

KIRIKKALE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MAKİNE ANABİLİM DALI
DOKTORA TEZİ

YÜKSEK ENERJİLİ MADDELERİN ÇİFT BAZLI (DB) ROKET YAKITLARINDA
KULLANIMI VE PERFORMANS ETKİLERİNİN ARAŞTIRILMASI

Hayri YAMAN

KASIM 2013

Makine Anabilim Dalında Hayri YAMAN tarafından hazırlanan YÜKSEK ENERJİLİ MADDELERİN ÇİFT BAZLI (DB) ROKET YAKITLARINDA KULLANIMI VE PERFORMANS ETKİLERİNİN ARAŞTIRILMASI adlı Doktora Tezinin Anabilim Dalı standartlarına uygun olduğunu onaylarım.

Prof. Dr. Veli ÇELİK
Anabilim Dalı Başkanı

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

Prof. Dr. İbrahim UZUN
Ortak Danışman

Prof. Dr. Veli ÇELİK
Danışman

Jüri Üyeleri

Başkan : Prof. Dr. Mustafa İLBAŞ _____
Üye (Danışman) : Prof. Dr. Veli ÇELİK _____
Üye : Prof. Dr. İbrahim UZUN _____
Üye : Prof. Dr. Mustafa YİĞİTOĞLU _____
Üye : Prof. Dr. Atilla KOCA _____

.... /.... /

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

Doç. Dr. Erdem Kamil YILDIRIM
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

Bu doktora tezim,

her zaman desteklerini esirgemeyen eşim Nezahat ve çocuklarım Mert Can ve Yiğitcan'a

ÖZET

YÜKSEK ENERJİLİ MADDELERİN ÇİFT BAZLI (DB) ROKET YAKITLARINDA KULLANIMI VE PERFORMANS ETKİLERİNİN ARAŞTIRILMASI

YAMAN, Hayri

Kırıkkale Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Anabilim Dalı, Doktora Tezi

Danışman: Prof. Dr. Veli ÇELİK

Ortak Danışman: Prof. Dr. İbrahim UZUN

Ekim 2013, 168 sayfa

Sunulan tez çalışması ile çift bazlı (DB) katı roket yakıtlarına metalik ilaveler yapmak suretiyle yüksek enerjili yakıt numuneleri üretimi hedeflenmiştir. Yüksek enerjili katı yakıt numunelerinin üretiminde metal esaslı katkı maddeleri olarak; alüminyum (Al), bor temelli maddeler bor karbür (B_4C), magnezyum kaplı bor (MgB) maddeleri farklı kütleli yüzde oranlarda kullanılmıştır. Metalik ilavelerin, katı roket yakıtlarına hangi oranda ve nasıl ilave edilecekleri, hangi tane büyüklükte ve yapıda kullanılacakları literatür araştırmalarından belirlenmiştir.

İçerikleri tespit edilmek suretiyle üretilmesi planlanan sekiz farklı numune yakıt için her bir madde ayrı ayrı hassas tartılarak hazırlanmıştır. Katı yakıt numune üretimleri ekstrüzyon yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Yakıt numunelerinin her birinin yoğunlukları belirlenmiştir.

Yakıt numunelerinin yanma ısıları (enerji seviyeleri) kapalı bomba kalorimetresiyle ölçülmüştür. X1 temel içerikli yakıtın yanma ısısı 883.15 cal/g değerinde ölçülmüştür. % 6 Al ilavesi ile X1-C yakıtının yanma ısısı 994.30 cal/g değerine yükseltilmiştir. X2 yakıt numunesinin yanma ısısı 898.28 cal/g ölçülmüştür. Bu temel X2 yakıt içeriğine

yüksek enerjili metalik ilaveler yapılarak üretilen X2-A, X2-B ve X2-C yakıtlarının enerji seviyeleri yükseltilmiş ve çizelge haline getirilmiştir.

X1, X1-A ve X1-B yakıtlarının yanma hızı değerleri bilgisayarlı kapalı bomba cihazında 0-90 MPa basınç aralığında ölçülmüştür. % Al ilave artışı ile birlikte yakıt numunelerinin yanma hızlarının arttığı tespit edilmiştir.

Her bir yakıt numunesinin kendiliğinden tutuşma (patlama) sıcaklıkları ayrı ayrı ölçülerek tespit edilmiştir. Üretimleri gerçekleştirilen numune yakıtlardan üçünün yanma hızları tespit edilmiştir. % 2 Al ilaveli X1-A yakıtının ortalama yanma hızı, X1 yakıtına göre yaklaşık % 9.5 arttığı tespit edilmiştir. % 4 Al ilaveli X1-B yakıtının ortalama yanma hızı ise X1 yakıtına göre yaklaşık % 31.81 arttığı tespit edilmiştir.

Numune üretimleri yapılan her bir katı yakıtın, SEM görüntüleme yöntemi ile mikro yapıları ve ısıl iletkenlikleri ölçülerek ısıl iletkenlik katsayıları (k) tespit edilmiştir. Ayrıca her bir yakıt numunesinin mekanik karakteristikleri; -54°C , 24°C ve 74°C sıcaklıklarında 8 saat şartlandırıldıktan sonra farklı çekme hızlarında (5 mm/d, 50 mm/d ve 500 mm/d) belirlenmiştir.

Yapılan bu tez çalışması, aynı zamanda Bilim, Sanayi ve Teknoloji Bakanlığı tarafından koordine edilen Sanayi Tezleri (SAN-TEZ) projesi kapsamında, Kırıkkale Üniversitesi-MKE Barutsan Roket ve Patlayıcı Fabrikası işbirliğinde Bilim, Sanayi ve Teknoloji Bakanlığı desteği ile yapılmış bir SAN-TEZ projesidir.

Anahtar Kelimeler: Roketler ve Yakıtları, Katı Roket Yakıt Üretimi, Katı Yakıt Enerji Seviyesi, Yanma Hızı, Termomekanik, Isıl İletkenlik.

ABSTRACT

USE OF DOUBLE-BASE HIGH ENERGY MATERIALS IN SOLID PROPELLANT AND INVESTIGATION OF THEIR EFFECTS ON THE PERFORMANCE

YAMAN, Hayri

Kırıkkale University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Mechanical Engineering, Ph. D. Thesis

Supervisor: Prof. Dr. Veli ÇELİK

Co-Supervisor: Prof. Dr. İbrahim UZUN

October 2013, 168 pages

In this thesis study represented, it is aimed to produce high-energy propellant samples by adding metallic additives into double-base (DB) solid rocket propellant. In production of high-energy solid propellant samples, aluminum (Al), boron-based materials boron carbide (B_4C) and magnesium-covered boron (MgB) were used as metal based additives with different molar percentages. How and in which rate to add the metallic additives into solid rocket propellants and which particle sizes and structures will be used were determined through literature researches.

By determining the contents, each of materials was prepared by weighing in precision scales for 8 different sample propellants planned to produce. The production of solid propellant samples was conducted with extrusion method. Densities of each of propellant samples were determined.

The burning rates of propellant samples were measured through closed bomb calorimeter. The burning temperature of basic X1 propellant was measured to be 883.15 cal/g. With 6 % Al additive, the burning temperature of X1-C propellant was increased to 994.30 cal/g. The burning temperature of X2 propellant sample was measured to be

898.28 cal/g. By adding high-energy metallic additives into the content of this basic X2 propellant, the energy levels of X2-A, X2-B and X2-C propellants were increased, and the table was prepared.

The burning rates of X1, X1-A and X1-B propellants were measured under 0-90 MPa pressure range in computerized closed bomb device. It was determined that the burning rates of propellant samples have increased with % Al addition.

The self-ignition (explosion) values of each of propellant samples were determined by measuring separately. The burning rates of 3 of produced propellant samples were determined. It was determined that the average burning rate of X1-A propellant with 2 % Al addition have increased 9.5 % in proportion to that of X1 propellant. Also it was determined that the average burning level of X1-B propellant with 4 % Al addition have increased 31.81 % in proportion to that of X1 propellant.

By measuring the micro structures and thermal conductivities of each of propellants samples produced via SEM imaging method, their thermal conductivity coefficients (k) were determined. Also the mechanic characteristics of each of propellant samples were determined in different pulling speeds (5 mm/d, 50 mm/d and 500 mm/d) after conditioning for 8 hours at -54°C , 24°C and 74°C .

This thesis study is an also a SAN-TEZ project conducted with support of Ministry of Science, Industry and Technology, in cooperation of Kırıkkale University and MKE Barutsan Rocket and Explosive Factory within the scope of project of Industrial Theses Support Program (SAN-TEZ) coordinated by Ministry of Science, Industry and Technology.

Key Words: Rockets and Rocket Fuels, Manufacturing of Solid Rocket Propellant, Energy Level of Solid Rocket Propellant, Burning Rate, Thermomechanical, Thermal Conductivity.

TEŞEKKÜR

Tezimin hazırlanması esnasında hiçbir yardımını esirgemeyen tez yöneticisi hocam, Sayın Prof. Dr. Veli ÇELİK'e ve ortak danışmanım Sayın Prof. Dr. İbrahim UZUN'a, Tez İzleme Komitesindeki fikirleriyle bilimsel katkı sağlayan Değerli Hocam Sayın Prof. Dr. Mustafa İLBAŞ'a, doktora çalışmamda katkı sağlayan tüm Kırıkkale Üniversitesi Makine Mühendisliği hocalarıma, tez çalışmam esnasında bilimsel konularda daima yardımını gördüğüm Hocam Sayın Yrd. Doç. Dr. Mustafa AKÇİL'e, MKE Barutsan Roket ve Patlayıcı Fabrikası emekli müdürü Sayın Cemal KADIOĞLU'na, MKE Barutsan Roket ve Patlayıcı Fabrikası Ar-Ge ve Üretim Müdürlüğü çalışanlarına, MİGYEM Müdürlüğü yönetici komutanlarına ve çalışanlarına, tez kapsamında yaptığımız makinelerin imalatında desteklerini esirgemeyen Kemas Kırıkkale Elektrik Makinaları San. ve Tic.Ltd.Őti. işletmesi sahibi ve müdürü Elektrik Mühendisi İ. Muzaffer ÜNVER'e ve çalışanlarına katkılarından dolayı teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca yakıt numuneleri test ve analizlerinin yapılmasında, yardımlarını esirgemeyen MKE Barut Fabrikası yöneticilerine ve testlerin yapılmasında içenlikle yardımcı olan Kimya Yüksek Mühendis Selçuk DEMİR'e teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	İ
ABSTRACT	İİİ
TEŞEKKÜR	V
İÇİNDEKİLER DİZİNİ	VI
ŞEKİLLER DİZİNİ	X
ÇİZELGELER DİZİNİ	XVI
SİMGELER DİZİNİ	XVIII
KISALTMALAR	XX
1. GİRİŞ	1
1.1. Literatür Taraması	5
2. MATERYAL VE YÖNTEM	9
2.1. Roket Motorlarının Sınıflandırılması	9
2.1.1. Katı Yakıtlı Roketler	10
2.1.2. Sıvı Yakıtlı Roketler	11
2.1.3. Hibrit Roket Motorlar	11
2.2. Katı Yakıtlı Roket Motor Temel Bileşenleri	12
2.2.1. Motor Gövdesi	12
2.2.2. Ateşleyici Sistemler	13
2.2.3. Nozul	14
2.2.4. Yalıtıcı (İzolasyon)	15
2.2.5. Yakıt Çekirdeği	16
2.3. Roketlerde Temel Hesaplamalar	17
2.3.1. Rokette İtki ve Momentum	18
2.3.2. Toplam İtki	19
2.3.3. Özgül İtki	20
2.3.4. Egzoz Hızı	22
2.3.5. Karakteristik Egzoz Hızı	23
2.3.6. İtki Katsayısı	24

2.4. Rokete Uygulanan Net Kuvvet ve Hız Hesaplamaları.....	26
2.4.1. Roket Yönlendirme Sistemleri.....	28
2.5. Kimyasal Roket Yakıtlar ve Bileşenleri.....	32
2.5.1. Katı Yakıtlar	35
2.5.1.1. Tek Bazlı Katı Yakıtlar	37
2.5.1.2. Çift Bazlı Yakıtlar (DB).....	37
2.5.1.3. Üç Bazlı Katı Yakıtlar	39
2.5.2. Kompozit Esaslı Katı Yakıtlar.....	39
2.5.2.1. Kompozit Yakıtlar	39
2.5.2.2. Kompozite Modifiye Çift Bazlı Yakıtlar (CMDB).....	40
2.6. Katı Yakıt Üretim Yöntemleri	40
2.6.1. Döküm Yöntemi İle Katı Yakıt Üretimi	40
2.6.2. Ekstrüzyon Yöntemi İle Katı Yakıt Üretimi.....	41
2.6.2.1. Yüksek Enerjili Metalik Katı Yakıt İlaveleri	42
2.6.3. Bor Maddesi Kimyasal Özellikleri	43
2.6.4. Roket Yakıtlarında Bor Kullanımı.....	44
2.6.5. Metal Olmayan Yüksek Enerjili Katı Yakıt İlaveleri	46
2.7. Katı Yakıtlı Roketlerin Çalışma Şartlarına Etki Eden Yapısal Etmenler	47
2.7.1. Yakıt Çekirdek Geometrisinin Roket Çalışma Performansına Etkileri	48
2.7.2. Eroziyon Yanma.....	49
2.7.3. Katı Yakıtların Mekanik Davranışları	51
2.7.3.1. Elastik Davranış	52
2.7.3.2. Viskoelastik Davranış.....	54
2.7.3.2.1. Viskoelastik Davranışın Matematiksel Modellenmesi	55
2.7.3.2.1.1. Maxwell Modeli.....	56
2.7.3.2.1.2. Kelvin-Voigt Modeli.....	57
2.7.3.3. Viskoelastik Deformasyon	58
2.8. Katı Yakıtlarda Yanma Hızı.....	61
2.8.1. Katı Yakıt Yanma Hızına Etki Eden Faktörler	63
2.8.1.1. Basıncın Yanma Hızına Etkisi	64
2.8.1.2. Katı Yakıt İlk Sıcaklığının Yanma Hızına Etkisi	65

2.8.1.3. Katı Yakıt Yanma Hızına Etki Eden Diğer Faktörler	67
2.9. Katı Yakıt Yanma Hızı Ölçüm Yöntemleri	70
2.9.1. Yakıt Çubuğu Yanma Gerilemesi (Strand Burner) Yanma Hızı Ölçüm Yöntemi	70
2.9.2. Ultrasonik Yüksek Frekanslı Dalga Ve Basınç Değişimi Yöntemiyle Katı Yakıt Yanma Hızı Ölçümü	71
2.10. Katı Roket Yakıtlarında Isıl İletkenlik	74
2.11. Katı Yakıt Yanma Davranışı	75
2.11.1. Katı Yakıt Yanma Hızı Isıl İletkenlik İlişkisi	78
3. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA.....	80
3.1. Numune Katı Roket Yakıtı Üretimi	80
3.1.1. Katı Yakıt Üretim Yöntemi	81
3.2. Üretimleri Yapılan Yakıt Numuneleri	87
3.3. Numune Katı Yakıtların Test ve Ölçümleri	90
3.3.1. Numune Katıların Yakıt Yoğunluk Tespiti	90
3.3.2. Katı Yakıt Numuneleri Yanma Isısı Tespiti	92
3.3.3. Katı Yakıt numuneleri Yanma Hızı Ölçümleri.....	94
3.3.4. Yakıt Numuneleri Tutuşma (Patlama) Sıcaklıkları Tespiti	97
3.3.5. Katı Roket Yakıtı Numunelerinin Mikro Yapılarının İncelenmesi	99
3.3.6. Numune Katı Yakıt Isı İletkenlik Katsayı Belirlenmesi	103
3.3.6.1. Isı İletkenlik Ölçüm Belirsizliğinin Hesaplanması	104
3.3.6.1.1. Tekrarlanabilirlik Ölçümlerinden Gelen Belirsizlik Katkısı	106
3.3.6.1.2. Referans Numuneden Gelen Belirsizlik Katkısı	107
3.3.6.1.3. Kalınlık Ölçümünden Gelen Belirsizlik Katkısı	107
3.3.6.1.5. Isı Akısı Ölçümünden Gelen Belirsizlik Katkısı	108
3.3.6.1.6. Toplam Ölçüm Belirsizliği Hesaplanması	108
3.3.6.2. Yakıt Numuneleri Isıl İletkenlik Ölçüm Sonuçları	109
3.3.7. Üretimleri Gerçekleştirilen Numune Yakıtların Mekanik Özelliklerinin İncelenmesi	114
3.3.7.1. Yakıt Numuneleri Mekanik Davranış Tespiti	115

3.3.7.2. X1 Katı Yakıt Numunesi, Değişik Hız ve Sıcaklıklarda Mekanik Davranış Testleri	117
3.3.7.2.1. X1 Temel Yakıt İçeriğine, Ağırlıkça % Al İlavesiyle Üretilen Numune Yakıtların Mekanik Davranış Testleri.....	122
3.3.7.3. Üretimleri Yapılan Yedi Farklı Katı Yakıt Numunesinin Mekanik Davranış Deney Sonuçlarının Değerlendirmesi	127
4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	128
KAYNAKLAR	133
EKLER.....	139
EK 1	139
EK 2	142
EK 3	145
ÖZGEÇMİŞ.....	166

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. İtki oluşturmak amaçlı kullanılan yakıtların genel sınıflandırılması	3
2.1. Farklı yakıtlarla çalışan roketlerin oluşturduğu özgül itki ve itki değer aralıkları	9
2.2. Katı yakıtlı roketin genel görünüşü	10
2.3. Hibrit yakıtla çalışan roket motoru	12
2.4. Pyrotechnic tip katı yakıt ateşleyicisi	13
2.5. Küçük roket tipi ateşleyici (pyrogen igniter)	14
2.6. Nozuldan akan gazın basınç, hız ve sıcaklık değişimi	15
2.7. Motor borusuna montaj edilmiş yakıt çekirdeği	16
2.8. Bir katı yakıtlı roket motorunda gaz basıncı, gaz hızı, sıcaklık değerleri motorun farklı bölgelerinde farklı davranışlar göstermektedir	17
2.9. Katı yakıtla çalışan bir roket motorunun çalışma süresince itki kuvveti veya basınç değişim grafiği	20
2.10. İtki katsayısı (C_F) optimum genleşme şartını nozul çıkış basıncının atmosfer basıncına eşit ($P_e = P_a$) olduğunda; basınç oranının (P_c/P_e), nozul çıkış kesit alanı ile boğaz kesit oranı ($\epsilon = A_e/A_t$) ve özgül ısı oranlarının fonksiyonu olarak sağlanmaktadır	25
2.11. Rokete etki eden vektörel kuvvetler	26
2.12. Roketler dört farklı yöntem kullanılarak yönlendirilebilirler	29
2.13. Aerodinamik roket yönlendirme sistemlerinin her üçü bir roket üzerinde gösterilmiştir	29
2.14. Nozul bölgesi itki vektör kontrol sistemleri görülmektedir	30
2.15. Uçan bir roket aksel yönde 3 lineer ve eksenler etrafında 3 döner hareket ile 6 hareket serbestisine sahiptir	31
2.16. Roketin nozul ve kuyruk kısmından çeşitli yönlendirme yöntemleri	31
2.17. Hareketli nozul ile roketin ağırlık merkezine moment uygulanarak döndürülmesi	32
2.18. Genel kimyasal roket yakıtları	32

2.19. Döküm yöntemi ile Kompozit veya Kompozite Modifiye Çift Bazlı roket yakıt üretim akış şeması	41
2.20. Çift Bazlı (DB) yakıt üretim akış şeması	42
2.21. Katı roket yakıtlarında kullanılan yüksek enerjili maddelerin enerji seviyeleri	43
2.22. Yüksek saflıkta yaklaşık 10 mikron borun tane yapısı	44
2.23. Bor taneciklerinin magnezyum ve alüminyum ile kaplama görüntüsü	45
2.24. Borun oksitleyici amonyum perklorat (AP) veya potasyum perklorat (KP) kaplanmış görüntüsü	46
2.25. Katı yakıt yanma yüzey alanı değişiminin, zamana göre yanma odası basınç veya itkiye etkisi görülmektedir	48
2.26. Yakıt çekirdeği yanma yüzey geometrisine bağlı zamana göre itki kuvveti değişimi	49
2.27. Katı yakıtlı rokette yakıt çap ve boy oranı değişiminin, yanma süresi ve roket iç basıncına etkisi görülmektedir	50
2.28. Tipik bir kompozit katı yakıtta ait çekme grafiği eğrileri görülmektedir	53
2.29. Şekil A’da elastik, B’de viskoelastik malzeme mekanik davranışı	54
2.30. Elastik uzama yay modeli	55
2.31. Viskoz davranış sönümlenme modeli	56
2.32. Maxwell çekme modeli	56
2.33. Kelvin-Voigt Modeli.....	58
2.34. Polimer esaslı malzemelerin mekanik davranışını temsil eden Maxwell ve Kelvin-Voigt modellerinin birlikte matematik modelleme şeması	59
2.35. Polimer malzeme çekme testi.....	59
2.36. Polimer ya da plastik esaslı malzemenin farklı sıcaklıklarda gerilme-uzama grafikleri	60
2.37. Katı yakıt yanma hızı modellenmesi	62
2.38. Çift bazlı (NG-NC) katı roket yakıtının değişik basınç altında alev davranışı ve yanma hızı incelenmesi	65
2.39. Katı yakıt ilk sıcaklığının, farklı basınçlar altında yanma hızına etkisi	66
2.40. Yakıt çekirdek ilk sıcaklığının yanma süresi ve yanma oda basıncına etkisi	66

2.41. CMDB yakıtı yüksek enerjili madde ilavelerinin basınç ve yanma hızına etkilerinin incelenmesi	67
2.42. Yanma hızı, yüzey alanı ve basınç ilişkileri	68
2.43. Kompozit esaslı yakıt içeriğine farklı metalik ilavelerin yanma hızına etkileri	68
2.44. NG-NC çift bazlı (DB) yakıt ısı enerjisi değişiminin, farklı basınçlarda yanma hızına etkisi	69
2.45. Strand Burner (Yakıt Çubuğu Gerilemesi) yanma hızı ölçüm sistemi	71
2.46. Ultrasonik tam dalga sinyali kapalı bomba tipli ve sabit hacimli katı yakıt yanma hızı ölçüm sistemi	72
2.47. Katı yakıt numunesi, yanma hızı test ve ölçüm düzeneği kapalı bomba kısmının şematik görünüşü	72
2.48. Ultrasonik (UT) ve Strand Burner (SBT) yanma hızı ölçüm sonuçlarının karşılaştırılması	73
2.49. Sıcaklık değişim hızına bağlı olarak ısı geçiş yönleri	74
2.50. Farklı yüzey sıcaklıklarına sahip silindirdeki ısı geçişi	75
2.51. Katı yakıt yanma davranışı	76
2.52. Katı roket yakıtı yanma esnasında mesafe sıcaklık ilişkisi.....	76
2.53. Katı yakıt ilk sıcaklık değişiminin, yakıtın tüm yanma boyunca çalışma sıcaklık değişimine etkisi	77
2.54. Katı yakıt yanma esnası bölgesel sıcaklık dağılımı	77
2.55. Katı yakıt yanma davranışı esnasında geriye doğru ısı akış grafik ve denklemi ...	78
2.56. Farklı yanma hızlarında katı yakıt $-\infty$ yönüne sıcaklık dağılımı	79
3.1. Katı yakıt ham kitle hazırlama prosesi (sulu karıştırma, santrüfuj ve werner kırıcı)	82
3.2. Sulu karıştırma sistemi.....	82
3.3. Verner makinesi ile yakıt ham kütlesine yüksek enerjili metalik ilavelerin yapılması ve karıştırılması	83
3.4. Katı yakıt ham kütlesi harmanlama sistemi	84
3.5. Harmanlama sistemi ve uzaktan kumanda ünitesi	84
3.6. Değişik hızlı (diferansiyel) haddeleme sistemi	86
3.7. Eşit hızlı haddeleme sistemi.....	86

3.8. Burada X1 temel içerik yapıda ve % 2-6 aralığında Al ilaveli yakıt numune örnekleri görülmektedir	88
3.9. Temel X2 içerikli yakıt numunesi.....	88
3.10. Temel X2 yakıt içeriğine; A:% 2 Al ilaveli X2-A ve B: % 2 MgB ilaveli X2-B yakıt numuneleri.....	89
3.11. X2-C yakıt numunesi	89
3.12. Arşimet prensibine göre numune yakıt yoğunluk tespiti için kullanılan hassas terazi	90
3.13. Kapalı bomba tipi kalorimetre cihazı.....	92
3.14. Ölçülecek yakıt numunesinin yerleştirildiği kalorimetre kapalı bomba kısmı	93
3.15. Kapalı Bomba Katı Yakıt Yanma Hızı Ölçüm Cihazı.....	94
3.16. Basınç değişimi altında X1, X1-A ve X1-B yakıtları yanma hızı karşılaştırma grafiği	96
3.17. Tutuşma (patlama) sıcaklığı tespit cihazı.....	97
3.18. Tutuşma sıcaklığı (patlama) tespit cihazının numune yakıt yerleştirilen kısmı.....	98
3.19. SEM görüntüleme cihazı.....	99
3.20. X2 yakıtı görüntüsü 1000 büyütme.....	100
3.21. X2-A katı yakıt 1000 büyütme.....	100
3.22. X2 normal yakıt görüntüleme 15000 büyütme	101
3.23. X2-A katı yakıt numunesi % 2 Al ilaveli numune yakıt 15000 büyütme.....	101
3.24. X1-B yakıt numunesi %2 MgB ilaveli görüntüsü 15000 büyütme.....	102
3.25. Kırıkkale Üniversitesi Isıl İletkenlik Ölçüm Laboratuvarı	103
3.26. Isı iletkenlik katsayısı ölçümü için 2.5 inç çapında hazırlanan numune örnekleri.....	103
3.27. X1 yakıt numunesinin farklı sıcaklıklarda ısı iletkenlik davranış grafiği	111
3.28. X1-A yakıtı (% 2 Al ilaveli) değişik sıcaklıklarda ısı iletkenlik davranışı	112
3.29. X1-B yakıtı (% 4 Al ilaveli) değişik sıcaklıklarda ısı iletkenlik davranış grafiği.....	112
3.30. X2 yakıtının farklı sıcaklıklarda ısı iletkenlik davranış grafiği	113
3.31. % 2 Al ilaveli X2-A yakıtı sıcaklık değişimine göre ısı iletkenlik davranış grafiği	113
3.32. % 2 bor karbür (B4C) ilaveli X2-C yakıtı ısı iletkenlik davranış grafiği.....	114
3.33. Birinci tip çekme deney numunesi ölçüleri.....	115

3.34. İkinci tip çekme testi deney numunesi ölçüleri ve fotoğrafı	115
3.35. X1, X1-A, X1-B ve X1-C katı roket yakıtı çekme test numuneleri fotoğrafı.....	115
3.36. Katı roket yakıtı mekanik davranış ölçüm cihazı.....	116
3.37. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (24°C, 5 mm/d) grafığı	117
3.38. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 5 mm/d) grafığı	117
3.39. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (74°C, 5 mm/d) grafığı	118
3.40. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (24°C, 50 mm/d) grafığı	119
3.41. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 50 mm/d) grafığı	119
3.42. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (74°C, 50 mm/d) grafığı	120
3.43. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (24°C, 500 mm/d) grafığı	120
3.44. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 500 mm/d) grafığı	121
3.45. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (74°C, 500 mm/d) grafığı	121
3.46. X1-A temel içerikli katı yakıt içeriğine ağırlıkça % 2 Al ilaveli numune mekanik davranış testi (24°C sıcaklık ve 5 mm/d çekme hızı) grafığı	122
3.47. X1-A yakıt numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 5 mm/d) grafığı	123
3.48. X1-A temel içerikli katı yakıt içeriğine ağırlıkça % 2 Al ilaveli numunesi mekanik davranış testi (74°C, 5 mm/d) grafığı.....	123
3.49. X1-A temel içerikli katı yakıt içeriğine ağırlıkça % 2 Al ilaveli numunesi mekanik davranış testi (24°C, 50 mm/d) grafığı.....	124
3.50. X1-A temel içerikli katı yakıt içeriğine ağırlıkça % 2 Al ilaveli numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 50 mm/d) grafığı	124

3.51. X1-A % 2 Al ilaveli numune mekanik davranış testi (74°C, 50 mm/d) grafiği	125
3.52. X1-A numunesi ağırlıkça % 2 Al ilaveli 24°C ve 500 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri.....	125
3.53. X1-A temel içerikli katı yakıt içeriğine ağırlıkça % 2 Al ilaveli numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 500 mm/d) grafiği	126
3.54. X1-A numunesi % 2 Al ilaveli mekanik davranış testi (74°C, 500 mm/d) grafiği	126

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Cizelge</u>	<u>Sayfa</u>
2.1. Kimyasal katı roket yakıtları kombinasyonunda özgül itki değerleri	33
2.2. Bazı kimyasal sıvı roket yakıt kombinasyonlarının özgül itki değerleri.....	34
2.3. Homojen yüksek enerjili katı yakıt ilaveleri ve özellikleri	36
2.4. Kompozit esaslı katı roket yakıtına ait değişik sıcaklıklarda mekanik davranış değerleri.....	61
2.5. NG-NC içerikli çift bazlı roket yakıtında basıncın yanma hızına etkileri (deneysel) görülmemektedir	65
3.1. Çift bazlı (DB) katı yakıt üretmek için hazırlanan temel iki tür standart içerik yüzde ağırlık oranları reçete maddeleri verilmiştir.	80
3.2. Yüzde kütle oranlarında X1, X1-A, X1-B ve X1-C yakıt içerikleri.....	85
3.3. X2 temelli katı yakıt numune içerikleri	87
3.4. Katı yakıt numuneleri yoğunluk çizelgesi	91
3.5. Dört farklı X1 temel içerikli yakıt numunelerinin yanma ısıları.....	93
3.6. Dört farklı X2 temel içerikli yakıt numunelerinin yanma ısıları.....	93
3.7. Üç farklı (X1, X1-A, X1-B) çift esaslı katı roket yakıtlarının basınç artış koşullarında yanma hızı değerleri	96
3.8. Üretilen yakıt numunelerinin tutuşma (patlama) sıcaklığı.....	98
3.9. Ölçülen ve belirsizlik etkisi oluşturan büyüklükler	105
3.10. Yakıt numunesinin 20°C dört kez ısı iletkenlik katsayısı ölçümünden gelen tekrarlanabilir belirsizlik katkısı.....	106
3.11. Standart kalibrasyon numunesi ölçüm değerlerinden gelen belirsizlik katkısı.....	107
3.12. Toplam ölçüm belirsizliği hesaplama sonuçları.....	108
3.13. Farklı sıcaklıklarda X1 yakıtı ısı iletkenlik katsayısı (<i>k</i>) değerleri	109
3.14. Farklı sıcaklıklarda X1-A yakıtı ısı iletkenlik katsayısı (<i>k</i>) değerleri	109
3.15. Farklı sıcaklıklarda % 4 Al ilaveli X1-B roket yakıtı ısı iletkenlik katsayısı (<i>k</i>) değerleri.....	110
3.16. Farklı sıcaklıklarda X2 numune yakıt ısı iletkenlik katsayısı (<i>k</i>) değerleri	110

3.17. Farklı sıcaklıklarda % 2 Al ilaveli X2-A numune yakıt ısı iletkenlik katsayı (k) değerleri.....	110
3.18. Farklı sıcaklıklarda % 2 B ₄ C ilaveli X2-C numune yakıt ısı iletkenlik katsayı (k) değerleri.....	110

SİMGELER DİZİNİ

F	Roket itki kuvveti (N)
\dot{m}	Kütlesel debi (kg/s)
v_e	Nozul gaz çıkış hızı (m/s)
P_e	Egzoz çıkış basıncı (MPa)
P_a	Ortam basıncı (MPa)
A_b	Yakıt çekirdeği yanma yüzey alanı (m ²)
A_e	Nozul çıkış kesiti (m ²)
A_t	Nozul boğaz kesiti (m ²)
P_c	Yanma oda basıncı (MPa)
K	Özgül ısı oranı (Birimsiz)
I_t	Toplam itki (N.s)
I_{sp}	Özgül itki (s)
g_0	Yerçekimi ivmesi (m/s ²)
\dot{w}	Anlık gaz akış ağırlığı (kg.m/s ³)
ξ	$(k + 1)/(k - 1)$ (Birimsiz)
R	Gaz sabiti (kJ/kg.K)
T_g	Maksimum gaz sıcaklığı (K)
M_g	Yakıtın moleküler ağırlığı (kg/kmol)
c^*	Karakteristik egzoz hızı (m/s)
A_t	Nozul boğaz kesit alanı (m ²)
A_e	Nozul çıkış kesit alanı (m ²)
\dot{m}	Kütlesel debi (kg/s)
c_F	İtke sabiti (Birimsiz)
ϵ	Nozul çıkış kesit alanı ile nozul boğaz kesit alanı oranı (Birimsiz)
M	Yakıt ile birlikte toplam roket ağırlığı (N).
M_0	Roket ilk ağırlığı (N)
$M_{Yakıt}$	Roketten yanarak ayrılan yakıt ağırlığı (N)

ϵ	Erozyon katsayısı (r_0/r) (Birimsiz)
r	Katı yakıt yanma hızı (mm/s)
r_0	Erezyonlu yanma hızı (mm/s)
L	Katı yakıt uzunluğu (m)
D	Katı yakıt çapı (m)
K	Yanma yüzey alanının nozul kesit alana oranı (A_b/A_t) (Birimsiz)
E	Elastisite modülü (N/m^2)
ϵ	Elastik yüzde uzama miktarı (Birimsiz)
σ_m	Maksimum gerilme (MPa)
σ_r	Kopma gerilmesi (MPa)
τ	Kayma gerilmesi (MPa)
η	Sönümlenme sabiti (Ns/m)
L_0	Yakıt numunesi ilk boyu (m)
a	Katı yakıt ilk sıcaklık sabiti
n	Katı yakıt basınç sabiti (Birimsiz)
Π_r	Yanma hızı sıcaklık duyarlılığı (1/K)
Π_p	Basıncın sıcaklık duyarlılığı (1/K)
Q_x	Tek boyutlu yüzeyden geçen ısı miktarı (Watt)
k	Isı iletkenlik katsayısı (W/mK)
λ	Isı iletkenlik katsayısı (W/mK)
L	Numune kalınlığı (m)
T_u	Katı yakıt çözünme sıcaklığı (K)
T_s	Katı yakıt yanma yüzey sıcaklığı (K)
T_g	Yakıt yanma maksimum alev sıcaklığı (gaz sıcaklığı) (K)
c_p	Sabit basınç özgül ısınma ısısı (kJ/kgK)
d_D	Yakıt yoğunluğu (g/cm^3)
G_H	Hava ortamında tartılan yakıt kütlesi (gram)
G_S	Su kaldırma kuvveti ortamında yakıt kütlesi (gram)
d_{su}	Ölçüm suyu sıcaklığa bağlı, su yoğunluğu (g/cm^3)

KISALTMALAR

DB	Çift Bazlı Roket Yakıtı
SB	Tek Bazlı Roket Yakıtı
CMDB	Kompozite Modifiye Edilmiş Çift Bazlı Roket Yakıtı
NC	Nitroselüloz
NG	Nitrogliserin
NB	Nitramin Bazlı Yakıt
İVK	İtki Vektör Kontrol
TB	Üç Bazlı Katı Yakıt
B-CMBD	Bor İlaveli Kompozite Modifiye Edilmiş Çift Bazlı Yak.
Mg-CMBD	Magnezyum İlaveli Kompozite Modifiye Edilmiş Çift Bazlı Roket Yakıtı
Al-CMBD	Alüminyum İlaveli Kompozite Modifiye Edilmiş Çift Bazlı Roket Yakıtı
Mg/Al-CMBD	Mg/Al Birlikte İlaveli Kompozite Modifiye Edilmiş Çift Bazlı Roket Yakıtı
Ni-CMBD	Nikel İlaveli Kompozite Modifiye Edilmiş Çift Bazlı Roket Yakıtı
IPDI	Isophorone diisocyanate (Kompozit yakıt üretim kürü)
UT	Ultrasonik Ses Dalgası
SBT	Yakıt Çubuğu İle Yanma Hızı Ölçme Tekniği
SCUD	Sıvı yakıtlı balistik füze (Sovyetler Birliği yapımı)

1. GİRİŞ

Roket, momentum prensibine göre çalışan yüksek enerjili yakıtlar ile itki oluşturan motorlara verilen isim olarak adlandırılmaktadır. Roket motorları Newton'un üçüncü hareket yasasına göre **“her etkiye karşılık eşit ve zıt bir tepki prensibi”** ile çalışmaktadır [1,2]. Atmosferin oksijenine ihtiyaç duymadan atmosfer içi ve dışı ortamlarda problemsiz çalışabilirler. Uzay çalışmalarında kabini uzaya taşımak, askeri amaçlı kullanımlarda silah başlığını hedefe sevk etmek ve haberleşme uydularını yörüngeye yerleştirmek için kullanılmaktadır. Kimyasal esaslı yakıtla çalışan roketler, genellikle kendi içerisinde üç kategoriye ayrılırlar. Bunlar; sıvı yakıtlı roketler, katı yakıtlı roketler ve hibrid yakıtlı roketlerdir.

