



**T.C.  
KIRIKKALE ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**KOMPOZİT ROKET YAKITLARININ YAŞLANMA  
KARAKTERİZASYONUNUN BELİRLENMESİ**

**Murat DEMİR  
SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**DANIŞMAN  
Doç. Dr. Salih Uğur BAYÇA**

**KIRIKKALE-2023**





**T.C.  
KIRIKKALE ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**KOMPOZİT ROKET YAKITLARININ YAŞLANMA  
KARAKTERİZASYONUNUN BELİRLENMESİ**

**Murat DEMİR  
SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**DANIŞMAN  
Doç. Dr. Salih Uğur BAYÇA**

**KIRIKKALE-2023**



# ETİK BEYANI

Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- o Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- o Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- o Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- o Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- o Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Murat DEMİR

.....2023

*Bu yüksek lisans tezim,*

*En büyük manevi destekçilerim olan eşime, çocuklarım Orhan Berk ve Meryem'e  
ve Ablama...*

# ÖZET

## KOMPOZİT ROKET YAKITLARININ YAŞLANMA KARAKTERİZASYONUNUN BELİRLENMESİ

DEMİR, Murat

Kırıkkale Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı, Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Doç. Dr. Salih Uğur BAYÇA

Mayıs 2023, 48 sayfa

Bu çalışmanın amacı, yapay olarak yaşlandırılmış ve yeni üretim katı kompozit roket yakıtlarının depolama ömrüne etki eden parametrelerin etkilerini araştırılmaktır. Yeni üretilmiş numunelere yaşlandırılma işlemi uygulanarak 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlandırılmış numuneler hazırlanmıştır. Katı kompozit roket yakıtının depolama ömrüne etki eden parametreler NATO standartlarına göre incelenmiştir. Sonuçlar göstermiştir ki, roket yakıtının yanma odasındaki ortam basıncının ve başlangıç sıcaklığının artması ile yanma hızının arttığı bulunmuştur. Ancak yaşlanma süresinin artması yakıtın yanma hızına önemli bir etkisi olmadığı belirlenmiştir. Yaşlanma süresinin artması ile yakıtın darbe hassasiyeti azalmıştır. Yakıtın yaşlanma süresinin artması ile yakıtın darbelere karşı daha aktif duruma gelmektedir. Bu da yakıtın depolama güvenliğini olumsuz etkilemektedir. Yaşlanma süresinin artması ile yakıtın camsı geçiş sıcaklığına önemli bir etkisi gözlenmemiştir. Yakıtın yaşlanma süresinin artması ile çapraz bağ yoğunluğu artmıştır. Çapraz bağ yoğunluğu arttıkça kompozit yakıtın mekanik yüklere ve gerilmelere karşı olan dayanımı artar. Bu da yakıtın depolama güvenliğini olumlu etkilemektedir.

**Anahtar Kelimeler:** Roket, Kompozit roket yakıtı, İtki, Yapay Yaşlandırma.

# ABSTRACT

## AGING OF COMPOSITE ROCKET FUELS DETERMINING THE CHARACTERIZATION

DEMİR, Murat

Kirikkale University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Defense Technologies, Master's Thesis

Advisor: Assoc. Prof. Dr. Salih Uğur BAYÇA

May 2023, 48 pages

The aim of this study was to investigate the effects of parameters affecting the storage life of artificially aged sample and new production solid composite rocket propellants. By applying the aging process to the newly produced samples, 3 years and 10 years artificially aged samples were prepared. Parameters affecting the storage life of solid composite rocket propellant were examined according to NATO standards. It has been found that the combustion rate of rocket propellant increases with the increase of the ambient pressure and the starting temperature in the combustion chamber. However, it was determined that the increase in aging time did not have a significant effect on the burning rate of the propellant. The impact sensitivity of the propellant decreased with increasing aging time. With the increase in the aging time of the propellant, the propellant becomes more active against impacts. This adversely affects the storage safety of the propellant. No significant effect on the glass transition temperature of the propellant was observed with increasing aging time. The crosslink density increased with increasing aging time of the propellant. As the crosslink density increases, the strength of the composite propellant against mechanical loads and stresses increases. This positively affects the storage safety of the propellant.

**Keywords:** Rocket, Composite rocket propellant, Propulsion, Artificial Aging.

## TEŞEKKÜR

KKK'lığı Üst Yönetimine, Kırıkkale Üniversitesi Üst Yönetimine ve Kompozit yakıt temininde anlayış gösteren yerli üreticiye bu tezin tamamlanmasında başından sonuna kadar vermiş oldukları desteklerden dolayı,

Çalışmalarım sırasında tüm bilgi, deneyim ve desteğini benden esirgemeyen, görüş, öneri ve düşünceleri ile daima yol gösteren, saygıdeğer danışman hocam Doç. Dr. Salih Uğur BAYÇA'ya,

Mensubu olduğum Mühimmat Islah Geliştirme ve Yenileştirme Merkezi (MIGYEM) Müdürlüđü'ne,

Tez yazım sürecinde bana desteğini esirgemeyen sevgili eşim Necla DEMİR ve çocuklarıma en içten teşekkürlerimi sunarım.

# İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET .....	iv
ABSTRACT .....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER .....	vii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	ix
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xi
1. GİRİŞ .....	1
1.1 Roket Yakıtı .....	1
1.2. Roketler .....	1
1.2.1. Askeri Roket Parçaları.....	2
1.2.1.1. Ana Gövde ( Motor Gövdesi ) .....	3
1.2.1.2. Yalıtım Astarı .....	4
1.2.1.3. Ateşleyici (İki Nokta İptal) .....	4
1.2.1.4. Nozul.....	4
1.2.1.5. Roket Motoru .....	4
1.2.1.6. Hibrit Roket Motoru .....	5
1.2.1.7. Sıvı Yakıt .....	6
1.2. Literatürde Yapılan Çalışmalar .....	7
1.2.1. Katı Roket Yakıtın Yaşlanması .....	11
2. MATERYAL VE YÖNTEM .....	13
2.1. Numunelerin tanımlanması .....	13
2.2. Kullanılan Kimyasallar.....	13
2.3. Yöntemler.....	14
2.3.1. Yakıtın Yanma Enerjisi Yöntemi .....	14
2.3.2. Doğrusal Yanma Hızı Yöntemi .....	14
2.3.3. Darbe Hassasiyeti Yöntemi .....	16
2.3.4. Sürtünme Hassasiyeti Yöntemi .....	16
2.3.5. DSC ile Camı Geçiş Sıcaklığı Yöntemi.....	17

2.3.6. DSC ile Özgül Isı Yöntemi .....	18
2.3.7. Çapraz Bağ Yoğunluğu Yöntemi .....	18
2.3.8. Tek Eksenli Çekme Yöntemi.....	18
2.3.9. Sertlik Ölçüm Yöntemi.....	19
2.3.10. Yüzeysel Yapı Analizi Yöntemi.....	20
2.3.11. Nem Miktarı Tayin Yöntemi .....	20
2.3.12. Plastikleştirici İçeriği Yöntemi.....	21
2.3.13. Çözünen Madde Miktarı yöntemi.....	21
3. BULGULAR VE TARTIŞMA .....	22
3.1. Yapay Yaşlandırma İşlemleri.....	22
3.2. Kompozit Roket Yakıtının Yanma Enerjisi .....	24
3.3. Doğrusal Yanma Hızı.....	25
3.4. Darbe Hassasiyeti .....	28
3.5. Sürtünme Hassasiyeti .....	29
3.6. Camsı Geçiş Sıcaklığı .....	30
3.7. DSC ile Özgül Isı Değeri.....	33
3.8. Yüzeysel Yapı Analizi.....	34
3.9. Tek Eksenli Çekme Dayanımı.....	35
3.10. Çözünen Madde Miktarı.....	36
3.11. Çapraz Bağ Yoğunluğu .....	38
3.12. Nem Tayini.....	40
3.13. Sertlik .....	40
3.14. Plastikleştirici İçeriği Ölçümü.....	41
4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER .....	43
KAYNAKLAR .....	45
ÖZGEÇMİŞ .....	48

## ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>ŞEKİL</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. Roketlerin Genel Görünüşü .....	2
1.2. Metallerin yoğunluk ve dayanım değerleri.....	3
1.3. Hibrit Sistemli Roket Motoru İç Yapısı .....	5
1.4. Hibrit Yakıtlı Roket Motoru .....	6
1.5. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru İç Yapısı.....	7
2.1. Katı roket yakıtı numuneleri tanımlanması .....	13
2.2. Bombalı Kalorimetre Test Cihazı.....	14
2.3. Doğrusal Yanma Hızı Test Cihazı (Strand burner) .....	15
2.4. Darbe Hassasiyeti Test Cihazı .....	16
2.5. Sürtünme Hassasiyeti Test Cihazı .....	17
2.6. DSC Test Cihazı .....	18
2.7. Tek Eksenli Çekme Testi Numunesi Standardı.....	19
2.8. Çekme Test Cihazı.....	19
2.9. Shore-A test sertlik Test Cihazı.....	19
2.10. SEM (Taramalı Elektron Mikroskobu) Cihazı .....	20
2.11. Nem Tayininde Kullanılan Etüv Cihazı .....	20
2.12. Gaz Kromotografi Cihazı .....	21
3.1. a) Yeni Üretim, b) 60 °C de 125 gün ve c) 80 °C de 146 gün yapay yaşlandırılmış numune görüntüleri.....	24
3.2. Yapay Yaşlanmanın Kalorifik Değer Üzerindeki Etkileri .....	25
3.3. Yeni Üretim (Yaşlandırılmamış) Kompozit roket yakıtının yanma hızının sıcaklık ve basınç ile değişimi .....	26
3.4. 3 yıl yapay yaşlanmış kompozit yakıtın yanma hızının sıcaklık ve basınç ile değişimi .....	27
3.5. 10 yıl yapay yaşlanmış kompozit yakıtın yanma hızının sıcaklık ve basınç ile değişimi .....	28
3.6. Yaşlandırılmamış, 3 yıl yapay yaşlanmış ve 10 yıl yapay yaşlanmış yakıtın darbe hassasiyeti üzerindeki etkileri.....	29

3.7.	Yapay Yaşlanmanın Sürtünme Hassasiyeti Üzerindeki Etkileri .....	30
3.8.	Yeni Üretim Kompozit Yakıt DSC ile Camsı Geçiş Sıcaklığı Birinci Test .....	31
3.9.	3 yıl Yapay Yaşlanmış Kompozit Yakıt DSC ile Camsı Geçiş Sıcaklığı .....	31
3.10.	10 yıl Yapay Yaşlanmış Kompozit Yakıt DSC ile Camsı Geçiş Sıcaklığı .....	32
3.11.	Yapay Yaşlanmanın Camsı Geçiş Sıcaklığına Etkisi .....	32
3.12.	Yapay Yaşlanmanın Özgül Isı Değerine Etkisi .....	33
3.13.	Kompozit roket yakıt numunelerinin SEM görüntüleri .....	34
3.14.	Çekme gerilimi ve yapay yaşlandırma süresi grafiği .....	35
3.15.	Uzama ve yapay yaşlandırma süresi grafiği .....	36
3.16.	Yapay yaşlanmanın dış yüzey çözünen madde oranına etkisi .....	37
3.17.	Yapay yaşlanmanın iç yüzey çözünen madde oranına etkisi .....	37
3.18.	Yapay yaşlanmanın dış yüzey çapraz bağ yoğunluğuna etkisi .....	39
3.19.	Yapay yaşlanmanın iç yüzey çapraz bağ yoğunluğuna etkisi .....	39
3.20.	Yapay Yaşlanmanın Nem Miktarına Etkisi .....	40
3.21.	Yapay yaşlanmanın yakıtın sertliği üzerindeki etkisi .....	41
3.22.	Yapay yaşlanmanın yakıtın dış yüzey plastikleştirici miktarına etkisi .....	41
3.23.	Yapay yaşlanmanın yakıtın iç yüzey plastikleştirici miktarına etkisi .....	42

# SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

## SİMGELER DİZİNİ

P	Basınç
V	Hacim
R	Gaz Sabiti (8,3143 J/Kmol)
T	Sıcaklık
$t_{25}$	Referans Sıcaklıkta Süre
$t_s$	Yapay Yaşlanma Zamanı
$T_{25}$	Oda Sıcaklığı
$T_s$	Yapay Yaşlanma Sıcaklığı
EA	Aktivasyon Enerjisi (J/mol)
k	Reaksiyon Hız Sabiti
$\epsilon$	Gerinim
L	Uzunluk
t	Süre

## KISALTMALAR DİZİNİ

MPa	Megapascal
NC	Nitroselüloz
NTG	Nitrogliserin
DB	Double Base (çift bazlı)
HTBP	Hidroksil Uç Gruplu Polibütadien
CMDB	Kompozit Modifiye Çift Bazlı
Al	Alüminyum
AP	Amonyum Perklorat
Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Demir Oksit

SrTiO <sub>3</sub>	Stronsiyum Titanat
CLCP	Kartuş Yüğü
CBCP	Kılıf Bağı
SEM	Taramalı Elektron Mikroskop
DSC	Diferansiyel Taramalı Kalorimetre
K.N.	Kopma Noktası



# 1. GİRİŞ

## 1.1 Roket Yakıtı

Roket yakıtlarının tümünün amacının itki üretmek olmak ile birlikte kimyasal formlarına göre farklı roket yakıtları mevcuttur. Bunlar; katı yakıtlar, sıvı yakıtlar ve her ikisinin bir arada kullanıldığı hibrit yakıtlardır.

Sıvı yakıtlı sistemler karmaşık bir yapıya sahiptir. Ayrıca katı yakıtlı sistemlere göre ağırlığı çok daha fazladır. Üretim maliyeti yüksek ve depolama emniyeti düşüktür. Roketi uzun menzile taşıyabilir olması en önemli avantajıdır.

Katı yakıtlı sistemler üretim maliyetinin daha düşük olması, depolama ve taşıma emniyetinin daha yüksek olması, ağırlıkça daha verimli kullanılabilir olması gibi nedenlerle askeri amaçlı kullanımda ön plana çıkmıştır.

Katı ve sıvı yakıtı bünyesinde bulunduran hibrit roket yakıtları ise genellikle uzay çalışmalarında tercih edilir.

## 1.2. Roketler

İlk kullanımı M.S. 13. yüzyıla dayandığı bilinen roket teknolojisi insanlık için her dönem önemini korumuştur. Özellikle 20. yüzyıldan itibaren gelişen teknoloji ile birlikte roketlerin işlevselliği artmıştır.

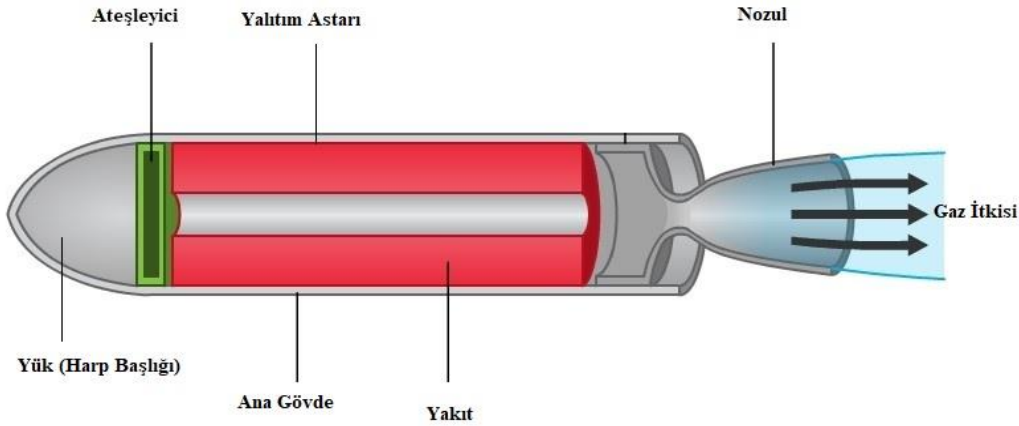
İlerleyen yıllarda ise roket teknolojisi, gelişmiş devletlerin uzaya çıkmak için verdikleri yarışın etkisinde gelişimini evrimleşerek sürdürmüştür.

“Uzay çağını başlatan adam” olarak anılan Amerikalı mühendis Robert Goddard uzay uçuşu ve yenilik çağı çalışmalarını yetersiz ödenek ve yetersiz manevi destek nedeniyle her ne kadar arzu ettiği seviyeye taşıyamamış olsa da; çalışmaları 1957 yılında dünya yörüngesine ilk uyduyu yerleştirmeyi başarmış olan ekibe ilham kaynağı olmuştur. Uzayın keşfedilmesi için başlatılan bu roket çalışmaları ikinci dünya savaşı

yıllarında askeri amaçlı kullanılmaya başlanmıştır. Birbirine üstünlük kurmak isteyen devletler roket kullanımını ön plana çıkarmak için birçok çalışma yapmıştır. Ancak savaş şartları, mevcut ekonomik imkânlar ve yetişmiş insan gücü gibi faktörlerin olumsuz etkileri nedeniyle savaş yıllarında roket teknolojisi kısıtlı çerçevede gelişebilmiştir. (<http://www.sciencelearn.org.nz> Erişim tarihi: 29.03.2023)

Roketler, ister uzay çalışmalarına hizmet kapsamında, bir uydunun atmosfer dışına taşınması maksadı için kullanılsın, isterse askeri amaçlar doğrultusunda hedefte tahrip etkisi yaratması beklenen bir yükü taşıması maksadıyla kullanılsın, değişmeyen ortak belirli özellikleri vardır. Bunlar; fiziksel tasarımının hava sürtünmesini en aza indireyecek biçimde olması, yandığında gaz itkisi yaratacak bir yakıt motoru ihtiva etmesi, hareket yönünün ters yönünde oluşması gereken bu itkiyi oluşturmak ve düzenlemek maksatlı bir egzoz (nozül) tasarımına sahip olması olarak sıralanabilir.

Roketi oluşturan başlıca aksamalar şekil 1’de gösterilmiştir.



