



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

**ÇİFT BAZLI (DB) ROKET YAKITLARININ YAŞLANMA
KARAKTERİZASYONUN BELİRLENMESİ**

**Zarife BOYLU
SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**DANIŞMAN
Doç. Dr. Hayri YAMAN**

KIRIKKALE - 2022



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

**ÇİFT BAZLI (DB) ROKET YAKITLARININ YAŞLANMA
KARAKTERİZASYONUN BELİRLENMESİ**

**Zarife BOYLU
SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**DANIŞMAN
Doç. Dr. Hayri YAMAN**

KIRIKKALE - 2022

ONAY SAYFASI

Zarife BOYLU tarafından hazırlanan ÇİFT BAZLI (DB) ROKET YAKITLARINDA YAŞLANMA KARAKTERİZASYONUN BELİRLENMESİ” adlı tez çalışması, aşağıdaki jüri tarafından OY BİRLİĞİ ile Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Savunma Teknolojileri Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Doç. Dr. Üyesi Hayri YAMAN

Savunma Teknolojileri, Kırıkkale Üniversitesi

İmza:.....

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

Başkan: Doç. Dr. Murat Kadir YEŞİLYURT

Makine Mühendisliği, Yozgat Bozok Üniversitesi

İmza:.....

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

Üye: Doç. Dr. Tuncay ŞİMŞEK

Savunma Teknolojileri, Kırıkkale Üniversitesi

İmza:.....

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

Tez Savunma Tarihi: 08.10. 2022

Jüri tarafından kabul edilen bu tezin Yüksek Lisans Tezi olması için gerekli şartları yerine getirdiğini onaylıyorum.

.....

Prof. Dr. Recep ÇALIN

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ETİK BEYANI

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

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

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

Zarife BOYLU

08.10.2022

Bu yüksek lisans tezim,

*Destegini üzerimden hiçbir zaman esirgemeyen sevgili eşim Tamer ve çocuklarım
Tuna, Zeynep Yağmur ve Toprak'a...*



ÖZET

ÇİFT BAZLI (DB) ROKET YAKITLARINDA YAŞLANMA KARAKTERİZASYONUN BELİRLENMESİ

Kırıkkale Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı, Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Doç. Dr. Hayri YAMAN

Ekim 2022, 92 sayfa

İnsanlığın en çok merak ettiği konuların başında uzayın derinliklerinin keşfedilmesi konusunun geldiği bilinmektedir. Bu konuda gelişmiş ülkeler diğer ülkelere üstünlük sağlamak hedefiyle sürekli rekabet halinde uzayın keşfi için durmaksızın farklı yakıt türleri ile çalışabilen roket motorları geliştirilmektedir. Roketlerin tarihi gelişimine bakıldığında ilk roketin Çin’de 13.yüzyılda kara barut yakıtı ile fırlatıldığı bilinmektedir. Daha sonraki süreçlerde roketlerin uzun yıllar gelişimlerinin geciktiği ve ancak 1800’lü yılların sonlarına doğru Avrupalıların roketleri geliştirilmesi konusunda yoğun çaba harcamalarına karşın roketlerin dengesi konusunda ciddi sorunlar yaşamışlardır. Genellikle roketler, yakıt, motor ve egzoz kısımlarından oluşan, uç kısmı hava sürtünmesini azaltacak şekilde dizayn edilmiş, silindirik şekilde kaplıdır. Roketler çalışmaları sırasında havaya gereksinim duymazlar, yanma için gerekli oksijen yakıt içerisinde mevcuttur. Hareket yönünün tersinde sıcak gaz püskürterek hareket ederler. Roketler çok pahalı sistemler olması nedeniyle mümkün olan en uzun süre optimum çalışma koşullarında ve standartlar dahilinde kullanım sürecinde kalması en önemli konuların başında gelmektedir. Roketlerin ömür tayininde standartlar dahilinde roketin içerik maddelerindeki stabilizatör yüzdeleri öncelikli olmak kaydıyla birçok karakteristik parametrede değerlendirmeye alınabilmektedir. Yakıtın yaşlanmasında kimyasal (oksidatif çapraz bağlar gibi), fiziksel (plastikleştirici göçü, sıvı yanma katalizörleri ve nem) ve mekanik

(termalyükler, vibrasyon gibi) prosesler bozunmayı etkilemektedir.

Bu proje ile MKE A.Ş. 'de üretilen yeni çift bazlı roket yakıtının ömür tespiti kapsamında yaşlanma ile oluşan stabilizör kaybına bağlı olarak ömür tespiti yapılması hedeflenmiştir. Bu maksatla yakıtta 60°C, 70°C ve 80°C sıcaklıklarda yaşlandırmalar uygulanmış ve stabilizör kaybına bağlı aktivasyon enerjisi hesaplanarak yakıtın 25°C ve 40°C sıcaklıklarda depolanması durumunda yakıt ömrünün nasıl değiştiği incelenmiştir. 25°C depolama koşullarında yakıtın depolanması durumunda ömrünün 451 yıl, 40°C depolama koşullarında depolanması durumunda ise ömrünün 29 yıl olduğu hesaplanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Roketler, İtki, Roket Yakıtları, Ömür Tespiti, Aktivasyon Enerjisi

ABSTRACT

DETERMINATION OF LIFE CONDITION IN DOUBLE BASE ROCKET PROPELLANTS

Kırıkkale University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Defense Technology, Master's Thesis

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Hayri YAMAN

October 2022, 92 pages

It is known that one of the most curious subjects of humanity is the discovery of the depths of space. In this regard, rocket engines that can operate with different fuel types are being developed non-stop for the exploration of space, in constant competition with the aim of gaining superiority over other countries. Looking at the historical development of rockets, it is known that the first rocket was launched in China in the 13th century with black powder fuel. Despite the fact that the development of rockets was delayed for many years in the following processes and the Europeans made great efforts to develop rockets towards the end of the 1800s, they had serious problems with the balance of the rockets. In fact, the development process of rockets gained momentum after the 1920s. Generally, rockets are cylindrical containers consisting of fuel, engine and exhaust, the tip of which is designed to reduce air friction. During their work, rockets move by spraying hot gas in the opposite direction of the direction of movement without the need for air. Due to the fact that rockets are very expensive systems, it is one of the most important issues that they remain in the process of use in optimum working conditions and within the standards for as long as possible. In the determination of the life of rocket propellants, many characteristic parameter values are taken into consideration, provided that the stabilizer percentages in the ingredients of the fuel are prioritized within the standards. In fuel aging, chemical (such as oxidative cross-links), physical (plasticizer migration, liquid combustion catalysts and moisture) and mechanical

(such as thermal loads, vibration) processes affect degradation.

With this project, MKE A.Ş. It is aimed to determine the life of the new dual-base rocket propellant produced in Turkey, depending on the loss of stabilizer caused by aging. In the experimental study, aging was applied to the fuel at 60°C, 70°C and 80°C temperatures and the activation energy due to the loss of stabilizer was calculated and how the propellant life changed when the propellant was stored at 25°C and 40°C was investigated. It has been calculated that the storage life of the propellant is 451 years at 25°C, and 29 years if it is stored under 40°C storage conditions.

Keywords: Activation Energy, Propulsion, Life Determination, Rockets, Rocket Propellant.

TEŞEKKÜR

Kırıkkale Üniversitesi – K.K.K. Lojistik Komutanlığı – Makine ve Kimya Endüstrisi A.Ş. üniversite sanayi işbirliği kapsamında “Çift Bazlı (DB) Roket Yakıtlarında Ömür Durumunun Belirlenmesi” proje içeriğinden üretilmiştir.

KKK’lığı Üst Yönetimine, Kırıkkale Üniversitesi Üst Yönetimine ve Makine ve Kimya Endüstrisi Kurumu Üst Yönetimine bu projenin gerçekleştirilmesinde 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. Hayri YAMAN’a,

Mensubu olduğum Mühimmat Islah Geliştirme ve Yenileştirme Merkezi (MIGYEM) Müdürlüğü’ne,

Tez yazım sürecinde bana desteğini esirgemeyen sevgili eşim Tamer BOYLU ve çocuklarıma en içten teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER DİZİNİ

Sayfa

ÖZET	iv
ABSTRACT	vi
TEŞEKKÜR	viii
İÇİNDEKİLER DİZİNİ	ix
ÇİZELGELER DİZİNİ	xii
ŞEKİLLER DİZİNİ	xiii
SİMGELER DİZİNİ	xv
KISALTMALAR DİZİNİ	xvi
1. GİRİŞ	1
1.1. Patlayıcı Maddeler.....	3
1.2. Roket Yakıtları	6
1.2.1. Sınıflandırma	6
1.2.2. Kimyasal Yakıtlı Roket Motorları.....	7
1.2.2.1. Katı Yakıtlı Roket Motorları	7
1.2.2.1.1. Çift Bazlı Roket Yakıtları	10
1.2.2.1.2. Kompozit Roket Yakıtları	12
1.2.2.1.3. Kompozite Modifiye Çift Bazlı Yakıt.....	13
1.2.2.2. Hibrit Yakıtlı Roket Motorları.....	14
1.2.2.3. Sıvı Yakıtlı Roket Motorları.....	14
1.2.3. Nükleer Roketler	16
1.2.3.1. Fisyon Silahları veya Bombaları	17
1.2.3.2. Füzyon Silahları ve Bombaları:.....	17
1.2.4. Güneş Işınımlı İtme Motorları.....	18
1.2.5. Elektrikli Roket Motorları	19
1.2.5.1. Elektrotermal Motorlar	19
1.2.5.2. Elektrostatik Motorlar (İyon Motorları)	20

1.2.5.3. Elektromanyetik Motorlar	20
1.3. Katı Yakıtlı Roket Motorlarında Yaşlanma	21
1.3.1. Kompozit Yakıtlı Roket Motorlarında Yaşlanma	22
1.3.2. Çift Bazlı Roketlerde Yaşlanma.....	24
1.4. Hızlı Yaşlandırma.....	27
1.5. Kimyasal Kinetik.....	27
1.5.1. Reaksiyon Hızı ve Hız Kanunu	28
1.5.2. Aktivasyon Enerjisi	28
1.5.3. Arrhenius Denklemi	28
1.5.4. Sıfırıncı Derece Reaksiyonlar	30
1.5.5. Birinci Derece Reaksiyonlar	30
1.6. Literatür Özeti	30
2. MATERYAL VE YÖNTEM.....	33
2.1. Kullanılan Kimyasallar ve Özellikleri.....	33
2.2. Deneysel Çalışmalarda Kullanılan Cihazlar.....	33
2.3. Kullanılan Numunenin Özellikleri	33
2.4. Yaşlandırma Yöntemi.....	34
2.5. HPLC Yöntemi ile Stabilizör Tayini.....	35
2.6. Arrhenius Eşitliği	36
2.7. Kalorifik Değer Tayini	37
2.8. SEM ile Yüzey İncelemesi	39
2.9. Camı Geçiş Sıcaklığı Testi	40
2.10. Darbe Hassasiyeti Testi	40
2.11. Sürtünme Hassasiyeti Testi	41
2.12. Tek Eksenli Çekme Testi	41
2.13. Shore-A Sertlik Ölçümü.....	43
3. ARAŞTIRMA BULGULARI.....	44
3.1. Hızlı Yaşlanmanın Etkileri.....	44
3.2. Stabilizör Miktarı Tayini	45
3.3. Aktivasyon Enerjisi ve Yakıt Ömrü Hesaplaması.....	47
3.3.1. Sıfırıncı Derece Reaksiyon.....	48
3.3.2. Birinci Derece Reaksiyon.....	49
3.4. Kalorifik Değer Tayini	52
3.5. SEM ile Yüzey İncelemesi	54

3.6. Camsı Geçiş Sıcaklığı Testi	56
3.7. Darbe Hassasiyeti Testi	56
3.8. Sürtünme Hassasiyeti Testi	57
3.9. Tek Eksenli Çekme Testi	58
3.10. Shore-A Sertlik Ölçümü Testi	63
4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	65
KAYNAKLAR	67
ÖZGEÇMİŞ	72



ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>ÇİZELGE</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. Bazı patlayıcı bileşiklerin hesaplanan özellikleri.....	6
1.2. Yaşlanma sırasında yakıtın bozunmasını etkileyen faktörler	22
2.1. N-5 yakıt içeriği	34
2.2. Yaşlandırma sıcaklık ve süreleri	35
3.1. Stabilizör madde miktarı tayini test sonuçları.....	45
3.2. Sıfırıncı derece reaksiyon için k hız sabiti değerleri.....	49
3.3. Birinci derece reaksiyon için k hız sabiti değerleri.....	50
3.4. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait stabilizör madde miktarları.....	51
3.5. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait kalorifik değer test sonuçları	53
3.6. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait camsı geçiş sıcaklığı test sonuçları.....	56
3.7. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait darbe hassasiyeti test sonuçları.....	56
3.8. 60°C Sıcaklık Yaşlandırmasına Ait Sürtünme Hassasiyeti Test Sonuçları	57
3.9. 20°C sıcaklıkta yapılan tek eksenli çekme test sonuçları.	59
3.10. 40°C sıcaklıkta yapılan tek eksenli çekme test sonuçları	60
3.11. -40°C sıcaklıkta yapılan tek eksenli çekme test sonuçları	60
3.12. Shore-A sertlik ölçümü test sonuçları.....	63

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>ŞEKİL</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. Patlayıcı maddelerin sınıflandırılması.....	4
1.2. Patlama dalgasının yapısı	5
1.3. Roket motorlarının sınıflandırması	6
1.4. Katı yakıtlı roketin şematik görünümü.....	8
1.5. Örnek yakıt şarj kesitleri	10
1.6. Çift bazlı yakıt bileşenleri	11
1.7. Çift bazlı yakıtlarda kullanılan stabilizör türleri	12
1.8. Kompozit yakıt şematik gösterimi	13
1.9. Hibrit yakıtlı roket motoru şematik gösterimi.....	14
1.10. Sıvı yakıtlı roket motoru şematik gösterimi	16
1.11. Nükleer roket motor yapısının şematik gösterimi	18
1.12. Güneş ışınımlı roket motor yapısının şematik gösterimi	18
1.13. Resistojet motor yapısının şematik gösterimi	19
1.14. Arcjet motor yapısının şematik gösterimi	19
1.15. Elektrostatik roket motoru şematik gösterimi	20
1.16. Plazma roket motoru şematik gösterimi.....	21
1.17. Kompozit yakıtların ana yaşlanma süreçleri.....	24
1.18. Roket yakıtlarının ana yaşlanma süreçlerini gösterir diyagram.....	25
1.19. Nitrat esterinin homolitik bölünmesi	26
1.20. DPA'nın bozulma reaksiyonları.....	27
1.21. Arrhenius grafiği	29

2.1. N-5 yakıt örneği	34
2.2. HPLC (Yüksek Performans Sıvı Kromatografi) cihazı	35
2.3. Stabilizör miktarı tayini için numune hazırlama	36
2.4. Bombalı kalorimetre cihazı	38
2.5. SEM cihazı	39
2.6. DSC cihazı	40
2.7. Darbe hassasiyeti test cihazı	41
2.8. Sürtünme hassasiyeti test cihazı	41
2.9. Çekme test numunesi ölçüleri (ASTM D1708, 2019)	42
2.10. Çekme test cihazı	42
3.1. Numunelerin yaşlandırma öncesi ve sonrası görüntüleri	44
3.2. Stabilizör madde miktarı sonuç kromatogramları	46
3.3. Stabilizör madde miktarındaki değişim	47
3.4. Sıfırıncı derece denklem	48
3.5. Sıfırıncı derece arrhenius grafiği	49
3.6. Birinci derece denklem	50
3.7. Birinci derece arrhenius grafiği	50
3.8. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait stabilizör madde miktarındaki değişim	51
3.9. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait kalorifik değer test sonuçlarının değişimi	53
3.10. SEM ile çekilen yaşlandırılmış yakıt görüntüleri (devamı)	55
3.11. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait darbe hassasiyeti test sonuçlarının değişimi	57
3.12. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait sürtünme hassasiyeti test sonuçlarının değişimi	58
3.13. Hazırlanan çekme test numuneleri	59
3.14. Kopma noktası gerilim – zaman değişim grafiği	61
3.15. Kopma noktası % uzama – zaman değişim grafiği	61

SİMGELER DİZİNİ

P	Basınç
V	Hacim
R	Gaz Sabiti (8,3143 J/Kmol)
T	Sıcaklık
t_M	Hareketli fazın alıkonma zamanı
α	Seçicili faktör
k_B	Kolon tarafından güçlü tutulan bileşiğe ait alıkonma faktörü
k_A	Daha hızlı sürüklenen bileşenin alıkonma faktörü
R_S	Elüsyonun çözülmesi
E_A	Aktivasyon Enerjisi (J/mol)
k	Reaksiyon Hız Sabiti
ϵ	Gerinim
L	Uzunluk
σ	Mühendislik Gerilmesi
F	Yük
A	Alan
E	Elastik Modül (Young modülü)
λ	Uzama Oranı
a	Stabilizör Maddenin Başlangıç Miktarı
x	t Zamanına Kadar Olan Stabilizör Madde Değişimi
t	Süre

KISALTMALAR DİZİNİ

DB	Double Base (Çift Bazlı)
TNT	Trinitrotoluen
RDX	Siklotrimetilen-Trinitramin
HMX	Siklotetrametilentetranitramin
HTBP	Hidroksil Uç Gruplu Polibütadien
NC	Nitroselüloz
NG	Nitrogliserin
AP	Amonyum Perklorat
NE	Nitrat Esterleri
DPA	Difenilamin
EC	Etil Santralit
MNA	Metil-nitroanilin
HPLC	Yüksek Performans Sıvı Kromatografisi
UV	Ultraviyole
SEM	Taramalı Elektron Mikroskop
DSC	Diferansiyel Taramalı Kalorimetre
K.N.	Kopma Noktası

1. GİRİŞ

Katı roket tarihi M.Ö. 220 yıllarında tesadüfen Çin'deki simyacıların mineraller ve metalik maddelerden tıbbi nedenlerle yapmış oldukları kükürt ve odun karışımlarıdır. Daha sonra karışımın kolayca yandığını ve tozun kalın bir kağıt veya bambu kamış tüpüne konulmasıyla yüksek patlamaların oluştuğunu fark ettiler ve böylece yeni bir silah keşfedilmiş oldu. Roketler oklara bağılı yanıcı toz paketleri olarak 1232 yılında Çin'in Kai-Feng kentini Moğol kuşatmasına karşı savunmak için kullanılmıştır.

Bu bilgi Çin'den Kore'ye, Hindistan'a, Arap ülkelerine ve daha sonra Avrupa'ya Cengiz Han ve Ögeday Han tarafından yönetilen Moğol orduları ile yayıldı. 1409 yılında çoklu roketatar olarak tasarlanan "hwacha" adı verilen tekerlekli bir ateş arabası Kuzey Çin'den Kore'ye yayıldı.

Birçok zararlı duman çıkaran Çin karabarutları yüzyıllarca kullanılmıştır. Tek bazlı nitroselüloz (NC) içerikli yakıtlar Schultze, 1863, Prussia ve Vieille, 1864, Fransa'da, çift bazlı nitroselüloz (NC) / nitrogliserin (NG) içeren yakıtlar Ballistite by Nobel, 1888, İsveç ve Cordite by Abel ve Dewar, 1889, Birleşik Krallık'ta ve daha sonra RDX Henning, 1899, Almanya'da dumansız homojen katı yakıtlar kullanılmaya başlanmıştır. Dünyada roket motorlarında kullanılan ilk dumansız yakıt 1925'te SA Brouns tarafından Rusya'da tasarlandı. Yüksek derecede yanıcı bir NC karışımı olan Pyroxylin'nin yerini 1933'te daha verimli olan Rus tozu olarak isimlendirilen çift bazlı yakıt almıştı.

Amonyum perklorat (AP) ilk olarak 1948'de dumanı azaltmak amacıyla inorganik oksitleyici olarak kullanılmıştır. Ancak ilk AP bazlı operasyonel silahlar 1960 ve 1962 yıllarında üretilmiştir. Alüminyumun yüksek emnerjili yakıt olarak kullanılması ilk kez Rusya'da 1909 yılında Friedrich A. Tsander tarafından olmasına rağmen ilk alüminize yakıt 1955 yıllarında başarıya ulaşabilmiştir. (DeLuca, 2017)

Genellikle roketler, yakıt, motor ve egzoz kısımlarından oluşan, uç kısmı hava sürtünmesini azaltacak şekilde dizayn edilmiş, silindir şeklinde kaplardır. Roketler çalışmaları sırasında havaya gereksinim duymazlar, yanma için gerekli oksijen yakıt içerisinde mevcuttur. Hareket yönünün tersinde sıcak gaz püskürterek hareket ederler.

İlk güçlü roketler Çinliler tarafından Kaifung-fu savaşında Moğol istilacılarına karşı MS.1232 yılında kullanılmıştır. Yaklaşık 25 kilometreden duyulabilecek kadar gürültülü çalışmaktaydı. Devasal tarzda dizayn edilmiş olan bu roketlerin şarapnel etkisi ile tahrip gücü ve alanı oldukça büyüktür.

Roket teknolojisi Avrupa'ya yaklaşık olarak M.S. 1241 yıllarında ulaşmıştı. 25 Aralık 1241 tarihli Sejo savaşında Moğollar Macarlara karşı Çinlilerden aldıkları roketi kullanmışlardır. 1300'lü yıllarda roket Avrupa'da da yayılmaya başlar ve İtalya'ya daha sonra Almanya ve İngiltere'ye ulaşır. 1647 yılında İngiltere'de yayınlanan "Topçuluk Tarihi" adlı kitapta 43 sayfası roketten bahsedilmişti.

Ancak bu konuda en ciddi ve en kapsamlı çalışmaları Almanya yürütmüştür. İkinci Dünya Savaşı sırasında roketleri operasyonel olarak konuşlandırıp kullanabilmişlerdir. Alman Wernher von Braun, 17 yaşında iken roketlerle uğraşmaya başlamıştır. Kısa süre içinde de "Alman Askeri Roket Geliştirme Programı"nın başına geçmiştir. Wernher von Braun, ilk uzun menzilli "Uçan Bomba" adı verilen balistik roketleri, V1 ve V2 yi geliştirmiştir. V1 yaklaşık 8m uzunluğundaydı. Basit bir jet motoru ve ilkel bir otomatik pilot sistemi ile 800-1000 m irtifada, 500 km/saat'lik bir hızla uçabilmekteydi. Bir ton patlayıcı madde içeren savaş başlığını 250 km uzaklığa ulaştırabilmekteydi. İlk defa 13 Haziran 1944'te yaklaşık 9000 adet V1 ateşlenmiş, ancak beklenen başarıyı gösterememiştir.

Askeri teknoloji alanında en büyük gelişme V2 roketlerinin kullanımı ile olmuştur. V2'lerde katı yakıt yerine sıvı yakıt kullanılmış ve 15m uzunluğundadır. V2'ler fırlatıldıklarında yerden 100 km kadar yükselerek, 90 derecelik bir açıyla hedefe doğru dalışa geçmekteydi. V2'ler parabol şeklinde bir uçuş yolu izleyerek hedefe ulaşmaktaydı. Bu parabole benzeyen uçuş yolu ile "balistik füze" terimini askeri literatüre sokmuştur. V2, uçuşun ikinci kısmında motorunun itme gücünün

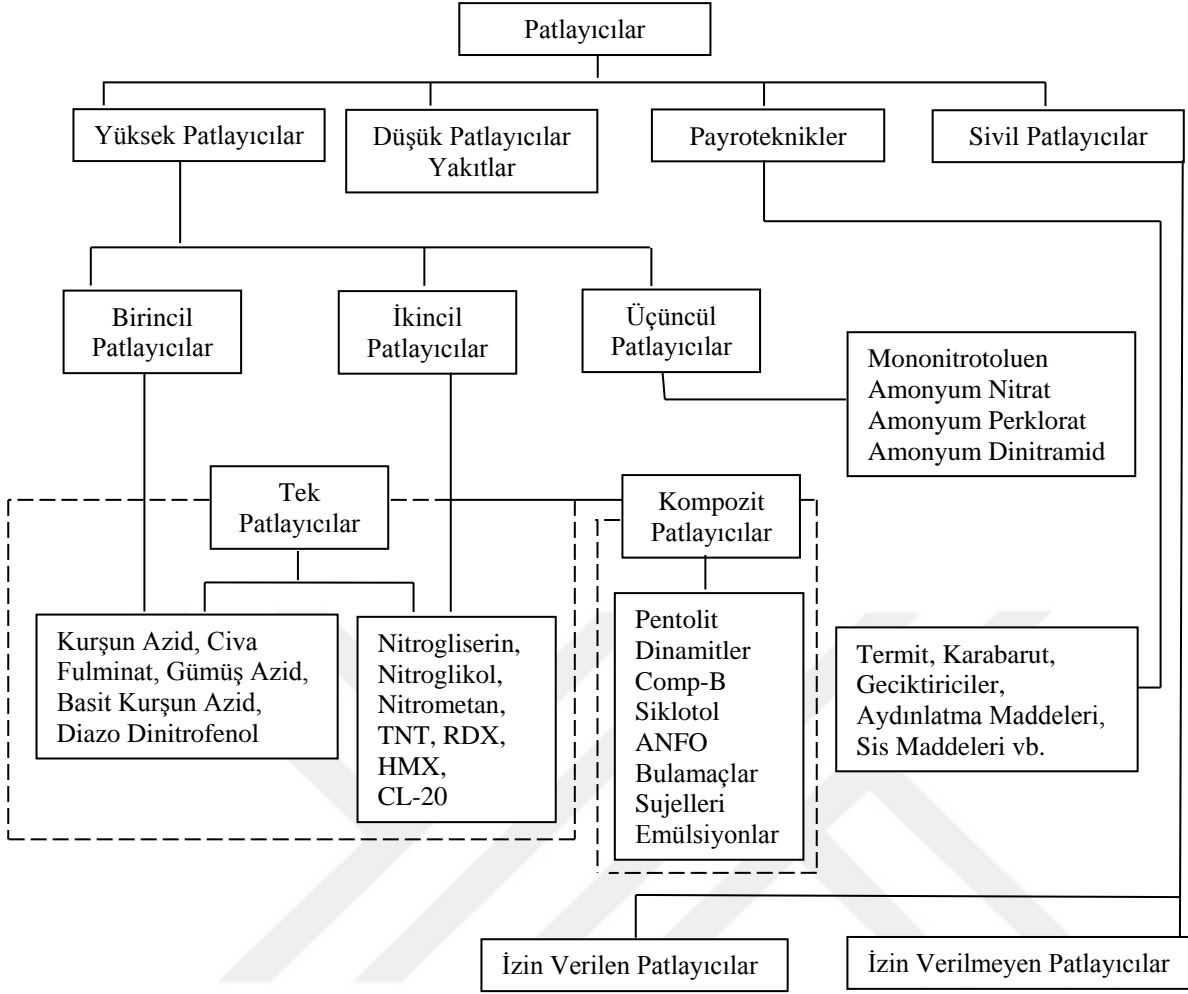
yanında, yerçekimi etkisini de kullanmakta ve 2500 km/saat'lik bir dalış hızına ulaşmaktaydı. Almanya, 8 Eylül 1944'ten itibaren İngiltere'ye 4000 ve Belçika'nın Antwerp şehrine ise 1600 adet V2 roketi fırlatmıştır. Ancak her iki roketinde isabet oranları düşük olması nedeniyle askeri ve stratejik hedeflere karşı başarı gösterememişlerdir (Erişim) (<https://astronomi.istanbul.edu.tr>, 11.05.2022).

