



T.C.

KIRIKKALE ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**YÜKSEK ENERJİLİ ÇİFT BAZLI (DB) KATI ROKET YAKIT
NUMUNELERİNİN KAREKTERİZASYONU**

Aziz KERVAN

SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

DANIŞMAN

Doç. Dr. Hayri YAMAN

KIRIKKALE-2022

ONAY SAYFASI

Aziz KERVAN tarafından hazırlanan “YÜKSEK ENERJİLİ ÇİFT BAZLI (DB) KATI ROKET YAKIT NUMUNELERİNİN KAREKTERİZASYONU” adlı tez çalışması aşağıdaki jüri tarafından OY BİRLİĞİ ile Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Savunma Teknolojileri Anabilim Dalında Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Doç. Dr. Hayri YAMAN

Savunma Teknolojileri, Kırıkkale Üniversitesi

İmza:.....

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

Başkan: Üye: Doç. Dr. Zühtü Onur PEHLİVANLI

Savunma Teknolojileri, Kırıkkale Üniversitesi

İmza:.....

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

Üye: Doç. Dr. Murat Kadir YEŞİLYURT

Makine Mühendisliği, Yozgat Bozok Üniversitesi

İmza:.....

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

Tez Savunma Tarihi: 08.10.2022

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

.....

Prof. Dr. Recep ÇALIN

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ETİK BEYANI

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

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

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

.....

Aziz KERVAN

08 Ekim 2022

ÖZET

YÜKSEK ENERJİLİ ÇİFT BAZLI (DB) KATI ROKET YAKIT NUMUNELERİNİN KAREKTERİZASYONU

KERVAN, Aziz

Kırıkkale Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı, Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Doç. Dr. Hayri Yaman

Ekim 2022, 54 sayfa

Yapılan bu tez çalışmasında, çift bazlı (DB) roket yakıt içeriğine farklı oranlarda metal esaslı yüksek enerjili madde ilave edilmesinin roket yakıtlarının performans ve karakteristik özelliklerine etkileri incelenmiştir. Bu amaçla çift bazlı (DB) roket yakıtlarına, yüksek enerjili alüminyum (Al) ve magnezyum kaplı bor (MgB) maddeleri farklı kütleli yüzde oranlarında ilave edilerek sonuçları değerlendirilmiştir.

Çift bazlı iki farklı numuneye (DB-N1 ve DB-N2), ağırlıkça %2, %4 ve %6 Al ve %2 MgB ilaveleri neticesinde elde edilen numunelere TGA (termal gravimetrik analiz), DSC (aralıksal tarama kalorimetresi) ve AET (otomatik patlama sıcaklığı) testleri yapılarak termal bozunma davranışları karşılaştırmalı olarak incelenmiştir. Ayrıca, yakıt numunelerinin yanma ısıları (enerji seviyeleri) kapalı bomba kalorimetresiyle ölçülmüştür.

Elde edilen sonuçlar doğrultusunda, metal esaslı yüksek enerjili madde ilavelerinin roket yakıtlarının enerji seviyelerini yükselttiği görülmüştür. Yapılan ölçümler neticesinde; en düşük enerji seviyesinin 851,69 cal/g olarak metal ilavesiz DB-N2 Katı

Yakıt numunesinde olduğu, en yüksek enerji seviyesinin ise 910,36 cal/g olarak % 6 Al ilaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı numunesinde olduğu görölmüştür.

Bununla birlikte bozunma sıcaklıklarında belirgin bir değişim olmadığı tespit edilmiştir. Buradan yola çıkarak yüksek enerjili metal esaslı madde ilavesinde yakıtların bozunma sıcaklıklarında önemli bir değişim olmayacağı ve taşıma, depolama ve atış emniyeti açısından bir sakınca yaratmayacağı değerlendirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Katı Roket Yakıtı, Enerjetik Malzemeler, Yanma Hızı, Enerji Seviyesi, Bozunma Sıcaklığı, Patlama Sıcaklığı



ABSTRACT

CHARACTERIZATION OF HIGH ENERGY DOUBLE BASE (DB) SOLID ROCKET FUEL SAMPLES

KERVAN, Aziz

Kırıkkale University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Defence Technologies, Master Science Thesis

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Hayri Yaman

October 2022, 54 pages

In this thesis, the effects of adding metal-based high-energy substances at different rates to the dual-base (DB) rocket fuel content on the performance and characteristics of rocket fuels were investigated. For this purpose, high-energy aluminum (Al) and magnesium-coated boron (MgB) materials were added to double-base (DB) rocket fuels at different mass percentages and the results were evaluated.

TGA (thermal gravimetric analysis), DSC (interval scanning calorimetry) and AET (AET) were added to two different double-based samples (DB-N1 and DB-N2) by adding 2%, 4% and 6% Al and 2% MgB by weight. automatic explosion temperature) tests were performed and thermal degradation behaviors were examined comparatively. In addition, the combustion heats (energy levels) of the fuel samples were measured with a closed bomb calorimeter.

In line with the results obtained, it was observed that the addition of metal-based high-energy substances increased the energy levels of rocket fuels. As a result of the measurements made; It was observed that the lowest energy level was 851.69 cal/g in the DB-N2 Solid Fuel sample without metal addition, and the highest energy level was 910.36 cal/g in the DB-N2 Solid Rocket Fuel sample with 6% Al addition.

However, it was determined that there was no significant change in the decomposition temperatures. From this point of view, it has been evaluated that there will be no significant change in the decomposition temperatures of the fuels with the addition of high-energy metal-based materials and that it will not cause any inconvenience in terms of transportation, storage and firing safety.

Key words: Solid Rocket Fuel, Energetic Materials, Burning Rate, Energy Level, Decomposition Temperature, Explosion Temperature



TEŞEKKÜR

Tez çalıőmam boyunca bilimsel ve akademik konularda daima yardımını gördüğüm emeklerini hiç esirgemeyen çok saygı değer tez yöneticisi hocam Sayın Doç. Dr. Hayri YAMAN'a,

Hayatımın her safhasında yanımda olan ve desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen eőim Fadime KERVAN ve oğlum Utkan Ege KERVAN'a,

Mühimmat Islah Geliőtirme ve Yenileőtirme Merkezi (MIGYEM) Müdürlüęü teknik personeline katkılarından dolayı teşekkür ederim.

Aziz KERVAN

Ekim 2022

İÇİNDEKİLER DİZİNİ

ÖZET	iv
ABSTRACT	vi
TEŞEKKÜR	viii
İÇİNDEKİLER DİZİNİ	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ	xii
TABLolar DİZİNİ	xiv
SİMGELER DİZİNİ	xv
KISALTMALAR	xvi
1. GİRİŞ	1
2. ROKET YAKITLARI	5
2.1. Roketlerin Sınıflandırılması.....	5
2.2. Kimyasal Roket Yakıtları ve Bileşenleri	6
2.2.1. Katı Roket Yakıtları	7
2.2.1.1. Tek Esaslı (Bazlı) Katı Yakıtlar.....	9
2.2.1.2. Çift Esaslı (Bazlı) Katı Yakıtlar.....	9
2.2.1.3. Üç Esaslı (Bazlı) Katı Yakıtlar	10
2.2.1.4. Kompozit Roket Yakıtları.....	10
2.2.1.5. Kompozite Modifiye Çift Esaslı Roket Yakıtları (CMDB)...	11
2.3. Roket Yakıtlarına İlave Edilen Yüksek Enerjili Metal Esaslı Maddeler	13
3. METARYAL VE YÖNTEM	15
3.1. Katı Roket Yakıt Numunesi Ölçüm ve Analizleri.....	15
3.1.1. TGA (Termogravimetrik Analiz)	15

3.1.2. DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter)	17
3.1.3. Bomba Kalorimetresi ile Yanma Isısının Ölçümü	18
3.1.4. AET (Automatic Explosion Temperature)	19
3.2. Kullanılan Katı Roket Yakıt Numuneleri	19
3.3. Katı Roket Yakıt Numunelerinin Deneysel Karakterizasyonunun Belirlenmesi.....	20
3.3.1. Katı Yakıt Numuneleri TGA Analizleri.....	20
3.3.1.1. DB-N1 Roket Yakıtı TGA Analizi	20
3.3.1.2. % 2 Al İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı TGA Analizi.....	21
3.3.1.3. % 2 MgB İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı TGA Analizi.....	22
3.3.1.4. DB-N2 Roket Yakıtı TGA Analizi	23
3.3.1.5. % 2 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Analizi.....	24
3.3.1.6. % 4 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Analizi.....	25
3.3.1.7. % 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Analizi.....	26
3.3.1.8. Kompozit Roket Yakıtı TGA Analizi	27
3.3.2. Katı Yakıt Numuneleri DSC Analizleri	29
3.3.2.1. DB-N1 Roket Yakıtı DSC Analizi.....	29
3.3.2.2. % 2 Al İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı DSC Analizi	30
3.3.2.3. % 2 MgB İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı DSC Analizi.....	31
3.3.2.4. DB-N2 Roket Yakıtı DSC Analizi.....	32
3.3.2.5. % 2 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Analizi	33
3.3.2.6. % 4 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Analizi	34
3.3.2.7. % 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Analizi	35
3.3.2.8. Kompozit Roket Yakıtı DSC Analizi.....	36
3.3.3. Katı Yakıt Numuneleri AET Analizleri	38
3.3.3.1. DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi.....	38

3.3.3.2. % 2 Al İleveli DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi	39
3.3.3.3. % 2 MgB İleveli DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi	40
3.3.3.4. DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi.....	41
3.3.3.5. % 2 Al İleveli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi	42
3.3.3.6. % 4 Al İleveli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi	43
3.3.3.7. % 6 Al İleveli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi	44
3.3.3.8. Kompozit Roket Yakıtı AET Analizi.....	45
3.3.4. Bomba Kalorimetresi ile Yanma Isısının Tespiti.....	47
4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	48
5. KAYNAKLAR	50
ÖZGEÇMİŞ.....	54

ŞEKİLLER DİZİNİ

ŞEKİL	NO
2.1. Roket Motor Türleri (Korkmaz, 2019).....	5
2.2. Kimyasal roket yakıtları (Yaman, 2013).....	6
2.3. Çift Esaslı (DB) katı roket yakıtı kesit görünüşü.	10
2.4. Kompozit katı yakıt.	11
2.5. Katı Yakıtlarda kullanılan maddelerin enerji seviyeleri (Dreizin, 200).....	13
2.6. Borun tane yapısı (Erdem, 2011)	14
3.1. TGA (Termal Gravimetrik Analizör).....	15
3.2. TGA analiz sisteminin görünüşü (Dönmez, 2018).....	16
3.3. DSC (Differential Scanning Calorimeter) (Aralıksal Taramalı Kalorimetre) 17	
3.4. Bomba kalorimetresi.	18
3.5. AET (Automatic Explosion Temperature) (Otomatik Patlama Sıcaklığı).....	19
3.6. DB-N1 Roket Yakıtı TGA Termogramı	20
3.7. % 2 Al İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı TGA Termogramı.....	21
3.8. % 2 MgB İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı TGA Termogramı.....	22
3.9. DB-N2 Roket Yakıtı TGA Termogramı.	23
3.10. % 2 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Termogramı.	24
3.11. % 4 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Termogramı.	25
3.12. % 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Termogramı.	26
3.13. Kompozit Roket Yakıtı TGA Termogramı.	27
3.14. DB-N1 Roket Yakıtı DSC Termogramı.....	29
3.15. % 2 Al İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı DSC Termogramı.	30

3.16.	% 2 MgB İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı DSC Termogramı	31
3.17.	DB-N2 Roket Yakıtı DSC Termogramı	32
3.18.	% 2 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Termogramı	33
3.19.	% 4 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Termogramı	34
3.20.	% 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Termogramı	35
3.21.	Kompozit Roket Yakıtı DSC Termogramı	36
3.22.	DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi	38
3.23.	% 2 Al İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi	39
3.24.	% 2 MgB İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi	40
3.25.	DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi	41
3.26.	% 2 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi	42
3.27.	% 4 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi	43
3.28.	% 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi	44
3.29.	Kompozit Roket Yakıtı AET Analizi	45

TABLÖLAR DİZİNİ

TABLO	NO
2.1. Yüksek enerjili kimyasal maddeler.....	8
2.2. Kimyasal katı roket yakıtları özgül itki değerleri (Yaman, 2013).	12
3.1. TGA Test Sonuçları.	28
3.2. DSC Test Sonuçları.....	37
3.3. AET Test Sonuçları.....	46
3.4. Kalorifik Değer Ölçümü Sonuçları.....	47

SİMGELER DİZİNİ

I_{sp}

Özgöl itki (s)



KISALTMALAR

SB	Tek Bazlı
DB	Çift Bazlı
TB	Üç Bazlı
CMDB	Kompozite Modifiye Çift Bazlı
NC	Nitroselüloz
NG	Nitrogliserin
AP	Amonyum Perklorat
AN	Amonyum Nitrat
ADN	Amonyum Dinitrat
Al	Alüminyum
PPG	Plypropylene Glycol
CTPB	Polybutadiene Carboxy-Terminated
HTPB	Hydroxy-Terminated Polybutadiene
MgB	Magnezyum Kaplı Bor

1. GİRİŞ

Dünya ülkelerinin silahlanma ve uzay teknolojileri konusundaki rekabeti nedeniyle roket teknolojileri yirminci yüzyılda hızla gelişmiştir. Bilim adamları ve roket üreticileri daha uzun menzilli daha basit yapıları roketlerin geliştirilmesi amacıyla çalışmalar yapmışlardır. Bu doğrultuda daha az kütleli ve daha fazla itkisi olan roketlerin tasarlanması amaçlanmıştır (Dönmez, 2018).

Roketler çalışmaları esnasında hava ortamına ihtiyaç duymayan sistemlerdir ve bu özellikleri sayesinde atmosfer dışı her ortamda çalışabilmektedirler (Ward, 2010).

Roketlerin tahriki için gerekli enerji, roket yakıtlarının bünyesinde bulunan kimyasal enerjinin kinetik enerjiye çevrilmesiyle sağlanır. Kimyasal yakıtlı roketler, kullandığı yakıtın türüne göre katı, sıvı ve hibrit olmak üzere üç gruba ayrılırlar. Katı ve sıvı yakıt ile çalışan roketler, yakıt taşıma kapasitelerinin yüksek olması ve daha fazla itki oluşturmaları nedeniyle diğer yakıt türlerine göre daha fazla kullanım alanına sahiptir (Dönmez, 2018).

Katı yakıtlı roketlerin en önemli dezavantajı; katı yakıtlı roket motorlarında yakıtın ateşlenmesini müteakip yakıtın tümünün yanması tamamlanıncaya kadar yanmanın durdurulamamasıdır. Bununla birlikte, basit yapıları ve düşük maliyetleri sayesinde uzay teknolojilerinde destekleyici olarak ve kısa menzilli roket ve füze tasarımlarında önemli bir yere sahiptir (Dönmez, 2018).

Roketlerin çalışma performanslarını belirleyici en önemli etken, roket yakıtlarının özgül itki değerleridir. Katı roket yakıtları, yanma hızlarının yüksek olması, dumansız olması ve yüksek enerjiye sahip olmaları nedeniyle diğer yakıtlara göre üstünlük sağlarlar. Katı roket yakıtlarının ısıl enerjilerinin yüksek olması istenirken kütlelerinin az olması amaçlanmaktadır (Yaman, 2013).

Katı roket yakıtlarının bileşimine yüksek enerji ihtiva eden maddelerin ilave edilmesiyle roketlerin çalışma performanslarının arttığı tespit edilmiştir. Genellikle

roketlerin performansını artırmak maksadıyla katı roket yakıtlarının bileşimine metal esaslı yüksek enerji ihtiva eden maddelerin ilave edildiği çalışmaların yapıldığı bilinmektedir (Yaman, 2013).

Özkan, Ş. G., ve ark., 2016, yapmış oldukları çalışmada dünyada tespit edilen bor rezervlerinin %72,5'inin ülkemizde olduğunu araştırma sonuçlarına göre belirtmişlerdir. Ayrıca yapmış oldukları bu çalışma da borun makine sanayisinden uzay teknolojisine ve roket yakıtı olarak kullanımına kadar genel bir araştırma yaptıkları görülmüştür (Özkan, Ş. G., ve ark., 2016). Yapılan araştırmalara bakıldığında bor madeninin işlenmesi neticesinde elde edilen elementel borun endüstrinin çok alanında gittikçe yaygınlaşarak kullanıldığı görülmektedir. Son dönemlerde roket motorlarından yüksek itki elde etmek için özellikle enerjetik yakıt ilavelerinin yakıt içeriğine ilave edilerek roketlerin daha uzun menzil katetmelerinin hedeflendiği görülmektedir. Manning, T., ve ark, 2016, çift bazlı itki yakıt içeriğine hem yüksek enerjili itki oluşturma hem de özellikle silah namlu aşınmalarını azaltmak amaçlı bor nitrür ilavesi yapmışlardır. Bu çalışma katı roket ile çalışan roketler için de hem yüksek enerjili itki ve hem de roket çalışma esnasında nozul aşınmasının daha az olması bakımından önemli katkı sağlayacağı kanaati oluşturmuştur (Manning, T., ve ark, 2016). Liu, L. L., 2014'te yüksek enerji üretme potansiyeli bakımından bor ilaveli roket yakıtlarının gaz üretme potansiyelini araştırmak amaçlı çalışmalar yapmışlardır.