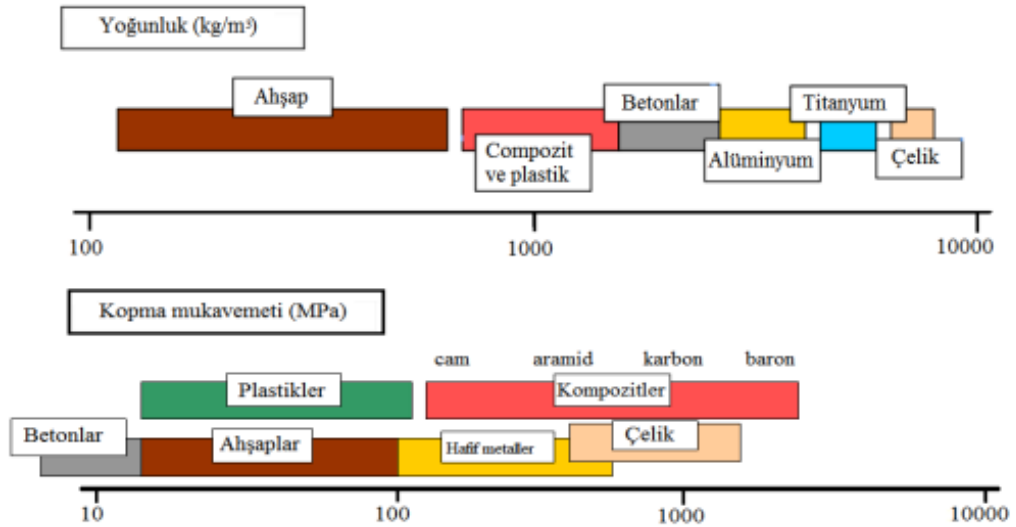
**Şekil 1.1.** Roketlerin Genel Görünüşü (<http://www.sciencelearn.org.nz> Erişim tarihi: 29.03.2023)

### 1.2.1. Askeri Roket Parçaları

- Ana gövde (Motor gövdesi)
- Yük (Patlayıcı)
- Ateşleyici (Patlayıcıyı ateşlemek için)
- Yalıtım astarı (Gövdeyi yüksek ısıdan korumak için)
- Yakıt (itici gaz oluşturan malzeme)

### 1.2.1.1. Ana Gövde ( Motor Gövdesi )

Motor gövdesi silindirik yapıda, itici güç oluşturan yakıt ve ateşleyici içeren bir yapıdır. Yanmanın gerçekleştiği bölüm yanma odası olarak adlandırılır. Gövde malzemesi yanma sonucu oluşan yüksek iç basınca dayanıklı olmalıdır. Bu basınç genellikle 3 – 30 MPa (30 – 300 bar) seviyesindedir. Bu nedenle gövde malzemesi genellikle yüksek dirençli çeliklerden veya yüksek mukavemetli alüminyum ya da kompozit malzemelerden üretilir (Davenas, 1993). Motor gövdesi motor yakıtının oluşturduğu basınca dayanacak şekilde tasarlanmalıdır. Çelik ve kompozit malzemeler motor gövdesi için hammadde olabilir. Motor gövdesi için yalıtım malzeme seçimi, uzunluk ve çap gibi fiziksel gereksinimler ve her motor için farklı olabilir (Özcan, 2019). Motor gövdesi üretiminde sürekli gelişen teknoloji, kullanılan malzemelerin sonlu olması, yenilikçi tasarımlarda geleneksel malzemelerin talep edilen özellikleri tam olarak karşılayamaması gibi birçok sebeplerden ötürü çok sayıda üstün özelliği bir arada barındıran kompozit malzemelere talep günden güne artmaktadır. Kaynakların sınırlı olması, enerji ve çevre sorunları ile ilgili problemlerin çözümünü daha da önemli hale getirmiştir. Güncel problemlerin çözümü ancak yeni ve üstün nitelikli malzemelerin üretimi ile mümkün olabilir (Bingöl vd., 2012). Kompozit malzeme, temel olarak birbiri içerisinde çözünmeyen ve birbirinden farklı şekil ve/veya malzeme kompozisyonuna sahip iki veya daha fazla bileşenin karışımından veya birleşmesinden oluşan bir malzeme sistemidir. Şekil 1.2’de kompozit malzemeler ile diğer materyallerin yoğunluk ve dayanım ilişkisini görülmektedir (Demirel, 2017).



Şekil 1.2. Metallerin yoğunluk ve dayanım değerleri (Karayel 2018)

### **1.2.1.2. Yalıtım Astarı**

Motor gövdesi içerisinde yakıtın yanması sırasında oluşan sıcaklık 2000 K ile 3500 K (1727 – 3227 °C) arasındadır. Motor gövdesinin ve diğer yapısal alt bileşenlerin bu ısıdan korunması gerekir. Tipik ısı yalıtım malzemelerinin ısıya karşı dayanıklılığı düşüktür. Bu nedenle yakıt ile motor gövdesi arasında kullanılan yalıtım malzemeleri genellikle EPDM (Etilen Propilen Dien Monomer) takviye malzemelerinin eklenmesiyle güçlendirilir (Açık, 2010).

### **1.2.1.3. Ateşleyici (İki Nokta İptal)**

Ateşleyici roket yakıtının yanmasını sağlayan ilk bileşendir. Genellikle elektrikle başlayan ve piroteknik malzeme içeren ateşleyiciler kullanılır. Elektrik ile başlatılan ateşleyici ateşleyici şarjının yanmasını sağlar. Ateşleyici şarjı ise, rokete hareketi için gerekli itici gazı oluşturmak üzere roket yakıtının yanmasını sağlar (Açık, 2010).

### **1.2.1.4. Nozul**

Roket yakıtının yanması ile yüksek sıcaklık ve yüksek basınç içeren itici gaz açığa çıkar. Açığa çıkan bu gaz nozul sayesinde kontrollü biçimde atılarak roketin hareketi için gerekli olan itki kuvveti oluşturulur. Bu sayede itici gazın kimyasal enerjisi, kinetik enerjiye dönüştürülmüş olur. Nozulun geometrisi toplam kimyasal enerjinin ne kadarının kinetik enerjiye dönüştürüleceğini doğrudan belirler. Bu nedenle nozul tasarımı roketin performansı üzerinde çok önemli role sahiptir (Püskülcü, 2004).

Nozullar genellikle yapısal özelliklerine göre sınıflandırılır. Bazı tasarımlarda hareketli nozul kullanılır. Yanma sırasında açığa çıkan ve nozuldaki atılan itici gazlar yüksek basınç ve sıcaklığa sahip olmalarından dolayı aşındırıcı etkiye sahiptir. Bazı durumlarda itici gaz sıvı veya katı parçacıklar içerebilir. Bu parçacıklar özellikle nozulun dar kısmı olan boğaz bölgesinde aşınmayı hızlandırır. Bu nedenle nozullar aşınmaya dayanıklı metal, karbon içeren kompozit malzemeler veya güçlendirilmiş plastiklerden imal edilir.

### **1.2.1.5. Roket Motoru**

Roket motoru basınçlı yüksek sıcaklığın kullanıldığı bir enerji transfer sistemidir. Yanma odasında gaz üretilir ve gazın genişmesiyle bir itme kuvveti oluşur. Bu itme kuvveti nozuldaki atılarak, yanma odasında üretilen enerji kinetik enerjiye

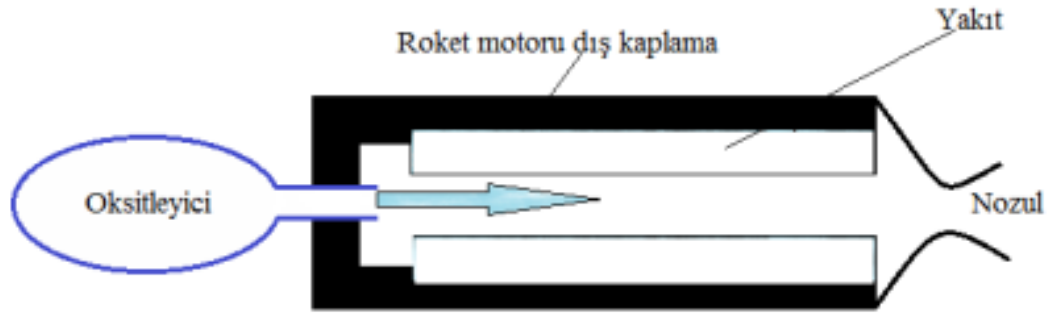
dönüştürülmüş olur. Roket motorlarında bu enerjiyi oluşturmak için katı yakıt, sıvı yakıt ve her ikisinin bir arada bulunduğu hibrit sistemler kullanılır (Özcan, 2019).

Nükleer roket motorları ve elektrikli roket tahrik sistemleri olmasına rağmen kimyasal roket motorları, birçok avantajı olduğundan en çok tercih edilen tiplerdir. Kimyasal roket motorları itici gazlara bağlı olarak katı, sıvı ve hibrit yakıtlı roket motorları olarak 3 alt sisteme ayrılmıştır.

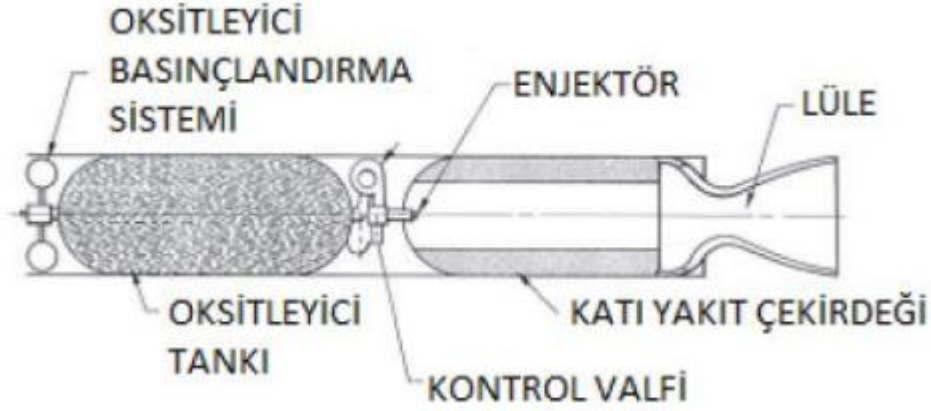
#### 1.2.1.6. Hibrit Roket Motoru

Temel bir hibrit yakıtlı roket motor sisteminde oksitleyici gaz ya da sıvı halde bulunur., bu sistemlerde yakıt katı haldedir. Bu nedenle hibrit adını almıştır. Hibrit yakıtlı bir roket sisteminde, yanma ile oluşan itki enerjisinin kontrol edilebilmesi daha kolaydır. Bu durum hibrit sistemleri daha fazla tercih edilebilir yapmaktadır (Altman vd., 2007).

Şekil 1.3'de ve şekil 1.4'de şematik olarak ifade edilen hibrit roket motoru incelendiğinde, sıvı veya gaz oksitleyici ve katı yakıtın ayrı ayrı depolandığı görülmektedir. Oksitleyici yanma odası içerisine püskürtüldüğünde yakıt ile etkileşime girer ve yanma gerçekleşir. Yanma sonucu oluşan basınç ve gaz nozuldan atılır.



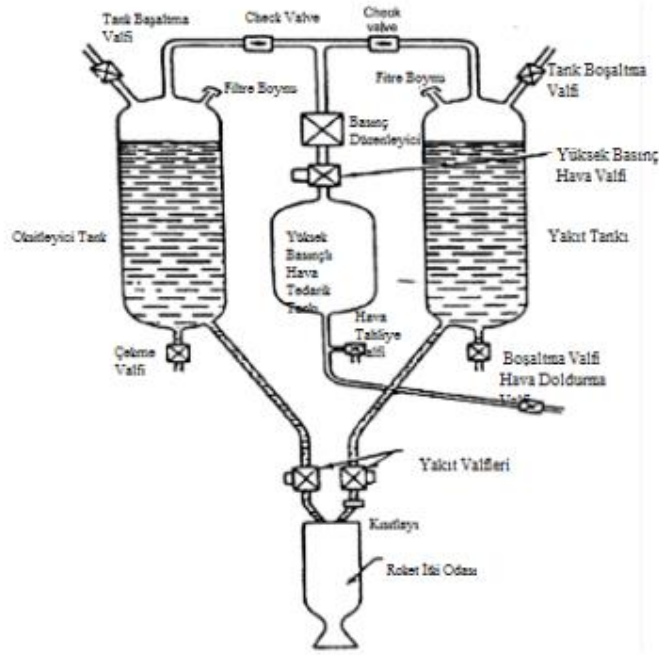
Şekil 1.3. Hibrit Sistemli Roket Motoru İç Yapısı ( Boardman et al (2001))



Şekil 1.4. Hibrit Yakıtlı Roket Motoru (Özbişin (2019))

### 1.2.1.7. Sıvı Yakıt

Yakıt sistemlerinin temelini ve en verimli halini sıvı yakıtlar teşkil etmektedir. Yüksek itki oluşturabilmeleri, tasarlanan roketle istenilen zamanda istenilen miktarda ikmal edilebilmeleri önemli bir avantaj oluşturmaktadır. Yine roket içerisine eklenebilecek ilave parçalarla yanma odasına verilen yakıt miktarının kontrol edilebilir olması, uçuş parametrelerine göre yakıt tasarrufu yapma imkânı sağlayabilmektedir. Ancak bu yakıtların en önemli dezavantajı karmaşık yapı ve hesaplamaların kullanılması zorunluluğudur. Oldukça maliyetli çalışmalarla tasarlanan roket sistemleri genelde tek motor için ve tek göreve yönelik olarak uzay çalışmalarında kullanılmaktadır (Bababurun, 2020).



Şekil 1.5. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru İç Yapısı (Krishnamurthy et al (2017))

## 1.2. Literatürde Yapılan Çalışmalar

Katı roket yakıtları iki gruba ayrılmaktadır. Birinci grupta NC (nitroselüloz), NTG (nitrogliserin) ve PİKRİT (nitroguanidin) gibi yakıt içeren roket yakıtlarıdır. Bunlardan birini içeren tek bazlı, iki tür yakıt içeren çift bazlı (DB) ve üç tür yakıt içeren üç bazlı olarak adlandırılmaktadır. İkinci grupta, amonyum perklorat, alüminyum metal tozu ve HTPB (Hydroxyl Terminated Polybutadiene ) içeren roket yakıları bulunur. Bu roket yakıtları kompozit roket yakıtı olarak adlandırılmaktadır. Katı roket yakıtlarının performansı yakıtın yanma hızı ile doğru orantılıdır. Kompozit roket yakıtları, oksitleyici kristaller, bağlayıcı, kütle maddesi, metal yakıt, yanan katalizör ve diğer bileşenlerden oluşan katı itici gazlardır. Kısa sürede ve büyük miktarda yanma gazı üreten yüksek yanma hızına sahip yakıtlar, roketlerin yüksek hızlarda uçmasını sağlayacak yüksek performanslı roket motorlarını gerçekleştirmek için gereklidir. Katı roket yakıtları konusunda literatürde birçok çalışma bulunmaktadır.

Olaniyi (2010) Genel olarak katı yakıtlar iki ana sınıfa ayrılırlar. Bu sınıflar homojen ve heterojen yakıtlardır. Homojen yakıt; tek bazlı, çift bazlı, üç bazlı olmak üzere üç

gruba ayrılmaktadır. Heterojen yakıtlar ise; kompozit modifiye çift bazlı (CMDB) ve kompozit yakıtlar olmak üzere iki gruba ayrılırlar.

Dönmez (2018) Katı roket yakıtları yapısal olarak, daha çok plastik yapıyı andırmaktadır. Oksitleyicisi ve yakıtı beraberce aynı kimyasal bileşim içinde bulunur.

Samur (2015) Bu yakıtlar ateşlendikten sonra yanma kontrol altına alınamaz, yakıt bitine kadar yanma devam eder.

Trache vd. (2019) %68 AP, %14HTPB ve %18Al içeren kompozit roket yakıtlarına amin bazlı bileşiklerin katkısının özgül itki, yanma hızı, adyabatik alev sıcaklığına etkilerini incelemiştir.

Jeremy vd. (2010) Amonyum perklorat (AP) kompozit katı roket tahrikinde yaygın olarak kullanılmaktadır. AP kompozit yakıtlar için en yaygın formülasyon şudur; bir kimyasal, bağlayıcı, bağlayıcıyı katılaştırmak için bir plastikleştirici, bazen enerji yoğunluğunu artırmak için yakıt olarak alüminyum parçacıkları ve bazen de bir metal oksit katkı maddesi içerir. AP kompozit yakıtların yanma hızının AP konsantrasyonu, AP partiküllerinin boyutu, bağlayıcı tipi, katalizör katkı maddesinin tipi ve konsantrasyonu ve eklenen bir alüminyumun konsantrasyonu ve partikül boyutuna bağlıdır. Bu nedenle, AP kompozit yakıt bileşenlerin oranlarını basitçe değiştirerek, tutuşturma kaynakları için katalizör görevi görebilen ve/veya sağlayan küçük katkı yüzdeleri kullanarak yanma hızı uyarlaması yapılabilir.

Styborski vd. (2010) demir nanopartiküllerin kompozit roket yakıtının yanma hızına etkilerini çalışmışlardır. Fe nanoparçacıkları için yanma hızı artışının, Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> için literatürde bildirilen yanma hızı artışları ile benzer olduğu rapor etmişlerdir.

Dokhan et al (2001) kompozit roket yakıtının tane boyutu 0,1, 10, 15, 30 82,5 um tane boyutlu alüminyum tozu etkisini araştırmışlardır. Alüminyum tozunun tane boyutunun azalması ile yanma hızının arttığını belirtmişlerdir.

Ghorpade vd. (2010) temel itici gaz bileşiminin yanma hızını azaltmak için uygun bir yanma hızı önleyici seçmek amacıyla, çeşitli yanma hızı bastırıcılara dayanan bir dizi bileşik itici gaz bileşimi formüle edilmesi üzerinde çalışılmıştır. %60 AP, %10 Al, %20 bağlayıcı ve %10 yanma hızı baskılayıcı (melamin) içeren bileşim, sürtünme ve darbeye karşı duyarsız olmuş ve %90 ağırlık kaybı gösterdiğini rapor etmişlerdir.

Shioya vd. (2014) kompozit roket yakıtına diatomit katkısını incelemişlerdir. Diatomit katkısının çok az miktarda eklenmesi ile roket yakıtının yanma hızı artmıştır.

