

T.C.

KIRIKKALE ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

KOMPOZİT ESASLI KATI ROKET YAKIT NUMUNESİNİN KARAKTERSİTİK  
ÖZELLİKLERİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ

Can Emre DÖNMEZ

TEMMUZ 2018

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalında Can Emre DÖNMEZ tarafından hazırlanan KOMPOZİT ESASLI KATI ROKET YAKIT NUMUNESİNİN KARAKTERSİTİK ÖZELLİKLERİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ adlı Yüksek Lisans Tezinin Anabilim Dalı standartlarına uygun olduğunu onaylarım.

Prof. Dr. Mustafa YİĞİTOĞLU  
Anabilim Dalı Başkanı

Bu tezi okuduğumu ve tezin **Yüksek Lisans Tezi** olarak bütün gereklilikleri yerine getirdiğini onaylarım.

Dr. Öğr. Üyesi Hayri YAMAN  
Danışman

Jüri Üyeleri

Başkan : Prof. Dr. Veli ÇELİK \_\_\_\_\_

Üye : Prof. Dr. Mustafa YİĞİTOĞLU \_\_\_\_\_

Üye (Danışman) : Dr. Öğr. Üyesi Hayri YAMAN \_\_\_\_\_

...../...../.....

Bu tez ile Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Yüksek Lisans derecesini onaylamıştır.

Prof. Dr. Mustafa YİĞİTOĞLU  
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

## ÖZET

### KOMPOZİT ESASLI KATI ROKET YAKIT NUMUNESİNİN KARAKTERSİTİK ÖZELLİKLERİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ

DÖNMEZ, Can Emre

Kırıkkale Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı, Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hayri Yaman

Temmuz 2018, 91 sayfa

Sunulan tez çalışması ile numune kompozit katı roket yakıtının karakteristik özelliklerinin belirlenmesi için deneysel çalışmalar yapılmıştır. Katı roket yakıtlarında roket performansını belirleyen en önemli faktörlerden biri yanma hızıdır. Katı yakıtlı roket motorlarında yanma hızı, yakıt çekirdeği yüzeyinde ateşlemenin başlatılması ile oluşan yanma reaksiyonunun yanma yüzeyine dik geriye doğru yanma gerilemesi olarak ifade edilmektedir. Katı roket yakıtı yanma hızını etkileyen birçok parametre vardır. Yanma hızını artırmak için çeşitli yüksek enerjili maddeler ilavesi gibi yöntemler uygulanmaktadır. Yakıt numunelerinin yanma ısıları (enerji seviyeleri) kapalı bomba kalorimetresiyle ölçülmüş, yakıt enerji seviyesi değeri çizelge halinde verilmiştir. Yakıtın yanma hızı değerleri farklı basınç ve sıcaklıklarda bilgisayar kontrollü kapalı bomba ve Strand Burner cihazında ölçülerek yanma hızları belirlenmiştir ve çizelge olarak gösterilmiştir. SEM ve TEM görüntüleme yöntemi ile numune yakıtın mikro yapıları ve ayrıca DSC ve TGA yöntemleri ile numune yakıtın bozunma davranışları incelenmiştir. FTIR analizi ile numunenin organik veya inorganik bileşenlerine bakılmıştır. Böylece, yapılan incelemelerle yeni üretilen yakıt numunesinin genel karakteristik yapısı belirlenmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Roket yakıtları, Yüksek Enerjili (Enerjetik) Maddeler, Yanma Hızı, Roket Motor.



## ABSTRACT

### INVESTIGATION OF THE CHARACTERISTICS OF ROCKET SOLID PROPELLANT SAMPLE BY EXPERIMENTALLY

DÖNMEZ, Can Emre

Kırıkkale University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Defense Technologies, Master Science Thesis

Supervisor: Assistant Prof. Dr. Hayri YAMAN

July 2018, 91 pages

Experimental studies have been carried out to determine the characterization of sample composite solid rocket propellant with the thesis study presented. One of the most important factor determining the rocket performance in solid rocket propellant is the burning rate. In solid fuel rocket engines, the burning rate is expressed as the burnback regression which is perpendicular to the combustion surface of the combustion reaction occurred by the initiation of the ignition on the surface of the fuel core. There are many parameters that affect the burning rate of the propellant. Various high energy materials are added to increase the burning rate. The heats of combustion (energy levels) of the propellant samples were measured by a closed bomb calorimeter and the energy levels of the propellant were shown on a chart. The burning rates of the fuel were determined at different pressures and temperatures by being measured in the computer-controlled closed bomb device and Strand Burner device and they were shown on a chart. The microstructure of the sample propellant was examined by SEM and TEM imaging methods. In addition, the decomposition behaviors of the sample propellant was determined by means of DSC and TGA methods. Organic and inorganic components of the sample were analyzed by FTIR analysis. Thus, as a result of the examinations, the general characteristic structure of the newly produced propellant sample has been determined.

**Key words:** Solid Propellant, High Energy (Energetic) Materials, Burning Rate, Rocket Motor.



## TEŞEKKÜR

Tezimin hazırlanması esnasında hiçbir yardımını esirgemeyen ve bana büyük destek olan tez yöneticisi çok değerli hocam Sayın Dr. Öğr. Üyesi Hayri YAMAN'a tez çalışmalarım esnasında, bilimsel konularda daima yardımını gördüğüm Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı, çalışanlarına büyük fedakarlıklarla bana destek olan ağabeyim M. Ata DÖNMEZ'e ve son olarak birçok konuda olduğu gibi, tezimi hazırlamam esnasında da bana manevi yardımlarını esirgemeyen aileme teşekkür ederim.



# İÇİNDEKİLER DİZİNİ

	Sayfa
<b>ÖZET</b> .....	<b>i</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>iii</b>
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	<b>v</b>
<b>İÇİNDEKİLER DİZİNİ</b> .....	<b>vi</b>
<b>ÇİZELGELER DİZİNİ</b> .....	<b>ix</b>
<b>ŞEKİLLER DİZİNİ</b> .....	<b>x</b>
<b>KISALTMALAR DİZİNİ</b> .....	<b>xiii</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
<b>2. MATERYAL VE YÖNTEM</b> .....	<b>3</b>
2.1. Roketlerde Kullanılan Kimyasal Yakıtlar.....	3
2.1.1 Sıvı Yakıtlar.....	3
2.1.2 Hibrit Yakıtlar.....	4
2.1.3 Katı Yakıtlar .....	5
2.1.3.1. Tek Bazlı Yakıtlar (SB) .....	6
2.1.3.2. Çift Bazlı Yakıtlar (DB).....	6
2.1.3.3. Üç Bazlı Yakıtlar (TB).....	6
2.1.3.4. Kompozit Yakıtlar .....	7
2.1.3.5. Kompozite Modifiye Çift Bazlı Yakıtlar (CMDB) .....	8
2.2. Katı Yakıtlı roketler.....	8
2.2.1.Katı yakıtlı roket motorlarının avantajları.....	9
2.2.2. Katı yakıtlı roket motorlarının dezavantajları.....	10
2.2.3. Roket imalatında dikkat edilecek unsurlar .....	10
2.3. Roketlerde Temel Hesaplamalar .....	12
2.3.1. Roketlerde İtki ve Momentum.....	13



2.3.2. Toplam İtki .....	15
2.3.3. Özgül İtki .....	15
2.3.4. Egzoz Hızı .....	16
2.3.5. Karakteristik Egzoz Hızı .....	16
2.3.6. İtki Katsayısı .....	17
2.4. Katı Yakıtlı Roketlerin Çalışma Şartlarına Etki Eden Yapısal Faktörler .....	17
2.4.1. Yakıt Çekirdek Geometrisinin Roket Çalışma Performansına Etkileri .....	17
2.4.2. Erozyon Yanma .....	20
2.5. Katı Yakıtlarda Yanma Hızı .....	22
2.5.1. Kompozit Yakıtın Yanması Hızı ve Yanma Dalga Yapısı .....	25
2.5.2. AP Parçacık Boyutunun Yanma Hızına Etkisi .....	26
2.5.3. Demir Katalizörü .....	30
2.5.4. Nitramin Parçacık Büyüklüğünün Yanma Hızına Etkisi .....	31
2.5.5. Yanma Hızına Bağlayıcı Madde Etkisi .....	32
2.5.6. BHN Parçacık Katkılı ve Katkısız Zengin Yakıt Yanma Alev Yapıları .....	33
2.5.7. Katı Yakıtlı Roketlerde Yanma Hızına Etki Eden Diğer Faktörler .....	34
2.5.8. Basıncın Yanma Hızına Etkisi .....	35
2.5.9. Katı Yakıt İlk Sıcaklığının Yanma Hızına Etkisi .....	37
2.6. Katı Yakıt Yanma Hızı Ölçüm Yöntemleri .....	38
2.6.1. Yakıt Çubuğu Yanma Gerilemesi (Strand Burner) Yanma Hızı Ölçüm Yöntemi .....	38
2.6.2. Ultrasonik Ölçüm Yöntemi .....	39
2.7. Katı Yakıt Yanma Davranışı .....	41
2.7.1. Katı Yakıt Yanma Hızı Isıl İletkenlik İlişkisi .....	43
2.8. Deneysel Yöntemler ve Kullanılan Cihazlar .....	45
2.8.1. TEM (Geçirimli Elektron Mikroskobu) .....	45
2.8.2. SEM (Taramalı Elektron Mikroskobu) .....	48

2.8.3.TGA (Termogravimetrik Analiz).....	50
2.8.4. DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter).....	51
2.8.4.1. DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter); Güç Dengelemeli.....	52
2.8.4.2. DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter); Isı Akışlı (Heat Flux)....	53
2.8.5 Yanma Hızı Ölçüm Yöntemleri.....	54
2.8.5.1. Yakıt Çubuğu Yanma Gerilemesi (Strand Burner) Yanma hızı Ölçüm Yöntemi .....	54
2.8.5.2. Ultrasonik Ölçüm Yöntemi.....	56
2.8.6. Bomba Kalorimetresi İle Yanma Isısının Ölçüm Yöntemi .....	58
2.8.7. Fourier Transform Infrared Spektroskopisi (FTIR).....	60
<b>3. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA .....</b>	<b>62</b>
3.1.Numune Yakıt Üretimi Yöntemi.....	62
3.2. Numune Yakıt Test ve Analizleri.....	63
3.2.1.Katı Yakıt Numune Enerji Seviyesi Tespiti .....	64
3.2.2. Numune Kompozit Katı Yakıt Yanma Hızı Ölçümleri.....	66
3.2.2.1. Strand Burner Yanma Hızı Cihazı İle Ölçüm ve Sonuçları .....	66
3.2.2.2. Numune Yakıt Kapalı Bomba Yanma Hızı Ölçüm Yöntemi Sonuçları .....	71
3.2.3. TGA ( Termogravimetrik Analiz ) Ölçüm Yöntemi Sonuçları .....	72
3.2.4. DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter) Ölçüm Yöntemi Sonuçları .....	75
3.2.5. Fourier Transform Infrared Spektroskopisi (FTIR) İncelemesi .....	76
3.2.6. Katı Yakıt Numune SEM Görüntü İncelemeleri .....	77
3.2.7. Katı Yakıt Numune TEM Görüntüleri İncelemeleri .....	80
<b>4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....</b>	<b>84</b>
<b>KAYNAKLAR.....</b>	<b>86</b>

## ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Cizelge</u>	<u>Sayfa</u>
2.1. Sıvı yarıtlı roketlerde genel olarak kullanılan yakıcı ve yakıtlar .....	4
2.2. AP-HTPB karışimli yakıt farklı basınç altında yanma hızı değışimi.....	29
2.3. NG-NC içerikli çift bazlı roket yakıtında farklı basınçlar altında yanma hızına etkileri (deneysel) gösterilmektedir .....	36
3.1. Kompozit katı roket yakıtı numunesi kalorifik değer ölçümü sonuçları.....	65
3.2. Strand Burner yöntemi ile -32 °C'de 550TPR018 standardına göre yanma hızı ölçüm tablosu.....	67
3.3. Strand Burner yöntemi ile 21 °C'de 550TPR018 standardına göre yanma hızı ölçüm tablosu.....	68
3.4. Strand Burner yöntemi ile 50 °C'de 550TPR018 standardına göre yanma hızı ölçüm tablosu.....	68
3.5. Strand Burner yöntemi ile yapılan ölçüm sonucunda elde edilen yanma hızı ve basınç üssü ortalama değeri.....	69
3.6. Numune yakıt kapalı bomba yanma hızı ölçüm sonucu .....	71

## ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
2.1. Kimyasal Roket Yakıtları .....	3
2.2. Kompozit esaslı yanma hızı tespiti için üretilmiş yakıt örnekleri .....	5
2.3. Kompozit katı yakıt şematik gösterimi .....	7
2.4. Katı yakıtlı roket görünüşü .....	9
2.5. Modüllere ayrılmış roket gösterimi .....	9
2.6. Katı yakıtlı roket iç balistik basınç, itme kuvveti ve hız değişimi şematik görünümü .....	12
2.7. Katı yakıt çekirdek geometrisinin, zamana bağlı olarak yanma odası basınç veya itkiye etkisi gösterilmektedir .....	18
2.8. Alternatif Yakıt Çekirdeği Geometrileri .....	19
2.9. Katı yakıt çekirdeği yanma yüzey geometrisine bağlı olarak zamana bağlı itki kuvveti değişimi .....	19
2.10. Farklı yakıt çekirdek geometriye roket motorları .....	20
2.11. Katı yakıtın erozif yanma ve erozif yanma olmadan gösterimi .....	21
2.12. Katı yakıtla çalışan roketlerde yakıt çap ve boy oranı değişiminin, yanma süresi ve roket iç basıncına etkisi görülmektedir .....	22
2.13. Katı yakıtın yanma hızı modelinin gösterimi .....	23
2.14. Katı yakıt çekirdeği geriye doğru yanma modeli gösterimi .....	24
2.15. AP kompozit yakıtın yanma dalga yapısı .....	26
2.16. AP partikül büyüklüğünün çift karışım yanma hızına etkisi .....	27
2.17. AP partikül madde büyüklüğünün yanma hızına etkisi .....	28
2.18. AP-HTPB yakıtlarının düşük basınç altında yanma eğilimi .....	28
2.19. AP / HTPB oksitleyici ve bağlayıcı yapı kompozit yakıt numuneleri .....	29
2.20. AP oksitleyici ilaveli kompozit yakıtın farklı basınçlarda katolizör ilavesiz ve n-HC katalizörü ilaveli yanma hızı değişimi grafiği .....	31
2.21. HTX, HTPE, HTPA ve HTPB bağlayıcılardan oluşan HMX kompozit yakıtlarının basınç değişimine bağlı yanma hızı grafiği .....	32

2.22. BHN ilaveli ve ilavesiz zengin içerikli katı roket yakıtlarının farklı basınçlarda alev profilleri .....	33
2.23. Yıldız kesitli katı yakıt çekirdeğinin yanma modeli gösterimi.....	34
2.24. Çift bazlı (NG-NC) katı roket yakıtının farklı basınçlar altında alev profili ve yanma hızı gösterimi.....	36
2.25. Yakıt çekirdek ilk sıcaklığının yanma süresine ve yanma odasının basıncına etkisinin gösterimi .....	37
2.26. Yakıt Çubuğu Gerilemesi Yanma Hızı Ölçüm Yöntemi.....	39
2.27. Kapalı Bomba Deney Düzenegi.....	40
2.28. Kapalı Bomba Kısımının Şematik Görünüşü .....	40
2.29. Katı yakıt yanma davranışı .....	41
2.30. Katı roket yakıtlarında yanma sırasında mesafe sıcaklık durumu .....	41
2.31. Katı yakıt ilk sıcaklık değişiminin, yanma boyunca yakıtın sıcaklık değişimine etkisi .....	42
2.32. Yakıtın yanma sırasında bölgesel olarak sıcaklık gösterimi .....	43
2.33. Katı yakıt yanma eğilimi sırasında geriye doğru ısı akışı grafiği ve formülü ...	44
2.34. TEM görüntüleme cihazı (Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı) .....	45
2.35. TEM Geçirimli Elektron Mikroskobu sisteminin şematik diyagramı görünüşü .....	47
2.36. SEM görüntüleme cihazı (Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı) .....	48
2.37. SEM Taramalı Elektron Mikroskobu sisteminin şematik diyagramı görünüşü	49
2.38. TGA ölçüm cihazı (Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı) .	50
2.39. Termogravimetrik analiz sisteminin şematik diyagramı görünüşü .....	51
2.40. DSC ölçüm cihazı (Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı) .	51
2.41. DSC; güç dengelemeli sistemin şematik diyagramı .....	52
2.42. DSC; ısı akışlı sistemin şematik diyagramı .....	53
2.43. DSC sinyal tayininde farklı prensipler .....	53
2.44. Numune yakıt yanma hızı tespitinde kullanılan Strand Burner yanma hızı ölçüm cihazı .....	54
2.45. Yakıt Çubuğu Gerilemesi Yanma Hızı Ölçüm Yöntemi.....	55
2.46. Kapalı bomba katı yakıt yanma hızı ölçüm cihazı kapalı bomba kısmı.....	56

2.47. Kapalı bomba katı yakıt yanma hızı ölçüm cihazı kontrol kısmı .....	56
2.48. Kapalı bomba yanma hızı cihazı şematik gösterimi .....	57
2.49. Kapalı bomba kalorimetresi test cihazı .....	58
2.50. Bomba kalorimetresi sisteminin şematik diyagramı görünüşü .....	59
2.51. Fourier dönüşümlü infrared spektroskopisi (Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı).....	60
2.52. FTIR sisteminin şematik diyagramı görünüşü.....	61
3.1. Döküm yöntemi ile kompozit katı roket yakıt üretim akış şeması .....	62
3.2. Kompozit katı yakıt numunesi.....	63
3.3. Strand Burner yanma hızı ölçüm cihazı için hazırlanan numune .....	67
3.4. Numune yakıtın farklı basınç ve sıcaklıklarda yanma hızı değişiminin karşılaştırılması.....	70
3.5. Numune yakıtın TGA yavaş bozunma termogramı .....	72
3.6. Numune yakıtın TGA bozunma termogramı .....	73
3.7. Numune yakıtın TGA hızlı bozunma termogramı .....	74
3.8. Numune yakıtın DSC bozunma termogramı .....	75
3.9. Numune yakıtın DSC teorik bozunma termogramı .....	76
3.10. Fourier dönüşümlü infrared spektroskopisi analizi.....	76
3.11. Kompozit katı yakıt numunesinin 70 kat büyütme görüntüsü.....	78
3.12. Katı yakıtı numunesinin 85 kat büyütme görüntüsü .....	78
3.13. Katı yakıtı numunesinin 500 kat büyütme görüntüsü .....	79
3.14. Katı yakıtı numunesinin 1400 kat büyütme görüntüsü .....	79
3.15. Katı yakıt numunesinin 50K büyütme görüntüsü .....	80
3.16. Katı yakıt numunesinin 100K büyütme görüntüsü .....	81
3.17. Katı yakıtı numunesinin TEM görüntüsü .....	82
3.18. Katı yakıtı numunesinin TEM görüntüsü .....	82

## KISALTMALAR DİZİNİ

LH <sub>2</sub>	Sıvı Hidrojen
LO <sub>2</sub>	Sıvı Oksijen
SB	Tek Bazlı Yakıt
DB	Çift Bazlı Yakıt
TB	Üç Bazlı Yakıt
CMDB	Kompozit Modifiye Yakıt
NC	Nitroselüloz
NG	Nitrogliserin
NQ	Nitroguanidine
AP	Amonyum Perkolat
AN	Amonyum Nitrat
ADN	Amonyum Dinitrat
AL	Aliminyum
HTPB	Hidroksi Üç Gruplu Polibütadien
HClO <sub>4</sub>	Perklorik Asit
nBF	n-Butil ferrosen
Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Demir (III) Oksit
[FeO(OH)]	Hidratlanmış Ferrik Asit
DnBF	di-n-Butil Ferrosen
RDX	Siklotrimetilen-trinitramin
HMX	Siklotetrametilen-tetranitramin
IDP	Inosine diphosphate
IDPI	Isophorone diisocyanate
KP	Potasyum perklorat
PPG	Polypropylene glycol
CTPB	Polybutadine corboxy- terminated

## 1. GİRİŞ

Roket teknolojisi, dünyadaki ülkelerarası kutuplaşmadan dolayı silahlanma ve uzay yarışı sebebiyle 20. yüzyılda hızla gelişmiştir. Bilim insanları ve tasarımcılar daha az kütle ve daha yüksek itkiye sahip dolayısıyla daha uzun menzilli, üretimi nispeten daha basit yapılı roket motorları geliştirmek için araştırmalarına yoğunluk vermişlerdir.

Uydu teknolojisinde gelişmelerle birlikte roketler, uydu sistemlerini yörüngelerine yerleştirmek amacıyla kullanılmaktadır. Günümüzde milli imkânlarla geliştirilen sivil ve askeri uyduların ulusal fırlatma sistemleriyle yörüngelerine yerleştirilmesi büyük önem arz etmektedir.

Roketler momentum yasasına göre çalışan ve yüksek enerjili yakıtlarla itki oluşturan sistemlerdir. Roketler Newton'un üçüncü yasasına göre "her etkiye karşılık eşit ve zıt bir tepki prensibi" ile çalışmaktadırlar. Atmosfer ortamında çalışırken oksijene ihtiyaç olmadan atmosfer içinde ve dışında sorunsuz olarak çalışmaktadırlar. Kimyasal esasla çalışan roketleri üç ana başlığa ayırabiliriz. Bunlar; sıvı yakıtlı roketler, katı yakıtlı roketler ve hibrid yakıtlı roketlerdir.

Yüksek itki oluşturmaları ve yakıt taşıma miktarlarının yüksek olması sebebiyle sıvı ve katı yakıt ile çalışan roketlerin geniş kullanım alanları vardır.

Sıvı yakıtlı roketlerde yakıt ve oksitleyici ayrı tanklarda depolanmaktadır. Roket sistemi; borular, vanalar ve turbo pompalar yardımıyla çalıştırılarak istenilen itkiyi sağlamaktadır. Sıvı yakıtla çalışan roketlerin dezavantajları maliyetlerinin yüksek, karmaşık yapıları ve yüksek emniyet şartları gerektirmeleridir. Sıvı yakıtlı roketlerin en önemli avantajı ise, uzun menzilli olmasıdır.

Katı yakıtla çalışan roket motorlarında yakıt ateşlendikten sonra yakıtın tamamı yanana kadar yanma durdurulamamaktadır. Bu durum katı yakıtlı roketler için bir



dezavantaj olarak bilinse de motor ağırlıklarının az olması, düşük maliyetli ve basit yapılarda olmaları; füze ve uzay mekiklerinin destekleyicisi olarak ve taktik amaçlı kısa menzilli roket kullanımlarında ön plana çıkmaktadır.

Roket, füze ve silahlarda, farklı kimyasal formlarda itki sağlayan yakıtlar kullanılmaktadır. Bu yakıtlar; katı, sıvı, hibrid ve jel formlarda olabilirler.

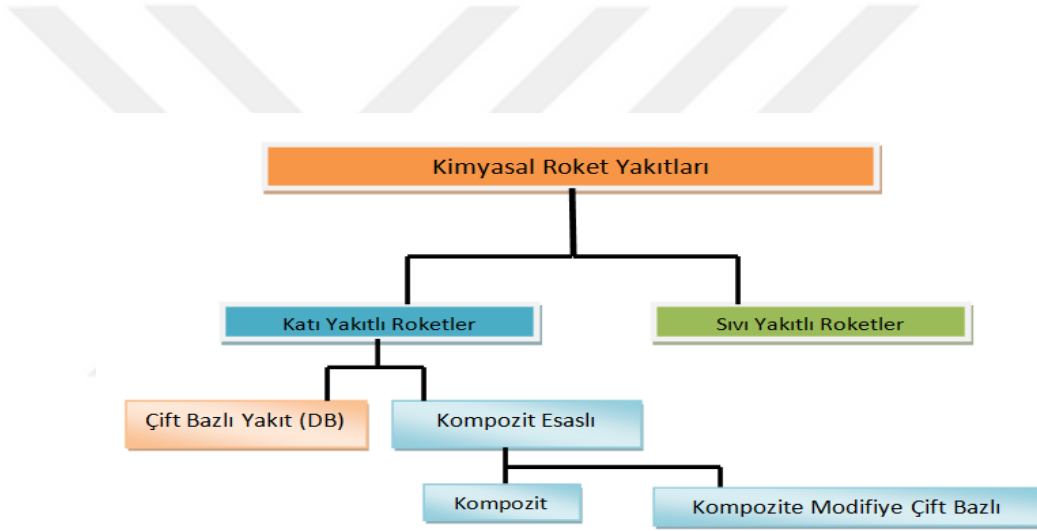
Katı yakıtla çalışan roketlerde yanma hızı önemli faktörlerinden biridir. Bu nedenle roket tasarımında en önemli kriterlerin başında yanma hızı gelmektedir. Bu sebeple yanma hızı karakteristiğini doğru belirlemek önemli kriteridir. Yanma hızına etkileyen faktörlerden; yanma odası basıncı, yakıt ateşleme öncesi ilk sıcaklığı, erozif yanma, yüksek enerjili maddelerin yakıt içeriğindeki yüzde oranı, yanıcı madde yanma hassasiyeti, yanma hızını düzenleyici ilave kimyasal maddeler, oksitleyici madde miktarının katı yakıt içindeki yüzdesi gibi etmenlerdir.

Bu tez çalışmasında kompozit katı roket yakıtının yanma hızı bilgisayar kontrollü kapalı bomba ve Strand Burner yöntemi ile ölçülmüş karşılaştırmalar yapılmıştır. Numune yakıtın SEM ve TEM ile mikro yapıları incelenmiştir. Yakıt numunesinin yanma ısı (enerji seviyeleri) kapalı bomba kalorimetresiyle ölçülmüştür. Yakıt numunesinin TGA ve DSC yöntemi ile analizleri yapılmış ve FTIR analizi ile numunenin organik veya inorganik bileşenlerin karakter analizi yorumlanmıştır.

## 2. MATERYAL VE YÖNTEM

### 2.1. Roketlerde Kullanılan Kimyasal Yakıtlar

Katı ve sıvı yakıtlı roketler kimyasal yakıtlı roketler olarak adlandırılmaktadır [1]. Bu tarz roketlerin tahriki için gerekli enerjinin oluşması yakıcı ve yakıtın kimyasal reaksiyonu ile gerçekleşmektedir. Çoğunlukla taşıyıcı olarak kullanılan büyük yapılı roket motorlarıdır [2]. Bu roketlerin daha çok tercih edilme sebeplerinden en önemlisi yanma sonucu yüksek itki oluşturmalarıdır. Şekil 2.1' de kimyasal roketlerde kullanılan yakıtların genel dağılımı gösterilmektedir [1].