Korotkikh, A. G., ve ark., 2017 yılında alüminyum temelli katı roket yakıt içeriğine farklı oranlarda çok ince tane büyüklüğünde demir ve bor madde ilave etmişlerdir. Yapmış oldukları çalışmada alüminyum (Al) temel içerikli katı yakıtın farklı oranlarda demir (Fe) ve bor (B) ilavelerinin katı roket yakıtı karakteristiğine etkilerinin yanı sıra yanma hızı davranışına etkileri araştırılmıştır. Belli oranlara kadar Al ve B ilavesinin yanma hızında iyileşme sağladıklarını görmüşlerdir (Korotkikh, A. G., ve ark., 2017).

Bor, yüksek enerji yoğunluğu nedeniyle itici gazlar ve patlayıcılar için çekici bir yakıttır. Fakat bor yakıt parçacıklarının yanması esnasında yüzeyinde oluşan oksit tabakası nedeniyle enerji salınım hızını geciktirme neticesiyle sorun oluşturmaktadır. Katı yakıtlarda bor (B) ilave edilirken aynı zamanda magnezyum (Mg) ilavesi yapılmasının yakıtın yanma davranışını iyileştirdiği bilinmektedir.

Liu, J. Z., ve ark., 2014 yılında yapmış oldukları çalışmada farklı oranlarda (Mg) ilavesinin borun tutuşma sıcaklığını ve yanma verimini iyileştirdiğini tespit etmişlerdir. Borun yanma ısısı 58.83 kJ/g olup, magnezyum ve alüminyumdan çok daha yüksektir (sırasıyla 24.79 ve 31.09 kJ/g); bu nedenle bor, yüksek enerji yoğunluğuna sahip katkı maddesi olarak katı yakıtlarda kullanılabilir (Liu, P. J., ve ark., 2016). Kumar, P., ve ark., 2019 yılında katı yakıt içeriğine farklı oranlarda Al ve B ilave ederek geliştirdikleri yakıt numunelerine karakteristik testler yapmışlardır. Testler neticesinde bor ilavesinde yakıtların tutuşma sıcaklıklarında düşme ve yanma hızında iyileşme olduğu görülmüştür.

Çift esaslı (doublebase) yakıtlara ağırlıkça farklı oranlarda alüminyum ilave edilmiş ve yakıtların enerji seviyelerindeki değişimler araştırılmıştır. Yapılan çalışmalar kapsamında yakıt içeriğine yüzde sıfırdan yüzde onikiye kadar değişik oranlarda alüminyum ilaveleri yapılmıştır. Yapılan çalışmalar sonucunda, çift esaslı yakıt içeriğine alüminyum ilavesinin artmasıyla doğru orantılı olarak yakıtta enerji seviyesinin artmış olduğu, bununla birlikte alüminyum miktarı arttırıldıkça mekanik davranışında elastikliğinin azaldığı belirtilmiştir (Akçil, 1996).

Kompozit roket yakıtlarına Al ilavesi neticesinde yanma hızlarının doğrusal olarak arttığı gözlenmiştir. Aynı şekilde katı yakıt içeriklerine eklenen Al için tane boyutu azaldıkça yanma hızının arttığı görülmüştür. Katı yakıt içeriğine eşit miktarda mikron ve nano büyüklüğündeki Al ilave edildiğinde nano büyüklüğünde Al içeren katı yakıtın yanma hızının % 100 den daha çok arttığı gözlenmiştir. Bununla birlikte Al miktarının belli bir orandan çok artırılması durumunda yanma hızındaki artışın olmadığı belirtilmiştir. Bunun sebebinin ise; yanma sırasında oluşan alüminyum oksit miktarının artıyor olması ve özgül itkinin azalması olarak belirtilmiştir. Sonuç olarak daha iyi netice alınması için ilave edilecek Al miktarının belli bir miktara kadar olmasının gerektiği değerlendirilmiştir (Galfetti, 2007).

Enerjik malzemelerin çeşitleri, kullanım alanları ve bileşimleri ile ilgili yapılan incelemede metal borürlerin, özellikle alüminyum ve magnezyum borürlerin, katı roket yakıtı olarak gelecek vaad eden malzemeler olduğu, ancak daha yüksek miktarlarda ve saflıkta metal borür sentezi için yeni yöntemler geliştirilmesinin gerektiği değerlendirilmiştir (Gök, 2020).

Kompozit esaslı katı yakıtlara nano ve mikron tane boyutlarındaki alüminyum ilavesinin karşılaştırılması maksadıyla çalışmalar yapılmış, ayrıca ağırlıkça belli miktarlara/oranlara kadar alüminyum ilave edilmesiyle yanma sırasında basıncın arttığı ve dolayısıyla yanma hızının arttığı belirlenmiştir (Jayaraman, 2009).

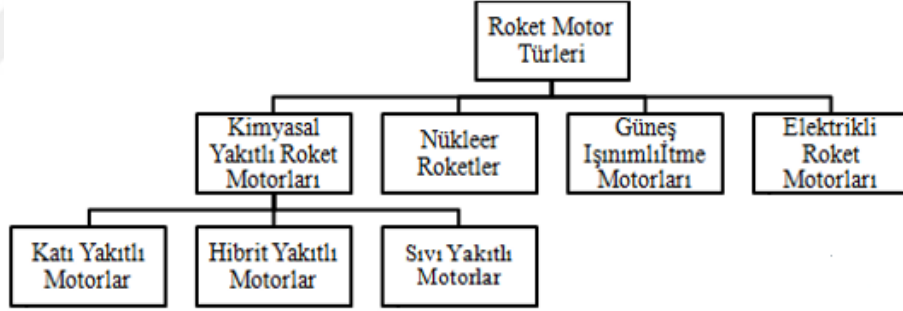
Kompozite Değiştirilmiş Çift Esaslı (CMDB) roket yakıtına yüksek enerji ihtiva eden metalik esaslı farklı maddelerin (Alüminyum, Bor, Nikel, Magnezyum ve Alüminyum + Magnezyum karışımı) ağırlıkça aynı oranda ilave edilerek incelemeler yapılmış, katı roket yakıtlarının basınç ve yanma hızları arasındaki ilişki araştırılmıştır (Xiong-Gang, 2011).

Bu tez çalışmasında metal esaslı yüksek enerjili madde ilavelerinin çift bazlı roket yakıt karakterizasyonu etkilerinin incelenmesi maksadıyla yakıt numunelerinin yanma ısıları (enerji seviyeleri) kapalı bomba kalorimetresi kullanılarak ölçülmüş, DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter), TGA (Termogravimetrik Analiz) ve AET (Automatic Explosion Temperature) yöntemi ile yapılan testleri yorumlanmıştır.

2. ROKET YAKITLARI

2.1. Roketlerin Sınıflandırılması

Roketler, istenilen yükü hedefe sevk etmek amacıyla kullanılan araçlardır. Roketler hareket etmek için bir itkiye ihtiyaç duymaktadırlar. Rokette mevcut nozul sistemi daralan ve daha sonra genişleyen bir yapıdadır. Rokette bulunan yakıtın yanması ile birlikte kimyasal enerjisi ısı enerjisine dönüşerek oluşan gaz kütlesi nozul sisteminden geçer ve rokete hız kazandırır. Rokette oluşan gazın hızı, oluşturduğu momentum ile gerekli itki kuvvetini sağlar. Kimyasal yakıtlı roket motorları sıvı yakıtlı, katı yakıtlı ve hibrit yakıtlı olmak üzere 3 farklı çeşit yakıt ile çalışmaktadır. Günümüzde kimyasal yakıtlı roketlerin yanı sıra nükleer ve elektrikli roket motorlarının kullanıldığı roketlerinde hızla yaygınlaştığı bilinmektedir (Yaman, 2013).

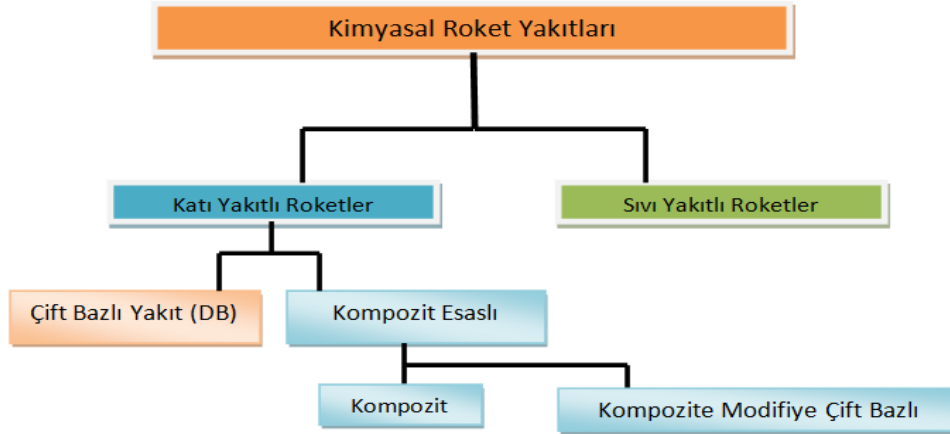


Şekil 2.1. Roket Motor Türleri (Korkmaz, 2019)

2.2. Kimyasal Roket Yakıtları ve Bileşenleri

Yüksek itki elde edilmesi nedeniyle en çok tercih edilen roket türü kimyasal yakıtlı roketlerdir. Kimyasal yakıtlı roketler genellikle sıvı, katı veya az miktarda jel yapıdadırlar (Yaman, 2013).

Roketlerin tahriki için gerekli enerji, roket yakıtlarının bünyesinde bulunan kimyasal enerjinin kinetik enerjiye çevrilmesiyle sağlanır. Kimyasal yakıt, roket yanma odasında yüksek basınç altında yakılması esnasında kimyasal tepkimeyle ortaya çıkan gazın sıcaklığı 4500 °C'lere kadar yükselebilmektedir. Yüksek basınç ve sıcaklıkta üretilen gaz nozul vasıtasıyla yüksek hız kazandırılarak roketten dışarı atılması ile itki kuvveti üretilmektedir (Korkmaz, 2019). Kimyasal yakıtlı roketler, kullandığı yakıtın türüne göre katı, sıvı ve hibrit olmak üzere üç gruba ayrılırlar. Çoğunlukla yüksek kapasiteli yük taşımada kullanılan büyük yapılı roket motorlarıdır (Dönmez, 2018).



Şekil 2.2. Kimyasal roket yakıtları (Yaman, 2013).

Kimyasal roket yakıtları kendi içinde özgül itkileri açısından ele alındığında, sıvı yakıtların en yüksek itkiye sahip oldukları bilinmektedir. Son yıllarda yapılan çalışmalarda katı yakıtlara yüksek enerji ihtiva eden metalik esaslı maddeler ilave edilerek yakıtların özgül itki ve enerji eviyelerinin artırılmasına yönelik araştırmalar yapılmaktadır (Yaman, 2013).

2.2.1. Katı Roket Yakıtları

Genel olarak katı yakıtlar homojen ve heterojen yakıtlar olmak üzere iki temel kategoride sınıflandırılırlar (Agrawal, 2010).

Katı yakıtlar, genel olarak homojen katı yakıtlar ve heterojen katı yakıtlar olarak 2 ana gruba ayrılır. Homojen katı yakıtlar; tek esaslı (SB), çift esaslı (DB), üç esaslı (TB) olmak üzere 3 kategoriye ayrılır. Heterojen katı yakıtlar ise; kompozit katı yakıtlar ve kompozite modifiye çift esaslı (CMDB) olarak 2 grupta adlandırılır. Katı roket yakıtlarının yakıt ve oksitleyicileri aynı kimyasal yapı içerisinde bulunur ve çoğunlukla plastik yapıdadırlar (Yaman, 2013).

Katı yakıtlı roketlerde ateşleme başladıktan sonra yakıt bitine kadar yanma devam eder, yanmayı kontrol altına almak mümkün olmaz (Samur, 2015). Katı yakıtlı roketlerde yanma hızını kontrol altında tutabilecek bir sistem bulunmaz (Arıcan, 2003). Katı roket yakıtlarında, yakıt ve oksitleyicisinin aynı kimyasal yapı içinde olması nedeniyle taşınmaları ve depolanmaları esnasında her zaman risk bulundurur (Samur, 2015, Yılmaz, 2012).

Katı yakıtlar, yanma neticesinde oluşan yüksek basınçtaki gaz akışı ile rokette mekanik bir itki kuvveti oluşturan kimyasal yakıtlardır (Frazier, 2012).

Fransa'da jelatinleştirilmiş nitroselülozun keşfi ile dumansız yakıtların üretilmesi sağlanmıştır. Bu yakıtlar daha sonra tek bazlı ve çift bazlı olarak iki gruba ayrılmıştır. Tek bazlı yakıtlarda nitroseluloz bulunurken, çift bazlı yakıtlar nitroselüloz ve nitrogliserin içermektedir. İlave olarak nitroguanidin bulundurması durumunda üç bazlı yakıt olarak adlandırılırlar. Üç bazlı yakıtlar daha büyük tane boyutlarda üretime imkan vermesi nedeniyle orta ve büyük ebattaki roket motorlarında tercih edilmektedir (Folly, 2004).

Roket yakıtı içeriklerinde kullanılan temel bazı yüksek enerjili maddelerin kimyasal formülleri ve enerji seviyeleri Tablo 2.1.'de verilmiştir.

Tablo 2.1. Yüksek enerjili kimyasal maddeler

Kimyasal Adı	Kimyasal Formülü	$\Delta H/Jg^{-1}$	$\Delta H/calg^{-1}$
Primary explosives			
Lead Azide	$Pb(N_3)_2$	1610	385
Mercury fulminate	$Hg(ONC)_2$	1735	415
Lead trinitro resorcinat monohydrate(Lead styphnate monohydrate)	$C_6H(NO_2)_3O_2Pb.H_2O$	1453	347
Diazodinitrophenol (DDNP/Dinol)	$C_6H_2(NO_2)_2O-N=N-$	3646	871
Secondary explosives			
Trinitrotoluene (TNT)	$C_6H_2(NO_2)_3CH_3$	3720	925
Trinitrophenol (picric acid)	$C_6H_2(NO)OH$	3350	801
Trinitrobenzene (TNB)	$C_6H_3(NO_2)_3$	3876	926
Glycerol trinitrate/Nitroglycerine (NG)	$C_2H_5(ONO_2)_3$	6214	1485
Ethylene glycol dinitrate (EGDN) or Nitroglycol	$(CH_2)_2(ONO_2)_2$	6730	1610
Diethylene glycol dinitrate (DEGDN)	$(CH_2)_4(ONO_2)_2O$	4141	990
Triethylene glycol dinitrate (TEGDN)	$(CH_2)_6(ONO_2)_2O_2$	3317	793
Pentaerythritol tetranitrate (PETN)	$C(CH_2)_4(ONO_2)_4$	5940	1365
Trinitrophenyl methyl nitramine (CE or Tetryl)	$C_6H_2(NO_2)_3NNO_2CH_3$	4166	996
Nitroguanidine or Picrite (NQ)	$C=NHNH_2NHNO_2$	2730	653
Cyclotrimethylene trinitramine (RDX)	$(CH_2)_3(NNO_2)_3$	5297	1266
Cyclotetramethylene tetranitramine (HMX)	$(CH_2)_4(NNO_2)_4$	5249	1255
Hexanitrohexasazasowurtzitane (HNIW or CL-20)	$(CH)_6(NNO_2)_6$	6084	1554
Trinitrobenzene (DATB)	$C_6H(NH_2)_2(NO_2)_3$	3805	910
Triamino-trinitrobenzene (TATB)	$C_6(NH_2)_3(NO_2)_3$	3062	732
Hexanitrostilbene (HNS)	$(C_6H_2)_2(CH)_2(NO_2)_6$	4008	958
Tetranitro-dibenzo-tetraaza pentalene (TACOT)	$(C_6H_2)_2(NO_2)_4N_6$	4015	960
Tertiary explosives			
Ammonium nitrate (AN)	NH_4NO_3	1441	344
Ammonium perchlorate	NH_4ClO_4	1972	471
Ammonium dinitramide (ADN)	$NH_4N(NO_2)_2$	2668	638

2.2.1.1. Tek Esaslı (Bazlı) Katı Yakıtlar

Tek esaslı yakıtların içeriğinin büyük bir kısmını NC (nitroselüloz) oluşturmaktadır. Tek esaslı yakıt içeriğinin yüzde doksandan fazlası nitroselülozden ibarettir. Tek bazlı olarak adlandırılan bu yakıtlar yapısında yakıcısını ve yanıcısını (oksitleyicisini) bir arada bulundurur. Nitroselüloz içeriğinde % 12,50 - 13,25 nitrojen ihtiva eden ve plastikleştirilmiş, jelse bir yapıda yakıt çeşitidir. Enerji seviyeleri 3100 - 3700 Joule/gram arasındadır. Tek esaslı katı yakıtların; tabançalarda, topçu silahlarında vb. pek çok alanda kullanıldığı bilinmektedir (Yaman, 2013, Agrawal, 2010).

2.2.1.2. Çift Esaslı (Bazlı) Katı Yakıtlar

Çift esaslı katı yakıtlar, kimyasal bileşiminde NC (nitroselüloz) ve NG (nitrogliserin) bulunduran plastik esaslı homojen yakıtlardır. Çift esaslı yakıtların bileşiminde dengeli bir yanma oluşacak yakıt ve oksitleyicisi bulunmaktadır. Tek esaslı yakıtlarla kıyaslandığında, çift esaslı yakıtların daha fazla enerji seviyesine sahip olduğu bilinmektedir. Bu yakıtların enerji seviyeleri 3330-5200 Joule/gram arasındadır (Yaman, 2013). Yüksek sıcaklıktan ötürü erozif bir yanma oluşması ve roketlerde nozul çıkışlarında, silahlarda ise namlu çıkışlarında alev oluşturması en büyük dezavantajıdır (Kubato, 2002).

