

**YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**TİCARİ UÇAKLARDA KULLANILAN  
FREN BALATA MALZEMELERİ**

Met. ve Malz. Müh. Kıvanç AKDOĞU

**FBE Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Anabilim Dalı  
Malzeme Programında Hazırlanan**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Tez Danışmanı:** Prof. Dr. Ahmet TOPUZ

İSTANBUL, 2010

# İÇİNDEKİLER

	Sayfa
SİMGE LİSTESİ .....	iv
KISALTIMA LİSTESİ .....	v
ŞEKİL LİSTESİ .....	vi
ÇİZELGE LİSTESİ .....	viii
ÖNSÖZ .....	ix
ÖZET .....	x
ABSTRACT .....	xi
1. GİRİŞ.....	1
2. UÇAKLARDA İNİŞ TAKIMLARI.....	3
2.1 Genel Olarak Uçaklarda İniş Takımları.....	4
2.2 İniş Takımı Konumları .....	5
2.3 İniş Takımlarının Görevleri .....	8
2.3.1 Yerde Hareket.....	8
2.3.2 Kalkış.....	8
2.3.3 İniş .....	9
2.4 İniş Takımı Elemanları .....	9
3. UÇAKLARDA FRENLEME SİSTEMLERİ (BRAKE UNIT) .....	13
3.1 Fremlerin Yapısı .....	13
3.1.1 Tek Diskli Fremler.....	14
3.1.2 Çok Diskli Fremler .....	15
3.2 Uçaklarda Fremlenme.....	19
3.2.1 Thrust Reverse Sistemi.....	19
3.2.2 Normal Fremlenme Sistemi.....	20
3.2.3 Antiskid Fren (Kayma Önleme) .....	20
3.2.4 Otomatik Fren.....	21
3.2.5 Park Freni .....	21
3.2.6 Uçuş Freni .....	21
3.2.7 Acil Fren.....	21
4. UÇAKLARDA HİDROLİK SİSTEM .....	22
4.1 Uçakta Hidrolik Sistem Kullanıcıları .....	23
4.1.1 Taksi Manevra (Steering) Sistemi .....	23
4.1.2 İniş Takımı Açma Kapama Sistemi.....	24
4.1.3 Uçuş Kumanda Sistemleri .....	25
4.2 Uçaklarda Elektrikli Fren Sistemi .....	25
5. UÇAK FREN SİSTEMLERİNDE KULLANILAN DİSK VE BALATALAR .....	27
5.1 Metalik Disk ve Balatalar .....	29

5.1.1	Metalik Balataların Kimyasal Özellikleri.....	30
5.1.2	Metalik Balataların Üretimleri.....	32
5.1.3	Metalik Balataların Aşınma davranışı .....	35
5.1.4	Metalik Balataların Termal özellikleri .....	37
5.1.5	Metalik Balatalarda ve Fren sistemlerinde Tasarım .....	37
5.2	Karbon Fren Diskleri .....	40
5.2.1	Karbon Fren Disk Malzemelerinin Özellikleri .....	41
5.2.2	C/C Kompozit Fren Diski Üretim Basamakları .....	45
5.2.2.1	Ara Ürün Aşaması .....	46
5.2.2.2	Karbonizasyon İşlemi .....	48
5.2.2.3	Yoğunlaştırma Aşaması (RTM ve CVD) .....	48
5.2.3	C/C Kompozit Fren Disklerinde Sürtünme Katsayısı .....	57
5.2.4	C/C Kompozit Fren Disklerinin Aşınma Davranışı .....	58
5.2.5	C/C Disklerde Nem ve Oksidasyon Etkisi .....	60
5.3	Disklerin Maruz Kaldığı Yük ve Zorlamalar .....	62
5.4	Fren Disklerinin Kullanım Ömrünün Bağlı Olduğu Parametreler .....	64
5.4.1	Uygulanan Frenleme Sayısı.....	64
5.4.2	Disk Sıcaklığı .....	64
5.4.3	Absorbe Edilen Enerji .....	65
5.4.4	İklimsel Koşullar .....	65
5.5	Disklere Uygulanan Bakımlar .....	66
6.	DENEYSEL ÇALIŞMALAR .....	74
6.1	Balataların Üretimi .....	74
6.2	Deney Numunelerinin Mikro Yapıları .....	75
6.3	Yoğunluk Hesabı Deneyleri .....	77
6.4	Gözenek Oranının Hesaplanması .....	78
6.5	Sertlik Deneyleri.....	80
6.6	Aşınma ve Sürtünme Testleri .....	81
7.	SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	96
	KAYNAKLAR.....	102
	ÖZGEÇMİŞ.....	104

## SİMGE LİSTESİ

m	Kütle
$\rho$	Yoğunluk
G	Malzemenin kuru haldeki ağırlığı
$G_s$	Malzemenin suda bekletilmiş haldeki ağırlığı
$\Delta G$	Ağırlık farkı
$V_p$	Gözenek hacmi
V	Numune hacmi
% P	Yüzde gözenek oranı
F	Sertlik ölçümünde uygulanan kuvvet
D	Bilya çapı
d	Bilya iz çapı
P	Sürtünme deneyinde uygulanan basınç
W	Sürtünmede numuneye etkiyen basma kuvveti
A	Numune yüzey alanı
L	Frenleme mesafesi
$D_n$	Numunenin aşındırıcı diskin merkezine uzaklığı
N	Pin-on disk devir sayısı
T	Süre
$\omega$	Çevrim hızı
$F_s$	Sürtünme kuvveti
$S_w$	Aşınma hızı
$W_r$	Aşınma direnci

## KISALTMA LİSTESİ

FOD	Foreign Object Damage
RTO	Rejected Take-Off
AEF	Average Energy Flux
FAA	Federal Aviation Administration
EASA	European Aviation Safety Agency
PAN	Poliakrilonitril
RTM	Resin Transfer Molding
CVI	Chemical Vapour Infiltration
RDD CVI	Rapid Directional Diffused Chemical Vapour Infiltration
CVD	Chemical Vapour Densification
4P	Programmable Powder Preforming Process
NDT	Non-destructive Testing
CMM	Component Maintenance Manuel
SB	Service Bulletin

## ŞEKİL LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 2.1 İniş takımları .....	4
Şekil 2.2 Dünyanın en büyük uçaklarından antonov an 225'in ana iniş takımı .....	5
Şekil 2.3 Kuyruktan tekerlekli bir uçak .....	6
Şekil 2.4 Burun iniş takımı .....	6
Şekil 2.5 Ana iniş takımları .....	7
Şekil 2.6 Ana iniş takım dikmesi ve elemanları .....	10
Şekil 2.7 Jantın genel şekli .....	11
Şekil 2.8 Uçak lastiğinin yapısı .....	11
Şekil 3.1 Tek diskli fren .....	14
Şekil 3.2 Uçaklarda kullanılan çok diskli bir fren ünitesi .....	15
Şekil 3.3 Tork tüp ve gövde (piston yuvaları) .....	16
Şekil 3.4 Fren ünitesindeki aşınmayı gösteren indicator pinler ve taralı kısma yaklaştığında değiştirilmesi gerektiğini anlatan üretici firma doküman örneği .....	17
Şekil 3.5 Janta monte edilmiş fren ünitesinin kesidi .....	18
Şekil 3.6 Thrust reverse kullanımında motorun durumu .....	19
Şekil 3.7 Thrust reverse halindeki motor ile uçuş sırasındaki motorun durumu .....	20
Şekil 4.1 B737 uçağının hidrolik sistemi ve kullanılan bölümleri .....	22
Şekil 4.2 Bir uçağın manevra sistemi .....	24
Şekil 4.3 Ana iniş takımının gövde içersine alınması .....	24
Şekil 4.4 Elektrikli fren sistemi .....	25
Şekil 4.5 Elektrikli fren sistemi ve bileşenleri .....	25
Şekil 5.1 Uçaklarda kullanılan çelik ve karbon fren diskleri .....	28
Şekil 5.2 Fren disk ve balataların dizilişi .....	29
Şekil 5.3 Sinterleme basıncına bağlı olarak gözenek ve sürtünme katsayısı değişimi .....	34
Şekil 5.4 Sinterleme sıcaklığına bağlı olarak gözenek ve sürtünme katsayısı değişimi .....	35
Şekil 5.5 Çelik bir fren diski için normal koşullarda ortalama enerji girdisine bağlı aşınma oranı .....	37
Şekil 5.6 Demir esaslı balatalar için enerji oranı, sürtünme katsayısı grafiği .....	39
Şekil 5.7 Tekerlek hızına bağlı sürtünme katsayısı .....	40
Şekil 5.8 PAN malzeme tiplerinde sıcaklığa bağlı olarak mekanik özellik değişimi .....	42
Şekil 5.9 Grafitleştirme sonrası ısıtma işlem sıcaklığının artışına bağlı olarak lamel yapıdaki değişim .....	44
Şekil 5.10 4P prosesi şematik gösterimi .....	46
Şekil 5.11 Disk şekillendirmede kullanılan pres ve kesici başlık .....	47
Şekil 5.12 Fiber dağılımının şematik gösterimi .....	47
Şekil 5.13 Karbonizasyon işleminin şematik görünümü .....	48
Şekil 5.14 RTM reçine emdirme prosesi .....	49
Şekil 5.15 100x büyütmede rtm sonrası c/c kompozit diske ait mikroyapı .....	49
Şekil 5.16 500x büyütmede rtm sonrası mikroyapı .....	50
Şekil 5.17 2500x büyütmede matris malzemesinde mikro çatlak görünümü .....	50
Şekil 5.18 Ara ürün, karbonlaştırma, rtm ve cvd işlemleri sırasında elde edilen yoğunluk grafiği .....	51
Şekil 5.19 4P prosesi (a), makine ile işleme (b), rtm (c) ve cvd (d) işlemleri sonrası elde edilen ürün görüntüleri .....	51
Şekil 5.20 Dokunmuş pan fiber malzemeleri .....	52
Şekil 5.21 Belirli şekillere göre kesilmiş disk ve pedler .....	52
Şekil 5.22 İzotermal CVD yönteminin şematik gösterimi .....	53

Şekil 5.23	RDD CVI prosesinin şematik gösterimi.....	54
Şekil 5.24	Fırına yerleştirilmek üzere hazırlanan diskler .....	55
Şekil 5.25	Disklerin fırına yerleştirilmesi .....	56
Şekil 5.26	Gerçek uçak lastiği üzerinde ve laboratuvar ölçekli test koşullarına ait dinamometre düzenekleri .....	57
Şekil 5.27	Taksiden rto koşullarına değişimde sürtünme katsayısı.....	58
Şekil 5.28	C/C fren disklerinin taksiden rto'ya uzanan koşullar altında aşınma durumu .....	59
Şekil 5.29	a) 6,5 sn b) 15 sn c) 20 sn d) 30 sn sonra fren ünitesinin sıcaklık dağılımı .....	61
Şekil 5.30	Frenleme sırasında pistonlara en yakın disk grubuna ait sıcaklık dağılımı.....	62
Şekil 5.31	Karbon fren disklerinin maruz kaldığı titreşim prensibi .....	63
Şekil 5.32	Karbon diske ait sıcaklık aşınma grafiği .....	64
Şekil 5.33	Absorbe edilen enerjiye bağlı aşınma miktarı .....	65
Şekil 5.34	Disk topluluğunun numaralandırılması .....	67
Şekil 5.35	Pedlerin takıldığı disk ve en sık rastlanan çatlak şekli .....	68
Şekil 5.36	Taşıyıcı diske sabitlenen ped ve perçin deliğinden başlayarak ilerleyen çatlak ...	68
Şekil 5.37	Kontrolü yapılan metal (a) ve karbon kompozit parçalar (b, c, d) .....	69
Şekil 5.38	Disk parçalarında görülen hatalardan birkaçı;.....	69
Şekil 5.39	Perçinlerde gevşeklik ve klipte korozyon .....	70
Şekil 5.40	Erimiş metal klip ve çatlak oluşması muhtemel bölgeler.....	70
Şekil 5.41	Sürtünme nedeniyle oluşan dökülme ve yüzey aşınması .....	70
Şekil 5.42	Klip nedeniyle parça dökülmesi ve oksidasyon sonrası diskler .....	71
Şekil 5.43	Termal oksidasyon sonrası açığa çıkmış fiberler .....	71
Şekil 5.44	Yapıda kopma ve pistonların itmesi sonucu oluşmuş hasarlar.....	72
Şekil 5.45	Fren ünitesinin rto sonrası durumu.....	72
Şekil 6.1	Kullanılan pres ve sinter bandı.....	75
Şekil 6.2	1. Numuneye ait 50 büyütmedeki dağlanmamış ve 200 büyütmede dağlanmış yapı .....	76
Şekil 6.3	2. Numuneye ait 50 büyütmede dağlanmamış ve 200 büyütmede dağlanmış yapı .....	76
Şekil 6.4	3.numuneye ait 50 büyütmede dağlanmamış ve 200 büyütmede dağlanmış yapı .....	77
Şekil 6.5	Pin-on disk test cihazının şematik görünümü .....	82
Şekil 6.6	Deneylerde kullanılan pin-on disk test cihazı .....	83
Şekil 6.7	Döner disk ve numunenin yerleşimi.....	85
Şekil 6.8	Toplam numune hacminin yola bağlı olarak değişimi .....	86
Şekil 6.9	Toplam numune kütlelerinin yola bağlı olarak değişimi .....	87
Şekil 6.10	Alınan yola bağlı olarak aşınma hızı grafiği .....	88
Şekil 6.11	Deney sırasında sürtünme kuvveti – alınan yol değişimi grafiği .....	89
Şekil 6.12	Sürtünme katsayısının yola bağlı değişimi.....	89
Şekil 6.13	2 numaralı numunenin aşınma işlemi öncesi yüzey durumu .....	90
Şekil 6.14	2 numaralı numunenin aşınma işlemi sonrası yüzey durumu .....	90
Şekil 6.15	3 numaralı numuneye ait hacim kaybı-yol grafiği .....	91
Şekil 6.16	3 numaralı numuneye ait kütle kaybı-yol grafiği .....	92
Şekil 6.17	Aşınma hızının mesafeye göre değişimi .....	93
Şekil 6.18	Sürtünme kuvvetinin alınan yolla değişimi.....	94
Şekil 6.19	Sürtünme katsayısının alınan yolla değişimi.....	94
Şekil 6.20	3 numaralı numunenin aşınma öncesi durumu.....	95
Şekil 6.21	3 numaralı numunenin aşınma sonrası yüzey görüntüsü .....	95
Şekil 7.1	2 ve 3 numaralı numunelere ait sürtünme katsayısı grafikleri .....	99
Şekil 7.2	İki numuneye ait aşınma hızı grafikleri.....	100

## ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 5.1	Bakır esaslı balata malzemesine ait kimyasal kompozisyon.....	30
Çizelge 5.2	Demir esaslı balata malzemesine ait kimyasal kompozisyon .....	31
Çizelge 5.3	Balata malzemesi bileşenlerinin içerikleri .....	32
Çizelge 5.4	Günümüzde kullanımda olan uçaklar ve çeşitli sayısal veriler .....	41
Çizelge 5.5	Karbon fiber yapımında kullanılan temel malzemeler ve özellikleri.....	43
Çizelge 5.6	İzotermal cv <sub>1</sub> ve rdd cv <sub>1</sub> yöntemlerinin karşılaştırılması.....	54
Çizelge 5.7	Sıcaklık değişiminin prosese etkisi .....	55
Çizelge 6.1	1. Numuneye ait kimyasal kompozisyon .....	74
Çizelge 6.2	2. Numuneye ait kimyasal kompozisyon .....	74
Çizelge 6.3	3. Numuneye ait kimyasal kompozisyon .....	74
Çizelge 6.4	Numunelere ait ağırlık değişimleri.....	78
Çizelge 6.5	Numuneler ve hesaplanan yoğunlukları .....	78
Çizelge 6.6	Numunelere ait boyutlar ve hacim değerleri .....	79
Çizelge 6.7	Elde edilen gözenek oranı değerleri .....	80
Çizelge 6.8	Numunelerde ölçülen iz çapı ve sertlik değerleri.....	81
Çizelge 6.9	Numunelerde deney boyunca görülen kütle değişimi .....	84
Çizelge 6.10	Yola bağlı olarak aşınan malzeme hacim miktarı .....	86
Çizelge 6.11	2 numaralı numunenin yola bağlı aşınma hızı değişimi.....	87
Çizelge 6.12	2 numaralı numunenin mesafeye bağlı aşınma direnci değişimi .....	88
Çizelge 6.13	Yola bağlı olarak aşınan malzeme hacim miktarı .....	91
Çizelge 6.14	3 numaralı numuneye ait aşınma hızı grafiği .....	92
Çizelge 6.15	3 numaralı numuneye ait mesafeye bağlı aşınma direnci değişimi.....	93
Çizelge 7.1	Deneylerde kullanılan numunelere ait sayısal veriler .....	99
Çizelge 7.2	En başarılı sonuçları veren numune bileşimi .....	100



## ÖNSÖZ

Uçak imal eden firmalar gerek hız, menzil, büyüklük ve konfor gibi alanlarda gerekse maliyet, bakım kolaylığı ve kullanım ömrü gibi parametrelerde ellerinden geldiği kadar limitleri zorlasalar da önlerine çıkan en büyük faktör uçuş güvenliğidir. Bu nedenle her yönden büyük değerlere sahip bu dev kuşlar, yerde hareket ederken sahip oldukları hızı gerektiğinde azaltıp zamanında durabilmelilerdir. Bu işlemi gerçekleştirecek olan kısımlarda frenlerdir.

Bu çalışmada hem tasarım hem de malzeme açısından kara araçlarından farklılık gösteren uçak fren balata malzemeleri ele alınmıştır. Araştırmalarda yerli ve yabancı kaynaklardan faydalanılmış, yapılan deneysel çalışmalar ile bu incelemeler desteklenmiştir.

Bu nedenle yapılan teorik ve pratik çalışmalar esnasında, kıymetli görüşlerini ve yardımlarını esirgemeyen değerli tez danışmanım Sn. Prof. Dr. Ahmet TOPUZ' a sonsuz teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca yapılan aşınma deneyleri sırasında her türlü desteği ve imkanı sunan Sn. Yrd. Doç. Dr. Deniz UZUNSOY' a, uygulamaları yerinde görme fırsatı bulduğum myTECHNIC Uçak Bakım Şirketi ile buradaki çalışma arkadaşlarıma ve her zaman olduğu gibi bu çalışmamda da desteklerini esirgemeyen aileme şükranlarımı sunarım.

Kıvanç AKDOĞU

2010

## ÖZET

Zamanla ortaya çıkan yeni istekler ve ihtiyaçlar yeni tasarımları doğurmuş, her geçen gün gelişen havacılık sektörü daha büyük, daha hızlı, daha konforlu ve güvenli uçakları üreterek bu ihtiyaçlara cevap vermiştir.

Günümüzde ses hızına yakın bir süratle ve 13000 metre irtifada uçabilen, 560 ton ağırlıkla havalanabilen uçaklar sefere verilmişken, bu büyüklük ve hızdaki araçların gerek yapısal parçalarında, gerekse komponentlerinde kullanılan malzemeler de durmaksızın gelişme göstermiştir. Bu gelişimi gösteren temel parçalardan biri de iniş takımları ve bileşenleridir. Özellikle frenleme de kullanılan disk ve balatalar bu gelişimden büyük oranda etkilenen en önemli komponentlerdir.

Bu çalışmada ticari uçaklarda kullanılan fren sistemleri ve frenleme mekanizmalarına değinilmiş, bu amaçla kullanılan balata malzemelerinin kimyasal ve mekanik özellikleri, üretim yöntemleri, kullanım koşulları, uygulanan test ve muayeneler ile bakım-onarım çalışmaları anlatılmıştır. Araştırmaların devamında, belirlenen balata kompozisyonlarına bağlı olarak hazırlanan bileşimler ile metalik balata numuneleri üretilmiş ve çeşitli deneysel çalışmalar ile bu malzemeler incelenmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Uçak Balataları, Fren Üniteleri, Karbon ve Metalik Diskler

## **ABSTRACT**

Over the time, new demands and requirements bring into open to new designs. aeronautical sector, which grows day by day, have made the requirements by developing the faster, bigger, more comfortable and more reliable aircrafts.

Nowadays there are kinds of aircrafts which can fly with a near to the speed of sound from 13000 altitudes with 560 tons of weight. There have been developments constantly such as big and fast craft's structural parts and component materials. One of the major parts that show this development is a landing gear and its components. Especially the subcomponents; disc and lining which are used for breaking is the most effected and the most important part of the component.

This research touches briefly on the brake systems and mechanism of commercial aircrafts breaking and it gets through to lining materials chemical and technical properties, production ways, usage conditions, applied tests and checks, and maintenance – repair works. Afterwards of these investigations prepared combinations according to specified lining composition and metallic lining samples are produced beside these, parts are examined with various experimental works.

**Keywords;** Aircraft Linings, Brake Unit, Carbon and Metallic Discs

## 1. GİRİŞ

Günümüzde en hızlı ve güvenilir ulaşım seçeneklerinin başında hava araçları gelmektedir. Ticari amaçla kullanılan ve içeriden bakıldığında konfor ve hızın ön plana çıktığı uçakların görünmeyen tarafında ise büyük bir tasarım, üretim ve bakım hizmeti bulunmaktadır.

Binlerce metrelik irtifalarda kilometrelerce menzilde uçabilen uçakların uçması ne kadar önemliyse sorunsuzca inip durabilmesi de o kadar önemlidir. Sürekli gelişen teknolojiden payını alan bu araçlar her biri standartlarca kesinleşmiş özelliklere sahip irili ufaklı binlerce parçadan oluşmuştur.

Uçakların yerle temasını sağlayan ve iniş anında tonlarca ağırlığı karşılayan ana parçaların başında iniş takımları gelmektedir. Bu çalışmanın birinci bölümünde de uçakların iniş takımları, bileşenleri ve görevlerine değinilmiş, devamında da uçak frenleme sistemleri ve fren ünitelerinin yapısı anlatılmıştır. Kullanılan frenlerin başında uçağın büyüklüğüne bağlı olarak değişmekte olan ve çalışmada değinilen ana bölüm olarak çok diskli frenler gelmektedir. Bu disk grupları, oldukça hızlı ve büyük ağırlıklardaki bir uçağın sahip olduğu kinetik enerjiyi kısa süre içinde ısı enerjisine dönüştürerek aracı yavaşlatacak şekilde tasarlanmışlardır. Bu etkiyi yapabilmek için de çok sayıda disk ile fazla miktarda sürtünme yüzeyi elde edilmeye çalışılmaktadır. Bu disk ve balatalarda kullanılan malzemelerden istenen özellikler ise hem malzeme karakteristiğine hem de uçuş parametrelerine bağlı olarak değişim göstermektedir.

Bu noktada da uçaklarda kullanılan fren disk ve balata malzemelerinin üretimleri, kullanılan malzeme seçimi, kriterleri, kullanım ömürleri ve bağlı olduğu parametreler, bu tezin temel araştırma konusunu oluşturmaktadır.

Günümüzde halen kullanılmakta olan metalik balatalara alternatif olarak üretilen karbon/karbon kompozit disk ve balatalar bu değişimin en belirgin örnekleridir. Sağlamış olduğu ağırlık kazancı, yüksek sıcaklık dayanımı ve termal davranışları, tribolojik ve mekanik özellikleri ve uzun ömürleri gibi nedenlerden dolayı karbon kompozit diskler metalik balatalara göre pek çok avantajı da beraberinde getirmiştir.

Metalik balatalarda kullanılan ana matris elemanları bakır ve demir esaslı malzemelerdir. İlk başlarda kullanılan balatalar genellikle demir esaslı olmalarına karşılık sonralarında katılan alaşım ilaveleri ile bakır esaslı malzemeler daha yüksek pay sahibi olmaya başlamışlardır.

Bakır esaslı malzemelerin sürtünme kuvvetinin ve ısıl iletkenliklerinin daha iyi oluşu fren ünitesini yüksek sıcaklıktan korumakta ve daha iyi frenleme değerlerinin elde edilmesine yol açmaktadır.

Ancak yapılan çalışmalarda sert frenlemelerin metalik balataların hızlı aşınmasına yol açtığı belirlenmiş ve bu nedenle daha yumuşak kuvvetler uygulanması gerektiği belirlenmiştir. Oysa yeni nesil karbon-karbon kompozit fren balataları tam tersi bir şekilde yumuşak frenlemelerde daha fazla aşınma göstermektedir. Bu nedenle uçağın sık iniş kalkış yaptığı durumlara veya menzil, yk, iklimsel koşullar gibi dış etkenlere bağlı olarak kullanılan balata ve disk grubu farklılık gösterebilmektedir.

Avrupa ve Amerika sivil havacılık otoriteleri tarafından belirlenmiş kriterleri karşıladığı takdirde, toz metalurjisi yöntemiyle üretilen metalik balatalar veya modern RTM, CVI gibi yöntemlerle imal edilen karbon diskler servise verilerek kullanıma sunulur.

İlerleyen bölümlerde servis koşulları sırasında bu balatalarda rastlanan çeşitli hasarlar ve bakım onarım çalışmaları ile test ve muayeneler anlatılmıştır.

Deneysel alışmalar bölümünde de eldeki verilere bağlı olarak üretilmiş bakır esaslı balata malzemeleri ile mikro ve makro yapı çekimleri alınmış, sertlik, yoğunluk, gözenek hacmi ve dağılımının belirlenmesi amacıyla deneyler yapılmıştır. Pin-on disk test cihazı yardımıyla aşınma testi yapılarak, farklı alaşımlarda aşınma ve sürtünme değerlerinin ne şekilde değiştiği belirlenmiştir.

## 2. UÇAKLARDA İNİŞ TAKIMLARI

İnsanlarda, kuşlar gibi uçmak arzusunun başladığı çok eski tarihlerden beri yapılan çeşitli uçuş girişimleri bir tarafa bırakılırsa asıl anlamda ilk uçuşlar 20. yüzyılda gerçekleştirildi. Yerçekimi kuvvetini mekanik enerjiyle yenme prensibine dayanan uçaklar, kısa zamanda hızla gelişip günümüz modern hava araçları seviyesine geldi.

Saatte 20-25 km hıza çıkabilen ilk uçaklardan, 1935'lerden sonra ise yüzlerce km hızlara çıkabilen ticari ve askeri büyük gövdeli uçaklara geçildi. Uçağın havada kat edebildiği mesafe, yani menzili ve çıkabildiği maksimum yükseklik (irtifa) ilk zamanlarda çok düşüktü. Gelişen teknolojiye paralel olarak menzil yirmi bin km'nin üstüne, irtifa ise on bin metreye kadar çıktı. Bunlara paralel olarak uçakların ağırlığı da süratle arttı. İlk zamanlar kg'la ifade edilen bir uçak artık tonlarla ifade edilmektedir.

Bu kadar kapsamlı ve büyük çaptaki bir hava aracının istenilen hıza ve yüksekliğe ulaşabilmesi, tonlarca ağırlıktaki kargosunu veya yolcusunu taşıyabilmesi, kalkış, uçuş ve iniş sırasında meydana gelecek her türlü koşula dayanabilmesi için de oldukça karmaşık ancak birbiriyle uyum içerisinde çalışan yapılardan oluşması gerekir.

Uçaklarda bulunan bu temel yapı elemanları başlıca beş ana bölümden oluşmaktadır. Bunlar;

- Gövde,
- Kanatlar,
- Kuyruk,
- Uçuş Kumanda Yüzeyleri,
- İniş Takımları olarak sınıflandırılmaktadır. (Onursal, 2007)

Bir uçak yapısı bu beş elemanın birleştirilmesi, bunlar arasında bağlantıların oluşturulması, hidrolik, pnömatik, elektrik, elektronik vb. gibi sistemlerin ilavesi ile uçabilecek bir duruma getirilir.

Tonlarca ağırlık taşıyan ve çok yüksek hızlara ulaşan bir uçağın uçuşu ne kadar önemliyse bu aracın yapıda herhangi bir hasara yol açmadan ve her türlü olumsuz koşula karşı dayanım gösterecek şekilde piste inmesi ve durabilmesi de o derece önemlidir. Bu noktada iniş takımlarına büyük görevler düşmektedir.

## 2.1 Genel Olarak Uçaklarda İniş Takımları

Uçakların iniş, kalkış ve taksi hareketlerini gerçekleştirebilmeleri için üzerinde durabildikleri yapısal elemanlara iniş takımları (landing gears) adı verilir. İniş takımları, uçakların yerde hareket etmesini sağlayan ve inişte, piste teker koyma sırasında uçağın maruz kaldığı yükleri azaltan yapılardır. Genellikle, iniş takımları uçağın büyüklüğüne bağlı olmakla birlikte üç adet olup iki tanesi sağ ve sol ana dikme olmak üzere gövdede, diğer takım ise ön dikme veya arka dikme olmak üzere uçağın önünde veya arkasındadır. (Megep, 2006)



Şekil 2.1 İniş takımları

İniş takımları; “Kuyruktan tekerlekli”, “Burundan tekerlekli” ve “Çok tekerlekli” olmak üzere üç tipe ayrılır. Bunlardan burundan tekerlekli olanlar, günümüz yolcu uçaklarında sıkça kullanılan iniş takımlarıdır.

Ayrıca iniş takımları, Fixed Gear (Sabit iniş takımları) ve Retractable Gear (Toplanabilen iniş takımları) olmak üzere iki gruba ayrılır. Sabit iniş takımlı uçaklar, düşük performanslı ve düşük maliyetlidir, ayrıca sistemleri de daha basittir. Toplanabilen iniş takımlarına sahip olan uçaklarda, iniş takımları, uçağın tasarımına göre gövde veya kanat içine toplanabilir. Bu tip uçakların performansı yüksek olduğu gibi maliyetleri de bir hayli yüksektir.



Şekil 2.2 Dünyanın en büyük uçaklarından Antonov AN 225'in ana iniş takımı

Gerek uçakların iniş ve kalkışı sırasında, gerekse yerdeki hareketlerinde (taksi yaparken) yer ile temasını sağlayan, sürtünme direnci az olan, ve uçağın yatay ve düşey yönlerdeki hareketlerinden doğan yükleri en iyi şekilde karşılayan iniş takımlarına ihtiyaç vardır.

## 2.2 İniş Takımı Konumları

Uçakların ana ve yardımcı tekerlekleri genel olarak kuyrukta ve burunda olacak şekilde veya tandem düzeninde üç şekilde yerleştirilmektedir. Kuyrukta bulunan yardımcı iniş takımı eğitim, eğlence, zirai ilaçlama ve benzeri tip uçaklarda yapı hafifliği ve ekonomisi bakımından tercih edilmektedir.

İnişte uçağın her üç tekerleği de yere temas ettiği zaman taşıma kuvveti maksimum değere ulaşmakta ve iniş hızı en düşük değerde tutulabilmektedir. Ayrıca tek motorlu hafif uçaklarda uçağın burun kısmı motor ve motorla ilgili teçhizat ve çoğu zaman yakıt deposu bulunduğu için, iniş takımı yerleştirmek zor olmakta, bu sebeple kuyruk tekerleği tercih edilmektedir.

Ancak yardımcı iniş takımı kuyrukta olan uçaklarda pilotun önünü iyi görememesi ve bu yüzden yerde emniyetle hareket edememesi, frenlemede uçağın daima burun üstüne dikilme



tehlikesi sebebi ile maksimum frenleme yapılamaması, kalkıştan önce direnci azaltmak için uçağın kuyruğunun yerden kesilme ve yerde uçağı yalnız ana iniş takımlarının üzerine hızlandırma zorunluluğı, uçak yerde dururken kabin döşemesinin eğik durması, yolcu ve yüklerin hareketlerinin zorluğu bu tip uçaklarda ortaya çıkan problemlerin başında gelmektedir.



Şekil 2.3 Kuyruktan tekerlekli bir uçak

Burundaki iniş takımı dikmesi uçağı yerde dengede tutmak ve istenilen yöne hareket etmesini sağlamak amacı ile uçağın burun kısmına yerleştirilmiştir. Kuyruktan tekerlekli iniş takımları için sayılan yetersizlikler, burun tekerlekli tertipte ortadan kalkmıştır. Ayrıca, burun tekerleğinin pilot tarafından kumanda edilebilen bir direksiyonla çevrilebilmesi, uçağı yerde iyi ve emniyetle yön verilebilmesini sağlar.



Şekil 2.4 Burun iniş takımı

Uçağın kanat altlarında bulunan arka amortisör dikmeleri ana (main) iniş takımı olarak isimlendirilir. Ana uçak yükünü bu dikmeler taşır.



Şekil 2.5 Ana iniş takımları

Tandem olarak belirtilen sistem ise her tekerleğe gelen iniş yükünü azaltmak amacı ile tekerlek sayısını arttırmak için kullanılan bir metottür. İniş takımlarının kanat içine yerleştirilmeleri imkansız olduğu uçak tiplerinde, adedi arttırılan tekerlekleri uçak gövdesi içine arka arkaya yerleştirmek iyi bir çözümdür.

Uçağın ağırlığından veya iniş sırasındaki düşey hız etkisi ile tekerleklere gelen kuvvet, lastiklerin yerdeki taban izleri alanı ile lastik basıncının çarpımına eşit olacaktır. Uçak ağırlıkları ve boyutları arttıkça, önce tekerlek (lastik) boyutları, sonra lastik basınçları ve nihayet en son çare olarak da tekerlek adedi arttırılmıştır.

Bunların yanı sıra iniş takımları uçak içersine alınabilen ve alınamayan tipler olarak tasarlanmıştır. Yüksek hızda uçuş gerektirmeyen uçak tiplerinde, yapı basitliği ve ekonomisi ön plana alınarak, iniş takımlarını sabit yapmak en doğru çözümdür. Hafif uçaklarda çok rastlanan bu tip uygulamada, gerek iniş takımı dikmeleri ve amortisörleri ve gerekse tekerlekler, aerodinamik direnci minimuma indiren damla biçimli kesit olan kaportalarla örtülür. Hatta lastik çamurlukları lastiği adeta örtecek gibi yumurta biçiminde yapılmaktadır.

Sabit iniş takımları, çelik yay ve otomobil tipi amortisörler içerir. Bu sistemlerin daha geliştirilmiş şekli ise basınç ve yağ kullanarak yapılan ve “oleo-pnömatik” olarak tanınan iniş takımı dikmeleridir.

İnişte iniş takımı tarafından yutulması gereken düşey enerji, hem dikme hem de tekerlek lastiği tarafından karşılanacaktır. Her iki eleman yük altında sıkışacak ve kendi payına düşen enerjiyi yutacaktır. İnişte iniş takımlarına gelen maksimum yük, genellikle statik yükün üç katı olarak kabul edilir.

İniş takımlarına gelen yükler arttıkça, gerek lastik boyutları, gerekse dikme boyutları artar. Bu sebeple uçakların hız artışları da eklerinde iniş takımlarının aerodinamik direnci kontrol edilemeyecek değerlere ulaşır. O zaman tek çözüm, uçuş sırasında iniş takımlarını uçak yapısı içine gizlemektir.

### **2.3 İniş Takımlarının Görevleri**

Uçakların iniş takımları hakkında bilgi verirken kuşlarınkine benzer bir sınıflandırma yapılmaktadır. Yani kara uçakları, deniz uçakları ve amfibiler ile özel iniş takımı olan uçaklar olarak ayırım yapılmaktadır. Ancak temelde de iniş takımlarının üç görevi vardır ve bunlar yerde hareket, kalkış ve iniş olarak sıralanabilir.

#### **2.3.1 Yerde Hareket**

Uçağın yerde hareketi ancak durduğu yerden kalkış yapmak üzere pist başına kadar gitmesi ve inişten sonra duracağı yere kadar gelmesinden ibarettir. Bununla birlikte bakım ve revizyon için uçak meydanı ile bakım hangarı arasındaki geliş gidişler için uçakların traktör tabir edilen pushback araçlarıyla çekilmeleri en ekonomik ve emniyetli yoldur.

#### **2.3.2 Kalkış**

Kalkış hareketi uçağın hızlanması, yerden kesilmesi ve tırmanışa geçmek için burnun yukarı dönerek yerden uzaklaşmaya başlamasıdır.

Uçağın yerden kesilmesi ve havada tutunabilmesi için her ne kadar minimum uçuş hızı yeterli ise de, emniyetli bir kalkış için bu hızın %15' i kadar fazlası öngörülmektedir. O halde uçağın yerde yaptığı bu hareketlerinde iniş takımlarının ve lastiklerin emniyetle vazife görebilmeleri şarttır.

Kalkışa başlamış olan bir uçağın tam yerden kesilmesi için burun yukarı dönme hareketine geçmesi anında motor arızası olabileceği veya çok motorlu uçaklarda motorlardan birinin duracağı göz önüne alınarak, bu anda pilotun kalkıştan vazgeçerek uçağı pist sonuna kadar frenleyerek durdurabilmesi istenir. İniş takımlarının bu durumda da görevini tam yapması istenir. Kalkış yapan bir uçak mümkün olan en kısa zamanda hızlanmalı ve tırmanış hızına ulaşmalıdır. Bunun için de parazit dirençlerinin bir an önce azaltmak gerekmektedir. Ayrıca günümüzde kullanılan jet uçaklarında kalkıştan sonra uçağın yüksek ivmesi, iniş takımları dışarıda olarak uçabilecek maksimum hıza çabuk erişilmesine sebep olmaktadır. Bu sebeple iniş takımlarından aranan diğer bir nitelikte içeri alınma süresinin yeteri kadar kısa olmasıdır.

### 2.3.3 İniş

İnişte uçak pistin başına doğru belirli bir süzülüş açısı ile alçalma yapar. Pilot uçağın hızını uçak tipine ve iniş şartlarına uygun olarak, minimum hızın %5 ila 10 kadar üstünde tutar. Yere temastan önce pilot uçağı yere paralel uçuş yapacak şekilde düzeltir ve mümkün olan en düşük düşey hız ile tekerlekleri yere değdirir. Bundan sonra pilot aerodinamik, motor ve tekerlek frenlerini kullanarak uçağı yerde emniyetle taksi yapacağı hıza düşürür ve uçağı durdurur.

Uçak yere değdikten durana kadar olan, yatay enerji aerodinamik, motor ve tekerlekler tarafından ısı enerjisine çevrilerek yutulurken, yere değdiği andaki düşey enerji ise iniş takımlarının yayları, amortisörleri ve tekerlek tarafından ısı enerjisine dönüştürülerek yutulur.

### 2.4 İniş Takımı Elemanları

İniş takımlarının uçak yapısı içine sığmalarını sağlamak amacı ile dikmelerin bir eksen etrafında dönebilir olmaları veya kendi boylam eksenleri yönünde doğrusal hareket edebilmeleri gerekir. Dikmenin uzunluğu ve tekerlek çapı bu elemanın tek bir parça olarak uçak yapısı içindeki yuvasına girmesine uygun değilse, o zaman dikmeyi katlanabilecek şekilde mafsallı ve iki parçadan yapmak gerekir. Dikme yapısı, uçak yapısına bağlı olan bir silindir ile tekerleğe bağlı olan bir piston kolunda oluşmaktadır. Mafsallı dikme bacakları, silindir ve silindiri uçak yapısına bağlayan üst dikme çubuklarından meydana gelir.

Hareket sağlayan eleman (jak); Dikmeyi ekseni etrafında veya boylamına hareket ettirebilmek için el ile çalışan bir mekanizma ya da elektrik, hidrolik veya pnömatik güçle çalışan bir yardımcı sistemdir.

Destek dikmesi; Uçak yerde iniş takımı üzerinde dururken, dikmenin kapanmasını önlemek ve dikmeye gelen yükleri uçak yapısına bir kaç noktadan dağıtmak için yerleştirilen yapıdır.

Kilit mekanizması; İniş takımı hem açık hem kapalı konumda iken, yerinden hiç oynamadan duracak şekilde sabitlenmesini sağlayan sistemdir.

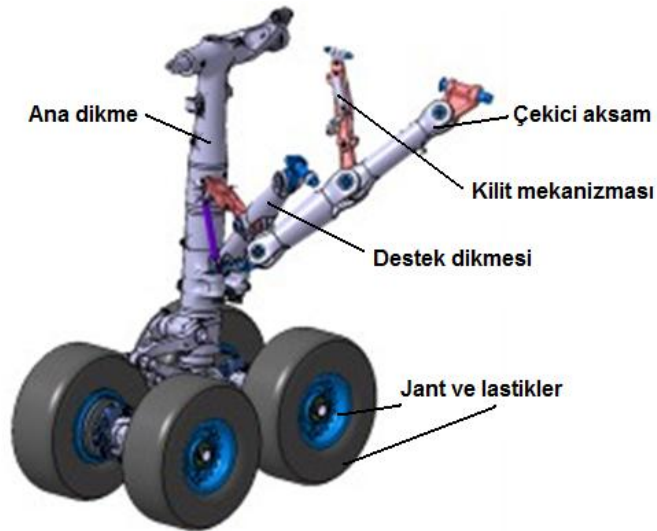
İniş takımı kapakları; İniş takımı yuvasının, aerodinamik direncinin azaltılması için kapaklarla örtülmesi gerekir. Bu kapaklar ya dikme bacağına sabit olarak bağlanırlar ve dikme kapandığı zaman yuvayı örterler veya ayrı parçalar olarak menteşelerle uçak yapısına bağlanırlar.

