölgede kayma gerilmesi üretecek şekilde yük uygulanır. Şekil değişiklikleri strain gaugeler ile ölçülür. Bu yöntemle ölçülen ortalama kesme gerilmesi;

$$\zeta = P/A \quad (A=\text{çentikler arasında kalan alan})$$

Ancak buradaki V şeklindeki çentiklerin kesicilerle kesimi esnasında oluşan başlangıç çatlamları, kesme gerilmesinin doğru olarak değerlendirilmesinde bir engel olarak karşımıza çıkar. Bu yüzden çok sağlıklı görülmemektedir [13].



Şekil 6.9 Losipescu Test Düzeneği

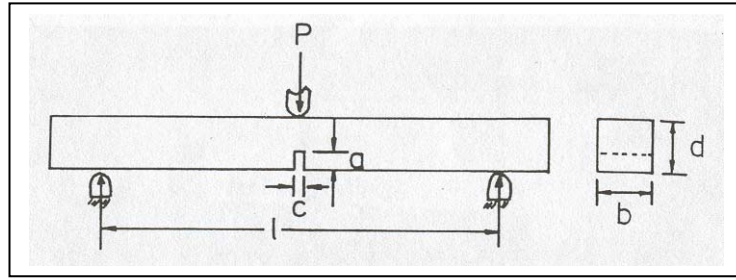
6.3 Dinamik Test Yöntemleri

Normal ve değişken yükler şeklinde ya da gidip gelme şeklinde oluşan devamlı dinamik yükler malzeme yorulmasında en etkili faktörlerdir. Bunlar aslında tek sefer için kırılmaya neden olmayacak kadar küçük gerilmeler yaratsa da zaman içinde birikerek parçalanmaya ya da dışarıdan görülmeyen içi kırıklara sebep olabilmektedirler. Hiçbir malzemenin yorulmaya karşı bağışıklığı yoktur. Karbon fiber malzeme de diğer metaller gibi özellikle düzgün olmayan değişken devamlı yüklere karşı yorulma bakımından hassastır. Yorulma konusunda aynı metaller gibi tepki verir. Karbon fiber yapı içerisinde matris-fiber bağlantıları ya da matris içinde parçalanma ufalanma tozlanma şeklinde ayrılmalar gözlemlenmiştir [13].

6.3.1 Kırılma Tokluğu Testi

Bilindiği gibi karbon fiber matris içerisinde düzensizlikler ve boşluklar gözlenmektedir. Bu boşluklar ve düzensizlikler malzemenin kullanılacağı yerde karşılaşılabilecek olan gerilmeler açısından malzemenin değerlendirilmesini ve uygun olup olmadığını ortaya çıkaracaktır. Kırılma tokluğu, malzeme içerisinde üretim esnasında meydana gelen hatalardan, çatlama başlamasına karşı olan dayanıklılık olarak tanımlanabilir. Bu sınıflandırmanın yapılabilmesi için 3 noktalı eğme testi düzeneği altında dinamik düzgün yük ile denenmesi gerekir [13].

Kırılma tokluğu konusunda öne çıkan iki parametre G_c kritik gerilme enerjisi bırakma oranı (critical strain energy release rate), K_{Ic} çentik tokluğu (notch toughness). 3 noktalı eğme testi ile mode I tipi çentik tokluğu (K_{Ic}) aşağıdaki şekildeki düzenekle test edilerek formülize edilir [13].



Şekil 6.10 Kırılma Tokluğu Test düzeneği

$$y = 2.9\left(\frac{a}{d}\right)^{1/2} - 4.6\left(\frac{a}{d}\right)^{3/2} + 21.8\left(\frac{a}{d}\right)^{5/2} - 37.6\left(\frac{a}{d}\right)^{7/2} + 38.7\left(\frac{a}{d}\right)^{9/2}$$

$$K_{Ic} = \left(\frac{Pl}{bd^{3/2}}\right)y \quad 0 \leq \left(\frac{a}{d}\right) \leq 0.6$$

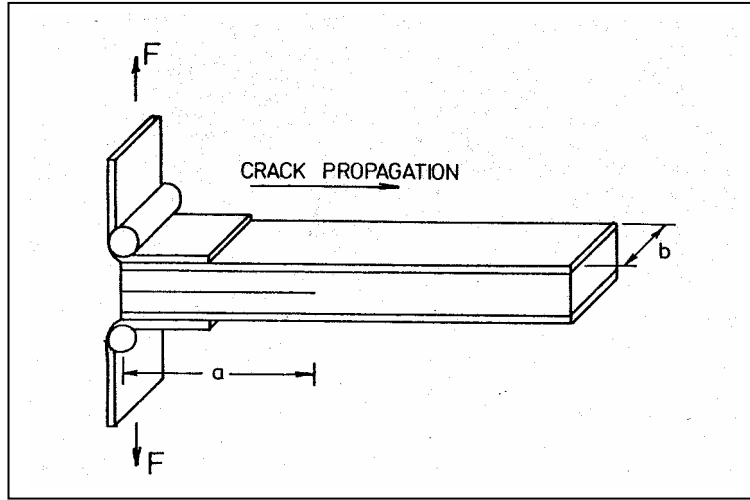
G_c kritik gerilme enerjisi bırakma oranı (critical strain energy release rate) ise aşağıdaki şekilde formülize edilir [13].

$$U$$
$$G_c = -\frac{1}{2bd} \left(\frac{P}{K}\right)^2 \frac{\partial k}{\partial (a/d)}$$

Buradaki $k/(a/d)$ oranı, kalibrasyon yoluyla, farklı birkaç büyüklük için ölçülecek değerlerden elde edilecek K eğrisinin eğimidir.

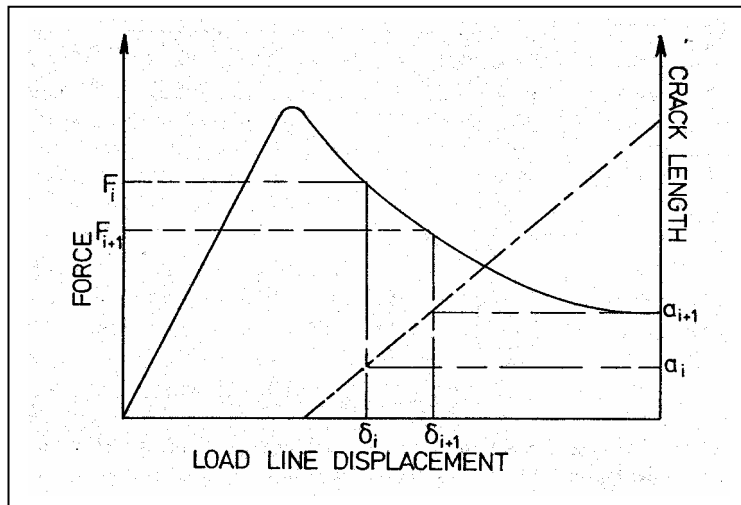
Buradaki formüllerle elde edilen K ve G değerleri, a/d oranından bağımsız birer malzemeye ait sabit sayı olarak karşımıza çıkar. Bu yaklaşım iki boyutlu iç yapıya sahip malzemeler için doğrudur. Ancak üç boyutlu kompozitlere geçildiğinde bu ölçüm G_c için geçerliliğini yitirmektedir. K_c değerinin, değişkenler incelendiğinde iç yapının yönlülüğünden bağımsız olduğu görülmektedir. Dolayısıyla K_c her iki durumda da değişmez [13].

G_c ölçümü için, aşağıdaki şekilde görüldüğü gibi DCB (double cantilever beam) test uygulaması, sonuçların geçerliliğini artırır.



Şekil 6.11 DCB Düzeneği

Yukarıda yapılan test sonucunda aşağıdaki grafik elde edilir.



Şekil 6.12 DCB Test Sonucu Değerleri

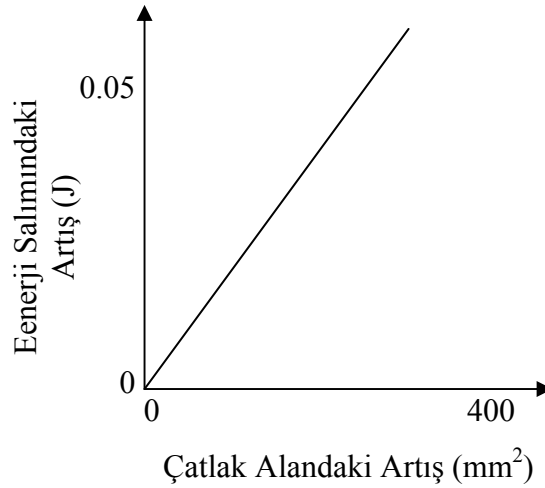
Yukarıdaki grafikten faydalınarak G_c için aşağıdaki formül elde edilir;

$$G_c = \frac{\Delta U_i}{2b(a_{i+1} - a_i)} = \frac{\frac{1}{2}(F_i \delta_i - F_{i+1} \delta_{i+1}) + \int F(\delta) d\delta}{2b(a_{i+1} - a_i)}$$

U = enerji artışı

δ = yükün uygulandığı iki nokta arası mesafe artışı

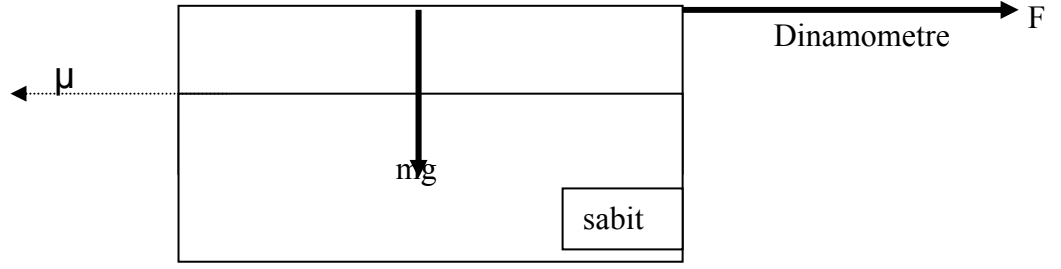
daha sonra her i adımı için elde edilen G_c değerlerine karşılık gelen çatlak alandaki artış $\{2b(a_{i+1}-a_i)\}$ aşağıdaki şekildeki gibi bir grafikte karşılaştırılarak malzemenin kırılma tokluğu hakkında bir değerlendirme yapılabilir [13].



Şekil 6.13 Kırılma Tokluğu Grafiği

6.3.2 Sürtünme Katsayısı Test Yöntemleri

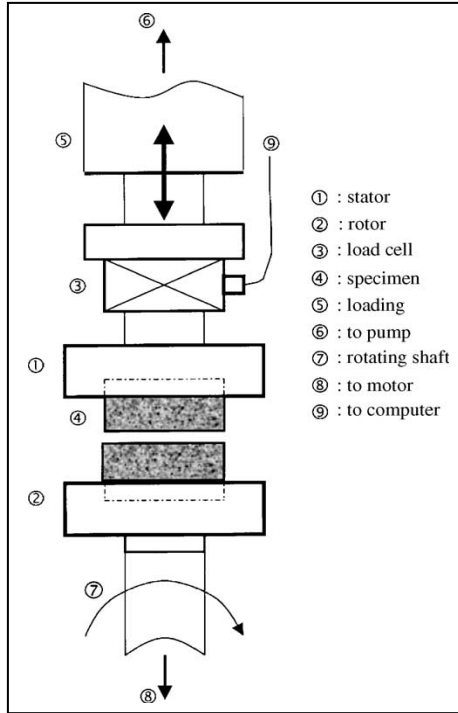
Sürtünme katsayısı yüzeyler arası pürüzlülüğe çok bağlıdır. Bu bakımdan öncelikle malzemelerin yüzeyleri zımparalanarak ve temizlenerek en düşük pürüzlü hale getirilir. Aynı numuneden iki adet bulunmalıdır ki iki yüzeyin aynı özelliğe sahip olması açısından hesaplamalarda düzeltme yapılması ihtiyacı doğurmasın. Bu aşamadan sonra ihtiyacımız olan tek şey bir dinamometredir. Dinamometre sayesinde malzemeyi hareket ettirmek için gerekli olan kuvvet ölçülecektir. Bu sisteme ait şema aşağıdaki gibidir [13].



Şekil 6.14 Sürtünme Test Düzeneği

Deney sonucunda dinamometreden okunan değer $F = \mu mg$ formülündeki yerine koyulduğunda μ ifadesi çekilerek malzemenin sürtünme katsayısı tespit edilir. Temel anlamda bu sistem esasına dayanarak çalışan, hazır test makinaları bulunmakta olup, silindirik halde imal edilen numunelerin, bu test cihazı vasıtasıyla, farklı kuvvet değerlerine göre, sürtünme katsayısının değişimleri dijital olarak elde edilebilmektedir [13].

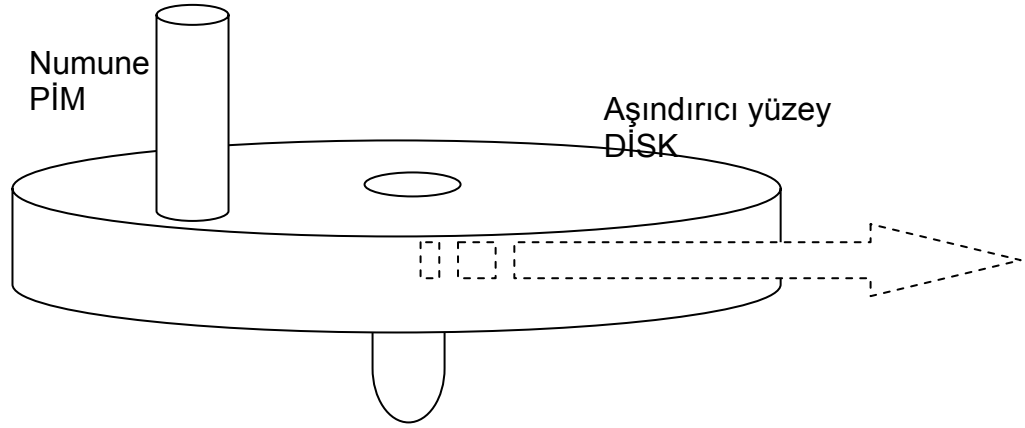
Bu yöntemle benzer şekilde Lee [11] tarafından yapılan çalışmada şekli aşağıda görülen DISK-ON-DISK düzeneği kurulmuş, 1.2 MPa basınç, 1000RPM dönüş devri, (lineer hız 1.33m/s), test süresi 300s (sürtünme mesafesi toplamı 399m) uygulanmıştır. Bu test icra safhasından önce ultrasonik ve fiziksel temizlenme yöntemleriyle istenmeyen parçacıklardan arındırılmıştır. Testler, malzemenin yapısal bütünlüğünü değiştirmedeği ve sonuçların kararlılığının bozulmadığı sayıya kadar tekrar edilmiştir. Bu sayı bazı malzemeler için 5, dayanımı yüksek malzemeler için ise 10 a kadar çıkabilmektedir.



Şekil 6.15 Disk-on-disk sürtünme Test Düzeneği

6.3.3 Aşınma Oranı / Aşınma Direnci Test Yöntemleri

Aşınma karakteristikleri ile ilgili ölçümlerin değerlendirilmesinde aşındırıcı olarak seçilen malzemenin özelliği önem arz etmektedir. Yani aşındırıcı yüzey ve aşınma oranı ölçülecek olan numunenin karşılaştırılmasında elde edilen verilerde her iki malzemenin de özellikleri belirtilmelidir. İstenirse hem aşındırıcı yüzey hem de numune aynı malzemeden üretilebilir. Bu konuda en yaygın olarak kullanılan deney düzeneği aşağıdaki şekildeki gibi PİM-DİSK modeli aşınma deney ortamlarıdır [13].



Şekil 6.16 Pim-disk Aşınma Test Düzeneği

Burada aşındırıcı yüzey olarak genellikle, alüminyumoksit zımpara, silisyum karbür (SiC) zımpara, değişik çelikler tercih edilmektedir. Deney sonuçları farklı içerikli numunelerin aynı ortamda sürtünme hız ve basınçlara altında karşılaştırıldıktan sonra ağırlık farkının ölçülmesi yada aşındırıcı yüzey belirtilerek elde edilen sonuçların aşağıdaki şekilde formülize edilerek belirtilmesi şekilde verilir [13].

$$W_a = \frac{\Delta m}{SqF} \quad W_r = \frac{1}{W_a}$$

Δm =ağırlık kaybı (mg)

S=sürtünme yolu (m)

q=yoğunluk (g/cm^3)

F=uygulanan kuvvet (N)

W_a =aşınma oranı (mm^3/Nm)

W_r =aşınma direnci (Nm/mm^3)

6.4 Yüksek Sıcaklık Altında Mekanik Test

Bu testin yapılabilmesi için kullanılan araç; yüksek sıcaklık uzama ölçerlerdir. (high temperature extensometers). Sıcaklık altında uzama değeri ölçülecek olan numune fırında ısıtılıp, aşağıdaki şekilde örneği görülen ölçüm cihazının yardımı ile cihazın kolları arasına denk gelen malzemenin deformasyon oranı, strain gauge ile ölçülür. Burada önemli olan nokta, cihazın kolları ile numunenin 1500 °C gibi sıcaklıklarda yapılan bu test esnasında kimyasal reaksiyona girmemesinin sağlanması gereklidir. Bunun için de oksidasyon koruması bakımından uygun olan SiC bazlı ölçüm kolu uçları kullanılmalıdır [13].



Şekil 6.17 Yüksek Sıcaklık Mekanik Test Düzenegi

6.5 Mikroskopik İnceleme Yöntemleri

6.5.1 Optik Mikroskop

Optik mikroskop altında incelenecek numuneler su ile soğutulan elmas testereler ile kesilir. Kesilen numune bu incelemeler için kullanılan piyasada birçok çeşidi bulunan soğuk plastik reçine içine konur. Numune üzerindeki pürüzlülük düzleyici tekerlerle veya 240-0.05 μm kalınlığında alüminyum ya da elmas macunuyla kaplanarak optik olarak düz yüzey elde edilir. Bu haldeki yüzey ışık yansımalarına karşı çok duyarlı hale gelir ve bu sayede optik mikroskop altında gözlem rahatlıkla yapılabilir. Ayrıca çapraz polarize ışık ya da CCTV kamera kullanılarak da statik haldeki durumlar gözlemlenebilir [13].