Şekil 2.1. Kimyasal Roket Yakıtları [1]

#### 2.1.1 Sıvı Yakıtlar

Sıvı yakıt olarak genellikle sıvı hidrojen ( $LH_2$ ) ve sıvı oksijen ( $LO_2$ ) oksijen kullanılmaktadır. Sıvı hidrojen  $-253^\circ C$ , sıvı oksijen ise  $-238^\circ C$  değerlerinde sıvı halde depo edilir ve yakıt-oksitleyici olarak kullanılır [1]. Bu yapıdaki roketlerde oksitleyici ve yakıt ayrı ayrı depolanırlar. Yakıtlar yanma odasına pompa sistemleri ile sevk edilerek gerekli yanma gerçekleşir. Bu roketler katı yakıtlı roketlere göre

daha kompleksdir. Üretim maliyeti daha yüksek olan roket çeşitleridir [3]. Çizelge 2.1'de sıvı yakıtlı roketlerde çoğunlukla kullanılan yakıcı ve yanicıların tablosu görülmektedir

**Çizelge 2.1.** Sıvı yakıtlı roketlerde genel olarak kullanılan yakıcı ve yakıtlar [2]

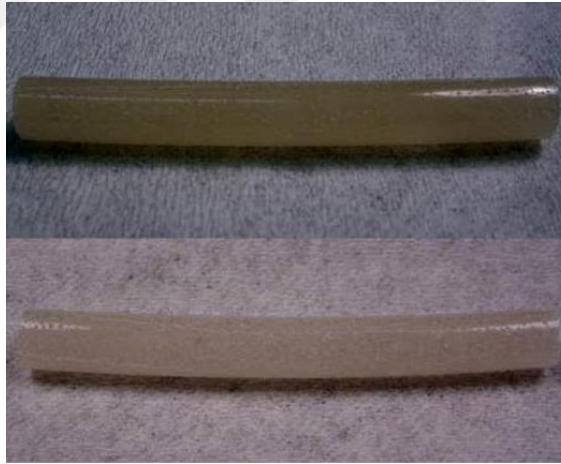
<b>YAKICILAR</b>	<b>YANICILAR</b>
Nitrik asit $\text{HNO}_3$	Sıvı Hidrojen
Azot peroksit $\text{N}_2\text{O}_4$	Kerosene (parafin oil) $\text{CH}_{1,953}$
Flor $\text{F}_2$	Hidrozin $\text{N}_2\text{H}_4$
Oksijen $\text{O}_2$	Propan $\text{C}_3\text{H}_8$
Nitrik asit $\text{HNO}_3$	Hipergolik yakıtlar
	MMH: monometilhidrozin
	UDMH:antisimetrik dimetilhidrozin $\text{N}_2\text{H}_2(\text{CH}_3)_2$

### 2.1.2 Hibrit Yakıtlar

Temel olarak sıvı oksitleyici kullanılırken katı halde karbon esaslı yakıtlar kullanılmaktadır [3]. Bu tür roketlerde oksitleyici ayrı bir tankta depolanırken katı yakıt roket motor içerisine yerleştirilmektedir [1]. Oksitleyicinin katı yakıt üzerine sıvı püskürtülmesi sonucu yanma gerçekleşir [3]. Hibrit yakıtlı roketler sıvı yakıtlı göre daha güvenilir, istenildiği zaman durdurulabilirler ve yaklaşık sıvı yakıtlı roketler kadar itkiye sahiptirler [1]. Bu roketlerde yakıt katı ve oksitleyicisi sıvı fazdadır. Bu roketlerde genellikle oksitleyici olarak sıvı azot tetroksit ( $\text{N}_2\text{O}_4$ ) veya klor triflorür ( $\text{ClF}_3$ ) gibi maddeler kullanılmaktadır. Bu yakıtların avantajlı görülmesine rağmen kullanım alanları çok yaygın değildir [4]. Geliştirilme süreci hala devam etmektedir.

### 2.1.3 Katı Yakıtlar

Genel olarak katı yakıtlar iki temel sınıfa ayrılırlar. Bunlar homojen ve heterojen yakıtlardır. Homojen yakıtlar; tek bazlı (SB), çift bazlı (DB), üç bazlı (TB) olmak üzere üç gruba ayrılmaktadır. Heterojen yakıtlar ise; kompozite modifiye çift bazlı (CMDB) ve kompozit yakıtlar olmak üzere iki gruba ayrılırlar [5]. Katı roket yakıtları yapısal olarak, daha çok plastik yapıyı andırmaktadır. Oksitleyicisi ve yakıtı beraberce aynı kimyasal bileşim içinde bulunur [1]. Bu yakıtlar ateşlendikten sonra yanma kontrol altına alınamaz, yakıt bitine kadar yanma devam eder [3]. Katı yakıtlı roketlerin hız ve yakıt debisini kontrol eden sistemleri yoktur [2]. Yanma için gerekli olan oksitleyici ve yakıt bir arada olması nedeniyle depolanma ve taşınmaları risklidir. Genellikle taktik ve stratejik alanlarda kullanılırlar [3,6]. Katı yakıtlar yanma sonucu yüksek basınçlı gaz debisi ile rokette mekanik itki kuvveti oluşturan kompozit esaslı veya çift bazlı kimyasal yakıtlardır [7].



**Şekil 2.2.** Kompozit esaslı yanma hızı tespiti için üretilmiş yakıt örnekleri [7]

### **2.1.3.1. Tek Bazlı Yakıtlar (SB)**

Tek bazlı yakıtların en önemli bileşeni nitroselüloz (NC) dır. Yapısında yakıcısını ve yanıcısını beraber bulunduran bu tip yakıtlar tek bazlı (SB) yakıt olarak isimlendirilir. Tek bazlı yakıt içeriğinin % 90'dan fazlasını nitroselüloz (NC) oluşturmaktadır. Nitroselülozun yapısında % 12,50-13,25 nitrojen ihtiva eden ve başka madde ilaveleri ile plastikleştirici, jelsi bir yapıdaki yakıttır. Bu yakıtların enerji seviyeleri 3100-3700 J/g arasındadır. Tek bazlı yakıtlar tabancalarda, topçu silahlarında birçok alanda kullanılmaktadır [1,4].

### **2.1.3.2. Çift Bazlı Yakıtlar (DB)**

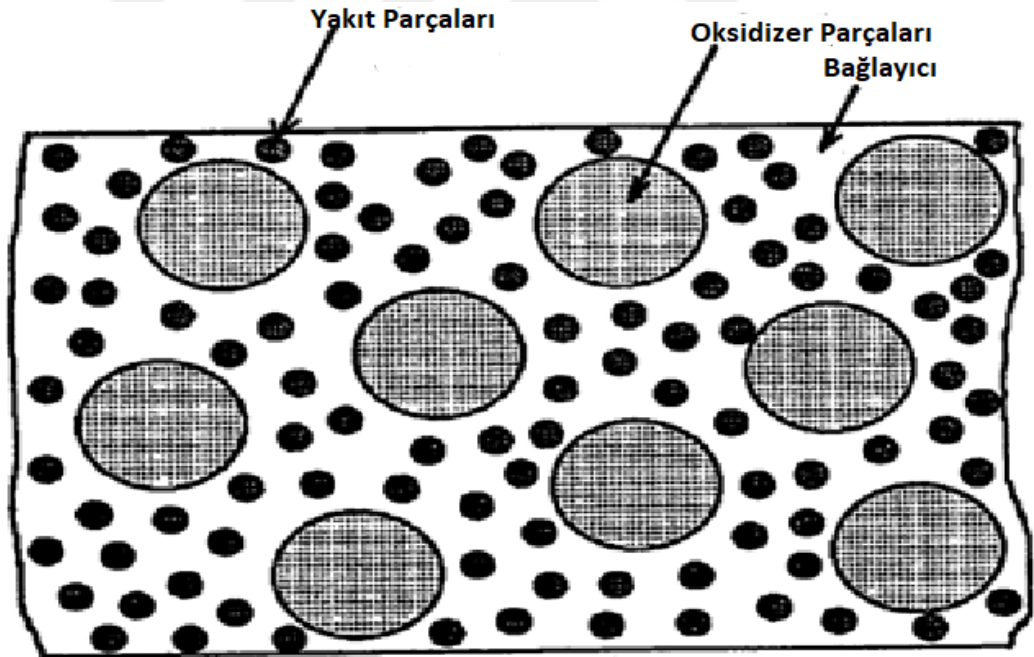
Bu yakıtlarda nitroselüloz (NC) içine, nitrogliserin (NG) katılması elde edilen homojen yapılu bir yakıttır. Çift bazlı yakıtlar, tek bazlı yakıtları göre enerji seviyeleri daha yüksektir. Bu yakıtların dezavantajları arasında yüksek sıcaklık sebebiyle erozif yanma oluşması ve silahlarda namlu çıkışında, roketlerde nozul çıkışında alev oluşmasıdır. Enerji seviyeleri ise 3330 J/g ile 5200 J/g arasındadır. Kullanım alanları arasında tabancalar, roket motorları vardır [1,4].

### **2.1.3.3. Üç Bazlı Yakıtlar (TB)**

Çift bazlı yakıtların içine belli miktarda nitroguanidine (NQ) katılması oluşan bir yakıttır. Bu yakıt türleri alev sıcaklığını ve namlu sıcaklığını azaltmak amacıyla kullanılmaktadır. Çift bazlı yakıtın içine kristal yapıda % 50-55 oranında nitroguanidine (NQ) ilave edilmesi ile Üç Bazlı (TB) yakıt oluşmaktadır. Bu yakıtın enerji seviyesi 3200- 3700 J/g arasındadır. Üç bazlı (TB) yakıtlar daha çok büyük çaplı silahlar ve tanklarda kullanılmaktadır [1,4].

#### 2.1.3.4. Kompozit Yakıtlar

Bu yakıtlar yanıcı, yakıcı (oksitleyici) ve bağlayıcılardan oluşmaktadır. Kompozit yakıtlarda oksitleyici olarak, amonyum perklorat (AP), amonyum nitrat (AN), amonyum dinitrat (ADN), potasyum perklorat (KP) kullanılmaktadır. Kompozit yakıtlarda genellikle yanıcı olarak nano ve mikro tane yapılı metal esaslı alüminyum (Al) kullanılmaktadır. Alüminyumun kütle oranı genellikle % 18-22 arasındadır. Kompozit yakıtların itkileri yüksektir. Kompozit yakıtlarda bağlayıcı olarak, polypropylene glycol (PPG), polybutadiene carboxy-terminated (CTPB), hydroxy-terminated polybutadiene (HTPB) gibi maddeler kullanılmaktadır [1,4]. Bu yakıtlar döküm yöntemi kullanılarak üretilirler. Kompozit yakıtlar daha çok uzun menzilli roketlerde kullanılmaktadır. Kompozit yakıtların dumanlı yanmaları dezavantajlı yönleridir [1].



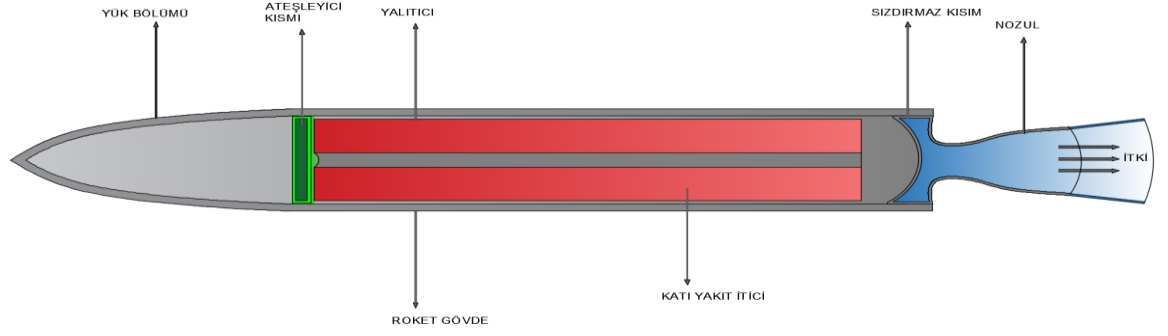
Şekil 2.3. Kompozit katı yakıt şematik gösterimi [8]

### **2.1.3.5. Kompozite Modifiye Çift Bazlı Yakıtlar (CMDB)**

Bu yakıtlarda ağırlıkça önemli bir kısmı kristal yapılı amonyum perklorat (AP), metalik yakıt olarak alüminyum (Al), ve yüksek enerjiye sahip çift bazlı (NC-NG)'nin aynı içerikte oluşturulan yakıt türüdür. Genellikle döküm yöntemi ile üretilen bu yakıtlar, yanma sonucu yüksek enerji ve yüksek itki oluştururlar [1].

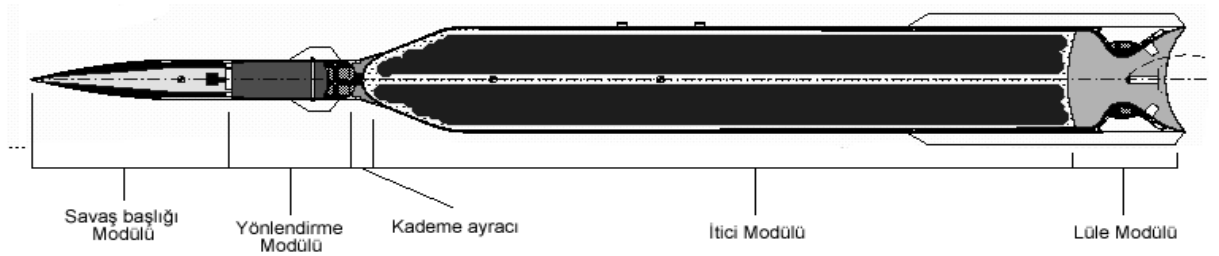
## **2.2. Katı Yakıtlı roketler**

Katı yakıtlı roketlerde oksitleyicisi ve yakıt beraberce aynı kimyasal formda bulunurlar. Katı yakıtlı roketlerde yakıt ateşlendikten sonra yakıtın hepsi bitine kadar yanma devam eder ve durdurulamaz [1]. Yakıt ateşlenmesi ile sıcaklık artışına bağlı olarak yakıt içinde bulunan oksijen içeren madde bozulur ve saf oksijen gazı bırakmaya başlar. Saf oksijen yanındaki yanıcı maddeyi yakar. Böylece tüm yanıcı madde ve oksijen içeren madde bitinceye kadar yanma sürer [9]. Katı yakıtlı roketlerin en temel prensibi etki tepki yasasıdır. Yüksek hızlı egzoz gazlarının sistemi terk etmesi sonunda ortaya çıkan kuvvet, ters yönde bir tepki kuvveti oluşturur ve bu tepki kuvveti de roketin ötelenmesini sağlamaktadır [10]. Oksitleyicisi ile yakıt aynı bileşimde olduğu için oksijene ihtiyaç duymadan katı yakıtlı roketler atmosfer dışında da çalışmaktadırlar [1,11]. Katı yakıtlı roketler sıvı yakıtlı roketlere göre daha basit yapıdadırlar. Katı yakıtlı roketlerde yakıt oksitleyicisi ile beraber olduğu için taşıma depolama gibi aşamalarında bazı riskler ortaya çıkar. Bu roketler daha çok taktik ve uzay mekiklerine destekleyici amaçlı kullanılırlar [3]. Katı yakıtlı roket Şekil 2,4'de gösterilmiştir.



**Şekil 2.4.** Katı yakıtlı roket görünüşü [1,12]

Uzay mekiklerin fırlatılması esnasında destekleyici olarak katı yakıtlı roketler kullanılmaktadır. Katı yakıtlı roket ağırlığının büyük bir kısmını katı yakıt oluşturmaktadır [1].



**Şekil 2.5.** Modüllere ayrılmış roket gösterimi [13]

### 2.2.1.Katı yakıtlı roket motorlarının avantajları

- İmal edilmeleri kolay ve düşük maliyetlidir.
- Kaldırma kuvvetleri ve hızları çok fazladır. Buna bağlı olarak askeri roketler çoğu zaman katı yakıtlıdır. Kısa zamanda hedefe ulaşırlar, düşman füzeleri tarafından fark edilmesi ve imha oldukça zordur.



- Kullanım alanlarına göre farklı büyüklüklerde imal edilirler.
- Özgül itkileri 250-300 saniye civarındadır.
- Üslendikleri yakıt, hedef yükünün 20 katına kadar çıkabilir.
- Taşınmaları ve depolama (saklama) olayları oldukça kolaydır.
- Her zaman kullanıma hazır şekilde tutulabilir. Yakıt yüksek basınç altında depolanır.
- Yanma süreleri oldukça azdır ve yüksek egzoz basıncı ortaya çıkar. Egzoz sıcaklığı ise 3000°C civarındadır.
- Çoğu zaman tek kademeli roketlerdir. Bir hedef yükü taşır.
- Egzoz soğumasında ek bir sistem olmasına ihtiyaç yoktur. Grafit kullanılması ısının absorbe olmasını sağlar.
- Sıvı yakıtlı roketlere göre daha güvenlidirler [2,14].

### **2.2.2. Katı yakıtlı roket motorlarının dezavantajları**

- Yanma hızı kontrol altına alınmadığı için rokette birden fazla egzoz bulunmasına neden olur. Bu da itme gücü kayıpları yaşanmasına neden olur.
- Yakıt eğer homojen imal edilmediyse, yanma odasında ve egzoz tahribat ve hedef sapmalarına neden olacaktır.
- Roket bir kez ateşlendirildikten sonra durdurulması mümkün değildir [2,14].

### **2.2.3. Roket imalatında dikkat edilecek unsurlar**

Bir rokette en önemli unsur roketin taşıyacağı yüküdür. Bu nedenle yükün özelliklerine göre roketin imal edilmesi gerekir. Roket imal ederken göz önünde bulunması gereken başlıca unsurlar şöyle sıralanabilir:

- Roketin yakıt ağırlığı
- Roket yakıtının hacmi ve yeterli enerji seviyesi
- Yüklendiği yükün hacmine bağlı olarak, roketin geometrisi

- Roketin toplam ağırlığı
- Yüklerin ağırlığı ve hacmi
- Roketteki motor ağırlığı ve gücü
- Atmosfer ve yerçekiminin etkisi
- Yükün yörüngesi

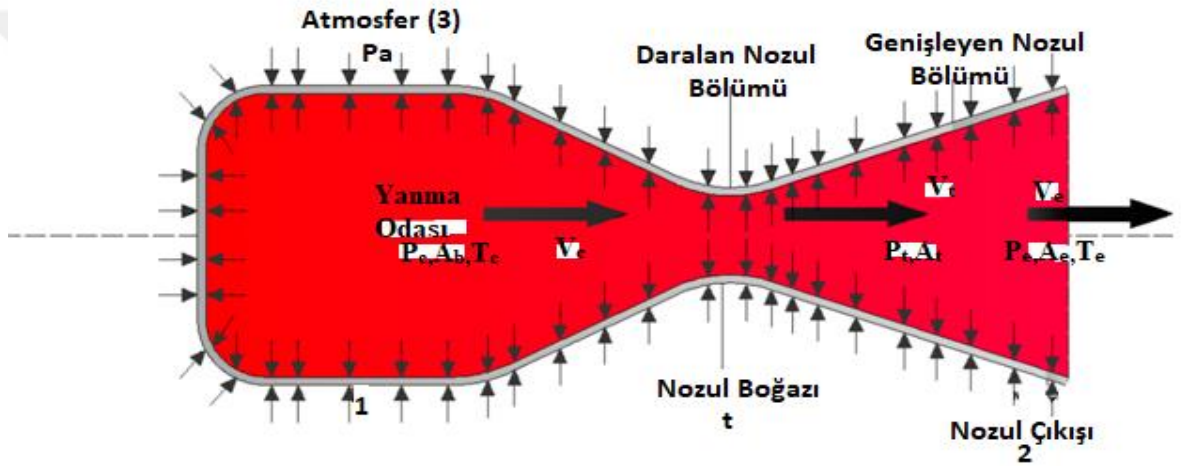
Yukarıda özelliklere göre uzay çalışmalarında kullanılan roketin şekli ve yapısı, askeri amaçla kullanılan roketlere göre farklılık göstermektedir. Askeri amaçlı kullanılan roketler, havadan karaya, havadan havaya, karadan havaya ve karadan karaya fırlatılan tahrip amaçlı imal edilen roketlerdir [15].

Kısaca özetlendiğinde askeri roketler uzay çalışmaları amaçlı kullanılan roketlerden farkları şunlardır:

- Askeri amaçla kullanılan roketler hacim ve büyüklük olarak daha küçük imal edilir.
- Askeri amaçla kullanılan roketler atmosfer içi kullanımda olduklarından daha büyük kanatlarla imal edilirler.
- Askeri amaçla kullanılan roketlerde kontrol sistemleri ve patlayıcı uç bulunur. Uzay çalışmalarında kullanılan roketler de çoğu zaman yük (uydu vs.) uç kısmıdır. Uzay mekikleri roket gövdesindedir.
- Askeri amaçla kullanılan roketler tek kademeli ya da iki kademeli imal edilirken, Uzay çalışma için kullanılan roketler ise daha fazla kademeli imal edilmektedir.
- Askeri amaçla kullanılan roketler çoğu zaman tek bir hedef yükü taşır. Ortalama hızları uzay çalışma roketlerine göre daha azdır.
- Askeri amaçla kullanılan roketlerin taşınması, depolanması ve hazır halde bulundurulmaları daha basittir (özellikle yakıtlarının özelliklerinden dolayı).
- Uzay çalışma roketlerinin yükleri daha pahalı olduğundan roketin kontrol sistemleri karmaşıktır [15].

### 2.3. Roketlerde Temel Hesaplamalar

Roketin itkisi, mekanik, kimyasal ve termodinamik çalışma koşulları altında gerçekleşmektedir [1]. Roketlerin temel amacı yanma reaksiyonları esnasında itki kuvveti oluşturmaktır. Oksitleyici ve yakıtın yanma reaksiyonu sonunda ortaya çıkan ısı enerjisi lüle yardımı ile yüksek itki kuvvetine çevrilir. Yani sistemin momentum kazması amaçlanır ve itki kuvveti oluşur [2]. Şekil 2,4'de rokete etkiyen basınç kuvvetleri şematik olarak görülmektedir [1].



Şekil 2.6. Katı yakıtlı roket iç balistik basınç, itme kuvveti ve hız değişimi şematik görünümü [1,16,17]

Şekilde yanma odası basıncını ( $P_c$ ), yanma odası yüzey alanı ( $A_b$ ), yanma odası sıcaklığı ( $T_c$ ), yanma odası gaz hızı ( $V_c$ ), nozul boğaz basıncı ( $P_t$ ), nozul boğaz kesit alanı ( $A_t$ ), nozul boğaz hızı ( $V_t$ ), nozul çıkış hızını ( $V_e$ ), nozul çıkış basıncı ( $P_e$ ), nozul çıkış kesit alanı ( $A_e$ ) ve nozul çıkış sıcaklığını da ( $T_e$ ) ifade etmektedir [1].

Şekil 2.6' da görülen 1 numaralı bölüm, yanma odasını göstermektedir. Bu bölümde yanma sürecinde basıncın sabit kaldığı bilinmektedir. Roketlerde yanma odasında üretilen gazın yüksek hız kazandırmak için nozul kısmı tasarımı daralan ve genişleyen bir şekilde yapılmaktadır. Yanma odasından çıkan gaz, nozul boğazında basıncı düşerken hızı artmaktadır. Yüksek verimli roket çalışma koşullarının sağlanması için nozul çıkış kısmının roket çapından daha küçük tasarlanması istenir. Optimum roket çalışma koşulunun nozul çıkış basıncının ortam basıncına eşit olduğu koşullarda sağlandığı bilinmektedir [1].

### 2.3.1. Roketlerde İtke ve Momentum

Roket sistemlerinde itke yanma odasında yakıtın yanması ile ortaya çıkan gaz kütlesine yüksek hız kazandırılması ve nozulun çıkış basıncı ile ortam basıncı arasındaki farklardan oluşan kuvvetler etkisi ile oluşmaktadır. Roketi öteleyen itke kuvveti, yanma odasında ortaya çıkan gaz kütlesi ve ortaya çıkan gazın nozuldan çıkış hızına bağlı olarak değişmektedir.

Nozuldan çıkan gaz kütlesinin sabit olduğu kabul edildiğinde itme kuvveti verilen formül ile hesaplanmaktadır [1].

$$F = \frac{dm}{dt} v_e = \dot{m} v_e = \frac{\dot{w}}{g} v_e \quad (2.1)$$

Verilen formülde; zamana göre yanma ile ortaya çıkan gaz kütlesi farkını ( $dm$ ), nozul çıkış gazının hızını ( $v_e$ ), nozul çıkışından akan debisel gaz ağırlığını ( $\dot{w}$ ), yerçekimi ivmesini ise ( $g$ ) ile ifade edilmektedir [1].

$$F = \dot{m} v_e + (P_e - P_a) A_e \quad (2.2)$$

Roketin hareketini sağlayan temel kavram momentumdur. Roket motorunda oluşan gazın dışarıya çıkmasında iki farklı itki oluşmaktadır; ilki momentum etkisi ile ortaya çıkan itki, diğeri ise nozul çıkış kesitinden çıkan gazın basıncı ( $P_e$ ) ile ortam basıncı ( $P_a$ ) arasındaki fark neticesinde ortaya çıkan itki çiftlerinden oluşmasıdır. Formül (2.2) 'de ilk terim olan momentum etkisi ile ortaya çıkan itkiyi ( $\dot{m} v_e$ ), ikinci terim olan ( $P_e - P_a$ )  $A_e$  'da nozul çıkışındaki basınç farkından oluşan itkiyi ifade etmektedir [1].

$$F = A_t P_c \left[ \frac{2k^2}{k-1} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left\{ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} + (P_e - P_a) A_e \quad (2.3)$$

Bu formül tüm roketlerde özgül ısı oranı ( $k$ ) sabit değeri, genişleme sürecindeki itki kuvvetini hesaplamak için kullanılır. Roketin maksimum itkisi nozul çıkışındaki basınç atmosfer basıncına eşit olduğu ( $P_e = P_a$ ) ifadesi sağlanmaktadır. Formül (2.4)' de görüleceği üzere nozul çıkış basıncı atmosferin basıncına eşit olduğu kabullendiğinde denklemin sağ tarafı sıfır olur [1,18].

$$F_{max} = A_t P_c \left[ \frac{2k^2}{k-1} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left\{ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.4)$$

Tek motorlu bir rokette itki oluşursa formül (2.4)'de verildiği gibidir. Eğer sistem üzerinde birden fazla itki üreten yapı varsa toplam itki hesaplaması;

$$\sum F = F_1 + F_2 + F_3 + \dots \quad (2.5)$$

Roketlerde oluşan itkinin ayrı ayrı toplanması ile formül (2.5)'de verildiği üzere toplam itki bulunmaktadır [1].