Jain vd. (2019) kompozit itici gaz için yeni bir yanma hızı modifiye edici olarak stronsiyum titanat ( $\text{SrTiO}_3$ ), diğer katalitik uygulamalarına dayalı olarak bir kompozit itici gaz formülasyonunda değerlendirilmek üzere bir perovskite oksit seçmişlerdir. Standart bir kompozit yakıtta  $\text{SrTiO}_3$  içeriği değiştirilerek, farklı bileşimler hazırlanmış ve karışım sonu (EOM) viskozitesi, mekanik özellikler, yoğunluk, yanma hızı vb gibi performans parametreleri ölçülmüştür. Sonuçlar, %2  $\text{SrTiO}_3$ 'ün standart itici gaz bileşimine kıyasla itici gaz yanma hızında (70 ksc basınçta) %12'den fazla artışa neden olduğunu ortaya koymaktadır.

Yaman vd. (2014) çift bazlı roket yakıtı içeriğine metal bazlı yüksek enerjili maddenin (Alüminyum) eklenmesinin etkileri araştırmışlardır. Alüminyum içermeyen çift bazlı roket yakıtın (DB-1) yanma hızı, alüminyumun %2 (DB-2) ve %4 (DB-3) ilave edildiği diğer çift bazlı yakıtlarla karşılaştırılmıştır. Standart çift bazlı yakıtın (DB-1) içeriğine alüminyum katılarak üretilen yeni yakıtların yanma hızlarının ve yanma ısısının arttığı tespit edilmiştir.

Zhou vd. (2021) bu çalışma esas olarak AP partikül şeklinin, yöneliminin, topolojisinin ve yakıtın başlangıç sıcaklığının yanma hızı ve alev özellikleri üzerindeki etkileri çalışılmıştır. Küresel AP tozlu AP/HTPB kompozit itici gazla karşılaştırıldığında, elipsoidal AP partikülleri ile yanma hızı artırabilir ve yatan AP partikülleri ile yakıtın yanma hızı önce düşer ve ardından elipsoidin en-boy oranı arttıkça arttığını rapor etmişlerdir.

Yaacob vd. (2023) izodesil Pelargonatın (IDP), roket yakıt bulamacı düşük viskozite değerine sahip olması nedeniyle AP/Al/HTPB bazlı kompozit katı yakıt uygulaması için potansiyel bir plastikleştirici olabileceğini bulunmuşlardır.

Kadiresh vd. (2010) AP/Al/HTPB bazlı kompozit katı yakıt yanma hızı yaşlanmış yakıtın yeni üretimden daha yüksek olduğunu rapor etmişlerdir.

Donega vd. (2009) nano boyutta (200 nm) demir oksit malzemenin kompozit roket yakıtına eklenmesi sonucu yanma hızında artış gözlenmiştir.

Lu vd. (2012) nano boyutlu ferrik oksit ( $\text{Fe}_2\text{O}_3$ ) tozu içeren AP/Al/HTPB kompozit katı yakıtın yanma özelliklerini araştırmışlardır. Deneysel sonuçlar, nano boyutlu ferrik oksit tozu eklenmesinin amonyum perkloratın (AP) termal ayrışma sıcaklığını

azaltabileceğini ve AP/Al/HTPB kompozit katı itici gazın yanma hızını ve yanma performansını artırabileceğini göstermektedir.

Naseem vd. (2016) doğal olarak yaşlanmış bir katı roket yakıtın (4 yaşında) mekanik özellikleri ile aynı bileşime sahip yeni bir katı roket yakıt arasında bir karşılaştırma yapıldığını belirtmişlerdir. Doğal yaşlanma çekmede malzeme özellikleri üzerinde önemli bir etkiye sahip olmadığını bulmuşlardır.

Kurva vd. (2017) 4-(dimethylsilyl)-butyl ferrocenyl katkılı HTPB'nin çalışılan bileşimlerin termal ayrışma sıcaklığını düşürmede etkili olduğu ve ayrıca baz bileşime kıyasla darbe ve sürtünme açısından hassasiyeti arttırdığı bulmuşlardır. Balistik özellikler verileri, HTPB'nin %50'sinin ferrosenil katkılı HTPB ile değiştirilmesi yanma hızında %53'e varan bir artışın gözlemlendiğini ortaya koyduğunu rapor etmişlerdir.

Du vd. (2021) belirli bir tip HTPB (hidroil sonlu polibütadien) kaplamanın 25 C'de depolama ömrünü tahmin etmek ve ön gerilimin depolama ömrü üzerindeki etkisini analiz etmişlerdir. Bu çalışmada, çapraz bağlanma yoğunluğundaki değişimin varyasyon düzenliliği analiz edildi ve önceden gerilmiş termal olarak hızlandırılmış yaşlanma altında HTPB kaplamanın yaşlanma modeli önerildi. HTPB kaplamanın 25°C'de depolama ömrü, maksimum uzamada %30'luk bir azalma ile yaşlanma ömrünün bitiş noktası olarak Berthelot denklemi kullanılarak tahmin edilmiştir. Sonuçlar, HTPB kaplamanın çapraz bağlanma yoğunluğundaki değişimin, yaşlanma sıcaklığı ve yaşlanma süresinin artmasıyla arttığını ve ön gerilmenin artmasıyla azaldığını göstermiştir. HTPB kaplamanın depolama ömrü 25°C'de %0 öngerilme altında 15.2935 yıl olmuş, bu süre sırasıyla %3, %6 ve %9 öngerilme altında %13.9007, %75.6949 ve %89.7859 oranında azalmıştır. Ön gerilmenin varlığı, HTPB kaplamanın depolama ömrü üzerinde ciddi bir etkiye sahiptir, bu nedenle, gerçek depolama sırasında ön gerilmeden mümkün olduğunca kaçınılmalıdır.

Naseem vd. (2021) endüstriyel sınıf AP/Al/HTPB bazlı kompozit katı yakıtın hızlandırılmış termokimyasal yaşlanması incelemişlerdir. Bu çalışmada, numuneler, 5 yıla kadar eşdeğer doğal yaşlar için geliştirilen döngüsel-termal ve izotermal yaşlandırma yöntemlerine göre yaşlandırılmıştır. Yaşlanmaya bağlı yoğunluk değişikliği <%1 idi ve bu, hızlandırılmış yaşlanma sırasında ihmal edilebilir plastikleştirici migrasyonu/uçuculuğu ve nem emilimini göstermiştir. Polimer

bağlayıcı sistemindeki çapraz bağların artması nedeniyle her iki tip hızlandırılmış yaşlanma sırasında numuneler %31'e kadar sertleşmiştir. Yaşlandırılmış çekme testi numuneleri, çekme mukavemeti arttıkça (> %65) kırılma gösterirken, yaşlanmayla birlikte uzama yüzdesi (üçte bire kadar) azalmıştır.

Shekhar (2012) kompozit katı roket yakıtlarının mekanik özellik değerlendirilmesi, yakıt geliştirme ve üretimi için hızlı bir kalite kontrol aracı olarak kullanılır. Bununla birlikte, itici gazların raf ömrünü değerlendirmek için tek eksenli çekme testinden elde edilen gerilim-uzama eğrileri de kullanılabilir. Roket ve füze uygulamalarında kartuş yüklü (CLCP) ve kılıf bağlı (CBCP) olmak üzere iki çeşit kompozit itici gaz (CP) kullanılmaktadır. Her iki itici gaz sınıfı da, farklı yaşlanma sürelerinde ASTM D638 tip IV'e uygun numuneler kullanılarak gerilme mukavemeti, modül ve uzama yüzdesi gibi mekanik özellikler açısından değerlendirildi. Her iki itici gaz sınıfı da zamanla çeşitli mekanik özelliklerde hemen hemen aynı varyasyonları gösterir. Her iki itici gaz sınıfı için çekme mukavemeti zamanla artar ve uzama yüzdesi azalır. Başlangıç modülünün de zamanla azaldığı bulunmuştur.

### **1.2.1. Katı Roket Yakıtın Yaşlanması**

Kompozit yakıtlı roket yakıtları elastik bir polimerin matris içine gömülü katı dolgu maddelerinden oluşur. Depolama ve çalışma ömrü boyunca farklı etkenlere ve çevresel şartlara dayanması gerekir. Bu şartlar yakıtın mekanik, fiziki ve fonksiyonel özelliklerini değiştirebilir. Yaşlanma esnasında kompozit yakıt telafisi mümkün olmayan yapısal değişimler gösterir (Cerri vd., 2009).

Kompozit yakıtlarının yaşlanmasında farklı süreçler olabilir. Bunlar; Kimyasal (Oksidatif çapraz bağlama, hidroliz ile zincir kesilmesi ve oksidatif aşınmayı takiben ardışık reaksiyonlar), Fiziksel (Plastikleştirici tükenmesi ve göçü, nem, faz geçişi, ıslanma gibi), Mekanik (Titreşim, termal çökme, sıcaklık değişimleri sırasında termal olarak oluşan gerilmeler gibi) süreçlerdir (Herder vd., 2003). Kimyasal ve fiziksel süreç, kinetik süreçler tarafından yönetilen moleküler reaksiyonlar ve difüzyonla ilgilidir. Sıcaklık artışı ile hızlandırılabilirler (Cerri vd., 2009). Kompozit yakıtın doğal yaşlanmasında depolama sıcaklığının ana etken olması nedeniyle hızlandırılmış termal yaşlanmalar laboratuvar ortamında da uygulanabilir. Yüksek sıcaklık izotermal yaşlandırma yöntemi uygulanarak numuneler ortam sıcaklığından daha yüksek

sıcaklıklara maruz bırakılır ve yaşlanma süreçleri bu yolla hızlandırılır (Naseem vd., 2021).

### **1.3 Tezin Amacı**

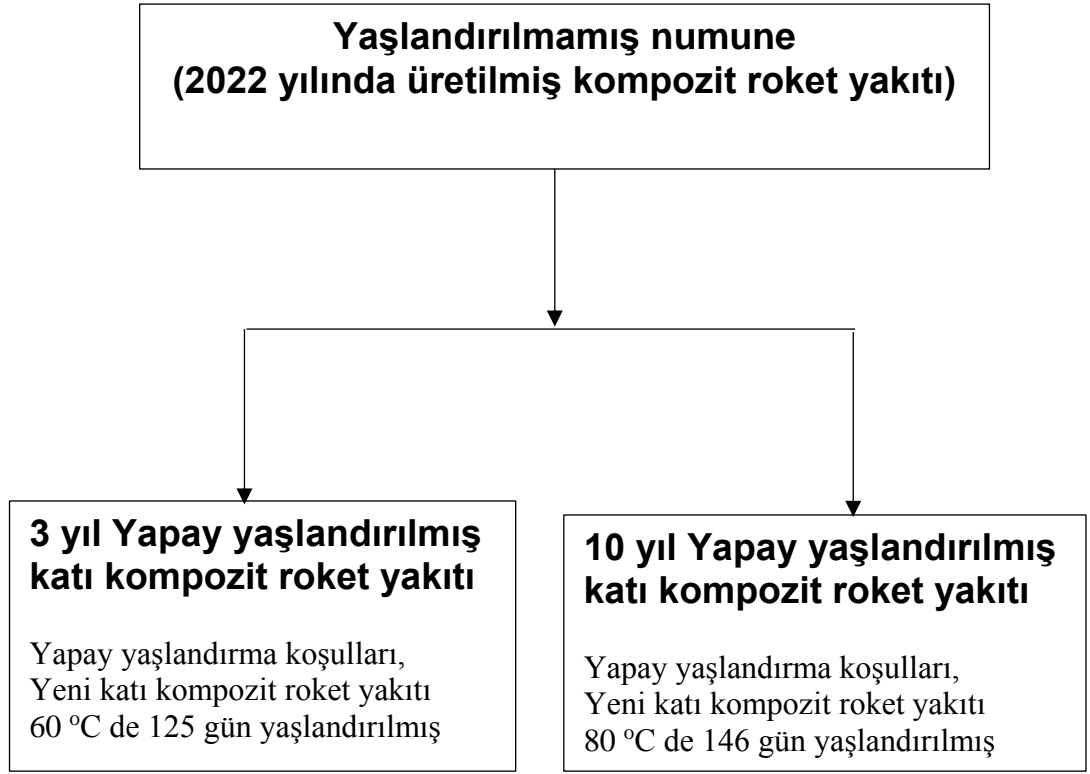
Yapılan çalışmalar sonucu anlaşılmıştır ki literatürde katı kompozit yakıtın ömür durum tespitine yönelik uygulanan laboratuvar çalışmalarında bir takım sonuç-kriter eksikliği bulunmaktadır. Örneğin; laboratuvar ortamında yapılan yanma hızı, darbe ve sürtünme hassasiyeti analizi sonucu, çekme mukavemeti, sertlik analizi v.b. diğer analizler için genellikle bir kriter değer mevcut değildir. Bu çalışmada yeni üretim (yaşlandırılmamış) katı yakıtın analiz sonuçları elde edilerek ileriye yönelik bir kriter bazlı çalışmaya ışık tutması hedeflenmiştir.

Bu tez çalışmasında katı roket yakıtının (kompozit) üretimden yeni çıkmış hali ile 60 °C de 125 gün yapay yaşlandırılmış hali ve 80 °C de 146 gün yapay yaşlandırılmış halinin, Yanma Enerjisi yöntemi, Doğrusal Yanma Hızı yöntemi, Darbe Hassasiyeti yöntemi, Sürtünme Hassasiyeti yöntemi, DSC ile Camsı Geçiş Sıcaklığı yöntemi, DSC ile Özgül Isı yöntemi, Çapraz Bağ Yoğunluğu ve Çözünebilen Madde Miktarı yöntemi, Tek Eksenli Çekme yöntemi, Sertlik Ölçüm yöntemi, Yüzeysel Yapı Analizi yöntemi, Nem Miktarı Tayin yöntemi, Plastikleştirici İçeriği yöntemi, Çözünen Madde Miktarı yöntemi ile yapısındaki değişimler ölçülerek kıyaslama yapılmıştır.

## 2. MATERYAL VE YÖNTEM

### 2.1. Deneysel malzemeler

Bu çalışmada, yeni üretilmiş (2022 yılında üretilmiş, yaşlandırılmamış) katı kompozit roket yakıtı, 3 yıl yapay yaşlandırılmış ve 10 yıl yapay yaşlandırılmış numuneler kullanılmıştır.



Şekil 2.1. Katı roket yakıtı numuneleri tanımlanması

### 2.2. Kullanılan Kimyasallar

Bu çalışmada, saf su, aseton, acetonitril, etil Alkol, kalsiyum Klorür, benzoik Asit, argon Gazı, Azot Gazı, Sıvı Azot Gazı, Oksijen Gazı, Numune Yakma Teli, Toluen, Diklorometan malzemeler kullanılmıştır.

## 2.3. Yöntemler

### 2.3.1. Yakıtın Yanma Enerjisi Yöntemi

Benzoik asit ve oksijen kullanılarak kalibrasyonu tamamlanmış olan PARR marka 1356 model kalorimetre cihazında analizi yapılmak üzere yaklaşık 1gr kompozit yakıt numunesi küp formunda kesildi. Bombalı kalorimetre içerisindeki yanma haznesine yerleştirildi. 11cm uzunluğundaki yakma teli kompozit yakıt numunesine temas edecek şekilde anot ve katot ateşleme akımı uçlarına bağlandı. Telin yanma haznesine temas etmemesine özen gösterildi.

Bomba haznesi kapağı kapatıldı, argon gazı vasıtasıyla hazne içerisindeki oksijen süpürülerek yanma haznesinde inert ortam sağlandı. Numune ağırlığı sisteme girilerek ateşleme yapıldı. Ateşleme sonrası artan ateşleme teli hesaplanarak yanan kısmının kalorisi analiz sonucundan çıkarıldı. Sonuç olarak aşağıdaki formülden kompozit yakıtın kalori miktarı tespit edildi. Bu analiz her test gurubuna (Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış) 3'er tekrar olacak şekilde uygulandı.



Şekil 2.2. Bombalı Kalorimetre Test Cihazı

### 2.3.2. Doğrusal Yanma Hızı Yöntemi

Test için toplam 54 adet kompozit yakıt numunesi 5mm x 5mm x 100mm ölçülerinde giyotin ile kesildi. Test 69bar ve 103bar basınç altında ve -32 °C, 21 °C, 70 °C sıcaklıklarda tamamlandı.

Yanma hızı testi sırasında yanma olayı test sıvısı içerisinde gerçekleşir (kompozit yakıtın yanma sırasında ihtiyaç duyduğu oksijen bünyesinde mevcuttur). Test sıvısı, -32°C sıcaklık için %50 kalsiyum klorür karışımlı saf su (donmayı engellemek için), diğer sıcaklıklar için saf sudur.

Yanma haznesi içerisindeki test sıvısı, etrafındaki şartlandırma ceketini vasıtasıyla istenilen sıcaklığa şartlandırıldı. -32 °C sıcaklığa şartlandırmak için şartlandırma ceketini içerisinde etil alkol dolaşım edildi (donmayı engellemek için) diğer sıcaklıklara şartlandırmak için şartlandırma ceketini içerisinde ultra saf su dolaşım edildi. Uygun sıcaklığa şartlandırılmış olan yanma sıvısı içerisinde numuneler yerleştirildi.



**Şekil 2.3.** Doğrusal Yanma Hızı Test Cihazı (Strand burner)

Yanma haznesi test basıncına ulaşana kadar azot gazı ile basınçlandırıldı. Uygun sıcaklık ve basınç şartı sağlanınca numuneler sıra ile ateşlendi. Cihaz üzerindeki akustik sensorlar aracılığı ile numunenin yanma hızı analiz edildi. Bir test setinde en fazla 3 numune kullanıldı. Test cihazının yapısı gereği bir numunenin yanma işlemi sonlanmadan diğer numune ateşlenmedi.

Bu analiz her test gurubuna (Yaşlandırılmamış, 3 yıl yapay yaşlanmış, 10 yıl yapay yaşlanmış) 2 ayrı basınç ve 3 ayrı sıcaklıkta 3'er numune (her test gurubu için 18 numune) olacak şekilde uygulandı.

### 2.3.3. Darbe Hassasiyeti Yöntemi

Bu testte “yukarı aşağı metodu” olarak tanımlanan Bruceton Yöntemi uygulandı. (Stanag 4489) Yöntem gereği 30 ayrı test numunesi ile 30 ayrı tekrar yapıldı. Kompozit yakıt numuneleri en fazla 8 mm<sup>3</sup> olacak şekilde kesildi. Numune 2 ayrı çelik silindir ve 1 çelik silindir halkasından oluşan test haznesi içerisine yerleştirildi. Üstte kalan çelik silindir üzerine belirli yükseklikten (10 – 100 cm) 2 kg ağırlık serbest düşürüldü.