İlk roket yaklaşık 2000 yıl önce Çinli Han Dynasty tarafından geliştirilmiştir. 13.yüzyılda Çinliler ilk roketi savaş esnasında Moğollara karşı kullanmışlardır. Daha sonra Moğollar roketleri kendileri üreterek Asya ve Avrupa'ya karşı kullanmışlardır [1]. Avrupa'da roketler ilk olarak 18.yüzyılda askeri amaçlı kullanılmıştır. Fakat Avrupalılar ilk roketlerinde denge problemleri yaşamışlardır. 1844 yılında William Hale tarafından roketlerin denge problemi çoğunlukla giderilmesine rağmen, egzozdan yüksek enerji kaybetmeleri nedeni ile yeteri kadar verimli çalıştıramamışlardır. İlk modern sıvı yakıtlı ve kontrollü çalışan roket 1917 yılında Amerika'da, modern roketlerin babası olarak bilinen Profesör Robert H. Goddard tarafından geliştirilmiştir. 1932 yılında Nazi Almanyası roketlerle ilgilenmeye başlamış, özellikle de Goddard'ın araştırmaları dikkat çekmiştir. 1942 yılında Almanya'da Hitler'in talimatı ile Wherner von Braun yönetiminde 355 kilometre menzilli sıvı alkol ve oksijenle çalışan, 250 kN itki oluşturan V-2 roketini üretmişlerdir. V-2 roket modelinden yaklaşık 6000 adet üretilmiş ve II. Dünya Savaşı esnasında 2600'den fazla belirledikleri hedeflere saldırı amaçlı kullanmışlardır. II. Dünya Savaşının bitmesi ile birlikte Ruslar, İngilizler ve Amerikalılar, Almanların roket teknolojisini yakalamak ve personel yetiştirmek amacı ile rekabete girmişlerdir. Wherner von Braun'un Amerika'ya göç etmesiyle V-2 roket modeli Amerika'da Redstone adında, karadan karaya atılan rokete dönüştürülmüş ve ayrıca ilk olarak uzay çalışmalarında kullanılmıştır [1]. Sovyetler Birliği ise V-2 roketinden

esinlenerek SCUD füzelerini üretmiştir. Sonunda Amerika Birleşik Devletleri ve Sovyetler Birliği elde ettikleri roket tecrübesi neticesinde, Alman roket modelini terk ederek yeni roket motorları inşa etmişlerdir.

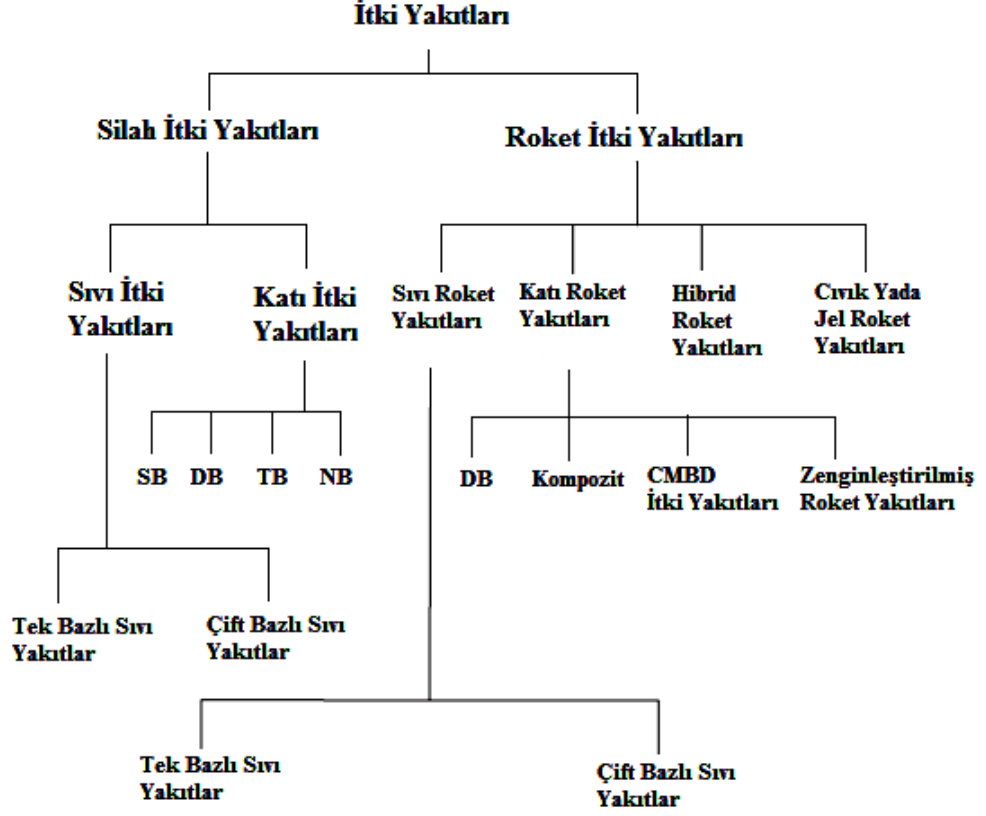
Atmosfer dışına çıkış, ilk olarak Sovyetler Birliği tarafından geliştirilen Vostok roketi ile kozmonot Yuri Gagarin tarafından 1961 yılında gerçekleştirilmiştir. Böylece Amerika Birleşik Devletleri ve Sovyetler Birliği arasında uzay araştırmaları rekabet haline dönüşmüştür. 1969 yılında Aya ilk ayak basan astronot Neil Armstrong NASA'nın kontrolünde arkadaşı astronot Buzz Aldrin ve Michael Collins ile birlikte Apollo 11 roketiyle uzay yolculuğunu gerçekleştirmişlerdir. Roketler ve uzay araçlarının her geçen gün haberleşme uydularının yörüngeye yerleştirilmelerinde ve uzayın gizemlerinin araştırmalarında insanlığın ilgisini büyüleyici bir şekilde çekmeye devam etmektedir.

Yüksek itki üretmeleri ve yakıt taşıma miktarlarının yüksek olması nedeniyle iki tip sıvı ve katı yakıtlı roketler geniş kullanım alanı bulmaktadır.

Sıvı yakıtlı roketlerde yakıt ve oksitleyici farklı tanklarda depolanmaktadır. Roket sistemi; borular, vanalar ve turbo pompalar vasıtasıyla çalışarak istenilen itkiyi sağlamaktadır. Sıvı yakıtla çalışan roketlerin dezavantajları maliyetlerinin yüksek, ağır, karmaşık yapılı ve yüksek emniyet gerektirmeleridir. Sıvı yakıtlı roketlerin en avantajlı yanı, uzun menzilli olmalarıdır.

Katı yakıtlı roket motorlarında yakıt ateşlendikten sonra yakıtın tamamı bitene kadar yanma durdurulamamaktadır. Bu durum katı yakıtlı roketler için bir dezavantaj gibi görünse de motor ağırlıklarının az, düşük maliyetli ve basit yapılı olmaları; füze ve uzay mekiklerinin destekleyici motoru olarak ve taktik amaçlı kısa menzilli roket kullanımlarında tercihli kılmaktadır [3,4].

Roket, füze ve silahlarda farklı kimyasal yapılarda itki oluşturan yakıtlar kullanılmaktadır. Bu yakıtlar; katı, sıvı, hibrid ve jel yapıda kullanılabilir. Bu yakıtlar; katı, sıvı, hibrid ve jel yapıda kullanılabilir.



Şekil 1.1. İtki oluşturmak amaçlı kullanılan yakıtların genel sınıflandırılması [5]

Şekil 1.1’de itki oluşturmak amaçlı kullanılan sıvı ve katı yapılmı kimyasal esaslı yakıtların genel sınıflandırılması görölmektedir. Bu sınıflandırmada itki sağlayan yakıtlar iki kategoriye ayrılmaktadır. Roketlere ve silahlara itki sağlayan yakıtlar jel, sıvı veya katı yapılmı kullanılabilmektedir.

Kimyasal özellikli yakıtlardan katı roket yakıtları silahlarda ve roket motorlarının itki oluşturmada yaygın olarak kullanılmaktadır [2]. Kendi içerisinde sınıflandırılan katı yakıtlar özel amaçlar için uzay fırlatma sistemlerinde, füzelerde ve silah sistemlerinde itkiyi oluşturmak amaçlı kullanılmaktadır. Farklı kimyasal içeriklerde ve oranlarda hazırlanan katı yakıtların yanma karakteristikleri ve performansları değişiklik göstermektedir. Katı yakıtlar yanma esnasında yüksek enerjileri ile yüksek sıcaklıkta gaz üretmelidirler. Bir katı yakıtın birim hacmindeki enerji yoğunluğu yüksek itici kuvvet oluşmasını sağlamalıdır.

Katı yakıt yanma esnasında yüksek enerjisi ile yüksek sıcaklıkta ve yüksek basınçta gaz üretmektedir. Roket motorlarının büyük itki kuvveti üretmesi için yüksek enerji yoğunluklu maddelerin kullanılmasını gerektirmektedir. Bu nedenle rokette kullanılacak yakıtın; yüksek enerjili ve yüksek yanma hızı ile yakıtın kimyasal enerjisinin kısa sürede ısı enerjisine dönüşebilmesini gerektirmektedir. Roketlerde itki, yanma odasında enerji dönüşümlü ile oluşan yüksek gaz basıncı ve gazın yüksek hızda roketi terk etmesiyle istenilen itki kuvveti oluşturulmaktadır [3]. Katı yakıtın yüksek enerji üretebilmesi, yakıtın kimyasal yapısını oluşturan doğru içeriklerin kullanılması ile gerçekleştirilebilir. Katı yakıt kompozisyonuna ilave edilecek yüksek enerjili maddeler gerek metal esaslı gerekse metal esaslı olmayan yüksek enerjili maddelerin uygun destekleyici maddeler ile aynı kompozisyon içerisinde oluşturulması ile gerçekleştirilebilir.

Bir katı roket yakıtı çok değişik yanıcı, yakıcı, bağlayıcı, sertleştirici, yanma hızı düzenleyici gibi bileşenlerden oluşmaktadır. Katı roket yakıt kompozisyonu, lineer yanma davranışı gösterebilen ve istenilen misyonu yerine getirebilen özellikte oluşturulmalıdır [2].

İyi bir katı yakıt ve roketten yüksek özgül itki, kısa zaman aralığında yüksek debili gaz üretimi ve üretilen gaz miktarına eşit egzoz gaz deşarjı sağlanması beklenmelidir.

Bu tez çalışması kapsamında çift bazlı (DB) katı roket yakıtı içerikleri yeniden hazırlanması ile yüksek enerjili ve yüksek yanma hızına sahip, yeni katı yakıt üretilmesi hedeflenmiştir. Literatür araştırmaları neticesinde son zamanların dikkat çekici konularından metal esaslı alüminyum (Al), magnezyum kaplı bor (MgB) ve bor karbür (B_4C) maddelerinin katı yakıt içeriğine uygun şartlarda ilave edilmesiyle numune yakıtlar üretilmiştir. Bu metalik esaslı maddeler, uygun reçetelerde hazırlanmasıyla üretilen yakıt numunelerinin yanma ısı, yanma hızı, yakıt yoğunluğu, ısıl iletkenlik katsayıları, mikro yapı ve mekanik davranışları araştırılmıştır.

1.1. Literatür Taraması

Katı roket yakıtlarının kütleli olarak hafif, ısı enerjisi bakımından yüksek olması istenmektedir. Katı roket yakıtının yüksek enerjili, dumansız ve yanma hızının yüksek olması avantaj sağlamaktadır. Roket yakıtlarında özgül itki roketin çalışma performansını belirleyen en önemli kriterlerden birisi olarak değerlendirilmektedir.

Literatür araştırmalarından, yüksek enerjili maddelerin katı roket yakıtı içeriğine ilave edilmesi neticesinde roketin çalışma performanslarını arttırdığı bilinmektedir. Katı roket yakıtlarının performanslarının artırılması amaçlı daha çok metal esaslı yüksek enerjili maddelerin yakıt içeriğine ilave edilmesi çalışmaları görülmektedir.

Akçil (1996), çift bazlı (DB) yakıt içeriğine farklı ağırlık oranında Al ilave etmiş ve yakıt enerji seviyesine etkilerini araştırmıştır. Yapmış olduğu çalışmada % 0 Al den % 12 Al miktarına kadar ilaveler yapmıştır. Çift bazlı yakıt içeriğine Al ilave miktarı artışı ile birlikte yakıtın enerji seviyesinde yükselme olduğunu incelemiştir. Katı roket yakıtı içeriğine Al ilave miktarı artıktıkça numune yakıtların mekanik davranışı incelenmesinde elastikliğin azaldığını tespit etmiştir [2].

Galfetti vd. (2007), kompozit esaslı yakıt içeriğine alüminyum ilavesinin lineer yanma hızını artırdığını gözlemlemişlerdir. Özellikle katı roket yakıtına ilave edilen alüminyumun tane yapısı küçüldükçe lineer yanma hızı artırdığını belirtmişlerdir. Yakıt içeriğine aynı miktarda mikron büyüklüğünde alüminyumdan nano büyüklüğündeki alüminyum ilavesinin yüzde yüzden fazla lineer yanma hızını artırdığını belirlemişlerdir. Ancak alüminyum ilave miktarının belirli miktardan fazla olması durumunda, yanma esnasında oluşan Al_2O_3 miktarını artırması ve özgül itkinin azaltılması nedeniyle belirli miktara kadar ağırlıkça alüminyum ilave edilmesinin daha iyi sonuçlar vereceğini önermişlerdir [6].

Meda vd. (2007), kompozit esaslı yakıt içeriğini AP/HTPB/Al ağırlıkça 68/17/15 yüzde oranlarında oluşturmuşlardır. Kompozit özellikli katı yakıt içeriğine Al yüzde oranı sabit kalmak şartıyla, yakıt içeriğine farklı tane büyüklüğünde nano ve mikron yapıları Al ilavesinin, farklı basınçlarda yanma hızına etkilerini araştırmışlardır. 150

nano, 2.5 mikron ve 30 mikron tane büyüklüğünde Al ilavelerinin, yanma hızı karşılaştırmalarında Al tane yapısı küçüldükçe yanma hızının önemli ölçüde arttığını ölçmüşlerdir. Ayrıca yapmış oldukları deneysel çalışmaların devamında mikro-Al ve nano-Al tozları ile elde edilen sonuçları karşılaştırmışlardır. Nano-Al tozları ilavesinin yanma hızını arttırdığını, tutuşma süresini ve tutuşma sıcaklığını düşürdüğünü gözlemlemişlerdir. Katı yakıtta ilave edilen metalik esaslı alüminyumun, tane boyutu küçüldükçe yanma hızının önemli ölçüde arttığını ve tutuşma sıcaklığının düştüğünü ölçmüşlerdir [7].

Jayaraman vd. (2009), yapmış oldukları çalışmada kompozit esaslı katı yakıtta nano ve mikron boyutlarda Al ilavesinin etkilerini karşılaştırmışlardır. Yüzde ağırlıkça belli miktara kadar Al ilavesinin arttırılması, yanma esnasında basınç artışına paralel olarak, yanma hızını arttırdığını ölçmüşlerdir [8].

Xiong-Gang Wu vd. (2011), Kompozite Değiştirilmiş Çift Bazlı (CMDB) içeriğine çeşitli yüksek enerjili metalik esaslı maddelerin sırayla Al, B, Ni, Mg ve Al/Mg karışımı ayrı ayrı ağırlıkça aynı miktarda ilave etmişlerdir. Tüm yakıt numunelerinin ilk sıcaklıkları 293 K olmak kaydıyla, katı yakıt yanma hızı, basınç ilişkilerini incelemişlerdir. Yaptıkları ilk deneyde Kompozite Modifiye Çift Bazlı (CMDB) yüksek enerjili madde ilave edilmeden üretilen yakıtın, yanma odası basıncının yanma hızına etkisini incelemişlerdir. Daha sonra aynı özellikteki katı yakıt içeriğine yüksek enerjili metalik esaslı maddeler eşit miktarda ilave edilerek üretilen yakıt numunelerinin farklı basınç değerleri altında yanma hızı davranışlarını araştırmışlardır. Metalik yakıt ilavesiz yakıt numunesinin 8 MPa'a kadar yanma hızının diğer ilaveli yakıt numunelerinden daha yüksek olduğunu, 8-22 MPa basınç aralığında ise metalik ilaveli yakıt numunelerinin yanma hızlarının ilavesiz yakıt numunesinden daha yüksek olduğunu tespit etmişlerdir. Basınç artışı ile birlikte en iyi yanma hızı performansını bor ilaveli yakıt (B-CMBD) numunesinde ve daha sonra sırasıyla magnezyum ilaveli yakıt (Mg-CMBD) numunesi, magnezyum alüminyum karışımı ilaveli (Mg/Al-CMBD), alüminyum ilaveli (Al-CMBD) yakıt numunesi ve nikel ilaveli (Ni-CMBD) yakıt numunesinde tespit etmişlerdir. 15-22 MPa basınç aralığında ise yüksek enerjili madde ilave edilmeyen yakıtta göre, diğer

yüksek enerjili metalik ilaveler yapılan yakıtların yanma hızlarının arttığını tespit etmişlerdir [9].

Popenko vd. (2007), nitroselüloz (NC), amonyum perklorat (AP) ve Cyclotetramethylene tetranitramine (HMX) katı roket yakıtı içeriğine farklı boyutlarda ve yüzdelerde alüminyum (Al) ilaveleri yapmışlar. İnce yapılı 0.1 µm, 0.3 µm ve 0.4 µm tane yapılı Al'nin ağırlıkça % 2.5'dan % 5'e kadar ilavesi ile üretilen yakıt numunelerinin yanma hızı artışı sağladığını ölçmüşlerdir [10].

Özüpek (1997), yapmış olduğu doktora çalışması ile kompozit esaslı katı roket yakıtı teorik üç boyutlu geliştirmiş olduğu modelleme ile deneysel çalışma sonuçlarını araştırmıştır. Deneysel çalışmalar, deney numunesi için farklı sabit sıcaklıklarda ve çekme hızlarında gerçekleştirilerek yakıt numunelerinin mekanik davranışları belirlenmiş ve teorik modelleme sonuçları ile karşılaştırmalar yapmıştır [11].

Shekhar (2011), ekstrüzyon yöntemi ile üretilmiş çift bazlı (DB), ekstrüzyon yöntemi ile üretilmiş kompozit esaslı katı yakıt (ECP), döküm yöntemi ile üretilmiş kompozit yakıt (CP) ve nitrat ester esaslı roket yakıtlarının mekanik davranış ölçümlerini belli sıcaklık ve hızlarda ASTM D638 tip IV standardı kapsamında gerçekleştirmiştir. Bu katı yakıt numunelerinin mekanik davranış sonuçlarını karşılaştırmıştır [12].

Shekhar (2012), kompozit esaslı katı amonyum perklorat (AP), hydroxyl terminated polybutadiene (HTPB) ve alüminyum (Al) ilaveli yakıt numunesinin raf ömrünü belirlemek amaçlı farklı yüklerde ve günlerce çekme yükü uygulaması ile yakıtın mekanik davranışını belirleme araştırmasını yapmıştır [13].

Shusser vd. (2006), kompozit esaslı katı roket yakıtının ısı iletkenliğini belirlenmesi için kararlı ve sabit yanma hızı şartları için analitik denklem oluşturmuşlardır. Teorik olarak tek boyutlu ısı akışı (QSHOD) yaklaşımı ile ısı iletkenlik şartlarının araştırmasını yapmışlardır [14].

Luman vd. (2007), yüksek enerjili metal esaslı alüminyum (Al), bor (B) ve metal olmayan yüksek enerjili CL-20, HNF, HMX ve RDX maddelerini farklı

kompozisyonda katı roket yakıtı içeriklerine ilave ederek yanma hızı ve ısıl enerji değişimi konusunu incelemişlerdir [15].

Bose ve Pandey, (2012), yapmış oldukları çalışmada beş adet kompozit esaslı yakıt numunesinin viskoelastik davranışlarını 5 mm/d, 50 mm/d ve 500 mm/d sabit hızlarda incelemişlerdir. İncelemiş oldukları kompozit esaslı yakıt numunelerinin omuzdan atılan roketlerde ve platformdan fırlatılan roketlere de kullanılabilirliğini mekanik davranış testleri ile belirlemişlerdir [16].

Zalewski ve Wolszakiewicz (2011), homojen çift bazlı (DB) katı roket yakıtının farklı sııcaklık ve çekme hızlarında mekanik davranışlarını araştırmışlar [17].

Nair vd. (2010), yüksek enerjili maddelerin roket yakıtı ve silahlarda kullanımı ile ilgili geniş çaplı bir araştırma yapmışlardır. Çalışmalarının hedefi katı roket yakıt ya da patlayıcı üretiminde kullanılan maddelerin enerji seviyeleri, dumanlı yakıt içeriği olup olmaması ve toksik özellik gösterip göstermeyeceği ve hangi yüksek enerjili maddelerin birbirleri ile uyumlu bir yapı oluşturabileceği gibi konularda araştırma yapmışlardır [18]

İbiricu ve Williams (1975), yapmış oldukları çalışmada homojen esaslı çift bazlı (DB) katı yakıtın yanmaması esnasında katı yakıtta geçen ısı enerjisinin yanma hızına etkisinin matematiksel modelini oluşturmuşlar ve katı yakıtın yanma hızı ile ısıl iletkenlik arasındaki ilişkiyi incelemişlerdir[19].

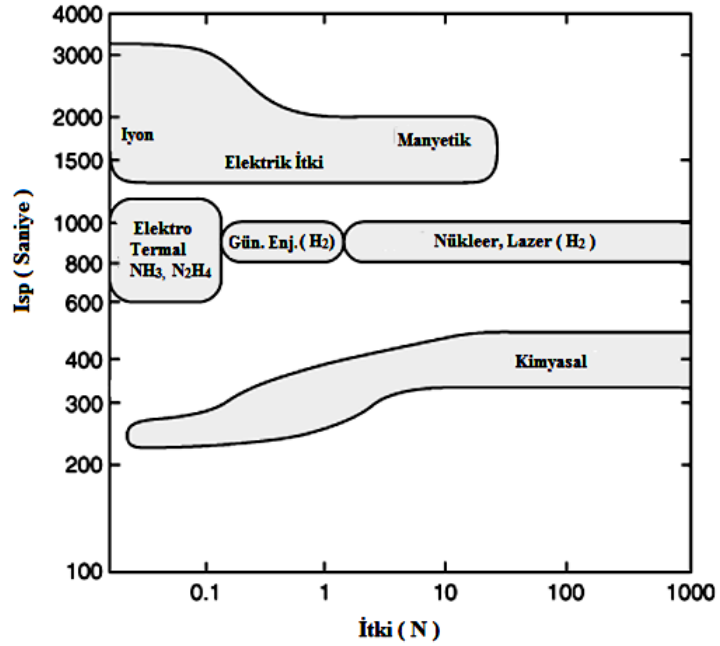
Hasegawa ve Hori (2010), yeni teknoloji ultrasonik yanma hızı yöntemini kullanmışlar ve katı yakıtın yanma hızını farklı basınçlarda tek seferde ölçme işlemini gerçekleştirmişlerdir [20].

Zhang ve Jackson (2010) homojen çift bazlı katı roket yakıtının erozif yanma davranışını silindirik yakıt çekirdeği için incelemişlerdir. Erozif yanma ile ilgili test, analiz ve modelleme sonuçlarını vermişlerdir [21].

2. MATERYAL VE YÖNTEM

2.1. Roket Motorlarının Sınıflandırılması

Roketler, istenilen yükü hedefe taşımak ve haberleşme amaçlı uyduların yörüngeye yerleştirilmesinde kullanılan araçlardır. Roket içerisinde yakıtın kimyasal enerjisinin ısı enerjisine dönüşümü esnasında üretilen gaz kütesine; daralan ve sonra genişleyen nozul sistemi aracılığı ile yüksek hız kazandırılmaktadır [3,10]. Nozuldan akan gaz kütesinin hızı roket tasarımına ve kullanılan yakıt özelliklerine bağlı olarak sesaltı (subsonic), ses hızı (sonic) ve sesüstü (supersonic) hızlarda çalışabilmektedirler. Roketten akan gazın akış hızı, oluşturduğu momentum ile gerekli itki kuvvetini sağlamaktadır. Füze, roket ve uzay mekiği gibi araçların uçuşunu sağlamak için çeşitli itki kuvveti üreten sistemler kullanılmaktadır. Kimyasal özellikli roketler kullandıkları yakıt çeşidine göre (katı, sıvı ve hibrit) üç farklı yakıt türü ile çalışabilmektedirler. Ayrıca elektrik ve nükleer itki sistemli roketlerin kullanımı da giderek yaygınlaşmaktadır.

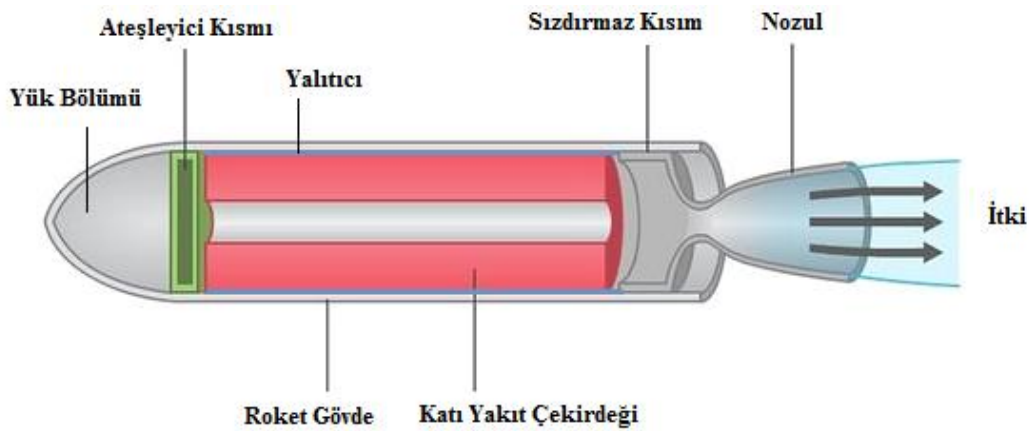


Şekil 2.1. Farklı yakıtlarla çalışan roketlerin oluşturduğu özgül itki ve itki değer aralıkları [23]

Farklı yakıtlarla çalışan roketlerin Şekil 2.1’de görüldüğü gibi özgül itkileri karşılaştırılmıştır. En yüksek özgül itkiyi elektrik, iyon ve manyetik etkili roketlerin oluşturduğu görülmektedir. Nispeten elektro termal roketlerin özgül itkilerinin elektrik, iyon ve manyetik etkili sistemlerden düşük olduğu görülmektedir. Kimyasal roketlerin özgül itkileri düşük olmasına karşılık nükleer etkili roketler ile birlikte yakıt yükleme imkanlarının büyük olması sebebiyle ve yüksek itki kuvveti üretmelerinden dolayı daha çok tercih edilmektedirler.

2.1.1. Katı Yakıtlı Roketler

Oksitleyici ve yanıcı yüksek enerjili maddelerin, katı halde beraberce kimyasal yapıda roket borusu içerisine yerleştirilmesiyle oluşturulan roket çeşitleridir. Katı yakıt çekirdek yapısı, plastik ya da kauçuk yapıya çok benzemektedir [1]. Katı yakıtlı roketler havanın oksijenine ihtiyaç duymadan atmosfer içinde ve dışında problemsiz çalışabilmektedirler. Katı yakıtlı roket ateşlendikten sonra tüm yakıt bitene kadar çalışmasına devam etmektedir. Katı yakıtlı roketlerin yapıları sıvı yakıtlı roketlere göre basittir ve bakım gerektirmezler [3]. Taktik amaçlı küçük katı yakıtlı roketler sıvı yakıtlı roketlerden, yüksek depolanma güvenilirliği nedeniyle daha çok tercih edilmektedirler. Katı yakıtlı roket motorları 20 yıla kadar güvenilir depolanabilme özellikleriyle önemli avantaja sahiptirler [1]. Katı yakıtla çalışan roketler Şekil 2.2’de görüldüğü gibi sade ve basit yapıları ile az sayıda bileşenlerden oluşmaktadır.



Şekil 2.2. Katı yakıtlı roketin genel görünüşü [24]

Katı yakıtla çalışan roketler daha çok; askeri amaçlı, uyduların yörüngeye yerleştirilmesi ve araştırma amaçlı uzay mekiklerinin destekleyici motoru olarak kullanılmaktadırlar. Geniş kullanım alanına sahip katı yakıtlı roketler diğer roket motorları ile karşılaştırıldığında daha basit ve ucuza imalat, yüksek güvenli yapıları ve çalışma esnasında milyon ton Newton mertebelerine kadar itki oluşturmaları sebebiyle tercih edilmektedirler [22]. Uzay mekiklerinin uzay yolculuğuna gönderilmesi esnasında, mekik destekleyici katı yakıtlı motorda 453600 kilograma kadar katı yakıt kullanıldığı bilinmektedir [1]. Katı yakıtlı bir rokette; yakıt, motor ağırlığının büyük çoğunluğunu oluşturmaktadır. Optimum çalışma performansı gösterecek katı yakıtlı roketin ağırlığının % 92'sini yakıt oluşturmaktadır.

2.1.2. Sıvı Yakıtlı Roketler

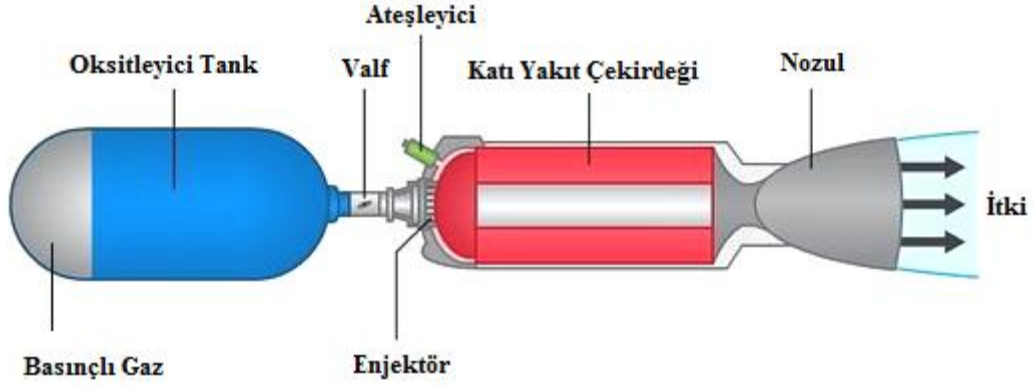
Sıvı yakıtla çalışan roket motorlarında sıvı yakıt ve oksitleyici ayrı ayrı tanklarda depolanmaktadır. Yakıt olarak daha çok sıvı hidrojen (LH_2) $-253^\circ C$ ve sıvı oksijen (LO_2) $-238^\circ C$ sıcaklık değerlerinde sıvı halde depo edilerek roket gerekliliği yanıcı ve yakıcı maddeleri sağlanmaktadır.

Sıvı yakıtlı roketler, katı yakıtlı roketler ile karşılaştırıldığında yapısal olarak fazla sayıda karmaşık sistemlerden oluşmaktadır. Sıvı yakıtlı roketler yüksek basınçta yakıt ve oksitleyicinin sıvı halde depolanması, oksitleyicinin ve yakıtın yüksek basınçta yanma odasına püskürtülmesini sağlayan türbin ve pompa sistemleriyle karmaşık yapıya sahiptirler. Sıvı yakıtlı roket motorlarının avantajı, motorun istenildiğinde durdurulup çalıştırılması ve itki kontrolünün isteğe bağlı olarak değiştirilebilmesidir [3].

2.1.3. Hibrit Roket Motorlar

Hibrit roket motorları genellikle, yanıcı katı yakıt çekirdeği yüzeyine sıvı oksitleyicinin tanktan kontrollü olarak verilmesi ile yanma esnasında yüksek basınçlı gaz üretim prensibine göre çalışan sistemlerdir. Bu motorların istenildiğinde

durdurulabilir ve tekrar çalıştırabilir özelliğe sahip olması avantajlı yanı olarak değerlendirilmektedir. Hibrit yakıtlı motorlar, sıvı yakıtlı roket motorlarına yakın özgül itki ile çalışmaktadırlar. Sıvı yakıtlı roketlere göre daha güvenlidirler.



Şekil 2.3. Hibrit yakıtlı çalışan roket motoru [25]

Hibrit roket Şekil 2.3’de görüldüğü gibi yakıcı ve yanıcının ayrı ayrı yerlerde depolanması ve püskürtülen oksitleyicinin valf ve enjektör ile yanma odasına gönderilmesi roketin kontrollü düzgün çalışmasını sağlamaktadır.

2.2. Kati Yakıtlı Roket Motor Temel Bileşenleri

Kati yakıtlı roketler sade ve basit yapıları ile az sayıda bileşenlerden oluşmaktadırlar. Bu motorların temel bileşenleri motor gövdesi, ateşleyici, nozul, yalıtıcı (insulation) ve yakıt çekirdeğinden oluşmaktadır. Bazı roketlerde İtki Vektör Kontrol (İVK) sistemleri de kati yakıtlı roketlerin bir bölümü olarak görülmektedir [3].