Tek esaslı katı yakıtlara kıyasla daha yüksek enerjili ve daha hızlı olmaları sebebiyle özellikle uzun mesafeli askeri atışlarda kullanılır (Folly, 2004). Genel olarak çift esaslı yakıtların tabanca, havan ve roket motorlarında kullanıldığı bilinmektedir (Agrawal, 2010).



Şekil 2.3. Çift Esaslı (DB) katı roket yakıtı kesit görünüşü.

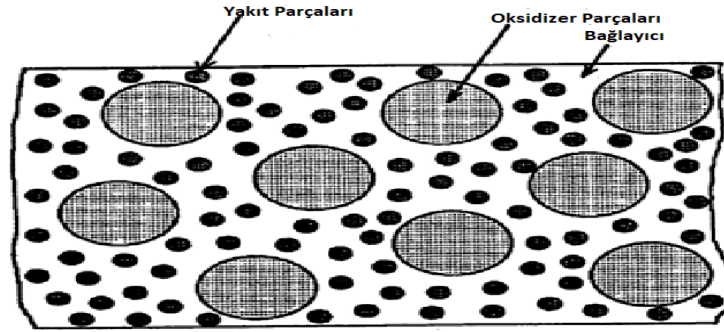
2.2.1.3. Üç Esaslı (Bazlı) Katı Yakıtlar

Üç esaslı katı yakıtlar, kimyasal bileşiminde ile birlikte NQ (nitroguanidine) bulunan yakıtlardır. NC (nitroselüloz) ve NG (nitrogliserin) içeren yakıt içeriğine yaklaşık % 50-55 oranında kristal yapıda nitroguanidine (NQ) ilave edilmesi ile oluşmaktadır. Bu yakıtların kullanımı sırasında alev sıcaklığı ve namlu sıcaklığının daha az olması nedeniyle daha avantajlıdır. Üç esaslı yakıtların enerji seviyelei 3200 ile 3700 Joule/gram arasındadır. Bu yakıtlar genellikle tanklarda ve büyük çaplı silahlarda kullanılmaktadır (Yaman, 2013, Agrawal, 2010).

2.2.1.4. Kompozit Roket Yakıtları

Kompozit roket yakıtları yanıcı ve oksitleyici ile birlikte bir takım bağlayıcılardan oluşmaktadır. Şekil 2.4.'de bir kompozit roket yakıtını oluşturan bileşenler gösterilmiştir. Kompozit yakıtlarda; AP (amonyum perklorat), AN (amonyum nitrat), ADN (amonyum dinitrat), KP (potasyum perklorat) yakıcı (oksitleyici) olarak, PPG (polypropylene glycol), CTPB (polybutadiene carboxy-terminated), HTPB (hydroxy-

terminated polybutadiene) gibi maddeler ise bağlayıcı olarak kullanılmaktadır. Çoğunlukla yanıcı olarak nano ve mikro tane yapısında metal esaslı Al (alüminyum) tercih dilmektedir. Kimyasal bileşimindeki Al oranı (kütleel) % 18- % 22 arasındadır. Bu yakıtların itkileri tek, çift ve üç esaslı yakıtlara göre daha fazladır (Yaman, 2013, Agrawal, 2010). Genellikle çok uzun menzilli roketlerde tercih edilmekle birlikte en önemli dezavantajı dumanlı yanmalarıdır (Yaman, 2013).



Şekil 2.4. Kompozit katı yakıt.

2.2.1.5. Kompozite Modifiye Çift Esaslı Roket Yakıtları (CMDB)

Kompozite Modifiye Çift Esaslı (CMDB) yakıt; çift esaslı (nitroselüloz+nitrogliserin) yakıt bileşimine ağırlıkça büyük miktarlarda kristal yapıda AP (amonyum perklorat) ve metalik yakıt Al (Alüminyum) ilave edilerek oluşturulan yakıt türüdür. Genellikle üretiminde döküm yöntemi kullanılır. Kompozite Modifiye Çift Esaslı (CMDB) yakıtları; yanma sıcaklıkları, ısıl enerjileri özgül itkileri (Isp =260–270 saniye) yüksek yakıtlardır (Agrawal, 2010, Nair, 2010).

Tablo 2.2. Kimyasal katı roket yakıtları özgül itki değerleri (Yaman, 2013).

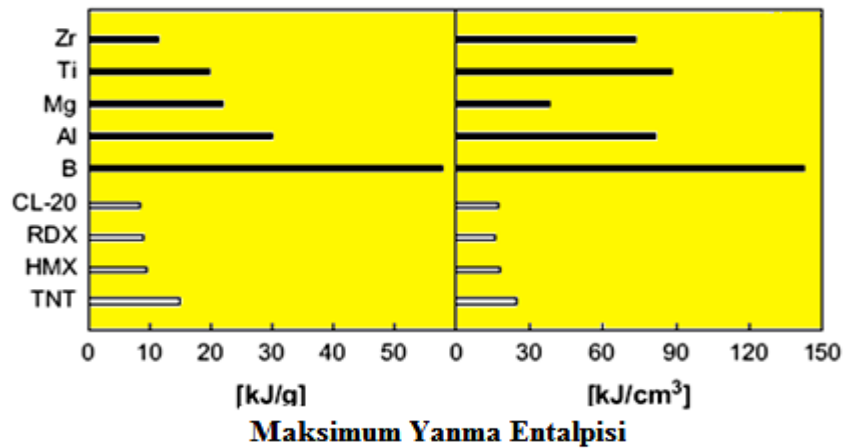
Yakıcı (Oksitleyiciler)	Bağlayıcılar ve Katı Yakıt	Özgül İtki (I_{SP}) (Birim Saniye)
KP (Potasyum Perklorat)	Astfalt	170 s-210 s
AP (Amonyum Perklorat)	Polybutadien (Sentetik Kauçuk) Polüüretan Organik Nitrat (Nitropolimer)	170 s-210 s 210 s-250 s 210 s- 250 s
AN (Amonyum Nitrat)	Polyester Polibutadien (Sentetik Kauçuk) Nitropolimer	170 s-210 s 170 s-210 s 210 s-250 s
AP (Amonyum Perklorat)	B Li Al	170 s-250 s 200 s-250 s 200 s-250 s
Oksitleyici Yakıtın Kendi İçeriğinde	Çift Esaslı (DB) Katı Yakıt	220 s-230 s
AP (Amonyum Perklorat)	Al + DB	260 s-265 s
AP (Amonyum Perklorat)	HMX + Al + DB	265 s-270 s
AP (Amonyum Perklorat)	Al + PVC (Polivinil klorür)	260 s-265 s
AP (Amonyum Perklorat)	Al + PU (Poliüretan)	260 s-265 s
AP (Amonyum Perklorat)	Al + BPAN(Polybutadien Akrilik Asit)	260 s-263 s
AP (Amonyum Perklorat)	Al + CTPB (Karboksil Uçlu Polibütadien)	260 s-265 s
AP (Amonyum Perklorat)	Al + HTPB(Hidroksil Uçlu Polibütadien)	260 s-265 s
AP (Amonyum Perklorat)	PBAA (Polibütadien-Akrilik Asit Polimer) +	260 s-265 s

Kimyasal roket yakıtlarında kullanılan bazı kimyasal maddelerin özgül itki değerleri Tablo 2.2’de verilmiştir.

2.3. Roket Yakıtlarına İlave Edilen Yüksek Enerjili Metal Esaslı Maddeler

Katı roket yakıtları kompozisyonu içerisinde genellikle Al (alüminyum), B (bor), Mg (magnezyum), Ti (titanyum) ve Zr (zirkonyum) gibi çok yüksek enerji ihtiva eden metal esaslı maddelerin ilave edildiği bilinmektedir. Katı roket yakıtlarında çoğunlukla 5 mikron ile 60 mikron büyüklüğü arasında küresel yapıdaki Al tersih edilmektedir. Teknoloji alanındaki gelişmeler neticesinde, katı roket yakıtlarında nano tane yapısındaki Al (alüminyum) kullanımına yönelik pek çok araştırma mevcuttur. Reaksiyon yüzey alanını arttırmak suretiyle yanma hızını, birim zamanda ortaya çıkan enerji miktarını ve özgül itkiyi arttırmak amacıyla nano tane büyüklüğünde metalik esaslı maddeler ilave edilmektedir. Kompozit bazlı roket yakıtlarında % 14 - % 22 oranı arasında Al (Alüminyum) ilavesi yapılmaktadır. Alüminyum ilavesi dışında son zamanlarda yüksek enerjisi nedeniyle bor ilave edilmesine yönelik önemli ölçüde araştırma olmasına karşılık, bor kullanımında yanma esnasında tanecik yüzeyinde bor oksit (B_2O_3) oluşması ve yanmanın istenilen hızda olmaması sebebiyle istenilen verimin alınmadığı değerlendirilmektedir (Yaman, 2013, Sullivan, 2009).

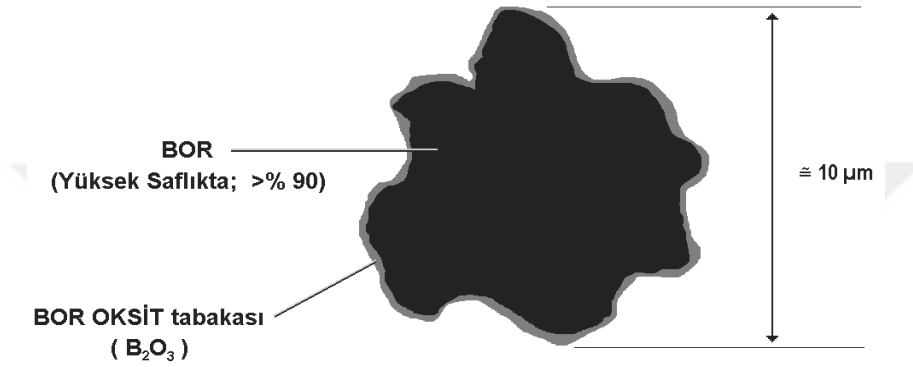
Bor oksit (B_2O_3) oluşumunu engellemek veya minimum düzeye indirmek maksadıyla elementel bor bazı metal ve metal olmayan malzemeler ile kaplanarak roket yakıtlarında kullanılmaktadır (Thakre, 2010).



Şekil 2.5. Katı Yakıtlarda kullanılan maddelerin enerji seviyeleri (Dreizin, 200).

Şekil 2.5.'te yüksek enerji ihtiva eden metal ve metal olmayan yakıtların hacimsel ve kütsel olarak karşılaştırılması gösterilmiştir. Alüminyum, Bor, Magnezyum, Titan ve Zirkonyum gibi metal esaslı maddelerin daha yüksek enerjiye sahip oldukları görülmektedir.

Bor (B) hacimsel ve kütsel olarak en fazla enerjiye madde olduğu 2.6.'da gösterilmiştir (Yaman, 2013).



Şekil 2.6 Borun tane yapısı (Erdem, 2011)

Gelecekte borun çeşitli türlerinden veya bileşiklerinin gerek sıvı gerekse katı yakıtlı roket yakıtlarında geniş kullanım alanı bulacağı bilinmektedir. Bu konuda öncelikli olarak çözülmesi gereken konuların başında yakıt içerik maddesinin içerisinde bulunan bor ve bor bileşik katkı maddelerinin reaksiyon sırasın da yüzeylerinde oluşan oksitlenmenin azaltılması yada tamamen önlenmesi konusunda daha fazla çaba harcanması gerektiği görülmektedir. Yakıt ilavesi olarak kullanılacak bor ve bor bileşiklerinin yanma esnasında birim zamanda çıkaracağı enerji üretmesi itkiyle çalışan sistemlerin performansını doğrudan etkilemektedir. Çünkü roketlerde kısa sürede yüksek enerji ihtiyacı ile çalışmaktadırlar. Ayrıca birçok metal veya metal olmayan yakıt ilaveleri Al, B, Cu, Fe, Zr gibi maddeler çoklu olarak belirli oranlarda yeni yakıt formlarının geliştirilmesinde kullanılabilirler.

3. METARYAL VE YÖNTEM

3.1. Katı Roket Yakıt Numunesi Ölçüm ve Analizleri

3.1.1. TGA (Termogravimetrik Analiz)

Zaman ve sıcaklık fonksiyonu olarak numunenin ağırlığındaki değişim miktarını ve ağırlık değişim oranını ölçer.

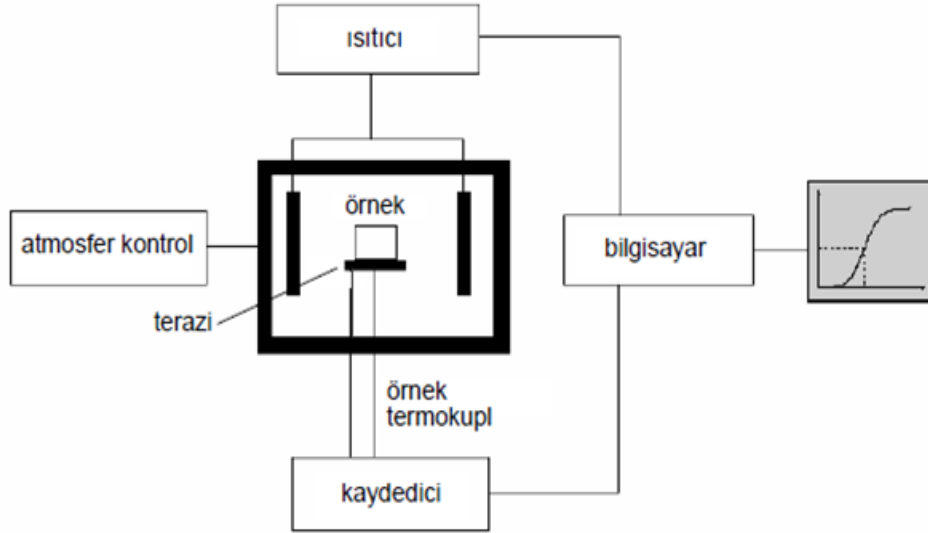


Şekil 3.1. TGA (Termal Gravimetrik Analizör)

Şekil 3.1.'de sunulan TGA cihazı kullanılarak numune yakıtların termal bozulma eğrileri (termogram) tespit edilmiştir.

Termogravimetrik bir ölçümde, numuneler çevre koşullarındaki sıcaklıklardan itibaren 1200 °C 'ye kadar çıkabilen sıcaklıklara kadar ısıtılarak kütlesi (ağırlığı) sürekli bir şekilde takip edilmektedir. Kütledeki değişimin sıcaklığa karşı çizilen grafiğine termal bozulma eğrisi yada "termogram" denir ve kalitatif / kantitatif ölçümlerde kullanılmaktadır (Dönmez, 2018).

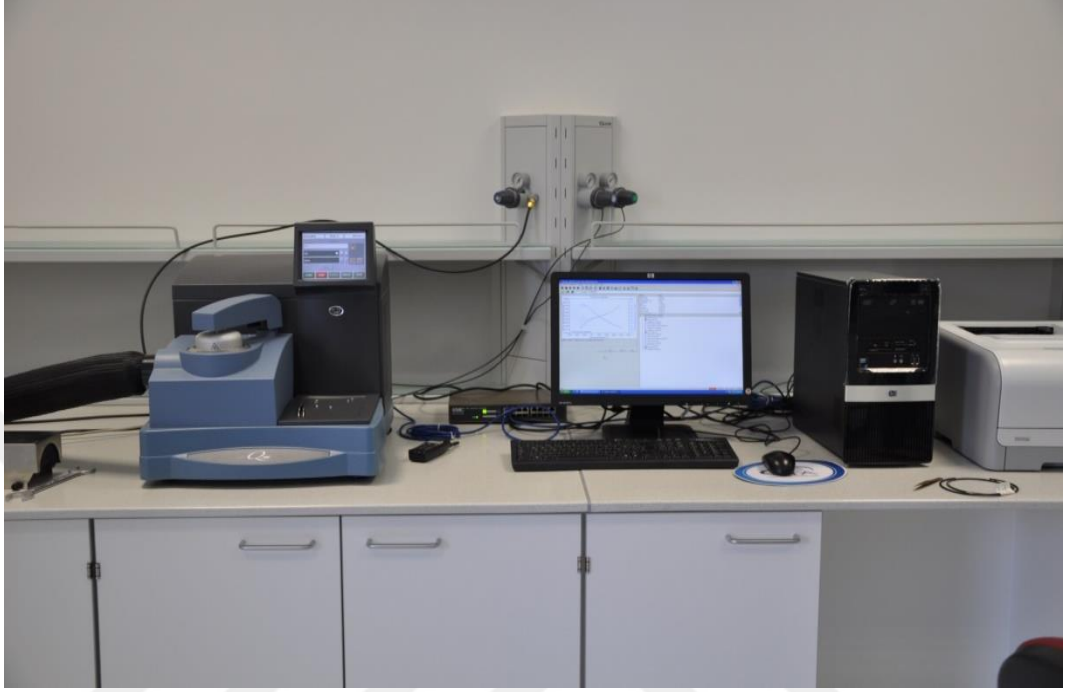
Şekil 3.2.'de şematik akış diyagramı verilen Termogravimetrik analiz sisteminde; analitik hassas bir terazi, fırın, programlayıcı, sıcaklık kontrol edici ve kaydedici üniteleri yer alır. Numune kütlesinin sıcaklığa karşı grafiği kaydedici tarafından çizilir. Termogravimetrik ölçüm cihazı (TGA) ile numunelerin saflığı, bozunma davranışı ve kimyasal kinetiğine bakılmaktadır (Dönmez, 2018).



