



T.C.
İSTANBUL ÜNİVERSİTESİ-CERRAHPAŞA
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ



YÜKSEK LİSANS TEZİ

**SÜPERALAŞIMLARIN TOZ METALURJİSİ ile ÜRETİLMESİ ve
KARAKTERİZASYONU**

Muhammed Enes İLGAZİ

**DANIŞMAN
Prof. Dr. İlven MUTLU**

**Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Anabilim Dalı
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği, Tezli Yüksek Lisans Programı**

Haziran, 2023

TEZ KABUL VE ONAYI

Muhammed Enes İLGAZİ tarafından, **Prof. Dr. İlven MUTLU** danışmanlığında hazırlanan " Süperalaşımların Toz Metalurjisi ile Üretimilmesi ve Karakterizasyonu" başlıklı bu çalışma, jürimiz tarafından **23/06/2023** tarihinde yapılan sınav sonucunda **oy birliği** ile başarılı bulunarak **Yüksek Lisans Tezi** olarak kabul edilmiştir.

Tez Jürisi

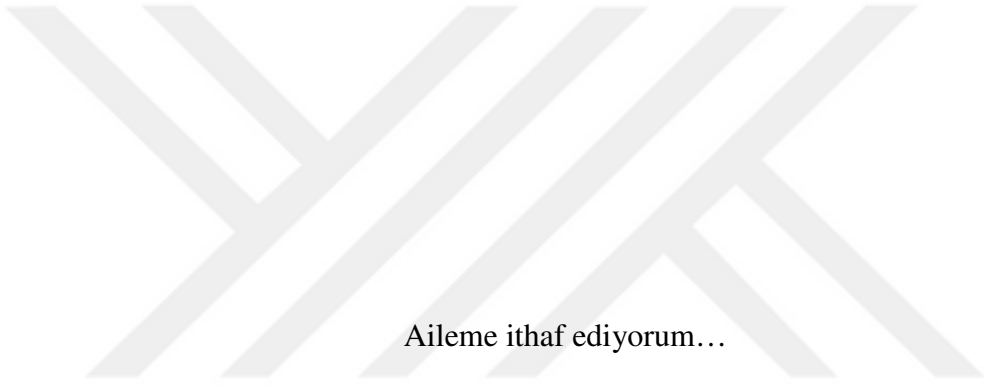
	İmza	Sonuç
DANIŞMAN	Prof. Dr. İlven MUTLU	<input checked="" type="checkbox"/>
	İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa	Kabul
	Metalurji ve Malzeme	<input type="checkbox"/>
	Mühendisliği Anabilim Dalı	Ret
ÜYE	Prof. Dr. -----	<input checked="" type="checkbox"/>
	İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa	Kabul
	Metalurji ve Malzeme	<input type="checkbox"/>
	Mühendisliği Anabilim Dalı	Ret
ÜYE	Doç. Dr.	<input checked="" type="checkbox"/>
	-----	Kabul
	----- Anabilim Dalı	<input type="checkbox"/>
		Ret

BEYAN

Bu tez çalışmasının kendi çalışmam olduğunu, tezin planlanmasından yazımına kadar bütün aşamalarda etik dışı davranışımın olmadığını, bu tezdeki bütün bilgileri akademik ve bilimsel etik kuralları içinde elde ettiğimi, bu tez çalışmasıyla elde edilmeyen bütün bilgi ve yorumlara kaynak gösterdiğimi ve bu kaynakları da kaynaklar listesine aldığımı, yine bu tezin çalışılması ve yazımı sırasında patent ve telif haklarını ihlal edici bir davranışımın olmadığını ve her türlü hukuki sorumluluğu aldığımı kabul ederim.

Muhammed Enes İLGAZİ

(İmza)



Aileme ithaf ediyorum...

BÜTÇE DESTEKLERİ

SÜPERALAŞIMLARIN TOZ METALURJİSİ ile ÜRETİLMESİ ve KARAKTERİZASYONU

Bu tez çalışması için herhangi bir kurumdan bütçe desteği alınmamıştır.

TEŞEKKÜR

Yüksek lisansa başladığım ilk günden son güne kadar tez çalışmamın her aşamasında akademik bilgilerini ve kıymetli zamanını esirgemeyerek çalışmalarımı yakından ilgilenen tez danışmanım Bölüm Başkanı Sayın Prof. Dr. İlven Mutlu'ya teşekkürü bir borç bilirim.

Yüksek lisans eğitimim boyunca maddi ve manevi katkısını gördüğüm, milli kültür ve ananelerine bağlı, yüksek karakterli, ilim, fikir, fen ve araştırmacı bilim insanları yetiştirme gayesi ile yardımcı olan Türkiye Milli Kültür Vakfı'na teşekkür ederim.

Milli değerlerimizi zirveye ulaştıracak bilim insanı olma yolunda bilimsel perspektifimi genişletmeme sebep olup laboratuvar kapılarını bana açan TÜBİTAK MAM Malzeme Teknolojileri Başkan Yardımcılığına bağlı Temiz Enerji Teknolojileri Araştırma Grubuna ve çalışma arkadaşlarım Arş. Gör. Ömer Egemen Bol, Melda Cebbar ve Büşra Akyol'a teşekkür ederim.

Lisans eğitimimden yüksek lisans mezuniyetime kadar olan süreçte verdikleri fikir, destek ve yardımlarının yanında hem güzel karakterlerini hem de akademisyenliklerini örnek aldığım Doç. Dr. İsmail Koyuncu ve Dr. Öğr. Üyesi Sercan Basit'e ayrıca teşekkür ederim.

Hayatım boyunca akademik kariyer hedeflerime olan çabalarımda beni sürekli motive eden, maddi ve manevi desteklerini eksik etmeyen ve her zaman sabırla yanımda olan sevgili anneme, babama tüm kalbimle teşekkür ederim

Haziran 2023

Muhammed Enes İLGAZİ

İÇİNDEKİLER

Sayfa No

TEZ KABUL VE ONAYI.....	ii
BEYAN	iii
BÜTÇE DESTEKLERİ	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
ŞEKİL LİSTESİ	viii
TABLO LİSTESİ.....	x
SİMGE VE KISALTMA LİSTESİ.....	xi
ÖZET	xii
ABSTRACT	xiv
1. GİRİŞ.....	1
2. KAVRAMSAL ÇERÇEVE	2
2.1 UÇAK MOTOR TEKNOLOJİSİ	2
2.2 SÜPERALAŞIMLAR	15
2.3 TOZ METALURJİSİ.....	27
2.4 LİTERATÜR DURUMU	30
3. YÖNTEM	32
3.1 NUMUNE ÜRETİMİ	32
3.2 KARAKTERİZASYON	36
4. BULGULAR	39
5. TARTIŞMA.....	48
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	54
KAYNAKLAR.....	56
İNTİHAL RAPORU İLK SAYFASI	59
ETİK KURUL İZİN YAZISI	60
KURUM İZİNİ YAZILARI.....	61
ÖZGEÇMİŞ	62

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 2.1: Turbojet motorun şematik gösterimi [3].....	3.
Şekil 2.2: Turboprop motorun şematik gösterimi [4].....	4.
Şekil 2.3: Turbofan motorun şematik gösterimi [5].....	5.
Şekil 2.4: Turboşaft motorun şematik gösterimi [6].....	6.
Şekil 2.5: Boeing 787 uçağının GE CF6 türbin motorunda malzeme kullanımı	9.
Şekil 2.6: Bir yolcu uçağında türbin giriş sıcaklığının tipik bir uçuş sırasında değişimi	10.
Şekil 2.7: Sürünme aktivasyon enerjisi ve difüzyon enerjisi ilişkisi	11.
Şekil 2.8: Çeşitli malzemelerin Larson-Miller parametreleri [20].....	12.
Şekil 2.9: Türbin bıçakları a) eşksenli, b) kolonsal, c) tek kristal	13.
Şekil 2.10: Gaz türbininin farklı kısımları ve sıcaklıklar	14.
Şekil 2.11: Periyodik cetveldeki elementlerin süperalaşım malzemelere etkisi	15.
Şekil 2.12: Ni ₃ Al kristal yapısı [27].....	20.
Şekil 2.13: Ni-X ikili sistemlerinde solidüs ve likidüs eğrileri [20]....	21.
Şekil 2.14: Türbin uygulamalarında koruyucu kaplamalar	23.
Şekil 2.15: Sinterleme işlemi şematik faz diyagramı [29].....	27.
Şekil 3.1: a) Mekanik alaşımlama cihazı, b) pres, c) sinterleme fırını	32.
Şekil 3.2: Deneysel çalışmanın akış şeması	33.

Şekil 3.3: a) Sertlik cihazı, b) basma cihazı, c) aşınma cihazı	36.
Şekil 3.4: Elektrokimyasal korozyon testi çalışma prensibi ve korozyon hücresi	37.
Şekil 3.5: Ultrasonik test cihazı.....	38.
Şekil 3.6: Girdap akımları cihazı.....	38.
Şekil 4.1: SEM fotoğrafları a) Ni, b) Co, c) Mo, d) Nb, e) Fe, f) Cr, g) alümina, i) bor	39.
Şekil 4.2: Sinterlenmiş süper alaşımın alaşımının SEM fotoğrafı	40.
Şekil 4.3: Sinterlenmiş süper alaşımın optik mikroskop fotoğrafları	41.



TABLO LİSTESİ

	Sayfa No
Tablo 2.1: Başlıca süperalaşımların sınıflandırılması [16].....	17.
Tablo 2.2: Alaşım elementlerinin süperalaşımların özelliklerine etkisi [21].....	19.
Tablo 2.3: Süperalaşımların kimyasal kompozisyonu [20].....	22.
Tablo 2.4: Inconel 718 kimyasal bileşimi [2].....	26.
Tablo 2.5: Toz metalurjisi esaslı süperalaşımların uçak motorları kullanımları	28.
Tablo 3.1: Üretilen alaşımların kimyasal bileşimleri	34.
Tablo 4.1: Üretilen alaşımların yoğunluk değerleri	42.
Tablo 4.2: Üretilen alaşımların elastisite modülü değerleri	43.
Tablo 4.3: Alaşımların aşınma değerleri	44.
Tablo 4.4: Alaşımların sertlik değerleri	45.
Tablo 4.5: Alaşımların elektrokimyasal korozyon hızı değerleri	46.
Tablo 4.6: Alaşımların iletkenlik değerleri	47.
Tablo 5.1: Katkıların özelliklere etkileri	53.

SİMGE VE KISALTMA LİSTESİ

Simgeler	Açıklama
C	: Celsius
°	: Derece
Fe	: Demir
TCP	: Topolojik sıkı paket

Kısaltmalar	Açıklama
Al	: Alüminyum
Ti	: Titanyum
V	: Vanadyum
Mo	: Molibden
Ni	: Nikel
Nb	: Niyobyum
Cr	: Krom
Ta	: Tantalyum
Ti	: Titanyum
NaCl	: Sodyum Klorür
Y₂O₃	: İtiryum(III) Oksit
rpm	: Dakikadaki Devir Sayısı
MPa	: Mega Pascal

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

SÜPERALAŞIMLARIN TOZ METALURJİSİ İLE ÜRETİLMESİ VE KARAKTERİZASYONU

MUHAMMED ENES İLGAZİ

İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Anabilim Dalı

Metalurji ve Malzeme Mühendisliği, Tezli Yüksek Lisans Programı

Danışman : Prof. Dr. İlven MUTLU Bir öge seçin.

Bu tez çalışmasında, havacılık ve uzay sektöründe kullanımda olan uçak motorlarının yanma odası, türbin kanatçıkları gibi önemli bölümlerin sıcaklığa, dinamik basınca ve kimyasal etkilere uzun süreli servis koşullarında dayanıklı olacak nikel esaslı süperalaşımın mekanik alaşımlama-toz metalurjisi yöntemi ile yenilikçi yaklaşımla üretilmesi ve üretilen süperalaşımın karakterize edilmesi gerçekleştirilmiştir. Yüksek türbin giriş sıcaklıklarına dayanan ve uçak motorunda gaz türbin modülünün en önemli parçası olan türbin kanatçıklarında sıklıkla kullanılan ve motor verimliliğini arttıran ismi gibi süper malzemelerdir. Bu çalışma kapsamında, süperalaşımın mekanik alaşımlama-toz metalurjisi (pres-sinter) yöntemi ile üretilmiştir. Öncelikle, kimyasal kompozisyonu belirlenen tozlar mekanik alaşımlama ile bilyeli değirmende zirkonya bilyeler kullanılarak hazırlanmıştır. Ardından bağlayıcı ilave edilerek preslenen numuneler vakum ortamında 1200 °C sıcaklıkta 1 saat sinterlenmiştir. Sinterlenmiş malzemelerin mikroyapısı incelenmiştir. Ayrıca mekanik özellikleri tahribatsız yöntemlerden ultrasonik test ve girdap akımı (eddy current) ile incelenmiştir. Ayrıca malzemeler NaCl çözeltisinde elektrokimyasal korozyon davranışları

incelenmiştir. Çeşitli alaşım elementlerinin üretilen süperalaşımın mekanik, fiziksel ve kimyasal özelliklerine etkisi karşılaştırmalı olarak incelenmiştir. |

Haziran 2023 , [77.] sayfa.

Anahtar kelimeler: | Süperalaşım, Jet motoru, Toz metalurjisi |



ABSTRACT

[M.Sc. THESIS]

**[PRODUCTION and CHARACTERIZATION of SUPERALLOYS by POWDER
METALLURGY]**

[Muhammed Enes İLGAZİ]

İstanbul University-Cerrahpaşa

Institute of Graduate Studies

Department of Metallurgy and Materials Engineering

Metalurgical and Materials Engineering

[Supervisor : Prof. Dr. İlven MUTLU]

[In this study, nickel-based superalloys, which will be resistant to temperature, dynamic pressure, and chemical effects in long-term service conditions of important parts such as combustion chambers and turbine blades of aircraft engines used in the aerospace industry, have been produced with an innovative approach by the mechanical alloying-powder metallurgy method, and the produced superalloys have been characterized. They are super materials, like the name suggests, that are frequently used in turbine blades, which are the most important part of the gas turbine module in an aircraft engine. They are based on high turbine inlet temperatures and increase engine efficiency. In the present study, superalloys were produced by the mechanical alloying-powder metallurgy method. Initially, powders whose chemical composition was determined were prepared by mechanical alloying in ball mill by using zirconia balls. Then, the samples, which were pressed by adding binder, were sintered in a vacuum environment at a temperature of 1200 °C for 1 hour. The microstructure of the specimens was investigated. In addition, mechanical properties of the sintered specimens were investigated by non-destructive methods ultrasonic testing and eddy current. In addition, the

electrochemical corrosion behavior of the materials in NaCl solution was investigated. Effect of alloying elements on the mechanical, physical and chemical properties of the superalloys was comparatively determined]]

June 2023, [77] pages.

Keywords: [Superalloy, Jet engine, Powder metallurgy]



1. GİRİŞ

Bu tez çalışmasında, havacılıkta kullanılan uçakların motorlarının yanma odası, türbin kanatçıkları gibi kritik öneme sahip bölümlerin yüksek sıcaklığa, dinamik basınca ve kimyasal etkilere uzun süreli servis koşullarında maruz kalıp dayanıklı olan nikel esaslı süperalaşımın toz metalurjisi ile üretilmesi ve üretilen süperalaşımın karakterize edilerek incelenmesi gerçekleştirilmiştir. Yüksek türbin giriş sıcaklıklarına dayanıklı olan ve uçak motorunda gaz türbin modülünün en kritik parçalarından biri olan türbin kanatçıklarında popüler olarak kullanılan ve motor verimliliğini arttıran malzemelerdir. Tez kapsamında nikel bazlı süperalaşım toz metalurjisi yöntemi ile üretimi gerçekleştirilmiştir. Kompozisyonu belirlenen tozlar hassas terazide tartılmıştır. Bilyalar ile tozlar bir hazneye yerleştirilip mekanik alaşımlama ile hazırlanmıştır. Ardından bağlayıcı ilave edilerek tek eksenli presleme işlemi yapılarak ham mukavemete sahip numuneler vakum ortamında süreyle sinterlenmiştir. Nikel esaslı süperalaşım numunelere alaşım elementlerinin etkileri incelenmiştir. Sinterlenmiş malzemelerin mikroyapısı ve mekanik özellikleri, tahribatsız ultrasonik test ve girdap akımı (eddy current) testleri ile incelenmiştir. Test sonuçları analiz edilerek karşılaştırılmıştır. Ayrıca malzemeler NaCl çözeltisinde korozyon mekanizması davranışları incelenmiştir. Nikel esaslı süperalaşımın döküm ile üretilmesi oldukça zor ve maliyetli bir işlemdir. Gerek proses öncesi gerek proses sonrası işlemler düşünüldüğünde toz metalurjisi oldukça ekonomik bir yöntemdir. Karmaşık geometriye sahip uçak motorlarındaki türbin kanatçıklarının rahatlıkla incelenebilmesi için gereken esnekliğe sahiptir. Nikel esaslı süperalaşım ile üretilen uçak motorları günümüzde hala geliştirilmeye devam etmektedir. Özellikle son yıllarda uçak motorlarından beklenen maliyeti düşük, uzun süreli servis koşullarında dayanım, hafiflik ve üstün performans özellikleri nedeniyle şimdi ve gelecekte hem üretim yöntemlerinin hem de malzemenin geliştirilmesi istenilmektedir. |

2. KAVRAMSAL ÇERÇEVE

2.1 UÇAK MOTOR TEKNOLOJİSİ

Uçak motorunun temel görevi bir uçağa gerekli itki gücünü temin etmektir. Bu itki gücünü ürettiği mekanik güç ile yerine getirmektedir. Genellikle modern uçak motorları gaz türbini esaslı motorlardan oluşmaktadır. Motorda bulunan nozülde yüksek hızlı egzoz çıkarmak suretiyle uçağa gerekli itki sağlanmaktadır. Yanma için gerekli oksijen havadan sağlanmaktadır. Genellikle modern uçaklarda birden çok motor bulunmaktadır.

Uçak motorlarında kullanılan malzemeler çok önemli olup motorun performansını etkilemektedirler. Genellikle fan kısmında alüminyum, paslanmaz çelik, titanyum, kompresör kısmında refrakter metal içeren süperalaşım, yanma odasında süperalaşım, türbin kısmında nikel esaslı süperalaşım kullanılmaktadır. Genellikle türbin kısmında kullanılan türbin bıçakları hava kanalları ile soğutulmakta ayrıca seramik kaplamalar ile yüksek sıcaklık koşullarından korunmaktadır.

Genel olarak gaz türbinli motorlar ısı enerjisini mekanik enerjiye çevirmekte ve uçak için gerekli olan itki temin edilmektedir. Genel olarak gaz türbinli uçak motorlarında motor içerisine giren hava, motor içerisinde öncelikle sıkıştırılmakta, ardından sıkıştırılmış olan hava yakıt ile karıştırılıp yakılmakta, daha sonra yanma sonucu meydana gelen ısı enerjisi türbin yardımı ile hareket (mekanik) enerjisine dönüştürülmektedir. Genel olarak gaz türbinli uçak motorları Newton'un etki-tepki yasası temeline dayanmaktadırlar [1-3].

Gaz türbini (*yanma türbini*), bir tür sürekli ve içten yanmalı motordur. Bütün gaz türbinlerinde ortak bulunan ana bileşenler şunlardır: girişte bulunan bir gaz kompresörü, bir yanma odası, çıkışta kompresörle aynı shaft üzerinde bulunan bir türbin. Verimliliği artırmak için, gücü mekanik enerjiye ya da elektrik enerjisine dönüştürmek veya daha büyük itme-ağırlık oranı elde etmek için kullanılır.

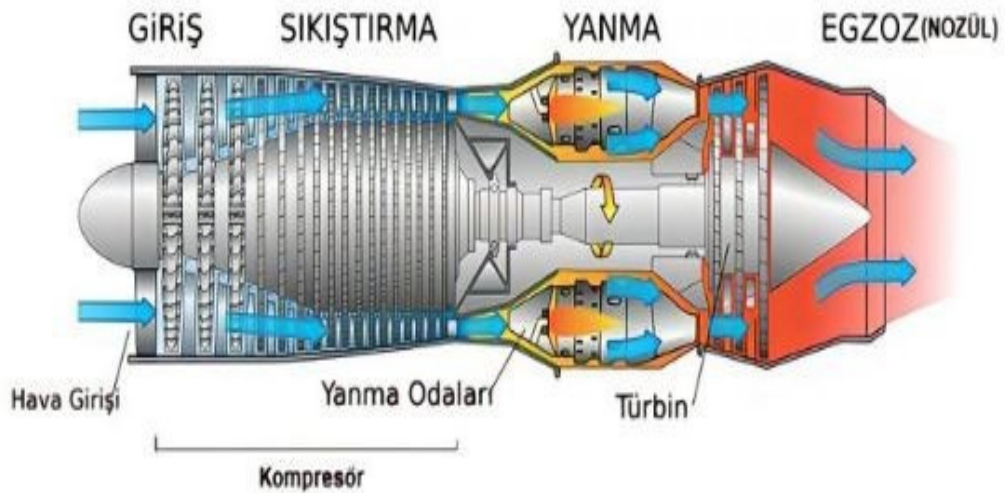
Turbojet Motorlar

Turbojet uçak motorlu havacılıkta özellikle askeri uçaklarda daha yaygın kullanılan bir hava soluma esaslı motor tipidir.

Genel olarak turbojet tipi motorlar yüksek miktarda itki oluşturmaktadırlar.

Genel olarak gaz türbinli uçak motorları Newton'un etki-tepki yasası temeline dayanmaktadırlar. Bu yasaya göre sıkıştırılmış bulunan gaz karışımını çok yüksek hızda geriye doğru iterek etki meydana getiren uçak motoru, oluşan etkinin meydana getirdiği tepki kuvveti ile ileriye doğru itilmektedir.

Elde edilen yüksek enerjiye sahip gazı tersine oldukça güçlü şekilde püskürtür. Askeri havacılıkta kullanılır. Süpersonik denilen hızlarda iyi çalışır. Gürültülü bir motordur. Yüksek hız olmadığı sürece verimsiz çalışmaktadır. Kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz bölümlerinden oluşmaktadır. Tasarımının basit olması ve oldukça yüksek hızlara çıkması başlıca özelliklerindedir. Buna karşın yüksek yakıt tüketimi dezavantajlarından biridir [1-3]. Aşağıdaki Şekilde turbojet motorlarda bulunan bölümler gösterilmektedir.