Numunenin reaksiyon gösterip göstermemesine bağlı olarak ağırlık düşürme yüksekliği artırıldı veya azaltıldı. 30 tekrar olarak yapılan bu test serisi sonunda Bruceton Yöntemi formülü ile numunenin darbe hassasiyeti (J) hesaplandı. Analiz sırasında OZM BAM Darbe Hassasiyeti Test Cihazı kullanıldı.



Şekil 2.4. Darbe Hassasiyeti Test Cihazı

### 2.3.4. Sürtünme Hassasiyeti Yöntemi

Bu testte de darbe hassasiyeti testinde olduğu gibi Bruceton yöntemi uygulandı. (Stanag 4487) Kompozit yakıt numuneleri en fazla 1mm kalınlıkta olacak şekilde kesildi. Kesilen numune sabit sürtünme katsayısına sahip özel seramik plaka ve sürtünme ucu arasına yerleştirildi. Kontrol paneli vasıtasıyla verilen komut ile sürtünme işlemi gerçekleştirildi. Numunenin reaksiyon gösterip göstermemesine bağlı

olarak uygulanan kuvvet artırıldı veya azaltıldı. Bu işlem metot gereği 30 kez uygulandı ve sonuçlar not edildi. Sonuç olarak Bruceton Yöntemi formülü ile numunenin sürtünme hassasiyeti (N) hesaplandı. Analiz sırasında OZM marka 5-360 N aralığında kuvvet uygulayabilen Sürtünme Hassasiyeti Test cihazı kullanıldı.



**Şekil 2.5.** Sürtünme Hassasiyeti Test Cihazı

### **2.3.5. DSC ile Camsı Geçiş Sıcaklığı Yöntemi**

DSC ile camsı geçiş sıcaklığı testi sırasında numune ile referansdan gelen veya uzaklaşan ısı farkı sıcaklığa veya zamana bağlı olarak gösterilir. Numune ile referans arasında sıcaklık farkı tespit edilirse, sıcaklığı eşitlemek için numuneye verilen güç (enerji) miktarı cihaz tarafından değiştirilir. Bu sayede numunedeki faz değişimi sırasındaki ısı transferi miktarı yazılım tarafından hesaplanır.

Kompozit yakıt numunelerinin camsı geçiş sıcaklığı TA Marka Q200 model DSC (Diferansiyel Taramalı Kalorimetre) cihazı ile belirlendi. İçerisine 10 mg – 40 mg ağırlıktaki kompozit yakıt numunesi yerleştirilmiş olan test kefesi ve aynı özellikteki boş referans test kefesi cihaz haznesine yerleştirildi. Test 0°C'den başlayıp, 10 °C/dk artış ile -120 °C de sonlanacak şekilde parametreler ayarlandı. DSC analizi sırasında sıvı azot gazı kullanıldı. Bu analiz her test gurubuna (Yaşlandırılmamış, 3 yıl yapay yaşlanmış, 10 yıl yapay yaşlanmış) 3'er tekrar olacak şekilde uygulandı.



**Şekil 2.6.** DSC Test Cihazı

### **2.3.6. DSC ile Özgül Isı Yöntemi**

Özgül ısı değeri bir maddenin 1gr ının sıcaklığını 1°C artırmak için gerekli ısı enerjisi miktarıdır.

20 mg – 40 mg ağırlıktaki kompozit yakıt numunesi hermatik kapaklı test kefesine yerleştirildi. Analiz parametreleri -80 °C den başlayıp 80 °C de sonlanacak biçimde ayarlandı. Isı artış oranı 1 °C/dk olarak seçildi. Analiz sonucunda kompozit yakıt numunesinin özgül ısı değeri tespit edildi. Bu analiz her test gurubuna (Yaşlandırılmamış, 3 yıl yapay yaşlanmış, 10 yıl yapay yaşlanmış) 3'er tekrar olacak şekilde uygulandı.

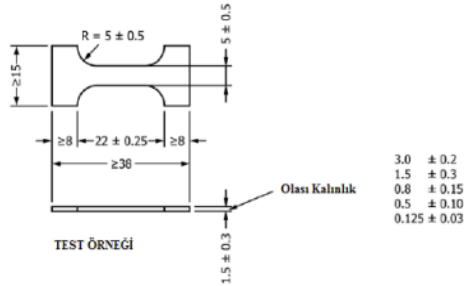
### **2.3.7. Çapraz Bağ Yoğunluğu Yöntemi**

Yaklaşık 2 g kompozit yakıt numunesi hassas terazi ile tartıldı. Cam beher içerisinde 50 ml tolüen eklenerek 1 hafta bekletildi. Daha sonra tolüen süzüldü. Numune cam beher içerisinde 50 °C ısıtılmış etüvde kuruyana kadar tutuldu. Ardından tekrar tartım alındı. İlk tartım ve son tartım verileri cihaz yazılımına girilerek uygun formül ile çapraz bağ yoğunluğu hesaplandı.

### **2.3.8. Tek Eksenli Çekme Yöntemi**

Kompozit yakıt numunesinin yaşlanma ile kopma mukavemetinde artış olup olmadığı ve kopma uzamasının azalıp azalmadığının tespiti için tek eksenli çekme testi uygulandı. Test -40°C, 60°C ve 23°C sıcaklıklarda birer saat şartlandırılarak her test

gurubundan (Yaşlandırılmamış, 3 yıl yapay yaşlanmış, 10 yıl yapay yaşlanmış) 4'er adet numuneye yapıldı. Kompozit yakıt numuneleri Şekil 2.7 de gösterilen ASTM D1708 standardına uygun olarak hazırlandı.



Şekil 2.7. Tek Eksenli Çekme Testi Numunesi Standardı



Şekil 2.8 Çekme Test Cihazı

### 2.3.9. Sertlik Ölçüm Yöntemi

Kompozit yakıt numunelerinin sertlik ölçümü yumuşak malzemelere (doğal kauçuk, polyester, yumuşak PVC, der, nitril v.b.) daha uygun olan Shore-A test cihazı ile yapıldı. Cihaz numune üzerine yerleştirildi. 10 sn sabit tutuldu ve ölçüm alındı. Test sonunda kompozit yakıt numunesinin yapısında yaşlanma ile meydana gelen sertlik değişimi gözlemlendi, not edildi.



Şekil 2.9. Shore-A test sertlik Test Cihazı

### 2.3.10. Yüzeysel Yapı Analizi Yöntemi

Yüzeysel Yapı Analizinde ZEISS / EVO15 SEM (Taramalı Elektron Mikroskobu) cihazı kullanıldı. Analiz sonucunda kompozit yakıt numunesinin yüzeyinde yaşlanma ile meydana gelen değişiklikler gözlemlendi.



Şekil 2.10. SEM (Taramalı Elektron Mikroskobu) Cihazı

### 2.3.11. Nem Miktarı Tayin Yöntemi

Yaklaşık 10 g kompozit yakıt numunesi BINDER marka FD115E2 model etüvde  $100 \pm 2^\circ\text{C}$  sıcaklıkta 2 saat süre ile bekletilmiştir. Desikatör içerisinde oda sıcaklığına ulaşana dek bekletildikten sonra hassas terazi ile tartım alınmıştır. Daha sonra ilk tartım ile son tartım arasındaki fark ilk tartıma oranlandı ve 100 ile çarpılarak nem miktarı % cinsinden hesaplanmıştır.



Şekil 2.11. Nem Tayininde Kullanılan Etüv Cihazı

### 2.3.12. Plastikleştirici İçeriği Tespit Yöntemi

Plastikleştirici içeriği gaz kromatografi tekniği kullanılarak belirlendi. Analiz sırasında kütle dedektörü (MS) kullanıldı. Yaklaşık 1 g numune dichlorometane ile 1 saat boyunca ekstrakte edildi. Plastikleştirici içeren çözelti kısmını ayırtmak için, bir beher içerisine alınan dichlorometane ekstraksiyonu çeker ocak altında 6 saat boyunca uçuruldu. Kalan katı kalıntı üzerine hacimce 80/20 acetonitril/asetone eklendi. Elde edilen solisyon içerisinde çözünmüş halde bulunan plastikleştirici miktarının belirlenebilmesi için solisyon gaz kromatografi cihazına verildi. Sonuçlar not edildi.



Şekil 2.12. Gaz Kromatografi Cihazı

### 2.3.13. Çözünen Madde Miktarı Tespit Yöntemi

Bu analiz kompozit katı yakıttaki çapraz bağlı polimerlerin çözünebilen miktarının belirlenmesi için yapıldı. Yaklaşık 1 g kompozit yakıt tartılarak beher içerisine konuldu. Kompozit yakıt tam olarak sıvıya batacak kadar tolüen eklendi. Dört gün sonra numune çözücü fazdan ayrıldı. Kalan çözücünün tam olarak uçurulması için 50 °C sıcaklıktaki etüvde kurutuldu. Son tartım alınarak uygun formül ile hesaplama yapıldı.

## 3. BULGULAR VE TARTIŞMA

### 3.1. Yapay Yaşlandırma İşlemleri

Bu çalışmada, kompozit roket yakıt numunesi üç farklı biçimde kullanılmıştır.

- Yaşlandırılmamış kompozit roket yakıtı
- 3 yıl yapay yaşlandırılmış kompozit roket yakıtı
- 10 yıl yapay yaşlandırılmış kompozit roket yakıtı

#### a) Yaşlandırılmamış kompozit roket yakıtı

Üretim hattında 2022 yılında üretilmiş olan kompozit roket yakıtının yaşlanmadan analizleri yapılmış halidir.

#### b) 3 yıl yapay yaşlandırma işlemi

Yapay yaşlandırma hesaplamaları Nato Standardı (Allied Ordnance Publication) AOP-46'da belirlenen esaslar çerçevesinde yapılmıştır. Yapay yaşlandırma için gerekli sıcaklık ve süre aşağıdaki eşitlik (1) kullanılarak hesaplanmıştır.

$$t_{25} = t_s * \exp\left(\frac{E_2}{R} \left\{ \frac{1}{T_{25}} - \frac{1}{T_s} \right\}\right) \quad (1)$$

Burada,  $t_{25}$  Numune referans sıcaklıkta (298,15 K) durma karşılığı süre (gün),  $t_s$  numunenin yapay yaşlanmada kaldığı süre (gün),  $E_2$  aktivasyon enerjisi (51228 J mol<sup>-1</sup>),  $R$  evrensel gaz sabiti (8,314 J/K/mol),  $T_{25}$  oda sıcaklığı (25 °C = 298,15 K),  $T_s$  yapay yaşlandırma sıcaklığı (K). Aktivasyon enerjisi değeri, roket yakıtı üreticisinden alınmıştır.

Numuneyi 3 yıl yaşlandırmak için 60 °C sıcaklıkta etüvde kaç gün durması gerektiğini hesaplama yöntemi aşağıdaki Eşitlik 2 de verilmiştir.

$$1095 \text{ gün} = t_s * \exp \left( \frac{51228 \frac{J}{mol}}{8,314 \frac{J}{K \cdot mol}} \left\{ \frac{1}{298,15 K} - \frac{1}{333,15 K} \right\} \right) \quad (2)$$

$$t_s = \frac{1095}{8,768424279}$$

**$t_s = 124,88$  gün olarak tespit edilmiştir.**

Roket yakıtı numunesinin etüvde 60 °C de 125 gün bekletilmesi işlemi, 3 yıl yapay yaşlandırma işlemine denk gelmektedir.

**c) 10 yıl yapay yaşlandırma işlemi**

Numunenin 10 yıl yapay yaşlandırılmış olması için 80 °C sıcaklıkta etüvde kaç gün durması gerektiğini hesaplama yöntemi aşağıdaki Eşitlik 3 de verilmiştir.

$$3650 = t_s * \exp \left( \frac{51228,054 \frac{J}{mol}}{8,314} \left\{ \frac{1}{298,15} - \frac{1}{353,15} \right\} \right) \quad (3)$$

$$t_s = \frac{3650}{24,99301243}$$

**$t_s = 146,04$  gün olarak tespit edilmiştir.**

Roket yakıtı numunesinin etüvde 80 °C de 146 gün bekletilmesi işlemi, 10 yıl yapay yaşlandırma işlemine denk gelmektedir.



**a)** Yeni Üretim  
(yaşlandırılmamış)



**b)** 60°C de 125 gün  
(3 yıl yapay yaşlanmış)



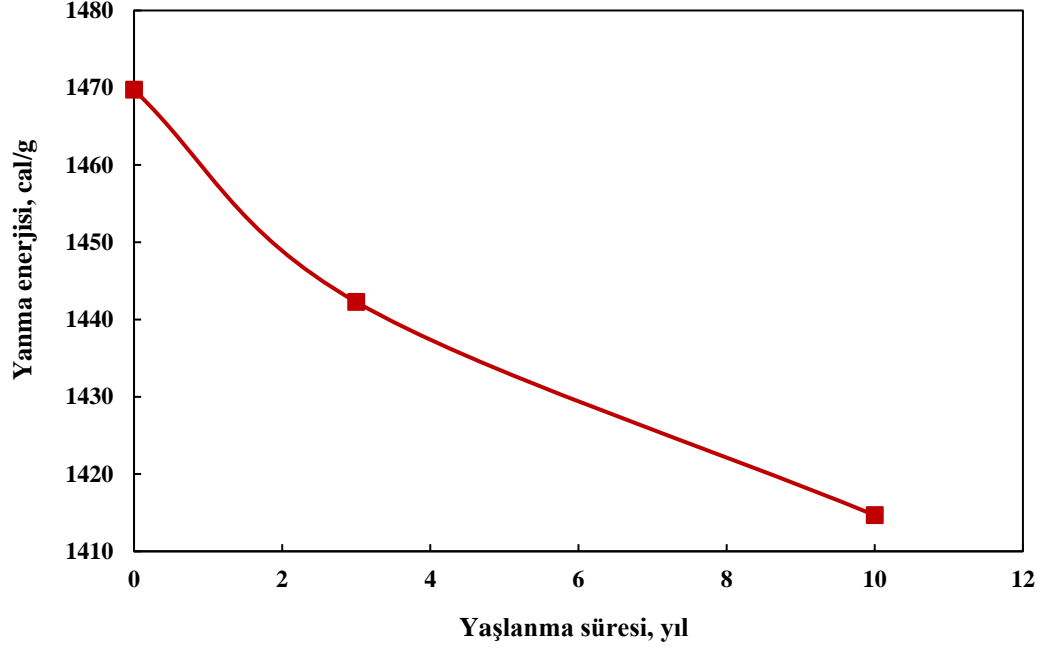
**c)** 80°C de 146 gün  
(10 yıl yapay yaşlanmış)

**Şekil 3.1. a)** Yeni Üretim, **b)** 60 °C de 125 gün ve **c)** 80 °C de 146 gün yapay yaşlandırılmış numune görüntüleri

Yaşlanma süresi ve sıcaklığının artması sonucu kompozit numunelerin renkleri koyulaşmıştır.

### **3.2. Kompozit Roket Yakıtının Yanma Enerjisi**

Kompozit yakıtın yaşlanma ile kalori miktarında meydana gelen değişikliklerin tespiti amacıyla bombalı kalorimetre ile üç kez tekrar yapılmıştır. Sonuçların ortalaması alınmıştır. Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay Yaşlanmanın Kalorifik Değer Üzerindeki Etkilerinin sonuçları Şekil 3.2. de verilmiştir.



Şekil 3.2. Yapay Yaşlanmanın Kalorifik Değer Üzerindeki Etkileri

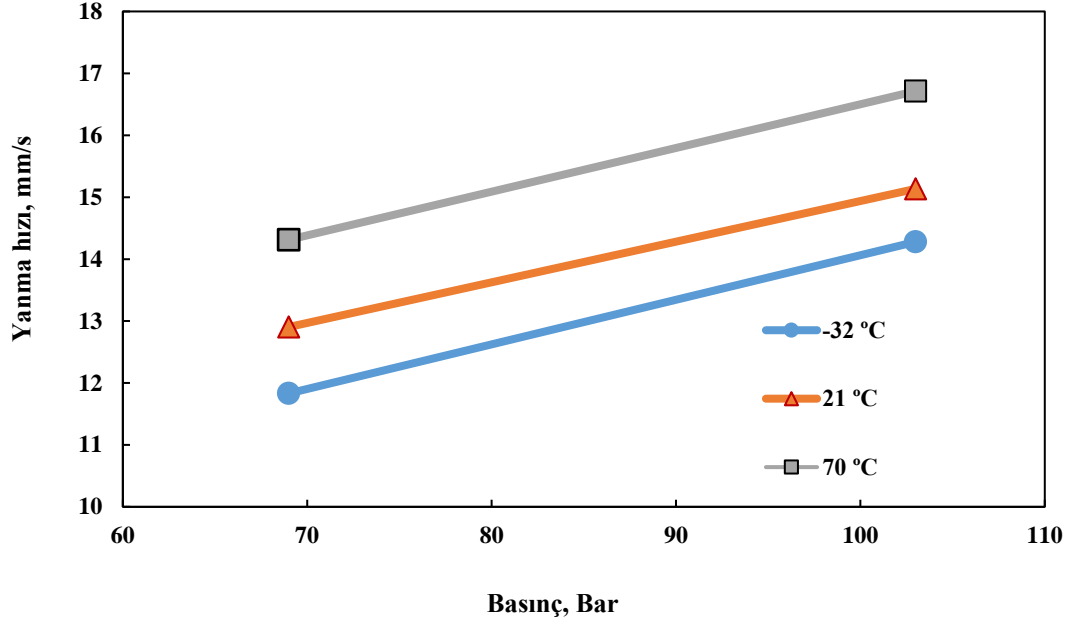
Yaşlanma arttıkça kompozit yakıtın kalori değerinde düşüş olduğu görülmüştür. Yapay yaşlandırma işlemi bir süre daha devam ettirilse düşüşün devam edeceği tahmin edilmektedir.

Bu çalışmada kullanılan kompozit roket yakıtının yanma enerjisi 1414 – 1469 cal/g arasında bulunmuştur. Austruy (1993) yüksek enerjili bir roket yakıtının yanma enerjisinin 1500 cal/g veya daha fazla olması gerektiğini rapor etmiştir. Bu değerler (1414 – 1469 cal/g), Austruy rapor ettiği 1500 cal/g değerine oldukça yakındır.