6.5.2 Tarama Elektron Mikroskobu - SEM (Scanning Electron Mikroskopy)

SEM, numunenin topografisini ortaya çıkarmanın en uygun yoludur. Dolayısıyla parça keserek ya da ufalayarak inceleme yolu değildir. Parçacık halindeki carbon örnekleri ancak aliminyum levha ya da folyo cinsi tabakalar üzerine yerleştirilerek SEM altında incelenebilir [13].

Hernekadar karbon yapılar elektrik iletkeni olsalar da kimi karbon örnekler elektron yayar. Bu yayılan elektron ise SEM'i yanıltır. Bu yüzden çok ince tabaka ($\approx 200 \text{ \AA}$) altın ile kaplanması tavsiye edilir. yüksek çözünürlük altında SEM incelemeleri optik mikroskop kadar verimli sonuçlar vermeyebilir. Bunun üstesinden gelmek için de asitle yıkanması görüntüyü daha net hale getirmede yardımcı olabilir. Bu işlem, 130 oC sıcaklıktaki nitrik asit içinde numune 10 dakika bekletilerek ya da %10 $K_2Cr_2O_7$ orthophosphorik asit içinde bekletilerek yapılabilir [13].

6.6 Yoğunluk ve Gözeneklilik Ölçümleri

Yoğunluk ve buna dolaylı olarak bağlı olan gözeneklilik, malzemenin daha çok kalite seviyesinin değerlendirilmesinde bir araç olarak kullanılmaktadır. Yoğunluk bilindiği gibi en basit halde $q=m/V$ dir. Bu formülle malzemenin yoğunluğu hesaplanır. Gözeneklilik ölçümü için ise su kullanılır. Numunenin kuru haldeki yoğunluğu hesaplandıktan sonra suya daldırılır ve aynı hesap tekrar yapılır. Aradaki artış gözenekliliğin derecesini verir [13].

6.7 Oksidasyon Koruması Testi

Oksidasyon korumasının uygun ve eşit şartlarda değerlendirilebilmesi için, zaman, sıcaklık, atmosfer havasına temas oranı ya da akış hızı, ortam basıncının kontrol edildiği deney düzenekleri kurulmalıdır. Her ne kadar bu şartlar altında mekanik özellikler test edilmeye çalışılmışsa da elde edilen sonuçların tutarsızlığı nedeniyle sağlıklı olmadığı ve güvenilirliğinin bulunmadığı anlaşılmıştır. Bu yüzden oksidasyon korumasının uygunluğunun anlaşılması ve sınıflandırılması için en uygun yöntemin ağırlık kaybı testleri olduğu ortaya çıkmıştır. Yukarıda belirtilen parameterelerin kontrol altında tutulabildiği bir ortamda belirli süreler içinde malzemdeki ağırlık kaybı oranı kaydedilerek sağlıklı şekilde kıyaslanabilmektedir. Su yerine civa kullanılarak ve basınç altında gözeneklerin dolması sağlanarak yine aynı yöntem bize daha iyi sonuçlar verebilir. En iyi ölçüm ise en ince gözeneklere dahi girebilen helyum gazı kullanılarak elde edilebilmektedir [13].

6.8 Isıl İletkenliğin Ölçülmesi

Isıl iletkenliğin ölçülmesi için uygulanan metod numunenin bir ucundan ısıtılarak diğer ucundaki sıcaklık değişiminin zamana oranının ölçülmesi şeklinde yapılmaktadır. Ancak uçak üzerinde meydana gelen ani ısı şokları simule edebilmek için ısı lazer flaşları kullanılmakta ve aynı ölçüm işlemi bu lazer palsi sonrasında tekrarlanmakta ve böylece ısı şok direnci ölçülebilmektedir [13].

6.9 Özgül Isının Ölçülmesi

Özgül ısı, bir malzemenin 1 gramının sıcaklığını 1 °C artırmak için gerekli olan ısı miktarıdır. Birimi Cal/g°C dir. (bu ifade joule cinsinden de yazılabilir. 1cal=4.18joule'dir.) bunu hesaplayabilmek için;

$Q=mc\Delta t$ formülü kullanılır. Ayrıca;
 $Q_{giren}=Q_{çıkan}$ 'dır ve aynı zamanda;
 $c_{su}=1 \text{ cal/g}^{\circ}\text{C}$ 'dir.

Sıcaklık termometre ile ölçülür ama ısı nasıl ölçülecektir? Isı kalorimetre kabı ile ölçülür. kalorimetre kabı, içten dışa ısı yalıtımı sağlayan bir çeşit termostur. Ölçüm deneyi şöyle yapılır. Öncelikle kalorimetre kabının kütlesi hesaplanır (M_k), kalorimetre kabının özgül ısı standart olarak bilinmektedir ya da yapıldığı malzeme ile ilgili tablolardan öğrenilir (c_k). Ardından kalorimetre kabınının içi saf su ile doldurulur ve sıcaklığı ölçülür (t_{su}), özgül ısı ölçülecek olan numunenin kütlesi hesaplanır (M_n), numune su ya da fırında ısıtılır ve sıcaklığı ölçülür (t_n), hiç ısı kaybına uğramadan kalorimetre kabının içindeki suya atılır. suyun sıcaklığındaki değişim duduğu andaki sıcaklık (t_{son}) tespit edilir. buradan;

$$Q_{giren}=Q_{çıkan}$$

$$M_n c_n (t_{son}-t_n) = (M_k c_k + M_{su} c_{su}) (t_{son}-t_{su})$$

$$c_n = (M_k c_k + M_{su} c_{su}) (t_{son}-t_{su}) / M_n (t_{son}-t_n) \quad \text{formülü çekilir ve numunenin özgül ısı hesaplanır}$$

6.10 Fren Sistemleri Test Yöntemleri

Bir fren sisteminin uçak üzerinde kullanılabilmesi için, FAA tarafından belirlenen fren testlerinden geçmiş olması gerekir. Aksi halde hiçbir firma bu standart hale getirilmiş olan test verilerini ibraz edemeyen üreticilerin ürünlerine güvenilir olarak bakmaz [2].

Bu açıdan yaklaşıldığında FAA birçok standart test koymuştur.

6.10.1 Tekerlek – Fren Testleri

Doğru bir şekilde kurulan tertibatın uyugun lastiği ile bir fren tekerlek fren montaj dizayn modelikinetik enerji oranları için dizaynı kısıtlamada aşağıdaki testleri sağlamalıdır. Tekerler, fren sisteminden ayrı olarak test edilir.bu testler üretici firma tarafından belirlen çalışma ortamında test edilmelidir. her tekerlek – fren sistemi dizaynı şunlara göre değerlendirilmelidir;

6.10.2 Dinamik Tork Testleri

Aşağıdakilere göre uygun ataletsel fren test makinasında fren sistemi kontrol edilmelidir [2].

6.10.3 Hız ve Ağırlık Değerleri

Uçaklar için tek bir tekerleğin ve tekerlek fren montajının soğurması gereken kinetik enerji seviyesinin hesaplanması için Metod I ya da Metod II den biri seçilmelidir [2].

6.10.3.1 Metod I

Denklemleri kullanarak fren test makinasında kullanılacak kinetik enerji seviyesini ayarla
 $KE = (0.0443 \times W \times V^2) / N$
KE = kinetik enerji seviyesi (ft-lbs)
W = dizayn iniş ağırlığı (lbs)
V = Knot cinsinden hava hızı. V, dizayn iniş ağırlığında ve iniş konfigürasyonunda deniz seviyesinde güç kapalı stall hızı (V_{so}) 'dan az olmamalıdır. Part 25 altında sertifikalı uçaklar için sadece fren sisteminde uygulanabilen ivmelendirme – durma testleri için üretici kalkış ağırlığı ve hızının en kritik kombinasyonunu belirlemelidir [2].

6.10.3.2 Metod II

Bir ivmelenme - durma durumu veya maksimum iniş ağırlığında işlevsel bir iniş esnasında ortaya çıkması beklenen olayların sırasının rasyonel analizine dayanan diğer denklemlerle hız ve ağırlık değerleri tespit edilir.analizler, lastik ile pist arasındaki sürtünme, aerodinamik sürüklenme, pervane sürüklenmesi ve güç grubu ileri itkisi frenleme katsayısı için rasyonel ve muhafazakar değerleri içermelidir.pervane ters yunuslaması sürüklenme paraşütleri ve güç grubu ters itki vericilerin yavaşlatıcı etkileri dikkate alınmaz [2].

6.10.4 Test Gereklere

Ortalama yavaşlamada ve arızasız, çalışmayı zayıflatmadan ve bir sonraki paragrafta izin verilenler dışında parça değiştirmeden aşağıdaki Çizelgelerde belirlenen kadar sayıda tekrar için fren sistemi, ataletsel test makinasını durdurmalıdır [2].

Çizelge 6.2 Uzaklık ve Yükleme Bağı Test Standartları

Uçak kategorisi	Yükleme durumu	Yuvarlanma mesafesi (Mil)
Part 25	Maximum statik yükleme "S"	2000
	S, ilaveten 0.15 kat dışa doğru yan yükleme	100
	S, ilaveten 0.15 kat içe doğru yan yükleme	100
Part 23	Maximum statik yükleme "S"	1000
Part 27 part 29	Maximum statik yükleme "S"	250

Çizelge 6.3 Fren Sistemi Test Gereklere

Uçak kategorisi	test
Part 23 ve part 25	$KE_{DL} = 100$ iniş durması 10 ft/sn^2 'den az olmamak koşuluyla üretici firma tarafından seçilen bir yavaşlama
Part 25	$KE_{RT} = 1$ ivmelenme durması 6 ft/sn^2 'den az olmamak koşuluyla üretici firma tarafından seçilen bir yavaşlama
Part 27 ve 29	$KE_{DL} = 20$ iniş durması 6 ft/sn^2 'den az olmamak koşuluyla üretici firma tarafından seçilen bir yavaşlama

6.10.5 Genel Şartlar

İniş durma testlerinde (KE_{DL}) fren astarının bir kez değişimine izin verebilir. Frenin geri kalan parçaları arızasız ve çalışmanın zayıflaması ortaya çıkmadan $100 KE_{DL}$ durmasına dayanmalıdır [2].

İvmelenme – durma testi (KE_{RT}) esnasında frenastarı ve çıplak diskleri yeni veya kullanılmış olabilir bu testten önce fren üzerinde en az 2 iniş durma testi tamamlanmış olmalıdır [2].

Bu paragrafta kullanıldığı gibi, "fren astarı" yıpratıcı malzemeden ayrı ayrı bloklar veya üzerine tamamen yıpratıcı malzeme bağlanmış disklerdir. "çıplak diskler" ise üzerine yıpratıcı malzemeler bağlanmamış levhalardır [2].

6.10.6 Fren Yapısal Tork Testi

En az 3 saniye için aşağıdaki iki maddede belirtilen S y¼k¼ ve bir tork y¼k¼ uygulanmalıdır. Hidrolik olmayan frenlerde en az maximum fren hattı basıncı veya fren kablo geriliminin uygulanmasıyla fren veya frenler yoluyla reaksiyon kuvvetinin iletilmesiyle tekerlek d¼n¼ř¼ne direnç gösterilmelidir. Eğer d¼n¼ř¼ engellemek için b¼yle bir gerilim basıncı yetersiz kalıyorsa s¼rt¼nme y¼zeyi mengene ile yapıştırılıp cıvata ile kilitlenmeli veya basınç ya da gerilim uygularken zaptedilmelidir [2].

- a. iniş takımı dikmesi başına tek tekerlek d¼řen iniş takımları için tork y¼k¼ $1.2 \times S \times R$ dir. R, S y¼k¼ altında orantılı şişirilmiş basınçta lastiğin normal y¼kl¼ yarıçapıdır.
- b. iniş takımı dikmesi başına çok tekerli iniş takımları için tork y¼k¼ $1.44 \times R \times S$ dir.

7. DENEYSEL ÇALIŞMA

7.1 Giriş

Günümüzde birçok ticari uçakta halen çelik fren diskleri kullanılmaktadır. Bunun sebebi karbon kompozit fren disklerinin halen yeteri kadar ekonomik olmamasıdır. Her ne kadar düşük yoğunluklu olmasından dolayı ağırlık açısından büyük kazanç sağlayacak olmalarına rağmen firmalar bu kararı verirken maliyet etkinlik değerlendirilmesi gerekmektedir. Bu kapsamda inceledikleri konular, kazanç ve kayıplar olmaktadır.

Karbon kompozit fren disklerinin aşınma değerleri düşüktür. Bu yüzden bakım ve değişim gereksinimleri çelik fren disklerine göre daha uzun aralıklara yayılmakta ve bu yüzden bir mali verim elde edilmektedir. Ancak bu açıdan fayda elde edilebilmesi için firmaların uçuş saatleri ve bakım giderlerini karşılaştırarak bir değerlendirme yapmaları gerekir. Bu konuda otoriteler, (ABSC firması yetkilileri) ortalama uçuş süresi 2,5 saati geçmeyen ticari uçakların, maliyet/etkinlik açısından incelendiğinde, çelik esaslı fren disklerini kullanmaya devam etmelerini tavsiye etmektedir. Aşağıdaki şekilde çelik fren diski ile karbon kompozit fren disklerinin ayırd edici özelliklerinin bir karşılaştırması verilmiştir.

Çizelge 7.1 Çelik ve Karbonun Ayırd edici Özellikleri

ÖZELLİK	ÇELİK	KARBON
Yoğunluk gr/cm ³	7.2	2.26
Özgül ısı 50 ⁰ C sıcaklıkta J/ kg ⁰ C	0.46	0.71
Isıl iletkenlik W/mK	100	30-600
Sürtünme katsayısı	0.22	0.19
Mekanik özelliklerin devam ettiği max ⁰ C	800 ⁰ C	2000 ⁰ C

7.2 Çelik Ve Bakır Esaslı Fren Disklerinin İncelenmesi

Halen THY ve Hava Kuvvetlerinde çelik fren diskleri büyük bir oranda kullanılmaya devam etmektedir. Aşağıda, değişik uçak tiplerine ait birkaç fren diskinin incelenmesi sonucu elde edilmiş olan malzeme içeriği ve sonuçları ifade edilmiştir.

İncelenmiş olan fren disklerinin resimleri aşağıda yer almaktadır.



Şekil 7.1 1 Nolu Numune



Şekil 7.2 2 Nolu Numune



Şekil 7.3 3-4 Nolu Numune



Şekil 7.4 5 Nolu Numune

Yapılan incelemede fren pabucu olarak kullanılan parçanın (1 nolu numune) iki tabakalı olarak imal edildiği sürtünmeye maruz kalan tabakanın bakır esaslı, diğer dış yüzeyin ise demir esaslı olduğu tespit edilmiştir. Burada yukarıdaki şekilde fren disklerinden alınan 5 ayrı numune üzerinde çalışılmıştır.

7.2.1 Metalografik Muayene

Metalografik muayene için parçalar öncelikle makina ile kesilmiştir.

Bu kesmenin ardından numuneler sırasıyla 60-120-180-220-320-400-600-800-1000-1200 mesh'lik zımparalar ile optik mikroskopla incelenecek olan yüzleri görüntülemeye uygun hale getirilmiştir. Zımparalanıp ardından parlatılan malzemeler aşağıdaki hale getirilmiştir.



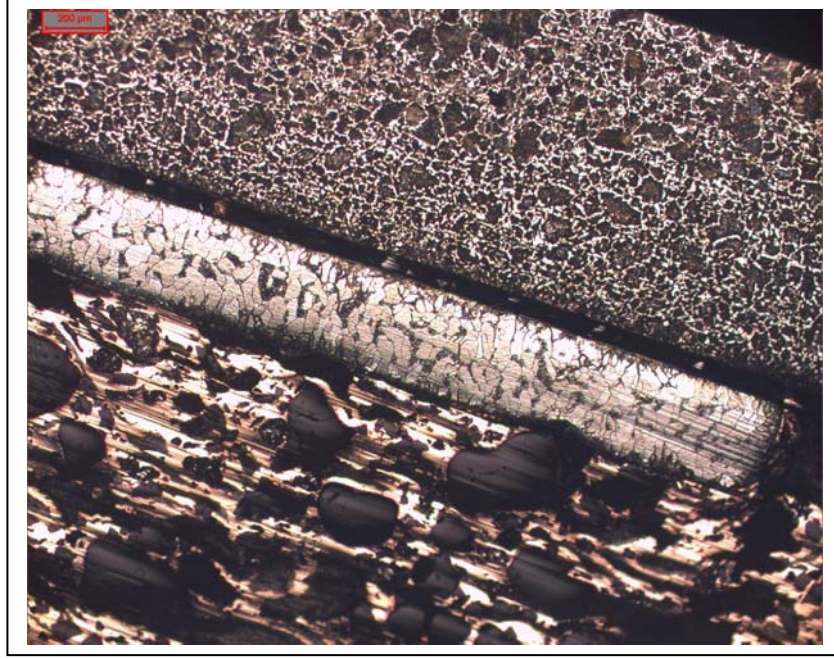
Şekil 7.5 Kesilmiş Numuneler

Bir sonraki aşamada numuneler, tane boyutu 80 μm olan ve %80 seyreltilmiş alüminyum oksit ile (20g alüminyum oksit, 80g su) parlatılmıştır.

Bundan sonra, numuneler tane boyutu 3 μm olan elmas pasta ile hassas parlatma işlemine tabi tutulmuştur.