Şekil 3.2. TGA analiz sisteminin görünüşü (Dönmez, 2018).

3.1.2. DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter)

Zaman ve sıcaklık fonksiyonu olarak numunenin ısı akışının ve hızının belirlenmesinde kullanılır.



Şekil 3.3. DSC (Diferansiyel Scanning Calorimeter) (Aralıksal Taramalı Kalorimetre)

Şekil 3.3'teki DSC ölçüm cihazı ile numune yakıtların termal bozulmaları incelenmiştir.

DSC (Diferansiyel scanning kalorimetre)'de numuneler ve referansın sıcaklıkları düzenli bir hızla artırılmaktadır. Her ikisinin de aynı sıcaklıklarda olması için numune ve/veya referansa dışarıdan gerekli miktarda ısı verilir. İlave edilen ısı kaydedilir. Numunede oluşan endotermik veya ekzotermik reaksiyonlar sonucu kaybedilen veya kazanılan ısı karşılaştırılır (Dönmez, 2018).

DSC (Diferansiyel scanning kalorimetre)'de ısıtıcılar numune ve referans kaplarının çok yakınında bulunur. Termokuplar bir sıcaklık farkı belirlediklerinde, numune ve referanstan soğuk olanın sıcaklığı diğeri ile aynı oluncaya kadar dışarıdan ısı verilir. Isıtma hızı numune sıcaklığının fonksiyonu olarak kayıt edilir (Dönmez, 2018).

3.1.3. Bomba Kalorimetresi ile Yanma Isısının Ölçümü

Enerjitik malzemelerin yaydığı ısı miktarının (kalori/gr) belirlenmesinde kullanılır.



Şekil 3.4. Bomba kalorimetresi.

Şekil 3.4 gösterilen bomba kalorimetresi (kapalı) ile numune yakıtların yaydığı ısı miktarı belirlenmiştir.

Numunelerin içerdikleri enerjiyi belirlemek için farklı özelliklerdeki kalorimetreler (buz kalorimetresi, buhar kalorimetresi, sabit basınç kalorimetresi gibi) kullanılmaktadır. Yanma ısısını ölçmek için en çok tercih edilen kalorimetre modeli Kapalı Bomba Kalorimetresi'dir. "Kap Kalorimetresi" bilinir (Dönmez, 2018).

"Bomba Kalorimetresi" gıda maddelerinin, yakıtların (sıvı ya da katı) yandığında ne kadar enerji verdiğini tespit etmek için kullanılır (Dönmez, 2018).

Bomba kalorimetresinde yüksek basınca dayanıklı bir kabın içerisinde numune saf oksijen ile yakılır. Açığa çıkan ısı ile bomba kalorimetre cihazı içinde bulunan su ısınır. Suyun sıcaklığındaki değişim hesaplama yönteminde belirtilen formüllerin kullanımıyla numunenin yanma ısısı/enerjisi tespit edilir. Bir yakıtın yanması esnasında oluşan su, buharlaşmış ise verdiği ısı alt ısı değer, sıvı halde ise verdiği ısı üst ısı değer olarak tanımlanır (Dönmez, 2018).

3.1.4. AET (Automatic Explosion Temperature)

Şekil 3.5.'deki Otomatik Patlama Sıcaklığı ölçüm cihazı yakıt ve patlayıcıların patlama/bozunma sıcaklıklarının belirlenmesinde kullanılır.



Şekil 3.5. AET (Automatic Explosion Temperature) (Otomatik Patlama Sıcaklığı)

3.2. Kullanılan Katı Roket Yakıt Numuneleri

Bu çalışmada iki farklı üretim tekniği ile yakıt numuneleri üretilmiştir. Çift bazlı yakıtlar ekstrüzyon yöntemiyle üretilmiştir. Karşılaştırma amaçlı olarak bir adet kompozit yakıt numunesi döküm yöntemiyle üretilmiştir. Uzun menzilli roketlerde döküm yöntemiyle üretilen kompozit temelli yakıtlar kullanılırken, kısa menzilli taktik amaçlı kullanılan roketlerde ise ekstrüzyon yöntemiyle üretilen çift başlı yakıtlar daha çok kullanılmaktadır. N1 yakıtının temel içeriği %50 Nitroselüloz (NC) ve %36 Nitrogliserin (NG) temel içeriği ile üretilmiştir. N2 yakıtı ise %55,5 Nitroselüloz (NC) ve %33,5 Nitrogliserin (NG) içeriği temelinde üretilmiştir. Hem N1 hem de N2 temelinde üretilen yakıtlar ekstrüzyon üretim tekniği ile üretilmiştir. Kompozit yakıt temel içeriği se %8 Alüminyum Al ve %68 Amonyum perklorat (AP) ve diğer destekleyici içerikler ile döküm yöntemiyle üretilmiştir.

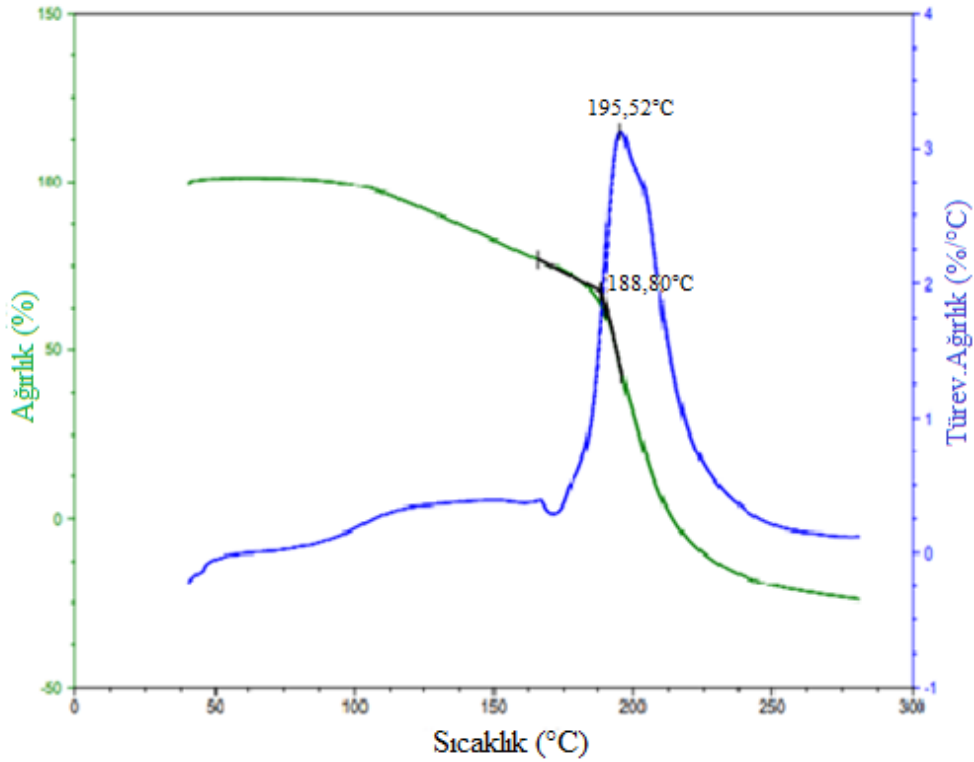
Çift bazlı (DB) roket yakıt içeriğine farklı oranlarda metal esaslı yüksek enerjili madde ilave edilmesinin performans karakteristiklerine etkileri incelenmiştir. Bu maksatla çift bazlı (DB), N1 ve N2 roket yakıt numunelerine (Numuneler DB-N1

ve DB-N2 olarak adlandırılmıştır) ağırlıkça %2, %4 ve %6 Al ve %2 MgB (magnezyum kaplı bor) ilaveleri neticesinde katı yakıt numunelerinin kalorifik değerleri (kalorimetre kapalı bomba) ile AET, DSC ve TGA ölçümleri karşılaştırılarak performans karakteristikleri tespit edilmiştir.

3.3. Katı Roket Yakıt Numunelerinin Deneysel Karakterizasyonunun Belirlenmesi

3.3.1. Katı Yakıt Numuneleri TGA Analizleri

3.3.1.1. DB-N1 Roket Yakıtı TGA Analizi

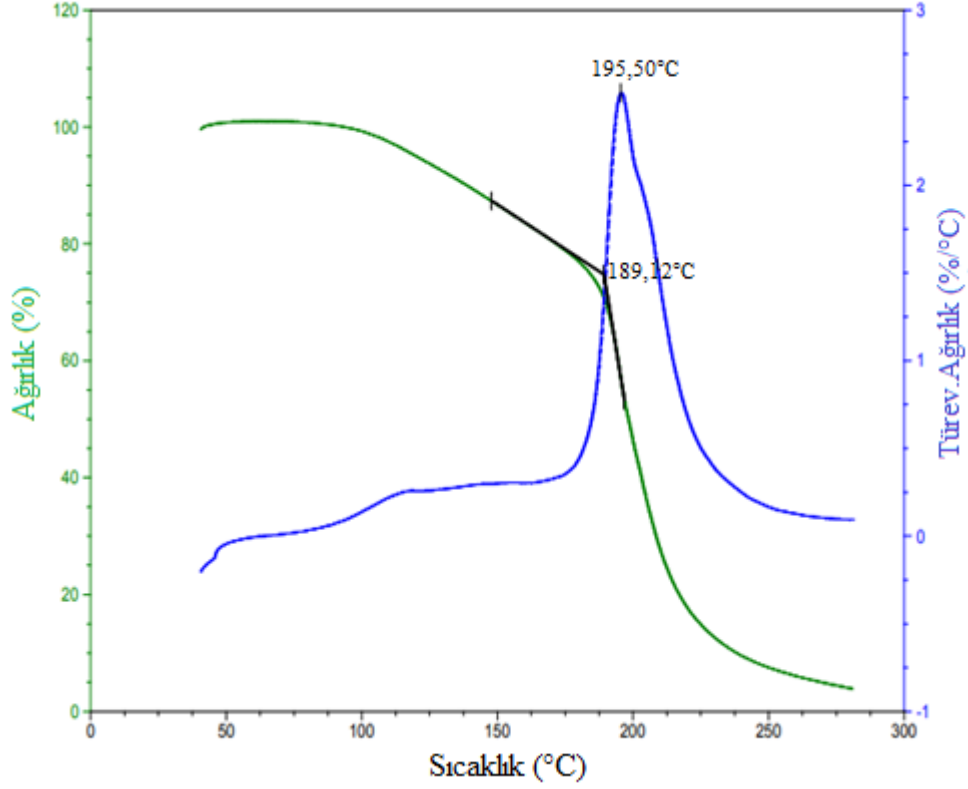


Şekil 3.6. DB-N1 Roket Yakıtı TGA Termogramı

Çift bazlı DB-N1 katı roket yakıtı numunesinin TGA termogramı Şekil 3.6’da verilmiştir. Termogram incelendiğinde; DB-N1 katı roket yakıtı numunesinin ısıya bağlı kütle kaybının 188,80 °C’de başlayıp 195,52 °C’de tamamlandığı ve kütlelerinin %100’nün kimyasal olarak bozunmaya uğradığı gözlenmiştir.

Ayrıca TGA cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.1.'de sunulmuştur.

3.3.1.2. % 2 Al İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı TGA Analizi

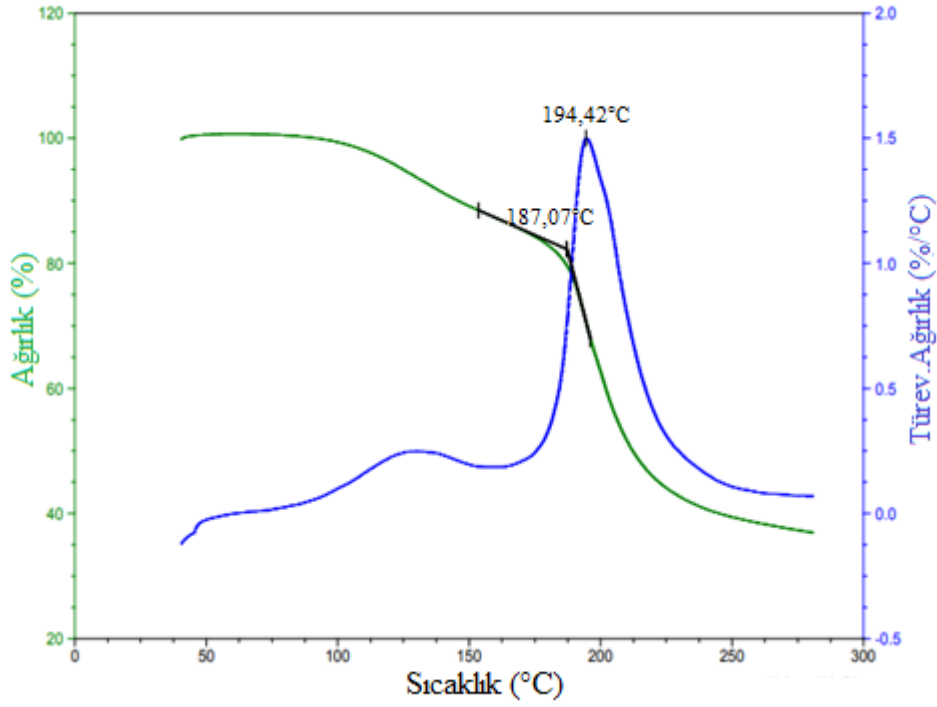


Şekil 3.7. % 2 Al İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı TGA Termogramı

%2 Al katkılı çift bazlı DB-N1 roket yakıtı numunesinin TGA termogramı Şekil 3.7'de verilmiştir. Termogram incelendiğinde; %2 Al katkılı çift bazlı katı yakıt numunesinin ısıya bağlı kütle kaybının 189,12 °C'de başlayıp 195,50 °C'de tamamlandığı ve kütle kaybının %100'nün kimyasal olarak bozunmaya uğradığı gözlenmiştir.

Ayrıca TGA cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.1.'de sunulmuştur.

3.3.1.3. % 2 MgB İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı TGA Analizi

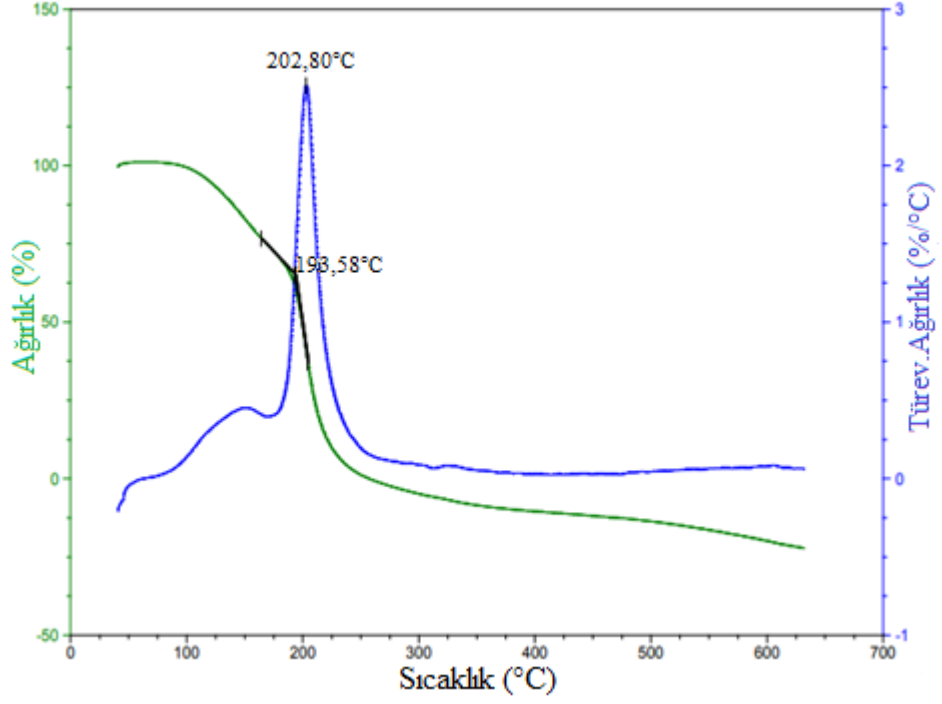


Şekil 3.8. % 2 MgB İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı TGA Termogramı

%2 MgB katkılı çift bazlı DB-N1 roket yakıtı numunesinin TGA termogramı Şekil 3.8’de verilmiştir. Termogram incelendiğinde; %2 MgB katkılı çift bazlı katı yakıt numunesinin ısıya bağlı kütle kaybının 187,07 °C’de başlayıp 194,42 °C’de tamamlandığı ve kütlelerinin %100’nün kimyasal olarak bozunmaya uğradığı gözlenmiştir.

Ayrıca TGA cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.1.’de sunulmuştur.