Şok gidericiler (Damperler); İniş takımları kapanırken ve özellikle açılırken, jak basıncı ve iniş takımının ivmelenmesinden doğan kuvvetleri ve darbe yüklerini azaltmak için bir hidrolik silindir-piston mekanizması olarak kullanılır.

Ortalayıcı mekanizma; İniş takımları içeri alınırken, burun tekerleğinin yuvasına düz olarak girmesini sağlayan sistemdir.

Kumanda sistemi; Pilotun iniş takımlarını hareket ettiren sisteme kumanda etmesini sağlamak için, rahat erişilebilen bir konumda iniş takımı levyesi bulunur. Hidrolik sisteme ek olarak emniyet açısından birde pilot tarafında kumanda edilen el pompası bulunur.

Emniyet sistemi; İniş takımları içeride iken yanlışlıkla gövdesi üzerine indirilmesini önlemek için, emniyet sistemi yapılmıştır. Bu sistem; gaz kolu belirli bir konumdan daha geriye çekilince, yani gaz kesilince ve flaplar iniş konumuna getirilmiş durumda iken, pilota sesli bir ikazda bulunur.



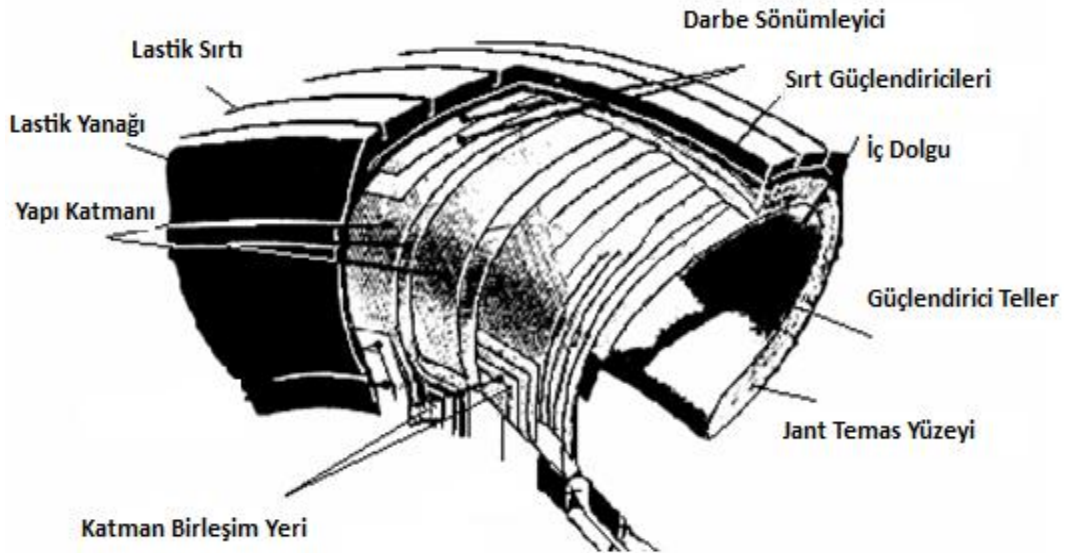
Şekil 2.6 Ana iniş takım dikmesi ve elemanları

Tekerlek ve Lastikler; İniş takımının temel elemanlarından biri de jant ve lastiklerdir. Uçak tekerlekleri jant olarak adlandırılmaktadır. Jantlar alüminyum alaşımdan yapılır. İki parça halinde olmaktadır. Fren sistemi iç jantta bulunur.



Şekil 2.7 Jantın genel şekli

Uçağın yer ile ilişkisini sağlayan tekerleklerin ana elemanları lastiklerdir. Lastikler, uçak kullanımları için özel kauçuk esaslı malzemelerden imal edilirler. Uçak lastikleri ağır yük taşımaya maruz kaldığı için yüksek mukavemet, minimum boyut ve ağırlıkta imal edilmektedir.



Şekil 2.8 Uçak lastiğinin yapısı (Megep,2006)

Jant ve lastiklerin teknik sağamlıklarının kalkış ve iniş fazlarındaki önemi büyüktür. Bir jant kırılma veya lastik patlama olayı, iniş ve kalkışta uçağın dengesini bozacağı gibi, uçakta büyük hasarların oluşumuna neden olur. Bu sebeple, jantlar servise verilmeden önce, kontrollerinin dikkatli olarak yapılması; lastik hava basıncı, lastik şekli ve yapısının limitler içerisinde olması gerekir. Uçak lastikleri ağır yükler ve yüksek süratler için dizayn edilmelerine rağmen yanall yükler için tasarlanmamışlardır.

Lastikler iniş sırasında yapılan frenleme neticesinde çok büyük aşınmaya maruz kalır. Bu aşınma limitleri lastik talimatlarında belirtilen aşınma limit ve şartlarını aşarsa uçaktan sökülerek atölyeye iade edilir. Lastiğın durumuna göre ya kaplamaya gönderilir ya da hurdaya çıkartılır.

Ayrıca jantlar, aşırı sıcaklık sebebiyle artan basınçtan korunmaları için sigorta tapaları ile emniyetlendirilmiştir.

Lastikler nitrojen gazıyla şişirilmelidir. Nitrojen hem operasyon sırasında açığa çıkan ısıyı düşürür hem de bir acil durum ya da aşırı ısınma durumunda yangın riskini azaltır; termal plugların önceden patlayıp aşırı basınçtan dolayı meydana gelebilecek bir zararı önler. Lastik basıncı günde en az bir kez lastikler soğuk iken ölçülmeli, uçuş öncesi ve uçuş aralarında lastiklerin durumu mutlaka gözden geçirilmelidir. Lastik basıncının çok artırılması lastiğın yaylanma özelliğini azaltacağı gibi, frenleme ve gerekli yer sürtünmesini de ters olarak etkiler. (Megep, 2006)

Lastikler genellikle yabancı madde (FOD) ya da aşırı ısınmadan hasar görür. Aşırı ısınmanın nedenleri ise yetersiz lastik basıncı, uzun taksi, yüksek taksi sürati, keskin ve hızlı dönüş ve de yüksek fren sıcaklığıdır.

İniş takımlarının en önemli parçalarının başında gelen fren ünitelerine sonraki bölümlerde değinilecektir.

### 3. UÇAKLARDA FRENLEME SİSTEMLERİ (BRAKE UNIT)

Uçak fren sistemleri, uçağa ait kinetik enerjiyi sürtünme yoluyla ısı enerjisine dönüştürerek yerde uçak hızını düşürür. Uçak endüstrisinde hidrolik gücün ilk olarak kullanıldığı uygulama frendir. İlk havacılık uygulamalarında frenleme önemli bir problem değilken, uçakların ağırlaşıp hızlanmasıyla ve pist yüzeylerinin sertleşmesiyle birlikte uçakların durdurulması için bir fren sistemine ihtiyaç duyulmuştur.

Uçaklarda frenleme işlemini yapacak kısım, brake unit olarak adlandırılan ve bilinen fren sistemlerinden biraz daha farklı bir çalışma yapısına sahip bir frenleme ünitesidir. Örneğin günümüzün en büyük gövdeli uçakları arasında yer alan Airbus A340 ve Boeing 777, iniş sırasında 300 km/sa gibi bir hızla yere değer ve bu sırada tekerleklerdeki toplam kinetik enerji 1 milyarlık joule değerindedir. Her tekerleğe ortalama 125 mega joule enerji gelir ve fren sistemi birkaç yüz metrelik pistte bu enerjiyi absorbe ederek uçağı durdurabilecek özelliktedir. Bunun yanı sıra fren sistemleri uçak üreticileri ve havayolu şirketlerinin maliyet, bakım kolaylığı, sıklığı ve masrafları, güvenlik, etkinlik ve fren sırasında konfor gibi taleplerini de karşılamalıdır.

Zaman içinde dönüştürülecek olan enerji miktarı arttıkça fren tasarımında kampana ve pabuçlu tipten çok, diskli fren tipine doğru bir gelişim olmuştur. Buna ek olarak uçak fren sistemleri antiskid ve oto fren uygulamaları ile desteklenmiştir. Bugünün fren sistemlerinin görevleri uçağı iniş, kalkış (kalkıştan vazgeçme) ve yer operasyonları sırasında durdurmak ile park esnasında sabit tutmaktır. (Messier Bugatti, 2010)

#### 3.1 Frenlerin Yapısı

Genel olarak bir fren sistemi; fren pedalları, kontrol valfi ve fren ünitelerinden oluşur. Sistemin en değerli elemanı kuşkusuz fren üniteleridir.

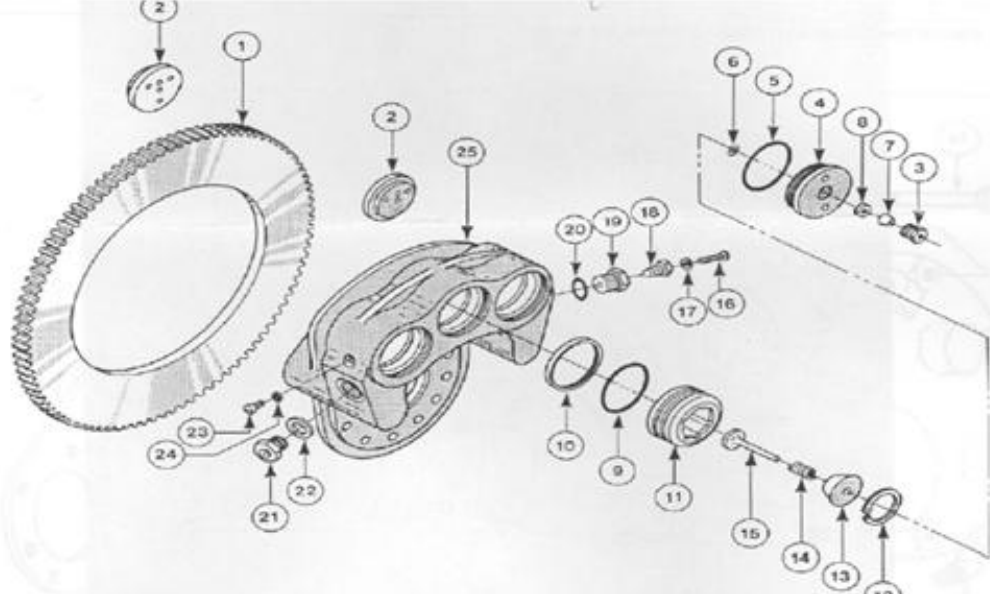
Uçaklarda fren üniteleri; tekli, çiftli ve karışık diskli; parçalı rotorlu veya genişleyen tüp tipli şekilleri bulunur. Bu diskler, hidrolik pistonlar ve geri dönüş yayları ile çalıştırılırlar.

Küçük boyutlu uçaklarda kullanılan tek diskli veya genişleyen balatalı fren ünitelerinin yanı sıra günümüzde gittikçe hızlanan, ağırlaşan ve büyüyen yeni nesil uçaklarda istenen frenlemeyi yapabilmek için çok diskli fren ünitelerine geçiş olmuştur.

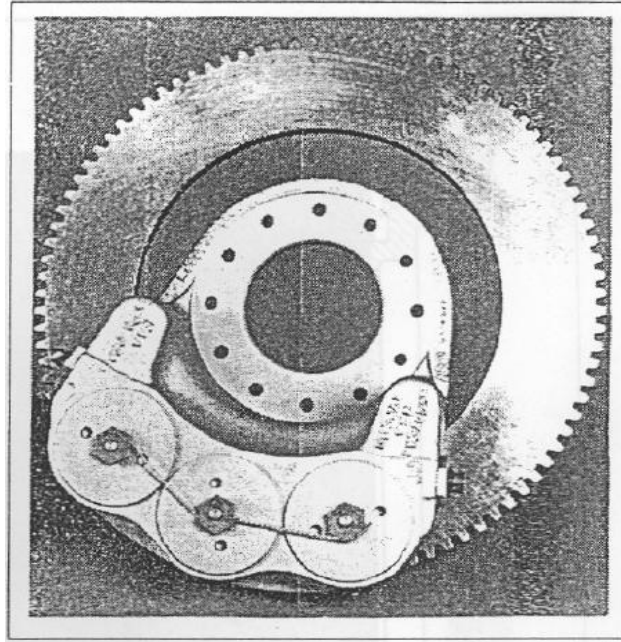


### 3.1.1 Tek Diskli Frenler

Günümüz uçaklarında ısı enerjisine dönüştürülerek harcanacak kinetik enerji miktarının nispeten az olduğu uçaklar için, janta sabitlenmiş tek disk ve hidrolik basınçla dışarıya doğru itilip iniş takımına, oradan da uçak yapısına sabitlenmiş olan diske basan bir pistondan oluşan tek diskli frenler kullanılır.



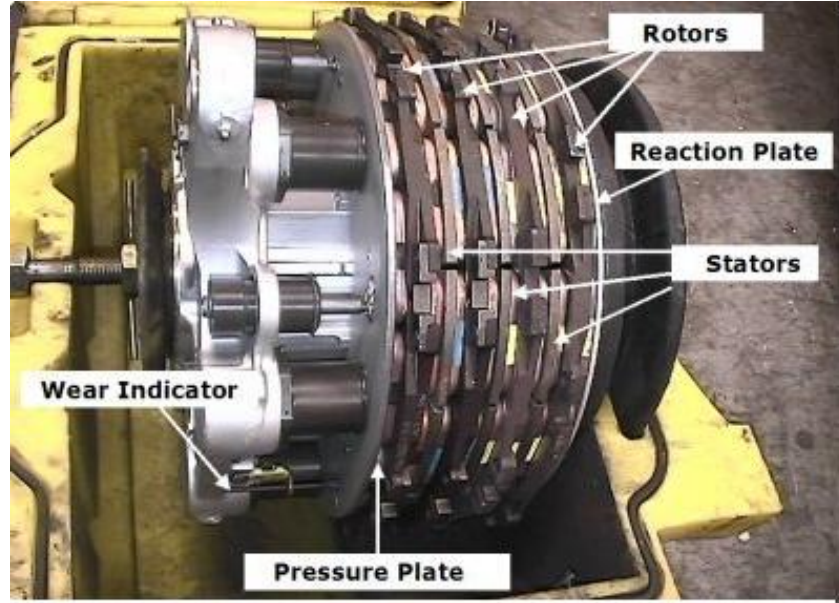
Fren diski (1), Balatalar (2), Piston (11), Fren ünite gövdesi (25) ve diğer bağlantı parçaları



Şekil 3.1 Tek diskli fren

### 3.1.2 Çok Diskli Frenler

Absorbe edilecek enerjinin miktarı arttıkça, sürtünme sağlayacak yüzeyin daha da büyütülmesi gerekir. Oysa bu enerji miktarı ve dolayısıyla uçağın büyüklüğü ile frenin içine yerleştirileceği jantın ve lastiğin çapı doğru orantılı olarak arttırılamaz. Dolayısıyla bu durumda, sınırlı bir hacimde daha fazla enerji dönüştürmek için disk sayısının arttırılması gerekir.



Rotorlar; Döner diskler  
 Statorlar; Sabit diskler  
 Pressure Plate; Pistonlar tarafından itilen ilk parça  
 Reaction Palte; Son parça  
 Wear Indicator; Aşınmayı gösteren pin

Şekil 3.2 Uçaklarda kullanılan çok diskli bir fren ünitesi

Günümüzde büyük gövdeli ticari uçaklarda kullanılan fren üniteleri (brake unit), çok sayıda diskin bir araya gelmesiyle oluşmuş ve böylesi büyük uçakların frenlemede kinetik enerjinin ısı enerjisine dönüşümü esnasında ortaya çıkan yüksek ısıya ve gerilme kuvvetlerine dayanabilecek özelliklerde fren üniteleridir. Bu nedenle çok diskli frenler çok daha kapsamlı ve özel parçalardan oluşmuş sistemlerdir. (Messier Bugatti, 2010). Bu tip brake unitler şu parçalardan oluşur;

Housing (Gövde); Dökme alüminyum ya da magnezyum alaşımından yapılan bu fren gövdesi içindeki silindirik boşluklar, pistonlara yataklık eder. Üzerine açılmış delikler, basınçlı hidroliğin silindirlere ulaşmasına izin verir. Fren gövdesi farklı dizaynlarla iniş takımına sabitlenir. Piston yuvasının dairesel şekli nedeniyle disk yüzeyine eşit miktarda basınç gelir.

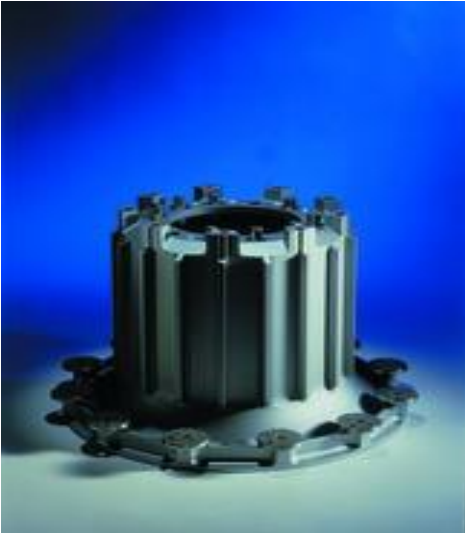
Böylece disklerin birbirine eşit miktarda sürtmesi, dolayısıyla eşit miktarda aşınması sağlanmış olur.

Tork Tüp; Alaşımli çelikten imal edilmiş bu parça, fren gövdesine çok sayıda cıvata ile sabitlenmiştir. Fren gövdesi iniş takımının ana dikmesine bağlandığı için, tork tüp de iniş takımı aksı ile eş eksenli olacak şekilde uçağa sabitlenmiş durumdadır.

Fren üzerinde bulunan disklerden statorlar (sabit disk) tork tüp üzerinde bulunan kamalara oturtulmuştur. Rotorlar (dönen disk) üzerinde bulunan oluklar ise jantın iç yüzeyinde bulunan kamalara oturtulmuştur. Gövdeye en uzak olan ve dolayısıyla en dışta bulunan disk olan back plate (son stator) tork tüpe rijit olarak cıvatalanmıştır. Bu sayede diskler birbirine basıldığında bir sıkıştırma hareketi mümkün olur.

Tork tüp, fren sırasında rotor ve statorların birbirine sürtmesi nedeniyle ortaya çıkan aşırı dönme kuvvetlerinin etkisinde kalmaktadır.

Pistonlar; Gövdede oyulmuş bulunan silindirler içinde yer alan alüminyum pistonlar, frenin giriş portundan 3000 psi (200 bar) basınçlı hidrolik uygulanıp bu hidrolik silindirlere dağıtıldığında housing'e en yakın disk olan pressure plate'e (ilk statora) basar. Pistonların tam itişinde tüm diskler birbirine sürtünür. Bu şekilde lastiğe bağlı rotorların hızı azaltılarak uçakta frenleme sağlanır



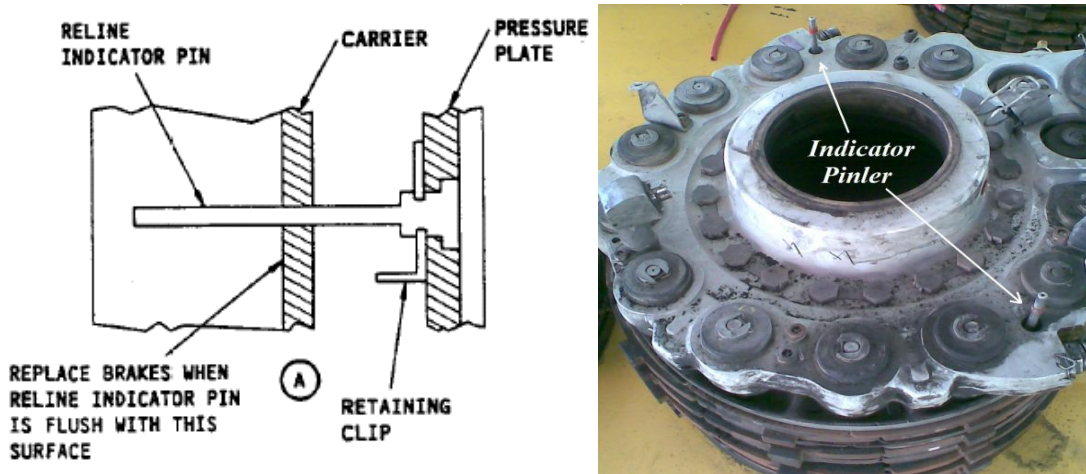
Şekil 3.3 Tork tüp ve gövde (piston yuvaları)

Dönüş Sistemi; Tüm çok diskli frenlerde, fren üzerindeki hidrolik basıncı kaldırıldığında disk grubunu başlangıçtaki durumuna döndürecek, yani sürtünme kuvvetini sıfırlayacak bir dönüş sistemine ihtiyaç vardır. Hidrolik basıncı kaldırıldığında pistonların başlangıç konumlarına

dönmeleri, dönüş mekanizması (brake adjuster) tarafından sağlanır. Basınç kalktığında yay üzerindeki kuvvet pressure plate'ı fren gövdesine doğru çeker ve dolayısıyla rotorlarla statorları birbirinden ayırarak jantın ve lastiğin serbestçe dönmesine izin verir. Bu mekanizmanın bir diğer faydası da pressure plate'in simetrik olarak aşınmasını sağlamaktır.

Indicator Pin; Pressure plate üzerine iki yerden monte edilmiş pinler, fren içindeki disklerin aşınma durumunu gösterir. Fren içine dizilen disklerin referans dokümanlarda verilen kalınlık ya da ağırlıklarına göre indicator pin boyu montajı sırasında uygun değere ayarlanır.

Rotor-stator grubu uçakta aşınarak inceliyor gövdeden uzaklaştıkça, pinler de gövdeden içeri doğru girer. Indicator pinlerin boyu uçağın her konaklama bakımında frenler basınçlı haldeyken kontrol edilir. Indicator pin'i fren housing'ine ile aynı hizaya geldiğinde, rotor-stator grubu artık tamamen aşınmaya yaklaşmıştır. Bu durumda fren uçaktan sökülmelidir. Frene takılacak pin boyunun tespitinde, uçağın bu frenle son kez sefere verilmesinde kalkıştan vazgeçme olayı (RTO) gerçekleşmesi halinde fren üzerinde uçağı emniyetle durduracak miktarda aşınma malzemesine sahip olması şartı dikkate alınır. (Goodrich Aerospace 737 CMM, 1996)

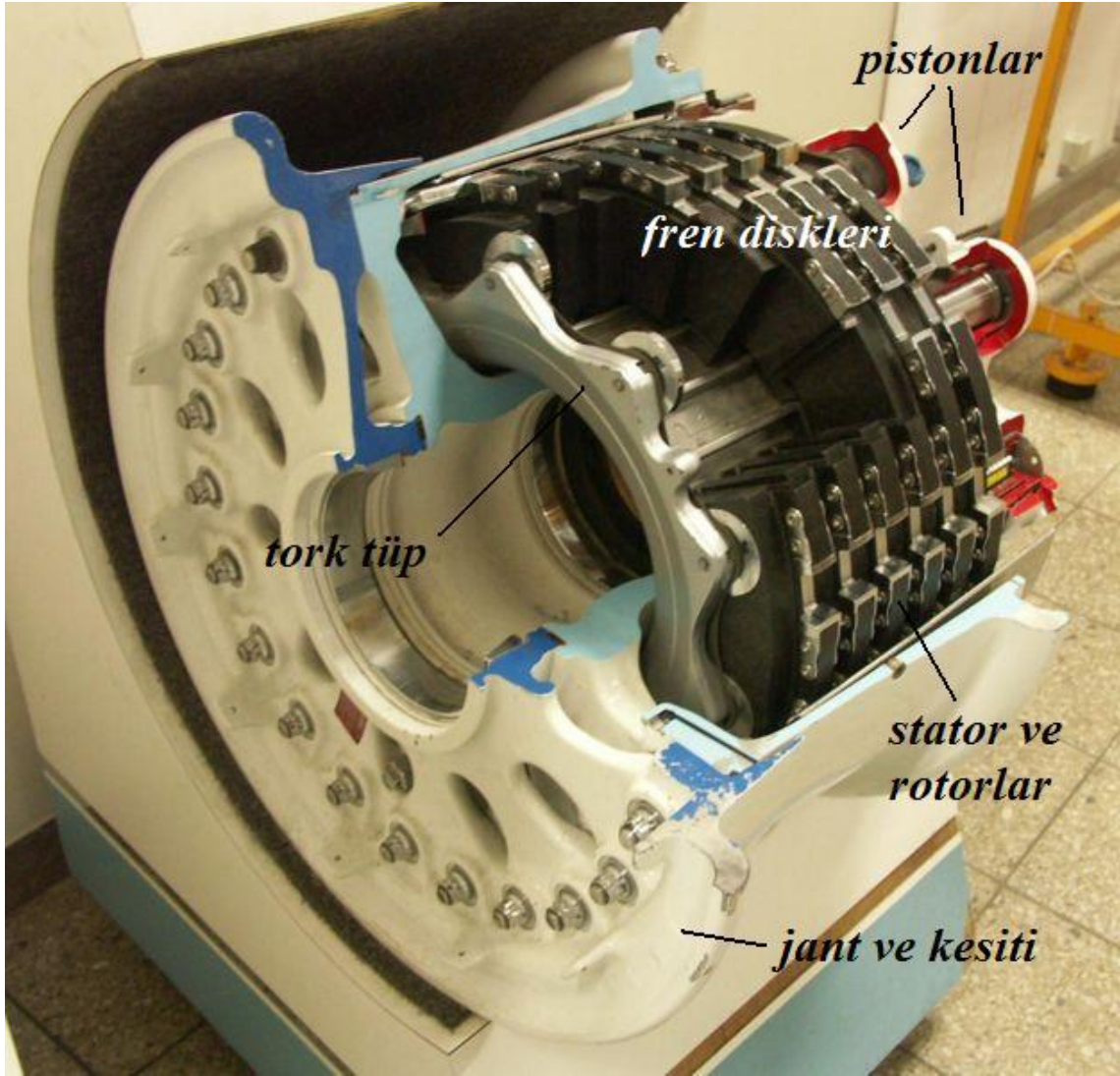


Şekil 3.4 Fren ünitesindeki aşınmayı gösteren indicator pinler ve taralı kısma yaklaştığında değiştirilmesi gerektiğini anlatan üretici firma doküman örneği (CMM, 1996)

**Statorlar;** Tork tüpe geçirilmiş bu sabit diskler üzerinde çevresel olarak çelik aşınma pedleri dizilebileceği gibi tamamen karbondan yapılmış disklerde kullanılabilir. Belirli kullanımlar sonrasında incelen stator diskleri karbonsa üzerlerine karbon şimiler ilave edilerek istenen kalınlık elde edilebilir. Eğer kullanılan balatalar çelik ise fren aşınma sebebiyle söküldüğünde

statorlar disk olarak sökölüp atılacağı yerde pad'ler değıştirilir. Diskler üzerine açılmış genleşme çentikleri frenin aşırı ısınması durumunda deformasyonu önler.

**Rotorlar;** Janta takıldığı için tekerlekle birlikte dönen bu kısımda statorlara benzer şekilde çelik veya karbon kompozit olabilmektedir. Rotorlar, sabit statorlara sürterek frenleme yapar. Çelik frenlerde rotor-stator disk grubuna “heat stack” adı verilir.



Şekil 3.5 Janta monte edilmiş fren ünitesinin kesidi

Tork tüp ve piston yuvası uçaktaki iniş takımının aksına birlikte monte edilir. Bu ana yapının üzerine heat-sink denilen disk grubunun monte edilmesiyle fren ünitesi tamamlanmış olur. Fren sistemleri uçakların sadece ana iniş takımı denilen kanat altındaki iniş takımlarında bulunur. Frende bir arıza sebebiyle aşırı ısınma durumunda lastiklerin patlamasını ve kazaları

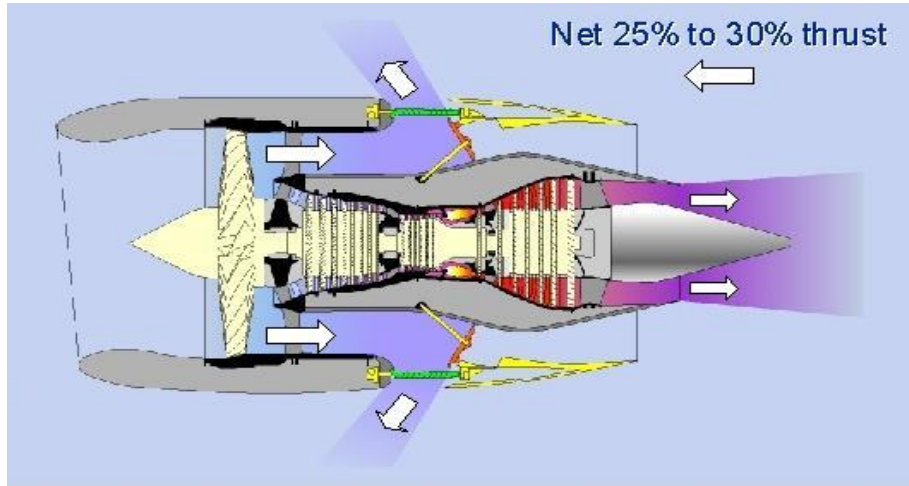
önlemek için, jantların üzerlerinde termal plug'lar bulunur. İçinde bulunan kurşun aşırı ısıdan eriyerek lastik içinde genişlen havayı atmosfere tahliye eder.

### 3.2 Uçaklarda Frenleme

Uçaklarda frenleme uçağın hızına ve konumuna bağlı olarak çeşitli şekillerle yapılmaktadır. Örneğin uçuş sırasında kumanda yüzeyleri açılarak sürtünme kuvveti artırılması esasına dayanan yöntem ile hız azaltılabileceği gibi piste teker koyar koymaz devreye sokulan thrust reverse sistemi ile de frenleme yapılabilmektedir. Hızı belli bir seviyeye düşen uçakta durmak için otomobillerde olduğu gibi pedallar yardımıyla veya iniş anından itibaren kademeli olarak otomatik frenleme yapılır.

#### 3.2.1 Thrust Reverse Sistemi

Pilot, iniş sırasında uçağı havada tutabilecek minimum hıza inerek alçalmaya başlar. Uçak piste iner inmez ise pilot, uçağı yavaşlatmak için en etkin yöntem olan “thrust reverse” denilen ters güç sistemini devreye koyar. Thrust Reverse motorlardan çıkan ve itkiyi oluşturan egzoz gazlarının arkaya doğru açılan kapaklar vasıtası ile bloke edilerek ters yöne yönlendirilmesidir. (Moir and Seabridge, 2008)



Şekil 3.6 Thrust Reverse kullanımında motorun durumu

İniş boyunca düşük devirde çalışan ve sesi arkaya doğru giden motorların gücünü birden tersine çevirmek, sesi ve çekişi öne vermek bir süre için gürültüye neden olur. Bazı Avrupa meydanlarında, özellikle gece saatlerinde, thrust reverse kullanımı gürültü kirliliğine neden olduğu gerekçesiyle emniyetin gerektirdiği durumların haricinde kullanımı kısıtlanmıştır.



Şekil 3.7 Thrust Reverse halindeki motor ile uçuş sırasındaki motorun durumu

### 3.2.2 Normal Frenleme Sistemi

İniş sırasında uçak pist üzerinde yavaşlayınca pilot thrust reverse'leri kapatır ve otomobildeki gibi tekerlekler üzerinden fren uygular. Pilotun kokpitte bulunan pedalların her ikisine birden belli bir basınç kuvveti oluşturacak şekilde basmasıyla fren sistemi devreye girer. Piston yuvasına iletilen hidrolik sıvısı sayesinde pistonlar ileri doğru hareket ederek disklerin kararlı bir şekilde birbirini sıkıştırmasını sağlar. Hidrolik basınç etkisi ile stator rotor ile temas eder. Bu fren tipi bağımsız bir fren şeklidir.

### 3.2.3 Antiskid Fren (Kayma Önleme)

Antiskid sistemi, her türlü pist koşullarında kayma olmaksızın en kısa durma mesafesinin sağlanması için en efektif frenlemenin yapılabilmesini sağlar. Sistemin elektrikli kontrolü için her bir janta tekerlek hızlarını izleyen alıcılar, uçağa da ilave olarak gelen bilgilere göre hesaplamaları yaparak ilgili valfleri açıp kapatan bir bilgisayar ilave edilmiştir. Antiskid sistemin verdiği kumandalar her zaman için pilotun verdiği fren kumandasının üzerindedir.

Kayma bilgisinin tespiti farklı uçaklarda farklı hesaplanabilmektedir. Bunlardan en yaygın yöntem şudur; Frenlerin bulunduğu ana iniş takımı jantlarında bulunan sensorlar bu tekerleklerin hızını tespit eder (250 data/sn. gibi bir aralıkla). Diğer yandan burun iniş takımına ait jantta fren olmadığından bu jantta kayma olmayacaktır. Dolayısıyla bu janttaki sensörden alınan bilgi uçağın gerçek hızını ifade eder. Uçağın hızı ile her bir ana iniş takımı jantının hızı karşılaştırılarak herhangi bir anda tekerleklerde bir kayma olup olmadığı bilgisayar tarafından hesaplanır. Kayma varsa frenleme kısa bir süre için kesilip yeniden uygulanır. Böylece tekerleğin zemini tutuşu sağlanır.

Antiskid sisteminin diğer görevleri de uçakta sıkışmış fren olup olmadığını tespiti ile inişte uçağın yere konması ve tekerleklerin dönmeye başlamasından önce frenlemenin yapılmasını önlemektir.

### **3.2.4 Otomatik Fren**

Bazı uçakların iniş ve kalkışı esnasında pilotlara düşen görevler mümkün olduğunca azaltılmıştır. Bu durumun başlıca amacı, meydana gelebilecek anormal durumlarda oluşabilecek panik ortamında uçak emniyetini sağlamaktır. Otomatik fren de pilotlara düşen işleri azaltmak için geliştirilmiş bir sistemdir. Sistemin görevi, inişte uçak hızını antiskid kayma önleme fren sistemi ile yavaşlatmaktır. Sistemin kullanılabilmesi için anti skid kayma önleme fren sistemine elemanlar ilave edilmiştir.

### **3.2.5 Park Freni**

Kokpitte uçak tiplerine göre değişik yerlere yerleştirilmiş kumandalarla çalıştırılan bir park freni sistemi sayesinde uçakların yerde sabit kalması sağlanmıştır. Bu sistemle uçak park halinde sabitlendiği gibi motor testleri sırasında da uçağın ilerlememesi de sağlanmış olur.

### **3.2.6 Uçuş Freni**

Uçak yerden kalktıktan sonra iniş takımları toplanırken tekerlekleri frenlemek için uçuş freni otomatik olarak çalışır. Bu sistemin kullanım amacı dönmekte olan tekerlekte jiroskopik etkilerin oluşumunu ve içeri alınan tekerleklerin uçağa zarar vermesini önlemektir.

### **3.2.7 Acil Fren**

Birden fazla hidrolik sistemi bulunan uçaklarda fren sistemleri en az iki sistemden beslenir. Sistemlerin birinde basınç olmadığı zaman, diğer sistem fren için kullanılır. Böyle bir uygulama acil fren kullanımını teşkil eder.

İniş takımlarının temel görevleri uçağın kalkmasını, inmesini ve yerde taksi hareketi yapmasını sağlamaktır. Bu amaçla tasarlanmış bir iniş takımı genel olarak dikme, tekerlek ve jant sistemi ile fren ünitesinden (brake unit) oluşmaktadır. Bu parçaların çalışması sırasında özellikle hidrolik basınç prensibinden faydalanılmış ve gerek iniş takımlarının açılıp kapanmasında, gerekse uçağın fren yapabilmesinde hidrolik sistemi kullanılmıştır. Ancak en son geliştirilen sistemlerde hidrolik fren sistemi yerine gerekli olan frenleme kuvvetini sağlayacak elektrikli motorlar tasarlanmıştır. Hidrolik ve elektrik sistemleri ile ilgili bilgi sonraki bölümlerde verilecektir.



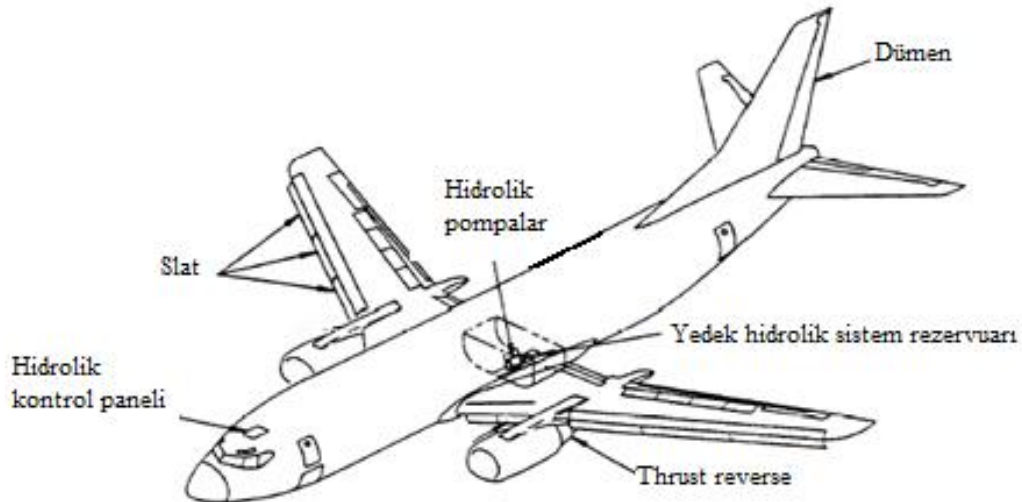
#### 4. UÇAKLARDA HİDROLİK SİSTEM

Fren sistemleri, yerde uçağın istenilen yerde durdurulabilmesi, yönünün değiştirilmesi, uçak yere indikten sonra hızının düşürülmesi ve havada tekerlek hareketlerinin denetlenebilmesi için uçak hidrolik sistemlerine dahil edilmiştir.

Hidroliğin günümüzdeki kullanım alanı çok geniş olmakla birlikte, havacılıkta genel olarak uçakların iniş takımı, fren ve kumada yüzeylerinin hareket ettirilmesinde kullanılmaktadır. (Megep,2006)

Hidrolik, endüstriyel anlamda kuvvet ve hareketlerin bir akışkan aracılığıyla iletim ve denetimi demektir. Hidrolikte enerjinin iletim maddesi akışkandır. Akışkanın hacmini küçültmek için çok fazla güç harcamak gerekir. Buna karşılık, hacimdeki küçülme çok az olacağından genel olarak akışkanların sıkışmadığı varsayılabilir. İşte akışkanın bu sıkıştırılmama, bulunduğu kabın şeklini alma ve kendisiyle temas halindeki yüzeye belirli bir kuvvet uygulama özellikleri sayesinde enerji iletimi gerçekleşir.

Günümüz uçaklarında (örneğin B737) hidrolikle beslenen parçalara 3000 psi değerinde hidrolik basınç sağlayan A, B ve stand by konumlarında olmak üzere 3 adet hidrolik sistemi mevcuttur. A ve B sistemleri uçağın iniş takımı, kumanda yüzeyleri, thrust reverse ve diğer motor aksamaları ile frenlere gerekli hidroliği sağlamak üzere tasarlanmışlardır. Stand by (yedek) sistem ise ihtiyaç halinde bu sistemlere ilave olarak hidrolik basıncı sağlamaktadır.



Şekil 4.1 B737 uçağının hidrolik sistemi ve kullanılan bölümleri

Sistemin dizaynı, çoğu kullanıcının en az iki sistemden beslenmesini sağlayacak biçimdedir. Düşük basınç şartlarında, sistemin gücünü fazlaca kullanan kullanıcılar izole edilerek uçuş kumandalarına öncelik verilir.

Son geliştirilen ve dünyanın şu anki en büyük yolcu uçağı durumunda olan A380'nin yeni teknoloji hidrolik sisteminde ise; günümüz sivil yolcu uçaklarında kullanılan 3000 psi yerine 5000 psi'lik hidrolik basınç kullanılarak, çapı küçültülen borular ile yaklaşık olarak 1 tonluk bir ağırlık kazancı sağlanmıştır. Emniyet olarak, 5000 psi'lik (350 bar) devrelerde mikro kaçaklara müsaade edilmeyeceğı, hidroliğin tutuşma derecesinin 400°C derecenin üzerinde olduğu, ayrıca iniş takımlarında yeterli korumalar sağlanarak, fren ünitelerine ait disklerin sıcak yüzeylerine hidrolik sıvı temasının da engellendiğı ifade edilmiştir. (Moir, 2008)

Şüphesiz, hidrolikten başka enerji iletim yöntemleri de vardır. Örneğın mekanik, elektrik, pnömomatik gibi. Uçakta bütün bu yöntemlerin uygulama alanı vardır. Ancak eskiden uçaklarda enerji iletiminde tamamen mekanik sistemler yer alıyorken, zamanla uçaklar büyüdükçe, hızları arttıkça, bununla birlikte genel olarak taşıma yüzeyleri büyüdükçe, ağırlığın minimize edilmesi önemli bir faktör haline geldikçe ve elektronik teknolojisi de ilerledikçe, mekanik sistemlerden hidromekanik sistemlere, kapalı devre elektrohidromekanik ve elektrohidrolik sistemlerle enerji iletimine doğru bir geçiş olmuştur. Bugünün uçak teknolojisinde, mekanik sistemler gerektilikçe yedek sistemler olma yolundadır.