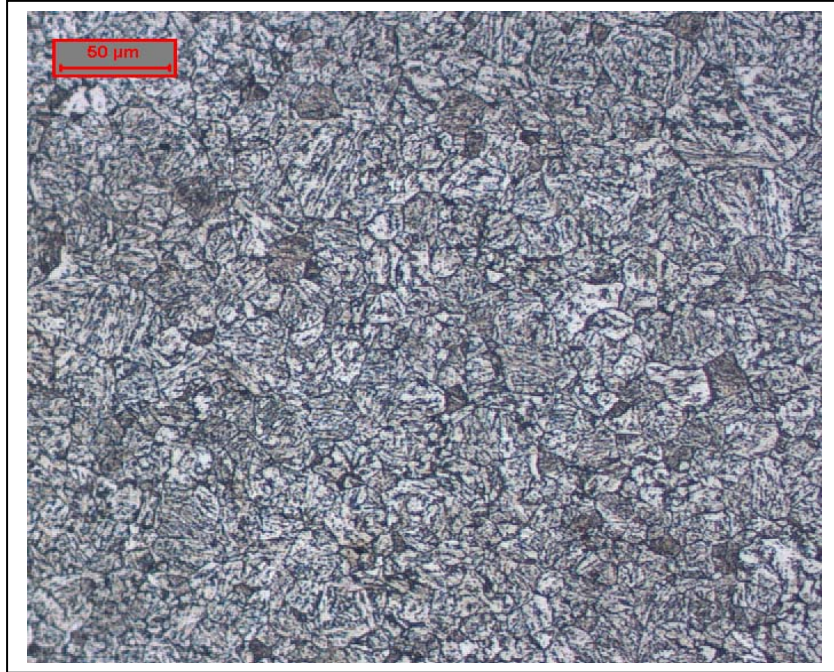
Son olarak da inceleme yapılacak olan yüzeyler Nital-2 (%2 nitrik asit, %98 etil alkol) ile dağlanmışır.

Bu şekilde hazırlığı tamamlanan numuneler metalografik muayene için görüntü analiz cihazına yerleştirilmiştir. Herbir numune için elde edilen görüntüler aşağıdadır.



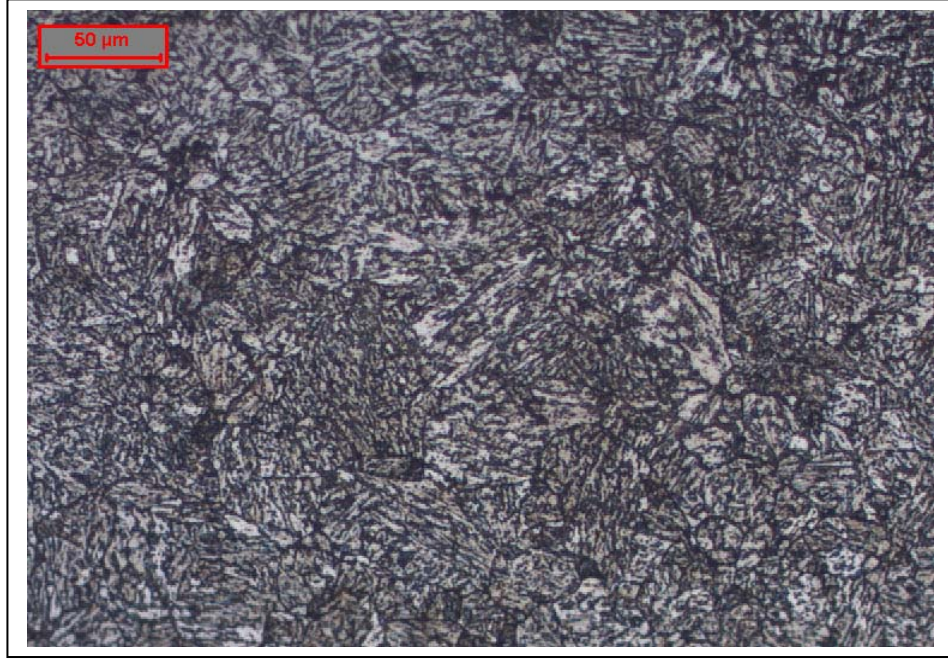
Şekil 7.6 1 Nolu Numune Metalografik İnceleme

Malzemenin üs bölümü ferrit-perrit yapı, arada yine çelik esaslı geçiş bölümü ve alt kısımda bakır esaslı asıl sürtünme yüzeyi görülmektedir.



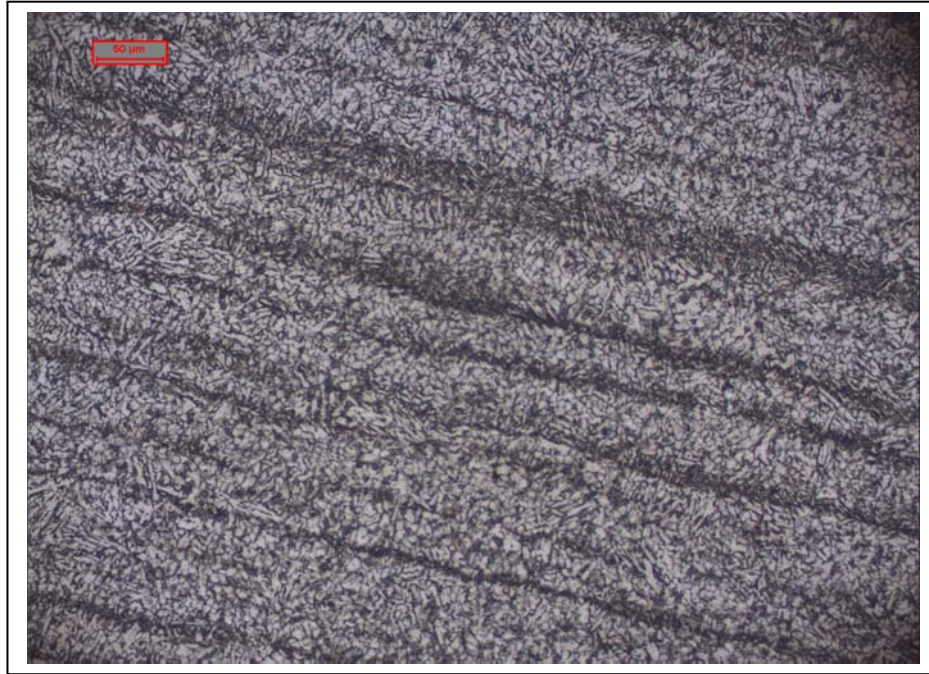
Şekil 7.7 2 Nolu Numune Metalografik İnceleme

Çelik esaslı fren diskine ait ferrit-perrit yapının tipik bir örneği görülmektedir.



Şekil 7.8 3 Nolu Numune Metalografik İnceleme

Çelik esaslı fren diskine ait temperlenmiş bir martenzit yapı.



Şekil 7.9 4 Nolu Numune Metalografik İnceleme

Normalizasyon tavlı görmüş, ferrit perrit yapı içeren çelik esaslı fren disk.



Şekil 7.10 5 Nolu Numune Metalografik İnceleme

Çelik esaslı fren diskine ait temperlenmiş martenzit yapı.

7.2.2. Kimyasal Analiz

Kimyasal analiz metoduyla numunelerin içeriğinin incelenmesi için öncelikle optik emisyon spektrometresi düşük alaşımli çelik referansı yardımıyla kalibre edilmiştir. Daha sonra 65 mesh'lik zımpara ile düzeltilen ve parçacıklarından arındırılan yüzey argon gazı ve ark kaynağına gelecek şekilde spektrometre içerisine yerleştirilerek kimyasal analiz incelemesi yapılmıştır. Yapılan işlem sonucunda herbir numuneye ait değerler aşağıdaki şekilde elde edilmiştir.

Çizelge 7.2 Kimyasal Analiz Sonuçları

KİMYASAL ANALİZ SONUÇLARI					
	1	2	3	4	5
Fe2	98.26	96,41	96,2	95,8	96,4
C	0.487	0,125	0,269	0,27	0,254
Si	0.181	0,208	0,608	0,596	0,507
Mn1	0.619	0,542	0,464	0,572	0,464
P	0.0035	0,0123	0,009	0,0148	0,0051
S	0.0081	0,0132	0,009	0,0145	0,0082
Cr1	0.033	1,38	1,3	1,45	1,31
Mo	0.008	0,609	0,446	0,413	0,43
Ni3	0.024	0,031	0,049	0,118	0,042
Al	0.042	0	0,042	0,021	0,04
As	0.005	0,016	0,007	0,01	0,006
B	0.0001	0	0	0,0002	0
Co	0.005	0,038	0,006	0,009	0,005
Cu1	0.056	0,047	0,057	0,212	0,024
Nb	0.008	0,009	0,01	0,009	0,009
Pb1	0.0004	0,0007	0,0018	0,0009	0,0013
Sn	0.023	0,021	0,022	0,025	0,02
Ti	0	0	0,001	0	0,001
V1	0	0,302	0,214	0,22	0,215
W	0.043	0,053	0,049	0,052	0,043
	AISI 1050	14CrMoV6-9	GS-30CrMoV6-4		

Elde edilen analiz sonuçları incelendiğinde 1 nolu numunenin çelik tarafının ABD standartlarında AISI 1050 çeliği ile uyum gösterdiği belirlenmiştir. Her ne kadar çelik esaslı olsa da 2 nolu numune 3,4,5 nolu numunelerden çelikler için temel elementler olan karbon , molibden vanadyum bakımından farklılık göstermektedir. 2 nolu numune için standart arandığında bulunan benzer çelik, alman standartları içerisinde 14CrMoV6-9 da bulunmuştur. Diğer üç numune için ise bir dökme demir standardı olan GS-30CrMoV6-9 standardına uydukları belirlenmiştir.

7.2.3 Mikrosertlik Testi

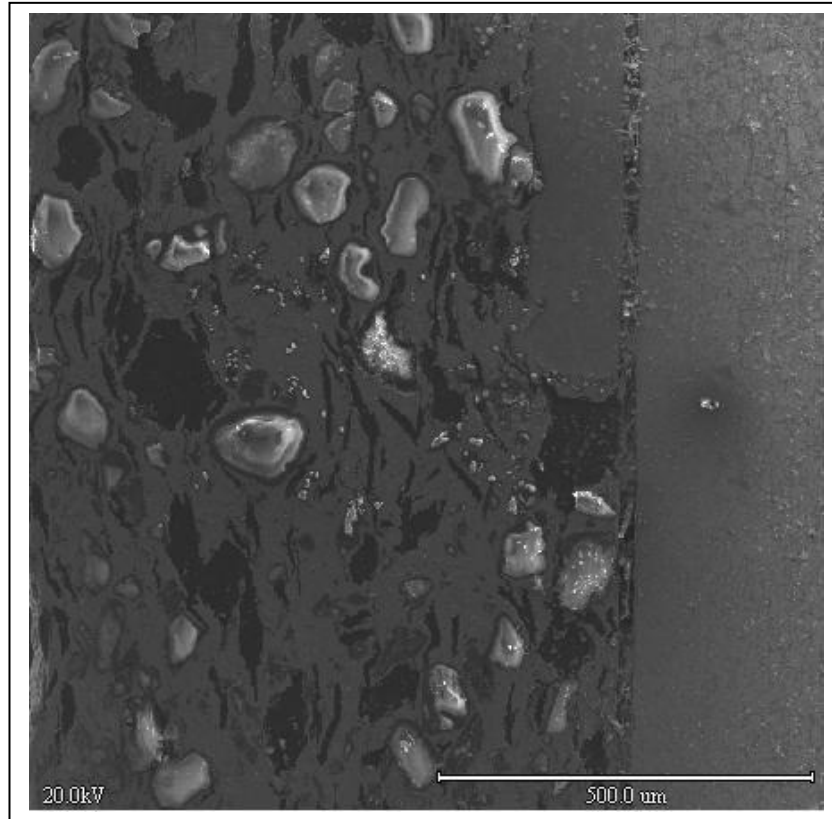
Eldeki hazır numuler üzerine Bulut HVS 1000 mikrosertlik cihazı ile 10sn elmas eşkenar dörtgen uçla uygulanan ağırlık sonucu oluşan deliğin ebatlarının ölçülmesi şeklinde yapılan bir ölçme uygulaması sonucu herbir numuneye ait aşağıdaki HV (Vickers) sertlik değerleri elde edilmiştir.

Çizelge 7.3 Sertlik Testi Sonuçları

SERTLİK TESTİ SONUÇLARI				
	1.test	2.test	3.test	Ortalama HV
Numune 1	188,61	193,09	183,71	188,47
Numune 2	299,74	293,52	292,16	295,14
Numune 3	409,24	413,65	424,49	415,7933
Numune 4	243,85	241,19	241,43	242,1567
Numune 5	372,78	366,52	365,75	368,35

7.2.4 SEM İncelemesi

Optik mikroskopla yapılan inceleme esnasında 1 nolu numunenin sıradışı katmanlı özelliği dikkat çekmiş ve bu yüzden JEOL JSM-5410LV Scanning Electron Microscope cihazıyla EDS analiz sistemiyle 20 kV enerji kullanılarak daha detaylı bir incelemeye tabi tutulmuştur. Bu katmanlar arasındaki farklılıkların bizim çalışmamıza ışık tutacağı değerlendirildiğinden gerek gözlem gerekse nokta analizleri ile farklılığın kaynakları incelenmiştir. Aşağıdaki şekilde iki katmanlı olduğu tespit edilen 1 nolu brake pad numunesine ait SEM görüntüsü yer almaktadır.



Şekil 7.11 1 Nolu Numune SEM Görüntüsü

Aşağıdaki şekilde yukarıdaki 35X boyutundaki görüntüde genel olarak ve farklı renk dağılımları gözlemlenen bölgelerde nokta analizleri yapılmıştır. Bu analizlerden elde edilen sonuçlar da aşağıdaki gibidir.

Çizelge 7.4 Genel analiz 1

Elt.	Line	Intensity(c/s)	Conc (w/t %)
Al	Ka	28.36	3.184
Si	Ka	71.23	6.858
Mn	Ka	7.39	0.738
Fe	Ka	343.17	44.413
Cu	Ka	176.16	43.887
Mo	La	3.75	0.920

Çizelge 7.5 Genel analiz 2

Elt.	Line	Intensity(c/s)	Conc (w/t %)
Al	Ka	51.53	4.068
Si	Ka	97.68	6.671
Mn	Ka	5.45	0.389
Fe	Ka	457.38	41.592
Cu	Ka	257.12	44.909
Zn	Ka	2.51	0.528
Mo	La	4.24	0.736
Sn	La	6.75	1.107

Genel analizler sonucunda iki ayrı yapıdan oluşan fren pabucu içerisinde öne çıkan malzemelerin demir, bakır, silisyum ve aliminyum olduğu gözlemlenmiştir.

Çizelge 7.6 Beyaz bölgenin nokta analizi

Elt.	Line	Intensity(c/s)	Conc (w/t %)
O	Ka	25.44	32.775
Si	Ka	483.90	60.934
Mn	Ka	1.12	0.363
Fe	Ka	1.37	0.501
Zn	Ka	0.00	0.000
Mo	La	3.91	2.732
Sn	La	3.31	2.695

Beyaz kümeler halinde görülen bölgelerde yapılan incelemede bu kısımlarda oksijen ve silisyumun öne çıktığı görülmekte olduğundan bu beyaz kümelerin SiO₂ olduğu anlaşılmaktadır.

Çizelge 7.7 Siyah bölgenin nokta analizi

Elt.	Line	Intensity(c/s)	Conc (w/t %)
C	Ka	85.52	98.834
Mn	Ka	1.96	0.109
Fe	Ka	1.44	0.091
Zn	Ka	0.94	0.128
Mo	La	4.69	0.347
Sn	La	4.20	0.492

Matris olarak nitelendirdiğimiz gri bölgeden daha yoğun olarak siyah gözüken kısımların yapılan incelemede karbon olduğu gözlemlenmiştir.

Çizelge 7.8 Gri bölgenin nokta analizi (sol taraf matrisi)

Elt.	Line	Intensity(c/s)	Conc (w/t %)
C	Ka	0.00	0.000
Mn	Ka	5.47	0.231
Fe	Ka	47.80	2.103
Cu	Ka	955.95	96.172
Zn	Ka	3.18	0.387
Mo	La	3.94	0.438
Sn	La	6.33	0.669

İki birleşik yapıdan oluşan bu fren padinde sol taraftaki gri bölgenin, yapılan incelemede yüksek oranda bakırdan oluştuğu görülmüştür.

Çizelge 7.9 Geçiş (ara) bölgesinin nokta analizi

Elt.	Line	Intensity(c/s)	Conc (w/t %)
C	Ka	0.00	0.000
Mn	Ka	5.07	0.374
Fe	Ka	793.27	97.844
Zn	Ka	2.23	0.618
Mo	La	2.87	0.538
Sn	La	4.04	0.626

Fren pabucunun çelik ve bakır iki ayrı bölgesinin arasında kalan alanda farklı malzeme kullanılıp kullanılmadığı konusunun açığa kavuşturulması için, bu bölgede yapılan bir analizde de genellikle sağ taraftakine benzer şekilde demire rastlanmıştır.

Çizelge 7.10 Çelik bölgesi (sağ taraf) nokta analizi

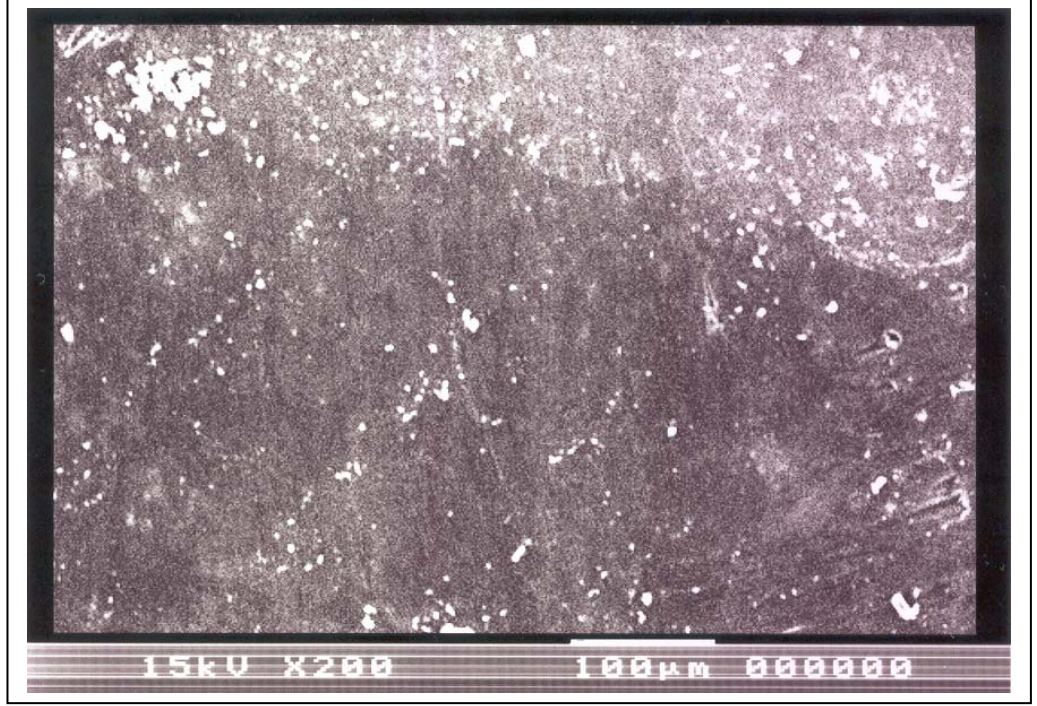
Elt.	Line	Intensity(c/s)	Conc
C	Ka	0.00	0.000
Mn	Ka	11.86	0.850
Fe	Ka	818.65	97.352
Zn	Ka	1.98	0.528
Mo	La	2.38	0.430
Sn	La	5.60	0.840

Sağ taraf bölgesinde yapılan analizde fren pabucunun dış katmanının çelik olduğu ispatlanmıştır.