3.3.1.4. DB-N2 Roket Yakıtı TGA Analizi

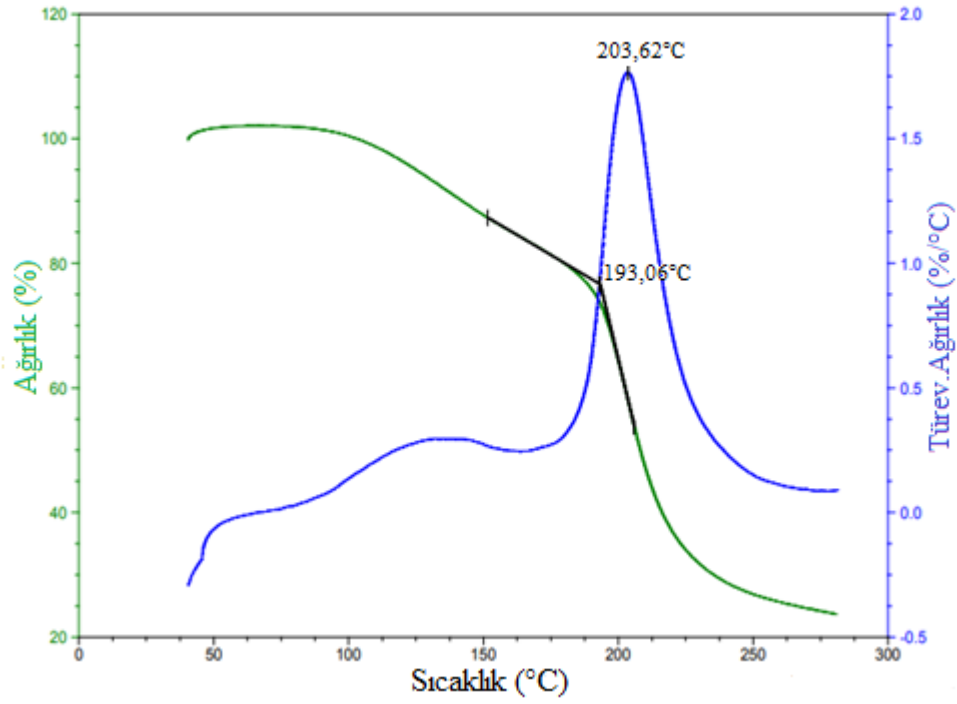


Şekil 3.9. DB-N2 Roket Yakıtı TGA Termogramı.

DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin TGA termogramı Şekil 3.9.'da verilmiştir. Termogram incelendiğinde; DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin ısıya bağlı kütle kaybının 193,58 °C'de başlayıp 202,80 °C'de tamamlandığı ve kütlelerinin %100'nün kimyasal olarak bozunmaya uğradığı gözlenmiştir.

Ayrıca TGA cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.1.'de sunulmuştur.

3.3.1.5. % 2 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Analizi

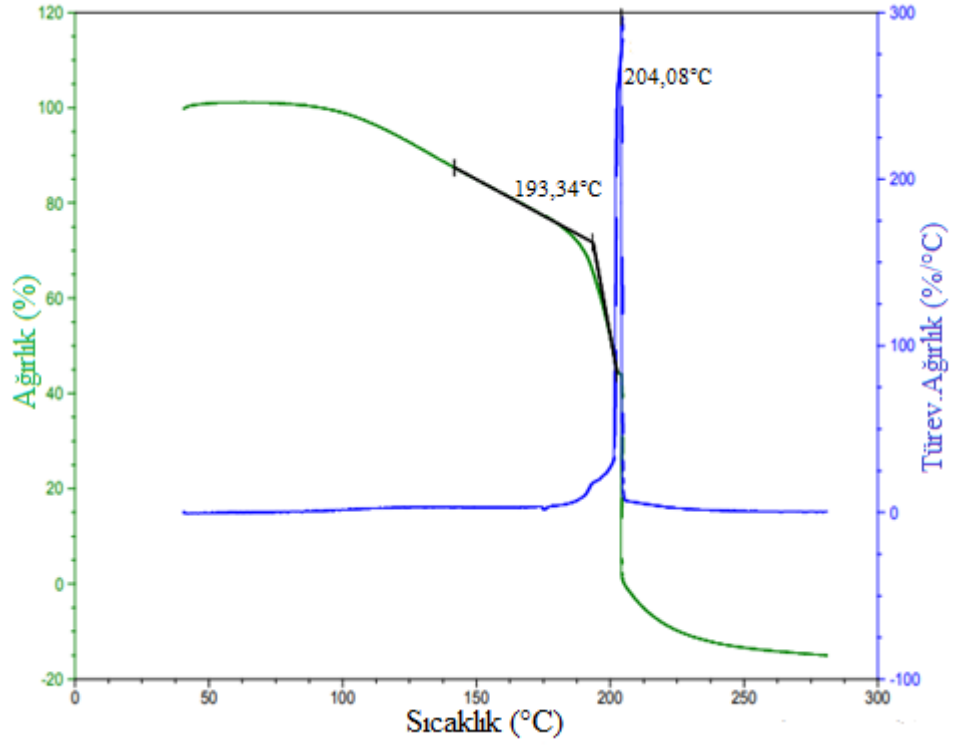


Şekil 3.10. % 2 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Termogramı.

% 2 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin TGA termogramı Şekil 3.10.'da verilmiştir. Termogram incelendiğinde; %2 Al katkılı DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin ısıya bağlı kütle kaybının 193,06 °C'de başlayıp 203,62 °C'de tamamlandığı ve kütlelerinin %100'nün kimyasal olarak bozunmaya uğradığı gözlenmiştir.

Ayrıca TGA cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.1.'de sunulmuştur.

3.3.1.6. % 4 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Analizi

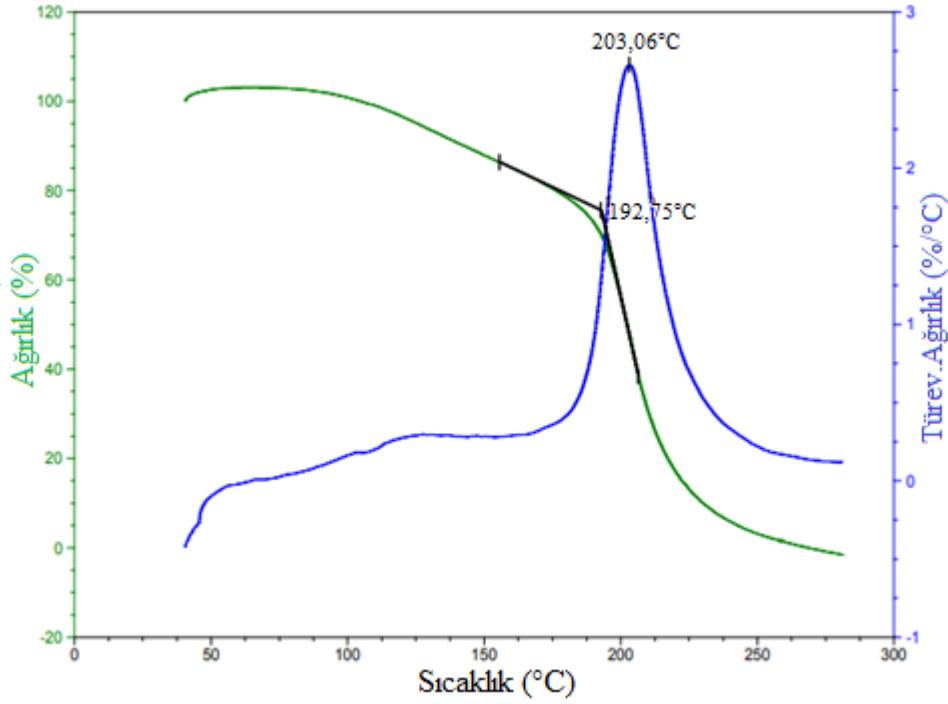


Şekil 3.11. % 4 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Termogramı.

% 4 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin TGA termogramı Şekil 3.11.'de verilmiştir. Termogram incelendiğinde; % 4 Al katkılı DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin ısıya bağlı kütle kaybının 193,34 °C'de başlayıp 204,08 °C'de tamamlandığı ve kütesinin %100'nün kimyasal olarak bozunmaya uğradığı gözlenmiştir.

Ayrıca TGA cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.1.'de sunulmuştur.

3.3.1.7. % 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Analizi

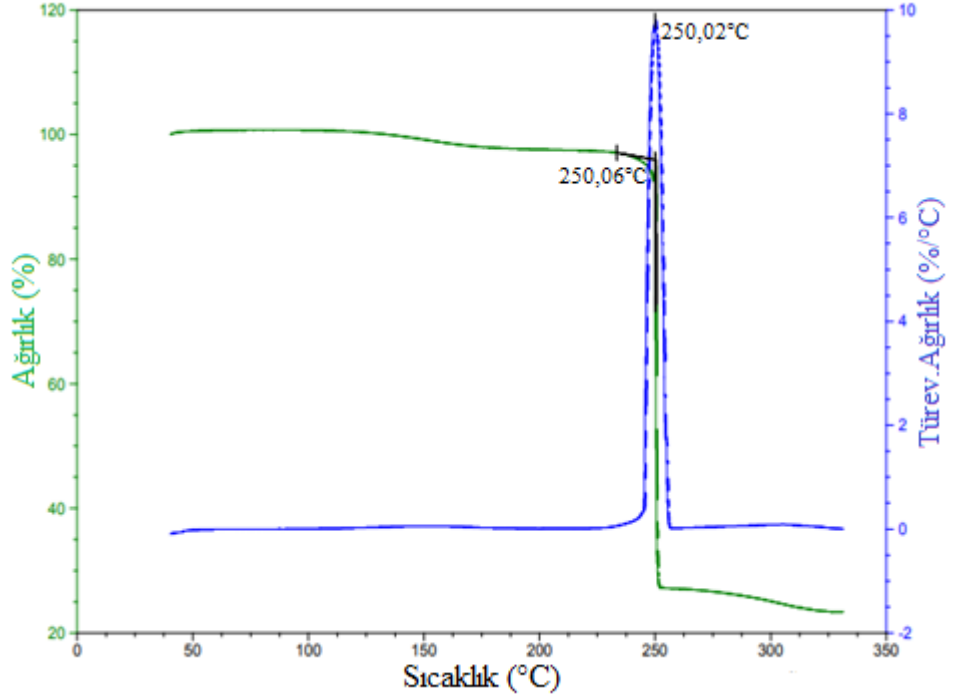


Şekil 3.12. % 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı TGA Termogramı.

% 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin TGA termogramı Şekil 3.12.'de verilmiştir. Termogram incelendiğinde; % 6 Al katkılı DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin ısıya bağlı kütle kaybının 192,75 °C'de başlayıp 203,06 °C'de tamamlandığı ve kütlelerinin %100'nün kimyasal olarak bozunmaya uğradığı gözlenmiştir.

Ayrıca TGA cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.1.'de sunulmuştur.

3.3.1.8. Kompozit Roket Yakıtı TGA Analizi



Şekil 3.13. Kompozit Roket Yakıtı TGA Termogramı.

Kompozit roket yakıtı numunesinin TGA termogramı Şekil 3.13.'de verilmiştir. Termogram incelendiğinde; Kompozit roket yakıt numunesinin ısıya bağlı kütle kaybının 250,02 °C'de başlayıp aynı sıcaklıkta tamamlandığı ve kütle kaybının % 80'inin kimyasal olarak bozunmaya uğradığı gözlenmiştir.

Ayrıca TGA cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.1.'de sunulmuştur.

TGA test cihazı ile yapılan tüm ölçümlere ait sonuçlar Tablo 3.1.'de sunulmuştur.

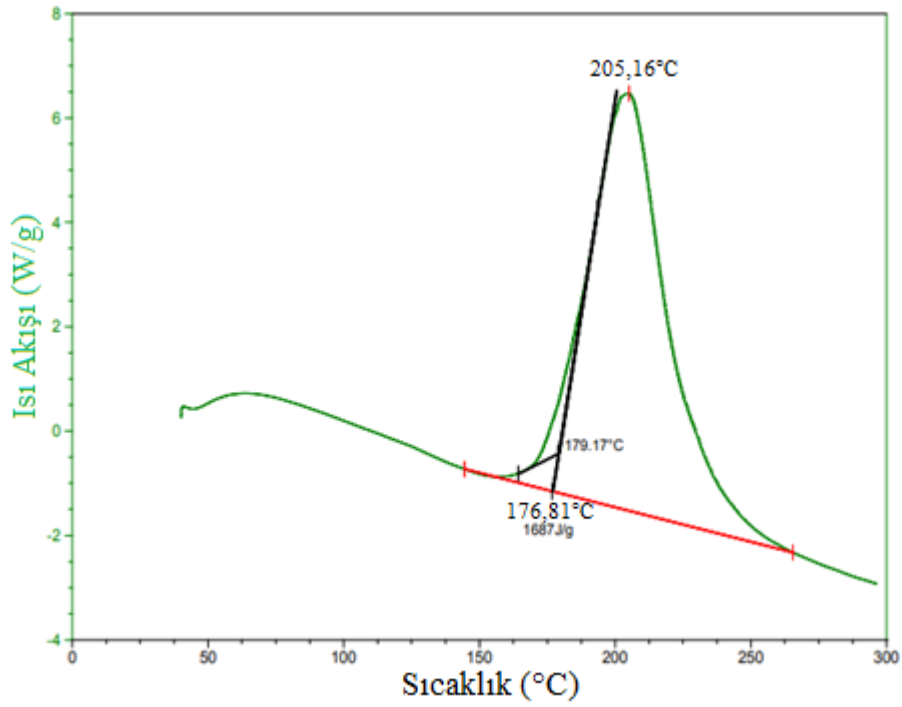
Tablo 3.1. TGA Test Sonuçları.

Yakıt Kompozisyonu	Numune	TGA Test Sonuçları İlk Bozunma Sıcaklıkları (°C)	
		Sonuçlar	Ortalama
DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	188,8	188,4
	2. Numune	188,0	
% 2 Al İlaveli DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	189,1	187,6
	2. Numune	186,2	
% 2 MgB İlaveli DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	187,0	187,0
	2. Numune	187,0	
DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	193,6	193,5
	2. Numune	193,4	
% 2 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	193,0	192,9
	2. Numune	192,8	
% 4 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	193,3	193,1
	2. Numune	192,9	
% 6 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	192,7	193,2
	2. Numune	193,7	
Kompozit Yakıt Numunesi	1. Numune	250,0	250,0
	2. Numune	-	

Tablo 3.1.'deki sonuçlar incelendiğinde DB-N1 Yakıt Numunesine % 2 MgB ve % 2 Al katkısının ısıya bağlı kütle kaybına etki etmediği dolayısıyla bozunma sıcaklığında bir değişime neden olmadığı belirlenmiştir. Benzer DB-N2 numunesine % 2, % 4 ve % 6 Al katkısının ısıya bağlı kütle kaybına etki etmediği ve bozunma sıcaklığında değişime neden olmadığı belirlenmiştir.

3.3.2. Katı Yakıt Numuneleri DSC Analizleri

3.3.2.1. DB-N1 Roket Yakıtı DSC Analizi

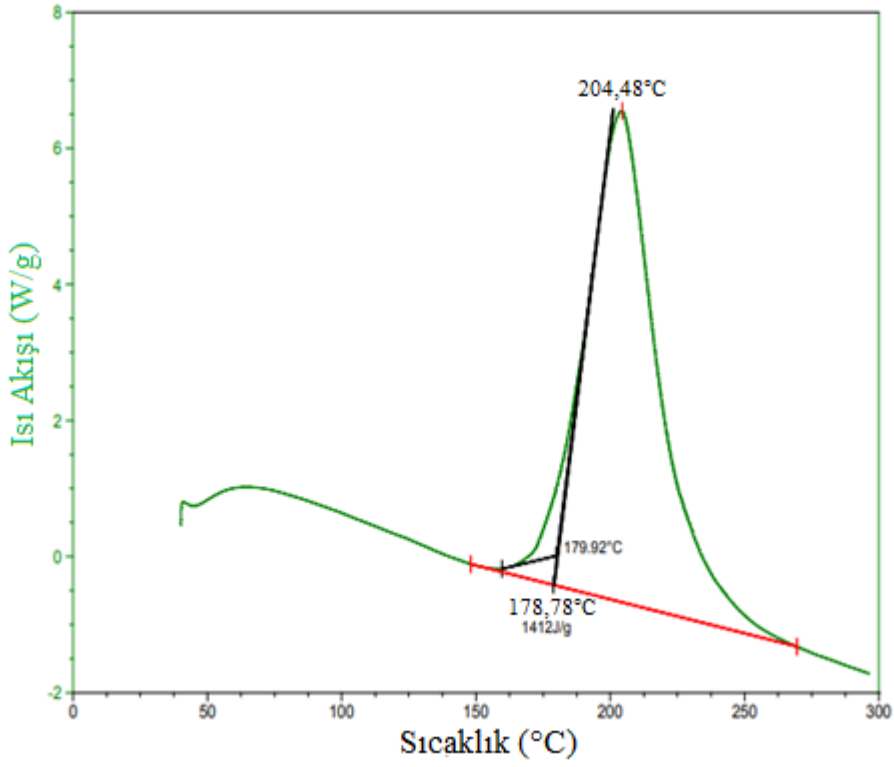


Şekil 3.14. DB-N1 Roket Yakıtı DSC Termogramı

Çift bazlı DB-N1 Roket Yakıtı numunesi DSC termogramı Şekil 3.14'te verilmiştir. Termogram incelendiğinde; DB-N1 Roket Yakıtı numunesinin bozunma sıcaklığının 176,81 °C'de başlayıp 205,16 °C'de tamamlandığı gözlenmiştir.

Ayrıca DSC cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.2.'de sunulmuştur.