#### **4.1 Uçakta Hidrolik Sistem Kullanıcıları**

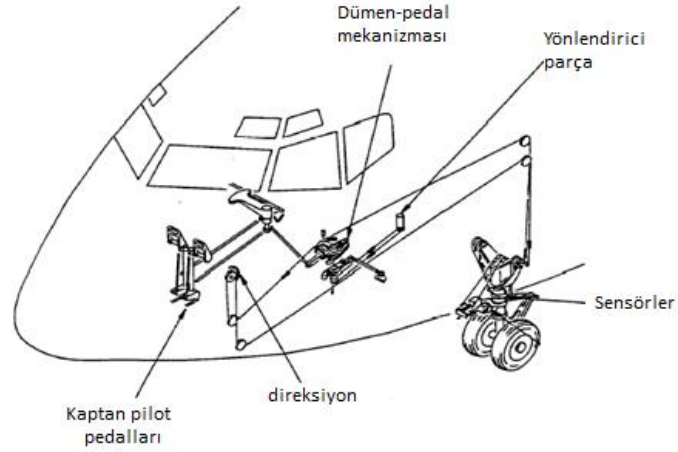
Uçaklarda fren sisteminin dışında hidrolik sisteminin kullanıldığı mekanizmalar taksi manevra sistemi, iniş takımı açma kapama sistemi ve uçuş kumanda sistemidir.

##### **4.1.1 Taksi Manevra (Steering) Sistemi**

Burun iniş takımında steering, uçağın taksisi ve yer manevraları sırasında yönlendirilmesini sağlar. Normal manevra, kokpitte kaptan tarafında bulunan bir direksiyon ile uygulanır. Kalkış, iniş ve taksi sırasındaki küçük açılı manevralar dümen pedallarına kumanda etmek suretiyle sağlanır.

Uçak yere indiğinde burun iniş takımındaki sensörler uçak yerde bilgisini alır ve istikamet dümen pedallarına basmak suretiyle verilen komutlar dümen yerine manevra sistemine iletilir. Çelik kablolar yardımıyla verilen komutlar burun iniş takımı bağlantılarına iletilir. Burun iniş takımı direksiyondan verilen kumanda ile merkezden 78° sağa ve sola, rudder pedallarıyla 7° sağa ve sola hareket ettirilebilir.

Direksiyon sistemi sadece uçak yer modundayken hidromekanik olarak çalışır. Hidrolik basıncı olmadığı zaman sistem burun iniş takımı tekerleğini nötr pozisyonda tutar. Tekerleklerin serbest dönmesi gerektiğinde (towing işlemleri için) sistemde bulunan bir by pass valfi, sistemi devreden çıkarır.



Şekil 4.2 Bir uçağın manevra sistemi

#### 4.1.2 İniş Takımı Açma Kapama Sistemi

Pek çok uçakta iniş takımları kokpitteki iniş takımı selektör valfi vasıtasıyla A hidrolik sistemi ile çalıştırılır. Uçakta hidrolik gücü yoksa iniş takımları serbest düşme ile mekanik olarak da açılarak aşağıda kilitli hale getirilebilir. Sistemin hidrolik komponentleri ilgili iniş takımı yuvasındadır.



Şekil 4.3 Ana iniş takımının gövde içersine alınması

### 4.1.3 Uçuş Kumanda Sistemleri

Uçuş kumandaları uçağın uzunlama, yatay ve düşey eksenleri etrafındaki manevralarını sağlar. Ayrıca iniş ve kalkışlarda taşınması ile havada ve yerde gerektiğinde sürüklenmesini artırır. 737 uçağında, ana uçuş kumandalarının çalıştırılması her iki ana hidrolik sistem tarafından sağlanır. Her bir sistem, tek başına ana uçuş kumandalarının çalışması için yeterlidir. Belli kumandalar için hidrolik sistemler kaybedilirse manuel kumanda da mümkündür.

### 4.2 Uçaklarda Elektrikli Fren Sistemi

Fren ünitesinde kullanılan malzemelerin gelişmesinin yanı sıra sistemin çalışma şekillerinde de gelişmeler devam etmektedir.

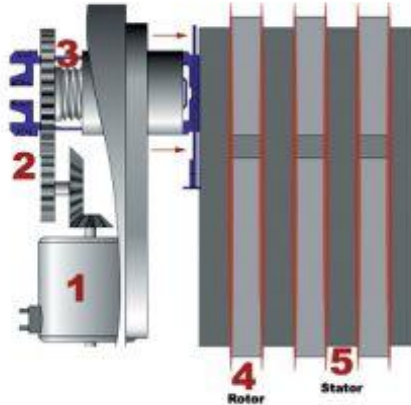
Bu gelişmelerin sonucusu da tamamen hidrolikle çalışma yeteneğine sahip fren sisteminin, elektrikli aksamla daha kolay ve gelişmiş bir modele dönüşmesidir.



Şekil 4.4 Elektrikli fren sistemi

Elektrik fren sisteminde elektronik kontrol ünitesi ve kablo donanımı hidrolik hattının ve ekipmanının yerini almıştır. Yeni sistemde pistonlar da ortadan kaldırılmış, bunların yerine elektromekanik işleticiler yerleştirilmiştir.

1. Elektrik motoru
2. Dişli sistemi
3. Vida ve itici topuz
4. Rotorlar
5. Statorlar



Şekil 4.5 Elektrikli fren sistemi ve bileşenleri

Pilot fren pedallarına bastığında sisteme bağlı olan bilgisayar, kontrol kutusuna gerekli bilgiyi yollayarak elektronik sinyalleri elektromekanik harekete dönüştürür. Mekanik hareketi gerçekleştiren işleticiler, diskler üzerine kuvvet uygulayarak hidrolik sistemde olduğu gibi disklerin birbirine sürterek frenleme yapmasını sağlar. Bu sistemin en büyük avantajı hidrolik sisteminin temel sorunu hidrolik sızmasını ortadan kaldırmasıdır.

## 5. UÇAK FREN SİSTEMLERİNDE KULLANILAN DİSK VE BALATALAR

Uçaklardaki fren sistemleri, iniş takımlarındaki kinetik enerjiyi sürtünme etkisiyle ısı enerjisine dönüştürerek uçağı durduracak şekilde tasarlanmıştır. Bu ısı enerjisini karşılayan temel yapı, ısı alıcı olarak kullanılan fren disk gruplarından oluşmaktadır. Bu gruplar otomobillerde kullanılan fren sistemlerinden farklı olarak rotor ve stator adı verilen ve balata vazifesi gören sıralı disk gruplarıdır. Fren ünitesi olarak anılan sistemin ana elemanlarından brake housing, sahip olduğu pistonlar ile frenleme için gerekli gücü sağlamaktadır. Büyük ticari uçaklarda fren sistemi yaklaşık 135 MJ' lük bir enerjiyi absorbe edebilecek kapasitede olmalıdır. Fren sistemi oluşan ısıya ve meydana gelen gerilimlere karşı da gereken dayanımı gösterebilmelidir. (ASM Handbook, 1992)

Uçaklarda kullanılan fren balatalarının sürtünme ve aşınma davranışları genelde disklerin kimyasal bileşimi, disk grubu ve sayısı, fren sırasında absorbe edilen enerji miktarı, balata elemanlarının yüzey durumu, uçağın yavaşlama hızı gibi etmenlere bağlıdır.

Genel olarak balata malzemeleri üzerinde yapılan çalışmalar kompozisyonun değiştirilerek istenen özelliklerin sağlanması üzerine yoğunlaştırılmıştır. Bunun yanında fren balata malzeme özelliklerinin üretim parametrelerine ve toz tane boyutlarına bağlı olarak büyük ölçüde değiştiği yapılan deneylerle görülmüştür. Kompozisyonları aynı olsa bile farklı üretim parametreleri ile üretilen balatalar farklı özellikler sergileyebilmektedir.

Yaklaşık 25 yıl öncesine kadar frenlerde balata malzemesi olarak kullanılan asbestin frenleme için gerekli optimum koşulları sağlamasına karşılık, frenleme sırasında oluşturduğu tozların havaya karışarak canlıların akciğerlerinde kanser oluşturması sebebiyle kullanımı yasaklanmıştır. Asbeste alternatif olarak geliştirilen ve sağlık açısından herhangi bir problem teşkil etmeyen metalik ve karbon kompozit esaslı fren balataları, farklı çalışma koşulları altında güvenlik sınırlarını aşmadan çalışabilmelerinin yanı sıra kararlı bir sürtünme katsayısına ve düşük aşınma oranlarına sahip olmaları nedeniyle günümüzde en çok tercih edilen malzemeler olmuştur.

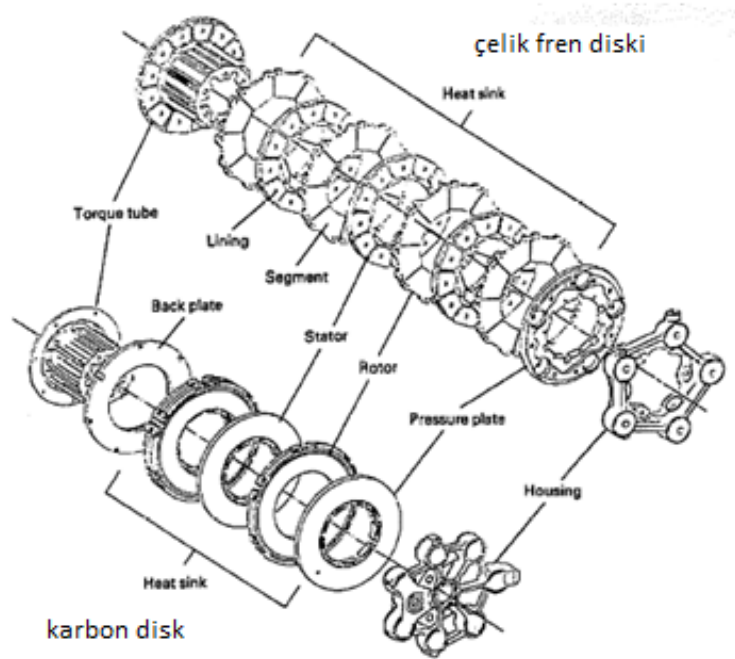
Fren balataları, istenen sürtünme kararlılığı, çalışma ömrü, minimum gürültü ve vibrasyonu karşılamak üzere tasarlanmalıdır. Sürtünme kararlılığı fren balatasındaki sıcak, soğuk, ıslak ve kuru çevre koşulları altındaki ve farklı frenleme hızlarındaki performansı ifade eder. Bu bakımdan güvenliği etkileyen parametrelerin başında gelir.

Balata vazifesi gören disklerde kullanılan ve sürtünme olayına maruz kalan malzemeler temel olarak 3 çeşit malzemeden oluşmaktadır. Bu malzemeler;

- Sinterlenmiş metalsel malzemeler,
- C/C kompozit yapıli malzemeler
- Organik malzemeler

Sinterlenmiş metaller, uçak fren sistemlerinde balata olarak geniş bir kullanım alanına sahiptir. Ancak çelik esasli balata malzemelerinin sahip oldukları hızlı aşınma oranı ve yüksek ağırlık nedeniyle maliyeti ucuz olmasına karşın bazı durumlarda bu malzemeler yerlerini günümüzde C/C kompozit esasli balata malzemelerine bırakmaktadır.

Teknolojik gelişmeler doğrultusunda istenilen tasarım ve özelliklerde elde edilen C/C kompozit malzemeler düşük ağırlıkları, yüksek sıcaklık dayanımları, düşük aşınma oranı ile günümüz yolcu uçaklarında gittikçe artan bir kullanım alanına sahiptir. Bu malzemelerin en büyük dezavantajı ise yüksek maliyetleridir.



Şekil 5.1 Uçaklarda kullanılan çelik ve karbon fren diskleri (CMM,1996)

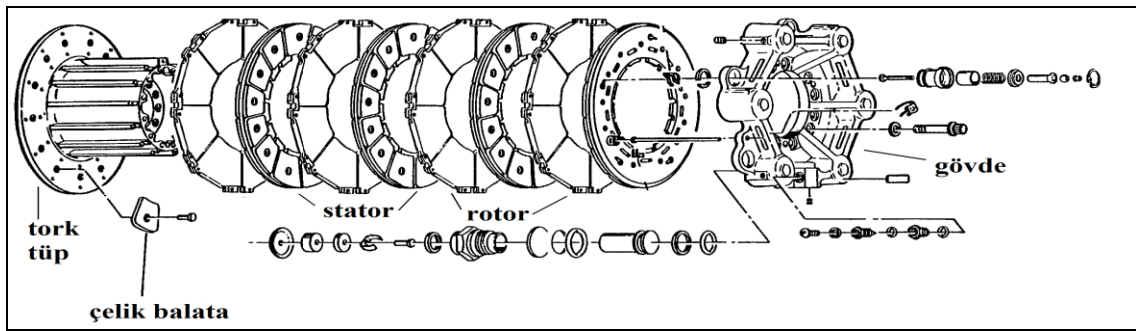
Bu malzemeler dışında kullanılan organik malzemelerden imal edilmiş balatalar ise yalnızca eski veya küçük uçaklar ile helikopter rotor frenlerinde kampana esasına dayanarak kullanılmaktadır.

## 5.1 Metalik Disk ve Balatalar

Uçaklarda yakın zamana kadar kullanılan fren disklerinin başında metal esaslı malzemeler gelmektedir. Toz metalurjisi tekniğiyle üretilen ve genellikle çelik ve bakır esaslı olan bu diskler düşük maliyetli olmalarına karşın yüksek yoğunlukları ve çok yüksek sıcaklıklarda yaşanan mekanik ve tribolojik olumsuzluklar nedeniyle belli noktalarda yerlerini karbon disklerle bırakmaktadır.

Metalik balatalar genellikle çok ağır frenleme şartlarında ve yüksek sıcaklıklarda kararlı sürtünme katsayısına sahip olma özelliklerinin yanında daha fazla ısı iletirler. Frenleme basıncının artması veya olumsuz çevresel etkenler sürtünme katsayılarında büyük değişimlere neden olmazlar. Ancak metalik balataların gürültü ve vibrasyona eğilimli olması ve diske hasar vermesi gibi dezavantajları vardır.

Şekil 5.2’de gösterildiği gibi sıralanmış disk grubunu oluşturan stator ve rotorlar çelik fren olarak tabir edilir. Metalik fren balataları temel olarak iki şekilde kullanılmaktadır. İlkinde ped denilen disk parçacıkları gene metalden yapılmış taşıyıcı bir disk üzerine perçinlenerek kullanılmaktadır. Frenleme sırasında bu pedler aşınmakta ve balata kalınlığı kabul edilebilecek sınıra altına indiğinde de bu pedler değiştirilmektedir. İkinci tipte ise öncekinde olduğu gibi disk parçacıkları şeklinde değil tek parçadan imal edilmiş metalik bir balata taşıyıcı diske monte edilerek kullanılır. Fren disklerinin bu şekillerde imali tamamen kullanılacak uçağın tipine ve dolayısıyla frenlere binecek yüke ve tasarıma bağlıdır. (Goodrich CMM 32-40-30, 1996)



Şekil 5.2 Fren disk ve balataların dizilişi

Balataların üretiminde optimum performans koşullarının sağlanması amacıyla sürtünme katsayısı, stabilite, aşınma hızı gibi mekanik ve tribolojik özellikleri ile uçağın fren sisteminin gerektirdikleri, hidrolik sistemi, ve lastik-jant özellikleri dikkate alınmalıdır.



### 5.1.1 Metalik Balataların Kimyasal Özellikleri

Metalik balataların kimyasal içeriği, metalik ve metalik olmayan tozların karışımına bağlıdır. Ana metal olarak bakır veya çelik malzemeler kullanılırken bunlara ilave doğal veya yapay olarak grafit, aşındırıcı olarak silisyum, yüksek sıcaklığa dayanıklı yağlayıcılar (molibden disülfat) kullanılabilir. Karışımı oluşturacak tozların boyut ve şekilleri ise üretimin son noktasını oluşturmaktadır ve istenildiği takdirde fren sırasında oluşabilecek vibrasyon ile aşınmayı kontrol etmek ve disklerin zarar görmesini önlemek amacıyla malzeme ilavesi yapılabilir.

Yapı içersine katılan malzemeler temelde matris malzemeleri, aşındırıcılar ve ilave takviye malzemeleri olarak gruplandırılabilirler.

Matris Malzemeleri; uçaklarda kullanılan temel matris malzemeleri sinter metaller, karbon kompozitler ve organik maddelerdir. Kullanılan metalsel matris malzemeleri aşındırıcılar, güçlendiriciler ve takviye ilave malzemeleri ile birlikte toz metalurjisi yöntemi ile disk haline getirilir.

Kullanılan metalsel matris malzemeleri temelde çelik, bakır ve çelik-bakır esaslı olarak üç ana grupta toplanabilirler. Aşağıda bazı metalsel balatalara ait kimyasal kompozisyonlar verilmiştir. (Yao vd. 2006)

Çizelge 5.1 Bakır esaslı balata malzemesine ait kimyasal kompozisyon (Yao vd. 2006)

<b>Matris</b> (Cu - Fe)	<b>Aşındırıcılar</b> (Fe ve SiO <sub>2</sub> )	<b>Yağlayıcılar</b> (Grafit ve MoS <sub>2</sub> )	<b>Alaşım elementleri</b> (Sn, Mn vb.)
50-60, 15-20	15-20	15-20	5

Bakır, balata malzemelerinin ana malzemesi olabildiği gibi demir esaslı balatalarda ısı iletkenliği ve aşınmayı azaltıcı etkisi ile alaşım elementi olarak da kullanılabilir. (Korol vd. 2003)

Çizelge 5.2 Demir esaslı balata malzemesine ait kimyasal kompozisyon (Korol vd,2003)

<b>Matris</b> (Fe ve Cu)	<b>Aşındırıcılar</b> (SiC)	<b>Yağlayıcılar</b> (Grafit)	<b>Alaşım Elementleri</b> (Sn, Mn, vb)
69 – 72 9-11	5-7	7-8	5-7

Havacılık sanayinde çelik balatalar iyi aşınma direnci ve yüksek sıcaklıklarda kararlı bir sürtünme sergilemesi nedeniyle kullanım alanları oldukça geniştir. Ancak diskte aşınma, kalınlık değişimi, vibrasyon ve gürültüye sebep olurlar.

Bakır esaslı balatalar ise sürtünme ara yüzeyinde termal dağılımı iyileştirici etkiye sahiptir. Ayrıca yüksek sıcaklıklarda ara yüzeyde bakır oksit oluşturarak sürtünme katsayısını kararlı kılar.

Aşındırıcılar; rotor ve stator yüzeyleri arasında oluşan sürtünme filminin homojen bir pürüzlülükte olmasını sağladığı gibi sürtünme katsayısını ve dolayısıyla frenleme etkisini artırıcı etki yapar. Abrasifler disk ara yüzeyinde yüksek ve kararlı bir sürtünme katsayısı sağlamak için kullanılırlar. Aşındırıcıların yüksek oranlarda kullanılması durumunda ise yüksek bir sürtünme katsayısı sağlanmasına karşın sürtünme kararsızlığının arttığı gözlenmiştir. Sürtünme katsayısının büyük değişimler göstermesi ise ara yüzeyde oluşan sürtünme tabakasının kalkmasına neden olur ve bu durum aşınma miktarını arttırdığı için istenmemektedir.

Yağlayıcılar ve takviye elemanları; yapı içerisindeki kompozisyonu tamamlamak ve sürtünme etkisini artırıcı etkiler amacıyla katılırken, yüzeyde oksijen ile birleşerek bir oksit filmi oluşturmakta ve yüzeyi koruyucu etki yapmaktadır. Fren sistemlerinde yağlayıcı olarak genelde grafit, farklı metal sülfidler ve çeşitli katı yağlayıcılar tercih edilmektedir. Katı yağlayıcılar normal şartlar altında rotor yüzeyinde sürtünme filmi oluşturur ve bu filmin sürtünme katsayısını öncelikle yüksek sıcaklıklarda stabilize etme, disklerin aşınma kontrolünü sağlama, gürültü eğilimini azaltma ve vibrasyonu sönümleme gibi çeşitli faydaları vardır. (Prasad vd. 2000)

Çizelge 5.3 Balata malzemesi bileşenlerinin içerikleri (Taylor R.)

Malzeme Karakteristiği	Katılan Yapısal Elemanlar
Sürtünme, dayanım, ısı iletkenlik ve spesifik ısı	Matris malzemeleri (Cu ve Fe başta olmak üzere Sn, Zn, Ni, Cr, Mn, vb.)
Yağlama ve stabilizasyon	Yağlayıcılar (Grafit, MoS <sub>2</sub> ve diğer yüksek ısı yağlayıcıları, kimyasallar)
Aşındırma ve sürtünme	Aşındırıcılar (SiO <sub>2</sub> , SiC, Si <sub>3</sub> N <sub>4</sub> , B <sub>4</sub> C)
Sürtünme kararlılığı, yüksek ısıda kararlılık, yumuşamaya karşı direnç, aşınma direnci	BaSO <sub>4</sub> , CaSO <sub>4</sub> , MnSO <sub>4</sub> , Fe, P, B, Mo, W
Dolgu Elemanları	Karbon ve mineraller

### 5.1.2 Metalik Balataların Üretimleri

Günümüzde yüksek sıcaklıklara duyarlı ve insan sağlığını tehdit eden asbest esaslı sürtünme malzemelerinin yerine, toz metalurjisi yöntemi ile üretilmiş, yüksek sıcaklıklara dayanıklı ve insan sağlığını tehdit etmeyen sürtünme malzemelerinin üretimine çalışılmaktadır. Toz metalurjisi üretim tekniğinin temel avantajlarından birisi, diğer üretim yöntemleri ile üretilmesi zor olan malzemelerin üretilmesidir.

Toz metalurjisiyle üretilen bu metalik balataların, asbest esaslı balatalara göre avantajları, daha büyük hızda enerji absorbe etmeleri ve daha fazla aşınma direncine sahip olmalarıdır. Bunlar daha yüksek sıcaklıklara dayanabildikleri gibi aynı zamanda daha fazla ısı iletirler. Sürtünme katsayıları da sıcaklık ve basınçla daha az değişir. Ancak bu malzemelerde gelişen teknolojiyle birlikte yerlerini yeni malzemelere bırakmaya başlamışlardır. (Boz ve Kurt, 2005)

Sinterlenmiş sürtünme malzemeleri mühendislikte yaygın olarak, sürtünme hareketinin iletimi, veya frenleme ve yavaşlatma için kullanılırlar. Sürtünme malzemelerinin kullanım sebepleri özellikle sürtünme katsayılarının yüksek ve kayma özelliklerinin iyi olmasındandır. Ancak sürtünme malzemelerinin fonksiyonlarını beklendiği gibi yapabilmeleri için, sadece sürtünme katsayısının yüksek olması yetmez. Sürtünme katsayısının yüksek olmasından ziyade zorlanmalar altında ve özellikle yüksek sıcaklıklarda mümkün olduğu kadar sabit bir sürtünme katsayısı değerini muhafaza etmesi gerekir. Bundan başka aşınma miktarının az

olması, karşı malzemenin çizilip hasara uğratılmaması, mekanik mukavemetin de maruz kalınan zorlamalara dayanabilecek değerde olması gerekir.

Uçaklarda kullanılan temel balata malzemelerinin başında çelik, bakır ve çelik + bakır karışımları gelmektedir. Metalik fren balata malzemeleri çok ince tozlar halindeki metal veya metal dışı malzemeleri karıştırılması, istenilen formda preslenmesi ve kontrollü bir atmosfer altında belirlenen süre içerisinde sinterlenmesini kapsayan üretim proseslerinden oluşmaktadır. Fren balatalarının içerdikleri farklı özelliklerdeki malzemeler nedeniyle döküm gibi yüksek sıcaklıklar içeren yöntemlerle üretimi tercih edilmez. Ancak toz metalurjisi yöntemiyle yapılan bir fren balatasında balatayı oluşturan tüm malzemeler üretim esnasında özelliklerini korur, istenen boyutlara sahip gözenekli bir yapı elde edilir, farklı boyut ve şekle sahip malzeme tozları sağlam, hassas ve yüksek performanslı parçalara dönüştürür.

Üretim prosesleri karıştırma, kalıplama ve sinterleme aşamalarını kapsar.

Karıştırma işlemi yoğunluğu, partikül boyutu ve hatta yüzey karakteristikleri farklı olan tozların homojen bir şekilde dağılımının sağlanması amacıyla yapılır.

Karıştırma işleminden hemen sonra homojen olarak dağılmış toz partikülleri hidrolik veya mekanik preslerle bir kalıp içerisinde sıkıştırılır. Kalıp içersine yerleştirildikten sonra baskı plakaları ile ilk şekillendirme gerçekleştirilir. Uygulanan presleme kuvveti arttıkça malzemenin yoğunluğu artar, gözenek oranı azalır.

Kalıplama (şekillendirme) işlemi ön şekillendirme ve sıcak şekillendirme olarak iki aşamada gerçekleştirilir. Karıştırma işleminden sonra belirli kompozisyona sahip olan karışım kalıp içersinde belirli bir basınç altında ve soğuk olarak yoğunlaştırılır. Bu aşamadan sonra sıcak şekillendirme ile kullanılan malzemelerin ergime sıcaklığına bağlı olarak belirli bir sıcaklıkta preslenmesi ve son boyutlara yaklaşması işlemi gelmektedir. Kalıplama aşaması bu şekilde iki aşamada olabileceği gibi tek işlemde de gerçekleştirilebilir.

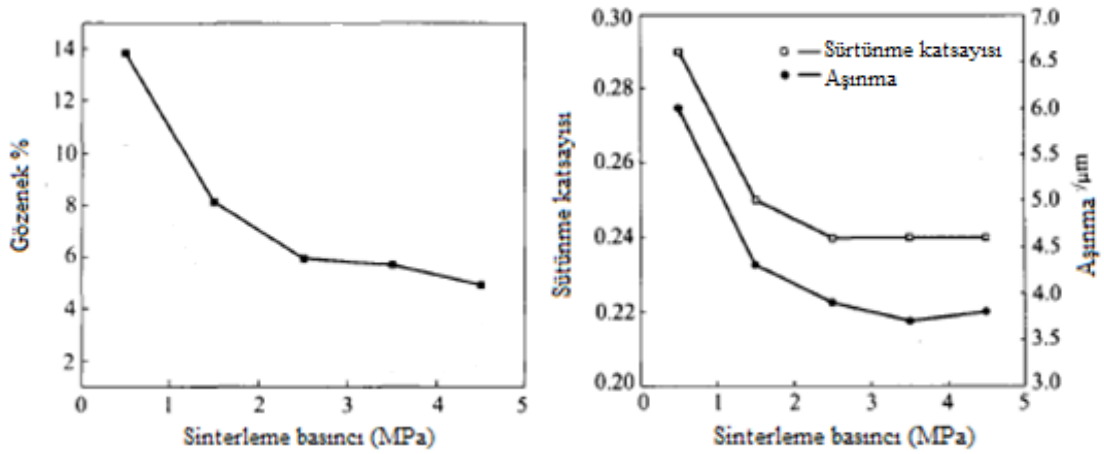
Sinterleme ise yüksek sıcaklıklarda kontrollü atmosfer altında toz partiküllerinin kimyasal bağlanması işlemidir. Sinterleme sıcaklığı, süresi ve atmosferi gözenekliliği büyük oranda etkiler. Gözenekliliğin en büyük avantajı ses ve vibrasyonu sönümlenme özelliklerinin sahip olmasıdır.

Örneğin Ukrayna yapımı Antonov uçaklarında kullanılan demir esaslı balataların üretimine baktığımızda sinterleme işlemi 500-700 MPa basınç altında ve 1000°C sıcaklıkta Hidrojen

gazı ortamında yapılmaktadır. Bakır esaslı balatalar ise bu değerlerden farklı olarak 300 MPa basınç ve 800°C sıcaklıkta Hidrojen gazı ortamında sinterlenmektedir. (Korol vd. 2003)

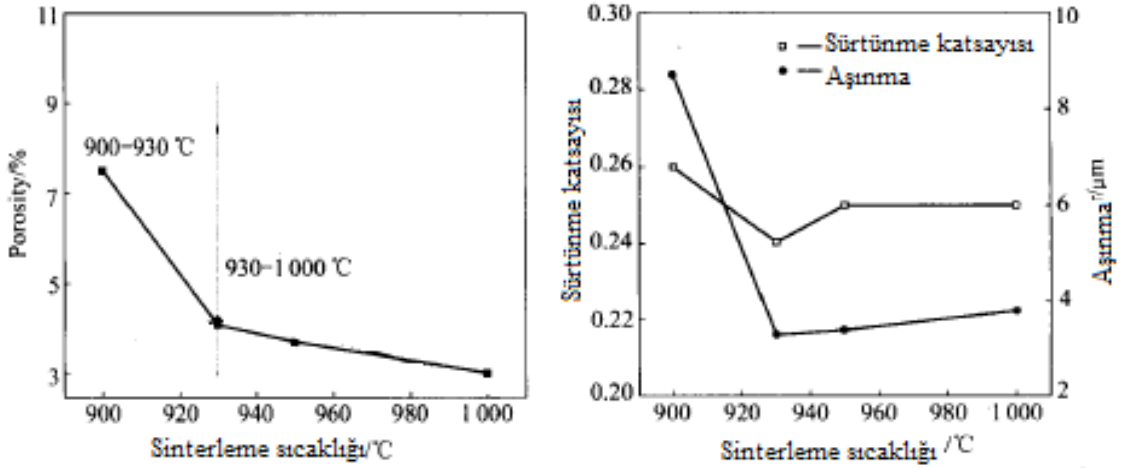
Benzer şekilde daha iyi sonuçlar elde edebilmek için Cu esaslı balatalarla yapılan araştırmalarda sinterleme basınç ve sıcaklığının malzeme üzerindeki etkisi incelenmiştir.

Deneysel ortamda yapılan bu çalışmalarda 0,5-4,5 MPa basınç ve 900-1000°C sıcaklık aralığında işlem yapılmıştır. 0,5 MPa'dan 1,5 MPa basınca çıkıldığında gözenek, aşınma kaybı ve sürtünme katsayısında azalma gözlenmiş, 1,5 MPa'dan 2,5 MPa'a çıkıldığında ise gözenek miktarı azalmaya devam ederken aşınma davranışlarında az miktarda iyileşme görülmüştür. 2,5 MPa üzerine çıkıldığında ise büyük bir değişim görülmemiştir. (Xiang vd., (2006),



Şekil 5.3 Sinterleme basıncına bağlı olarak gözenek ve sürtünme katsayısı değişimi (Xiong,2006)

Sıcaklık değişimine bakıldığında ise uygulanan basınçta bir değişim yapılmadan sıcaklık 900°C'den 930°C'ye çıktığında ise yoğunluğun arttığı ve aşınma davranışlarında iyileşme olduğu görülmüştür. Sıcaklık 1000°C üzerine çıkartıldığında ise aşınma davranışları kötüleşmeye başlar. (Xiang vd., (2006),)



Şekil 5.4 Sinterleme sıcaklığına bağlı olarak gözenek ve sürtünme katsayısı değişimi

Bu nedenle malzeme seçiminin yanı sıra uygulanacak işlem parametrelerine de dikkat edilmelidir. Optimum koşullar sağlandığı takdirde elde edilecek malzemenin mekanik ve tribolojik özelliklerinde de büyük iyileştirmeler görülecektir.

Yüksek sıcaklık ve basınç altında yapılan sinterleme işleminden sonra fırından alınan parça son şeklin kazandırılması amacıyla sıcak veya soğuk olarak işlenir. Proses sırasında takip edilen işlem basamakları balata parçasının aşınma ömründe ve dayanımında büyük rol oynar. Hazırlanan karışımın birbirine yeterince bağlanması büyük önem taşımaktadır. Aksi takdirde frenleme sırasında ortaya çıkan büyük sürtünme kuvvetlerinden dolayı balatalarda büyük malzeme kayıplarına rastlanabilir.

Tüm işlemler bittikten sonra demir esaslı malzemede  $5,5 \text{ gr/cm}^3$ 'lük bir yoğunluk ve 80-105 HRF arasında sertlik değeri elde edilmektedir. Benzer şekilde üretilen bakır esaslı balatalardaki veriler ise  $7-7,5 \text{ gr/cm}^3$  yoğunluk ve 30-40 HB sertlik şeklindedir. (Korol vd. 2003)

### 5.1.3 Metalik Balataların Aşınma davranışı

Aşınma görevini üstlenecek malzeme seçiminde ise temel parametreler sürtünme katsayısı ve fren sisteminin dizaynidir. Örneğin çelik esaslı balatalar daha düşük sürtünme katsayısına sahiptir. Bu da gerekli durdurma hareketini yapabilmek için fren sisteminde daha büyük boyutlarda disk ve piston kullanımına yol açmaktadır. Unutulmamalıdır ki tasarlanan bir uçağın, uçuşa yeterlilik sertifikalarını alabilmesi için geçmesi gereken en önemli kriterlerden biri de fren mesafesidir. Belirtilen mesafede duramayan bir uçak uçuşa yeterlilik sertifikası alamaz. Bu testi geçebilmek için kullanacağı büyük çaplı fren diskleri fazladan ağırlık

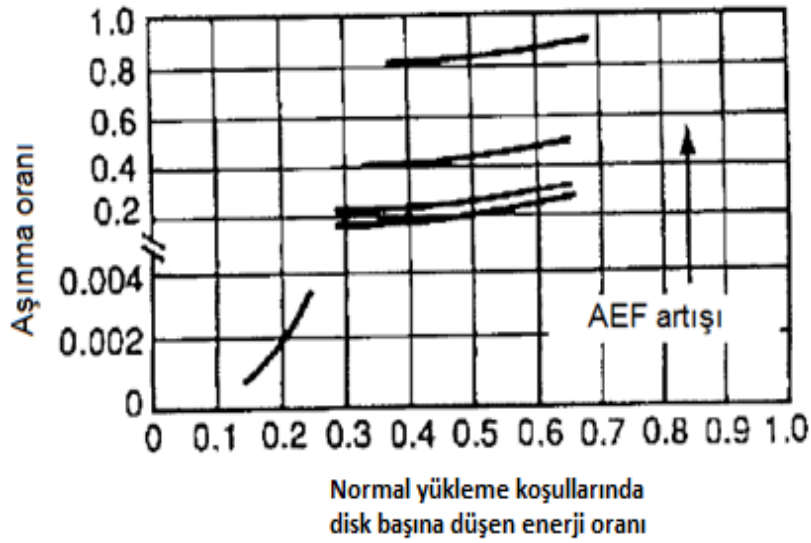
demektir. Bu dezavantajdan sakınmak için yeterli sürtünme katsayısına sahip balatalar kullanılmalıdır.

Bakır matrisli balatalar çeliklere göre daha yüksek sürtünme katsayısına sahip olup fren sistemi de bu balatalara bağlı olarak daha küçük boyutlarda tasarlanabilmektedir. Çeliğe göre daha iyi ısı iletkenliği ve aşınma dayancı ile bakır esaslı balatalar geniş bir kullanım ağına sahiptir.

Malzeme yüzeyinde meydana gelen aşınma mekanizması oldukça karmaşık ve tam olarak anlaşılamayan bir konudur. İlk birkaç duruştan sonra disklerin her iki yüzeyinde de bir film tabakası oluşur. Bu film tabakası sürtünme sırasında açığa çıkan ısıya bağlı olarak oluşan oksit tabakasıdır ve mekanik - tribolojik özellikleri ana malzemeden farklılık gösterir. Oksit filminin kalınlığı yüzey durumuna bağlı olarak da değişmektedir ve aşınma oranı ile katsayı değerleri üzerinde de değişikliğe yol açmaktadır.

Uçak frenlerinde meydana gelen aşınma mekanizması ise daha karmaşık bir sistem olup çok daha büyük bir enerji girdisini karşılamaktadır. Oluşan bu farklı büyüklük ve çeşitlilikteki enerji, sürtünme sırasında açığa çıkan ısının büyüklüğünü belirlemenin yanı sıra aşınmanın karakterinde de rol oynar. Örneğin ortaya çıkan düşük enerji akışı sonucu oluşan ısı düşük değerlerdedir ve meydana gelen aşınmanın karakteri de abrasif aşınmadır. Abrasif aşınma da balata malzemesinden parça kalkmasına neden olduğu gibi karşı yüzeyinde zarar görmesine neden olur. Yüksek enerji absorbe etmek zorunda kalan sistemlerde görülen aşınma tipi ise adhesif aşınmadır. Bu tipte ise bölgesel yüksek ısı girdisi ve yüksek sıcaklık neticesinde iki yüzeyden kalkan malzeme parçacıkları kendi aralarında bir bağ oluşturur ve bu şekilde aşınmaya yol açar.

Şekil 5.5'de aşınma oranı temel alınarak normal bir yükleme durumundaki averaj enerji akışı (AEF) gösterilmektedir. 1000 iniş (yaklaşık olarak birbirine eşdeğer) yapmış, 5 çift fren diskine ve 50 mm aşınma sınırına sahip bir uçaktaki fren ünitesinden 0,0025 mm/face/stop oranında aşınma beklenmektedir. (ASM Handbook, 1992)



Şekil 5.5 Çelik bir fren diski için normal koşullarda ortalama enerji girdisine bağlı aşınma oranı (ASM, 1992)

#### 5.1.4 Metalik Balataların Termal özellikleri

Balata malzemelerinin dayanım ve termal özellikleri incelendiğinde malzemenin kimyasal yapısı ve kullanılan metal tozlarının partikül boyutu, şekli ve karışım oranları göz önüne alınmaktadır. Balata elemanları için dikkate alınan en önemli parametre sürtünme yüzeyleri arasında meydana gelen ısıdır. Yüzeylerde oluşan bu sıcaklık ise başta pedler ve pedlerin çakıldığı çelik disklerin ısı iletkenliği olmak üzere disklerin kalınlığı gibi diğer etmenlere de doğrudan bağlıdır. Genel olarak sürtünen yüzeylerde oluşan sıcaklık düştükçe fren balatalarının kullanım ömrü artmaktadır. Oluşan bu yüksek sıcaklık etkisini minimuma indirebilmek için oluşan ıyı yüzeyden mümkün olduğunca hızlı bir şekilde uzaklaştıracak dizaynlar üzerinde çalışılmaktadır.

#### 5.1.5 Metalik Balatalarda ve Fren sistemlerinde Tasarım

İstenen şekilde etkili ve konforlu bir frenleme yapabilmenin temel prensibi dengeli ve benzer aşınma sergilemiş bir şekilde yerleştirilen fren diskleridir. Fren disklerine aynı oranda yük binmediğinden farklı oranda aşınma sergilerler. Örneğin pistonlara yakın olan diskler en fazla yük biner ve en fazla aşınma burada görülür. Bu nedenle kontrol ve bakım işlemlerinde disk söküm takım sırasına dikkat edilmelidir.

Fren disklerinin aşınma miktarı genel olarak “wear pin” denilen çelik bir çubuk piston aracılığıyla ölçülmektedir. Örneğin 25 mm uzunluğunda aşınma çubuğunun anlamı, fren disk



topluluğu üzerinde 25 mm kalınlığında balata malzemesi kaldığıdır. Fren disklerinin aşınması genel olarak mm/yüzey/durma skalasına bağlı olarak kontrol edilir ve malzemedeki ağırlık kaybı da önemli bir kontrol parametresidir. (ASM Volume 18, 1992)

Piste inen veya kalkış için hazırlanan bir uçağın yerdeki hareketleri taksi yapma olarak adlandırılır ve bu ilerleme sırasında uçak fren kullanmak zorundadır. Manevra amacıyla yapılan tüm taksi hareketlerinin, cycle olarak adlandırılan uçağın iniş kalkış hareketinin bir parçası olması ve bu çevrim sayısı baz alınarak fren disklerinin kullanım ömrü belirlenmektedir. Ancak önemli bir nokta taksi sırasında yapılan frenlemeler düşük enerjili olduğundan, çelik diskli fren üniteleri bu taksi hareketlerinden az miktarda etkilenmekteyken, karbon diskli frenlerin aşınmasında bu frenleme hareketinin payı daha büyüktür.