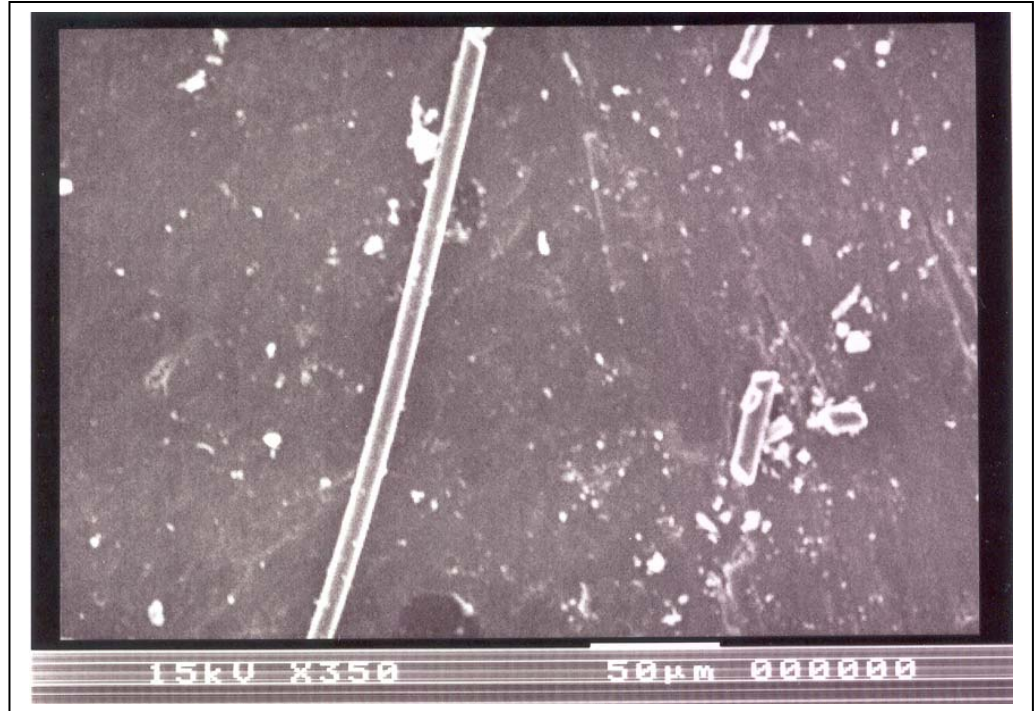
Bunun yanında, günümüzde kullanımına geçilmeye başlanan ve geleceğin fren disk malzemesi olarak görülen karbon/karbon fren diski örneği de SEM-Tarama Elektron Mikroskobu altında (Scanning Elektron Microscope) incelenmiş ve değişik büyütme oranlarında aşağıdaki görüntüler elde edilmiştir.



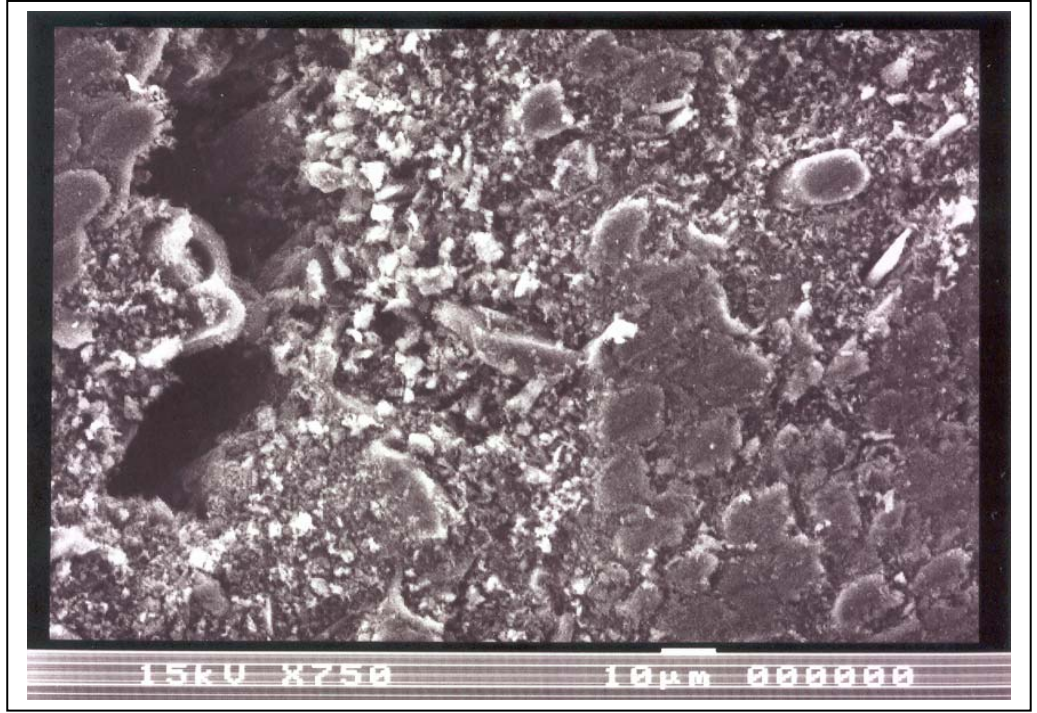
Şekil 7.12 Karbon Fren Diski 50X SEM Görüntüsü



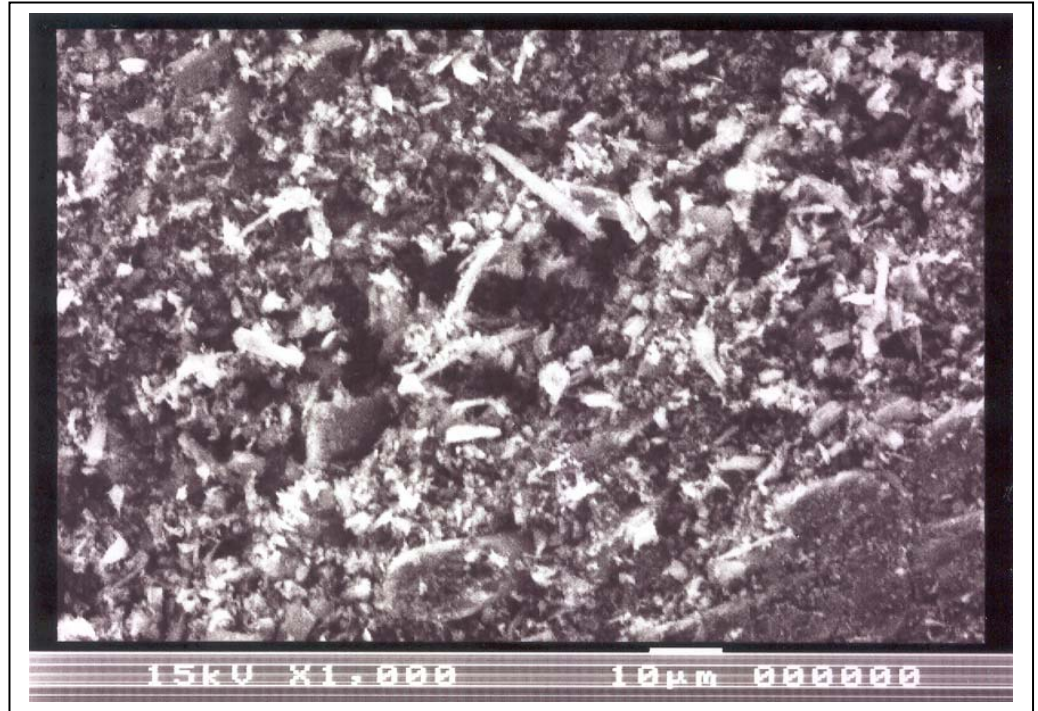
Şekil 7.13 Karbon Fren Diski 200X SEM Görüntüsü



Şeil 7.14 Karbon Fren Diski 350X SEM Görüntüsü

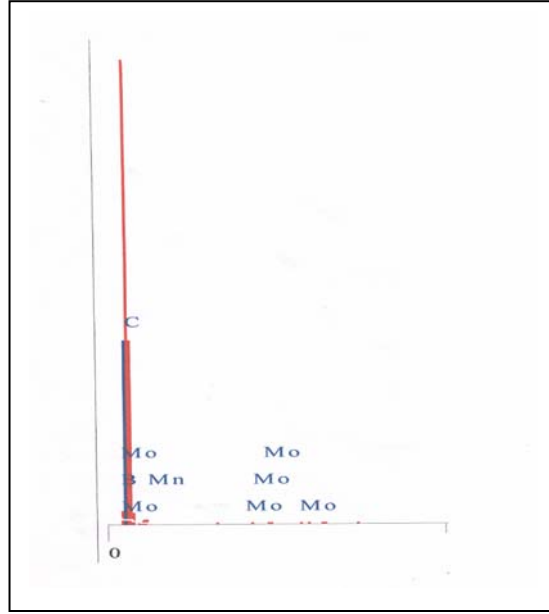


Şekil 7.15 Karbon Fren Diski 750X SEM Görüntüsü



Şekil 7.16 Karbon Fren Diski 1000X SEM Görüntüsü

Yapılan SEM incelemesi esnasında, kimyasal içerik incelemesine de yer verilmiştir. SEM analizi sonucu karbon fren diskinde aşağıdaki grafik ve değerler elde edilmiştir.



Şekil 7.17 Karbon Fren Diski SEM Analizi

Çizelge 7.11 Karbon-Karbon Kompozit Fren Diski Analizi

Elt.	Line	İntensity (c/s)	Conc (W/t %)
B	Ka	0.00	0.000
C	Ka	298.85	99.779
Mn	Ka	1.57	0.054
Fe	Ka	1.42	0.059
Mo	La	3.28	0.108

Yukarıdaki yapılan incelemelerden elde edilen sonuçların ışığında yapılacak olan fren diski için en uygun malzeme karışımının aşağıdaki kompozisyonlara yakın olması gerektiği değerlendirilmiştir.

Çizelge 7.12 Numunelerin Karışım Oranları

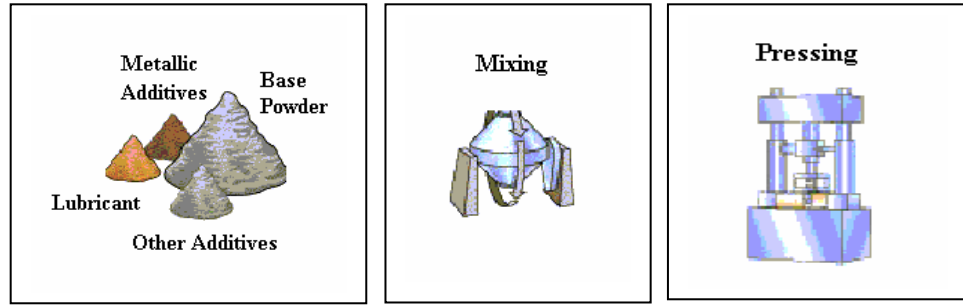
%	Bakır (Cu)	Demir (Fe)	Kalay (Sn)	Grafit (C)	Silisyumoksit (SiO ₂)	Molibdensülfür (MoS ₂)	Aliminyumoksit (Al ₂ O ₃)
1	70	8	10	5	5	2	-
2	75	5	5	5	5	5	-
3	70	5	10	5	4	2	4
4	70	10	10	2	-	2	6

Çelik fren disklerinin üretiminde kullanılan en yaygın metod toz metalurjisi yöntemleridir. Avrupada toz metalurjisi yöntemiyle elde edilen tüm mekanik parçalar için 6 milyar Euro harcanmakta ve bu alanda 1 milyon ton hammadde kullanılmaktadır.

Toz metalurjik yöntemlerle diğer üretim metodlarına nazaran (döküm, dövme) şekil bakımından daha net yapılar daha kolay elde edilmektedir. Ayrıca işlem basamaklamaları ve prosedür açısından kolay olmasının yanında diğer yöntemlerden %40 oranında daha ucuzdur [15].

7.3 Toz Metalurjisi Yöntemi

Toz metalurjisi adından da anlaşılacağı gibi hammadde olarak kullanılacak olan içeriği toz halinde karıştırılarak basınç altında birleştirilmesi ve içeriğin özeline göre belirlenecek bir sıcaklıkta sinterlenmesini ve soğutulmasını içerir.



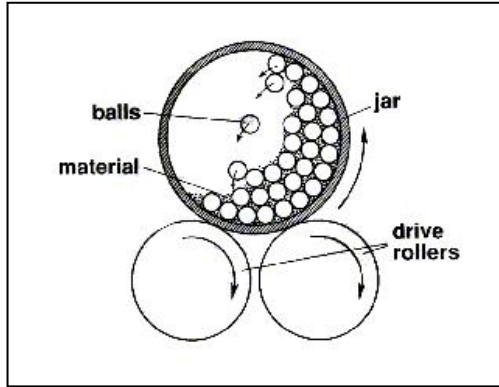
7.3.1 Toz Hammaddenin Karıştırılması

Doğadaki birçok metali ve elementi toz halde elde etmek mümkündür. İhtiyaç duyulacak ürüne göre gereken toz hammadde piyasada bulunmaktadır. Genellikle üretimde kullanılan karışımda bir ana madde ve diğer eklenenler grubu olmak üzere en az iki çeşit toz kullanılır.



Şekil 7.19 Toz Metalurjisinde Kullanılan Tozlar

Bunların homojen hale getirilebilmesi için değişik karıştırma araçları geliştirilmiştir. Karışımı homojen hale getirmenin daha kolay olduğu deneysel çalışmalarda elle karıştırma da uygun bir yöntemdir. Aşağıdaki şekilde bilyalı tipte bir karıştırıcı düzeneği görülmektedir. Bunun yanında V tipi pervaneli karıştırıcılar gibi daha birçok karıştırma aracı bulunmaktadır.

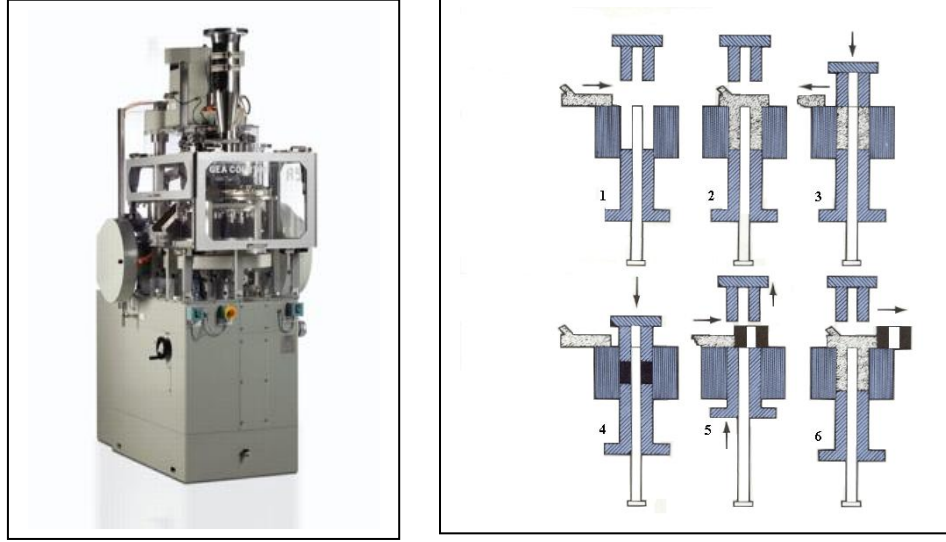


Şekil 7.20 Toz Metalurjisinde Karıştırma İşlemi

7.3.2 Karıştırılan Hammaddelerin Preslenmesi

Toz metalurjisi yönteminin kalbi ve en önemli safhasıdır. Toz halde eşit oranda düzgün dağılmış olan karışımın katı hale getirilmesi sert hale getirilebilmesi için yüksek basınç altında preslenmesi gerekir. Bu presleme süreci ısı altında da gerçekleştirilebilir. Presleme aşaması toz metalurjisi yönteminin en pahalı aşamasıdır. Bu işlem yaklaşık 300-800 MPa basınç gerektirir. Bu süreç, hidrolik pres makinaları yardımıyla gerçekleştirilir.

Aşağıdaki şekilde toz metalurjisi yönteminde kullanılan pres makinası ve seri bir işlem sürecinin basamakları gösterilmiştir.



Şekil 7.21 Toz Metalurjisinde Presleme İşlemi

Eğer 130-150 °C sıcaklıklarda sıcak presleme uygulanırsa soğuk preslemeye göre yoğunluğun yaklaşık olarak 0.2 g/cm³ daha arttığı görülmüştür.