### 2.3.2. Toplam İtki

Toplam itkiyi yanma süresi boyunca zamana göre üretilen itki kuvvetinin integrali alınarak hesaplanmaktadır [1].

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (2.6)$$

Bütün yanma zamanı boyunca itki kuvvetinin sabit olduğu kabul edilirse;

$$I_t = F \cdot t \quad (2.7)$$

### 2.3.3. Özgül İtki

Özgül itki, birim zamanda açığa çıkan gaz miktarına bağlı olarak elde edilen veya birim zamanda harcanan yakıt miktarıyla elde edilen itki miktarı olarak tanımlanır [1].

$$I_{sp} = \frac{\int_0^t F dt}{g \int \dot{m} dt} \quad (2.8)$$

Formül (2.8), roketin itki ürettiği ortalama zaman arasındaki, özgül itki değeri verilmektedir [1].

Özgül itki itici yanmanın enerjisini belirleyen yanmanın verimliliğini etki eden en önemli parametrelerdendir [18].

Roket ateşlemesi yapıldıktan sonra yanma gecikmeleri ihmal edilirse, itki kuvveti ( $F$ ), kütsel gaz akışı ( $\dot{m}$ ) sabit olarak alındığında özgül itki ( $I_{sp}$ ) verilen denklem ile hesaplanır [1].

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_g g} \quad (2.9)$$

#### 2.3.4. Egzoz Hızı

Uygulamada efektif egzoz hızı nozul boyunca düzgün doğrusal olarak hareket etmemektedir. Bunun sonucu olarak egzoz hattında farklı büyüklükler göstermektedir. Gaz hızının nozul hattın da ölçülmesi kolay değildir. Bu nedenle egzoz hızına ( $c$ ) efektif egzoz hızı da denilmektedir. Egzoz hızında doğrusal bir akış olduğu zaman aşağıda verildiği gibi hesaplanmaktadır.

$$C = I_{sp} g = \frac{F}{\dot{m}} \quad (2.10)$$

Bu formülde; özgül itkiyi ( $I_{sp}$ ), yer çekimi ivmesini ( $g$ ), roket itme kuvvetini ( $F$ ), kütlelesel yakıt akış hızını ise ( $\dot{m}$ ) ile gösterilmektedir [1,18].

#### 2.3.5. Karakteristik Egzoz Hızı

Roket itki sistemlerinde çoğu zaman karakteristik egzoz hızı ifadesi kullanılmaktadır. Roket sistemlerinde katı yakıtın özelliğini belirlemede egzoz hızı önemli bir faktördür. Karakteristik egzoz hızı ( $c^*$ ) ile gösterilmektedir. Roketlerde karakteristik egzoz hızı yanma odasının basıncı, nozul boğaz kesit alanı ve nozuldaki çıkan gaz akış hızı oranı ile formülde verildiği gibi gösterilmektedir.

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (2.11)$$

Roket sistemlerinde karakteristik egzoz hızı farklı roket modellemelerinde ve roket yakıtlarının performanslarının kıyaslanmasında kullanılmaktadır. Roketlerde

karakteristik egzoz hızı; birim zamanda ( $\dot{m}$ ) kütsel akışı, ( $P_c$ ) yanma odası basıncı ve nozulun kesit alanına göre değişiklikler göstermektedir [1,18,19].

### 2.3.6. İtki Katsayısı

Roket sistemlerinde itki katsayısı yakıt cinsine bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Roketlerde yanma odası basıncı ve nozul tasarımı itki katsayısına etki eden etmenler arasındadır. İtki katsayısının bulunmasında roketin ürettiği itki kuvvetinin, yanma odası basıncı ( $P_c$ ), nozul kesit alanına ( $A_t$ ) bölünmesi ifade edilmektedir [1].

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t} \quad (2.12)$$

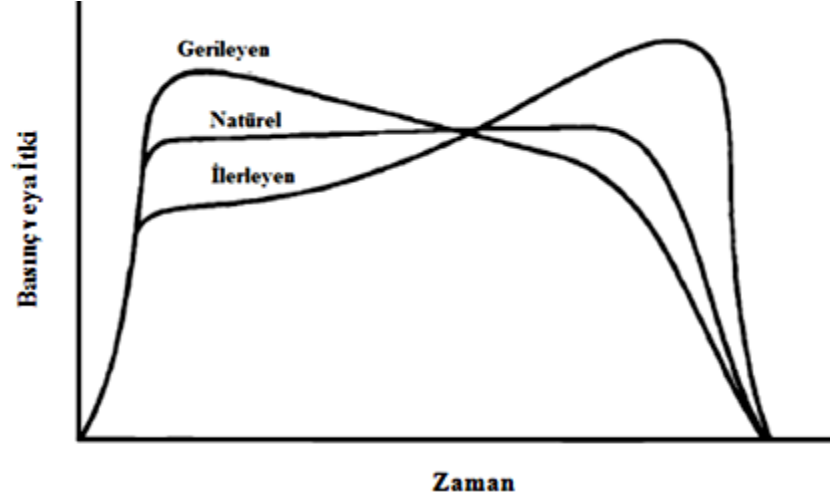
## 2.4. Katı Yakıtlı Roketlerin Çalışma Şartlarına Etki Eden Yapısal Faktörler

Katı yakıtlı roket yakıtlarının çalışma koşullarına bazı faktörler etki etmektedir. Bunlar yakıtın çekirdek yapısı, katı yakıtın yanma zamanında oluşan erozif yanma, rokette kullanılan katı yakıtın mekanik özellikleri gibi faktörler yakıtın yanmasına etki eden önemli faktörlerdendir [1,20].

### 2.4.1. Yakıt Çekirdek Geometrisinin Roket Çalışma Performansına Etkileri

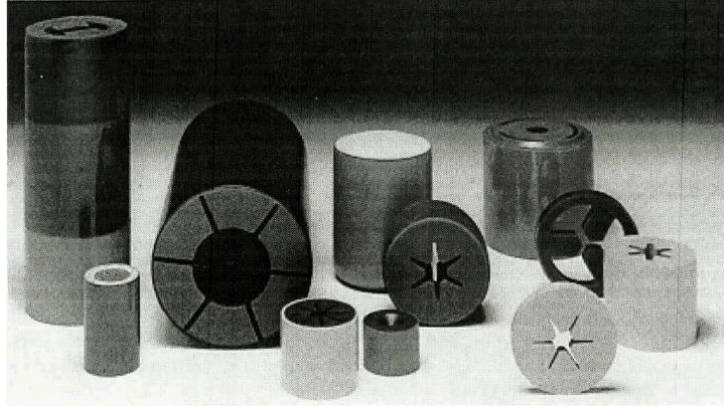
Katı yakıtlı roketlerde çekirdek geometrisi, roketin çalışmasını etkileyen faktörlerin en önemlisidir. Yakıt çekirdeği, yanma yüzey alanını ve çalışma şartlarını etkileyen en temel faktörlerdendir.



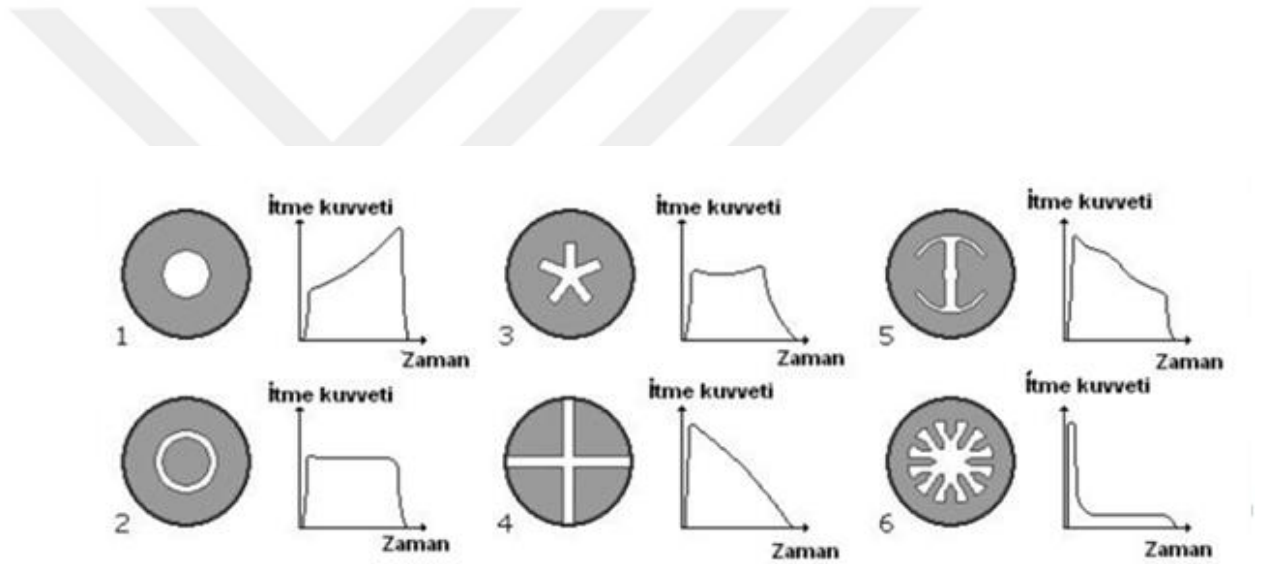


**Şekil 2.7.** Katı yakıt çekirdek geometrisinin, zamana bağlı olarak yanma odası basıncı veya itkiye etkisi gösterilmektedir [1,16,21]

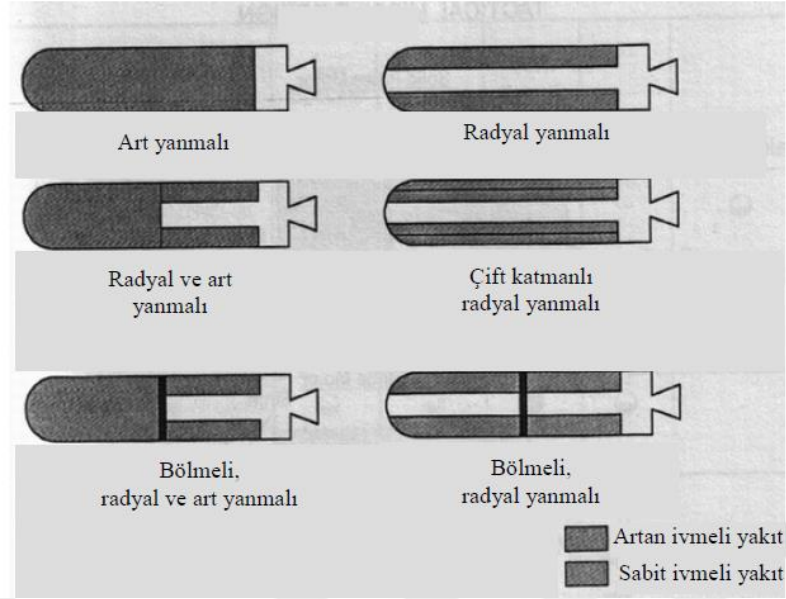
Şekil 2.7’de görüldüğü gibi yüzey alanı yanma sırasında artış gösterirse zamana göre yanma odası basıncı ve buna bağlı olarak roketin itki kuvvetinde artış olmaktadır. Gerileyen yanma koşullarında yanma yüzey alanındaki değişime göre, iç basınçta ilk olarak hızlı bir artış görülmekte ve daha sonra ise hızlı bir azalma davranışı gösterdiği çalışma koşullarından anlaşılmaktadır. Natürel yanma eğrisinde yakıtın yanma zamanı boyunca yanma yüzey alanının farklılık göstermesi, yanma basıncı ve itki kuvvetinin yanma süresince çoğu zaman sabit kalması anlamına gelmektedir. Natürel yanma eğilimi gösteren roketin lineer uçuş sağlaması için istenilen roket çalışma koşulunu sağlamaktadır [1].



Şekil 2.8. Alternatif Yakıt Çekirdeği Geometrileri [22]



Şekil 2.9. Katı yakıt çekirdeği yanma yüzey geometrisine bağlı olarak zamana bağlı itki kuvveti değişimi [23]



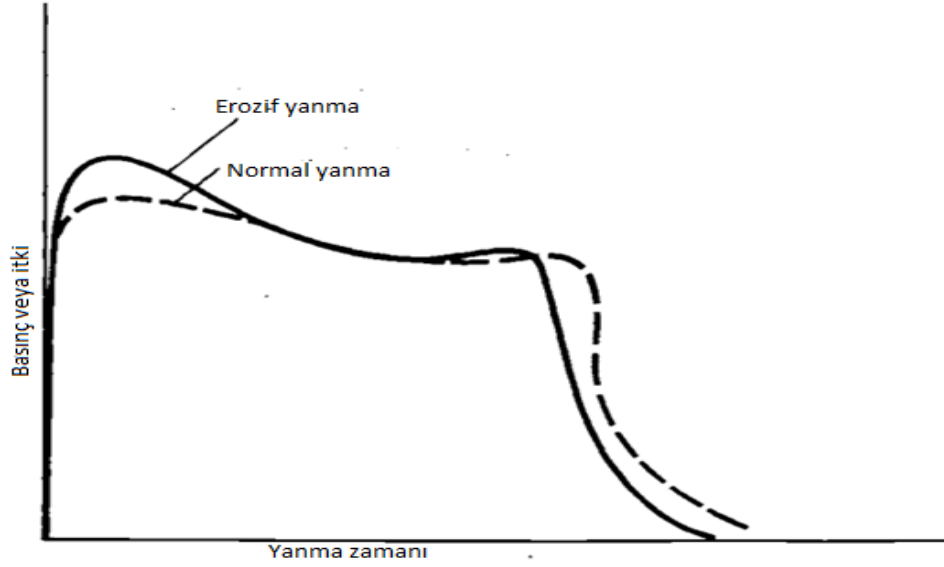
**Şekil 2.10.** Farklı yakıt çekirdek geometrili roket motorları [13]

#### 2.4.2. Eroziyon Yanma

Eroziyon yanma, yanma yüzeyindeki gazların akışı etkisinde yanma hızı artışı olarak tanımlanabilir [24]. Eroziyon yanma çoğu zaman lüleeye yakın olan kısımlarda ya da gaz hızının fazla olduğu yerlerde görülmektedir [1]. Yanma esnasında katı yakıt yüzeyi pirolize olmaktadır. Yakıt yüzeyinde oksitleyici ve yakıt birbiriyle reaksiyona girerek baskın bir alev oluştururlar [21]. Eroziyon yanma hızındaki artma değeri ile karakterize edilir ve gösterimi çoğu zaman ( $\epsilon$ ) ifade edilmektedir [1, 25].

$$\epsilon = \frac{r_0}{r} \quad (2.13)$$

Denklem ( $r$ ) erozyonsuz yanma hızını ( $r_0$ ) erozyonlu yanma hızını göstermektedir.

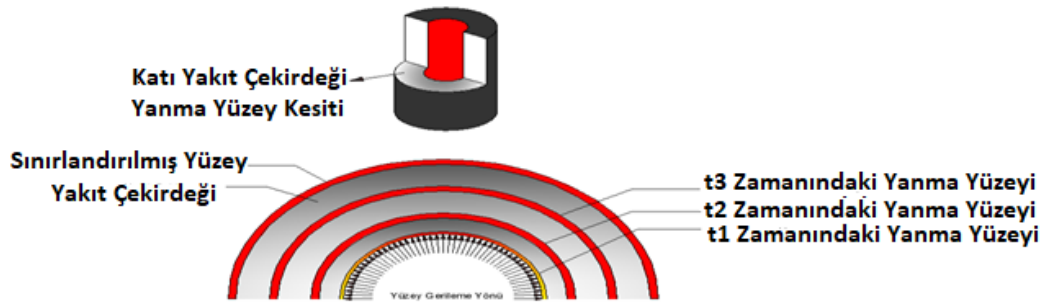


**Şekil 2.11.** Katı yakıtın erozif yanma ve erozif yanma olmadan gösterimi [16]

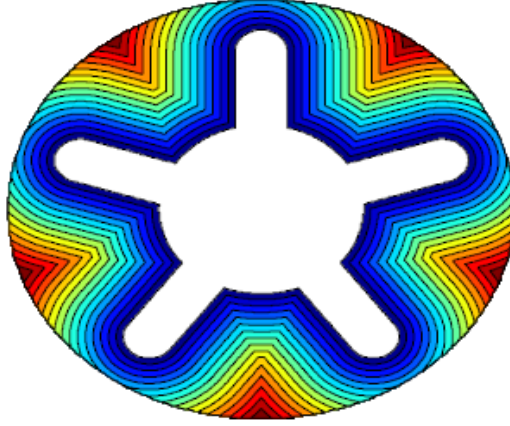
Katı yakıtlı roket motorlarında roket yakıt boyu ve çapı önemli etmenlerdendir. Roket çapı ve boyu, yakıt boyu ve çapı gelişi güzel seçilmemektedir. Roket motoru performansını maksimum olacak şekilde çap ve boy oranı seçilmelidir. Roket boy ve çap oranı erozif yanmayı doğrudan etkilemektedir. Yanma odasındaki yanma, yakıt yüzeyinden geriye doğru dik olarak ilerlemesi esnasında ısı transferi ve çekirdek boyunca gaz hızındaki artma erozyona sebebi olacaktır [1,18]. Katı yakıtlı çalışan roketlerde, yakıt boy çap oranı ( $L / D$ ) erozif yanma şartlarını etki ettiği gibi yanma oda basıncı ve yanma süresinde etkilemektedir [1,18,26].



Yanma hızını etkileyen faktörler arasında yanma odası basıncı, yakıt ateşleme öncesi ilk sıcaklığı, erozif yanma, yüksek enerjili maddelerin yakıt içeriğindeki yüzde oranı, yanıcı madde yanma hassasiyeti, yanma hızını düzenleyici ilave kimyasal maddeler, oksitleyici madde miktarının katı yakıt içindeki yüzdesi gibi faktörlerdir [29]. Katı yakıtla çalışan roket motorlarında yanma olayları kompleks gerçekleşmesine rağmen gelişen yanma modelleri ile oldukça kolaylaştırılmıştır. Yanma sırasında ortaya çıkan alev yapısı, gaz fazları ve diğer ürünler sadece matematiksel ifadeler ile anlatılabilmektedir [1]. Katı yakıtla çalışan roket motorlarında yanma hızı yanma yüzeyinden geriye doğru zamana göre gerileme olarak tanımlanmaktadır [1,29]. Başka bir ifade ile yanma hızı alevin birim zamanda dik geriye kat ettiği mesafe olarak ifade edilmektedir [29]. Şekil 2.12’de görüldüğü gibi yanma hızı, birim zamandaki yanma mesafesi olarak gösterilmektedir. Yanma hız birimini ifade etmek için; çoğu zaman (mm/s, cm/s, inç/s) kullanılmaktadır [1].



Şekil 2.13. Katı yakıtın yanma hızı modelinin gösterimi [30,31]



**Şekil 2.14.** Katı yakıt çekirdeği geriye doğru yanma modeli gösterimi [32]

Katı yakıtlı roketlerde, katı yakıt yanma hızı matematiksel gösterimi;

$$\text{lineer yanma hızı} = \frac{\text{katı yakıt kalınlığı (milimetre)}}{\text{yanma süresi (saniye)}} \quad (2.14)$$

$$r = \frac{dw}{dt} \quad (2.15)$$

Vielle's Yasası diye bilinen katı yakıt yanma hızı eşitliğinden

$$r = aP_c^n \quad (2.16)$$

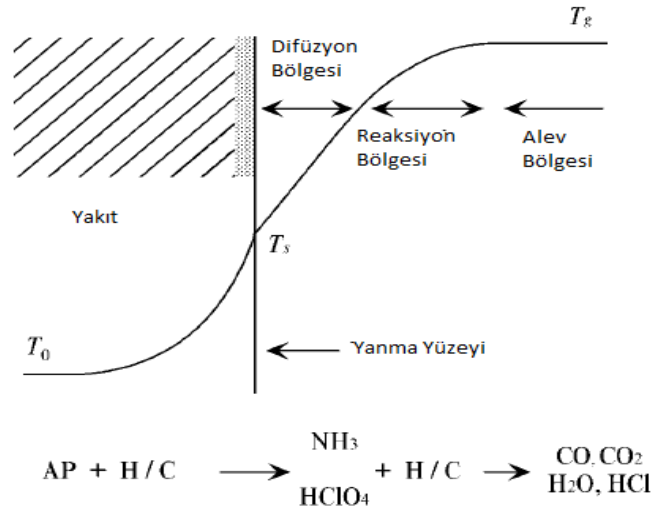
Verilen bu denklemde yanma hızı ( $r$ ); esas olarak yakıt ilk sıcaklığı ile yanma odası basıncına bağlıdır. Denklemde ( $P_c$ ); yanma odası basıncını, ( $a$ ) katı yakıt sıcaklık sabitini ve değeri 0.002-0.05 skalasında farklılaşmaktadır. Basınç üssü olarak isimlendirilen ( $n$ ); katı yakıt yönteminin bir fonksiyonudur. Çift bazlı (DB) yakıtlar için kullanılan  $n$  değeri 0.2-0.8 skalasındadır. Amonyum perklorat (AP) oksitleyici katkılı kompozit yakıtlar için kullanılan  $n$  değeri daha düşük olup 0.1'den 0.4'e kadar farklılaşmaktadır [1].

### 2.5.1. Kompozit Yakıtın Yanması Hızı ve Yanma Dalga Yapısı

Kompozit yakıtlı roketlerde en yaygın olarak kullanılan oksitleyici kristalize amonyum perkolat (AP)'dir. Amonyum perkolat (AP) oksitleyicili kompozit yakıtların yanma ürünlerinde oluşan hidrojen klorürün yüksek aşındırma etkisi oluşturduğundan daha çok roket itki yakıtlarında kullanılırken, çift bazlı (DB) yakıtlar kompozit yakıtlardan farklı olarak aynı zamanda silah itki yakıtları olarak kullanılmaktadırlar. Etkili bir yanma verimliliğine ulaşmak istendiği için AP kompozit yakıtların ayrışması ve yanması üzerine teorik ve uygulama olarak çalışmalar yapılmaktadır.

AP-HTPB kompozit yakıtlarda yanma, AP partiküllerinin ve çevreleyen HTPB yanma yüzeyinin ayrılmış gazlarının difüzyon etkisinde kontrol edilmektedir. AP parçacıkları perklorik asit üretmek üzere ayrışır,  $HClO_4$  ve HTPB bağlayıcı hidrokarbon parçaları ve hidrojen üretmek için ayrışır ve bu ayrılan gazlar reaksiyona girmesi sonucunda yanma yüzeyinde ısı açığa çıkmaktadır. Şekil 2.15'de gaz biçimdeki ürünler (yakıtlar) ve yanma yüzeyindeki amonyak ve perklorik asit den AP'nin ayrışma sublimasyonu ve ayrışmasını oluşturmak için bağlayıcının pirolizi içeren bir endotermik reaksiyon oluşmaktadır. Yanma yüzeyinde oluşan son ürünleri ise;  $CO$ ,  $CO_2$ ,  $H_2O$ ,  $HCl$  ve  $N_2$  gibi bileşiklerdir. Katı fazdaki yakıt başlangıç sıcaklığı  $T_0$ 'dan yanma yüzeyinin sıcaklığına kadar ısı akışı etkisinde  $T_s$  yanma yüzeyi sıcaklığına kadar geldiği görülmektedir. Daha sonra ise yanma yüzeyindeki ekzotermik reaksiyonlardan dolayı gaz fazındaki sıcaklık artar ve son yanma sıcaklığı ise  $T_g$ 'ye kadar çıkmaktadır. Şekil 2.15'de sıcaklık profili bir zaman ortalaması alınmış biçimde gösterilmektedir [18].

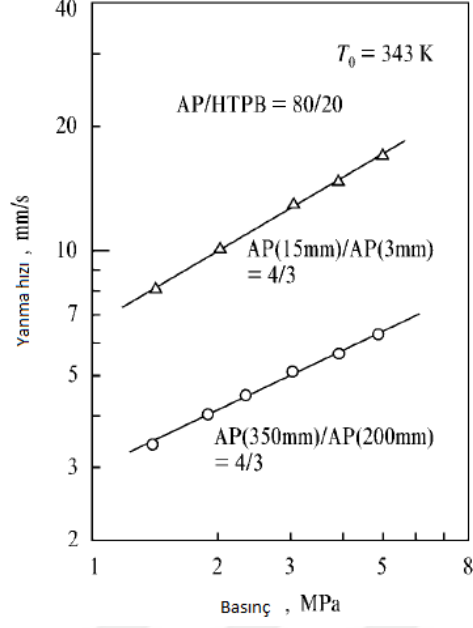




**Şekil 2.15.** AP kompozit yakıtın yanma dalga yapısı [18]

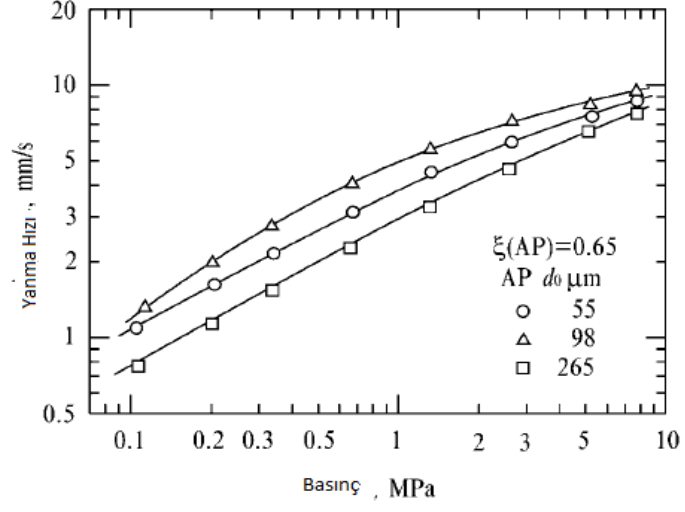
### 2.5.2. AP Parçacık Boyutunun Yanma Hızına Etkisi

Amonyum Perkolat bir oksitleyicidir [33]. Şekil 2.16'da AP'nin tane büyüklüğünün yanma hızına etkisi görülmektedir. Yakıtlar kütle olarak % 80 AP ve % 20 HTPB'den oluşmaktadır. Bu karışımda AP parçaları karışım oranı 350  $\mu\text{m}$  / 200  $\mu\text{m}$  olan çift karışimli büyük boyutlu bir AP'dir. Karışım boyutu 15  $\mu\text{m}$  /  $\mu\text{m}$  3 olan çift karışimli ve küçük boyutludur. Küçük boyutlu AP'li yakıt yanma hızı, büyük boyutlu AP'li yakıtların yanma hızının iki katından daha fazladır. Yanma hızı basınç üssü büyük boyutlu AP yakıtı için 0,47 iken küçük boyutlu AP yakıtı için ise 0,59 dur [18].