Normal taksi hareketlerinin ve iniş sırasında yapılan frenlemenin dışında uçaklar için hayati önem taşıyan diğer bir nokta da kalkış iptali olarak nitelenen rejected take-off (RTO) durumudur ve normal bir frenlemeden yüzlerce kat daha büyük bir enerji dönüşümüne yol açmaktadır. Öyle ki; havacılık otoriteleri tarafından yayımlanan referans dokümanlara göre RTO durumuna düşen bir uçaktaki fren ve tekerlekler kullanım ömrünü tamamlamış sayılarak hurdaya çıkartılır. Uçak frenleri bu hareketi bir kez karşılayacak şekilde tasarlanırlar. Bunun nedeni bu kadar yüksek bir kuvveti karşılayan fren sisteminin yeni bir RTO durumunun üstesinden gelemeyecek olmasıdır. Bu yüzden Amerikan Havacılık Otoritesi (FAA) uçaklardaki disklerin minimum aşınma durumunun RTO hareketini karşılayacak kalınlıkta olmasını belirtir.

Fren disklerinin tasarlanmasında kullanılan malzeme karışımının seçiminin ve oranının etkisi büyüktür. Düşük sürtünme katsayısına sahip bir malzeme balata imalatında kullanılırsa istenilen frenleme torkunu elde edebilmek için daha büyük bir sürtünme yüzeyi, dolayısıyla daha büyük diskler ve pistonlar kullanılmaktadır. Genel olarak fren ünitesinin tasarlanmasında uçağın karşılaşacağı durumlar ve absorbe edilmesi gereken enerji hesaplanmaktadır. Metalik balatalı yeni bir fren sistemi 750.000 ile 900.000 J/kg arasında bir yükü kaldıracak şekilde tasarlanır. (ASM,1992)

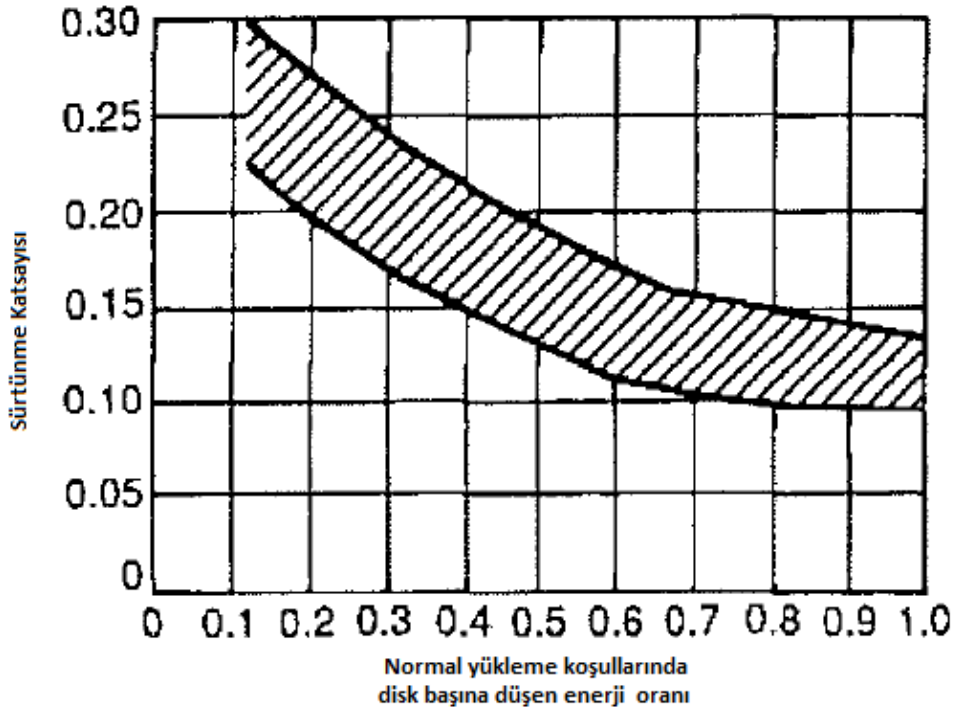
Ayrıca uçağın yavaşlamasında kullanılan metalik disklerin karışım oranı da büyük önem taşımaktadır. Yavaşlama oranı sürtünme yüzeyleri arasındaki enerji akışına ve farklı oranlardaki malzeme karışımlarına bağlıdır.

### 5.1.6 Metalik Balatalarda Sürtünme Katsayısı

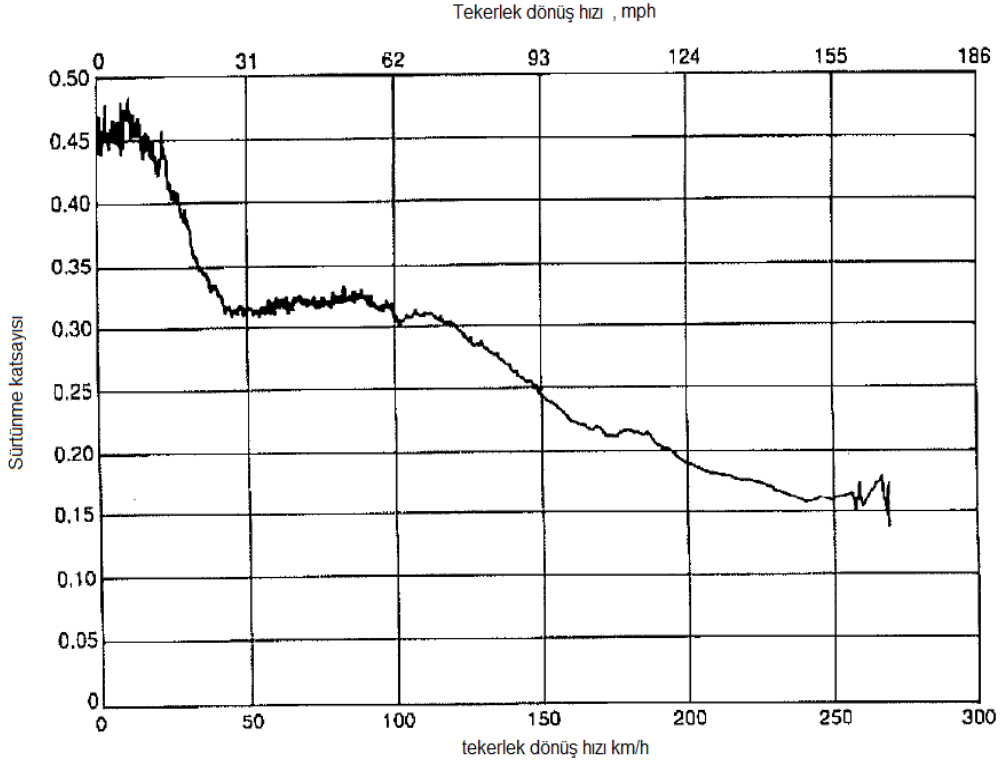
Balata malzemesi olarak kullanılan metalik ve karbon kompozit parçaların sürtünme katsayıları karşılaştırıldığında; metal esaslı disk parçaları karbon kompozit diskler kadar olmasa da farklı çalışma koşullarında oldukça tatmin edici sonuçlara sahip olmuştur. Bu katsayıyı etkileyen temel parametre ise uygulanan yükler, farklı frenleme durumları ve koşulları ile fren ünitesinin tasarımı ve diğer disklerin yüzey durumlarıdır. Normalde, yeni fren balataları takılmış bir uçak, ilk inişini yaptıktan sonra sürtünme katsayısı değerlerinde bozulma da başlamış olur. Frenleme sonucu zamanla yüzeyde bir film şeklinde oluşan oksit tabakası bu bozulmanın en büyük nedenidir. (ASM, 1992)

Oksit tabakası dışında sürtünme katsayısını etkileyen diğer bir parametre ise ortaya çıkan kinetik enerjinin ısı enerjisine dönüşümü sırasındaki enerji akışı ve uçağın toplam ağırlığı dolayısıyla frenlere binen yüküdür.

Genelde enerji akışı arttıkça ortalama sürtünme katsayısında azalma görülür ve bu nedenle özellikle büyük gövdeli uçaklarda beklenen yavaşlama ivmesini elde etmek için diskleri sıkıştırarak piston itme kuvveti daha büyük olmalıdır.



Şekil 5.6 Demir esaslı balatalar için enerji oranı, sürtünme katsayısı grafiği (ASM, 1992)



Şekil 5.7 Tekerlek hızına bağlı sürtünme katsayısı (ASM, 1992)

Havacılık endüstrisinde faaliyet gösteren üreticiler daha iyi sonuçlar veren, daha uzun ömürlü fren sistemi parçaları yapmaya özen göstermektedir. Genellikle büyük ticari jetlerde ortalama 1000 inişten sonra fren sistemindeki diskler yenilemeye gitmektedir. Bunların dışında daha kısa aralıklarla bakımı yapılan belli parçalar bulunduğu gibi, disklerde görülen ekstra hasarlarda da bakım işlemi acilen yapılmaktadır.

## 5.2 Karbon Fren Diskleri

Fren disklerinden beklenen özellikleri ilk başlarda sadece çelik ve bakır esaslı malzemeler karşılamaktayken günümüzde teknolojik gelişmelerin ve maliyet planlarının ön plana çıkmasıyla farklı malzeme gruplarının kullanımı da artmaya başlamıştır. 1980'li yılların sonlarına doğru geliştirilen ve yeni nesil uçakların tamamına yakınında kullanılmaya başlanan en yaygın malzemenin başında karbon-karbon kompozitler gelmektedir.

Geliştirilmiş bu kompozit yapıları diskler metalik disklerle karşı pek çok avantajı da beraberinde getirmiştir; (Kapkaç, 2009)

C-C diskler metalik disklerle göre çok daha etkili ve yüksek performanslıdır. Sürtünmeye karşı yüksek aşınma dayanımına sahip bu kompozit balatalar, sıcak veya soğuk durumlarda ya da

yüksek ve düşük hızlar gibi her türlü koşulda sahip oldukları özellikleri korurlar. Isıyı absorbe etme kabiliyetleri kompozitin kimyasına göre çeliklerin 2 veya 3 katına kadar çıkabilmektedir. Ayrıca sürtünme dayanımı sayesinde malzeme kaybını en aza indirmektedir.

Kompozit malzemeler doğaları gereği çeliğe oranla ortalama 4 kat daha hafiftir. Bir fren ünitesinde bu disklerden 8 ila 10 adet olduğu ve bir uçakta da 4 veya 8 adet fren ünitesi olduğu düşünülürse önemli bir ağırlık avantajı sağlanmış olur. Bu da uçağın menzilin ve taşıdığı kargonun ile yolcu sayısının artmasına ve en önemlisi ekstra malzeme ağırlığının yol açtığı yakıt sarfiyatının azalmasına yol açar.

Kompozit disklerin bir başka avantajı uzun ömürlü ve ekonomik olmalarıdır. Termal şok, yorulma ve darbelene problemlerine C-C kompozitler, metaller kadar hassas değildir. Bu özelliklerde onları çok daha uzun ömürlü kılarak yenilenme sürelerini kısaltır. Unutulmamalıdır ki iniş kalkış sırasında meydana gelen malzeme kaybına bağlı maliyetler, havayolu şirketleri ve uçak üreticileri açısından büyük önem taşımaktadır.

Çizelge 5.4 Günümüzde kullanımda olan uçaklar ve çeşitli sayısal veriler (Airbus, 2006)

UÇAK CİNSİ	AĞIRLIĞI (TON)	ENERJİ (MJ)	JANT BOYUTU cm	İSTİK SAYISI
A300	172,6	>70	50	8
A318/319/320	70-77	>75	50	4
A340	365	>120	58	12
B777	352	>140	50	8

Son yıllarda, karbon - karbon kompozitler üzerine yoğun araştırmalar yapılmaktadır. Bunun sebebi, bu malzemelerin, askeri ve sivil uçaklarda, geliştirilmiş füzelerde ve çeşitli hipersonik uzay taşıtlarında kullanılmasının söz konusu olmasıdır. Karbon - karbon kompozitlerin yüksek sıcaklıklarda özgül mukavemetlerini koruyabilmeleri bu malzemeleri yüksek sıcaklık malzemesi olarak kullanılmasına imkan vermektedir.

### 5.2.1 Karbon Fren Disk Malzemelerinin Özellikleri

C/C fren disklerinin üretim prensibi karbon matris içerisine yerleştirilen yüksek yoğunluklu karbon fiberler ile üstün mekanik özellikler elde etmeye dayanmaktadır. Genellikle tüm karbon fiber malzemeler karbon disk üretiminde kullanılabilirlerine rağmen rayon (suni

iplik), poliakrilonitril (PAN) ve zift olarak bilinen malzeme bu işlemde en sık kullanılan malzemelerin başında gelmektedir.

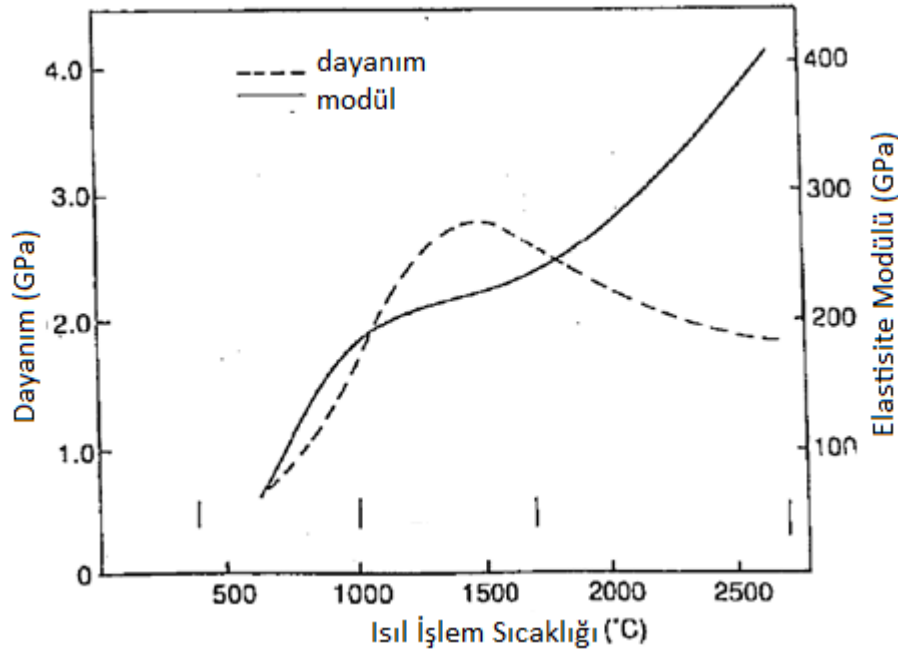
Rayon fiberler ticari anlamda karbon fiber üretiminde kullanılan ilk malzemedir. (1959) Ancak düşük karbon C içeriğinin yanı sıra düşük mekanik özellikleri nedeniyle kullanımı çok azdır.

1960'larda ise PAN (poliakrilonitril) denilen ve uygulanan ısı işlemler dolayısıyla kimyasal ve mekanik özellikleri kontrol edilebilen fiber türü ortaya çıkmıştır. PAN özellikleri bakımından üç sınıfta incelenmektedir. (Taylor. R)

Düşük elastisite modülüne sahip; Tip III  $E=120-190$  GPa

Orta elastisite modülüne sahip; Tip II  $E=220-250$  GPa

Yüksek elastisite modülüne sahip; Tip I  $E=300-400$  GPa



Şekil 5.8 PAN malzeme tiplerinde sıcaklığa bağlı olarak mekanik özellik değişimi (ASM, 92)

Yukarıdaki şekilde ısı işlem sıcaklığına bağlı olarak PAN esaslı fiber malzemelerin elastisite modüllerindeki değişim görülmektedir. Tip III 1000-1200°C, Tip II 1200-1700°C, Tip I ise 2500°C üzerinde ısı işleme alınmaktadır.

Zift esaslı karbon fiberlerin üretimi ise 1970 başlarına dayanmaktadır. Katran ve benzeri petrol ürünlerinden elde edilen zift termoplastik esaslı olduğundan kolaylıkla fiber şekline

getirilmektedir. Ancak izotropik yapısı nedeniyle düşük modül ( $E=40$  GPa) ve dayanıma sahip olması başlıca dezavantajdır. Bu özellikleri geliştirmek için yapılan uygulamalar ise çok yüksek maliyetlerinin yanı sıra  $2700-3000^{\circ}\text{C}$  sıcaklıklara çıkmak gerektirdiğinden, bu malzemeden karbon kompozit üretimi sınırlıdır.

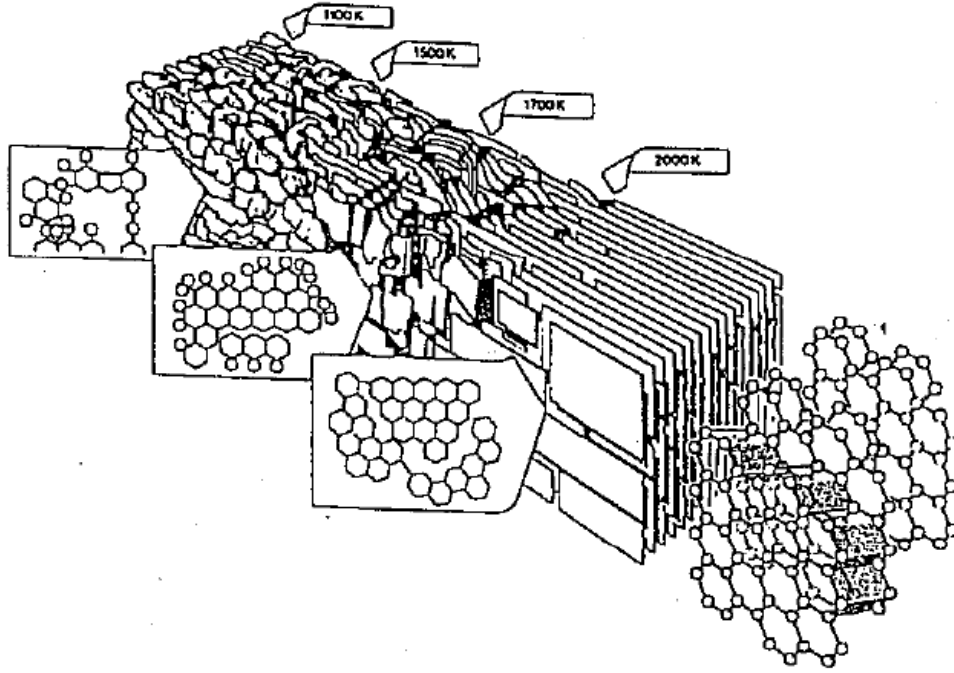
Çizelge 5.5 Karbon fiber yapımında kullanılan temel malzemeler ve özellikleri (Taylor R.)

Fiber Tipi	Çekme dayanımı (GPa)	Elastisite Modülü (GPa)	Kopma Uzaması (%)	Yoğunluk ( $\text{kgm}^{-3}$ )	Isıl İletkenlik ( $\text{Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$ )
Rayon	0,5-1	25-40	2,5	1500-1600	3,5-4
PAN	3-5	210-250	1,5	1700	8-10
Zift	0,8-1	40	2,5	1600	15-40

Hangi malzeme kullanılırsa kullanılsın temel amaç uygulanan işlemler ile karbonu grafitte dönüştürmektir. Kullanılacak C, organik maddelerin oksijensiz yanma esasına dayanan karbonizasyon işleminden geçirilerek grafitik veya nanagrafitik forma dönüştürülür. Grafit karbon atomlarının birbirine hegzagonal yapıda bağlanmaları sonucu oluşmaktadır.

Karbonizasyon; malzemenin piroliz esasına dayanarak  $1200^{\circ}\text{C}$  üzerinde yakılması sonucu yapıda sadece büyük oranda C' un kalması ve dolayısıyla C miktarının artırılması işlemidir.

Grafitleşme ise serbest yapıdaki C atomlarının ısı ve basınç altında katı dönüşüm ile grafitik forma dönmesidir.



Şekil 5.9 Grafitleştirme sonrası ısıl işlem sıcaklığının artışına bağlı olarak lamel yapıdaki değişim (Taylor R)

Bu amaçla kullanılan fiberler dokunmuş tekstil malzemesi şeklinde olabileceği gibi iplik parçacıkları şeklinde de kullanılabilir. Kullanılan prosese bağlı olarak fiber şekli belirlenmektedir.

Üretimin ilk aşaması olan karbon matris oluşturma aşaması farklı yöntemlerle gerçekleştirilebilir. En sık kullanılan yöntem CVI veya CVD (kimyasal buhar emdirme) olarak bilinen yöntemdir. Bu işlem vakum altında, yüksek sıcaklıkta ve ortama hidrokarbon gazı verilme koşuluyla gerçekleştirilir. Şekillendirilmiş fiber matris içersine, karbon esaslı gazlar verilerek fiberler arasındaki boşluklar karbon gazı ile doldurulur. Karbon-karbon kompozitler fenolik reçinenin yakılması ve yoğunlaştırma işlemleri dolayısıyla gözenekli bir yapıya sahiptirler. Uygulanan işlemler neticesinde bu gözenekli yapı istenilen orana düşürülür ve 1,70 ila 1,85 gr/cm<sup>3</sup> civarında bir yoğunluk elde edilir.

Karbon disklerin maruz kaldığı ısıl işlemler 1650 ila 2800 °C arasında olabilmektedir. Bu ısıl işlem basamağı grafitleştirme olarak adlandırılır ve karbonun özelliklerinin kontrol edilerek istenilen şekilde malzeme üretilmesine neden olur. Örneğin tamamen grafitleştirilmiş bir karbon kristal formda olup kafes yapısındaki atomsal boşluğu 0,3359 nm (3,359 Å) civarındadır. Bu yapıda bir malzeme daha yumuşak denebilecek bir sertlikte ve yüzey aşınmalarına karşı daha hassas olmasına rağmen, daha yüksek sürtünme katsayısı ve aşınma

hızı göstermektedir. Grafitleştirme işlemi görmemiş doğadaki karbon 0,344 nm (3.44 Å) atomal boşlukta olup daha sert ve yüzey aşınmalarına daha açık olmakla beraber, düşük sürtünme katsayısına ve aşınma hızına sahiptir. İşlenmemiş bir malzemeye, bu noktalar göz önüne alınarak sürtünme katsayısı veya aşınma hızı gibi özellikleri kazandırmak amacıyla spesifik ısı işlemler uygulanmaktadır. (Taylor R.)

### 5.2.2 C/C Kompozit Fren Diski Üretim Basamakları

C/C kompozitler uçaklarda daha çok yüksek sıcaklık uygulamalarının olduğu yerlerde kullanılır. Bu kullanım alanlarının başında da uçak fren diskleri gelmektedir. 2D veya 3D C-fiber dokuma uygulamaları ve bazen de sıcak izostatik presleme yöntemleri bu amaçla tercih edilebilmektedir. Ancak bu yöntemler yüksek maliyetlerinden dolayı sıcaklık dayanımının ve kalitenin her şeyden önemli olduğu durumlar dışında yaygın kullanılmamaktadır. Daha düşük maliyete sahip bir üretim yöntemi olan geleneksel el yatırması yöntemleri ise istenilen özelliklerde ürün elde etmek amacıyla geliştirilmiş, RTM (resin transfer molding) ve CVD (kimyasal buhar yoğunlaşması) gibi yöntemlerle desteklenmiş, yüksek termal-mekanik özellikler gösteren malzemeler imal edilebilmiştir.

Karbon uçak fren disklerinin imalatı sırasında en sık kullanılan yöntemde bu prostedir. Kalıp içersine istenilen boyutta kesilen ve yerleştirilen C fiberler üzerine reçine emdirilerek fren diskinin ilk ara ürünü elde edilir. Daha sonra karbonlaştırma ve sırasıyla RTM ve CVD yöntemleri ile son ürün elde edilir. (Fatz, 2007)

Temelde bir tekstil malzemesi olan PAN (poliakrilonitril) ve benzer akrilik malzemeler hasır biçiminde dokunarak veya sürekli fiber şeklinde çekilerek işleme alınır.

Geleneksel C/C kompozit uçak fren disklerinde her diskin kendi içinde bileşimi homojendir. Bu nedenle frenleme sırasında her disk tekerleklere ve fren ünitesine uygulanan basınç, gerilme ve torktan aynı oranda etkilenip benzer özellikler gösterir. Bu da uçağın yeterli bir sürtünme katsayısı ile düzgün ve sarsıntısız bir frenleme yapmasını sağlar. Diğer yandan da karbon malzemeler oluşan ıyı absorbe ederek etraflarında bulunan metalik malzemelerin ısıdan çok fazla etkilenmemelerine yardımcı olur. Gelişen teknolojiye paralel olarak kullanılan disklerin özelliklerinde iyileşme fiyatlarında da azalma hedeflenmektedir. Çok diskli fren üniteleri bu gelişmeler sonucunda doğmuştur.

Karbon fren diskleri hafiflikleri, iyi mekanik ve tribolojik özellikleri ile pek çok uçak firmasının talep görmektedir. Ancak üretim esnasında olabilecek süreksizlikler fark

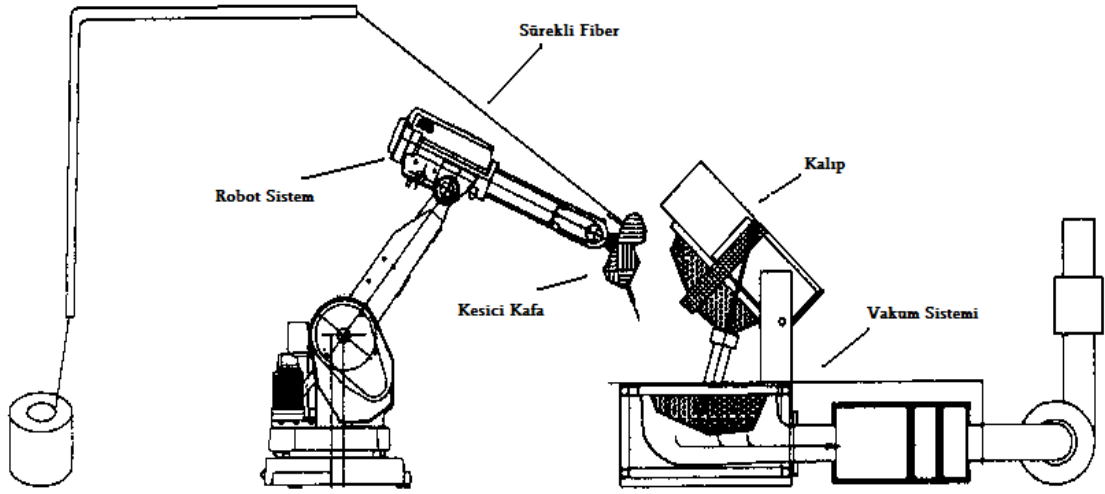


edilmediği takdirde servis sırasında istenmeyen sonuçların doğmasına neden olabilmektedir. Bu amaçla karbon fren disklerinin üretimi oldukça uzun ve zahmetli bir takım prosesleri içermektedir. Kullanılan bilgisayar programları sayesinde üretimin her parametresi kontrol altına alınabilmekte, hızlı işlem akışları ile üretim en iyi seviyeye getirilmektedir.

Bir karbon fren diskinin üretimi ilk olarak ara ürün olarak fiber ve reçinenin karıştırılması, karbonlaştırılması ve oluşan gözeneklerin RTM yöntemiyle doldurulmasının ardından CVD işlemine alınmasını kapsar.

### 5.2.2.1 Ara Ürün Aşaması

Programmable Powder Preforming Process (4P) yöntemi olarak anılan bu aşama el yatırması yöntemine benzeyen ancak daha gelişmiş ve robot sistemleri ilave edilmiş bir prostestir. Bilgisayar ortamında girilen komutlar yardımıyla fiberler belirli boyutlarda kesilir ve bu esnada fiber parçacıkları istenilen şekilde disk kalıbına püskürtülür. Bu aşamada belirli aralıklarda reçine ilavesi ile fiberler bağlanır. (Fatz, 2007)



Şekil 5.10 4P prosesi şematik gösterimi (Fatz, 2007)

Robota monte edilmiş döner bıçaklar içeren kesici kafa yardımıyla sürekli fiberler istenen tasarıma göre belirli uzunluk ve sıklıkta kesilir. Ayrıca fiber-reçine oranı, tipi ve işlemin diğer parametreleri kontrol edilebildiği için 4P prosesi pek çok avantajı da beraberinde getirir.

Kesilen fiberlerin yerleştirilmesi sırasında daha uzun kesilen parçalar merkeze, kısa fiberler ise sürtünme yüzeylerine yakın bölgelere püskürtülür. Vakum altındaki bölgeye yerleştirilen

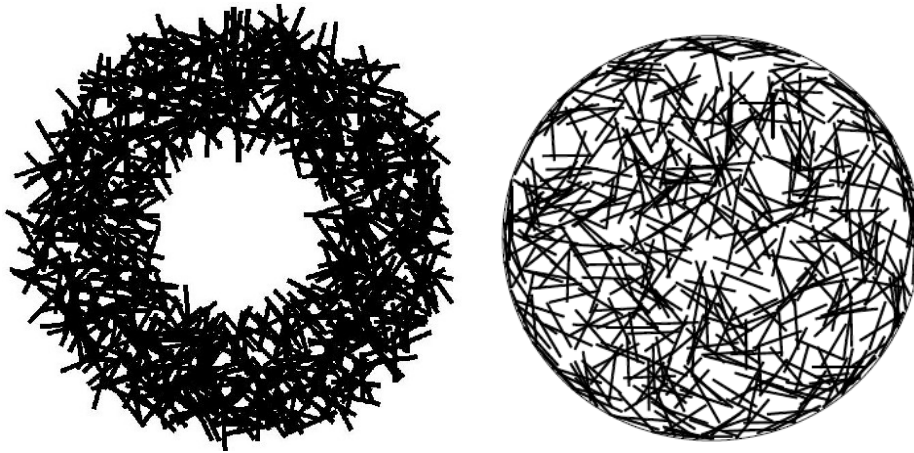
dairesel kalıba püskürtülen fiberlerden oluşan bir disk ortalama 81 katmandan oluşmaktadır. Proses sırasında püskürtülen fiberler 3 kat olduğunda üzerlerine reçine verilir ve işlem bu şekilde devam eder. Kalıp kapandığında disk üzerine 30 tonluk basınç uygulanır.



Şekil 5.11 Disk şekillendirmede kullanılan pres ve kesici başlık

4P prosesinin en büyük avantajlarından birisi ise istenilen keskin boyut ve şekillerde üretimi yapılan malzemelerin makine ile şekillendirme işlemlerine minimum ihtiyacı olmasıdır.

Kullanılan bu sistem MatLab isimli bilgisayar programı yardımıyla çalışır. Fiberlerin dağılımında dikkat edilmesi gereken diğer bir nokta da kalın ve uzun fiberlerin yüzey kalitesini düşürücü etki yaptığı, bu nedenle ince ve kısa fiberlerle takviye yapılarak bu olumsuzluğun giderildiğidir.



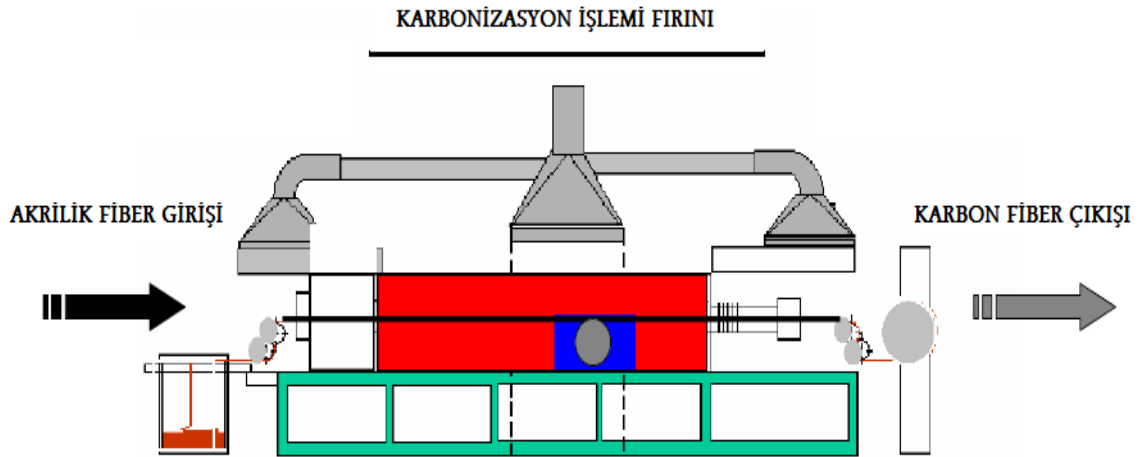
Şekil 5.12 Fiber dağılımının şematik gösterimi

### 5.2.2.2 Karbonizasyon İşlemi

Yukarıda anlatılan 4P prosesi benzeri yöntemle elde edilen ara üründe kullanılan reçinenin sonraki işlem olan karbonizasyon sırasında yapıdan uzaklaşmaması için zift oksijenle bağlanmaktadır. Buda katılaştıran diskin 160-220 °C arasında bir sıcaklıkta hava akımına maruz bırakılması ile gerçekleşir. Gaz halindeki oksijen diskin kenar kısımlarından içeriye nüfuz ederek reaksiyona girer ve karbonu yapıya bağlar. (Meggit Technology, 2006)

Fiberlerde yanma veya ergime olmaksızın yapılan karbonizasyon işleminde ise ortamda karbon dışındaki maddeler yanar ve yapıdan uzaklaştırılmış olur. Bu işlem sonucunda yapıdaki C oranı %65' den % 99 oranına kadar çıkabilmektedir.

Karbonizasyon sonrasında yanan malzemeler nedeniyle oluşan boşluklar nedeniyle C oranı yüksek ancak son derece düşük fiziksel ve mekanik özelliklere sahip bir parça elde edilir. Bu nedenle bu işlem sonrasında RTM ve CVD gibi prosesler gerekmektedir.

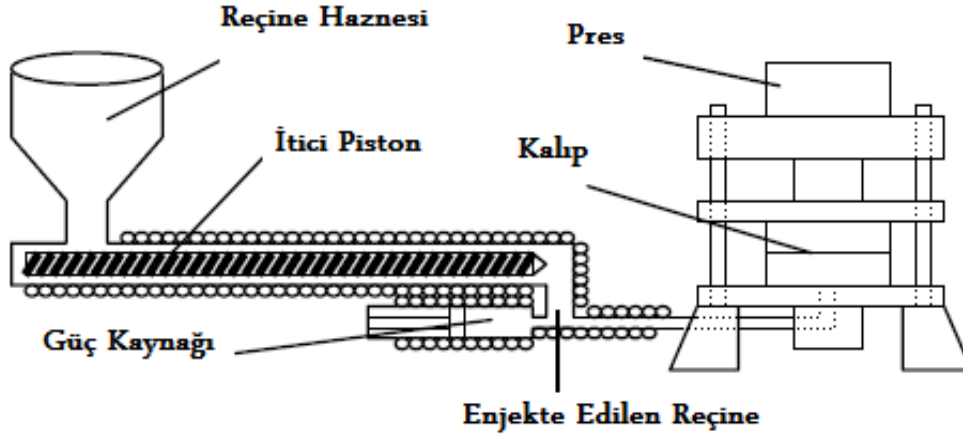


Şekil 5.13 Karbonizasyon işleminin şematik görünümü

Ara ürün halindeki diskin, karbonizasyon işlemi ile içersindeki reçinenin karbonlaştırılması sağlandığı gibi RTM işlemi sırasında maruz kalacağı sıcaklık ve basınca da dayanıklı hale gelmesi sağlanır.

### 5.2.2.3 Yoğunlaştırma Aşaması (RTM ve CVD)

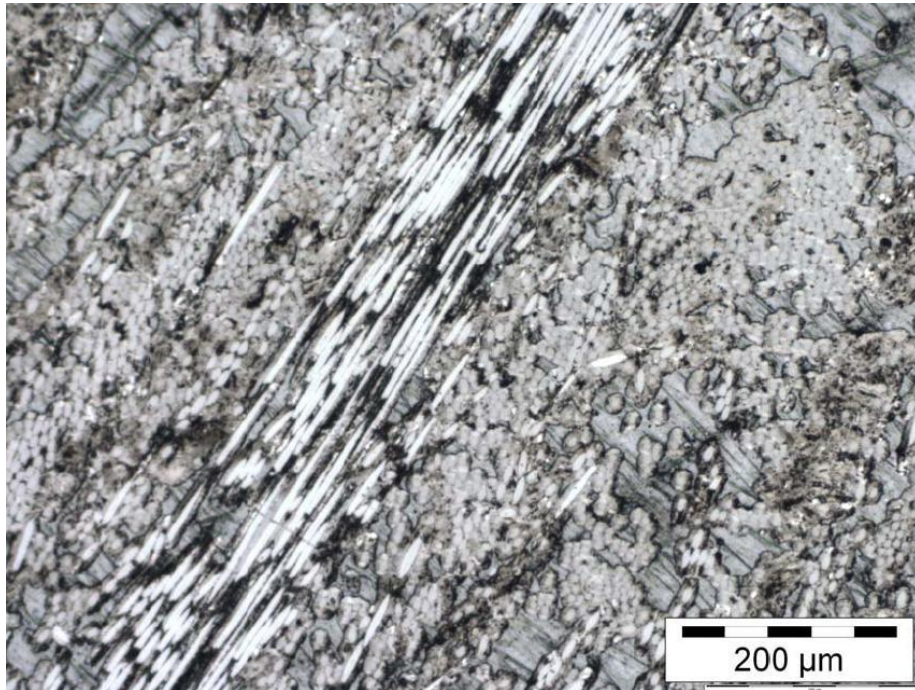
C/C kompozit üretiminin temel aşamalarından bir diğeri de RTM prosesidir. Bu işlem kompozit malzeme üretiminde gözenekli ara ürünlerin düşük viskoziteli reçineler ile doldurulduğu çok yeni olmayan bir yöntemdir.



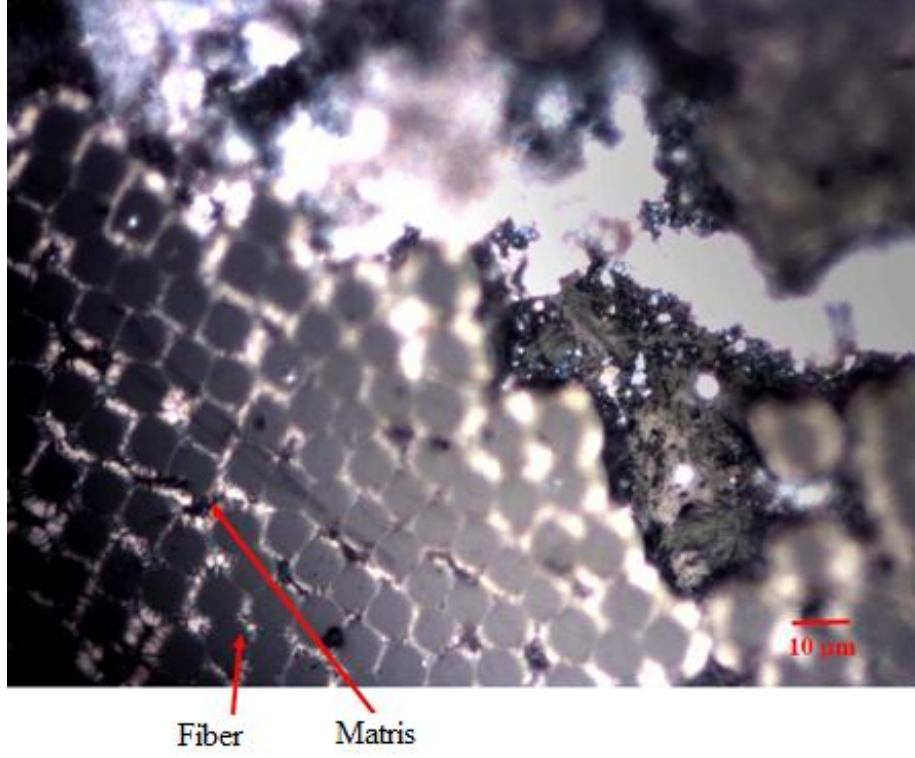
Şekil 5.14 RTM Reçine emdirme prosesi (Fatz, 2007)

Bir çeşit enjeksiyon işlemi olan bu proseste ön ısıtmadan alınan parça gene önceden ısıtılmış enjeksiyon kalıbı içersine konur. Eriyik haldeki reçinenin uygulanan basınç yardımıyla piston ile kalıba basılması sonucunda disk içersindeki gözenekler reçine ile doldurulur. Reçine katılaşıana kadar uygulanmaya devam eden sıkıştırma kuvvetleri sayesinde istenilen ürün elde edilir ve kalıptan çıkartılır.