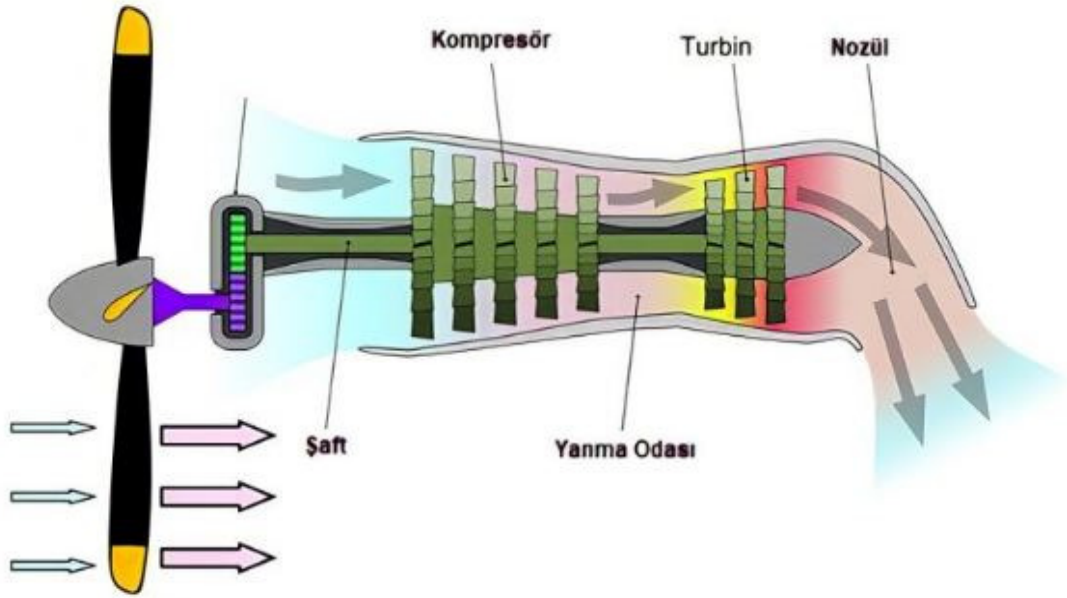
Şekil 2.1. Turbojet motorun şematik gösterimi [3]

Turboprop Motorlar

Genel olarak dişliler ile pervaneye bağlı olan bir jet motoru çeşididir. Bu motorlar kompresör, yanma odası, türbin ve nozülünden oluşmaktadır. Meydana getirilen güç, motor içinde bulunan dişliler yardımıyla motorun ucunda bulunan pervaneye iletilmektedir. Jet motorunun ürettiği yüksek devir dişliler kullanılarak daha düşük devirlere düşürmekte böylelikle pervane tarafından kullanılabilir.

Genel olarak küçük uçaklarda kullanılan bir motor tipidir. Genel olarak yüksek olmayan hızlarda yüksek bir verim sağlamaktadır. Bu nedenle genellikle taşımacılık (kargo) uçaklarında da kullanılmaktadır.

Turboprop motorlarda itici güç elde edilirken fazla hava miktarına karşın ivmelendirmesi azdır. Pervane istenen şekilde döndürülerek (açısı değiştirilerek) hücum açısı farklılaştırılabilir [1]. Aşağıdaki şekilde turboprop motorlarda bulunan temel kısımlar gösterilmektedir.



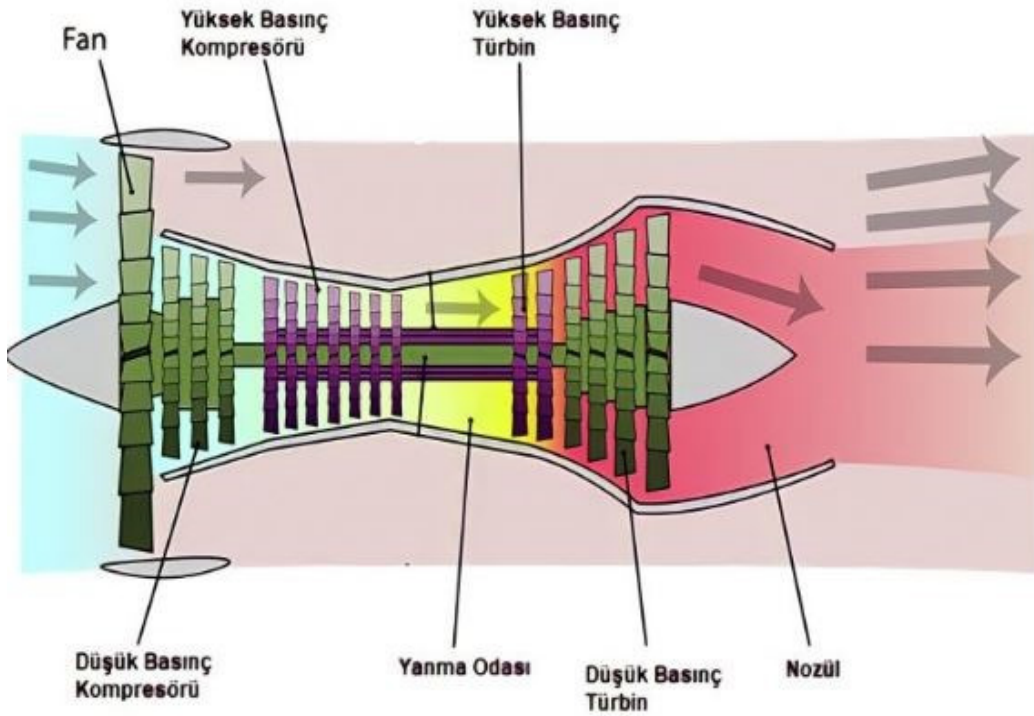
Şekil 2.2. Turboprop motorun şematik gösterimi [4]

Turbofan Motorlar

Genel olarak hava hızını arttırmak için bir fandan yararlanan uçak motoru teknolojisidir. Büyük boyutlu uçaklarda kullanılırlar. Genelde yolcu uçaklarında bu tip motorlar vardır.

Genel olarak uçak için gerekli olan itki kuvveti egzoz gazının yanında, özellikle motorun önünde bulunan fan tarafından temin edilmektedir. Motorun ön bölümünden giren hava kompresör ile yanma odasına iletilir. Yoğunlaşmış (sıkıştırılmış) hava bu kısımda yakılarak gerekli itki kuvveti oluşturulur. Motorun ön kısmında bulunan fan, arka tarafta bulunan türbin tarafından çalıştırılmaktadır (tahrik edilmektedir). Fan ve türbin bağlantısı şaft yardımı ile sağlanmaktadır [1].

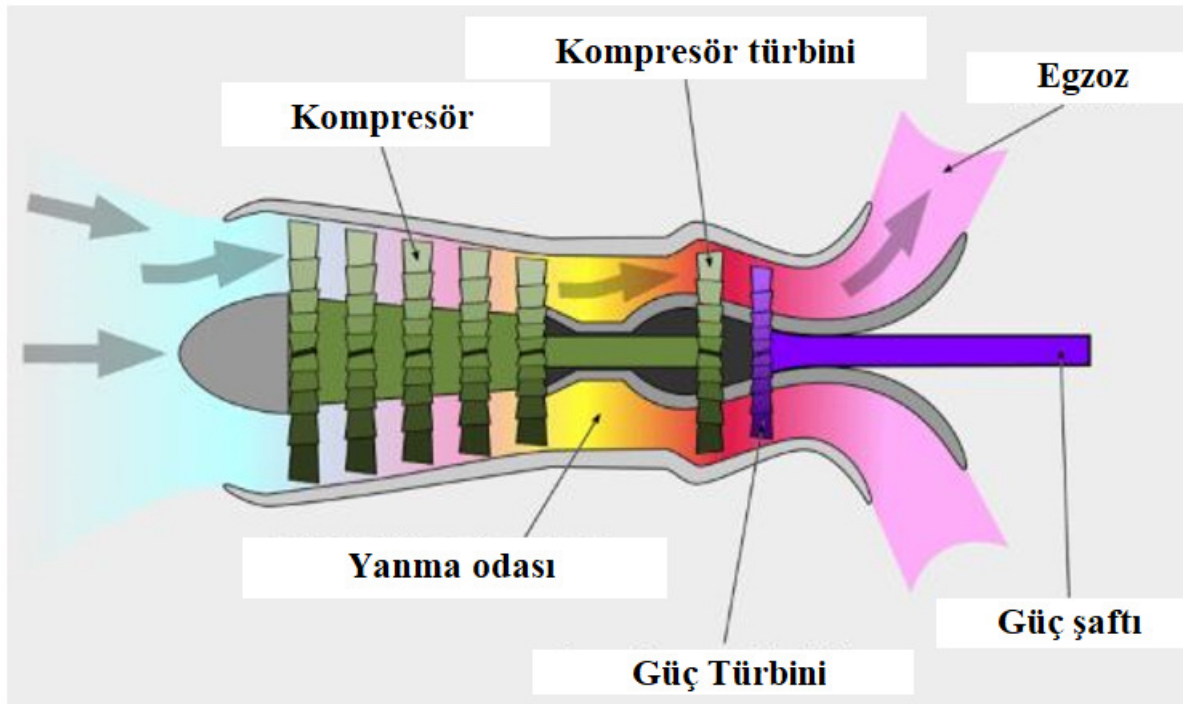
Aşağıdaki Şekilde turbofan motorlarda bulunan temel bölümler gösterilmektedir. Nozül, egzoz gazının dışarı atıldığı kısım olup uçak performansı üzerinde büyük bir etkisi bulunmaktadır.



Şekil 2.3. Turbofan motorun şematik gösterimi [5]

Turboşaft Motorlar

Çoğunlukla helikopterlerde, gemilerde, teknelerde kullanılan bir motor tipidir. Genel olarak jet itkisi yerine şaft kuvveti meydana getirmek amacıyla tasarlanmış bir motor tipidir. Turbojet motorlardan farkı rotoru döndüren güç aktarıcı sistemlerinin olmasıdır. Genel olarak jeneratör ve güç bölümlerinden meydana gelmektedir. Bir turboşaft motoru iki ana parçadan oluşabilir: gaz jeneratörü ve güç bölümü. Gaz jeneratörü, kompresör, ateşleyici ve yakıt nozullu yanma odaları ve türbinin bir veya daha fazla kademesinden oluşmaktadır. Güç bölümü ise ek türbin aşamalarından, bir dişli redüksiyon sisteminden ve şaft çıkışından oluşmaktadır. Gaz jeneratörü, güç bölümünü çalıştırmak için sıcak genişen gazları oluşturur. Tasarıma bağlı olarak, motor aksesuarları ya gaz jeneratörü ya da güç bölümü tarafından çalıştırılabilir. Şekil 2.4’de turboşaft motorlarda bulunan bölümler gösterilmektedir.



Şekil 2.4. Turboşaft motorun şematik gösterimi [6]

Uçak Motoru Bölümleri ve Malzemeleri

Uçak motorlarında yanmanın meydana geldiği kısım ve türbin kısmında sıcaklık nispeten daha yüksek olduğundan bu kısımlarda şartlar sıcaklık açısından daha zordur. Yanmanın meydana geldiği bölgede bulunan alaşımların 1050-1150 °C arasında sıcaklıklara dayanıklı olması beklenmektedir. Günümüzde uçak motorlarında yaygın olarak kullanılan malzemeler; Ti alaşımları, süper alaşımlar, yüksek mukavemet çeliklerdir. Kompozit malzemelerin kullanım oranları şuan halihazırda kullanılan malzemelere kıyasla düşük miktardadır fakat gelişen yeni malzeme ve proses teknikleriyle kullanımları artış göstermektedir. Bu malzemelerden çelikler genellikle mil ve dişli gruplarında kullanılırken, alaşımlar daha çok kompresör, türbin ve yanma odalarında kullanılmaktadır.

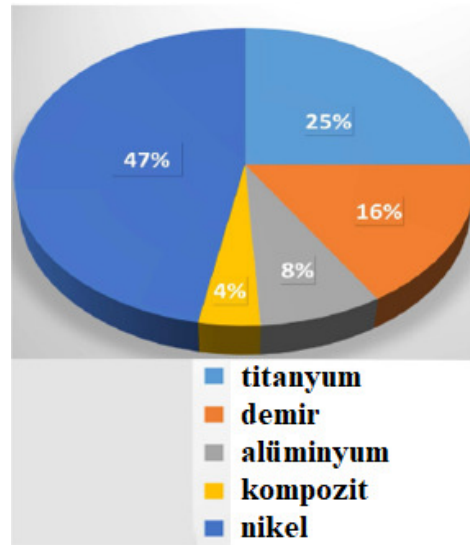
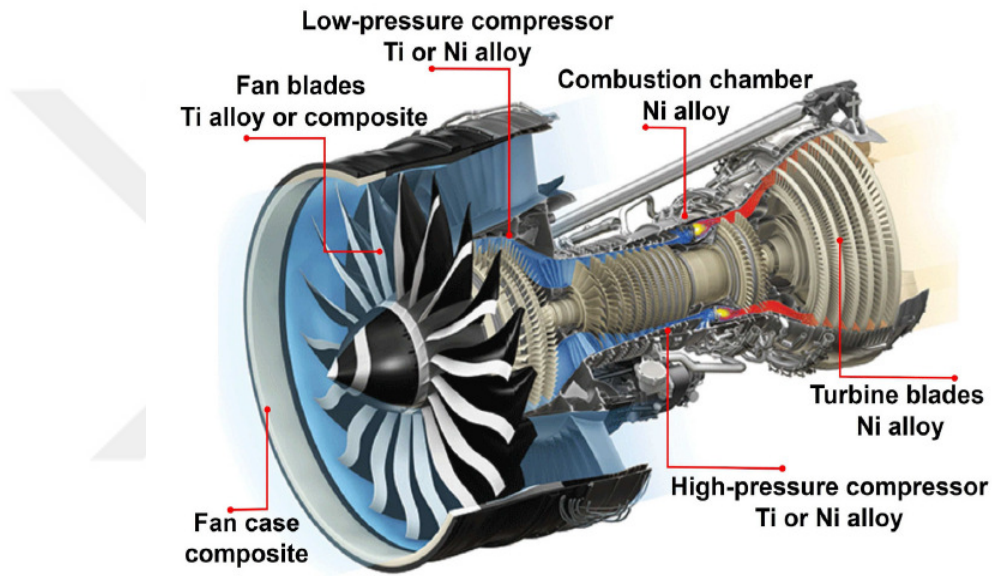
Havacılık ve uzay uygulamalarında kullanılan uçak motorlarında kullanılacak olan malzemelerin seçimi oldukça önem arz etmektedir [1-9].

- ✓ Malzemenin tokluğunun (darbe direncinin) yüksek olması gerekmektedir.
- ✓ Mekanik özelliklerinin (elastisite modülü, sertlik, akma mukavemeti) yüksek olması gereklidir.
- ✓ Malzemenin hafif (düşük yoğunlukta) olması kullanım açısından önemlidir.
- ✓ Malzeme içerisinde meydana gelebilecek çatlakların ilerleme hızının düşük olması gerekir.
- ✓ Malzemenin oksidasyon direncinin (yüksek sıcaklık korzyonu) yüksek olmasını beklenir.
- ✓ Malzemenin elektrokimyasal korozyon direncinin yüksek olmasını gerekir.
- ✓ Malzemenin yüksek sürünme (creep) dayanımına sahip olması gerekir.
- ✓ Dinamik basınçlara maruz kalan motorda yorulma dayanımının yüksek olması beklenir.

Genel olarak gaz türbinli uçak motorları hava giriş kısmı, kompresör (sıkıştırma) kısmı, yanma odası kısmı, türbin ve egzoz bölümlerinden meydana gelmektedir [1-9].

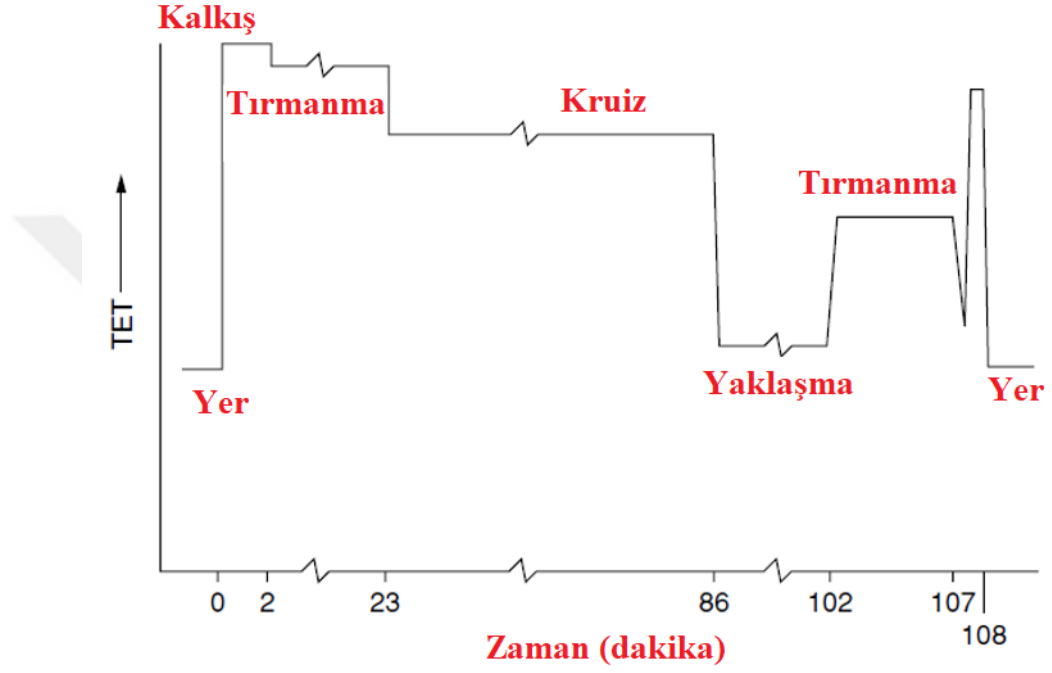
- **Hava Giriş Kısmı:** Fanların yardımı ile havanın motora giriş sağladığı bölümdür. Malzeme seçiminde hafif ve basınca dayanıklı yüksek mekanik özelliklere sahip malzeme seçilmelidir. Sürünme dayanımının yüksek olması beklenmektedir. İlk zamanlarda paslanmaz çelikler kullanılmış olsa da son teknolojilerde titanyum ve alüminyum malzemeler kullanılmaktadır.
- **Kompresör Kısmı:** Diskler ve kanatçıklardan oluşan bölümdür. Hava alığından gelen havanın diskler ve kanatçıklar yardımı ile sıkıştırılır. İvmelenen havanın sıcaklığının oldukça yükseldiği bölümdür. Yüksek basınca, yorulmaya, çatlama ve oksidasyona maruz kalabilen bölümdür. Ti-6Al-4V veya Ti-8Al-1Mo-1V alaşımlarının yanında kompresör kanatçıkları için nikel esaslı süperalaşımlar kullanılmaktadır.
- **Yanma Odası Kısmı:** Sıkışarak gelen havanın yakıt ile karışıp ateşlendiği bölümdür. Ortamdaki sıcaklık yaklaşık 1600°C gelmektedir. Adından anlaşıldığı üzere motorun en sıcak kısmıdır. Bu sebeple termal dayanıma sahip malzemeler seçilmelidir. Nikel veya kobalt esaslı süperalaşımlar sıklıkla tercih edilmektedir.
- **Türbin Kısmı:** Sıcaklığı yüksek olan yakıtla yakılmış havanın gaz türbin kanatçıklarını hareket ettirmektedir. Türbin kanatçıkları vasıtası ile var olan kimyasal enerjinin mekanik enerjiye çevrildiği bölümdür. Yanma odasında olduğu gibi bu kısımda da yüksek basınç ve sıcaklık görülür. Sürünme, yorulma ve korozyona dayanıklı olan malzemeler tercih edilmelidir. Nikel esaslı süperalaşımların yanında, metal veya seramik matrisli kompozitler kullanılabilir.
- **Egzoz Kısmı:** Türbin kanatçıklarından tahliye olan gazlar genişleyerek egzozdan atmosfere atılmaktadır. Yüksek sıcaklıklarda oksidasyona ve korozyona uzun süre dayanıklı malzemeler seçilmelidir. Kobalt, demir veya nikel esaslı süperalaşım malzemeler tercih edilmektedir [1-20].

Şekil 2.5’de Boeing 787 uçağının GE CF6 türbin motorunda malzeme kullanımı görülmektedir. Görüldüğü gibi en büyük pay nikel esaslı süperalaşımlara aittir. Daha sonra titaanyum alaşımları ve demir esaslı alaşımlar gelmektedir. Ayrıca bir miktar alüminyum alaşımı ve kompozit malzeme de kullanılmaktadır. Türbin bıçakları nikel esaslı süperalaşımlardan, yüksek basınç kompresörü kısmı titanyum alaşımı veya nikel esaslı süperalaşımdan, fan çerçevesi kompozit malzemeden, yanma odası nikel esaslı süperalaşımlardan, düşük basınç kompresörü kısmı titanyum alaşımı veya nikel esaslı süperalaşımdan, motor girişinde bulunan fan bıçakları titanyum alaşımı veya kompozit malzemeden üretilmektedir.