1.1. Patlayıcı Maddeler

Enerjik bileşikler, fiziksel ya da kimyasal uyarılar sonucu alev, ısı ve ışık şeklinde enerjinin dönüşümü ile oldukça hızlı bir şekilde reaksiyona uğrayarak ayrılan kimyasallardır. Bu bileşikler ısının hızlı bir şekilde ortaya çıkması, reaksiyonun gaz halindeki ürünlerinin (N₂, CO₂, H₂O gibi) genişlemesi sonucu yüksek basınçta oluşturmasına neden olurlar.

Patlayıcılar, başlama duyarlılıklarına göre birincil, ikincil ve üçüncül patlayıcı olarak sınıflandırılırlar. Birincil patlayıcılar, başlatmaya karşı oldukça hassastır. Örnek olarak gümüş azid, kurşun stefenat ve civa fulminat verilebilir. Bu maddeler bir ateşleme zincirinde ikincil patlayıcıyı başlatabilmek amacıyla kullanılırlar. Yaygın olarak kullanılan ikincil patlayıcılar TNT, RDX, HMX ve tetril sayılabilir. Üçüncül patlayıcılar şok darbesine karşı oldukça duyarsızdır (Pichtel, 2012).

Patlayıcı maddeler Şekil 1.1.'de verildiği gibi sınıflandırılmaktadır. Patlayıcılar infilak hızlarına göre; zayıf patlayıcılar ve kuvvetli patlayıcılar olarak ikiye ayrılmaktadır. Zayıf patlayıcı maddeler genellikle katı halde olur ve infilak etmezler, yanma ile bir itki oluştururlar. Karabarut, dumansız barutlar, silindirik barutlar, roket yakıtları örnek olarak verilebilir. Kuvvetli patlayıcılar aktif edildiklerinde hızlı ve şiddetli olarak çok yüksek oranda gaz açığa çıkararak infilaza neden olurlar. RDX (Siklotrimetilen-Trinitramin), HMX (Siklotetrametilentetranitramin), TNT (Trinitrotoluen) örnek olarak verilebilir.



Şekil 1.1. Patlayıcı maddelerin sınıflandırılması (Agrawal, 2010)

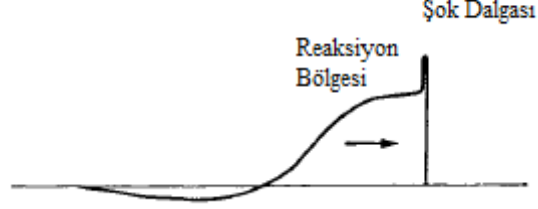
Bir patlayıcıdaki patlama süreci, böyle bir patlayıcının kömür veya kayadaki patlatma etkileri ve askeri yüksek patlayıcıların yıkıcı etkileri, tümü şok dalgalarının çalışmasına bağlıdır. Düşük yoğunluklu bir sıkıştırma dalgası, havadaki veya diğer ortamlardaki sıradan ses dalgaları olarak da bilinir. Ses, aşağıdaki denklemle belirlenen bir hızla yayılır:

$$c^2 = \frac{\partial p}{\partial \rho} \Big|_S \quad (1.1)$$

Burada c ses dalgasının hızı, p basınç ve ρ yoğunluktur. Niteliksel olarak, ortamın sıkıştırılabilirliği azaldıkça ses hızı artmaktadır. Çok düşük yoğunluklu ses dalgalarında, ortamın basıncı ve yoğunluğu sabit kalır. Bu nedenle, bir ses dalgasının tüm parçaları aynı hızda iletilir, örneğin bir sinüzoidal (sinüs) dalga yayılma sırasında süresiz olarak sinüzoidal kalır.

Bir patlama dalgası bir patlayıcıdan geçtiğinde, ilk etki patlayıcının yüksek yoğunluğa sıkıştırılmasıdır. Buna şok dalgası denir. Daha sonra reaksiyon

meydana gelir ve patlayıcı yüksek sıcaklıkta gaz halindeki ürünlere dönüşür. Bu reaksiyon ürünleri, şok dalgasının sabit bir hızda yayılmasını sağlayan sürekli olarak üretilen bir piston görevi görür. Patlama bölgesinin olası yapısı Şekil 1.2'de gösterilmektedir.



Şekil 1.2. Patlama dalgasının yapısı (Fordham, 1980)

Matematiksel olarak, kütle, momentum ve enerjinin korunumu yasalarının uygulanmasını temsilen aşağıdaki üç denklem yazılabilir:

$$\text{Kütle:} \quad \frac{D}{v_1} = \frac{D - W_2}{v_2} \quad (1.2)$$

$$\text{Momentum:} \quad \frac{D^2}{v_1} + p_1 = \frac{(D - W_2)^2}{v_2} + p_2 \quad (1.3)$$

$$\text{Enerji:} \quad E_1 + D^2 + p_1 v_1 = E_2 + \frac{1}{2}(D - W_2)^2 + p_2 v_2 \quad (1.4)$$

Formüllerde D : Patlama hızı,

W_2 : Malzemenin arkasındaki dalganın hızı,

v : Spesifik hacim,

p : Basınç,

E : Özgül iç enerji,

ve alt simgeler 1, patlayıcının başlangıç ve 2 ise patlayıcının son durumu ile ilgilidir.

Sadece gaz halindeki ürünler veren saf patlayıcılar için tipik sonuçlar Çizelge 1.1'de verilmiştir. Yarı deneysel bir denklem olan denklem (1.5), Kistiakowsky ve Wilson tarafından tanıtılmıştır.

$$p_2 v_2 = n_2 RT(1 - x e^{\beta x}) \quad \text{yerine} \quad x = \rho k T^{-a} \quad (1.5)$$

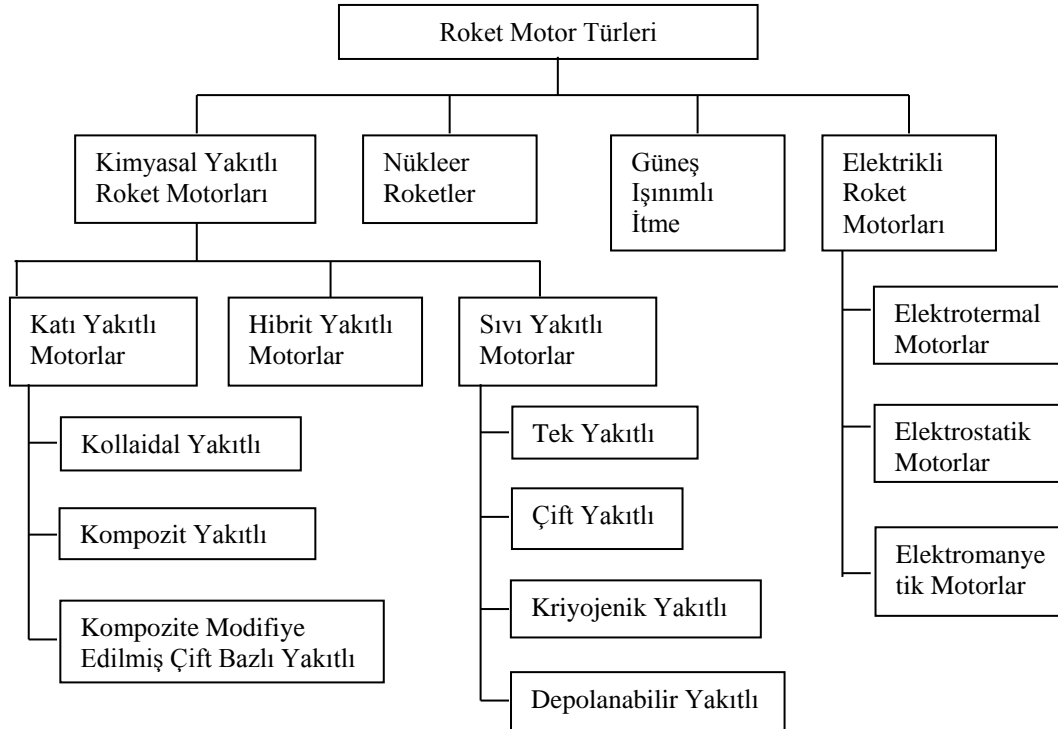
Çizelge 1.1. Bazı patlayıcı bileşiklerin hesaplanan özellikleri. (Fordham, 1980)

Bileşim	Yoğunluk (g/ml)	Enerji (J/g)	Akış Hızı (m/s)	Detonasyon Hızı (m/s)	
				Hesaplanan	Gözlenen
Nitrogliserin	1,60	6283	1550	8060	8000
PETN	1,50	5881	1550	8150	7600
Tetrit	1,50	5810	1320	7550	7300
TNT	1,50	5413	1140	6480	6700
Nitroguanidin	0,60	2658	1027	4040	3850
Amonyum Nitrat	1,00	1580	832	3460	-

1.2. Roket Yakıtları

1.2.1. Sınıflandırma

Newton'un üçüncü hareket kanunu olan etki-tepki prensibine göre çalışan itki sistemleri hareketsiz bir kütleli hareket ettirmek, hareketin şiddetini değiştirmek veya harekete karşı koyan kuvvetleri yenmek amacıyla kullanılan sistemlerdir (Özbilgin, 2019). Roket itkiyi yanma odasında yanan yakıtın oluşturduğu yüksek sıcaklık ve basınçtaki gazın nozuldan atılması ile oluşan momentum ile sağlamaktadır. En yaygın olarak roketler, Şekil 1.3'te gösterildiği gibi, roketin kullandığı enerji kaynağına göre sınıflandırılmaktadır (Korkmaz, 2019).



Şekil 1.3. Roket motorlarının sınıflandırması (Korkmaz, 2019)

1.2.2. Kimyasal Yakıtlı Roket Motorları

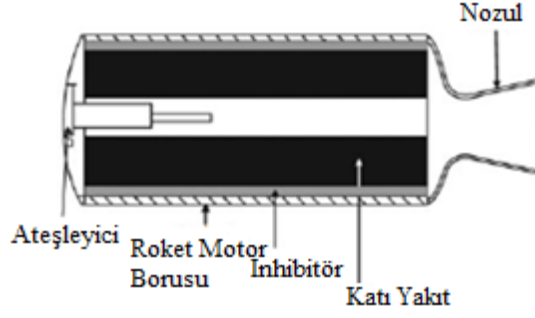
Kimyasal yakıtlı roket motorlarında roketin yanması ile oluşan enerji, yakıtın kimyasal enerjisinin kinetik enerjiye dönmesi ile sağlanır. Yanma sonucu oluşan yüksek sıcaklık ve basınçtaki gaz nozul vasıtasıyla atılarak roketin bir itki oluşturur. Bu itki sayesinde roket hedefe ulaşmaktadır. Kimyasal yakıtlı roketler yakıtın cinsine göre katı, sıvı ve hibrit olarak üç gruba ayrılmaktadır (Korkmaz, 2019).

1.2.2.1. Katı Yakıtlı Roket Motorları

Katı yakıtlı roket motorları, roketi istenilen hedefe sevk edecek olan enerjiyi üretecek yanıcı ve yakıcı maddeler ile yanmayı düzenleyici katkı maddelerinin katı halde bulunduğu roketlerdir. Katı yakıtlı roketler yük (patlayıcı madde ya da kargo), yakıt ve egzoz kısmı olmak üzere üç ana kısımdan oluşmaktadır. Bu roketler diğer roketlere göre ucuz olmaları ve depolama koşullarının daha avantajlı olması nedeniyle daha çok savunma amaçlı olarak kullanılmaktadırlar (Erişim) (<https://www.astronomi.istanbul.edu.tr>, 11.05.2022; Bababurun, 2020).

Katı yakıtlı roket motorları, yanıcı ve yakıcı maddeleri aynı anda içeriğinde bulundurmaktadır. Havada bulunan oksijene ihtiyaç duymadan çalışabilmektedirler. Bu roketlerde yanıcı ve yakıcı madde olabildiğince homojen bir dağılım göstermelidir. Aksi durumda roketin yanma odasında ve egzoz çıkışında yakıtın düzenli yanmamasına bağlı olarak patlama meydana gelebilir. Katı yakıtlı roket motorları bir kere ateşlendikten sonra yakıt bitene kadar yanmaktadır (Erişim) (<https://www.astronomi.istanbu.edu.tr>, 11.05.2022; Korkmaz, 2019).

Katı yakıtlı roket yakıtlarının basit ve ucuz bakım maliyetleri, yaklaşık 30 yıla varan uzun hizmet ve depolama ömrü, istenmeyen patlamalara karşı dirençli yapısı, kimyasal kararlılığı, fırlatma esnasında oluşturduğu yüksek itki gücü avantajlı yanlarıdır. Sıvı yakıtlı motorlara göre dezavantajlı yanları ise isteğe göre itme kuvvetinin değiştirilememesi (start-stop şeklinde çalıştırılmaz) ve düşük özgül itki gücüdür (Mason ve Roland, 2019).



Şekil 1.4. Katı yakıtlı roketin şematik görünümü (Agrawal, 2010)

Katı yakıtlı roketlerin şematik görünümü Şekil 1.4.'te verilmiştir. Roket aşağıdaki kısımlardan oluşmaktadır.

- Roket motor borusu: Katı yakıt ve ateşleyicinin içinde bulunduğu, yalıtkan silindirik bir kaptır. Yanma burada gerçekleştiği için yanma odası olarak adlandırılır. Roket motor borusu yanma sonucu ortaya çıkan iç basınca (yaklaşık 3 – 30 MPa) dayanabilecek dayanımda olmalıdır. Bu sebeple motor kasası metal (yüksek dayanımlı çelikler), yüksek mukavemetli alüminyum alaşımları ya da kompozit malzemelerden imal edilir.
- Yalıtım: Roket motorunun, yanma gazlarının yüksek sıcaklığından (yaklaşık 2000 – 3500 K) korunması gerekmektedir. Tipik yalıtkan malzemeler düşük ısı iletkenliği, yüksek ısı kapasitesi ve ablatif soğutma yeteneğine sahiptirler. Yaygın olarak kullanılan yalıtım malzemesi etilen propilen dien monomer (EPDM)'dir.
- Ateşleyici: Ateşleme sistemi, ateşlemeyi başlatmak için yanma ile gerekli enerjiyi yakıtı verirler. Ateşleyiciler yüksek özgül enerjiye sahiptirler. Ateşleme genellikle elektrik sinyali ile başlar. Ateşleyici, genellikle pyroteknik malzemeler, metal oksitleyici formülasyonlardır.
- Nozul: Yüksek sıcaklıklı ve yüksek basınçlı yanma gazları nozuldan geçerek yakıtın kimyasal enerjisi kinetik enerjiye dönüştürülerek itki elde edilir. Bu sebeple nozulun geometrisi toplam enerjinin ne kadarının kinetik enerjiye dönüştürüleceğinin belirlediği için oldukça önemlidir (Açık, 2010).

Roket bir ucunda nozul olan yakıt ve bir ateşleyici içeren bir bölmeden oluşur. Nozul, gazın akış hızını kontrol eden ve egzoz gazının yüksek ve süpersonik bir

hıza ulaşmasına neden olan boğaza sahiptir. Roket üzerindeki itme iki şekilde oluşur, birincisi gazların geriye doğru momentumu nedeniyle, ikincisi ise egzoz gazlarının nozul çıkışındaki ve çevresindeki atmosferdeki statik basınç farkı nedeniyle.

Roketten çevredeki atmosfere kayda değer bir ısı kaybı olmadığı için, yanma sırasında açığa çıkan itici gazın iç enerjisi, kısmen kinetik enerji ve kısmen de reaksiyon ürünlerinin iç enerjisi olarak egzoz gazlarında ortaya çıkar. Orijinal iticinin iç enerjisi H_0 ve egzoz gazlarının iç enerjisi H_e ise, o zaman kinetik enerji $H_0 - H_e$ farkıyla olur. V , egzoz gazlarının hızı ve M onların ortalama moleküler ağırlığı ise;

$$H_0 - H_e = \frac{1}{2}MV^2 \quad (1.6)$$

$$\text{Öyleyse; } V = \sqrt{[2(H_0 - H_e)/M]} \quad (1.7)$$

Bir akış sisteminde momentum itmeye eşit olduğundan, o zaman $Ft = mV$ ya da t ve m 'nin her ikisi de 1'e eşit olduğundan, $F = V$. Böylece itici için özgül itki I_{sp} şu şekilde verilir:

$$I_{sp} = F = \sqrt{[2(H_0 - H_e)/M]} \quad (1.8)$$

$H_0 - H_e$ 'nin katı patlayıcının patlama ısısı ile ilişkilidir. Bir roketten maksimum itme kuvveti elde etmek için, en yüksek yanma sıcaklığına ulaşmak ve aynı zamanda en düşük ortalama moleküler ağırlığına sahip gazlar üretmek gereklidir.

Yakıt tasarımı, itici yakıtın seçimi kadar önemlidir. Bir roketin, yanma süresi boyunca düzgün bir itiş gücüne sahip olması gerekir. Yakıtlar, tüm iticiler gibi, Piobert Yasasına uyduğundan, tüm yanma süreci boyunca tek tip bir yanma yüzeyi alanı elde etmek gerekir. Motorlar genel olarak silindirik olduğundan, dış çaplarda itici yakıtın bu şekli takip etmesi gerekir. En önemli durumda, yakıtın dışı ya kasaya yapıştırılır ya da yanması engellenir. Bu nedenle yanma, yalnızca yükün iç yüzeyinde meydana gelir. Basit bir boru şeklindeki şarj, kademeli olarak artan yüzeyle ve dolayısıyla kademeli olarak artan gaz salınım hızıyla yanar. Düzgün bir yanma hızı elde etmek için daha karmaşık şekiller kullanılır. Bu tür iki şekil Şekil 1.5'te gösterilmektedir ve yıldız merkezi ve yonca yaprağı yükleri olarak bilinir. Bunların her birinde ilk yanma alanı, yükün dış alanına eşittir,

böylece yanma alanı esasen sabit kalır. Uygun yanma hızlarına ulaşmak için bazen birden fazla bileşim kullanılabilir.

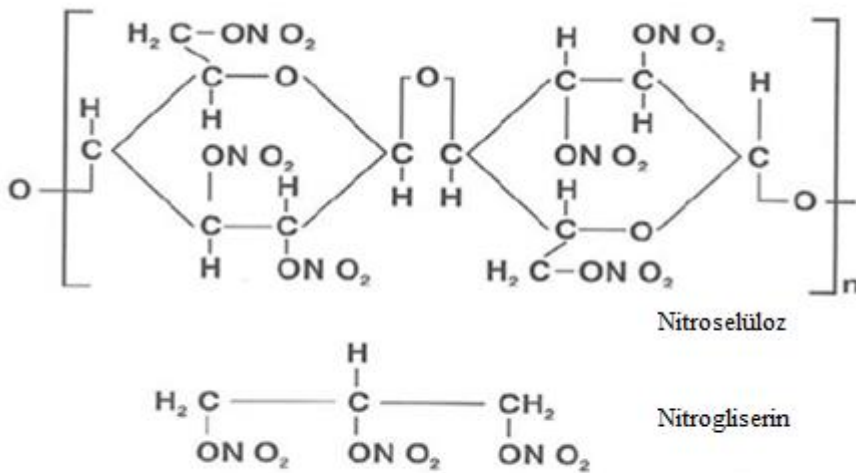


Şekil 1.5. Örnek yakıt şarj kesitleri (Fordham, 1980)

Katı roket yakıtları kendi içinde Çift Bazlı (DB), Kompozit ve Kompozite Modifiye Çift Bazlı yakıtlar olarak üç gruba ayrılmaktadır.

1.2.2.1.1. Çift Bazlı Roket Yakıtları

Çift bazlı (DB) yakıtlar; Şekil 1.6'da gösterildiği gibi genellikle nitrogliserin (NG) ve nitrosetüloz (NC) içeren homojen yakıtlardır. Bunun yanında belirli ağırlık oranlarında yanma hızını arttırmaya yardımcı maddeler, yakıtın kararlılığını sağlamak maksadıyla stabilizör maddeler, yağlayıcı ve katılaştırıcı gibi malzemeler de eklenmektedir. Ekstrüzyon veya döküm yolu ile üretilebilen küçük taktik füzelerde kullanılmaktadırlar (Sutton and Biblarz, 2016). DB yakıtların mekanik özellikleri ve şok hassasiyetleri yüksek oranda NC ve NG karışım oranı ile ilgilidir (Zarei and Mardi, 2022).



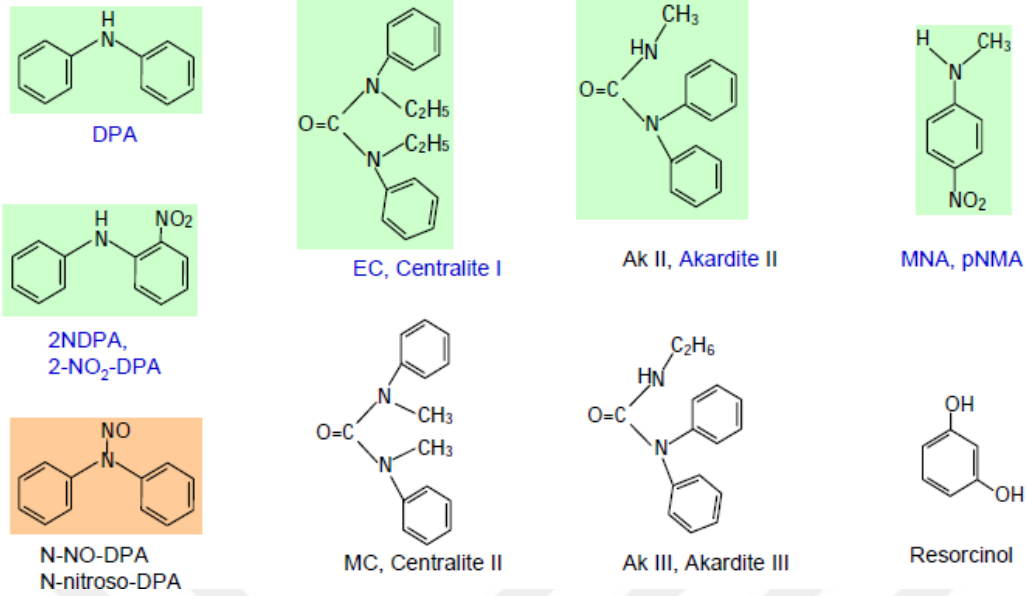
Örnek Kompozisyon
1100 cal/g, 52,25 % NC, 42,75 % NG, 5 % Diğerleri

Şekil 1.6. Çift bazlı yakıt bileşenleri (Lengellé vd. 2002)

Nitroselüloz pamuğa benzer beyaz ve lifli bir yapıya sahiptir. Selüloz, β (1→4) bağları ile bağlanmış yüz ila onbinin üzerinde D-glukopiranoz biriminden oluşan bir polisakkarittir. Bu molekül, nitroselüloz veya selüloz nitratlı olarak adlandırılan nitratlamış selüloz ester polimerlerini vermek üzere nitrik asit ile reaksiyona giren doğal bir polimerdir. Genel reaksiyon tersine çevrilebilir ve oldukça ekzotermik olan bir $R-OH + HONO_2 \rightarrow R-ONO_2 + H_2O$ esterleştirmesidir.