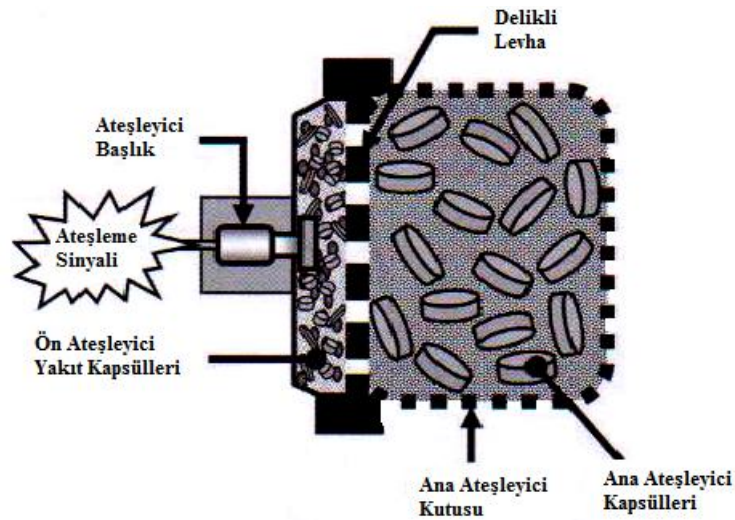
2.2.1. Motor Gövdesi

Genel olarak silindirik yapıda yüksek çalışma basınç ve sıcaklığa dayanıklı; hafif, yüksek dayanımlı çelik veya yüksek dayanımlı alüminyum alaşımlarında ya da kompozit (cam elyafı, kevlar ve karbon esaslı) malzemelerden, 3-30 MPa basınç

aralıklarına dayanabilecek özellikte imal edilmektedirler [22]. Motor borusu katı yakıtlı roketin ana gövdesini oluşturmaktadır. Roketin yük taşıyan ön kısmı, ateşleyicisi, bazı yönlendirme kanatları ve nozul kısmı roket borusuna montaj edilmektedir. Motor borusu, $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ ile $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ arası sıcaklık farklılıklarından etkilenmeden uzun süre depolama sürecinde bekletilebilmelidir [1,20].

2.2.2. Ateşleyici Sistemler

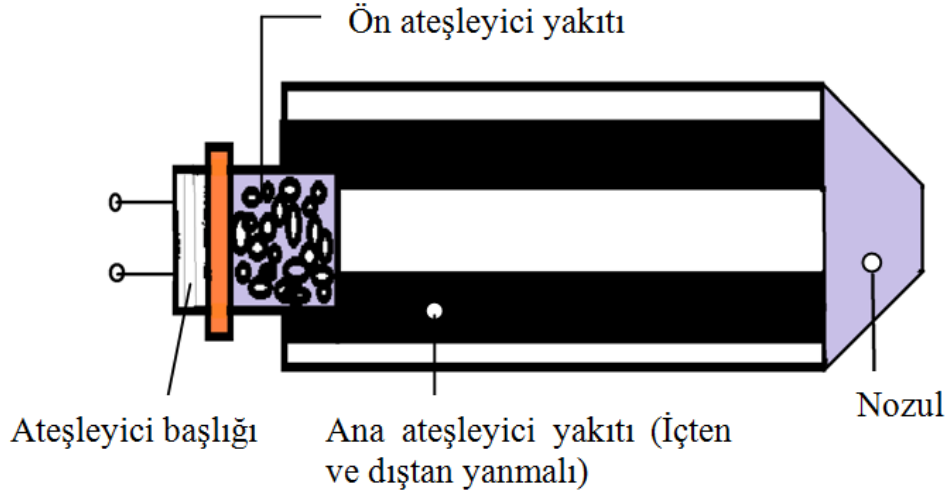
Katı yakıtlı roket motoru çalıştırılmak istenildiğinde ilk önce ateşleyici harekete geçirilmektedir. Katı yakıtlı roketlerin ateşlenmesinde üç farklı ateşleyici tipi kullanılmaktadır. Bunlardan birincisi Şekil 2.4’de görüldüğü gibi (pyrotechnic tipi) kapsül içerisine yüksek enerjili maddelerden oluşan katı yanıcı maddenin elektrik kıvılcımı ile ilk ateşlemenin yapıldığı sistemdir.



Şekil 2.4. Pyrotechnic tip katı yakıt ateşleyicisi [1]

İkinci tip (pyrogen ateşleyici tipi) ise aşağıda Şekil 2.5’de görüleceği gibi küçük roket yapısında ana roketin içerisine uygun yerleştirildiği bir noktadan elektrik kıvılcımı ile ateşlendikten sonra yüksek sıcaklıkta üretilen gaz ile ana katı yakıt yüzeyinin tutuşturulmasını sağlayan sistemlerdir.

Ateşleyici yakıt, kapsül tipi ya da küçük roket tipinde içerisine genellikle yüksek enerjili ve yüksek yanma hızına sahip % 24 bor, % 71 potasyum perklorat ve % 5 bağlayıcıdan oluşan maddelerden oluşturulmaktadır.



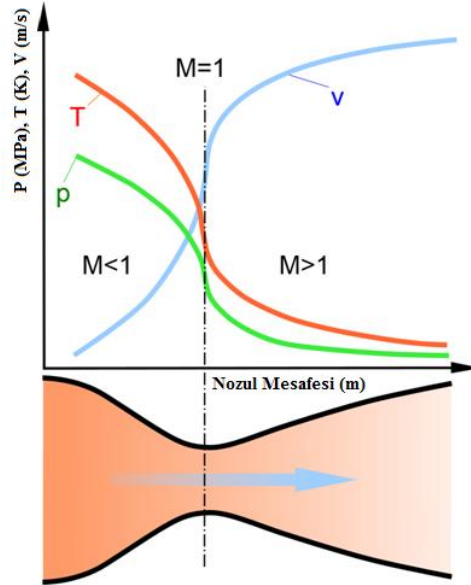
Şekil 2.5. Küçük roket tipi ateşleyici (pyrogen igniter) [1]

Üçüncü tip katı yakıt ateşleyicisi ise; daha çok gerçekte sıvı yakıtlı roketlerde yakıt olarak kullanılan hipergolik yakıt sınıfındaki klor triflorür (ClF_3)'den oluşmaktadır. Bu hipergolik yakıt klor triflorür (ClF_3), katı yakıtlı roketlerde ise ilk ateşleyici olarak kullanılmaktadır. Hipergolik ateşleyici, bir inert gazla birlikte ateşlenecek katı yakıt yüzeyine püskürtülmesi ile katı yakıtlı roketin ilk ateşlemesi başlatılmaktadır. Hipergolik yakıt, katı yakıt yüzeyine temas ettiğinde dışarıdan ateşleme sinyaline ihtiyaç duyulmadan yakıt oksijeni ile reaksiyona girmesi ile ilk ateşleme meydana gelmektedir [1]. Hipergolik ateşleyici sisteminin oldukça basit ve güvenilir yapıya sahip olduğu bilinmektedir.

2.2.3. Nozul

İtki sisteminin bir parçası olan nozul, yanma odasında kimyasal reaksiyon sonucunda üretilen gaz hızının artırılması ile etkin kinetik enerjinin meydana getirildiği kısmı oluşturmaktadır. Hızı artırılan gaz, kütle korunumu ilkesi doğrultusunda momentumu artmakta ve rokete yüksek itki kuvveti sağlamaktadır. Roket içerisinde

üretilen gazın kütleli debi hız artışı, itki kuvvetini artıran temel etmeni oluşturmaktadır. Nozulun daralan ve sonra genişleyen yapısı nozuldan akan gaz akış hızını istenilen değerlere değiştirebilmektedir. Nozuldan akan gaz hızı, nozul çıkışında ses altı (subsonic ($M<1$)), ses hızı (sonic ($M=1$)) ve ses üstü (supersonic ($M>1$)) hızlarda nozulu terk edecek yapıda, nozul tasarımları yapılmaktadır.



Şekil 2.6. Nozuldan akan gazın basınç, hız ve sıcaklık değişimi [27]

Şekil 2.6'da görüleceği gibi nozul girişi, nozul boğazı ve nozul çıkışından akan gazın basınç, hız ve sıcaklık değişimleri görülmektedir. Burada (M) mak olarak hız boyutsuzunu ifade etmektedir [1]. Nozul boğazında kesit daralmasına paralel gaz hızı artarken, basınç ve sıcaklık azalmaktadır. Nozul boğazı sonrasında basınç ve sıcaklık düşmeye devam ederken gaz hızı artış göstermektedir. Gaz hızının artarak roketi terk etmesi, roketin momentumunun artması anlamına gelmektedir [3].

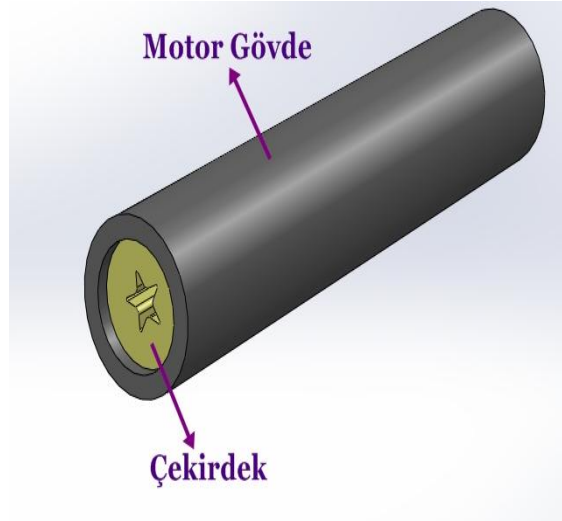
2.2.4. Yalıtıcı (İzolasyon)

Katı yakıtlı roketlerde, sıvı yakıtlı roketlere uygulanan soğutma sistemi yoktur. Katı yakıtlı roketlerde yüksek sıcaklıktan korumak amaçlı, motor borusu ve diğer alt sistemlerine yüksek sıcaklıktan hasar görmeyecek özellikte izolasyon malzemesi

kullanılmaktadır [3]. Yanma odasında reaksiyona giren yakıttan üretilen gaz sıcaklığı 2000-4000 Kelvin değerlerine kadar yükselmektedir. Bilhassa motor boru yüzeyinin yüksek sıcaklıktan etkilenmeden çalışabileceği yalıtım malzemesi kullanılması gerekmektedir. İzolasyon malzemeleri; yüksek ısıya dayanıklı, ısıl iletkenliği düşük ve genellikle buharlaşma yoluyla soğutma yapabilen yeteneklere sahiptirler. Katı yakıtlı roketlerde kullanılan izolasyon, çok yaygın olarak EPDM (Ethylene Propylene Diene Monomer) malzemesine bazı güçlendirme maddelerinin ilavesi ile kullanılmaktadır [22].

2.2.5. Yakıt Çekirdeği

Döküm veya ekstrüzyon yöntemi ile üretilen katı roket yakıt çekirdeği, motor borusu içerisine montaj edilmektedir. Kompozit esaslı yakıt kullanılan roketler için daha çok döküm yöntemi ile yakıt çekirdeği hazırlanmaktadır. Döküm yöntemiyle, yakıt doğrudan roket borusu içerisine dökülebildiği gibi dışarıda ayrı bir kalıp içerisine orta maça hazırlandıktan sonra yakıt şekillendirilerek motor borusuna montaj edilebilmektedir. Çift bazlı (DB) katı yakıt çekirdek üretimi ise dışarıda ekstrüzyon yöntemi ile şekillendirildikten sonra motor borusuna montaj edilmektedir.

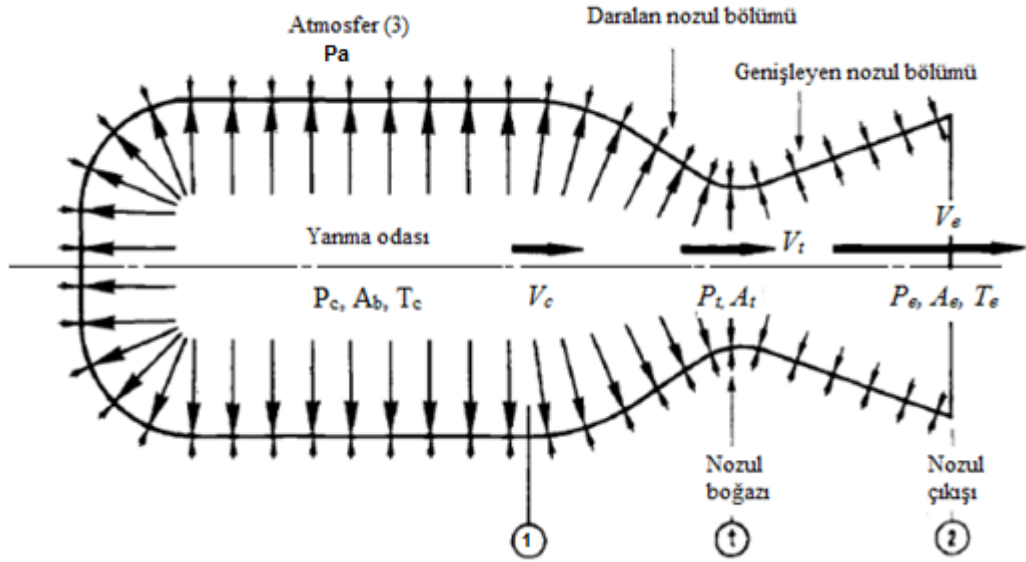


Şekil 2.7. Motor borusuna montaj edilmiş yakıt çekirdeği

Roket yakıt çekirdeği Şekil 2.7’de görüldüğü gibi motor borusu içerisine dış yüzeyine özel yalıtım malzemesi kaplanması yapılarak sıkı bir şekilde motor borusuna montaj edilmektedir.

2.3. Roketlerde Temel Hesaplamalar

Bir roketin oluşturduğu itki, temelde mekanik, kimyasal ve termodinamik çalışma koşulları altında gerçekleşmektedir. Roket motor yanma odasında üretilen gazın, nozuldan geçerken hız kazanması neticesinde itki kuvveti oluşmaktadır. Nozuldan çıkan gazların oluşturduğu itki kuvveti roketi, istenilen istikamete sevk edebilmektedir.



Şekil 2.8. Bir katı yakıtlı roket motorunda gaz basıncı, gaz hızı, sıcaklık değerleri motorun farklı bölgelerinde farklı davranışlar göstermektedir [3]

Burada (P_c) yanma odası basıncını, (A_b) yanma odası yüzey alanını, (T_c) yanma odası basıncını, (V_c) yanma odası gaz hızını, (P_t) nozul boğaz basıncını, (A_t) nozul boğaz kesit alanını, (V_t) nozul boğaz hızını, (V_e) nozul çıkış hızını, (P_e) nozul çıkış basıncını, (A_e) nozul çıkış kesit alanını ve (T_e) nozul çıkış sıcaklığını ifade etmektedir.

Şekil 2.8’de görülen 1 ile gösterilen kısım, yanma odasını ifade etmektedir. Bu kısımda genellikle yanma süresince basıncın sabit olduğu kabul edilmektedir. Roket motor tasarımında yanma odasında üretilen gazın yüksek hız kazandırılarak roketi terk etmesi amacıyla nozul boğazı önce daralan daha sonra genişleyen yapıda tasarlanmaktadır. Yanma odasında üretilen gaz, nozul boğazında hızı artarken basıncı düşmektedir. Optimum roket çalışma şartlarının sağlanması için nozulun genişleyen çıkış kısmı motor çapından daha küçük olmak kaydıyla oluşturulmalıdır. Nozul çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit çalışma koşulunda en yüksek itki oluşmaktadır [3].

2.3.1. Rokette İtki ve Momentum

Roketlerde itki, yanma odasında yakıtın yanması ile oluşan yüksek basınçlı gaz kütlesine yüksek hız kazandırılması sonucunda ve nozul çıkış basıncı ile ortam basıncı arasındaki farklardan oluşan kuvvet etkisi ile oluşmaktadır. Roketin oluşturduğu itki kuvveti, yanma odasında birim zamanda üretilen gaz kütlesi ve üretilen gazın nozuldan çıkış hızına bağlı olarak değişmektedir.

Nozuldan akan gaz kütlesi sabit kabul edildiğinde itme kuvveti aşağıda verilen denklem ile ifade edilmektedir.

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

Bu denklemede; (dm) zamana göre yanma ile üretilen gaz kütlesi değişimini, (v_e) nozul çıkışı gaz hızını, (\dot{w}) nozul çıkışı akan gaz ağırlığını, (g) yerçekimi ivmesini ifade etmektedir.

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

Momentum kavramı roketin hareketini sağlayan temel yapıyı oluşturmaktadır. Roket motoru içerisinde üretilen gaz kütlesi nozuldan yüksek hızda dışarı atılması esnasında iki tür itki oluşur; birincisi momentum etkisi ile oluşan itki, ikincisi ise nozul çıkış kesitinden çıkan gaz basıncı (P_e) ile ortam basıncı (P_a) arasındaki fark neticesinde oluşan itki kuvveti çiftlerinden oluşmaktadır. Denklem (2.2)’de eşitliğin

birinci terimi momentum etkisi ile oluşan itkiyi ($\dot{m}v_e$), ikinci terim nozul çıkışındaki basınç farkı ile oluşan itkiyi $(P_e - P_a)A_e$ ifade etmektedir.

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

Bu denklem tüm roket uygulamalarında özgül ısı oranı (k) sabit değeri için geçerli genişleme sürecindeki itki kuvveti hesaplamalarında kullanılmaktadır [3]. Bir roketin oluşturduğu maksimum itki kuvveti, nozul çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit olduğunda ($P_e = P_a$) sağlanmaktadır. Denklem (2.4)'den görüleceği gibi nozul çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit olduğu kabul edildiğinde eşitliğin sağ tarafı sıfır olur ve maksimum itki kuvveti oluşur.

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

Tek motorlu roketin oluşturacağı maksimum itki denklem (2.4)'te verilmiştir. Roket üzerinde birden fazla itki üreten sistem var ise toplam itki;

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

İtki prensibi ile çalışan tüm roketlerde, itki üreten tüm ünitelerin ürettiği itkiler ayrı ayrı toplanması ile denklem (2.5)'de görüldüğü gibi toplam itki kuvveti elde edilmektedir.

2.3.2. Toplam İtki

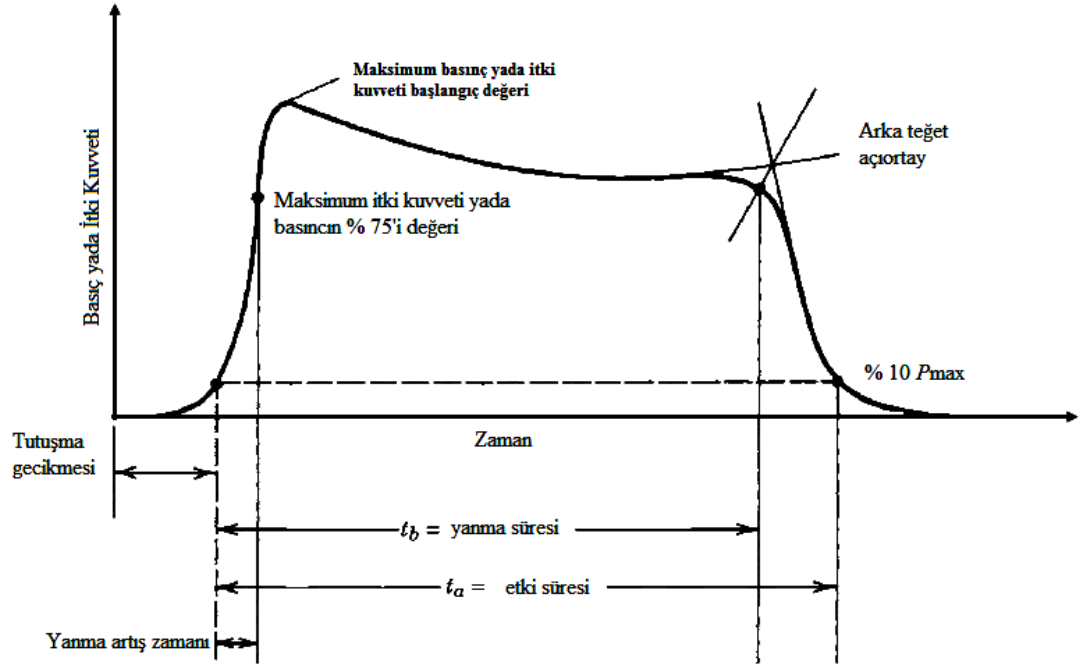
Yanma süresi boyunca zamana göre üretilen itki kuvvetinin integrali alınarak hesaplanan değerdir.

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

Tüm yanma süresince itki kuvvetinin sabit olduğunu kabul edilirse;

$$I_t = Ft \quad (2.7)$$

Bir rokette toplam itki (I_t) tüm yakıtın toplam enerji dönüşümü ile orantılı olmaktadır.



Şekil 2.9. Katı yakıtla çalışan bir roket motorunun çalışma süresince itki kuvveti veya basınç değişim grafiği [1,3,28]

Toplam itki (I_t) Şekil 2.9'da görüldüğü gibi ortalama itki kuvveti ile yanma süresinin çarpımından elde edilen değer olarak hesaplanmaktadır. İtki kuvvetinin uzun süreli sabit kalması, roketin düzgün doğrusal hareketle hedefe sevk edilmesini sağlayacaktır.

2.3.3. Özgül İtki

Özgül itki, birim zamanda üretilen gaz miktarına bağlı olarak elde edilen veya birim zamanda tüketilen yakıt miktarıyla elde edilen itki miktarını ifade etmektedir [29].

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

Bu denklem (2.8), roketin itki ürettiği ortalama zaman aralığındaki, özgül itki değerini ifade etmektedir [28].

Roket, ilk ateşlenmesi yapıldıktan sonra oluşan tutuşma gecikmesi ve art yanmalar ihmal edildiğinde, itki kuvveti (F) ve kütleli gaz akışı (\dot{m}) sabit kabul edildiğinde özgül itki (I_{sp});

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

ifade edilir. Denklem (2.9) da anlık yakıt akış ağırlığını (\dot{w}) ifade etmektedir. Özgül itki denklemi ayrıntılı verilecek olursa denklem (2.10)'da olduğu gibidir [26,30]:

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \left[\frac{2k}{k-1} \frac{R}{M_g} T_c \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{1}{g} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{\zeta}{2}} \sqrt{\frac{RT_c}{kM_g}} \left(\frac{P_e - P_a}{P_c} \right) \frac{A_e}{A_t} \quad (2.10)$$

Özgül itki, yaklaşık en sade haliyle yazıldığında denklem (2.11)'de verildiği gibidir:

$$I_{sp} \cong \sqrt{\frac{T_g}{M_g}} \quad (2.11)$$

Bu eşitlikte (M_g) moleküler gaz ağırlığı, (ξ) simgesi ise $\xi = (k+1)/(k-1)$ oranını ifade etmektedir. Maksimum özgül itki (I_{sp}) aynı zamanda yanan yakıtın özgül itki oranının (k) bir fonksiyonu olmasına rağmen, (k) yakıt miktar değişiminden etkilenmez. Denklem (2.11)'de görüleceği gibi yüksek enerjili maddelerin yüksek sıcaklıkta (T_g), yüksek yanma ürünleri (M_g) üretmeleri her zaman kullanışlı bir roket yakıtı olacağı anlamına gelmemektedir. Benzer şekilde maksimum itki kuvveti (F_{max}), maksimum itki sabiti ($c_{F,max}$) ve maksimum özgül itki ($I_{sp,max}$) nozul çıkış basıncı (P_e), atmosfer basıncına (P_a) eşit olduğunda sağlanmaktadır [26]. Yani $P_e = P_a$ olduğunda özgül itki yeniden yazılacak olursa:

$$I_{sp,max} = \frac{1}{g} \left[\frac{2k}{k-1} \frac{R}{M_g} T_g \left\{ 1 - \left(\frac{P_a}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.12)$$

Bir rokette özgül itki, karakteristik egzoz hızı ve itki sabitinin çarpımının yerçekimi ivmesine oranlanması ile hesaplanabilmektedir. Bu denklem daha sade haliyle (2.13)'de verildiği gibidir.

$$I_{sp} = \frac{c_F c^*}{g} \quad (2.13)$$

İtke sabiti (c_F) nozul içerisindeki gaz akışının genişleme prosesi verimliliğini, karakteristik egzoz hızı (c^*) ise yanma prosesi verimliliğini ifade ederken, özgül itki (I_{sp}) ise tüm roket motorunun verimliliğini ifade etmektedir.

2.3.4. Egzoz Hızı

Efektif egzoz hızı, gerçekte nozul boyunca ünifom olarak hareket etmez ve her noktada büyüklükleri farklı davranış gösterebilmektedir. Nozul hattında gaz hızının tam olarak ölçülmesi zordur. Egzoz hızı (c); diğer adı efektif egzoz hızı ve tek boyutlu doğrusal akış olduğu kabul edildiğinde aşağıda denklemde verildiği gibidir.

$$c = I_{sp} g = \frac{F}{\dot{m}} \quad (2.14)$$

Burada (I_{sp}) özgül itkiyi, (g) yerçekimi ivmesini, (F) roket itme kuvvetini ve (\dot{m}) kütleli yakıt akış hızını ifade etmektedir.

Efektif egzoz hızı, kütleli gaz akış hızı (\dot{m}) sabit kabul edildiğinde;

$$c = v_e + (P_e - P_a)A_e / \dot{m} \quad (2.15)$$

Egzoz çıkış basıncı ve atmosfer basıncı birbirlerine eşit ($P_e = P_a$) olduğunda ortalama efektif egzoz hızı nozul çıkış hızına eşit ($c = v_e$) olmaktadır. Egzoz çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit olmadığı ($P_e \neq P_a$) durumda ($c \neq v_e$) eşit olmamaktadır [26]. Efektif egzoz hızı ($c = v_e$) eşit kabul edildiğinde itki kuvveti tekrar yazılacak olursa:

$$F = \frac{\dot{w}}{g} v_e = \dot{m} c \quad (2.16)$$

Roket motorlarında, yanma odası gazları nozula ses altı hızda gider, nozul boğazında ses hızına ulaşır ve nozul boğazı genişlemesi ile ses üstü hıza ulaşır [29]. Buradan nozul çıkış hızı (v_e) :

$$v_e = \sqrt{\frac{T_c R}{M_g} \frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_a} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2.17)$$

Burada (v_e) nozul çıkış hızını, (T_c) yanma odası sıcaklığını, (k) özgül ısılar oranını ($k = c_p / c_v$), (P_e) nozul çıkış basıncını, (c_p) sabit basınçta özgül ısıyı, (c_v) sabit

hacimde özgül ısıyı, (R) gaz sabitini, (M_g) yakıtın moleküler ağırlığını (kg/kmol) ifade etmektedir [29].

2.3.5. Karakteristik Egzoz Hızı

Karakteristik egzoz hızı, roket itki sistemlerinde sıklıkla kullanılan bir terimi ifade etmektedir. Egzoz hızı katı yakıtın, enerji seviyesini belirleyen bir yakıt özelliğidir [1,3,23]. Karakteristik egzoz hızı (c^*) sembolü ile gösterilmektedir. Karakteristik egzoz hızı yanma odası basıncı, nozul boğaz kesit alanı ve nozuldan deşarj edilen gaz akış hızı oranı ile denklem (2.6)'da verildiği gibi formüle edilmektedir.

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (2.18)$$

Karakteristik egzoz hızı (c^*) farklı roket tasarımlarının ve roket yakıtlarının performans ilişkilerini karşılaştırmak amacıyla da kullanılmaktadır. Roket üzerinde yapılan basit ölçümlerle, birim zamanda kütleli akış (\dot{m}), yanma odası iç basıncı (P_c) ve nozul kesit alanına bağlı olarak değişmektedir.

Karakteristik egzoz hızı roket motorlarında önemli analiz parametrelerindedir. Karakteristik egzoz hızı; yanma sıcaklığı, moleküler ağırlık ve gaz sabiti ilişkileriyle de ifade edilmektedir [30].

$$c^* = \sqrt{\frac{RT_c}{kM_g} \left[\frac{k+1}{2} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \quad (2.19)$$

Karakteristik egzoz hızı daha çok gaz sabiti, yakıtın moleküler ağırlığı ve yanma sıcaklığına bağlı bir karakteristik özelliği ifade etmektedir. Burada (R) gaz sabitini, (T_c) yanma odası sıcaklığını ve (M_g) katı yakıt moleküler ağırlığını ifade etmektedir [26,30].

2.3.6. İtki Katsayısı

İtki katsayısı (C_F), ağırlıklı olarak yakıt özelliğine bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Nozul tasarımı ve yanma odası basıncı itki katsayısına etki eden faktörlerdendir. Yaklaşık değeri 1,5 civarındadır [29]. İtki katsayısı, roketin ürettiği itki kuvvetinin yanma odası basıncı (P_c) ve nozul kesit alanına (A_t) bölünmesi ile hesaplanmaktadır [3]. En sade ifadeyle itki katsayısı;

$$c_F = \frac{F}{P_c A_t} \quad (2.20)$$

denkleminde ifade edilmektedir.

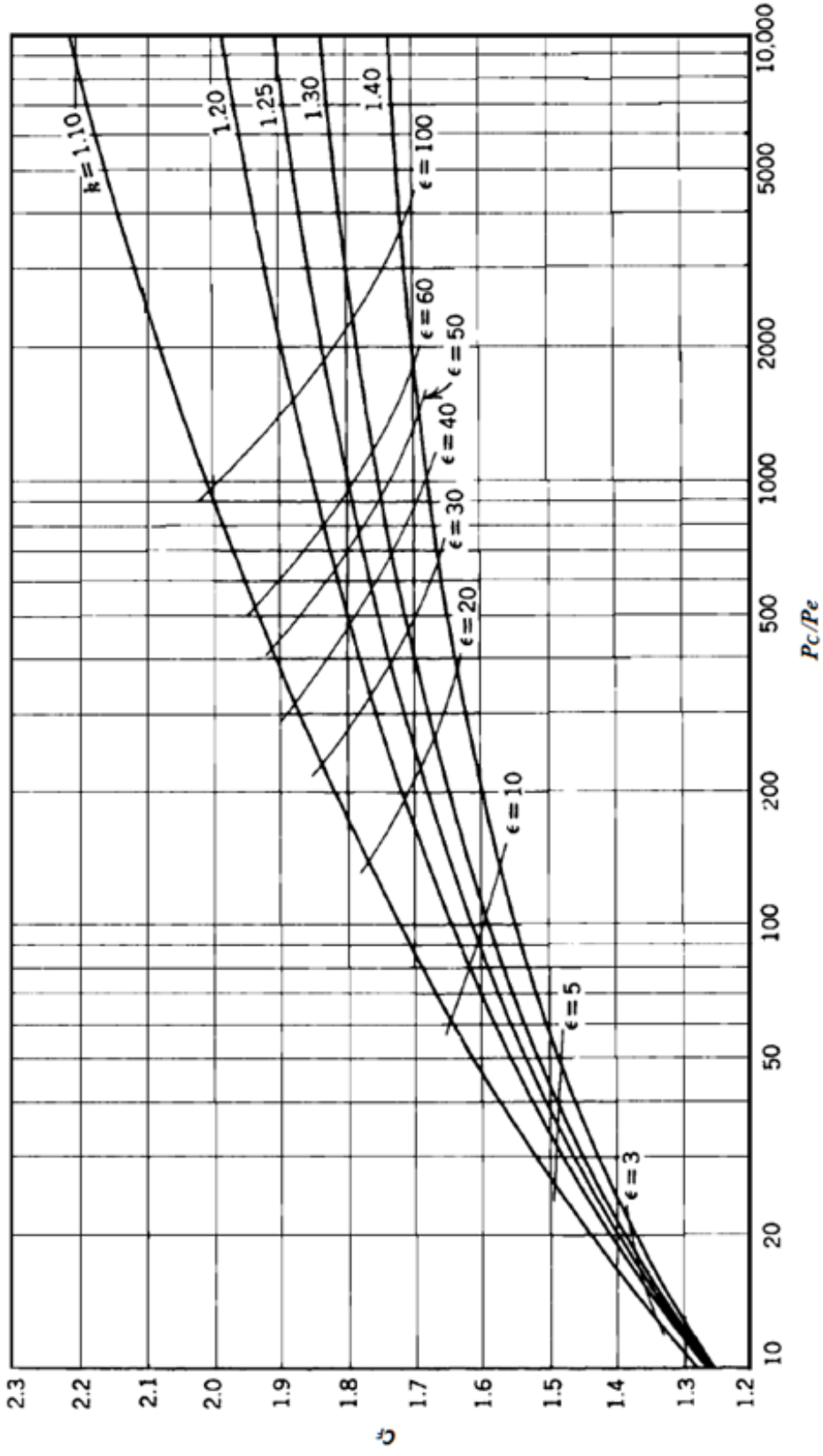
İtki katsayısı yanma odası basıncı, nozul kesit alanı, nozul çıkış basıncı, atmosfer basıncı, nozul çıkış hızı, nozul çıkış ve boğaz oranı terimleri ile ilişkilendirilmesiyle itki katsayısı daha açık ifade edilecek olursa;

$$c_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{k}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{P_e - P_a}{P_c} \epsilon \quad (2.21)$$

Denklem (2.21)'de ($\epsilon = A_e/A_t$), nozul çıkış kesit alanının nozul boğaz kesit alanına oranı olarak ifade edilmektedir. Bu oran ($\epsilon = A_e/A_t$), nozul tasarımının en önemli parametrelerindedir. İtki katsayısı (c_F), fiziksel olarak sabit bir katı yakıt gaz akış yapılanmasında nozul verimliliğini ifade etmektedir [3,26,29,30,67].

Optimum izantropik nozul genişleme oranı denklem (2.22)'de verildiği gibidir.

$$\frac{A_t}{A_e} = \left[\frac{k+1}{2} \right]^{1/(k-1)} \left[\frac{P_e}{P_c} \right]^{1/k} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left[\frac{P_e}{P_c} \right]^{k-1} \right]} \quad (2.22)$$

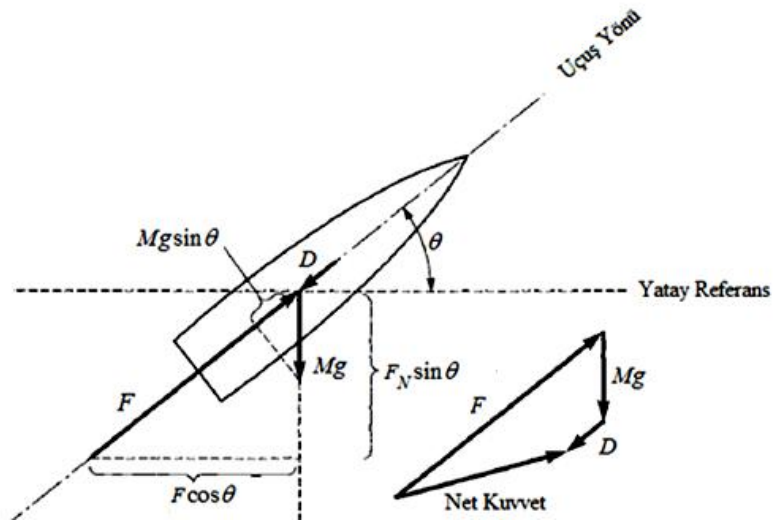


Şekil 2.10. İtici katsayısı (C_F) optimum genişleme şartını nozul çıkış basıncının atmosfer basıncına eşit ($P_e = P_a$) olduğunda; basınç oranının (P_c/P_e), nozul çıkış kesit alanı ile boğaz kesit oranı ($\epsilon = A_e/A_t$) ve özgül ısı oranlarının fonksiyonu olarak sağlanmaktadır [3]

Şekil 2.10 incelendiğinde nozul çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit ($P_e = P_a$) olduğu şartlarda ve farklı özgül ısı oranlarında (k), farklı nozul çıkış kesit alanı ile boğaz kesit oranlarında ($\epsilon = A_e/A_t$) itki katsayısının değişimi görülmektedir [67]. Yanma odası ve nozul çıkış basıncı oranı (P_c/P_e) büyüdükçe itki katsayısı artmakta, ayrıca özgül ısılar oranı (k) küçüldükçe de itki katsayısı artmaktadır. ($P_e = P_c$) şartlarında itki katsayısı (c_F) optimum ve böylece $F = c_F P_c A_t$ olduğundan en yüksek itki kuvveti sağlanmaktadır [3,67].