### 3.3. Doğrusal Yanma Hızı

Doğrusal yanma hızı ölçümü Strand Burner test cihazında MIL-STD-286C standardı doğrultusunda yapılmıştır. Yeni üretim kompozit yakıtın  $-32\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $21\text{ }^{\circ}\text{C}$  ve  $70\text{ }^{\circ}\text{C}$  sıcaklıklarda, 69 bar ve 103 bar basınç altında yapılan doğrusal yanma hızı ölçülmüştür.

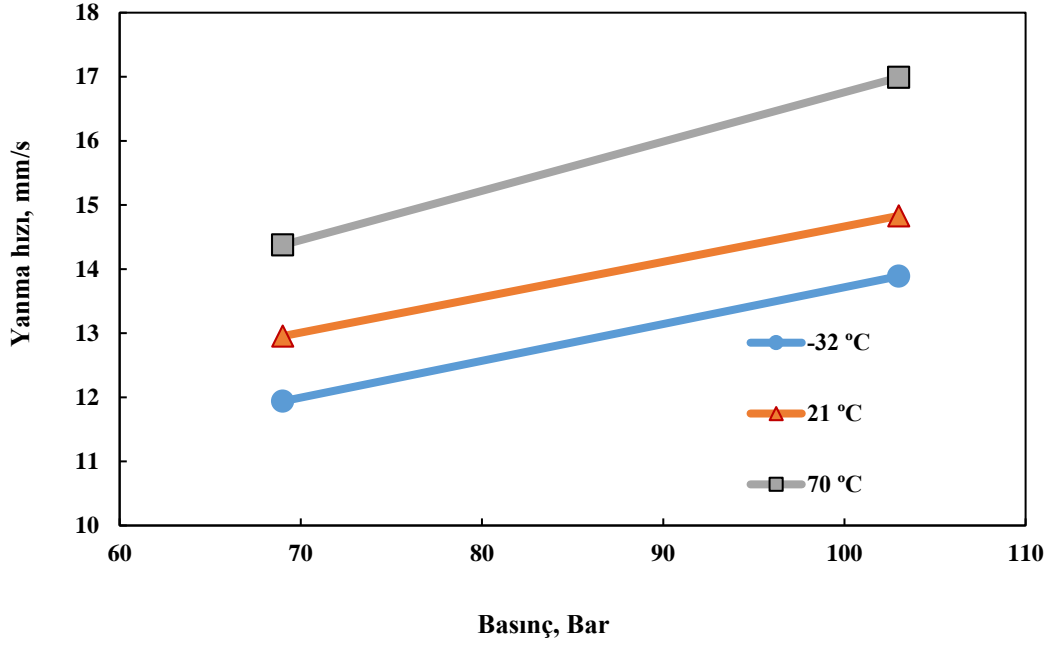
Yeni Üretim (Yaşlandırılmamış) Kompozit roket yakıtının yanma hızının sıcaklık ve basınç ile değişimi Şekil 3.3 de verilmiştir.



**Şekil 3.3.** Yeni Üretim (Yaşlandırılmamış) Kompozit roket yakıtının yanma hızının sıcaklık ve basınç ile değişimi

Yeni Üretim kompozit yakıtın yanma hızının 11,83 m/s ve 16,71 m/s arasında sıcaklık ve basınç ile doğru orantılı olarak değişim gösterdiği görülmüştür. Yanma odasının başlangıç sıcaklığı  $-32\text{ °C}$  iken en düşük yanma hızı elde edilmiştir. Ancak yanma odasının başlangıç sıcaklığı  $70\text{ °C}$  iken en yüksek yanma hızı elde edilmiştir. Yanma odasının başlangıç sıcaklığının arttıkça yanma hızının arttığı tespit edilmiştir.

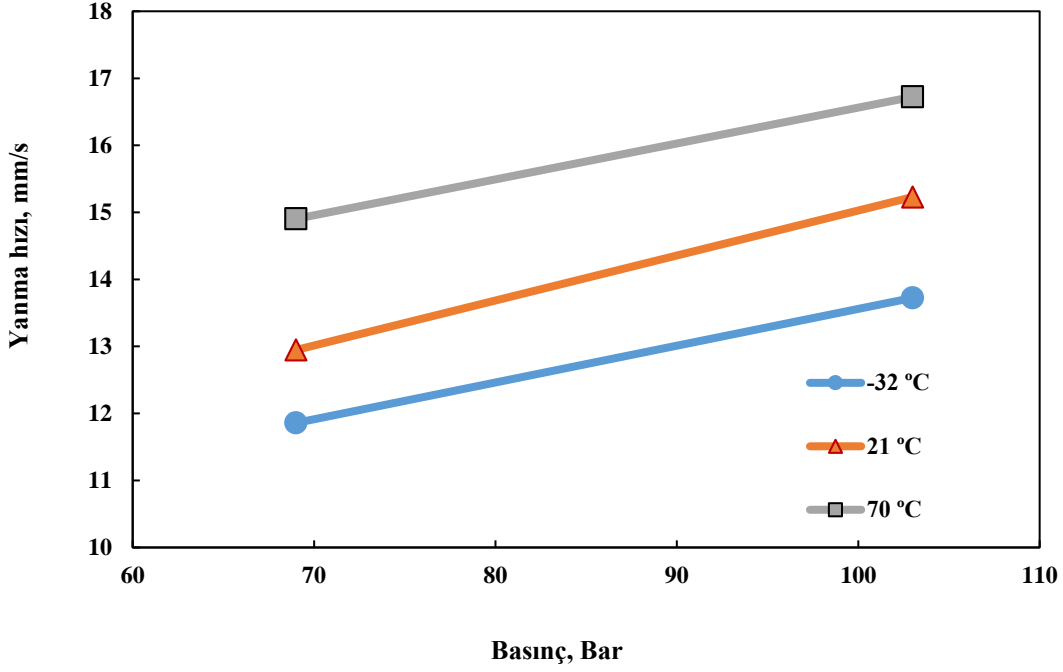
3 yıl yaşlanmış kompozit yakıtın  $-32\text{ °C}$ ,  $21\text{ °C}$  ve  $70\text{ °C}$  sıcaklıklarda, 69 bar ve 103 bar basınç altında yapılan doğrusal yanma hızı ölçümü sonuçları Şekil 3.4’de verilmiştir.



**Şekil 3.4.** 3 yıl yapay yaşlanmış kompozit yakıtın yanma hızının sıcaklık ve basınç ile değişimi

3 yıl yapay yaşlanmış kompozit yakıtın yanma hızının 11,94 m/s ve 16,99 m/s arasında sıcaklık ve basınç ile doğru orantılı olarak değişim gösterdiği görülmüştür.

10 yıl yapay yaşlanmış kompozit yakıtın -32 °C, 21 °C ve 70 °C sıcaklıklarda, 69 bar ve 103 bar basınç altında yapılan doğrusal yanma hızı ölçülmüştür. 10 yıl yaşlanmış kompozit roket yakıtının yanma hızının sıcaklık ve basınç ile değişimi Şekil 3.5'de verilmiştir.

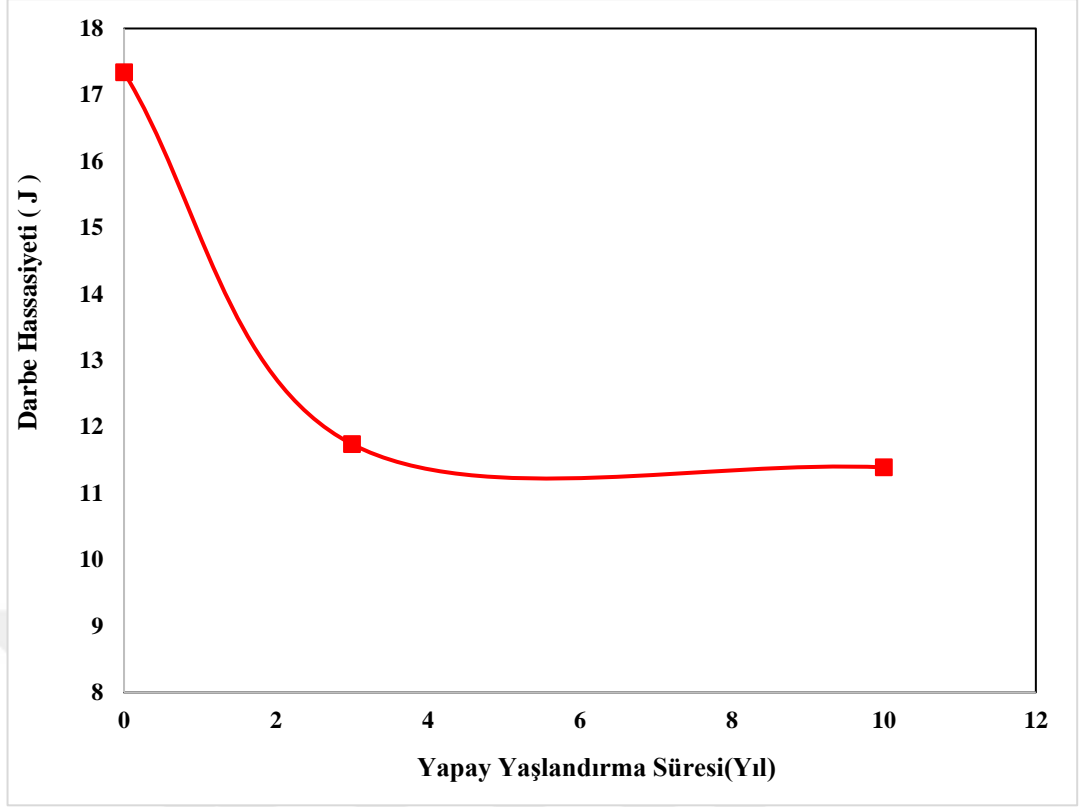


**Şekil 3.5.** 10 yıl yapay yaşlanmış kompozit yakıtın yanma hızının sıcaklık ve basınç ile değişimi

10 yıl yapay yaşlanmış kompozit yakıtın yanma hızının 11,86 m/s ve 16,72 m/s arasında sıcaklık ve basınç ile doğru orantılı olarak değişim gösterdiği görülmüştür. Kompozit roket yakıtının yanma hızı başlangıç sıcaklığı MIL-STD-286C standardına göre -32 °C, 21 °C ve 70 °C ortamlarda ölçülmüştür. Yanma hızı değişim grafikleri incelendiğinde; yaşlanma faktörünün yanma hızı üzerinde önemli bir etkisi bulunmadığı gözlenmiştir. Ancak, ortam basıncı ve başlangıç sıcaklığı arttıkça yanma hızı artmıştır.

### 3.4. Darbe Hassasiyeti

Yaşlandırılmamış (yeni üretim), 3 yıl yapay yaşlanmış ve 10 yıl yapay yaşlanmış kompozit yakıtın darbe hassasiyeti Bruceton Yöntemi ile ve Stanag 4489 standardına göre ölçülmüştür. Yaşlandırılmamış, 3 yıl yapay yaşlanmış ve 10 yıl yapay yaşlanmış yakıtın darbe hassasiyeti üzerindeki etkileri Şekil 3.6'de verilmiştir.



**Şekil 3.6.** Yaşlandırılmamış, 3 yıl yapay yaşlanmış ve 10 yıl yapay yaşlanmış yakıtın darbe hassasiyeti üzerindeki etkileri

Yaşlandırılmamış numunenin darbe hassasiyeti yüksek iken 3 yıl ve 10 yıl yaşlanmış numunenin darbe hassasiyeti daha düşüktür. Kompozit yakıt yaşlandıkça darbe ile aktif olabileceği enerji miktarı azalmaktadır. Bir başka deyişle kompozit yakıt yaşlandıkça darbe etkisine karşı hassaslaşmaktadır.

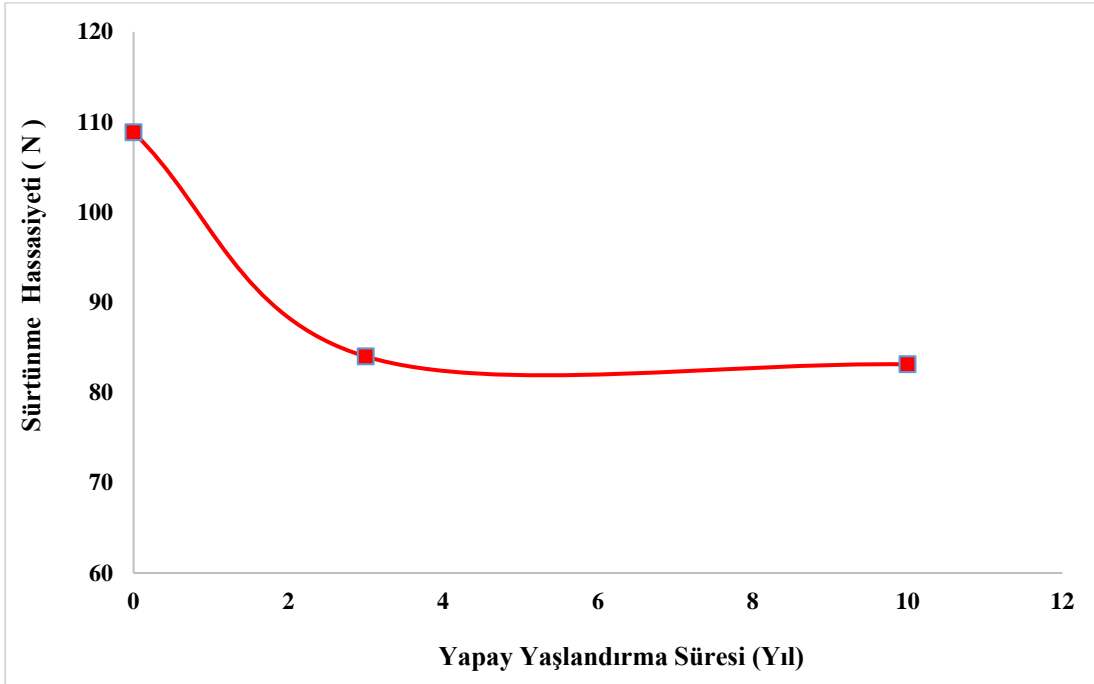
Darbe hassasiyeti testi taşıma ve depolama emniyetine yönelik icra edilen testlerden biridir. Testteki amaç; mühimmatın taşıma anında veya depolanırken herhangi bir nedenle (düşme, sıkışma, ezilme v.b.) darbeye maruz kalması durumunda emniyetsiz bir durum teşkil edip etmeyeceği konusunda fikir sahibi olmaktır.

Kompozit yakıtlarda üreticinin bilgi paketine göre darbe hassasiyetine karşı duyarlılığın 2 J üzerinde olması halinde yakıtın emniyetsiz bir duruma yol açmayacağı değerlendirilir.

### 3.5. Sürtünme Hassasiyeti

Yaşlandırılmamış, 3 yıl yapay yaşlanmış ve 10 yıl yapay yaşlanmış kompozit yakıtın sürtünme hassasiyeti Bruceton Yöntemi ile ve Stanag 4487 standardına göre

ölçülmüştür. Yapay yaşlanmanın sürtünme hassasiyeti üzerindeki etkileri Şekil 3.7 de verilmiştir.



**Şekil 3.7.** Yapay Yaşlanmanın Sürtünme Hassasiyeti Üzerindeki Etkileri

Yaşlandırılmamış numunenin sürtünme hassasiyeti yüksek iken 3 ve 10 yıl yaşlanmış numunenin sürtünme hassasiyeti daha düşük olduğu belirlenmiştir.

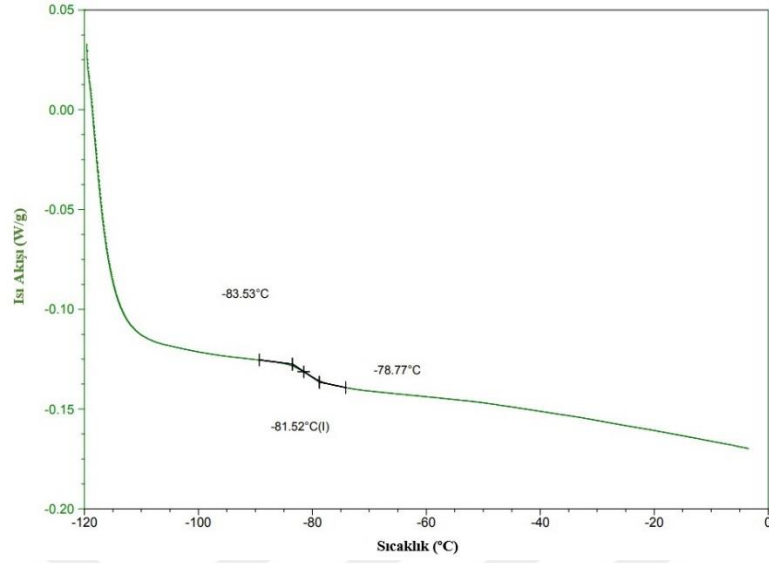
Sürtünme hassasiyeti testi de aynı darbe hassasiyetinde olduğu gibi taşıma ve depolama emniyetine yönelik icra edilen testlerden biridir. Kompozit yakıtlarda üreticinin bilgi paketine göre sürtünme hassasiyetine karşı duyarlılığın 80 N üzerinde olması halinde yakıtın emniyetsiz bir duruma yol açmayacağı değerlendirilir.

Kompozit yakıtın yaşlandıkça sürtünme hassasiyetinin emniyet sınırı kabul edilen 80 N üzerinde kaldığı gözlenmiş olmak ile birlikte, yaşlandırma ile sürtünmeye karşı duyarlılığın arttığı ve emniyet sınırına yakınlığı görülmüştür.