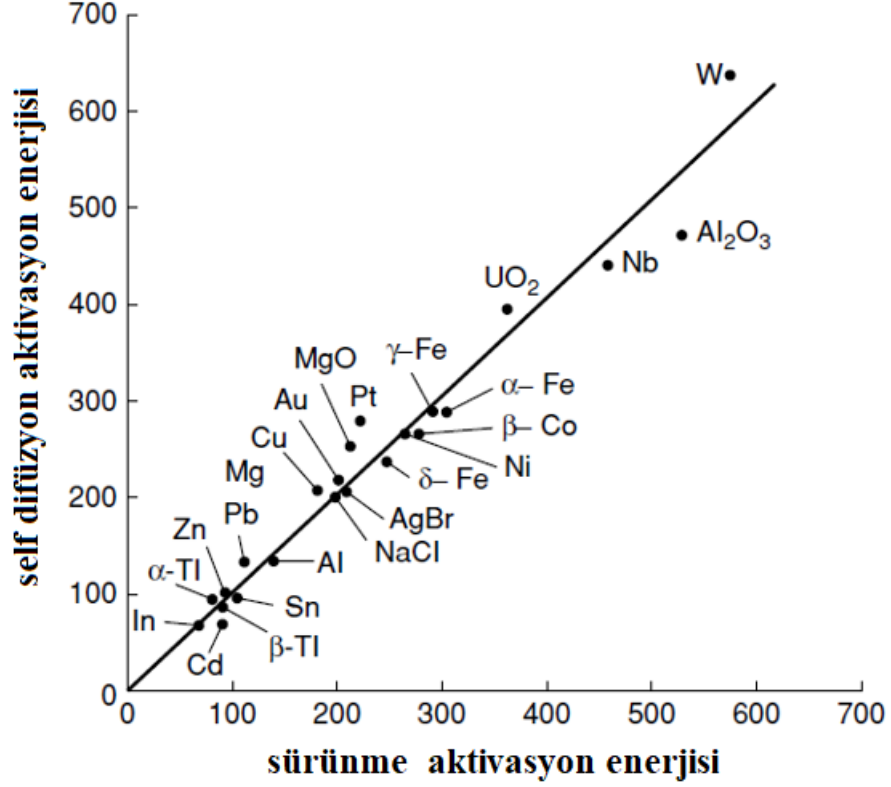
Şekik 2.5 Boeing 787 uçağının GE CF6 türbin motorunda malzeme kullanımı [20]

Aşağıdaki şekilde bir yolcu uçağında türbin giriş sıcaklığının (TET) tipik bir uçuş sırasındaki değişimi görülmektedir. Görüldüğü gibi tipik bir uçuş sırasındaki en yüksek sıcaklık değerine kalkış esnasında ulaşılmaktadır. Daha sonra türbin giriş sıcaklığının (TET) kademeli olarak azaldığı söylenebilir. Aşağıda görülen çevrin her uçuş sırasında tekrar etmekte olup uzun vadede uçak parçalarında yorulma hasarlarına sebep olmaktadır.



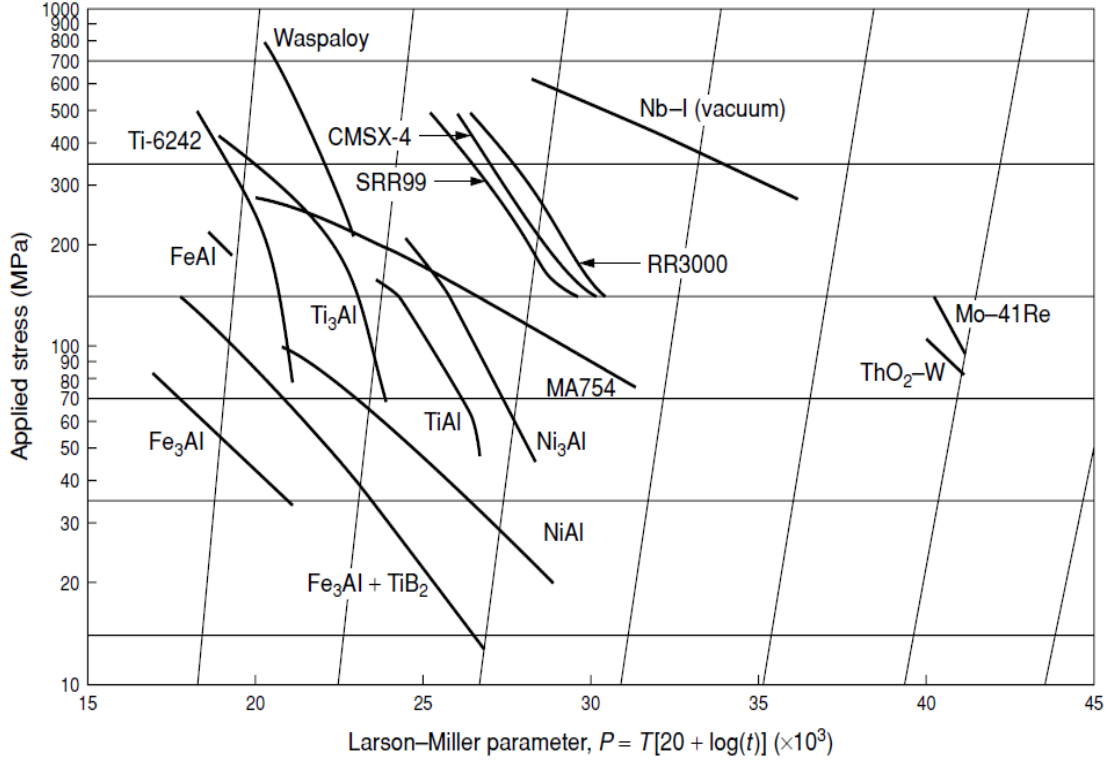
Şekil 2.6. Bir yolcu uçağında türbin giriş sıcaklığının tipik bir uçuş sırasında değişimi [20]

Şekil 2.7’de uçaklarda kullanılan çeşitli malzemelerde sürünme aktivasyon enerjisi ve difüzyon için gerekli enerji arasındaki korelasyon görülmektedir. Görüldüğü gibi sürünme aktivasyon enerjisi ve difüzyon için gerekli enerjinin en yüksek metallere W metalinde seramik malzemelerden ise aluminada olduğu söylenebilir.



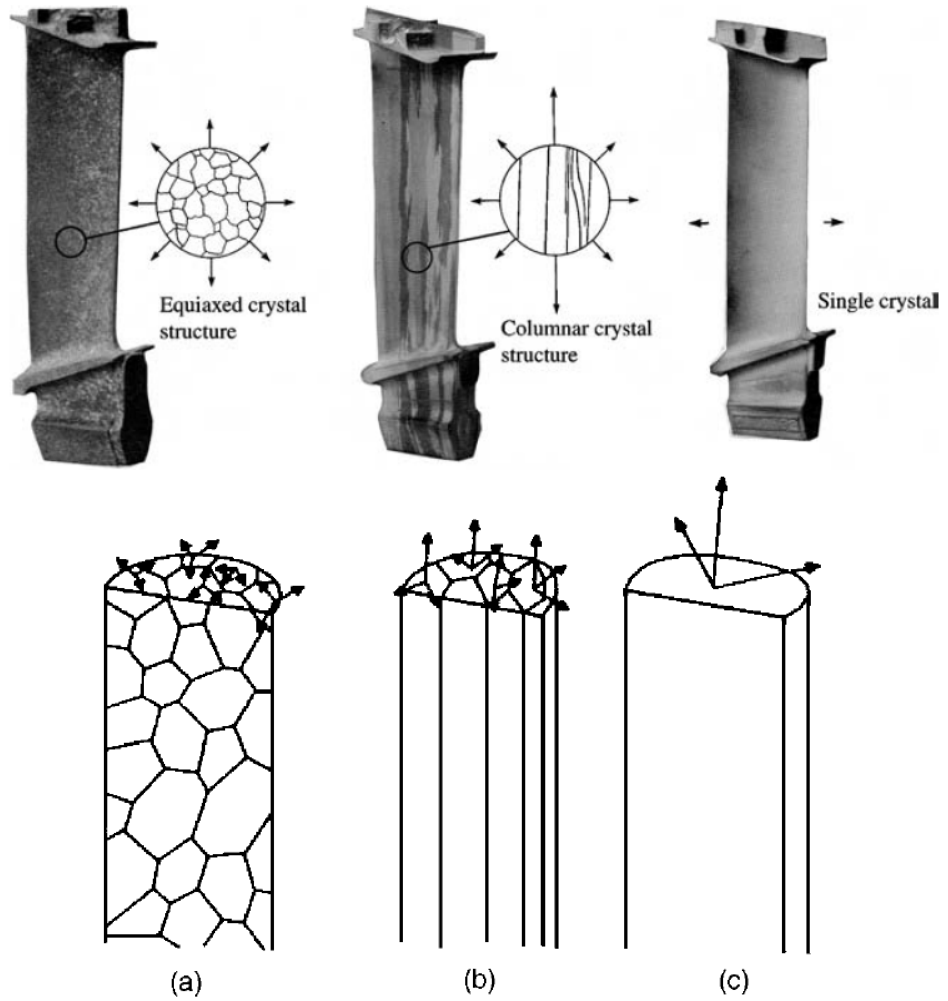
Şekil 2.7. Sürünme aktivasyon enerjisi ve difüzyon enerjisi ilişkisi [20]

Şekil 2.8'de çeşitli yüksek sıcaklık malzemelerinin Larson-Miller parametreleri (P) görülmektedir. Genel olarak en iyi yüksek sıcaklık performansı sağ üst köşeye yakın malzemelerde görülmektedir. Genel olarak Larson-Miller parametreleri uçak malzemelerinde sürünme hasarını tahmin etmek için yaygın kullanılan bir parametredir.

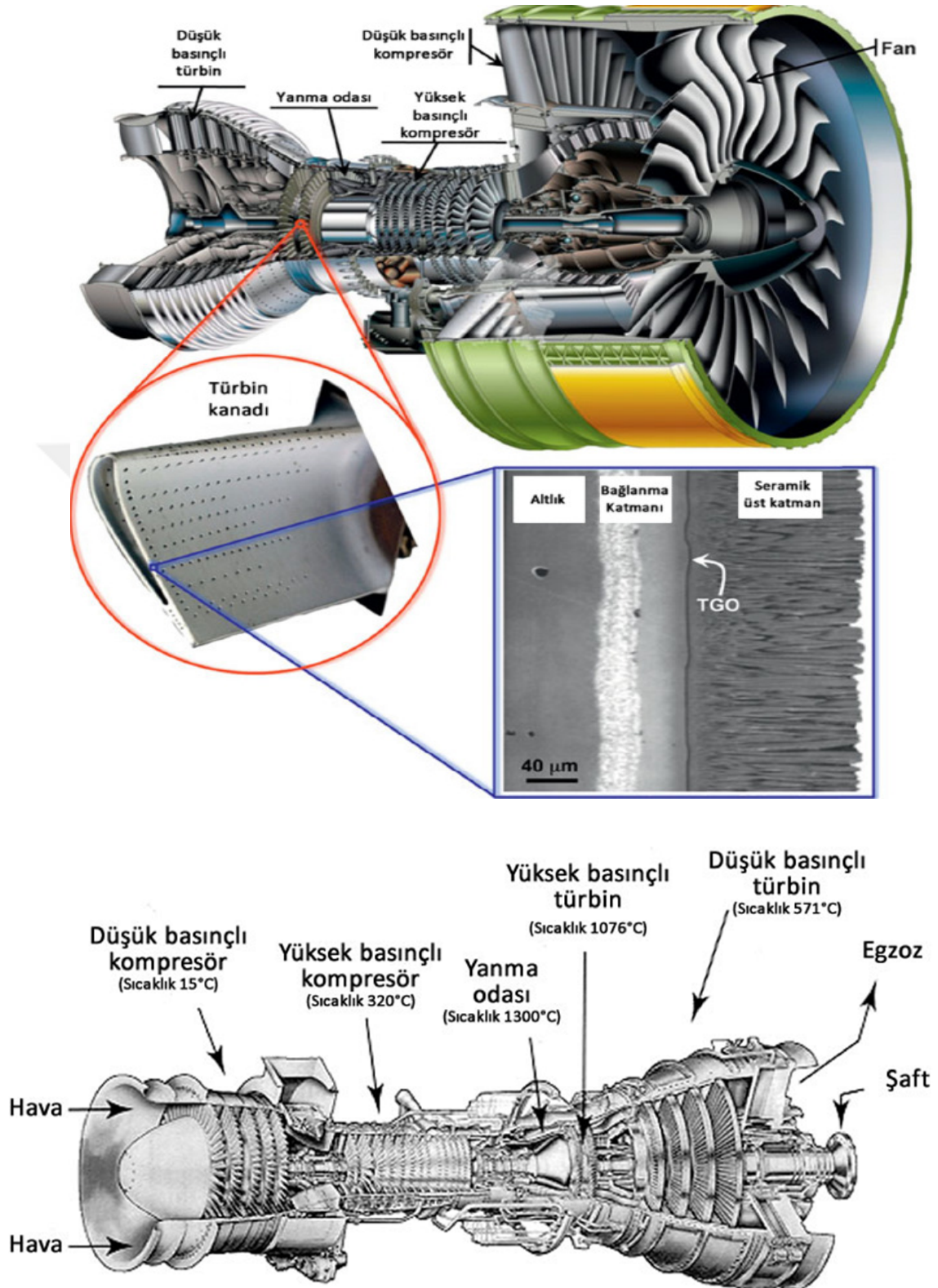


Şekil 2.8. Çeşitli malzemelerin Larson-Miller parametreleri [20]

Şekil 2.9’da uçak motorlarında buluna türbin bıçaklarının a) eşeksenli, b) kolonsal, c) tek kristal türleri görülmektedir. Genel olarak tek kristal malzeme üretilmesi ile tane sınırlarının neden olduğu sürünme ve yorulma hasarlarının önüne geçilebilmekte ve malzemenin performansı geliştirilebilmektedir. Tane sınırları korozyon, oksidasyon ve mekanik özellikler açısından tane içlerine nazaran daha düşük performans göstermektedir. Özellikle uçak motor performansı için yüksek sıcaklıklar kullanılması nedeniyle, motor imalatında kullanılan malzemelerin de yüksek sıcaklıklara ve yüksek sıcaklık hasarlarına (oksidasyon, sürünme, yorulma) karşı dirençli olması gerekmektedir.



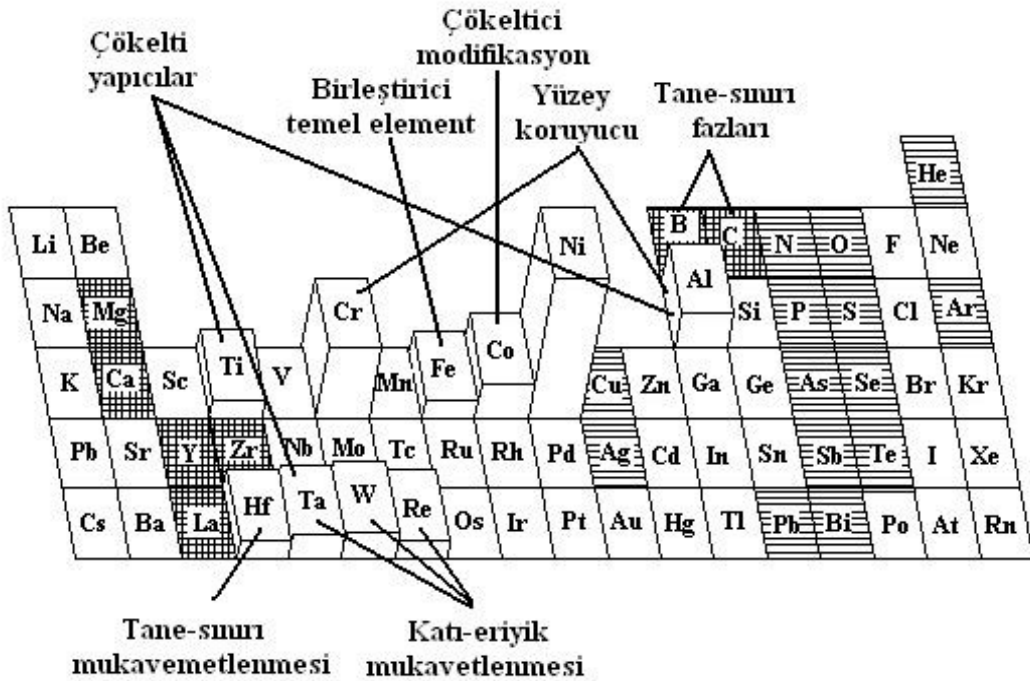
Şekil 2.9. Türbin bıçakları a) eşeksenli, b) kolonsal, c) tek kristal [20]



Şekil 2.10. Gaz türbininin farklı kısımları ve sıcaklıklar [7]

2.2 SÜPERALAŞIMLAR

Süperalaşım, oksidasyon direnci, yüzey kararlılığı, yüksek sıcaklıklarda sürünme ve yorulma direnci gibi özelliklere sahip olacak şekilde geliştirilmiş önemli bir mühendislik malzeme grubudur. Uçak motorları yapısında kullanılan malzemelerin en başında gelen ve endüstriyel uygulamalarda sıkça rastladığımız malzemelerden en önemlisi süperalaşım malzemelerdir. Uçak motorları oldukça zorlayıcı koşullar altında çalışmaktadır. Süperalaşım; nikel, kobalt, demir ve nikel-demir esaslı ve çoğunlukla 900°C üstündeki sıcaklıklarda kullanılan ve bu derecelerin üzerinde oldukça yüksek ısı, mekanik ve kimyasal direnç gösterebilmesi için tasarlanan malzemelerdir. Esas alaşım elementinin yanı sıra krom, demir, molibden, niyobyum, titanyum, alüminyum gibi alaşım elementleri de içerebilmektedir. Süperalaşım genellikle demir, nikel, kobalt, krom, molibden, demir, alüminyum, bor, titanyum, tantalyum, tungsten, hafniyum gibi elementlerin çeşitli kompozisyonlarda eklenmesiyle yüksek sıcaklıkta üstün özellikler için üretilen malzemelerdir. Süper alaşım dövme veya döküm yöntemleri ile üretilirler [11].



Şekil 2.11. Periyodik cetveldeki elementlerin süperalaşım malzemelere etkisi [14]

Süperalaşımın Sınıflandırılması

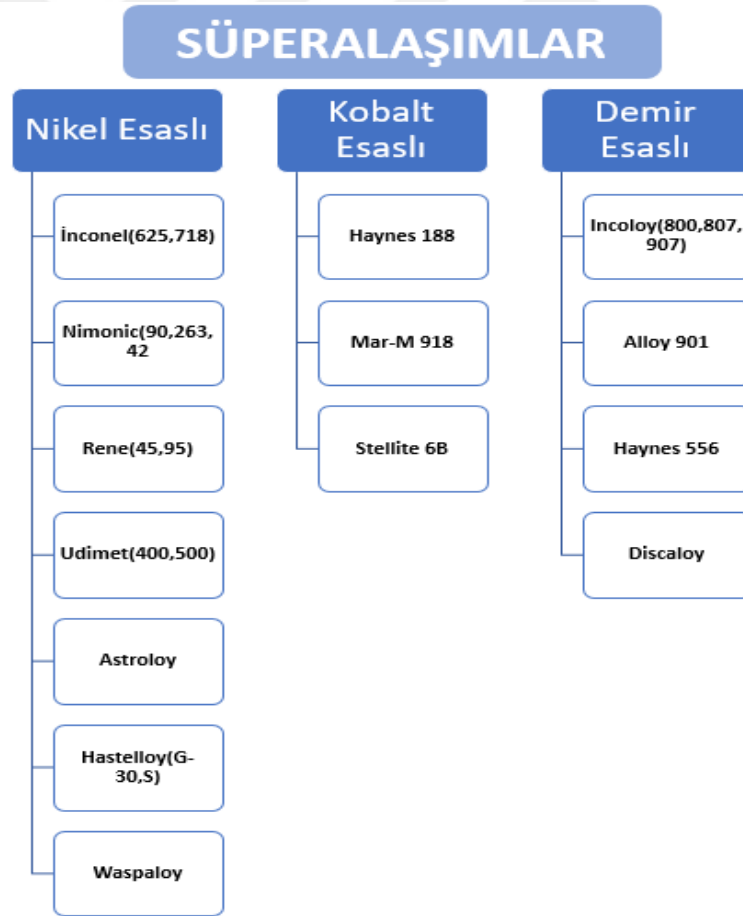
Süperalaşım malzemeler içerdikleri temel elementin miktarına bağlı olarak üç sınıfa ayrılmaktadırlar; demir esaslı, kobalt esaslı, nikel esaslı süperalaşım malzemelerdir.

- Yapısında ağırlıklı olarak nikel içeren süperalaşım grubu 700-1100°C sıcaklık aralığında mekanik özellikleri ve yüksek sıcaklık korozyonu (oksidasyon) dirençleri oldukça üstündür. Nikel esaslı süperalaşım en az % 40 nikel içerirler. Fe ilave edilen başlıca alaşım elementidir. Havacılıkta kullanılan süperalaşımın yarısını nikel esaslı süperalaşımalar meydana getirir. Genellikle nikel esaslı alaşımalar titanyum ve alüminyum içermekte olup çökeltme sertleşmesi ile mukavemetlendirilirler.
- Yapısında yüksek miktarda demir elementi olan demir esaslı süperalaşımalar 650 °C seviyelerine kadar mekanik ve termal dirençleri üstündür. Ekonomik olarak daha uygun olmasına karşılık zor şartlarda nikel esaslı süperalaşımalar kadar üstün özelliklere sahip değildirler. Demir esaslı süperalaşımalar östenitik paslanmaz çeliklere benzerdir. Katı eriyik ve çökeltme sertleşmesi oluşturan elementler içermektedirler. Östenitik matris ve % 20-30 Ni içerirler. Ayrıca, bir miktar Cr ise katı-eriyik sertleşmesi için matriste katılır.
- Kobalt esaslı süperalaşımaların 1200 °C sıcaklık seviyelerine kadar oldukça üstün oksidasyon ve mukavemet özelliklerine sahiptirler. Ayrıca kobalt esaslı süperalaşımaların kaynak kabiliyeti ve ısı yorulma dirençlerinin üstün olması başlıca avantajlarıdır [11-16]. Kobalt esaslı süperalaşımalar ağırlıklı olarak Co elementi içerir. Genel olarak karbür ve katı-eriyik fazları tarafından mekanik özellikleri geliştirilmektedir. Kobalt esaslı süperalaşımalar üçe ayrılmaktadır; birinci grup, 600 °C-1200°C arasında avantajlı olan Haynes 188, UMCo-50 alaşımalarıdır. İkinci grup 600 °C'de kullanılan bağlayıcı görevi gören süperalaşımalarıdır. Üçüncü grup, yüksek aşınma dayanımı gösteren Stellite alaşımalarıdır.

Süperalaşımalar yüksek sıcaklık mukavemetinin ve korozyon/ oksidasyon direncinin gerekli olduğu yerlerde kullanılan alaşımlardır. Süper alaşımlar temelini demir, kobalt veya nikel alan yüksek miktarda krom, düşük miktarda tungsten, molibden, alüminyum ve titanyum içeren malzemedir. En büyük özelliği yüksek ısılara mukavemet göstermesidir. Çok yüksek sıcaklıklarda bile oksidasyon ve korozyona direnç gösterir. Kopma ve sürtünme dayanımı üstün seviyededir. Süper alaşımlar %20'si yüksek miktarlarda krom içeren ve yüksek korozyon direncine sahip malzemelerdir. Nükleer reaktörlerinde, deniz altı ve gemilerde, uçak ve gaz tribünlerinde, uzay araçlarında, termik santrallerde, roket motorlarında ve daha pek çok alanda süper alaşım malzemeler kullanılmaktadır.