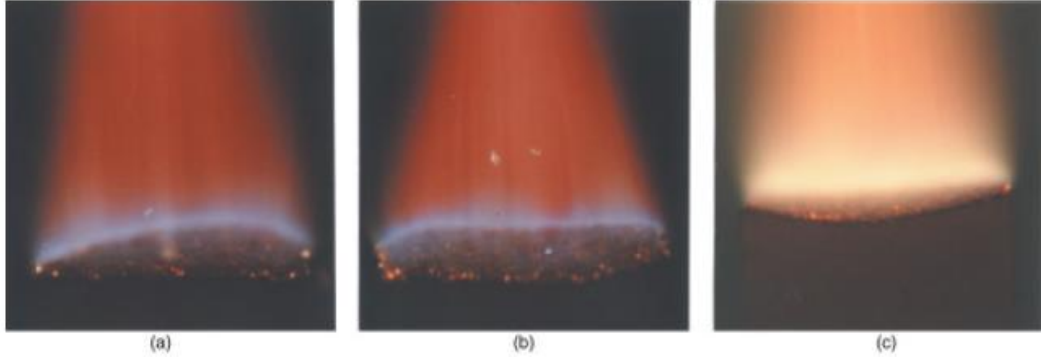


**Şekil 2.16.** AP partikül büyüklüğünün çift karışumlu yanma hızına etkisi [18]

Şekil 2.17’de, AP’nin partikül büyüklüğünün, tek boyutlu AP kompozit iticinin yanma hızı üzerindeki etkisini görülmektedir. Bununla birlikte, partikül büyüklüğünün yanma hızı üzerindeki etkisi, basınç arttıkça azalır. AP’nin kütle fraksiyonunun 0,65 ve yakıt miktarının zengin olduğu düşünülürse, AP partikül boyutunun yanma oranına etkisi belirgindir [18].



Şekil 2.17. AP partikül madde büyüklüğünün yanma hızına etkisi [18]



Şekil 2.18. AP-HTPB yakıtlarının düşük basınç altında yanma eğilimi [18]

**Çizelge 2.2.** AP-HTPB karışımlı yakıt farklı basınç altında yanma hızı değişimi [18]

	Kütle Oranı	Kütle Oranı	P	r
	AP	HTPB	MPa	mm/s
a	0,86	0,14	0,07	1,2
b	0,86	0,14	0,10	1,5
c	0,80	0,20	0,10	1,0



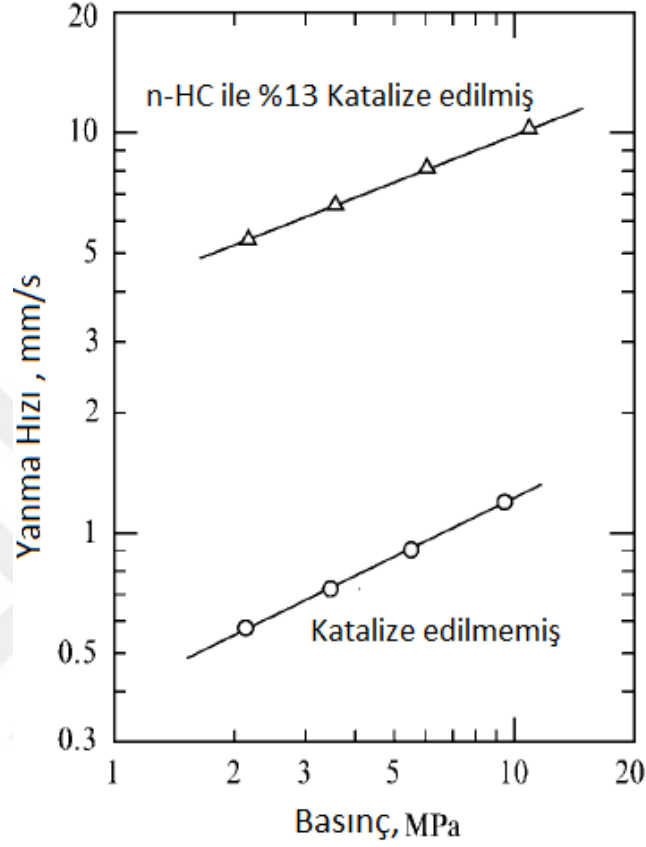
**Şekil 2.19.** AP / HTPB oksitleyici ve bağlayıcı yapılı kompozit yakıt numuneleri [34]

### 2.5.3. Demir Katalizörü

AP'li kompozit yakıtlarda yanma hızı yakıt içindeki AP parçacıklarının ayrışma hızını arttırmak için katalizörlerin eklenmesiyle arttırılmaktadır. Katalizörler AP parçacıklarının yüzeyi üzerinde etki ettiğinden, katalizör parçacıklarının sabit bir konsantrasyonda toplam yüzey alanı, yüksek katalizör veriminin elde edilmesinde önemli bir faktördür. AP kompozit yakıtların yanma hızını arttırmak için çok ince demir oksitler kullanılmasına rağmen, organik demir bileşikleri ayrışma sırasında demir oksit moleküllerinin oluşumu nedeniyle daha etkili bir şekilde hareket ederler. Bilinen demir bileşikleri ferrik oksitler ( $Fe_2O_3$ ), hidratlanmış ferrik oksit [ $FeO(OH)$ ], n-butil ferrosen (nBF), di-n-butil Ferrosen (DnBF), BEFP ve demir asetatıdır. Organik demir bileşikleri ayrıca polibütadienler ve poliesterler gibi polimerlerde kimyasal olarak bağlanır. Yanma hızı hem küçük hem de büyük boyutlu AP yakıtları için % 1 BEFB ilavesiyle yaklaşık iki kat artırılabilir. Genel olarak, yanma hızı artışının derecesi, katalizör ilavelerinin yaklaşık % 3'ten daha az olduğunda daha hızlı artarken, ilave yaklaşık % 5 civarında doyum noktasına ulaşmaktadır. Bakır oksitler, AP kompozit yakıtlarda yanma hızını arttırmak için etkili katalizörler olsa da, iticilerin ısıl kararlılığını düşürebilir ve kendiliğinden tutuşma meydana getirebilir. Karboran ve n-heksil karboran (n-HC) gibi organik bor bileşikleri de etkili katalizörlerdir. AP-HTPB katı yakıtlarının yanma hızları, Şekil 2.20'de gösterildiği gibi, % 13 n-HC ilavesiyle, 7 MPa da 1 mm / s'den 9 mm / s'ye yükseldiği görülmektedir. 2 MPa ila 10 MPa arasında geniş basınç aralığında n-HC ilavesiyle basınç üssü nispeten değişmemektedir.

Yakıtta % 13 kütle oranında ilave edilen n-HC içindeki bor atomları yanma dalgalarında etkili olduğu düşünülmektedir. Yakıt içerisindeki n-HC termal bozulma esnasında bor atomları AP tarafından okside edilerek yanma yüzeyinde ısı açığa çıkışını sağlamaktadır. Artan ısı akışı yanma yüzeyindeki AP ve bağlayıcı parçacıklarının bozunum miktarını yükseltmektedir. AP kompozit yakıtlarında sürtünme hassasiyeti, organik demir ve organik bor bileşikleri eklendiğinde önemli ölçüde arttığı görülmektedir. AP oksitleyici ilaveli kompozit yakıtlarda tutuşma, sürtünme hassasiyeti ve yanma hızı ile ilintilidir. Sonuç olarak efektif olarak ilave

edilen katalizörler mekanik sürtünmeye karşı çok duyarlıdır. Bu katalizörleri içeren yakıtlar imalat esnasında kolayca tutuşabilirler [18].



**Şekil 2.20.** AP oksitleyici ilaveli kompozit yakıtın farklı basınçlarda katalizör ilavesiz ve n-HC katalizörü ilaveli yanma hızı değişimi grafiği [18]

#### 2.5.4. Nitramin Parçacık Büyüklüğünün Yanma Hızına Etkisi

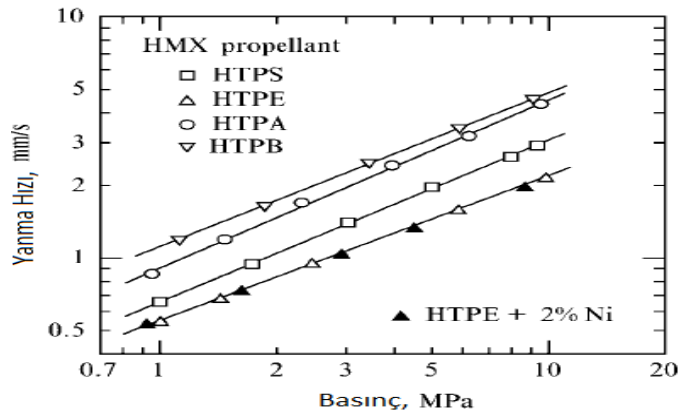
RDX ve HMX partikülleri poliüretan bağlayıcı ile karıştırıldığında, RDX ve HMX ilaveli kompozit yakıtta dönüşürler.

RDX yakıtının yanma hızı eşit bir nitramin kütle fraksiyonu için HMX ilaveli yakıttan yanma hızı daha yüksektir. Aynı basınçta ve aynı kütle oranında HMX ve

RDX yakıtlarının basınç üsleri sırasıyla 0,64 ve 0,55'dir. RDX ve HMX'in kütle oranı 0,80'den 0,85'e çıkarıldığında, her iki yakıtın yanma hızı artar ve RDX yakıtı için basınç üssü 0,55'ten 0,60'a çıkmaktadır. Bununla birlikte, yanma hızı, büyük ve küçük boyutlu karışım oranlı RDX ya da HMX kompozit yakıtları için  $120\mu\text{m} / 2\mu\text{m}$  olduğunda ve  $225\mu\text{m} / 20\mu\text{m}$  her iki yakıt maddeleri için RDX ve HMX yakıtlarında partikül boyutuna daha az bağımlıdır [18].

### 2.5.5. Yanma Hızına Bağlayıcı Madde Etkisi

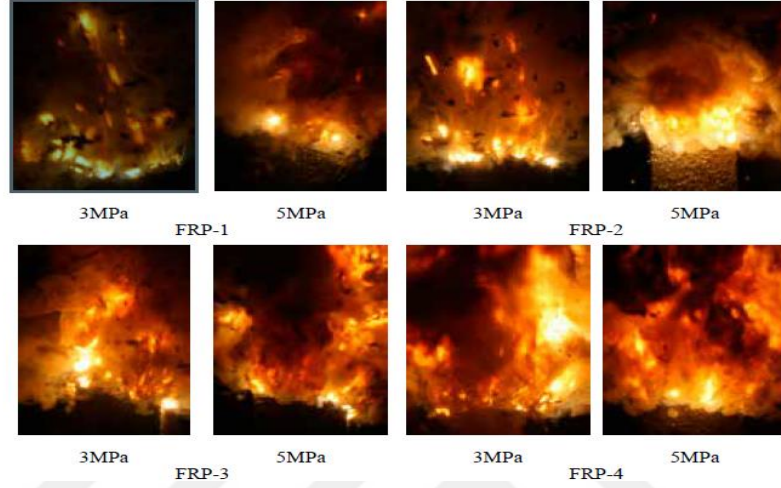
Dört farklı tip yakıt bağlayıcıların kullanıldığı HTPS, HTPE, HTPA ve HTPB'nin HMX ilaveli kompozit yakıtların yanma hızlarına etkileri Şekil 2.20'de görülmektedir. Her bir katı yakıt % 80 HMX ve % 20 bağlayıcıdan oluşmakta ve HMX partikülleri büyük boyutlu ( $200\mu\text{m}$ ) % 70'lik ve küçük boyutlu ( $20\mu\text{m}$ 'lik) % 30 bir çiftli karışımıdır. Dört tip bağlayıcılardan oksijen konsantrasyonu en yüksek olan HTPS ve en düşük oksijen konsantrasyonu olan ise HTPB'dir. Sırasıyla HTPS, HTPS, HTPE ve HTPB yakıtlarının adyabatik alev sıcaklıkları 1940 K, 1910 K, 2040 K ve 1800 K'dır. Tüm yakıtların yanma hızı basınç üstleri yaklaşık 0,62-0,73 aralığında sıralanmıştır. HTPB bağlayıcı yapıları yakıt adyabatik alev sıcaklığı en düşük olmasına karşın en yüksek yanma hızına sahip olduğu görülmektedir [18].



Şekil 2.21. HTX, HTPE, HTPA ve HTPB bağlayıcılardan oluşan HMX kompozit yakıtlarının basınç değişimine bağlı yanma hızı grafiği [18]

### 2.5.6. BHN Parçacık Katkılı ve Katkisız Zengin Yakıt Yanma Alev Yapıları

Zengin yakıt içerikli farklı oranlarda BHN ilaveli katı roket yakıtlarının 3 MPa ve 5 MPa da kayıt altına alınan alev profilleri Şekil 2.22’de görülmektedir [35].



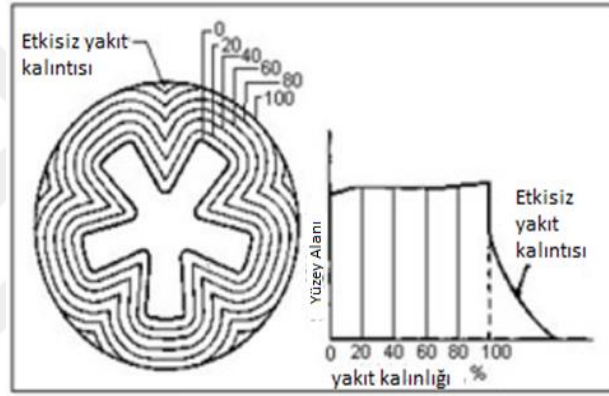
**Şekil 2.22.** BHN ilaveli ve ilavesiz zengin içerikli katı roket yakıtlarının farklı basınçlarda alev profilleri

Şekil 2.22’da görüldüğü gibi, zengin içerikli BHN ilaveli yakıt, yaygın kullanılan kompozit yakıtlara benzer, “çok alevli yapı” olarak görülmektedir. Parlak alev yanma yüzeyine daha yakındır ve ölçüm basıncı arttığında, yaygın kompozit yakıtların yanma alevi özellikleriyle uyum içinde çok daha parlak hale gelir. Diğer yandan yanma prosesinde yanma yüzeyinde birçok kıvılcım oluşmaktadır. Bu kıvılcımlar yakıt içeriğine metal parçacıklarının ilave edilmesine atfedilmektedir [35].



### 2.5.7. Katı Yakıtlı Roketlerde Yanma Hızına Etki Eden Diğer Faktörler

Roket iç basıncının sabit kalması için çekirdek geometrisinin iyi belirlenmesi gerekmektedir. Bu sebeple roket iç basıncı genellikle yakıt yüzey alanına bağlıdır [16]. Katı yakıtlı roketlerde birden fazla yakıt geometrisi kullanılmasına karşın daha çok yıldız kesitli çekirdek geometrisi kullanılmaktadır. Yıldız kesitli geometriye sahip yakıtlarda yanma zamanı boyunca yüzey alanı yaklaşık olarak  $\pm 15$  sabit kaldığı görülmektedir. Yanma zamanı boyunca yakıtın yüzey alanının sabit kalması rokete düzgün bir uçuş yapmasını sağlayacaktır [1].



**Şekil 2.23.** Yıldız kesitli katı yakıt çekirdeğinin yanma modeli gösterimi [36,37]

Katı yakıtlı roketlerde yakıtın çekirdek yapısı roketin çalışmasını etkileyen en temel faktörlerdendir. Bu nedenle yakıt çekirdek yapısını en uygun olanlardan yıldız çekirdek yapısı en çok kullanılanlar arasındadır. Yakıt çekirdeğindeki karşılımlar performansı doğrudan etkilemektedir. Yıldız kesitli yakıt çekirdeğinin tercih edilmesinin en temel amaçlarından biriside yanma zamanı sırasında yakıt yüzey alanının hemen hemen sabit kalmasıdır.

Yanma hızını etkileyen faktörler arasında yakıt karışımının içeriğidir. Bunlar şu şekilde sıralanabilir.

- Mevcut kullanılan katalizör maddelerin veya yeni yanma hızı artırıcı ilavelerin eklenmesi
- Oksitleyici tane büyüklüğünün küçültülmesi
- Yanma hızını arttıran bağlayıcı veya oksitleyici madde miktarının arttırılması
- Yakıt içerisine metal çubuk veya metal liflerin eklenmesi

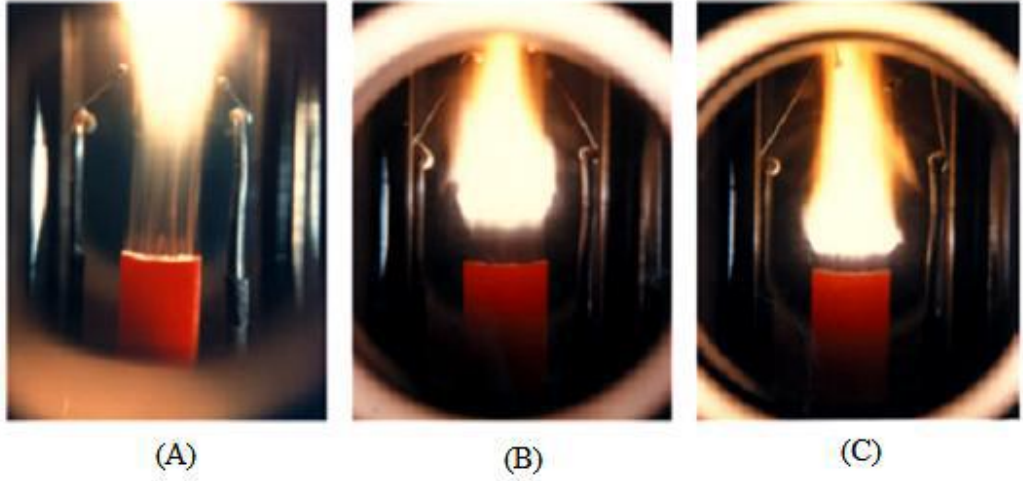
Katı yakıtlar kimyasal yapılarının dışında motor imalat şartlarının yanma hızına etkileri ise şu şekilde sıralanabilir.

- Yanma odası basıncı
- Yanma öncesi yakıt ilk sıcaklığı
- Yanma yüzeyine paralel akan gaz hızı
- Motorun hareketi (ivmelenmesi ve çekirdek içerisinde türbülans gerilmesi).

Katı yakıtlı roket motorlarında yanma hızı birden fazla faktöre bağlı olarak farklılıklar sergilemektedir [1,37].

#### **2.5.8.Basıncın Yanma Hızına Etkisi**

Katı yakıtlı roketlerde yanma odası basıncının değişimi yanma hızını etkileyen etmenler arasında en önemlilerindedir. Yanma odası basıncı fazlaştıkça alev yapısında farklılaşmalar olmuştur. Buda Şekil 2.24'de görülmektedir.



**Şekil 2.24.** Çift bazlı (NG-NC) katı roket yakıtının farklı basınçlar altında alev profili ve yanma hızı gösterimi [1,18]

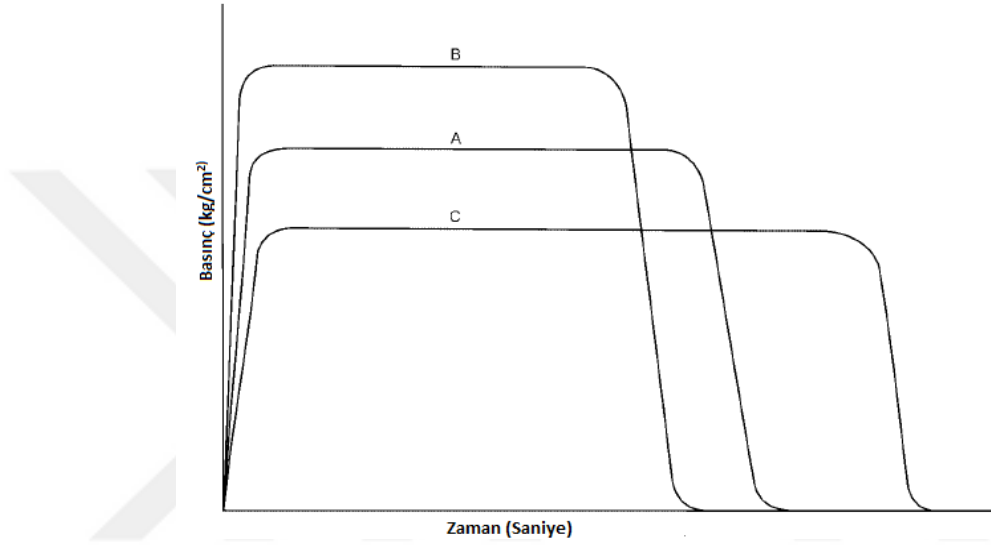
Yanma odası basınç artışı katı roket yakıtının yanma hızını doğrudan etkilemektedir. Yanma odası basınç artışı yanma hızını artırmıştır. Çizelge 2.3’de farklı basınçlar altında yanma hızı artışı görülmektedir.

**Çizelge 2.3.** NG-NC içerikli çift bazlı roket yakıtında farklı basınçlar altında yanma hızına etkileri (deneysel) gösterilmektedir [1,18]

<b>DENEYLER</b>	<b>Basınç (MPa)</b>	<b>Yanma Hızı (mm/s)</b>
A	1.0	2.2
B	2.0	3.1
C	3.0	4.0

### 2.5.9.Katı Yakıt İlk Sıcaklığının Yanma Hızına Etkisi

Katı yakıtlı roketlerde yakıtın ilk sıcaklığı roketin çalışma şartlarını etkileyen en önemli faktörlerdendir [29]. Katı yakıtlı roketlerde kompozit yakıtın ilk sıcaklığı yanma odası basıncını anma odası basıncında % 25-35, yanma süresinde % 20-30 oranında bir farklılık göstermektedir. [1].



**Şekil 2.25.** Yakıt çekirdek ilk sıcaklığının yanma süresine ve yanma odasının basıncına etkisinin gösterimi [4]

Burada üç farklı sıcaklıklarda yakıt kullanılmıştır. (A:+27 °C, B:+50 °C,C:- 40 °C) Yanma süreleri ve basınç farklılıkları gözlenmiştir, roket yakıtının başlangıç sıcaklığı arttıkça yanma odası basıncının yükseldiği ve buna bağlı olarak yanma süresinin azaldığı Şekil 2.25’de görülmüştür [1].

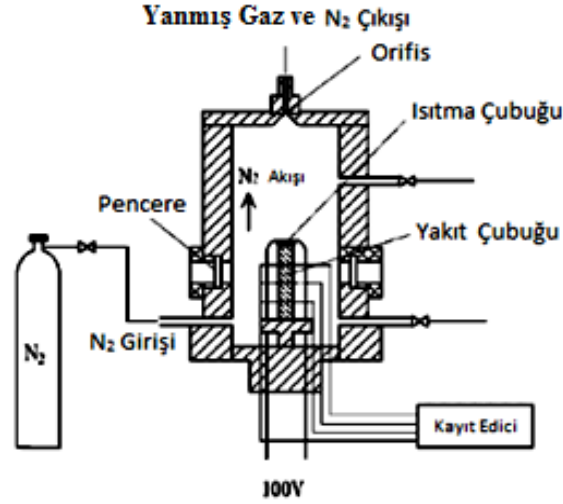
## **2.6.Katı Yakıt Yanma Hızı Ölçüm Yöntemleri**

Yanma hızı roketlerde en önemli faktörler arasında yer almaktadır. Yanma hızı; yakıtın ilk sıcaklığı, yanma odası basıncı, yakıtın sıcaklık duyarlılığı, basınç üssü katsayısı duyarlılığı gibi birçok etmene bağlı olarak değişiklik göstermektedir.

Katı yakıtla çalışan roketlerde yanma hızı roketin balistik davranışını etkilemektedir. Buna bağlı olarak katı yakıtlı roketlerin yanma hızları çok iyi hesaplanmalıdır. Katı yakıtla çalışan roketlerin yanma hızı ölçümleri iki farklı yöntem kullanılarak bulunmaktadır. Bunlardan ilki azot ( $N_2$ ) standart yöntem ile yakıt çubuğunun yanma gerilemesinin, daha önceden belirlenmiş olan sabit basınç altında, katı yakıt yanma hızı ölçüm metodu ile bulunmaktadır. Bu yöntemin maliyeti yüksek ve çok zaman almaktadır. İkincisi olan ultrasonik yanma hızı ile ölçümde ise yakıtın bir seferde sabit hacim yanma sırasında, basınç değerlerinde ve yüksek frekanslı ses dağlarından alınmış olan veriler sayesinde katı yakıt ile çalışan roketlerin yanma hızı ölçümleri yapılmaktadır [1].

### **2.6.1. Yakıt Çubuğu Yanma Gerilemesi (Strand Burner) Yanma Hızı Ölçüm Yöntemi**

Katı yakıt ile çalışan roket yanma çubuğu diye adlandırılan yakıt numuneleri kullanılmaktadır. İnert özelliği olan azot gazı ortamında, yakıt çubuğunda yanma ortamına ek olarak yanma gazı ortaya çıkarması nedeniyle basınç eğilimi göstermektedir. Katı yakıt ölçüm sırasında sabit bir basınç sağlamak amacıyla ortama nitrojen ( $N_2$ ) gazı eklenmiş basınç valfi otomatik bir şekilde azot gazının girişini kontrol etmektedir. Bu şekilde istenilen basınç koşulları sağlanmaktadır [16,18].