3.3.2.2. % 2 Al İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı DSC Analizi

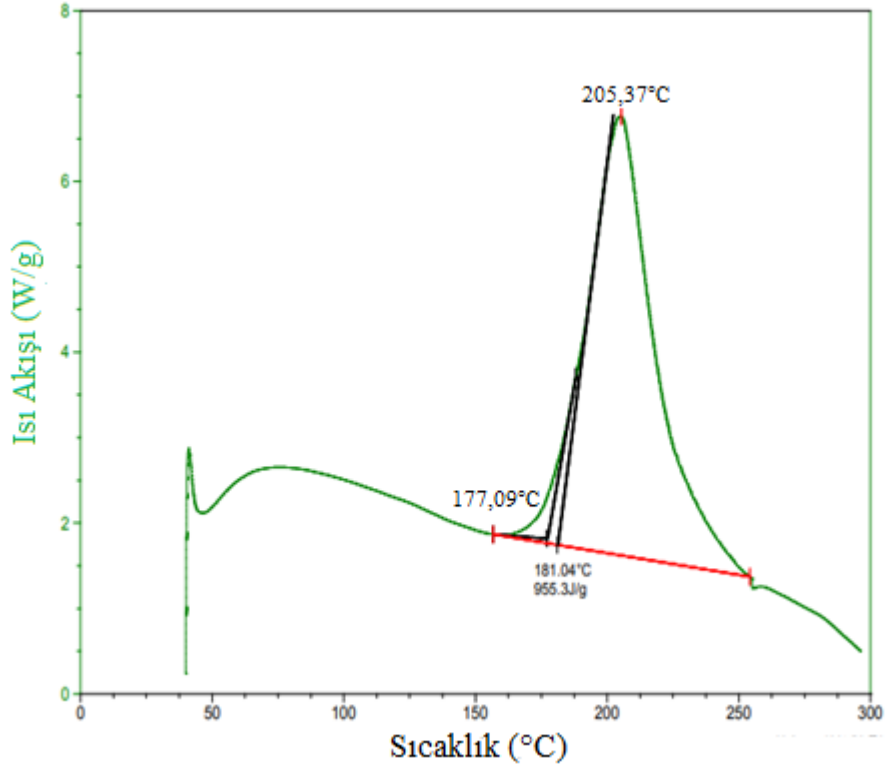


Şekil 3.15. % 2 Al İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı DSC Termogramı.

% 2 Al ilaveli çift bazlı DB-N1 Roket Yakıtı numunesi DSC termogramı Şekil 3.15.'te verilmiştir. Termogram incelendiğinde; % 2 Al katkılı çift bazlı DB-N1 Roket Yakıtı numunesinin bozunma sıcaklığının 178,78 °C'de başlayıp 204,48 °C'de tamamlandığı gözlenmiştir.

Ayrıca DSC cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.2.'de sunulmuştur.

3.3.2.3. % 2 MgB İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı DSC Analizi

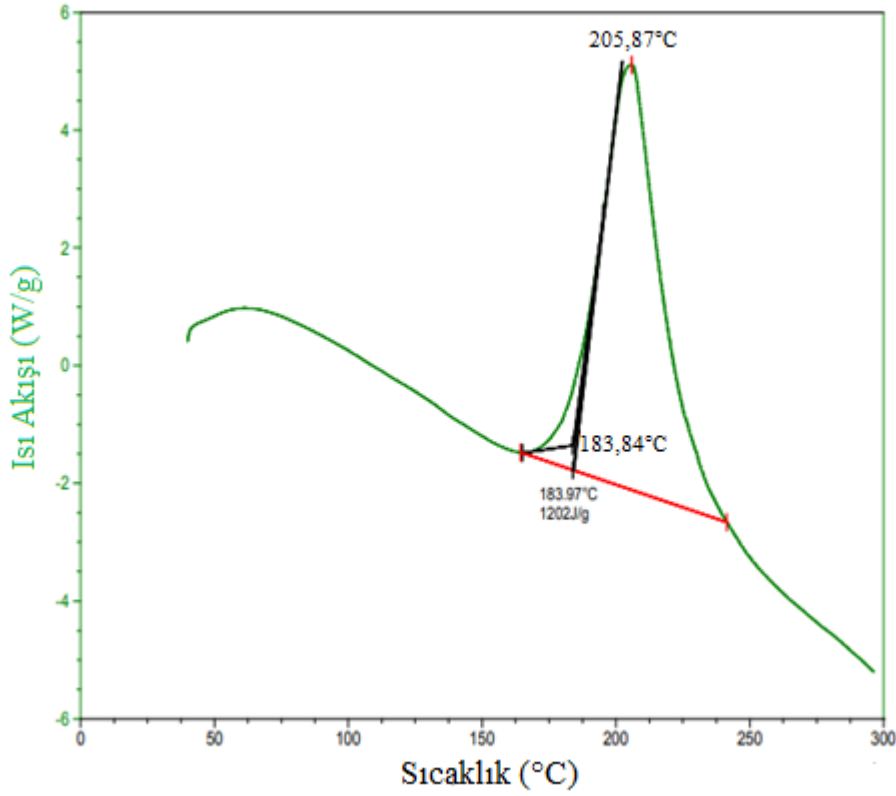


Şekil 3.16. % 2 MgB İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı DSC Termogramı

% 2 MgB ilaveli çift bazlı DB-N1 Roket Yakıtı numunesi DSC termogramı Şekil 3.16.'da verilmiştir. Termogram incelendiğinde; % 2 MgB katkılı çift bazlı DB-N1 Roket Yakıtı numunesinin bozunma sıcaklığının 177,09 °C'de başlayıp 205,37 °C'de tamamlandığı gözlenmiştir.

Ayrıca DSC cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.2.'de sunulmuştur.

3.3.2.4. DB-N2 Roket Yakıtı DSC Analizi

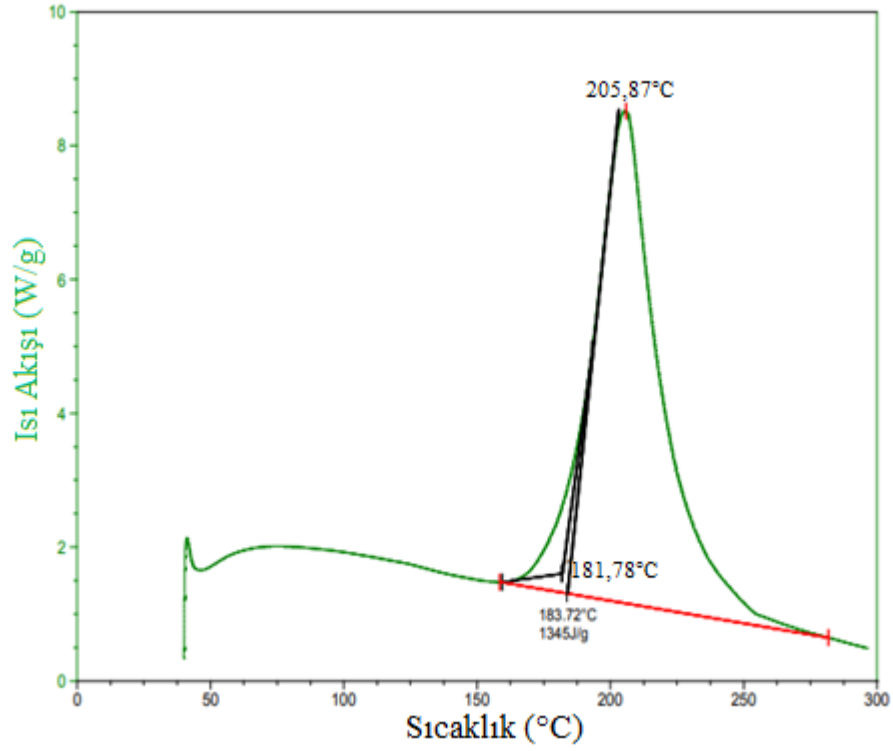


Şekil 3.17. DB-N2 Roket Yakıtı DSC Termogramı.

DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin DSC termogramı Şekil 3.17.'de verilmiştir. Termogram incelendiğinde; DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin bozunma sıcaklığının 183,84 °C'de başlayıp 205,87 °C'de tamamlandığı gözlenmiştir.

Ayrıca DSC cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.2.'de sunulmuştur.

3.3.2.5. % 2 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Analizi

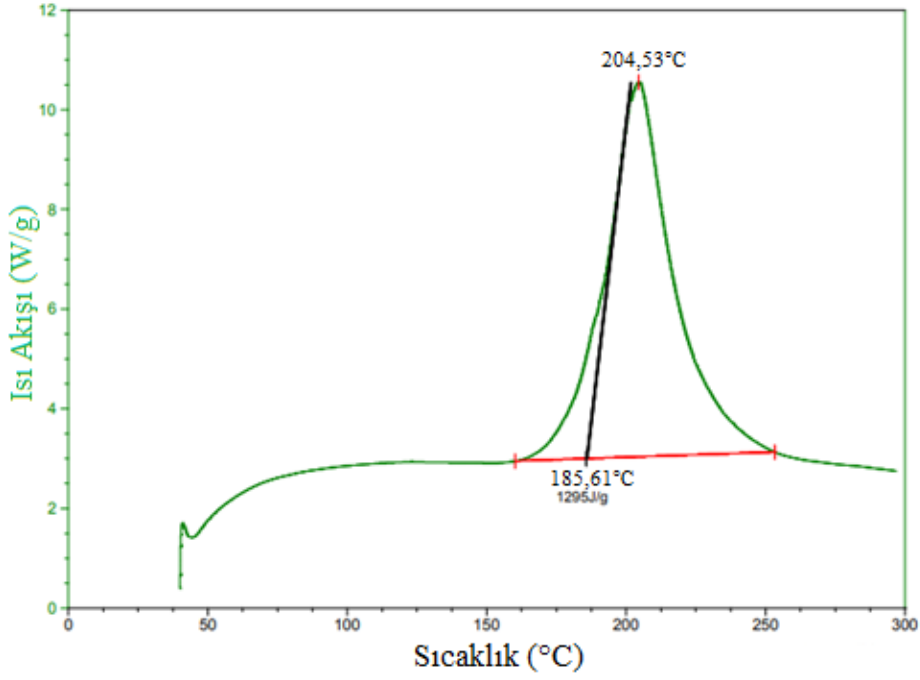


Şekil 3.18. % 2 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Termogramı.

% 2 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin DSC termogramı Şekil 3.18.'de verilmiştir. Termogram incelendiğinde; %2 Al katkılı DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin bozunma sıcaklığının 181,78 °C'de başlayıp 205,87 °C'de tamamlandığı gözlenmiştir.

Ayrıca DSC cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.2.'de sunulmuştur.

3.3.2.6. % 4 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Analizi

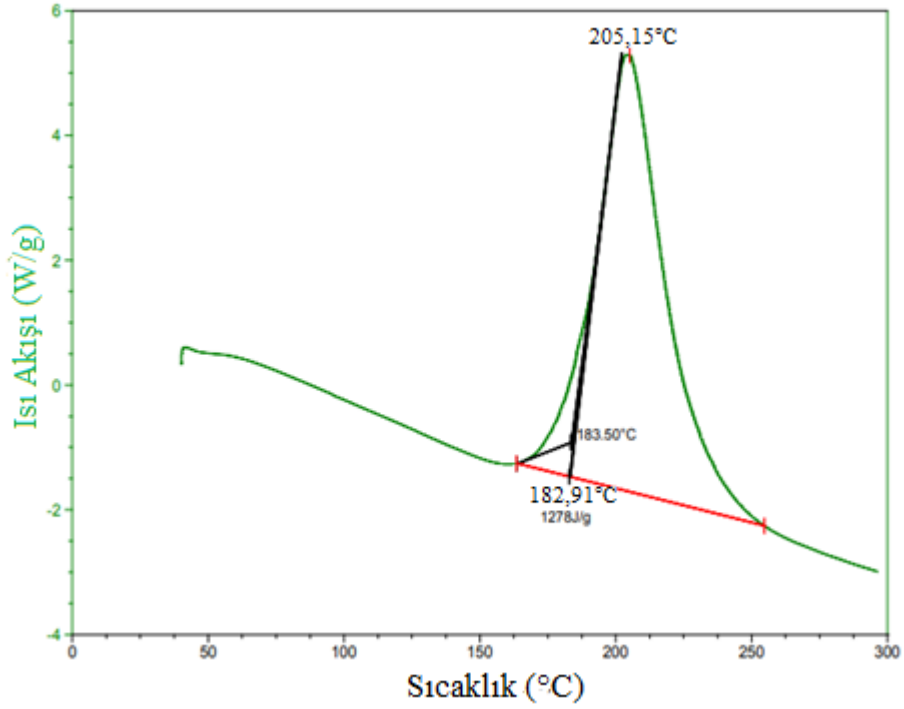


Şekil 3.19. % 4 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Termogramı.

% 4 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin DSC termogramı Şekil 3.19.'da verilmiştir. Termogram incelendiğinde; % 4 Al katkılı DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin bozunma sıcaklığının 185,61 °C'de başlayıp 204,53 °C'de tamamlandığı gözlenmiştir.

Ayrıca DSC cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.2.'de sunulmuştur.

3.3.2.7. % 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Analizi

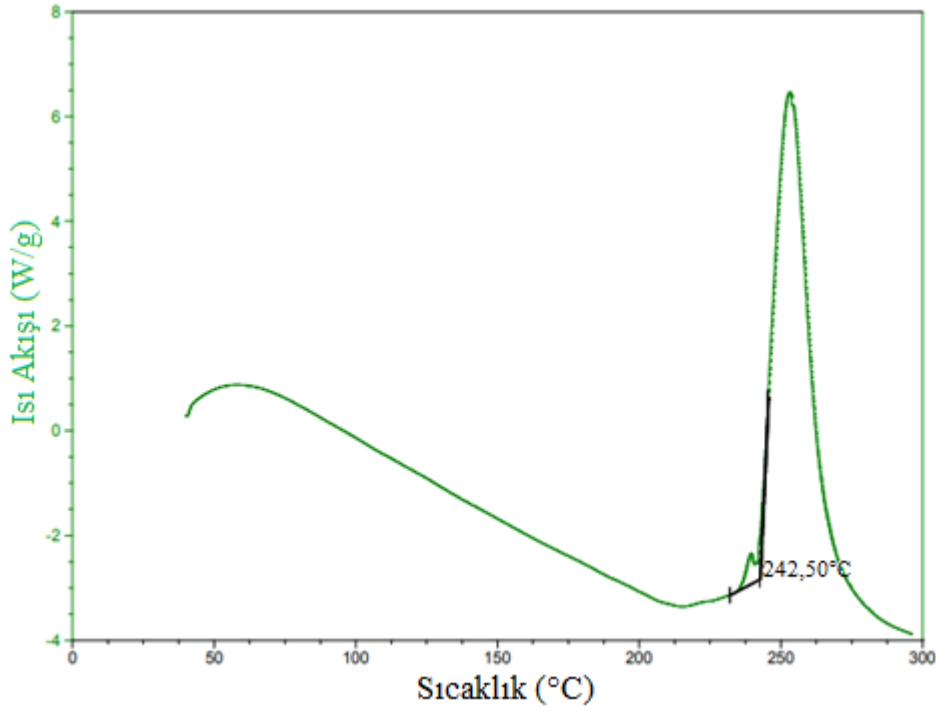


Şekil 3.20. % 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı DSC Termogramı.

% 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin DSC termogramı Şekil 3.20.'de verilmiştir. Termogram incelendiğinde; % 6 Al katkılı DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin bozunma sıcaklığının 182,91 °C'de başlayıp 205,15 °C'de tamamlandığı gözlenmiştir.

Ayrıca DSC cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.2.'de sunulmuştur.

3.3.2.8. Kompozit Roket Yakıtı DSC Analizi



Şekil 3.21. Kompozit Roket Yakıtı DSC Termogramı.

Kompozit roket yakıtı numunesinin DSC termogramı Şekil 3.21.'de verilmiştir. Termogram incelendiğinde; Kompozit roket yakıt numunesinin bozunma sıcaklığının 242,50 °C'de başlayıp aynı sıcaklıkta tamamlandığı gözlenmiştir.

Ayrıca DSC cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.2.'de sunulmuştur.

DSC test cihazı ile yapılan tüm ölçümlere ait sonuçlar Tablo 3.2.' de sunulmuştur.