Öncü (selüloz) ve nihai ürün (nitrogliserin) bazı hidroksil grupları nitro grupları tarafından değiştirilmiş benzer bir yapı oluşturur. Bu yer değiştirme nitro grupları için C₂, C₃ ve C₆ karbonlarında meydana gelir ve nitrasyon $C_6 \gg C_2 \approx C_3$ oranındadır. Böylece nitro grupları birleşerek $[C_6H_7O_2(OH)_{3-x}(ONO_2)_x]_n$ kimyasal formülüne sahip bir bileşik verebilir. Burada x, nitro grupları tarafından değiştirilen hidroksil gruplarını göstermektedir (Ossa vd., 2012).

Roketin performansı için NC/NG oranları değiştirilebilir. Ancak, nitrat esterleri yapıyı kararsızlaştırmaktadırlar. Yakıtın depolama süresini uzatmak ve bozunmasını baskılamak için çeşitli stabilizör maddeler geliştirilmiştir (Sun vd., 2018). En etkili stabilizörler yakıtın bozunması ile açığa çıkan azot oksitlerle (NO, NO₂) reaksiyona girebilmeli ve bunlardan oluşan asitleri toplayabilmelidir. Günümüzde çift bazlı yakıtlarda en çok kullanılan stabilizör maddeler Şekil 1.7.'de gösterildiği gibi difenilamin (DPA), 2-nirodifenilamin (2NDPA), N,N'-dietyl-N,N'-difenillurea (Centralite I veya CI) and N'metil-N,N-difenillurea (Acardite II)'dir (Lindblom, 2004).



Şekil 1.7. Çift bazlı yakıtlarda kullanılan stabilizör türleri (Born, 2007)

Çift bazlı yakıtların yanma hızı, çalışma basıncı ile ilişkilidir. Yanma hızı – basınç Denklem (1.9)'te gösterildiği gibi üstel ilişkilidir.

$$r = aP^n \quad (1.9)$$

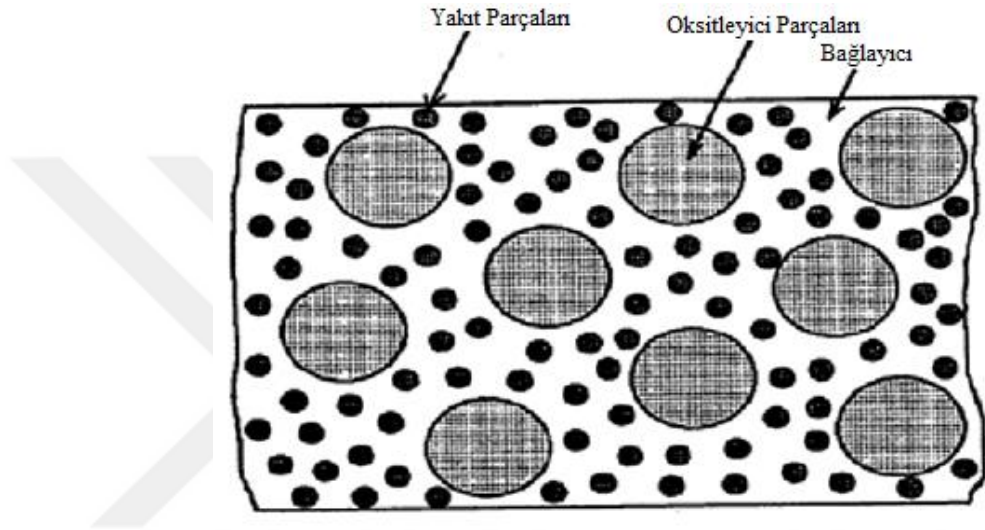
Denklemde r , yanma hızını, P , çalışma basıncını, n , basınç üssünü ve a , ilk sıcaklık sabitini ifade etmektedir. Denklem (1.9) çalışma basıncında oluşabilecek minimum bir değişikliğin yanma hızında oldukça büyük artışlara neden olabileceğini göstermektedir. Bu durum roket motorunun patlamasına neden olabilir. NC, çift bazlı yakıtların ana enerji bileşenidir (Elghafour, Radwan, Hosam, Mostafa, Fahd, Elbasuney, 2018).

Yanma hızının çalışma basıncına duyarlılığını en aza indirmek için basınç üssü değeri 0,7'den küçük olmalıdır. NC'nin yanma özelliklerinin başında büyük miktarda CHO serbest radikal üretimi ile yanmasıdır. Bu sebeple NC dumansız yakıtlarda yanma hızının değişikliği için ana faktörlerden biridir.

1.2.1.1.2. Kompozit Roket Yakıtları

Kompozit roket yakıtları Şekil 1.8.'de gösterildiği gibi bağlayıcı matris içerisinde yanıcı, oksitleyici ve yanma hızını düzenlemeyi sağlayan plastikleştirici ve katalizör karışımından oluşmaktadır. Yanıcı olarak Alüminyum, Bor veya

Magnezyum gibi metal tozları kullanılmaktadır. Oksitleyici olarak amonyum perklorat, amonyum nitrat veya potasyum perklorat kullanılır. Oksitleyici, metal yakıtın ve bağlayıcının yanması için ortama gereken oksijeni sağlamaktadır. Bağlayıcı, polimerik bağlayıcılar, polyester, epoksi, sentetik kauçuk, polivinil, polietilen vb. olabilir. Yanıcı ve yakıcı maddeleri birarada tutarak yanma esnasında ortama karbon ve hidrojen sağlayarak yakıtın yanma gücünü artırır ve yakıtın mekanik özelliklerini iyileştirir. Kompozit yakıtlarda daha çok HTBP (hidroksil uç gruplu polibütadien) kullanılır (Bababurun, 2020).



Şekil 1.8. Kompozit yakıt şematik gösterimi (Dönmez, 2018)

1.2.1.1.3. Kompozite Modifiye Çift Bazlı Yakıt

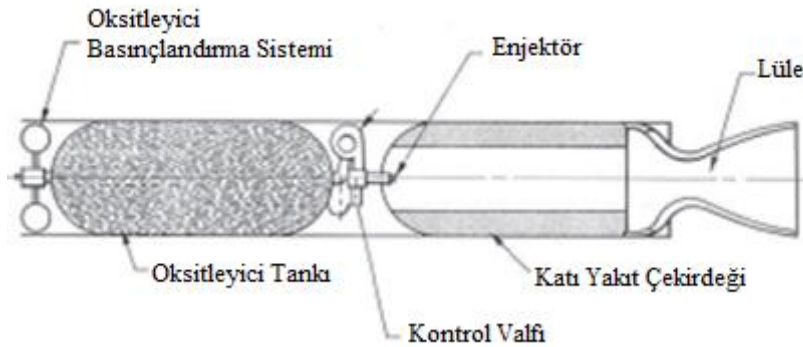
Modifiye edilmiş çift bazlı yakıtlar geleneksel DB'ye göre daha yüksek itme performansı göstermeleri nedeniyle modern askeri ve uzay roketçilikte geniş uygulama alanları bulmuştur (Elbasuney, Elghafour, Radvan, Fahd, Mostafa, Sadek ve Motaz, 2018). Kompozite modifiye çift bazlı yakıt, çift bazlı NC-NG yakıt içerisine oksitleyici olarak AP (amonyum perklorat) gibi bileşenler, metal yakıt olarak Al ve diğer dolgu maddesi olarak RDX ve HMX gibi patlayıcılar ilave edilmiş, genellikle döküm yöntemi ile üretilen yakıt türüdür (Sutton and Biblarz, 2016; Korkmaz, 2019; Trache ve Tarchoun, 2019).

Farklı bileşenlerin moleküler düzeyde, yüksek yoğunlukta ve DB yakıtların boyutsal stabilitesine iyi bir şekilde karıştırılmasını sağlayan ve yaygın olarak kullanılan yöntem olan vidalı ekstrüzyon tekniği ile üretimleri yapılmaktadır. Üretimi için uygun şekil ve boyutlarda DB taneleri elde edebilmek maksadıyla

harmanlama, ardından haddeleme, öğütme, granülasyon ve son olarak ta ekstrüzyon olmak üzere birçok aşamadan geçmektedir. Soventsiz ekstrüzyon tekniği ile ağırlıkça %20'ye kadar RDX bazlı modifiye edilmiş çift bazlı yakıt geliştirilmiştir (Elbasuney vd. 2018).

1.2.2.2. Hibrit Yakıtlı Roket Motorları

Hibrit yakıtlı roketler, Şekil 1.9.'da gibi yanma odasında depolana katı bir yakıt ve ayrı bir tankta depolanan sıvı oksitleyiciden oluşur. Sıvı oksitleyici pompa veya valf sistemi ile katı yakıtı püskürtülerek yanma sağlanmaktadır. Hibrit roketlerde, oksitleyici madde olarak sıvı azot tetroksit (N_2O_4) veya klor triflorür (ClF_3) gibi maddeler kullanılmaktadır (Yaman, 2013; Korkmaz, 2019). Hibrit roket motoru içerisinde farklı yakıt türleri kullanılabilir. Katı roket motorlarından farklı olarak uçuşun herhangi bir noktasında yanma, dolayısıyla itki durdurulabilmektedir. Ancak sıvı roket motorları gibi krijenik yakıt depolama ve pompalama sistemlerine ihtiyaç duymamaktadır (Keskin, Özdamar ve Öksüz, 2018).



Şekil 1.9. Hibrit yakıtlı roket motoru şematik gösterimi (Özbilgin, 2009)

1.2.2.3. Sıvı Yakıtlı Roket Motorları

Sıvı yakıtlı roket motorları, Şekil 1.10.'da gösterildiği gibi yanıcı ve yakıcı sıvıların ayrı tanklarda depolandığı karmaşık bir yapıya sahiptirler. Katı yakıtlı roket motorlarına göre daha yüksek itki üretmelerine rağmen oldukça karışık ve pahalı sistemlerdir. Pompa sistemi yakıt ve oksitleyicinin yanma odasına taşınması, soğutma sistemi yanma odası ve nozulun soğutulması ve valfler kontrol ve güvenlik için kullanılmaktadırlar (Korkmaz, 2019).

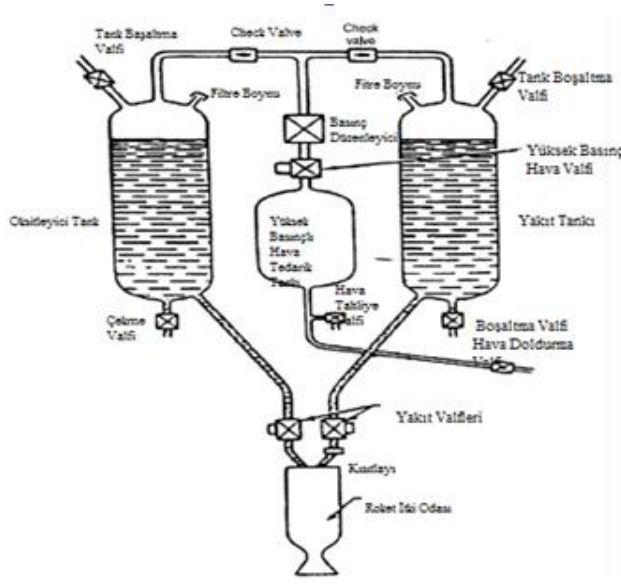
Bir sıvı roket motorundaki enjeksiyon sisteminin ve yanma odasının amacı, sıvı itici gazların yüksek sıcaklık ve basınç altında ürün gazlarına kontrollü bir şekilde dönüştürülmesini sağlamaktır. İtme daha sonra egzoz nozülü boyunca genişleme yoluyla üretilir, potansiyel ve termal enerji kinetik enerjiye dönüştürülür.

Sıvı roket motoru sistemleri, basınç beslemeli ve pompa beslemeli olmak üzere iki geniş kategoride sınıflandırılabilir. Basınç beslemeli tasarımlar, itme ve oda basıncının düşük olduğu ve çoklu yeniden başlatma kabiliyeti için reaksiyon kontrolü ve uzay tahrik sistemleri için tercih edilir. Pompa beslemeli motorlar, uzun sürelerin yaygın olduğu fırlatma araçlarının güçlendirici ve üst kademelerine özgü yüksek itme, yüksek oda basıncı uygulamaları için kullanılmaktadırlar.

Çok sayıda olası itici gaz kombinasyonu olmasına rağmen, mevcut kullanımdaki geleneksel motorlar için temel üç unsur vardır. Karada depolanabilir, kriyojenik ve kriyojenik-depolanabilir olarak sınıflandırılırlar. Karada depolanabilir, itici gazın standart sıcaklık ve basınç koşullarında sıvı halde olduğu anlamına gelir. Standart koşullarda gaz olan, ancak soğutma yoluyla sıvılaştırılan itici gazlar, kriyojenik iticiler olarak bilinir. Depolanmaları için yalıtımlı kaplar gereklidir ve soğutma sağlanmadıkça kaynama kayıpları kaçınılmazdır. Kriyojenik - depolanabilir kombinasyonlar, bir kriyojenik ve bir depolanabilir itici gazdan oluşur.

Yaygın depolanabilir kombinasyon, oksitleyici için nitrojen tetroksit ve yakıt için %50 hidrazin ve %50 simetrik olmayan dimetilhidrazin (UDMH) karışımından oluşur. Bu depolanabilir yakıtlar, iticiler temas ettiğinde kendiliğinden oluşan bir reaksiyondan kaynaklanır ve bu nedenle yeniden başlatmaların gerekli olduğu uzay tahrik sistemlerinde geniş uygulama alanı bulur.

Şu anda en yaygın kullanılan kriyojenik kombinasyon, oksitleyici için sıvı oksijen ve yakıt için sıvı hidrojenden oluşur. Bu kombinasyon, kıvılcım düzenlemesi gibi bir ateşleme kaynağı gerektirir. Bu itici yakıt kombinasyonunun performansı, tartışılanların en yükseğidir. Sıvı hidrojenin uzun süreli depolanması, içerdiği düşük sıcaklıklar (-423.3° F) nedeniyle özel yalıtım ve dikkatli tasarım gerektirir. (Harrje, 1972).



Şekil 1.10. Sıvı yakıtlı roket motoru şematik gösterimi (Krishnamurthy ve Varghese, 2017)

Sıvı yakıtlı roketler kullanılan yakıtı göre monopropellant (tek yakıtlı), bipropellant (çift yakıtlı), depo edilebilir ve kriyojenik olarak sınıflandırılır.

Monopropellant yakıtlar; yakıt ile oksitleyici maddenin aynı yakıt içerisinde bulunduğu, basit yapılı, performansı düşük roketlerdir.

Bipropellant yakıtlar; yakıt ve oksitleyici ayrı tanklarda bekletilmekte ve ancak yanma odasında birbiriyle karışmaktadır. Bu motorların güvenliği ve performansları yüksektir.

Kriyojenik yakıtlarda sıvı halde oksijen, hidrojen, flor ve oksijen diflörür kullanılmaktadır. Bu yakıtların depolanması oldukça güç olması nedeniyle depolama ve kullanım yönünden dezavantajları vardır.

Depolanabilir yakıtlar; belirli bir sıcaklık ve basınç altında stabil halde kalabilirler (Singh & Shekhar, 2016; Sutton and Biblarz, 2016; Korkmaz, 2019).

1.2.3. Nükleer Roketler

Nükleer roketlerde uranyum ya da plütonyum radyoaktif maddeleri kullanılmaktadır. Bu sebeple nükleer roketler Şekil 1.11.'de gösterildiği gibi radyasyondan korunmalı özel bir sistem ile dizayn edilmesi gereklidir. Çok yüksek sıcaklıklar altında proton-proton zinciriyle, hidrojenen helyuma dönüşüm

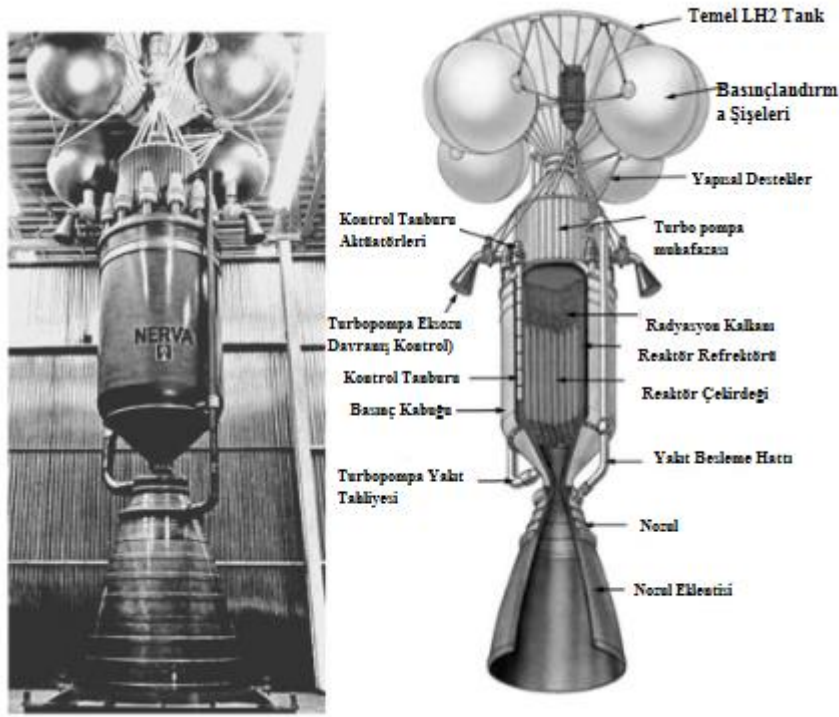
yapılarak enerji elde edilebilir. (Emrich, 2016). Ancak bu kadar yüksek sıcaklıklara dayanabilecek reaktörler henüz geliştirilememiştir Nükleer motorların iki tipi vardır:

1.2.3.1. Filyon Silahları veya Bombaları

Uranyum veya pluton gibi ağır çekirdekli elementlerin nötronlar, tarafından bombalanmasıyla daha hafif elementlere dönüşerek, nötron ve enerji açığa çıkararak çalışırlar (Agrawal, 2010). Yeni üretilen nötronlar daha sonra diğer çekirdekleri bombalar ve daha sonra diğer çekirdekleri böler ve bombalar. Bu süreç böyle devam eder ve büyük miktarda enerji açığa çıkaran bir nükleer zincirleme reaksiyona yol açar. Bunlara atom bombası veya A-bombası adı verilir.

1.2.3.2. Füzyon Silahları ve Bombaları:

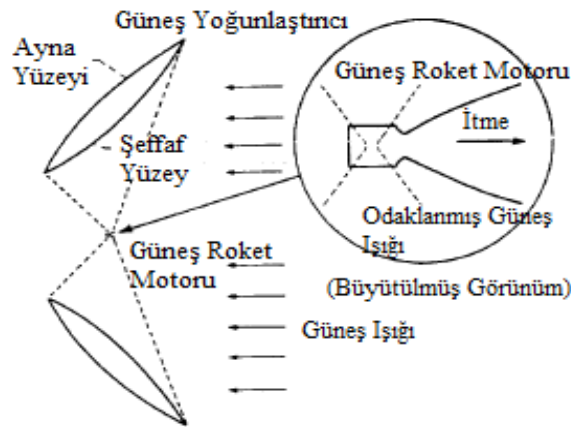
Hafif çekirdekli genellikle döteryum ve trityum gibi hidrojen izotopları, bir araya gelerek daha ağır elementler oluşturur ve büyük miktarda enerji açığa çıkarırlar. Füzyon özellikli silahlar, birincil yakıtları veya termonükleer silahları nedeniyle hidrojen bombaları veya H - bombaları olarak da bilinir, çünkü füzyon reaksiyonlarının gerçekleşmesi son derece yüksek sıcaklık gerektirir. Füzyon reaksiyonu, çekirdeklerin yüksek bir termal enerjiye sahip olmasını gerekir ve bu nedenle bu reaksiyonlara termonükleer reaksiyonlar da denir. Bir füzyon reaksiyonu için gerekli olan aşırı sıcaklıklar ve yoğunluklar, filyon patlamasından elde edilen enerji ile elde edilir. Filyon birinciline ihtiyaç duymayan saf bir füzyon silahı varsayımsaldır ve bu türden hiçbir silah geliştirilmemiştir (Agrawal, 2010).



Şekil 1.11. Nükleer roket motor yapısının şematik gösterimi (Emrich, 2016)

1.2.4. Güneş Işınımlı İtme Motorları

Güneş ışınımlı itme motorlarında Şekil 1.12.'de gösterildiği gibi güneş enerjisi parabolik ayna yardımıyla odaklanarak “kara cisim” özelliğindeki bir noktada toplanır. Burada hidrojen gazını 2727 °C'ye kadar ısıtarak ısıtılmış gazın atılması sonucunda itki oluştururlar.



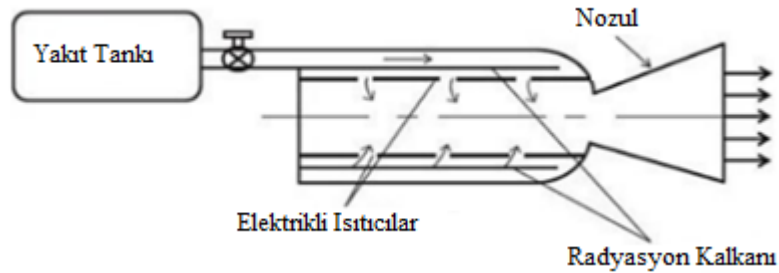
Şekil 1.12. Güneş ışınımlı roket motor yapısının şematik gösterimi (Yu, Chang, and Merkle 1991)

1.2.5. Elektrikli Roket Motorları

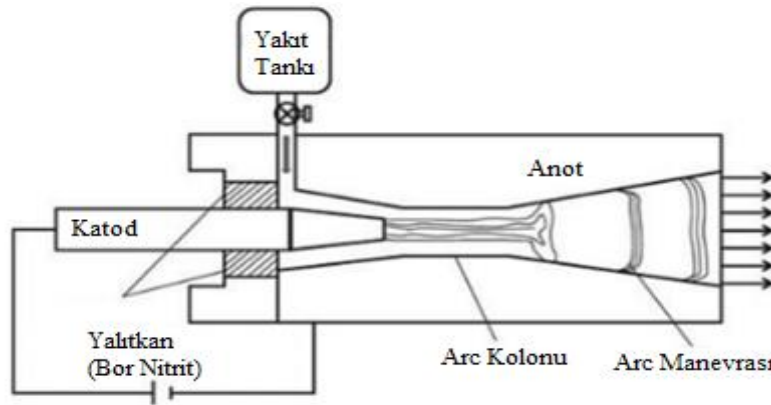
Jeneratörler yardımıyla üretilen elektrik enerjisini kullanan oldukça maliyetli sistemlerdir. Bu roketler, gezegenler arası uydular için uzun zamanlarda yüksek hız elde etmek maksadıyla kullanılırlar ve gezegenlere gönderilen uydularda ve bu uyduların ara yörüngelere oturtulmasında kullanılırlar (Erişim) (<http://www.astromomi.istanbul.edu.tr>, 11.05.2022).

1.2.5.1. Elektrotermal Motorlar

Sistem için gerekli olan elektrik enerjisi güneş pilleri kullanılarak elde edilir. İtici kuvveti, elektrik enerjisiyle kullanılarak, genişleme ve moleküler bozulma yoluyla sağlanır. Resistojet ve Arcjet olarak adlandırılan iki elektrotermal motor türü bulunmaktadır. Şekil 1.13.'te gösterilen Resistojet sisteminde gaz, elektrik kullanılarak ısıtılır. Şekil 1.14.'te gösterilen Arcjet sisteminde ise yanıcı gazın ateşlenmesi ile itici sağlanmaktadır. Arcjet'ler termal verimlerinin düşük olması nedeniyle uzun görev süresine ihtiyaç duyarlar.



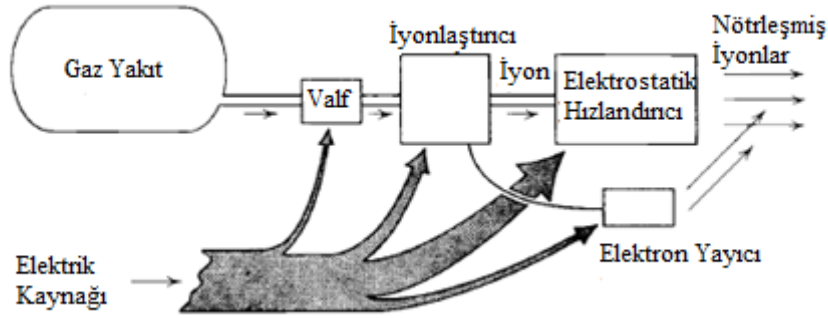
Şekil 1.13. Resistojet motor yapısının şematik gösterimi (Mishra, 2017)



Şekil 1.14. Arcjet motor yapısının şematik gösterimi (Mishra, 2017)

1.2.5.2. Elektrostatik Motorlar (İyon Motorları)

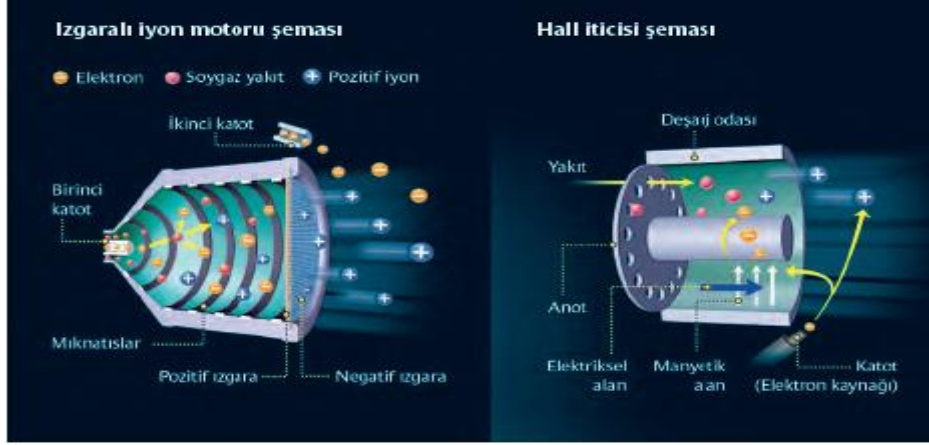
Elektrostatik motorlar, Şekil 1.15.'te gösterildiği gibi elektrik enerjisini kullanarak iyonlaşan atomların elektrik ve manyetik alanlar tarafından ivmelendirilmesi ile çalışır. Egsoz hızı 10000 km/sn kadar çıkabilmektedir. Bu sistemlerin çalışma sürelerinin kısa olması nedeniyle küçük yörünge düzeltmelerinde kullanılmaktadır. Yakıt olarak genelde buharlaştırılmış Cs kullanılmaktadır (Erişim) (<http://www.astromomi.istanbul.edu.tr>, 11.05.2022).