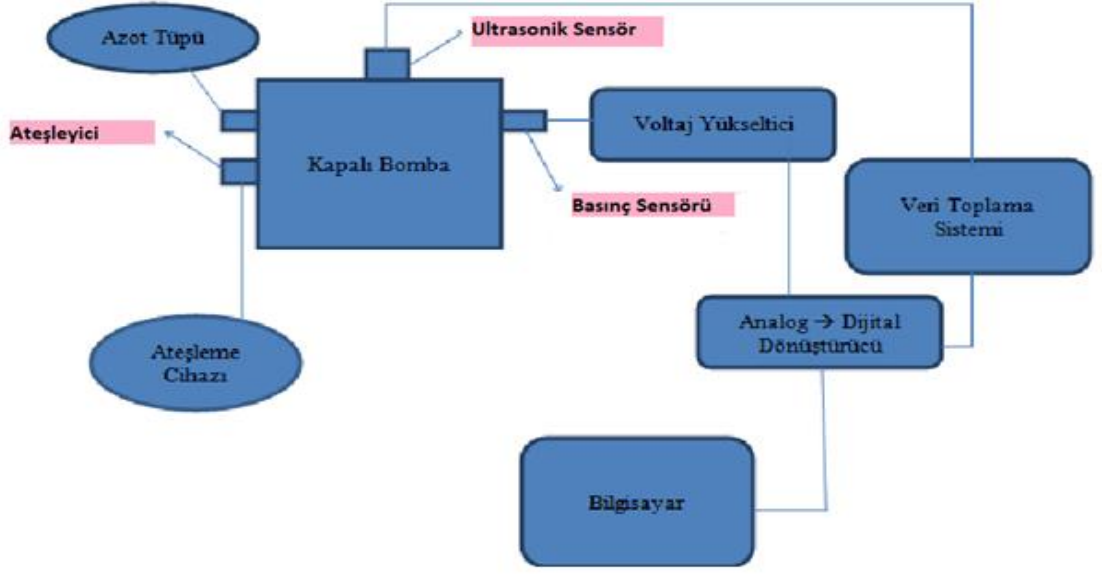


**Şekil 2.26.** Yakıt Çubuğu Gerilemesi Yanma Hızı Ölçüm Yöntemi [18,29]

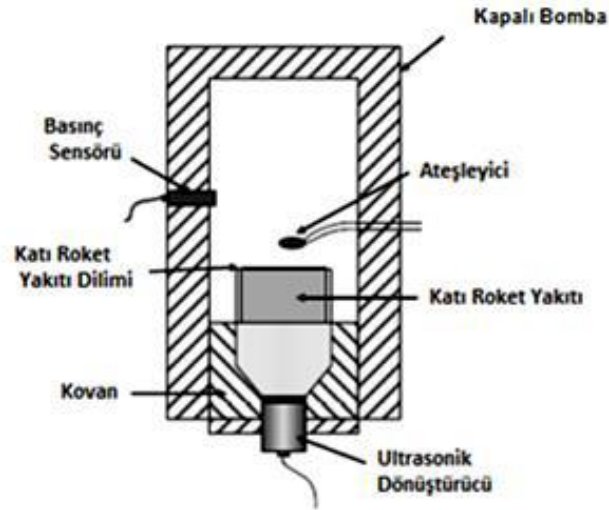
Şekil 2.26’de yakıt çubuğu sabit basınç altında yakıldıktan sonra zamana göre geri doğru ilerleme ölçüsünden katı yakıtın yanma hızı kontrol edilmektedir [1].

## 2.6.2. Ultrasonik Ölçüm Yöntemi

Ultrasonik katı yakıt yanma hızını ölçen sistemin bir parçası olan kapalı bomba tekniği olarak da isimlendirilen ünitenin içine ölçümü yapılmak istenen yakıt parçası iyice tutturulmaktadır. Bundan sonraki işlemde ise yakıt parçası sabit hacim altında yanma gerçekleştirilmektedir. Yanma zamanı boyunca gerçekleşen tüm basınç değişikliklerinden kaynaklanan yüksek frekanslı ses dalgaları veriler ve analog/dijital dönüştürücüler yardımı ile bilgisayar ortamında okunmakta, bu işlem ile yakıt yanma hızı ölçümü yapılmış olmaktadır [1]. Farklı yöntemlere göre ultrasonik yanma hızı ölçme, yüksek doğruluk, noktasal, anlık ve bir deney ile geniş bir basınç aralığı taranarak ölçüm yapılması ve ekonomik olması nedeniyle ultrasonik yanma hızı ölçüm tekniği diğer yanma hızı ölçüm yöntemlerine göre üstün kılmaktadır [38].



Şekil 2.27. Kapalı Bomba Deney Düzeneği [38]



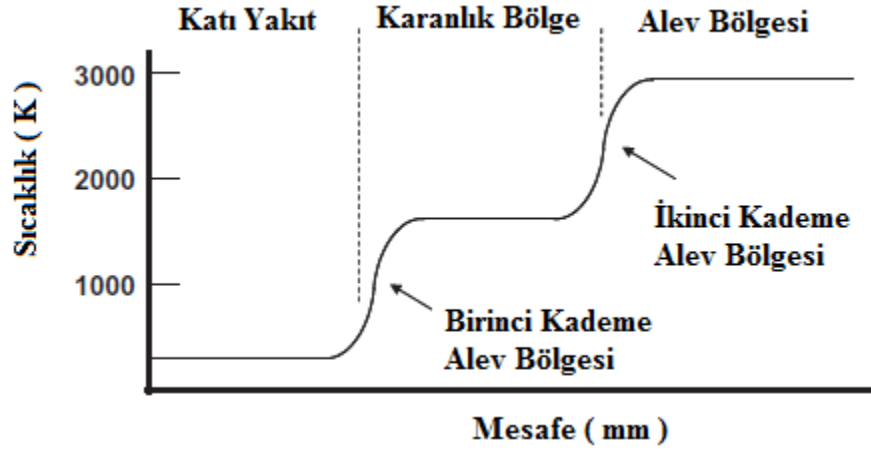
Şekil 2.28. Kapalı Bomba Kısımının Şematik Görünüşü [24]

## 2.7. Katı Yakıt Yanma Davranışı

Katı yakıtlarda yanma davranışı üç bölgeden oluşmaktadır. Bunlar soğuk bölge, ergime bölgesi (karanlık bölge) ve alev bölgesi olarak adlandırılmaktadır.



Şekil 2.29. Katı yakıt yanma davranışı [1]

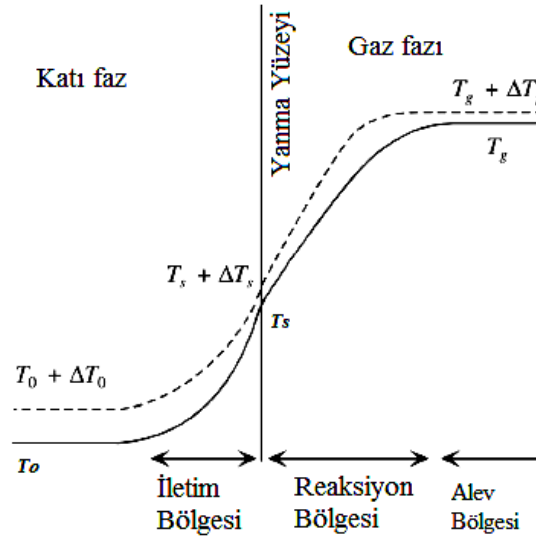


Şekil 2.30. Katı roket yakıtlarında yanma sırasında mesafe sıcaklık durumu



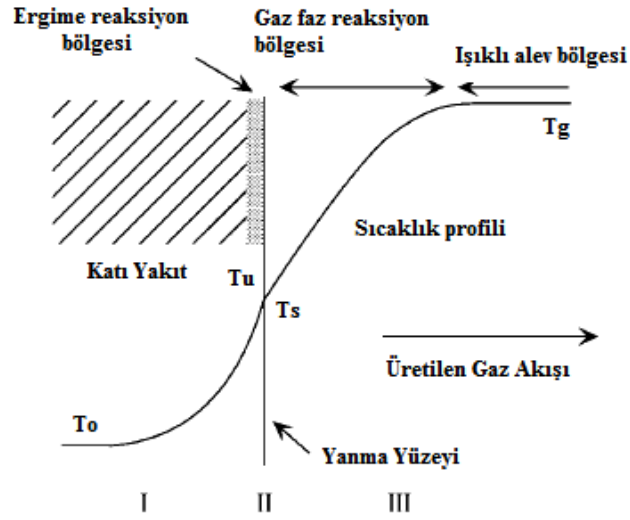
Katı yakıt ile çalışan roketlerde, yakıt ilk ateşleme ile sırasında mesafeye göre sıcaklık durumu farklılık göstermektedir [1,39].

Şekil 2.30'de görüldüğü üzere yakıtın yanması anında alev bölgesinden geriye doğru yanma sırasında ortaya çıkan yüksek sıcaklığın tesiri ile ısı transferi oluşmaktadır. Geriye doğru ortaya çıkan ısı transferi ile karanlık bölgenin ve yakıtın belirli bir noktaya kadar sıcaklık değişimi olduğu görülmektedir.



**Şekil 2.31.** Katı yakıt ilk sıcaklık değişiminin, yanma boyunca yakıtın sıcaklık değişimine etkisi [1,18]

Şekil 2.31'den de anlaşılacağı üzere katı yakıtın ilk sıcaklığı  $\Delta T_0$  kadar bir yükseliş olduğunda, eğrime bölgesinde  $\Delta T_s$  kadar sıcaklıkta artma gözlenirken, faz bölgesinde ise  $\Delta T_g$  kadar bir artış olduğu görülmektedir [1,18].

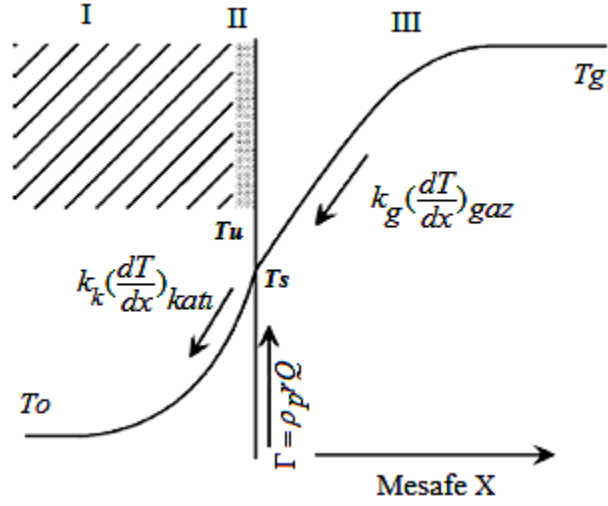


**Şekil 2.32.** Yakıtın yanma sırasında bölgesel olarak sıcaklık gösterimi [18]

Bu alanda  $T_o$  yakıtın ilk sıcaklığını,  $T_u$  yakıtın çözünme sıcaklığını,  $T_s$  yanma yüzeyinin sıcaklığını  $T_g$  alevin sıcaklığının göstermektedir [18].

### 2.7.1.Katı Yakıt Yanma Hızı Isıl İletkenlik İlişkisi

Katı yakıtların yanma esnasında ortaya çıkan enerji, gaz faz ortamından sıvı ve katı yönüne doğru geçme eğilimi göstermektedir.



**Şekil 2.33.** Katı yakıt yanma eğilimi sırasında geriye doğru ısı akışı grafiği ve formülü

Şekil 2.33’de görüldüğü üzere katı yakıtın yanma sırasında açığa çıkan enerji  $\Gamma = \rho_p r Q$  formülü ile gösterilmektedir. Burada gaz fazı yüksek sıcaklık bölgesinden daha az sıcaklığa sahip kaynağa doğru akışı gözlenmektedir. Şekil 2.33’de verilen  $k_k$  katı yakıtın ısı iletkenlik katsayısını,  $k_g$  de gaz fazın ısı iletkenlik katsayısını göstermektedir [1].

## 2.8. Deneysel Yöntemler ve Kullanılan Cihazlar

### 2.8.1. TEM (Geçirimli Elektron Mikroskobu)



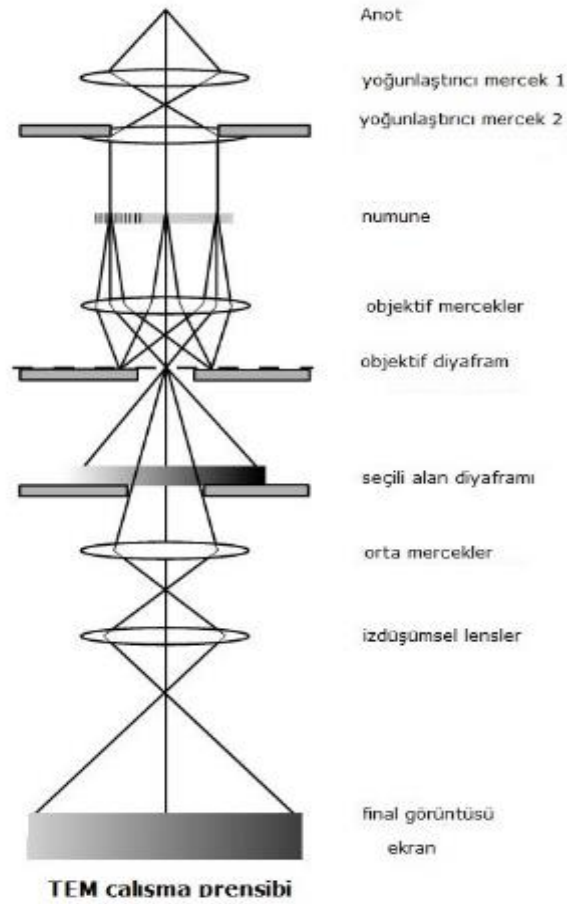
**Şekil 2.34.** TEM görüntüleme cihazı (Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı)

Şekil 2.34'de TEM görüntüleme cihazı ile numune kompozit katı roket yakıtının kristalografik yapısı incelenmiştir.

Bu cihazlar optik mikroskoba benzer çalışma sistemleri vardır. Farkı ışık ışını yerine elektron ışını kullanılmasıdır. Burada optik mercekler yerine elektron mercekleri kullanılmasıdır [40]. Geçirimli Elektron Mikroskobu, görüntüleme ve kırınım

tekniklerini birlikte kullanılan malzemelerin mikro yapısal incelemesini ve kristal yapılarının belirlenmesini birlikte sağlayabilen çok önemli bir malzeme karakterizasyon cihazıdır. Bir başka ifade ile nanometre boyutlarında çok küçük ve ince alanlardan, milyon katı büyütme malzemenin kristalagrofik ve morfolojik bilgilerine aynı zamanda ulaşma imkânı veren bir tekniktir. Yüksek ayırma gücü, aynı anda kırınım ve görüntü bilgilerinin alınabilmesi gibi mükemmel yönleri olmasına rağmen, bu tekniğin de belli kısıtlamaları vardır: Üç boyutlu bir numuneden alınan iki boyutlu ve kırınım kökenli görüntülerin yorumlanması uzmanlık gerektirir. Özellikle biyolojik ve polimerik malzemelerde öne çıkan ışın hasarı (beam damage) etkisi numune özelliklerinin farklılıklar yol açmamaktadır. En önemli sorun ise numune hazırlamada ortaya çıkar. Elektron mikroskopta incelenecek numune kesinlikle katı malzeme olmak zorundadır ve 3mm çapında, 100 mm'den daha ince ve elektron geçirgenliğine sahip (birkaç mm) bir disk olarak hazırlanma zorunluluğu sorun yaratabilir. Dolayısıyla elektron geçirgenliğine uygun olarak hazırlanamamış bir numuneden bir görüntü kontrastı elde etmek mümkün değildir. TEM'de görüntü ve kırınım bilgisini elde etmenin temel prensibi, ortasında çok küçük bir delik bulunan numuneye paralel bir elektron demeti yollamak ve numuneden doğrudan geçen kırınımına uğramamış ışınları (TB) ve numunenin belirli düzlemlerinden Bragg şartlarına uygun açılarda kırınımına uğramış (DB) ışınları numunenin altında toplama temeline dayanmaktadır. Sırasıyla sadece geçen ışın demetini ve kırınımına uğramış ışıklardan birini kullanılarak yapılan görüntüleme teknikleri olan Aydınlık Alan ve Karanlık Alan görüntüleri numunelerdeki mikron altı boyutlardaki oluşumların incelenmesinde, var olan ikinci fazların ayırılmasında en çok tercih edilen yöntemlerdir. Yüksek Çözünürlüklü Kafes Görüntülemesi (HRLI) kristal numunelerdeki atomik düzlemlerin izdüşümlerini görüntülemeye kullanılan daha ileri bir yöntemdir. Malzemelerin kristal yapılarının belirlenmesinde ise Seçilmiş Alan Kırınım yöntemi kullanılır. Yüksek açılı huzme kırınımı (CBED) ise malzemelerin tam kristalografik analizinde (nokta ve uzay guruplarının belirlenmesi) kullanılabilen çok gelişkin bir başka kırınım tekniğidir. Yüksek açılı açılal karanlık alan (HAADF) detektörüne sahip Taramalı-Geçirimli Elektron Mikroskobu (STEM) HAABF ve HAADF görüntülerinin elde edilmesinde kullanılır. STEM görüntülerinde taramalı elektron mikroskobuna benzer bir mantıkla numuneyi tarayan bir ışıdan alınan sinyallerle görüntü elde edilmesi biraz zaman

almakla birlikte, mercek hatalarından arındırılmış görüntüler elde edilmesiyle önemli bir avantaj sağlanabilir. Enerji saçılım Spektroskopisi (EDS) ve Elektron Enerji Kaybı Spektroskopisi (EELS) modern elektron mikroskoplarda analitik karakterizasyon için vazgeçilmez donanımlardır. Bu donanımlar elektron demetinin numuneyle etkileşimi sonunda açığa çıkan, sırasıyla, karakteristik X ışınlarını ve inelastik olarak numuneyle etkileşmiş olan elektronların enerji kaybı dağılımlarını kullanarak element analizi amacıyla kullanılırlar. Enerji Filtrelemeli Görüntüleme (EFTEM) ise elastik ve inelastik olarak saçılmış elektronlardan oluşmuş görüntülerdeki bu iki farklı saçılma unsurlarını birbirinden ayırarak görüntü kontrastının iyileşmesini sağlar [41].



**Şekil 2.35.** TEM Geçirimli Elektron Mikroskobu sisteminin şematik diyagramı görünüşü [42]

## 2.8.2. SEM (Taramalı Elektron Mikroskobu)

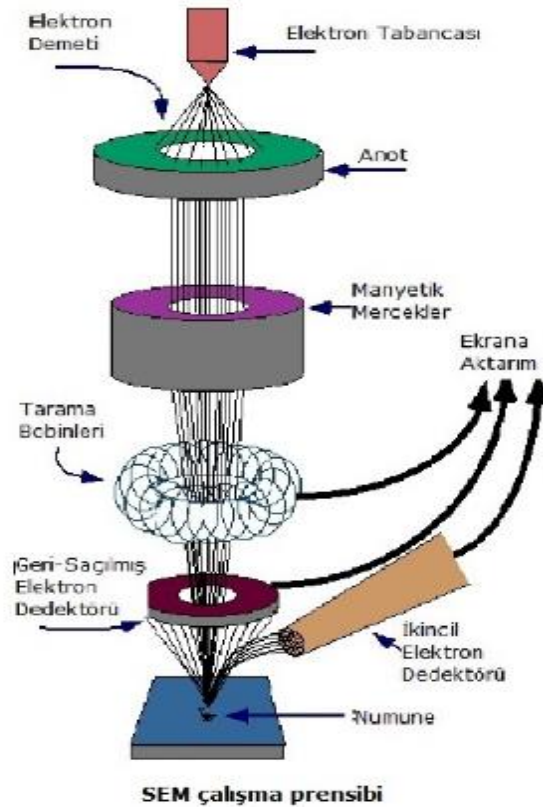


**Şekil 2.36.** SEM görüntüleme cihazı (Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı)

Şekil 2.36’de SEM görüntüleme cihazı ile numune kompozit katı roket yakıtının mikro yapısı incelenmiştir.

İnsan gözü ile çok küçük ayrıntıları görmek zordur. Bu sebeple görüntü iletimini sağlayan ışık yollarının merceklerle değiştirilerek, daha küçük ayrıntıların görülebilmesine imkân veren optik cihazlar geliştirilmiştir. Ancak bu cihazlar gerek büyütme miktarlarının sınırlı oluşu gerekse elde edilen görüntü üzerinde işlem yapma imkanlarının kısıtlı olması sebebiyle araştırma yapanlar bu temel üzerinde yeni sistemler bulmak zorunda kalmışlardır. Elektronik ve optik sistemlerin birlikte kullanımı ile yüksek büyütmelerde üzerinde işlem ve analizler yapılabilen görüntülerin elde edildiği cihazlar ortaya konulmuştur. Elektro-optik prensipler içinde tasarlanmış taramalı elektron mikroskobu (Scanning Electron Microscope-SEM), bu amaca hizmet eden cihazlardandır. Taramalı Elektron Mikroskobu üç temel kısımdan oluşmakta, bunlar; Optik Kolon, Numune Hücresi ve

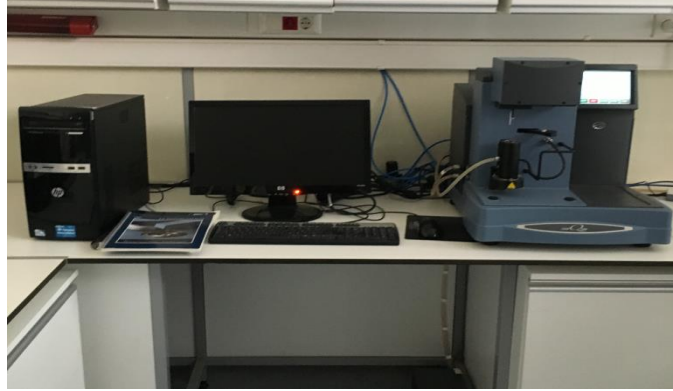
Görüntüleme Sistemi'dir. Optik kolon kısmında; elektron demetinin kaynağı olan elektron tabancası, elektronları numuneye doğru hızlandırmak için yüksek gerilimin uygulandığı anot plakası, ince elektron demeti elde etmek için yoğunlaştırıcı mercekler, demeti numune üzerinde odaklamak için objektif merceği, bu merceğe bağlı çeşitli çapta apatürler ve elektron demetinin numune yüzeyini taraması için tarama bobinleri yer almaktadır. Mercek sistemleri elektromanyetik alan ile elektron demetini inceltmekte veya numune üzerine odaklamaktadır. Tüm optik kolon ve numune  $10^{-4}$  Pa gibi bir vakumda tutulmaktadır. Sisteminde, elektron demeti ile numune girişimi sonucunda oluşan çeşitli elektron ve ışınları toplayan detektörler, bunların sinyal çoğaltıcıları ve numune yüzeyinde elektron demetini görüntü ekranıyla senkronize tarayan manyetik bobinler bulunmaktadır [43].



Şekil 2.37. SEM Taramalı Elektron Mikroskobu sisteminin şematik diyagramı görünüşü [42]



### 2.8.3.TGA (Termogravimetrik Analiz)

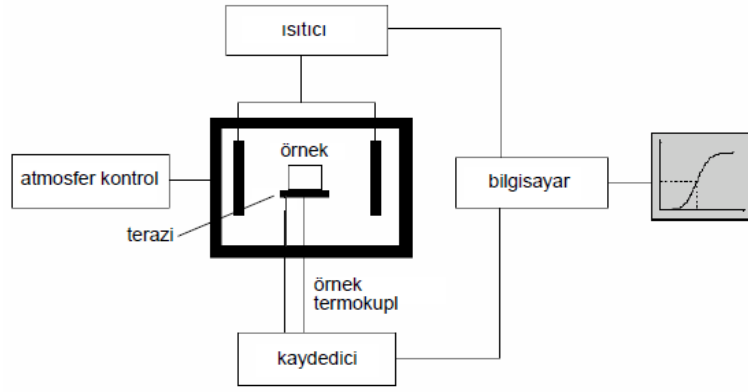


**Şekil 2.38.** TGA ölçüm cihazı (Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı)

Şekil 2.38'de TGA (Termogravimetrik Analiz) ölçüm cihazı ile numune kompozit katı roket yakıtının bozunma termogramı tespit edilmiştir.

Termogravimetrik bir analizde, örnek sıcaklığı çevre koşullarından başlayarak 1200 °C 'ye çıkan sıcaklıklara kadar ısıtılmakta kütlesi(ağırlığı) sürekli bir şekilde bakılmaktadır. Kütlenin sıcaklığa karşı çizilen grafiğine "termogram" denir ve kalitatif/kantitatif tayinlerde kullanılmaktadır.

Termogravimetrik analiz cihazında, hassas bir analitik terazi, bir fırın, bir fırın sıcaklığı kontrol edici ve programlayıcı ve bir kaydedici bulunmaktadır. Kaydedici, örnek kütlesinin sıcaklığa karşı grafiğini çizer. İnert bir atmosferde gerektiği hallerde bunu sağlayacak yardımcı sistemlere de ihtiyaç duyulmaktadır. TGA ile bir örneğin saflığı bozunma davranışı ve kimyasal kinetiği bakılmaktadır.



Şekil 2.39. Termogravimetrik analiz sisteminin şematik diyagramı görünüşü [44]

#### 2.8.4. DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter)



Şekil 2.40. DSC ölçüm cihazı (Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı)

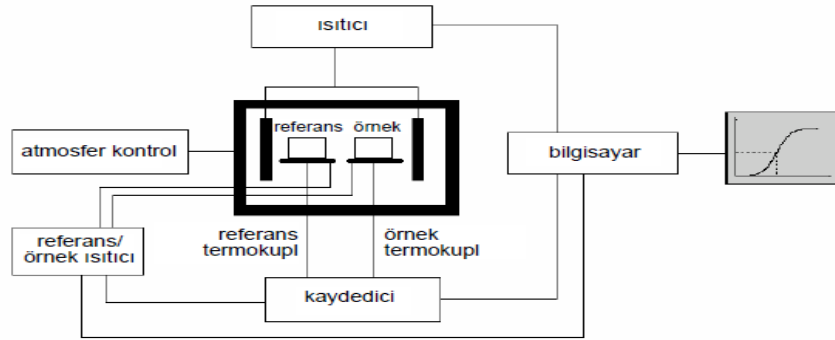
Şekil 2.40'da DSC (Diferansiyel Scanning Kalorimetre) Ölçüm cihazı ile numune kompozit katı roket yakıtının termal bozunması tespit edilmiştir.

Diferansiyel scanning kalorimetrede de örnek ve referansın sıcaklıkları düzenli bir hızla artırılmaktadır. Fakat her ikisinin sıcaklığının aynı olması için örnek veya referansa dışarıdan gereken miktarda ısı katkısı yapılır. İlave edilen ısı (kaydedilir), örnekte oluşan endotermik veya ekzotermik reaksiyonlar sonucu kaybedilen veya kazanılan ısıyı karşılaştırılmaktadır.

Diferansiyel scanning kalorimetrede ısıtıcılar örnek ve referans kaplarının çok yakınına yerleştirilmiştir. Termokuplar bir sıcaklık farkı algıladığında, örnek ve referansdan soğuk olanın sıcaklığı diğeri ile aynı seviyeye gelecek miktarda ısı verilir. Isıtma hızı örnek sıcaklığının fonksiyonu olarak kaydedilmektedir.