### **3.6. Dsc ile Camsı Geçiş Sıcaklığı Tespiti Yöntemi**

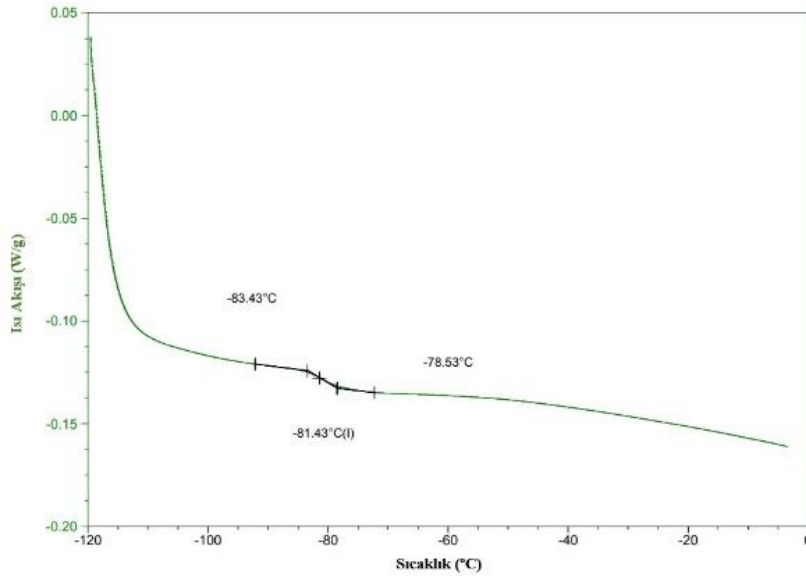
Kompozit yakıtın camsı geçiş sıcaklığında yaşlanmaya bağlı değişimlerini gözlemek amacıyla 3'er tekrar DSC cihazı ile yapılmıştır. Yaşlandırılmamış Kompozit Yakıt DSC ile Camsı Geçiş Sıcaklığı Şekil 3.8 de verilmiştir. Grafik incelendiğinde; geçişin -83,53 °C sıcaklıkta başladığı, -78,77 °C sıcaklıkta sonlandığı

ve camsı geçiş noktasını temsil eden merkez noktanın ise  $-81,52\text{ }^{\circ}\text{C}$  olduğu görülmektedir.



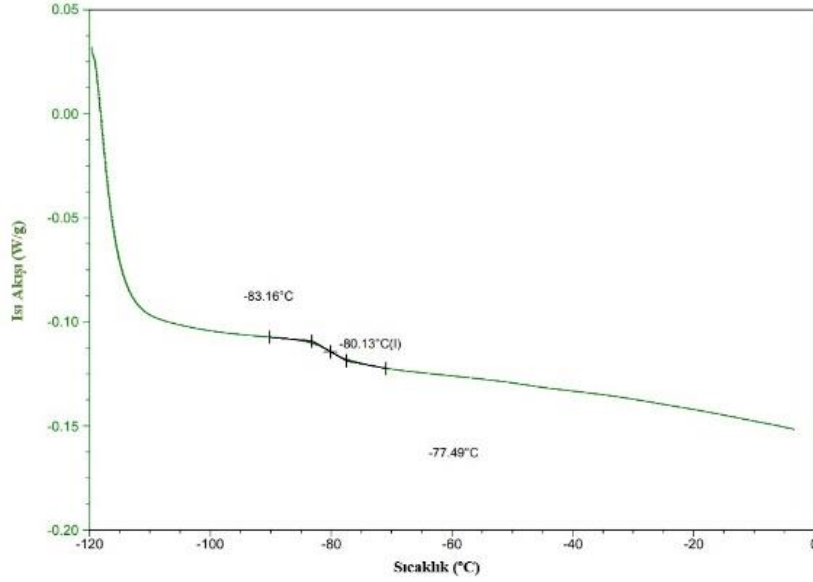
**Şekil 3.8.** Yeni Üretim Kompozit Yakıt DSC ile Camsı Geçiş Sıcaklığı Birinci Test

3 yıl Yapay Yaşlanmış Kompozit Yakıt DSC ile Camsı Geçiş Sıcaklığı DSC cihazı ile ölçümüş ve Şekil 3.9 da verilmiştir. Grafik incelendiğinde; geçişin  $-83,43\text{ }^{\circ}\text{C}$  sıcaklıkta başladığı,  $-78,53\text{ }^{\circ}\text{C}$  sıcaklıkta sonlandığı ve camsı geçiş noktasını temsil eden merkez noktanın ise  $-81,43\text{ }^{\circ}\text{C}$  olduğu görülmektedir.

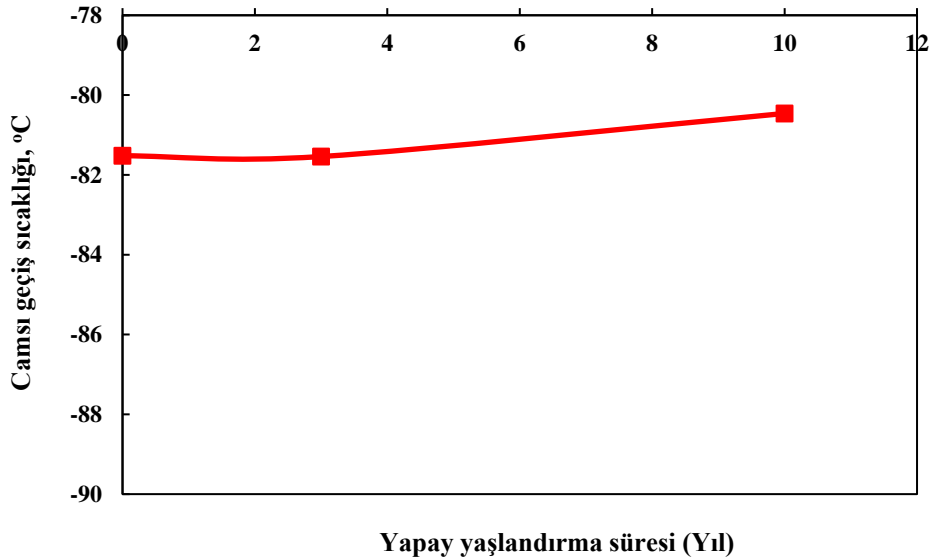


**Şekil 3.9.** 3 yıl Yapay Yaşlanmış Kompozit Yakıt DSC ile Camsı Geçiş Sıcaklığı

10 yıl Yapay Yaşlanmış Kompozit Yakıt DSC ile Camsı Geçiş Sıcaklığı DSC cihazı ile ölçülmüş ve Şekil 3.10 da verilmiştir. Grafik incelendiğinde; geçişin  $-83,16\text{ }^{\circ}\text{C}$  sıcaklıkta başladığı,  $-78,49\text{ }^{\circ}\text{C}$  sıcaklıkta sonlandığı ve camsı geçiş noktasını temsil eden merkez noktanın ise  $-80,13\text{ }^{\circ}\text{C}$  olduğu görülmektedir.



**Şekil 3.10.** 10 yıl Yapay Yaşlanmış Kompozit Yakıt DSC ile Camsı Geçiş Sıcaklığı Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış kompozit yakıt DSC ile camsı geçiş sıcaklığı DSC cihazı ile ölçülmüş ve Şekil 3.11 de verilmiştir.



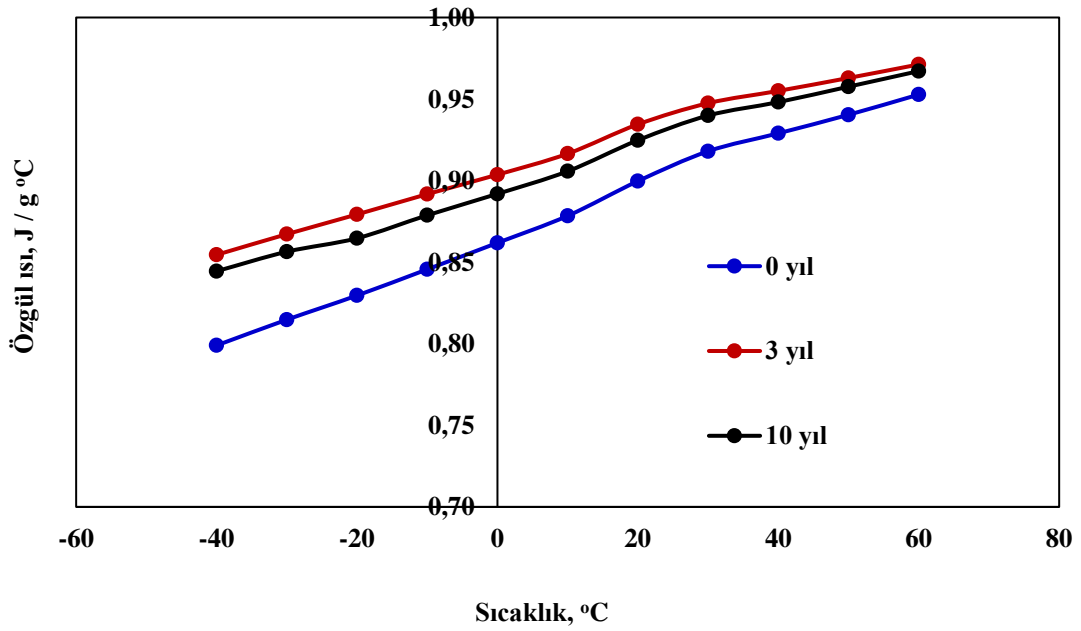
**Şekil 3.11.** Yapay Yaşlanmanın Camsı Geçiş Sıcaklığına Etkisi

Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış yakıtın camsı geçiş sıcaklıklarında önemli bir değişim gözlenmemiştir. Kompozit yakıtlar camsı geçiş sıcaklığının altındaki sıcaklıklarda sert ve kırılğan bir yapı kazanırlar. Roketler depolanırken veya muhabere alanında kullanım esnasında zorlu iklim şartlarında aşırı düşük sıcaklıklara maruz kalabileceğinden, camsı geçiş sıcaklığının  $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$  den az olması istenmektedir.

### 3.7. DSC ile Özgül Isı Değeri

Özgül ısı kavramı; bir maddenin 1 g ağırlığının  $1\text{ }^{\circ}\text{C}$  sıcaklık artışını sağlamak için gerekli olan ısı miktarıdır. Özgül ısı değeri maddeler için ayırt edici bir özelliktir. Özgül ısı değeri yüksek olan bir maddenin ısınması daha geç olurken, bu madde soğuması sırasında çevreye daha fazla ısı verir.

Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış yakıtın  $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$  ile  $60\text{ }^{\circ}\text{C}$  arasında 3 tekrar olarak ölçülen özgül ısı değerleri Şekil 3.12 de verilmiştir.

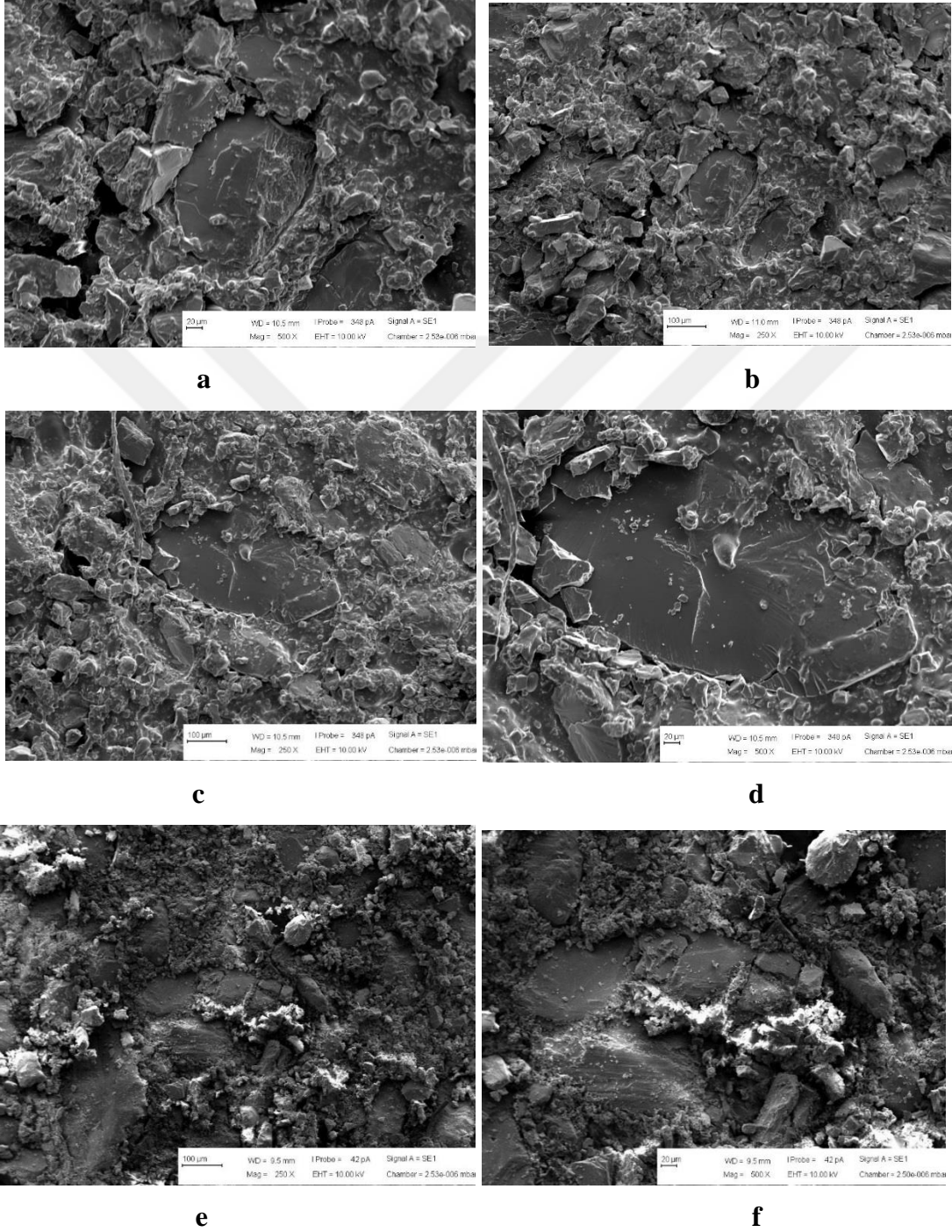


Şekil 3.12. Yapay Yaşlanmanın Özgül Isı Değerine Etkisi

Yaşlandırılmamış yakıtın özgül ısı değeri ile 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış yakıtın özgül ısı değeri karşılaştırıldığı zaman yaşlandırılmamış yakıtın özgül ısı değeri daha düşüktür.

### 3.8. Mikro Yapı Analizi

Yapay yaşlanmanın kompozit yakıtta etkisini görebilmek amacıyla SEM ile yüzeysel yapı analizi yapılmıştır.



Şekil 3.13. Kompozit roket yakıt numunelerinin SEM görüntüleri

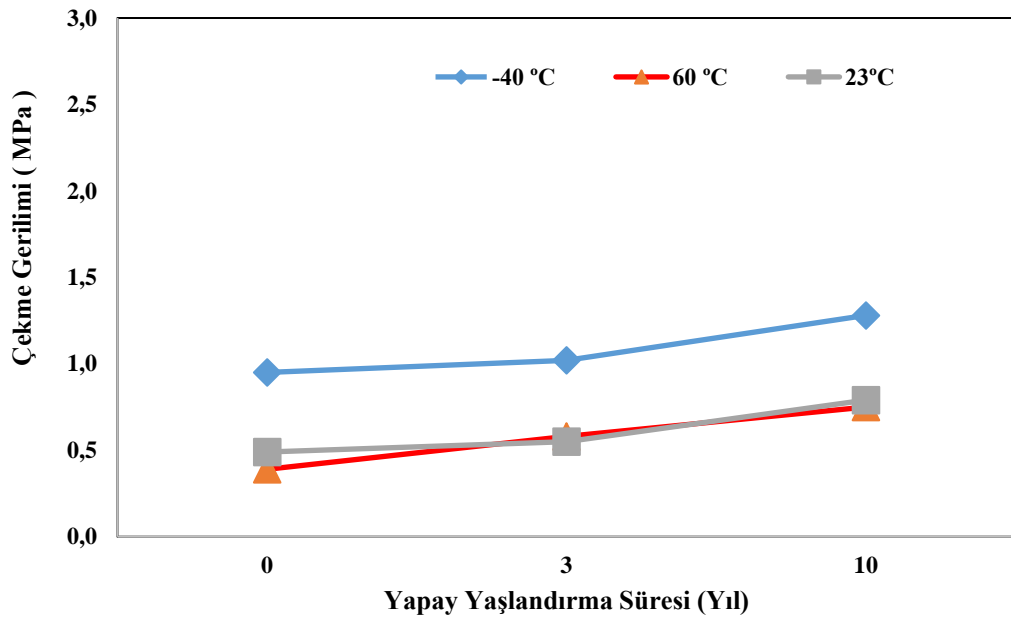
a) Yaşlandırılmamış kompozit katı yakıtın görüntüsü, b) yeni üretim yakıtın 500 büyütme ile alınan görüntüsü, c) 3 yıl yaşlandırılmış kompozit katı yakıtın 250 büyütme ile alınan görüntüsü, d) 3 yıl

yaşlandırılmış kompozit katı yakıtın 500 büyütme ile alınan görüntüsü, e) 10 yıl yaşlandırılmış kompozit katı yakıtın 250 büyütme ile alınan görüntüsü, f) 10 yıl yaşlandırılmış kompozit katı yakıtın 5000 büyütme ile alınan görüntüsü

Şekil 3.13 de kompozit katı yakıtın yaşlanma ile yapısında oluşan değişim görülmektedir. Özellikle yapay yaşlanmış kompozit yakıt görüntüleri incelendiğinde amonyum perklorat taneciklerinin ayrışmaya başladığı görülmektedir. Ayrıca 10 yıl yapay yaşlanmış kompozit yakıt numunesinde plastikleştirici olduğu tahmin edilen maddenin dıştan içe doğru göçe uğradığı ve buna bağlı olarak yüzeyde renk değişimine ve sertleşmeye neden olduğu değerlendirilmektedir.