Şekil 1.15. Elektrostatik roket motoru şematik gösterimi (Korkmaz, 2019)

1.2.5.3. Elektromanyetik Motorlar

Elektromanyetik motorlarda, gaz halinde bulunan He, plazma haline getirilerek yanma odasında elektrik akımı kullanılarak elektromanyetik bir ortam oluşturulur. Plazmanın, egzozun dışına doğru hareket etmesi sağlanır. Kullanılan yakıtın plazma haline gelmesi ve oluşturulacak manyetik alan için oldukça büyük bir elektrik enerjisine ihtiyaç duyulmaktadır. Şekil 1.16.'da iki farklı tip plazma roket motoru şeması görülmektedir. Elektro manyetik motorlar ile yaklaşık 15 km/saniye itki hızları elde edilebilir. Henüz deney aşamasındaki motorlardır (Erişim) (<http://www.astromomi.istanbul.edu.tr>,11.05.2022).



Şekil 1.16. Plazma roket motoru şematik gösterimi (Karadağ, 2017)

1.3. Katı Yakıtlı Roket Motorlarında Yaşlanma

Yaşlanma, fiziksel özelliklerdeki değişikliklerin neden olduğu fiziksel, mekanik ve balistik özelliklerin zamanla bozulmasını ifade eder. Katı yakıtlı roketlerde yaşlanmayı etkileyen çeşitli faktörler ve ortaya çıkan çeşitli mekanizmalar nedeniyle yavaş ve karmaşık bir yapıda olduğu bulunmuştur. Yapılan incelemelerde yaşlanmış rokette çatlak oluşumu, arayüz bağ kopması, göç ve çökme gibi farklı arızalar gözlemlenmiştir. Bu tip hataların olmadığı durumlarda dahi balistik performansta, kimyasal olarak bağlanmamış maddelerin göç etmesi nedeniyle tasarım değerlerinden sapmalar görülmektedir (Naseem, Yerra, Murthy and Ramakrishna, 2021).

Yakıtın yaşlanmasında kimyasal (oksidatif çapraz bağlar gibi), fiziksel (plastikleştirici göçü, sıvı yanma katalizörleri ve nem) ve mekanik (termalyükler, vibrasyon gibi) prosesler bozunmayı etkilemektedir (Klerk, vd. 2006).

Kimyasal ve fiziksel prosesler genellikle sıcaklıkla bağlantılı olup, operasyonel koşullar, motorun tasarımı ve yaşlanma koşulları ile bozunma miktarını değiştirebilmektedir. Mekanik prosesler ise yakıt içerisinde var olan mikro hatalara bağlı olarak zamanla roketin itici özelliklerinin bozulmasına neden olurlar (Klerk, vd. 2006).

Bazı bileşenler bozunarak özelliklerini yitirebildikleri gibi bazıları da sistemde yer alan diğer bileşenlere zarar verebilecek reaksiyonlara yol açarlar. Bazen de yakıt

içerisine performans artırma amaçlı eklenen bir madde depolama sürecinde istenmeyen etkiler ortaya çıkartabilir. Yaşlanma sırasında yakıtın bozunmasını etkileyen faktörler Çizelge 1.2.'de gösterilmiştir (Bababurun, 2020).

Çizelge 1.2. Yaşlanma sırasında yakıtın bozunmasını etkileyen faktörler (Bababurun, 2020)

FAKTÖR	BELİRTİ	ZAYIFLIK MODU
Kimyasal Halde Değişiklik *Yakıt bileşenlerinin tek tek veya kombinasyon halinde kimyasal reaktifliği	Sertleşme, Kırılma, Gazlaşma, Bozunun ürün birikimi, Viskoz akışın hızlanması, Yapışkanlığın değişmesi	Depolama koşulları, sıcaklık değişimi veya ateşleme esnasında kırılma eğiliminin artması, yanma hızının değişimi, itme kaybı, ateşleme problemi ve astar yakıt ayrılması
* Çevre ile kimyasal etkileşim - Atmosfer (Hava, nem, gaz ve katı bozunma ürünleri) - Motor malzemeleri		
*.Değişim Hızını Etkileyebilecek Faktörler (Sıcaklık, Stres hali)	Bozunmanın zaman ölçeği	
Fiziksel Durum Değişikliği * Tersinir Fiziksel Değişiklikler - Faz değişimi - Madde Difüzyonu (Gaz, plastikleştirici, nem	Sıcaklığa bağlı fiziksel özellik histerezisi	Depolama, ateşleme ve sıcaklık değişimine bağlı kırılma eğiliminin artması, çatlak oluşumu ve büyümesi
* Tersinmez Fiziksel Değişiklikler - Tersinir limit dışındaki sünme: + Çekim kuvvetinin + Taşıma sırasındaki ivmenin + Isı değişiminin + Çevre Sıcaklığının sebep olduğu	Kenarlarda çatlaklar, Astar ayrılması, viskoz deformasyon, renk solması	Yanma hızı ve yanma alanının artması

Yakıtın başlangıç özelliklerindeki zamana bağlı değişimini ve faydalı kullanım ömrünü bilmek, tasarım ve üretim maliyeti açısından oldukça önemlidir. Yakıtın yaşlanma eğilimi yakıt kimyasal karışımına, çekirdek şekline, parçacık boyutuna ve depolama koşullarına bağlıdır (Bababurun, 2020).

1.3.1. Kompozit Yakıtlı Roket Motorlarında Yaşlanma

Kompozit katı yakıtlar, füzelerin ve uzay fırlatma araçlarının roket motorlarında yaygın olarak kullanılmakla beraber kullanılmadan önce uzun yıllar depolanabilmektedirler. Bu sebeple uzun raf ömrüne sahip olmaları istenir (Naseem, Murthy ve Ramakrishna, 2021).

Kompozit katı yakıtlar, ateşlemeden önce taşıma ve depolama sırasında üzerlerine uygulanan stres ve zorlamalara dayanmalıdırlar. Katı yakıtların özellikleri,

kimyasal ve mekanik yaşlanmayı da içeren, zaman ve çevresel koşullarla değişebilir. Kimyasal yaşlanma, kimyasal iticilerin raf ömrünü değerlendirmek için kullanılabilen oksidasyon, termal veya hidrolitik reaksiyonlar gibi farklı kaynaklardan ortaya çıkabilir. Sertleşme, yumuşama, şişme, renk değişikliği ve gaz oluşumu gösterebilir (Keshavarz, Karimi, Goodarzi and Hosseini, 2020).

Kompozit yakıtlı roket yakıtları kauçuksu bir polimerik matris içine gömülü katı dolgu maddelerinden oluşur. Yakıt hizmet ömrü boyunca farklı yüklere ve çevresel koşullara dayanması gerekir ve bu koşullar malzemenin mekanik ve balistik özelliklerini değiştirebilir. Yaşlanma sırasında roket yakıtı geri dönüşü olmayan farklı bozunma süreçlerinden geçerek değişim gösterir (Cerri, Bohn, Menke and Galfetti 2009).

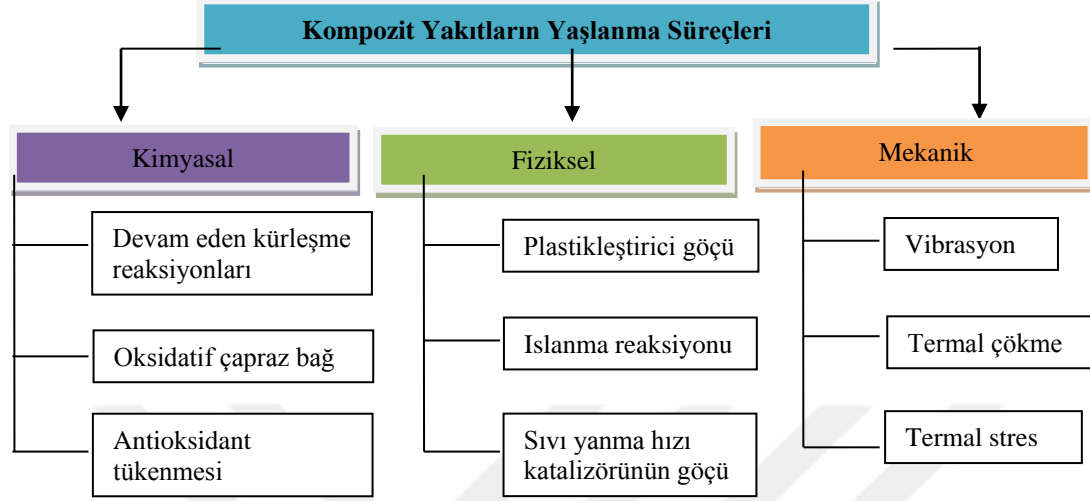
Katı roket motorunun ateşleme işlemi sırasında güvenilirliği servis ömrü boyunca önemli bir garantidir. Motorun güvenilirliği ise katı yakıtın yapısal bütünlüğüne bağlıdır. Çünkü katı yakıt, roket motorunun en temel bileşeni ve enerji kaynağıdır. Metal malzemeler ile kıyaslandığında mekanik özellikleri dış yüklemeye koşullarına (stres durumu gibi) ve yaşlanmaya ile daha ilgilidir. Ateşleme sırasında katı yakıt, sıcak gazlar tarafından basınçlandırılarak üç eksenli bir stres altında kalmaktadır.

Katı roket yakıtı genellikle uzun süreli depolanması sırasında, ateşleme işlemi sırasında özelliklerini etkileyebilecek kimyasal reaksiyonlar ve fiziksel süreçlerin kombinasyonu ile yaşlanmaktadır. Bu nedenle yakıtın yapısal bütünlüğü uzun depolama sürelerinden sonra mekanik özelliklerinin ölçülmesi yakıtın güvenilirliği açısından çok önemlidir (Wang, Qiang, 2022).

Kullanım ve depolama esnasında roket yakıtlarının mekanik özellikleri termal reaksiyonlar, oksidasyon reaksiyonları veya titreşimler gibi kimyasal ve mekanik etkilerden dolayı değişmektedir. Bu etkiler roket motorunun istenmeyen bir şekilde patlamasına yol açabilecek arızalara neden olabilir. İstenmeyen çatlak ve boşluklar nedeniyle yakıt çekirdeğinin yanma yüzeyinde bir artma, arızaya veya daha da kötüsü roket motorunun patlamasına neden olabilir. Roket yakıtlarının yaşlanmasında birçok farklı süreç olabilir (Herder, Weterings and de Klerk, 2003). Bu süreçler Şekil 1.17.'de gösterilmektedir.

- 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 mekanik süreçlerdir.



Şekil 1.17. Kompozit yakıtların ana yaşlanma süreçleri (Elbasuney, Elsaka, Elbeih, Mostafa, 2021)

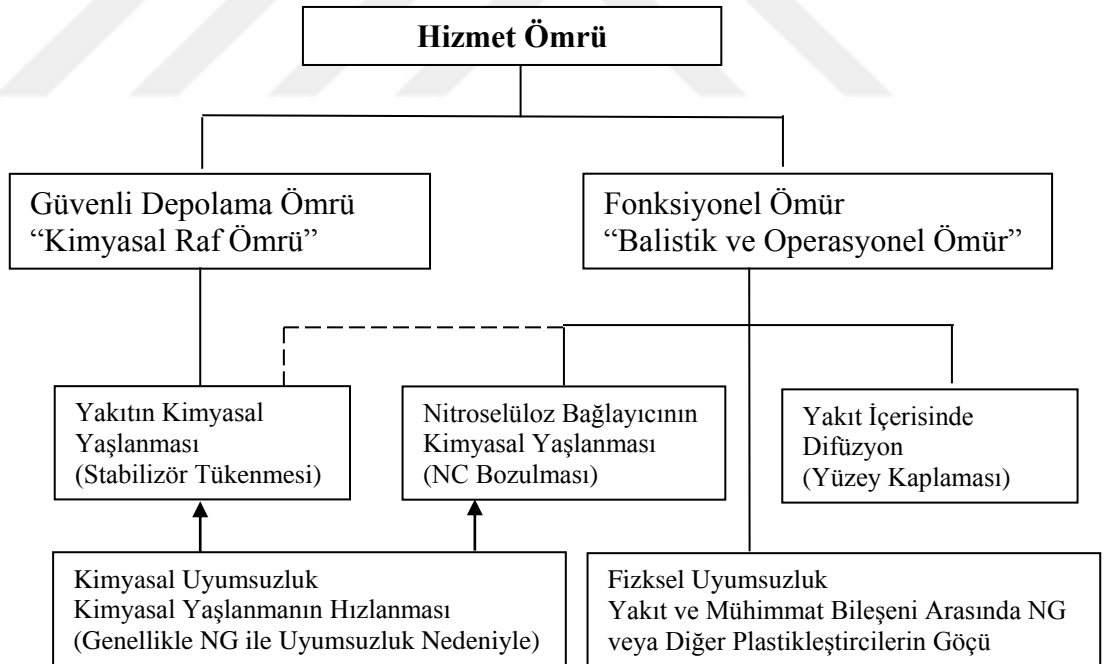
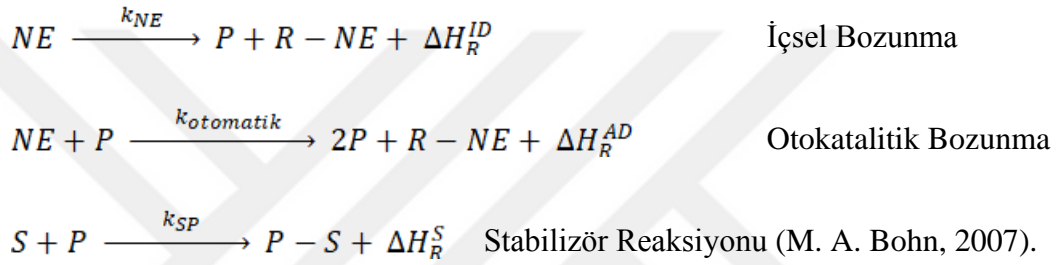
Kimyasal ve fiziksel süreç, kinetik süreçler tarafından yönetilen moleküler reaksiyonlar ve difüzyonla ilgilidir. Sıcaklık artışı ile hızlandırılabilirler. Oksidatif fenomenler, yakıt içerisinde bulunan antioksidantlara rağmen yakıt daha üretim sırasında iken yoğurma ve karışımın kürlenmesi esnasında ortaya çıkar. Bu da kürlenme işleminden sonra bir miktar oksidatif ön hasarının oluştuğu manasına gelir. Zamanla bu kusurlar ve ön hasarlar, mikro çatlaklar ve makro çatlaklar oluşturur ve kabul edilemez hatalara sebep olur (Cerri, vd., 2009).

1.3.2. Çift Bazlı Roketlerde Yaşlanma

Çift bazlı katı yakıtların yaşlanmasını belirlemenin çeşitli yöntemleri vardır.

- Yüksek sıcaklıkta depolama sırasında ısı üretim hızının ölçümü,
- Ağırlık kaybı yoluyla termal bozunma eğrisinin değerlendirilmesi,
- Yükseltilmiş sıcaklıkta depolama sırasında stabilizatör reaksiyon ürünlerinin belirlenmesi olarak sayılabilir (Volk, 1976).

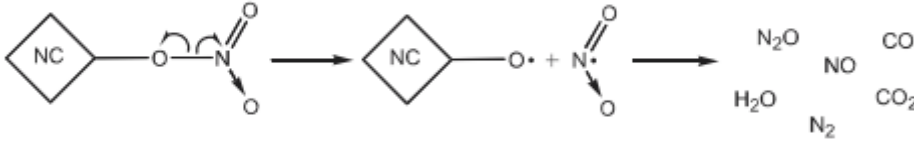
Çift bazlı roket yakıtlarının yaşlanması, NC ve diğer nitrat esterlerinin kimyasal bozunma reaksiyonlarından kaynaklanmaktadır. Nitrat esterleri (NE), küçük bağ enerjisine sahip olması nedeniyle (yaklaşık 170 kJ/mol), termolitik bölünme ile NO₂, su, asit ve bunlara ek olarak gazlar ve organikler oluşturur (İçsel Bozunma). Bozunma ürünleri NO₂ ve asitler NE'nin parçalanmasında katalizör (P) olarak rol alır ve bu yolla daha fazla bozunma reaksiyonu gerçekleşir (Otokatalitik Bozunma). Stabilizör (S), NO₂ ve nitrik asidi bağlayarak otokatalizörü (P) etkisiz hale getirir. Bu sırada hiç otokatalitik bozunma görülmez, ancak içsel bozunma devam eder. Bu durum da kütle kaybına, enerji kaybına, NC'nin zincir bölünmesine ve gaz-ısı oluşumuna neden olur (Stabilizör Reaksiyonu).



Şekil 1.18. Roket yakıtlarının ana yaşlanma süreçlerini gösterir diyagram
(Vogelsanger, vd., 2008)

Roket yakıtının raf ömrü ve hangi süreçlerden etkilendiği Şekil 1.18'de gösterilmektedir. Yakıtın kimyasal olarak yaşlanması sonucu stabilizör miktarında azalma, nitroselülozun bozulması hem kimyasal hem de balistik kararlılığı

etkilemektedir. Yüzey kaplamalarının yüzeyden çekirdeğe doğru difüzyonu balistik kararlılığı, fiziksel uyumsuzluk reaksiyonları nitrogliserin veya yakıttan diğer bileşenlere etkisi mühimmatın işlevselliğini yani balistik performansını etkiler. Yakıt ile diğer diğer bileşenler arasındaki kimyasal uyumsuzluk reaksiyonları kimyasal yaşlanmayı hızlandırır (Vogelsanger, vd. 2008)

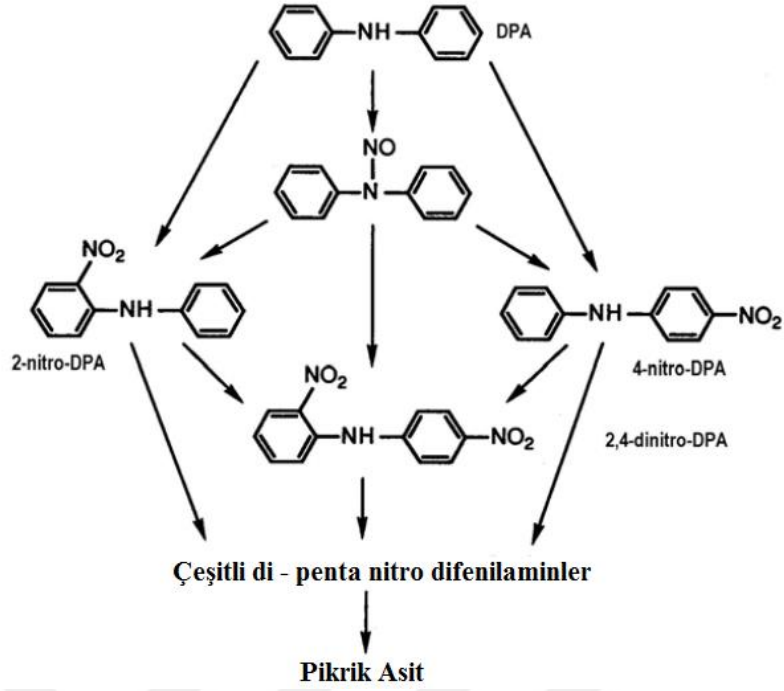


Şekil 1.19. Nitrat esterinin homolitik bölünmesi (Vogelsanger, vd. 2008).

NC bazlı yakıtlardaki sorun, NO_x'i ortama serbest bırakan yaşlanma reaksiyonudur. Bu reaksiyonun mekanizmasının birincil kısmı, Şekil 1.19'da gösterilen NC'nin nitrat esterinin homolitik bölünmesidir. Prosesin bu kısmı tek moleküllü bir reaksiyondur ve Arrhenius'un kinetik denklemine göre sadece sıcaklığı etkileyen bir faktördür. Reaksiyonun ilk basamağı sırasında oluşan radikaller, itici gazın oto-katalitik bozunmasına yol açabilen NC'nin oksidatif bozunmasını katlanarak aktive eder. Böyle bir otokatalitik prosesten kaçınmak için, bozunma reaksiyonunun ilk kısmı sırasında oluşan nitrojen oksitleri (NO_x) yakalamak için yakıt formülasyonuna stabilizör maddeler eklenir (Folly ve Mäder, 2004). Stabilizör maddeler nitrozlu ve nitratlı bileşiklerin oluşumu ile azot oksitlere tepki verirler (Chovancová, vd. 2006). Bozunma hızını azaltmak amacıyla yakıtlara çeşitli stabilizör maddeler eklenebilir. Bu maddeler,

- Difenilamin (DPA)
- Etil santralit (EC)
- Akardite II (Ak II)
- Metil-nitroanilin (MNA)'dir (Klerk, 2015)

Genellikle çift bazlı yakıtların raf ömrünü içeriğinde bulunan stabilizör madde miktarı belirlemektedir. Yaşlanma ile stabilizör madde miktarında bir azalma meydana gelmektedir (Chovancová, vd. 2006). DPA serbest kalan azot oksitlerle reaksiyona girerek bir dizi farklı nitro ve nitroso türevlerine dönüşür.



Şekil 1.20. DPA'nın bozulma reaksiyonları (Lindblom, 2004)

DPA'nın bozulma reaksiyon şemasında, Şekil 1.20.'de hem nitroso hem de nitro türevleri içerdiği görülmektedir (Lindblom, 2004).

1.4. Hızlı Yaşlandırma

Roket yakıtlarının doğal yaşlanmasında ortam 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 bozunma süreçleri bu yolla hızlandırılır. Bu yöntem ile yaşlanma uyarıcısının yoğunluğu yani ortam sıcaklığı artırılırken, döngüsel dalgalanmalar engellenerek doğal yaşlanma ile aynı dercede bozunma sağlanabilir (Naseem, vd., 2021).

1.5. Kimyasal Kinetik

Başlangıçtan denge haline ulaşana kadar geçen süre içerisinde bir kimyasal reaksiyonun hızı, bu hızın bağlı olduğu nicelikler, hızın değiştirilmesi için

yapılması gerekenler ve reaksiyonun izlediği yol kimyasal kinetiği kapsamaktadır (Toluk, 2009).

1.5.1. Reaksiyon Hızı ve Hız Kanunu

Bir reaksiyona giren maddenin ya da ürünün konsantrasyonunun zamana göre değişimi reaksiyon hızı olarak isimlendirilir (Toluk, 2009).



Şeklindeki bir reaksiyon hızı aşağıdaki gibi ifade edilir (Toluk, 2009).

$$\text{Reaksiyon hızı} = -\frac{d[A]}{dt} = k[A]^m [B]^n \dots \quad (1.11)$$

Hız kanunu bir diferansiyel denklemdir ve bu denklem matematiksel yoldan çözümlenerek integre edilmiş hız denklemi bulunur (Toluk, 2009).

1.5.2. Aktivasyon Enerjisi

Bir reaksiyonun aktivasyon enerjisi, reaksiyon hızının sıcaklığa bağlı değişimidir. Bir reaksiyonun gerçekleşmesi için moleküllerin sahip olması gereken minimum enerjidir. Aktivasyon enerjisinin yüksek olması bu reaksiyonun sıcaklık değişimine karşı çok hassas olduğunu göstergesidir (Erişim) (<https://www.avys.omu.edu.tr>, 09.08.2022).