Yapılan çalışmalarda RTM prosesi sonrası elde edilen mikroyapı şekil 5.15’de görüldüğü gibidir. Birebir karbon fren diskinden alınan şekilde 100x büyütmede 8  $\mu\text{m}$  çapa sahip fiberler ve bu fiberlerin dağılım düzeni görülebilmektedir. (Tran, 2007)

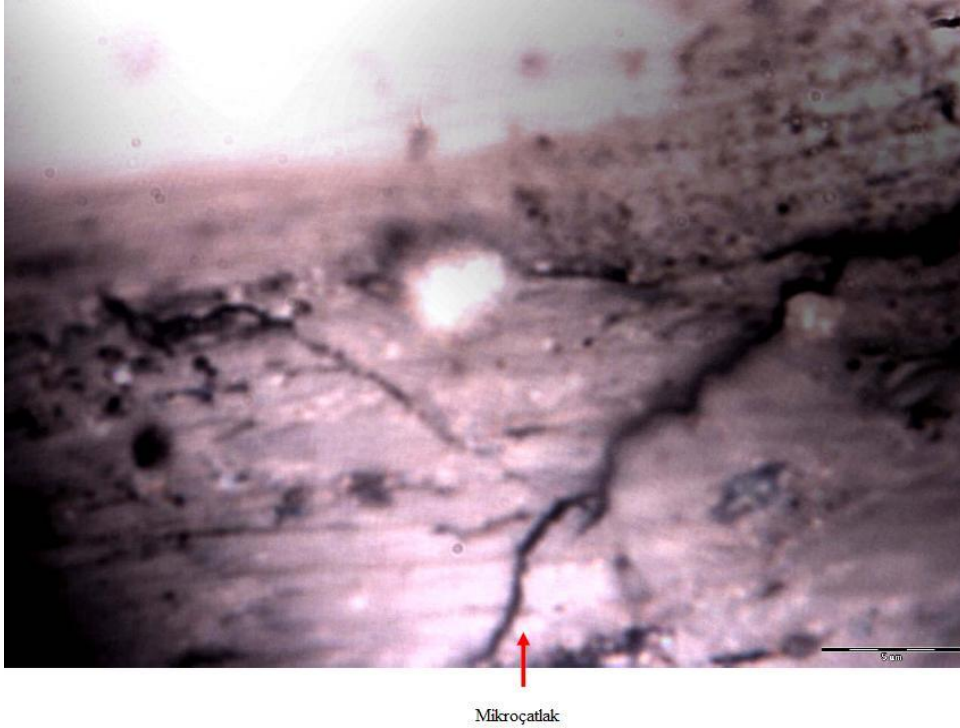


Şekil 5.15 100x büyütmede RTM sonrası C/C kompozit diske ait mikroyapı (Tran vd, 2007)



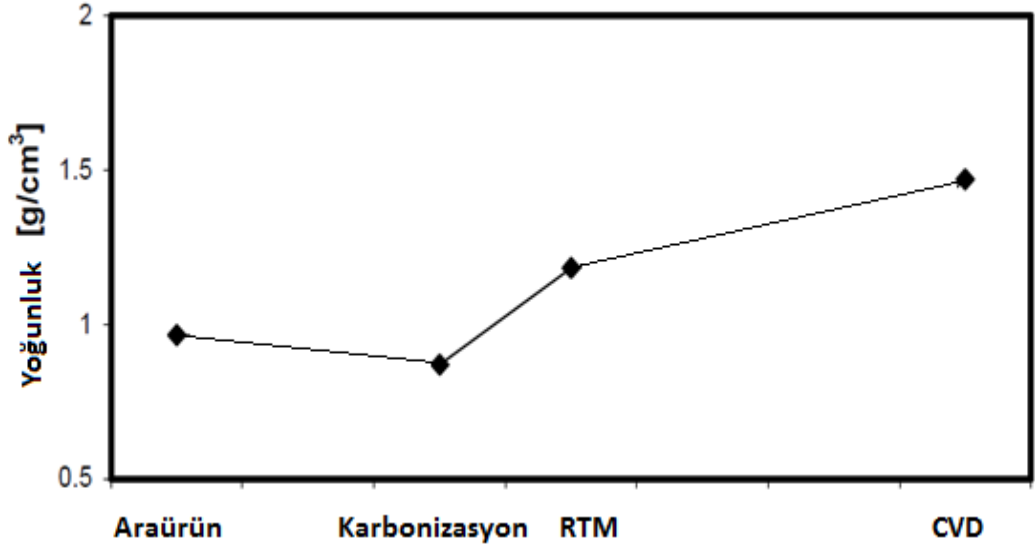
Şekil 5.16 500x büyütmede RTM sonrası mikroyapı (Tran vd, 2007)

Yukarıdaki şekilde ise fiberlerin yanı sıra matris malzemesi olarak kullanılan zift esaslı yapıda görülebilmektedir.

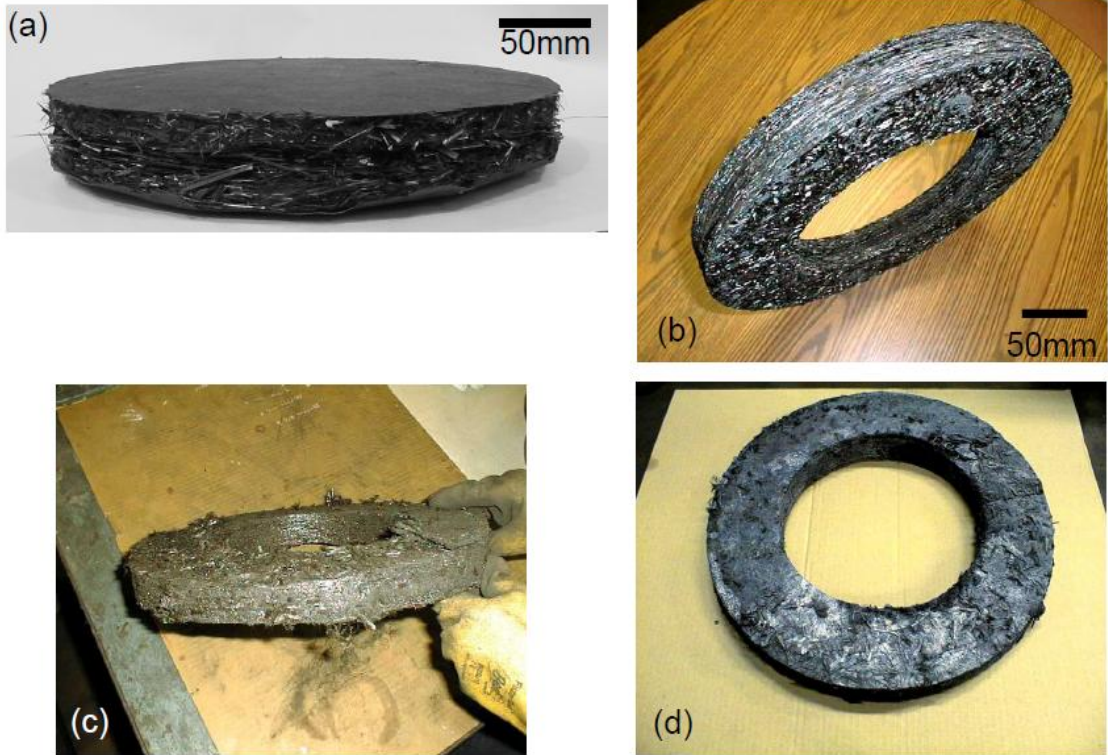


Şekil 5.17 2500x büyütmede matris malzemesinde mikro çatlak görünümü (Tran vd, 2007)

Şekil 5.17'de ise matris malzemesi içinde oluşmuş mikro çatlaklar görülebilmektedir. Birkaç dakika süren RTM işlemi sonrasında parça CVD aşamasına alınırken enjeksiyon makinesi diğer bir ara ürün için hazırdır. RTM prosesi sayesinde CVD işlemi sırasında yapılacak densifikasyon işlemlerinin sayısı da azaltılmaktadır. (Meggitt, 2006)



Şekil 5.18 Ara ürün, karbonlaştırma, RTM ve CVD işlemleri sırasında elde edilen yoğunluk grafiği



Şekil 5.19 P4 prosesi (a), Makine ile işleme (b), RTM (c) ve CVD (d) işlemleri sonrası elde edilen ürün görüntüleri (Fatz, 2007)

Karbon diskler yukarıda anlatıldığı gibi fiberlerin şerit halinde çekilmesi, kesilmesi ve devamında gelen RTM ve CVD prosesleri ile üretilebileceği gibi dokunmuş halde ve ara işlemler gerektirmeden direk kalıpta şekillendirme ve ardından CVD işlemine alınarak da üretilebilmektedir.

Bu proste karbon disklerin ana malzemesi olarak kullanılan PAN sürekli bir yapı oluşturacak şekilde dokunmuş olarak veya kıyılmış olarak kullanılmaktadır. Parçalanmış şekildeki fiberler dokuma ve pres tezgahlarında işlenerek düzgün bir yapı oluşturacak hale getirilerek kalıplarda preslenerek disk şekline getirilir.



Şekil 5.20 Dokunmuş PAN fiber malzemeleri

Elde edilen ara ürün bu şekilde karbonizasyon işlemine alınır. Karbonizasyondan sonra, karbon fiberden dokunmuş malzeme önceden belirlenmiş ağırlık ve kalınlık gibi kriterler göz önüne alınarak disk haline getirilmiş veya ped şeklinde kesilmiş olur.



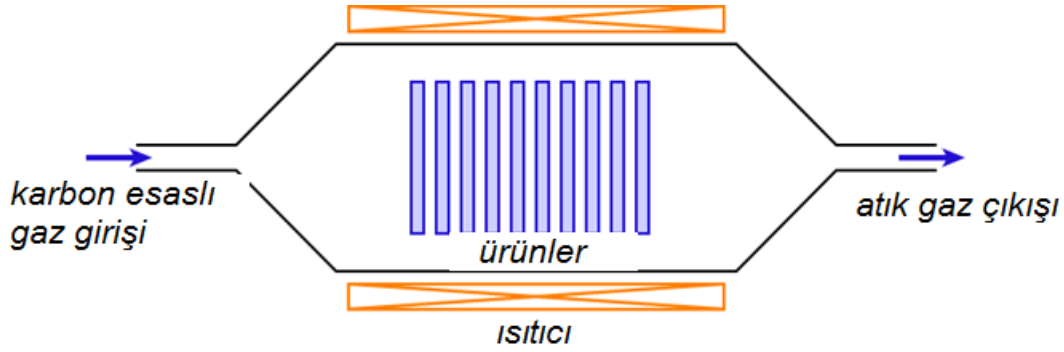
Şekil 5.21 Belirli şekillere göre kesilmiş disk ve pedler

İşlemlerin devamında diskler seri numarası verildikten sonra istenilen kalınlığa ulaşmaya kadar tüm diskler tekrar preslenir. Belirlenmiş kalınlığa kadar işlenen diskler CVD/CVI aşaması için fırına alınır.

Bu işlemde fırın içersine yerleştirilen gözenekli parça yaklaşık 1000° sıcaklığa kadar ısıtılarak vakum altında hidrokarbon esaslı gaz veya gazların karışımı fırın içersine gönderilir.

Karbonizasyondan çıkarılan disklerin yapısında bulunan gözenekler bu aşamada gaz partiküllerinin parçalanmasıyla açığa çıkan C atomları ile dolarak diskin mekanik ve fiziksel özelliklerinin arttığı C/C kompozit bir yapı elde edilir.

Bu işlemin gerçekleştirildiği en yaygın CVI yöntemi izotermal CVI olarak adlandırılan yöntemdir.



Şekil 5.22 İzotermal CVD yönteminin şematik gösterimi

CVI işlemi sağladığı avantajların yanı sıra 1000 saati aşkın işlem süresi nedeniyle de oldukça pahalıdır.

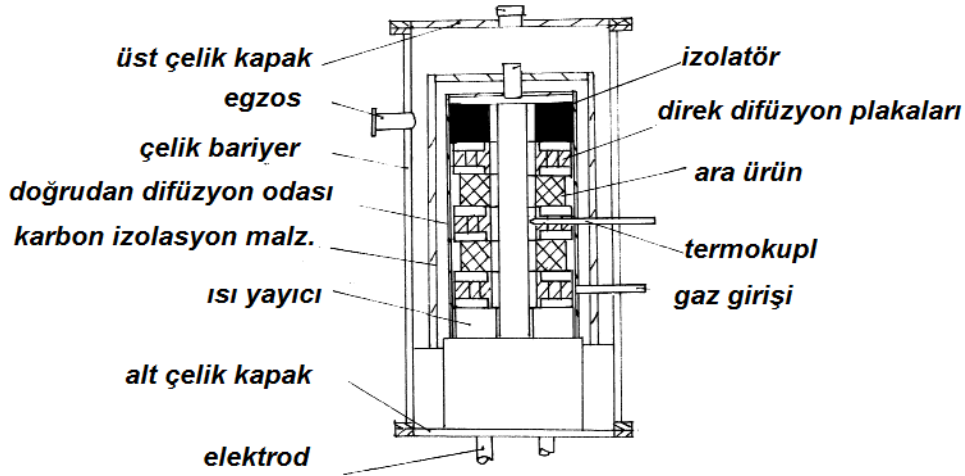
CVI işleminde gerçekleşen kimyasal olaylar çok karmaşıktır ve işlem sırasında çeşitli problemlere yol açabilmektedir. CVI işlemi sırasında ortama verilecek gazın akışı ve kimyasal reaksiyonların gerçekleşme hızı farklılık gösterebilir. Reaksiyonlar çok hızlı gerçekleşirse gözeneklerin C'la doldurulması olayı sadece yüzeyde gerçekleşir ve bu nedenle istenilen yoğunluğa ulaşamadığı gibi yüzeyde kabuksu bir yapı oluşur. Buna imkan vermemek için ortama gaz akışı belli bir değeri geçmeyecek şekilde verilmelidir. Ancak buda çok uzun bekleme süreleri ve maliyete yol açmaktadır.

İzotermal CVI yönteminde, işlem sırasında gaz ilk olarak yüzeyde birikir ve burada toplanmaya başlar. Sıcaklığın artmasıyla ve gaz moleküllerinin yüzeyde birikmeye başlamasıyla birlikte yüzeydeki gözenekler kapanmaya başlar. Bu yapıdan geçmekte zorlaşan moleküller malzemenin içine kadar kolayca nüfuz edemez ve nüfuziyetin tam olması için uzun süre beklemek gerekir.

Günümüzde yapılan çalışmalar ile hem bu süreyi kısaltmaya yönelik hem de maliyeti azaltıcı yöntemler geliştirilmeye başlanmıştır. Bu yöntemlerin başında da Rapid directional diffused



CVI (RDD CVI) olarak adlandırılan ve temelde izotermal CVI yöntemine benzeyen işlem gelmektedir. (Luo ve Li, 2003)



Şekil 5.23 RDD CVI prosesinin şematik gösterimi (Luo ve Li, 2003)

RDD yönteminin temel prensibi izotermal CVI yöntemine dayanmaktadır. Ortama gaz verildikten sonra parçanın tasarımına göre tasarlanmış ısı sistemiyle vakum altındaki fırında ilk olarak ara ürün içerden ve daha sonra dış yüzeyinden ısıtılarak homojen olarak C yayındırılması sağlanır. Disk şeklindeki parça içersinden geçirilen ısıtıcılar ile önce iç çap yüzeyinden ve devamında ortam sıcaklığı ile dış çap yüzeyinden ısıtılmış olur. Böylece izotermale göre daha kısa sürede istenilen yoğunluk ve homojen karbon dağılımında son ürün elde edilmiş olur.

Çizelge 5.6 İzotermal CVI ve RDD CVI yöntemlerinin karşılaştırılması (Luo, 2001)

	İzotermal CVI	RDD CVI
İşlem Süresi (saat)	1200	500
Ortalama Yoğunluk	1,51 gr/cm <sup>3</sup>	1,70 gr/cm <sup>3</sup>
Yüzeyde Yoğunluk	1,56 gr/cm <sup>3</sup>	1,70 gr/cm <sup>3</sup>
5 cm içeride malzeme yoğ.	1,43 gr/cm <sup>3</sup>	1,70 gr/cm <sup>3</sup>

Yöntemi etkileyen en büyük parametreler sıcaklık, fırın basıncı ve gaz akış hızıdır. İşlemden sıcaklık artışı yoğunluğu artırıcı etki yapmakla birlikte kritik bir değere ulaşıldıktan sonra düşüş görülmektedir. Sıcaklığın fazla artması yüzeyde C emilimini hızlandırır ve içeri C

nüfuz edilmesini zorlaştırır. Optimum koşullara bakıldığında düşük sıcaklık ve hızlı gaz akışı görülmektedir.

Çizelge 5.7 Sıcaklık değişiminin prosese etkisi (Luo, 2001)

işlem sıcaklığı (°C)	yoğunluk (g/cm <sup>3</sup> )	C yayınması
900	1.56	normal
950	1.66	normal
1000	1.30	zor

Fırın basıncı artırılıp gaz basıncı düşürülürse atık gazların ortamdaki uzaklaştırılıp dışarı atılması zorlaşacağından disk malzemesine gaz moleküllerinin yayılımını gene zorlaşmaktadır. Bu nedenle düşük fırın basıncı, yüksek gaz akışı ve ortalama bir sıcaklıkla çalışılmalıdır.

Ayrıca proses sırasında önemli diğer bir nokta yerleşimdir. Diskler CVI işleminde önceden belirlenen bir sıra ve düzene göre fırın içerisine yerleştirilir.



Şekil 5.24 Fırına yerleştirilmek üzere hazırlanan diskler

Fırına yerleştirme işlemi sırasında uyulması gereken bir dizi kurallar vardır ve buna göre fırının üçte ikisine diskleri taşıyacak ve hava akışını engellemeyecek olan master malzemeleri yerleştirildikten sonra kalan üçte birlik kısma diskler yerleştirilir.



5.25 Disklerin fırına yerleştirilmesi

Fırına dizme işlemi bittikten sonra fırın vakum altına alınır ve ısıtma işlemi gerçekleştirilir. Bu ısıtma işlemi yaklaşık beş hafta boyunca devam eder ve bu süre zarfında fırının kapağı açılmaz.

Fırın içindeki tüm parametreler (gaz akışı, sıcaklık, vakum vb.) her fırının bağlı olduğu bilgisayarlar yardımıyla kontrol odasından takip edilir. Tüm veriler saklanarak fırının çalışma boyuncaki durumu analiz edilebilir.

Bu aşamada yapılan yüksek sıcaklık işlemi sonrasında termal iletkenlik arttığı gibi sonraki makine ile işleme prosesi içinde disk yüzeyleri yeterli sertliğe ulaşarak üretim kolaylığı sağlar. Ayrıca gerçekleştirilecek RTO (rejected take off) olayına hazırlanma amacıyla disklerin sürtünme kuvveti de artar.

Fırından çıkarılan diskler geleneksel CNC tezgahlarında işlenerek hassas boyutsal ölçümleri kazandırılır. Frezeleme, delme ve taşlama işlemleri gibi proseslerden sonra diskler boyanır ve gerekiyorsa perçinlenir. Kullanım öncesinde ve sonrasında bakım sırasında üzerlerine herhangi bir kimyasalın gelmemesi için karbon diskler özenle korunmalıdır.

İşlemleri tamamlanan fren diskleri kullanıma verilmeden önce yeterli kriterleri sağlayıp sağlamadığının tespiti amacıyla çeşitli testlere sokulabilirler. Bu testlerin başında sürtünme ve aşınma davranışları, gözenek, yoğunluk ile termal ve mekanik davranışları gelmektedir.

Özellikle sürtünme ve aşınma testleri gerçek koşulların çok yakın oranlarda yansıtıldığı simulatorlerde ve sonrasında da birebir uçak üzerinde uygulanarak gerçekleştirilir.



Şekil 5.26 Gerçek uçak lastiği üzerinde ve laboratuvar ölçekli test koşullarına ait dinamometre düzenekleri

Deneylerde rotor ve statorlara gerçeği yansıtacak dönme hızında frenleme kuvveti uygulanarak disklerin tribolojik davranışları incelenebildiği gibi, birebir uçak lastiği üzerinde fren ünitesi yerleştirilmiş olarak kuru ve ıslak koşullarda da fren testleri yapılabilmektedir. Tüm bunların sonunda ise uçağa takılan fren diskleri kalkış, iniş ve taksi koşullarında test edilir.

Ayrıca sızdırmazlık ve disklerin tutuculuğu üzerine de yapılan hidrolik bazlı çeşitli testler mevcuttur.

### 5.2.3 C/C Kompozit Fren Disklerinde Sürtünme Katsayısı

Karbon diskler kullanılan malzeme ve üretim yöntemlerine göre farklı özellikler sergilemektedir. Bu nedenle karbon fren disklerinin sürtünme katsayısı pek çok parametreden etkilenebilmektedir. Bu parametreler kullanılan fren ünitesinin dizaynına ve diskleri oluşturan karbon malzemenin özelliklerine göre başlıca iki kategoride toplanabilmektedir. Örneğin fren ünitesinin tasarımı göz önüne alındığında, rotor sayısının arttığı düşünülürse dolayısıyla kullanılan pistonlarda ufaltılabileceği gibi daha çok rotor ve statorun birbirine teması söz konusu olduğundan sürtünme katsayısı da artacaktır.

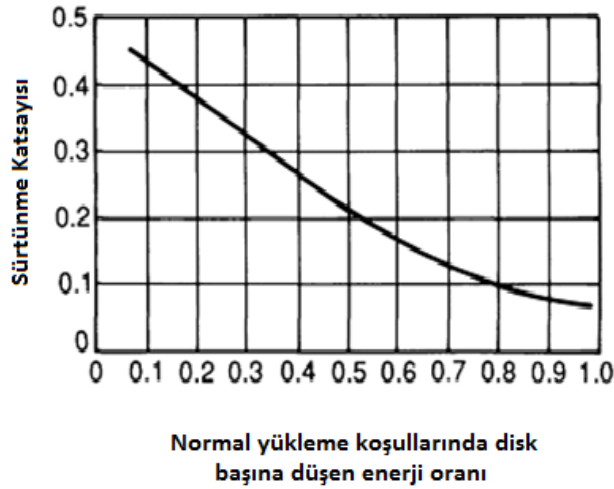
Karbonun sürtünme katsayısı üzerine etkisi ise görüldüğünden biraz daha karmaşıktır. PAN kullanılarak yapılan fren diskleri zift kullanılarak üretilmiş fren disklerinden farklı sonuçlar vermektedir. Bu farklılığın nedeni proses basamaklarıdır. Ayrıca fiber parçacıklarının dizilimi

de sürtünme katsayısını büyük oranda etkilemektedir. Yapılan çalışmalar çevresel şekilde kesilerek yerleştirilen fiber parçacıklarının daha yüksek sürtünme katsayısına sebep olduğunu göstermiştir. (ASM, 1992)

Ayrıca kullanılan matris malzemesinin sertlik derecesi de sürtünme katsayısını değiştirir. Matris sertleştikçe sürtünme katsayısı düşmektedir.

Fren tasarımının en önemli kriterlerinden biri RTO koşullarının gereklilikleridir. Bu gibi bir durumla karşılaşıldığında yüksek bir sürtünme kuvveti ile etkili bir frenleme yapılmalı ve uçak yeterli mesafede durabilmelidir. Bu nedenle fren tasarımında bu kriterde göz önüne alınmakta, normal ve ıslak frenlemenin dışında acil durumlar için gerekli katsayı esasına dayanarak tasarım yapılmaktadır.

Normalde en yüksek sürtünme katsayısı taksit koşullarında, en düşük sürtünme katsayısı ise RTO koşulları sırasında meydana gelmektedir. Şekilde taksiden RTO'ya uzanan katsayı ve enerji değişimi görülmektedir.



Şekil 5.27 Taksiden RTO koşullarına değişimde sürtünme katsayısı (ASM, 1992)

Yukarıda da anlatıldığı gibi disklerin sürtünme katsayısı çok fazla parametreden etkilenmekte olup karbon disklerin sürtünme katsayıları çelik balatalara göre çok daha geniş bir aralıkta değişim göstermektedir.

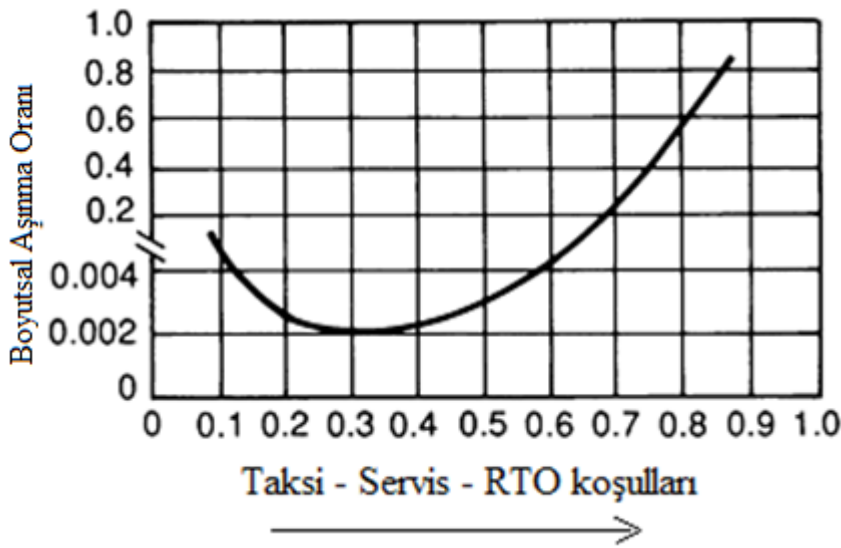
#### 5.2.4 C/C Kompozit Fren Disklerinin Aşınma Davranışı

Karbon fren disklerinin aşınma durumlarına baktığımızda ise karşımıza üretim basamaklarının yanı sıra operasyon sırasında karşılaşılan sıcaklık, sürtünme hızı, temas basıncı gibi etmenler

devreye girmektedir. Ancak temelde aşınmaya neden olan koşullar, taksi-normal-aşırı yüklenme durumları olmak üzere 3 grupta toplanır.

Çok fazla parametreye bağlı olan bu karmaşık aşınma durumlarını anlayabilmek için laboratuvar koşullarında birebir çalışma ortamlarının yaratıldığı testler yapılmaktadır. Defalarca yapılan taksi manevraları, normal ve aşırı yüklenme durumlarının simülasyonları sonrasında disklerde meydana gelen aşınma miktarları değerlendirilmektedir.

Disklerde meydana gelen kalınlık ve ağırlık değişimi bu hesaplamaların temel kaynağıdır. Ayrıca farklı malzemelerin bu koşullar altında karşılaştırılması da yapılabilmektedir.



Şekil 5.28 C/C fren disklerinin taksiden RTO'ya uzanan koşullar altında aşınma durumu

Burada dikkat çekilmesi gereken nokta metalik balatalardan farklı olarak karbon disklerin en yüksek aşınma oranının RTO durumu göz ardı edilirse taksi koşullarında gerçekleşiyor olmasıdır. Bunun nedeni taksi koşullarında ortaya çıkan mekanik aşınmanın baskın oluşudur. Servis koşullarında ise minimum aşınmaya rastlanmaktadır. Oluşan sıcaklık sürtünen yüzeylerde ince bir oksit filmi meydana getirdiğinden aşınmayı azaltıcı etki yapar. RTO koşullarında ise durum aşınmadan öte bir hal almaktadır. Oluşan yüksek sıcaklık nedeniyle oksidasyon yüzeyden daha çok parça içinde oluşmakta ve yapıyı bozarak matris ve fiberlerin ayrışarak diskten parça kopmasına yol açmaktadır. Ayrıca matris sertleştikçe daha az aşınma olacağı, malzeme sertliği düştükçe aşınma oranının artacağı unutulmamalıdır.

### 5.2.5 C/C Disklerde Nem ve Oksidasyon Etkisi

Parçalanmanın temel nedenlerinden biri nemdir. Bu malzemelerin içersine absorbe edilen su zamanla diskin içerisinde çözünmelere yol açacağı gibi yüzeyde oluşturduğu film ile sürtünme katsayısını azaltır. Birkaç frenleme sonrası ısıdan buharlaşan su frenin normal çalışmasına izin verir.

Teknik olarak oksidasyon 430°C civarında başlar ancak bu noktadaki oksidasyon önemsenmeyecek derecededir. Normal bir iniş sırasında mevcut sıcaklık 500-1000°C civarındayken, RTO durumunda 1300°C üzerine çıkabilmektedir ve bu noktada oksidasyon ciddi problemler çıkarabilmektedir. Diskleri oksidasyona karşı korumak için iç ve dış çap kısımlarına oksidasyonu önleyici kimyasallar sürülmektedir. Temas eden kısımlara kimyasal sürülmez, zira bu diskler üzerinde zararlı etki yaptığı gibi karbonun aşınma karakteristiğini de etkilemektedir. (ASM, 1992)

Fren disklerinde görülen oksidasyon iki tipte sınıflandırılmaktadır. Bunlardan ilki katalitik oksidasyon denilen ve çevreden disklerin üzerine bulaşan kimyasal (örneğin uçakların buzlanmayı önlemek için yıkandığı kimyasallar) ve temizleyiciler ile reaksiyon sonucu oluşan oksidasyon olup karbon disklerle zarar vermektedir. Diğer tip oksidasyon ise termal oksidasyon olarak adlandırılan ve sıcaklığa bağlı oluşan oksidasyondur.

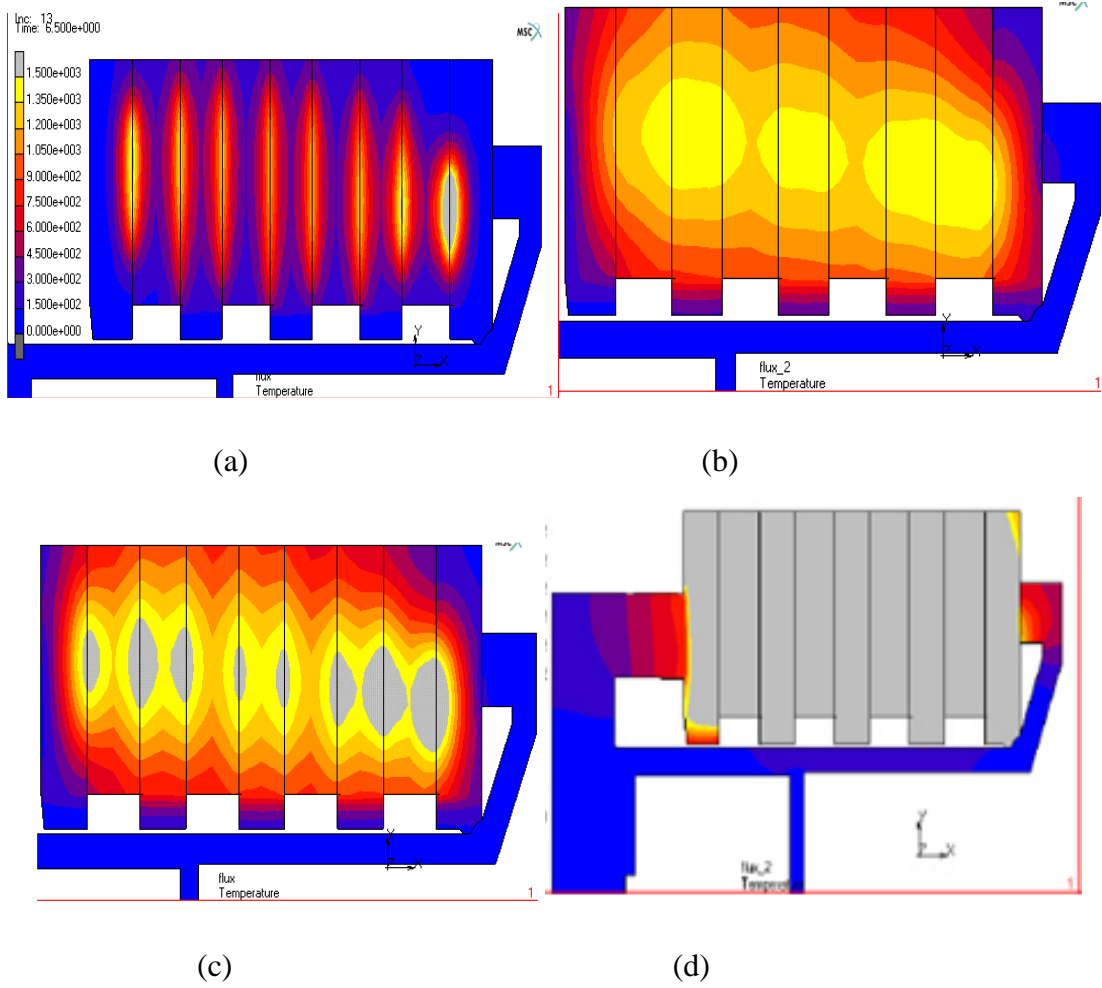
Frenlerin aşırı ısınmasına karşılık gerektiği takdirde hava soğutmalı sistemler kullanılabilir. Ancak bu sistemler iniş takımlarına ekstra yük ve büyüklük kazandırdığından gerekmedikçe tercih edilmez.

### 5.2.6 C/C Fren Disklerinde Termal Analiz

Frenleme sırasında ortaya çıkan sürtünme kuvveti nedeniyle oluşan yüksek ısı, her ne kadar diskler tarafından absorbe edilse de fren ünitesinin diğer bileşenleri de bu ısının etkisi altındadır. Bu nedenle uçağı oluşturan tüm parçaların tasarımında olduğu gibi fren ünitesinin dizaynı da hayati önem taşımaktadır.

Frenleme sırasında disklerin 700 ile 1500 derece arasında bir sıcaklığa ulaştığı düşünülürse bu sıcaklığın etkilediği jant, lastik ve aksların yapısında meydana gelebilecek değişimler uçağın iniş sırasında istenmeyen olaylara maruz kalmasına yol açacaktır. Yapılan araştırmalar 200°C den daha yüksek sıcaklığa çıkan bir lastiğın dayanımında belirgin azalmalar olduğunu göstermiştir. Daha uçak tasarım aşamasındayken yapılan çalışmalar ile bu tür olumsuzlukların önüne geçilmeye çalışılmaktadır. (Wolejsza vd. 2001)

Örneğin büyük gövdeli bir yolcu uçağının iniş sırasında sahip olduğu sayısal değerlerden yola çıkılarak iniş takımının termal özellikleri incelendiğinde ısı dağılımı şu şekilde belirlenmiştir;

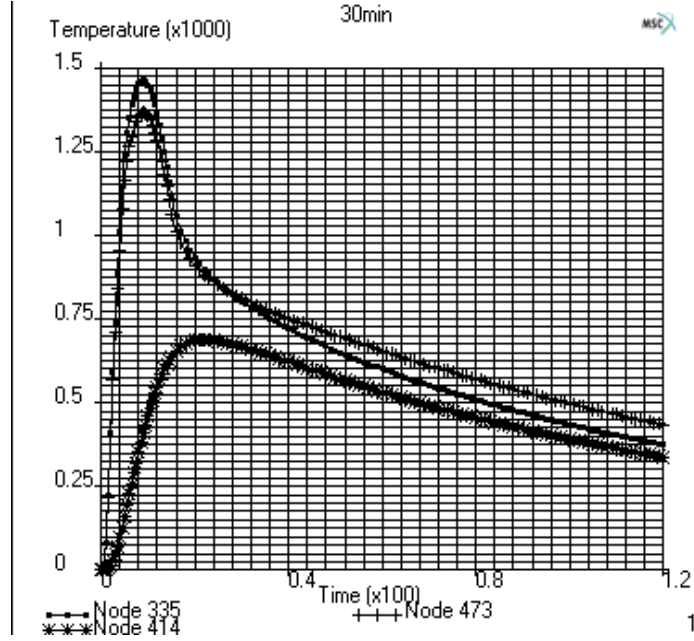


Şekil 5.29 a) 6,5 sn b) 15 sn c) 20 sn d) 30 sn sonra fren ünitesinin sıcaklık dağılımı (Wolejsza vd, 2001)

Rotor ve statorların birbirlerine sürtünmesinin yanı sıra, hidrolik ile itilen pistonun pressure plate denilen statora da kuvvet uygulaması sıcaklık dağılımının bu şekilde değişken olmasına neden olmaktadır.

Örneğin itme kuvvetinin ilk olarak etkilediği statorun diğerlerine göre daha kalın olması gibi boyutsal faktörler de sıcaklık dağılımını değiştirmektedir. Yapılan çalışmalarda pistona yakın olan disklerde sıcaklığın yanı sıra maruz kalınan gerilmelerin de termal dağılımı etkilemektedir.





Şekil 5.30 Frenleme sırasında pistonlara en yakın disk grubuna ait sıcaklık dağılımı

Şekildeki grafikte en yüksek iki değere sahip eğriler, 2-3 ve 3-4 numaralı diskler arasındaki sıcaklığı göstermektedir. Altındaki grafik ise 3. diskin dış dairesel kesimindeki sıcaklığı göstermektedir. Eğrilerden disklerin sürtünen yüzeylerinin ortalama 1300 derecelik bir sıcaklığa ulaştığı, pistonla yakın olan disklerin ise bu sıcaklıktan daha yüksek sıcaklıklara ulaştığı görülmektedir.

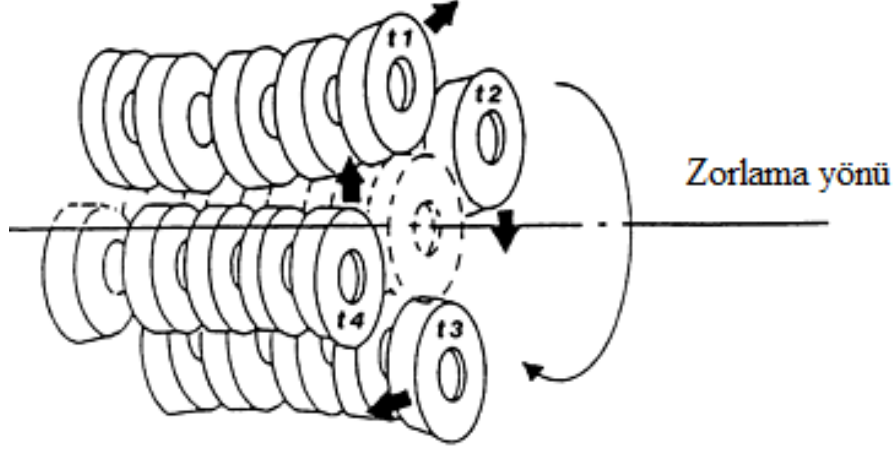
Modern fren sistemlerinin janta monte edilmiş ve tekerlekler ile birlikte dönen rotorlar ile fren ünitesine sabitlenmiş ve rotorlara sürterek frenleme sağlayan statorlardan oluştuğu daha önce belirtilmişti. Bu malzemelerin seçilmesi sırasında maliyet, ağırlık kazancı ve kullanım süresi gibi parametreler etkin rol oynasa da asıl kıstas fren disk malzemelerinin termal ve mekanik davranışlarıdır.

### 5.3 Disklerin Maruz Kaldığı Yük ve Zorlamalar

Uçak üzerindeki jant ve fren sistemi bazı noktalarda birbirine bağlanmış, bazı noktalarda ise tamamen bağımsız bir yapıya sahiptir. Ancak ne olursa olsun tekerleklere gelen büyük yükler karşısında tüm yapı etkilenmekte ve özellikle frenleme sırasında ister istemez jant ve frenlerde bir titreşim söz konusu olmaktadır.

Disklerde karşılaşılan en kritik vibrasyon tipi girdap şeklinde burulmaya yol açan titreşimdir. Bu olay hem uçağın ileriye doğru gitmesi, hem de pistonlardan dışarıya doğru bir basınç

uygulanması ile rotor ve statorların birbirine sürtmesi ve bu esnada da tekerleğin dönmesinin bir sonucudur.



Şekil 5.31 Karbon fren disklerinin maruz kaldığı titreşim prensibi

Ortaya çıkan bu yüksek tork değeri fren ünitesi üzerinde büyük bir yük oluşturmakta, bu da aşınma ve diskte malzeme kaybına yol açabilmektedir. Günümüz teknolojiyle bu yükler önceden hesaplanabilmekte, buna uygun tasarımlar gerçekleştirilerek minimum etkiyle bu olay giderilmektedir.

Fren disklerinde karşılaşılan diğer bir durum vibrasyon olayıdır. Metalik fren diskleri uzun ömürlü olmalarına karşılık frenleme sırasında titreşime de yol açmaktadır. Yapılan incelemelerde disklerdeki sürtünme katsayısı değeri arttıkça fren sistemi dengesizleşmekte ve bu da titreşime yol açmaktadır.

Bu amaçla tasarlanan yeni fren disk ve balatalarında üretici firmalar yeni ilavelerle daha pürüzsüz ve düzgün bir malzeme üretimi üzerinde çalışmaktadır. Vibrasyonun neden olduğu başlıca zarar ise uçakta yol açtığı titreşimin yanı sıra parçalarda yorulma ve çatlak hassasiyetini arttırıcı etki yapmasıdır.

Tüm bu etkiler göz önüne alınarak imal edilen bir fren ünitesi birebir gerçek koşullar altında test edilerek değerlendirilir. Hazırlanan malzeme kompozisyonu ile uygun yöntemlerle imal edilen fren diskleri gerçek bir uçak jantına yerleştirilerek bir uçak tekerleğine takılır ve iniş anındaki kuvvetin yapay olarak üretilip tekerleğe yansıtıldığı dev dinamometreler kullanılarak test edilir. Bu testler çok yüksek maliyetler içerdiğinden son derece hassas bir çalışma ile ve ancak birkaç üretici kuruluşun çatısı altında gerçekleştirilir.

Laboratuvar koşullarında gerçekleştirilen bu testler sonrasında yeterli gereklilikler sağlanırsa üretime başlanan fren diskleri bu kez gerçek bir uçak üzerine takılarak taksi, servis ve RTO koşulları altında test edilir. Tüm bu testlerden başarılı olunduğu takdirde ulusal sivil havacılık otoritelerince yetkilendirilen ürünün seri üretimine geçilebilir.