2.4. Rokete Uygulanan Net Kuvvet ve Hız Hesaplamaları

Roket motor yanma odasında üretilen gaz, nozul vasıtasıyla hız kazandırılması neticesinde itki kuvveti oluşmaktadır. Roket motorlarının seyir modellenmesi, Şekil 2.11’de görüldüğü gibi roket motorunun net ürettiği itki kuvvetine bağlıdır. Üretilen net itki kuvveti atmosfer şartlarında ve atmosfer dışı uçuşlarda roketin hareketini sağlamaktadır. Atmosfer içi uçuş koşullarında roket uçuş yönüne ters hava direnci ve kendi kütlesi ile orantılı seyir açısına bağlı ters yönlü yerçekimi kuvveti etki etmektedir. Bu çerçevede roketin oluşturacağı net itki kuvveti matematiksel olarak hesaplanmaktadır.



Şekil 2.11. Rokete etki eden vektörel kuvvetler [3]

$$\frac{(MdV)}{dt} = F_N - Mg \sin \theta - D \quad (2.23)$$

Roket çalışma yapısı gereği değişken momentum etkisi altında kalmaktadır. Momentum roketten atılan gaz kütesine, roketin toplam kütesinin azalmasına ve roketin hızına göre zamanla değişiklik göstermektedir. Denklem (2.23)'de roketin toplam kütesi (M) roketten atılan gaz kütesi ile değişmektedir. Ayrıca roketin kendi ağırlığı (Mg) ve hava direnci (D) roketin üretmiş olduğu itki kuvvetini azaltıcı yönde etki yapmaktadır. Bu çerçevede doğru menzil hesaplamalarında rokete uygulanan net kuvvet doğru belirlenmelidir [1,3,18,17]. Roketi hareket ettiren net itki kuvveti;

$$\sum F = F_N - Mg \sin \theta - D \quad (2.24)$$

Denklemleri ile hesaplanmaktadır.

Uçuşun başından itibaren roketin toplam kütesinde, roketten ayrılan gaz kütesi kadar zamana bağlı olarak azalma meydana gelmektedir.

$$\frac{dM}{dt} = -\dot{m} \quad (2.25)$$

Burada (\dot{m}) roketten akan kütesel gaz hızını ifade etmektedir.

Efektif egzoz hızı (c) egzoz hızına (v_e) eşit kabul edildiğinde ($c = v_e$);

$$F_N = \dot{m} v_e = \dot{m} I_{sp} g \quad (2.26)$$

Böylece;

$$\frac{dV}{dt} = \frac{I_{sp} g}{M} \frac{dM}{dt} - g \sin \theta - \frac{D}{M} \quad (2.27)$$

Bu denklemde (dV) roket hız değişimini, (dM) roketin toplam kütle değişimini ifade etmektedir. Roketin uçuş esnasındaki zamana bağlı toplam kütle değişimi;

$$\frac{d}{dt} (\ln M) = \frac{1}{M} \frac{dM}{dt} \quad (2.28)$$

Buradan roketin toplam kütle değişimi, denklem (2.27)'de yerine konduğunda;

$$\frac{dV}{dt} = -I_{sp} g \frac{d}{dt} (\ln M) - \frac{D}{M} - g \sin \theta \quad (2.29)$$

Roket uçuş hızı denklemi (2.29)'un integrali alınarak yazıldığında;

$$V - V_0 = I_{sp} g \ln \left(\frac{M_0}{M} \right) - \int_0^t g \sin \theta dt - \int_0^t \frac{D}{M} dt \quad (2.30)$$

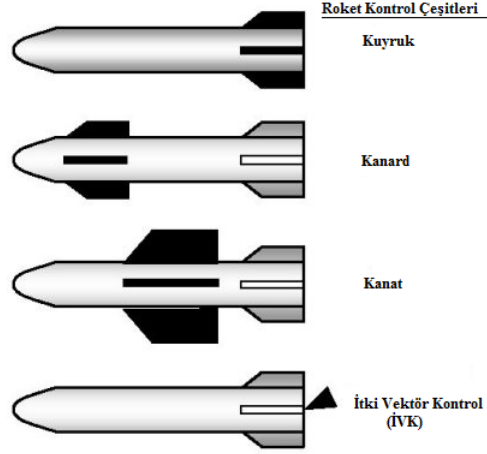
Denklemdede (V_0) roket ilk hızını, (M_0) roketin uçuş öncesi ilk kütlesini ifade etmektedir [1].

$$\Delta V = V - V_0 = I_{sp} g \ln\left(\frac{M}{M_{Son}}\right) = v_e \ln\left(\frac{M}{M - M_{Yakit}}\right) \quad (2.31)$$

Denklem (2.31) ile roketin hız değişimi hesaplanmaktadır. (M_{Son}) roketin son kütlesini, (M_{Yakit}) roketten ayrılan yakıt kütlesini ifade etmektedir [1].

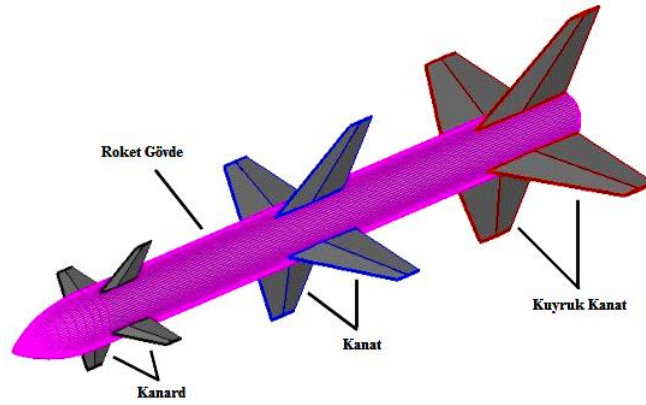
2.4.1. Roket Yönlendirme Sistemleri

İyi bir roketten, uçuş kararlılığı bozulmadan belirlenen yörüngede, hava şartlarından etkilenmeyecek kararlılıkta hedefe ulaşması beklenir. Bu nedenle roket uçuş kontrol sistemleri, belirli bir yörünge üzerinde roketin uçmasını ve atmosfer şartlarından etkilenmeden uçuş kararlılığı sağlamalıdır [31]. Roket hareketini ve kararlılığını: rüzgâr, üretim toleransları içerisinde motor itkisinin doğrusal olmaması, roket ağırlık merkezinin konumu, fırlatma esnasındaki dengelenmemiş kuvvetler olumsuz yönde etkiler. Roketlerde bu olumsuzlukları gidermek ve roketin hedeflenen uçuş eğrisini doğru bir şekilde sağlaması için güdüm sistemi kullanılmaktadır [31]. Şekil 2.12’de dört farklı roket yönlendirme sistemleri görülmektedir. İtke vektör kontrol sistemi ile atmosfer içi ve dışı roket çalışmalarında roketin istenilen yörüngede yönlendirilmesini sağlamaktadır.



Şekil 2.12. Roketler dört farklı yöntem kullanılarak yönlendirilebilirler [32]

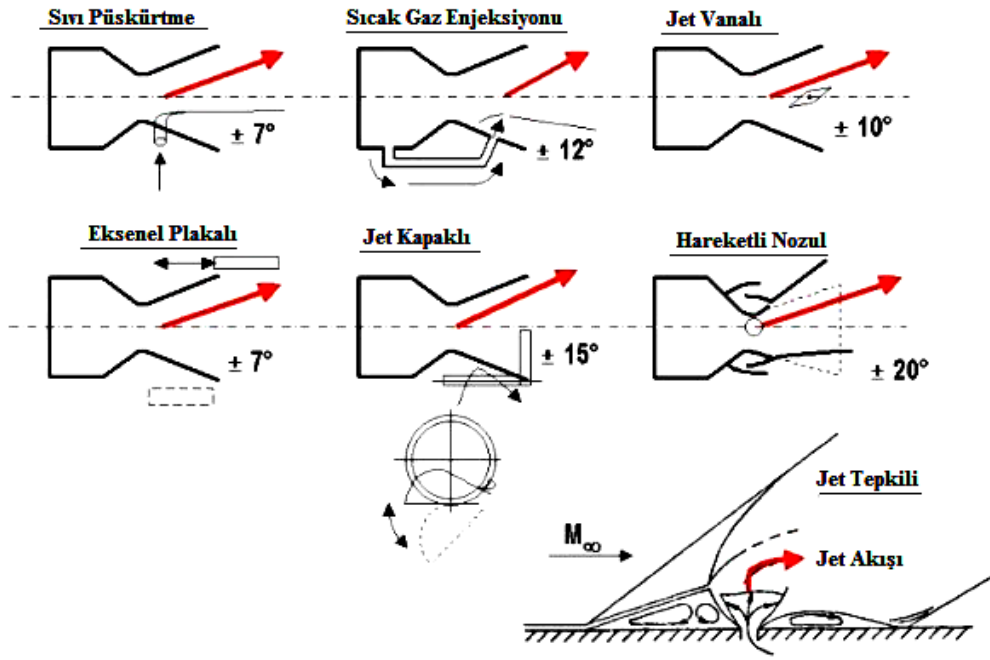
Roketler temelde aerodinamik ve itki vektör kontrol sistemleri ile gideceği hedefe bir yörünge üzerinde sapma eğilimi göstermeden yönlendirilirler. Şekil 2.12’de ilk üç farklı yönlendirme yöntemi ile aerodinamik ortamda roketin belirli yerlerine yerleştirilen kanatların kontrolü ile hedef uçuşu sağlanmaktadır.



Şekil 2.13. Aerodinamik roket yönlendirme sistemlerinin her üçü bir roket üzerinde gösterilmiştir [32]

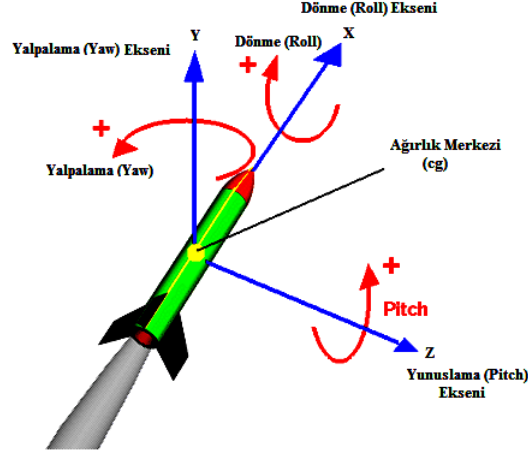
Kanat roketin burun kısmına yerleştirilmesi ile sağlanıyorsa kanard kontrol, uçuş seyri roketin ağırlık merkezine yakın yerleştirilen kanatlar ile sağlanıyorsa kanat kontrol ve uçuş roketin kuyruk kısmına yerleştirilen kanatlar ile sağlanıyorsa kuyruk kontrol

sistemi adını almaktadır. Roket kontrol sistemleri Şekil 2.12 ve Şekil 2.13’de görülmektedir. Kanat füze ve roketin havada kalmasını sağladığı gibi güdüm kontrol dengesinde etkin olan bir elaman olarak görev üstlenmektedir. Roket uç kısmına yerleştirilen kanard, düşük atak açılarında roketin daha iyi manevra yapmasını sağlamaktadır. Kuyruktan kanat kontrol sistemi, yüksek atak açılarında daha etkili manevra sağlamaktadır [29].



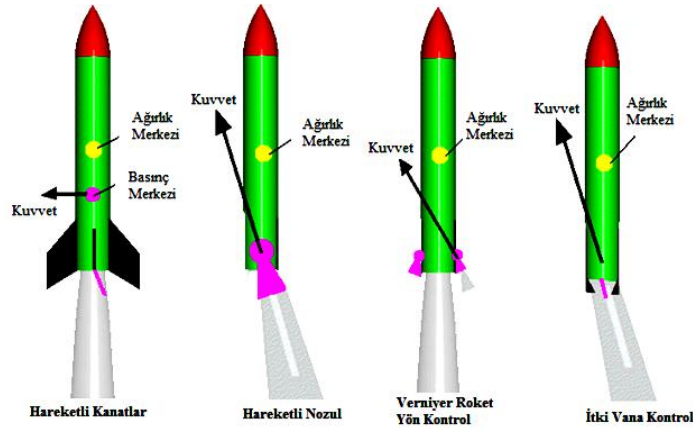
Şekil 2.14. Nozul bölgesi itki vektör kontrol sistemleri görülmektedir [32,33]

Dördüncü yöntem ile roketin nozul kısmından itkinin eksenden saptırılmasıyla Şekil 2.14’te görüldüğü gibi yön kontrolü sağlanmaktadır. Nozul bölgesinden roketin yön kontrolünün sağlandığı sistem itki vektör kontrol (İVK) olarak adlandırılmaktadır [32].



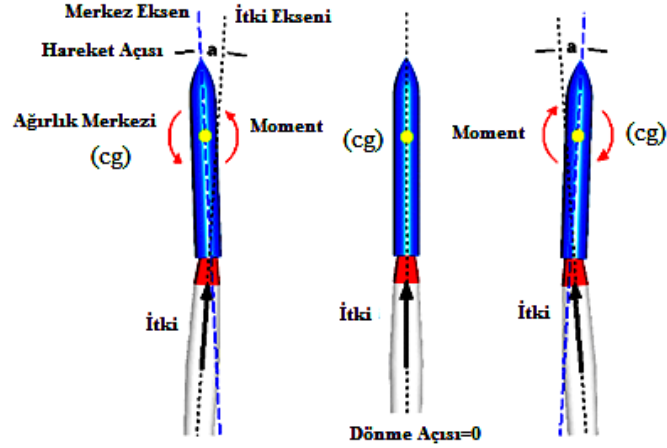
Şekil 2.15. Uçan bir roket eksenel yönde 3 lineer ve eksenler etrafında 3 döner hareket ile 6 hareket serbestisine sahiptir [33]

Roketler ağırlık merkezine göre (cg) altı hareket serbestisi ile hedef uçuşunu gerçekleştirmektedirler. Şekil 2.15'te görüleceği gibi X ekseninde doğrusal hareket ve kendi ekseninde dönme (Roll), Y ekseninde yalpalama (Yaw) ve Z ekseninde yunuslama (Pitch) hareketi döngüleriyle roketin yön kontrolü yapılmaktadır [24].



Şekil 2.16. Roketin nozul ve kuyruk kısmından çeşitli yönlendirme yöntemleri [34]

Roketin kuyruk ya da nozul bölgesinden yönlendirme yöntemleri Şekil 2.16'da görülmektedir. Hareketli kuyruk kanat kontrolü, hareketli nozul, verniyer roket yön kontrol ve itki vana kontrol yöntemleriyle daha çok uçak saldırılarında, roketin daha yüksek manevra yapması için kullanılmaktadır [29].

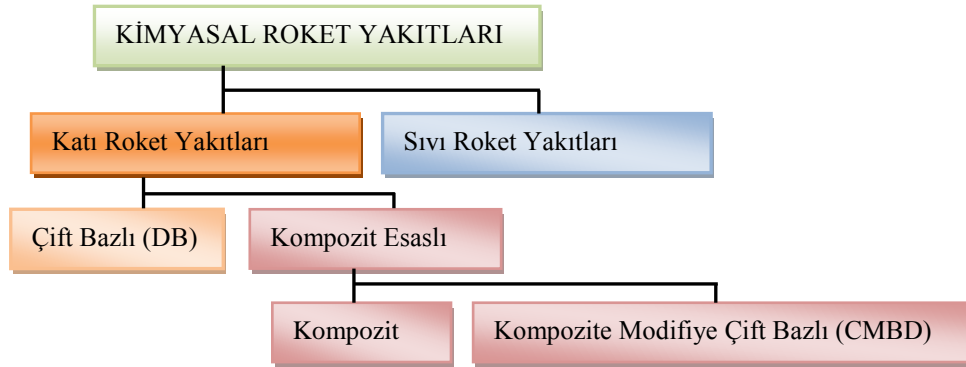


Şekil 2.17. Hareketli nozul ile roketin ağırlık merkezine moment uygulanarak döndürülmesi [33]

İtki vektör kontrol (İVK) yöntemi Şekil 2.17’de görüleceği gibi roketin ağırlık merkezine (cg) göre oluşan moment etkisi ile bir sapma açısı (a) oluşturmakta ve roketin yön değiştirilmesi sağlanmaktadır.

2.5. Kimyasal Roket Yakıtlar ve Bileşenleri

Kimyasal içerikli roketlerde genellikle katı, sıvı ve azda olsa jel yapıda yakıtlar Şekil 2.18’de genel dağılımı görülen yakıt türleri kullanılmaktadır. Günümüzde en çok kimyasal yakıtlı roketler, yüksek itki üretmeleri nedeniyle tercih edilmektedir.



Şekil 2.18. Genel kimyasal roket yakıtları

Kimyasal içerikli yakıtlar özgül itki bakımından değerlendirildiğinde, en yüksek itkiyi sıvı yakıtların ürettiği bilinmektedir. Son zamanlarda katı yakıt içeriğine yüksek enerjili metalik ilaveler yapılması ile yakıt ısı enerjisi ve özgül itki seviyeleri yükseltilmektedir. Aşağıda Çizelge 2.1’de bazı katı yakıt kombinasyonlarının özgül itki değerleri görülmektedir.

Çizelge 2.1. Kimyasal katı roket yakıtları kombinasyonunda özgül itki değerleri [1,3]

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

* işaretli çift bazlı yakıtın temel bileşenleri NC ve NG'nin bünyelerinde yeterli oksijen bulundurmasından dışarıdan ayrıca oksitleyiciye ihtiyaç duyulmamaktadır.

Çizelge 2.2’de roketlerde kullanılan bazı sıvı yakıtların özgül itki değerleri görülmektedir. Genellikle sıvı yakıtlar, katı roket yakıtlarından daha yüksek özgül itki değerlerine sahiptirler.

Çizelge 2.2. Bazı kimyasal sıvı roket yakıt kombinasyonlarının özgül itki değerleri [1,3]

Yakıt Çeşidi ve Enerji Düzeyi	Sıvı Yakıt Kombinasyonu ve Oksitleyici	Özgül İtki (I_{SP}) (Birim Saniye)
Düşük Enerjili Mono Yakıtlar	Hidrazine Ethilen Oksit Hidrojenperoksit	160-190 s
Yüksek Enerjili Mono Yakıtlar	Nitrometan	190-230 s
Düşük Enerjili Tek Bazlı Yakıtlar	Perkloryl fuloride-available fuel Analine-Asit JP4-Asit Hidrojenperoksit-JP4	200-230 s
Orta Seviye Tek Bazlı Yakıtlar	Hidrazine-Asit Amonia- Nitrojentetraoksit	230-260 s
Yüksek Enerjili Tek Bazlı Yakıtlar	Sıvı Oksijen-JP4 Sıvı Oksijen-Alkol Hidrazine-Chlorine trifloride	250-270 s
Daha Yüksek Enerjili Tek Bazlı Yakıtlar	Sıvı Oksijen ve florine-JP4 Sıvı Oksijen ve ozon-JP4 Sıvı Oksijen-Hidrazine	270-330 s
Süper Yüksek Enerjili Tek Bazlı Yakıtlar	Florine-Hidrojen Florine-Amonia Ozon-Hidrojen Florine- Diborane	300-385 s
Kriyojenik Süper Yüksek Enerjili Tek Bazlı Yakıt	Sıvı Oksijen-Sıvı Hidrojen	380-460 s

Çizelge 2.2 incelendiğinde en yüksek özgül itkiyi sıvı oksitleyici ve sıvı hidrojenin kullanıldığı yakıt türünün ürettiği görülmektedir. Roketlerde sıvı oksijen (LO_2) ve sıvı hidrojenin (LH_2) kullanıldığı bu kimyasal yakıt en çevreci yakıt olarak bilinmektedir. Yanma sonu ürünü sadece su (H_2O) oluşmakta ve ısı açığa çıkmaktadır. Uzun menzilli uçuşlarda öncelikli yüksek enerjili sıvı hidrojen ve oksijen kullanılan roketler tercih

edilmektedir. Kısa menzilli, taktik amaçlı roketlerde ise daha güvenli depolama, basit yapılı, ucuz ve imalatı kolay olan katı yakıtlı roketler tercih edilmektedir.

2.5.1. Katı Yakıtlar

Katı roket yakıtları kimyasal yapıları bakımından sınıflandırıldığında, iki temel kategoriye ayrılmaktadır. Bunlar homojen ve heterojen katı yakıtlar olarak adlandırılmaktadır [5].

- Homojen yakıtlar; Tek Bazlı Yakıt (SB), Çift Bazlı Yakıt (DB) ve Üç Bazlı Yakıt (TB) olmak üzere üçe ayrılmaktadır.
- Heterojen yakıtlar; Kompozite Modifiye Edilmiş Çift Bazlı (CMDB) ve Kompozit Katı Yakıt olarak ikiye ayrılmaktadır.

Homojen yakıtlar, çift bazlı (DB) yakıtlar olarak adlandırılmaktadırlar. Bu yakıtların temel içerik maddeleri nitroselüloz (NC) ve nitrogliserin (NG)'den oluşmaktadır. Bu temel içeriğe belli ağırlık oranlarında yanma hızı arttırıcı, stabilize edici, yağlayıcı, katılaştırıcı gibi ilaveler yapılmaktadır. Katı yakıt üretimi için iki farklı yöntem kullanılmaktadır. Homojen yakıtlar için daha çok ekstrüzyon üretim yöntemi kullanılmaktadır. Heterojen yakıt üretimi, döküm yöntemi ile roket borusu içine doğrudan veya dışarıda uygun kalıplarda şekillendirildikten sonra motor borusuna montaj edilmesi ile gerçekleştirilmektedir [4].

Çizelge 2.3'te homojen esaslı yakıtlarda kullanılan yakıt içeriklerinin kimyasal formülleri, enerji seviyeleri, özgül ağırlıkları ve fiziksel özellikleri verilmiştir.

Çizelge 2.3. Homojen yüksek enerjili katı yakıt ilaveleri ve özellikleri [1,3,26,68,70]

Madde	Kimyasal Formül	Molekül Kütlesi (g/mol)	Isıl Enerji MJ/kg	Yoğunluk (g/cm ³)	Özellik Tanımlama
Nitroselüloz (NC)	$C_6H_7O_2(ONNO_2)_3$	297.13	4.13	1.65	Lifli beyaz kremsi malzemedir. Çift bazlı (DB) katı yakıtların temel bileşenidir.
Nitrogiserin (NG)	$C_3H_5(ONNO_2)_3$	227.09	6.32	1.60	Hafif sarı sıvıdır. Birincil plastikleştirici olarak NC ile birlikte çift bazlı jel yapmayı oluşturur. Oldukça kuvvetli patlayıcı özelliğe sahiptir. Darbelere duyarlıdır.
Nitroguanidine (NQ)	$CH_4N_3(NO_2)$	104.07	2.88	1.7	Düşük enerji seviyesi içerir. Zayıf mekanik özellik gösterir. Zaman zaman üç bazlı (TB) yakıtlarda kullanılmaktadır.
Cyclotrimethylenetrinitramine (RDX) (Hexzogen)	$C_3H_6N_6(NO_2)_3$	222.12	5.40	1.81	Renksiz katı kristal yapılıdır. Darbelere duyarlı ve oldukça kuvvetli patlayıcı özelliğe sahiptir.
Cyclootetramethylenetetranitramine (HMX) (Octogen)	$C_4H_8N_4(NO_2)_4$	296.2	5.36	1.91	Katı yapı ve renksizdir. Yüksek enerji çıkışı sağlar ve katı yakıtta ilave miktarı artırsa yanma hızını artırmaktadır.
Dietilen glikol dinitrate (DEGDN)	$(CH_2CH_2ONNO_2)_2O$	196.12	4.85	1.3846	Açık hafif sarı renktedir. Çift bazlı yakıt plastikleştiricisi NG'ye benzerdir. Darbelere duyarlıdır.
Etilen glikol dinitrat (EGDN)	$(CH_2ONNO_2)_2$	152.6	7.30	1.49	Sarı renkli, kaygan sıvıdır. Yüksek uçucu özelliğe sahiptir.
Trinitrotolien (TNT)	$C_2H_2(CH_3)(NO_2)$	227.13	5.08	1.58	Hafif parlak kristal yapılı bir yüksek patlayıcı özelliğe sahip maddedir. Roket yakıtlarında sınırlı kullanılmaktadır.
Hexanitrohexaazaisowurtzitan (CL-20)	$C_6H_6N_{12}O_{12}$	438.185	6.43	2.00	Yeni bir yüksek enerjili maddedir. İçerisinde yüksek oranda oksitleyici barındırır. Yoğunluğunun yüksek olması nedeniyle enerji seviyesi yüksektir. Yanma esnasında çok az duman oluşturur. En çok roket yakıtı ilavesi olarak kullanılmaktadır.

2.5.1.1. Tek Bazlı Katı Yakıtlar

Temel içeriği nitroselüloz (NC) olan ve hem yanıcı hem de yakıcı yapıyı içerisinde barındıran bu yakıt tek bazlı (SB) yakıt olarak adlandırılmaktadır. Tek bazlı yakıt formülasyonunun ağırlıkça % 90'ından daha fazlası nitroselüloz (NC)'dan oluşan ve nitroselüloz içerisinde % 12-13.25 nitrojen bulunduran ve diğer tamamlayıcı plastikleştirici, stabilize edici ilaveler ile jelleştirilerek oluşturulan yakıt türüdür. Tek bazlı yakıtların enerji seviyeleri 3100-3700 J/g arasında değişmektedir. Bu yakıtlar, tabancalardan ağır toplara kadar geniş kullanım alanı bulunmaktadır [5].

2.5.1.2. Çift Bazlı Yakıtlar (DB)

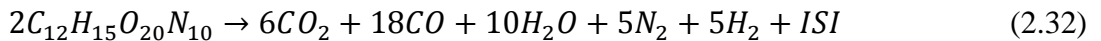
Bu yakıtlar aynı karışım içerisinde nitrogliserin (NG)'in nitroselüloz (NC) içerisine emdirilmesiyle oluşturulan homojen plastik esaslı bir yakıt türüdür. Bu yakıtın temel kimyasal yapısında (NG ve NC) yanıcı ve oksitleyici dengeli yanmayı sağlayacak miktarda mevcut bulunmaktadır. Çift bazlı (DB) yakıtlar tek bazlı (SB) yakıtlardan çok daha fazla enerji seviyesine sahiptirler. Çift bazlı (DB) yakıtların enerji seviyeleri 3330 J/g ile 5200 J/g arasında değişmektedir. Çift bazlı yakıtların iki dezavantajı; birincisi yanma esnasında yüksek sıcaklık nedeniyle erozif yanma meydana getirmesi, ikincisi silahlarda namlu çıkışında ve roketlerde nozul çıkışında alev oluşturmasıdır [26]. Çift bazlı yakıtlar tabancalarda, havanlarda ve roket motorlarında kullanılmaktadır [5].

Çift bazlı yakıt, enerjitik polimer içeren bağlayıcının (genellikle nitroselüloz) bir nitrik ester (genellikle nitrogliserin) ile plastikleştirilmesidir.

Yakıt;

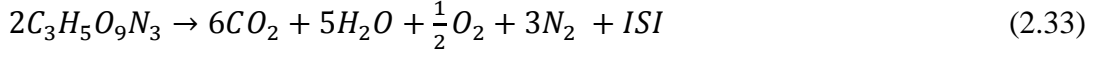
- %40-70 nitroselüloz, ($C_{12}H_{15}O_{20}N_{10}$)
- %15-40 nitrogliserinden oluşturulmaktadır.
- Üretim aşamasında bu iki hammadde jelatinizasyona tabi tutulur.

Nitroselülozun yanma reaksiyonu;



Karbonmonoksit ve hidrojen hava ile temas ettiğinde CO_2 ve su buharı oluşur.

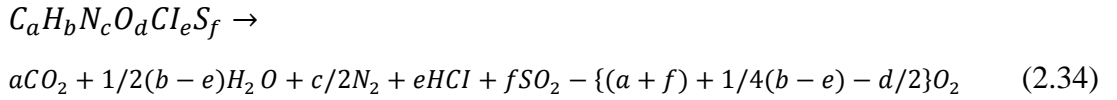
Nitrogliserinin yanma reaksiyonu;



Yanma sonucu ortaya çıkan tüm maddeler gaz halinde ve dumansız olarak çevreye atılmaktadır. Çift bazlı roket yakıtları çevreye en az etki oluşturan yakıt türü olarak bilinmektedir.

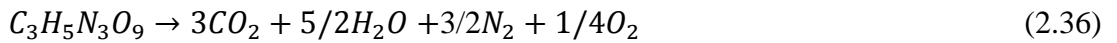
Katı roket yakıtlarında önemli parametrelerden biride katı yakıtın verimli bir şekilde yanması için gerekli olan oksijenin, yakıtın kimyasal yapısında olup olmamasına bağlıdır. Yanıcı yakıt kompozisyonunda yeterli oksijen yok ise dışarıdan oksijen ihtiyacını karşılayacak oksitleyici madde ilave edilmesini gerektirmektedir. Kullanılan yakıt içeriklerine göre hidrojen (H), karbon (C), magnezyum (Mg), alüminyum (Al) ve bor (B) gibi maddeler oksijen ile tam yandığında CO₂, H₂O, MgO₂, Al₂O₃ ve B₂O₃ gibi yanma ürünlerine dönüşmektedir [69]. Katı yakıt üretimi için kullanılan maddelerin oksijen balansına göre uygun içerik oluşturulmalıdır. Katı yakıt içeriğine ilave edilen maddenin oksijen fazlalığı var ise pozitif oksijen balansı (OB), bünyesinde oksijen eksik ise negatif oksijen balansı (OB) durumunu ifade etmektedir.

Örnek bir katı yakıt içerik maddesinin $C_aH_bN_cO_dCl_eS_f$ olduğu kabulü ile bu maddenin oksijen balansı aşağıda verilen denklem ile hesaplanabilmektedir:



$$\text{Oksijen balansı } [OB] = \left\{ (a + f) + \frac{1}{4(b - e)} - \frac{d}{2} \right\} \times \frac{32}{\text{moleküler ağırlık}} \times 100 \quad (2.35)$$

Nitrogliserinin (NG) oksijen balansı [OB]:



Buradan Nitrogliserinin oksijen balansı: $[OB]_{NG} = +\frac{1}{4} \times \frac{32}{227} \times 100 = +3.52$ (%) pozitif oksijen balansına sahip olduğu hesaplanmıştır [26].

2.5.1.3. Üç Bazlı Katı Yakıtlar

Bir enerjistik malzeme olarak nitroguanidine (aynı zamanda picrite (NQ) olarak adlandırılan) çift bazlı (DB) katı yakıt içeriğine belli oranlarda ilave edilmesi ile üretilen yakıt türünü oluşturmaktadır. Bu yakıt türü alev sıcaklığını ve namlu sıcaklığını azaltmada kullanılmaktadır. Çift bazlı homojen NC-NG jel yakıt içeriğine, katı beyaz kristal yapıda nitroguanidine (NQ) % 50-55 oranında ilave edilmek suretiyle üç bazlı (TB) katı yakıt oluşturulmaktadır. TB enerji seviyesi (Q) 3200-3700 J/g arasında değişmektedir. Daha çok TB yakıtlar tank ve büyük çaplı silahlarda kullanılmaktadırlar [5].

2.5.2. Kompozit Esaslı Katı Yakıtlar

Kompozit yakıtlar, Kompozit ve Kompozite Modifiye Çift Bazlı (CMBD) katı yakıtlar olmak üzere ikiye ayrılmaktadır.

2.5.2.1. Kompozit Yakıtlar

Kompozit yakıtlar temelde yanıcı madde, yakıcı (oksitleyici) ve bağlayıcıdan oluşmaktadır. Kompozit yakıtlarda, amonyum perklorat (AP), amonyum nitrat (AN), amonyum dinitrat (ADN), potasyum perklorat (KP) gibi oksitleyiciler kullanılmaktadır. Yanıcı yakıt olarak daha çok nano ve mikro tane yapılı metal esaslı alüminyum (Al) % 18-22 ağırlık oranında kullanılmaktadır. Kompozit yakıtlar özgül itki (I_{sp}) değeri yüksek olan yakıtlardır. Bağlayıcı olarak, polypropylene glycol (PPG), carboxy-terminated polybutadiene (CTPB), hydroxy-terminated polybutadiene (HTPB) gibi maddeler kullanılmaktadır [3,5,26]. Döküm yöntemi ile üretilmektedirler. Kompozit yakıtlar büyük roketlerde tercihli olarak kullanılmaktadır. Dezavantajları dumanlı yakıt olmalarıdır.

2.5.2.2. Kompozite Modifiye Çift Bazlı Yakıtlar (CMDB)

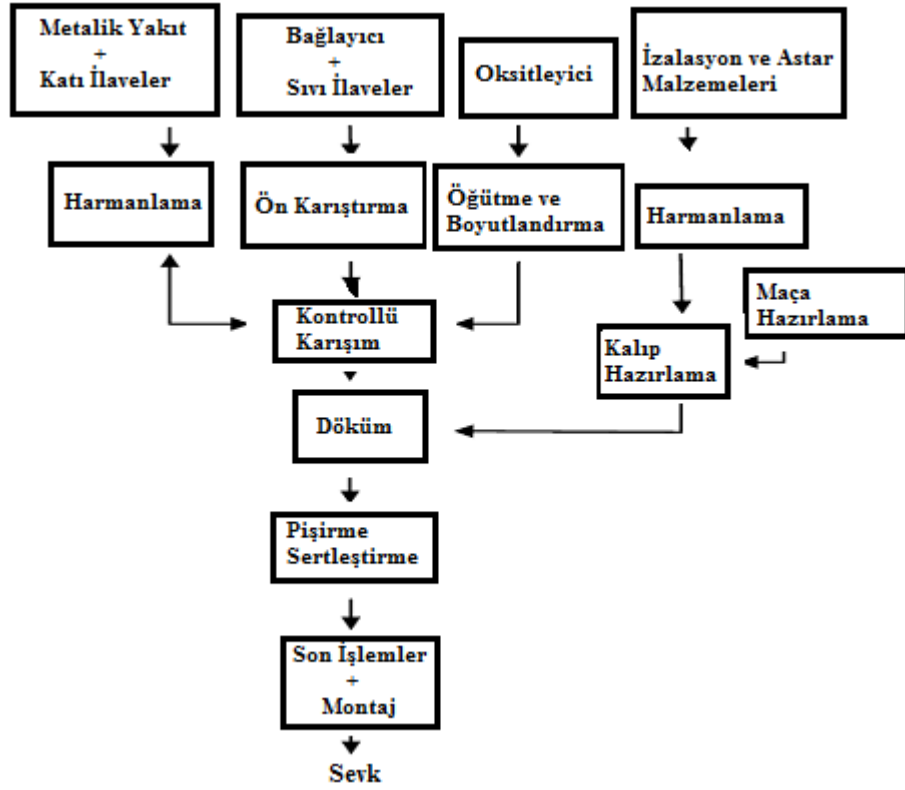
Kompozite Modifiye Çift Bazlı (CMDB) yakıt içeriği ağırlıkça önemli oranda kristal yapılı amonyum perklorat (AP), daha çok metalik yakıt (Al) ve yüksek enerjili çift bazlı (NC-NG)'nin aynı içerikte oluşturulduğu yakıt türü olarak adlandırılmaktadır. Çoğunlukla döküm yöntemi ile üretilmektedirler. Kompozite Modifiye Çift Bazlı (CMDB) yakıtlar, yüksek yanma sonu sıcaklıklarının yanında, yüksek ısıl enerji ve yüksek özgül itki ($I_{sp}=260-270$ saniye) üreten yakıtlardır [5,70].

2.6. Katı Yakıt Üretim Yöntemleri

Katı yakıt üretimi, iki farklı yöntem kullanılarak gerçekleştirilebilmektedir. Büyük uzun menzilli roket, füze ve uzay mekikleri için üretilen katı yakıtlar, döküm yöntemiyle üretilmektedir. Küçük ve taktik amaçlı roketlerde tercihli olarak çift bazlı (DB) yakıtlar kullanılmakta ve ekstrüzyon yöntemi ile üretilmektedirler.