7.3.3 Sinterleme

Tek hammaddeden oluşan bir malzemede genellikle sinterleme sıcaklığı olarak metalin ergime sıcaklığının 2/3 veya 4/5 i alınır. Birden fazla içeriği olan malzemelerde ise, sinterleme sıcaklığı, ergime sıcaklığı en düşük olan bileşenin bir miktar üstünde tutulur. Gözenekli bronzlar ve bronz benzer alaşımlar için bu sıcaklık 600-800 °C; demir grubu metallerin alaşımları ise 1000-1300 °C sert alaşımlar 1400-1600; refrakter metaller (molibden volfram tantal) 2000-2900 sıcaklık düzeyinde sinterlenir.

Sinterleme sıcaklığı gibi sinterleme süresi de malzemeye göre değişir. Elmas alaşımlar ve refrakter metaller için yarım saatten az bir müddet yeterlidir. Diğer sert alaşımların süresi en az birkaç saattir. Sinterleme sıcaklığı ile sinterleme süresi arasında ters bir oran vardır. Sinterleme sıcaklığı arttıkça sinterleme süresi kısalmaktadır [16].

Sinterleme esnasında malzeme oksidasyona karşı dirençsiz duruma düşeceğinden sinterleme işlemi koruyucu gaz ortamında gerçekleştirilir. Bunun için Argon ya da Hidrojen gazının değişik bileşimleri uygundur.

7.4 Numunelerin Üretim Aşaması

Yaptığımız bu çalışmada incelenecek olan 4 numunenin imal edilmesi için Toz Metal Sanayi Şirketi'nin Gürpınardaki fabrikasının imkanlarından faydalanılmıştır.

7.4.1 Karıştırma

4 ayrı numuneye ait yukarıda belirtilen oranlarda hazırlanan karışımlar aşağıdaki resimde görülen mikserde 30 dakika karıştırılmıştır.



Şekil 7.22 Numunelerin Karıştırılması

7.4.2 Basma

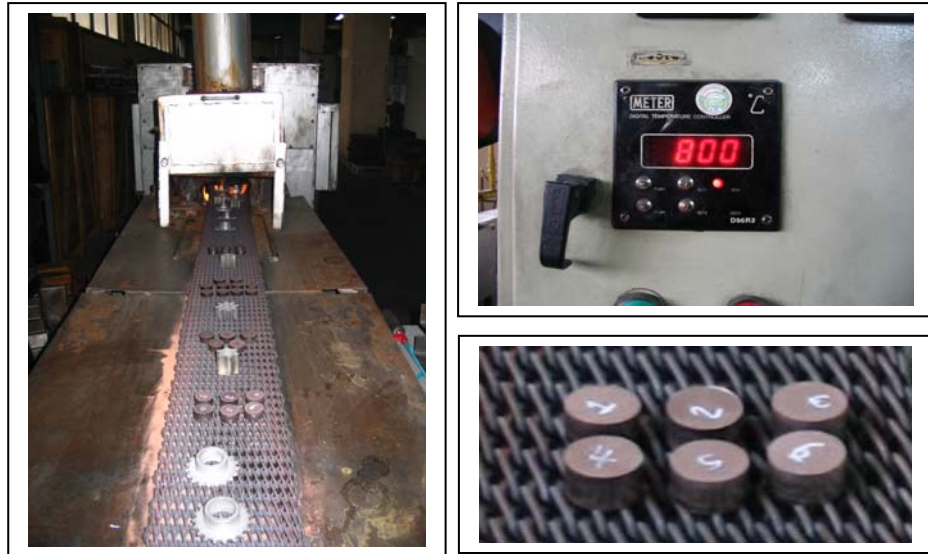
Elde edilen homojen karışım 2.4cm çapındaki tablet şeklindeki kalıba elle doldurulmuş ve kalıptan çatlamadan çıkartılabildiği en yüksek basma değeri ve en düşük kalınlık elde edilecek şekilde basma işlemine tabi tutulmuştur. Yapılan işleme ait düzenek ve basma makinası aşağıdaki şekilde yer almaktadır.



Şekil 7.23 Numunelerin Preslenmesi

7.4.3 Sinterleme

Elde edilen numuneler sıcaklığı 800 °C olan fırına, 155mm/dk hızındaki bant üzerinde sokularak 90 dakika sinterlenmesi sağlanmıştır. Sinter fırını ve düzenek aşağıdaki şekilde görülmektedir.



Şekil 7.24 Numunelerin Sinterlenmesi

Sonuç olarak 4 ayrı numuneye uygulanan basınç değerleri ve elde edilen numunelere ait fiziksel veriler aşağıdaki gibi olmuştur.

Çizelge 7.13 Numuların Fiziksel Verileri

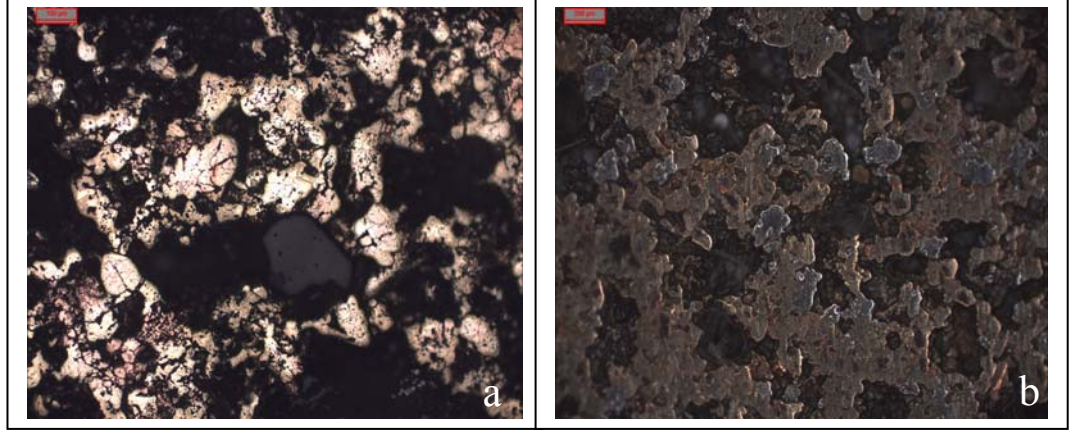
Numune	Basınç (MPa)	Kalınlık (cm)		Yarıçap (cm)		Hacim (cm ³)		Ağırlık (g)		Yoğunluk (g/cm ³)	
		SÖ	SS	SÖ	SS	SÖ	SS	SÖ	SS	SÖ	SS
1	140,28	1,06	1,32	1,2	1,35	4,79	7,53	27,603	27,296	5,7627	3,625
2	213,24	0,823	0,937	1,2	1,25	3,7213	4,597	22,006	21,759	5,9136	4,732
3	172,51	1,053	1,305	1,2	1,34	4,7612	7,361	24,7104	24,337	5,1899	3,306
4	314,78	1,194	1,406	1,2	1,32	5,398	7,693	32,314	31,991	5,9854	4,158

7.5 Deneysel İncelemeler

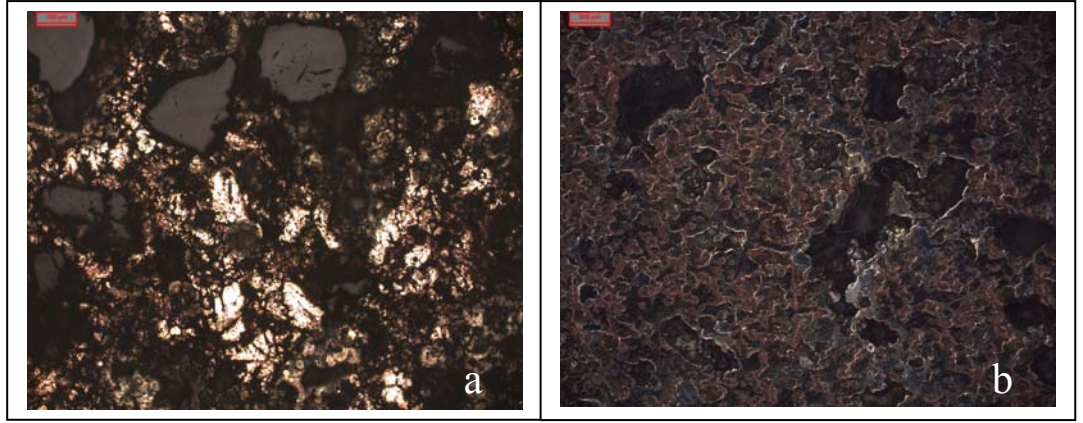
7.5.1 Metalografik Muayene

Elde edilen her gruba ait numunelerden ikişer tanesi 60-120-180-220-320-400-600-800-1000-1200 mesh'lik zımparalar ile zımparalandıktan sonra optik mikroskopla incelenecek hale getirilmiştir. Ardından, numuneler, tane boyutu 80 µm olan ve %80 seyreltilmiş alüminyum oksit ile (20g alüminyum oksit, 80g su) parlatılmıştır. Bundan sonra, numuneler tane boyutu 3 µm olan elmas pasta ile hassas parlatma işlemine tabi tutulmuştur.

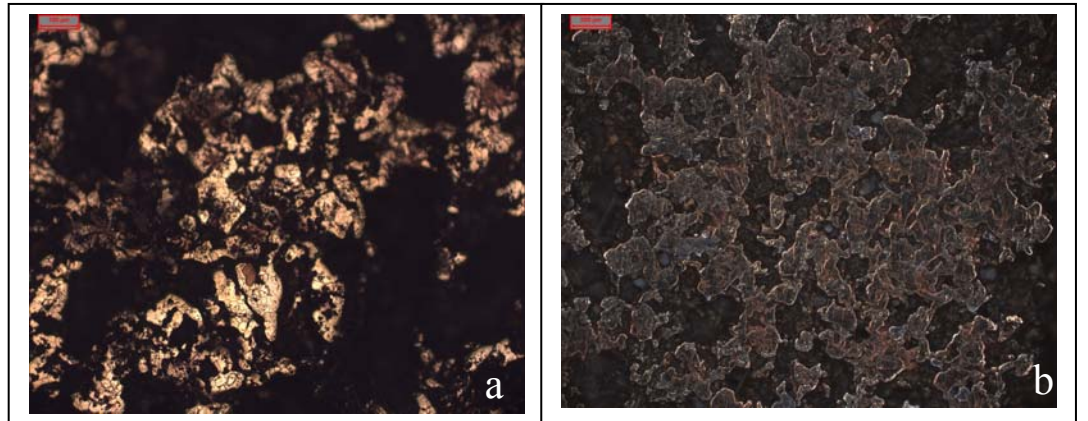
Numunelerin içinde yoğunluğu en yüksek olanı 1g K₂Cr₂O₇, 4ml konsantre H₂SO₄ 50 ml H₂O ve 2 damla HCl karışımı ile dağlanmış, yoğunluğu en düşük olanı ise dağlanmadan optik mikroskopta incelenmiştir. Yapılan inceleme sonucunda aşağıdaki görüntüler elde edilmiştir.



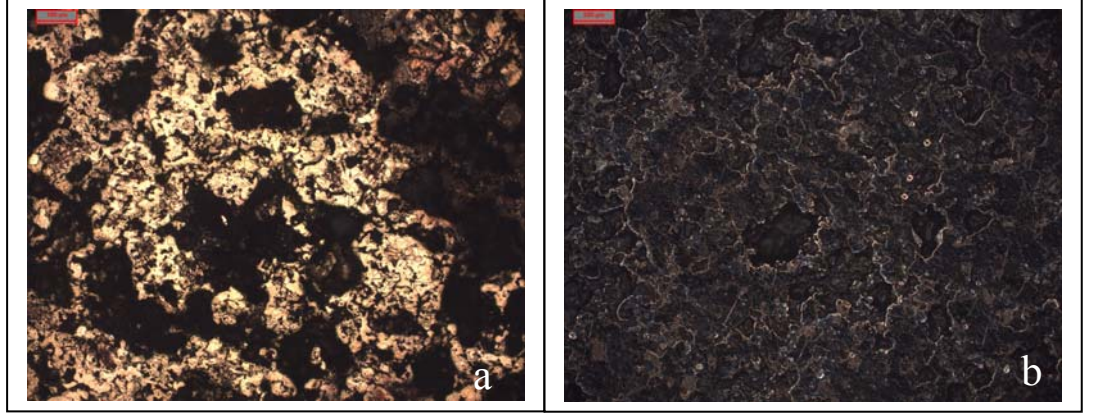
Şekil 7.25.a. 1 Nolu Numune Dağlandıktan Sonraki Metalografik İnceleme
b. 1 Nolu Numune Dağlamadan Önceki Metalografik İnceleme



Şekil 7.26.a. 2 Nolu Numune Dağlandıktan Sonraki Metalografik İnceleme
b. 2 Nolu Numune Dağlamadan Önceki Metalografik İnceleme



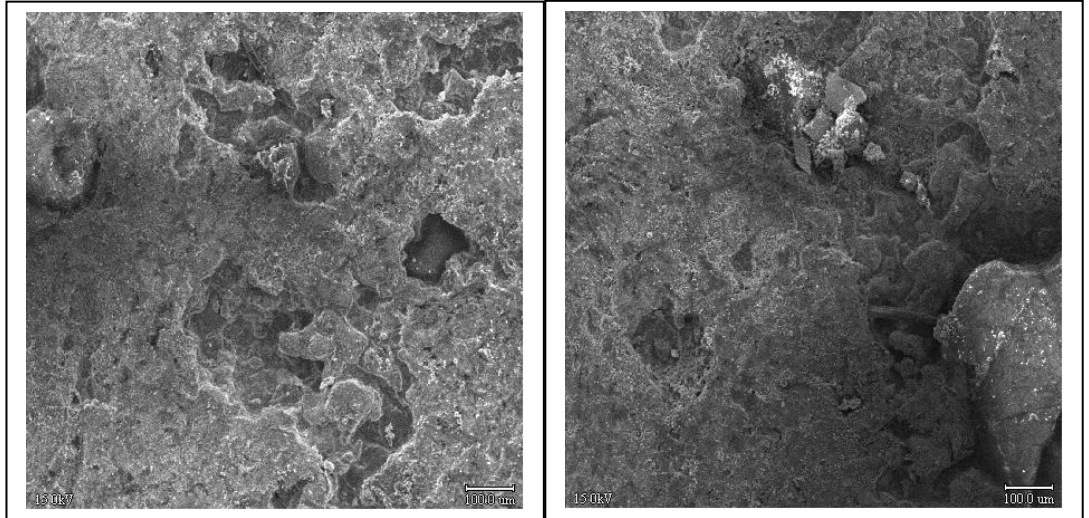
Şekil 7.27.a 3 Nolu Numune Dağlandıktan Sonraki Metalografik İnceleme
b. 3 Nolu Numune Dağlamadan Önceki Metalografik İnceleme



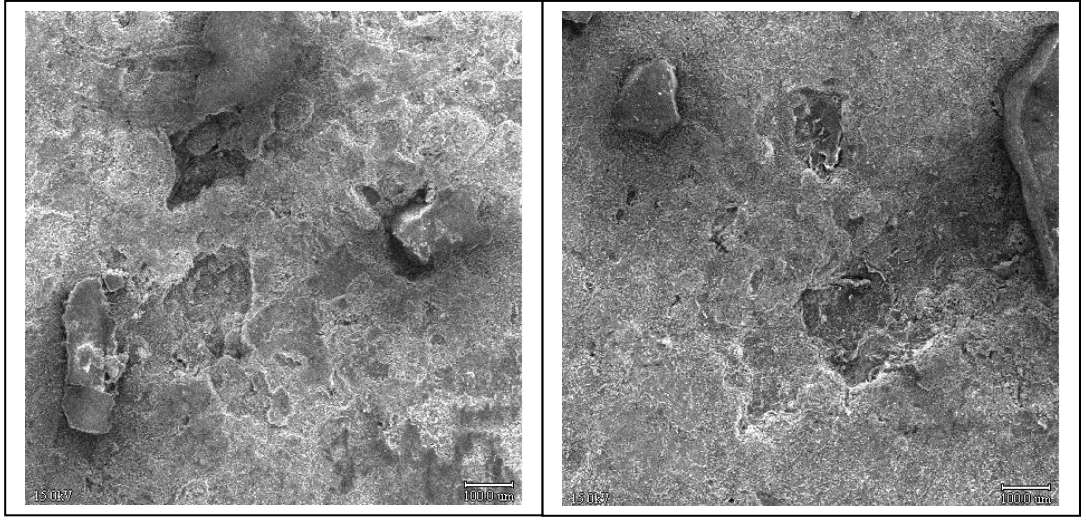
Şekil 7.28.a 4 Nolu Numune Dağlandıktan Sonraki Metalografik İnceleme
b. 4 Nolu Numune Dağlamadan Önceki Metalografik İnceleme

7.5.2 SEM İncelemesi

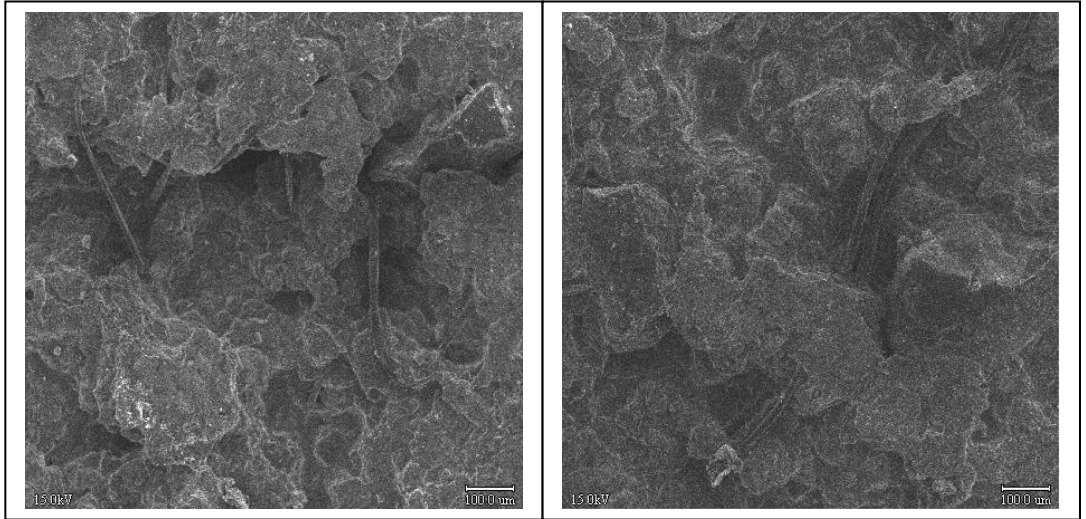
Elde edilen numuneler, metalografik muayeneden sonra tarama elektro mikroskobunda da incelenmiş ve aşağıdaki görüntüler yakalanmıştır.