1.5.3. Arrhenius Denklemi

İsveçli fizikçi ve kimyager Svante August Arrhenius, 1889 yılında Arrhenius denklemi olarak bilinen reaksiyon hızı sabiti $k(T)$ 'nin formülasyonunu yayınladı. Arrhenius, van'T Hoff tarafından geliştirilen kimyasal denge sabiti K_E 'nin sıcaklığa bağımlılığı gibi kimyasal reaksiyon hızlarının sıcaklığa bağımlılığını formüle etti. Bu formülasyona van'T Hoff ilkesi de denilmektedir. Birbirleriyle dengede olan maddeler için, sıcaklıktaki bir artışın dengeyi ısıyı emen yöne (endotermal taraf, pozitif reaksiyon entalpisi ΔH) ve sıcaklıktaki bir azalmanın dengeyi ısıyı açığa çıkaran yöne (ekzotermal taraf, negatif reaksiyon entalpisi ΔH) kaydırıldığını belirtir. (1.12) denklemi Arrhenius Denklemi, (1.13) Arrhenius'un ilk formüle ettiği denklemdir (Born,2009).

$$\frac{d(\ln(k(T)))}{dT} = \frac{E_a}{RT^2} \quad (1.12)$$

$$\log(k(T)) = -\frac{A}{T} + \log(k_0) \quad (1.13)$$

$$\left(\frac{d(\ln(K_E(T)))}{dT}\right) \Big|_P = \frac{\Delta H}{RT^2} \quad (1.14)$$

K_E : Kimyasal denge sabiti,

T : Sıcaklık,

ΔH : Pozitif reaksiyon entalpisi,

R : Gaz sabiti

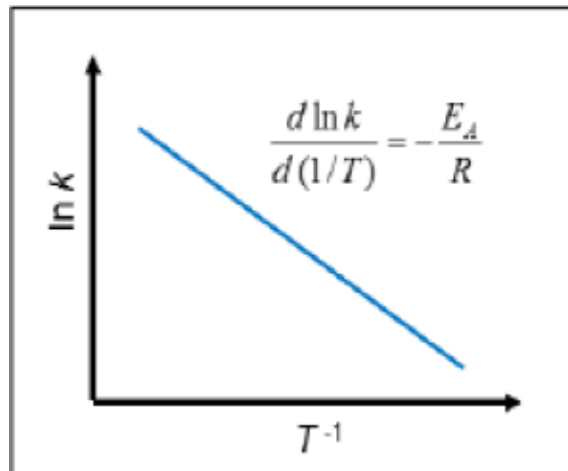
E_a : Aktivasyon enerjisi'dir.

Aktivasyon enerjisini hesaplamada kullanılan matematiksel model Arrhenius eşitliğidir. Kimyasal reaksiyonların hızını açıklayan “aktive olmuş kompleks” teorisine dayalı olarak geliştirilmiştir. Arrhenius eşitliği, (1.15) ile veya logaritmik formu olan (1.16) eşitliği ile tanımlanmaktadır.

$$\frac{d \ln k}{d(1/T)} = -\frac{E_A}{R} \quad (1.15)$$

E_A aktivasyon enerjisidir. E_A çekilirse;

$$E_A = -R \frac{d \ln k}{d(1/T)} \quad (1.16)$$



Şekil 1.21. Arrhenius grafiği (Erişim) (<http://avesis.yildiz.edu.tr>)

1/T değerine karşı lnk grafiği çizildiğinde Şekil 1.21'deki grafikten görüldüğü gibi negatif eğimli bir doğru oluşur. Bu doğrunun eğimi $-E_a/R$ 'ye eşit olur. (Erişim) (<https://avesis.yildiz.edu.tr>) Reaksiyon hız sabitinin (k) sıcaklıkla (T) değişmesi Eşitlik (1.17)'de gösterilen Arrhenius denklemi ile verilir (Toluk, 2009).

$$k = Ae^{E_a/RT} \quad (1.17)$$

Bu denklemde A, üstel öncesi çarpan veya frekans faktörü ve E_a (J/mol), reaksiyonun aktivasyon enerjisidir (Toluk, 2009).

1.5.4. Sıfıncı Derece Reaksiyonlar

Sıfıncı derece reaksiyonlarda reaksiyon hızı reaksiyona giren maddelerin derişimlerinden bağımsızdır. Bu tip reaksiyonlar katalizör üzerinden yürümektedir. Reaksiyonda sınırlayıcı faktör, derişimden farklı olup, çözünürlük veya bazı fotokimyasal reaksiyonlarda ışığın soğurulmasından kaynaklı olabilir. Çözünürlüğün sınırlayıcı olduğu durumlarda, malzeme içerisinde sadece çözünen miktardaki madde reaksiyona girerek bozunur (Toluk, 2009).

1.5.5. Birinci Derece Reaksiyonlar

Sabit koşullarda reaksiyonun hızı, reaksiyona giren maddelerin derişimleri ile orantılıdır. Birinci derece reaksiyonlarda reaksiyon hızı, reaksiyona giren maddelerden sadece birinin derişimine bağlıdır (Toluk, 2009).

1.6. Literatür Özeti

Newton'un üçüncü hareket kanunu olan etki-tepki prensibine göre çalışan itki sistemleri hareketsiz bir kütleyi hareket ettirmek, hareketin şiddetini değiştirmek veya harekete karşı koyan kuvvetleri yenmek amacıyla kullanılan sistemlerdir (Özbilgin, 2019). Roket yakıtları daha çok roketin kullandığı enerji kaynağına göre sınıflandırılmaktadır. Kimyasal yakıtlı roket motorlarında roketin yanması ile oluşan enerji, yakıtın kimyasal enerjisinin kinetik enerjiye dönmesi ile

sağlanmaktadır. Yanma sonucu oluşan yüksek sıcaklık ve basınçtaki gaz nozul vasıtasıyla atılarak roketin bir itki oluşturur. Bu itki sayesinde roket hedefe ulaşmaktadır (Korkmaz, 2019).

Çift bazlı yakıtlar (DB) yakıtlar; genellikle nitrogliserin (NG) ve nitroselüloz (NC) içeren homojen yakıtlardır. Bu temel içeriğe belli ağırlık oranlarında yanma hızı arttırıcı, stabilize edici, yağlayıcı, katılaştırıcı gibi ilaveler yapılmaktadır. Ekstrüzyon veya döküm yolu ile üretilen küçük taktik füzelerde kullanılmaktadırlar (Sutton and Biblarz, 2016).

Roketin performansı için NC/NG oranları değiştirilebilir. Ancak bu nitrat esterleri yapıyı kararsızlaştırmaktadırlar. Depolama süresini uzatmak ve yakıtın bozunmasını baskılamak için çeşitli stabilizör maddeler geliştirilmiştir (Sun, Ma, Zhao, Zhang and Luo, 2018). En etkili stabilizörler yakıtın bozunması ile açığa çıkan azot oksitlerle (NO, NO₂) reaksiyona girebilmeli ve bunlardan oluşan asitleri toplayabilmelidir.

NC bazlı yakıtlardaki sorun, NO_x'i ortama serbest bırakan yaşlanma reaksiyonudur. Bu reaksiyonun mekanizmasının birincil kısmı, NC'nin nitrat esterinin homolitik bölünmesidir. Prosesin bu kısmı tek moleküllü bir reaksiyondur ve Arrhenius'un kinetik denklemine göre sadece sıcaklığı etkileyen bir faktördür. Reaksiyonun ilk basamağı sırasında oluşan radikaller, itici gazın oto-katalitik bozunmasına yol açabilen NC'nin oksidatif bozunmasını katlanarak aktive eder. Böyle bir otokatalitik prostesten kaçınmak için, bozunma reaksiyonunun ilk kısmı sırasında oluşan nitrojen oksitleri (NO_x) yakalamak için yakıt formülasyonuna stabilizör maddeler eklenir (Folly and Mäder, 2004). Stabilizör maddeler nitrozlu ve nitratlı bileşiklerin oluşumu ile azot oksitlere tepki verirler (Chovancová, vd., 2006). Bozunma hızını azaltmak amacıyla yakıtlara çeşitli stabilizör maddeler eklenebilir.

Bir reaksiyonun aktivasyon enerjisi, reaksiyon hızının sıcaklığa bağlı değişimidir. Bir reaksiyonun gerçekleşmesi için moleküllerin sahip olması gereken minimum enerjidir. Aktivasyon enerjisinin yüksek olması bu reaksiyonun sıcaklık değişimine karşı çok hassas olduğunu göstergesidir (Erişim) (<https://www.avys.omu.edu.tr>, 09.08.2022)

Aktivasyon enerjisini hesaplamada kullanılan matematiksel model Arrhenius eşitliğidir. Kimyasal reaksiyonların hızını açıklayan “aktive olmuş kompleks” teorisine dayalı olarak geliştirilmiştir (Toluk, 2009).



2. MATERYAL VE YÖNTEM

2.1. Kullanılan Kimyasallar ve Özellikleri

HPLC cihazında hareketli faz olarak Merck marka %99,98 saflıkta asetoneitril, ultra saf su ve %2'lik sulu kalsiyum klorür çözeltisi (2g CaCl₂ / 100 ml ultra saf su) kullanılmıştır.

Bombalı kalorimetre cihazı için numuneye inört atmosfer sağlamak için %99,5 saflıkta argon gazı, cihazın kalibrasyonu için benzoik asit, yakma teli (2,3 cal/cm özellikte) ve yanma atmosferi için %99,995 saflıkta Oksijen gazı kullanılmıştır.

2.2. Deneysel Çalışmalarda Kullanılan Cihazlar

Numunelerin stabilizör miktarı tayini için Agilent HPLC 1200, yaşlanma ile kalorifik değerlerindeki değişimin izlenebilmesi için Parr 1356 bombalı kaorimetre, camsı geçiş sıcaklığı için TA Q200 DSC, sürtünmeye karşı hassasiyet için BAM sürtünme hassasiyeti cihazı, darbe hassasiyeti için BAM darbe hassasiyeti cihazı, mekanik özelliklerinin değişimini görmek maksadıyla Instron 5969 çekme test cihazı kullanılmıştır.

2.3. Kullanılan Numunenin Özellikleri

Çift bazlı yakıtlar (DB) yakıtlar; genellikle nitrogliserin (NG) ve nitroselüloz (NC) içeren homojen yakıtlardır. Bu temel içeriğe belli ağırlık oranlarında yanma hızı arttırıcı, stabilize edici, yağlayıcı, katılaştırıcı gibi ilaveler yapılmaktadır.

Günümüzde çift bazlı yakıtlarda en çok kullanılan stabilizör maddeler DPA, 2-NDPA, N,N'-dietil-N,N'-difenillurea (Centralite I veya CI) and N'metil-N,N'-difenillurea (Acardite II)'dir.

Çalışmada MKE A.Ş. tarafından yeni üretilmiş N-5 yakıtı kullanılmıştır. (Şekil 2.1.) İçeriğinde stabilizör madde olarak 2-NDPA bulunmaktadır.



Şekil 2.1. N-5 yakıt örneği

N-5 yakıt içeriği Çizelge 2.1.'de belirtildiği gibidir. (C-MIL-P-17689, 1953)

Çizelge 2.1. N-5 yakıt içeriği

İçerik	% (Ağırlıkça)
Nitroseluloz (% 12,6 Nitrojen)	50
Nitrogliserin	34,9
Dietil Ftalat	10,5
2-NDPA	2,0
Compound S-202	1,2
Coumpound B-101	1,2
Bal Mumu	0,2

2.4. Yaşlandırma Yöntemi

Numuneler cam kaplara konularak 60, 70 ve 80°C sıcaklıklara ayarlanmış etüvlerde hızlı yaşlandırma işlemine tabi tutulmuştur. Numuneye sabit bir yaşlandırma sıcaklığı uygulanarak yakıtın yaşlanma ile nasıl bir değişime uğrayacağı simule edilmiştir. Yaşlandırma sıcaklıkları ve uygulanan süreler Çizelge 2.2'de verilmiştir.

Çizelge 2.2. Yaşlandırma sıcaklık ve süreleri

Yaşlandırma Sıcaklığı (°C)	Yaşlandırma Süresi (Gün)
60	30
	60
	90
	120
70	14
	28
	42
	56
	70
80	4
	8
	12
	16
	20
	24

2.5. HPLC Yöntemi ile Stabilizör Tayini

Yakıt içerisinde bulunan stabilizör madde miktarı, HPLC (Yüksek Performans Sıvı Kromatografi, Agilent marka 1200 serisi) cihazında (Şekil 2.2.) 10 µL enjeksiyon hacminde, 1,0 mL/dk akış hızında, Agilent Eclipse XDB-C8 4,6 x 150 mm – 5 µm özellikli kolon kullanılarak, 40°C kolon sıcaklığında, 250 nm dalga boyunda, %60 asetonitril - % 40 saf su taşıyıcı fazında ve DAD dedektör kullanılarak AOP-48 Edition 2'ye uygun olarak yapılmıştır (AOP-48, 2008).



Şekil 2.2. HPLC (Yüksek Performans Sıvı Kromatografi) cihazı

Bu test çift bazlı roket yakıtlarının içeriğinde bulunan stabilizör miktarını tespit ederek 60, 70 ve 80°C sıcaklıklarda uygulanan hızlı yaşlandırma ile yaşlanma eğilimini simule etmek amacıyla yapılmıştır.

Başlangıç numunesi ve hızlı yaşlandırma sonucu elde edilen numunelere önce HPLC (Yüksek Basıncılı Sıvı Kromatografi) cihazı kullanılarak stabilizör madde miktarları ölçülmüştür. Yaklaşık $1\pm 0,2$ g numune tartılarak erlenmayera alınmış ve üzerine 250 ml asetonitril ilave edilerek, dört saat süre ile 200 rpm hızda karıştırılarak ekstrakte edilmiştir. Ekstraksiyon sonrası 50 ml %2'lik CaCl_2 çözeltisi ilave edilerek yaklaşık 45 dakika kadar numune içerisinde bulunan nitroselülozon (NC) erlenmayerin dibine çökmesi sağlanmıştır (Şekil 2.3.). Nitroselülozon çökmesinden sonra numune enjektöre alınarak 45 μm PTFE (Poli Tetra Fenil Etilen) süzgeçten geçirilmiş ve 1-2 ml viallere (numune kabı) alınmıştır. Viallere alınan çözelti HPLC cihazında test edilmiştir.



Şekil 2.3. Stabilizör miktarı tayini için numune hazırlama

2.6. Arrhenius Eşitliği

Yakıt, stabilizatör göçü, oksidasyon, çapraz bağ yoğunluğundaki artış, termal veya radyasyon hasarları, çevresel etkiler vb. nedenlerle bozunmaya uğramaktadır. Raf ömrünün değerlendirilmesi için en hızlı reaksiyon hızı parametreleri seçilmelidir. Seçilen parametre, ısıtmada kütle kaybı, vakum kararlılığı, otomatik ateşleme, termal kararlılık, mekanik özelliklerin bozulması, balistik performansta değişiklik vb. olabilir. Bunlara ek olarak, seçilen parametreler yaşlanma veya depolama sırasında ölçülebilir bir değişikliğe

uğramalıdır. Bununla birlikte, hızlandırılmış yaşlanma verilerini kullanan raf ömrü tahmin mekanizması, esas olarak raf ömrünün yükseltilmiş sıcaklıktan referans sıcaklıktaki seviyeye yükseltilmesine ihtiyaç duyar. Bu tür korelasyonlar için çoğunlukla iki denklem kullanılır. Arrhenius denklemi daha popüler bir yöntemdir ve esas olarak kimyasal reaksiyonların reaksiyon hız sabiti için üstel bir korelasyonu gösterir. Arrhenius denklemi Denklem (2.1) ile verilir.

$$k = Ae^{E_a/RT} \quad (2.1)$$

burada k reaksiyon hızıdır, A üstel faktördür, E aktivasyon enerjisidir (kJ/mol), R evrensel gaz sabitidir (kJ/mol.K) ve T mutlak sıcaklıktır (K). Reaksiyon hızı (k), bir özelliğin birim zamandaki değişimi olarak tanımlanır. Bir özelliğin iki farklı sıcaklıkta benzer şekilde bozulması düşünülürse, reaksiyon hızı iki sıcaklıktaki raf ömrü ile orantılıdır. Ön-üssel faktör (A), Arrhenius denkleminde değerli bir parametredir ancak iki sıcaklıktaki reaksiyon hızları dikkate alındığında elimine edilir. Aktivasyon enerjisi (E), Arrhenius denkleminde önemli bir parametredir ve genellikle verilen sıcaklık aralığı için bir sabit olarak kabul edilir. İki farklı sıcaklıktaki T1 ve T2'deki çeşitli parametreler, sırasıyla 1 ve 2 alt simgeleriyle temsil edilirse, iki sıcaklıktaki raf ömürlerinin korelasyonu Denklem (2.2)'de verilmiştir. Araştırmacılar ayrıca bunu bağıl reaksiyon hızı olarak adlandırmaktadırlar (Shekhar, 2009).

$$\ln\left(\frac{t_2}{t_1}\right) = -\frac{E}{R}\left(\frac{1}{T_1} - \frac{1}{T_2}\right) \quad (2.2)$$

Denklem (2.2)'de t₂, T₂ sıcaklığındaki raf ömrüdür, t₁, T₁ sıcaklığındaki raf ömrüdür.

Yaptığımız çalışmada raf ömrünün hesaplanmasında hızlı yaşlandırmaya bağlı olarak stabilizör miktardaki azalma kullanılmıştır.

2.7. Kalorifik Değer Tayini

Kalorifik değer tayini testi, bombalı kalorimetre cihazı (PARR marka 1356 model) (Şekil 2.4.) kullanılarak yakıtın yaşlanma ile kalori miktarındaki değişimin tespiti maksadıyla yapılmıştır.



Şekil 2.4. Bombalı kalorimetre cihazı

Öncelikle bombalı kalorimetrenin benzoik asit kullanılarak kalibrasyonu yapılmıştır. Kalibrasyon için yaklaşık 1,0 g benzoik asit numune kabına yerleştirildi. Numune yakma teline sarılarak bağlandı. Numune kabının kapağı kapatılarak içerisine 40 atm basıncını geçmeyecek şekilde oksijen gazı basıldı. Yanma için cihaz çalıştırıldı ve yanma sonrası içerisinde bulunan basınç boşaltıldıktan sonra bomba açıldı. Yanma sonrası kalan telin miktarı ölçülerek yanma sırasında harcanan tel miktarı cm cinsinden ölçüldü ve yanma sonrası yanan telin kalorisi, Eşitlik (2.1) kullanılarak hesaplandı.

$$\text{Kullanılan telin kalori miktarı (cal)} = \text{Kullanılan tel uzunluğu (cm)} \times 2,3 \text{ (cal/g)} \quad (2.1)$$

Daha sonra cihaza hesaplanan telin kalori değeri girilerek kalorimetrenin enerji eş değeri cihaz yazılımı ile hesaplandı. Cihazın kalibrasyonu on adet benzoik asit numune ile test edilerek kalibrasyonu tamamlandı.

Daha sonra yaklaşık 1,0 g test numunesi tartılarak numune kabına yerleştirildi. Yakma teli, numuneye temas edecek ancak numune kabına temas etmeyecek şekilde bağlandı. (Aksi halde devre tam olarak tamamlanmayacağı için numunede yanma gerçekleşmez ve sonuç alınamaz.) Bomba içerisi, 40 atm basıncı geçmeyecek şekilde argon gazı ile süpürülerek inört ortam oluşturulmuş oldu ve tam dolum sağlandıktan sonra yaklaşık 10 sn kadar içerideki basınç boşaltıldı. Cihaz çalıştırılarak numune yakıldı. Bombanın basıncı boşaltıldıktan sonra bomba açılarak yanmayan tel miktarı cm cinsinden ölçüldü ve başlangıç miktarından çıkarıldı. Eşitlik (2.1) kullanılarak yanan telin kalori miktarı hesaplandı. Kalorimetrenin kalori değeri Eşitlik (2.2), numunenin kalori değeri ise Eşitlik

(2.3) kullanılarak cihaz yazılımı tarafından hesaplandı.

$$\text{Kalorimetrenin Kalori Değeri} = \text{Sıcaklık Farkı (}^{\circ}\text{C)} \times \text{Enerji Eşdeğeri (cal/}^{\circ}\text{C)} \quad (2.2)$$

$$\text{Kalori Değeri} = \frac{\text{Kalorimetrenin Kal.Değ.} - \text{Yanan Telin Kal.Değ.}}{\text{Numune Ağırlığı}} \quad (2.3)$$

Kalorimetre ve yanan telin kalori değerleri cal. numune ağırlığı ise g cinsindedir. Numunenin kalori değeri ise cal/g'dır.

2.8. SEM ile Yüzey İncelemesi

Doğal ve hızlı yaşlanma ile numune yapısında meydana gelen değişimleri gözlemlemek amacıyla SEM (Taramalı Elektron Mikroskop) kullanılarak (Şekil 2.5.) malzeme yüzeyleri incelenmiştir. Numuneler, iletkenliği sağlamak amacıyla altın ile kaplanmıştır. SEM cihazı ile farklı büyütmelerde yakıtın farklı bölümlerinden görüntüler alınmıştır. Görüntü alma işlemi ZEISS marka EVO15 model taramalı elektron mikroskobu kullanılarak yapılmıştır.



Şekil 2.5. SEM cihazı

2.9. Camsı Geçiş Sıcaklığı Testi

Camsı geçiş sıcaklığının altında tüm polimerler sert ve kırılğan bir yapıya sahipken, camsı geçiş sıcaklığının üzerinde iken yumuşak ve esnek bir yapıya sahiptirler. Yaşlandırma ile camsı geçiş sıcaklığında oluşabilecek değişim TA marka Q200 model DSC (Diferansiyel Taramalı Kalorimetre) cihazı (Şekil 2.6.) kullanılarak ölçülmüştür.



Şekil 2.6. DSC cihazı

2.10. Darbe Hassasiyeti Testi

Yakıtın darbeye karşı hassasiyetin değişimi OZM Marka, Bam Darbe Hassasiyeti Cihazı (Şekil 2.7.) kullanılarak STANAG 4489'a göre ölçülmüştür. Çelik silindirlerin ortasına yerleştirilen numune 1, 2, 5 ve 10 kg'lık düşme ağırlıkları ile en fazla 1 veya 2 metre yükseklikten serbest düşürülerek ölçüm yapılmıştır. Beklenen ortalama seviyeye yakın bir noktadan başlayarak ve eşit aralıklı logaritmik skalada "Bruceton" yöntemi ile 30 ölçüm alınarak hesaplama yapılmıştır (STANAG 4489, Edition-1,1999).



Şekil 2.7. Darbe hassasiyeti test cihazı

2.11. Sürtünme Hassasiyeti Testi

Yakıtın sürtünmeye karşı hassasiyetin değişimi OZM marka, BAM Sürtünme Hassasiyeti Cihazı (Şekil 2.8.) kullanılarak STANAG 4487'ye ölçülmüştür. Sabit porselen uç ve hareketli porselen plaka arasında yerleştirilen numune 5 – 360 Newton aralığında sürtünme kuvveti uygulanarak ölçüm yapılmıştır. Test sonucu, “Bruceton” yöntemi ile 30 ölçüm alınarak hesaplanmıştır (STANAG 4487, Edition-1, 2002).

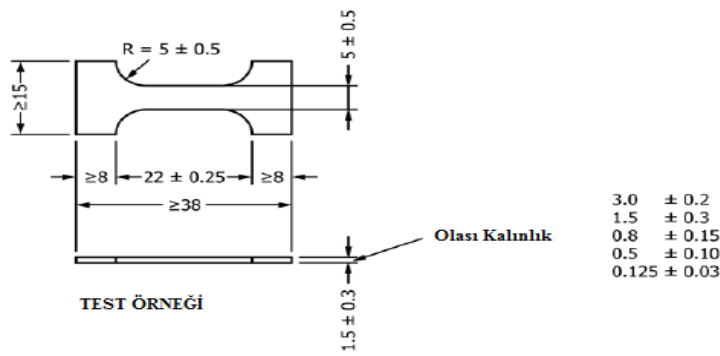


Şekil 2.8. Sürtünme hassasiyeti test cihazı

2.12. Tek Eksenli Çekme Testi

Yakıtın yaşlanma ile kopma mukavemetinin artması, kopma uzamasının azalması yani mekanik özelliklerinin kötüleşmesi beklenmektedir. Yakıtın ortam

sıcaklığında, + ve – sıcaklıklardaki mekanik dayanımının nasıl değiştiğinin görülebilmesi amacıyla yapılmıştır. Numuneler Şekil 2.9’da gösterilen ASTM D1708 standardına uygun olarak hazırlanmıştır (ASTM D1708, Eylül 2019). Yakıt numunelerinin test sıcaklıklarına şartlandırılması ve testi STANAG 4506 Edition-1’e uygun olarak -40 °C, +20°C ve +40°C sıcaklıklarda bir saat şartlandırma yapılmıştır (STANAG 4506 Edition-1, Mart 2000). Numunelere 50 mm/dk hızda tek eksenli olarak INSTRON marka çekme test cihazı (Şekil 2.10.) kullanılarak çekme testi yapılmış ve yaşlanma ile mekanik özelliklerinin değişimi gözlemlenmiştir.



Şekil 2.9. Çekme test numunesi ölçüleri (ASTM D1708, 2019)



Şekil 2.10. Çekme test cihazı

2.13. Shore-A Sertlik Ölçümü

Yaşlanma ile yakıtın sertlik değerinin değişiminin ölçülmesi amacıyla yapılmıştır. Yumuşak kauçuktan sert plastik malzemelere kadar homojen malzemelerin sertlik ölçümü Shore A ve D tipi durometreler ile ölçülebilmektedir. Bu yöntem ile durometrenin ucundaki batma pimi belirli bir kuvvet altında malzemeye batarak ölçüm yapılmaktadır.



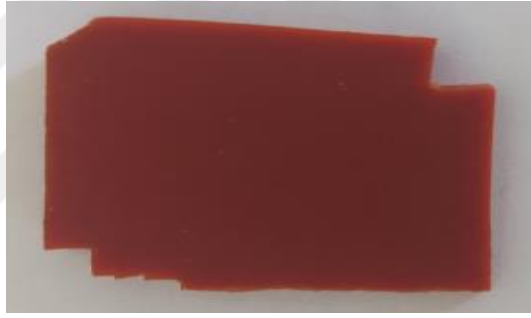
3. ARAŞTIRMA BULGULARI

3.1. Hızlı Yaşlanmanın Etkileri

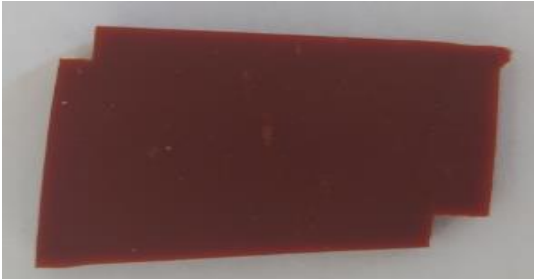
Hızlı yaşlandırma öncesi ve hızlı yaşlandırma sonrası yakıt numunelerinde meydana gelen değişimler Şekil 3.1.'deki gibidir. Yaşlanma ile numunelerde renk değişimleri yakıtın renginin açıktan, koyu kahverengiye doğru değiştiği gözlemlenmiştir.