2.6.1. Döküm Yöntemi İle Katı Yakıt Üretimi

Kompozit ve Kompozite Modifiye Çift Bazlı Yakıt üretimleri döküm yöntemi ile gerçekleştirilmektedir. 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 maddelerden oluşmaktadır. Döküm yöntemi için hazırlanan yakıt hamuru, roket borusuna doğrudan dökülebildiği gibi bir kalıp içerisine dökülerek de yakıt üretimi gerçekleştirilebilmektedir.

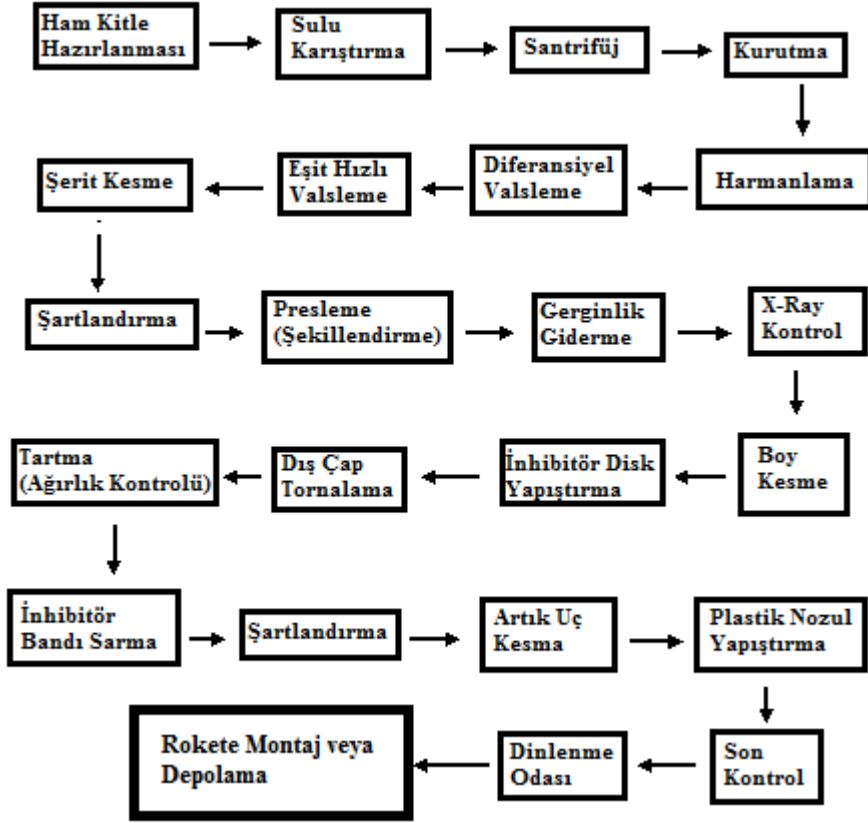


Şekil 2.19. Döküm yöntemi ile Kompozit veya Kompozite Modifiye Çift Bazlı roket yakıt üretim akış şeması [2]

Şekil 2.19’da Kompozit ve Kompozite Modifiye Çift Bazlı katı yakıtlar daha çok uzun menzilli roketler, füzeler ya da uzay mekiklerinin destekleyici motorlarına büyük kütlelerde üretilen yakıtlardır. Bu nedenle döküm yöntemi ile daha pratik ve daha ekonomik üretim gerçekleştirilebilmektedir.

2.6.2. Ekstrüzyon Yöntemi İle Katı Yakıt Üretimi

Çift bazlı (DB) katı roket yakıtları ekstrüzyon yöntemi ile üretilmektedir. Çift bazlı yakıt ile çalışan roketler daha çok kısa menzilli taktik amaçlı roketlerdir. Bu yakıtların en büyük özelliği roketin çalışması esnasında yanan yakıtın tamamının gaza dönüşmesi ve dumansız yakıt olmasındandır. Dumansız çift bazlı yüksek yoğunluklu yakıt üretmek için en uygun yöntem, yakıtın preslenerek şekillendirilmesi ile mümkün olabilmektedir. Yakıt çekirdeğinin ekstrüzyon yöntemi ile şekillendirilmesi, Şekil 2.20’de iş akış şemasından görüleceği gibi öncesinde ve sonrasında birçok işlemde geçmektedir.



Şekil 2.20. Çift Bazlı (DB) yakıt üretim akış şeması

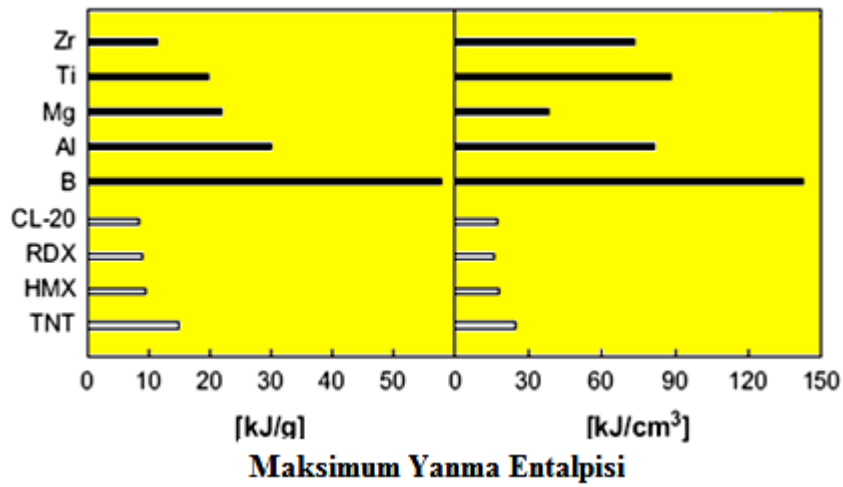
Ekstrüzyon yöntemi ile katı yakıt üretimi ayrıntılı olarak deneysel çalışma bölümünde verilmiştir.

2.6.2.1. Yüksek Enerjili Metalik Katı Yakıt İlaveleri

Katı roket yakıtlarında daha çok yüksek enerjili metal esaslı zirkonyum (Zr), titanyum (Ti), magnezyum (Mg), alüminyum (Al) ve bor (B) yakıt kompozisyonu içerisine ilave edilmektedirler. Alüminyum, katı roket yakıtlarında küresel yapıda 5-60 mikron büyüklüğünde yaygın olarak kullanılmaktadır. Yakın zamanlarda gelişen teknoloji ile birlikte, katı roket yakıtlarında nano tane yapılı 2.70 g/cm^3 yoğunluğa sahip Al kullanımı dikkat çekici araştırma konusu olmaktadır. Nano büyüklükte metalik ilaveler, reaksiyon yüzey alanını arttırmasıyla birim zamanda ortaya çıkan enerji miktarını, yanma hızını ve özgül itkiyi de arttırmaktadır. Alüminyum, kompozit esaslı roket yakıtlarında % 14-22 oranında ilave edilmektedir. Yüksek

enerjiye sahip olan bor, katı roket yakıtlarına ilave edilmesi ilgi çekici olmaktadır. Ancak bor doğrudan elementel yapıda katı yakıtlara ilave edilmesinde istenilen verim alınamamaktadır. Bor, yanma esnasında tanecik yüzeyinde B_2O_3 oluşumu nedeniyle yanmanın beklenen hızda ilerlemesine engel oluşturmaktadır [35].

Elementel bor çeşitli metal ve metal olmayan malzemeler ile kaplanması neticesinde, bor tanecik yüzeyinde oluşan oksit tabakası oluşumunu en aza indirilmekte ve tutuşma sıcaklık değeri düşürülmektedir [4].



Şekil 2.21. Katı roket yakıtlarında kullanılan yüksek enerjili maddelerin enerji seviyeleri [36]

Şekil 2.21 incelendiğinde yüksek enerjili metal ve metal olmayan yakıtlar kütle ve hacimsel olarak karşılaştırılmıştır. Metal esaslı maddelerin (Zr, Ti, Mg, Al, B) yüksek enerji çıkışına sahip oldukları görülmektedir. Şekil 2.22 incelendiğinde bor hem kütle ve hacimsel bazda en yüksek enerjiye sahip olduğu görülmektedir.

2.6.3. Bor Maddesi Kimyasal Özellikleri

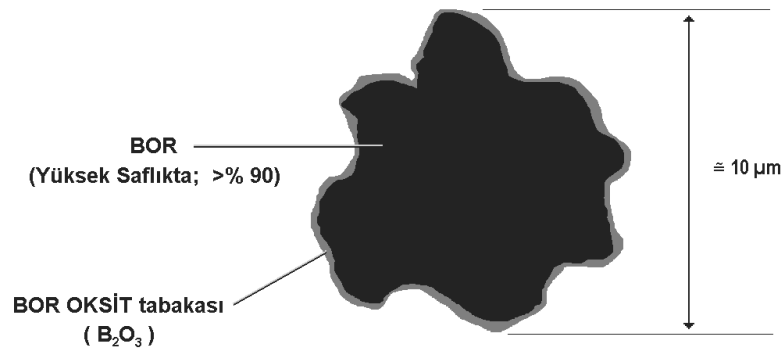
Bor element olarak metaloit grubuna girmektedir. Yani metallerin fiziksel özelliklerini, metal olmayan öğelerin ise kimyasal özelliklerini taşıyan elementtir. Fiziksel olarak bor kahverengi siyah arası renk görünümündedir. Borun atom ağırlığı

10.811 g/mol, katı haldeki yoğunluğu 2.34 g/cm³, sıvı haldeki yoğunluğu 2.08 g/cm³, ergime noktası 2349 K ve kaynama noktası 4200 K değerindedir [37].

2.6.4. Roket Yakıtlarında Bor Kullanımı

Katı roket yakıtlarında bor kullanımını dünya üzerinde son zamanlarda çalışılan önemli konulardan biridir. Borun özgül ağırlığının az, enerji yoğunluğunun yüksek olması, roket yakıtlarına ilave edilmesi ile önemli performans sağlayacağı tahmin edilmektedir. Katı roket yakıtlarında bor kullanımının etkileri sıralanacak olursa [38]:

- Kütle/Hacim başına çok yüksek değerlerde yanma ısısı açığa çıkartabilir.
- Kütle başına yanma ısısı alüminyumun yanma ısısının yaklaşık iki, Magnezyumun yanma ısısının yaklaşık 2.5 katı kadardır.
- Flor ve bileşikleri ile yüksek verimde reaksiyon verme özellikleri vardır. Uygun flor bileşikleri ile verdiği florinasyon tepkimesinin verdiği ısı, oksidasyon tepkimesinin verdiği ısıdan 1.8 kata kadar daha yüksek olabilmektedir.
- Güvenlidirler; Yüksek kararlılığa sahip sağlam yapılar oluştururlar.

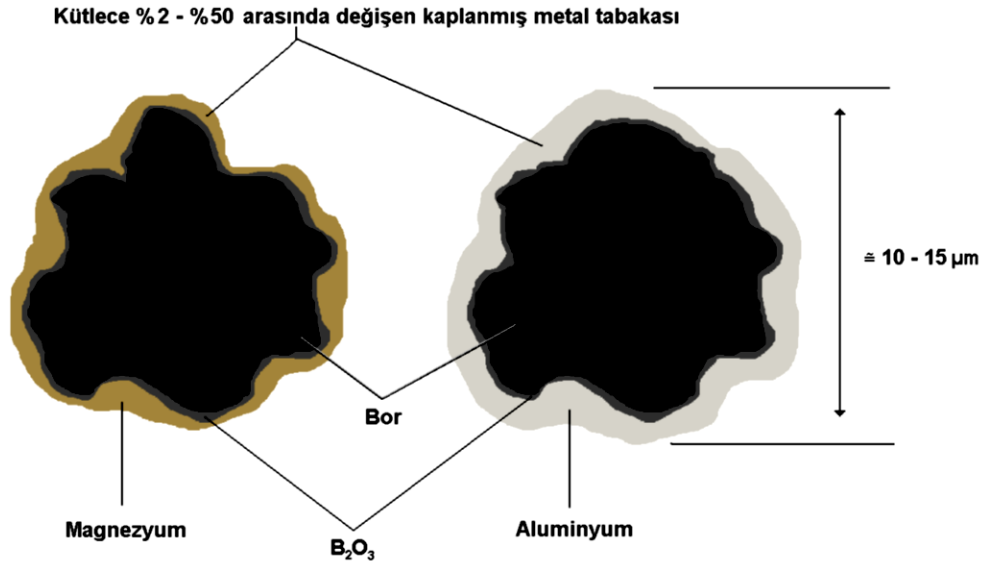


Şekil 2.22. Yüksek saflıkta yaklaşık 10 mikron borun tane yapısı [38]

Borun tane yapısı incelendiğinde doğal olarak yüzeyde oksit tabakasının oluştuğu Şekil 2.22'de görülmektedir. Bor yüzeyinde yanma esnasında oluşan B₂O₃ tabakası

yanmanın tanecik merkezine doğru ilerlemesini azaltıcı davranış göstermesi nedeniyle yakıt içeriğine saf elementel bor ilave edilmesi yanma verimini düşürücü etki oluşturmaktadır [2,38].

Son zamanlarda, bor yüzeyinde oluşan oksitlenme etkisini en aza indirmek amaçlı değişik yöntemler denenmektedir. Bunlardan bazıları bor yüzeyinin başka maddeler ile kaplamak suretiyle yanma verimini yükseltmek amaçlıdır. Bu konuda yapılan çalışmalar incelendiğinde bor yüzeyi magnezyum, alüminyum, potasyum perklorat (KP) ve amonyum perklorat (AP) gibi maddeler ile ince film tabakası halinde kaplama yapılmaktadır.

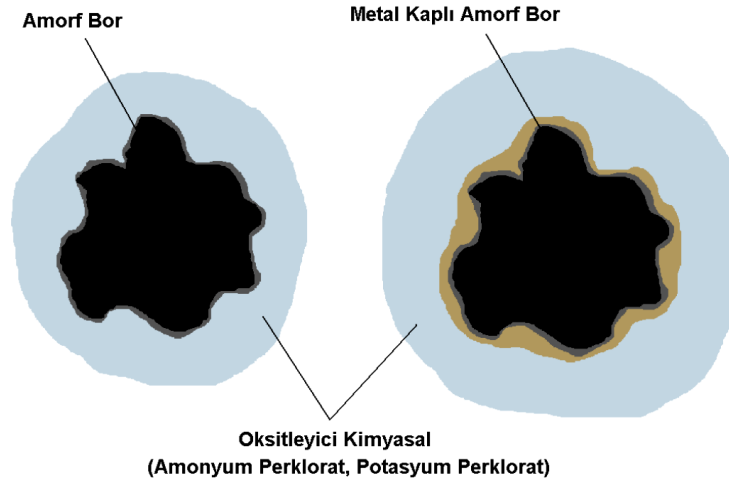


Şekil 2.23. Bor taneciklerinin magnezyum ve alüminyum ile kaplama görüntüsü [38]

Şekil 2.23'te bor tanecik yüzeylerinin metal özellikli alüminyum, magnezyum ve amonyum perklorat (AP) gibi maddeler ile kaplanması ile yanma esnasında oluşan oksit tabakası en aza indirilebilmektedir. Böylece borun daha verimli yanması sağlanabilmektedir.

Bor tanecikleri bünyesinde yüksek oranda oksijen bulunduran amonyum perklorat (AP) veya potasyum perklorat (KP), magnezyum veya alüminyum gibi metalik kaplamalar etkisi ile borun yaklaşık 2000 K civarındaki tutuşma sıcaklığı yaklaşık

1100 K sıcaklık değerlerinde tutuşabilir ve verimli yanabilir hale getirilebilmektedir [39].



Şekil 2.24. Borun oksitleyici amonyum perklorat (AP) veya potasyum perklorat (KP) kaplanmış görüntüsü [38]

Şekil 2.24'te kaplama yapılmamış amorf ve metal kaplama yapılmış bor tanesinin oksitleyici amonyum perklorat (AP) veya potasyum perklorat (KP) oksitleyici içerisindeki yapısı görünmektedir.

2.6.5. Metal Olmayan Yüksek Enerjili Katı Yakıt İlaveleri

Son zamanlarda RDX ($C_3H_6N_6O_6$), nitramin bazlı yüksek enerjili bu madde roket yakıtları için ilgi çekici özellikler göstermektedir. Yoğunluğu (1.82 g/cm^3), molekül ağırlığı (222.12 g/mol), ergime noktası (205.5°C) ve TNT'den daha güçlü patlayıcı özelliğine sahip katı yapılı, yüksek enerjili bir katı yakıt ilave maddesi olarak kullanılmaktadır. RDX'in 10 MPa basınç altında yanma sonu sıcaklığı (3300 K) ve özgül itkisi (269 s) olduğu bilinmektedir [40,68,70]. Katı yakıt içeriklerine ilave edildiğinde performans artışı ve yüksek enerji üretimi sağlamaktadır. RDX yanma reaksiyonu ve ürünleri [5,63]:



RDX yanma ürünlerinin tümü gaza dönüşmektedir. Aynı zamanda ucuz ve çevreci bir yüksek enerjili yakıt ilavesi özelliği sergilemektedir.

HMX ($C_4H_8N_8O_8$), nitramin bazlı yüksek enerjili bu madde 1930 yılında ilk üretimi gerçekleştirilen ve yüksek enerjili katı yakıt ilavesi olarak 1949 yılından itibaren kullanılmaya başlanmıştır. Yüksek patlama özelliğine sahip, yoğunluğu (1.91 g/cm^3), molekül ağırlığı (296.155 g/mol) ve ergime noktası ($276-286^\circ\text{C}$) olan katı yapılı yüksek enerjili bir katı yakıt ilave maddesidir. HMX'in 10 MPa basınç altında yanma sonu sıcaklığı (3290 K) ve özgül itkisi (269 s) olduğu bilinmektedir.



HMX, katı yakıt yanma hızını arttırıcı etkisi olan ve yanma sonunda tamamen gaza dönüşen çevreci yakıt ilavesi olarak kullanılmaktadır [63].

CL-20 ($C_6H_6N_{12}O_{12}$), dengeli bir yüksek enerjili yakıt ilavesi olarak yakın zamanda Çin'de geliştirilmiştir. Ergime noktası $T_{\text{erg}}=167^\circ\text{C}$ 'dir. Yoğunluğu (1.98 g/cm^3) olan ve katı yakıt ilave edilmesi halinde enerji seviyesini önemli derecede yükselten etki oluşturmaktadır [40,68,70]. CL-20'nin 10 MPa basınç altında yanma sonu sıcaklığı (3640 K) ve özgül itkisi (281 s) olduğu bilinmektedir.

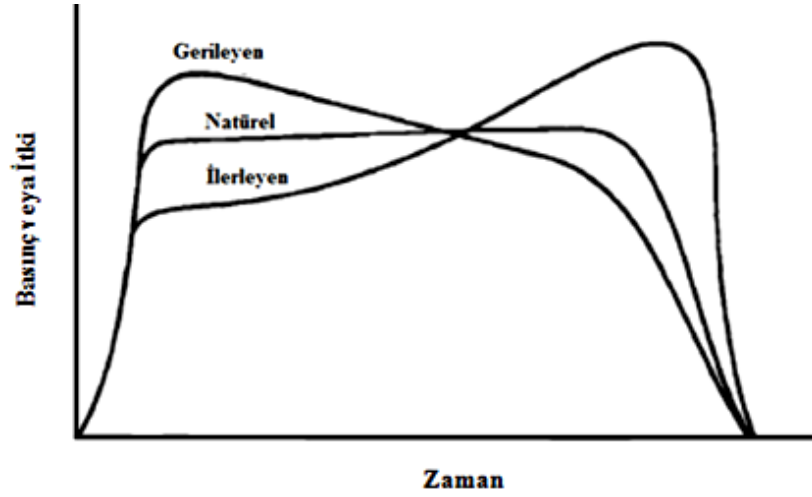
HNF ($CH_5N_5O_6$), yüksek yoğunluk (1.91 g/cm^3) ve yüksek pozitif oksijen balansı (% 13.11) ile katı yakıtın yanma hızını arttırıcı yönde önemli fayda sağlamaktadır. HNF yüksek enerji üretmesi nedeniyle performans arttırıcı etki sağlamaktadır. HNF, 10 MPa basınç altında yanma sonu sıcaklığı (3120 K) ve özgül itkisi (265 s) olduğu bilinen yüksek enerjili bir katı yakıt ilavesidir [5,40].

2.7. Katı Yakıtlı Roketlerin Çalışma Şartlarına Etki Eden Yapısal Etmenler

Katı roket yakıtlarının çalışma şartlarını bazı yapısal etmenler; yakıtın çekirdek yapısı, katı yakıtın mekanik özellikleri ve roket çalışma esnasında oluşan erozif yanma gibi durumlar çalışma koşullarını doğrudan etkilemektedir.

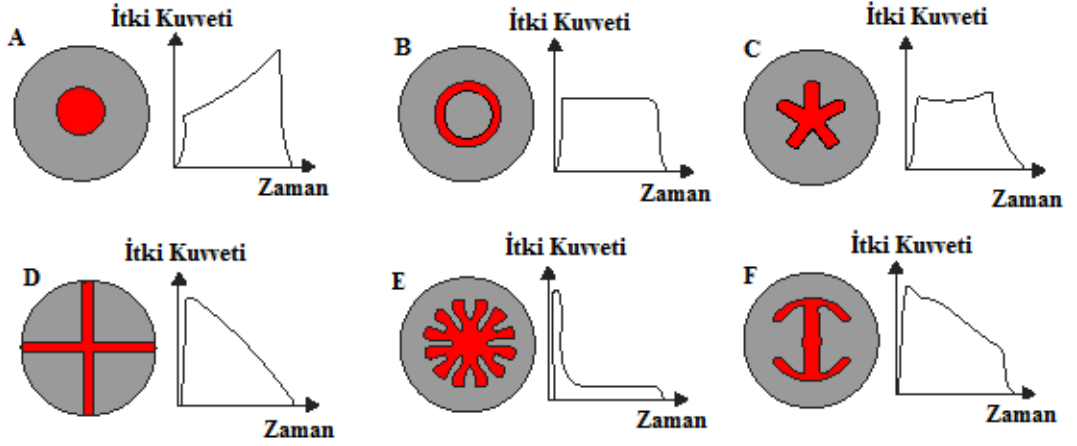
2.7.1.Yakıt Çekirdek Geometrisinin Roket Çalışma Performansına Etkileri

Katı yakıt çekirdek geometrisi, roketin çalışma şartlarını belirleyen önemli etmenlerdendir. Yakıt çekirdeği, yanma yüzey alanı değişimi çalışma şartlarını değiştirmektedir.



Şekil 2.25. Katı yakıt yanma yüzey alanı değişiminin, zamana göre yanma odası basınç veya itkiye etkisi görülmektedir [1,3]

Şekil 2.25’de görüldüğü gibi yüzey alanı yanma esnasında büyür ise ilerleyen (progressive) zamana bağlı olarak yanma odası basıncı ve dolayısı ile roketin itki kuvveti de artmaktadır. Gerileyen (regressive) yanma şartlarında yanma yüzey alanı değişimine göre, iç basıncın önce hızlı bir yükselme ve sonra hızlı bir azalma eğilimi gösterdiği çalışma koşulu oluşmaktadır. Natürel (natural) yanma eğrisinde yakıtın yanma süresince yanma yüzey alanının değişmemesi, yanma basıncı ve itki kuvvetinin yanma süresince hemen hemen sabit kalması anlamına gelmektedir. Natürel yanma roketin lineer uçuş seyri sağlanması bakımından istenilen çalışma şartı sağlamaktadır. Günümüzde en çok tercih edilen çekirdek geometrileri Şekil 2.26’da görülmektedir.



Şekil 2.26. Yakıt çekirdeği yanma yüzey geometrisine bağlı zamana göre itki kuvveti değişimi

Yukarda Şekil 2.26’da roketin lineer uçuşu bakımından en uygun çalışmayı B: (Çubuk ve Tüplü) ve C: (Yıldız) geometrili yakıtlar oluşturmaktadır. Diğerleri A: (Tubular) ilerleyen, D: (Cruciform (Haçimsi)), E: (Çok Kanatlı) ve F: (Çift Çapa) tipi yakıt geometrileri ise gerileyen yönde çalışma eğilimi göstermektedirler [1,3].

2.7.2. Eroziyon Yanma

Yanma yüzeyine paralel gaz akışı, yanma yüzeyi ve hızını doğrudan etkilemektedir. Buna eroziyon (aşındırıcı) yanma denilmektedir. Erozyon genellikle lüleeye yakın kanal içerisinde ya da gaz hızının yüksek olduğu yerlerde meydana gelmektedir. Erozyon yanma hızında bir artma değeri ile karakterize edilir ve genellikle erozyon katsayısı (ϵ) sembolü ile ifade edilir [41]. Erozyon katsayısı;

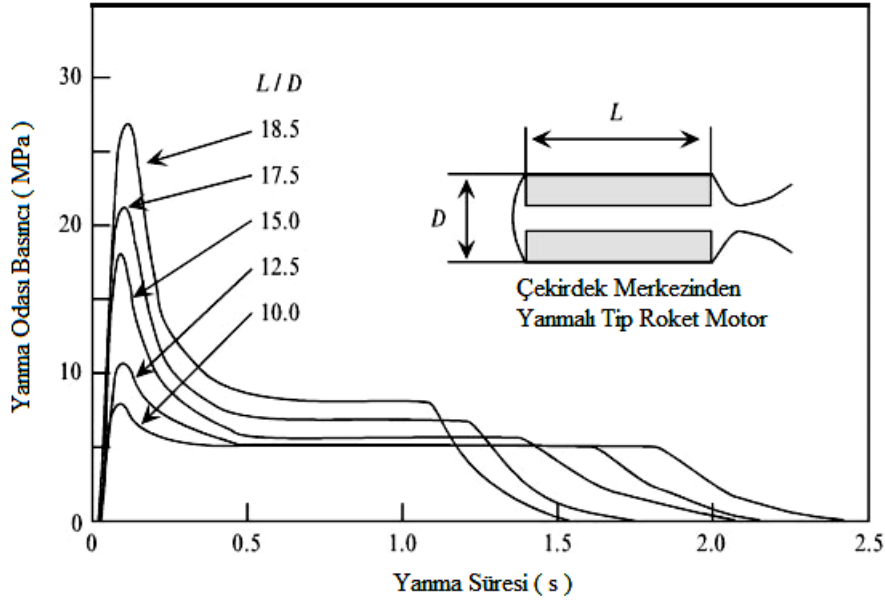
$$\epsilon = \frac{r_0}{r} \quad (2.39)$$

Denklem (2.39) ile gösterilmektedir. Denklemde (r) erozyonsuz yanma hızını, (r_0) erozyonlu yanma hızını ifade etmektedir.

Katı yakıtla çalışan roket motorlarında yakıt boyu ve çap oranı roket tasarımının önemli parametrelerinden biridir. Yakıt boy ve çap, roket motor boru uzunluğu ve çapı rastgele seçilmez, boy çap oranı optimum roket motor performansını sağlayacak aralıklarda seçilmelidir. Boy ve çap oranı katı yakıtlı roket motorlarının eroziyon yanma şartlarını doğrudan etkilemektedir. Yanma odasında yanma, yakıt yüzeyinden geriye

doğru dik ilerlemesi esnasında artan ısı transferi ve çekirdek boyunca gaz hızındaki artış erozyona neden olmaktadır.

Katı yakıtlı roketlerde, yakıt boy çap oranı (L/D) erozif yanma koşullarını etki ettiği gibi yanma odası basıncını ve yanma süresini de değiştirmektedir [26].



Şekil 2.27. Katı yakıtlı roket motorunda yakıt çap ve boy oranı değişiminin, yanma süresi ve roket iç basıncına etkisi görölmektedir [26]

Şekil 2.27'de göröleceği gibi yakıt boyu (L) ve yakıt çapı (D) oranı erozif yanma koşullarını değiştirmektedir. Bu noktadan çıkışla katı yakıtın yanma yüzey alanı ve nozul kesit alanı oranının tüm yanma süresince sabit olması optimum roket çalışma şartı sağlayacaktır. Yanma yüzey alanı ve nozul kesit oranı sabiti; $K = A_b/A_t$ sabit yanma koşulunda nozul boğazından akan gaz miktarı, yanma odasında üretilen gaz kütlelerinden az geçiş yapacak olur ise erozif yanma oluşturacaktır [26]. Yanma odası yüzeyinde üretilen gaz eş zamanlı olarak nozul boğazından geçmeyecek olursa yanma odasında sıcaklık yükselecek, yanma odasında türbülans artacak ve böylece katı yakıt üzerine ısı transferinin artışı ile birlikte erozif yanma meydana gelecektir [64]. Bu noktada, katı yakıtlı roketin çalışma süresince yanma yüzey alanının ve nozul boğaz kesit alanının sabit kalması önemli bir parametredir. İyi bir katı yakıtlı çalışacak roket tasarımında yakıt boy ve çap (L/D) oranı doğru belirlenmelidir.

Ayrıca yakıt yanma yüzey ve nozul kesit alanı oranı (A_b/A_t) yanma süresince sabit kalmalıdır [64].

2.7.3. Katı Yakıtların Mekanik Davranışları

Katı yakıtla çalışan roket motorlarında, yakıt çekirdeğinin ve roket motor borusunun mekanik özellikleri iyi bilinmelidir. Bu noktadan çıkışla roket motor ve yakıt çekirdeği, roketin çalışması esnasında herhangi bir hata ile karşılaşılması için yakıtta gerekli gerilme analizleri yapılmalıdır [42].

Bir katı yakıtın mekanik davranışı standartlar çerçevesinde doğru tespit edilmelidir. Katı yakıtlı roket motorları farklı çalışma sıcaklıklarında ve uzun süreli depolama aşamasında kimyasal yapısında herhangi bir bozulma, fiziksel yapısında herhangi bir değişim olmadan bekleyebilmelidir. Katı yakıt üretimi sonrasında uygulanan çekme testleri yakıtın doğru bir imalat sürecinden geçip geçmediğinin geri besleme bildirimini olarak değerlendirilmektedir [43].

Katı roket yakıtlarında mekanik davranış daha çok sıcaklığa bağlı değişiklik göstermektedir. Yakıt sıcaklığında belirgin bir değişiklik yakıtın mukavemetini, yüzde uzama miktarını, elastik yapısını doğrudan etkilemektedir [42,43].

Katı yakıtlarda ya da roket borusunda oluşabilecek hataların büyük çoğunluğu imalat sırasında gerçekleşmektedir. Katı roket yakıtları imalat, taşıma, depolama ve çalışma esnaslarında dinamik ve statik yüklere maruz kaldıklarından hataların çoğunluğu bu aşamalarda oluşmaktadır. Motor kütlelerinin yaklaşık % 80-94 aralığında viskoelastik katı yakıt yüklemesi yapılmaktadır. Viskoelastik özellikli katı roket yakıtı, çalışma öncesi depo sürecinde veya roketin çalışması esnasında herhangi bir mekanik hata oluşturmadan işlevini tamamlayabilmelidir. Katı yakıtlarda oluşan mekanik hatalar veya hata oluşumu genellikle;

- Aşırı yüzey gerilmeleri, yüzey çatlakları oluşmasına neden olabilmektedir. Yüzey çatlakları yanma yüzeyinin artması ile düzensiz basınç artışı oluşturacak ve roket motorunun çalışma dengesizliğine neden olacaktır. Yakıt

çekirdeğinde meydana gelen çatlaklar yüzey artışıyla etkisiyle oluşan yüksek gaz basıncı roketin patlamasına neden olabilmektedir.

- Katı yakıt çekirdeği dış yüzeyi yani roket motoru içerisinde izolasyon kısmında muhtemel boşluk oluşabilmektedir. Bu boşluk oluşan kısımda yanma meydana geldiğinde yakıt çekirdeğinin iki taraflı yanmanın etkisi ile ani basınç artışı ile birlikte katı yakıtta hasar oluşturabilecek ve roket motorunu infilak ettirebilecektir.
- Çalışma esnasında katı yakıt sıcaklığının kısa sürede aşırı artışı fiziksel gerilmelere neden olabilecek ve katı yakıtta çatlaklar meydana getirebilecektir. Böylece muhtemel oluşabilecek çatlaklar yanma yüzeyinin artmasına dolayısı ile yanma odasında aşırı basınç yükselmesiyle rokete hasar verebilecektir.

Katı yakıt, motor borusunda çalışma esnasında üç tip yüklerle karşılaşmaktadır [3]:

- Sıcaklık farklılıklarından dolayı yakıt çubuğu termik yüklerle,
- Ateşlenme ve yanma sırasında basınç yüklerine,
- İvme ve döngüye bağlı olarak atalet yüklerine maruz kalmaktadırlar.

Yakıt çubukları basınç, termik veya atalet yüklerine maruz kaldıklarında aşırı gerilmelere maruz kaldığı bölgelerde çatlama meydana gelebilir. Bu çatlama ekstra yanma yüzeyleri oluşturacağından basıncın artmasına ve dolayısıyla motor patlamalarına neden olabilmektedirler. Bu nedenlerle yakıt çekirdeğinin bu tür yüklerle en az düzeyde maruz kalmaları için uygun tasarım belirlenmelidir.

2.7.3.1. Elastik Davranış

Elastik davranış, bir cisimde yükleme sırasında meydana gelen şekil değiştirmenin, yük kaldırıldığında tamamen kaybolduğu davranış olarak tanımlanır [33].

Elastisite modülü, malzemenin kuvvet altında elastik şekil değiştirmesinin ölçüsüdür. Elastisite modülü, katı yakıt çubuğunun fiziksel dayanımını belirleyen en önemli

özelliğidir. Yanma başlangıcında ve sonunda yakıt çubuğunun uğrayacağı fiziksel hasarlar bu modülün bir fonksiyonudur. İki atom arasındaki bağ kuvveti olarak tanımlanmaktadır ve malzemenin dayanımının (mukavemetinin) ölçüsüdür.

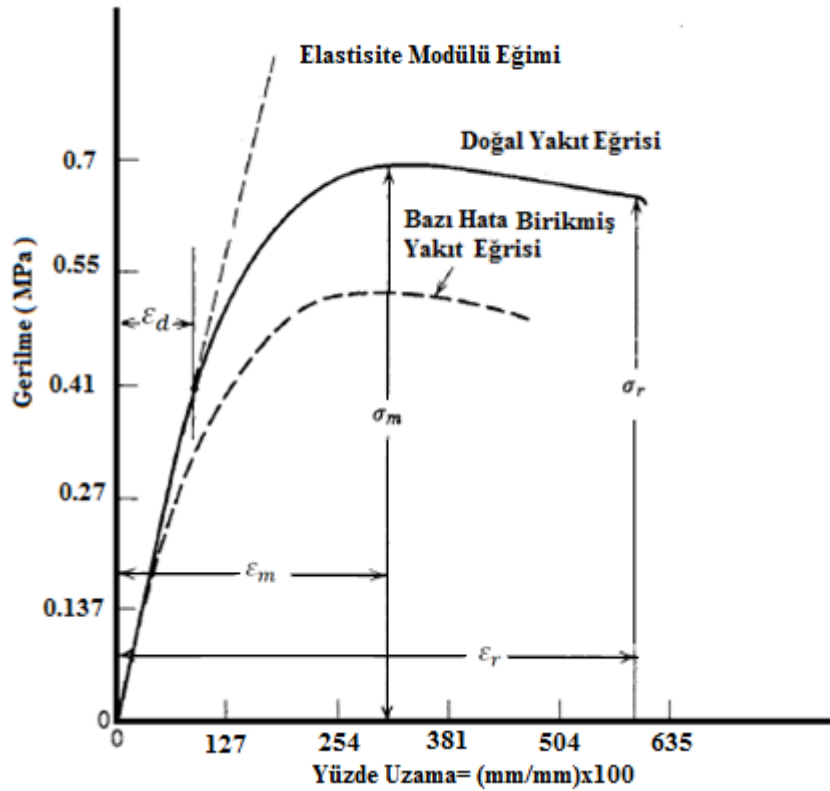
Birim uzama ile normal gerilme (çekme ya da basma gerilmesi) arasındaki doğrusal ilişkinin bir sonucu olup birim uzama başına gerilme olarak tanımlanır.

$$\text{Elastisite Modülü}(E) = \text{Gerilme} / \text{Elastik Uzama}$$

Yukarıdaki denklem matematiksel ifade edilecek olursa;

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon} \quad (2.40)$$

Denklemde (E) elastisite modülünü, (σ) gerilme birim alana etkiyen yükü, denklem (2.40)'da ifade edilen Hooke kanunu bağıntısını ve ayrıca E ; malzemelerin katılığının ölçütü diye tanımlanan elastiklik veya Young modülünü temsil etmektedir.