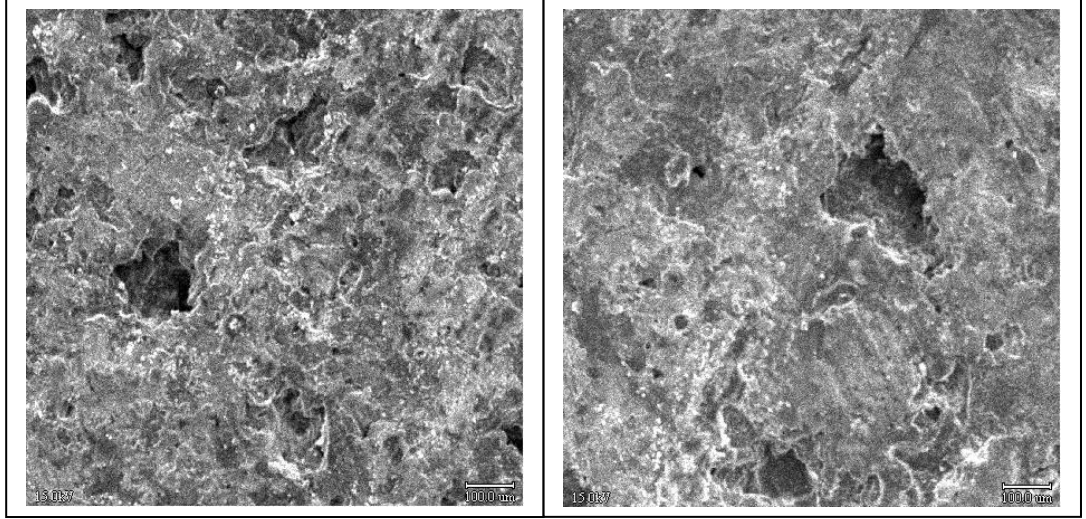
Şekil 7.29 1 Nolu Numune SEM Görüntüsü



Şekil 7.30 2 Nolu Numune SEM Görüntüsü



Şekil 7.31 3 Nolu Numune SEM Görüntüsü



Şekil 7.32 4 Nolu Numune SEM Görüntüsü

7.5.3 Basma Deneyi

Hidroliki sistemle çalışan basma deney makinası içerisine yerleştirilen numnelere dikey yönlü yük, malzeme bütünlüğünü bozulana kadar uygulanmış ve aşağıdaki Çizelgede ifade edilen maksimum basma dayanımları elde edilmiştir.

Çizelge 7.14 Basma Testi Sonuçları

	1	2	3	4
Basma dayanımı	3,85T (672 MPa)	8,8T (1868 MPa)	3,74T (663MPa)	10 tondan fazla (1827MPa'dan fazla)



Şekil 7.33 Basma Deneyi

7.5.4 Sertlik Testi

Sertlik testi için deney düzeneğinde 2,5mm çapında bilya ve 62,5 kP yük kullanılmış, her yüklemde 5sn beklenerek elde edilen yuvarlak şekilli izin çapı ölçülmek suretiyle Brinell (HB) sertlik değerleri aşağıdaki formülasyon ile hesaplanarak aşağıdaki çizelgedeki değerler elde edilmiştir.

$$HB = \frac{2F}{\pi D \left(D - \sqrt{D^2 - d^2} \right)} \quad (7.1)$$

$$D=2,5\text{mm} \quad d=\text{iz çapı}$$
$$F=62,5\text{kP}$$

Çizelge 7.15 Sertlik Testi Sonuçları

Numune	d1 mm	d2 mm	d ortalama mm	Bilya Çapı mm	Yük kP	Sertlik HB (Brinell)	Ortalama Sertlik HB (Brinell)
1	2,08	2,18	2,13	2,5	62,5	13,37	15,15
	1,86	1,96	1,91	2,5	62,5	17,95	
	2,13	2,05	2,09	2,5	62,5	14,11	
2	2,16	2,35	2,255	2,5	62,5	11,21	11,88
	2,28	2,13	2,205	2,5	62,5	12,05	
	2,23	2,14	2,185	2,5	62,5	12,39	
3	1,85	1,9	1,875	2,5	62,5	18,81	18,86
	1,83	1,88	1,855	2,5	62,5	19,32	
	1,87	1,91	1,89	2,5	62,5	18,44	
4	2,24	2,26	2,25	2,5	62,5	11,29	11,04
	2,16	2,19	2,175	2,5	62,5	12,56	
	2,25	2,5	2,375	2,5	62,5	9,26	

Sertlik testi ölçümleri aşağıdaki test düzeneğinde yapılmıştır.



Şekil 7.34 Sertlik Testi

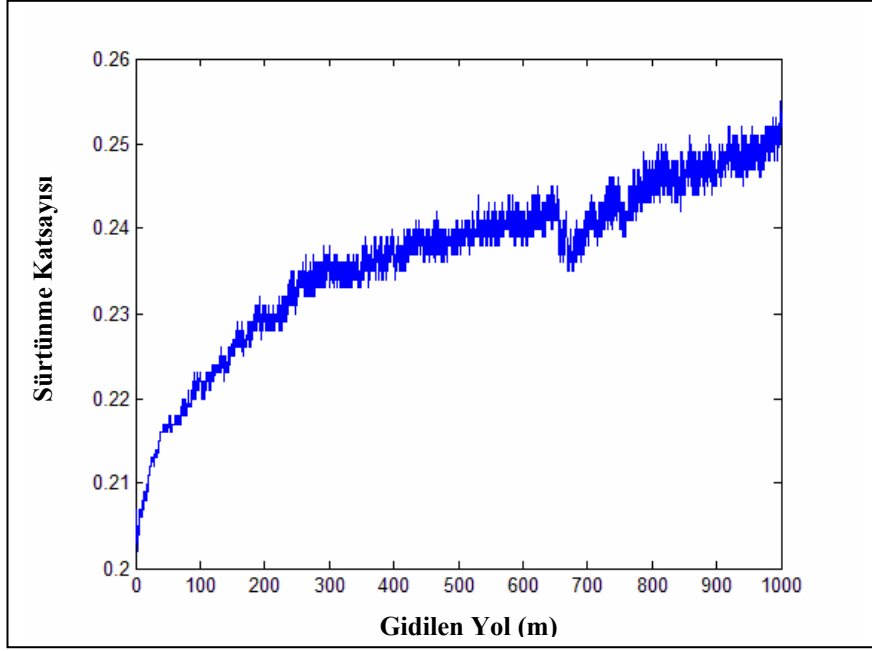
7.5.5 Aşınma Testleri

İlk aşınma testi Pin-on-disk metoduyla, bakır esaslı fren pabucu üzerinde yapılmıştır. Bu çalışma için öncelikle silindir halindeki numuneler 6 mm çapında pin haline getirilmiş ve deney sürecinde tüm numunelerin 1km yol alması sağlanmıştır. Pin haline getirilme işlemi CNC tezgahında yaptırılmıştır.

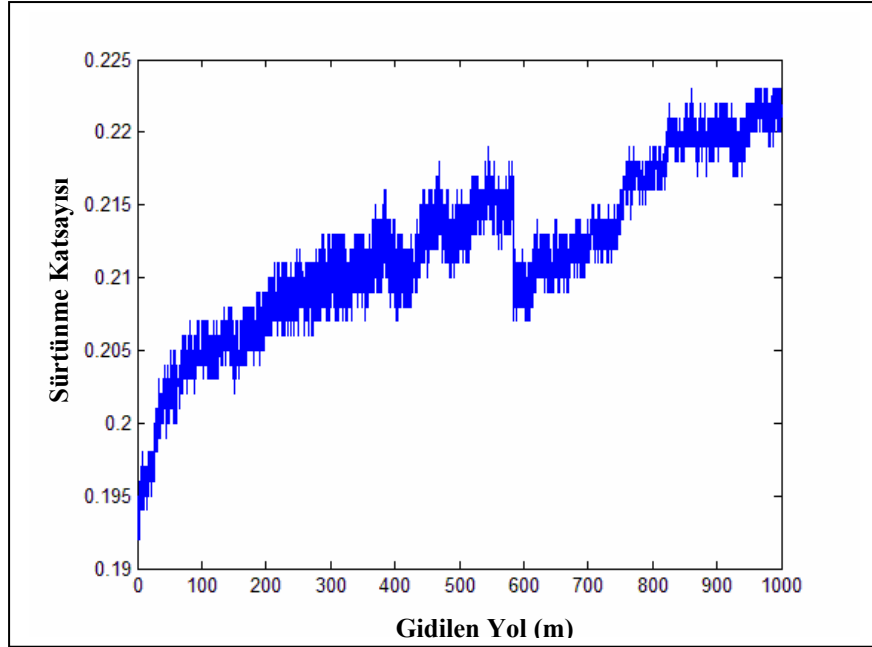
Sürtünme işlemine başlanmadan önce numunelerin ilk ağırlıkları ölçülmüş, aynı değer, 1km'lik aşınmadan sonra tekrar ölçülmüş, aşınma değeri yüzdesi hesaplanarak karşılaştırma yapılmasına imkan sağlanmıştır.

Disk olarak sabitlenen bakır fren pabucu üzerinde diğer pinin sürtünme karakteristiğini etkilemeyecek şekilde her bir diske ait izler (track) belirlenmiştir. Her pin, kendisine ait olan bu iz üzerinde sürtünmüştür. Aynı zamanda bu izlerin çapları gidilen yolun hesaplanmasında da kullanılmıştır. Bu sebeple, aynı yolu katedebilmek için her numune ayrı devir miktarlarında döndürülmüş ancak, aynı yolu katedmesi sağlanmıştır.

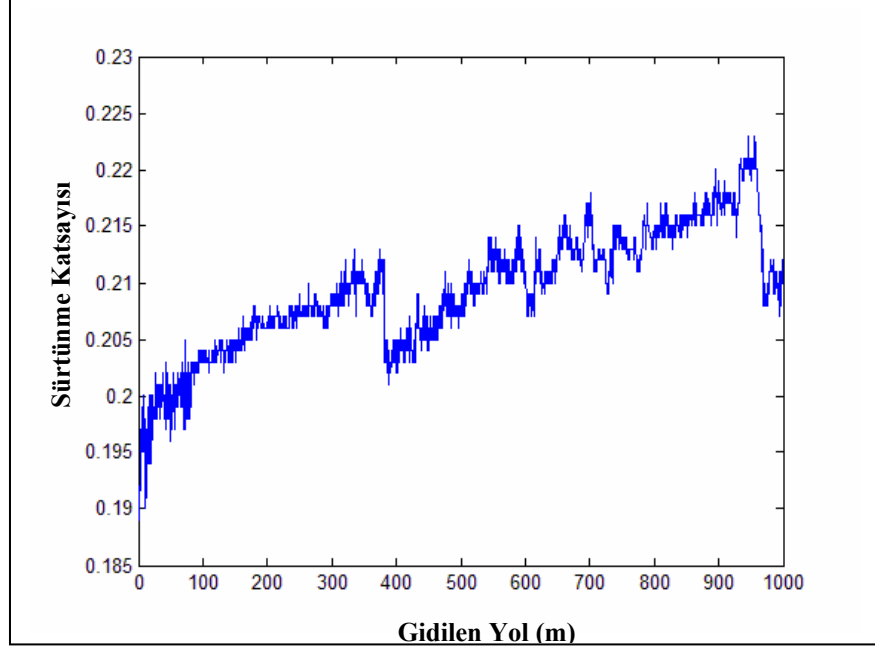
Sırasıyla numunelerin 1km sonunda elde edilen aşınma diyagramları ve aşınma kayıplarının yüzde değeri aşağıdadır.



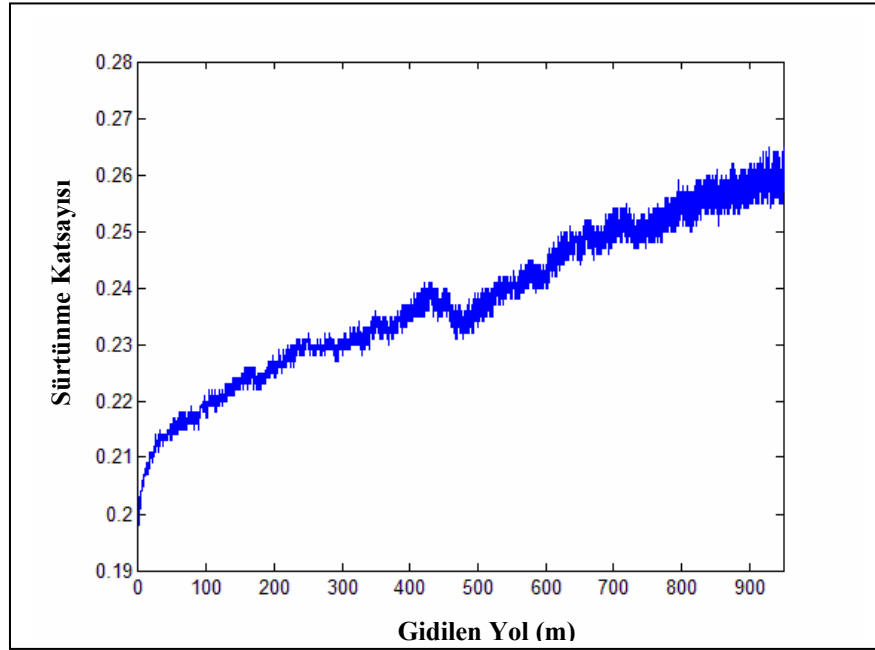
Şekil 7.35 1 Nolu Numune Bakır Üzerinde Sürtünme Grafiği



Şekil 7.36 2 Nolu Numune Bakır Üzerinde Sürtünme Grafiği



Şekil 7.37 3 Nolu Numune Bakır Üzerinde Sürtünme Grafiği



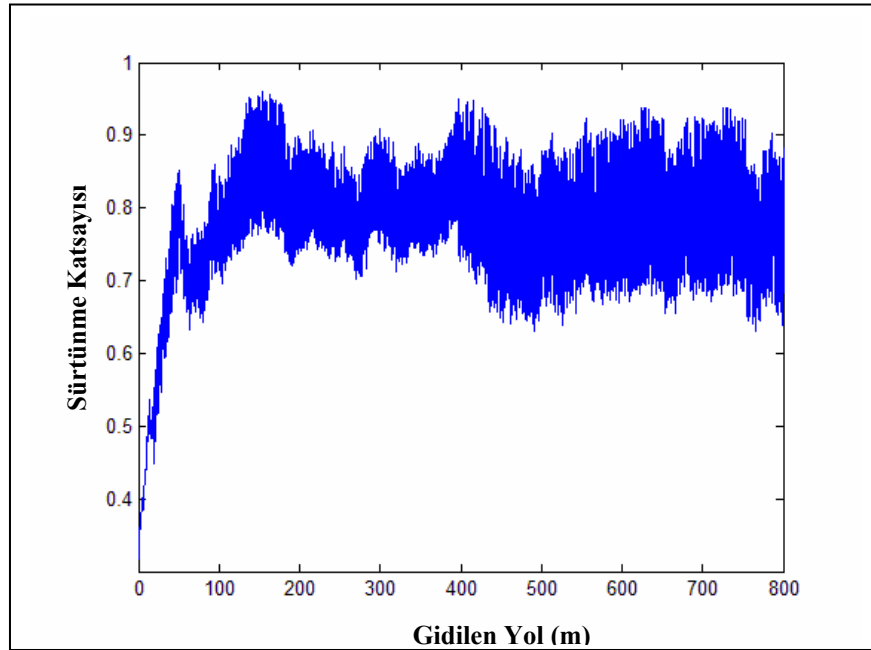
Şekil 7.38 4 Nolu Numune Bakır Üzerinde Sürtünme Grafiği

Yapılan deney sonucunda elde edilen aşınma kayıpları ve sürtünme katsayıları ise aşağıda verilmiştir.