Tablo 2.1'de yaygın olarak kullanılan başlıca süperalaşımların sınıflandırılması görülmektedir.

Tablo 2.1. Başlıca süperalaşımların sınıflandırılması [16]



Mikroyapıda Görülen Fazlar

- ✓ **Gamma Fazı:** Süperalaşımlarda çoğunlukla yer alan gamma fazı (γ), yüzey merkezli kübik yapı gösterirler. Önemli miktarda W, Cr, Mo, Fe, Co ilavesi ile matris fazını oluşturmaktadır. Cr ilavesinin oksit oluşturucu özelliği ile difüzyon önlenerek yüzeyde kararlılık sağlamaktadır.
- ✓ **Gama üssü fazı:** Gama üssü (γ^I) fazını Al, Ti ve Ta elementleri oluşturur. Gama üssü fazı katılma sıcaklığına bağlıdır. γ^I fazı yüksek sıcaklıklara çıktığında Ni saslı süperalaşımların temel mukavemet artırıcı fazlarındandır. Modern türbin kanatçıklarında kullanılan nikel esaslı süperalaşımların γ' fazı kübik formdadır.
- ✓ **Gamma çift-üssü prime (γ^{II}) fazı:** (γ^{II}) fazının çapları 0,06 μm ve kalınlığı 0,01 μm civarındadır. Sertlik dayanımı artırıcı görevleri vardır.
- ✓ **η (eta) fazı:** Yüksek Ti/Al oranı ile havacılık uygulamaları için önemli olan bu faz yüksek sıcaklıktak koşullarında ortaya çıkar. Çökelme oluşumunun yavaş olmasıyla büyüyen (γ^{II}) fazından daha büyük fazlar oluşur. Bu oluşumun tane sınırlarındaki hücresel yapıda iğne şeklinde oluşumu ile sürünme kopma dayanımını düşürür.
- ✓ **TCP fazları (topolojik sıkı paket):** Bu fazlar düşük süneklik getirmektedir. Aynı zamanda mekanik ve kimyasal özellikleri olumsuz etkilemektedir. Nb ve Mo gibi hacim merkezli kübik elementler bu fazların oluşumuna sebep olmaktadır. Süperalaşımlara dayanım kazandıran fazları birbirine bağlayıp mikroyapıda düzensizlik oluşturarak sürünme dayanımını azaltırlar.
- ✓ **Karbür ve borür fazları:** Bu fazlarda % 0.1-0.3 arasında karbon bulunur. Karbonun, Fe, Hf, Ti gibi elementlerle birleşerek karbür oluşturur. Yüzeydeki karbürler süperalaşımların mekanik dayanımlarında önemlidir. Süperalaşımlarda bir diğer faz oluşumu B sayesinde oluşur. Tane sınırlarında borür, krom ve molibden gibi elementler sayesinde oluşur. Borürler ve karbürler mukavemet artışına neden olmaktadır [16-21].

Aşağıdaki tabloda ilave edilen alaşım elementlerinin demir esaslı, nikel esaslı ve kobalt esaslı süperalaşımların çeşitli özelliklerine ve performanslarına olan etkisi karşılaştırmalı olarak görülmektedir.

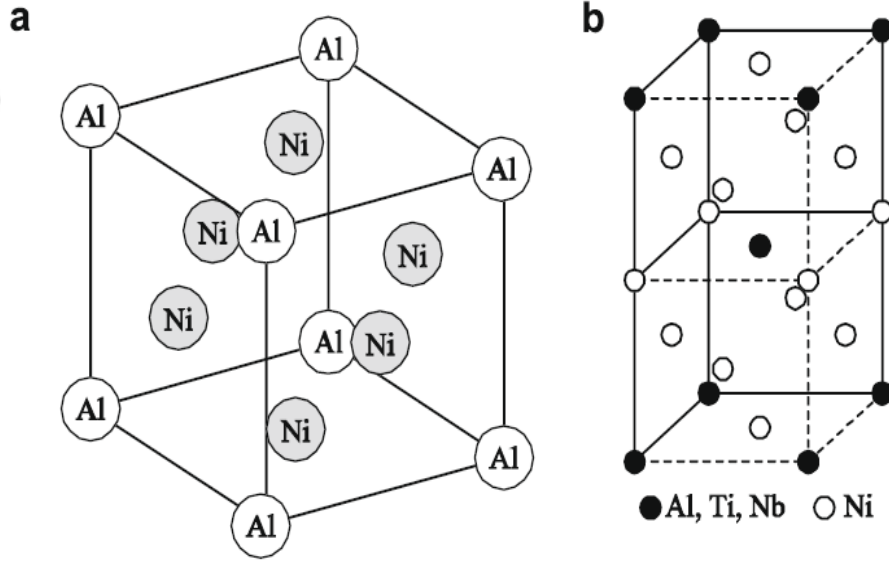
Tablo 2.2. Alaşım elementlerinin süperalaşımların özelliklerine etkisi [21]

Element Etkileri	Fe-esash	Co-esash	Ni-esash
Katı-eriyik Mukavemetlendiriciler	Cr, Mo	Nb, Cr, Mo, Ni, W, Ta	Co, Cr, Mo, Fe, W, Ta
Yüzey merkezli kübik matris stabilize ediciler	C, Ni, Co	Ni	Co
Karbür şekilleri;			
MC tipi	Ti	Ti	W, Ta, Ti, Mo, Nb
M ₇ C ₃ tipi	--	Cr	Cr
M ₂₃ C ₆ tipi	Cr	Cr	Cr, Mo, W
M ₆ C tipi	Mo	Mo, W	Mo, W
Karbonitritler;			
M(CN) tipi	C, N	C, N	C, N
Karbürlerin genel çöktiricileri	P	--	--
γ' Ni ₃ (Al, Ti)	Al, Ni, Ti	--	Al, Ti
Hegzagonal η (Ni ₃ Ti) dönüşüm geciktiriciler	Al, Zr	--	--
γ' 'nin çözücü sıcaklığını yükselticiler	--	--	Co
γ' 'nin çözücü sıcaklığını düşürücüler	--	--	Cr
Sertleşme çöktiriciler ve/veya intermetalikler	Al, Ti, Nb	Al, Mo, W, Ta	Al, Ti, Nb
Oksidasyon direnci	Cr	Al, Cr, Ta	Al, Cr, Ta
Sıcak korozyon direnci geliştiriciler	La, Y	La, Y, Th	La, Th
Sülfidasyon direnci	Cr	Cr	Cr
Tane sınırı morfolojisi değişkenleri tarafından sürünme-kopma özelliklerini artırıcılar	B	B, Zr	B, Zr
Ara-sıcaklı sünekliğini geliştiriciler	--	--	Hf
Tane sınırı segregasyonuna neden olucular	--	--	B, C, Zr

Ni esaslı veya Ni-Fe esaslı süperalaşımalar genellikle uçak jet motorlarının sıcak bölgelerinde kullanılırlar.

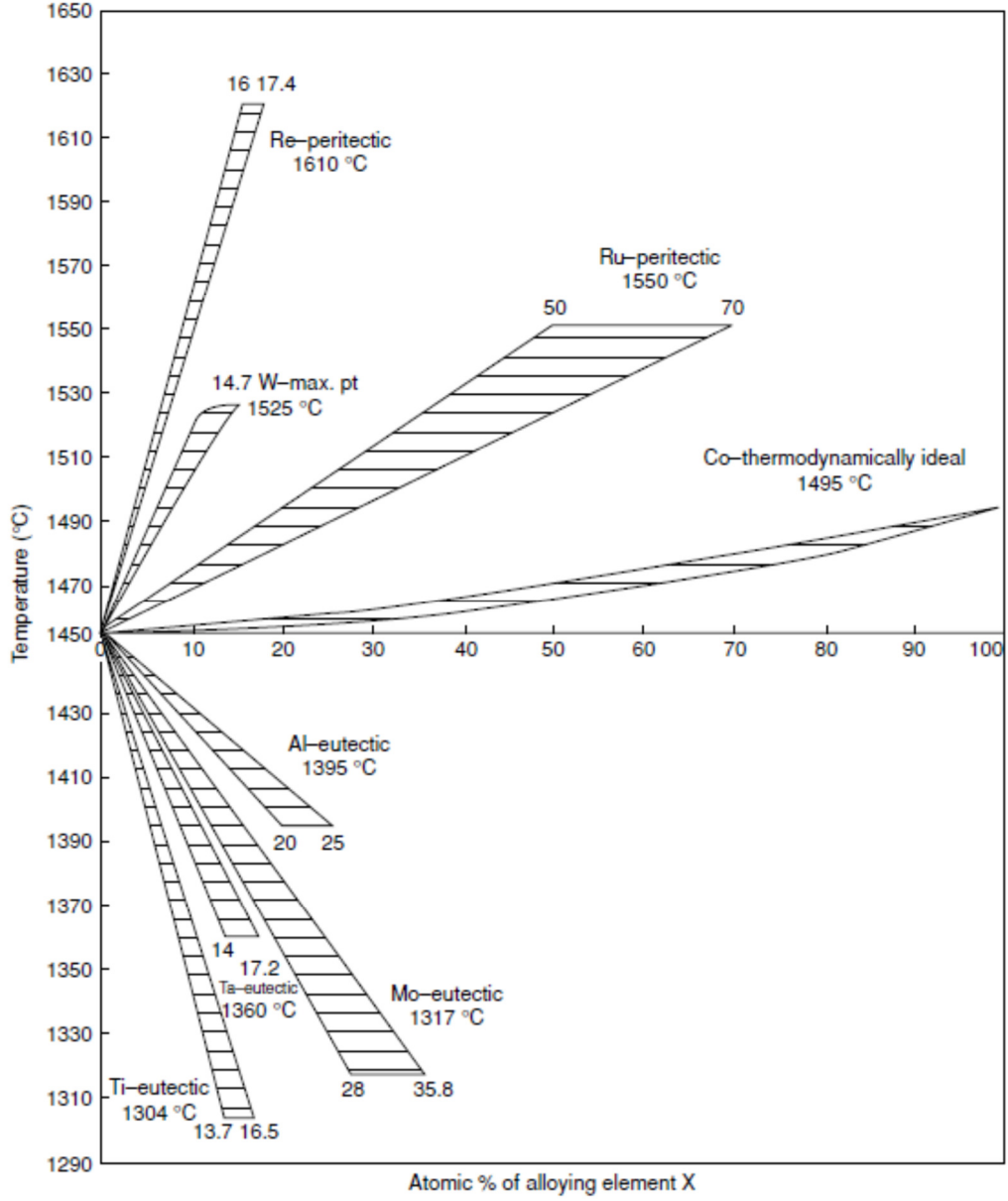
Ni esaslı süperalaşımaların mikroyapıları genellikle hacim merkezli kübik matris (γ) ve matris içerisinde dağılmış küçük ve uyumlu çökeltilerden oluşmaktadır. Genel olarak γ^I simgesi ile gösterilen çökeltiler L_{12} kristal yapısına sahip olan düzenli Ni_3Al bileşikleridir.

- Ti ilavesi genellikle γ^I fazı içerisinde Al yerine kullanılmaktadır, γ^I fazının oranını arttırmakta, γ^I fazında kafes hatalarını azaltmaktadır.
- Cr ilavesi oksidasyon direncini geliştirmektedir.
- Mo ilavesi γ^I fazında ve γ fazında uyumsuzluğu etkilemektedir (olumlu/olumsuz yönde)
- Ta ilavesi genel olarak katı eriyik mekanizması ile alaşımın mekanik özelliklerini geliştirmektedir. Aynı zamanda tane büyümesini engellemektedir.



Şekil 2.12. Ni_3Al kristal yapısı [27]

Şekil 2.13’de Ni-X ikili süperalaşım sistemlerinde solidüs eğrileri ve likidüs eğrileri sıcaklık ve ilave edilen alaşım elementi miktarına göre görülmektedir. Görüldüğü gibi Ti, Mo, Ta ve Al ilavesi ile eğriler aşağı doğru gitmektedir. Co, W, Ru, RE ilavesi ile eğriler yukarıya doğru gitmektedir.



Şekil 2.13. Ni-X ikili sistemlerinde solidüs ve likidüs eğrileri [20]

Tablo 2.3 Süperalaşımların kimyasal kompozisyonu [20]

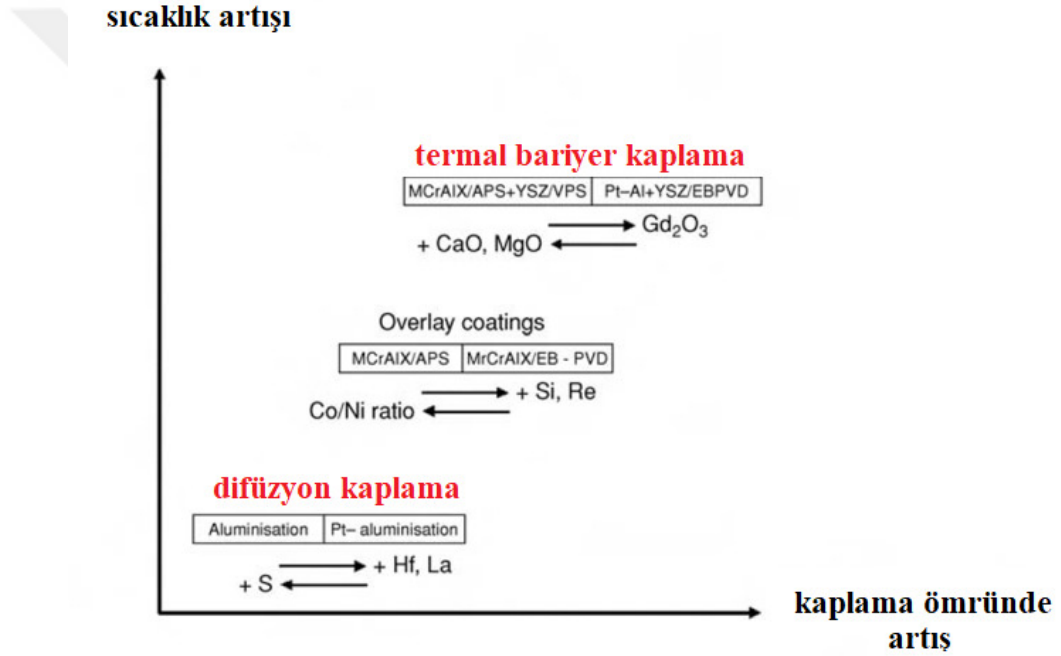
Alloy	Cr	Co	Mo	W	Al	Ti	Ta	Nb	Re	Ru	Hf	C	B	Zr	Ni
AM1	7.0	8.0	2.0	5.0	5.0	1.8	8.0	1.0	—	—	—	—	—	—	Bal
AM3	8.0	5.5	2.25	5.0	6.0	2.0	3.5	—	—	—	—	—	—	—	Bal
CM186LC	6.0	9.3	0.5	8.4	5.7	0.7	3.4	—	3.0	—	1.4	0.07	0.015	0.005	Bal
CM247LC	8.0	9.3	0.5	9.5	5.6	0.7	3.2	—	—	—	1.4	0.07	0.015	0.010	Bal
CMSX-2	8.0	5.0	0.6	8.0	5.6	1.0	6.0	—	—	—	—	—	—	—	Bal
CMSX-3	8.0	4.8	0.6	8.0	5.6	1.0	6.3	—	—	—	0.1	—	—	—	Bal
CMSX-4	6.5	9.6	0.6	6.4	5.6	1.0	6.5	—	3.0	—	0.1	—	—	—	Bal
CMSX-6	10.0	5.0	3.0	—	4.8	4.7	6.0	—	—	—	0.1	—	—	—	Bal
CMSX-10	2.0	3.0	0.4	5.0	5.7	0.2	8.0	—	6.0	—	0.03	—	—	—	Bal
EPM-102	2.0	16.5	2.0	6.0	5.55	—	8.25	—	5.95	3.0	0.15	0.03	—	—	Bal
GTD-111	14.0	9.5	1.5	3.8	3.0	5.0	3.15	0.07	—	—	—	0.10	0.014	0.007	Bal
GTD-222	22.5	19.1	—	2.0	1.2	2.3	0.94	0.8	—	—	—	0.08	0.004	0.02	Bal
IN100	10.0	15.0	3.0	—	5.5	4.7	—	—	—	—	—	0.18	0.014	0.06	Bal
IN-713LC	12.0	—	4.5	—	5.9	0.6	—	2.0	—	—	—	0.05	0.01	0.10	Bal
IN-738LC	16.0	8.5	1.75	2.6	3.4	3.4	1.75	0.9	—	—	—	0.11	0.01	0.04	Bal
IN-792	12.4	9.2	1.9	3.9	3.5	3.9	4.2	—	—	—	—	0.07	0.016	0.018	Bal
IN-939	22.4	19.0	—	2.0	1.9	3.7	—	1.0	—	—	—	0.15	0.009	0.10	Bal
Mar-M002	8.0	10.0	—	10.0	5.5	1.5	2.6	—	—	—	1.5	0.15	0.015	0.03	Bal
Mar-M246	9.0	10.0	2.5	10.0	5.5	1.5	1.5	—	—	—	1.5	0.15	0.015	0.05	Bal
Mar-M247	8.0	10.0	0.6	10.0	5.5	1.0	3.0	—	—	—	1.5	0.15	0.015	0.03	Bal
Mar-M200Hf	8.0	9.0	—	12.0	5.0	1.9	—	1.0	—	—	2.0	0.13	0.015	0.03	Bal
Mar-M421	15.0	10.8	1.8	3.3	4.5	1.6	—	2.3	—	—	—	0.18	0.019	0.04	Bal
MC2	8.0	5.0	2.0	8.0	5.0	1.5	6.0	—	—	—	0.1	—	—	—	Bal
MC-NG	4.0	—	1.0	5.0	6.0	0.5	5.0	—	4.0	4.0	0.1	—	—	—	Bal
MX4	2.0	16.5	2.0	6.0	5.55	—	8.25	—	5.95	3.0	0.15	0.03	—	—	Bal

Alloy	Cr	Co	Mo	W	Al	Ti	Ta	Nb	Re	Ru	Hf	C	B	Zr	Ni
Nasair 100	9.0	—	1.0	10.5	5.75	1.2	3.3	—	—	—	—	—	—	—	Bal
PWA1422	9.0	10.0	—	12.0	5.0	2.0	—	1.0	—	—	1.5	0.14	0.015	0.1	Bal
PWA1426	6.5	10.0	1.7	6.5	6.0	—	4.0	—	3.0	—	1.5	0.10	0.015	0.1	Bal
PWA1480	10.0	5.0	—	4.0	5.0	1.5	12.0	—	—	—	—	—	—	—	Bal
PWA1483	12.2	9.2	1.9	3.8	3.6	4.2	5.0	—	—	—	—	0.07	—	—	Bal
PWA1484	5.0	10.0	2.0	6.0	5.6	—	9.0	—	3.0	—	0.1	—	—	—	Bal
PWA1487	5.0	10.0	1.9	5.9	5.6	—	8.4	—	3.0	—	0.25	—	—	—	Bal
PWA1497	2.0	16.5	2.0	6.0	5.55	—	8.25	—	5.95	3.0	0.15	0.03	—	—	Bal
Rene 80	14.0	9.0	4.0	4.0	3.0	4.7	—	—	—	—	0.8	0.16	0.015	0.01	Bal
Rene 125	9.0	10.0	2.0	7.0	1.4	2.5	3.8	—	—	—	0.05	0.11	0.017	0.05	Bal
Rene 142	6.8	12.0	1.5	4.9	6.15	—	6.35	—	2.8	—	1.5	0.12	0.015	0.02	Bal
Rene 220	18.0	12.0	3.0	—	0.5	1.0	3.0	5.0	—	—	—	0.02	0.010	—	Bal
Rene N4	9.0	8.0	2.0	6.0	3.7	4.2	4.0	0.5	—	—	—	—	—	—	Bal
Rene N5	7.0	8.0	2.0	5.0	6.2	—	7.0	—	3.0	—	0.2	—	—	—	Bal
Rene N6	4.2	12.5	1.4	6.0	5.75	—	7.2	—	5.4	—	0.15	0.05	0.004	—	Bal
RR2000	10.0	15.0	3.0	—	5.5	4.0	—	—	—	—	—	—	—	—	Bal
SRR99	8.0	5.0	—	10.0	5.5	2.2	12.0	—	—	—	—	—	—	—	Bal
TMS-75	3.0	12.0	2.0	6.0	6.0	—	6.0	—	5.0	—	0.1	—	—	—	Bal
TMS-138	2.9	5.9	2.9	5.9	5.9	—	5.6	—	4.9	2.0	0.1	—	—	—	Bal
TMS-162	2.9	5.8	3.9	5.8	5.8	—	5.6	—	4.9	6.0	0.09	—	—	—	Bal