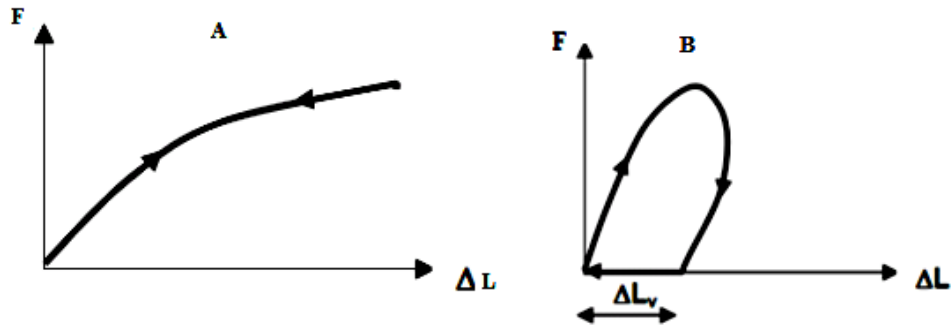


Şekil 2.28. Tipik bir kompozit katı yakıtı ait çekme grafiği eğrileri görülmektedir [3]

Şekil 2.28’de kompozit bir katı roket yakıtına ait çekme grafiğinde σ_m maksimum gerilmeyi, σ_r kopma gerilmesini, ε_m maksimum gerilme esnasındaki yüzde uzama miktarını, ε_r kopma esnasındaki maksimum uzama miktarını ve ε_d maksimum elastik uzama mesafesini ifade etmektedir.

2.7.3.2. Viskoelastik Davranış

Viskoelastik malzemelerin en belirgin özellikleri, aynı anda hem elastik hem de zamana bağlı şekil değişimi davranışı göstermeleridir. Cisme uygulanan dış kuvvet kaldırıldığında cisim ilk konumuna geri dönüyorsa, bu davranış elastik bir davranış olarak adlandırılmaktadır. Viskoz davranış ise cisme dış kuvvet uygulandığında gecikmeli şekil değişimi göstermektedir. Katı roket yakıtları daha çok viskoelastik davranış sergilemektedirler.



Şekil 2.29. Şekil A’da elastik, B’de viskoelastik malzeme mekanik davranışı [45]

Şekil 2.29’da görüleceği gibi elastik davranış zamandan bağımsız, viskoz davranış zamana bağlı değişim göstermektedir. Viskoelastik davranış ise iki etkinin toplamı olarak zamana bağlı bir davranış göstermektedir [46]. Bu nedenle katı roket yakıtlarına farklı sıcaklıklarda ve hızlarda çekme testleri uygulanarak mekanik davranışları tespit edilmektedir

Viskoelastik malzemelerin mekanik davranışını modellemek için basit bir yay ve bir sönümleme elemanına dayanmaktadır; yay malzemenin elastik özelliğini, sönümleme elemanı ise akışkan özelliğini yansıtmaktadır. Yay ve sönümleme

elemanının seri şeklinde tertiplenmesi Maxwell, paralel şeklinde tertiplenmesi Kelvin-Voigt modelini oluşturmaktadır [44].

2.7.3.2.1. Viskoelastik Davranışın Matematiksel Modellenmesi

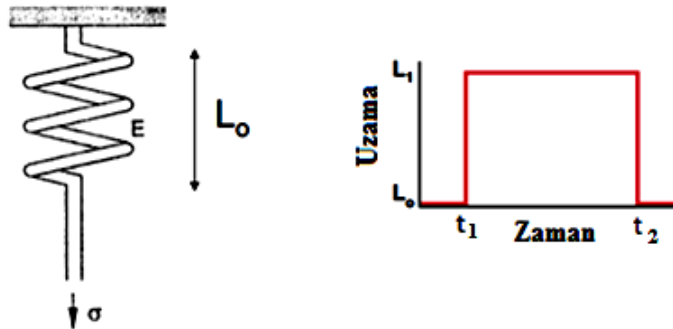
Katı roket yakıtları daha çok polimer malzeme özelliği göstermeleri nedeniyle yukarıda bahsedilen Maxwell ve Kelvin-Voigt modellerinin ikisinin birden matematiksel modellenmesi ile mekanik davranışları belirlenebilmektedir.

Polimer esaslı malzemelerde Maxwell modeli; malzeme üzerine kuvvet uygulanması ve tekrar yükün kaldırılması neticesinde tersinir hareketle tekrar eski haline dönmesi elastik davranışı göstermektedir [66]. Malzeme üzerine uygulanan kuvvetin daha da arttırılması ile kalıcı viskoz uzamalar zamana bağlı ve sıcaklıkla değişen davranış sergiler ve kalıcı şekil değiştirirler. İdeal viskoz deformasyon, Newton'un 1. Kanunu ile ifade edilmektedir [46]:

Kayma Gerilmesi = Sönümlenme sabiti \times Kayma Hızı

$$\tau = \eta \left(\frac{d\varepsilon}{dt} \right) \quad (2.41)$$

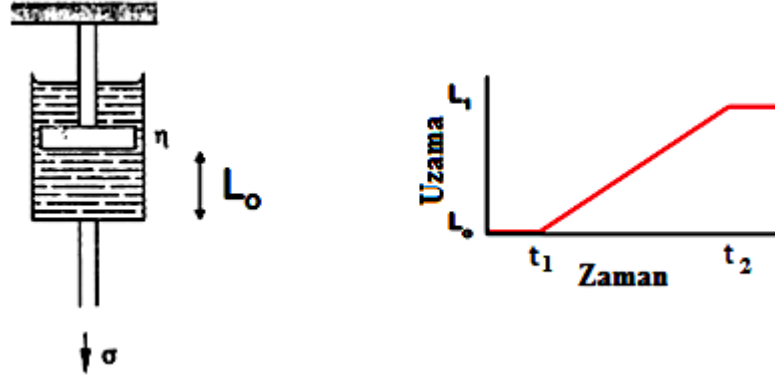
Bu denklemde (τ) kayma gerilmesini, (η) akma hızı gösteren viskoziteyi ve ($d\varepsilon/dt$) ise kayma hızını ifade etmektedir. Denklem (2.41) sönümlenme elemanı model yapısına uymakta ve üzerine uygulanan kuvvet kaldırıldığında tersinmez kalıcı viskoz şekil değişikliğini ifade etmektedir. Aşağıda yay modeli elastik tersinir davranışı, sönümlenme (amortisör) modeli ise viskoz davranışı temsil etmektedir.



Şekil 2.30. Elastik uzama yay modeli [46]

Şekil 2.30'da elastik uzamaya örnek oluşturan yay modeli malzeme üzerindeki yük ya da kuvvet kalktığında ilk boyuna (L_0) döneceğini ifade etmektedir.

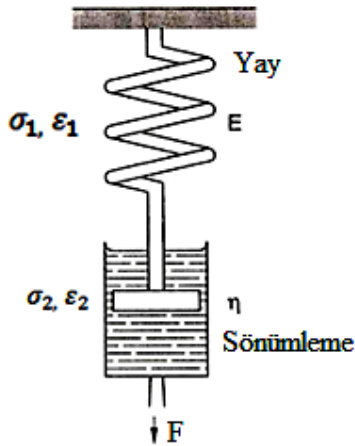
Malzemelerde kayma gerilimi sonucu ortaya çıkan ideal viskoz deformasyonu temsil etmek üzere, sönümlenme (amortisör) örneği incelenebilir.



Şekil 2.31. Viskoz davranış sönümlenme modeli [46]

Şekil 2.31'de görüldüğü gibi orijinal uzunluğu L_0 olan sönümlenme (amortisör) elamanına sabit bir gerilim uygulandığında uzunluk yavaş yavaş artar ve L_1 değerine ulaşır. Gerilimin kaldırılması ile malzeme son ulaştığı boyda kalacaktır.

2.7.3.2.1.1. Maxwell Modeli



Maxwell modeli:

$$\varepsilon = \varepsilon_{yay} + \varepsilon_{sönümlenme} \quad (2.42)$$

$$\sigma = \sigma_{yay} = \sigma_{sönümlenme} \quad (2.43)$$

$$\sigma = E\varepsilon = \eta\dot{\varepsilon} \quad (2.44)$$

Şekil 2.32. Maxwell çekme modeli [46]

Maxwell modeli, malzemenin gevşeme davranışı deneysel çalışma şartlarına uygun olarak Şekil 2.32’de görüldüğü gibi modellenebilmektedir. Sisteme bir F kuvveti uygulandığında yay, $\sigma_1 = E\varepsilon_1$ ve sönümlenme elemanı $\sigma_2 = \eta \cdot \dot{\varepsilon} = \eta \cdot (d\varepsilon/dt)$ bağıntılarına göre bir şekil değiştirme gösterecektir. Burada $\sigma = \eta \dot{\varepsilon}$ (Newton akış kanununu) ifade etmektedir [44,47]. Elemanlar seri halde bulunduğundan gerilmeler her iki elemanda eşit $\sigma = \sigma_1 = \sigma_2$; ancak sistemin toplam şekil değiştirmesi, elemanların şekil değiştirmelerinin toplamı, yani $\varepsilon_t = \varepsilon_1 + \varepsilon_2$ olacaktır. Son denklem:

$$d\varepsilon_t/dt = d\varepsilon_1/dt + d\varepsilon_2/dt \quad (2.45)$$

ve $\varepsilon_1 = E/\sigma$ bağıntısı ile $d\varepsilon_1/dt = (1/E) \cdot d\sigma/dt$ şeklinde yazılırsa, $d\varepsilon_2/dt = \sigma/\eta$ değeri ile (2.45) denkleminde,

$$d\varepsilon_t/dt = (1/E) \cdot d\sigma/dt + \sigma/\eta \quad (2.46)$$

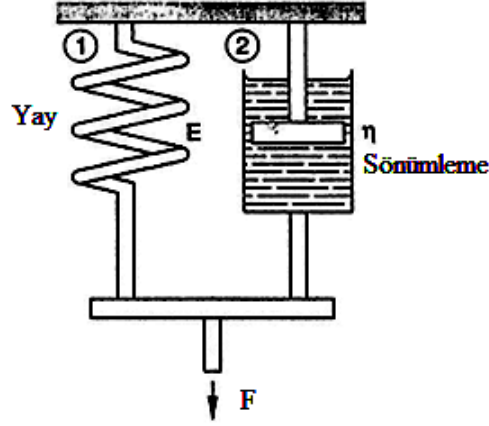
bulunur. Yukarıdaki denklemlerde η viskoziteyi, $d\varepsilon_t/dt$ toplam gerinim hızını ifade etmektedir. Denklem (2.46) bağıntısına, Maxwell modeli için gerilme-gerinim denklemi denilmektedir [44,47].

2.7.3.2.1.2. Kelvin-Voigt Modeli

Bu modelde yay ve sönümlenme elemanları Şekil 2.33’de gösterildiği gibi paralel şekilde tertiplenmektedir. Sisteme bir kuvvet uygulandığında, elemanların şekil değiştirmeleri eşit ($\varepsilon = \varepsilon_1 = \varepsilon_2$) ve sistemin toplam gerilmesi elemanlarda meydana gelen gerilmelerin toplamı, yani $\sigma = \sigma_1 + \sigma_2$ dir. $\sigma_1 = E \cdot \varepsilon$ ve $\sigma_2 = \eta \dot{\varepsilon} = \eta(d\varepsilon/dt)$ ifadeleri ile [44,47]:

$$\sigma = E \cdot \varepsilon + \eta(d\varepsilon/dt) \quad (2.47)$$

Denklem (2.47) bağıntısına Kelvin-Voigt Modeli için gerilme-gerinim denklemi denilmektedir.



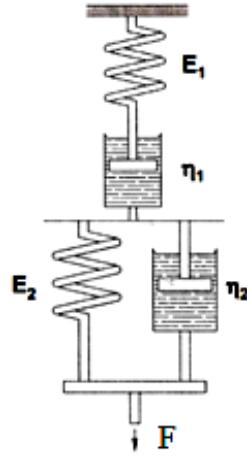
Şekil 2.33. Kelvin-Voigt Modeli

Bu modelde Şekil 2.33’de görüleceği gibi plastik veya polimer esaslı malzemelerin mekanik davranışlarının belirlenmesinde, sisteme yük veya kuvvet uygulandığında yay ve sönümlenme elamanının uzama kısımla davranışları eşit olmaktadır.

2.7.3.3. Viskoelastik Deformasyon

Polimer esaslı malzemelerde deformasyon, ideal elastik ve ideal viskoz davranış arasındadır. Bu iki davranışın birlikte sergilendiği yapıya viskoelastik deformasyon denilmektedir. Polimer malzemelerin viskoelastik davranışı matematiksel olarak çeşitli modeller ile ifade edilmektedir. Bu modellerin oluşumu, yay ve sönümlenme (amortisör) elamanları, değişik sayı ve yapılarda bir araya getirilerek modellenmektedir [44, 46-48].

Polimer esaslı malzemelerin viskoelastik davranışını temsil eden örnek model, Kelvin ve Maxwell modellerinin bileşimi aşağıda Şekil 2.34’de verilmiştir. Modelin cevabı, zamana karşı gerininin değişmesi ile belirtilir. Bu bileşik model, plastiklerde sabit gerilmede yapılan tipik bir sürünme testi sonucu elde edilen zamana karşı uzama eğrilerini doğru yaklaşımla temsil etmektedir [44,47].



Şekil 2.34. Polimer esaslı malzemelerin mekanik davranışını temsil eden Maxwell ve Kelvin-Voigt modellerinin birlikte matematik modelleme şeması

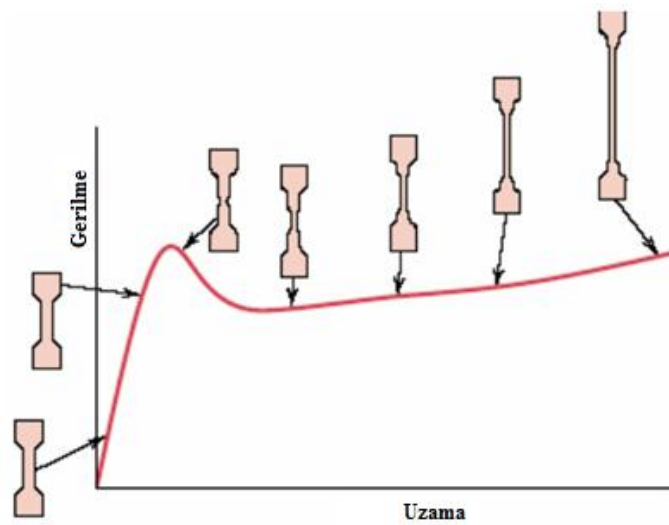
Şekil 2.34'de verilen ortak modelde;

a) Gerilmenin veya kuvvetin uygulanması ile önce E1 modülüne sahip yay uzayıp son halini alır.

b) 1 ve 2 numaralı sönümleme elamanları ve 2 numaralı yay ortak hareketi sonucu uzama görülür.

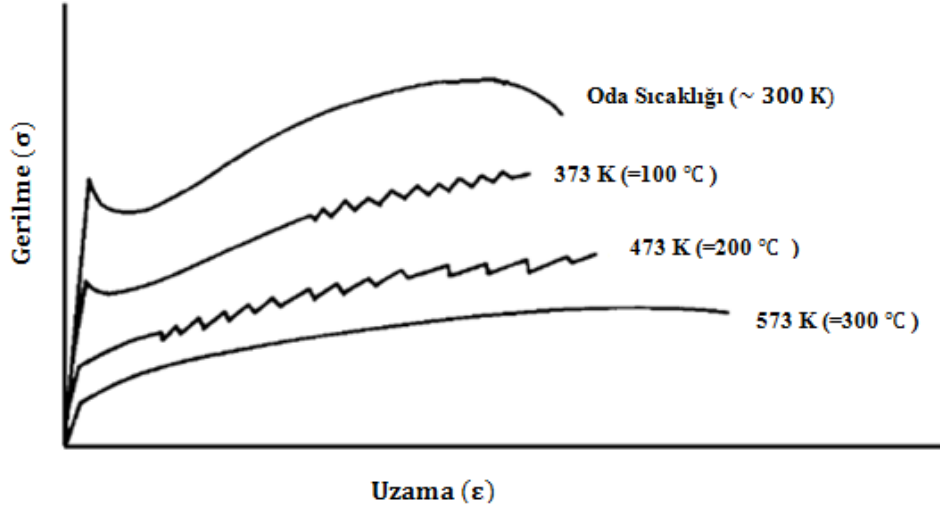
c) Gerilme kaldırılınca, 1 numaralı yay orijinal haline döner, 1 numaralı sönümleme elamanı olduğu gibi kalır.

d) 2 numaralı yay etkisiyle 2 numaralı yay ve 2 numaralı sönümleme (amortisör) birlikte geri döner.



Şekil 2.35. Polimer malzeme çekme testi

Polimer esaslı malzemelerde çekme testi mekanik davranış eğrisi yaklaşık Şekil 2.35’de görüleceği gibi oluşmaktadır. Polimer esaslı plastik malzemelerin mekanik davranışı sıcaklık değişiminden doğrudan etkilenmektedir.



Şekil 2.36. Polimer ya da plastik esaslı malzemenin farklı sıcaklıklarda gerilme-uzama grafikleri [62]

Polimer ya da plastik esaslı malzemeler, düşük sıcaklıklarda daha yüksek gerilme dayanımı gösterirken yüksek sıcaklıklarda daha düşük gerilme dayanımı göstermektedirler. Şekil 2.36’da plastik esaslı malzeme sıcaklığı arttıkça gerilme dayanımı azalırken uzama miktarının arttığı görülmektedir. Polimer ya da plastik esaslı malzemeler, plastik uzama esnasında dislokasyona uğrayabilirler. Malzemelerin dayanımları sıcaklık arttıkça azalmaktadır. Yüksek sıcaklıklarda atomların sahip oldukları kinetik enerjileri artacağından atomların yer değiştirmeleri (difüzyonları) daha kolay olmaktadır [48]. Sıcaklık değişimi malzemede oluşan dislokasyon hareketlerini ve dolayısıyla malzeme deformasyonunun daha kolay oluşmasına etki etmektedir. Şekil 2.36’da 300 K ve 473K sıcaklıklarında plastik malzemede plastik uzama esnasında dislokasyon oluştuğu görülmektedir. Polimer esaslı katı roket yakıtları farklı sıcaklıklarda Şekil 2.36’ya benzer davranış gösterebilmektedir.

Çizelge 2.4. Kompozit esaslı katı roket yakıtına ait değişik sıcaklıklarda mekanik davranış değerleri [3]

SICAKLIK	70°C	25°C	-40°C
Maksimum Gerilme (MPa)	0.944–1.048	1.36–1.545	3.826-4.364
Esneklik Modülü (MPa)	1.806–2.206	2.895–3.330	35.30–42.540

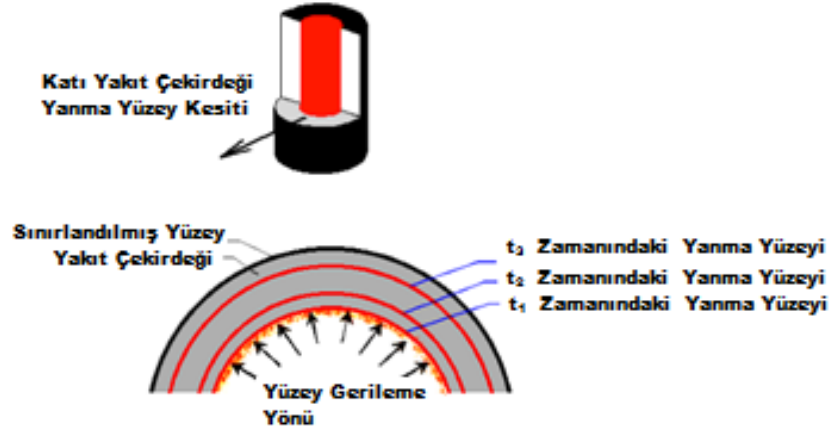
Çizelge 2.4’de kompozit esaslı katı yakıtların mekanik davranış değer aralıkları görülmektedir. Katı yakıt sıcaklığı azaldıkça maksimum çekme gerilmesinin arttığı görülmektedir.

Çift bazlı (DB) katı yakıt için ise yoğunluk $1.58-1.66 \text{ gr/cm}^3$ aralığında, viskozite $2.75.10^{-3} \text{ Pa.s}$, patlama ısısı ortalama 836 cal/g , alevlenme sıcaklığı $155-180^\circ\text{C}$, patlama basıncı 140 kg/cm^2 , ısı iletkenlik katsayısı literatür araştırmalarından ortalama $0.1600-0.2700 \text{ W/mK}$, elastisite modülü ($+74^\circ\text{C}$): 12.75 MPa ve Poisson oranı 0.49997 olarak bilinmektedir [44,47].

2.8. Katı Yakıtlarda Yanma Hızı

Yanma hızı, roket motorlarının önemli tasarım parametrelerinden biridir. Bu nedenle roket motor tasarımında öncelikli olarak yakıtın yanma hızı iyi bilinmelidir. Katı yakıtların yanma hızı birçok etmene bağlı olarak değişiklik göstermektedir [64]. Yanma hızı daha çok yanma oda basıncı, katı yakıt ateşleme öncesi ilk sıcaklığı, yüksek enerjili maddelerin yakıt içeriğindeki yüzde miktarı, yanıcı madde yanma duyarlılığı, yanma hızını düzenleyici ilave kimyasal maddeler, yüzde oksitleyici madde miktarı gibi faktörlerdir [2,3].

Katı yakıtlı roket motorlarında, yanma olayı oldukça karmaşık olmasına karşılık geliştirilen yanma modelleri oldukça basitleştirilmiştir. Yanma sırasında alev yapısı, gaz fazlar ve diğer ürünler ancak matematiksel modeller ile gösterilebilmektedir [2,6].



Şekil 2.37. Katı yakıt yanma hızı modellenmesi [49]

Katı yakıtlı roket motorlarında yanma hızı, yanma yüzeyinden geriye doğru zamana göre gerileme olarak ifade edilebilmektedir. Şekil 2.37’de görüldüğü gibi katı yakıtlarda yanma hızı, birim zamandaki yanma mesafesi olarak değerlendirilmektedir. Yanma hız birimi olarak; genellikle (mm/s, cm/s, inc/s) birimleri kullanılmaktadır.

Katı roket yakıtının yanma hızı ve yanma hızına etki eden faktörlerin matematiksel ifadesi:

$$\text{Lineer Yanma Hızı} = \frac{\text{Katı Yakıt Kalınlığı(milimetre)}}{\text{Yanma Süresi(saniye)}} \quad (2.48)$$

$$r = \frac{dw}{dt} \quad (2.49)$$

Vielle’s Yasası olarak bilinen katı yakıt yanma hızı eşitliğinden [3,40];

$$r = aP_c^n \quad (2.50)$$

Yanma hızı (r); temelde yakıt ilk sıcaklığı ve yanma oda basıncına bağlıdır. P_c ; yanma odası basıncı, a ; katı yakıt ilk sıcaklık sabiti ve değeri 0.002-0.05 arasında değişmektedir. Basınç indeksi ya da basınç üssü olarak adlandırılan n ; katı yakıt

formülasyonunun bir fonksiyonudur. Çift bazlı (DB) yakıtlarda n değeri 0.2-0.8 aralığında ve amonyum perklorat (AP) esaslı kompozit yakıtlarda n değeri nispeten daha düşük 0.1den 0.4'e kadar değişmektedir [1].

Katı yakıt ilk sıcaklığı, yanma odası basıncı (P_c) ve yakıt yanma hızını (r) doğrudan etkilemektedir. Yakıt ilk sıcaklığına bağlı, yanma hızı sıcaklık duyarlılığı (Π_r) sabit basınç ve farklı ilk yakıt sıcaklık değerlerinde, yanma hız değişim denklemi aşağıda verildiği gibidir;

$$\Pi_r = \left[\frac{\partial r}{\partial T} \right]_{P_c} = \left[\frac{\partial \ln(r)}{\partial T} \right]_{P_c} = \left[\frac{\partial \ln(aP_c^n)}{\partial T} \right]_{P_c} = \frac{1}{a} \left[\frac{\partial a}{\partial T} \right]_{P_c} \quad (2.51)$$

Basıncın sıcaklık duyarlılığı (Π_p), yanma yüzeyi ile nozul boğaz kesit oranının (A_b / A_t) sabit şartlarında aşağıda verilen denklem yoluyla ifade edilmektedir [3,5,50,51];

$$\Pi_p = \frac{1}{P_c} \left[\frac{\partial P_c}{\partial T} \right]_{\frac{A_b}{A_t}} = \left[\frac{\partial \ln P_c}{\partial T} \right]_{\frac{A_b}{A_t}} \quad (2.52)$$

buradan ;

$$\Pi_p = \frac{\partial \ln(P_c)}{\partial T} = \left(\frac{1}{1-n} \right) \frac{1}{a} \left[\frac{\partial a}{\partial T} \right] = \frac{\Pi_r}{1-n} \quad (2.53)$$

Yukarıda verilen (2.48), (2.49), (2.50), (2.51), (2.52), (2.53) denklemleri; sıcaklık, basınç ve yanma hızı arasındaki bağıntıları ilişkilendirmektedir.

2.8.1. Katı Yakıt Yanma Hızına Etki Eden Faktörler

Roket motor iç basıncı etkili çalışma süresince sabit kalması için yakıt çekirdek geometrisinin doğru seçilmesini gerektirmektedir. Roket motor iç basıncı daha çok yakıt çekirdeğinin yüzey alanına bağlıdır [3]. Katı yakıtlı roket motorlarında birçok çekirdek geometrisi olmasına karşılık daha çok yıldız kesitli yapı tercih edilmektedir. Yıldız çekirdek geometrisi yüzey alanı yanma süresince yaklaşık $\% \pm 15$ sabit

kalmaktadır. Yanma yüzey alanın yanma süresince yaklaşık sabit kalması; yanma hızının daha düzgün ilerlemesini ve dolayısıyla roketin kararlı uçuşunu sağlayacaktır.

Katı roket yakıtlarında yanma hızı, aynı zamanda yakıt içeriğinin bir fonksiyonudur. Yakıt karışımlarının içerik yapısı yanma hızını doğrudan etkileyebilmektedir. Yanma hızını değiştirebilen etmenler;

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

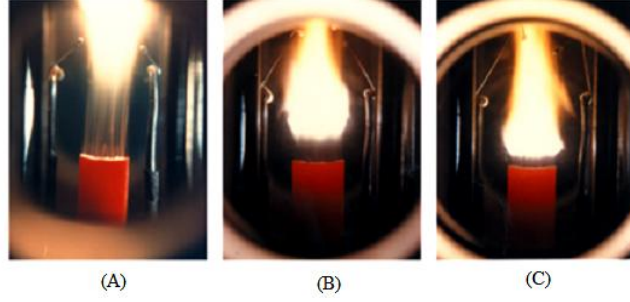
Katı yakıt kimyasal yapısı dışında motor imalat ve şartlarının yanma hızına etkileri;

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

Katı roket yakıt yanma hızı birçok faktörlere bağlı olarak farklı davranış göstermektedir [2].

2.8.1.1. Basıncın Yanma Hızına Etkisi

Katı roket yakıtlarının yanma odası basınç değişimi yakıtın yanma hızını etkileyen önemli faktörlerden biridir. Şekil 3.38'de görüleceği gibi yanma oda basıncı arttıkça yanma alev profilinin de değiştiği görülmektedir [26].



Şekil 2.38. Çift bazlı (NG-NC) katı roket yakıtının değişik basınç altında alev davranışı ve yanma hızı incelenmesi [26]

Farklı basınçlar altında katı roket yakıtının yanma hızı ve yanma profili doğrudan etkilenmektedir. Yanma oda basıncı artışı ile birlikte yanma hızı da artmaktadır.

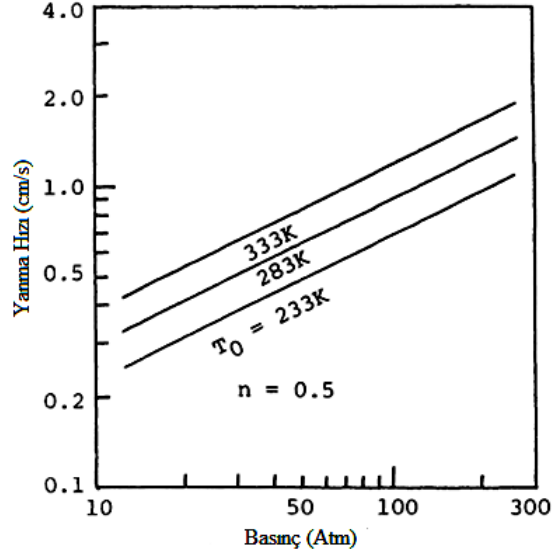
Çizelge 2.5. NG-NC içerikli çift bazlı roket yakıtında basıncın yanma hızına etkileri (deneysel) görülmektedir [26]

Deneyler	Basıncı (MPa)	Yanma Hızı (mm/s)
A	1.0	2.2
B	2.0	3.1
C	3.0	4.0

Çizelge 2.5’de üç farklı deney sonucuna göre, basınç artışına bağımlı yanma hızının arttığı görülmektedir.

2.8.1.2. Katı Yakıt İlk Sıcaklığının Yanma Hızına Etkisi

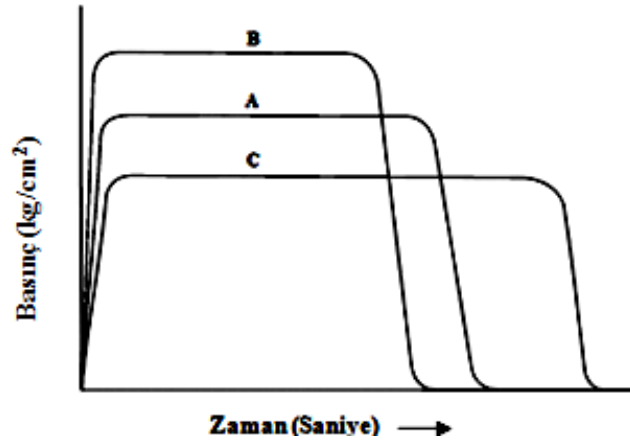
Katı yakıt ilk sıcaklığı, roket çalışma performansını doğrudan etkileyen faktörlerdendir. Kompozit yakıtlı roket motorlarında yakıt ilk sıcaklığı yanma odası basıncında % 25-35, yanma süresinde ise % 20-30 oranında bir değişim oluşturabilmektedir [5].



Şekil 2.39. Katı yakıt ilk sıcaklığının, farklı basınçlar altında yanma hızına etkisi [26]

Şekil 2.39’da basınç-sıcaklık ve yanma hızı arasındaki ilişki verilmiştir. Katı yakıt ilk sıcaklığı yükseldikçe, yanma odası basıncına paralel yanma hızının da arttığı görülmektedir.

Katı yakıtın yanma öncesi ilk sıcaklığı yanma oda basıncı ve yanma süresi üzerinde doğrudan etkili olmaktadır.

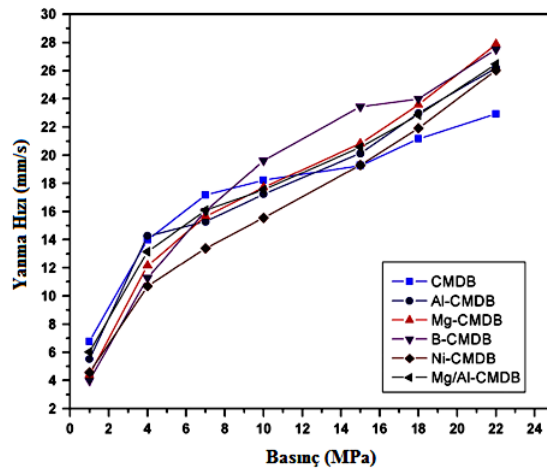


Şekil 2.40. Yakıt çekirdek ilk sıcaklığının yanma süresi ve yanma oda basıncına etkisi [5]

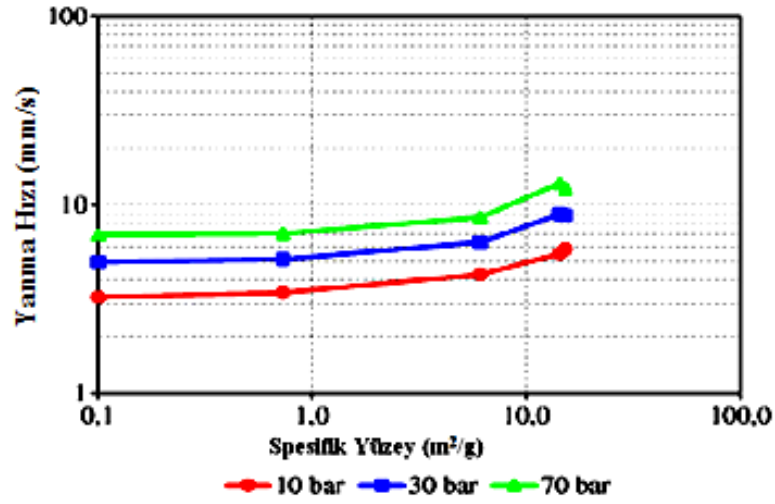
Şekil 2.40'da üç farklı yakıt ilk sıcaklıklarında; (A: +27°C, B: +50°C, C: -40°C) yanma süreleri ve basınç değişimleri karşılaştırılmıştır. Yakıt başlangıç sıcaklığı arttıkça roket yanma odası basıncı yükselmekte ve yanma süresi kısalmaktadır.

2.8.1.3. Katı Yakıt Yanma Hızına Etki Eden Diğer Faktörler

Katı roket yakıt yanma hızları birçok etmene bağlı değişiklik göstermektedir. Xiong-Gang ve arkadaşları (2011) yapmış oldukları deneysel çalışmada aşağıda Şekil 2.41'de görüldüğü gibi tüm yakıt numunelerinin ilk sıcaklıkları 293 K olmak kaydıyla yanma hızı basınç ilişkisini incelemişlerdir. Kompozite Değiştirilmiş Çift Bazlı (CMDB) katı yakıt numuneleri ile yaptıkları ilk deneyde metalik ilave yapılmadan üretilen yakıt numunesinin yanma hızı basınç ilişkisini incelemişlerdir. Daha sonra aynı özellikteki katı yakıt içeriğine; yüksek enerjili metalik esaslı maddeler ilave edilmiş numunelerinin, farklı basınçlarda yanma hızına etkilerini araştırmışlardır. CMDB (Kompozite Değiştirilmiş Çift Bazlı) katı yakıtı herhangi bir metalik ilave yapılmadan basıncın yanma hızı etkisine bakıldığında 1-15 MPa basınç aralığında bor ilaveli yakıt (B-CMDB) hariç diğerlerinden daha hızlı yandığını tespit etmişlerdir. 15-22 MPa aralığında ise yüksek enerjili yakıt ilave edilmeyen yakıtı göre, diğer yüksek enerjili metalik ilave yapılan yakıtların yanma hızlarının daha yüksek olduğunu tespit etmişlerdir [9]. 15 MPa'dan daha yüksek basınçlarda yüksek enerjili metalik ilaveli tüm yakıt numunelerinin yanma hızlarının arttığı görülmüştür.