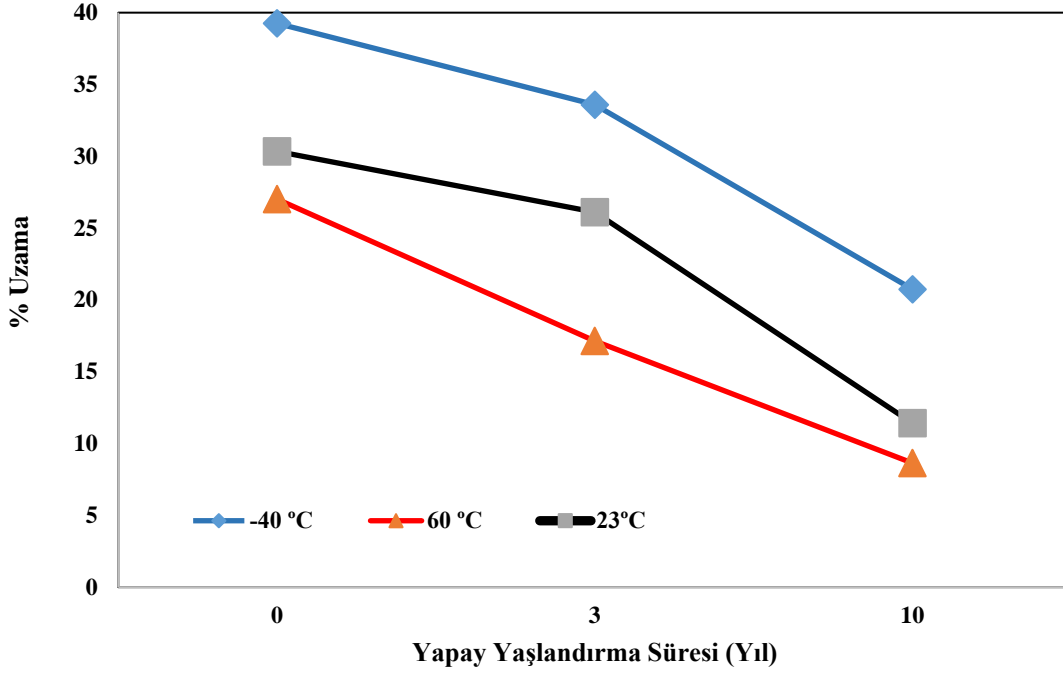
### 3.9. Tek Eksenli Çekme Dayanımı

Kompozit roket yakıtının yaşlanma etkisi ile mekanik dayanımında olumsuz yönde değişim beklenmektedir. Bu değişimi görebilmek adına kompozit yakıtta 50 mm/dk hızda ve farklı sıcaklıklarda ( $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $23\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) ASTM D1708 standardına göre çekme testi yapıldı. Her bir kompozit yakıt numunesi  $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $23\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $60\text{ }^{\circ}\text{C}$  sıcaklıklarda bir saat şartlandırıldıktan sonra 50 mm/dk hızda çekildi. Her bir test gurubundan dört numune olmak üzere toplamda on iki adet numunenin kopma noktası gerilim değerleri ve uzama değerleri tespit edildi. Şekil 3.14 de kompozit roket yakıtının kopma noktası gerilim-zaman değişim grafiği verilmiştir.



Şekil 3.14. Çekme gerilimi ve yapay yaşlandırma süresi grafiği

Kopma noktası uzama-zaman değişim grafiği Şekil 3.15 de verilmiştir.



**Şekil 3.15.** Uzama ve yapay yaşlandırma süresi grafiği

Şekil 3.14 ve şekil 3.15 deki değişim grafikleri incelendiğinde; kopma noktasındaki gerilim değerlerinin yaşlanmaya bağlı olarak arttığı ve sıcaklık arttıkça azaldığı görülmektedir. Kopma noktasındaki uzama değerlerinin ise yaşlanmaya bağlı olarak azaldığı, sıcaklık arttıkça da azaldığı görülmektedir. Kompozit yakıt numunesinin elastikliğinin yaşlandıkça azaldığı, dolayısı ile uzamanın azaldığı görülmektedir.

### 3.10. Çözünen Madde Miktarı

Bu analiz kompozit yakıtların bünyesinde bulunan oksitleyici ve plastikleştirici maddelerin çözünme miktarlarının yaşlanma etkisi ile değişimini görebilmek amacıyla yapılmıştır. Çözünen madde hesabı Stanag 4581 doğrultusunda aşağıdaki eşitlik 4 ile yapılmıştır.

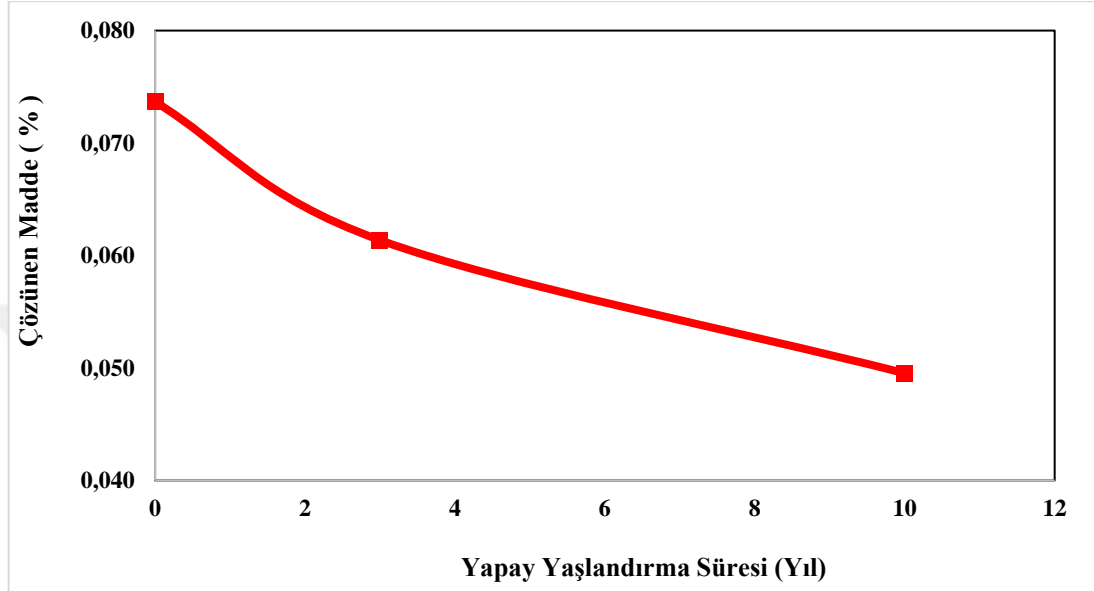
$$S = \frac{(W_i - W_s) \cdot 100}{W_s} \quad (4)$$

**Eşitlik 2.** Çözünen Madde Hesabı Formülü [35]

Burada  $W_i$  ilk tartım (g),  $W_s$  son tartım (g) ve  $S$  çözünen madde miktarı (%) olarak alınmıştır.

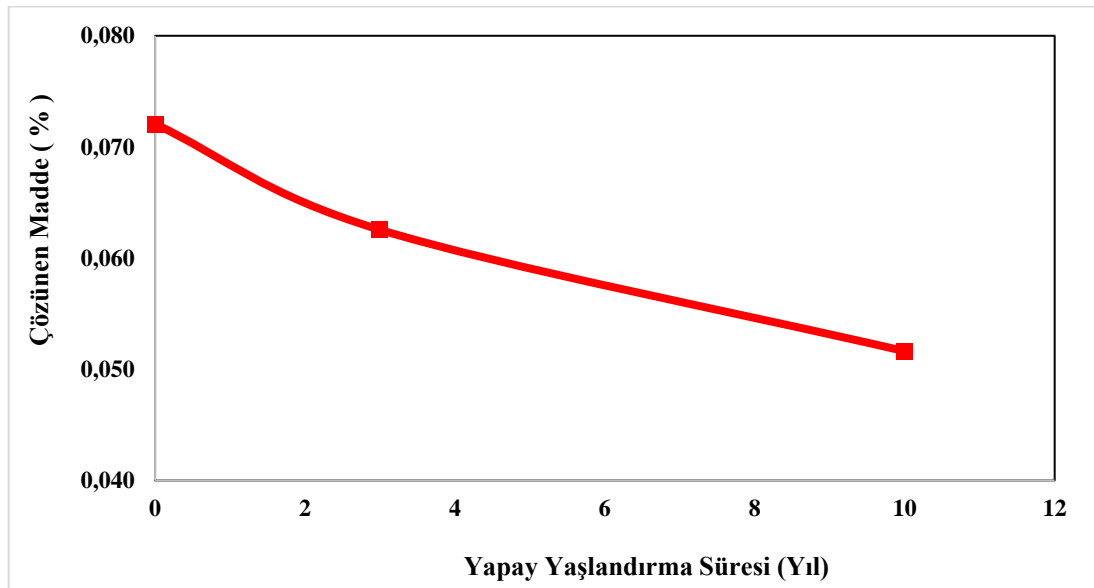
Yakıtın iç ve dış yüzeylerindeki çözünen madde oranını görebilmek için test bölgeleri ayrı ayrı seçilmiştir. Yaşlandırılmamış, 3 yıl yapay yaşlanmış ve 10 yıl yapay yaşlanmış yakıtın **dış** bölgesinden alınan numunenin yaşlanma süresinin artması ile çözünen madde miktarı azalmıştır.

Yapay yaşlanmanın dış yüzey çözünen madde oranına etkisi Şekil 3.16 da verilmiştir.



Şekil 3.16. Yapay yaşlanmanın **dış yüzey** çözünen madde oranına etkisi

Yapay yaşlanmanın iç yüzey çözünen madde oranına etkisi Şekil 3.17 de verilmiştir.



Şekil 3.17. Yapay yaşlanmanın **iç yüzey** çözünen madde oranına etkisi

Yaşlandırılmamış, 3 yıl yapay yaşlanmış ve 10 yıl yapay yaşlanmış yakıtın iç bölgesinden alınan numunenin yaşlanma süresinin artması ile çözünen madde miktarı azalmıştır. Kompozit yakıtlardaki çözünen madde oranı sertlik ile ters orantılıdır. Yakıtın sertliği arttıkça çözünen madde miktarı azalacaktır. Başka bir deyişle yakıt içerisindeki çözünen madde miktarı azaldıkça yakıtta sertleşme meydana gelecektir. Bu durumda yakıt içerisinde çözünen maddenin plastikleştirici olduğu tahmin edilmektedir.

### 3.11. Çapraz Bağ Yoğunluğu

Çapraz bağ kompozit yakıtın dayanım özellikleri açısından oldukça etkilidir. Çapraz bağ yoğunluğu arttıkça kompozit yakıtın mekanik yüklere ve gerilmelere karşı olan dayanımı artar. Ancak çapraz bağ yoğunluğunun gerektiğinden fazla artması da istenilen bir durum değildir. Bu durumda da kompozit yakıt gereğinden fazla sert ve kırılğan olacak, darbelere karşı çok daha hassas olacak ve yapısında çatlaklar, kırılmalar meydana gelme olasılığı yükselecektir.

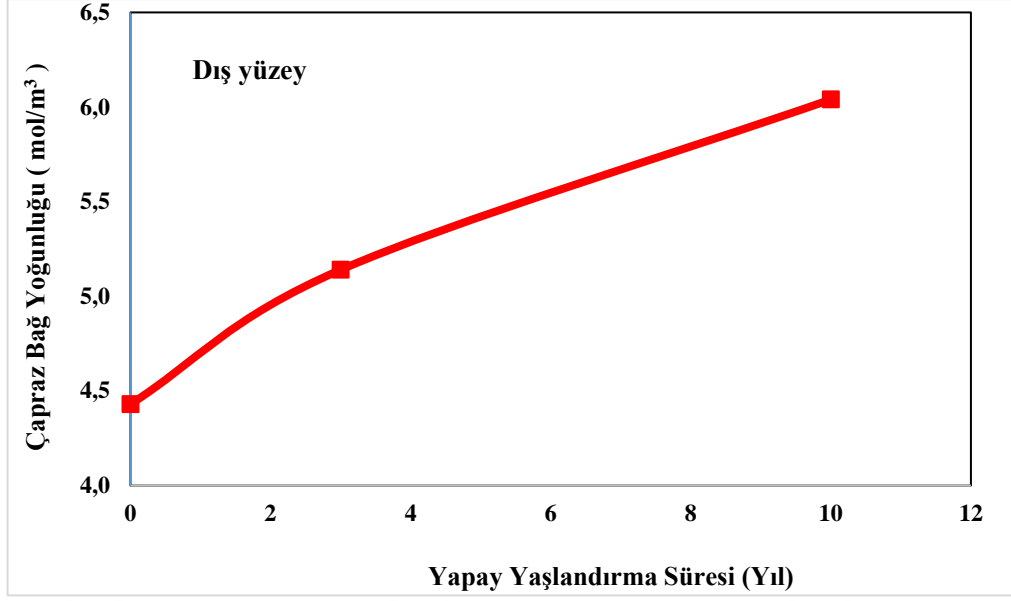
Kompozit yakıtın çapraz bağ yoğunluğu Stanag 4581 esasları doğrultusunda ve aşağıdaki eşitlik 5 kullanılarak hesaplanmıştır.

$$C = \frac{(1 - s) (2 - (s + \sqrt{s}))}{s + \sqrt{s}} \quad (5)$$

**Eşitlik 3.** Çözünen Madde Hesabı Formülü [35]

Burada C çapraz bağ yoğunluğu ( $\text{mol/m}^3$ ), s çözünen madde miktarı (%) olarak alınmıştır.

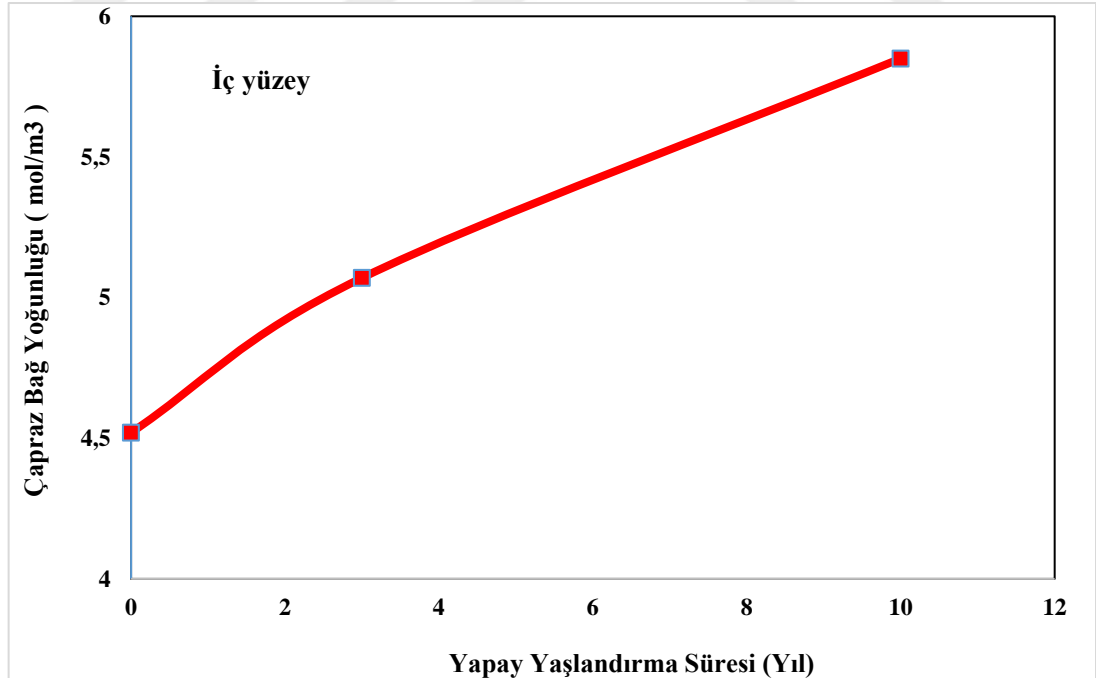
Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış yakıtın **dış yüzey** çapraz bağ yoğunluğuna etkisi Şekil 3.18 de verilmiştir.



**Şekil 3.18.** Yapay yaşlanmanın **dış yüzey** çapraz bağ yoğunluğuna etkisi

Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış yakıtın **dış** bölgesinden alınan numunenin yaşlanma süresinin artması ile çapraz bağ yoğunluğu artmıştır.

Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış yakıtın **iç yüzey** çapraz bağ yoğunluğuna etkisi Şekil 3.19 de verilmiştir.

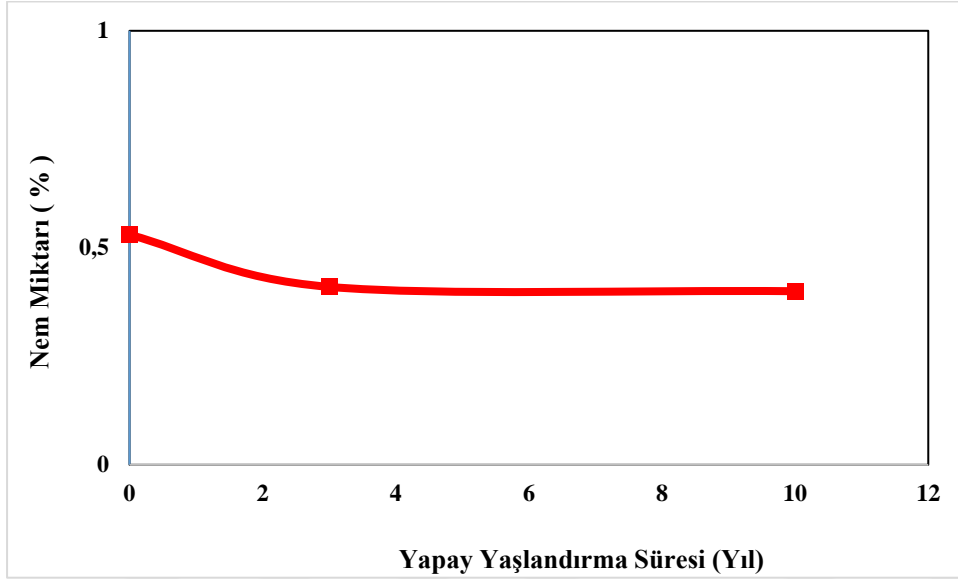


**Şekil 3.19.** Yapay yaşlanmanın **iç yüzey** çapraz bağ yoğunluğuna etkisi

Kompozit yakıt numunesindeki çapraz bağ yoğunluğu çözünen madde miktarı ile ters orantılıdır. Ayrıca çapraz bağ oranı arttıkça yakıtın sertliği de artar.

### 3.12. Nem Tayini

Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış numunelerin nem miktarına etkisi Şekil 3.20 de verilmiştir.