Alloy	Cr	Co	Mo	W	Nb	Al	Ti	Ta	Fe	Hf	C	B	Zr	Ni
Alloy 10	11.5	15	2.3	5.9	1.7	3.8	3.9	0.75	—	—	0.030	0.020	0.05	Bal
Astrolloy	15.0	17.0	5.3	—	—	4.0	3.5	—	—	—	0.06	0.030	—	Bal
C-263	16	15	3	1.25	—	2.50	5.0	—	—	—	0.025	0.018	—	Bal
Hastelloy S	15.5	—	14.5	—	—	0.3	—	—	1.0	—	—	0.009	—	Bal
Hastelloy X	22.0	—	9.0	0.6	—	0.25	—	—	18.5	—	0.10	—	—	Bal
Haynes 230	22.0	—	2.0	14.0	—	0.3	—	—	—	—	0.10	—	—	Bal
Haynes 242	8.0	2.5	25.0	—	—	0.25	—	—	2.0	—	0.15	0.003	—	Bal
Haynes R-41	19.0	11.0	10.0	—	—	1.5	3.1	—	5.0	—	0.09	0.006	—	Bal
Incoloy 800	21.0	—	—	—	—	0.38	0.38	—	—	45.7	0.05	—	—	Bal
Incoloy 801	20.5	—	—	—	—	—	1.13	—	—	46.3	0.05	—	—	Bal
Incoloy 802	21.0	—	—	—	—	0.58	0.75	—	—	44.8	0.35	—	—	Bal
Incoloy 909	—	13.0	—	—	—	4.7	0.03	1.5	—	42.0	0.01	—	—	Bal
Incoloy 925	20.5	—	—	—	—	0.20	2.1	—	—	29.0	0.01	—	—	Bal
Inconel 600	15.5	—	—	—	—	—	—	—	—	8.0	0.08	—	—	Bal
Inconel 601	23.0	—	—	—	—	1.4	—	—	—	14.1	0.05	—	—	Bal
Inconel 617	22.0	12.5	9.0	—	—	1.0	0.3	—	—	—	0.07	—	—	Bal
Inconel 625	21.5	—	9.0	—	—	3.6	0.2	—	—	2.5	0.05	—	—	Bal
Inconel 690	29.0	—	—	—	—	—	—	—	—	9.0	0.025	—	—	Bal
Inconel 706	16.0	—	—	—	—	2.9	0.2	1.8	—	40.0	0.03	—	—	Bal
Inconel 718	19.0	—	3.0	—	—	5.1	0.5	0.9	—	18.5	0.04	—	—	Bal
Inconel 738	16.0	8.5	1.75	2.6	0.9	3.4	3.4	1.7	—	—	0.11	0.01	0.05	Bal
Inconel 740	25.0	20.0	0.5	—	2.0	0.9	1.8	—	0.7	—	0.03	—	—	Bal
Inconel X750	15.5	—	—	—	—	1.0	0.7	2.5	—	7.0	0.04	—	—	Bal
LSHR	13	21	2.7	4.3	1.5	3.5	3.5	1.6	—	—	0.030	0.030	0.050	Bal
ME3	13.1	18.2	3.8	1.9	1.4	3.5	3.5	2.7	—	—	0.030	0.030	0.050	Bal
MERL-76	12.4	18.6	3.3	—	—	1.4	0.2	4.3	—	—	0.050	0.03	0.06	Bal
Nimonic 75	19.5	—	—	—	—	—	—	0.4	—	3.0	0.10	—	—	Bal
Nimonic 80A	19.5	—	—	—	—	1.4	2.4	—	—	—	0.06	0.003	0.06	Bal
Nimonic 90	19.5	16.5	—	—	—	1.5	2.5	—	—	—	0.07	0.003	0.06	Bal
Nimonic 105	15.0	20.0	5.0	—	—	4.7	1.2	—	—	—	0.13	0.005	0.10	Bal
Nimonic 115	14.3	13.2	—	—	—	4.9	3.7	—	—	—	0.15	0.160	0.04	Bal
Nimonic 263	20.0	20.0	—	—	—	0.5	2.1	—	—	—	0.06	0.001	0.02	Bal
Nimonic 901	12.5	—	5.75	—	—	0.35	2.9	—	—	—	0.05	—	—	Bal

Alloy	Cr	Co	Mo	W	Nb	Al	Ti	Ta	Fe	Hf	C	B	Zr	Ni
Nimonic PE16	16.5	1.0	1.1	—	—	1.2	1.2	—	33.0	—	0.05	0.020	—	Bal
Nimonic PK33	18.5	14.0	7.0	—	—	2.0	2.0	—	0.3	—	0.05	0.030	—	Bal
Ni8	11.5	15.7	6.5	0.6	—	4.35	4.35	—	—	0.45	0.015	0.015	0.03	Bal
Pyromet 860	13.0	4.0	6.0	—	0.9	1.0	3.0	—	28.9	—	0.05	0.01	—	Bal
Pyromet 31	22.7	—	2.0	—	1.1	1.5	2.5	—	14.5	—	0.04	0.005	—	Bal
Rene 41	19.0	11.0	1.0	—	—	1.5	3.1	—	—	—	0.09	0.005	—	Bal
Rene 88DT	16.0	13.0	4.0	4.0	0.7	2.1	3.7	—	—	—	0.03	0.015	0.03	Bal
Rene 95	14.0	8.0	3.5	3.5	3.5	3.5	2.5	—	—	—	0.15	0.010	0.05	Bal
Rene 104	13.1	18.2	3.8	1.9	1.4	3.5	3.5	2.7	—	—	0.030	0.030	0.050	Bal
RR1000	15.0	18.5	5.0	—	1.1	3.0	3.6	2.0	—	0.5	0.027	0.015	0.06	Bal
Udimet 500	18.0	18.5	4.0	—	—	2.9	2.9	—	—	—	0.08	0.006	0.05	Bal
Udimet 520	19.0	12.0	6.0	1.0	—	2.0	3.0	—	—	—	0.05	0.005	—	Bal
Udimet 630	18.0	—	3.0	3.0	6.5	0.5	1.0	—	18.0	—	0.03	—	—	Bal
Udimet 700	15.0	17.0	5.0	—	—	4.0	3.5	—	—	—	0.06	0.030	—	Bal
Udimet 710	18.0	15.0	3.0	1.5	—	2.5	5.0	—	—	—	0.07	0.020	—	Bal
Udimet 720	17.9	14.7	3.0	1.25	—	2.5	5.0	—	—	—	0.035	0.033	0.03	Bal
Udimet 720LI	16.0	15.0	3.0	1.25	—	2.5	5.0	—	—	—	0.025	0.018	0.05	Bal
Waspaloy	19.													

Şekil 2.14’de uçak motoru türbin uygulamalarında kullanılan koruyucu kaplama teknolojileri sıcaklık ve kullanım ömrü ilişkisi ile beraber görülmektedir. Görülmekte olduğu gibi termal bariyer kaplamaların diğer kaplamalara göre performansının üstün olduğu söylenebilir. Termal bariyer kaplamalar, malzemenin çalışma sıcaklığını yükselterek sistemin verimini arttırmak amacı ile kullanılır. Genelde metal alt tabakanın üzerine homojen seramik kaplama şeklinde uygulanmaktadır. Bu tür kaplamalarda çalışma esnasında görülen en önemli problem, metal alt tabaka ile seramik kaplamanın termal genleşme sabitlerinin farklı olması nedeniyle ortaya çıkan büyük termal gerilmelerdir. Bu gerilmeler sonucunda sistemde çatlaklar ve metal/seramik ara yüzünde ayrılmalar görülmektedir.



Şekil 2.14. Türbin uygulamalarında koruyucu kaplamalar [20]

Süperalaşımlarda Mukavemet Arttırıcı Yöntemler

Genel olarak nikel esaslı süperalaşımların mekanik özelliklerinin daha da geliştirilmesi için aşağıda açıklanan yöntemler kullanılmaktadır.

- Çökelme sertleşmesi. Genel olarak nikel esaslı süperalaşımlarda nikel matris fazı içinde çökelen küçük Ni_3Al çökeltileri dislokasyonların hareketini engelleyerek mukavemet artışına neden olmaktadır.
- Katı eriyik sertleşmesi. Nikelin elektronik yapısından dolayı nikel esaslı matris fazının (γ) yüksek katı çözünürlük sınırı bulunmaktadır. Bu amaçla kullanılacak alaşım elementlerinin erime sıcaklıklarının yüksek olması, nikel matris fazı içerisinde katı çözünürlük oranlarının yüksek olması ve son olarak nikel kafes yapısında gerilim oluşturabilmesi amacıyla atom çapının büyük olması gerekmektedir.
- Tane sınırı sertleşmesi. Özellikle nikel esaslı süperalaşımlarda tane sınırı sertleşmesi önemli bir mukavemet arttırma yöntemidir. Bor veya karbon ilavesi ile tane sınırlarında karbür veya bürür esaslı çökelti oluşturularak süperalaşımda mukavemet artışı sağlanabilir.

Süperalaşımın Kaplanması

Genel olarak yüksek sıcaklık bölgelerinde kullanılacak süperalaşımın ince bir seramik film ile kaplanmakta ve yüksek sıcaklık dayanımları (oksitlenme ve korozyon) geliştirilmektedir. Genellikle uçak motorunu çevresel şartlardan korumayı amaçlayan krom veya alüminyum bakımından zengin oksit esaslı koruyucu kaplamalar kullanılmaktadır.

- Seramik kaplama malzemesi süperalaşım ana malzeme (altlık) ile uyumlu olmalıdır.
- Seramik kaplama malzemesi ile süperalaşım arasında porozite oluşturabilecek istenmeyen reaksiyonlar meydana gelmemelidir.
- Seramik kaplama malzemesi ile süperalaşım arasında ısıl genişleme katsayıları birbiri ile uyumlu olmalı ve termal gerilme oluşmamalıdır.

Inconel 718 Süperalaşımı

Inconel 718 süperalaşımı uzun yıllar önce geliştirilmiş olup başta uçak uygulamaları olmak üzere yaygın olarak kullanılmaktadır. Inconel 718 nikel-krom esaslı bir süperalaşım olup mekanik özellikleri ve yüksek sıcaklık korozyon direnci üstündür. Genel olarak Inconel 718 süperalaşımında diğer süperalaşım türlerinden farklı olarak içerdiği Nb nedeniyle Ni_3Nb (γ'') çözeleklileri oluşmakta ve alaşımın mekanik özelliklerini oldukça geliştirmektedir. Genel olarak Inconel 718 alaşımı yüksek mekanik özelliklere sahip olmasına rağmen 600-700 °C sıcaklıkradan sonra dayanımı azalmaktadır. Bu nedenle genellikle sıcak ortamlarda kullanılacak Inconel 718 alaşımları ince seramik bir film ile kaplanmaktadır.

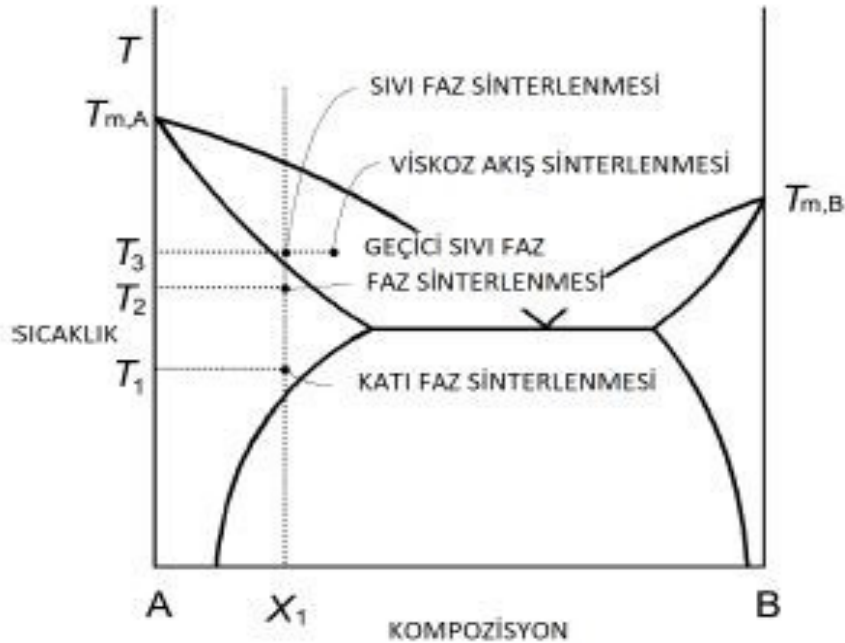
Tablo 2.4. Inconel 718 kimyasal bileşimi [2]

Element	Yüzde
Nikel	50.00 - 55.00
Krom	17.00 - 21.00
Demir	Kalan
Niyobyum	4.75 - 5.50
Molibden	2.80 - 3.30
Titanyum	0.65 - 1.15
Aluminyum	0.20 - 0.80
Kobalt	1.00 en yüksek
Karbon	0.08 en yüksek
Manganez	0.35 en yüksek
Silisyum	0.35 en yüksek
Fosfor	0.015 en yüksek
Sülfür	0.015 en yüksek
Bor	0.006 en yüksek
Bakır	0.30 en yüksek

2.3 TOZ METALURJİSİ

Toz metalurjisi, genel olarak başlangıç malzemesi olarak metal tozu kullanan bir üretim tekniği olup, başlıca karıştırma, presleme ve sinterleme adımlarından oluşmaktadır.

- *Karıştırma:* Hazırlanan metal tozu karışımına homojen bir harman/bileşim elde edilmek suretiyle yapılan işlemdir.
- *Presleme:* Toz metalürjisinde metal tozunun belirli bir basınç altında sıkıştırılması ile partiküllerin birbirine sıkıca yapışması ve pres sonrası elle tutulur bir şekle dönüştürülmesi işlemdir. Kalıbın yağlanması, basınç miktarı, basınç şekli veya sıcaklık değişkenliği önemli cihaz parametreleridir. Partikül şekli ve boyutu da presleme işlemini etkilemektedir.
- *Sinterleme:* Yüksek mekanik özellikler için preslenmiş halde bulunan metal tozlarının sinterleme ile metalurjik (kimyasal) bağ oluşturması gerekmektedir. Sinterleme, presleme işlemi yapılmış ham numunelerin belirlenmiş bir atmosferde ve belirli bir yüksek sıcaklıkta (erime sıcaklığının % 70-80 arasında) ısıtılarak uygulanması olarak tanımlanabilir [22-29].



Şekil 2.15. Sinterleme işlemi şematik faz diyagramı [29]

Tablo 2.5’de toz metalurjisi yöntemi ile üretilen çeşitli süperalaşımın uçak motorlarındaki kullanım yerleri, kullanım amaçları, motor tipi ve uçak üreticileri görülmektedir.

Tablo 2.5. Toz metalurjisi esaslı süperalaşımın uçak motorları kullanımları [10]

P/M superalloy	Component	Engine	Aircraft/ manufacturer	Reason for using P/M technology	
				Cost reduction	Improved properties
IN-100	Turbine disks, seals, spacers	F100	Pratt & Whitney	X	X
Rene 95	Turbine disks, cooling plate	T700	Helicopter/G.E.
	Turbine disks, compressor shaft	F404	F-18 Fighter	X	...
	Vane	F404	G.E.
	High-pressure turbine blade retainer, disks, forward outer seals	F101	...	X	...
Astroloy	High-pressure turbine disks	JTSD-17R Turbofan	...	X	...
Merl 76	Turbine disks	Turbofan	...	X	X
Inconel MA-754	Turbine nozzle vane	F404	F-18 Fighter	...	X
	High- and low-pressure turbine vanes	Selected engines	X
Stellite 31	Turbine blade dampers	TF 30-P100	USAF F-111F	X	...
Inconel MA-6000E	Turbine blades	TFE 731	X

Toz Metalurjisinin Avantajları

- Ürün yeterli yüzey kalitesine sahip olduğu için işlem sonrası talaşlı imalata gerek duyulmaz.
- Diğer imalat usüllerine göre nispeten daha basit işlem adımlarına sahiptir.
- İş gücü ve üretim için harcanan zaman ihtiyacı düşüktür.
- Üretimin tekrarlanabilirliği kolaydır.
- Karmaşık geometriye sahip parçalar kolaylıkla üretilebilir.
- Ekonomik açıdan uygun ve saflığı yüksek parçalar üretilebilir.

Toz Metalurjisinin Dezavantajları

- Dövme ve döküm yöntemleri ile üretilen parçalar özellikle mekanik özellikler açısından toz metalurjisine göre yüksektir.
- Toz metalurjisi ile üretilen parçalarda kalıp maliyeti yüksektir.
- Saflığı yüksek toz kullanılması gerektiğinden malzemenin maliyeti yüksektir.
- Büyük parçalar üretilmek istenildiğinde kalıp maliyeti yüksektir [25]

2.4 LİTERATÜRÜN DURUMU

Yiwen Lei ve diğerleri [30] nikel esaslı süperalaşım numuneyi toz metalurjisi ile yaklaşık 1 saat 200 rpm hızıyla mekanik alaşımlama cihazında karıştırmışlardır. Öğütme ortamı olarak paslanmaz çelik kap ve sertleştirilmiş çelik bilyalar kullanmışlardır. Hazırlanan numunelere ham mukavemet için bağlayıcı ilave etmişlerdir. Ardından yaklaşık 140 MPa basınç ile çift yönlü olarak preslemişlerdir. 5 L/dk akış hızında argon atmosferi altında sinterlemişlerdir. Sinterleme sıcaklığının numuneler üzerindeki etkisini incelemek için 1050, 1080, 1110, 1140 °C sıcaklıklarda gerçekleştirmişlerdir. Ayrıca sinterleme sıcaklığının sertlik değerlerine etkisini incelemişlerdir. 1050 °C sinterlendiğinde sinterleme sırasında az miktarda sıvı faz oluşmuştur. Alaşımın tane yapısı nispeten düzensiz ve dağınık olduğu görülmüştür. 1080 ve 1110 °C sıcaklıklarda sinterleme işlemi sırasında daha fazla sıvı faz oluştuğu görülmüştür. Sinterleme 1140 °C sıcaklıkta yapıldığında M7C3 partikülleri oluştuğu görülmüştür. 1140 °C sıcaklığa kadar olan sinterleme sıcaklıklarında doğrusal olarak sertlik değerinde de artış gözlemlenmiştir. Fakat 1140 °C sıcaklıktan sonraki sinterleme sıcaklıklarında sertlik değerinde sert bir düşüş gözlemlenmiştir.

P. Kontis ve diğerleri [31] süperalaşım numunelere % 0,03, % 0,05, % 0,08 bor eklenerek borun tane sınırlarındaki etkisini incelemişlerdir. Numuneleri vakum altında 1000°C'de 1 saat sinterlemişlerdir. Daha sonra parlatılan bor katkılı numunelerin SEM görüntülerinde γ' ve çeşitli karbür fazlarının ortaya çıktığı gözlemlenmiştir. Karbürlerin genellikle MC tipi karbür olduğu ve kübik bir yapıya sahip olduğu belirlenmiştir. Karbürlerin 200 nm uzunluğa ve 30 nm kalınlığa sahip olduğu ölçülmüştür. Bor içermeyen alaşımın tane sınırında γ' fazı görülmemiştir. Oluşan bu fazlarla birlikte numunelerin kırılma ömrü ve süneklik değerlerinin yüksek olduğu ve bu nedenle yüksek sıcaklıklarda çatlak başlangıcını geciktirerek iyileştirilebileceğine inanılmaktadır.

Ş. Çelik ve diğerleri [32] deneysel çalışmada hazırlanan süperalaşım numuneler mekanik alaşımlama cihazında hazırlamışlardır. Süperalaşıma %0.6, 1.2, 1.8 ve 2.4 oranlarında Y_2O_3 ilave edilerek oksit dispersiyonla sertleştirilmiştir. Mekanik alaşımlama da 300 rpm karıştırma hızıyla ve öğütücü olarak 8 mm paslanmaz çelik bilyalar kullanılarak yaklaşık 300 dakika karıştırılmıştır. Öğütme kabının aşırı ısınmaması için 150 dakika öğütüldükten sonra yarım saat

dinlendirilmiştir. Ardından numunelerin Arşimet prensibine göre yoğunlukları ve yaklaşık 490 mN yük altında 10 sn süre ile mikrosertlik ölçümleri yapılmıştır. Aynı zamanda 200-1000 m mesafe ve 5, 10 ve 15 N yüklerinde gerçekleştirilmiştir. Nikel tozlarının poligonal ve ağısı yapıya sahip ve toz boyutunun ortalama 10 μm 'den küçük olduğu görülmektedir. Numunelerin EDS sonuçları incelemişler ve Ni-Ti-Cr intermetalik, Ni bakımından zengin Ti-Cr intermetalik ve Ta bakımından zengin Ni intermetalik olduğu gözlemlenmiştir. Arşimet prensibine göre ölçülen yoğunluk sonuçlarında Y_2O_3 miktarı arttıkça teorik ve deneysel yoğunluğun azaldığı gözlemlenmiştir. Aynı zamanda Y_2O_3 miktarı arttıkça yapıdaki gözeneklilik miktarıda artmıştır. Nikele göre daha sert olan Y_2O_3 fazı malzemenin sertliğini arttırmakla birlikte dislokasyon hareketlerini de engellemiştir. Malzemenin aşınma direnci iyileşmiştir. Y_2O_3 miktarı arttıkça malzemenin mikrosertlik değerlerinin de arttığı gözlemlenmiştir.

Wei-min Guo ve diğerleri [33] nikel esaslı süperalaşım numuneyi toz metalürjisi yöntemi ile üretmişlerdir. Sıcak izostatik pres yöntemiyle hazırladıkları numunenin mikro yapı ve faz analizlerini yapmışlardır. Isıl işlem sonrasında mikroyapılarında primer dendritler ve primer parçacık sınırları gözlemlenmiştir. Tane boyutu yaklaşık ASTM 6-7 civarındadır.

Xianjue Ye ve diğerleri [34] süperalaşım malzemeleri toz metalürjisi yöntemlerinden argon gazı atomizasyonu yöntemi ile üretmişlerdir. 150 μm altında boyuta sahip toz toplanılmıştır. Daha sonra 1180°C ve 150 MPa ve 4 saat boyunca sıcak izostatik preslemeye tabi tutulmuştur. Numuneler 1180°C ısıtılma tabi tutulmuştur. Oksidasyon testleri yüksek sıcaklıkta sürünme makinesi tarafından yapıldı. 900°C sıcaklıkta 30, 50 ve 70 MPa çekme gerilimleri altında 24 saat boyunca numuneler oksitlenmiştir. 24 saat süre sonunda bariz bir parçalanma gözlemlenmedi. 0 ve 30 MPa gerilim altında okside edilen numunelerde az miktarda pürüzlülük tespit etmişlerdir. 30 MPa gerilime sahip numunelerdeki pürüzlülük miktarı azdır. 50 MPa gerilim altındaki numunelerde ise neredeyse pürüzlülük yoktur.

Chao Li ve diğerleri [35] kobalt ve nikel esaslı süperalaşım küresel tozunu elde etmek için vakum indüksiyon ergitme ile hazırlandı ve argon gazı ile atomize edildi. Ortalama parçacık boyutu 42,4 μm toz toplanıp sıcak ekstrüzyon işlemine alındı. Tek fazlı bir yapı elde etmek için 1200°C'de 1 saat süper solvüs çözültisi uygulandı. Ardından ekstrüde edilmiş alaşım argon gazı ile soğutuldu. Mikroyapı görüntüleri incelendiğinde ortalama tane boyutunun 7,5 μm olduğu bulunmuştur. Aynı zamanda TCP veya karbür fazlarının oluşmadığı gözlemlenmiştir. Mekanik

özellikleri test edildiğinde sıcaklık arttıkça çoğu alaşımın mukavemeti ve sünekliği azalmaktadır.