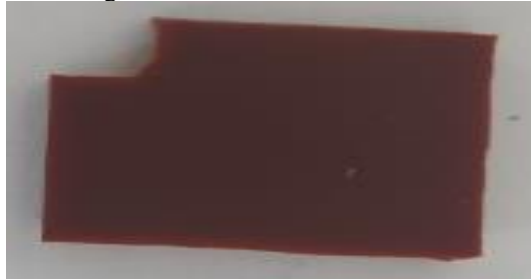
a. Yeni üretim numune görüntüsü



b. 60°C sıcaklıkta 30 gün yaşlandırılmış numune görüntüsü



c. 60°C sıcaklıkta 60 gün yaşlandırılmış numune görüntüsü



d. 60°C sıcaklıkta 90 gün yaşlandırılmış numune görüntüsü



e. 60°C sıcaklıkta 120 gün yaşlandırılmış numune görüntüsü

Şekil 3.1. Numunelerin yaşlandırma öncesi ve sonrası görüntüleri

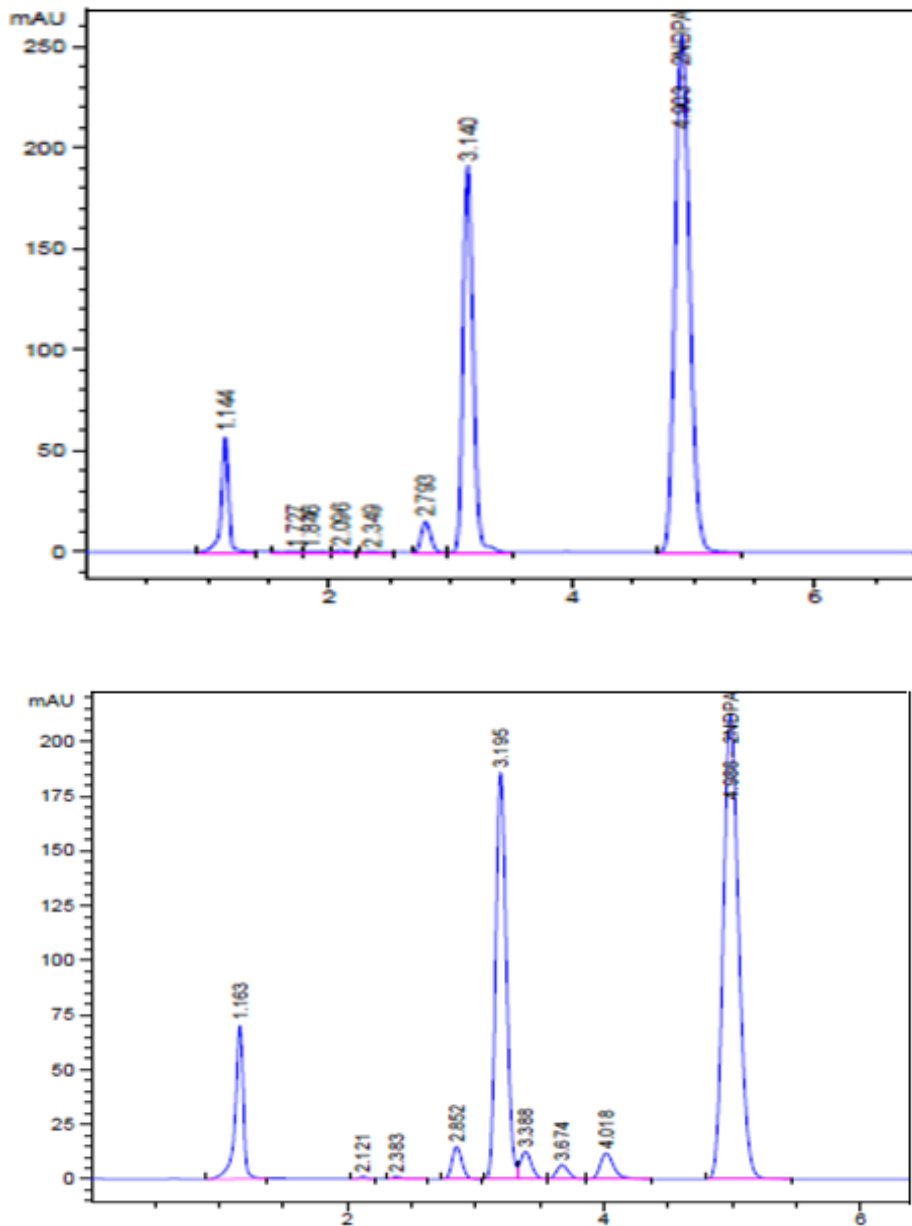
3.2. Stabilizör Miktarı Tayini

Numune içerisinde bulunan stabilizör madde değişiminin belirlenmesi maksadıyla yapılmıştır. Numunelere yapılan testte içeriğinde bulunan 2-NDPA miktarı ölçülmüştür. Sonuçların değerlendirilmesinde AOP-48 EDITION II kullanılmıştır. (AOP-48 Edition II, 2008) Test sonuçları Çizelge 3.1.'de sunulmuştur. Test sonuçlarına ait örnek kromotogramlar Şekil 3.2'de sunulmuştur.

Çizelge 3.1. Stabilizör madde miktarı tayini test sonuçları

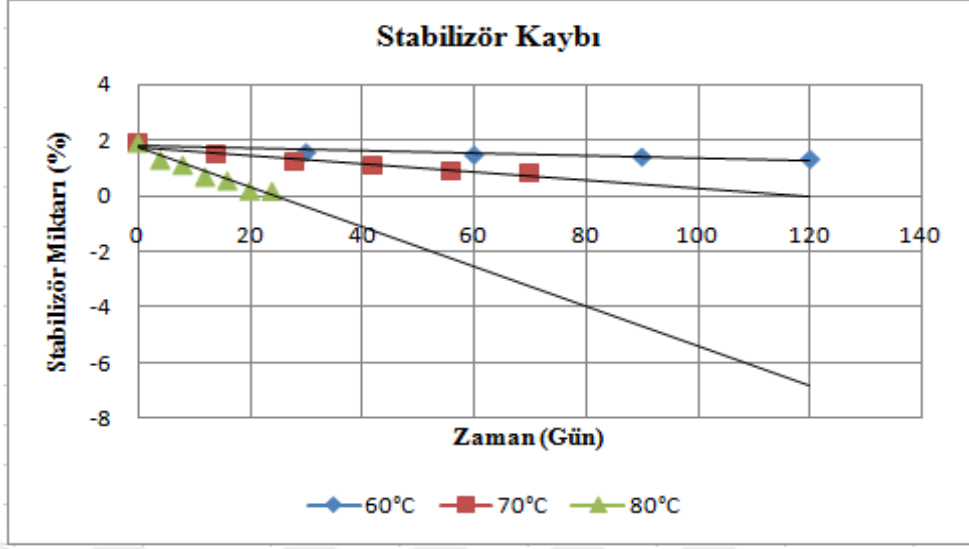
Stabilizör Madde Miktarı				
Sıcaklık (°C)	Süre (Gün)	Numune	% Kütleli Stabilizör Miktarı	Ortalama
T0		1	1,89	1,91
		2	1,92	
60°C	30	1	1,59	1,57
		2	1,55	
	60	1	1,48	1,48
		2	1,48	
	90	1	1,40	1,41
		2	1,42	
	120	1	1,35	1,33
		2	1,30	
70°C	14	1	1,48	1,51
		2	1,53	
	28	1	1,21	1,22
		2	1,23	
	42	1	1,07	1,08
		2	1,09	
	56	1	0,90	0,91
		2	0,91	
	70	1	0,81	0,84
		2	0,87	
80°C	4	1	1,33	1,30
		2	1,27	
	8	1	1,13	1,12
		2	1,10	
	12	1	0,74	0,70
		2	0,66	
	16	1	0,53	0,56
		2	0,59	
	20	1	0,17	0,20
		2	0,22	
	24	1	0,17	0,18
		2	0,18	

AOP-48 Edition 2'ye göre yaşlanma ile stabilizör madde miktarının azalacağı belirtilmektedir. 80°C sıcaklık 24 gün yaşlandırmada stabilizör madde miktarının AOP-48 Edition 2'ye göre kritik değer olan % 0,2 değerinin altına düştüğü gözlemlenmiştir. Yakıt numunelerinin kararlı yapıda tutabilmek maksadıyla yakıt içeriğine üretim esnasında stabilizör maddeler ilave edilmektedir. Yaşlanmaya bağlı olarak bu stabilizör maddeler bozunmaya başlamakta, miktarları azalmakta ve doğal olarak görevlerini yerine getirememektedirler. Çizelge 3.1'de yaşlanma ile stabilizör miktarında gözle görülür bir azalma olduğu görülmektedir.



Şekil 3.2. Stabilizör madde miktarı sonuç kromatogramları

Örnek kromatogramlarda (Şekil 3.2) 2-NDPA pikinin yaklaşık olarak beşinci dakikada oluştuğu görüldü.



Şekil 3.3. Stabilizör madde miktarındaki değişim

Ölçülen stabilizör madde miktarları Şekil 3.3'te de görüldüğü gibi yaşlanma ile bir azalma eğilimindedir. 80°C sıcaklıkta yaşlanmanın oldukça hızlı geliştiği, 60°C sıcaklıkta ise daha yavaş gerçekleştiği gözlemlenmektedir.

3.3. Aktivasyon Enerjisi ve Yakıt Ömrü Hesaplaması

Numunelerin aktivasyon enerjisi Arrhenius Denklemi kullanılarak yakıt içerisinde bulunan stabilizör madde miktarının değişimi kullanılarak hesaplanmıştır. Üç farklı sıcaklık ve zamanlarda yapılan hızlı yaşlandırma ile numunelerin içeriğindeki stabilizör madde derişimleri ölçülmüştür. Hesaplama stabilizör maddenin numune içerisindeki reaksiyonlarının derecesi sıfırıncı ve birinci derece kabul edilerek yapılmıştır.

Sıfırıncı derece reaksiyonlarda reaksiyon hızı reaksiyona giren maddenin derişiminden bağımsız, birinci derece reaksiyonlarda ise reaksiyona giren ürünlerden birinin konsantrasyonunun birinci kuvvetine bağlıdır. Reaksiyon derecesi belirlendikten sonra reaksiyon hız sabiti (k) ve daha sonra aktivasyon enerjisi (E) hesaplanmıştır.

3.3.1. Sıfıncı Derece Reaksiyon

Reaksiyon derecesi sıfıncı derece olarak kabul edildi ve aşağıdaki eşitlik kullanıldı (TS 11814, 2010).

$$t = \frac{1}{k} \cdot \frac{x}{a}$$

Buradan,

$$\frac{x}{a} = kt \quad (3.1)$$

Formülde;

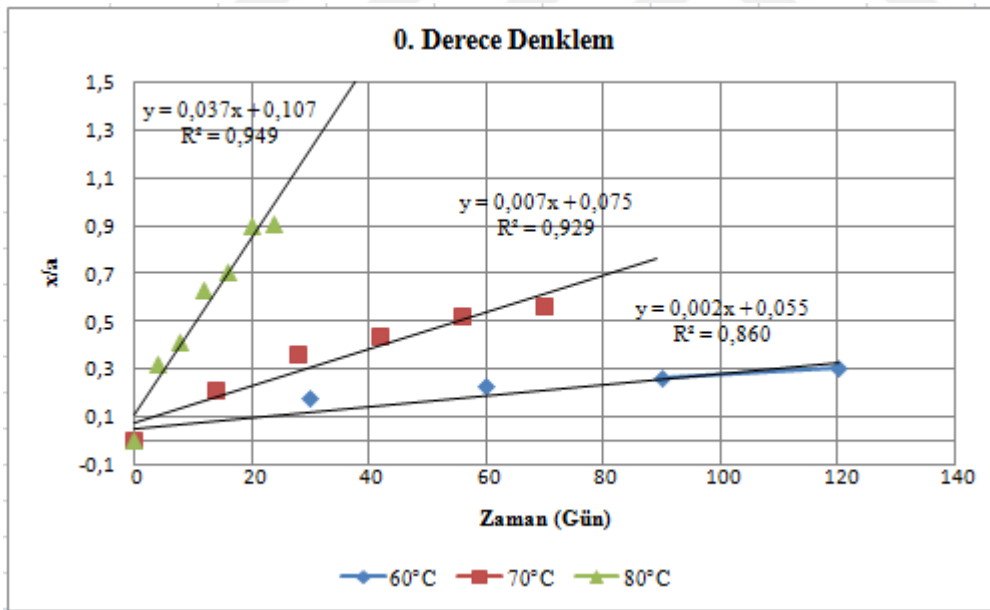
k = Verilen Sıcaklıktaki Hız Sabiti, 1/gün

a = Stabilizör Maddenin Başlangıç Miktarı, %

x = t Zamanına Kadar Olan Stabilizör Madde Değişimi

t = Süre, gün

t zamanına karşı x/a grafiği (3.1) eşitliği kullanılarak Şekil 3.4'teki grafik çizilmiştir.



Şekil 3.4. Sıfıncı derece denklem

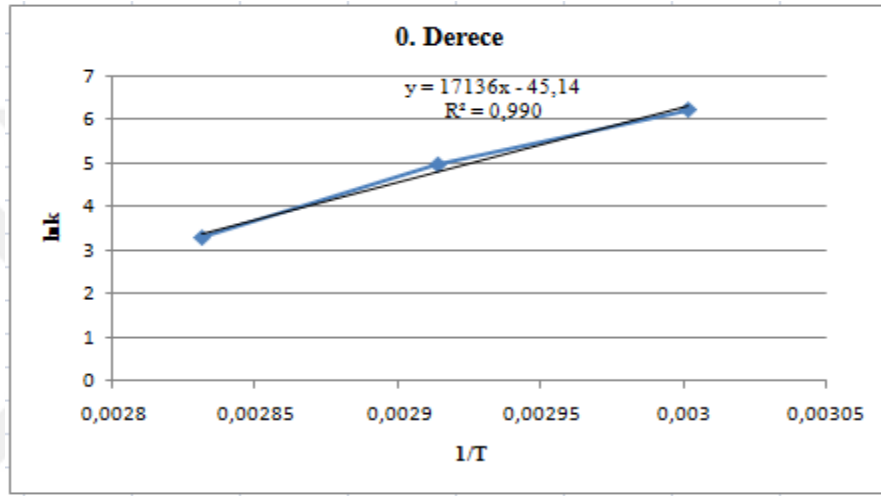
Grafikteki doğrunun eğiminden (k) hız sabiti bulunmuş ve Çizelge 3.2'de sunulmuştur.

Çizelge 3.2. Sıfıncı derece reaksiyon için k hız sabiti değerleri

Sıcaklık (°C)	k	1/T (K)	lnk
60	500	0,003002	6,214
70	143	0,002914	4,962
80	27	0,002832	3,297

Aktivasyon enerjisi (3.2) nolu eşitlik kullanılarak 1/T'ye karşı ln k grafiği çizildi ve elde edilen doğrunun eğiminden E/R değeri hesaplandı (TS 11814, 2010).

$$k = Ae^{-\frac{E}{RT}} \quad \text{veya} \quad \ln k = \ln A - \frac{E}{RT} \quad (3.2)$$



Şekil 3.5. Sıfıncı derece arrhenius grafiği

Bu grafik için aktivasyon enerjisi 142 kJ olarak hesaplandı.

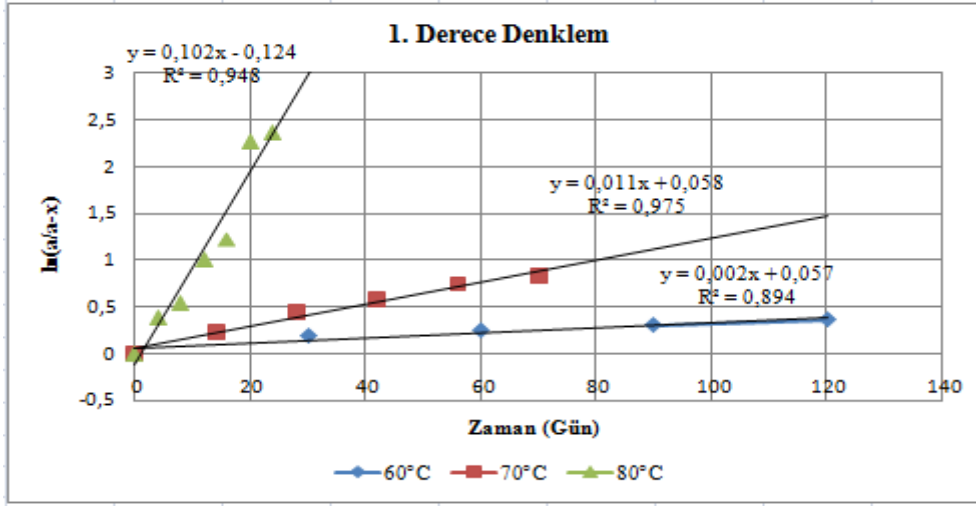
3.3.2. Birinci Derece Reaksiyon

Reaksiyon derecesi birinci derece olarak kabul edildi ve aşağıdaki eşitlik kullanıldı (TS 11814, 2010).

$$t = \frac{1}{k} \cdot \ln \left(\frac{a}{a-x} \right) \quad \text{Buradan;}$$

$$\ln \left(\frac{a}{a-x} \right) = t \cdot k \quad (3.3)$$

Eşitliği elde edilir. (3.3.) eşitliği kullanılarak t süresine karşılık $\ln \left(\frac{a}{a-x} \right)$ grafiği çizildi ve grafikteki doğrunun eğiminden k hız sabiti bulundu.



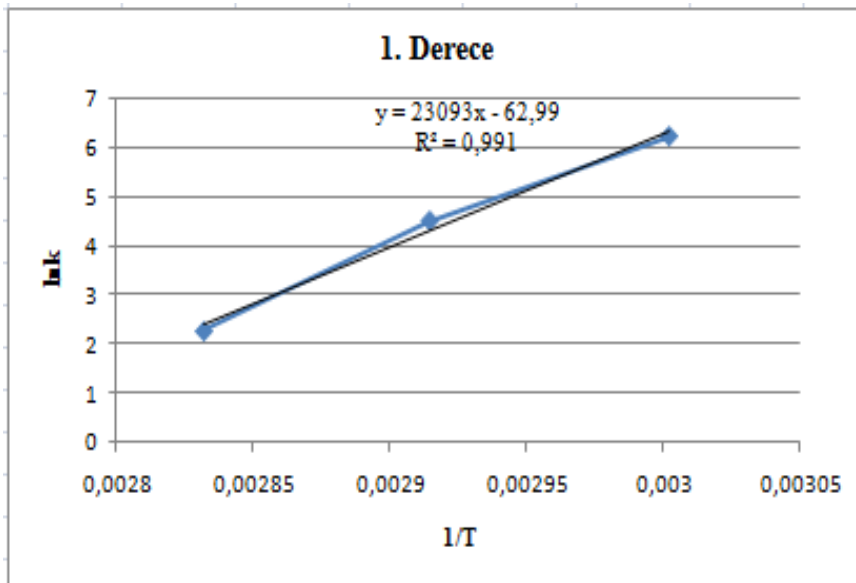
Şekil 3.6. Birinci derece denklem

Grafikteki doğrunun eğiminden (k) hız sabiti bulunmuş ve Çizelge 3.3’de sunulmuştur.

Çizelge 3.3. Birinci derece reaksiyon için k hız sabiti değerleri

Sıcaklık (°C)	k	1/T (K)	lnk
60	500	0,003002	6,215
70	91	0,002914	4,5099
80	9,80	0,002832	2,283

Aktivasyon enerjisi (3.2) nolu eşitlik kullanılarak 1/T’ye karşı ln k grafiği çizildi ve elde edilen doğrunun eğiminden E/R değeri hesaplandı (TS 11814, 2010).



Şekil 3.7. Birinci derece arrhenius grafiği

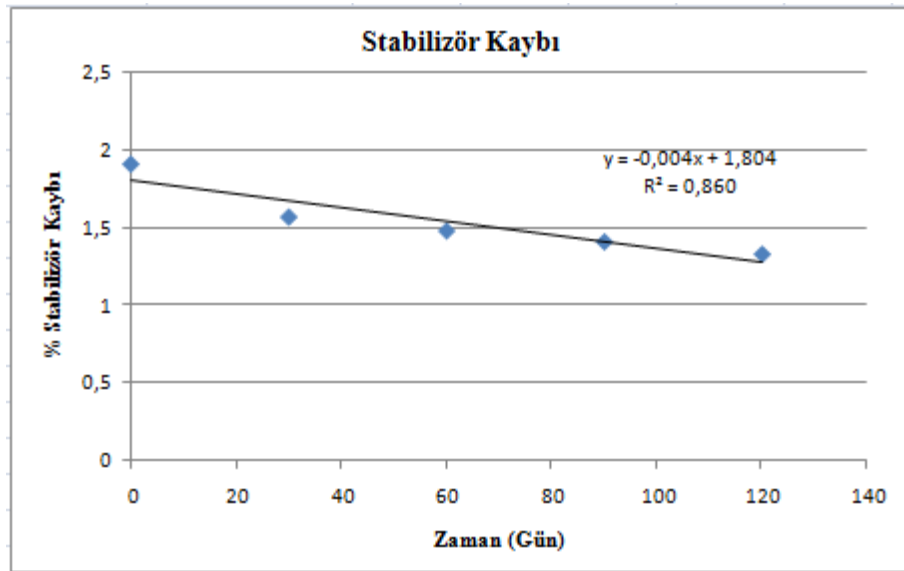
Bu grafik içim aktivasyon enerjisi 191 kJ olarak hesaplandı.

2.1.1. Yakıt Ömrü Hesaplanması

Sıfırıncı ve birinci derece grafiklerden bir doğruya en uygun olan grafik sıfırıncı derece ve 60°C’de elde edilmiştir. Buna göre stabilizörün zaman içinde azalma eğilimi belirlenerek, % 0,2 olarak belirlenen kritik stabilizör değerine ulaşma zamanı öngörülebilir. Çizelge 3.4’te 60°C sıcaklıkta yapılan hızlı yaşlandırma sonucunda ölçülen stabilizör miktarları ve Şekil 3.8’de stabilizör miktarındaki değişime ait grafik sunulmuştur.

Çizelge 3.4. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait stabilizör madde miktarları

60°C Sıcaklık	
Yaşlandırma Süresi (Gün)	Stabilizör Miktarı (%)
0	1,91
30	1,57
60	1,48
90	1,41
120	1,33



Şekil 3.8. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait stabilizör madde miktarındaki değişim

y değeri yerine kritik stabilizör miktarı % 0,2 konulduğunda, buradan elde edilen

süre 401 gündür. Yukarıda yapılan hesaplamalardan elde ettiğimiz aktivasyon enerjisi ve (3.4) eşitliği kullanılarak depolama sıcaklığındaki yakıt ömrü tespit edildi (TS 11814, 2010).

$$t_b = t_a \cdot e^{\frac{E}{R} \left[\frac{1}{T_2} - \frac{1}{T_1} \right]} \quad (3.4)$$

t_a = T_1 sıcaklığında belirlenmiş bir kararlaştırıcı kaybına erişmek için gerekli süre

t_b = T_2 sıcaklığında belirlenmiş bir kararlaştırıcı kaybına erişmek için gerekli süre

E = Aktivasyon enerjisi (Jol mol^{-1})

R = Gaz sabiti ($8,3143 \text{ J K}^{-1} \text{ mol}^{-1}$)

T_1 = Deney sıcaklığı (K)

T_2 = Tayin edilen depolama sıcaklığı (K)

Sıfırinci derece grafiğe göre hesaplanan aktivasyon enerjisi 142 kJ olduğundan 25 °C sıcaklıkta stabilizörün kritik olan %0,2 seviyesine düşmesi için geçen süre 164758 gün yani 451 yıl olarak hesaplanmış olunur. Yakıtın depolama koşullarını değiştirdiğimiz takdirde +40 °C'de depolanması durumunda bu süre 10596 gün, 29 yıla düşmektedir. Bu durumda yakıtın daha uzun süre kullanılabilir olması için ortam sıcaklığının oldukça önemli olduğu gözlemlenmiştir.