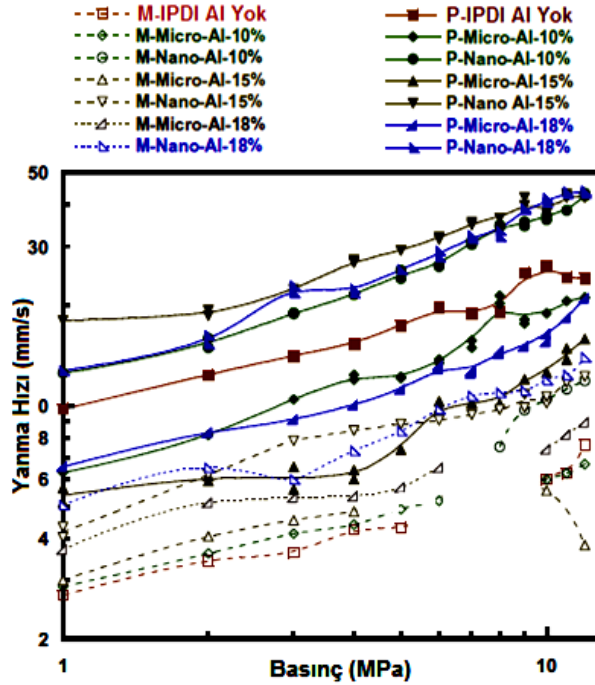


Şekil 2.41. CMDB yakıtı yüksek enerjili madde ilavelerinin basınç ve yanma hızına etkilerinin incelenmesi [9]



Şekil 2.42. Yanma hızı, yüzey alanı ve basınç ilişkileri [7,52]

Sekil 2.42'de değişik tane boyutlu (nano ve mikron) alüminyum ilavesi ile yanma hızı–basınç ilişkileri verilmiştir. Kullanılan metalik yakıtın toz boyutu küçüldükçe yanma yüzey alanının büyümesi neticesinde, yanma hızı basınca bağlı olarak artmaktadır.



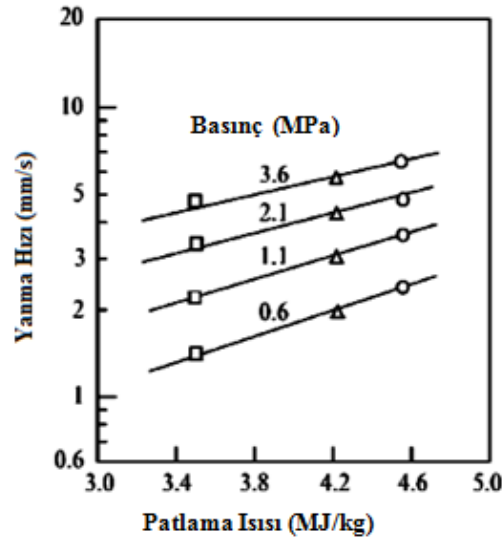
Şekil 2.43. Kompozit esaslı yakıt içeriğine farklı metalik ilavelerin yanma hızına etkileri [8]

Şekil 2.43. Kompozit esaslı roket yakıtları içeriğine IPDI kürü yöntemi ile hazırlanan farklı yüzdelerde alüminyum miktar ve tane büyüklüğünde (nano veya mikron) ilaveli, yüzde AP (5 mikron) oksitleyici % 65/35 bağlayıcı oranı ile hazırlanan, yakıtların farklı basınçlarda yanma hızı değişimi [8].

K. Jayaraman ve arkadaşları (2009) yapmış oldukları bir çalışmada; kompozit esaslı katı roket yakıt içeriklerine Şekil 2.43’de görüleceği gibi farklı nano ve mikron büyüklükte Al ilavesinin, yanma hızına etkilerini araştırmışlardır. Çalışmanın sonucunda daha çok nano boyutlu Al’nin büyüklük değişimi ve yüzde miktar ilavesine göre yanma yüzey alan artışı etkisiyle yanma hızının basınç artışına paralel arttığını tespit etmişlerdir.

Çift bazlı (DB) yakıtların yanma hızını arttırmak amacı ile kurşun esaslı, kurşun salisilat (PbSa) ve kurşunikietilhexoat (Pb2EH) bileşikleri ilave edilmektedir [26].

Katı roket yakıtının enerji seviyesinin yükseltilmesi, roket motor yanma oda basınç ve sıcaklığını arttırmaktadır. Katı yakıt basınç ve sıcaklık yükselmesine bağlı olarak yakıtın yanma hızı artacak ve roketin çalışma şartları iyileştirilecektir.



Şekil 2.44. NG-NC çift bazlı (DB) yakıt ısı enerjisi değişiminin, farklı basınçlarda yanma hızına etkisi [26]

Şekil 2.44'de çift bazlı (DB) yakıtların farklı enerji seviyelerinde 3.4 MJ/kg, 4.2 MJ/kg ve 4.6 MJ/kg enerji olan yakıtların; 0.6 MPa, 1.1 MPa, 2.1 MPa ve 3.4 MPa sabit basınçlar altında enerji artışına paralel olarak yanma hızını arttırdığı görülmektedir.

2.9. Katı Yakıt Yanma Hızı Ölçüm Yöntemleri

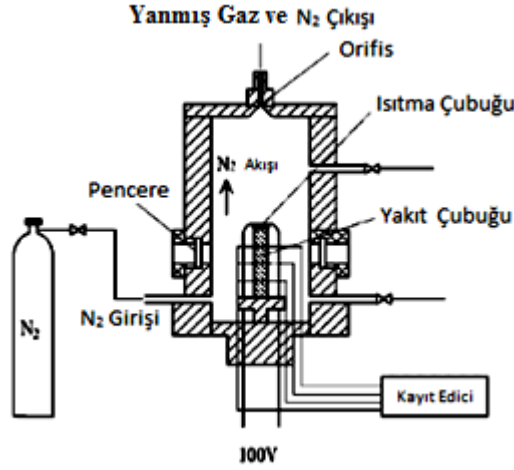
Yanma hızı roket motorlarının önemli tasarım parametrelerinden biridir. Yanma hızı; katı yakıt başlangıç sıcaklığı ve yakıt sıcaklık duyarlılık katsayısı, yanma odası basıncı ve basınç üssü katsayısı duyarlılığı faktörlerine bağlı olarak değişiklik göstermektedir.

Katı yakıt yanma hızları roketlerin balistik davranışlarında güçlü etkileri vardır. Bu nedenle katı roket yakıtlarının yanma hızlarının doğru belirlenmesi önemlidir. Katı yakıt yanma hızı iki farklı yöntem kullanılarak ölçülmektedir. Azot (N₂) ortamında standart yöntemle yakıt çubuğu yanma gerilemesinin, önceden belirlenen sabit basınç altında, katı yakıt yanma hızı ölçüm metoduna dayanmaktadır. Bu yöntem pahalı ve uzun bir süreci gerektirmektedir. Ultrasonik yanma hızı ölçüm yöntem ile yakıtın tek seferde sabit hacim yanma esnasında, farklı basınç değerlerinde ve yüksek frekanslı ses dalgalarından alınan veriler doğrultusunda, katı yakıt yanma hızı ölçümü yapılmaktadır.

2.9.1. Yakıt Çubuğu Yanma Gerilemesi (Strand Burner) Yanma Hızı Ölçüm Yöntemi

Katı yakıt yanma hızı ölçümleri için “yanma çubuğu” diye adlandırılan yakıt numuneleri kullanılmaktadır. İnert özellik gösteren azot gazı ortamında, yakıt çubuğu yanma ortamına ilave yanma gazı üretmesi nedeniyle basınç artış eğilimi göstermektedir. Ölçme esnasında sabit basıncı sağlamak için nitrojen (N₂) gaz sağlayıcısına eklenmiş basınç valfi otomatik olarak azot gazının akış oranını kontrol

etmektedir [3,26]. Böylece ölçme esnasında arzu edilen sabit basınç şartları oluşturulmaktadır.



Şekil 2.45. Strand Burner (Yakıt Çubuğu Gerilemesi) yanma hızı ölçüm sistemi [26]

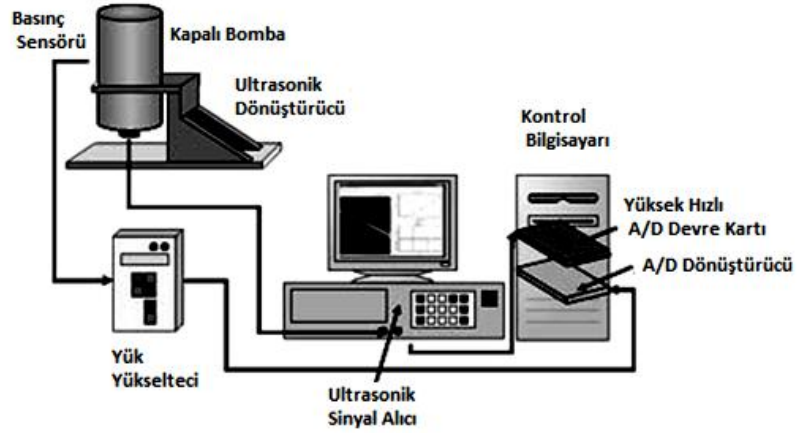
Şekil 2.45’de görülen yanma hızı ölçme yöntemi; Strand Burner (Yakıt Çubuğu Gerilemesi) olarak adlandırılmaktadır. Bu yöntem ile yakıt çubuğu sabit basınç altında ateşlendikten sonra zamana göre geriye doğru ilerleme miktarından yanma hızı tespit edilmektedir.

2.9.2. Ultrasonik Yüksek Frekanslı Dalga Ve Basınç Değişimi Yöntemiyle Katı Yakıt Yanma Hızı Ölçümü

Katı roket yakıtı yanma hızı ultrasonik yanma hızı ölçüm tekniği ile de ölçülmektedir. Bu teknik ile anlık katı yakıt kalınlığı ölçümleri verimli olarak tespit edilebilmektedir. Ultrasonik yanma hızı ölçüm tekniği 1980’lerde ONERA (The French Aerospace Lab) tarafından geliştirilmiştir.

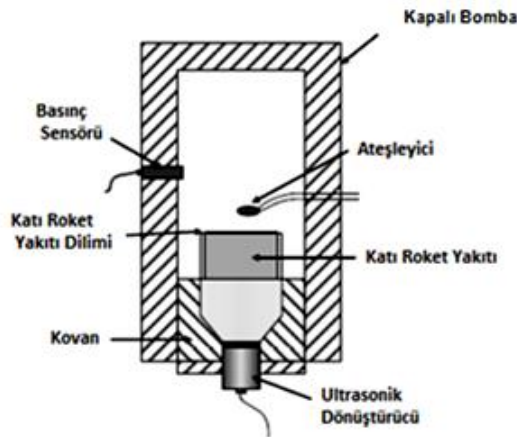
Katı roket yakıtı yanma hızı ölçümünde Şekil 2.46’da görülen ultrasonik sinyal ve basınç bilgileri eşzamanlı olarak yakıtın yanma süresi boyunca geniş basınç aralıklarında ölçüm bilgisayarına bilgi akışı ile gerçekleştirilmektedir. Son zamanlarda

katı roket yakıt yanma hızı belirlenmesinde ultrasonik dalga yöntemi daha çok önerilmektedir.



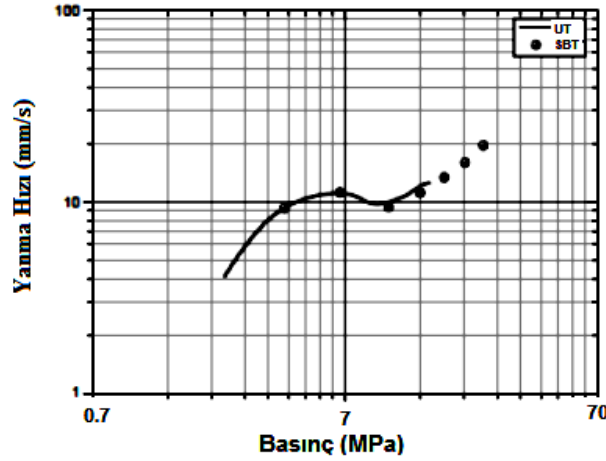
Şekil 2.46. Ultrasonik tam dalga sinyali kapalı bomba tipli ve sabit hacimli katı yakıt yanma hızı ölçüm sistemi [53]

Ultrasonik katı yakıt yanma hızı ölçüm sisteminin bir ünitesi olan ve Şekil 2.47'de görülen kapalı bomba olarak tanımlanan parçanın içerisine ölçümü yapılacak yakıt dilimi sıkıca tutturulmaktadır. Daha sonra yakıt diliminin, kapalı bomba içerisinde sabit hacimde yakma işlemi gerçekleştirilmektedir. Yanma süresi boyunca tüm basınç değişiklikleri etkisinde oluşan yüksek frekanslı ses dalgası (ultrasonik) verileri A/D (Analog/Dijital) dönüştürücüler yoluyla bilgisayar ortamına aktarılmakta ve tek seferde katı yakıt yanma hızı ölçme işlemi gerçekleştirilmektedir.



Şekil 2.47. Katı yakıt numunesi, yanma hızı test ve ölçüm düzeneği kapalı bomba kısmının şematik görünüşü [53]

Sung-Jin Song ve arkadaşları (2009) yapmış oldukları bir çalışmada; sabit hacim kapalı bomba şartlarında, yüksek frekanslı ses (ultrasonik) katı roket yakıt yanma hızı ölçüm yöntemi ve yakıt çubuğu gerileme (Strand Burner) yanma hızı ölçme yöntemlerinin her ikisinde kullanarak çalışmalar yapmışlardır. Kompozit esaslı AP-AI (oksitleyici amonyum perklorat ve farklı alüminyum yüzde içerikli kompozit) ve Kompozite Değiştirilmiş Çift Bazlı (CMBD) içerikli yakıt numunelerini ölçmüşlerdir. Yapılan çalışmada aynı özellikteki yakıt yanma hızı, her iki Ultrasonik ve Strand Burner ölçümleri aynı grafikte karşılaştırmışlardır. Ultrasonik (UT) ve Strand Burner (SBT) yöntemleri ile yapılan yanma hızı ölçümlerinden mükemmel uyumlu sonuçlar alınmış ve 70 MPa (1000PSİ) basınçta Strand Burner yöntemi ile aralarında en fazla % 1.64 fark olduğunu tespit etmişlerdir.



Şekil 2.48. Ultrasonik (UT) ve Strand Burner (SBT) yanma hızı ölçüm sonuçlarının karşılaştırılması [53]

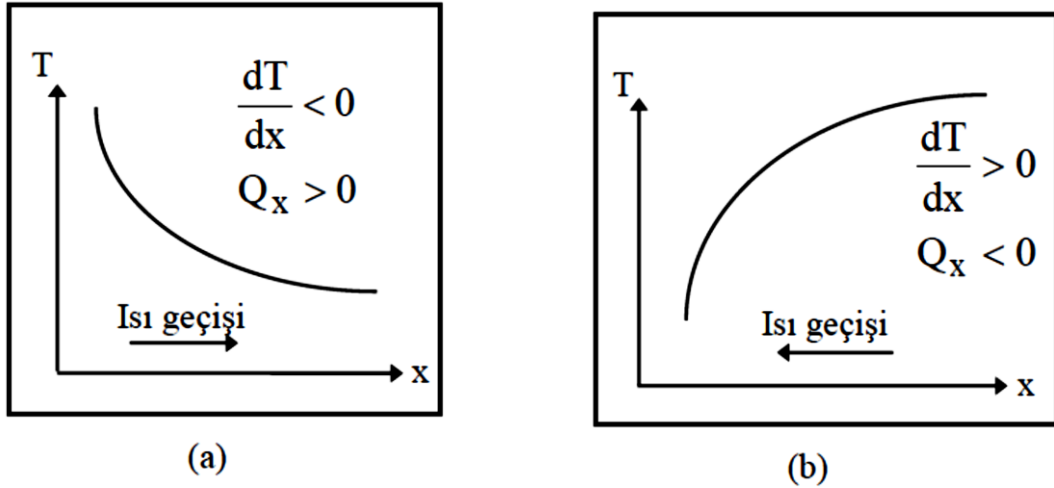
Şekil 2.48'de Kompozite Değiştirilmiş Çift Bazlı (CMBD) yakıt yanma hızı Ultrasonik (UT) ve Strand Burner (SBT) teknikleri ile yapılan ölçümlerde aynı özellikli yakıt numunelerinin yanma hızlarında hemen hemen aynı sonuçları almışlar [53]. Katı roket yakıtı yanma hızı ölçme yöntemleri karşılaştırıldığında ultrasonik ölçme yöntemi daha ekonomik ve kısa zamanda sonuçların alınması bakımından avantaj olarak değerlendirilmektedir.

2.10. Katı Roket Yakıtlarında Isıl İletkenlik

Isı iletimi; bir katı malzeme veya durgun akışkan içerisindeki sıcak bir bölgeden daha soğuk bir bölgeye doğru ısının geçmesidir. Bir katı cisim içinde sıcaklık farkları varsa yüksek sıcaklık bölgesinden düşük sıcaklık bölgesine ısı, iletim yolu ile geçer. İletimle ısı geçişi deneysel gözlemlere dayanan Fourier kanunu ile belirlenir [54-56,58]. Fourier kanununa göre herhangi bir yönde (örneğin x yönünde) geçen ısı miktarı, x yönündeki sıcaklık gradyanı (sıcaklık değişim miktarı) dT/dx ve ısı geçiş yönüne dik alan A ile orantılıdır. Fourier kanununun matematiksel ifadesi [54,55,58]:

$$Q_x = -kA \frac{dT}{dx} [W] \quad (2.54)$$

Burada Q_x : x yönünde ve x yönüne dik A alanı üzerinden geçen ısı miktarıdır. Orantı sabiti k, ısı iletkenlik katsayısı olarak adlandırılır ve maddenin bir özeliğidir. Eşitlik (2.54)'deki (-) işareti ısı geçiş yönünü belirler. Şekil 2.49 'da görüldüğü gibi eğer sıcaklık x yönünde azalıyorsa dT/dx negatiftir ve ısı geçişi pozitif x yönünde olmalıdır. Şekil 2.49 b'de görüldüğü gibi eğer dT/dx pozitif ise Q_x negatif olur ve bu durumda da ısı akışı negatif x yönündedir [58].

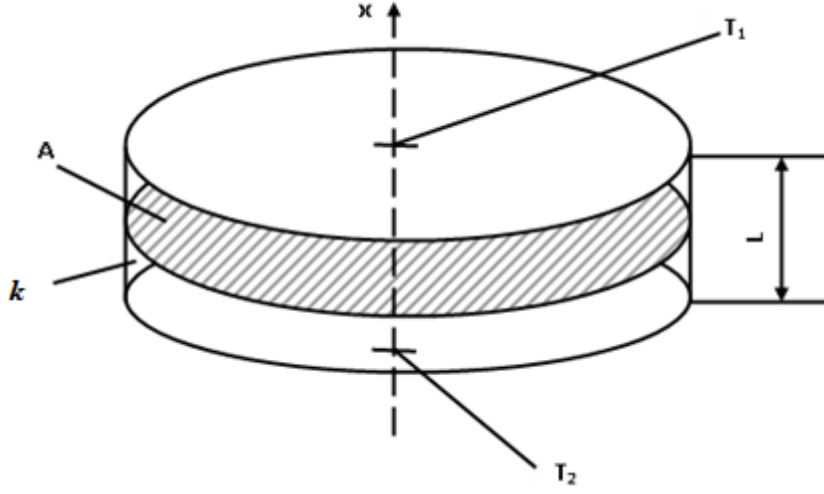


Şekil 2.49. Sıcaklık değişim hızına bağlı olarak ısı geçiş yönleri [54]

x yönündeki sıcaklık değişimi ise;

$$\frac{dT}{dx} = \lim_{\Delta x \rightarrow 0} \frac{\Delta T}{\Delta x} \quad (2.55)$$

olarak tanımlanır. Örneğin Şekil 16'daki homojen ve izotropik silindir için; $T_1 > T_2$ olması durumunda x yönünde A alanından geçen ısı Fourier ısı iletim kanununa göre;



Şekil 2.50. Farklı yüzey sıcaklıklarına sahip silindirdeki ısı geçişi

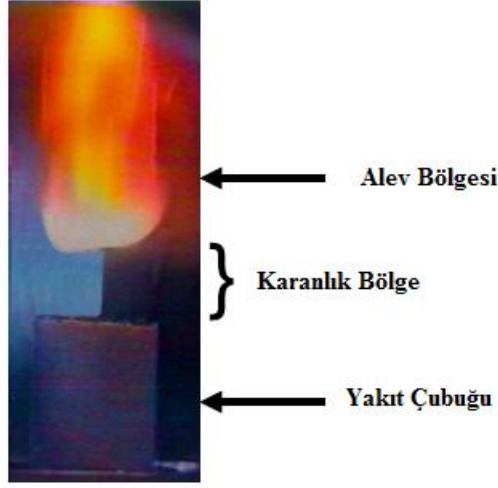
$$Q_x = -kA \frac{\Delta T}{\Delta x} = kA \frac{T_1 - T_2}{L} \quad [W] \quad (2.56)$$

numune üzerinden geçen ısı denklem (2.56) ile ifade edilmektedir [54,56,58].

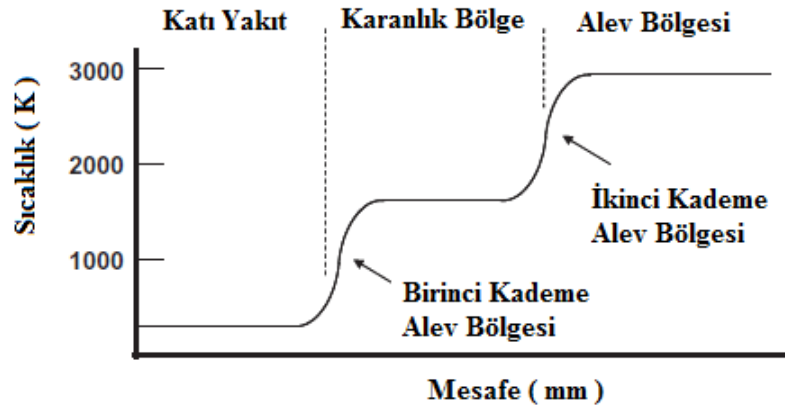
Şekil 2.50'de, (k) malzemenin ısı iletkenlik katsayısı olup SI birim sistemindeki birimi W/mK 'dir. Bir numunenin ısı iletkenlik katsayısı belirleme işlemi, ısı iletkenlik ölçme cihazı ile belirlenebilmektedir. Isıl iletkenlik ölçüm cihazı tarafından numune parça üzerine gönderilen ısı miktarına göre ısı iletkenlik katsayısı doğrudan ölçülebilmektedir[54,56,58].

2.11. Katı Yakıt Yanma Davranışı

Katı yakıtların yanma davranışı üç bölgeden oluşmaktadır. Bunlar yanma esnasında Şekil 2.51'de görüleceği gibi soğuk bölge, ergime bölgesi (karanlık bölge) ve alev bölgesinden oluşmaktadır.

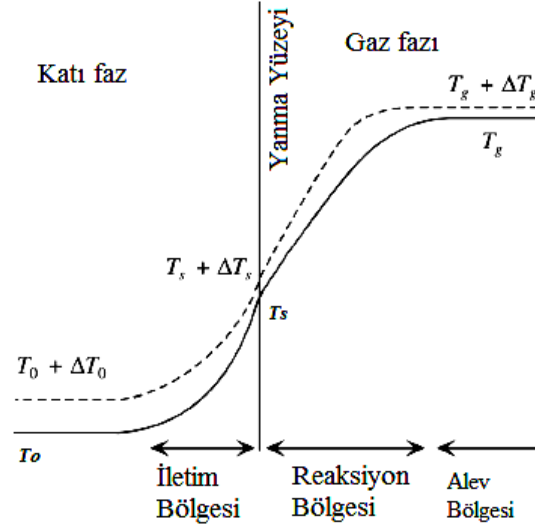


Şekil 2.51. Katı yakıt yanma davranışı [55]



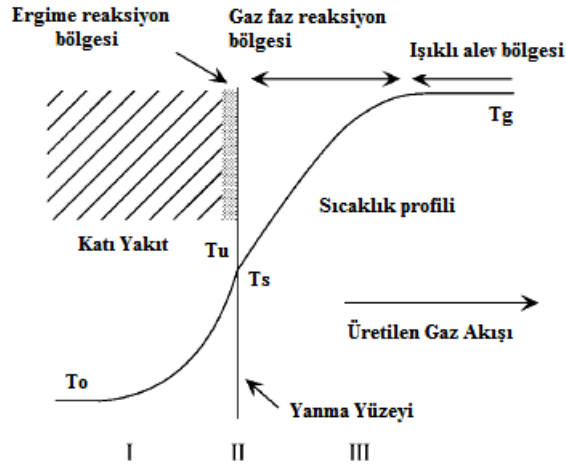
Şekil 2.52. Katı roket yakıtı yanma esnasında mesafe sıcaklık ilişkisi

Katı roket yakıtlarında, yakıtın ilk ateşlenmesi ile birlikte mesafeye göre sıcaklık dağılımı değişiklik göstermektedir [50]. Burada Şekil 2.52’de görüleceği gibi katı yakıtın yanması ile alev bölgesinden geriye doğru yanma esnasında oluşan yüksek sıcaklığın etkisi ile ısı transferi gerçekleşmektedir. Geriye doğru oluşan ısı transferinin etkisi ile karanlık bölgenin ve katı yakıt kısmının belirli bir mesafeye kadar sıcaklığı değişmektedir.



Şekil 2.53. Katı yakıt ilk sıcaklık değişiminin, yakıtın tüm yanma boyunca çalışma sıcaklık değişimine etkisi [26,65]

Burada Şekil 2.53'de görüleceği gibi katı yakıt ilk sıcaklığında ΔT_0 kadar bir artış olduğunda, ergime bölgesinde ΔT_s kadar sıcaklık artışı olurken, gaz fazı bölgesinde ΔT_g kadar sıcaklık artışı olmaktadır [26,65].

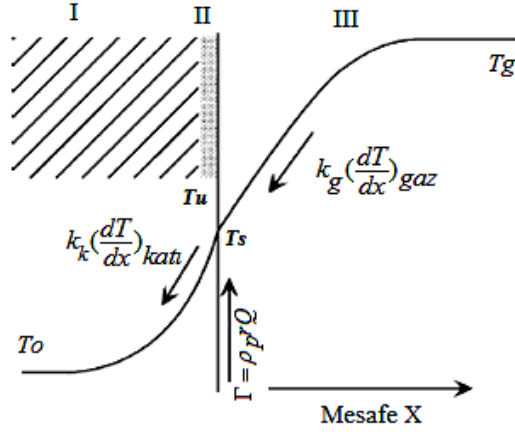


Şekil 2.54. Katı yakıt yanma esnası bölgesel sıcaklık dağılımı [26]

Şekil 2.54'de katı yakıt yanma profilinde (T_0) yakıt ilk sıcaklığını, (T_u) yakıt çözünme sıcaklığını, (T_s) yanma yüzey sıcaklığını, (T_g) alev sıcaklığını ifade etmektedir.

2.11.1. Katı Yakıt Yanma Hızı Isıl İletkenlik İlişkisi

Katı yakıt yanma sürecinde üretilen enerji, gaz faz yönünden sıvı ve katı faz yönüne doğru bir ısı geçiş davranışı sergilemektedir.



Şekil 2.55. Katı yakıt yanma davranışı esnasında geriye doğru ısı akış grafik ve denklemi [26]

Şekil 2.55'de görüldüğü gibi katı yakıtın yanma esnasında yanma yüzeyinden açığa çıkan enerji: $\Gamma = \rho_p r Q$ denklemi ile formülize edilmektedir. Gaz fazı yüksek sıcaklık bölgesinden geriye doğru Şekil 2.55'de görüldüğü gibi daha yüksek sıcak kaynaktan daha düşük sıcak kaynağa doğru ısı akışı olmaktadır. Burada (k_k) katı yakıt ısı iletkenlik katsayısını ve (k_g) ise gaz faz ısı iletkenlik katsayısını ifade etmektedir [26].

Katı yakıt yanma yüzey bölgesinden ısı iletimi esnasında sıcaklığın içeri doğru yükselmesi nedeniyle nitroselüloz ve nitrogliserin termal çözünmeye uğramaktadır. Çözünmelerin ekzotermik olması nedeniyle yüzey altı bölgede sıcaklık artış göstermektedir [57].

Katı yakıt ısı akış denklemi:

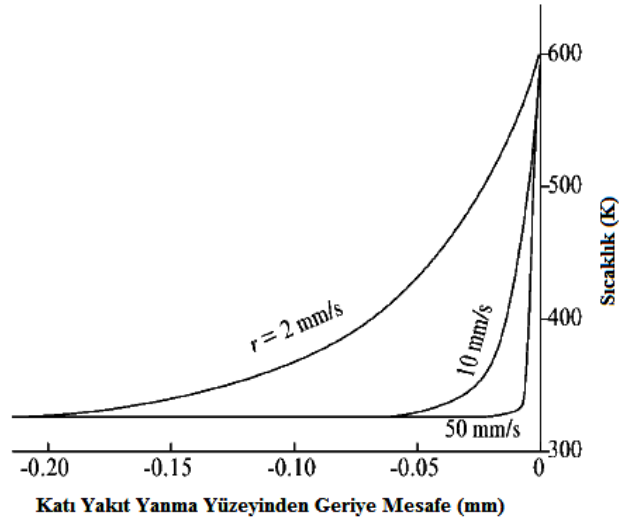
\dot{Q}_x : x düzleminde birim zamanda ortaya çıkan enerji

$\dot{m}c_p T$: yanan gaz kütlesi ile birim zamanda giden ısı miktarı

$k \frac{dT}{dx}$: katı yakıtta geçen ısı iletimi ile giden ısı (Q) olmak üzere;

$$\dot{Q}_x = \dot{m} \frac{d(c_p T)}{dx} + \frac{d(Q)}{dx} \quad (2.57)$$

Katı yakıt yanma reaksiyonu esnasında, yanma yüzeyinden katı yakıt (I.Bölge) iç kısmına doğru ısı iletimi etkisiyle sıcaklık yükselmesi olmaktadır. Yanma yüzey altı (katı yakıt) kısmında sıcaklığın artması ile NC ve NG termal çözünmeye uğramaktadırlar. Şekil 2.56'da yakıtın yanma hızı azalır ise ısıtılan bölgenin kalınlığı ani artış gösterir. Ekzotermik reaksiyonun yanma olayına vermesi gereken ve yanma için dışarıdan uygulanması gereken enerjide artış meydana getirmektedir [57].



Şekil 2.56. Farklı yanma hızlarında katı yakıt $-\infty$ yönüne sıcaklık dağılımı [26]

Alev bölgesi ile yanma yüzeyi arasındaki ısı transferi basınca bağlı olarak değişmektedir [57]. Basıncın düşmesiyle yanma yüzeyinden gelen ısı da değişir ve yanma hızı azalır [57].

3. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

Numune yakıt üretim prosesi olarak ekstrüzyon yöntemi belirlenmiştir.

3.1. Numune Katı Roket Yakıtı Üretimi

Yüksek enerjili çift bazlı (DB) numune yakıt üretmek için iki farklı temel içerik hazırlanmıştır. Bu iki temel içerik aşağıda Çizelge 3.1’de X1 ve X2 adı altında verilen çift bazlı (DB) yakıt üretimi için kullanılan standart reçete maddeleri içerisinde seçilen maddelerden iki temel içerik X1 ve X2 oluşturulmuştur.

Çizelge 3.1. Çift bazlı (DB) katı yakıt üretmek için hazırlanan temel iki tür standart içerik yüzde ağırlık oranları reçete maddeleri verilmiştir.

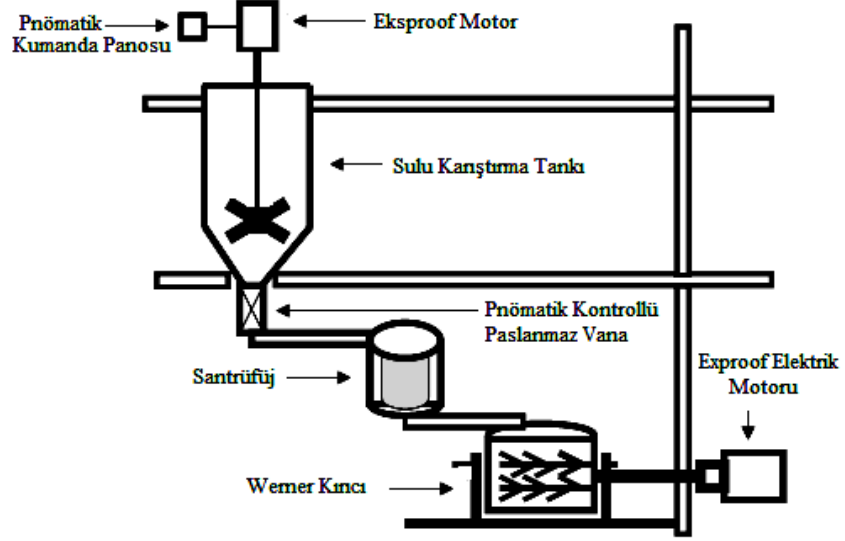
Yakıt Bileşenleri	X1	X2
Nitroselüloz (NC)	55.50	50.00
Nitrogliserin (NG)	33.50	36.00
Dietilftalat (DEP)	-	9.28
İkinitrodifenilamin (2NDPA)	-	2.00
Potasyumperklorat (KClO ₄)	-	-
Potasyumsülfat (KSO ₄)	-	-
Karbonsiyahı	-	-
Dinitrotoluen	-	-
Kurşunstearat	-	-
Kurşunsalisilat (PbSa)	2.00	1.30
Kurşunikietilhexoat (Pb ₂ EH)	-	1.40
Triasetin	8.00	-
Difenilamin (DPA)	-	-
Etilsantralit	1.00	-
Candilillawax	-	0.02
Kurşunmonoxide	-	-
Vinofil (CaCO ₃)	-	-
Vazelin	-	-

Temel X1 ve X2 yüzde ağırlık oranında hazırlanan yakıt içeriklerine, yüksek enerjili metalik ilaveler yapılarak, yeni yakıt numuneleri geliştirilmiştir. Her bir yakıt numunesi üretimi için 20 kg yakıt yakıt içeriği uygun oranlarda hazırlanmıştır. İlk numune katı yakıt üretimi; X1 ve X2 temel içeriklerinden çift bazlı katı yakıt numuneleri üretilmiştir. Daha sonra X1 yakıt içeriğinin ham kitlesinden, ağırlıkça ilave edilecek Al miktarı kadar azaltma yapılmıştır. X1 yakıt ham kitlesinden azaltılan miktar kadar küresel yapılı 10-20 mikron büyüklüğünde Al ilavesi, X1 olarak ifade edilen yakıt içeriğine ağırlıkça % 2 Al ilave edilerek X1-A numunesi üretilmiştir. Sırasıyla X1 yakıt içeriğine ağırlıkça % 4 ve % 6 Al ilave edilerek X1-B ve X1-C yakıt numuneleri üretilmiştir.

Diğer temel içerik X2 olarak adlandırılan ve Çizelge 3.1'de görülen yüzde içerik doğrultusunda üretimler yapılmıştır. Bu kategoride ilk önce yüksek enerjili metalik ilaveler yapılmadan temel içerikte X2 yakıt numunesi üretilmiştir. Daha sonra X2 yakıt numunesi içeriğine % 2 Al , % 2 B₄C (1-7 mikron büyüklüğünde bor karbür) ve % 2 MgB (% 20 magnezyum kaplı bor) 10-15 mikron tane büyüklüğünde yakıt içeriğine ilave edilerek katı yakıt numuneleri üretilmiştir.