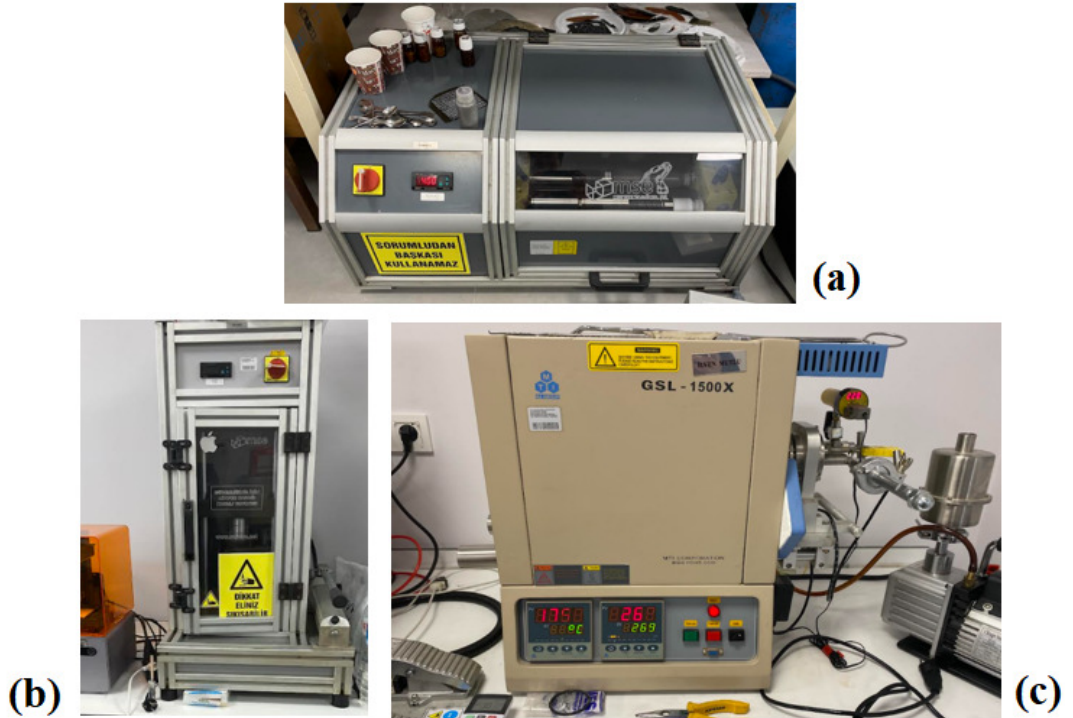
Chao Xu ve diğerleri [36] türbin disk uygulaması için toz metalürjisi ile üretilmiş olan nikel esaslı süperalaşımın yüksek sıcaklıkta yorulma çatlak davranışları incelenmiştir. 650, 700 ve 800°C sıcaklıklardaki davranışları araştırılmıştır. Süperalaşım numunenin yorulma ömrünün belirli bir sıcaklıkta keskin bir düşüş yaşadığı belirlenmiştir. Aynı zamanda sıcaklığın artmasının yorulma ömrünü azaltıcı özellik göstermediği ve asıl sebebinin yüksek sıcaklıkta oksidasyonun yorulma çatlaklarının büyüme davranışlarını tetiklediği belirtilmiştir.

Tian Xia ve diğerleri [37] hacimce % 5 Y_2O_3 nanoparçacıkları ile katkılanmış ultra ince taneli nikel bazlı süperalaşım mekanik alaşımlama ile hazırlanmıştır. Sıcak ekstrüzyon, kıvılcım plazma sinterlemesi ile oda sıcaklığında ve 650 °C sıcaklıkta mikroyapısı ve mekanik özellikleri incelemiştir. Y_2O_3 nanoparçacıklarının süperalaşım içindeki alüminyum ile reaksiyona girerek 970 °C ısı işlem ile kararlı olan $Y_4Al_2O_9$ nanoparçacıklarına dönüştüğü belirlendi. Aynı zamanda $Y_4Al_2O_9$ nanoparçacıklarının tane sınırlarında yüksek termal kararlılığının gözlemlendiği belirtilmiştir.

3. YÖNTEM

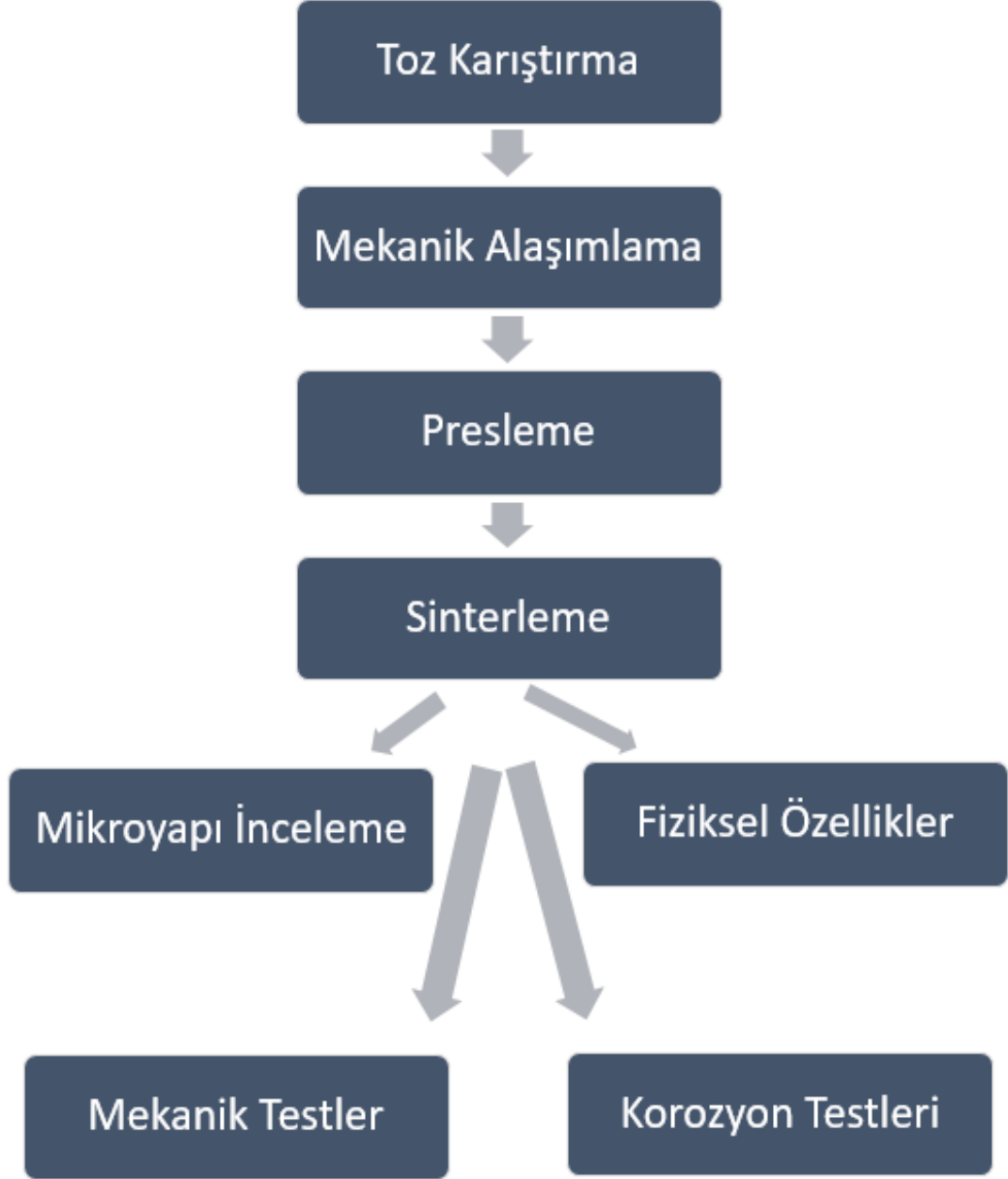
3.1 NUMUNE ÜRETİMİ

Bu tez çalışması kapsamında belirlenen bileşimlere sahip süperalaşım mekanik alaşımlama-toz metalurjisi yöntemi ile üretilmiştir. Numune üretiminde başlangıç malzemesi olarak yüksek saflıkta (% 99.9), ince (30-40 μm) ve karmaşık şekilli morfolojiye sahip elemental metal tozları kullanılmıştır. Toz metalurjisi yöntemi toz karıştırma, presleme ve sinterleme adımlarından oluşan bir yöntem olup geniş bir çözünürlük aralığında faz diyagramlarına bağlı kalınlıktan çalışılabilmesi ve erime olmaması gibi çok önemli avantajları barındırmaktadır. Mekanik alaşımlama ile bilyeli değirmende 6 mm zirkonya bilyeler kullanılarak hazırlanan alaşım tozları 250-300 MPa basınçta preslenerek ham numuneler üretilmiş ve ardından ham numuneler 1200 °C sıcaklıkta vakum ortamında 60 dakika süre ile sinterlenmiştir.



Şekil 3.1: a) Mekanik alaşımlama cihazı, b) pres, c) sinterleme fırını

Şekil 3.2’de gerçekleştirilen deneysel çalışmaların (üretim ve karakterizasyon) akış şeması görülmektedir.



Şekil 3.2: Deneysel çalışmanın akış şeması

Tablo 3.1’de gerçekleştirilen deneysel çalışmalarda üretilen Ni-Cr-Mo-Nb-Fe esaslı alaşımların kimyasal bileşimleri görülmektedir.

Tablo 3.1 Üretilen alaşımların kimyasal bileşimleri

	Alaşım Numarası	Ni	Cr	Mo	Nb	Fe	Co	B	CNT	Al ₂ O ₃
Nb Etkisi	1	47	15	2	5	31	-	-	-	-
	2	44	13	2	2	39	-	-	-	-
Co	3	37	16	2	3	38	4	-	-	-
718	4	50	17	3	5	25	-	-	-	-
Mo Etkisi	5	44	15	2	3	36	-	-	-	-
	6	43	17,5	3	1,5	35	-	-	-	-
	7	41	15	2,5	2,5	39	-	-	-	-
Fe Etkisi	8	48	17,5	3	1,5	30	-	-	-	-
	9	53	17,5	3	1,5	25	-	-	-	-
	10	63	17,5	3	1,5	15	-	-	-	-
B Etkisi	11	42	17,5	3	1,5	35	-	1	-	-
	12	41	17,5	3	1,5	35	-	2	-	-
	13	40	17,5	3	1,5	35	-	3	-	-
CNT Etkisi	14	42,5	17,5	3	1,5	35	-	-	0,5	-
	15	42,375	17,5	1,75	2,75	35	-	-	0,625	-
	16	42,25	17,5	-	4,5	35	-	-	0,75	-
Al ₂ O ₃ Etkisi	17	41	17,5	3	1,5	35	-	-	-	2
	18	39	17,5	3	1,5	35	-	-	-	4
	19	37	17,5	3	1,5	35	-	-	-	6

Alaşıma yapılan ilavelerin eklenme amaçları;

- Al_2O_3 : metal matrisli kompozit üretimi ve yüksek sıcaklık mukavemetini arttırmak amacıyla eklenmiştir. Ayrıca dispersiyon sertleşmesi meydana getirebilmektedir
- Bor: mekanik özellikleri geliştirmek amacıyla eklenmiştir. Ayrıca demir ile ötektik oluşturarak sıvı faz sinterlemesi oluşturması beklenmiştir.
- Karbon nanotüp (CNT): metal matrisli kompozit üretimi ve alaşımın mukavemetini arttırmak amacıyla eklenmiştir. Niyobyum:
- Kobalt: mekanik özellikleri geliştirmek amacıyla eklenmiştir. Ayrıca sıvı faz sinterlemesi oluşturması beklenmiştir. Kobalt ayrıca γ^I fazının (çökeltilerinin) solvüs sıcaklığını düşürmektedir. Genel olarak kobaltın sürünme direncini arttırdığı bilinmektedir.
- Molibden: mekanik özellikleri geliştirmek amacıyla eklenmiştir. Ayrıca korozyon direncini geliştirmesi beklenmektedir.
- Krom: γ^I fazının (çökeltilerinin) oranını ve boyutunu azaltmaktadır. Kobalt ayrıca γ^I fazının (çökeltilerinin) solvüs sıcaklığını düşürmektedir (kararlılıkları azalmaktadır). Sürünme direncini geliştirmektedir.
- Molibden: TCP fazının oluşumuna neden olmaktadır. Çökeltileri küreselleştirmektedir. Sürünme direncini geliştirmektedir.
- Niyobyum: γ^I fazının (çökeltilerinin) oranını arttırmaktadır. Sürünme direncini geliştirmektedir.

3.2 KARAKTERİZASYON

Mikroyapı İncelemesi ve Mekanik Testler

Tez kapsamında üretilen alaşımların mikroyapıları optik mikroskop (Olympus) ve taramalı elektron mikroskobu (SEM) yardımı ile incelenmiştir. Numunelerin ham ve sinterlenme sonrası yoğunlukları geometrik yöntem ile belirlenmiştir.

Numunelerin mekanik özellikleri (elastisite modülü) tahribatlı basma testi (Devotrans, Türkiye) ve tahribatsız ultrasonik test (General Electric, USM Go) ile incelenmiştir. Ultrasonik test darbe-yankı yöntemi ile normal prob kullanarak 4 MHz frekansta gerçekleştirilmiştir.

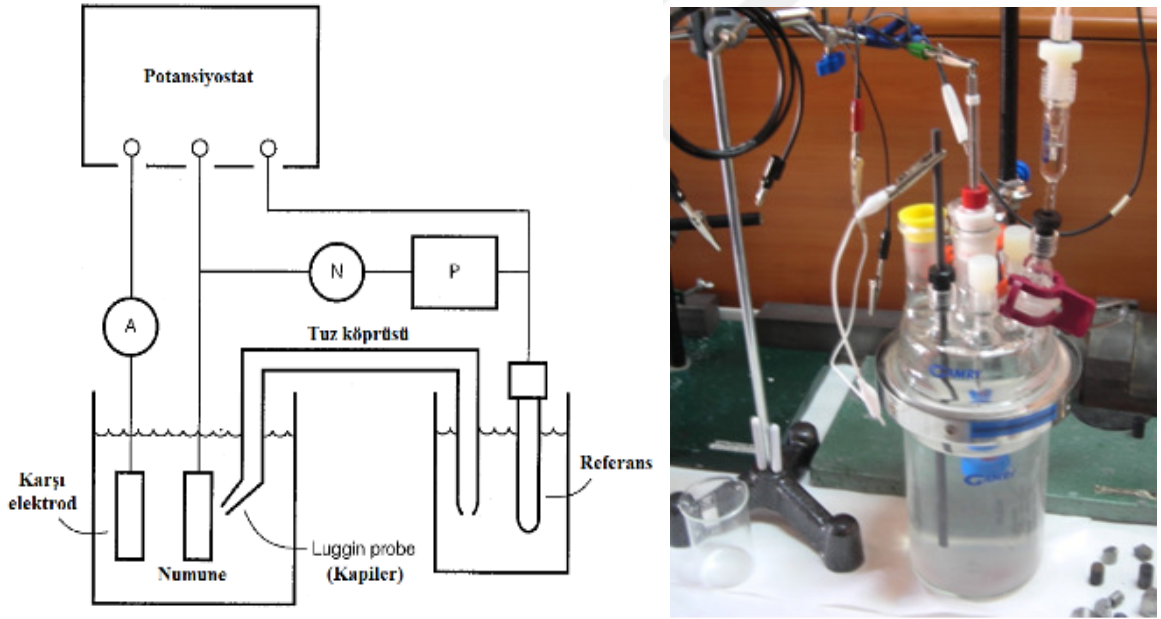
Numunelerin sertlikleri Vickers sertlik yöntemiyle belirlenmiştir (Zwick Roell). Numunelerin aşınma davranışı pin-on disk yöntemiyle 20 m aşınma uzunluğu kullanılarak aşınma cihazında belirlenmiştir (Devotrans, Türkiye).



Şekil 3.3: a) Sertlik cihazı, b) basma cihazı, c) aşınma cihazı

Elektrokimyasal Korozyon Testleri

Tez kapsamında üretilen alaşımlarının elektrokimyasal korozyon testleri % 5 NaCl ortamında gerçekleştirilmiştir. Kullanılan çözeltinin pH değeri 6.3 olarak ölçülmüştür. Elektrokimyasal korozyon testleri 1litre hacimli korozyon hücresinde potansiyostat (Interface 1000, Gamry) yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Referans elektrod olarak standart kalomel elektrot (SCE), karşı elektrot olarak ise yüksek yoğunluklu grafit elektrot kullanılmıştır. Numune ise çalışma elektrodu olarak hücreye bağlanmıştır. Tüm testler oda sıcaklığında gerçekleştirilmiştir. Testler bilgisayar yazılımı ile elde edilmiş ve analiz edilmiştir (Gamry Framework, Gamry Analyst). Aşağıdaki şekilde elektrokimyasal test düzeneğinin şematik resmi (sol şekil) ve kullanılan korozyon test düzeneğinin fotoğrafı görülmektedir (sağ şekil).

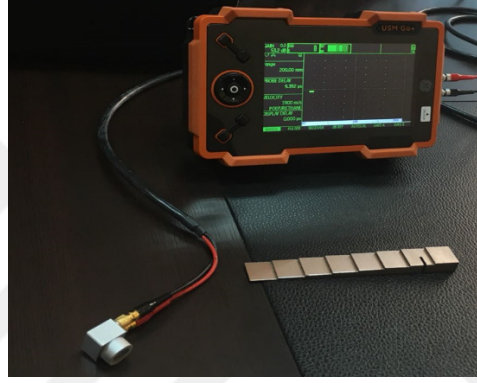


Şekil 3.4: Elektrokimyasal korozyon testi çalışma prensibi ve korozyon hücresi

Ultrasonik Hız Ölçümü

Nikel esaslı süperalaşım numunelerin elastisite modüllerini belirlemek için ultrasonik hız ölçümü gerçekleştirilmiştir. (General Electric, USM Go). Sinterlenmiş nikel esaslı süperalaşım numunelerin elastisite modülü (E) aşağıdaki denklem ile hesaplanmıştır (V_T ve V_L ultrasonik boyuna/enine hız, ρ ise yoğunluk sembolüdür).

$$E = \rho V_T^2 \frac{3V_L^2 - 4V_T^2}{V_L^2 - V_T^2} \quad (3.1)$$



Şekil 3.5: Ultrasonik test cihazı

Girdap Akımları İletkenlik Testi

Üretilen süperalaşımın elektiriksel iletkenlikleri % IACS (uluslararası tavlanmış bakır standardı) biriminden girdap akımları cihazı (EtherCheck, Ether NDE) kullanarak belirlenmiştir. Aşağıdaki şekilde girdap akımları (eddy current) cihazı görülmektedir.