#### 5.4 Fren Disklerinin Kullanım Ömrünün Bağlı Olduğu Parametreler

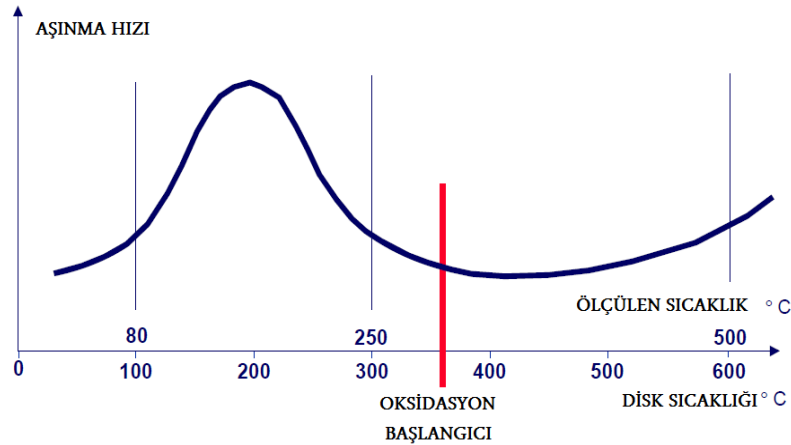
Karbon malzemelerin aşınma mekanizmaları çok farklı fiziksel olaylara dayanmakta ve üretim aşamasında üzerinde oynama yapılabilen tüm parametrelere bağlı olarak değişim göstermektedir. Örneğin Airbus yaşadığı deneyimleri birlikte çalıştığı fren üreticileri ile paylaşarak fren disklerinin maliyetini düşürücü, kullanım ömrünü ve servis sırasındaki beklentilerini arttırıcı çalışmalar yapmaktadır. Messier Bugatti, Honeywell ve Goodrich gibi üreticiler ve dünyanın dört bir yanındaki operatörler ile birlikte yapılan analizlerde karbon fren disklerini etkileyen parametreler şu şekilde sıralanmıştır.

##### 5.4.1 Uygulanan Frenleme Sayısı

Özellikle hava trafiğinin yoğun olduğu havalimanlarında yaşanan bu sorun fren disklerinin kullanım ömrünü %20-30 oranında azaltmaktadır. Hava trafiği nedeniyle normalden daha hızlı inebilen bir uçağın yaptığı sert frenleme veya kalkış için sıra bekleyen ve taksi yaparken sık sık fren yapmak zorunda kalan bir uçağın fren disklerinin ömründe bu tür bir azalma görülmektedir. (Airbus Technic, 2006)

##### 5.4.2 Disk Sıcaklığı

Tüm üreticilerin ortak görüşü frenleme nedeniyle oluşan ısı disk aşınmasında farklı etkiler ortaya koymaktadır. Yapılan analizler bu görüşü desteklemektedir.

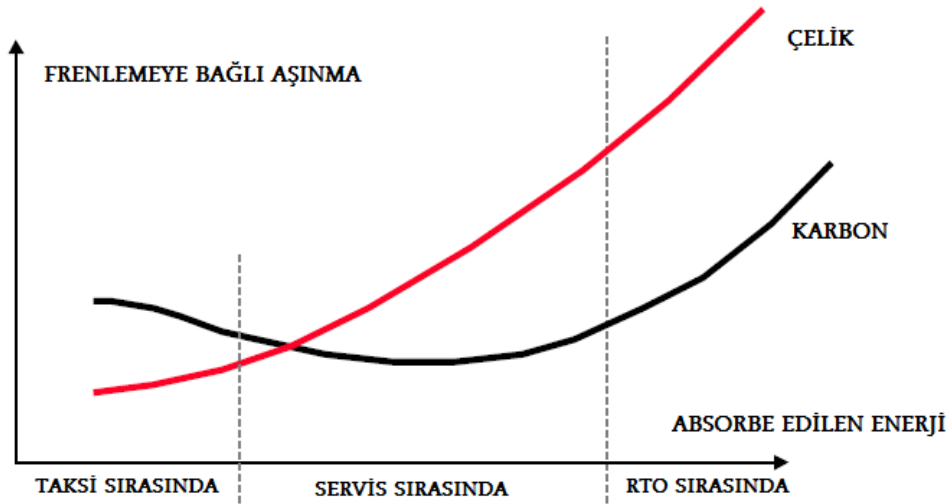


Şekil 5.32 Karbon diske ait sıcaklık aşınma grafiği (Airbus, 2006)

Örneğin karbon disklerde 100 ila 300 °C arasında yaşanan taksi frenlemelerinin aşınmaya etkisi, servis koşullarında yaşanan frenleme aşınmalarından daha fazladır. Sıcaklığın artmasıyla oluşan oksit filmi ara yüzeyi koruyarak aşınmayı azaltır.

### 5.4.3 Absorbe Edilen Enerji

Yapılan frenlemelere bağlı olarak fren disklerinin maruz kaldığı ısı girdisi ve kinetik enerji yukarıdaki maddeye benzer şekilde aşınmayı tetikleyici rol oynar. Çelik diskler ve karbon diskler bu noktada karşılaştırılırsa düşük enerji girdisinde çeliğin, yüksek enerji girdisinde ise karbonun daha iyi sonuçlar verdiği görülmektedir.



Şekil 5.33 Absorbe edilen enerjiye bağlı aşınma miktarı (Airbus, 2006)

Bu nedenle fren ünitesi uçağa takılmadan önce uçağın ne tip uçuşlar yapacağı göz önüne alınmalıdır. Kısa mesafe uçan, çok sayıda iniş kalkış yapacak olan bir uçakta çelik fren diskleri kullanmak daha iyi sonuçlar verirken, uzun mesafe uçan büyük gövdeli bir uçakta karbon diskler daha verimli olacaktır.

### 5.4.4 İklimsel Koşullar

Bazı üretici firmalar ve operatörlerce sıcak ve nemli iklimlerin aşınma hızını azaltıcı etki yaptığı rapor edilmiştir. Bunun nedeni oluşan sıcaklık nedeniyle ikliminde elvermesi sonucu oksidasyonun daha kolay oluşması ve frenleme sırasında oksit filminin aşınmayı azaltıcı etki yapmasıdır.

### 5.5 Disklere Uygulanan Bakımlar

Maksimum kullanım ömründen faydalanabilmek için üreticinin belirttiği koşullar ve bakımlar mutlaka sağlanmalıdır. Örneğin yeni bir fren disk topluluğu 65 mm aşınma pini ile yerleştirildiğinde ortalama 1600 uçuş yapabilecek durumdadır.

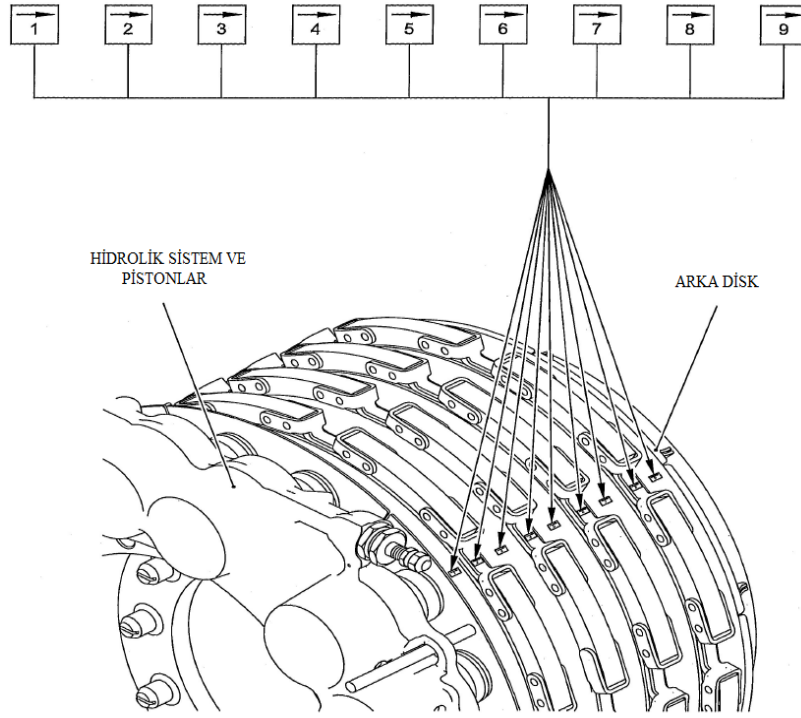
Uçaklar tiplerine ve özelliklerine göre farklı olmakla birlikte, uçuş sayılarına bağlı olarak A, B, C ve D bakım olarak adlandırılan ve farklı kapsamlar içeren bakımlara alınırlar. Bu bakımlar rutin yapılan bakımlar olabildiği gibi karşılaşılan çeşitli sorunlar nedeniyle gerçekleştirilen bakımlar da olabilmektedir.

Benzer şekilde uçaklardaki her komponent gibi jant ve fren üniteleri de ilgili atölyelerde bakıma alınır. Bu bakımlarda yapılarda herhangi bir deformasyon olup olmadığının kontrolünün yanı sıra, tahribatsız muayene (NDT) ve aşınma kontrolleri de yapılmaktadır. Yapılacak tüm bu kontroller uçak üreticisi tarafından hazırlanmış direktiflerde belirtilmiştir.

İniş takımları genelde uçak üzerinde bakıma alınırken jant, lastik ve fren üniteleri uçaktan sökülerek ilgili atölyelerde bakıma alınır. Lastiklerde herhangi bir kaçak, aşınma, kaplama kalkması gibi problemler olup olmadığına bakılırken, jant üzerinde de rotor ve statorların takıldığı kamalar kontrol edilerek NDT kontrolleri ile de olabilecek çatlak ve benzeri süreksizliklerin tespiti yapılır.

Fren disklerinin kontrolü ise kendi içerisinde ayrı bir dizi kontrol içermekte ve ayrı bir titizlik gerektirmektedir.

İşlem basamaklarına baktığımızda ilk olarak atölyeye gelen fren ünitesinde diskler çıkartmalarla numaralandırılır. Bu numaralandırma işlemleri sırasında dikkat edilmesi gereken nokta, disklerin söküldüğü şekil ve sırayla takılmasıdır. Özellikle birbirine temas eden yüzeyler birebir karşılaştırılır. Bu nedenle frenlerin aynı şekilde aşınmaya devam etmesi ve aynı frenleme etkisini yapması, diskler arasında boşluk oluşmaması sağlanır. (Messier Bugatti SB, 2009)



Şekil 5.34 Disk topluluğunun numaralandırılması (CMM, 2009)

Fren ünitesinden sökülen diskler vakumlu hava ile temizlenerek yapıda mevcut yabancı madde ve partiküllerin giderilmesi sağlanır. Yapılan ilk kontrolde herhangi bir parça kopması, kırılma, yüksek ısıdan dolayı yanma izleri varsa veya herhangi bir şekilde diskler üzerine alkali içeren kimyasallar spreylenmişse tüm diskler üretici firmaya iade edilir.

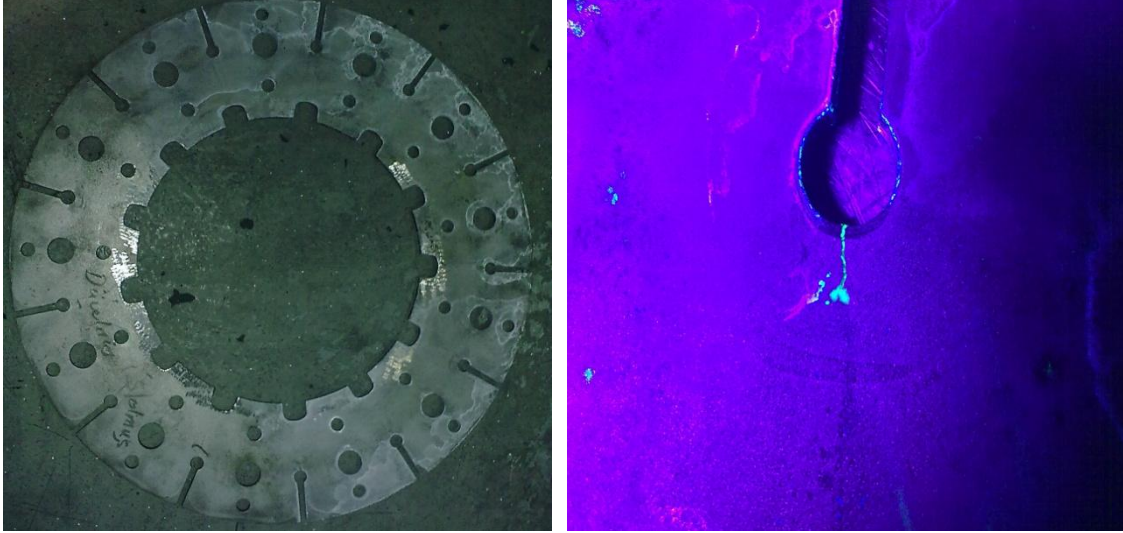
Herhangi bir sorun yoksa bu kez üretici firmanın izin verdiği kimyasallar ile diskler temizlenerek yüzeylere bulaşmış gres ve hidrolik gibi yabancı maddeler uzaklaştırılır. Az miktarda bir kimyasal ile sadece disklerin köşeleri veya temas yüzeyi çok hızlı bir şekilde silinerek bu artık maddeler temizlenmelidir. Tüm bu temizlikleri yapılan diskler incelenmek üzere işleme alınır.

Metalik malzemeden yapılmış disklerin başlıca problemi maruz kaldıkları yüksek gerilmeler ve sıcaklıktır. Bu da balatalarda incelmeye neden olurken disk yüzeylerinde de oksitlenmeye yol açmaktadır. Bu iki olumsuzlukta fren disklerinden beklenen özellikleri düşürmektedir.

Özellikle frenleme sırasında oluşan yüksek sürtünme kuvvetleri nedeniyle balatalardan veya disk yüzeylerinden kopmalar görülebilmektedir. Meydana gelebilecek büyük parça kopmaları ise temas yüzey alanını azalttığından istenilen frenleme torku elde edilememektedir. Yapılan çalışmalarda ve uygulamalarda sürtünme sırasında ilk olarak balatalarda parça kopmalarına

rastlanmış, buradan kopan parçalarında disk yüzeylerine hasar verdiği ve yüzeyini bozduğu gözlenmiştir.

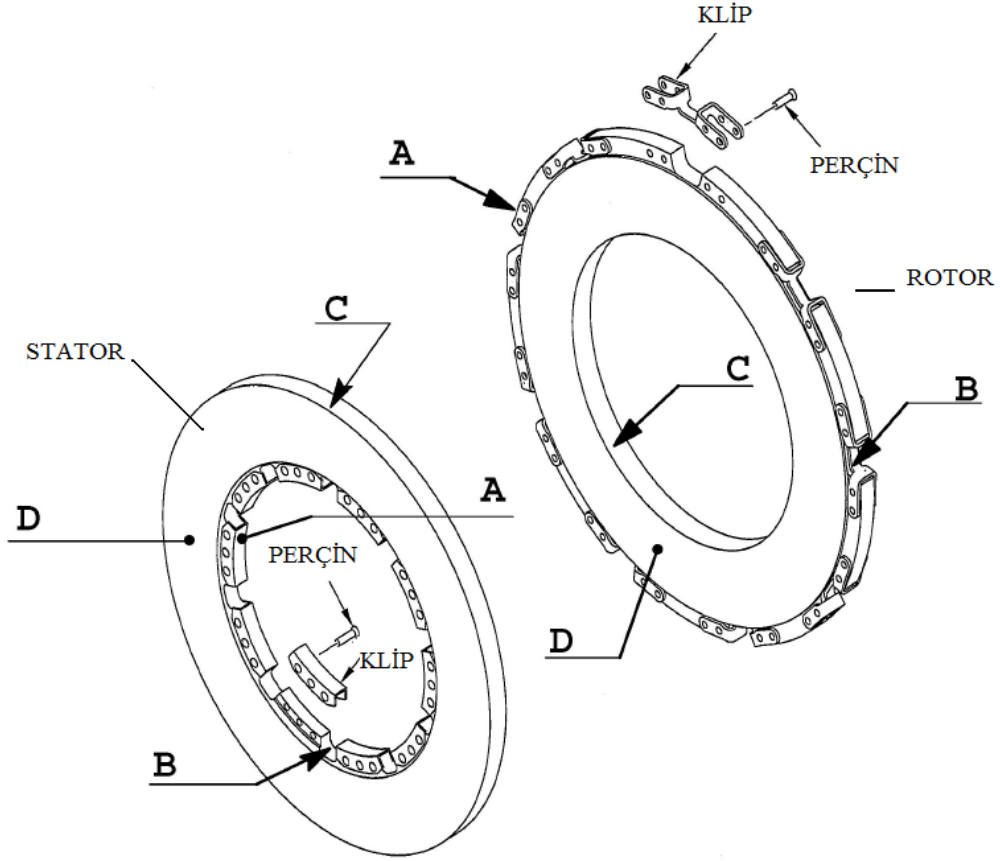
Rastlanan diğer bir problem ise sürtünme sırasında balataları diske sabitlemek için kullanılan perçinlerin kopması ve balata ile disk arasında kalarak stator yüzeylerine zarar vermektedir. Bu olumsuzlukları gidermek için balataların belli bir kalınlığın altına inmemesi belirlenmiş ve disk yüzeyleri için de daha dayanımlı malzemeler seçilmiştir.



Şekil 5.35 Pedlerin takıldığı disk ve en sık rastlanan çatlak şekli

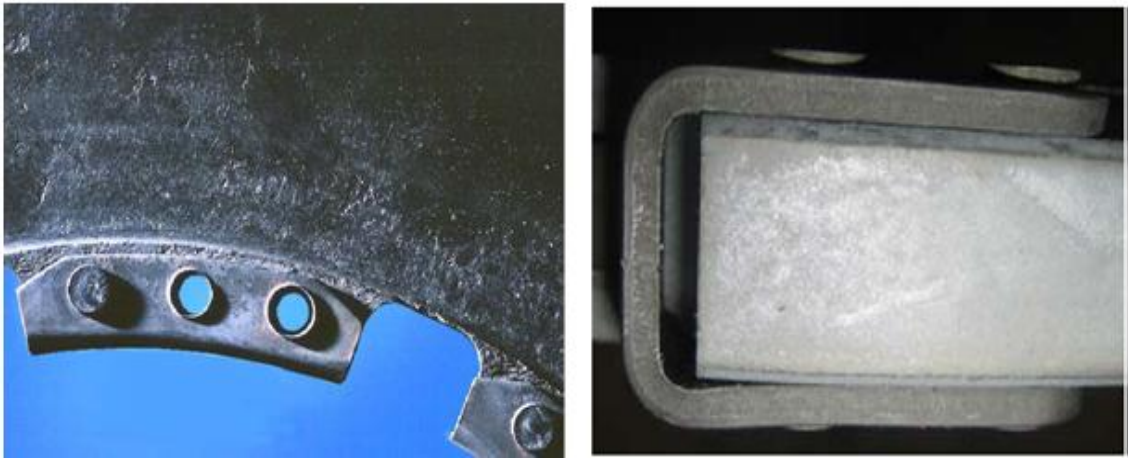


Şekil 5.36 Taşıyıcı diske sabitlenen ped ve perçin deliğinden başlayarak ilerleyen çatlak



Şekil 5.37 Kontrolü yapılan metal (A) ve karbon kompozit parçalar (B, C, D)

Metalsel parçalarda sıkça karşılaşılan sorunların başında ise disklerin köşeleri çeşitli darbelerden korumak ve yapı bütünlüğü sağlamak için takılmış kliplerde korozyon, perçin kaybı, gevşek perçin ve ezilme-kırılma gibi deformasyonlar gelmektedir.

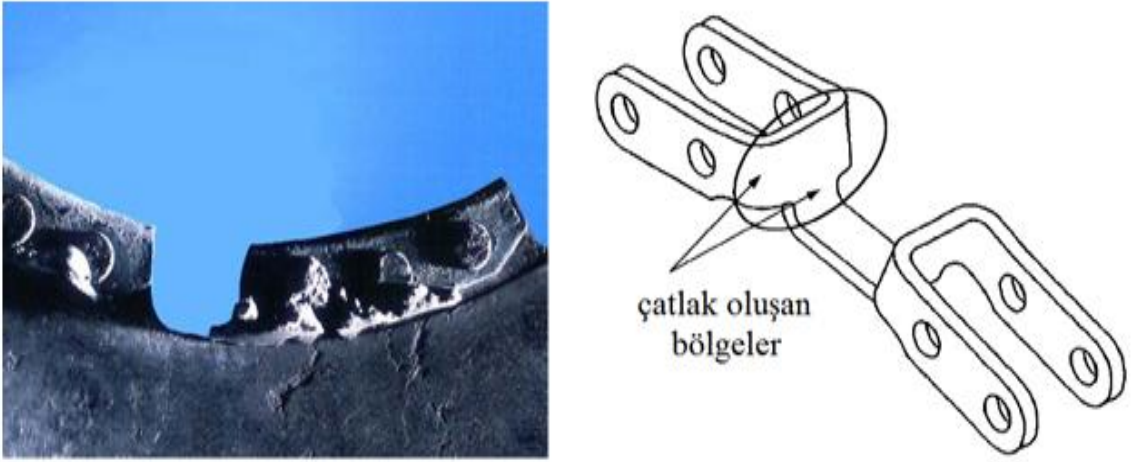


Şekil 5.38 Disk parçalarında görülen hatalardan birkaçı; perçin kaybı ve klipte eğrilik (Airbus, 2006)



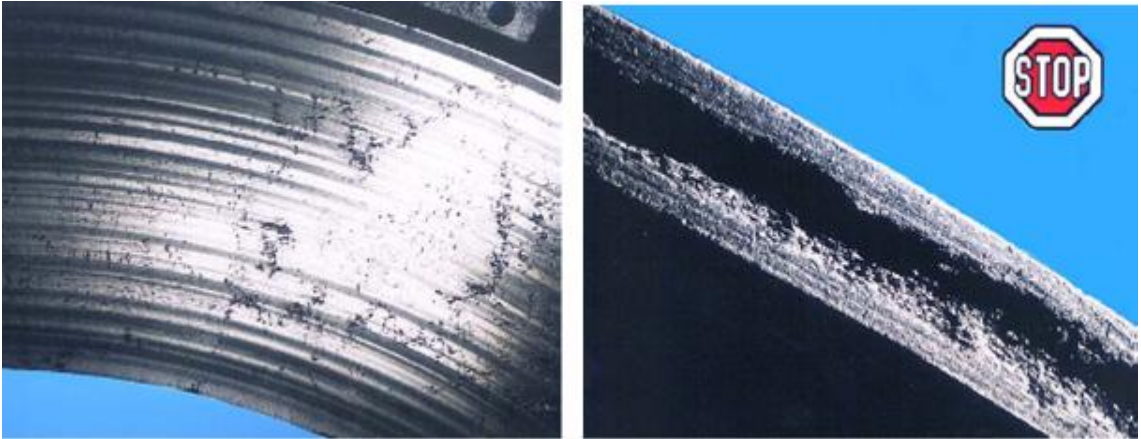


Şekil 5.39 Perçinlerde gevşeklik ve klipte korozyon

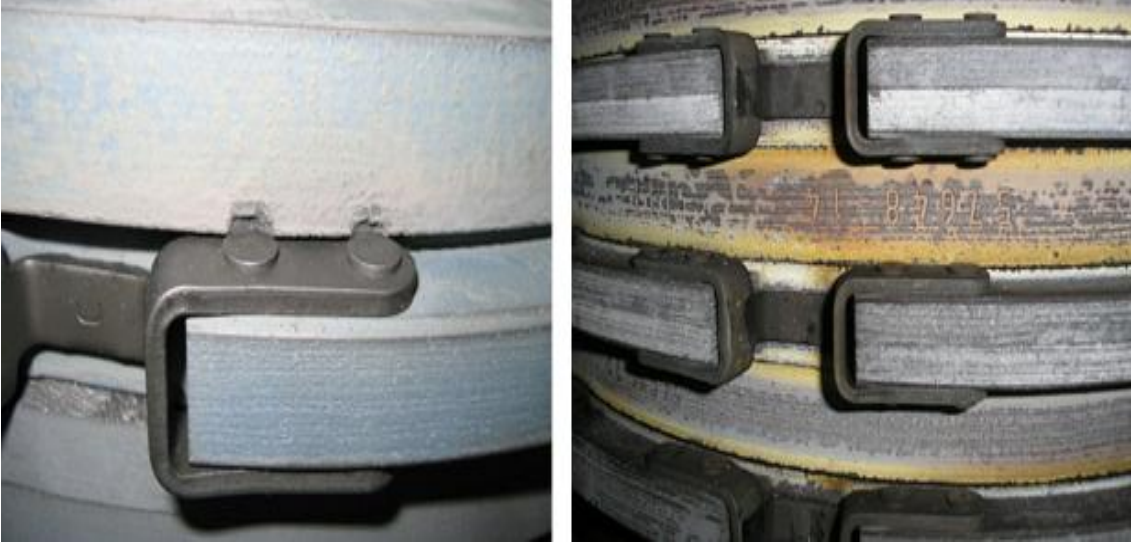


Şekil 5.40 Erimiş metal klip ve çatlak oluşması muhtemel bölgeler

Karbon kısımlardaki hataları incelediğimizde ise karşımıza genellikle ısı ve sürtünme kuvvetine bağlı olarak yanma veya parçalanma türü problemler çıkmaktadır.



Şekil 5.41 Sürtünme nedeniyle oluşan dökülme ve yüzey aşınması



Şekil 5.42 Klip nedeniyle parça dökülmesi ve oksidasyon sonrası diskler



Şekil 5.43 Termal oksidasyon sonrası açığa çıkmış fiberler (Messier Bugatti CMM, 2009)



Şekil 5.44 Yapıda kopma ve pistonların itmesi sonucu oluşmuş hasarlar



Şekil 5.45 Fren ünitesinin RTO sonrası durumu

Uçak karbon fren diskleri üretim prosesleri bakımından çok yüksek maliyetli oluşlarının yanısıra geri dönüşümlü olmaları nedeniyle, yapılan kontrollerde hasarlı disklerle rastlandığı takdirde bu diskler hurdaya atılmaz ve üretici firmaya geri gönderilir. Üretici firma tarafından geri dönüşüm ve üretim işlemlerinin ardından diskler yeniden servise verilir.

Havacılık, gerekli emniyet tedbirlerinden taviz vermeden elde edilecek en iyi koşulları en uygun maliyetle karşılamak üzere yapılan bir dizi hesaplamaları kapsamaktadır. Bu amaçla

uçağa ve dış etkenlere bağlı olarak kullanılacak bileşenlerde çeşitlilik göstermektedir. Fren nitelerinde de bu yaklaşım vardır ve metalik veya karbon kompozit bileşenlerin kullanılması uçağın yapısı, uçuş sayısı, uçuş mesafesi ve yük durumu gibi etmenlere bağlıdır.

Gelişen teknolojiye paralel olarak, sefere sokulan farklı nitelikteki her uçak serisine göre gerek fren nitesi gibi komponentlerde, gerekse gövde ve diğer kısımlarda yeni yapısal tasarımlar yapılmakta, kullanılan malzemelerde de çeşitlilik görülmektedir.

## 6. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

Deneysel çalışmalar sırasında günümüzde kullanılan metalik fren balata kompozisyonlarına bağlı olarak farklı oranlarda bileşime sahip bakır esaslı balatalardan faydalanıldı. Deneyleerde 3 farklı kimyasal bileşimde malzeme kullanıldı. Kullanılan bileşimler aşağıda verilmiştir.

Çizelge 6.1 1. Numuneye ait kimyasal kompozisyon

	Matris	Abrasif	Yağlayıcı	Diğer
1. NUMUNE	60 Cu 15 Fe	5 SiO <sub>2</sub>	8 MoS <sub>2</sub> 7 Grafit	5 Sn
TOPLAM	75	5	15	5

Çizelge 6.2 2. Numuneye ait kimyasal kompozisyon

	Matris	Abrasif	Yağlayıcı	Diğer
2. NUMUNE	72 Cu 7 Fe	2 SiO <sub>2</sub> 5 Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	2 MoS <sub>2</sub> 5 Grafit	7 Sn
TOPLAM	79	7	7	7

Çizelge 6.3 3. Numuneye ait kimyasal kompozisyon

	Matris	Abrasif	Yağlayıcı	Diğer
3. NUMUNE	75 Cu 5 Fe	5 SiO <sub>2</sub>	5 MoS <sub>2</sub> 5 Grafit	5 Sn
TOPLAM	80	5	10	5

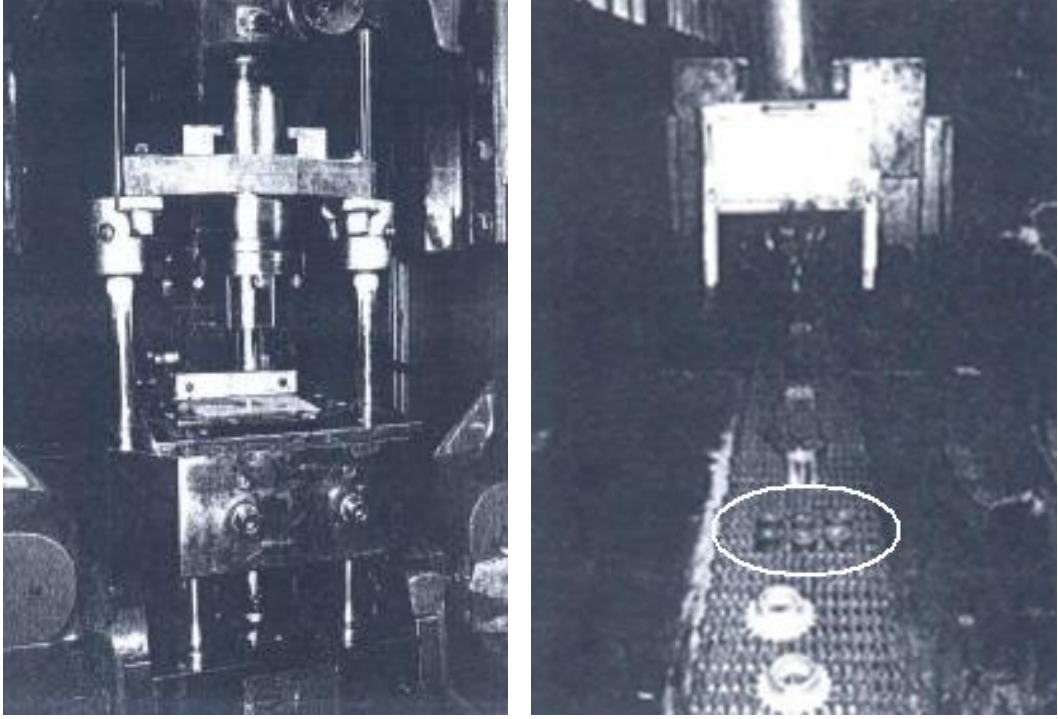
### 6.1 Balataların Üretimi

Deneyleerde kullanılan balataların üretimi sırasında Toz Metal Sanayi firması ile çalışılmıştır. Üretim esnasında ilk olarak kimyasal kompozisyonlarda belirtildiği üzere metal tozları karıştırıldı. Bu işlem mikser içersinde yaklaşık 30 dakika boyunca devam etti.

Yeterli bir homojenlik sağlandıktan sonra mikserden alınan tozlar 2,4 cm çapındaki dairesel kalıba doldurularak presleme işlemine alındı. Numunelerin çatlamasına izin vermeden

olabilecek en düşük kalınlık elde edildikten sonra kalıptan çıkarılan numuneler Sinter aşamasına verildi.

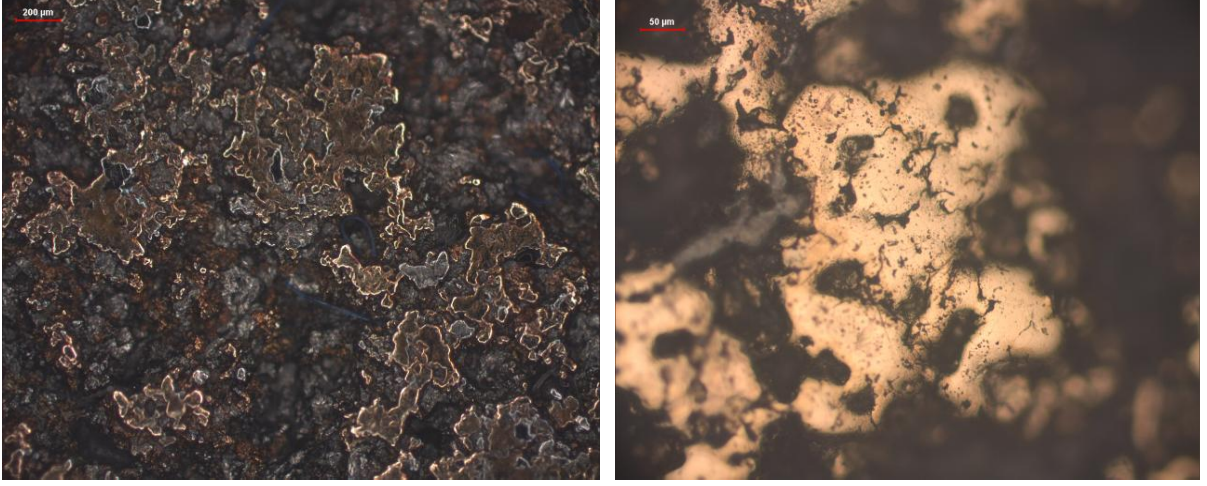
Deney numuneleri 800 °C sıcaklıkta 155 mm/dk hızla ilerleyen bant üzerinde 90 dakika boyunca sinterleme işlemine tabi tutularak son halini almaları sağlandı.



Şekil 6.1 Kullanılan pres ve sinter bandı

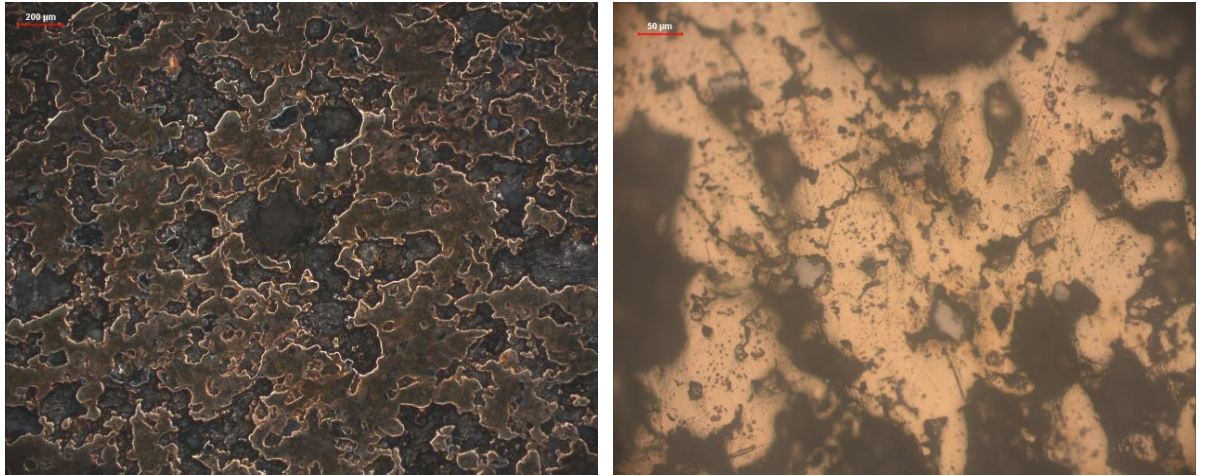
## 6.2 Deney Numunelerinin Mikro Yapıları

3 numunenin de Leica ICM 1000 marka görüntü analiz mikroskobunda mikroyapıları ve gözenek dağılımları incelendi. Bu amaçla numuneler ilk olarak 60, 120, 180, 220, 320, 400, 600, 800, 1000 ve 1200 numara zımpara kağıtları ile zımparalandı ve sonrasında da parlatıldı. Numunelerin ilk incelemelerinin ardından hazırlanmış yüzeyler dağlanarak tekrar mikroskop altına alındı. Bu incelemelerden elde edilen görüntüler aşağıda verilmiştir.



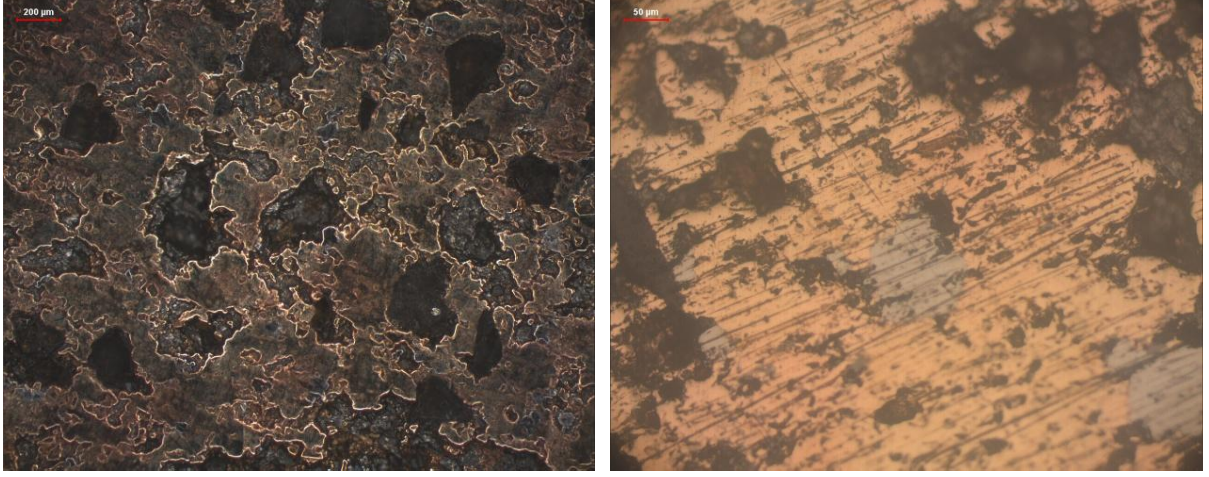
Şekil 6.2 1. Numuneye ait 50 büyütmedeki dağlanmamış ve 200 büyütmede dağlanmış yapı

Görüntülerden de anlaşılacağı gibi 1. numune oldukça gözenekli bir yapıya sahiptir. Gerek bakır oranının diğer numunelerden daha az ve Fe oranının daha fazla olması ve gerekse sinterleme sıcaklığı ile basıncının daha yüksek tutulmaması sebebiyle metal tozları arasında tam bir bağ sağlanamamıştır.



Şekil 6.3 2. Numuneye ait 50 büyütmede dağlanmamış ve 200 büyütmede dağlanmış yapı

Bakır oranının %72'leri bulunduğu 2 numaralı numunede beklenildiği gibi daha az gözenekli bir yapı ve bakır tozlarının yoğun olması sebebiyle birbiri ile daha çok bağ yapmış bir yapı görülmüştür. Dağlanmış haldeki numuneye 200 büyütmeyle bakıldığında ise sık bir şekilde bakır yapı ve demir tozlarından oluşmuş daha küçük yapılar ile boşluk kısımlar görülebilmektedir.



Şekil 6.4 3.Numuneye ait 50 büyütmede dağlanmamış ve 200 büyütmede dağlanmış yapı

Bakır oranı %75 ve diğer alaşım elementleri daha az olan 3 numaralı numune de bakır tozlarının genel yapıya hakim olduğu görülmüştür. Bununla birlikte 2 numaralı numuneye göre gözenek oranında açıkça bir azalma olduğu belirlenmiştir. Demir tozlarının oluşturduğu küçük topluluklar ve grafit parçacıkları görülmüştür.

Yapılan mikroyapı ve gözenek dağılımları incelemelerinde 1. numuneden 3. numuneye doğru malzeme yapısında gözlenir bir şekilde gözenek miktarının azaldığı, metalsel birleşimlerin arttığı ve daha homojen bir yapının oluştuğu gözlenmiştir.

Mikroyapı incelemelerinin ardından yapılan gözenek dağılımı ve yoğunluk ölçümleri ile sertlik deneylerinde elde edilen sonuçlarda bu verileri destekler nitelikte bulunmuştur.

### 6.3 Yoğunluk Hesabı Deneyleri

Deneylerde kullanılan 3 numunenin mikroyapı incelemelerinin ardından, sayısal veriler elde edebilmek için gözenek miktarının belirlenmesi amacıyla Arşimet Prensibine dayanan aşağıdaki deney yapıldı.

Arşimet prensibinden yola çıkılan ve suyun kaldırma kuvvetinden yararlanılan yoğunluk tespitinde ilk olarak hassas terazide malzemelerin kuru haldeki ağırlıkları tespit edildi.

Daha sonra numuneler hassas teraziye bağlanmış bir şekilde su içersine daldırılarak suyun kaldırma kuvvetinin de etkisiyle ağırlıklarındaki değişim incelendi. Deneylerde her bileşimden 2 numune alınarak testler gerçekleştirilmiş, bu sırada da numuneler A ve B olarak isimlendirilmiştir. Bu işlemler sonucunda elde edilen ağırlık değişimleri aşağıdaki gibidir.