#### 2.8.4.1. DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter); Güç Dengelemeli

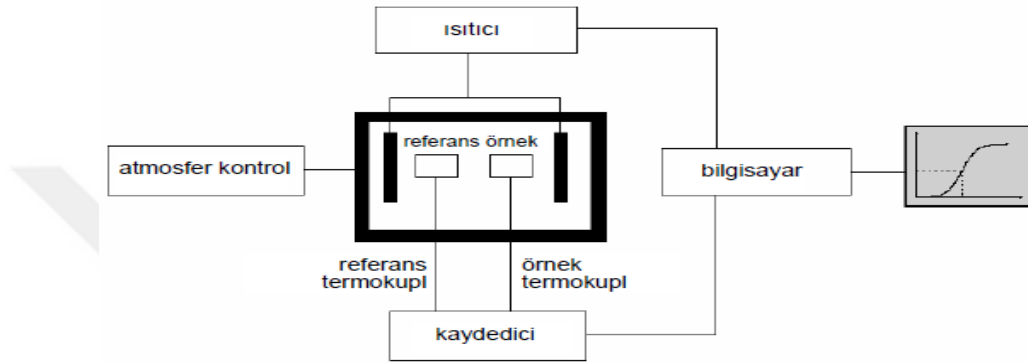
Bir örnekten veya bir örneğe ve bir referanstan veya bir referansa olan ısı akışındaki fark, sıcaklık veya zamanın fonksiyonu olarak izlenmektedir. İşlemden önce örneğe kontrollü sıcaklık programı uygulanmaktadır.



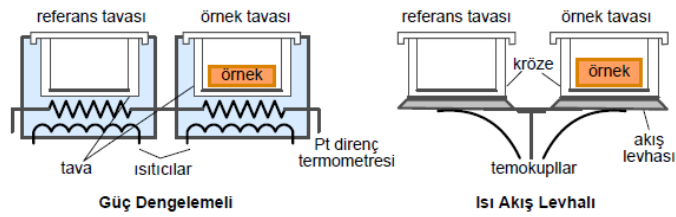
Şekil 2.41. DSC; güç dengelemeli sistemin şematik diyagramı [44]

## 2.8.4.2. DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter); Isı Akışlı (Heat Flux)

Krözeden ısı akışındaki farkın ölçülmesi, temas halindeki ince levhalardaki sıcaklıkların ölçülmesiyle sağlanmaktadır. Burada, örnek ve referans arasındaki ısı kapasiteleriyle orantılı bir sinyal meydana gelir ve cihaz DSC olarak çalışır.



Şekil 2.42. DSC; ısı akışlı sistemin şematik diyagramı [44]



Şekil 2.43. DSC sinyal tayininde farklı prensipler [44]

## 2.8.5 Yanma Hızı Ölçüm Yöntemleri

Katı yakıtla çalışan roketlerde yanma hızı en önemli kriterdir [27,28]. Buna bağlı olarak roketin yanma hızının iyi belirlenmesi gerekmektedir [29]. Bu nedenle iki metod olarak yanma hızı ölçüm yöntemleri uygulanmaktadır. Yakıt Çubuğu Yanma Gerilemesi (Strand Burner) Yanma hızı Ölçüm yöntemi, Ultrasonik Ölçüm Yöntemi (Kapalı Bomba) dır.

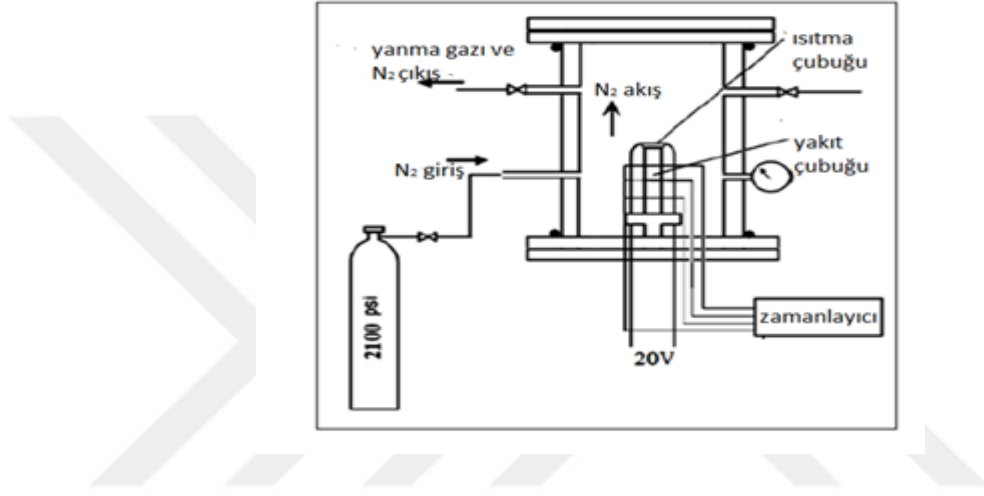
### 2.8.5.1. Yakıt Çubuğu Yanma Gerilemesi (Strand Burner) Yanma hızı Ölçüm Yöntemi



**Şekil 2.44.** Numune yakıt yanma hızı tespitinde kullanılan Strand Burner yanma hızı ölçüm cihazı

Şekil 2.44'de Strand Burner yanma hızı ölçüm cihazı ile numune kompozit katı roket yakıtı sabit basınç altında yanma hızı ölçümü yapılmıştır.

Katı yakıtlı roketlerde yanma çubuğu diye isimlendirilen yakıt numuneleri kullanılmaktadır. İnerit özelliği olan azot gazı ortamında, yakıt çubuğunda yanma ortamına ilave olarak yanma gazı ortaya çıkarması ile basınç eğilimi oluşmaktadır. Katı yakıt ölçüm sırasında sabit bir basınç sağlamak amacıyla ortama nitrojen ( $N_2$ ) gazı eklenir. Basınç valfi ise otomatik olarak azot gazının girişini kontrol etmektedir. Bu şekilde istenilen basınç koşulları ayarlanmaktadır [16,18].



**Şekil 2.45.** Yakıt Çubuğu Gerilemesi Yanma Hızı Ölçüm Yöntemi [45]

Yanma hızı Ölçüm yönteminde yakıt çubuğu sabit basınç altında yakıldıktan sonra zamana göre geriye doğru ilerleme ölçüsünden katı yakıtın yanma hızı kontrol edilmektedir [37].

## 2.8.5.2. Ultrasonik Ölçüm Yöntemi



Şekil 2.46. Kapalı bomba katı yakıt yanma hızı ölçüm cihazı kapalı bomba kısmı

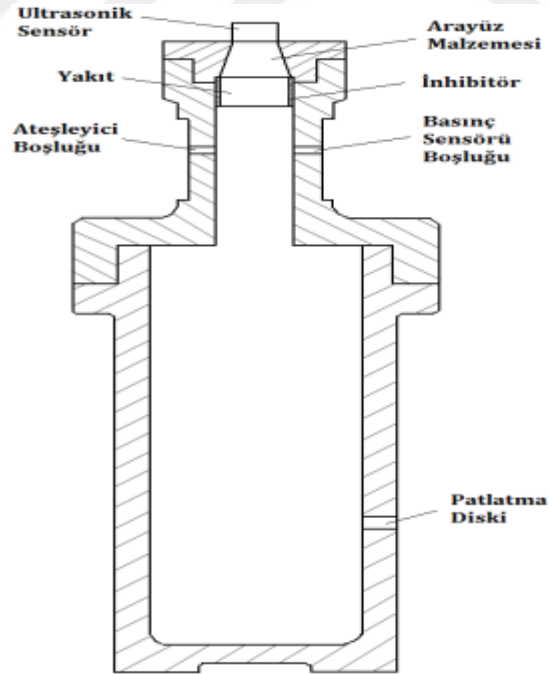
Şekil 2.46'da Kapalı bomba katı yakıt yanma hızı ölçüm cihazı kapalı bomba kısmı görülmektedir.



Şekil 2.47. Kapalı bomba katı yakıt yanma hızı ölçüm cihazı kontrol kısmı

Şekil 2.47’de Kapalı bomba katı yakıt yanma hızı ölçüm cihazı kontrol kısmı görülmektedir.

Ultrasonik katı yakıt yanma hızını ölçen sistemin bir parçası olan kapalı bomba tekniği olarak da adlandırılan ünitenin içine ölçümü yapılmak istenen yakıt parçası iyice sabitlenmelidir. Bundan sonraki adımda ise yakıt parçası sabit hacim altında yanması sağlanmalıdır. Yanma zamanı boyunca oluşan tüm basınç değişikliklerinden kaynaklanan yüksek frekanslı ses dalga veriler ve analog/dijital dönüştürücüler yardımı ile bilgisayar ortamında okunmakta, bu işlem ile yakıt yanma hızı ölçümü yapılmaktadır [1]. Farklı yöntemlere göre ultrasonik yanma hızı ölçme, yüksek doğruluk, noktasal, anlık ve bir deney ile geniş bir basınç aralığı taranarak ölçüm yapması ve daha ekonomik ölçüm yapılması sebebiyle ultrasonik yanma hızı ölçüm tekniği yakıt çeşidine bağlı olmak kaydıyla diğer yanma hızı ölçüm tekniklerine göre üstünlük sağlayabilmektedir [38].



Şekil 2.48. Kapalı bomba yanma hızı cihazı şematik gösterimi [38]



## 2.8.6. Bomba Kalorimetresi İle Yanma Isısının Ölçüm Yöntemi

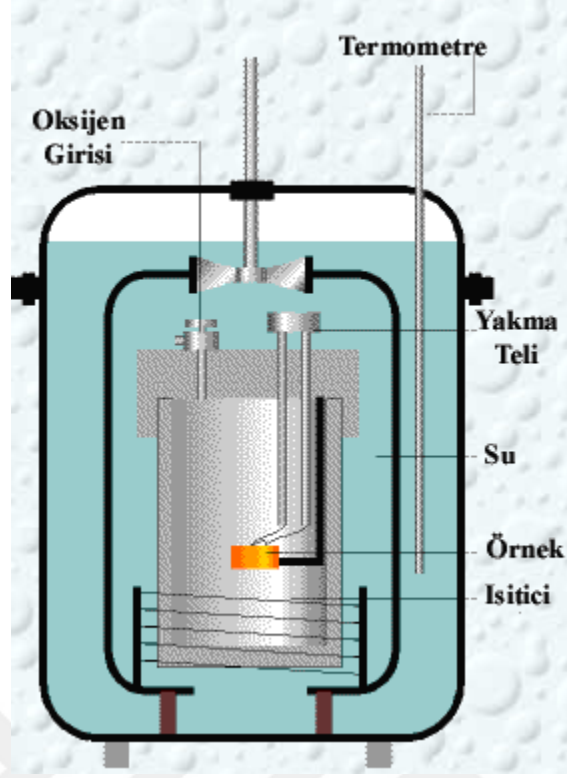


Şekil 2.49. Kapalı bomba kalorimetresi test cihazı

Şekil 2.49’da kapalı bomba kalorimetresi ve ölçüm numune kabı ile numune kompozit katı roket yakıtının enerji seviyesi tespit edilmiştir.

Hammaddenin içerdiği enerjiyi ölçmek için farklı yapılarda kalorimetreler (sabit basınç kalorimetresi, buz kalorimetresi, buhar kalorimetresi vb.) kullanılmakta olup çalışma prensipleri bu deney aşamasında kullanılan modelden farklılıklar göstermektedir. Mühendislerin reaksiyondaki yanma ısısını ölçmek için en çok kullandıkları model ise “Bomba Kalorimetresi” olup literatürde “Kap Kalorimetresi” olarak geçmektedir.

“Bomba Kalorimetresi” aynı zamanda gıda maddelerinin ne kadar enerji verdiğini, yakıtların (sıvı ya da katı) yandığında ne kadar enerji verdiğini görmek için kullanılmaktadır [46].



Şekil 2.50. Bomba kalorimetresi sisteminin şematik diyagramı görünüşü [47]

Yüksek basınca dayanıklı bomba kalorimetresi kabı içerisinde hammadde saf oksijen ortamında yakılır. Açığa çıkan ısı kalorimetre içindeki suyu ısıtır. Su yerine farklı sıvıda kullanılabilir. Su sıcaklığının değişiminin ölçülmesi ve hesaplama yönteminde belirtilen formüllerin kullanımıyla ürünün yanma ısı/enerjisi belirlenmelidir. Bir yakıtın yanması esnasında oluşan su, buhar haline geçmiş ise verdiği ısı alt ısı değer, oluşan su, sıvı halde kalmış ise verdiği ısı üst ısı değer olarak adlandırılır. Bu iki değer arasında, yoğunlaşma entalpisi kadar olmaktadır. Kalorimetrede yakma işleminin oda sıcaklığında yapılması nedeniyle oluşan su yoğunlaşır. Bu durumda, kalorimetrede hesaplanmış olan ısı değer suyun yoğunlaşma ısını da içereceği için belirlenen ısı değer aslında yakıtın “üst ısı değerine karşılık gelmektedir [46].

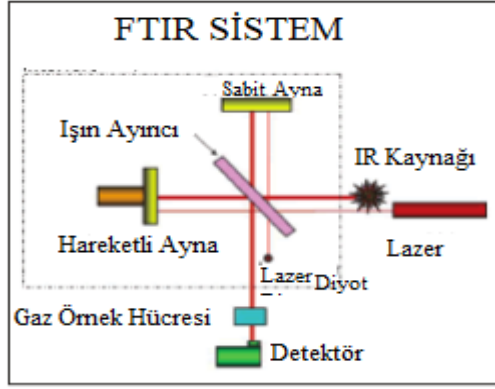
### 2.8.7. Fourier Transform Infrared Spektroskopisi (FTIR)



**Şekil 2.51.** Fourier dönüşümlü infrared spektroskopisi (Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı)

Şekil 2.51’de Fourier Dönüşümlü Infrared Spektroskopisi (FTIR) ölçüm cihazı ile numune kompozit katı roket yakıtının organik ve inorganik yapısı incelenmiştir.

Kızılötesi (IR) spektroskopisi; organik veya inorganik bileşenlerin karakter yapısına bakılmasında kullanılan yöntemdir. IR spektrumu, maddeyi oluşturan atomlar arasındaki bağların titreşmesiyle oluşan frekanslarına denk gelen absorpsiyon pikleri ile numunenin parmak izlerini ifade etmektedir. Her maddenin kendine özgü spektrumu vardır. Bunun bir istisnası olan optik izomer maddelerdir. Spektrumlarda  $2000\text{ cm}^{-1}$  sonra gelen bölümlerde daha detaylıdır. Bu bölüme parmak izi bölgesi de denir ve spektrum iki kat genişletilerek alınmaktadır. Böylece numune madde hakkında daha detaylı bilgi edinilmektedir. Veri, farklı molekül bağlardan kaynaklanan farklı titreşimleri ifade etmektedir [48].



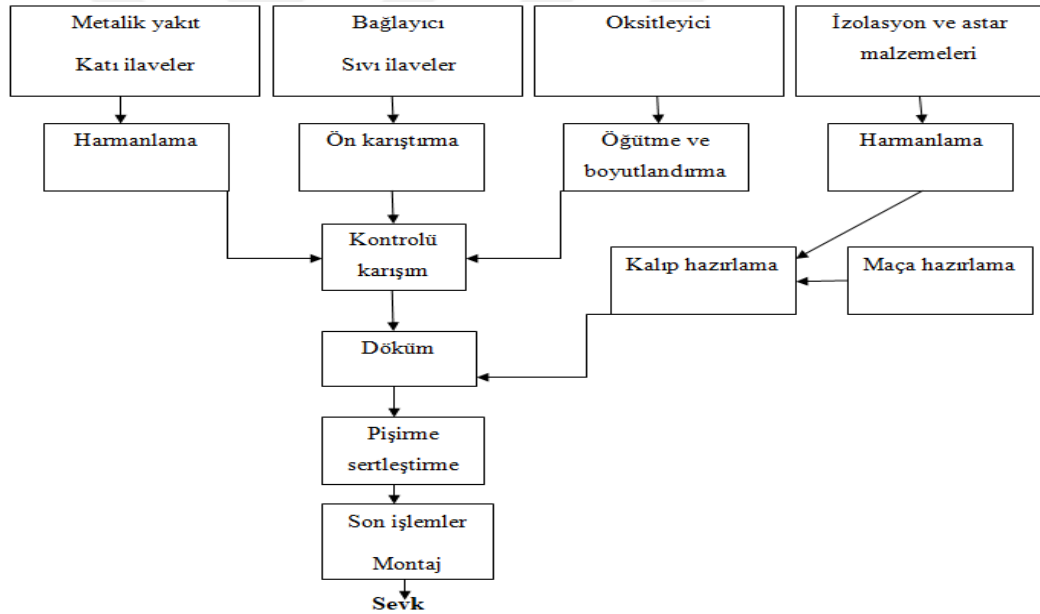
**Şekil 2.52.** FTIR sisteminin şematik diyagramı görünüşü [49]

Şekil 2.52’de Fourier Transform Infrared Spektroskopisi (FTIR) sisteminin şematik diyagramının görünüşü verilmiştir.

### 3. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

#### 3.1. Numune Yakıt Üretimi Yöntemi

Kompozit roket yakıtlar döküm kullanılarak üretilmektedir. Kompozit yakıtların içerikleri % 60-72 oranında AP kristalize oksitleyici, plastikleştirici, bağlayıcı, yanma hızı düzenleyici ve katı yakıt sertleştirici gibi ilavelerin yanında % 14-22 oranında metalik esaslı (Al gibi) maddelerden oluşturulmaktadır. Döküm yöntemi için hazırlanan yakıt hamuru, roket borusuna doğrudan dökülebildiği gibi bir kalıp içerisine dökülerek de yakıt üretimi yapılmaktadır.



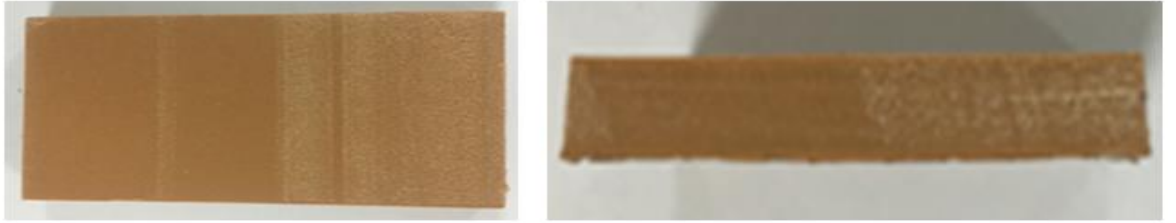
Şekil 3.1. Döküm yöntemi ile kompozit katı roket yakıt üretim akış şeması

Şekil 3,1’de Kompozit yakıt; daha çok uzun menzilli roketler, füzeler ya da uzay mekiklerinin destekleyici motorlarına büyük formlarda üretilen yakıtlardır. Bu nedenle döküm yöntemi ile daha pratik ve daha ekonomik üretim yapılabilir.

Numune katı yakıt içeriği; Oksitleyici olarak Amonyum perklorat (AP), bağlayıcı ve sertleştirici olarak Inosine diphosphate (IDP), Isophorone-diisocyanate (IPDI), Hidroksi Üç Gruplu Polibütadien (HTPB), Tepanol, (AP) ve (HTPB)'nin birbirine kuvvetli bağlayan madde, temel yakıt olarak Alüminyum tozu (Al), yüksek enerjili madde Siklotetrametilen-tetranitramin (HMX), yanma hızı düzenlemesinde Demir tozu ( $Fe_2O_3$ ) maddelerinden oluşmuştur.

### 3.2. Numune Yakıt Test ve Analizleri

Numune yakıt olarak kullanılan yüksek enerjili maddeler ilavesi olan kompozit yakıt da yanma hızı analizleri olan, Katı yakıt numune enerji seviyesi testbiti (kalorimetre kapalı bomba) Strand Burner ve Kapalı Bomba yanma hızı ölçümleri, . DSC ve TGA ölçümleri, katı yakıt numunesi mikro yapıları incelenmesi için TEM ve SEM görüntüleri alınmış ve FTIR analizi ile numunenin organik veya inorganik bileşenlerin karakter yapısı incelenmiştir.



**Şekil 3.2.** Kompozit katı yakıt numunesi

Şekil 3.2'de yüksek enerjili kompozit esaslı katı yakıt numunesi görülmektedir. Yakıt numunesi döküm yöntemi ile üretilmiştir.

### **3.2.1.Katı Yakıt Numune Enerji Seviyesi Tespiti**

Sabit hacim kapalı bomba katı yakıt yanma ısısı ölçme cihazı ile ölçüm yapılamadan önce katı yakıt numunelerinin yoğunluğu belirlenmiştir. Katı yakıt enerji seviyesi ölçümü öncesi kapalı bomba kalorimetresi standartlar ile belirlenmiş katı yakıt numunesi ile kalibrasyon işlemleri yapılmıştır. Kapalı bomba kalorimetresi ile doğru ve net ölçümlerin yapılması için ölçüm cihazına gerekli kalibrasyon işlemi yapılmasının ardından üretimi gerçekleştirilmiş olan kompozit esaslı yakıt numunesinin ateşleme yapılarak ölçüm işlemine geçilmiştir. Numune katı yakıt enerji seviyesi belirleme işlemi iki tekrar sonrası ortalaması alınarak enerji seviyesi belirlenmiştir.



**Çizelge 3.1.** Kompozit katı roket yakıtı numunesi kalorifik değer ölçümü sonuçları

Numune Ölçüm sayısı	Numune Ağırlığı (gr)	Enerji Eş Değeri (cal/°C)	Sıcaklık Farkı $\Delta T$ (°C)	Kalorimetrenin Kalorifik Değeri $EEx \Delta T$ (cal)	Kullanılan Tel Uzunluğu (cm)	Kullanılan Telin Kalori Miktarı (cal/cm) 1cm= 2,3 cal
1	1,1330	2393,56	0,6156	1473,48	2,00	4,60
2	1,1160	2393,56	0,5971	1429,19	4,00	9,20
<b>SONUÇ</b>						
<b>Numunenin Kalorifik Değeri:</b> (Kalorimetrenin Kalori Değeri-Harcanan Telin Kalori Değeri/Numune Ağırlığı)						
Numune Ölçüm sayısı	Kalorifik Değer (cal/g)					
1	1296,53					
2	1273,01					
<b>Ort.</b>	<b>1284,77</b>					

Çizelge 3.1’de kalorimetre cihazında yapılan ölçüm değerleri ve sonuçları tablo halinde verilmiştir. Aşağıda kalorimetre ölçümü neticesinde cihaza girilen ve alınan değerlere göre numunenin net enerji seviyesi hesaplama örneği verilmiştir.

Yanma ısıları cal/g cinsinden ölçülen yakıt numunelerinin değerleri 4.1868 katsayısı ile çarpılarak J/g enerji birimi cinsine dönüştürülmüştür.

$$Q_n = \frac{Q_k - Q_{tel}}{m_n} \quad (3.1)$$



$$Q_{n1} = \frac{Q_{k1} - Q_{tel1}}{m_{n1}} = \frac{1473,48 - 4,60}{1,1330} = 1296,53$$

$$Q_{n2} = \frac{Q_{k2} - Q_{tel2}}{m_{n2}} = \frac{1429,19 - 9,20}{1,1160} = 1273,01$$

$$Q_{ortalama} = \frac{Q_1 + Q_2}{2} \quad (3.2)$$

$$Q_{ortalama} = \frac{1296,53 + 1273,01}{2} = 1284,77$$

$Q_{n1}$  = Birinci numune kalorifik ölçüm değeri

$Q_{n2}$  = Birinci numune kalorifik ölçüm değeri

$Q_{k1}$  = Birinci numune için kalorimetreden alınan değer

$Q_{k2}$  = İkinci numune için kalorimetreden alınan değer

$Q_{tel1}$  = Birinci numune için kullanılan ateşleme teli

$Q_{tel2}$  = İkinci numune için kullanılan ateşleme teli

$m_{n1}$  = Birinci numunenin ağırlığı (gr)

$m_{n2}$  = İkinci numunenin ağırlığı (gr)

### 3.2.2. Numune Kompozit Katı Yakıt Yanma Hızı Ölçümleri

Yüksek enerjili katı roket yakıtlarının yanma hızları iki farklı ölçüm yöntemi ile belirlenmektedir. Bu çalışmada katı numune roket yakıtının yanma hızı tespitinde her iki Strand Burner ve Kapalı Bomba yöntemi kullanılmıştır.

#### 3.2.2.1. Strand Burner Yanma Hızı Cihazı İle Ölçüm ve Sonuçları

150x5x5 mm boyundaki yakıt numuneleri cihaz ölçüm ünitesine yerleştirilmiş ve şartlandırma sonrası ölçüm işlemlerine geçilmiştir. Yanma hızı ölçme esnasında sabit basıncın sağlanması için  $N_2$  gazı kullanılmıştır.



**Şekil 3.3.** Strand Burner yanma hızı ölçüm cihazı için hazırlanan numune

Katı yakıt numunesi Strand Burner yanma hızı ölçüm cihazında -32 °C, 21 °C, 50 °C sıcaklarda, 1000 PSI basınç (6,89 MPa) ve 1500 PSI basınç (10,34 MPa) yanma hızı ölçümleri yapılmış, ölçüm cihazından alınan veriler tablo halinde Çizelge 3.2’de verilmiştir.

**Çizelge 3.2.** Strand Burner yöntemi ile -32 °C’de 550TPR018 standardına göre yanma hızı ölçüm tablosu

NUMUNE NO	1000 PSI Basınçta Yanma Hızı (mm/s)	1500 PSI Basınçta Yanma Hızı (mm/s)
1	8,46	9,91
2	8,73	10,03
3	8,73	10,05
<b>ORTALAMA</b>	8,64	10,00

Çizelge 3.2'de kompozit katı yakıt numunesinin test basıncı arttıkça yanma hızının arttığı görülmüştür.

**Çizelge 3.3.** Strand Burner yöntemi ile 21 °C'de 550TPR018 standardına göre yanma hızı ölçüm tablosu

NUMUNE NO	1000 PSI Basınçta Yanma Hızı (mm/s)	1500 PSI Basınçta Yanma Hızı (mm/s)
1	9,44	10,85
2	9,55	11,14
3	9,58	11,22
<b>ORTALAMA</b>	9,62	11,08

Çizelge 3.3'de kompozit katı yakıt numunesinin yanma hızı basınç arttıkça arttığı görülmektedir.