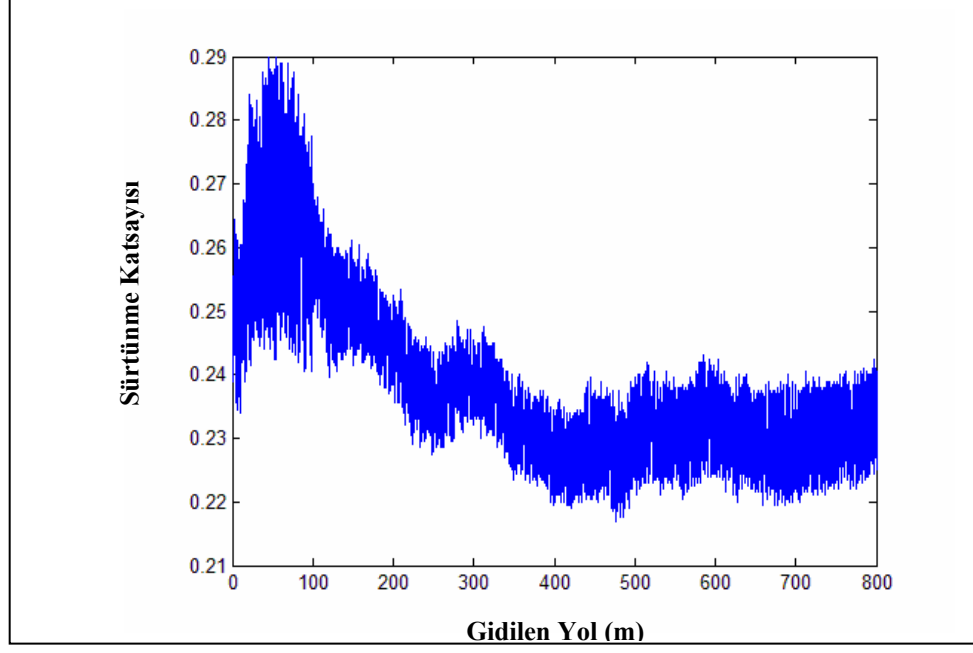
Çizelge 7.16 Aşınma Kayıpları

Numune	Ağırlık (g) (önce)	Ağırlık (g) (sonra)	Aşınma Kaybı %	Sürtünme Katsayısı
1	1,4897	1,4861	0,0024	0,2365
2	3,0377	3,0353	0,0008	0,2118
3	1,1363	1,1224	0,0122	0,2092
4	2,5263	2,522	0,0017	0,2378

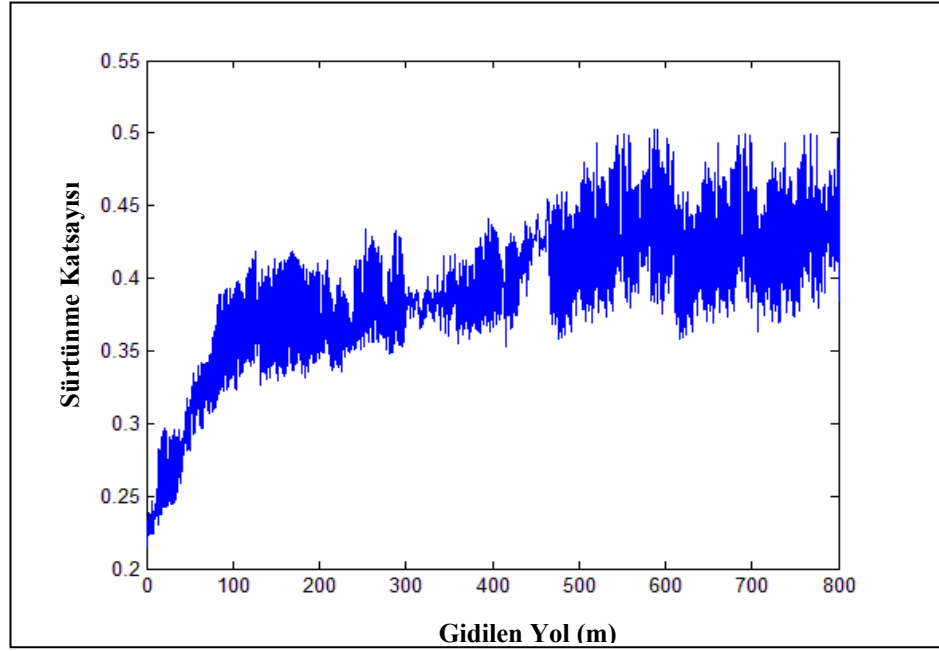
Bu kez de aşınma testleri çelik esaslı fren diski üzerinde tekrarlanmış ve aşağıdaki değerler elde edilmiştir. Çelik esaslı fren olarak ise bir önceki aşamada kullanılan bakır esaslı fren pabucunun arka yüzü kullanılmıştır. Bu yüzün malzemesi 1050 çeliğidir. Yapılan tüm numunelerde yine bir önceki testte yapılan durum ve hesaplamalar geçerlidir. Ancak bu sefer, sürtünme verileri 500m mertebelerinde stabil olduğundan 1km yol alması beklenmemiştir.



Şekil 7.39 1 Nolu Numune Çelik Üzerinde Sürtünme Grafiği



Şekil 7.40 2 Nolu Numune Çelik Üzerinde Sürtünme Grafiği



Şekil 7.41 4 Nolu Numune Çelik Üzerinde Sürtünme Grafiği

Her iki aşınma ve sürtünme deneyi sonucunda elde edilen verilerin karşılaştırılması amacıyla tüm değerler aşağıdaki çizelgede verilmiştir.

Çizelge 7.17 Sürtünme Aşınma Sonuçları

Numune	Aşınma %	μ Bakır ile	μ Çelik ile	Yoğunluk g/cm ³	Sertlik HB	Basma Dayanımı MPa
1	0,0024	0,24	0,78	3,625	15,15	672
2	0,0008	0,22	0,24	4,732	11,88	1868
3	0,0122	0,21	-	3,306	18,86	663
4	0,0017	0,25	0,41	4,158	11,04	>1827

7.5.6 Aşınma Hızı

Elde edilen bu veriler ışığında aşınma hızı aşağıdaki formülle hesaplanmış ve karşılaştırma yapılabilmesi için Çizelgede verilmiştir.

$$\Delta V = \frac{\Delta m}{q} \quad (7.2)$$

$$k = \frac{\Delta V}{F.d} \quad (7.3)$$

k=aşınma hızı katsayısı

V=aşınan hacim

F=yük miktarı

D=gidilen yol

Çizelge 7.18 Aşınma Hızları

	ilk ağırlık (g)	son ağırlık (g)	Ağırlık kaybı (g)	yoğunluk (g/cm ³)	Hacim kaybı (m ³)	Gidilen yol (m)	yük (N)	aşınma hızı (m ³ /Nm)
1	1,4897	1,4861	0,0036	3,625	0,000993103	1000	0,1	9,93103E-06
2	3,0377	3,0357	0,002	4,732	0,000422654	1000	0,1	4,22654E-06
3	1,1363	1,1224	0,0139	3,306	0,004204477	1000	0,1	4,20448E-05
4	2,5263	2,522	0,0043	4,158	0,001034151	1000	0,1	1,03415E-05

8. SAYISAL İNCELEME

8.1 Giriş

Yapılan deneysel çalışmalar ile elde edilen değerlerin ardından mevcut numuneler üzerindeki gerilme ve yer değiştirmelerin, kuvvet altında, numuneye ne şekilde etkilerinin olabileceği, ANSYS 10.0 programı yardımıyla incelenmiştir.

ANSYS 10.0 programı, bir mühendislik programı olup, sonlu elemanlar yöntemini kullanarak, yapısal, akış, mukavemet, ısı iletkenlik gibi konularda malzeme üzerindeki birçok kuvvet ve malzeme performansı sayısal olarak denenebilmektedir.

Çalışmanın bu bölümünde, toz metalurjisi yöntemiyle elde edilmiş olan silindir şeklindeki 4 nolu numunenin basınç altında ne şekilde yapısal değişime uğrayabileceği ANSYS programında incelenmiştir. 4 nolu numunenin hazırlanması esnasında kullanılan malzeme oranları aşağıdadır.

Çizelge 8.1 4 Nolu Numune Karışım Oranları

	Cu	Fe	Sn	C	MoS ₂	Al ₂ O ₃
Oran %	70	10	10	2	2	6

ANSYS programında yapısal hesaplamanın sağlıklı olarak yapılabilmesi için tanımlanması gereken iki ana malzeme özelliği bulunmaktadır. Bunlardan birincisi Elastisite Modülü, diğeri ise, Poisson oranıdır.

8.2 Elastisite Modülünün Hesaplanması

Elastisite modülü, malzemenin dayanımının ölçüsüdür. Kimi kaynaklarda Young modülü olarak da geçmektedir. Elastik deformasyondaki birim uzama ile normal gerilme (çekme ya da basma gerilmesi) arasındaki doğrusal ilişkinin bir sonucu olup bir birim uzama başına gerilme olarak tanımlanır.

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon} \quad (8.1)$$

E = Elastisite Modülü

σ = Normal Gerilme

ε = Birim Uzama

Birim olarak incelendiğinde, genellikle malzemeler için N/m^2 olarak kullanılmaktadır. Ancak ANSYS programı boyutsuz olarak çalıştığı için diğer işlem basamaklarında da aynı birimlerle devam edilebilmesi maksadıyla, elastisite modülü N/mm^2 değerinde yani MPa olarak kullanılacaktır.

Deneyde kullanılan numunenin elastisite modülü, karışımlar kuramı yardımıyla elde edilmiştir. Karışımlar kanununa göre, numunenin içeriğinde bulunan her bir malzemenin hacim oranıyla elastisite modülü çarpılarak elde edilen malzemenin elastisite modülü aşağıdaki şekilde elde edilmiştir.

$$E_4 = V_{Cu} \cdot E_{Cu} + V_{Fe} \cdot E_{Fe} + V_{Sn} \cdot E_{Sn} + V_C \cdot E_C + V_{MoS_2} \cdot E_{MoS_2} + V_{Al_2O_3} \cdot E_{Al_2O_3} \quad (8.2)$$

$$V_{Cu} \cdot E_{Cu} = 0,7 \cdot 1,1 \cdot 10^5$$

$$V_{Fe} \cdot E_{Fe} = 0,1 \cdot 2,1 \cdot 10^5$$

$$V_{Sn} \cdot E_{Sn} = 0,1 \cdot 0,4 \cdot 10^5$$

$$V_C \cdot E_C = 0,02 \cdot 0,069 \cdot 10^5$$

$$V_{MoS_2} \cdot E_{MoS_2} = 0,02 \cdot 0,03 \cdot 10^5$$

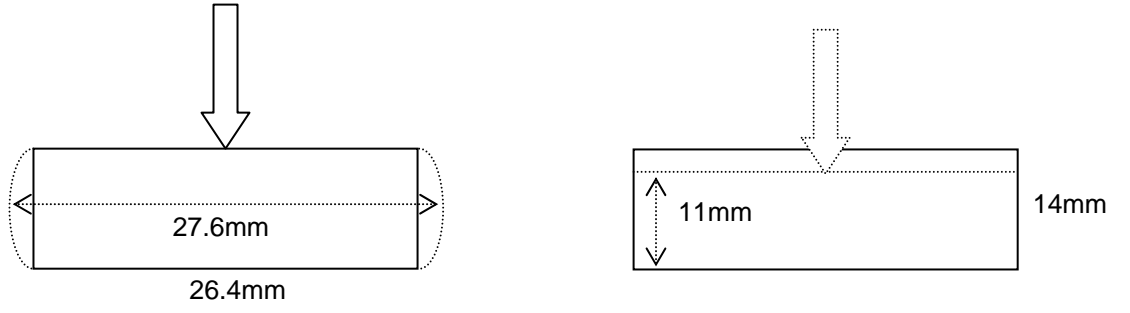
$$V_{Al_2O_3} \cdot E_{Al_2O_3} = 0,06 \cdot 3,6 \cdot 10^5$$

$E_4 = 123798$ MPa olarak hesaplanmıştır.

8.3 Poisson Oranının Hesaplanması

Katı cisimlerin, bir yönde deformasyona uğratıldıklarında, diğer yönlerde bu deformasyona ters işaretli bir deformasyona maruz kalırlar. Örnek olarak silindir şeklindeki numunenin boyunu kısaltacak şekilde deforme edildiğinde, çapı zorlanmış bir büyüme eylemi gösterir. Sonuç olarak silindirik bir elemandaki enine (çapsal) büyümenin, boyuna (kalınlık) daralmasına oranı o yöndeki poisson oranını verir. Malzemelerin poisson oranı -1 ile 0.5 arasında olup çelikler için bu değer 0.3 değerindedir.

4 nolu numuneye yönelik olarak yapılan bu çalışmada poisson oranının hesaplanması için numunenin bir yüzeyine 178MPa basınç uygulanmış ve malzeme ebadları aşağıdaki şekilde değişmiştir.



Şekil 8.1 Malzeme Deformasyon Miktarları

Gerçek çartlarda yukarıdaki basınç etkisi altında malzemenin deforme olmuş hali aşağıdaki şekildedir.



Şekil 8.2 Malzemenin Deforme Olmuş Gerçek Görüntüsü (Çapraz)



Şekil 8.3 Malzemenin Deforme Olmuş Gerçek Görüntüsü (Üst)



Şekil 8.4 Malzemenin Deforme Olmuş Gerçek Görüntüsü (Dik)

Hassas mikrometre ile numune ölçüldüğünde 14mm olan kalınlık miktarının 11mm seviyesine düştüğü ve 26.4mm olan çapın 27.6mm seviyesine çıktığı görülmüştür. Bu değerler ışığında poisson oranı;

$$\text{Enine genişleme} = 27.6 - 26.4 = 1.2 \text{ mm}$$

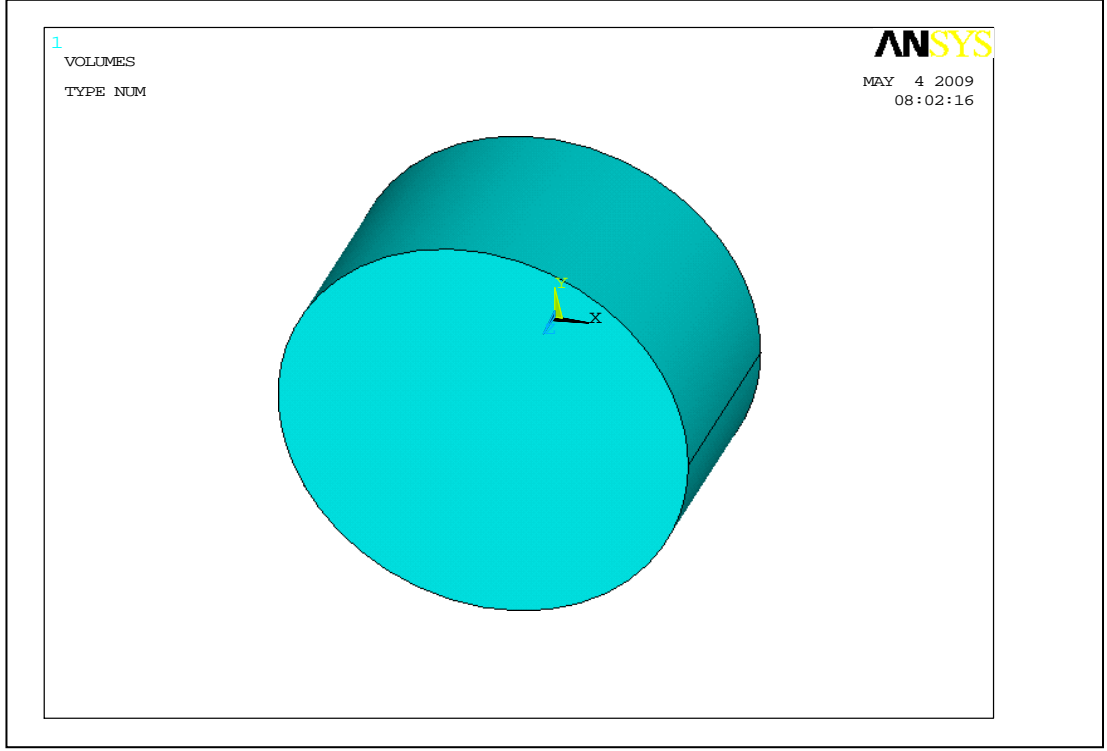
$$\text{Boyuna daralma} = 14 - 11 = 3 \text{ mm}$$

$\mu = 0.4$ olarak hesaplanmıştır.

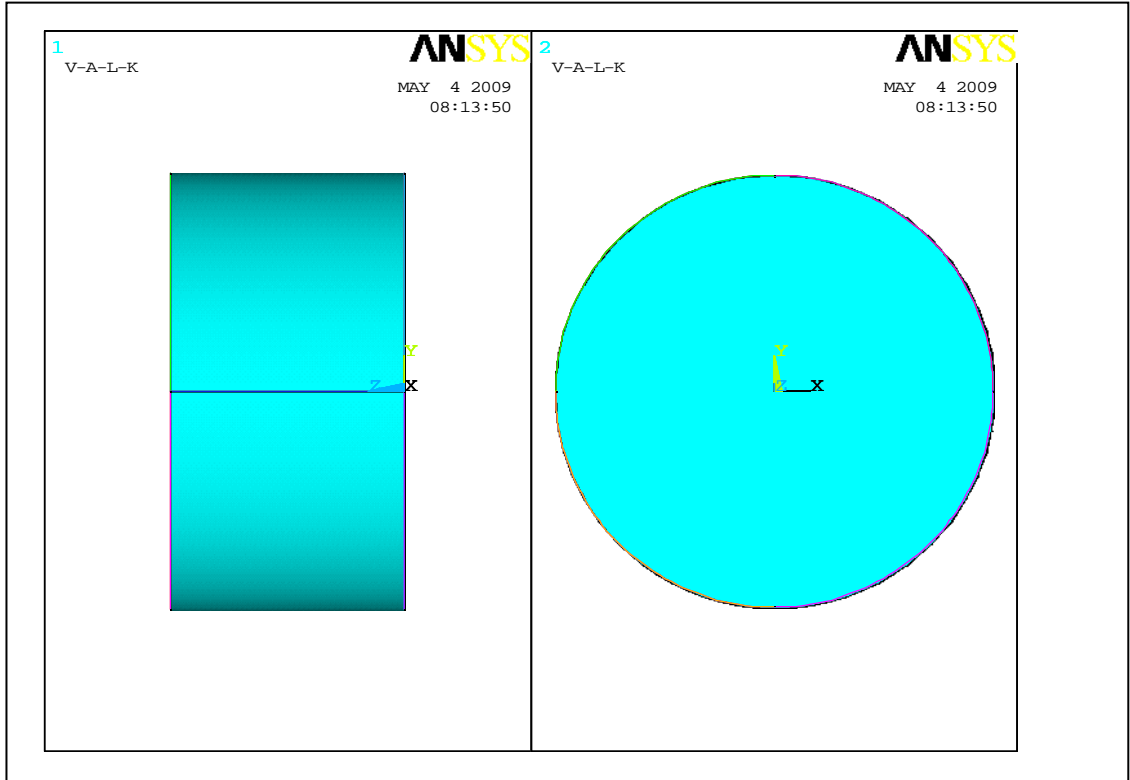
8.4 Modelleme

Modelleme aşamasında öncelikle yapısal model seçilmiş ve uygun tarama (mesh) elde edilebilmesi için, 10 düğümlü (10 node) Solid 92 eleman tipi (element type) tercih edilmiştir. Yukarıda hesaplanan elastisite modülü ile poisson oranları ise, malzeme özellikleri ile ilgili olan kısma (material model behavior) girilmiş ve malzeme karakteristiği tanımlanmıştır.