Çizelge 6.4 Numunelere ait ağırlık değişimleri

Numune	Kuru Ağırlık (gr)	Sudaki Ağırlık (gr)
1A	18,5520	13,1417
1B	13,6306	9,7324
2A	21,3347	16,6316
2B	20,8808	15,9508
3A	21,3244	16,3844
3B	21,5115	16,6515

Kuru haldeki ve su içersine daldırılmış haldeki ağırlıkları tartılan numunelerin 6.1 formülü yardımıyla yoğunlukları hesaplandı.

m1: malzemenin kuru haldeki ağırlığı

m2: malzemenin su içersindeki ağırlığı

$\rho$  : yoğunluk olarak gösterilirse;

$$\rho = m1 / (m1 - m2) \quad (6.1)$$

Çizelge 6.5 Numuneler ve hesaplanan yoğunlukları

Numune	Yoğunluk
1. Numune $\delta_{(ort)}$	3,46 gr/cm <sup>3</sup>
2. Numune $\delta_{(ort)}$	4,38 gr/cm <sup>3</sup>
3. Numune $\delta_{(ort)}$	4,36 gr/cm <sup>3</sup>

#### 6.4 Gözenek Oranının Hesaplanması

Kullanılan numunelerdeki gözenek oranının hesaplanması için uygulanan bu deneyde, numunelerin ilk olarak kuru haldeki ağırlıkları ve sonrasında da yeterli süre yoğunluğu bilinen sıvı içersinde bekletilmiş haldeki ağırlıkları belirlenmek koşuluyla gözenek oranı bulundu.

Bu amaçla ilk olarak kumpas yardımıyla numunelerin boyutları ölçülerek hacim hesaplandı. Daha sonra ise aşağıdaki formül yardımıyla malzemenin hacmi ve ağırlıklarından yola çıkılarak gözenek oranı hesaplandı. Deney sırasında saf su kullanılarak hesaplamalarda kolaylık sağlandı.

$$\Delta G = G_v - G = V_p \times d_{su} \quad (6.2)$$

$$\% P = 100 \times V_p / V \quad (6.3)$$

$G$  = malzemenin kuru haldeki ağırlığı (gr)

$G_s$  = Suda bekletilmiş haldeki ağırlık (gr)

$V_p$  = Gözenek hacmi (cm<sup>3</sup>)

$V$  = Numune hacmi (cm<sup>3</sup>)

$\% P$  = Gözenek Oranı

Deney sırasında kullanılan numunelerin boyutları ve hacimleri şu şekilde bulunmuştur.

Çizelge 6.6 Numunelere ait boyutlar ve hacim değerleri

Numune	Çap (cm)	Yükseklik (cm)	Hacim (cm <sup>3</sup> )
1A	2,504	1,101	5,419
1B	2,489	0,807	3,924
2A	2,461	1,112	5,286
2B	2,456	1,110	5,208
3A	2,467	1,110	5,303
3B	2,457	1,103	5,227

Deney sırasında hesaplamalarda kolaylık sağlaması amacıyla yoğunluğu 1 gr/cm<sup>3</sup> olan saf su kullanıldı. Gözeneklerin iyice açılıp maksimum şekilde su ile dolması amacıyla numuneler iki saat boyunca sıcak su içerisinde bekletildi ve ıslak ağırlıkları bu işlem sonrasında tartıldı.

Numunelerin işlem öncesi kuru ağırlıkları ve gözenekleri su ile dolmuş haldeki ağırlıkları tartılarak yukarıdaki formüller yardımıyla gözenek hacmi ve devamında da gözenek oranı bulundu.

Çizelge 6.7 Elde edilen gözenek oranı değerleri

Numune	Kuru Ağırlık (gr)	Yaş Ağırlık (gr)	Gözenek Oranı (%)
1A	18,5520	20,4745	35
1B	13,6306	15,0970	37
2A	21,3347	23,0274	32
2B	20,8808	22,5836	32
3A	21,3244	22,8631	29
3B	21,5115	22,9998	28

Gözenek oranının tespit edilmesi amacıyla yapılan bu deney de, elde edilen diğer verileri destekler nitelikte çıktı. Gerek mikroyapı incelemelerinde çekilen görüntülerden gerekse yoğunluk hesaplamalarında bulunan değerlerden anlaşılacağı üzere en fazla gözenek oranına sahip numune ortalama %36 boşluk ile 1 numaralı malzeme çıkmıştır. Birbirine yakın oranlarda kimyasal bileşime sahip 2 ve 3 numaralı numuneler ise beklenildiği gibi sırası ile ortalama % 29 ve 32 oranında gözeneğe sahiptir.

### 6.5 Sertlik Deneyleri

Balata numunelerinin sertliklerinin belirlenmesi amacıyla yapılan deneylerde Brinell Sertlik ölçme yöntemi kullanıldı. Bakır esaslı malzeme olduğundan ilgili standartlara göre 2,5 mm'lik bilye ve 62,5 kg'lık yük kullanıldı. Elde edilen bilye izlerinden yola çıkarak sertlik değeri bulundu.

$$HB = \frac{2F}{\pi \cdot D \cdot (D - \sqrt{D^2 - d^2})} \quad (6.4)$$

F = Uygulanan kuvvet

D = Bilye çapı,

d = İz çapı

Çizelge 6.8 Numunelerde ölçülen iz çapı ve sertlik değerleri

Numune	dort (mm)	HB
1A	2,34	9.82
1B	2,31	10,2
2A	2,20	12
2B	2,23	11,6
3A	2,11	13,7
3B	2,16	12,8

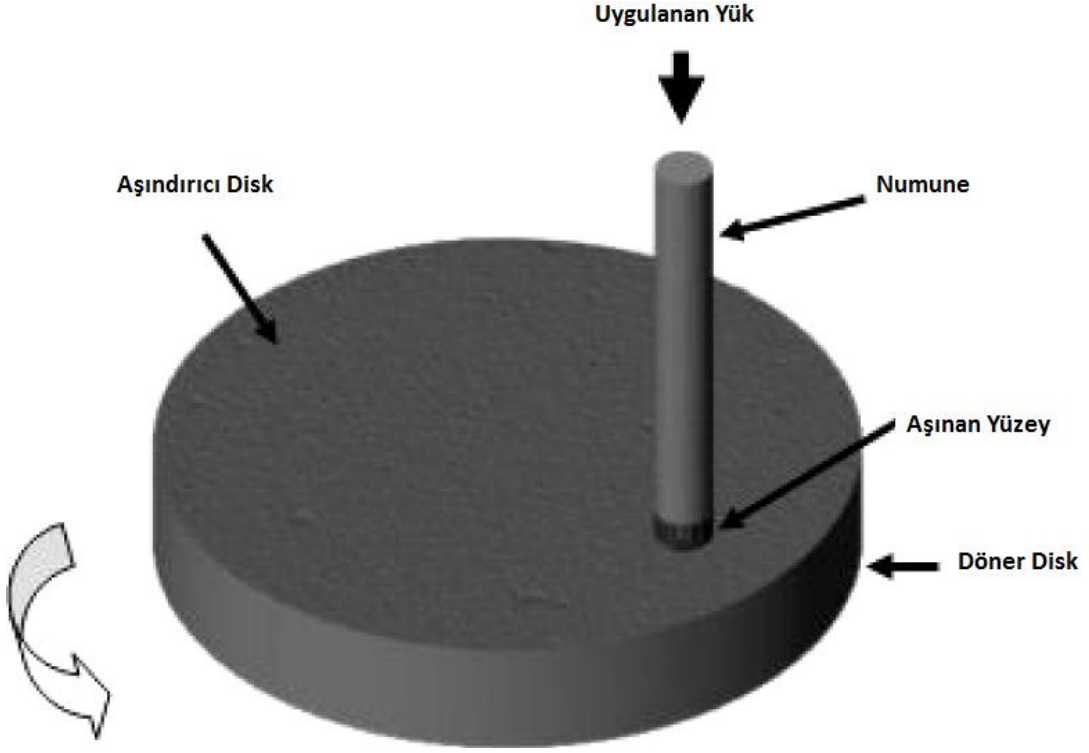
Yapılan incelemelerde en yüksek sertlik ortalama 13 HB değeri ile 3 numaralı numunede görülürken, en düşük sertlik ortalama 10 HB değeri ile 1 numaralı numune de belirlenmiştir. Bu sonuçlar numunelerin boşluk oranı ile doğru orantılı olduğundan sertlik sıralaması beklenen değerlerdedir. Gözenek oranının yüksek oluşu ve malzemelerin bakır esaslı oluşu sertlik değerlerinin düşük olmasına neden olmuştur. Ancak bulunan değerler, benzer bileşimde imal edilmiş ve şu an kullanımda olan uçak balata malzemelerinin sahip olduğu değerlerden daha düşüktür.

### 6.6 Aşınma ve Sürtünme Testleri

Hazırlanan balata malzemelerinin tribolojik özelliklerinin belirlenmesi amacıyla yapılan aşınma ve sürtünme deneylerinde pin-on disk adı verilen bir düzenkten faydalanıldı.

Pin-on disk test cihazı sürtünme kuvvetine maruz kalan yüzeylerin aşınma dayanımının ve sürtünme katsayısının bulunması amacıyla kullanılan standart bir test cihazıdır. Sistem, temelde istenilen düzeyde ayarlanabilen bir devirle dönmekte olan disk üzerine yine istenilen bir kuvvetle yerleştirilen sabit bir parçanın (pin) aşınma durumunun belirlenmesi esasına dayanır. Deney sırasında dikkat edilmesi gereken nokta pin durumundaki parçanın döner disk ile tam bir temas halinde olmasıdır. (ASTM G99, 2005)

Test cihazının üzerine yerleştirilebilen farklı ağırlıklar ile disk üzerine istenilen miktarda basma kuvveti uygulanabildiği gibi, diskin devir sayısı da değiştirilerek farklı simülasyonlar yapılabilmektedir.



Şekil 6.5 Pin-on disk test cihazının şematik görünümü

ASTM G99 standardına göre yapılan testte numunenin cihaza takıldığı andaki ilk boyutları ve aşınma testi sonrasındaki son boyutları ölçülerek aradaki farktan aşınma miktarı belirlenebileceği gibi benzer şekilde ilk ve son ağırlık miktarları tartılıp ağırlık kaybı aracılığı ile de aşınma miktarı belirlenebilmektedir.

Test sırasında kullanılan deney numunesinin malzemesi, boyutları ve yüzey kalitesinin yanı sıra kullanılan yükleme kuvveti, diskin dönme hızı, numunenin diske temas noktasının merkeze uzaklığı, sıcaklık ve ortam koşulları da deneyi etkileyen diğer parametrelerdir.

3 farklı bileşime sahip deney numunelerinin aşınma ve sürtünme davranışlarının belirlenmesi amacıyla yapılan bu deneyde yerli imalat Pin-on disk cihazı ve aşındırıcı olarak da 1050 çelik disk kullanıldı.

Numuneler deney öncesi 0,0001 gr hassasiyetli terazi ile tartıldı ve aşınma kayıplarının belirlenebilmesi için kullanılmak üzere kaydedildi. 1 numaralı deney numunesi yeterli özellikleri sergileyemediğinden deney sırasında parçalanmış ve istenen sonuçları verememiştir. Bu nedenle deney sırasında 2 ve 3 numaralı numuneler kullanılabilmiştir.



Şekil 6.6 Deneylede kullanılan Pin-on disk test cihazı

Deney sırasında düzeneğe bağlanan numunelerin üzerine ağırlık olarak 1078 gr'lık (10571 N) yük uygulandı. Maksimum 71 dev/dk yapan cihaz çalıştırılarak oluşan sürtünme kuvveti ekranda okundu. Cihaz tarafından kaydedilen verilerden yola çıkılarak alınan yola bağlı olarak sürtünme kuvveti ve sürtünme katsayısı grafikleri oluşturuldu.

Deney sırasında numuneler, 2000 metrelik mesafede ölçüme tabi tutulmuş ve her 500 metrede ağırlıkları ölçülerek aşınmaya bağlı kütle kaybı hesaplanmıştır. Numunelerin mesafelere bağlı kütle değişimleri aşağıdaki çizelgede verilmiştir.

Çizelge 6.9 Numunelerde deney boyunca görülen ağırlık değişimi

	<b>2 Numaralı Numune</b>	<b>3 Numaralı Numune</b>
Başlangıç Ağırlığı	1.7853 (gr)	2,2180 (gr)
500 m sonra	1,7839	2,2169
1000 m sonra	1,7826	2,2166
1500 m sonra	1,7814	2,2162
2000 m sonra	1,7802	2,2159

Bunun yanı sıra elde edilen veriler ışığında malzemelerdeki kütle ve hacme bağlı aşınma kaybı, aşınma hızı ve sürtünme katsayısı hesaplanarak bu bilgiler grafiklerle desteklendi. Ayrıca numunelerin aşınma öncesi ve sonrası yüzey durumları 100 büyütme ışık mikroskobu altında incelendi.

Deney sırasında ilk olarak yük, mesafe ve hız gibi temel parametreler belirlendi. Piste inen bir uçağın ortalama 1500-2000 metrelik bir yol kat ettiği düşünülerek mesafe olarak bu uzaklık alındı. Hız olarak cihazın çıkabildiği maksimum hız olan 71 devir/dakika ve yük olarak da 1078 gr'lık ağırlık kullanıldı.

$$P = W/A \text{ (N/mm}^2\text{)} \quad (6.5)$$

$$A = \pi r^2 \quad (6.6)$$

6.5 formülü yardımıyla kullanılan yüke ve numunenin temas alanına bağlı olarak uygulanan basınç kuvveti bulundu.

$$W = 1078 \text{ gr} \times 9,80665 = 10,5715 \text{ N numuneye etkiyen kuvvet olarak,}$$

$$A = \pi \times (2,85)^2 = 25,5176 \text{ mm}^2 \text{ numunenin temas alanı olarak hesaplandı.}$$

$$P = 0,41428 \text{ N/mm}^2 \text{ olarak bulundu.}$$

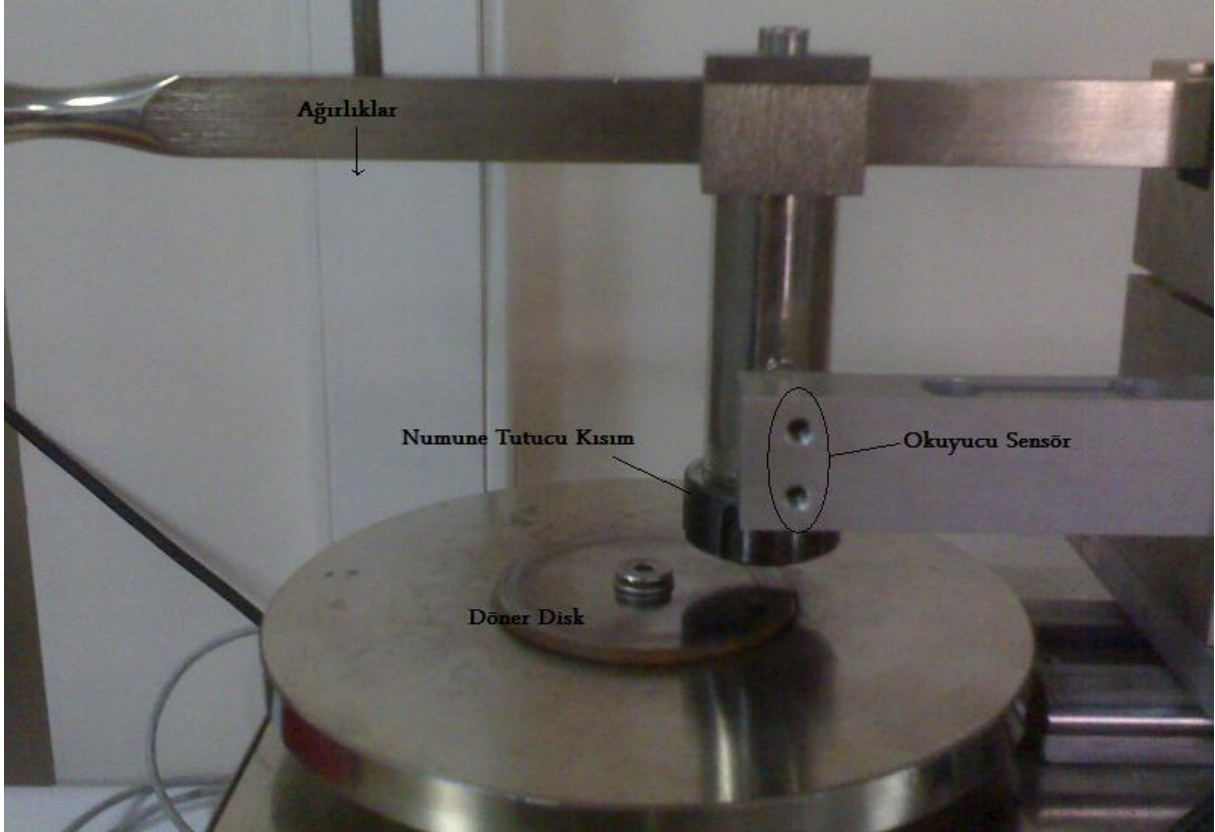
6.7 formülü ile istenilen bilinmeyen değer çekilerek zaman veya mesafe hesap edilebilmektedir. Deneyde mesafe olarak 500 m baz alınmış, toplam 2000 metre mesafe de değişim incelenmiştir.

$$L = \pi D_n N T \quad (6.7)$$

Numunenin diske temas ettiği nokta 32 mm olarak ölçülmüştür. Devir sayısı 71 dev/dk, yol 500 m alındığında  $T = 35$  dk bulunmuştur. Buradan diskin dönme hızı bulunmuştur.

$$v = L/T \quad (6.8)$$

$v = 0,238$  m/s bulunmuştur.



Şekil 6.7 Döner disk ve numunenin yerleşimi

Sürtünme katsayısının hesaplanması sırasında ise cihazdan okunan sürtünme kuvveti, uygulanan yüke bölünmüş ve hesaplama yapılmıştır.

$$F = F_s \times W \quad (6.9)$$

Temel değerlerin ardından 2 numaralı numune cihaza bağlanmış ve 500, 1000, 1500, 2000 metre mesafelerde aşınmaya tabi tutularak kütle ve hacim kayıpları belirlenmiştir.

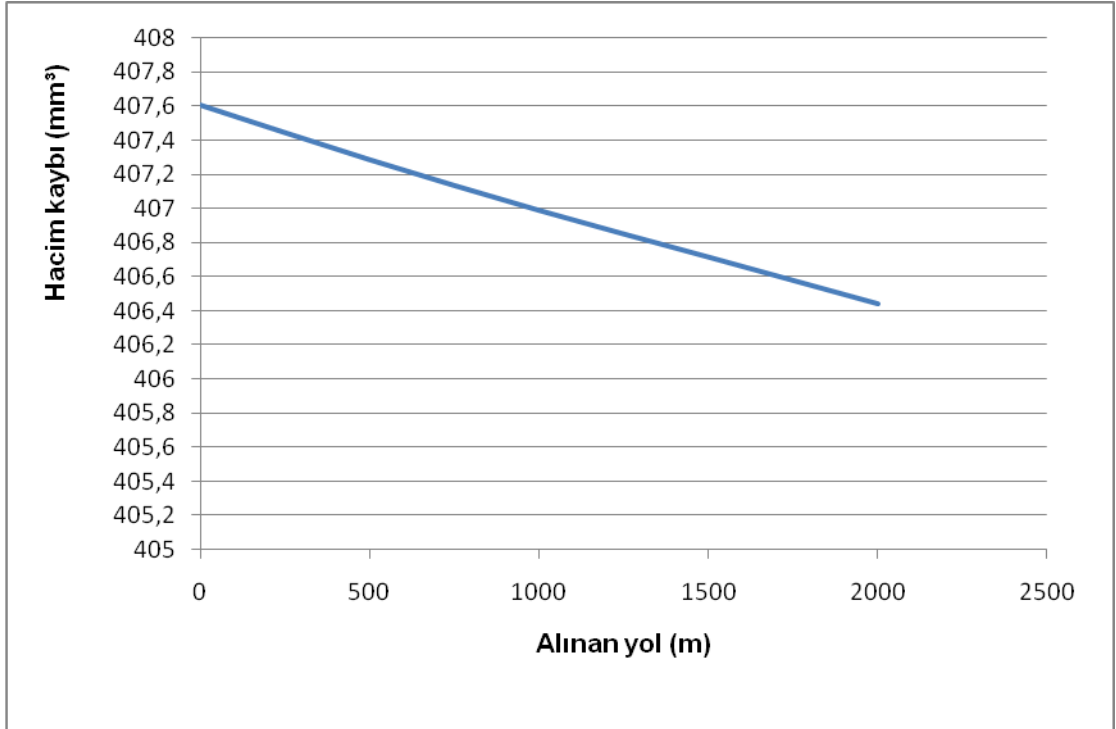
$$V = (m_2 - m_1) / \rho \quad (6.10)$$



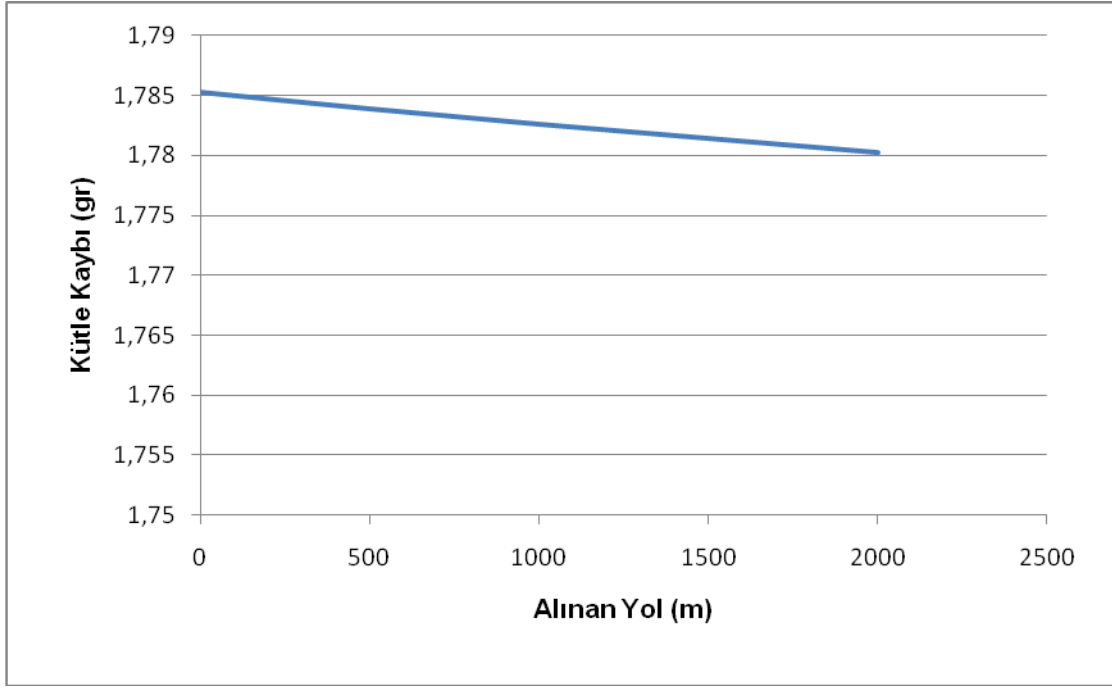
6.10 formülünden aşınan malzeme hacmi belirlenmiştir. Elde edilen veriler aşağıdaki Çizelgede belirtilmiştir.

Çizelge 6.10 Yola bağlı olarak aşınan malzeme hacim miktarı

0-500 m arası	0,3196 mm <sup>3</sup>
500-1000 m arası	0,2968 mm <sup>3</sup>
1000-1500 m arası	0,2739 mm <sup>3</sup>
1500-2000 m arası	0,2739 mm <sup>3</sup>
0-2000 m arası	1,1642 mm <sup>3</sup>



Şekil 6.8 Toplam numune hacminin yola bağlı olarak değişimi



Şekil 6.9 Toplam numune kütesinin yola bağlı olarak değişimi

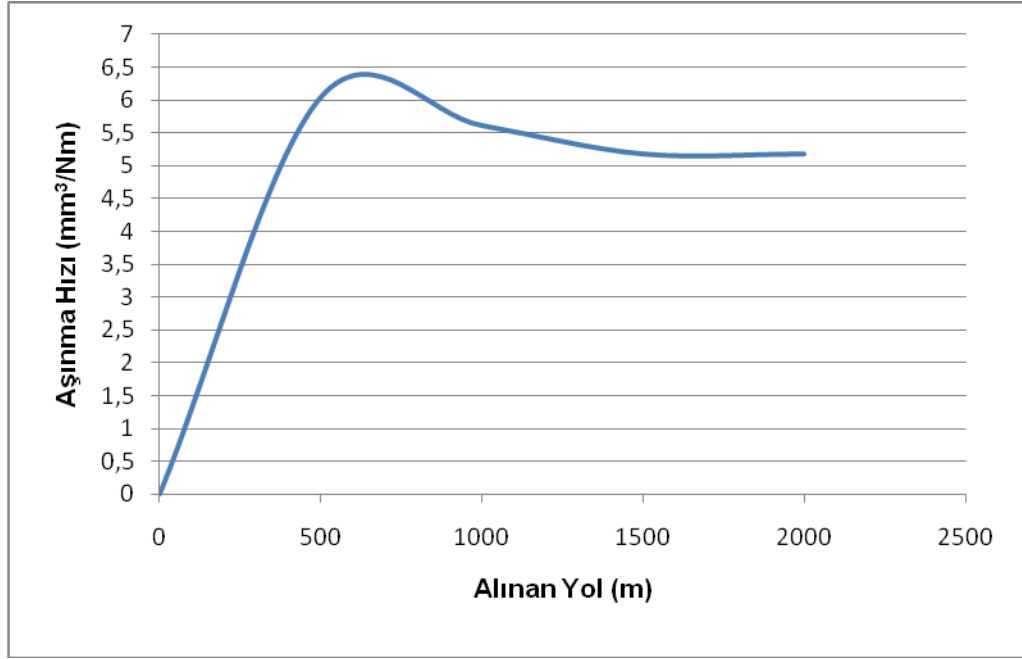
2 numaralı numunenin aşınma hızının belirlenmesi için (6.11) formülünden faydalanıldı.

$$S_w = V/WL \text{ (mm}^3\text{/Nm)} \quad (6.11)$$

Formüle göre aşınan malzeme hacmi, uygulanan kuvvete ve yola bölüldüğü takdirde, spesifik aşınma hızı oranı bulunabilmektedir. Bu amaçla yapılan işlemlerde aşağıdaki değerler hesaplanmıştır.

Çizelge 6.11 2 numaralı numunenin yola bağlı aşınma hızı değişimi

Mesafe (m)	Aşınma Hızı (mm <sup>3</sup> /Nm)
0-500	6,0464. 10 <sup>-5</sup>
500-1000	5,6150. 10 <sup>-5</sup>
1000-1500	5,1818. 10 <sup>-5</sup>
1500-2000	5,1818. 10 <sup>-5</sup>
0-2000	5,5067. 10 <sup>-5</sup>



Şekil 6.10 Alınan yola bağlı olarak aşınma hızı grafiği

Aşınma direnci açısından bu numunelerin incelenmesinde ise 6.12 numaralı formülden faydalanıldı.

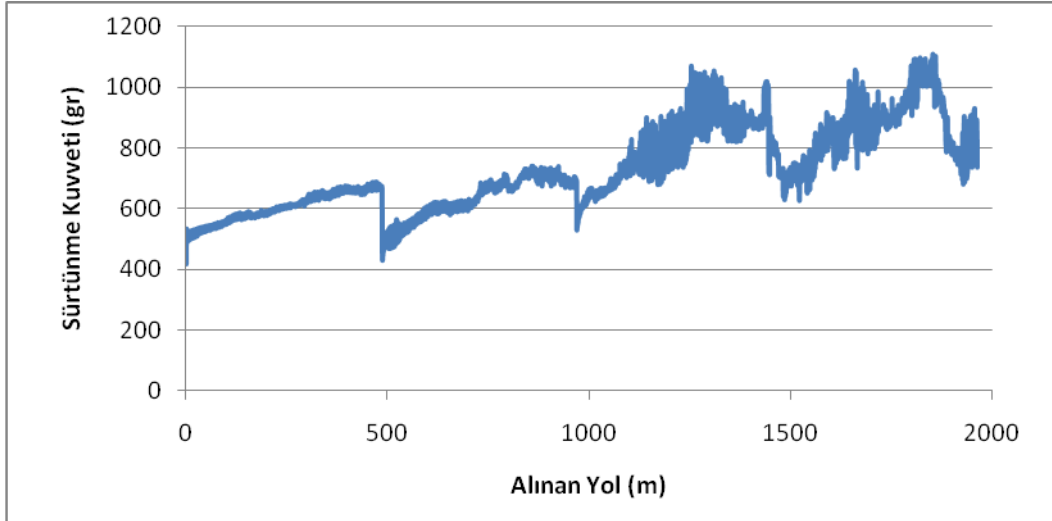
$$W_r = LW/V \text{ Nm/mm}^3 \quad (6.12)$$

$W_{r0-500} = (5 \cdot 10^2 \cdot 10,5715) / 0,3196 = 0,1653 \cdot 10^5 \text{ Nm/mm}^3$  şeklinde işlem yapıldı.

Çizelge 6.12 2 numaralı numunenin mesafeye bağlı aşınma direnci değişimi

Mesafe (m)	Aşınma Direnci (Nm/mm <sup>3</sup> )
0-500	0,16530. 10 <sup>5</sup>
500-1000	0,17810. 10 <sup>5</sup>
1000-1500	0,19298. 10 <sup>5</sup>
1500-2000	0,19298. 10 <sup>5</sup>
0-2000	0,18159. 10 <sup>5</sup>

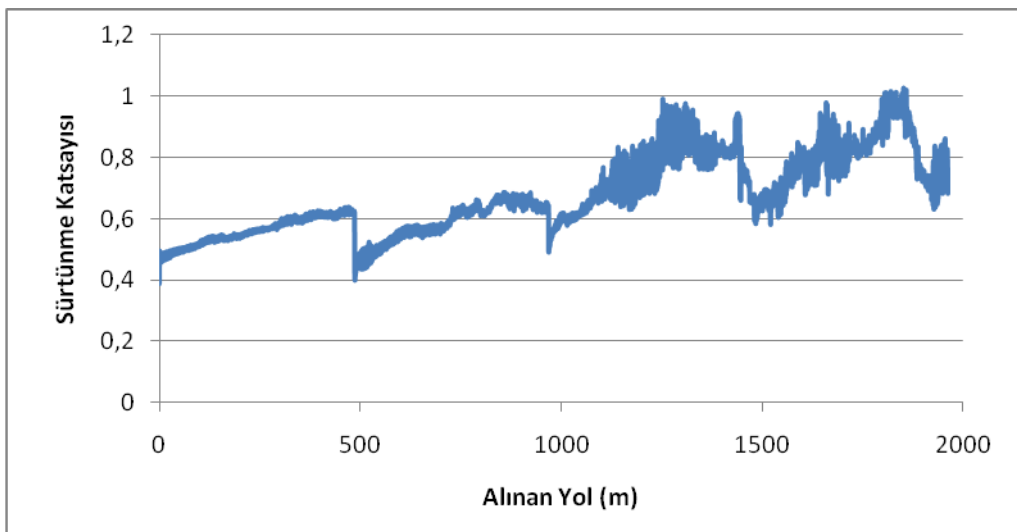
2 numaralı numune ile yaklaşık 2000 m mesafe üzerinden deney gerçekleştirilerek son olarak cihazdan okunan sürtünme kuvveti değerleri yardımıyla sürtünme katsayıları hesaplandı.



Şekil 6.11 Deney sırasında sürtünme kuvveti – alınan yol değişimi grafiği

Aşınma deneyi sırasında pin-on disk cihazında okunan sürtünme kuvvetlerinin değişimi yukarıdaki grafikte verildiği gibidir. Öncelikle numune yüzeyinin tamamen dönen diske alışması ve yüzeyin tüm noktalarının temas halinde olması gerektiğinden ilk değerler daha düşük sürtünme kuvvetine sahip olmuş ancak numune ilerleyen safhalarda daha iyi bir temas yüzeyi yakalamış ve daha yüksek bir sürtünme kuvveti sergilemiştir.

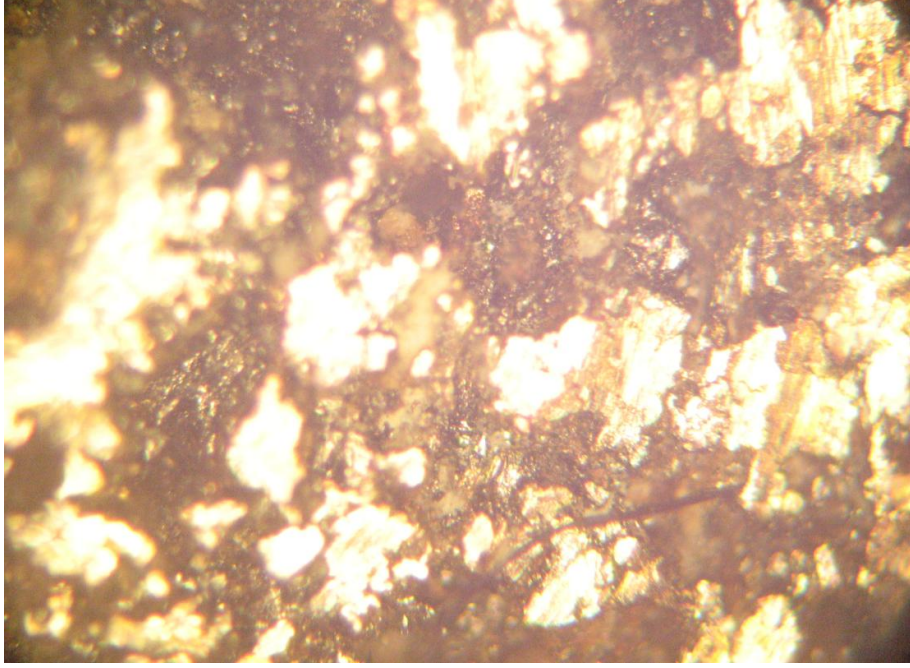
İlk başlarda 600 gr civarı bir sürtünme kuvveti gözlenirken ilerleyen bölümlerde bu değer 800-900 gr civarına yükselmiştir. Bu değerlerden yola çıkılarak elde edilen sürtünme katsayısı grafiği de aşağıdaki gibidir.



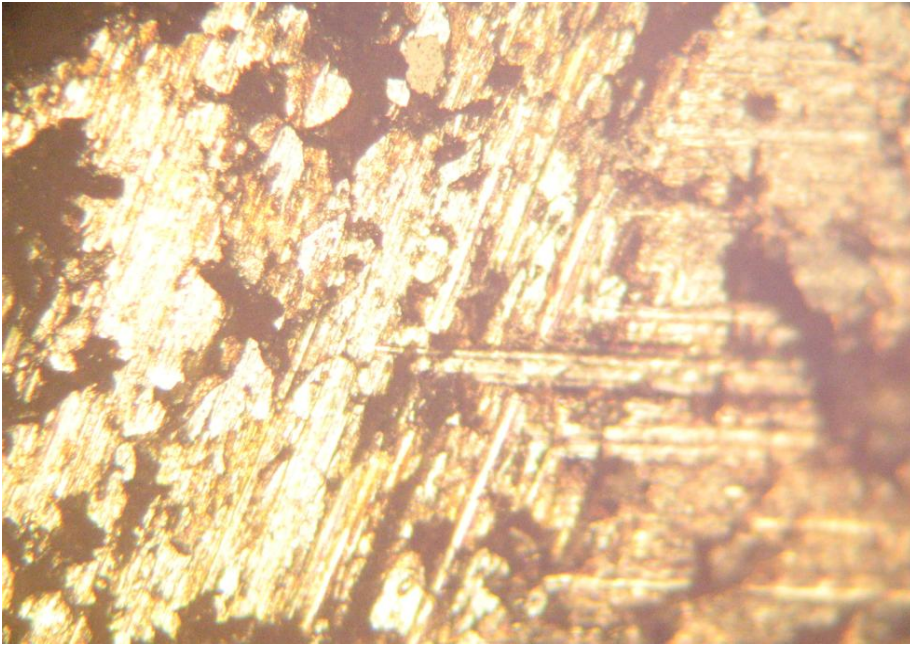
Şekil 6.12 Sürtünme katsayısının yola bağlı değişimi

Sürtünme kuvvetine bağı olarak belirlenmiş katsayılar yukarıdaki gibi bir değişim göstermektedir. Aynı şekilde numune tam bir temas yüzeyi sağladıktan sonra sürtünme katsayısı belirli bir aralıkta artma göstermiş ve bu aralıkta iniş çıkış sergilemiştir.

Son olarak numunelerin aşınma öncesi ve sonrası 100 büyütmede yüzey görüntüleri incelenmiştir.



Şekil 6.13 2 numaralı numunenin aşınma işlemi öncesi yüzey durumu



Şekil 6.14 2 numaralı numunenin aşınma işlemi sonrası yüzey durumu

Aşınma deneyi sonrasında malzemenin yüzeyinin, sürtünme etkisi sonucu daha az gözenekli bir yapı görünümünde olduğu ve deney sırasında oluşan sürtünme izleri görüldü. Sürtünme işleminin devamına bağlı olarak sıvanma benzeri bir etki ile yüzey daha düzgün bir görünüm kazanmıştır.

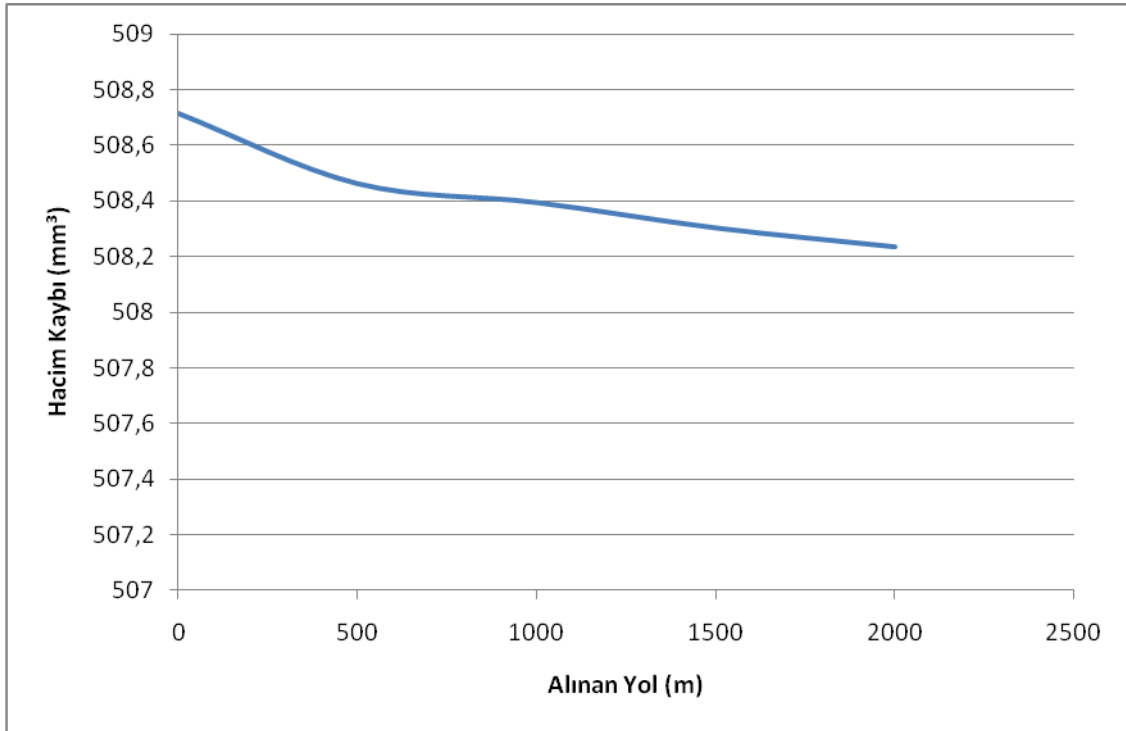
2 numaralı numunenin ardından işleme alınan 3 numaralı numune de aynı işlem basamaklarından geçirilmiş ve ilk olarak hacim ve kütle kaybı değerleri bulunmuştur.