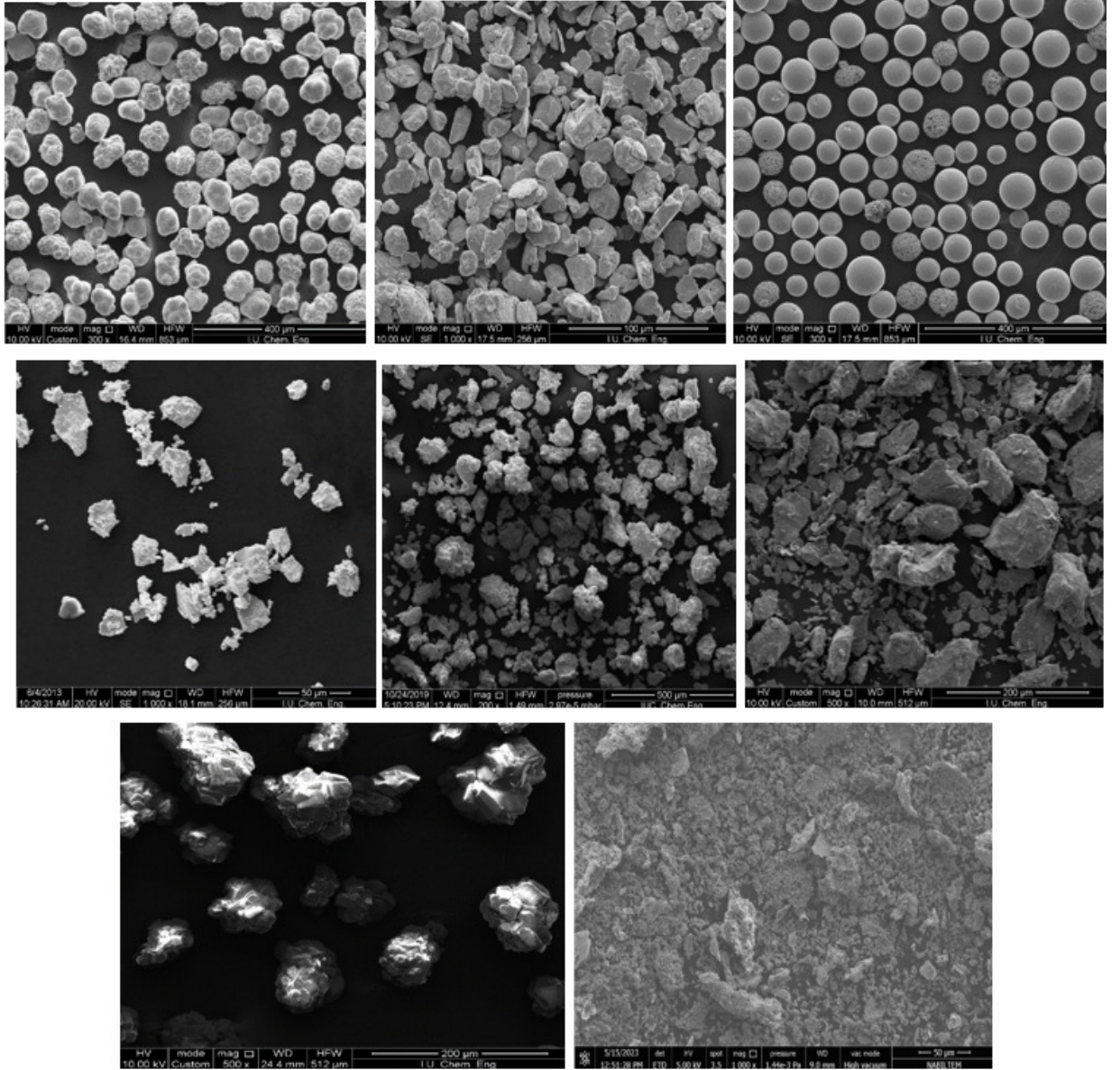


Şekil 3.6: Girdap akımları cihazı

4. BULGULAR

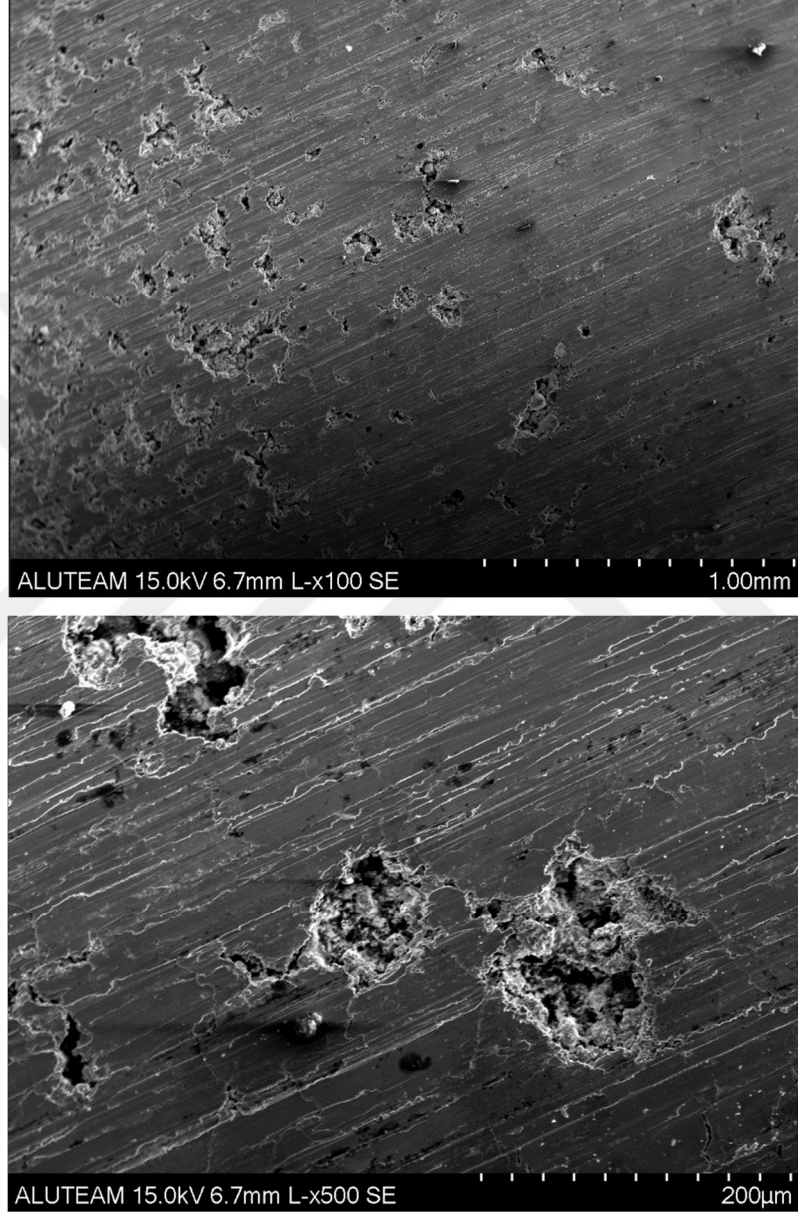
Mikroyapı

Aşağıdaki şekilde nikel esaslı süperalaşımların üretiminde hammadde olarak kullanılan başlangıç malzemelerinin (metal tozları) taramalı elektron mikroskobu (SEM) fotoğrafları görülmektedir. Görüldüğü gibi kullanılan tozlar ağırlıklı olarak karmaşık şekillidir ve homojen bir ortalama parçacık boyut dağılımındadır.



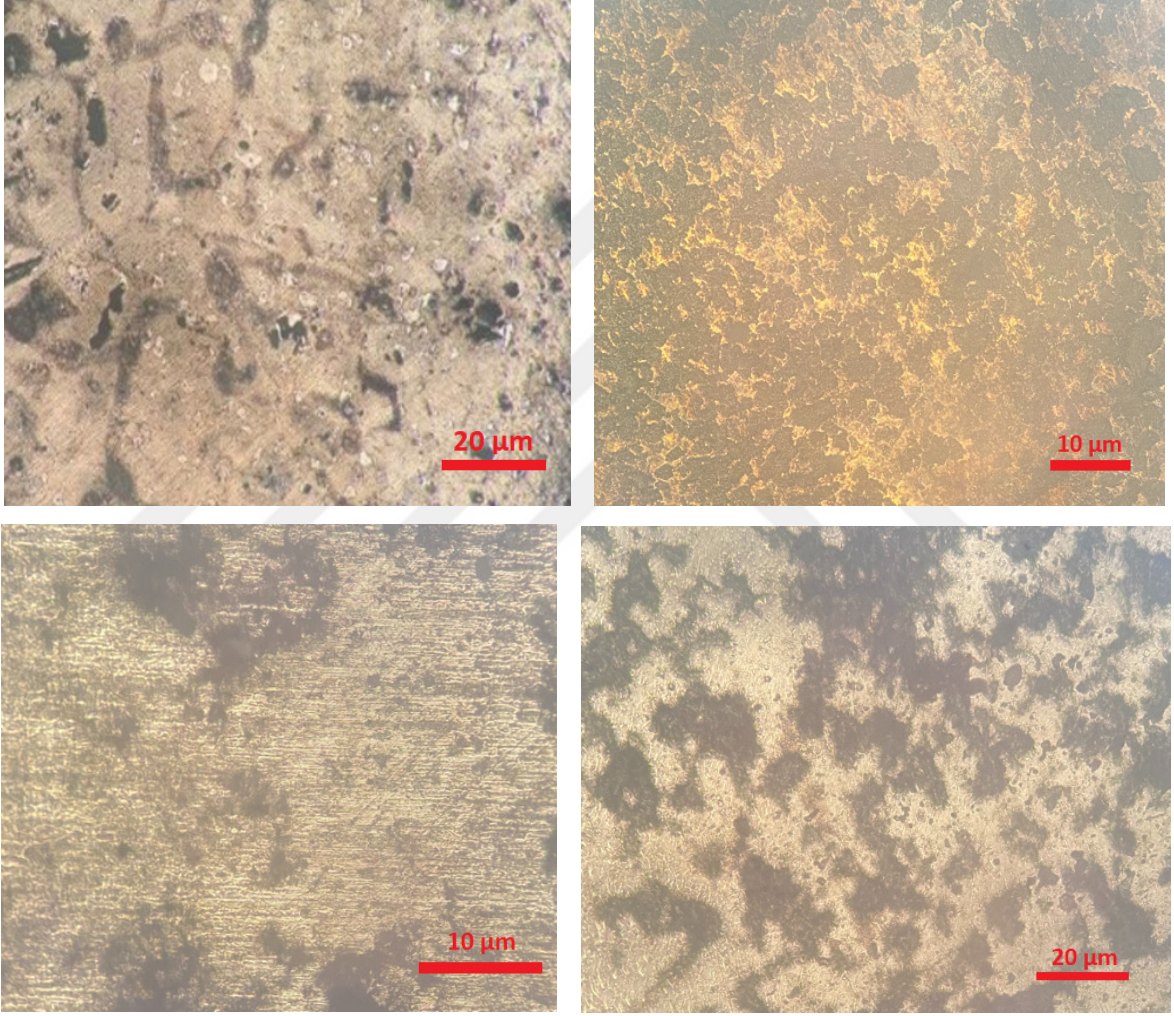
Şekil 4.1: SEM fotoğrafları a) Ni, b) Co, c) Mo, d) Nb, e) Fe, f) Cr, g) alumina, i) bor

Şekil 4.2’de sinterlenmiş nikel esaslı alaşımının taramalı elektron mikroskobu (SEM) fotoğrafı görülmektedir. SEM fotoğrafından görüldüğü gibi yapıda makro ve mikro çatlaklar bulunmamaktadır. Ayrıca mikroyapıda gözenek bulunmadığı da görülmektedir. Sonuç olarak alaşımda yeterli bir sinterlenme meydana geldiği söylenebilir.



Şekil 4.2: Sinterlenmiş süperalaşımların SEM fotoğrafları

Şekil 4.3’de sinterlenmiş alaşımların optik mikroskop fotoğrafları görülmektedir. Optik mikroskop fotoğraflarından da görüldüğü gibi yapıda makro ve mikro çatlaklar bulunmamaktadır. Ayrıca mikroyapıda gözenek bulunmadığı da görülmektedir. Sonuç olarak yeterli bir sinterlenme meydana geldiği söylenebilir. Genel olarak mikroyapı γ fazını içermektedir. Ayrıca mikroyapı fotoğraflarına bakıldığında tane sınırlarında bir miktar intermetalik bileşik görülmektedir.



Şekil 4.3: Sinterlenmiş süper alaşımların optik mikroskop fotoğrafları

Fiziksel Özellikler

Fiziksel özelliklerin belirlenmesi kapsamında geometrik yöntem kullanılarak sinterlenmemiş ham numunelerin ve sinterlenmiş numunelerin yoğunlukları belirlenmiştir. Aşağıdaki tabloda çalışma kapsamında üretilen ham numunelerin ve sinterlenmiş numunelerin yoğunluk değerleri görülmektedir. Tablodan görüldüğü gibi en yüksek yoğunluk değeri 5 numara ile kodlanan Ni-Cr-Mo-Nb-Fe-Co alaşımında elde edilmiştir.

Tablo 4.1: Üretilen alaşımların yoğunluk değerleri

Alaşım	Ni	Cr	Mo	Nb	Fe	Co	B	CNT	Al ₂ O ₃	Ham Yoğunluk (g/cm ³)	Sinter Yoğunluğu (g/cm ³)
1	47	15	2	5	31	-	-	-	-	5.5	6.0
2	44	13	2	2	39	-	-	-	-	5.6	5.8
3	37	16	2	3	38	4	-	-	-	5.5	5.8
4	50	17	3	5	25	-	-	-	-	5.3	5.7
5	44	15	2	3	36	-	-	-	-	5.6	6.1
6	43	17,5	3	1,5	35	-	-	-	-	5.1	5.5
7	41	15	2,5	2,5	39	-	-	-	-	5.2	5.6
8	48	17,5	3	1,5	30	-	-	-	-	5.2	5.6
9	53	17,5	3	1,5	25	-	-	-	-	5.4	5.6
10	63	17,5	3	1,5	15	-	-	-	-	5.5	6.0
11	42	17,5	3	1,5	35	-	1	-	-	4.9	5.1
12	41	17,5	3	1,5	35	-	2	-	-	4.8	5.4
13	40	17,5	3	1,5	35	-	3	-	-	4.7	5.0
14	42,5	17,5	3	1,5	35	-	-	0,5	-	4.9	5.4
15	42,375	17,5	1,75	2,75	35	-	-	0,625	-	4.4	4.7
16	42,25	17,5	-	4,5	35	-	-	0,75	-	4.8	5.1
17	41	17,5	3	1,5	35	-	-	-	2	4.4	5.0
18	39	17,5	3	1,5	35	-	-	-	4	4.3	4.8
19	37	17,5	3	1,5	35	-	-	-	6	4.5	4.7

Mekanik Özellikler

Tablo 4.2’de çalışma kapsamında üretilen alaşımların tahribatlı basma testi ile ve tahribatsız ultrasonik test ile belirlenmiş elastisite modülü değerleri karşılaştırmalı olarak görülmektedir. Alaşımların tahribatlı basma testi ile ve tahribatsız ultrasonik test ile belirlenmiş elastisite modülü değerleri arasında % 5-10 fark bulunmakta olup bu durumda tahribatlı ve hızlı bir yöntem olan ultrasonik testin elastisite modülünün belirlenmesinde oldukça avantajlı olduğu söylenebilir.

Tablo 4.2: Üretilen alaşımların elastisite modülü değerleri

Alaşım	Ni	Cr	Mo	Nb	Fe	Co	B	CNT	Al ₂ O ₃	Elastisite Modülü (GPa) <i>Basma</i>	Elastisite Modülü (GPa) <i>Ultrasonik</i>
1	47	15	2	5	31	-	-	-	-	190	191
2	44	13	2	2	39	-	-	-	-	188	191
3	37	16	2	3	38	4	-	-	-	198	197
4	50	17	3	5	25	-	-	-	-	196	198
5	44	15	2	3	36	-	-	-	-	199	201
6	43	17,5	3	1,5	35	-	-	-	-	200	201
7	41	15	2,5	2,5	39	-	-	-	-	198	196
8	48	17,5	3	1,5	30	-	-	-	-	197	200
9	53	17,5	3	1,5	25	-	-	-	-	195	198
10	63	17,5	3	1,5	15	-	-	-	-	193	190
11	42	17,5	3	1,5	35	-	1	-	-	197	199
12	41	17,5	3	1,5	35	-	2	-	-	197	196
13	40	17,5	3	1,5	35	-	3	-	-	198	200
14	42,5	17,5	3	1,5	35	-	-	0,5	-	200	204
15	42,375	17,5	1,75	2,75	35	-	-	0,625	-	200	204
16	42,25	17,5	-	4,5	35	-	-	0,75	-	203	206
17	41	17,5	3	1,5	35	-	-	-	2	190	193
18	39	17,5	3	1,5	35	-	-	-	4	191	195
19	37	17,5	3	1,5	35	-	-	-	6	191	194

Tablo 4.3’de tez kapsamında üretilen alaşımların pin-on-disc yöntemi ile belirlenmiş aşınma değerleri görülmektedir. Genel olarak bor, Co ve alümina ilavesinin aşınma direncini arttırdığı söylenebilir.

Tablo 4.3: Alaşımların aşınma değerleri

Alaşım	Ni	Cr	Mo	Nb	Fe	Co	B	CNT	Al ₂ O ₃	Aşınma (%)
1	47	15	2	5	31	-	-	-	-	0.5
2	44	13	2	2	39	-	-	-	-	0.4
3	37	16	2	3	38	4	-	-	-	0.2
4	50	17	3	5	25	-	-	-	-	0.3
5	44	15	2	3	36	-	-	-	-	0.4
6	43	17,5	3	1,5	35	-	-	-	-	0.3
7	41	15	2,5	2,5	39	-	-	-	-	0.3
8	48	17,5	3	1,5	30	-	-	-	-	0.5
9	53	17,5	3	1,5	25	-	-	-	-	0.4
10	63	17,5	3	1,5	15	-	-	-	-	0.3
11	42	17,5	3	1,5	35	-	1	-	-	0.3
12	41	17,5	3	1,5	35	-	2	-	-	0.4
13	40	17,5	3	1,5	35	-	3	-	-	0.2
14	42,5	17,5	3	1,5	35	-	-	0,5	-	0.3
15	42,375	17,5	1,75	2,75	35	-	-	0,625	-	0.2
16	42,25	17,5	-	4,5	35	-	-	0,75	-	0.2
17	41	17,5	3	1,5	35	-	-	-	2	0.2
18	39	17,5	3	1,5	35	-	-	-	4	0.1
19	37	17,5	3	1,5	35	-	-	-	6	0.1

Tablo 4.4’de tez kapsamında üretilen alaşımların sertlik değerleri (HV10) görülmektedir. Genel olarak bor, Co ve alümina ilavesinin sertlik değerini arttırdığı söylenebilir. Diğer yandan Mg ve Zn ilavesinin sertlik değerini azalttığı söylenebilir.

Tablo 4.4: Alaşımların sertlik değerleri

Alaşım	Ni	Cr	Mo	Nb	Fe	Co	B	CNT	Al ₂ O ₃	Sertlik (HV10)
1	47	15	2	5	31	-	-	-	-	330
2	44	13	2	2	39	-	-	-	-	341
3	37	16	2	3	38	4	-	-	-	359
4	50	17	3	5	25	-	-	-	-	345
5	44	15	2	3	36	-	-	-	-	336
6	43	17,5	3	1,5	35	-	-	-	-	350
7	41	15	2,5	2,5	39	-	-	-	-	348
8	48	17,5	3	1,5	30	-	-	-	-	338
9	53	17,5	3	1,5	25	-	-	-	-	340
10	63	17,5	3	1,5	15	-	-	-	-	347
11	42	17,5	3	1,5	35	-	1	-	-	349
12	41	17,5	3	1,5	35	-	2	-	-	344
13	40	17,5	3	1,5	35	-	3	-	-	350
14	42,5	17,5	3	1,5	35	-	-	0,5	-	355
15	42,375	17,5	1,75	2,75	35	-	-	0,625	-	360
16	42,25	17,5	-	4,5	35	-	-	0,75	-	360
17	41	17,5	3	1,5	35	-	-	-	2	366
18	39	17,5	3	1,5	35	-	-	-	4	381
19	37	17,5	3	1,5	35	-	-	-	6	377

Elektrokimyasal Korozyon Testleri

Tablo 4.5’de çalışma kapsamında üretilen alaşımların NaCl ortamında gerçekleştirilen elektrokimyasal korozyon testleri ile tespit edilen korozyon hızı değerleri görülmektedir.

Tablo 4.5. Alaşımların elektrokimyasal korozyon hızı değerleri

Alaşım	Ni	Cr	Mo	Nb	Fe	Co	B	CNT	Al ₂ O ₃	Korozyon Hızı (mm/yıl)
1	47	15	2	5	31	-	-	-	-	0.37
2	44	13	2	2	39	-	-	-	-	0.33
3	37	16	2	3	38	4	-	-	-	0.15
4	50	17	3	5	25	-	-	-	-	0.25
5	44	15	2	3	36	-	-	-	-	0.29
6	43	17,5	3	1,5	35	-	-	-	-	0.27
7	41	15	2,5	2,5	39	-	-	-	-	0.31
8	48	17,5	3	1,5	30	-	-	-	-	0.31
9	53	17,5	3	1,5	25	-	-	-	-	0.29
10	63	17,5	3	1,5	15	-	-	-	-	0.24
11	42	17,5	3	1,5	35	-	1	-	-	0.21
12	41	17,5	3	1,5	35	-	2	-	-	0.18
13	40	17,5	3	1,5	35	-	3	-	-	0.19
14	42,5	17,5	3	1,5	35	-	-	0,5	-	0.22
15	42,375	17,5	1,75	2,75	35	-	-	0,625	-	0.20
16	42,25	17,5	-	4,5	35	-	-	0,75	-	0.21
17	41	17,5	3	1,5	35	-	-	-	2	0.29
18	39	17,5	3	1,5	35	-	-	-	4	0.32
19	37	17,5	3	1,5	35	-	-	-	6	0.35

Elektriksel İletkenlik Değerleri

Aşağıdaki tabloda çalışma kapsamında üretilen alaşımların girdap akımları cihazı ile tespit edilen elektriksel iletkenlik değerleri görülmektedir. Görüldüğü gibi en yüksek iletkenlik yüksek CNT içeriğinden dolayı 16 numara ile kodlanan alaşımda tespit edilmiştir.

Tablo 4.6. Alaşımların iletkenlik değerleri

Alaşım	Ni	Cr	Mo	Nb	Fe	Co	B	CNT	Al ₂ O ₃	İletkenlik (% IACS)
1	47	15	2	5	31	-	-	-	-	1.8
2	44	13	2	2	39	-	-	-	-	1.7
3	37	16	2	3	38	4	-	-	-	2.1
4	50	17	3	5	25	-	-	-	-	1.8
5	44	15	2	3	36	-	-	-	-	1.8
6	43	17,5	3	1,5	35	-	-	-	-	1.9
7	41	15	2,5	2,5	39	-	-	-	-	1.8
8	48	17,5	3	1,5	30	-	-	-	-	1.6
9	53	17,5	3	1,5	25	-	-	-	-	1.6
10	63	17,5	3	1,5	15	-	-	-	-	1.8
11	42	17,5	3	1,5	35	-	1	-	-	1.8
12	41	17,5	3	1,5	35	-	2	-	-	1.9
13	40	17,5	3	1,5	35	-	3	-	-	1.9
14	42,5	17,5	3	1,5	35	-	-	0,5	-	2.9
15	42,375	17,5	1,75	2,75	35	-	-	0,625	-	2.9
16	42,25	17,5	-	4,5	35	-	-	0,75	-	3.1
17	41	17,5	3	1,5	35	-	-	-	2	1.7
18	39	17,5	3	1,5	35	-	-	-	4	1.6
19	37	17,5	3	1,5	35	-	-	-	6	1.5

5. TARTIŞMA

Bu tezin amacı nikel esaslı süperalaşım toz metalürjisi yöntemi ile üretilmesidir. Üretilen süperalaşımın havacılık uygulamalarında kullanılması hedeflenmektedir. Nikel esaslı süperalaşım, yüksek korozyon-oksidasyon direnci, yüksek sürünme dayanımı ve üstün yüksek sıcaklık mekanik özelliklerinden ötürü yüksek sıcaklık uygulamalarında kullanılan önemli malzemelerdir. Bu üstün fiziksel ve mekanik özellikler, Ni esaslı süperalaşımı havacılık endüstrisi, termik santraller, nükleer enerji santralleri ve kimyasal tesisler gibi özel uygulamalar için cazip bir yüksek sıcaklık yapısal malzeme sınıfı haline getirmiştir. Alaşım geleneksel toz metalürjisi (pres-sinter) yöntemi ile üretilmiştir. Alaşım tozları mekanik alaşımlama (bilyeli değirmen) ile hazırlanmıştır. Ardından, presleme ile ham numuneler üretilmiştir. Daha sonra numuneler sinterlenmiştir. Üretilen malzemelerin mikroyapısı ve mekanik özellikleri çeşitli tahribatlı (çekme-basma, sertlik) ve tahribatsız (ultrasonik test, eddy current (girdap akımları), yöntemler ile incelenmiştir. Ayrıca ürünlerin elektrokimyasal korozyon davranışları NaCl çözeltisi içerisinde incelenmiştir.

Süperalaşım, oksidasyon direnci, yüzey kararlılığı, yüksek sıcaklıklarda sürünme ve yorulma direnci gibi özelliklere sahip olacak şekilde geliştirilmiş önemli bir mühendislik malzeme grubudur. Uçak motorları yapısında kullanılan malzemelerin en başında gelen ve endüstriyel uygulamalarda sıkça rastladığımız malzemelerden en önemlisi süperalaşım malzemelerdir. Uçak motorları oldukça zorlayıcı koşullar altında çalışmaktadır. Süperalaşım; nikel, kobalt, demir ve nikel-demir esaslı ve çoğunlukla 900°C üstündeki sıcaklıklarda kullanılan ve bu derecelerin üzerinde oldukça yüksek ısı, mekanik ve kimyasal direnç gösterebilmesi için tasarlanan malzemelerdir.