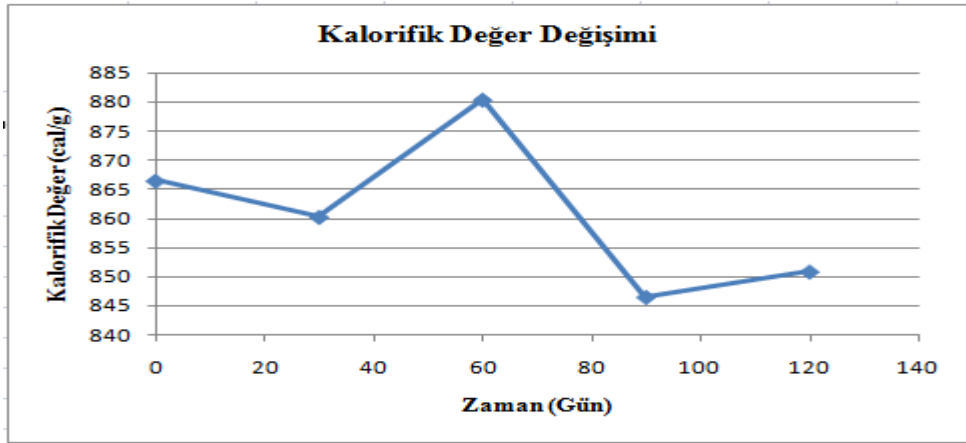
Bundan sonra yapılan testler yakıt ömrünün belirlenmesinde en uygun olan koşullardaki numunelere (60°C sıcaklıkta yapılan yaşlandırma numuneleri) yaşlanma ile değişimin gözlemlenebilmesi maksadıyla yapılmıştır.

3.4. Kalorifik Değer Tayini

Yakıtın yaşlanması ile yanma ısısında oluşabilecek değişimlerin izlenebilmesi maksadıyla, yaklaşık 1 g numune kullanılarak Bombalı Kalorimetre cihazında yapılmıştır.

Çizelge 3.5. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait kalorifik değer test sonuçları

Yaşlandırma	Kalorifik Değer (cal/g)	Ortalama Kalorifik Değer (cal/g)
T ₀	861,6	866,43
	872,4	
	865,3	
60°C 30 Gün Yaşlandırma	867,8	860,2
	858,4	
	854,4	
60°C 60 Gün Yaşlandırma	864,9	880,4
	888,7	
	887,6	
60°C 90 Gün Yaşlandırma	842,8	846,4
	825,2	
	871,8	
60°C 120 Gün Yaşlandırma	878,7	850,77
	833,1	
	840,5	

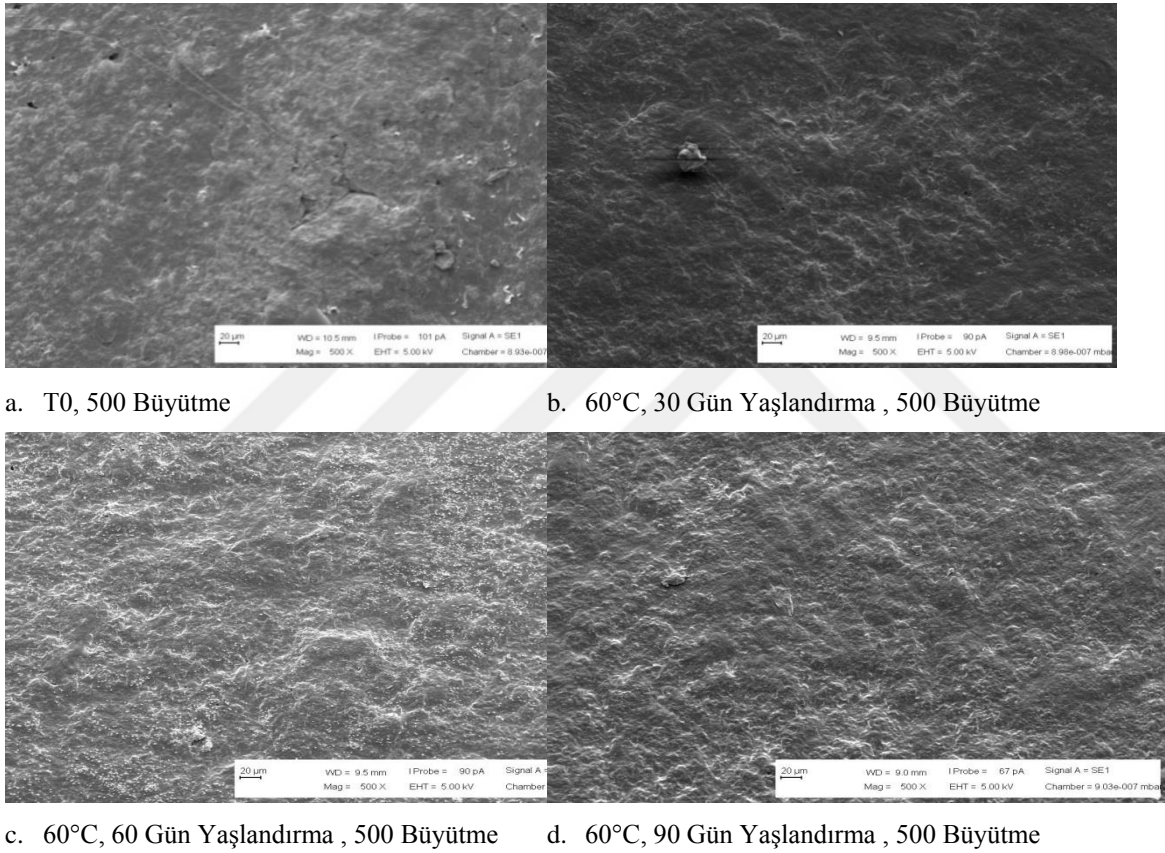


Şekil 3.9. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait kalorifik değer test sonuçlarının değişimi

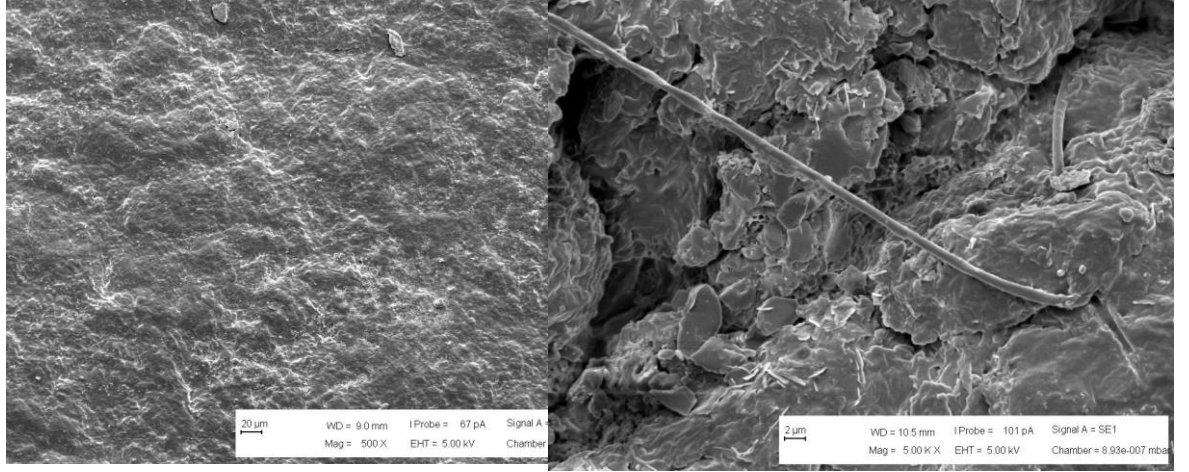
Yaşlanma ile yakıtın kalorifik değerinde bir azalma beklenmektedir. Test sonuçları Çizelge 3.5. ve değişim grafiği Şekil 3.9. incelendiğinde genel olarak yakıtın kalorifik değerinde düşüş olduğu gözlemlenmiştir.

3.5. SEM ile Yüzey İncelemesi

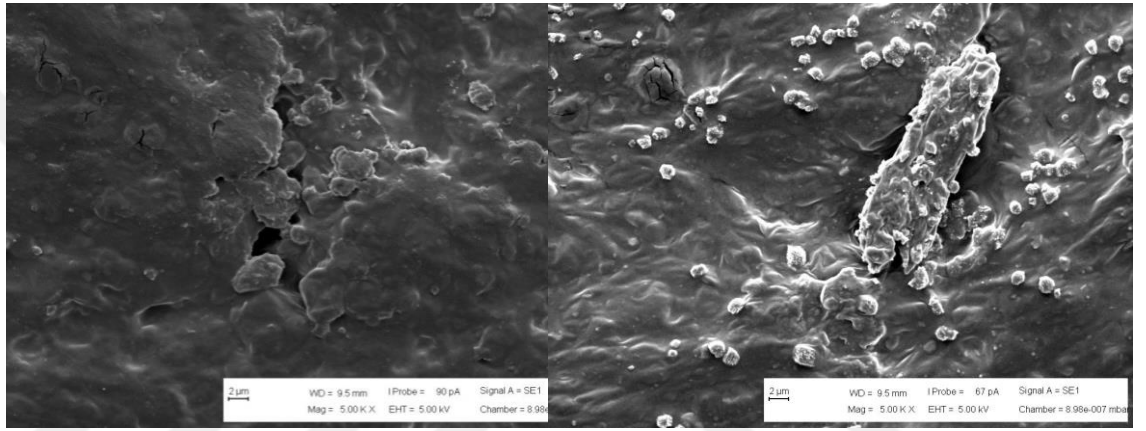
Yaşlanma ile yakıt görünümünün değişiminin gözlemlenmesi amacıyla yapılmıştır.



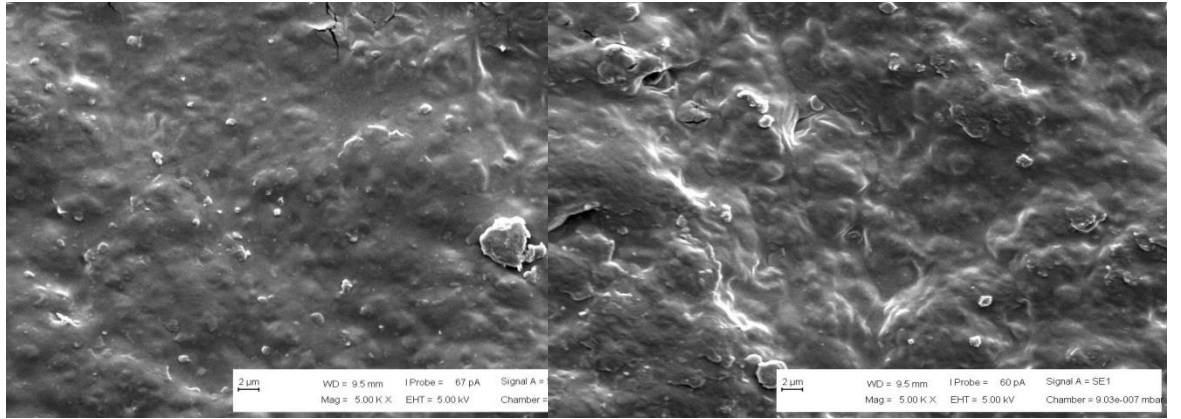
Şekil 3.10. SEM ile çekilen yaşlandırılmış yakıt görüntüleri



e. 60°C, 120 Gün Yaşlandırma , 500 Büyütme f. T0, 5000 Büyütme



g. 60°C, 30 Gün Yaşlandırma , 5000 Büyütme h. 60°C, 60 Gün Yaşlandırma , 5000 Büyütme



i. 60°C, 90 Gün Yaşlandırma , 5000 Büyütme j. 60°C, 60 Gün Yaşlandırma , 5000 Büyütme

Şekil 3.10. SEM ile çekilen yaşlandırılmış yakıt görüntüleri (devamı)

Yaşlanma ile yakıtta meydana gelen değişimler Şekil 3.10'da görülmektedir. 60°C sıcaklık ve 60 gün yaşlandırma numunesine ait görüntüler incelendiğinde yakıt yüzeyinde farklılaşmalar oluşmaya başladığı görülmektedir. Bu durumun stabilizör madde miktarında gerçekleşen azalmaya bağlı olarak nitroselülozun bozulmaya başlamasının neden olabileceği değerlendirilmektedir.

3.6. Camsı Geçiş Sıcaklığı Testi

Yaşlanma ile yakıtın camsı geçiş sıcaklığında meydana gelebilecek değişimlerin izlenebilmesi amacıyla yapılmıştır. Test sonuçları Çizelge 3.6'da sunulmuştur.

Çizelge 3.6. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait camsı geçiş sıcaklığı test sonuçları

Yaşlanma	Camsı Geçiş Sıcaklığı (T _g) (°C)	Ortalama Camsı Geçiş Sıcaklığı (T _g) (°C)
T ₀	-48,72	-48,41
	-48,1	
60°C 30 Gün Yaşlandırma	-49,59	-48,78
	-47,96	
60°C 60 Gün Yaşlandırma	-49,11	-47,60
	-46,09	
60°C 90 Gün Yaşlandırma	-48,47	-48,56
	-48,64	
60°C 120 Gün Yaşlandırma	-47,7	-48,09
	-48,47	

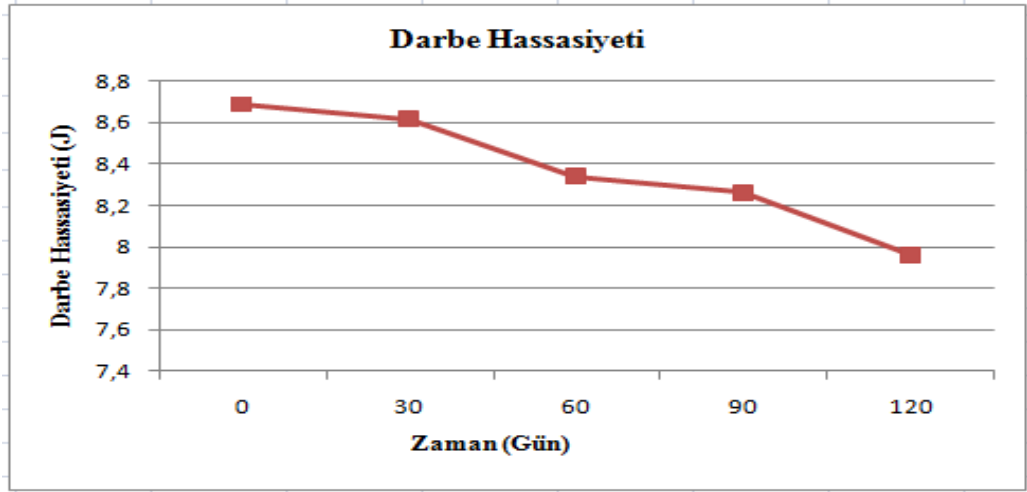
Yaşlanma ile camsı geçiş sıcaklığında belirgin bir değişim gözlemlenmemiştir.

3.7. Darbe Hassasiyeti Testi

Yakıtın darbeye karşı hassasiyetin değişimi Bam Darbe Hassasiyeti Cihazı kullanılarak 2 kg'lık ağırlık ile farklı mesafelerden düşme uygulanarak ölçülmüştür. Test sonuçları Çizelge 3.7'de, test sonuçlarına ait grafik Şekil 3.11'de sunulmuştur.

Çizelge 3.7. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait darbe hassasiyeti test sonuçları

Yaşlanma	Darbe Hassasiyeti (J)
T ₀	8,69
60°C 30 Gün Yaşlandırma	8,62
60°C 60 Gün Yaşlandırma	8,34
60°C 90 Gün Yaşlandırma	8,26
60°C 120 Gün Yaşlandırma	7,96



Şekil 3.11. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait darbe hassasiyeti test sonuçlarının değişimi

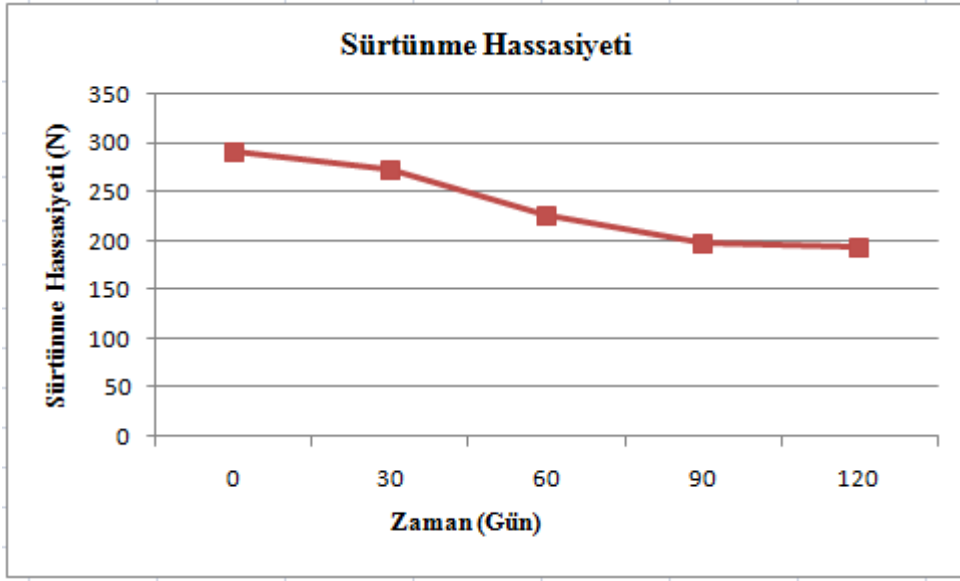
Yakıtta uygulanan darbe kuvvetinin Şekil 3.11’de de görüldüğü üzere yaşlanma ile azaldığı görülmektedir. Yani yakıtın darbe kuvvetine karşı hassasiyetinde bir artış söz konusudur. Çift bazlı roket yakıtlarının darbe hassasiyet değeri 5,9 J olduğundan çalışılan N-5 yakıtının yaşlanma ile hala güvenli sınırlar içerisinde olduğu görülmektedir (Davenas, 1993).

3.8. Sürtünme Hassasiyeti Testi

Yakıtın sürtünmeye karşı hassasiyetin değişimi BAM Sürtünme Hassasiyeti Cihazı kullanılarak ölçülmüştür. Test sırasında yapılan ölçümler üzerine en büyük ağırlık ile testler yapılmıştır. Test sonuçları Çizelge 3.8’de, test sonuçlarına ait grafik Şekil 3.12’de sunulmuştur.

Çizelge 3.8. 60°C Sıcaklık Yaşlandırmasına Ait Sürtünme Hassasiyeti Test Sonuçları

Yaşlanma	Sürtünme Hassasiyeti (N)
T ₀	290,57
60°C 30 Gün Yaşlandırma	272,57
60°C 60 Gün Yaşlandırma	226,29
60°C 90 Gün Yaşlandırma	197,14
60°C 120 Gün Yaşlandırma	193,71

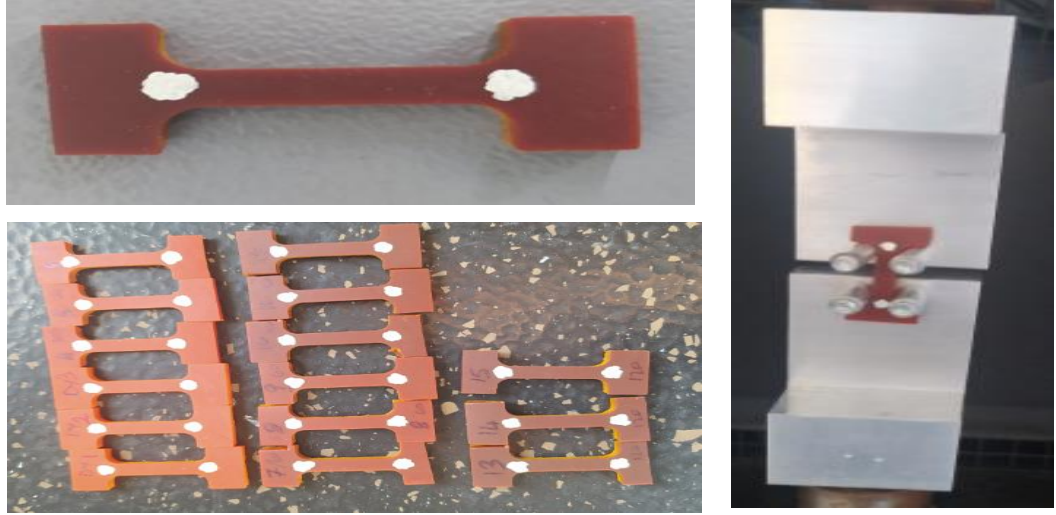


Şekil 3.12. 60°C sıcaklık yaşlandırmasına ait sürtünme hassasiyeti test sonuçlarının değişimi

Şekil 3.12’de de görüldüğü üzere yaşlanma ile yakıtın sürtünme kuvvetine karşı hassasiyetinde bir artış görülmektedir. Yakıt, uygulanabilecek daha küçük bir sürtünme kuvveti ile patlayabilir. Çift bazlı roket yakıtlarının sürtünme hassasiyet değeri 210 N olduğundan çalışılan N-5 yakıtının 60°C 90 gün yaşlandırmadan sonra bu değerin altına indiği görülmektedir. (Davenas, 1993)

3.9. Tek Eksenli Çekme Testi

Yakıtın yaşlanma ile kopma mukavemetinin artması, kopma uzamasının azalması yani mekanik özelliklerinin kötüleşmesi beklenmektedir. Yakıtın dayanımının nasıl değiştiğinin görülebilmesi amacıyla yakıtta -40 °C, +20°C ve +40°C sıcaklıklarda 50 mm/dk hızda tek eksenli çekme testi uygulandı. Yakıt numuneleri mini dog-bone şeklinde hazırlanarak video eksensometre ölçümü için uzunluk işaretlendi. Örnek çekme test numuneleri Şekil 3.13’te sunulmuştur.



Şekil 3.13. Hazırlanan çekme test numuneleri

Şartlandırma kabini 20°C, +40°C ve -40°C sıcaklıklara şartlandırılarak bir saat boyunca numuneler bu sıcaklıklara şartlandırıldı. Her bir numune 50mm/dk hızda çekilerek kopma noktası (K.N.) çekme gerilimi ve uzama değerleri ölçüldü. Test sonuçları Çizelge 3.9 – 3.11’de sunulmuştur.

Çizelge 3.9. 20°C sıcaklıkta yapılan tek eksenli çekme test sonuçları.

20°C Sıcaklıkta Yapılan Tek Eksenli Çekme Testleri				
Zaman	K.N.Çekme Gerilimi (Mpa)	K.N.Uzama (%)	Ort. K.N.Çekme Gerilimi (Mpa)	Ort. K.N.Uzama (%)
T ₀	5,05	28,04	5,27	26,00
	5,49	26,33		
	5,28	23,62		
60°C 30 Gün	5,82	16,61	5,94	16,34
	5,92	17,48		
	6,07	14,94		
60°C 60 Gün	5,93	14,3	5,89	14,87
	5,98	15,26		
	5,75	15,04		
60°C 90 Gün	5,58	16,09	5,80	15,90
	5,48	15,52		
	6,33	16,09		
60°C 120 Gün	6,02	15,33	5,87	15,60
	6,36	14,91		
	5,22	16,55		

Çizelge 3.10. 40°C sıcaklıkta yapılan tek eksenli çekme test sonuçları

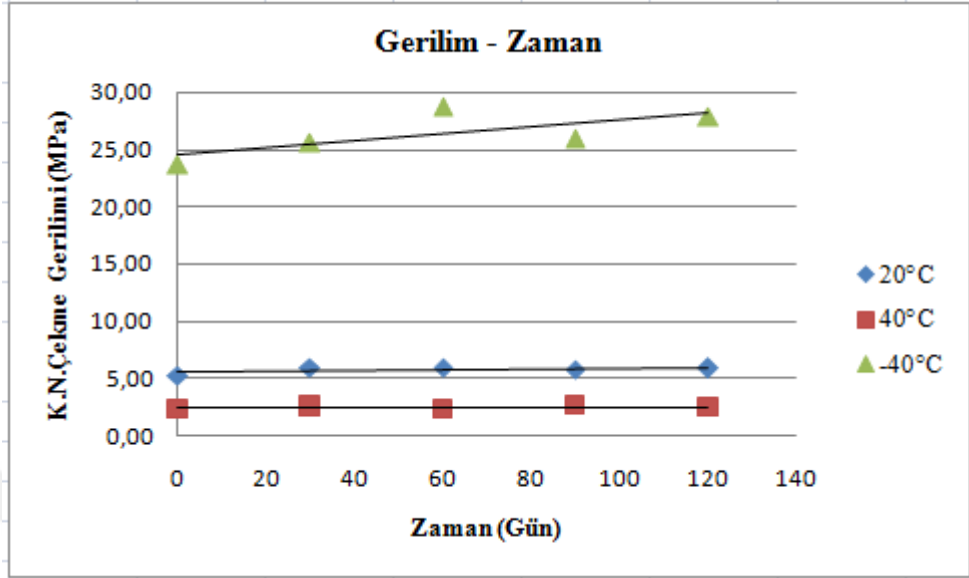
40°C Sıcaklıkta Yapılan Tek Eksenli Çekme Testleri				
Zaman	K.N.Çekme Gerilimi (Mpa)	K.N.Uzama (%)	Ort. K.N.Çekme Gerilimi (Mpa)	Ort. K.N.Uzama (%)
T ₀	2,5	25,27	2,28	22,99
	2,2	27,06		
	2,13	16,64		
60°C 30 Gün	2,56	15,59	2,56	16,35
	2,53	16,75		
	2,59	16,7		
60°C 60 Gün	2,07	15,07	2,21	15,06
	1,94	13,65		
	2,63	16,47		
60°C 90 Gün	2,9	14,89	2,60	15,29
	2,39	15,52		
	2,51	15,47		
60°C 120 Gün	2,33	14,45	2,41	14,34
	2,44	14,9		
	2,45	13,66		

Çizelge 3.11. -40°C sıcaklıkta yapılan tek eksenli çekme test sonuçları

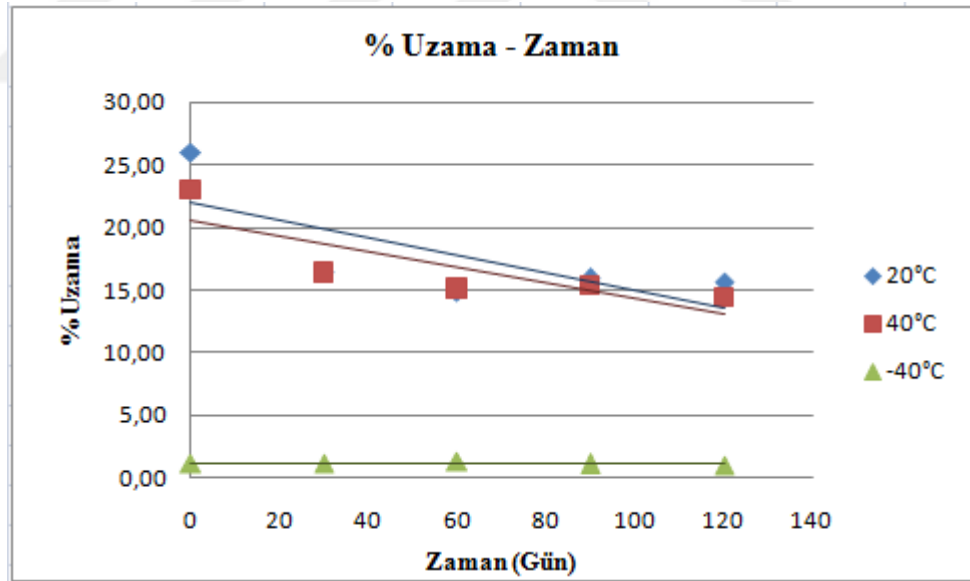
-40°C Sıcaklıkta Yapılan Tek Eksenli Çekme Testleri				
Zaman	K.N.Çekme Gerilimi (Mpa)	K.N.Uzama (%)	Ort. K.N.Çekme Gerilimi (Mpa)	Ort. K.N.Uzama (%)
T ₀	25,51	0,86	23,67	1,12
	23,32	1,87		
	22,17	0,63		
60°C 30 Gün	28,33	1,58	25,59	1,14
	23,25	0,91		
	25,19	0,92		
60°C 60 Gün	22,68	0,73	28,81	1,29
	32,46	1,77		
	31,3	1,38		
60°C 90 Gün	23,47	1,16	25,92	1,07
	24,3	0,72		
	30	1,34		
60°C 120 Gün	29,58	1,02	27,88	1,01
	27,95	1,28		
	26,12	0,73		

Kopma noktası gerilim değerlerinin yaşlanmaya bağlı olarak bir artış

eğiliminde olduğu ve uzamanın azaldığı yani yakıtın mekanik özelliklerinin değişmeye başladığı Çizelge 3.9 – 3.11'deki değerler ve Şekil 3.14 ve Şekil 3.15'te bulunan değişim grafiklerinde gözlemlendi.