Çizelge 6.13 Yola bağlı olarak aşınan malzeme hacim miktarı

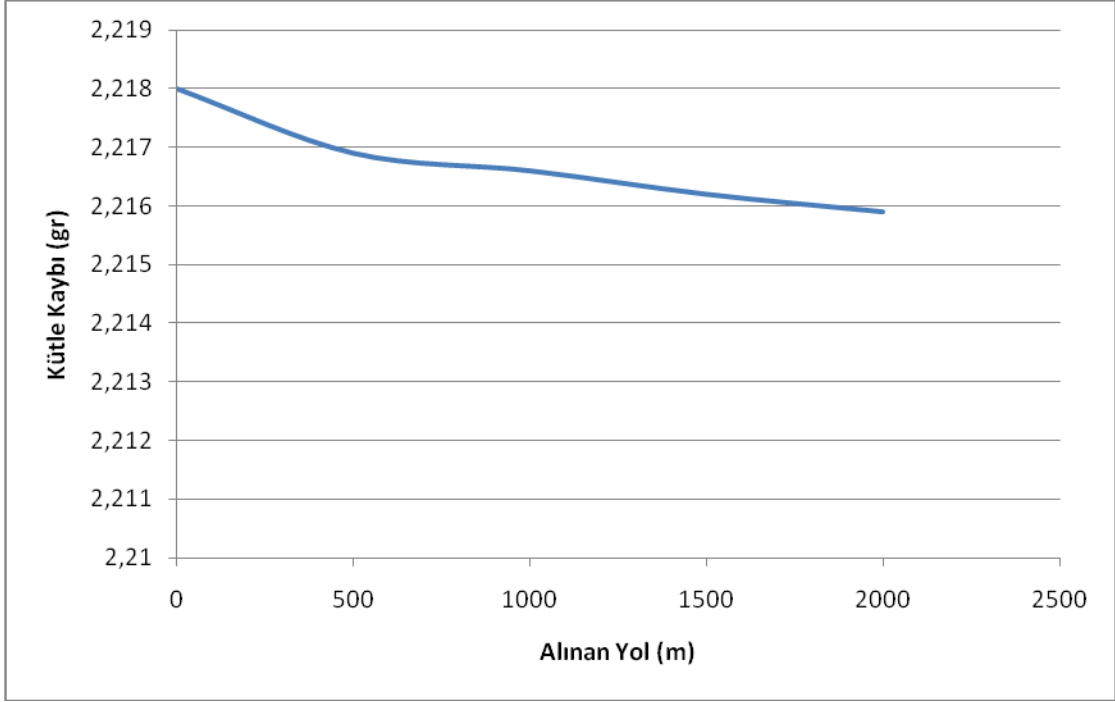
0-500 m arası	0,252 mm <sup>3</sup>
500-1000 m arası	0,068 mm <sup>3</sup>
1000-1500 m arası	0,091 mm <sup>3</sup>
1500-2000 m arası	0,068 mm <sup>3</sup>
0-2000 m arası	0,481 mm <sup>3</sup>

Aynı devir sayısı ve yükleme kuvveti uygulanmasına karşılık 3 numaralı numunede ilk 500 m de hızlı bir malzeme kaybı sonrasında ise çok daha az miktarda bir kütle kaybı görülmüştür.

Bu sebeple aşınan malzeme hacmi de oldukça düşük değerlerde çıkmıştır.



Şekil 6.15 3 numaralı numuneye ait hacim kaybı-yol grafiği

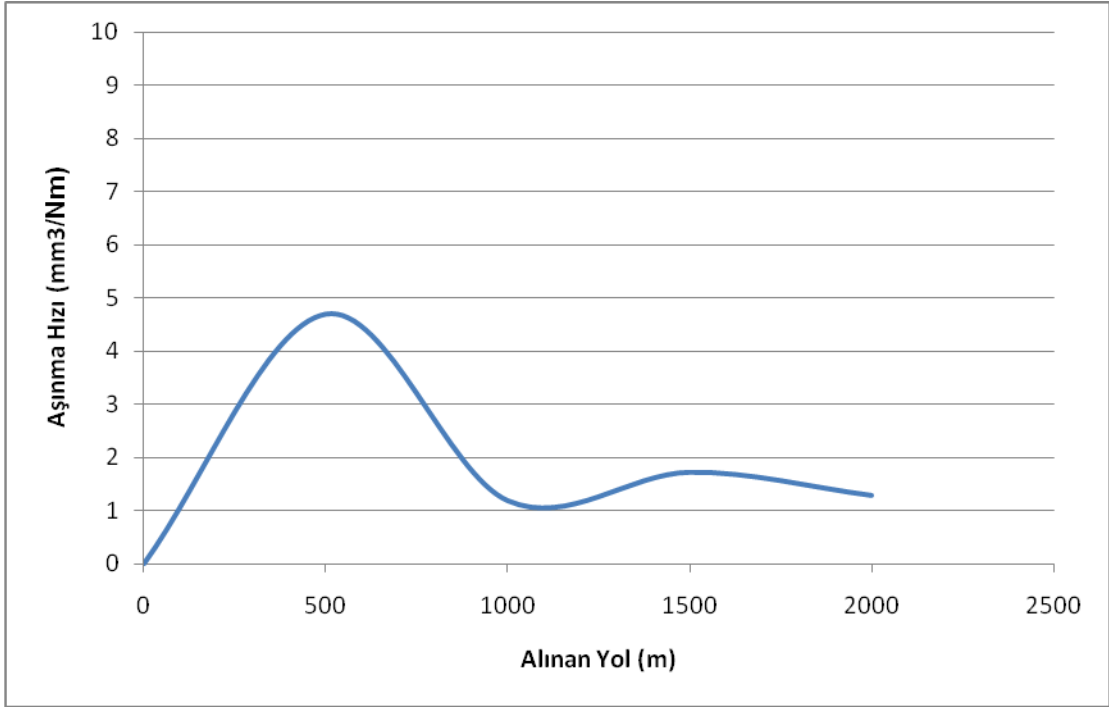


Şekil 6.16 3 numaralı numuneye ait kütle kaybı-yol grafiği

3 numaralı numunenin aşınma hızına bakıldığında da sonuçlar bir önceki numuneden oldukça düşük çıkmıştır. İlk başta hızla kaybedilen malzeme miktarından sonra numunenin temas yüzeyinin döner diskle maksimum etkileşime girmesinin ardından sürtünme kuvvetine maruz kalan alanın büyüklüğü artmış ancak dayanım gösteren malzeme yüzeyi de arttığından kütle kaybı azalmıştır.

Çizelge 6.14 3 numaralı numuneye ait aşınma hızı grafiği

Mesafe (m)	Aşınma Hızı ( $\text{mm}^3/\text{Nm}$ )
0-500	$4,7 \cdot 10^{-5}$
500-1000	$1,286 \cdot 10^{-5}$
1000-1500	$1,721 \cdot 10^{-5}$
1500-2000	$1,286 \cdot 10^{-5}$
0-2000	$2,274 \cdot 10^{-5}$



Şekil 6.17 Aşınma hızının mesafeye göre değişimi

3 numaralı numune diğer grafiklerden de anlaşılacağı üzere ilk 500 metrede hızlı bir malzeme kaybı sergilemiş malzeme yüzeyi düzgünleşip maksimum temas alanı sağlandıktan sonra daha zor malzeme kaybı yaşanmış ve bu da aşınma hızını düşürücü etki yapmıştır.

Özellikle 1000 metre civarında hız oldukça azalmış ve belirli bir aralıkta ilerlemeye devam etmiş, benzer şekilde malzeme kaybı da buna benzer bir etki yaparak artmayı sürdürmüştür.

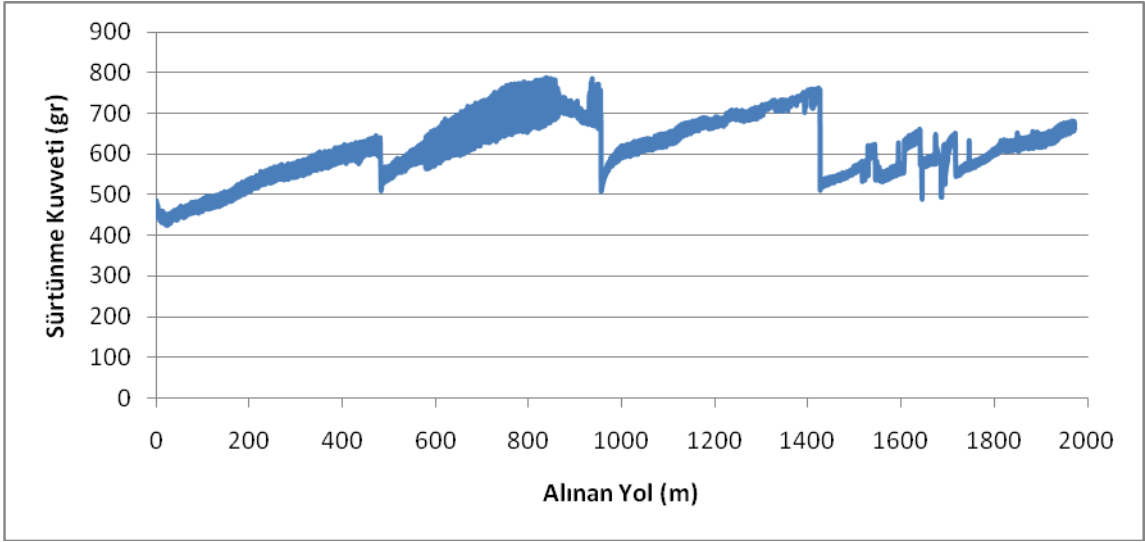
Malzemenin aşınma direnci ile ilgili veriler ise aşağıda ki Çizelgede gösterilmiştir.

Çizelge 6.15 3 numaralı numuneye ait mesafeye bağlı aşınma direnci değişimi

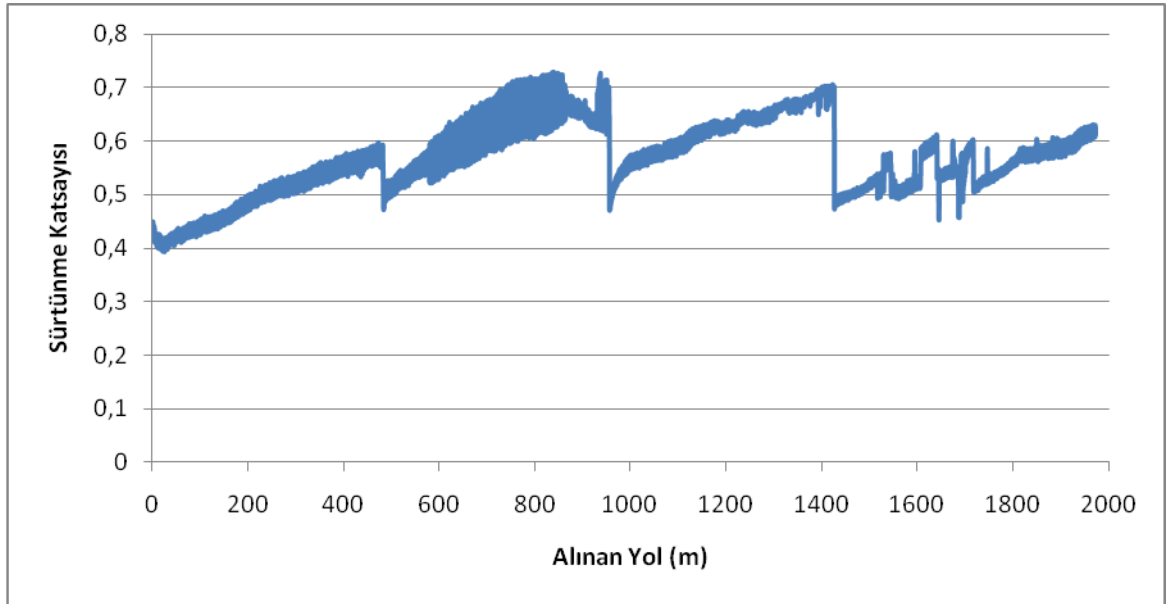
Mesafe (m)	Aşınma Direnci (Nm/mm <sup>3</sup> )
0-500	0,212. 10 <sup>5</sup>
500-1000	0,777. 10 <sup>5</sup>
1000-1500	0,581. 10 <sup>5</sup>
1500-2000	0,777. 10 <sup>5</sup>
0-2000	0,439. 10 <sup>5</sup>

Cihazdan okunan sürtünme kuvvetleri yardımıyla oluşturulan 6.17 numaralı grafik yukarıda belirtilmiş sonuçları destekler niteliktedir.





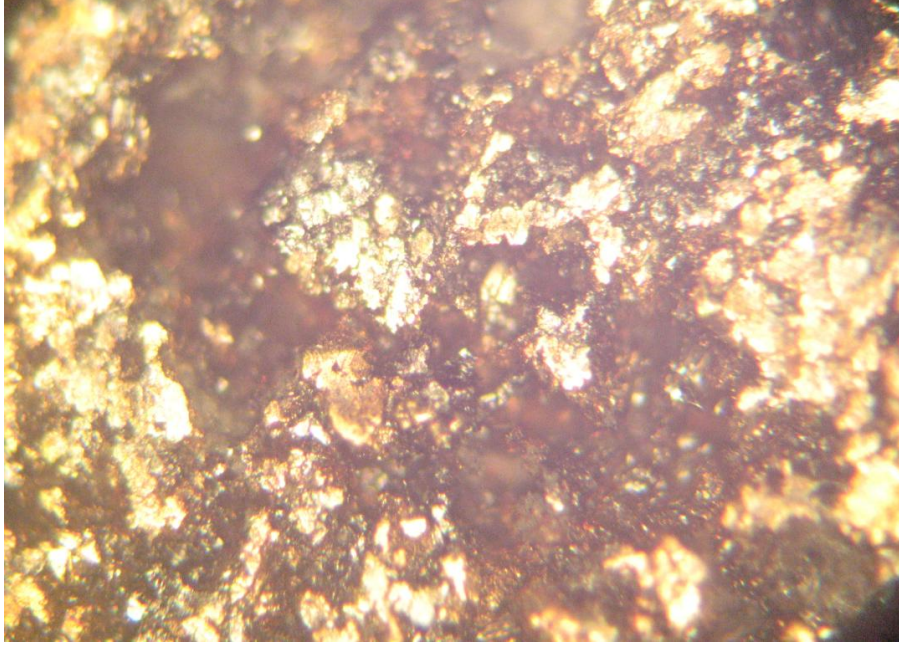
Şekil 6.18 Sürtünme kuvvetinin alınan yolla değişimi



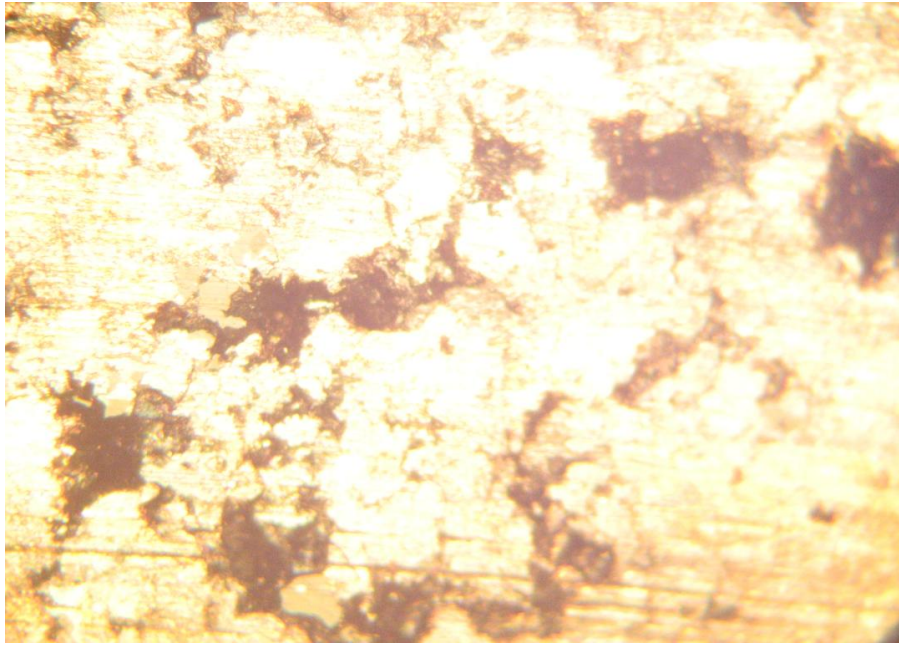
Şekil 6.19 Sürtünme katsayısının alınan yolla değişimi

2 numaralı numuneye benzer şekilde, bu malzemede de ilk 500 m civarında malzemenin maruz kaldığı sürtünme kuvvetleri tam temas sağlanamadığından daha az iken ilerleyen zamanlarda temas yüzeyinin büyümesiyle daha büyük kuvvetler görülmüştür. Dolayısıyla aynı etkiye sürtünme katsayısının belirlenmesi sırasında da rastlanmıştır.

Malzemenin aşınma öncesi ve sonrası çekilen görüntüleri ise aşağıda verilmiştir.



Şekil 6.20 3 Numaralı numunenin aşınma öncesi durumu



Şekil 6.21 3 numaralı numunenin aşınma sonrası yüzey görüntüsü

Bir önceki numune de olduğu gibi bu malzemede ilk başta gözenekli bir görüntü sergilerken, deneyin ardından döner diske sürtünmesine bağlı olarak yüzeydeki bakır yapısı plastik şekil değiştirmeye uğramış ve ezilerek yüzeyde daha büyük bir alan oluşturmuştur. Bu da temas alanının büyümesine bağlı olarak sürtünme kuvvetinin ve sürtünme katsayısının artmasına neden olmuştur.

## 7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Uçakların en önemli bileşenlerinin başında gelen iniş takımları sadece uçağın yere basmasını ve hareket etmesini sağlayan birer dikmeden oluşmamaktadır. Lastik, jant ve fren üniteleri bu sistemin temel elemanlarıdır ve hepsi pek çok hesaplamadan sonra tasarlanmış, günümüz kara araçlarından oldukça büyük farklılıklar içeren, standartlarca belirlenmiş özelliklere ve kendine has çalışma prensiplerine sahip olan parçalardır.

Hiç kuşkusuz bu bileşenlerin başında da fren üniteleri gelmektedir. İnişe geçen bir uçak, kanatlarında bulunan uçuş kumanda yüzeyleri aracılığıyla havada tutunabileceği minimum hıza ulaşmış ve piste teker koyduktan sonra da motorun ters itme gücüyle daha da yavaşlamış hale gelmektedir. Ancak buna rağmen modern bir jetin büyüklüğü, ağırlığı ve hızı düşünüldüğünde tekerleklerinde sahip olduğu kinetik enerji hala çok yüksek değerlerdedir ve bu enerjiyi absorbe ederek uçağın belirli bir mesafede durabilmesini sağlayacak kısım fren üniteleridir.

Benzer şekilde uçağın indikten sonra pistte ilerlemesi veya kalkış amacıyla piste çıkması sırasında yaptığı taksi hareketlerinde de sık sık frenleme yapmaya ihtiyaç duyulabilir. Ayrıca acil bir durum nedeniyle kalkıştan son anda vazgeçme koşullarında da frenler istenen performansı gösterebilmelidir.

Tüm bu beklentiler ve ihtiyaçlar neticesinde uçakların her parçasında olduğu gibi fren ünitelerinde de çeşitli tasarımlar denenmiş, farklı işlemler uygulanmış ve en önemlisi yeni malzemelerin bu amaçla kullanılmasına başlanmıştır. Önceleri tek diskli veya kampanalı frenler kullanılırken, günümüz ticari uçaklarında oluşan kinetik enerjiyi ısı enerjisine dönüştürerek frenlemeyi sağlamak amacıyla çok diskli frenler tasarlanmıştır. Rotor denilen ve jantlara bağlanarak dönen diskler ile stator denen ve dikmeye bağlandığı için sabit kalan bu sıralı disklerin, hidrolik kuvvetiyle çalışan bir piston tarafından yandan itilerek birbirleri üzerine sürtmeleri sağlanır. Bu şekilde yavaşlayan uçağın sahip olduğu kinetik enerji bu fren disklerinde ısı olarak toplanır.

Bu nedenle buralarda kullanılacak malzemelerin özellikle yüksek sıcaklığa ve aşınmaya karşı dayanıklı olması gerekmektedir. Bu amaçla önceleri çeşitli metal alaşımları kullanılırken, gelişen teknolojiye paralel olarak artık çeşitli karbon kompozit bileşimler kullanılmaya başlanmıştır.

Metal matrisli fren balatalara baktığımızda karşımıza demir esaslı, bakır esaslı ve demir-bakır ikilisinin birlikte kullanıldığı kompozisyonlara sahip malzemeler çıkmaktadır. Özellikle yeni nesil metalik balatalarda yüksek sürtünme kuvveti ve ısı iletkenliği nedeniyle bakır matrisli balatalar ön plana çıkmaktadır.

Aşındırıcılar, yağlayıcılar, dolgu elemanları ve istenilen mekanik özelliklerin kazandırılmasını sağlayan ilave katkı malzemeleri ile karıştırılan matris malzemesi önce ilk şekillendirme, sonrasında da belirli sıcaklık ve gaz atmosferinde sinterleme işlemine bırakılarak elde edilen bu balatalar, disk şeklinde olabileceği gibi, diskler üzerinde sabitlenecek küçük pedler şeklinde de üretilebilmektedir. Bu parçaların üretiminde toz metalurjisi kullanılmasının sebebi istenilen yoğunlukta, gözenek oranında, sertlikte ve ergimeye bağlı malzeme özelliklerinin değişimi olmaksızın malzeme üretimidir.

Ancak metalsel balataların ağırlıkları ve mevcut teknoloji ile daha yüksek performanslara sahip malzemeler elde edilebilir olması sektörü farklı ihtiyaçlara yöneltmiş, bunun sonucunda da karbon/karbon kompozit fren disklerinin kullanımına geçilmiştir. Bununla birlikte, metalik balataların ve kompozit balataların aşınma ve sürtünme karakteristikleri ile özellikle maliyetleri çok farklı olduğundan metalik balataların kullanımı da halen devam etmektedir. İlk olarak Concorde uçaklarında kullanıma alınan karbon kompozit diskler uzun ömrü, yüksek performansı ve düşük ağırlıkları ile özellikle uzun uçuşlar yapan büyük gövdeli uçaklarda tercih sebebi olmuş, sağladığı avantajların yanı sıra gelişim süreçlerinin iyileştirilmesi sonucu maliyetlerinde de azalma söz konusu olduğundan giderek yaygınlaşma göstermiştir.

Karbon disklerin üretiminde, dokunmuş veya parçacık halde bulunan fiberlerin karbon bir matris içersine yerleştirilmesi, sonrasında reçine emdirilmesi, karbonizasyon ve devamında da CVI yöntemiyle yapının karbona doyurulması gibi işlem basamakları vardır. Bu amaçla kullanılan temel malzeme genellikle PAN (poliakrilonitril) adı verilen bir çeşit dokuma ürünü veya zifttir. Üretimine göre farklı mekanik özellikler sağlayan PAN, devamında maruz kaldığı ısı işlemler ile daha da iyi sonuçlar vermektedir. Fiberlerin belli bir düzende kalıba yerleştirilmesi, sıkıştırılması, aradaki boşluklara reçine emdirilmesi, sonrasında karbonizasyon ve RTM ile en sonunda da CVI yöntemi ile karbon/karbon kompozit yapı elde edilmesi gerek yüksek ısıdan minimum etkilenen, gerekse aşınma ve sürtünme sırasında istenen özellikleri gösteren yeni nesil disklerin üretimini sağlamaktadır. Bu disklerin maliyetlerinin yüksek oluşunun da temeli bu işlem basamaklarıdır.

Üretimlerinin ardından standartlarca belirlenmiş kriterlerin belirlenmesi amacıyla gerek laboratuvar koşullarında, gerekse uçak üzerinde yapılan gerçek testlerle disklerin mekanik ve tribolojik özellikleri belirlenir ve sonrasında seri üretim ile servise verilir. Belli iniş kalkış sayılarına veya olası anormal durumlara bağlı olarak özellikle aşınma değerlerinin takibi göz önünde tutularak, fren ünitelerinin bakımı yapılır.

Karbon disklerin, metalik disklerden ayrıldığı en önemli noktalardan biri de aşınma davranışlarıdır. 300°C civarında karbon disklerde görülen oksidasyon bu malzemelerin aşınmasında etkili olan en önemli parametredir. Özellikle normal iniş kalkış kullanımı dışındaki taksi manevraları ve hareketleri karbon disklerin aşınmasında daha büyük paya sahiptir. Bu nedenle sık iniş kalkış yapan kısa mesafe uçan uçaklarda metalik balata tercih edilmektedir. Bu durumlarda metalik balataların aşınma davranışları daha iyidir.

Bu sebeple deneysel çalışmalar kısmında metalik balatalar üzerinde yoğunlaşma yapılmıştır. Bakır esaslı balata malzeme kompozisyonlarına bağlı olarak üretilen 3 farklı numune ile mikro yapı incelemesi yapılmış, sertlik, yoğunluk, gözenek oranı değerleri belirlenmiş, pin-on disk aşınma cihazı kullanılarak balataların aşınma ve sürtünme karakterleri incelenmiştir.

Kullanılan malzeme seçimine ve özellikle üretim parametrelerine bağlı olarak değişim gösteren numune özelliklerine bakıldığında, 1 numaralı balata kompozisyonunun çok fazla gözenek oranına sahip olması ve metal tozlarının yetersiz birleşme göstermesi hem mikro ve makro yapı incelemelerinde, hem de yapılan yoğunluk ve gözenek testlerinde görülmüştür. Bu balata malzemesi istenen sürtünme ve aşınma davranışlarını da sergileyememiştir. 2 ve 3 numaralı numuneler ise hem malzemelerin daha iyi birleşim göstermesi, hem de daha yüksek yoğunluk sergilemesi nedeniyle daha iyi sonuçlar alınmasına yol açmıştır.

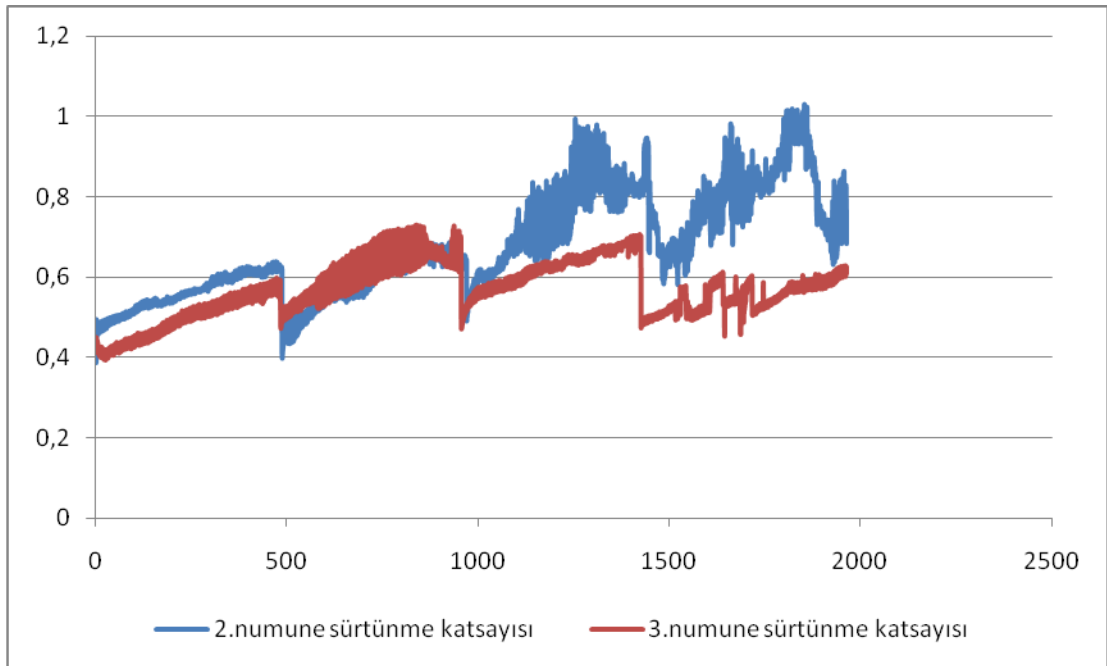
Ancak deneylerde kullanılan bakır esaslı balata malzemelerine yakın kompozisyona sahip bir uçak balatasında yapılan test sonuçlarına göre bu malzemelerin sertliği 30-40 HB ve yoğunluğu 7-7,5 gr/cm<sup>3</sup> civarında olması beklenmektedir. Deneylerde kullanılan balataların ise 1 numaralı numuneden 3 numaralı numuneye doğru sertliklerinde ve yoğunluklarında artış görülmüş ancak sertlik maksimum 14 HB civarında ölçülebilmıştır.

Benzer şekilde yoğunluk ise 1'den 3'e doğru artış göstermiş, en fazla 4,38 hesaplanmıştır. Buna bağlı olarak gözenek miktarı % 36 ile 1 numaralı numunede en fazla, % 29 ile 3 numaralı numune de en az olarak belirlenmiştir.

Çizelge 7.1 Deneylerde kullanılan numunelere ait sayısal veriler

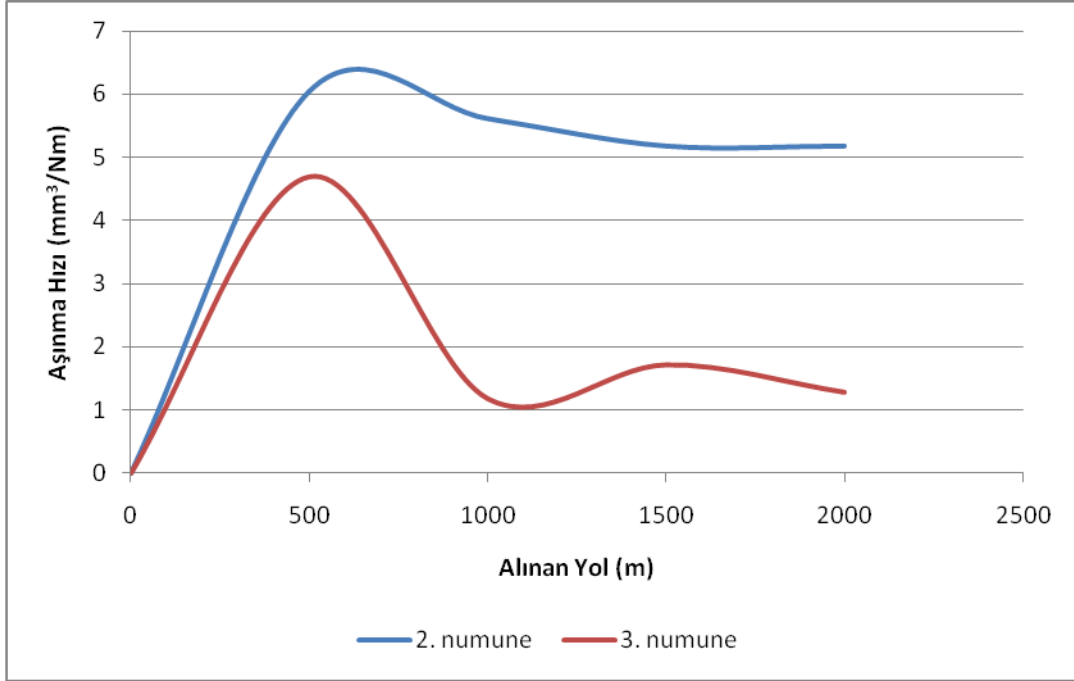
Numune	Yoğunluk (gr/cm <sup>3</sup> )	Gözenek Oranı (%)	Sertlik (HB)
1	3,46	36	10
2	4,38	32	11,8
3	4,36	29	13,3

Bu testlerin ardından ise hazırlanan numuneler ile pin-on disk test cihazında aşınma deneyleri yapılmıştır. Cihaz, ayarlanabilen devir hızı ve yük miktarına bağlı olarak farklı kombinasyonlar sağlayabilmektedir. Bu amaçla devir hızı ve yükleme de maksimum değerler seçilmiş, belirli mesafe aralıklarında numuneler cihazdan alınarak hassas terazi yardımı ile ağırlıklarındaki değişim incelenmiş, çeşitli formüller yardımıyla hacim ve kütle kaybı, aşınma hızı, aşınma direnci ve sürtünme kuvveti ile sürtünme katsayısı hesaplanmıştır. Malzemelerin yüzey durumlarına ve kompozisyonlarına bağlı olmakla birlikte tribolojik değerleri de farklılık göstermiştir. Cihazdan okunan sürtünme kuvvetleri ve buna bağlı olarak bulunan sürtünme katsayıları 3 numaralı malzemede daha düşük (0,7), 2 numaralı malzemede daha yüksek (0,8-1) değerlerde çıkmıştır. Uçaklarda kullanılan benzer alaşımlı bakır esaslı balatalarda ise sürtünme katsayısı değerleri 0,28 ila 0,30 değerlerinde belirtilmektedir. Bu değerler dikkate alındığında bulunan sürtünme katsayısı değerleri olması gerekenden yüksektir.



Şekil 7.1 2 ve 3 numaralı numunelere ait sürtünme katsayısı grafikleri

Diğer değerler incelendiğinde ise 2000 metrede 1,1642 mm<sup>3</sup>'lük hacim kaybı ve 5,5067. 10<sup>-5</sup> mm<sup>3</sup>/Nm 'lik aşınma hızıyla 2 numaralı malzeme daha çok aşınmışken, 3 numaralı malzeme 0,481 mm<sup>3</sup> hacim kaybı ve 2,274. 10<sup>-5</sup> mm<sup>3</sup>/Nm aşınma hızı göstermiştir.



Şekil 7.2 İki numuneye ait aşınma hızı grafikleri

Bu değerlere bakıldığında 3 numaralı malzemenin, 2 numaralı malzemeye göre daha yüksek aşınma direncine sahip olduğu ve gerek sürtünme katsayısı, gerekse gözenek miktarları açısından istenen değerlere daha yakın olduğu anlaşılmaktadır. Yoğunluk bakımından iki numune birbirine yakın değerlerde olsa da malzeme uyumluluğu ve aşınma performansları bakımından 3 numaralı numune daha tercih edilebilir bir malzemedir.

Çizelge 7.2 En başarılı sonuçları veren numune bileşimi

3. NUMUNE	Matris	Abrasif	Yağlayıcı	Diğer
	75 Cu 5 Fe	5 SiO <sub>2</sub>	5 MoS <sub>2</sub> 5 Grafit	5 Sn
TOPLAM	80	5	10	5

Aşınma öncesi ve sonrası numune yüzeyleri incelendiğinde de 3 numaralı numunenin daha homojen ve pürüzsüz bir görünümde olduğu anlaşılmıştır. Bu etkinin altında da malzemenin içindeki bakır oranının daha yüksek oluşu ve uygulanan kuvvet sonucu bakırın kolayca plastik

şekil değiştirmesi nedeniyle, hem yukarıdan basma hem de alttan sürtünme kuvvetine maruz kalması sonucu sıvanma benzeri bir etki ile düzgün bir yüzey halini alması yatmaktadır.

Üretim esnasında uygulanan sıcaklık ve sinterleme basıncının daha yüksek olması durumunda daha yoğun bir malzeme elde edilebildiği gibi, aşınma ve sürtünme değerlerinde de iyileşme görülecektir. Kullanılan kompozisyon istenen özellikleri vermeye yeterlidir.

Yapılan tez çalışması sonucunda her alanda olduğu gibi havacılık sektöründe de malzeme seçiminin ne denli önemli olduğu anlaşılmıştır. Günümüz modern ticari uçaklarında kullanılan iniş takımları ve en önemli bileşenlerinin başında gelen fren üniteleri hakkında genel bir bilgi edinilmiş, uçaklarda frenleme sistemlerinin nasıl çalıştığı ve devamında da bu fren sistemlerinde kullanılan balata malzemeleri incelenmiştir. Çalışma prensibine bağlı olan koşullar neticesinde balata olarak kullanılacak malzemelerin maruz kalacağı kuvvetler ve malzemede gereken özellikler incelenmiştir. Geleneksel ve yeni nesil balata malzemeleri hakkında detaylı bilgi verilmiş, malzeme seçimi, üretimi, servise verilışı ve kullanım sonrasında bakım prosedürleri hakkında bilgi sahibi olunmuştur. Olası balata kompozisyonları ile numuneler üretilmiş, deneysel çalışmalar ile bu numunelerin mekanik ve tribolojik özellikleri incelenmiştir. İstenen verileri sağlayacak numune tipi belirlenmiş, daha iyi sonuçlar alınabilmesi için gerekenler belirtilmiştir. Gerek performans, emniyet ve maliyet açısından gerekse istenen konfor ve kullanım koşulları açısından malzeme önemi bir kez daha anlaşılmıştır.



**KAYNAKLAR**

- Airbus, (2006), "A330/A340 Family Technical Symposium" Technical Documents, 29 May - 2 June 2006, Sun City, USA.
- ASM Handbook (1992), Volume 18, Friction, Lubrication and Wear Technology, ASM International, USA.
- ASTM, (2005), "ASTM G99 - 05 Standard Test Method for Wear Testing with a Pin-on-Disk Apparatus", ASTM International, United States of America.
- BF Goodrich Aerospace, (1996), "Component Maintenance Manuel 32-40-30". North Carolina, USA.
- Boz ve Kurt, (2005), "Toz Metal Fren Balata Malzemelerinin Sürtünme-Aşınma Performansı Üzerine Çinkonun etkisi", Gazi Üniv. Müh. Mim. Fak. Der, Ankara.
- Fatz, A., (2007) "Manufacture of Functionally Gradient Carbon-Carbon Composites", National Composite Center, Ohio, USA.
- Kapkaç, H., (2009), "Karbon Frenler", UTED (Uçak Teknisyenleri Derneği) Aylık Dergisi, Dünya Yayıncılık, İstanbul.
- Korol, N., (2003), "Sintered Powder Materials for Friction Units of Antonov Aircrafts", Materials Science, Vol. 39, No. 1, Plenum Publishing Corporation, Moscow, Russia.
- Luo ve Li, (2003), "Brake Characteristics of 2D Carbon/Carbon Composites Prepared by Rapid Direction Diffused CVI Technology", Beijing Development Center for Advanced Materials, Beijing, China.
- Luo, R., (2001), "Friction Performance of C/C Composites Prepared Using RDD CVI Processes", Beijing University, Beijing, China.
- MEGEP, (2006), Uçak Bakım, Uçakta Hidrolik Sistemleri, T.C. Milli Eğitim Bakanlığı, Ankara.
- Meggit Aircraft Braking Technology, (2006), "Carbon Disc Manufacture", Dunlop Aircraft Braking Systems Investor Day, London, England.
- Messier-Bugatti, (2010), "Wheels and Brakes / Brakes", Technical Publications, Molsheim, France.
- Messier-Bugatti, (2010), "Wheels and Brakes, Electric Braking, a Major Technological Advance", Technical Publications, Molsheim, France.
- Messier Bugatti, (2009), "Special Inspection Service Bulletin C20225-32-3299", Molsheim, France.
- Moir ve Seabridge, (2008), Aerospace Series, Aircraft Systems, Chichester, England.
- Onursal, M., (2007), "Uçaklarda Kullanılan Tahribatsız Muayene Yöntemleri", YTÜ Lisans Tezi, İstanbul.
- Prasad, R., (2000), "Composite Science and Technology", New Age International, New Delhi, India.

- Sackett, A., (1985), Aircraft Wheels, Brakes and Antiskid Systems, Sanderson Training Products, USA.
- Sak, K., (2009), “A380 Üzerinde Bulunan Gelişmiş Sistemler”, AÜ SHYO UGMB, Eskişehir.
- Santo, D., (2009), “Proper Operation Of Carbon Brakes”, Airbus 11th Performance and Operations Conference, Department of Airlines Operations Support, May 2009, Paris.
- Stadler, A., (2006), “Friction behavior of sintered metallic brake pads on a C/C–SiC composite brake disc”, Journal of the European Ceramic Society, Slovenia.
- Taylor, R., “Carbon Matrix Composites”, University of Manchester, England.
- Tran, P., (2007), “Oxidative Stabilization Of Mesophase Pitch: Permeability Measurements And Kinetics”, Chemical and Biomolecular Engineering, University of Notre Dame, Indiana, USA.
- Yao, P., (2006), “Worn Surface Characteristics of Cu-Based Powder Metallurgy Brake Materials for Aircraft”, Trans. Nonferrous Met. Soc. Changsha, China,.
- Williams, A., (2007), “Aircraft Carbon Brake Oxidation”, Aerospace Industry Report, , Airbus Company, Toulouse, France.
- Wolejsza, Z., (2001), “Thermo-Mechanical Analysis of Airplane Carbon-Carbon Composite Brakes Using MSC.Marc, The Institute of Aviation, Warszawa, Poland.
- Xiang, X., (2006), “Effects of Sintering Pressure and Temperature on Microstructure and Tribological Characteristic of Cu-Based Aircraft Brake Material”, Trans. Nonferrous Met. Soc., Changsha, China.

**ÖZGEÇMİŞ**

Ad-Soyadı	Kıvanç AKDOĞU	
Doğum Tarihi	25.02.1984	
Doğum Yeri	İstanbul	
Lise	1997 - 2001	Behçet Kemal Çağlar Lisesi (YDA)
Lisans	2002 - 2007	Yıldız Teknik Üniversitesi Kimya-Metalurji Fak. Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Bölümü
Yüksek Lisans	2007-	Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Met. ve Malz. Müh. Anabilim Dalı, Malzeme Programı

**Çalıştığı Kurumlar**

2008 - Devam Ediyor *myTECHNIC* MRO Servis San. & Tic. A.Ş