Genel olarak nikel esaslı süperalaşımın mekanik özelliklerinin daha da geliştirilmesi için Çökeltme sertleşmesi, katı eriyik sertleşmesi, tane sınırı sertleşmesi kullanılmaktadır. Genel olarak nikel esaslı süperalaşımında nikel matris fazı içinde çökelti küçük Ni_3Al çökeltileri dislokasyonların hareketini engelleyerek mukavemet artışına neden olmaktadır. Nikelin elektronik yapısından dolayı nikel esaslı matris fazının (γ) yüksek katı çözünürlük sınırı bulunmaktadır. Bu amaçla kullanılacak alaşım elementlerinin erime sıcaklıklarının yüksek

olması, nikel matris fazı içerisinde katı çözünebilirlik oranlarının yüksek olması ve son olarak nikel kafes yapısında gerilim oluşturabilmesi amacıyla atom çapının büyük olması gerekmektedir. Özellikle nikel esaslı süperalaşımlarda tane sınırı sertleşmesi önemli bir mukavemet artırma yöntemidir. Bor veya karbon ilavesi ile tane sınırlarında karbür veya bürür esaslı çökelti oluşturularak süperalaşımda mukavemet artışı sağlanabilir.

Genel olarak özellikle yüksek sıcaklık bölgelerinde kullanılacak süperalaşımlar ince bir seramik bir ile kaplanarak yüksek sıcaklık dayanımları (oksitlenme ve korozyon) geliştirilmektedir. Genellikle uçak motorunu çevresel şartlardan korumayı amaçlayan krom veya alüminyum bakımından zengin oksit esaslı koruyucu kaplamalar kullanılmaktadır.

Uçak motorlarında yanmanın meydana geldiği kısım ve türbin kısmında sıcaklık nispeten daha yüksek olduğundan bu kısımlarda şartlar sıcaklık açısından daha zordur. Yanmanın meydana geldiği bölgede bulunan alaşımların 1050-1150 °C arasında sıcaklıklara dayanıklı olması beklenmektedir. örneğin Boeing 787 uçağının GE CF6 türbin motorunda en büyük pay nikel esaslı süperalaşımlara aittir. Daha sonra titaanyum alaşımları ve demir esaslı alaşımlar gelmektedir. Ayrıca bir miktar alüminyum alaşımı ve kompozit malzeme de kullanılmaktadır. Türbin bıçakları nikel esaslı süperalaşımlardan, yüksek basınç kompresörü kısmı titanyum alaşımı veya nikel esaslı süperalaşımdan, fan çerçevesi kompozit malzemedir, yanma odası nikel esaslı süperalaşımlardan, düşük basınç kompresörü kısmı titanyum alaşımı veya nikel esaslı süperalaşımdan, motor girişinde bulunan fan bıçakları titanyum alaşımı veya kompozit malzemedir üretilmektedir.

SEM fotoğrafından görüldüğü sinterlenmiş numunelerde makro ve mikro çatlaklar bulunmamaktadır. Ayrıca mikroyapıda gözenek bulunmadığı da görülmektedir. Sonuç olarak alaşımda yeterli bir sinterlenme meydana geldiği söylenebilir. Başlangıç malzemesi olarak kullanılan metal tozları ağırlıklı olarak karmaşık şekillidir ve homojen bir ortalama parçacık boyut aralığındadır.

Sinterlenmiş alaşımın optik mikroskop fotoğraflarından da görüldüğü gibi yapıda makro ve mikro çatlaklar bulunmamaktadır. Ayrıca mikroyapıda gözenek bulunmadığı da görülmektedir. Sonuç olarak yeterli bir sinterlenme meydana geldiği söylenebilir. Genel olarak mikroyapı γ

fazını içermektedir. Ayrıca mikroyapı fotoğraflarına bakıldığında tane sınırlarında bir miktar intermetalik bileşik görülmektedir.

Fiziksel özelliklerin belirlenmesi kapsamında geometrik yöntem kullanılarak sinterlenmemiş ham numunelerin ve sinterlenmiş numunelerin yoğunlukları belirlenmiştir. En yüksek yoğunluk değeri 3 numara ile numaralan Ni-Cr-Mo-Nb-Fe-Co alaşımında elde edilmiştir. Co ilavesi sıvı faz sinterlemesi meydana getirerek sinterleme işleminde yoğunluk artışına neden olmuş ve sinterleme işlemini geliştirmiştir.

Çalışma kapsamında üretilen alaşımların tahribatlı basma testi ile ve tahribatsız ultrasonik test ile belirlenmiş elastisite modülü değerleri karşılaştırmalı olarak belirlenmiştir. Alaşımların tahribatlı basma testi ile ve tahribatsız ultrasonik test ile belirlenmiş elastisite modülü değerleri arasında % 5-10 fark bulunmakta olup bu durumda tahribatlı ve hızlı bir yöntem olan ultrasonik testin elastisite modülünün belirlenmesinde oldukça avantajlı olduğu söylenebilir.

Tez kapsamında üretilen alaşımların aşınma değerleri pin-on-disc yöntemi ile belirlenmiştir. Bor, alümina ve Co ilavesi aşınma direncini arttırmıştır.

Çalışma kapsamında üretilen alaşımların NaCl ortamında gerçekleştirilen elektrokimyasal korozyon testleri ile tespit edilen korozyon hızı değerleri tespit edilmiştir.

Ham ve sinterlenmiş numune yoğunluk değerleri;

- Genel olarak geleneksel toz metalürjisi (pres-sinter) ile üretilen parçalarda % 10 gözenek kalmakta olup, alaşımlarda elde edilen ham ve sinterlenmiş yoğunluk değerlerinin uygun olduğu söylenebilir.
- Alümina ilavesi yoğunlukta kayda değer bir etki yaratmamıştır. Nispeten düşük olan yoğunluğundan dolayı, artan alümina miktarı ile yoğunluk değerlerinin bir miktar düşüş yaşandığı söylenebilir.
- Düşük miktarda ilave edildiğinden karbon nanotüp (CNT) ilavesinin ve artan CNT miktarının ham ve sinterlenmiş yoğunluk üzerinde etkisinin olmadığı söylenebilir.
- Bor ilavesi ile ham ve sinterlenmiş numunelerin yoğunluklarında bir miktar artış olmuştur. Fe-B arasında meydana gelen reaksiyon sonucu meydana gelen sıvı faz sinterlemesi yoğunlukta artışa neden olmuştur.
- Nb ve Mo ilavesinin yoğunlukta bir miktar artışa neden oldukları söylenebilir. Bunun nedeni olarak Nb ve Mo elementlerinin yüksek yoğunlukları olduğu söylenebilir.
- Fe ilavesi ile ham ve sinterlenmiş numunelerin yoğunluklarında bir miktar düşüş yaşanmıştır. Bunun nedeni olarak Fe elementinin Ni elementine göre nispeten düşük yoğunluk değeri olduğu söylenebilir.

Elastisite modülü değerleri;

- Genel olarak basma testi ve ultrasonik test ile belirlenmiş elastisite modülü değerlerinin uygun olduğu ve birbiri ile uyumlu oldukları söylenebilir.
- Alümina ilavesi elastisite modülü değerinde kayda değer bir etki yaratmamıştır.
- Düşük miktarda ilave edilmesine rağmen karbon nanotüp (CNT) ilavesinin ve artan CNT miktarının elastisite modülü üzerinde olumlu yönde etkisi olduğu ve elastisite modülünün karbon nanotüp (CNT) ilavesi ile arttığı söylenebilir.
- Bor ilavesi ile alaşımların elastisite modülü değerlerinde bir miktar artış olmuştur.
- Fe, Nb ve Mo ilavesinin elastisite modülü değerlerinde çok küçük bir miktarda artışa neden oldukları söylenebilir.

Aşınma değerleri;

- Alümina ilavesi aşınma miktarında azalmaya neden olmuştur. Nispeten sert olan alümina partiküllerinin ilavesinden dolayı, artan alümina miktarı ile aşınma miktarı değerlerinde düşüş yaşandığı söylenebilir.
- Düşük miktarda ilave edildiğinden karbon nanotüp (CNT) ilavesinin ve artan CNT miktarının aşınma davranışı üzerinde etkisinin olmadığı söylenebilir.
- Bor ilavesinin aşınma davranışı üzerinde etkisinin olmadığı söylenebilir.
- Co ve Mo ilavesinin aşınma miktarında azalmaya neden olduğu söylenebilir.
- Fe ve Nb ilavesi ile aşınma miktarında bir miktar düşüş gözlenmiştir.

Sertlik değerleri;

- Alümina ilavesi sertlikte artışa neden olmuştur. Nispeten sert olan alümina partiküllerinin ilavesinden dolayı, artan alümina miktarı ile sertlik değerlerinde artış gözlenmiştir.
- Düşük miktarda ilave edildiğinden karbon nanotüp (CNT) ilavesinin ve artan CNT miktarının sertlik üzerinde kayda değer bir etkisinin olmadığı söylenebilir.
- Bor ilavesinin sertlik üzerinde etkisinin olmadığı söylenebilir.
- Co ve Mo ilavesinin sertlik değerinde artışa neden olduğu söylenebilir.

Elektrik iletkenlik değerleri;

- Alümina ilavesi elektrik iletkenlik değerinde azalışa neden olmuştur. Genel olarak alümina seramik esaslı olup iletkenlik göstermemektedir.
- Düşük miktarda ilave edilmesine rağmen karbon nanotüp (CNT) ilavesinin ve artan CNT miktarının iletkenliği arttırdığı söylenebilir.
- Bor ilavesinin iletkenlik üzerinde kayda değer bir etkisi gözlenmemiştir.
- Fe ilavesinin iletkenlik değerinde bir miktar düşüşe neden olduğu söylenebilir.
- Co ilavesinin iletkenlik değerinde bir miktar artışa neden olduğu söylenebilir.

Korozyon direnci değerleri;

- Alümina ilavesi elektrokimyasal korozyon hızında artışa neden olmuştur.
- Düşük miktarda ilave edildiğinden karbon nanotüp (CNT) ilavesinin ve artan CNT miktarının korozyon hızına kayda değer etkisinin olmadığı söylenebilir.
- Bor ilavesinin korozyon hızını bir miktar azalttığı gözlenmemiştir.
- Fe ilavesinin korozyon hızını bir miktar arttırdığı öylenebilir.
- Co ilavesinin korozyon hızında düşüğe neden olduğu söylenebilir.

Tablo 5.1: Katkıların özelliklere etkileri

	Nb	Co	Mo	Fe	B	CNT	Al ₂ O ₃
Yoğunluk	Yeşil	Gri	Yeşil	Kırmızı	Yeşil	Gri	Gri
Elastisite Modülü	Yeşil	Gri	Yeşil	Yeşil	Yeşil	Yeşil	Gri
Aşınma Miktarı	Kırmızı	Yeşil	Yeşil	Kırmızı	Gri	Gri	Yeşil
Sertlik	Yeşil	Yeşil	Yeşil	Yeşil	Gri	Gri	Yeşil
Elektrik İletkenliği	Yeşil	Yeşil	Yeşil	Kırmızı	Gri	Yeşil	Kırmızı
Korozyon Hızı	Kırmızı	Yeşil	Yeşil	Kırmızı	Kırmızı	Gri	Kırmızı

(kırımız renki: azalış, yeşil renk: artış, gri renk: etki yok)

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, havacılık sektöründe kullanılan uçakların motor aksamlarında kullanım alanı olan nikel esaslı süperalaşım malzemelerin toz metalurjisi yöntemi ile üretilmesi ve mikroyapı, mekanik ve kimyasal direnç özelliklerinin karakterizasyonu ile incelenmesi gerçekleştirilmiştir. Süperalaşım temelde yüksek türbin giriş sıcaklıklarına dayanımı yüksek durumda olan ve uçak motorunda gaz türbin modülünün en kritik öneme sahip parçalarından biri olan türbin kanatçıklarında sıklıkla tercih edilen ve türbin motorun verimliliğini arttıran yüksek sıcaklık malzemeleridir. Tez çalışması kapsamında, nikel esaslı süperalaşım geleneksel toz metalurjisi (pres-sinter) yöntemi ile üretilmiştir. Öncelikle, kompozisyonu belirlenmiş olan nikel esaslı süperalaşım tozları hassas terazide tartılmış ve mekanik alaşımlama (bilyeli değirmen) yöntemi ile hazır hale getirilmiştir. Daha sonra, süperalaşım toz karışımları bir bağlayıcı yardımı ile karıştırılarak tek eksenli presleme (toz metalurjisi) yardımıyla ham mukavemete sahip süperalaşım numuneler üretilmiştir. Ardından ham süperalaşım numuneler vakum ortamı altında sinterlenmiştir. Ayrıca nikel esaslı süperalaşımının içerisine ilave edilen çeşitli alaşım elementlerinin malzemenin özelliklerine olan etkileri detaylıca incelenmiştir. Üretilen süperalaşım malzemelerin mikroyapısı ve mekanik özellikleri tahribatlı (basma) ve tahribatsız (ultrasonik muayene) testleri ile incelenmiştir. Tahribatlı ve tahribatsız test muayenesi sonuçları birbiri ile karşılaştırılmıştır. Aynı zamanda üretilen süperalaşımın elektrokimyasal korozyon direnci davranışları NaCl çözeltisi içerisinde incelenmiştir. |

Genel Sonuçlar:

- Geniş kimyasal bileşim aralıklarında bulunan alaşımlar toz metalürjisi yöntemi ile başarı ile üretilmiştir.
- Süperalaşımlara yapılan Fe, Nb, B ve alümina ilavesi incelenen parametrelerin bazılarında olumlu bazılarında olumsuz bir etkiye sebep olmuşlardır.
- Süperalaşımlara yapılan Co, Mo ve CNT ilavesi olumsuz bir etkiye sebep olmamıştır, incelenen tüm parametrelerde iyileşme sağlamıştır.



KAYNAKLAR

- [1] Rolls-Royce Ltd., The jet engine. Rolls-Royce, 1996.
- [2] Kalaycı T. 2018, Sıcak Daldırma ile Alüminyum Kaplanmış Inconel 718 Alaşımının Oksidasyon Direncinin İncelenmesi. İstanbul Teknik Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi.
- [3] <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=12868844>
- [4] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Turboprop_operation.png
- [5] <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=4005530>
- [6] <https://ucaklar.org/turbosaft-motor/>
- [7] Dokur M.M. 2014, Çok Katmanlı CYSZ Termal Bariyer Kaplamaların Üretimi ve Isıl-Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi. İstanbul Teknik Üniversitesi, Doktora Tezi.
- [8] Beuer U.P. 2016, Commercial Aircraft Composite technology, Cambridge University Press, Springer, Switzerland.
- [9] Inceyer, A.A. 2021, Nikel Esaslı Süper Alaşımlara Kimyasal Buhar Biriktirme Yöntemi ile Alüminit Tabaka Kaplanması. Gebze Teknik Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi.
- [10] Donachie MJ, Donachie SJ. Superalloys – a technical guide, 2nd ed. ASM International. 2002.
- [11] Sims, T.C., Stoloff, S.N., Hagel, C.W. 1987, Superalloys II, John Wiley&Sons.
- [12] Özgün, Ö., Gülsoy, H. Ö., Yılmaz, R., & Fındık, F. Toz Enjeksiyon Kalıplama Metoduyla Üretilen In718 Süperalaşımının Mekanik Özellikleri
- [13] Yücel M. 2017, Inconel 713 LC Süper Alaşımının Akışkan Yataklı Fırın Sistemi ile Nitrülmesi. İstanbul Teknik Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi.
- [14] V. V. Çay ve S. Ozan , "SÜPERALAŞIMLAR VE UYGULAMA ALANLARI", Fırat Üniversitesi Doğu Araştırmaları Dergisi, c. 3, sayı. 2, ss. 178-188, Mar. 2005
- [15] Davis, J.R., (1997). Heat Resistant Materials. ASM Specialty Handbook, ASM International, 221-254.
- [16] Metals Handbook, Ninth Edition, (1983). ASM (American Society for Metals), Metals Park, Ohio, 10: 761.
- [17] Campbell, F.C., (2006). Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials, Elsevier
- [18] Laughlin, E. D. & Hon, K. (2014). Physical Metallurgy. Elsevier B.V., (3)1, pp. 2216-

- [19] Belan, J. (2015). High frequency fatigue test of IN 718 alloy–microstructure and fractography evaluation. *Metalurgija*, 54(1), 59-62.
- [20] Reed, R. C. (2006). *The Superalloys: Fundamentals and Applications*. Cambridge, UK: Cambridge UP.
- [21] Bradley, E.F., 1989, *Superalloys*, ASM International Metals Park, OH 44073.
- [22] Ak H.D. 2014, Geleneksel Toz Metalurjisi Yöntemiyle Üretilen AISI 304L ve AISI 316L Östenitik Paslanmaz Çeliklerin Özelliklerine Sinterleme Koşullarının Etkisi. İstanbul Teknik Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi.
- [23] Öveçoğlu L.M., (1997). Toz Metalurjisi: Tarihsel Gelişim, Üretim Aşamaları ve Son Eğilimler. 9. Uluslararası Metalurji ve Malzeme Kong.-11- 15,06,1997 İstanbul.
- [24] Yang, L., Ren, X., Ge, C. and Yan, Q. (2019) Status and development of powder metallurgy nickel-based disk superalloys. *International Journal of Materials Research*, Vol. 110 (Issue 10), pp. 901-910. <https://doi.org/10.3139/146.111820>
- [25] Çiğdem M, (2006). İmal Usulleri, Çağlayan Kitap Evi, İstanbul, Sf. 329-354
- [26] Özgün Ö, 2007, Toz Metalurjisi ile Üretilen Alaşımli Çeliklerin Mikroyapı ve Mekanik Özellikleri, Sakarya Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi.
- [27] A. Pineau, S. Antolovich. High temperature fatigue of nickel-base superalloys – A review with special emphasis on deformation modes and oxidation *Engineering Failure Analysis* 16 (2009) 2668–2697
- [28] Dikici B. (2010). Toz Metalurjisi Yöntemiyle Nikel Titanyum Alaşımlarının Üretimi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi.
- [29] Suk-Joong L. Kang, (2005). Sintering Densification, Grain Growth and Microstructure, Keyword Group, İngiltere, Sf.1-4.
- [30] Y. Lei, X. Li, R. Sun, Y. Tang, W. Niu, Effect of sintering temperature and heat treatment on microstructure and properties of nickel-based superalloy, *J. Alloys Compd.* 818 (2020), 15288
- [31] Kontis, P., Yusof, H.A., Pedrazzini, S., Danaie, M., Moore, K.L., Bagot, P.A., Moody, M.P., Grovenor, C.R., & Reed, R.C. (2016). On the effect of boron on grain boundary character in a new polycrystalline superalloy. *Acta Materialia*, 103, 688-699.
- [32] Çelik Ş., Özyürek D., Tunçay T., The effect of the amount of Y2O3 doped to the MA6000 alloy produced by mechanical alloying method on wear behavior, *Journal of Mining and Metallurgy, Section B: Metallurgy*, 58 (2) (2022) 285 - 297

[33] Guo, Wei-min & WU, Jian-tao & Zhang, Feng-ge & Zhao, Ming-han. (2006). Microstructure, Properties and Heat Treatment Process of Powder Metallurgy Superalloy FGH95. Journal of Iron and Steel Research International - J IRON STEEL RES INT. 13. 65-68. 10.1016/S1006-706X(06)60097-6. |



İNTİHAL RAPORU İLK SAYFASI

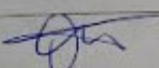
Muhammed Enes İlgazi Yüksek Lisans Tezi

ORJİNALLİK RAPORU

% 7	% 6	% 0	% 4
BENZERLİK ENDEKSİ	İNTERNET KAYNAKLARI	YAYINLAR	ÖĞRENCİ ÖDEVLERİ

BİRİNCİL KAYNAKLAR

1	Submitted to The Scientific & Technological Research Council of Turkey (TUBITAK) Öğrenci Ödevi	% 4
2	gcris.ktun.edu.tr İnternet Kaynağı	% 1
3	acikbilim.yok.gov.tr İnternet Kaynağı	% 1
4	Mathew, M.D.. "Microstructural changes in alloy 625 during high temperature creep", Materials Characterization, 200805 Yayın	<% 1
5	nek.istanbul.edu.tr:4444 İnternet Kaynağı	<% 1
6	pastel.archives-ouvertes.fr İnternet Kaynağı	<% 1
7	30d4ed98-bbfd-4215-a9ab- b3bd6c00d4b3.filesusr.com İnternet Kaynağı	<% 1
8	abis-files.atauni.edu.tr İnternet Kaynağı	<% 1



ETİK KURUL İZİN YAZISI

Uyarı: Canlı denekler üzerinde yapılan tüm araştırmalar için Etik Kurul Belgesi alınması zorunludur.

- Etik Kurul izni gerekmektedir.
- Etik Kurul izni gerekmemektedir.

Muhammed Enes İLGAZİ
(İmza)



KURUM İZİNİ YAZILARI

Uyarı: Canlı ve cansız deneklerle yapılan tüm çalışmalar için kurum izin belgelerinin eklenmesi zorunludur. Gizlilik ve mahremiyet içeren durumlarda kurum adı kapatılmalıdır.

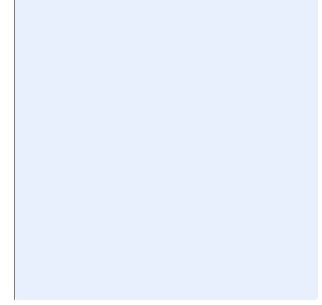
- Kurum izni gerekmektedir.
- Kurum izni gerekmemektedir.

Muhammed Enes İLGAZİ
(İmza)



ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler	
Adı Soyadı	Muhammed Enes İLGAZİ
Doğum Tarihi	03.05.2021
Uyruğu	<input type="checkbox"/> T.C. <input type="checkbox"/> Diğer:
E-Posta Adresi	
Web Adresi	



Eğitim Bilgileri	
Lisans	
Üniversite	
Fakülte	
Bölümü	
Mezuniyet Yılı	
Yüksek Lisans	
Üniversite	
Enstitü Adı	
Anabilim Dalı	
Programı	

Makale ve Bildiriler	