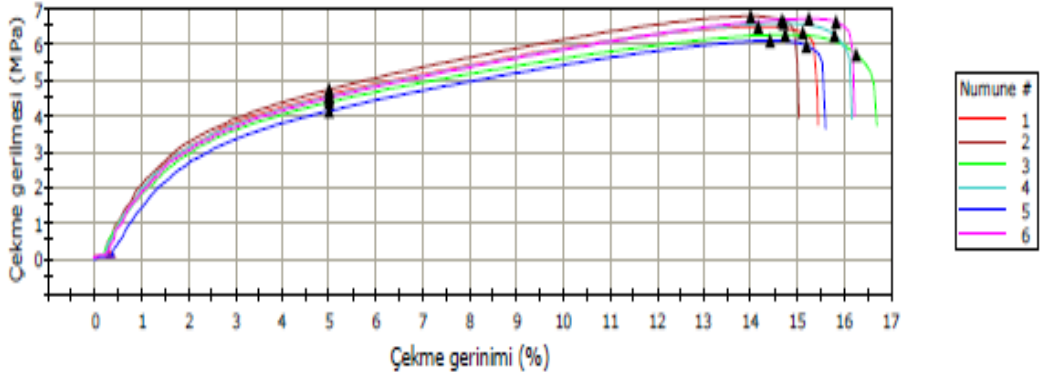
Şekil 3.14. Kopma noktası gerilim – zaman değişim grafiği



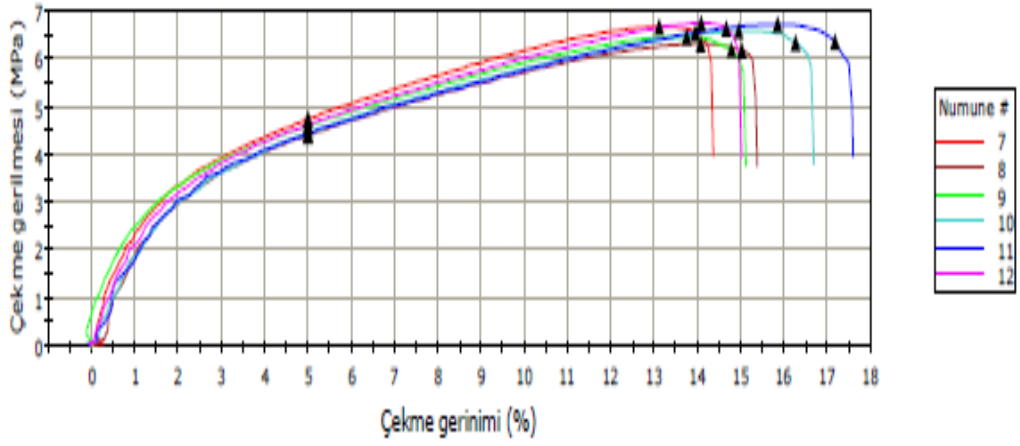
Şekil 3.15. Kopma noktası % uzama – zaman değişim grafiği

20°C Sıcaklık 50 mm/dk hızda yapılan tek eksenli çekme testine ait grafikler Şekil 3.16'da sunulmuştur.

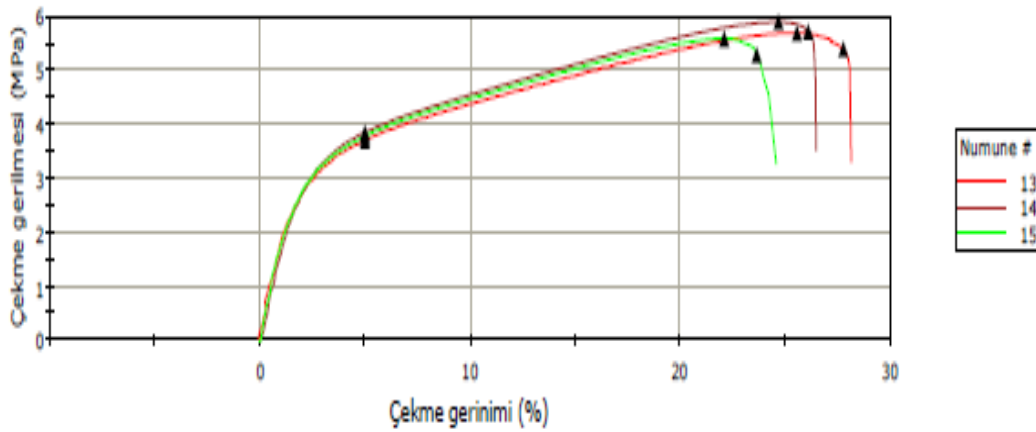
Numune 1 ile 6 arası



Numune 7 ile 12 arası



Numune 13 ile 15 arası



Şekil 3.16. 20°C sıcaklık 50 mm/dk hızda yapılan tek eksenli çekme test grafiği

Termo-kimyasal yaşlanma ile yakıtın uzama yüzdesinde azalma ile yakıt sertleşmekte ve gevrekleşmektedir. Buna yakıtın çekme mukavemetinde bir artış ve dilatasyon özelliklerinde bozulma eşlik etmektedir (Naseem, vd., 2021).

Çekme testlerine ait sonuçlar incelendiğinde;

Şartlandırma sıcaklığına bağlı olarak ortam sıcaklığı ile kıyaslandığında 40°C sıcaklığa ait çekme sonuçlarında çekme geriliminin azaldığı, uzamanın arttığı; -40°C sıcaklığa ait çekme sonuçlarında ise çekme geriliminin arttığı, uzamanın azaldığı görülmektedir. Yakıtın yüksek sıcaklıklarda elastikliğinin arttığı ve düşük sıcaklıklarda (test sıcaklığının yakıtın camsı geçiş sıcaklığına yaklaştığı da görülmektedir) ise yakıtın kırılma eğilimi arttığı görülmektedir.

Yapılan hızlandırılmış yaşlanma sonuçlarına bakıldığında ise yaşlanmaya bağlı olarak gerilimlerinin arttığı, uzamanın ise azaldığı, yani yakıtın yaşlanma eğiliminde olduğu değerlendirilmektedir.

3.10. Shore-A Sertlik Ölçümü Testi

Numune yüzeyine batma pimi yerleştirildi ve sabit bir değer alınca kadar bir kaç saniye beklenildi. Test sonuçları Çizelge 3.12’de sunulmuştur.

Çizelge 3.12. Shore-A sertlik ölçümü test sonuçları

Yaşlandırma Süresi	Numune	Sertlik (Shore-A)	Ortalama
T ₀	1	85	86,6
	2	88	
	3	85	
	4	85	
	5	90	
60°C 30 Gün	1	85	85,8
	2	85	
	3	90	
	4	84	
	5	85	
60°C 60 Gün	1	85	85,2
	2	85	
	3	85,5	
	4	85,5	
	5	85	

Çizelge 3.12. Shore-A sertlik ölçümü test sonuçları (devamı)

60°C 90 Gün	1	92	89,5
	2	90,5	
	3	89,5	
	4	86	
	5	89	
60°C 120 Gün	1	92	90,7
	2	89	
	3	92	
	4	90,5	
	5	90	

Katı yakıta uygulanan termo-kimyasal yaşlanma ile sertliği artar (Naseem, vd. 2021). Yapılan sertlik testleri incelendiğinde yakıtın yaşlandıkça sertliğinin arttığı ve yakıtın mekanik özelliklerinin kötüleştiği görülmektedir.

4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu deneysel tez çalışmasında MKE A.Ş. tarafından yeni üretilmiş bir çift bazlı yakıtta 60°C, 70°C ve 80°C sıcaklıklarda hızlı yaşlandırma uygulanmıştır. Yakıtın yaşlanma ile kimyasal, termal, mekanik ve hassasiyet özelliklerindeki değişimler izlenmiştir. Yakıtın stabilizör miktarı tayini testinde elde edilen miktarlar zamana bağlı olarak bir azalma eğilimi göstermekte ve AOP-48 Edition II'ye göre % 0,2 olan limit değeri sadece 80°C sıcaklık 24 gün yaşlandırma da aşıldığı tespit edilmiştir. Stabilizör tayini sonuçlarına göre hesaplanan yakıt ömrü, yakıtın 25°C'de sıcaklıkta depolanması durumunda 451 yıl olarak hesaplanmıştır. Depolama koşullarının değişmesi durumunda yakıt ömrünün de değiştiği, yakıtın +40°C'de depolanması durumunda bu ömrün 29 yıla düştüğü hesaplanmıştır.

Sonuç olarak çift bazlı roket yakıtlarının depolama koşullarının oldukça önem arzettiği ve yakıtın uygun depolama koşullarında uzun süreler kullanılabileceği görülmüştür.

Kalorifik değer tayini sonuçlarının yakıtın yaşlanması ile önemli bir değişime uğramadığı değerlendirilmektedir.

SEM ile yapılan yüzey incelemesinde 60°C sıcaklık, 60 gün yaşlandırma sonrasında yakıtın yüzeyinde farklılaşmalar görülmüştür. Söz konusu değişimin stabilizör miktarındaki değişimden kaynaklı olabileceği değerlendirilmiştir.

Camsı geçiş sıcaklığı testine ait sonuçlar incelendiğinde yakıtın yaşlanma ile camsı geçiş sıcaklığında önemli bir değişimin olmadığı görülmektedir.

Darbe ve sürtünme hassasiyeti sonuçları incelendiğinde yakıtın yaşlanma ile darbe ve sürtünme kuvvetlerine karşı daha hassaslaştığı görülmüştür.

Yapılan tek eksenli çekme test sonuçları incelendiğinde yakıtın yüksek sıcaklıklarda elastikliğinin arttığı ve düşük sıcaklıklarda (test sıcaklığının yakıtın camsı geçiş sıcaklığına yaklaştığı da görülmektedir) ise yakıtın kırılmanlaştığı gözlemlenmiştir. Yakıtın kopma noktası gerilim değerinin yaşlanmaya bağlı olarak arttığı, uzamanın ise azaldığı gözlemlenmiştir. Yakıtın yaşlanma ile

mekanik özelliklerinin bozulduğu görülmüştür.

Yapılan sertlik testleri incelendiğinde yakıtın yaşlandıkça sertliğinin arttığı ve yakıtın mekanik özelliklerinin kötüleştiği görülmektedir.

Yeni üretilmiş bir rokete üretici yaklaşık on yıl garanti süresi vermektedir. Bu süre sonunda roketin kullanımının devam edebilmesi önem arz etmektedir. Roketin uzun süre kullanılmasının sağlanabilmesi için depolama koşulları oldukça önemlidir. Uygun depolama koşullarında roket yakıtının çok uzun yıllar kararlı bir yapıda kalabileceği değerlendirilmektedir.

Roketlerden maksimum seviyede faydalanabilmek ülke ekonomisine büyük katkı sağlayacaktır. Farklı roket yakıtları ile çalışmaların yapılmasının faydalı olabileceği değerlendirilmektedir. Aynı zamanda roketlerin gerek depolama ve gerekse sevk esnasında uygun iklimlendirme şartlarının sağlanması önerilir.

KAYNAKLAR

Açık, S. (2010). Internal Ballistic Design Optimization of a Solid Rocket Motor. Yüksek Lisans Tezi, Middle East Technical University, Ankara.

Agrawal, J. P., (2010). *High Energy Materials, Propellants, Explosive and Pyrotechnics.*, Weinheim: Wiley - VCH Verlag GmbH & Co. KGaA.

AOP-48 Edition-2, (2008). *Explosives. Nitrosellulöz Based Propellants. Stability Test Procedure and Requirements Using Stabilizer Depletion*, NATO/PfP Unclassified Publication.

ASTM D1708-18, (2019). *Standart Test Method for Tensile Properties of Plastics by Use of Microtensile Specimens.*

Bohn, M. A. (2007). NC-Based Energetic Materials – Stability, Decomposition and Ageing, *Presentation on the meeting Nitrocellulose supply, Ageing and Characterization. Aldermaston, England.*

Bohn, M. A. (2009). Prediction of Equivalent Time-Temperature Loads For Accelerated Ageing to Simulate Preset In-Storage Ageing And Time-Temperature Profile Loads. *40 International Annual Conference of ICT*, Almanya, June 2009.

Bababurun, C. B. (2020). Kompozit Esaslı Katı Roket Yakıtlarının Yaşlanmaya Bağlı Mekanik Özelliklerinin Deneysel Araştırılması. Yüksek Lisans Tezi. *Kırıkkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kırıkkale.*

Cerri, S., Bohn, M.A., Menke, K. and Galfetti, L. (2009). Ageing Behaviour of HTBP Based Rocket Propellant Formulations, *Central European Journal of Energetic Materials*, 6 (2), 149-165.

Chovancová, M., Očko, P., Pechová.A. and Lopúch.J. (2006) Lifetime Prediction of Propellants According to NATO Standards. *Problemy Techniki Uzbrojenia 35*. Zahorie, Slovak Republic.

C-MIL-P-17689 (1953). *Propellant, Double-Base Sheet, Type N-5*. 23 March 1953

Davenas, A. (1993). *Solid Rocket Propulsion Technology*. France: Pergamon Press.

De Klerk, W., Brouwer, G.R. and Keizers, H., (2006). Lifetime Prediction of Energetic Materials. *37. International Annual Conference of ICT*. Japonya.

De Klerk, W. P. C. (2015). Assessment of Stability of Propellants and Safe Lifetimes. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics. Vol. 40, Issue 3*. 10 June.

De la Ossa, M.A.F., Torre M. and Ruiz C.G., (2012). Advances in Materials Science Research. In: Wythers, M.C. (Edt.), *Nitrocellulose in Propellants: Characteristics and Thermal Properties* (Volume 7, Chapter 4).Spain: Nova Science Publishers, Inc.

DeLuca, L.T. (2017). Chemical Rocket Propulsion. İçinde DeLuca, L.T. ve ark. (Eds.), *Highlights of Solid Rocket Propulsion History*. Switzerland: Springer International Publishing.

Dönmez, C.E. (2018). Kompozit esaslı katı roket yakıt numunesinin karakteristik özelliklerinin deneysel incelenmesi. Yüksek Lisans Tezi. *Kırıkkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kırıkkale*.

Elbasuney, S., Elghafour, A.M.A., Radwan, M., Fahd, A., Mostafa, H., Sadek, R. ve Motaz, A. (2018). Nevel aspects for thermal stability studies and shelf life assessment of modified double-base propellants. *Elsevier, Defence Technology, 15 (2019) 300-305*.

Elbasuney, S., Elsaka, E., Elbeih, A. and Mostafa, H.E. (2021). Novel composite solid propellant with high resistance to thermo-oxidative degradation reactions, extended shelf life, and superior combustion characteristics, *Central European Journal of Energetic Materials*, 2021, 18(1): 143-158.

Elghafour, A.M.A., Radwan, M.A., Mostafa, H.E., Fahd, A. ve Elbasuney S. (2018). Highly Energetic nitramines: A Novel Platonizing Agent For Double-Base Propellants With Superior Combustion Characteristics. *Elsevier, Fuel 227 (2018) 478-484*.

Emrich, W. Jr. (2016). *Principle of Nuclear Rocket Propulsion*. USA: Elsevier Inc.

Folly, P. and Mäder, P. (2004). *Propellant Chemistry*. Schweizerische Chemische Gesellschaft.

Fordham, S. (1980). *High Explosives and Propellants* (2. Baskı). İngiltere. Pergamon Press Ltd.

Harrje, D.T. (Edt.) (1972). *Liquid propellant roket combustion instability*. Washington: Scientific and Technical Information Office National Aeronautics and Space Administration.

Hasanoğlu, M.S. (2008). Storage Reliability Analysis of Solid Rocket Propellants. Yüksek Lisans Tezi. *Orta Doğu teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara*.

Herder, G., Weterings, F.P. and de Klerk W.P.C. (2003). Mechanical Analysis on Rocket Propellants. *Journal of Thermal Analysis and Callorimetry*, Vol. 72, 921-929.

İstanbul Üniversitesi (2014). *Fen Fakültesi, Astronomi ve Uzay Bilimleri Bölümü Astronotik Ders Notları*. <https://astronomi.istanbul.edu.tr/> İndirilme Tarihi: 11.05.2022.

Karadağ, B., *Uzayın Keşfinde Anahtar Teknoloji, Plazma Roketleri*, Bilim ve Teknik, Mart 2017

Keshavarz, M.H., Karimi, M., Goodarzi, E. and Hosseini, S.H. (2020). The use of the change of elongation for comparison of the shelf life of composite solid propellants in the air and nitrogen atmospheres. *Journal of Inorganic and General Chemistry*. doi: 10.1002/zaac.202000434.

Keskin H., Özdamar A. ve Öksüz T.E. (2018). Hibrit roket motorlarında yanmaya genel bakış. *14th International Combustion Symposium (INCOS2018)*. Karabük Üniversitesi, Karabük, Türkiye, 25 – 27 Nisan.

Kimya Mühendisleri Odası (2019). *E. N. Ekermen, Patlayıcı ve Yüksek Patlayıcı Maddelerin Özellikleri, Sınıflandırılması ve Patlama Etkileri* <https://www.kmo.org.tr/> İndirilme Tarihi: 12.05.2022.

Korkmaz, S. (2019). Sıvı Yakıtlı Roket Motor Tasarımı ve Performans Karakteristiklerinin Teorik Araştırılması. Yüksek Lisans Tezi. *Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Kırıkkale.

Krishnamurthy, V. N. ve Varghese, T.L. (2017). *The Chemistry and Technology of Solid Rocket Propellants (A Treatise on Solid Propellants)*. New Delhi: Published by Sunil Sachdev and printed by Ravi Sachdev at Allied Publishers Pvt.Ltd.

Lengellé, G., Duterque, J. and Trubert, J. F. (2002). Combustion of Solid Propellants, *Internal Aerodynamics in Solid Rocket Propulsion*. Belgium. 27-31 May.

Lindblom, T., (2004). *Reaction in the System Nitro-cellulose/Diphenylamine with Special Reference to the Formation of a Stabilizing Product Bonded to Nitro-cellulose*. Uppsala: ACTA Universitatis Upsaliensis.

Mason, BP, Roland, CM, (2019). Rubber Chemistry and Technology. İçinde *Solid propellants*, (Vol. 92, No:1, pp.1-24).

Mishra, D.P. (2017). *Fundamental of Rocket Propulsion*. Florida: Taylor & Francis Group, LLC.

Naseem, H., Murthy, H. ve Ramakrishna, P. A. (2020). Accelerated Ageing of Composite Solid Propellants Under Cyclic Temperature Variations. *Journal of Energetic Materials*, Vol.39, No:4, 452-478, 12 September.

Naseem, H., Yerra, J., Murthy, H. and Ramakrishna, PA. (2021). Ageing studies on AP/HTBP based composites solid propellants, *Energetic Materials Frontiers*, 2(2021) 111-124.

Ondokuz Mayıs Üniversitesi. Reaksiyon Kinetiği 14. Hafta. <https://www.avys.omu.edu.tr/> İndirilme Tarihi: 09.08.2022

Özbilgin, M.B. (2019). Hibrit Yakıtlı Roket Motoru Ateşleme ve Test Düzeneği Tasarımı ve Üretimi. Yüksek Lisans Tezi. *Milli Savunma Üniversitesi, Hezarfen*

Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü, İstanbul.

Pichtel, J. (2012). Distribution and Fate of Military Explosives and Propellants in Soil: A Review. *Hindawi Publishing Corporation Applied and Environmental Soil Science*, doi: 10.1155/2012/617236.

Shekhar, H. (2009). Prediction and comparison of shelf life of solid rocket propellants using Arrhenius and Berthelot equations. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, doi: 10.1002/prop.200900104

Singh, H., & Shekhar, H. (2016). Solid rocket propellants: science and technology challenges. Royal Society of Chemistry.

STANAG 4487 – Edition-1, (2002). *Explosives, Friction Sensitivity Tests, NATO/PfP Unclassified Publication.*

STANAG 4489 – Edition-1, (1999). *Explosives, Impact Sensitivity Tests, NATO/PfP Unclassified Publication.*

STANAG 4506 – Edition-1, (2000). *Explosive Materials, Physical/Mechanical Properties Uniaxial Tensile Test.*

Sun, S., Ma, S., Zhao, B., Zhang, G. and Luo, Y. (2018). *Materials*, A Facile Way to Prolong Service Life of Double Base Propellant, 10 November.

Sutton, G.P. and Biblarz O. (2016) *Rocket Propulsion Elements*. USA: A Wiley-Interscience Publication.

Toluk, B. (2009). Fizikokimyada Mathematica® Uygulamaları. Yüksek Lisans Tezi. *Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Sakarya.*

Trache, D. and Tarchoun, A. F. (2019). Analytical methods for stability assessment of nitrate esters-based propellants, *Critical Reviews in Analytical Chemistry*, 2019, Vol. 49, No.5, 415-438, 23 January.

TS 11814, (2010). *Patlayıcılar – Nitroselüloz Esaslı Sevk Barutları – Kararlaştırıcı Kaybına Dayalı Kararlılık Deney İşlemleri ve Kuralları.*

Vogelsanger, B., Schädeli, U. and Sopranetti, R. (2008). Chemical and Ballistic Stability of ECL® Propellants, Determined by Heat Flow Calorimetry and Other Methods, Nitrochemie Wimmis AG. *International Annual Conference of ICT*, Switzerland, May.

Volk, F. (1976). Determining the shelflife of solid propellants. *Propellants and Explosives 1*, 59-65. Weinheim: Verlag Chemie.

Wang, Z., Qiang H. (2022). Mechanical properties of thermal aged HTBP composite solid propellant under confining pressure. *Defence Technology*, 18 (2022) 618-625.

Yaman, H. (2013). Yüksek Enerjili Maddelerin Çift Bazlı (DB) Roket Yakıtlarında Kullanımı ve Performans Etkilerinin Araştırılması. Doktora Tezi,

Kırıkkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kırıkkale.

Yıldız Teknik Üniversitesi. Kimyasal Kinetik Ders Notları.
<https://www.avesis.yildiz.edu.tr/> İndirilme Tarihi: 26.05.2022

Yu, S.T., Chang, C.L. and Merkle, C.L. (1991). Solar Rocket Plume / Mirror Interactions, *NASA Contractor Report*, 185300.

Zarei, A.R. and Mardi, K. (2022). A Simple and safe approach for simultaneous spectrophotometric determination of nitroglycerin and nitrocellulose in double base solid propellants. *Analytical Sciences*. doi: 10.1007/s44211-022-00174-8



ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı

Yabancı Dil

Eğitim Durumu

Lisans

Yüksek Lisans :

Yayımları:

- Boylu, Z. Yaman, H. (2022) Çift Bazlı Roket Yakıtlarında Ömür Durumunun Belirlenmesi. *Selçuk 6. Uluslararası Uygulamalı Bilimler Kongresi*. Konya, Türkiye 16-17 Temmuz.