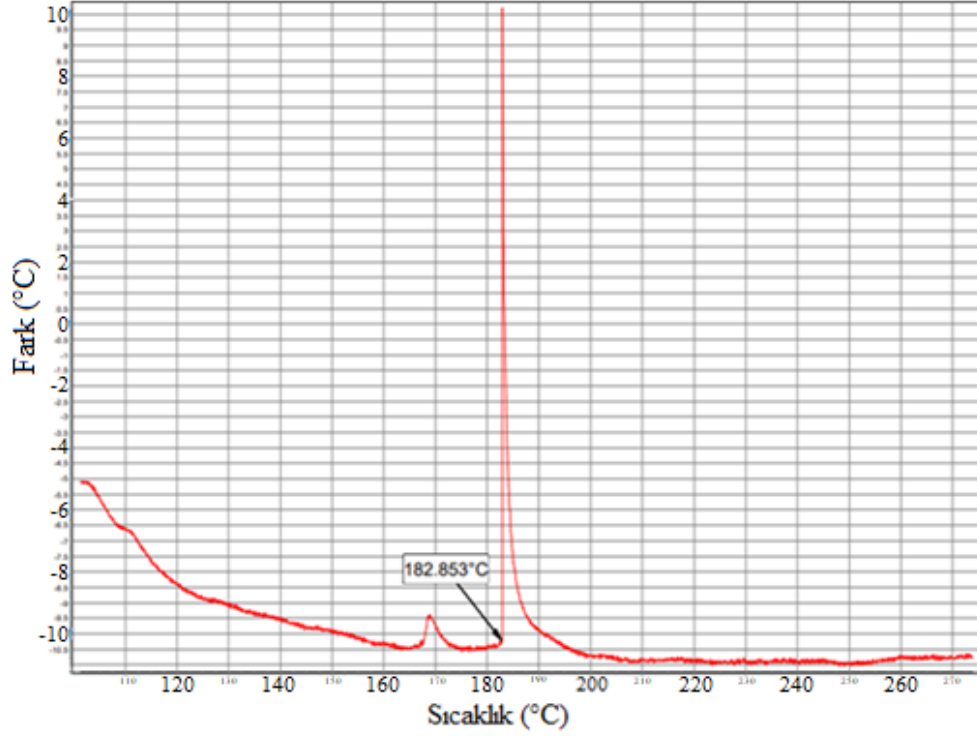
Tablo 3.2. DSC Test Sonuçları

Yakıt Kompozisyonu	Numune	DSC Test Sonuçları İlk Bozunma Sıcaklıkları (°C)	
		Sonuçlar	Ortalama
DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	176,8	176,9
	2. Numune	176,9	
% 2 Al İlaveli DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	178,7	178,7
	2. Numune	178,6	
% 2 MgB İlaveli DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	177,0	177,1
	2. Numune	177,1	
DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	183,8	183,4
	2. Numune	182,9	
% 2 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	181,7	181,8
	2. Numune	181,9	
% 4 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	185,6	184,0
	2. Numune	182,4	
% 6 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	182,9	183,9
	2. Numune	184,9	
Kompozit Yakıt Numunesi	1. Numune	242,5	242,7
	2. Numune	242,9	

Tablo 3.2.'deki sonuçlar incelendiğinde; TGA test sonuçlarını desteklediği ve DB-N1 ve DB-N2 yakıt numunelerine ilave edilen farklı oranlardaki MgB ve Al ilavelerinin bozunma sıcaklığında bir değişime neden olmadığı belirlenmiştir.

3.3.3. Katı Yakıt Numuneleri AET Analizleri

3.3.3.1. DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi

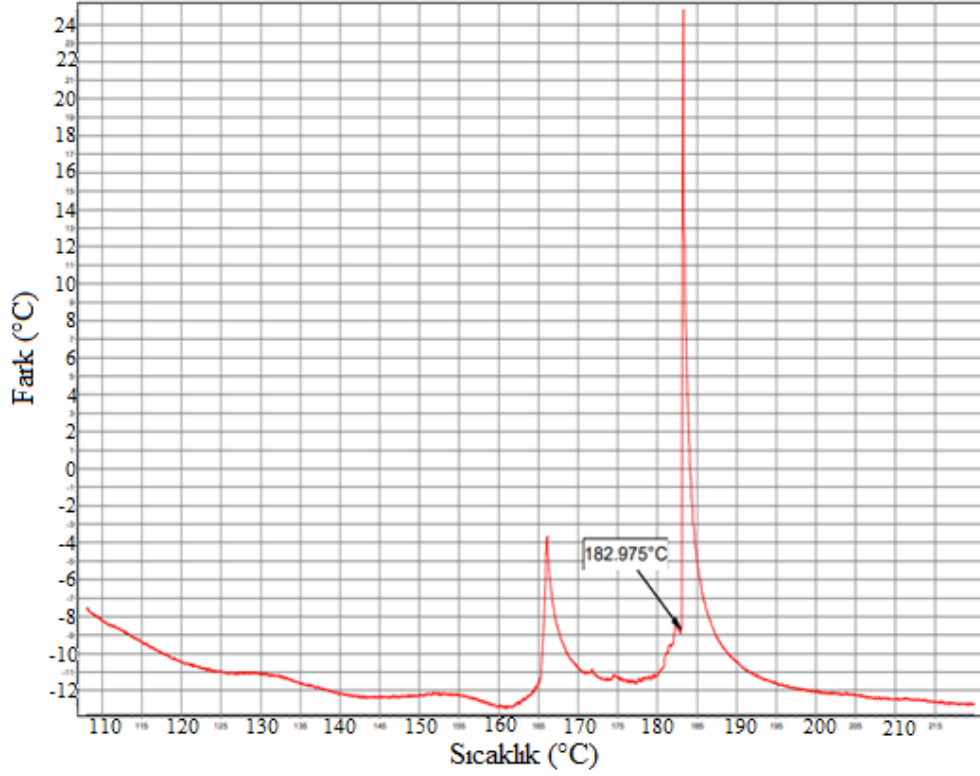


Şekil 3.22. DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi.

Çift bazlı DB-N1 Roket Yakıtı numunesi AET analizi Şekil 3.22’de gösterilmektedir. AET analizi sonucunda DB-N1 katı roket yakıtının bozunma sıcaklığının 182,85 °C’de gerçekleştiği görülmektedir.

Ayrıca AET cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.3.’de sunulmuştur.

3.3.3.2. % 2 Al İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi

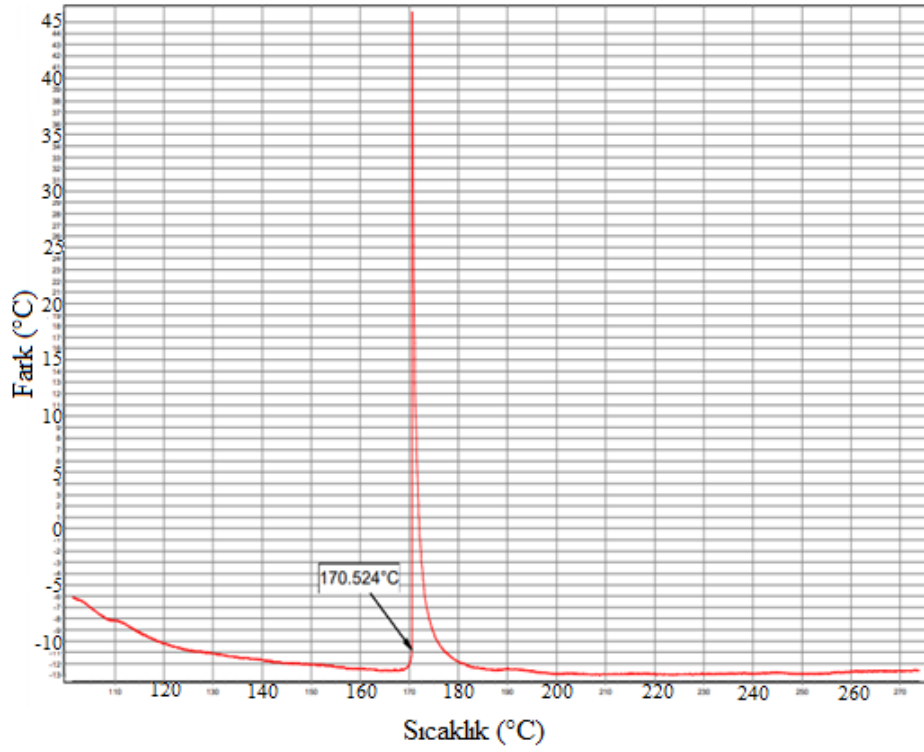


Şekil 3.23. % 2 Al İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi.

% 2 Al ilaveli çift bazlı DB-N1 Roket Yakıtı numunesi AET analizi Şekil 3.23.'de gösterilmektedir. AET analizi sonucunda % 2 Al ilaveli DB-N1 katı roket yakıtının bozunma sıcaklığının 182,97 °C olduğu görülmektedir.

Ayrıca AET cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.3.'de sunulmuştur.

3.3.3.3. % 2 MgB İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi

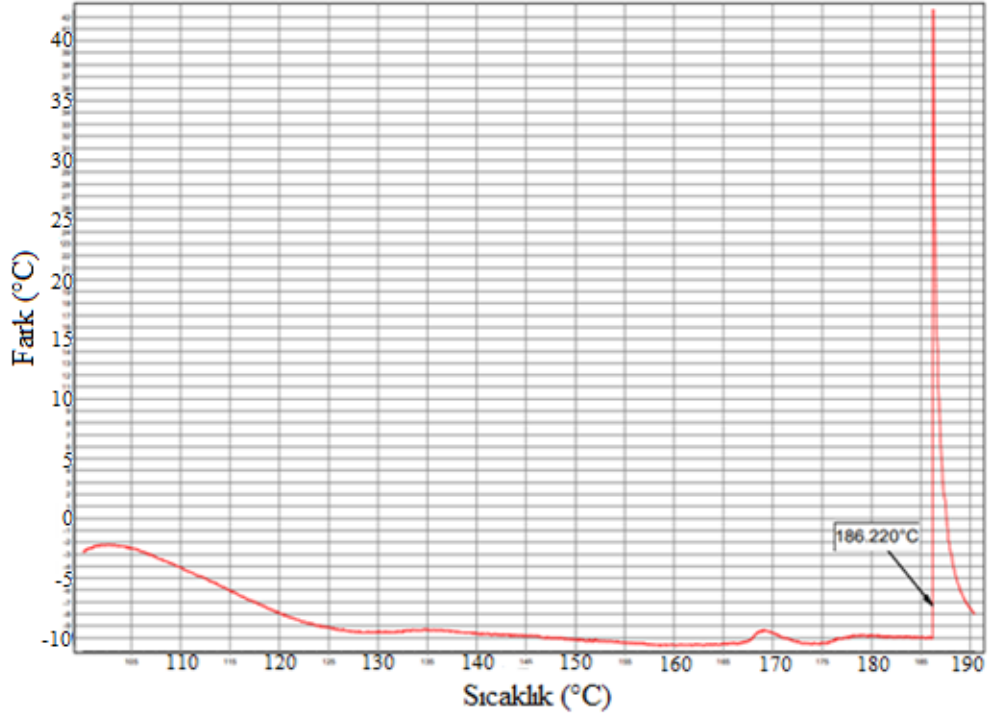


Şekil 3.24. % 2 MgB İlaveli DB-N1 Roket Yakıtı AET Analizi

% 2 MgB ilaveli çift bazlı DB-N1 Roket Yakıtı numunesi AET analizi Şekil 3.24.'de gösterilmektedir. AET analizi sonucunda % 2 MgB ilaveli DB-N1 katı roket yakıtının bozunma sıcaklığının 170,52 °C olduğu görülmektedir.

Ayrıca AET cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.3.'de sunulmuştur.

3.3.3.4. DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi

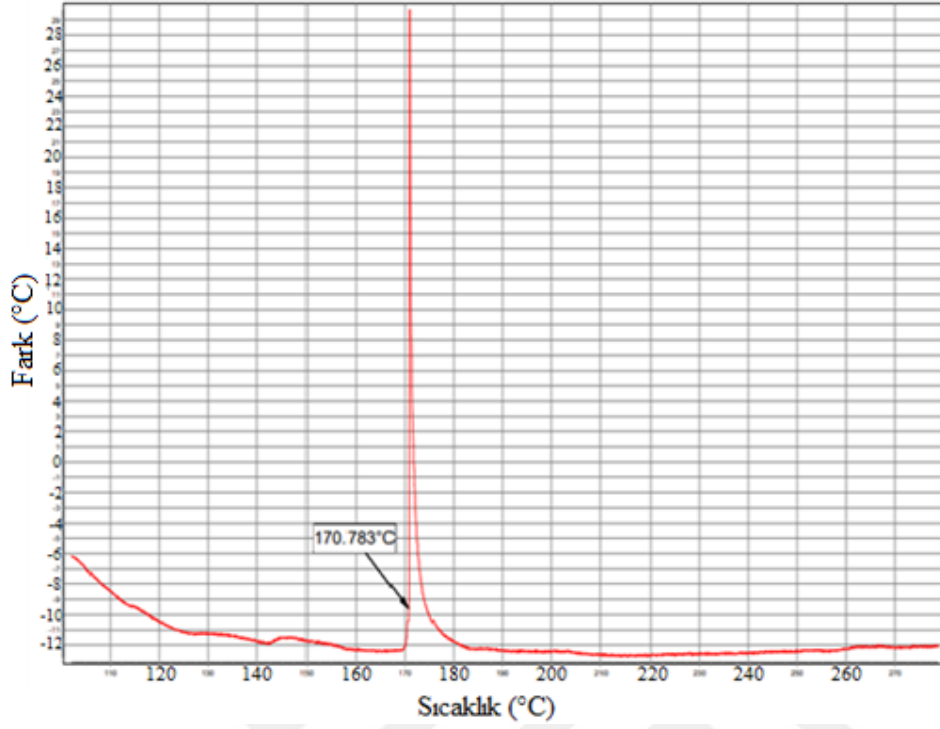


Şekil 3.25. DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi.

DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin AET analizi Şekil 3.25.'de gösterilmektedir. AET analizi sonucunda DB-N2 Roket Yakıtı bozunma sıcaklığının 186,22 °C olduğu görülmektedir.

Ayrıca AET cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.3.'de sunulmuştur.

3.3.3.5. % 2 Al İleveli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi

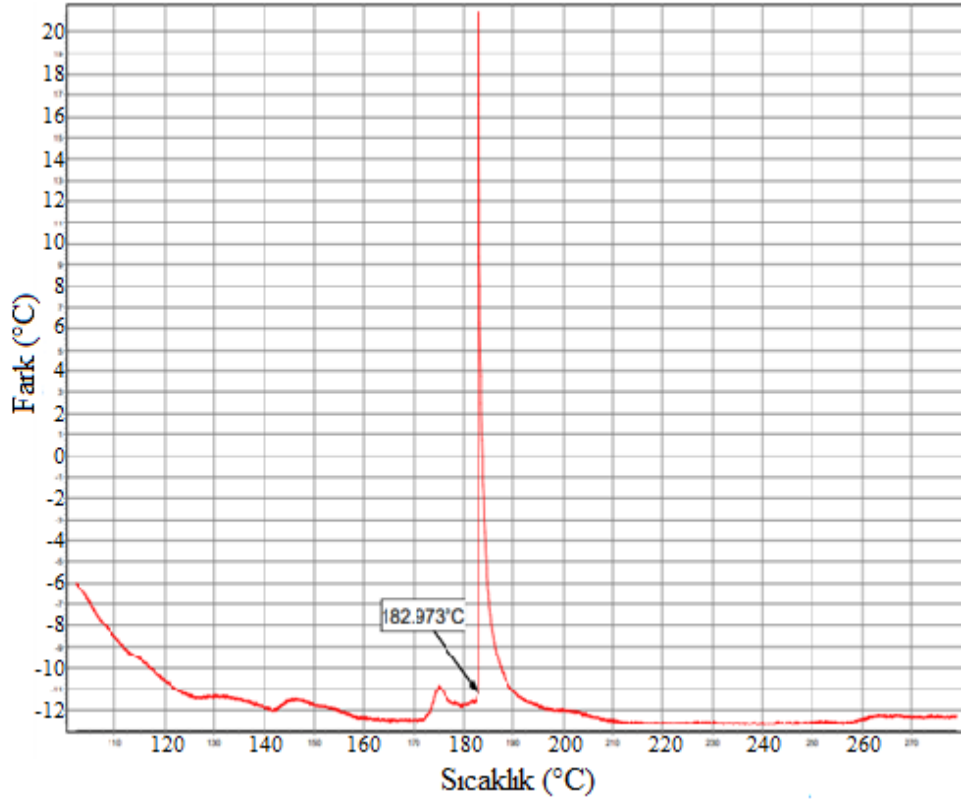


Şekil 3.26. % 2 Al İleveli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi.

% 2 Al İleveli DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin AET analizi Şekil 3.265.'da gösterilmektedir. AET analizi sonucunda % 2 Al ilaveli DB-N2 Roket Yakıtı bozunma sıcaklığının 170,78 °C olduğu görülmektedir.

Ayrıca AET cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.3.'de sunulmuştur.

3.3.3.6. % 4 Al İlevli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi

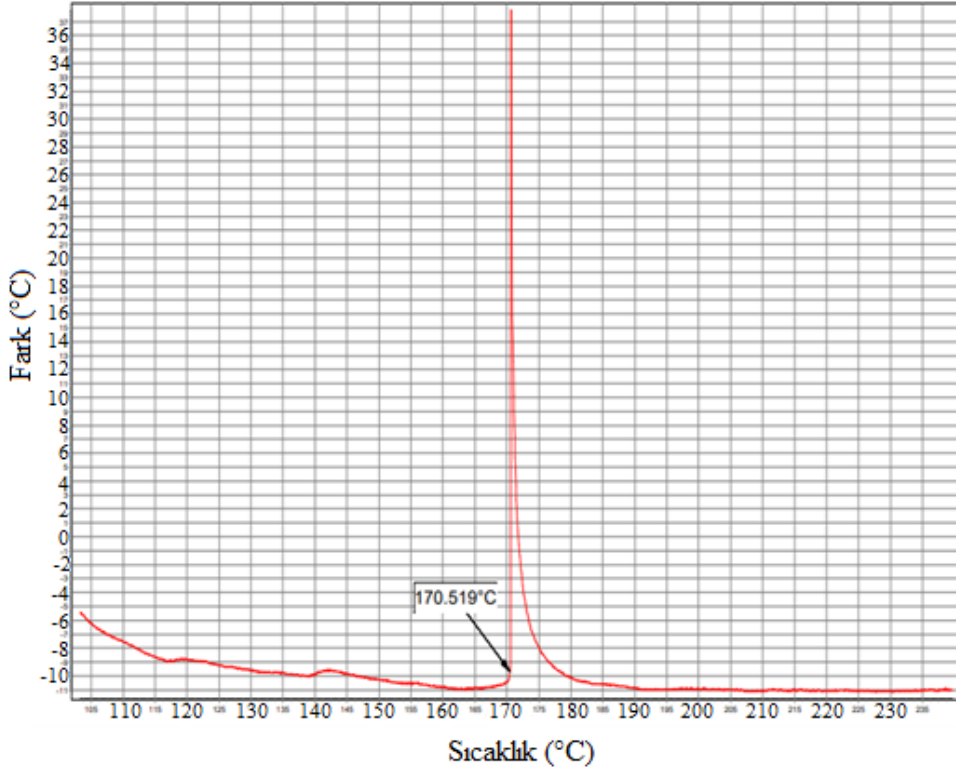


Şekil 3.27. % 4 Al İlevli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi.