**Çizelge 3.4.** Strand Burner yöntemi ile 50 °C'de 550TPR018 standardına göre yanma hızı ölçüm tablosu.

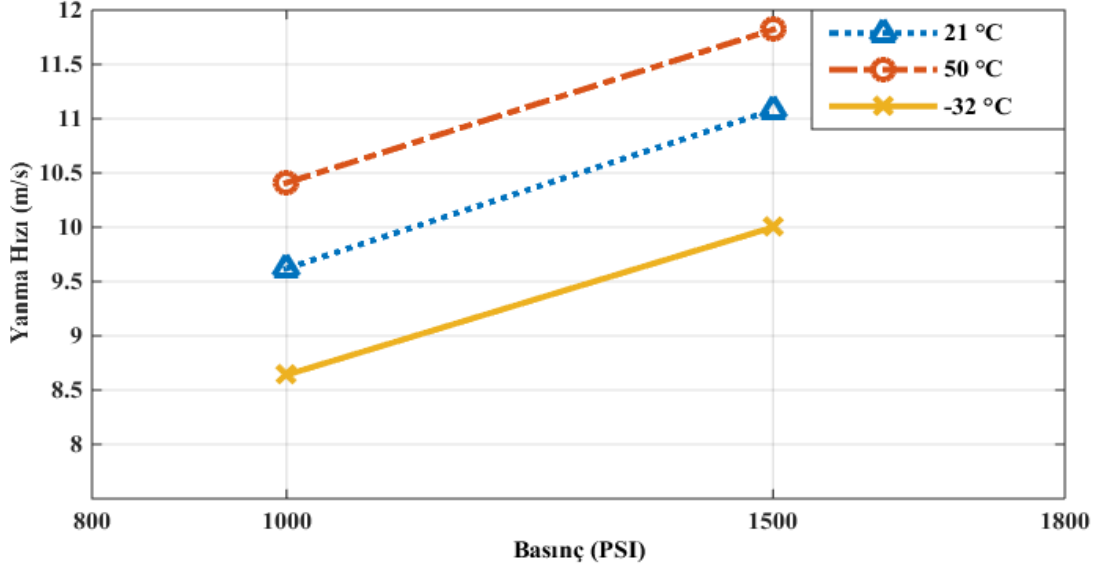
Ölçüm Sayısı	1000 PSI Basınçta Yanma Hızı (mm/s)	1500 PSI Basınçta Yanma Hızı (mm/s)
1	10,26	11,68
2	10,26	11,76
3	10,69	12,01
<b>ORTALAMA</b>	10,41	11,82

Çizelge 3.4'de kompozit katı yakıt numunesinin yanma hızı basınç arttıkça arttığı görülmüştür.

**Çizelge 3.5.** Strand Burner yöntemi ile yapılan ölçüm sonucunda elde edilen yanma hızı ve basınç üssü ortalama değerleri

1000 PSI (6,89 MPa) -32, 21 VE 50 Ortalama	9,56
1500 PSI (10,34 MPa) -32, 21 VE 50 Ortalama	10,97
1000 PSI BASINÇ ÜSSÜ	0,72
1500 PSI BASINÇ ÜSSÜ	0,96
ORTALAMA BASINÇ ÜSSÜ	<b>0,83</b>

Çizelge 3.5'de 1000 PSI, 1500 PSI farklı sıcaklıklardaki yanma hızı ortalamaları ve basınç üsleri ortalamaları verilmiştir.



**Şekil 3.4.** Numune yakıtın farklı basınç ve sıcaklıklarda yanma hızı değişiminin karşılaştırılması

Şekil 3.4’de numune yakıtın yanma hızı davranışı basınç ve sıcaklık arttıkça yükseldiği görülmüştür.

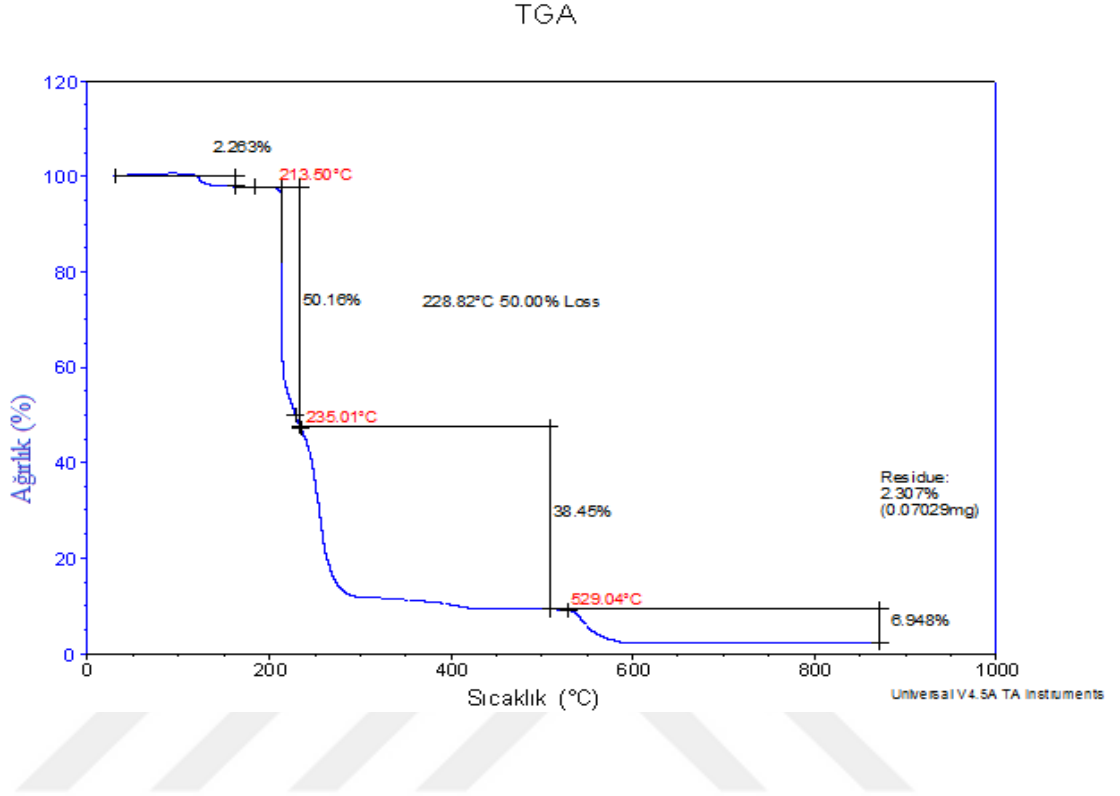
### 3.2.2.2. Numune Yakıt Kapalı Bomba Yanma Hızı Ölçüm Yöntemi Sonuçları

Çizelge 3.6. Numune yakıt kapalı bomba yanma hızı ölçüm sonucu

Basınç (MPa)	Yanma Hızı (r) (mm/s)
10	8,30
20	9,20
30	15,50
40	17,40
50	23,10
60	28,20
70	30,60
80	37
90	38,25
100	39,40

Çizelge 3.6'da numune yakıt kapalı bomba yanma hızı ölçüm sonucunda basınç arttıkça yanma hızının arttığı görülmüştür.

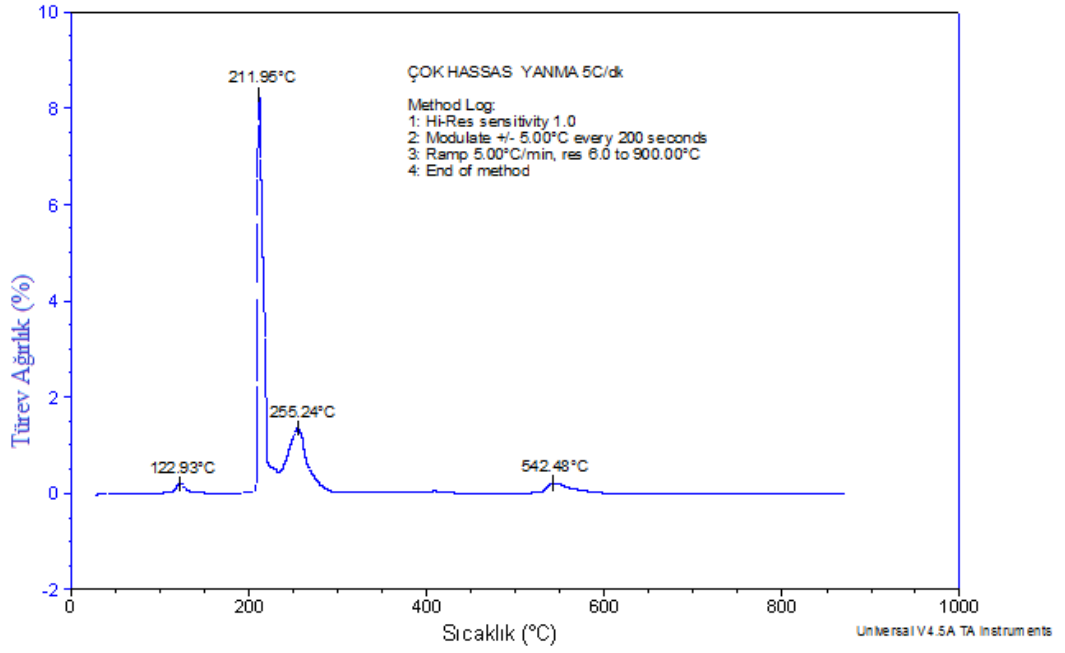
### 3.2.3. TGA ( Termogravimetrik Analiz ) Ölçüm Yöntemi Sonuçları



Şekil 3.5. Numune yakıtın TGA yavaş bozunma termogramı

Kompozit katı roket yakıtı numunesi 5°C/dk ısıtma hızı, 50ml/dk N<sub>2</sub> gaz akış hızıyla oda sıcaklığından 900 °C'ye kadar ısıtılması ve elde edilen termogram Şekil 3.5'de gösterilmektedir. Bozunma termogramında 213,50 °C'de ilk bozunma gerçekleşmiştir. İlk bozunmanın olduğu aralıkta kompozit esaslı katı yakıt numunesinin % 50,16'sı gaza dönüşmüştür. İkinci bozunma 235,01°C'de olduğu görülmektedir. İkinci bozunmanın olduğu aralıkta kompozit esaslı katı yakıt numunesinin % 38,45'i harcanmıştır. Üçüncü bozunma 529,04 °C'de görülmüştür. Bozunmanın olduğu bu aralıkta kompozit esaslı katı yakıt numunesinin % 6,94'ü bozunmuştur. Kompozit esaslı katı yakıt numunesi % 2,307 kalıntı kalmıştır.

## TGA

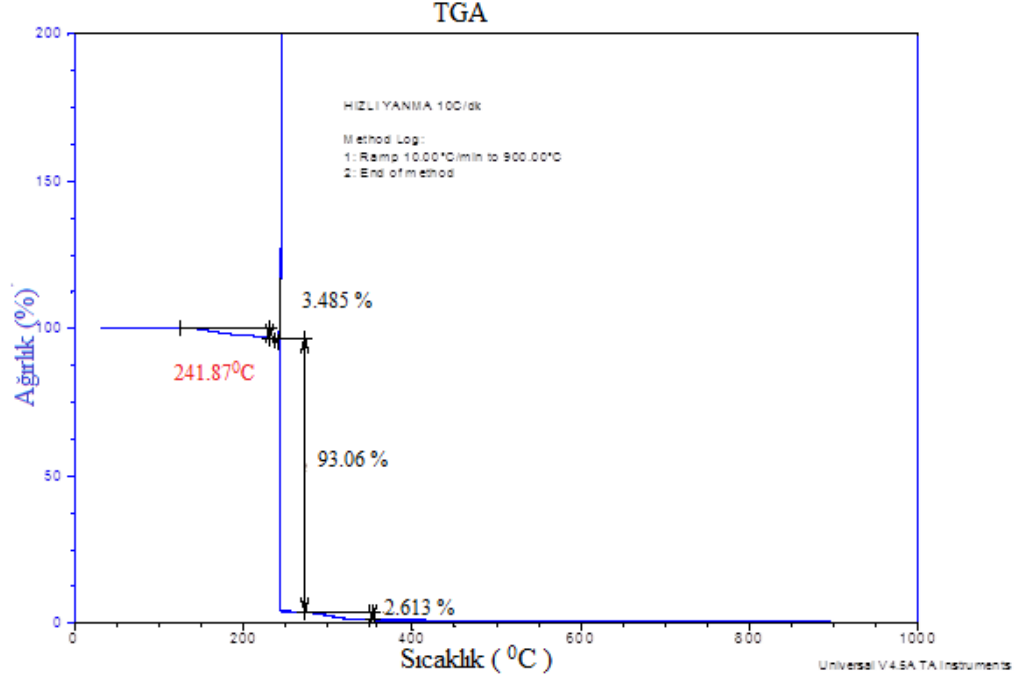


**Şekil 3.6.** Numune yakıtın TGA bozunma termogramı

Katı yakıtın bozunma hızlarının maksimum olduğu sıcaklıkların gösterildiği termogram şekil 3.6'da verilmiştir. Şekil 3,5'nin türevi alınarak şekil 3.6 elde edilmiştir.

Termogramında birinci bozunma değerine 122,93 °C'de ulaşılmıştır. İkinci bozunma değerine 211,95 °C'de oluşmuştur. Üçüncü bozunma 255,24 °C'de gerçekleşmiştir. Kompozit esaslı katı yakıt numunesinin de dördüncü bozunma 542,48 °C'de oluşmuş ve şekil 3,5'ile uygun davranış gösterdiği görülmüştür.



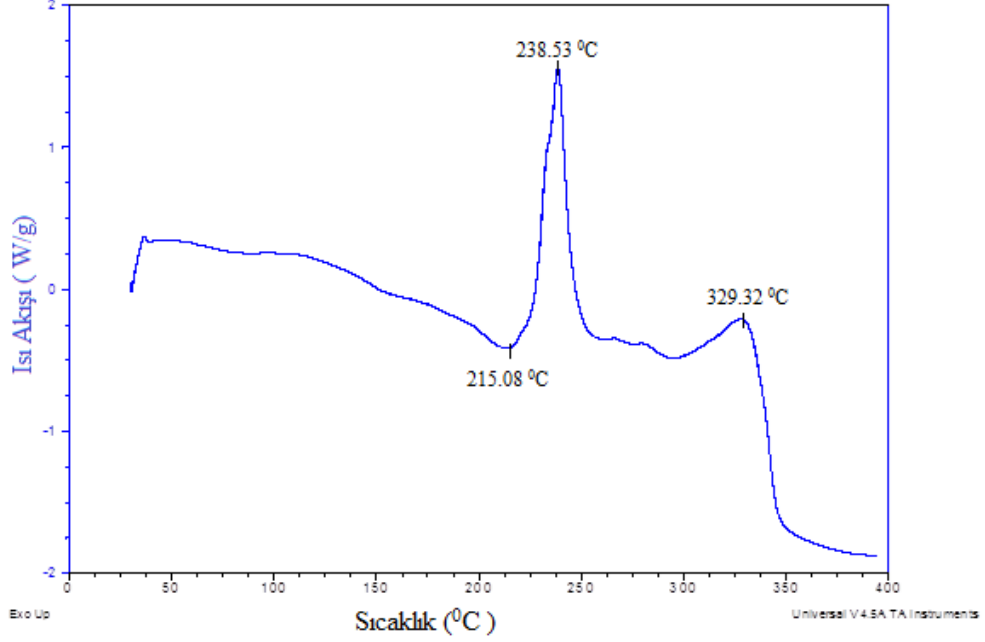


Şekil 3.7. Numune yakıtın TGA hızlı bozunma termogramı

Kompozit katı roket yakıt numunesi 10°C/dk ısıtma hızı, 50ml/dk N<sub>2</sub> gaz akış hızıyla oda sıcaklığından 900°C'ye kadar ısıtılması ve elde edilen termogram Şekil 3.7'de gösterilmektedir.

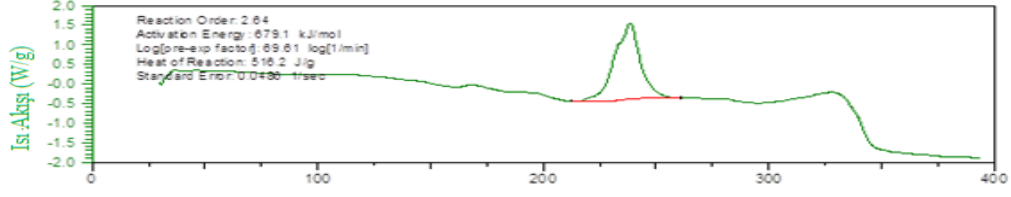
Şekil 3.7'de 241,87 °C'de bozunma başlaması ile meydana gelen kütle artışı yakıtın bozunma esnasında ortaya çıkan terazi kefesine uyguladığı basıncın sonucudur. Kompozit esaslı katı yakıt numunesinin % 93,06'sı harcanmıştır. Numune yakıtın TGA hızlı bozunma termogramı kompozit esaslı roket yakıt karakteristiğine uygun olarak tek seferde yanmanın gerçekleştiği görülmüştür.

### 3.2.4. DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter) Ölçüm Yöntemi Sonuçları



Şekil 3.8. Numune yakıtın DSC bozunma termogramı

Şekil 3.8’de Kompozit esalı katı yakıt numunesinin termal bozunması DSC ölçüm yöntemi ile analiz edilmiştir. Kompozit esalı katı roket yakıtı birinci bozunma 215,08°C’de oluşmuş ve bu termal bozulmanın endotermik olduğu görülmüştür. Şekil 3.8’de ikinci bozulma değerine büyük bir pik noktası yaparak 238,53°C’de oluşmuş ve bu bozulma olayı ise ekzotermik olduğu görülmüştür. Üçüncü bozunma 329,32°C’de pik yaparak oluştuğu görülmüş ve bu bozunma olayı ekzotermik olarak gerçekleşmiştir.

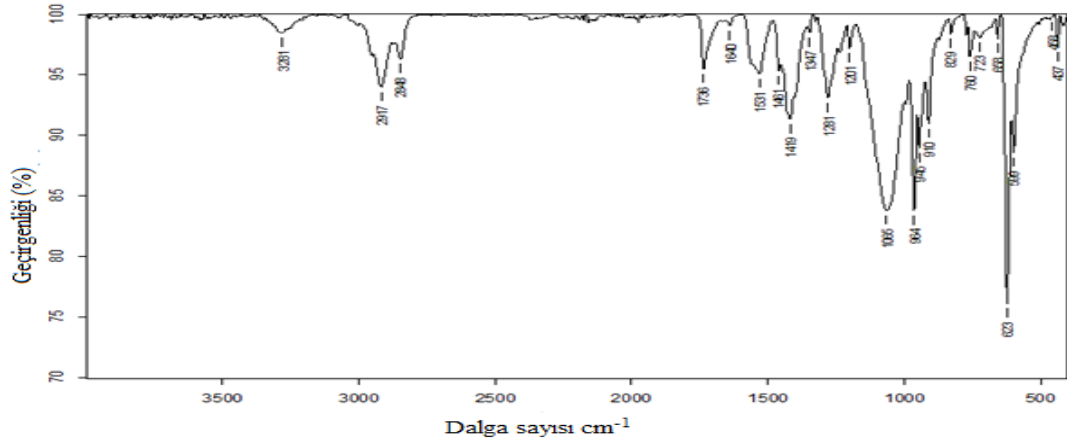


**Şekil 3.9.** Numune yakıtın DSC teorik bozunma termogramı

Kompozit esaslı katı yakıt numunesinin Şekil 3.8’de görülen gerçek DSC bozunma termogramına karşılaştırmasında bilgisayar destekli teorik DSC bozunması Şekil 3.9’da görüldüğü gibi benzer davranış göstermiştir.

DSC termogramına göre 238,53°C’de meydana gelen ekzotermik bozunma reaksiyonunun aktivasyon enerjisi 679,01 kJ/mol reaksiyon ısı 516,2 J/g olarak hesaplanmıştır.

### 3.2.5. Fourier Transform Infrared Spektroskopisi (FTIR) İncelemesi



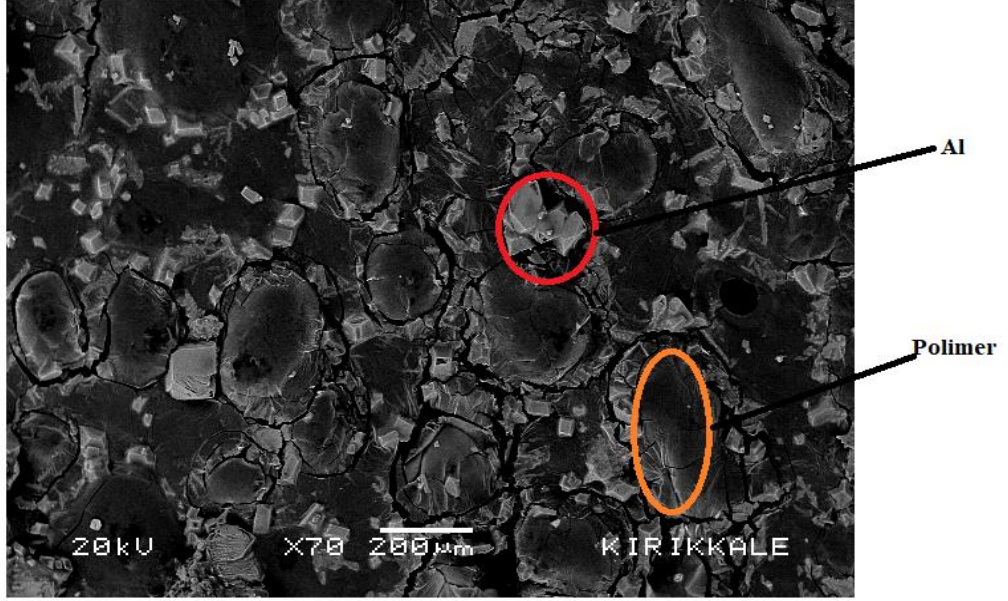
**Şekil 3.10.** Fourier dönüşümlü infrared spektroskopisi analizi

Kompozit numune katı roket yakıtının FTIR spektroskopisi analizi sonucu bağların titreşmesiyle oluşan frekanslarına denk gelen absorpsiyon pikleri  $3281\text{cm}^{-1}$  Amin piki,  $2917\text{cm}^{-1}$   $\text{NH}_4^+$  gerilimi piki,  $1640\text{ cm}^{-1}$  C=C gerilimi piki,  $1531\text{cm}^{-1}$   $\text{NO}_2$  gerilme piki,  $1419\text{ cm}^{-1}$  disiyonat simetrik gerilme piki,  $1281\text{ cm}^{-1}$  fosfat piki,  $964\text{-}910\text{ cm}^{-1}$  Al-OH piki,  $945\text{ cm}^{-1}$  (C=C) C-C eğilme piki olduğu düşünülmüştür.

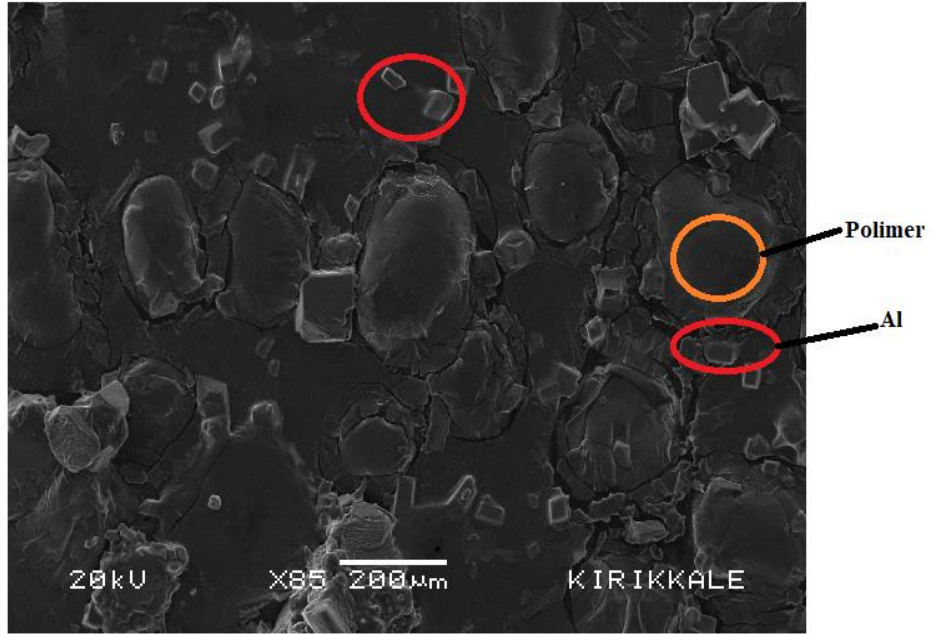
### 3.2.6. Katı Yakıt Numune SEM Görüntü İncelemeleri

Katı yakıt numunenin mikro yapısı SEM görüntüleme yöntemi ile incelenmiştir. Katı roket yakıt içeriklerinin; oksitleyici, bağlayıcı, yanma hızı düzenleyici, sertleştirici gibi maddelerin viskoelastik yapıda homojen katı formda şekillendirilmesi önemli parametrelerden biridir. Ayrıca katı roket yakıt imalatlarında malzeme yapısında mikro boşluklar ve çatlaklar olmaması istenmektedir. Bu çerçevede üretilmiş olan numune yakıtın farklı büyütmelerde yapısal olarak incelenmiştir.

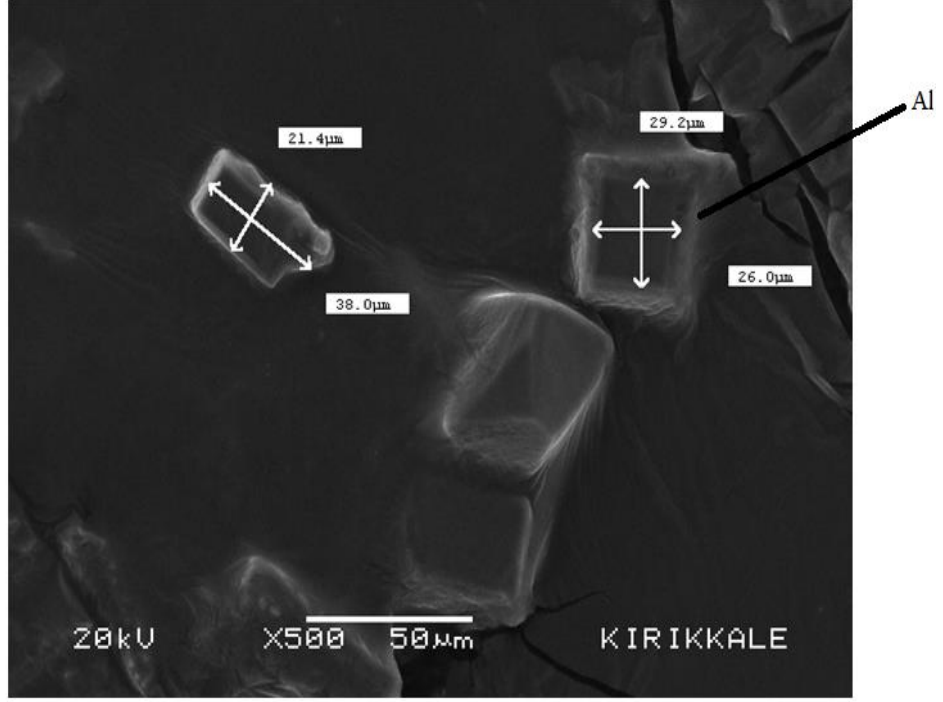
SEM cihazı ile imalatı yapılan numune katı yakıtın mikro yapıları incelenmiştir. Yakıt numunesi SEM cihazı ile net görüntü alınması için aseton ile yıkanıp bir gün kuruması için beklenip ölçümleri yapılacak numune parçacık yüzeyi altın ile kaplanmıştır. Kaplaması yapılan yakıt numunesi farklı görüntüleme büyüklüklerinde inceleme yapılmıştır.