Bu işlemin ardından 13.2mm yarıçapında ve 14mm kalınlığında silindirik hacim yaratılmış ve akıllı tarama (smart meshing) seçimiyle tanımlanan hacim, hesapların yapılacağı düğüm noktalarının belirlenmesi amacıyla taranmıştır. Tarama sıklığı seçilirken, hesaplamaların detaylı yapılabilmesi için, optimum çözünürlük gözönünde bulundurulmuştur. Malzeme özelliklerinin tanımlanması ve silindirik hacimin belirlenmesi işleminin ardından elde edilen model aşağıda şekildedir.

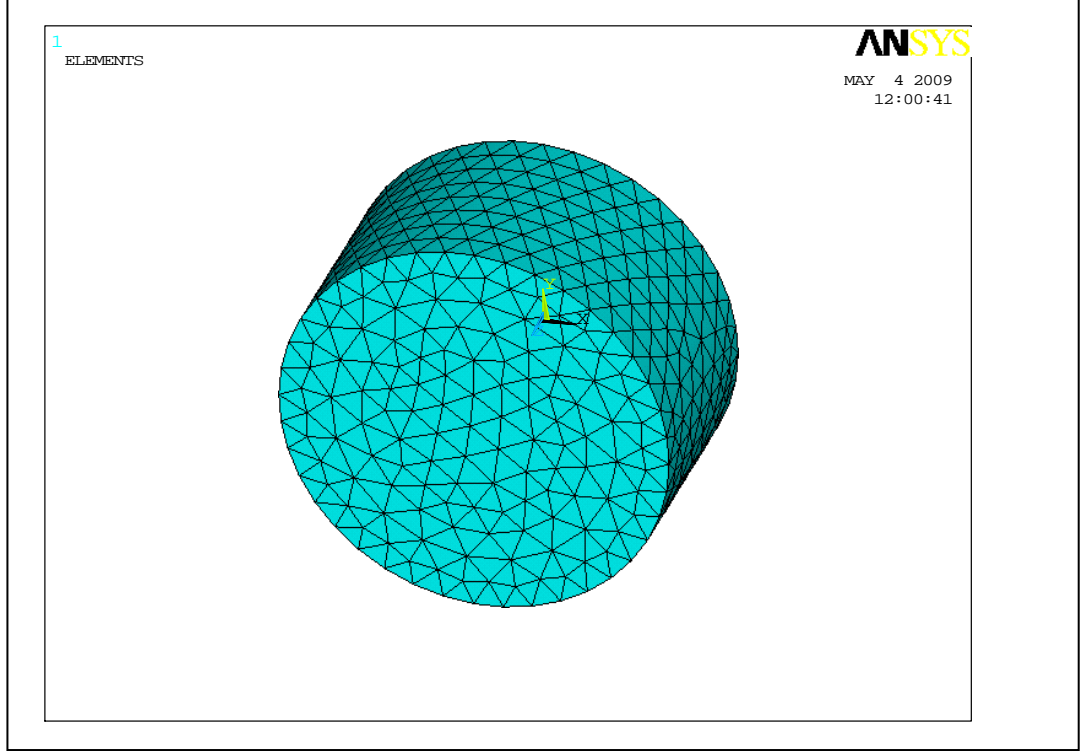


Şekil 8.5 ANSYS Modellemesi (Üst Yüzey)



Şekil 8.6 ANSYS Modellemesi (Yan Yüzeyler)

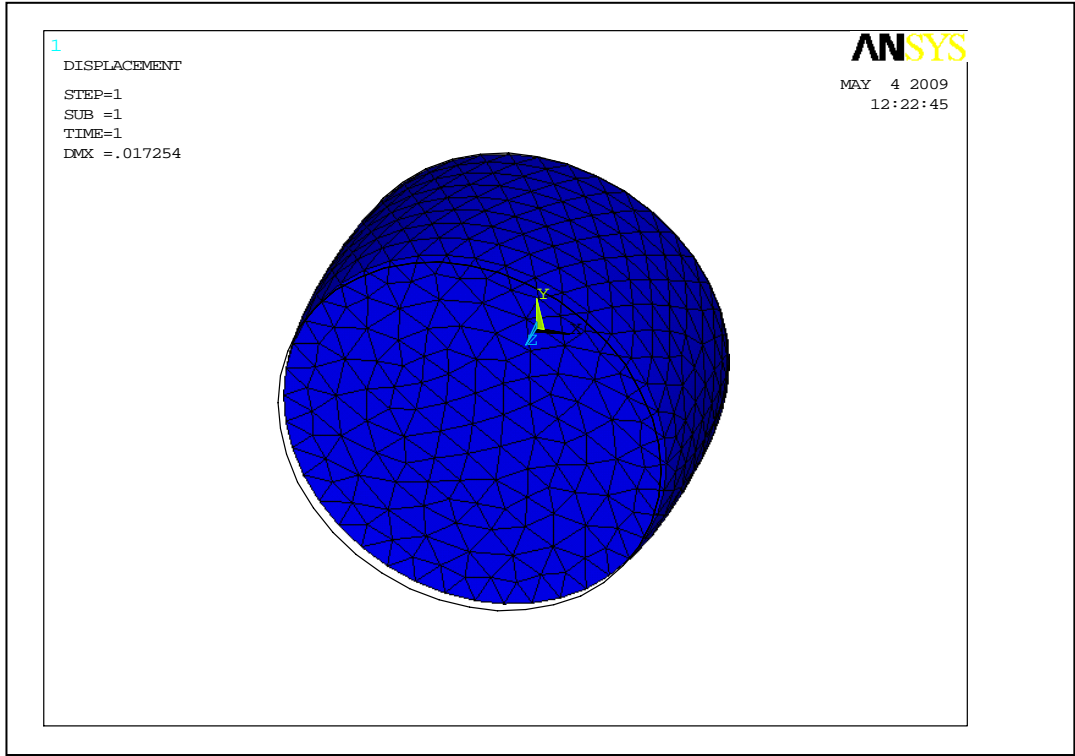
Numunenin akıllı tarama, sıklık 2 kullanılarak taranmış modeli aşağıdaki şekilde elde edilmiştir.



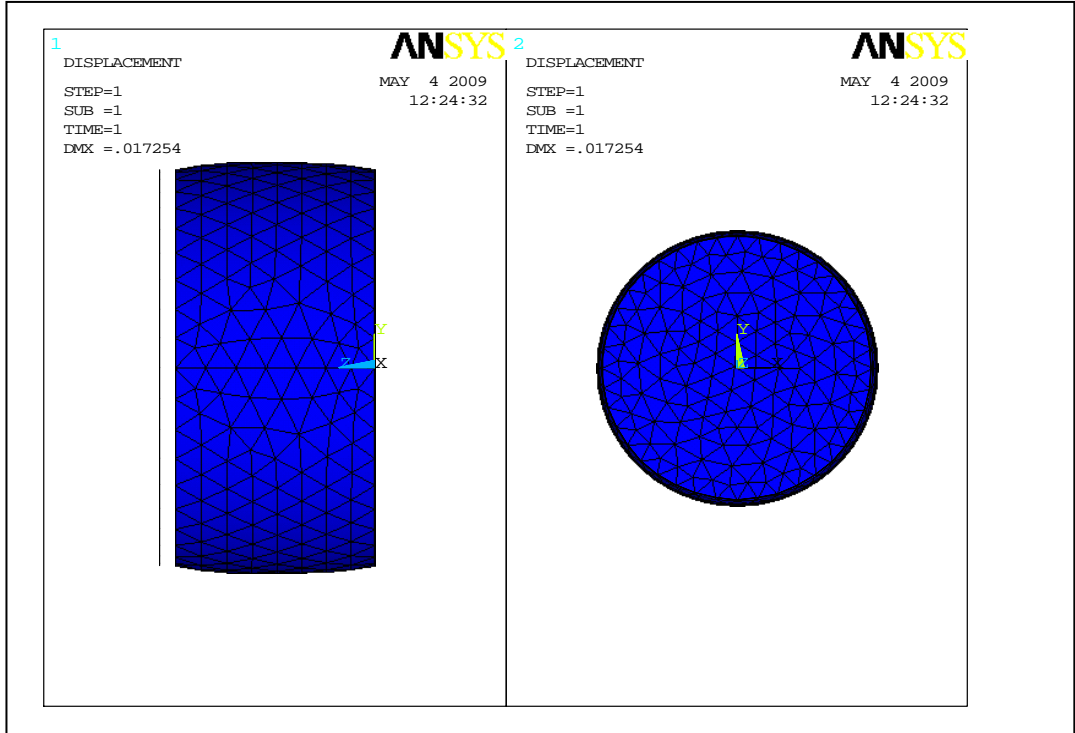
Şekil 8.7 ANSYS Taranmış Model

8.5 Çözüm

Hesaplama kısmına geçmeden önce, numune X, Y, Z eksenlerinin başlangıç noktası olan (0,0,0) noktasında var olan yüzden sabitlenmiş (straining) ve bu sayede düz bir yüzey üzerine oturtulmuştur. Bunun ardından karşı yüzde ise basıncın sadece Z ekseninde geldiğini ve numunenin üst yüzünde yayılmayan yalnızca UZ yönünde etkiyen basınç, ön yüzeyin X ve Y yönlerinde sabitlenmesiyle tanımlanmıştır. Bu şekilde belirlenen sabitleme noktaları ve basınç miktarı verilerinin girilmesinin ardından program çözümlene işlemine başlamış ve aşağıdaki orjinal haldeki sınır çizgisi ve deforme olmuş şekli sonuç olarak yansıtmıştır.



Şekil 8.8 ANSYS Deforme Olmuş ve Deforme Olmamış Sınır Görüntüsü (Çapraz)



Şekil 8.9 ANSYS Deforme Olmuş ve Deforme Olmamış Sınır Görüntüsü (Dik)

Yukarıdaki şekilde de görüldüğü üzere model, 178 MPa basınç altında orjinal numunede olduğu gibi boyuna daralma ve çapsal genişlemeye maruz kalmıştır.

Bundan sonraki aşamada model ile numune arasındaki elde edilen sonuçlar ve gerçek numuneden ölçülen ebatlar açısından karşılaştırmalar yapılmıştır. Bu işlem için model üzerindeki çap ve kalınlık ölçümünde kullanılacak olan seçili düğüm noktalarının koordinatları program aracılığıyla tespit edilmiştir.

Basınç yüklemesinden sonra elde edilen deforme olmuş modelden hesaplanan yeni çapın görülebilmesi için Y eksenini üzerindeki en uzak düğüm noktasının Y eksenindeki koordinatı programdan 13.7152mm olarak okunmuştur. Aynı şekilde deforme olmuş modelin X eksenini üzerinde orijinden en uzak düğüm noktası üzerindeki ölçüm de aynı sonucu vermektedir.

Aynı yöntemle, modelin kalınlığındaki değişimin görülebilmesi için, Z ekseninde orijinden en uzaktaki bir düğüm noktasının Z kordinatına bakılmıştır. Sonuç olarak 12.6916mm değeri okunmuştur.

8.6 Karşılaştırma

Sonuç olarak numunenin basma deneyi ile deney şartlarında üzerinde meydana gelen deformasyon, bilgisayar modellemesi ile yukarıda açıklanan yöntemlerle karşılaştırılmış ve birbirlerine yakın değerler elde edilmiştir. Bu çalışma ile elde edilen deforme olmuş ebadlar ile deney ortamında ölçülen ebadlar aşağıdaki Çizelgede gösterilmiştir.

Çizelge 8.2 Ölçülen ve Hesaplanan Değerler

	Çap	Kalınlık
Deney ortamı	13.8mm	11mm
Bilgisayar modellemesi	13.7152mm	12.6916mm
Yakınsama oranı	%99	%87

9. SONUÇ ve DEĞERLENDİRME

Yapılan tüm deneyler sonucunda elde edilen veriler aşağıdaki şekilde toparlanmıştır.

Çizelge 9.1 Deneysel Veri Sonuçları

	Yoğunluk g/cm ³	Basma dayanımı MPa	Sertlik HB	Sürtünme katsayısı	Aşınma kayı %	Aşınma Hızı m ³ /Nm
1	3,625	672	15,15	0,2365	0,0024	9,93103E-06
2	4,732	1868	11,88	0,2118	0,0008	4,22654E-06
3	3,306	663	18,86	0,2092	0,0122	4,20448E-05
4	4,158	>1827	11,04	0,2378	0,0017	1,03415E-05

Bu veriler ışığında bakılacak olduğunda yoğunluk açısından en verimli bileşimin 2 nolu numunede toplandığını görmekteyiz. Basma dayanımı açısından da 4 nolu numuneden sonra en yüksek değere sahip olduğu gözlemlenmektedir.

Gözeneklilik açısından bakıldığında Airbus firmasının halen THY uçakları üzerinde kullanmakta olduğu bakır esaslı fren pabucuna çok yüksek derecede benzerlik göstermektedir. 1 ve 3 nolu numunelerin gözeneklilik oranı çok yüksektir. Aynı zamanda bu yüksek gözeneklilik malzemenin sertlik ve dayanım verilerine de olumsuz etkilerde bulunmaktadır. Bu açıdan 1 ve 3 nolu numunelerin yüksek performans gerektiren havacılık uygulamalarında kullanılmasının uygun olmayacağı değerlendirilmiştir.

3 nolu numunedeki, gözeneklilikteki artışa SiO₂, MoS₂, Al₂O₃ karışımının üçünün de birarada kullanılmasının yol açtığı değerlendirilmiştir. 4 nolu numunedeki yüksek yoğunluğa ise kullanılan grafit miktarının azlığı sebep olmuştur. Aynı zamanda 4 nolu numune basma dayanımı açısından yüksek performans göstermiş 10 tonluk (1800MPa'dan fazla) yük altında dahi kırılmamış ancak yapısal devamlılığını yitirmiştir.

1 ve 3 nolu numuneler sürtünme verileri açısından incelendiğinde; yüksek gözeneklilik ve düşük yoğunluğa bağlı olarak yüksek aşınma kaybı ve aşınma hızı değerleri vermiştir. Bu yönden de havacılıkta kullanılmasının maliyet açısından verimli olmayacağı değerlendirilmiştir.

Aynı açıdan 1 ve 4 nolu numuneler değerlendirildiğinde 4 nolu numunenin 2 nolu numuneye göre düşük yoğunluğu bir avantajdır. Bununla beraber basma dayanımı ve sertlik değerleri de 4 nolu numunenin öne çıkan yönleridir. Sürtünme katsayısı açısından değerlendirildiğinde ise, düşük yoğunluğuna karşın 4 nolu numunenin yüksek sürtünme katsayısı ilave bir özellik olarak karşımıza çıkmaktadır.

Bu karşılaştırmalar sonucunda tek bakılması gereken ve aynı zamanda son veri aşınma yüzdesi ve aşınma hızıdır. Aşınma yüzdesi açısından daha verimli olan 2 nolu numunenin bu avantajının yanında daha düşük olan aşınma hızı da ilave bir olumlu özellik getirdiği için 2 nolu numunenin (%75 Cu, %5 Fe, %5 Sn, %5 C, %5 SiO₂, %5 MoS₂) havacılık alanında kullanılacak olan uçak fren diskleri imalında kullanılacak uygun bileşim olduğu değerlendirilmiştir.

KAYNAKLAR

- [1] TO 4A4-33-2 AIRBUS A-340 Teknik Dökümanı
- [2] www.aoe.vt.edu Wirginia Tech University. Aerospace Engineering.
- [3] TO.TK 1F-16C-1-1 F-16 Teknik Dökümanı
- [4] Fitzner E., Manocha L.M., Carbon Reinforcements and Carbon / Carbon Composites, Springer 1998
- [5] Yuan Yidong, Luo Ruiying, Zhang Fukuhan, Li Jinsong, Liu Tao, Zhou Wancheng, Influence Of High Temperature Heat Treatment On The Friction Properities of Carbon-Carbon Composites Under Wet Conditions, Materials Sciece and Engineering, 18 Nisan 2005
- [6] Xiong Xian, Huang Bai-Yun, Li Jiang-Hong, Xu Hui-Juan, Friction Behaviours of Carbon Carbon Composites With Different Pyrolitic Carbon Features, CARBON, 27 Agustos 2005
- [7] www.cranea.com Stopping At All Costs, Aircraft Technology and Engineering & Maintennance. Mart 2000
- [8] Jortner Julius, Applications of Carbon Carbon Composites, Jortner Research & Engineering Inc., Cloverdale OR/USA, 2000
- [9] Taylor R., Carbon Matrix Composites, University of Manchester UK Publications, 2000
- [10] Marsh H., Rodriguez F.-Reinoso, Scieences of Carbon Carbon Materials, Universitad De Alicante Publications, 2000
- [11] Buckley John D., Carbon Carbon Materials and Composites, Noyes Publications New Jersey USA 1993
- [12] Lee Kuo-Jung, Cheng Huy-Zu, Chen Jean-Jhing, Effects of Densification Cycle on Continous Friction Behaviour of Carbon Carbon Composites, Wear, 2005
- [13] Savage G., Carbon Carbon Composites, Chapmann & Hall, 1993
- [14] Koucouthakis Manuel G., Walker Terrence B., Booker Lawie A., World Intellectual Property Organization Patent Number WO2004/011392A1
- [15] www.epma.com. An Introduction to Powder Metallurgy. European Powder Metallurgy Association
- [16] Ersümer Aram., Toz Metalurjisi, İTÜ Yayınları, 1970

ÖZGEÇMİŞ

1978 yılında Denizli’de doğdu. İlk ve orta öğrenimini Denizli, Uşak ve İzmir’de, tamamladı. 1991 yılında Maltepe Askeri Lisesine, 1995 yılında Hava Harp Okuluna girdi. 1999 yılında Uçak Mühendisliği Bölümü’nde lisans eğitimini tamamlayarak Hava Harp Okulundan mezun oldu. 2000 – 2005 yılları arasında 5’inci Ana Jet Üs Komutanlığında, 2005-2007 yılları arasında 4’üncü Ana Jet Üs Komutanlığında uçak bakım subayı olarak görev yaptı.

Eylül 2007 yılında yüksek lisans eğitimine hak kazanana kadar bu görevde bulundu. Bu tarihten itibaren Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsünde Havacılık Mühendisliği Ana Bilim Dalında Yüksek Lisans eğitimine başladı.