% 4 Al İlevli DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin AET analizi Şekil 3.27.'de gösterilmektedir. AET analizi sonucunda % 4 Al ilaveli DB-N2 Roket Yakıtı bozunma sıcaklığının 182,97 °C olduğu görülmektedir.

Ayrıca AET cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.3.'de sunulmuştur.

3.3.3.7. % 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi

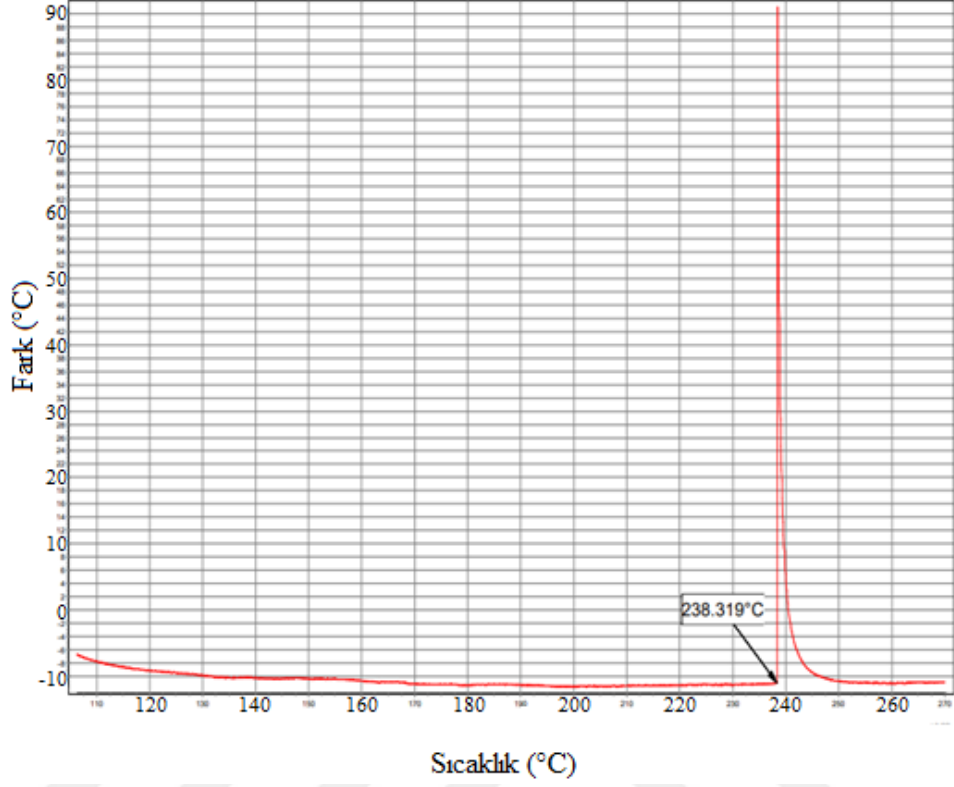


Şekil 3.28. % 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı AET Analizi.

% 6 Al İlaveli DB-N2 Roket Yakıtı numunesinin AET analizi Şekil 3.28.'de gösterilmektedir. AET analizi sonucunda % 6 Al ilaveli DB-N2 Roket Yakıtı bozunma sıcaklığının 170,51 °C olduğu görülmektedir.

Ayrıca AET cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.3.'de sunulmuştur.

3.3.3.8. Kompozit Roket Yakıtı AET Analizi



Şekil 3.29. Kompozit Roket Yakıtı AET Analizi.

Kompozit roket yakıtı numunesinin AET analizi Şekil 3.29.'da gösterilmektedir. AET analizi sonucunda kompozit roket yakıtının bozunma sıcaklığının 238,31 °C olduğu görülmektedir.

Ayrıca AET cihazında elde edilen test sonuçları genel bir kıyaslama yapılması amacıyla Tablo 3.3.'de sunulmuştur.

AET test cihazı ile yapılan tüm ölçümlere ait sonuçlar Tablo 3.3.' de sunulmuştur.

Tablo 3.3. AET Test Sonuçları

Yakıt Kompozisyonu	Numune	AET Test Sonuçları Patlama Sıcaklıkları (°C)	
		Sonuçlar	Ortalama
DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	182,8	183,9
	2. Numune	185,0	
% 2 Al İlaveli DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	182,9	182,9
	2. Numune	183,0	
% 2 MgB İlaveli DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	169,8	170,2
	2. Numune	170,5	
DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	183,7	185,0
	2. Numune	186,2	
% 2 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	171,8	171,2
	2. Numune	170,7	
% 4 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	183,9	181,0
	2. Numune	179,1	
% 6 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	171,9	171,2
	2. Numune	170,5	
Kompozit Yakıt Numunesi	1. Numune	238,3	238,2
	2. Numune	238,0	

Tablo 3.3.'deki sonuçlar incelendiğinde; DSC ve TGA test sonuçlarını destekler nitelikte olduğu ve DB-N1 yakıt numunesine % 2 MgB ve % 2 Al katkısının bozunma sıcaklığında belirgin bir değişime neden olmadığı belirlenmiştir. Benzer şekilde DB-N2 yakıt numunesine % 2, % 4 ve % 6 Al katkısının bozunma sıcaklığını çok belirgin bir şekilde değiştirmedeği tespit edilmiştir.

3.3.4. Bomba Kalorimetresi ile Yanma Isısının Tespiti

Kapalı bomba kalorimetresi ile katı yakıt numunelerinin yanma ısı belirlenmiştir. Bulunan sonuçlar Tablo 3.4.'de verilmiştir.

Tablo 3.4. Kalorifik Değer Ölçümü Sonuçları.

Yakıt Kompozisyonu	Numune	Kalorifik Değer (cal/g)	
		Sonuçlar	Ortalama
DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	884,42	866,96
	2. Numune	849,49	
% 2 Al İlaveli DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	877,74	873,56
	2. Numune	869,39	
% 2 MgB İlaveli DB-N1 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	881,90	878,46
	2. Numune	875,01	
DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	836,35	851,69
	2. Numune	867,03	
% 2 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	876,54	875,60
	2. Numune	874,66	
% 4 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	890,82	898,34
	2. Numune	905,86	
% 6 Al İlaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı	1. Numune	915,87	910,36
	2. Numune	904,86	
Kompozit Yakıt Numunesi	1. Numune	1237,27	1235,02
	2. Numune	1232,76	

4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, çift bazlı (DB) roket yakıtlarının içerisine ağırlıkça farklı oranlarda yüksek enerji ihtiva eden metal esaslı madde ilave edilmesiyle performans karakterizasyonlarının etkilerinin incelenmesi hedeflenmiştir. Çalışma kapsamında DB-N1 ve DB-N2 olarak adlandırılan çift bazlı katı roket yakıtlarına ağırlıkça farklı oranlarda Al ve MgB ilave edilerek elde edilen numunelerin TGA, DSC, AET ve Kapalı Bomba Kalorimetresi ile ölçüm sonuçlarının mukayeseli olarak incelemesi yapılmıştır. Ayrıca mukayese edilmek üzere bir adet kompozit yakıt numunesi de aynı testlere tabii tutulmuştur.

Tablo 3.1., Tablo 3.2. ve Tablo 3.3'teki sonuçlar incelendiğinde TGA, DSC ve AET analiz sonuçlarının birbirini destekler nitelikte ve uyumlu olduğu gözlenmiştir. DB-N1 Roket Yakıtı numunesine % 2 Al ve %2 MgB katkısının bozunma sıcaklığında belirgin bir değişime neden olmadığı belirlenmiştir. Benzer şekilde DB-N2 Roket Yakıtı numunesine % 2, % 4 ve % 6 Al katkısının da bozunma sıcaklıklarında önemli bir değişime neden olmadığı tespit edilmiştir. Buradan yola çıkarak yüksek enerjili metal esaslı madde ilavesinde yakıtların bozunma sıcaklıklarında önemli bir değişim olmayacağı ve taşıma, depolama ve atış emniyeti açısından bir sakınca yaratmayacağı değerlendirilmiştir.

Kapalı bomba kalorimetresi ile yapılan kalorifik değer ölçümleri ile numuneleri yanma ısı ölçülerek enerji seviyeleri tespit edilmiştir. Tablo 3.4'te verilen ölçüm sonuçları değerlendirildiğinde hem DB-N1 hem de DB-N2 numunesi ile yapılan testlerde Al ve MgB ilavelerinin yanma ısılarını (enerji seviyelerini) arttırdığı tespit edilmiştir. Yapılan ölçümler neticesinde; en düşük enerji seviyesinin 851,69 cal/g olarak metal ilavesiz DB-N2 Katı Yakıt numunesinde olduğu, en yüksek enerji seviyesinin ise 910,36 cal/g olarak %6 Al ilaveli DB-N2 Katı Roket Yakıtı numunesinde olduğu görülmüştür.

Al, MgB gibi yüksek enerjili maddelerin çift bazlı katı roket yakıtlarına ilave edilerek kullanılması ile önemli performans etkisi sağlanabilecektir. Bu özellikleri sayesinde özellikle uzun menzilli mühimmat atışlarında önemli bir yere sahip olacağı değerlendirilmiştir.

İleri dönemde yapılacak çalışmalarda roket yakıt numunelerinin yeni içerik reçeteleri ile farklı metal ve metal olmayan yüksek enerjili maddeler ile yeni yakıt türleri geliştirebilir. Geliştirilecek yakıtın roketlerde kullanılabilirlik açısından standartlar dahilinde karakteristik özellikleri belirlenerek optimize edilebilir. Yakıtlara yapılacak yüksek enerjili maddelerin ve oksitleyicilerin tane yapısı değiştirilerek yeni yakıt numunelerinin roketlerde kullanılabilirliği optimize edilebilir.

5. KAYNAKLAR

Agrawal, Jai P. (2010), High Energy Materials: Propellants, Explosives and Pyrotechnics WILEY-VCH Verlag GmbH & Co. KgaA. Weinheim.

Akçil, Mustafa (1996), Alüminyum İlavesinin Çift Esaslı Roket Katı Yakıt Performansına Etkilerinin İncelenmesi, Doktora Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

Arıcan, Mehmet Mert (2003), Havayla Çalışan Bir Roket Motoruyla Taşıt Tahriğinin İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

Dönmez, Can Emre (2018), Kompozit Esaslı Katı Roket Yakıt Numunesinin Karakteristik Özelliklerinin Deneysel İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, Kırıkkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kırıkkale.

Dreizin, E. L., (2008), Metal-based reactive nanomaterials. Department of Chemical Engineering, New Jersey Institute of Technology, Newark, NJ 07102, USA Progress in Energy and Combustion Science 1–27.

Erdem, Emre, Öztürk, Serhat, (2011), Bor' un Roket Yakıtlarında Kullanımı. Savunma Sanayiinde Bor Kullanımı Çalıştayı 14 Haziran, Ankara.

Frazier, Corey 2012, Modeling solid propellant strand burner experiments with catalytic nanoparticle additives, Texas A&M University.

Folly, Patrick, Mader Peter, Propellant Chemistry, *Chimia* 58 (2004), s. 374–382.

Galfetti, L., DeLuca, L.T., Severini, F., Colombo, G., Meda, L., Marra, G., Pre and post-burning analysis of nano-aluminized solid rocket propellants. *Aerospace Science and Technology* 11 (2007) s. 26–32.

Gök, Mustafa Güven, Cihan Ömer, Energetic Materials and Metal Borides For Solid Propellant Rocket Engine. *Materials and Engineering Technology* 003 (2020) s. 109–119.

Jayaraman, K., Anand, K.V., Chakravarthy, S.R., Sarathi, R., Effect of nanoaluminium in plateau-burning and catalyzed composite solid propellant combustion. *Combustion and Flame* 156. 2009, p.1662–1673.

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

Korotkikh, A.G. Glotov, O.G., Arkhipov, V.A., Zarko, V. E., & Kiskin, A.B. (2017). Effect of iron and boron ultrafine powders on combustion of aluminized solid propellants. *Combustion and Flame*, 178, 195-204.

Kubato, Naminosuke (2002), Propellant And Explosives. Germany.

Kumar, P., Varshney, M., & Manash, A. (2019). Combustion performance studies of aluminum and boron based composite solid propellants in sub-atmospheric pressure regimes. *Propulsion and Power Research*, 8(4), 329-338.

Liu, J.Z., Xi, J.F., Yang, W.J., Hu, Y.R., Zhang, Y.W., Wang, Y., & Zhou, J.H. (2014). Effect of magnesium on the burning characteristics of boron particles. *Acta Astronautica*, 96, 89-96.

Liu, L.L., He, G.Q., Wang, Y.H., & Liu, P.J. (2014). Factors affecting the measurement of the percentage of gaseous products from boron-based fuel-rich propellants. *Central European Journal of Energetic Materials*, 11(1).

Liu, P.J., Liu, L.L., & He, G.Q. (2016). Effect of solid oxidizers on the thermal oxidation and combustion performance of amorphous boron. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 124(3), 1587-1593.

Manning, T., Field, R., Klingaman, K., Fair, M., Bolognini, J., Crownover, R., ... & Sopok, S. (2016). Innovative boron nitride-doped propellants. *Defence technology*, 12(2), 69-80.

Nair, U.R., Asthana, S.N., Subhananda R. A., Gandhe, B.R., *Advances in High Energy Materials, Defence Science Journal*, Vol. 60 (March 2010), No. 2, s.137-151.

Özkan, Ş.G., Tombal, T.D., Ünver, İ. K., & OSMANLIOĞLU, A. E. (2016). Bor Bileşiklerinin Özellikleri, Üretimi, Kullanımı ve Nükleer Reaktör Teknolojisinde Önemi. *Journal of Boron*, 1(2), 86-95.

Samur, Ali Emre (2015), Hibrit Yakıtlı Roket Motoru Ateşleme/Test Düzenegi Tasarımı, Yüksek Lisans Tezi, Hava Harp Okulu, Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü, Ankara.

Sullivan, K., Young, G., Zachariah., Enhanced reactivity of nano-B/Al/CuO MIC's. Department of Mechanical Engineering and Department of Chemistry and Biochemistry, University of Maryland–College Park, College Park, MD 20740, USA. *Combustion and Flame* 156 (2009), 302–309.

Thakre, P., Yang, V. (2010), *Solid Propellants*. CD-adpaco Ltd, Melville, NY, USA School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, USA.

Ward, Thomas Arthur (2010), *Aerospace Propulsion Systems*, John Wiley & Sons, Clementi Loop.

Xiong-Gang, Wu., Qi-LongYann., XinGuo., Xiao-FeiQi., Xiao-JiangLi., KeQiangWang, *Combustion Efficiency And Pyrochemical Properties Of Micron-Sized Metal Particles As The Components Of Modified Double-Base Propellant*. *Acta Astronautica* 68 (2011) P.1098-1112.

Yaman, Hayri (2013), Yüksek Enerjili Maddelerin Çift Bazlı (DB) Roket Yakıtlarında Kullanımı ve Performans Etkilerinin Araştırılması, Doktora Tezi, Kırıkkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kırıkkale.

Yılmaz, Okan (2012), Service Life Assessment of Solid Rocket Propellants Considering Random Thermal and Vibratory Loads, Doktora Tezi, Ortadoğu Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.



ÖZGEÇMİŞ

Adı –Soyadı

Doğum Yeri

Medeni Hali

Yabancı Dili

Eğitim Durumu

Lise

Lisans

Yüksek Lisans

Çalıştığı Kurum, Yıl ve Unvan :

İletişim Adresi (e-posta)

Yayınları:

- Kervan, A. Yaman, H. (2022). Yüksek Enerjili Metal İlavelerin Çift Bazlı (DB) Roket Yakıtlarına Etkilerinin Araştırılması. *Selçuk 6. Uluslararası Uygulamalı Bilimler Kongresi*. Konya, Türkiye 16-17 Temmuz.
- Kervan, A. Yaman, H. (2021). Katı Roket Yakıtına Metal Esaslı Yüksek Enerjili Madde İlavelerinin Roket Motor Performans Karakteristiklerine Etkilerinin Araştırılması. *III. Uluslararası Savunma Sanayi Sempozyumu* Kırıkkale, Türkiye 7 – 9 Ekim.
- Kervan, A. Yaman, H. (2020). Investigation of The Effects of Metal Based High Energy Substance Additions on Double Base (Db) Rocket Propellant Characterization. *V. International Scientific and Vocational Studies Congress. Online, Turkey, 12-15 December.*