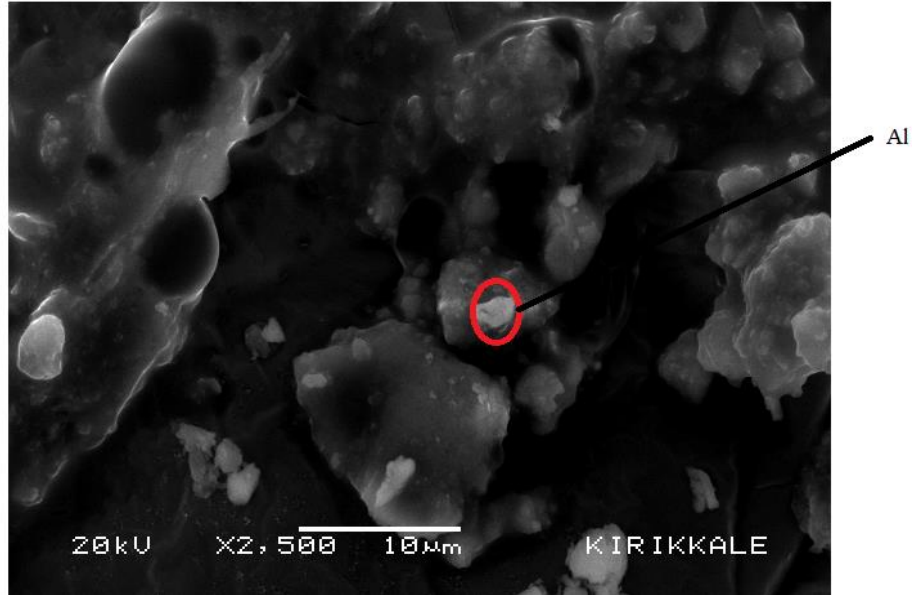
Şekil 3.11. Kompozit katı yakıt numunesinin 70 kat büyütme görüntüsü



Şekil 3.12. Katı yakıtı numunesinin 85 kat büyütme görüntüsü



Şekil 3.13. Katı yakıtı numunesinin 500 kat büyütme görüntüsü

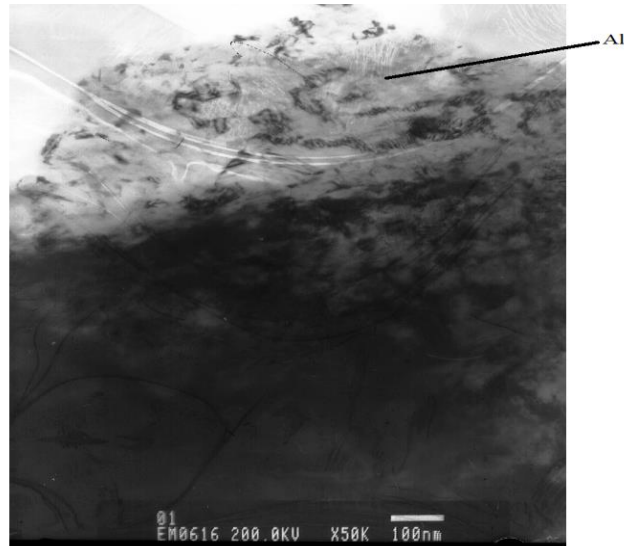


Şekil 3.14. Katı yakıtı numunesinin 1400 kat büyütme görüntüsü

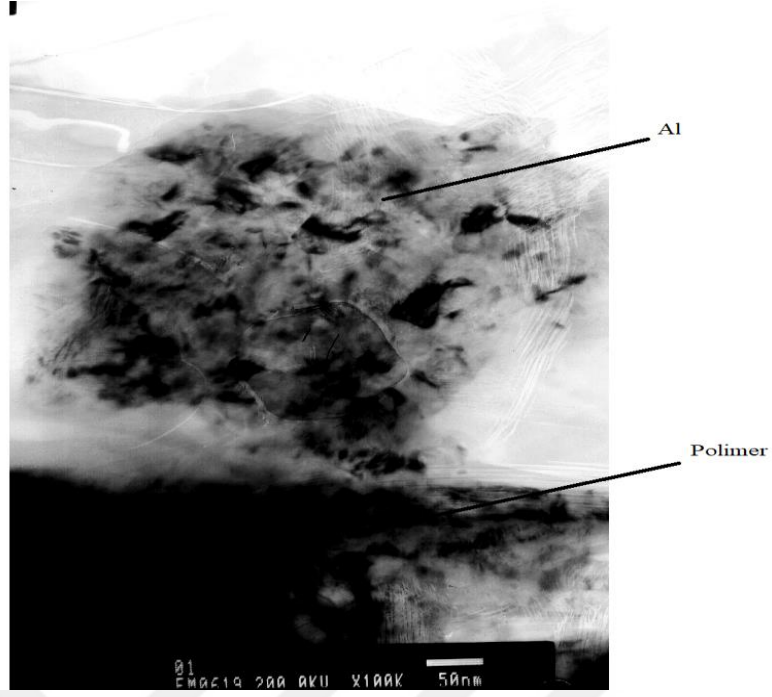
Katı roket yakıtı numunesinin SEM görüntüleri; Şekil 3.11, Şekil 3.12, Şekil 3.13, Şekil 3.14'de mikro yapıları incelendiğinde kompozit esaslı katı yakıt numunesi metalik esaslı karışım maddelerine gönderilen elektron demetleri geçtiği için görüntülerde açık renkli çıkmış olup görüntü resimleri üzerinde belirtilmiştir. Kompozit katı yakıt numunesine gönderilen elektronların geçemediği yerlerde daha koyu renklerde görüntüler elde edilmiş ve bunların polimer esaslı malzemeler olduğu belirtilmiştir.

### 3.2.7. Katı Yakıt Numune TEM Görüntüleri İncelemeleri

Katı yakıt numunesinin mikro yapıları TEM görüntüleme yöntemi ile incelenmiştir. Katı roket yakıt numunesinin içeriğine ilave edilen bağlayıcı, yanıcı maddeler ve yapılacak diğer düzenleyiciler homojen yapıda olması istenmektedir. Bu nedenle katı yakıt numunesi TEM görüntüleme cihazı ile kristalografik yapıları incelenmiştir. Katı roket yakıt numunesinin farklı büyüklüklerde kristalografik yapıları incelenmiştir.



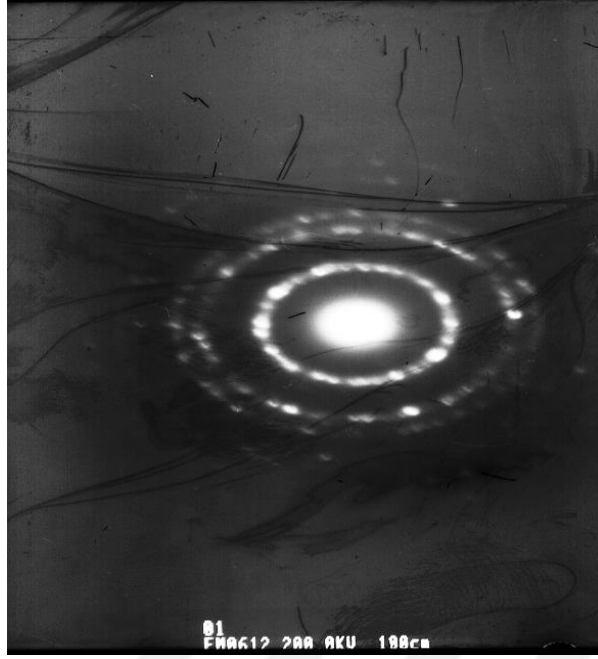
Şekil 3.15. Katı yakıt numunesinin 50K büyütme görüntüsü



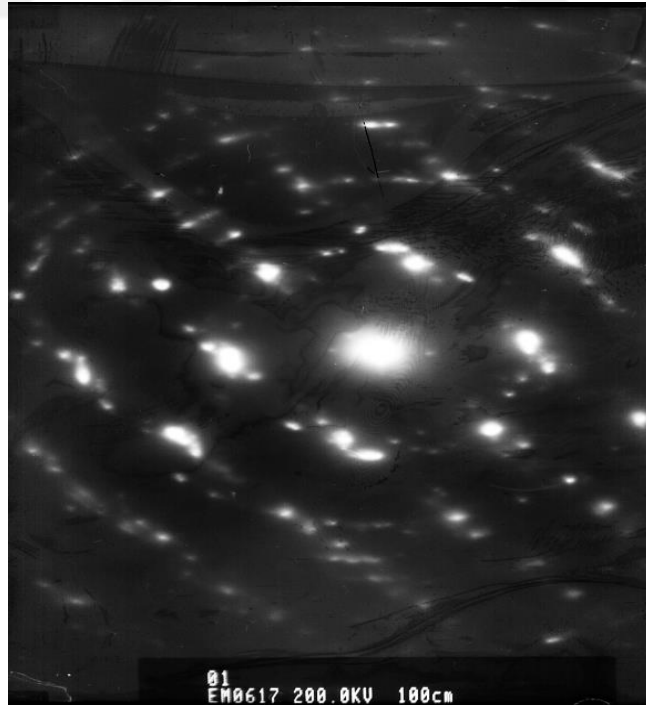
**Şekil 3.16.** Katı yakıt numunesinin 100K büyütme görüntüsü

Şekil 3.15 ve Şekil 3.16 incelendiğinde kompozit katı yakıtı numunesinin TEM cihazından alınan görüntüler de elektron demetinin geçtiği yerler daha açık renkli olan kısımların metalik esaslı malzemenin karşımı olduğu anlaşılmaktadır. Görüntüde elektron demetlerinin geçmediği alanlarda ise daha koyu renkler alınmış ve bu koyu renkli kısımlar yakıt numunesi karşımındaki polimer esaslı malzemeleri ifade etmektedir.





**Şekil 3.17.** Katı yakıtı numunesinin TEM görüntüsü



**Şekil 3.18.** Katı yakıtı numunesinin TEM görüntüsü

Şekil 3.17 ve Şekil 3.18’de TEM görüntülerinde kompozit katı yakıt numunesinin kristalografik yapısına bakıldığında dairesel olan kısımların numune içindeki polimer malzemenin olduğu ve kristalleşmelerin varlığını göstermektedir. Şekil 3.17 ve Şekil 3.18’de TEM görüntülerinde noktasal yapıların olması numune yakıtın Al metal esaslı malzemenin oluşturduğu ve yanma hızı düzenlemek için ilave edilen  $Fe_2O_3$  küçük noktasal ve paralel çizgisel görüntüler vermiştir. Bu görüntü yapısı TEM cihazı ile tespitlerde ancak manyetikleşebilen malzemelerden olduğu bilinmektedir.



#### 4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Kompozit esaslı üretilmiş katı yakıt numunesinin karakteristik davranış özellikleri belirleme çalışması yapılmıştır. Yapılan bu çalışmanın ilk aşamasında ayrıntılı literatür araştırılması ile rokette kullanılacak katı yakıtın kullanılabiliş temel kriterlerinden yanma hızı, enerji seviyesi, bozunma davranışı ve mikro yapısı ve organik, inorganik bileşenleri incelemesi yapılmıştır.

Roket tasarımının temel kriteri olan yanma hızı belirlenmesinde iki farklı yöntem ile numune kompozit yakıtın yanma belirleme çalışması yapılmıştır. Öncelikli olarak kompozit katı yakıtların yanma hızı belirleme yöntemlerinden olan Strand Burner cihazı için katı yakıt numunesi hazırlanmıştır. Ölçümler inert azot gazı (N<sub>2</sub>) ortamında standartlarda belirtilen belli sıcaklık ve basınç altında yapılarak gerçekleştirilmiştir. Numune katı yakıtın yanma hızı sıcaklık ve basınç arttıkça literatür araştırmasına uygun davranışlar göstererek arttığı gözlemlenmiştir. Elde edilen yanma hızı değerleri literatür araştırmalarına göre değerlendirildiğinde performanslı bir yapıda roket yakıtı olarak kullanılabilirliği görülmüştür.

Temel olarak kompozit yakıtların yanma hızları Strand Burner yöntemi ile ölçülmesine karşın bu çalışmada kapalı bomba yanma hızı ölçüm cihazı ile yanma hızı ölçümü gerçekleştirilmiştir. Kapalı bomba cihazı ile yapılan ölçümlerde basınç artışına bağlı olarak yanma hızının arttığı görülmüştür.

Numune katı yakıtın kapalı bomba kalorimetresi ile yapılan ölçümü sonucunda 5.379,07 j/g olarak ölçülmüştür. Ölçülen enerji seviyesi değerlendirildiğinde roket yakıtı kompozit esaslı roketler için uygun olabirliği öngörülebilir.

Numune kompozit katı roket yakıtının TGA ve DSC analizleri yapılmış. Yapılan bu analizlerle termogramlar elde edilmiş ve kompozit yakıtın bozunma sıcaklıklarına

ulaşmıştır. Bu analiz sonuçlarında TGA ve DSC termogramlarının birbirleriyle örtüştüğü görülmüştür.

TEM ve SEM mikro yapı incelemelerinde; katı yakıt numunesi üzerine SEM cihazından gönderilen elektron demetlerinin geçtiği alanların açık renkli ve buna bağlı olarak metal esaslı karşım malzemelerinin düzgün dağıldığı görülmüştür. Gönderilen elektron demetlerinin geçememeği opak alanlarda ise polimer malzemelerin olduğu anlaşılmıştır. Numune yakıtın TEM görüntülerinde ise kristalografik yapısına bakılmış bu alanda ise dairesel olan kısımların numune içindeki polimer malzemenin olduğu ve kristalleşmelerin oluştuğu görülmüştür. TEM görüntülerinde ise noktasal yapıların olması numune yakıtına ilave edilen Al metal esaslı malzemenin olduğunu ve yanma hızı düzenlemek için ilave edilen  $Fe_2O_3$  ise küçük noktasal ve paralel çizgisel görüntülerden anlaşılmıştır. Bu incelemede döküm yöntemi ile üretilen kompozit esaslı katı yakıt numunesinin literatüre uygun karakteristik davranışlar gösterdiği tespit edilmiştir.

Katı roket yakıtlarında yanma hızı, yakıt içerik maddelerinin yüksek enerji seviyesine, katı yakıt içerisindeki oksitleyici balans dengesine, oksitleyici ve yanıcı madde tane büyüklüne, katı yakıtın ateşlendiğinde ortam basıncına, başlangıç yakıt sıcaklığı değerine, yakıt içerisine metal tozları veya metal çubukların eklenmesi gibi etmenler ile yanma hızı artırılabilir. Katı yakıtlı roket motorlarında erozif yanmayı minimum şartlarda etkilenmesi için roket motor en boy oranının ideal şartlarda tasarlanmalı ve imal edilmelidir.

Yüksek enerjili yeni formda yakıt içerikleri hazırlanarak yanma hızı artırılabilir.

## KAYNAKLAR

- [1] Yaman, H., “Yüksek Enerjili Maddelerin Çift Bazlı (DB) Roket Yakıtlarında Kullanımı ve Performans Etkilerinin Araştırılması”, Doktora Tezi, Kırıkkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kırıkkale, 2013
- [2] Arıcan, M. M. Havayla Çalışan Bir Roket Motoruyla Taşıt Tahriğinin İncelenmesi (Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü).
- [3] Samur, A.E., “Hibrit Yakıtlı Roket Motoru Ateşleme/Test Düzeneği Tasarımı”, Yüksek Lisans Tezi, Hava Harp Okulu, Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü, 2015
- [4] Agrawal, J. P. (2010). High energy materials: propellants, explosives and pyrotechnics. John Wiley & Sons.
- [5] Olaniyi, B. (2010). Accuracy of real time radiography burning rate measurement. The University of Alabama in Huntsville.
- [6] Yılmaz, O. (2012). Service Life Assessment of Solid Rocket Propellants Considering Random Thermal and Vibratory Loads(Doctoral dissertation, M. Sc. Thesis, Mechanical Engineering Dept., Middle East Technical University, Ankara).
- [7] Frazier, C. A. (2011). Modeling solid propellant strand burner experiments with catalytic nanoparticle additives. Texas A&M University.
- [8] Asilyazıcı, E. (2001). Model Roket Tasarımı (Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü).

- [9] <http://www.uralakbulut.com.tr/wp-content/uploads/2009/11/ROKETLER-UZAYDA-NASIL-U%C3%87UYO1.27EYLUL2010.pdf> (Erişim Tarihi:11.11.2017)
- [10] Keskin, H., Dinçkurt, M., Mertcan, M. U. T., & ÖZDAMAR, A. (2016). Füze ve Roket Teknolojisinde Son Geliřmeler. Makine Teknolojileri Elektronik Dergisi, 13(4), 111-129.
- [11] Püskülcü, G. (2004). Analysis of 3-D Grain Burnback of Solid Propellant Rocket Motors and Verification with Rocket Motor Tests (Yüksek Lisans Tezi, MS. Thesis, Dept. of Mechanical Engineering, METU).
- [12] Tshokotsha, M. H. (2016). Internal ballistic modelling of solid rocket motors using level set methods for simulating grain burnback (Yüksek Lisans Tezi, Stellenbosch: Stellenbosch University).
- [13] Barut, K. (2004). Modülerliğin Gerçek Opsiyonlarla Değerlendirilmesi: Roket Modülerliği Örneği (Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü).
- [14] [http://astronomi.istanbul.edu.tr/dersnotlari/astronotik/Astronotik\\_2014\\_3.pdf](http://astronomi.istanbul.edu.tr/dersnotlari/astronotik/Astronotik_2014_3.pdf) (EriřimTarihi:27.05.2018)
- [15] <http://www.zamandayolculuk.com/roketbilimia9.htm4> (EriřimTarihi:15.03.2018)
- [16] Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements. Seventh Edition ISBN 978-0-471-08024-5 USA, 2010.
- [17] Seifollahzadeh, A., & Aminian, A. (2014). Simulation and study of the effect of pressure oscillations on linear combustion instability in a double base solid rocket motor. Journal of Chemical Engineering & Process Technology, 5(2), 1.
- [18] Kubato, N., Propellant And Exsplosives. Germaney 2002.

- [19] Tola, C., & Nikbay, M. Roket Motoru Katı Yakıt Geometrisi Değişkenlerinin Yapısal Dayanım Açısından Cevap Yüzeyi Yöntemiyle İncelenmesi.
- [20] Yaman H., Karayel E. Farklı Katı Yakıt Çekirdek Geometrilerinin Roket Motor Performansına Etkilerinin Araştırılması. II. Uluslararası Savunma Sanayi Sempozyumu, 06-08 Nisan 2017, Kırıkkale Üniversitesi
- [21] Fry, R. S. (2002). Solid propellant subscale burning rate analysis methods for US and selected NATO facilities (No. CPTR-75). Chemical Propulsion Information Agency Columbia Md.
- [22] Tola, C., & Nikbay, M. Jenerik Katı Yakıtlı Roket Motoru Geometrisinin Sonlu Elemanlar Yöntemiyle Doğrusal Viskoelastik Analizi.
- [23] <http://www.oktanyumroket.com/propellants/yakitlar.html>  
(Erişim Tarihi:13.03.2018)
- [24] Srinivasan, K., Narayanan, S., & Sharma, O. P. (2008). Numerical studies on erosive burning in cylindrical solid propellant grain. Heat and Mass Transfer, 44(5), 579-585.
- [25] Çelik, V., Erozif Yanmanın Katı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motoru Performansına Etkisini İncelenmesi, Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 1989
- [26] Willcox, M. A., Brewster, M. Q., Tang, K. C., Stewart, D. S., & Kuznetsov, I. (2007). Solid rocket motor internal ballistics simulation using three-dimensional grain burnback. Journal of Propulsion and Power, 23(3), 575-584.
- [27] Hasegawa, K., & Hori, K. (2010). Novel burning rate measurement technique for solid propellant by means of ultrasonics. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 46(2), 188-195.

- [28] Rochford, E. E. (1999). Temperature sensitivity measurements of solid rocket propellants. USA
- [29] Gupta, G., Jawale, L., Mehilal, D., & Bhattacharya, B. (2015). Various Methods for the Determination of the Burning Rates of Solid Propellants: an Overview. Central European Journal of Energetic Materials, 12(3). 593-620.
- [30] <https://www.nakka-rocketry.net/burnrate.html#top> (Erişim Tarihi:23.02.2018)
- [31] Yaman, H., elik, V., & Değirmenci, E. (2014). Experimental investigation of the factors affecting the burning rate of solid rocket propellants. Fuel, 115, 794-803.
- [32] Ata, Yusuf., Numerical Burnback Analysis Of Three Dimensional Solid Propellant Grains Yüksek Lisans Tezi 2015
- [33] Meda, L., Marra, G., Galfetti, L., Severini, F., & De Luca, L. (2007). Nano-aluminum as energetic material for rocket propellants. Materials Science and Engineering: C, 27(5-8), 1393-1396.
- [34] Zhang, L., Tian, R., & Zhang, Z. (2017). Burning rate of AP/HTPB base-bleed composite propellant under free ambient pressure. Aerospace Science and Technology, 62, 31-35.
- [35] Pang, W. Q., Zhao, F. Q., Xue, Y. N., Xu, H. X., Fan, X. Z., Xie, W. X., ... & Deluca, L. T. (2015). Synthesis and Characterization of a High Energy Combustion Agent (BHN) and Its Effects on the Combustion Properties of Fuel Rich Solid Rocket Propellants. Central European Journal of Energetic Materials, 12(3), 537-552.
- [36] <http://www.aame.in/2012/11/nuclear-capable-agni-1-ballistic.html> (Erişim Tarihi:13.03.2018)



- [37] Yaman H., Dönmez C. E., Çelik V. Katı Roket Yakıtlarında Yanma Hızına Etki Eden Faktörler 14. Yanma Sempozyumu Karabük Üniversitesi. (2018)
- [38] Kalkan, B. M. O. O., & Kurtuluş, D. F. Ultrasonik Yanma Hızı Ölçüm Yönteminin Kapalı Bomba Uygulamaları.
- [39] Yang, V., Brill, T. B., Ren, Wu-Zen., Solid Propellant Chemistry, Combustion, And Motor Interior Ballistics. Progres in Astronautics and Aeronautics, Volume 185, USA, 2010
- [40] [http://www.academia.edu/1747599/Taramal%C4%B1\\_Elektron\\_mikroskopu\\_ve\\_Ge%C3%A7irimli\\_Elektron\\_Mikroskopu\\_Ders\\_notlar%C4%B1](http://www.academia.edu/1747599/Taramal%C4%B1_Elektron_mikroskopu_ve_Ge%C3%A7irimli_Elektron_Mikroskopu_Ders_notlar%C4%B1) (Erişim Tarihi:04.06.2018)
- [41] <http://merlab.metu.edu.tr/tr/yukse-cozunurluklu-transmisyon-elektron-mikroskopu-rtem> (Erişim Tarihi:04.06.2018)
- [42] <http://www.biyologlar.com/daha-yakin-olmak-icin-elektron-mikroskoplari> (Erişim Tarihi:21.06.2018)
- [43] [https://www.selcuk.edu.tr/ileri\\_arge/birim/web/sayfa/ayrinti/5874/tr](https://www.selcuk.edu.tr/ileri_arge/birim/web/sayfa/ayrinti/5874/tr) (Erişim Tarihi:06.06.2018)
- [44] [http://www.bayar.edu.tr/besergil/23\\_BOLUM\\_6.pdf](http://www.bayar.edu.tr/besergil/23_BOLUM_6.pdf) (Erişim Tarihi:03.06.2018)
- [45] [https://www.researchgate.net/figure/Schematic-diagram-of-the-strand-burner-facility\\_fig1\\_261016060?sg=atCxZAW3taZ6SvSt3UIzT3YUYBTht\\_o2taHX86VsVUH5rUWEyKoVSLgqZ6\\_L2C8GjJvU1nQP7vKfZZPFXQdLA](https://www.researchgate.net/figure/Schematic-diagram-of-the-strand-burner-facility_fig1_261016060?sg=atCxZAW3taZ6SvSt3UIzT3YUYBTht_o2taHX86VsVUH5rUWEyKoVSLgqZ6_L2C8GjJvU1nQP7vKfZZPFXQdLA) (Erişim Tarihi:07.06.2018)

- [46] [http://depo.btu.edu.tr/dosyalar/kimyamuh/Dosyalar/1-BOMBA%20KALORIMETRESI%20ILE%20YANMA%20ISISININ%20OLCULMESI\(1\).pdf](http://depo.btu.edu.tr/dosyalar/kimyamuh/Dosyalar/1-BOMBA%20KALORIMETRESI%20ILE%20YANMA%20ISISININ%20OLCULMESI(1).pdf) (Erişim Tarihi:07.06.2018)
- [47] [http://taner.balikesir.edu.tr/dersler/fiziksel\\_kimya\\_ii/reaksiyon\\_isilarinin\\_olculmesi.htm](http://taner.balikesir.edu.tr/dersler/fiziksel_kimya_ii/reaksiyon_isilarinin_olculmesi.htm) (Erişim Tarihi:20.06.2018)
- [48] Büyüksırt, T., & Kuleřan, H. Fourier Dönüşümlü Kızılötesi (FTIR) Spektroskopisi ve Gıda Analizlerinde Kullanımı. GIDA, 39(4), 235-241.
- [49] [http://content.lms.sabissakarya.edu.tr/Uploads/49147/39040/enst%C4%B1nfrare\\_dspektrometri.pdf](http://content.lms.sabissakarya.edu.tr/Uploads/49147/39040/enst%C4%B1nfrare_dspektrometri.pdf) (Erişim Tarihi:06.07.2018)