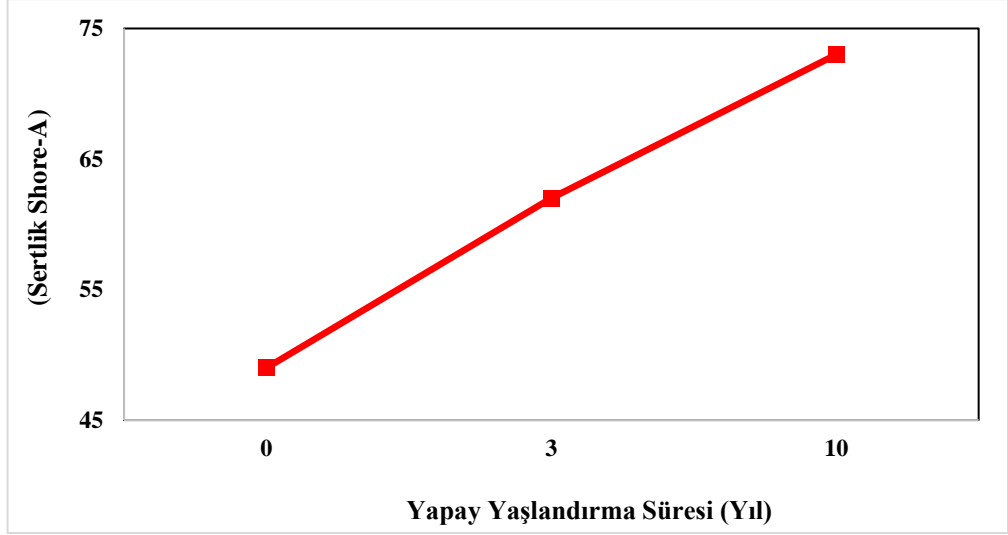


Şekil 3.20. Yapay Yaşlanmanın Nem Miktarına Etkisi

Sonuçlar incelendiğinde; yaşlandırmaya bağlı olarak nem miktarında azalma meydana geldiği görülmüştür.

### 3.13. Sertlik

Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış numunelerin sertliğe etkisi Şekil 3.2 de verilmiştir.

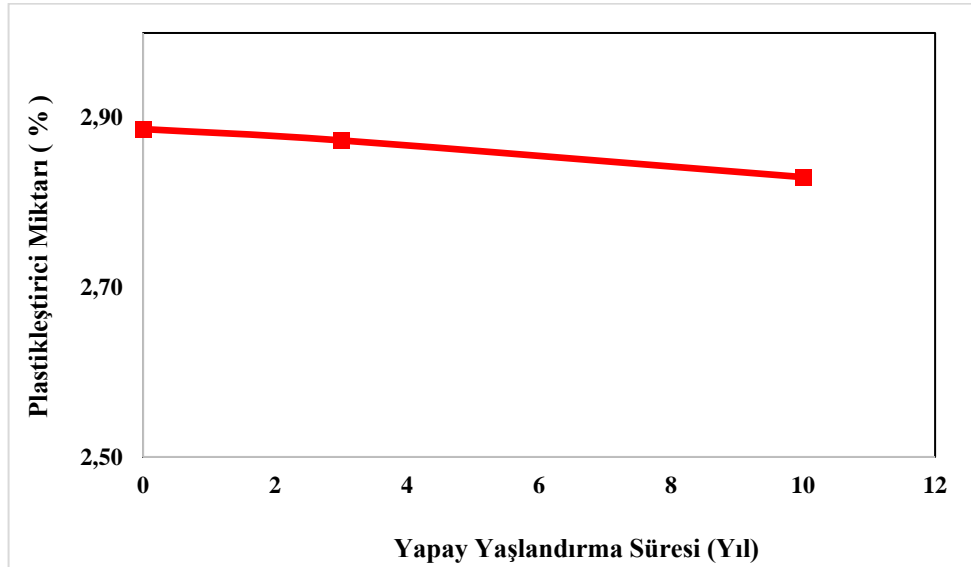


Şekil 3.21. Yapay yaşlanmanın yakıtın sertliği üzerindeki etkisi

Sertlik sonuçları grafiği incelendiğinde kompozit yakıt yaşlandıkça yapısındaki sertliğin arttığı görülmüştür.

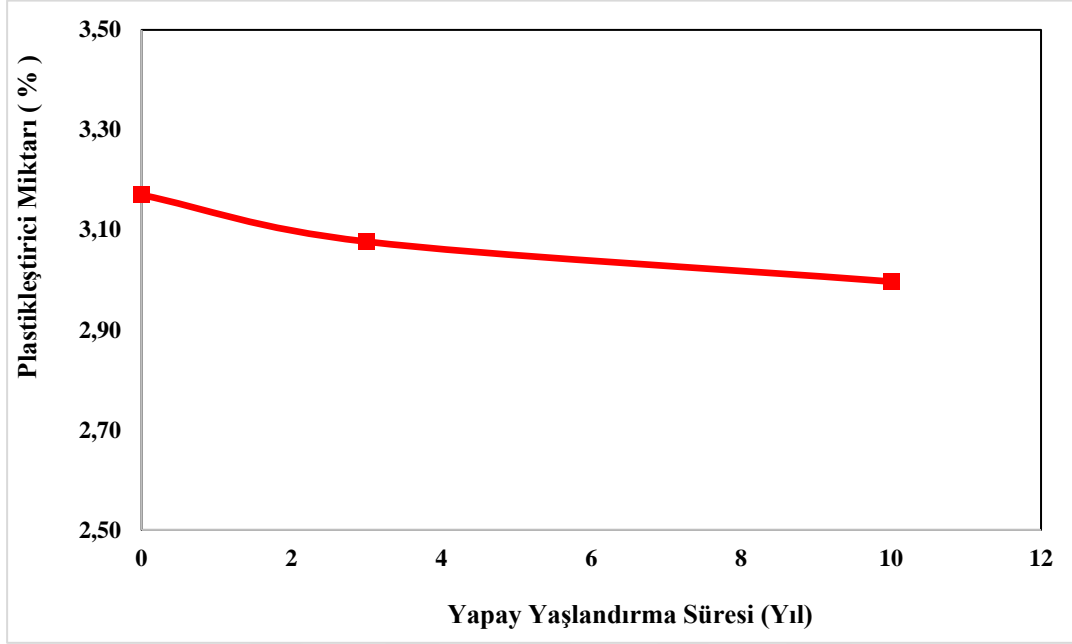
### 3.14. Plastikleştirici İçeriği Ölçümü

Gaz Kromatografi tekniği kullanılarak yapılan plastikleştirici ölçümü yakıtın iç ve dış bölgesine ayrı ayrı yapılmıştır. Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış numunelerin dış yüzey plastikleştirici miktarına etkisi Şekil 3.22 de verilmiştir.



Şekil 3.22. Yapay yaşlanmanın yakıtın dış yüzey plastikleştirici miktarına etkisi

Yaşlandırılmamış, 3 yıl ve 10 yıl yapay yaşlanmış numunelerin iç yüzey plastikleştirici miktarına etkisi Şekil 3.23 de verilmiştir.



Şekil 3.23. Yapay yaşlanmanın yakıtın iç yüzey plastikleştirici miktarına etkisi

## 4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

### 4.1 SONUÇLAR

Bu çalışmada, yapay yaşlandırılmış katı kompozit roket yakıtı ve yeni üretim katı kompozit roket yakıtlarının depolama ömrüne etki eden parametrelerin etkilerini araştırmak amaçlanmıştır. Bu çalışmada hem kullanılan cihazlar ve hem de kullanılan yöntemler NATO standartlarına uygun olarak seçilmiştir.

Yerli üretim kompozit roket yakıtının yeni üretim hali ile 3 yıl yapay yaşlanmış ve 10 yıl yapay yaşlandırılmış hali çeşitli laboratuvar testlerine tabi tutulmuştur. Bu sayede yakıtın fiziksel, fonksiyonel, termal ve mekanik özelliklerindeki yaşlanmaya bağlı olası değişimler görülmeye çalışılmıştır.

Aynı zamanda yaşlandırılmamış roket yakıtının laboratuvar analizleri yapılarak elde edilen sonuçların kriter bazlı eksiklikleri giderme konusunda bir adım olması hedeflenmiştir.

Görsel muayene testinde yapay yaşlandırma işleminin yakıtın belirgin bir biçimde renk değişimine neden olduğu görülmüştür.

Yaşlanma arttıkça kompozit yakıtın kalori değerinde düşüş olduğu görülmüştür. Yapay yaşlandırma işlemi bir süre daha devam ettirilse düşüşün devam edeceği tahmin edilmektedir.

Yapay yaşlandırma işleminin yakıtın yanma hızında önemli bir etki yaratmadığı görülmekle birlikte; yanma hızının sıcaklık ve basınç ile doğru orantılı olduğu net biçimde ortaya konmuştur.

Darbe hassasiyeti ve sürtünme hassasiyeti test sonuçlarına göre; yerli üretim kompozit katı yakıtın yapay yaşlandırma işlemine bağlı olarak darbe hassasiyeti ve sürtünme hassasiyetinin azaldığı; yani darbe ve sürtünme etkisine karşı daha duyarlı hale geldiği görülmüştür.

Yapay yaşlandırma işleminin kompozit katı yakıtın camsı geçiş sıcaklığına önemli bir etkisi olmadığı görülmüştür.

Tek eksenli çekme testinde kompozit katı yakıtın yaşlanmaya bağlı olarak çekme noktasındaki gerilim değerinin artmaya başladığı, buna bağlı olarak uzamanın azaldığı görülmüştür. Bu durum yaşlanma faktörünün yakıtın mekanik özellikleri üzerinde etkisinin olduğunu göstermektedir.

Yüzeysel yapı analizinde kompozit katı yakıtın yapay yaşlanma etkisinde yapısında bozulmalar meydana geldiği ve bu bozulmaların renk değişimine ve yüzeyde sertleşmeye neden olduğu anlaşılmaktadır.

Yapay yaşlandırma işlemi ile kompozit yakıtın sertliğinin arttıkça çapraz bağ yoğunluğunun da arttığı, buna bağlı olarak çözünen madde miktarının azaldığı anlaşılmaktadır.

Kompozit katı yakıtın yapay yaşlanma etkisinde nem oranında düşüş olduğu nem tayini testinde, yapay yaşlanmaya bağlı olarak yapısında sertleşme meydana geldiği shore-A sertlik testinde gözlemlenmiştir.

Yapay yaşlandırma işlemi ile kompozit katı yakıtın iç ve dış yüzeyinde plastikleştirici miktarında azalma meydana geldiği gözlemlenmiştir.

## **4.2 ÖNERİLER**

Roket yakıtı raf ömrünü uzatabilmek maksadıyla mutlaka 25 °C sıcaklıkta iklimlendirilmiş depolarda depolanmalıdır.

Deponun sıcaklık ve nem değeri titizlikle kontrol altında tutulmalıdır. Depoda istifleme limitleri aşılmamalı, yakıtın darbe ve sürtünme hassasiyeti limitleri göz önünde tutulmalıdır.

Depolama koşullarında yakıtın oksijen ile temasını kesecek şekilde vakumlu bir ortam sağlanması veya roket yakıtının sızdırmaz özellikli sandıklarda muhafaza edilmesi ömrünü doğrudan etkileyecektir.

## KAYNAKLAR

- [1] <http://www.sciencelearn.org.nz/Contexts/Rockets/SciMedia/Images/Solid-rocket-engine> (Erişim tarihi: 29.03.2023)
- [2] Davenas A., “Solid Rocket propulsion Technology”, 1993 Açık, S. (2010). Internal Ballistic Design Optimization of a Solid Rocket Motor (M.Sc. Thesis), Middle East Technical University, Department of Mechanical Engineering, Ankara
- [3] Püskülcü G., “Analysis of 3-D Grain Burnback of Solid Propellant Rocket Motors and Verification with Rocket Motor Tests”, MS. Thesis, Dept. of Mechanical Engineering, METU 2004
- [4] Özcan C., Burning Rate Comparison Of A Mathematical Model With, ODTU 2019
- [5] Olaniyi, B. (2010). Accuracy of real time radiography burning rate measurement. The University of Alabama in Huntsville.
- [6] Dönmez C., Kompozit Esaslı Katı Roket Yakıt Numunesinin Karakteristik Özelliklerinin Deneysel İncelenmesi, KU 2018
- [7] Samur, A.E., “Hibrit Yakıtlı Roket Motoru Ateşleme/Test Düzeneği Tasarımı”, Yüksek Lisans Tezi, Hava Harp Okulu, Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü, 2015
- [8] Jeremy A. Styborski,[a] Matthew J. Scorza,[a] Melissa N. Smith,[a] Matthew A. , Iron Nanoparticle Additives as Burning Rate Enhancers, 2010
- [9] Bingöl, M., Çavdar, K., Sheet Molding Compound (SMC) Yöntemi ile Kompozit Malzeme Tasarımı ve Üretimi. 3. Ulusal Tasarım İmalat Analiz Kongresi, 29-30 Kasım 2012, Balıkesir, s.184-199
- [10] Demirel, A., Karbon Elyaf Takviyeli Epoksi Kompozit Malzemelerin Karakterizasyonu. Yüksek Lisans Tezi Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 2007.
- [11] Karayel E, Roket Motor Borusu Tasarımının Balistik Parametrelere Etkisinin Araştırılması, KU 2018
- [12] Altman and Holzman, 2007, Overview and History of Hybrid Rocket Propulsion, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [13] C.Bababurun Kompozit Esaslı Katı Roket Yakıtlarının Yaşlanmaya Bağlı Mekanik Özelliklerinin Deneysel Araştırılması, 2020 KU
- [14] Cerri S., Bohn M.A., Menke K. and Galfetti L., Ageing Behaviour of HTBP Based Rocket Propellant Formulations, Central European Journal of Energetic Materials, 2009, 6 (2), 149-165

- [15] Herder G., Weterings F.P. and de Klerk W.P.C., Mechanical Analysis on Rocket Propellants, *Journal of Thermal Analysis and Callorimetry*, Vol. 72(2003) 921-929
- [16] H.Naseem, H.Murthy ve P.A.Ramakrishna, Accelerated Ageing of Composite Solid Propellants Under Cyclic Temperature Variations, *Journal of Energetic Materials*, 39:4, 452-478, 2021
- [17] M.B. Özbilgin, Hibrit Yakıtlı Roket Motoru Ateşleme ve Test Düzeneği Tasarımı ve Üretimi, Yüksek Lisans Tezi, Milli Savunma Üniversitesi, 2019
- [18] Boardman, Holzman and Sutton, 2001
- [19] V.N.Krishnamurthy, T.L.Varghese, *The Chemistry and Technology of Solid Rocket 68 Propellants (A Treatise on Solid Propellants)*, 2017, ISBN: 978-93-85926-33-4
- [20] Dokhan, A., Price, E.W., Sigmant, R.K., & Seitzman, J. M. (2001). The Effects of Al Particle Size on the Burning Rate and Residual Oxide in Aluminized Propellents. 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Prooulsion Conference and Exhibit.
- [21] Ghorpade, V.G., Dey, A., Jawale, L.S., Kotbagi, A.M., Kumar A., & Gupta, M. (2010). Study of Burn Rate Suppressants in AP-Based Composite Propellants. *Propellants Explos. Pyrotech.*, 35, 53 – 56
- [22] Du, Y. Q., Zheng, J., & Yu, G. B. (2021). Storage life prediction under pre-strained thermally-accelerated aging of HTPB coating using the change of crosslinking density. *Defence Technology*, 17(4), 1387-1394.
- [23] Jain, S., Gupta, G., Kshirsagar, D.R., Khire, V.H., & Kandasubramanian, B. (2019). Burning rate and other characteristics of strontium titanate (SrTiO<sub>3</sub>) supplemented AP/HTPB/Al composite propellants. *Defence technology* 15, 313 – 318.
- [24] Kadiresh, P., & Sridhar, B. (2010). Experimental study on ballistic behaviour of an aluminised AP/HTPB propellant during accelerated aging. *Journal of thermal analysis and calorimetry*, 100(1), 331-335.
- [25] Kurva, R., Gupta, G., Dhabbe, K. I., Jawale, L. S., Kulkarni, P. S., & Maurya, M. (2017). Evaluation of 4- (Dimethylsilyl) Butyl Ferrocene Grafted HTPB as a Burning Rate Modifier in Composite Propellant Formulation using Bicurative System. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 42(4), 401-409.
- [26] Naseem, H., Murthy, H., & Ramakrishna, P. A. (2016). Effect of ageing on mechanical properties of composite solid propellants. In 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (p. 5002).
- [27] Shekhar, H., Studies on Stress-Strain Curves of Aged Composite Solid Rocket Propellants. *Defence Science Journal*, Vol. 62, No. 2, March 2012, pp. 90-94, 2012.
- [28] Shioya, S., Kohga, M., & Naya, T. (2014). Burning characteristics of ammonium perchlorate-based composite propellant supplemented with diatomaceous earth. *Combustion and Flame*, 161, 620-630.

- [29] Styborski, J.A., Scorza, M.J., Smith, M.N., & Oehlschlaeger, M.A. (2010). Iron Nanoparticle Additives as Burning Rate Enhancers in AP/HTPB Composite Propellants. *Propellants Explos. Pyrotech.*, 35, 1 – 8
- [30] Trache, D., Maggi, F., Palmucci, I., DeLuca, L. T., Khimeche, K., Fassina, M., Dossi, S., Colombo, G. (2019). Effect of amide-based compounds on the combustion characteristics of composite solid rocket propellants. *Arabian Journal of Chemistry*, 12(8), 3639-3651.
- [31] Yaacob, I. N., Asli, A. F., Norkhairunnisa, M., Ahmad, K. A., Ismail, O., Salleh, N. A., & Shahedi, S. (2023). A review on viscoelastic behaviour of plasticizers in ap/al/htpb based composite solid propellant. *Materials Today: Proceedings*.
- [32] Yaman, H., Çelik, V., & Degirmenci, E. (2014). Experimental investigation of the factors affecting the burning rate of solid rocket propellants. *Fuel*, 115, 794–803.
- [33] Zou, X., Wang, N., Chen, Y., Han, L., Wang, J., Wang, C., & Shi, B. (2021). Effects of AP powder topology on microscale combustion properties of AP/HTPB propellant. *Powder Technology*, 394, 468-477.
- [34] AOP-46 The Scientific Basis For The Whole Life Assessment Of Munitions
- [35] Stanag 4581 Explosives, Assessment Of Ageing Characteristics Of Composite Propellants Containing An Inert Binder

## ÖZGEÇMİŞ

Adı soyadı	Murat DEMİR
Yabancı dil	İngilizce
Eğitim	Lisans
Lisans	İstanbul Üniversitesi Endüstri Mühendisliği
Çalıştığı kurum	

### Yayınlar

S.U. BAYÇA, M. Demir, Kompozit Roket Yakıtının Yanma Hızı Üzerine Ortam Basıncının ve Başlangıç Sıcaklığının Etkileri, *Uluslararası Mühendislik Araştırma ve Geliştirme Dergisi*, Cilt 15, No.2 (2023) 371 – 377.