3.1.1. Katı Yakıt Üretim Yöntemi

Numune katı yakıt üretim prosesi olarak ekstrüzyon yöntemi kullanılmıştır. Öncelikli olarak üretimi yapılacak olan yakıt içerikleri ağırlıkça tartılarak hazırlanmıştır. Her bir yakıt numunesi parti üretimi için içerik ağırlığı 20 kg olarak belirlenmiştir. Daha sonra çift esaslı (DB) yakıtların temel içerik maddeleri nitrogliserin (NC), nitroselüloz (NG), bağlayıcı ve stabilize edici diğer ilaveler sulu karıştırma makinesine Şekil 3.1 ve Şekil 3.2'de görülen sisteme sevk edilmiş ve 70°C sıcaklık şartlarında sıvı kıvamda karışımları yapılmıştır. Sulu karıştırma makinesinden sıvı kıvamda çıkan karışım santrifüj makinesine sevk edilmiş ve ortalama 1000 d/d'da 30 dakika süreyle suyu ayırıştırma işlemi uygulanarak nem oranı ortalama % 20±4 indirilmiştir. Sudan arındırılan her bir yakıt numune ham kitlesine 7 gün süreli 48°C'de kurutma ve nemden arındırma işlemi uygulanmıştır.



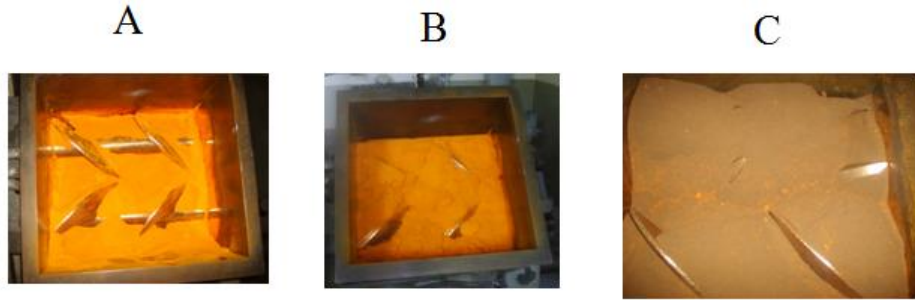
Şekil 3.1. Katı yakıt ham kitle hazırlama prosesi (sulu karıştırma, santrüfuj ve werner kırıcı)



Şekil 3.2. Sulu karıştırma sistemi

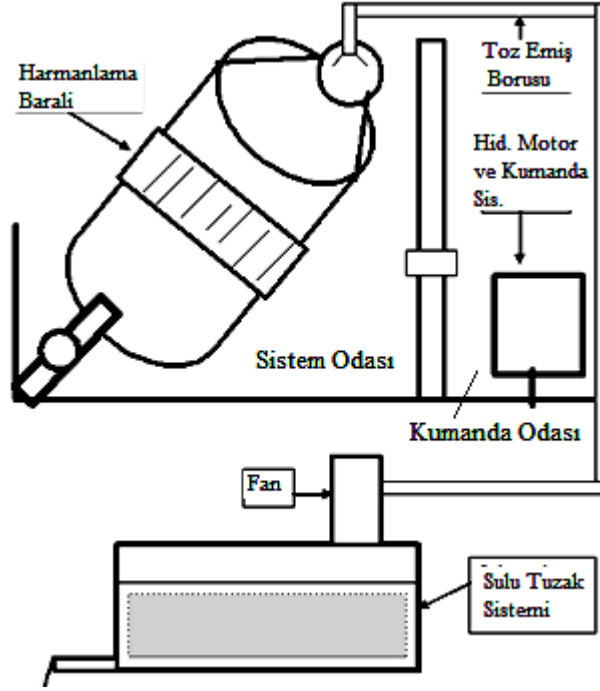
Şekil 3.2’de görülen karıştırma kazanı; eksproof (alev sızdırmaz) özellikli ve çift cidarlı olup 50-100°C aralığında sistem sıcaklığını istenilen sabit sıcaklıkta çalışmasını sağlamaktadır.

Kurutma işlemi gerçekleştirilen yakıt numune karışımı, öğütme işlemine tabi tutulmuştur. Öğütme işleminden sonra ilk yüksek enerjili metalik ilave X1 katı yakıt ham kitlesinden % 2 ağırlık azaltılıp yerine aynı miktarda küresel yapılı 10-20 mikron büyüklüğünde Al ilave edilerek X1-A yakıt içeriği hazırlanmıştır. Daha sonra standart temel X1 yakıt numunesi ham kitlesinden % 4 ağırlık azaltılıp yerine küresel yapılı 10-20 mikron büyüklüğünde Al ilave edilerek X1-B katı yakıt karışımı elde edilmiştir. X1 ham kitlesinden % 6 ağırlık azaltılarak yerine aynı miktarda Al ilave edilmiş ve X1-C katı yakıt içeriği hazırlanmıştır



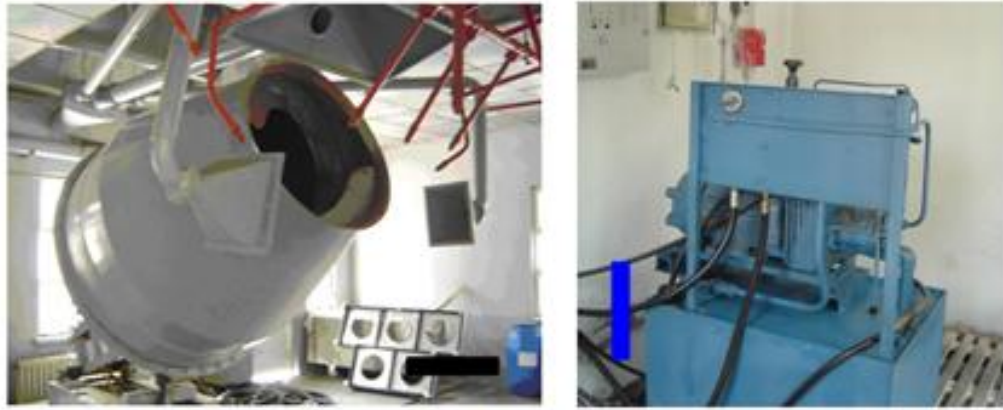
Şekil 3.3. Verner makinesi ile yakıt ham kitlesine yüksek enerjili metalik ilavelerin yapılması ve karıştırılması

Şekil 3.3’de verner makinesinde metalik ilave yapılması ve karıştırılması esnasında çekilen fotoğraflardan örnekler; A: karıştırma makinesinde X1 katı yakıt içeriğini, B: X1 kuru katı yakıt ham kitlesine % 2 Al ilave edilerek oluşan X1-A katı yakıt ham kitlesini, C: X1 yakıt içeriğine % 4 Al ilave edilmesi ile oluşturulan X1-B yakıt ham kitlesini göstermektedir. X1-C yakıt numunesi ham kitlesine % 6 Al ilavesi aynı yöntem ile kuru yapıda verner makinesinde karıştırılmıştır. Kurutma sonrası tüm katı yakıt ham kitlesine metalik ilaveler verner makinesinde harmanlama makinesi işlemi öncesi yapılmıştır. X1-A, X1-B ve X1-C katı yakıt içeriklerine sırayla % ağırlık miktarda Al ilavesinin homojen karışımını sağlamak amaçlı eksproof yapılı 100 kg kuru karıştırma kapasiteli harmanlama makinesinde 30 dakika karıştırılmıştır.



Şekil 3.4. Katı yakıt ham kitlesi harmanlama sistemi

Şekil 3.4'te harmanlama sisteminde bazı yanma hızı düzenleme ve stabilite edici ilavelerin kuru formda homojen karışımı sağlanmıştır.



Şekil 3.5. Harmanlama sistemi ve uzaktan kumanda ünitesi (MKE Barutsan Roket ve Patlayıcı Fabrikası)

Şekil 3.5'de harmanlama makinesi karıştırma kazanı (karıştırma bareli) ve kumanda ünitesi kısmı ayrı odalarda uzaktan kumandanın sağlandığı bir yapıda konumlandırılmıştır. Uzaktan kumanda ile kuru karışım yapılması esnasında yakıt numune tozları eksproof yapıda Şekil 3.4'te görülen sulu tuzak sistemi vasıtasıyla

emdirilirken, yakıt içeriğine ilave edilen yüksek enerjili metalik ilaveler, emniyetli bir şekilde kazan kısmında karıştırılmıştır.

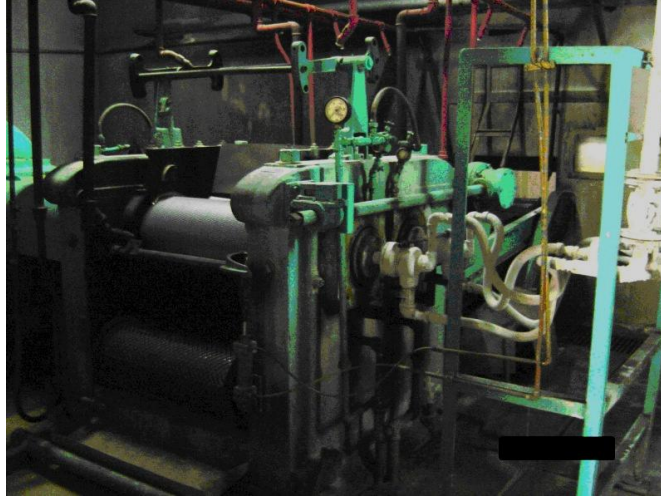
Aşağıda Çizelge 3.2’de X1, X1-A, X1-B ve X1-C yakıt içeriklerinin ağırlık oranları verilmiştir.

Çizelge 3.2. Yüzde kütle oranlarında X1, X1-A, X1-B ve X1-C yakıt içerikleri

Yakıt Numunesi İçerikleri	X1	X1-A	X1-B	X1-C
Nitroselüloz (NC)	55.5000	54.3900	53.2800	52.1700
Nitrogliserin (NG)	33.5000	32.8300	32.1600	31.4900
Kurşun salisilat (PbSa)	2.000	1.9600	1.9200	1.8800
Triasetin	8.000	7.8400	7.6800	7.5200
Etilsantralit	1.000	0.9800	0.9600	0.9400
Alüminyum	0.0000	2.0000	4.0000	6.0000

Harmanlama işlemi, metalik ilavelerin eksproof şartlarda yakıt içeriğine homojen karışımının sağlanması amacı ile yapılmıştır.

Harmanlama (karıştırma) makinesinde, homojen karışımları elde edilen yakıt numune karışımları sırayla haddeleme işlemine sevk edilmiştir. Haddeleme işlemi iki kademedeki eşit hızlı ve farklı hızlarda çalışan makinelerde yakıt pastasının istenilen kalınlığa getirilmesi işlemidir. Haddeleme işlemi önce değişik hızlı (diferansiyel) makinede 2-3 kilogram yakıt pastası 100°C-110°C sıcaklıklarda ön merdanesi pürüzlü ve arka merdanesi düzgün yüzeyli merdaneleri farklı hızlarda dönen haddeleme makinesi ile 2-3 dakika süreyle katı yakıt numunelerinin daha homojen ve elastik yapılı malzeme haline getirilmesini sağlamıştır. Haddelemenin ikinci aşaması merdaneleri aynı hızda dönen ve eşit 105°C merdane sıcaklıklarında daha ileri yapıda jelatizasyon ve yüzey düzgünlüğü sağlamak amacı ile 2-3 dakika uzaktan kumanda ile yakıt numunesi levhaları hazırlanmıştır. Yakıt numune levhaları test ve analizleri için iki farklı 4 mm ve 5 mm kalınlıkta şekillendirilmiştir.



Şekil 3.6. Değişik hızlı (diferansiyel) haddeleme sistemi (MKE Roket Fabrikası)



Şekil 3.7. Eşit hızlı haddeleme sistemi (MKE Roket Fabrikası)

X2 tip numune yakıt üretimi için de ekstrüzyon üretim yöntemi kullanılmıştır. Şekil 3.6 ve Şekil 3.7’de görülen diferansiyel ve eşit hızlı haddeleme makineleri yakıt ham kitesinin homojen yapılı plastikleştirme işleminde kullanılmıştır. X2 temel içeriğine ağırlıkça sırasıyla % 2 Al ilave edilerek X2-A ham kitesi, % 2 MgB ilave edilerek X2-B ham kitesi ve % 2 B₄C ilave edilerek % X2-C ham kitesi oluşturulmuştur. Daha sonra bu ham kitleler 110°C’de sırasıyla diferansiyel ve sabit hızlı haddeleme makinelerinde işlenilerek istenilen kalınlıkta levha üretimleri gerçekleştirilmiştir.

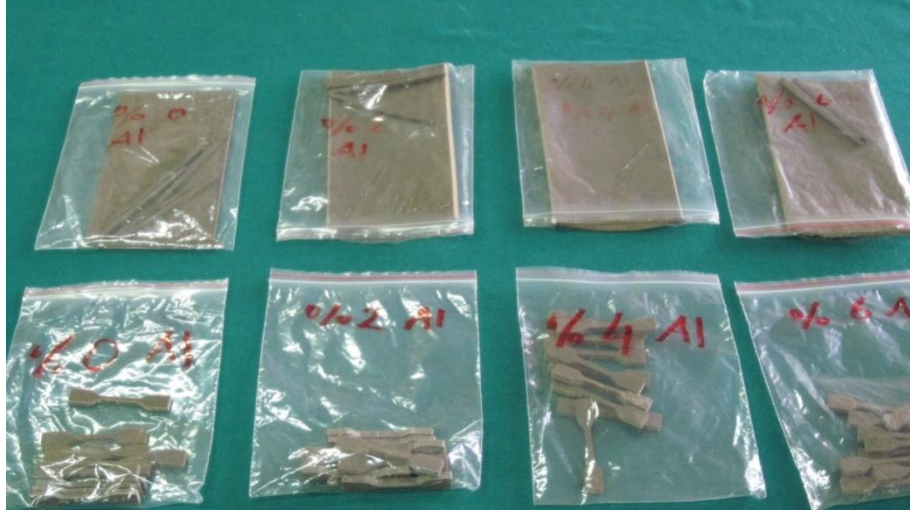
Ayrıca haddeleme işleminden çıkan katı yakıtlar vakumlu ekstrüzyon presi ile şekillendirilerek roket motor borusu için uygun çekirdek yapısına getirilebilmektedir. Çizelge 3.3’de X2 temel yapıda geliştirilen yüzde ağırlık oranında X2-A, X2-B ve X2-C yakıt içerikleri görülmektedir.

Çizelge 3.3. X2 temelli katı yakıt numune içerikleri

Yakıt Numunesi İçerikleri	X2	X2-A	X2-B	X2-C
Nitroselüloz (NC)	50.0000	49.0000	49.0000	49.0000
Nitrogliserin NG)	36.0000	35.2800	35.2800	35.2800
Diethyl Phthalate (DEP)	9.2800	9.0944	9.0944	9.0944
2Nitrodiphenylamine(2NDPA)	2.0000	1.9600	1.9600	1.9600
Kurşun salsilat (PbSa)	1.3000	1.2740	1.2740	1.2740
Kurşunikietilhexoat (Pb2EH)	1.4000	1.3720	1.3720	1.3720
Candelilla wax	0.0200	0.0196	0.0196	0.0196
Yüksek enerjili ilaveler	0.0000	2.0000 (Al)	2.0000 (MgB)	2.0 (B ₄ C)

3.2. Üretimleri Yapılan Yakıt Numuneleri

İlk katı yakıt numunesi X1 temel içerik yapıda üretilmiştir. Daha sonra X1 içeriğine yüzde ağırlık oranlarında yüksek enerjili Al ilave edilerek yukarıda bahsedildiği gibi ekstrüzyon yöntemi ile üretilmiş numune yakıt örnekleri Şekil 3.8’de X1, X1-A, X1-B ve X1-C görülmektedir.



Şekil 3.8. Burada X1 temel içerik yapıda ve % 2-6 aralığında Al ilaveli yakıt numune örnekleri görülmektedir

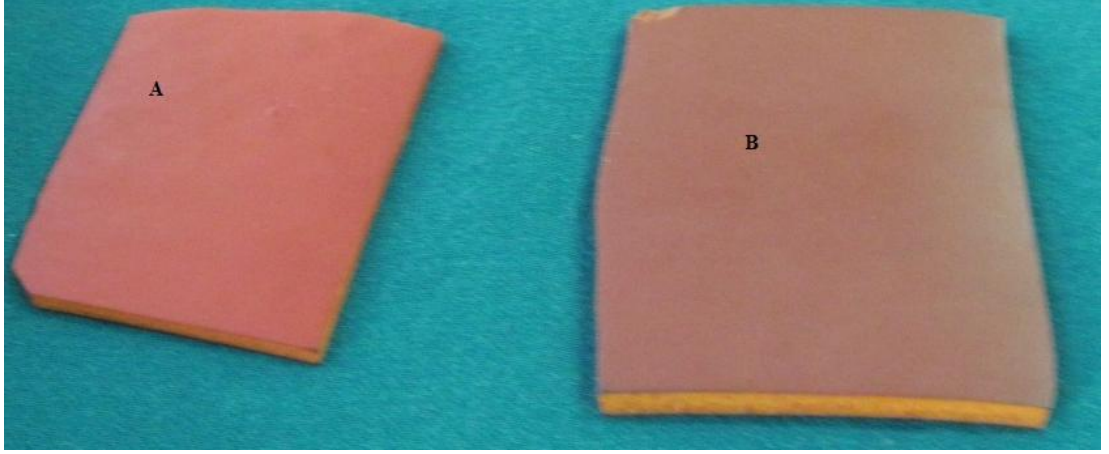
Şekil 3.8’de X1 katı yakıt içeriğine küresel yapılı 10-20 mikron büyüklüğünde farklı yüzdelerde Al ilavesi uygun şartlarda yapılarak yakıt numune üretimleri gerçekleştirilmiştir.

İkinci temel içerikli X2 yakıt numunesi ekstrüzyon yöntemi ile üretilmiştir. Daha sonra aynı yöntem kullanılarak, X2 içerik maddesine sırasıyla % 2 Al, 2 MgB ve % 2 B₄C % ilave edilerek, sırasıyla X2-A, X2-B ve X2-C yakıt numuneleri üretilmiştir.



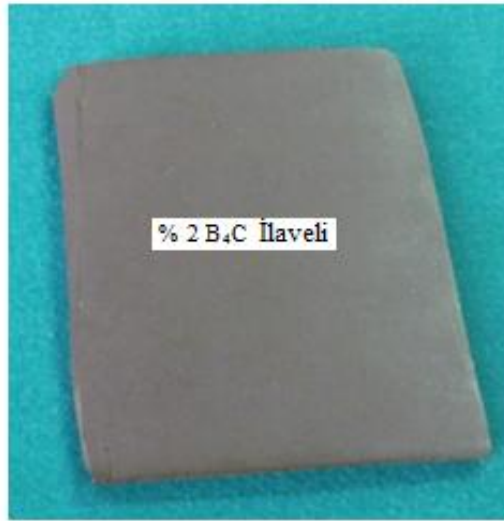
Şekil 3.9. Temel X2 içerikli yakıt numunesi

Şekil 3.9’da temel içerikli çift bazlı (DB) X2 yakıt numunesi görülmektedir.



Şekil 3.10. Temel X2 yakıt içeriğine; A:% 2 Al ilaveli X2-A ve B: % 2 MgB ilaveli X2-B yakıt numuneleri

Şekil 3.10'da X2 yakıt ham kitlesine ağırlıkça % 2 Al ilave edilerek üretilen X2-A yakıt numunesi A ile gösterilmekte X2 yakıt ham kitlesine % 2 MgB ilave edilerek üretilen X2-B yakıt numunesi (B) fotoğrafı ile görülmektedir.



Şekil 3.11. X2-C yakıt numunesi

Şekil 3.11'de görülen yakıt numunesi, X2 yakıt ham kitlesine % 2 B₄C ilave edilerek X2-C yakıt numunesi üretilmiştir.

İki temel X1 ve X2 grupta sekiz farklı yakıt numunesi üretimi gerçekleştirilmiştir.

3.3. Numune Katı Yakıtların Test ve Ölçümleri

Üretimleri yapılan katı yakıt numunelerinin gerekli test, analiz ve ölçümleri yapılmıştır. Bunlar sırası ile numune yakıtların yoğunlukları, enerji seviyelerinin tespiti, mikro yapılarının görüntülenmesi, yanma ısı tespiti, yanma hızı ölçümleri, her bir numune yakıtın tutuşma sıcaklığının tespiti, numune yakıtların ısıl iletkenlik katsayılarının belirlenmesi ve numune yakıtların farklı sıcaklıklarda mekanik davranışlarının tespit edilmesi için yapılan test ve ölçümlerdir.

3.3.1. Numune Katıların Yakıt Yoğunluk Tespiti

Katı yakıtlarda; yoğunluğu az, ürettiği ısı enerjisi yüksek olan yakıt türü tercih edilmektedir. Diğer bir yaklaşımla katı yakıtın yoğunluğunun yüksek olması birim hacimde bulundurulan madde miktarını arttıracığından daha yüksek enerji çıkışı sağlayabilecektir. Katı yakıt yoğunluğunun yüksek olması, açığa çıkardığı enerji seviyesi bakımından önemlidir.



Şekil 3.12. Arşimet prensibine göre numune yakıt yoğunluk tespiti için kullanılan hassas terazi (Kırıkkale Üniversitesi)

Üretilen yakıt numunelerinin yoğunlukları, 0.0001 hassasiyetinde Arşimet prensibine göre hem hava hem de su kaldırma kuvveti ortamında yoğunluk ölçüm kiti ile tartımların yapıldığı cihaz ile yapılmıştır. Tartma işlemi gram cinsinden ölçülmüştür. Tartım esnasında kullanılan su sıcaklığı tespit edilmiş ve yoğunluk hesaplamalarında

suyun sıcaklığa bağlı yoğunluk değeri formülde yerine yazılmıştır. Katı yakıt numunelerinin Çizelge 3.4'te tartım sonuçları ve hesaplanmış yoğunluk değerleri verilmiştir.

Çizelge 3.4. Katı yakıt numuneleri yoğunluk çizelgesi

Numune Yakıtlar	Hava Ortamında Tartı (g)	Su Ortamında Tartı (g)	Yoğunluk (g/cm ³)
X1 (DB)	0.7622	0.2866	1.6002
X1-A (%2 Al)	3.4692	0.6113	1.6098
X1-B (%4 Al)	1.1062	0.6209	1.6194
X1-C (%6 Al)	5.8092	0.6393	1.6378
X2 (DB)	1.5245	0.5905	1.5890
X2-A (%2 Al)	1.7224	0.6005	1.5990
X2-B (% 2 MgB)	1.3260	0.6035	1.6020
X2-C (%2 B ₄ C)	0.9896	0.5791	1.5776

Numune katı yakıtların yoğunlukları aşağıda verilen formül ile hesaplanmıştır [59,60].

$$d_y = \frac{G_H}{G_H - G_S} d_{su} \quad (3.1)$$

Burada; d_D ; katı yakıt numunesi gerçek yoğunluğu, G_H ; hava ortamında ölçülen yakıt kütlesi, G_S ; su ortamında ölçülen yakıt numunesi kütlesi, d_{su} ; ölçüm suyu sıcaklığına bağlı yoğunluk değeri.

Katı yakıt numunelerinin yoğunluklarının hesaplanması hava ortamında ve su kaldırma kuvveti ortamında ölçülen yakıt numunelerinin tartım değerleri formülde yerlerine konulmuştur. Ayrıca ölçüm esnasında kullanılan ölçüm suyu sıcaklığı 19°C ölçülmüştür. Su sıcaklığının 19°C olduğu durumda, sıcaklığa bağlı suyun yoğunluk değeri (d_{su}) 0.99843 g/cm³ alınmıştır [61]. Yoğunluk tablo değeri denklem (3.1)'de

yerine yazılmış ve her katı yakıt numunesi için ayrı ayrı yoğunluk hesaplamaları yapılmıştır.

3.3.2. Katı Yakıt Numuneleri Yanma Isısı Tespiti

Sabit hacim kapalı bomba katı yakıt yanma ısı ölçme cihazı ile ölçümlere başlamadan önce katı yakıt numunelerinin yoğunlukları sırasıyla tespit edilmiştir.

Katı yakıt enerji seviyesi ölçümü öncesi kapalı bomba kalorimetresi standartlar ile belirlenmiş katı yakıt numunesi ile kalibrasyon ölçümleri yapılmıştır. Kapalı bomba kalorimetresi ile doğru ve net ölçümlerin alınması için ölçüm cihazına gerekli kalibrasyon işlemi yapıldıktan sonra üretimi gerçekleştirilmiş olan yakıt numunelerinin ölçümlerine geçilmiştir. Her bir yakıt numunesi kalorimetre cihazı için 1 gram 0.0001 hassasiyetinde terazi kullanılarak hazırlanmıştır. Daha sonra hazırlanan katı yakıt numuneleri sırayla cihaz kapalı bomba kısmına yerleştirildikten sonra numune yakıt ateşlenmiş ve her bir yakıt numunesinin 1 gramının ısı enerji seviyesi tespit edilmiştir. Kalorimetre cihazı ile yapılan ölçümlerde her bir yakıt numunesi için enerji seviyesinin doğru belirlenmesi amacı ile üç kez tekrarlanmış ve çıkan üç sonucun ortalaması, ölçümü yapılan yakıt numunesinin ısıl enerji değeri olarak belirlenmiştir.



Şekil 3.13. Kapalı bomba tipi kalorimetre cihazı (MKE Barut Fabrikası)



Şekil 3.14. Ölçülecek yakıt numunesinin yerleştirildiği kalorimetre kapalı bomba kısmı

Şekil 3.13’de görülen kapalı bomba tipi kalorimetre cihazı ile ölçülen katı yakıt numunelerinin ısı değerleri doğrudan cihaz ekranından ve yazıcıdan alınmıştır. Şekil 3.14 kalori metrenin kapalı bomba kısmına yakıt numunesinin yerleştirildiği parçayı göstermektedir.

Numune X1 ve X2 grubu yakıt numunelerinin ısı değer ölçüm sonuçları Çizelge 3.5 ve Çizelge 3.6’da verilmiştir.

Çizelge 3.5. Dört farklı X1 temel içerikli yakıt numunelerinin yanma ısıları

Yakıt Numuneleri		X1	X1-A	X1-B	X1-C
Yanma Isısı	J/g	3697.5742	3886.1877	3995.6725	4162.9352

Çizelge 3.6. Dört farklı X2 temel içerikli yakıt numunelerinin yanma ısıları

Yakıt Numuneleri		X2	X2-A	X2-B	X2-C
Yanma Isısı	J/g	3760.9187	3865.3374	3835.8205	3869.2730

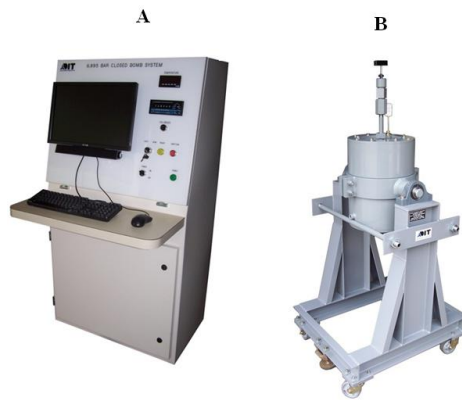
Yanma ısıları cal/g cinsinden ölçülen yakıt numunelerinin değerleri 4.1868 katsayısı ile çarpılarak J/g enerji birimi cinsine dönüştürülmüştür. Al’nin yakıt numunelerine ilavesi, Al’nin yüksek enerjisinin etkisi ile yakıt numunelerinin yanma ısılarını arttırdığı Çizelge 3.5’de görülmektedir. X1-A yakıtının yanma ısı X1 yakıtına göre % 5.1 arttığı görülmüştür. X1-B yakıtının yanma ısı ise X1 yakıtına göre yaklaşık

% 8.06 arttığı tespit edilmiştir. X1-C yakıt numunesinin yanma ısısı X1 yakıtına göre % 12.58 Al ilavesine bağlı olarak arttığı tespit edilmiştir.

Çizelge 3.6'da görüldüğü gibi X2-A yakıtının yanma ısısı, yüksek enerjili Al miktarına bağlı olarak X2 yakıtına göre yaklaşık % 2.77 yükselmiştir. X2-B yakıtının yanma ısısı, X2 yakıtına göre yüksek enerjili magnezyum kaplı bor (MgB) ağırlıkça içeriğe % 2 ilavesi ile yaklaşık enerji seviyesi % 1.99 yükselmiştir. X2-C yakıtının yanma ısısı yüksek enerjili % 2 bor karbür (B₄C) ilavesinin etkisiyle X2 yakıtına göre yaklaşık % 2.88 yükselmiştir.

3.3.3. Katı Yakıt numuneleri Yanma Hızı Ölçümleri

Üç farklı yakıt numunesinin; X1, X1-A ve X1-B yanma hızları ölçülmüştür. Yanma hızı ölçümü için gerekli olan ve daha önceden ölçülmüş X1, X1-A, X1-B yakıtlarının yanma ısıları, yakıt yoğunluğu, yakıt maksimum yanma sıcaklığı yanma hızı ölçüm cihazı bilgisayarına veri olarak girilmiştir. Yanma hızı ölçülecek yakıt numuneleri, eşit şartlarda sekiz saat süre ile 18°C (291 K) sıcaklıkta şartlandırılmıştır. Daha sonra yanma hızı ölçülecek her bir numune yakıtın 22 gramlık dilimi yanma hızı ölçüm cihazının 200 cm³ kapasiteli kapalı bomba olarak ifade edilen kısmına yerleştirilmiş ve her bir numune katı yakıtın, yanma hızı ölçümleri sırasıyla aynı şartlarda gerçekleştirilmiştir. Sabit hacim (V=Sabit) ve değişik basınçlarda yapılan ölçüm sistemi Şekil 3.15'de görülmektedir.



Şekil 3.15. Kapalı Bomba Katı Yakıt Yanma Hızı Ölçüm Cihazı (MIGYEM Laboratuvarı)

Şekil 3.15’de A: Kapalı bomba yanma hızı ölçüm cihazı bilgisayarını ve kontrol ünitesi, B: Sabit hacim kapalı bomba ünitesi.

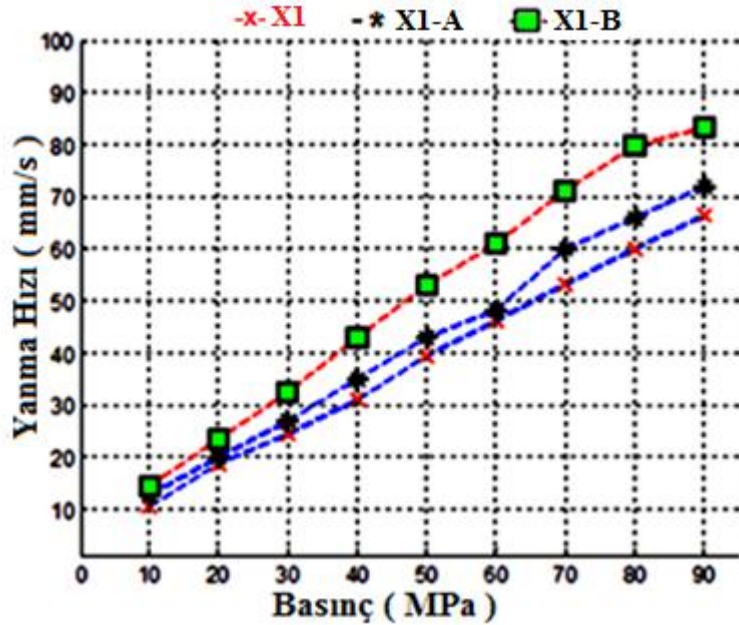
Kapalı bomba sabit hacim yanma hızı cihazı ile değişik basınçlarda 10 MPa, 20MPa, 30 MPa, 40 MPa, 50 MPa, 60 MPa, 70 MPa, 80 MPa ve 90 MPa yanma hızı ölçüm değerleri cihaz bilgisayarında kayıt altına alınmıştır.

Katı roket yakıtlarının yanma hızları iki farklı yöntem kullanılarak ölçülmektedir. Bunlardan birincisi yanma hızı ölçüm yöntemlerinde bahsedildiği gibi sabit basınçta ($P=Sabit$) belirlenen değerlerde azot ortamında çok defada yakıt çubuklarının yakılması ile ölçülebilmektedir. Sabit basınç Strand Burner (Yakıt Çubuğu Gerilemesi) yanma hızı ölçüm sistemi ile 10 MPa, 20MPa, 30 MPa, üç ölçüm işlemi gerçekleştirilmiş ve çıkan sonuçlar Yakıt çubuğu gerilemesi yöntemi ve sabit hacim kapalı bomba katı yakıt yanma hızı ölçüm yöntemlerinden alınan yanma hızı değerleri yaklaşık aynı ölçülmüştür. Yakıt çubuğu gerilemesi sistem ile yapılan yanma hızı ölçümleri pahalı ve çok zaman gerektirmesi nedeniyle yanma hızı ölçümleri yeni teknoloji sabit hacim ve farklı basınçlarda gerçekleştirilmiştir. Sabit hacim kapalı bomba yanma hızı ölçüm cihazı ile her bir yakıt numunesi için ölçümler, belirlenen basınç değerlerinde tek seferde gerçekleştirilmiştir. Çizelge 3.7’de X1, X1-A ve X1-B numuneleri için farklı basınçlar altındaki yanma hızları verilmiştir.

Çizelge 3.7. Üç farklı (X1, X1-A, X1-B) çift esaslı katı roket yakıtlarının basınç artış koşullarında yanma hızı değerleri

Basınç (MPa)	Katı Yakıt Numuneleri		
	X1 Yanma Hızı (mm/s)	X1-A Yanma Hızı (mm/s)	X1-B Yanma Hızı (mm/s)
10	10.30	12.60	14.40
20	18.70	19.90	23.30
30	24.30	26.80	32.30
40	30.90	35.00	42.90
50	39.50	42.80	52.80
60	46.20	48.10	60.90
70	53.10	60.00	71.13
80	60.00	65.80	79.60
90	66.40	71.80	83.20

Her üç yakıt numunesi için yanma hızı ölçüm sonuçları Çizelge 3.7’de görüleceği gibi aynı basınç kategorilerine göre değerlendirildiğinde, kütle oranında % Al miktar artışı ile birlikte X1 yakıtına göre her iki X1-A ve X1-B katı yakıt numunelerinin yanma hızlarının yükseldiği görülmüştür.



Şekil 3.16. Basınç değişimi altında X1, X1-A ve X1-B yakıtları yanma hızı karşılaştırma grafiği

Şekil 3.16'da X1, X1-A ve X1-B numune yakıtların, yanma hızı ölçümü farklı basınçlarda tek seferde yeni teknoloji sabit hacim kapalı bomba yanma hızı cihazı ile yapılmıştır. Yanma hızı ölçümü; basınç ve yüksek frekanslı ses dalgası değişimi esasına göre ölçülmüştür. X1-A ve X1-B yakıt numunelerine ağırlıkça yüzde miktarda Al ilavesinin yapılması, yakıt numunelerinin yanma hızlarını arttırdığı Şekil 3.16'da görülmektedir. Al ilavesi ile katı yakıt numunesi yanma hızının artma nedeni, alüminyumun yakıt numunesinin enerji seviyesini yükseltmesinden ve alüminyumun literatür araştırmalarından edinilen bilgiler doğrultusunda ağırlıkça % 5'e kadar katı yakıt içeriğine ilave edilmesinde yanma hızı artırıcı etki oluşturduğu sonucuna varılmıştır.

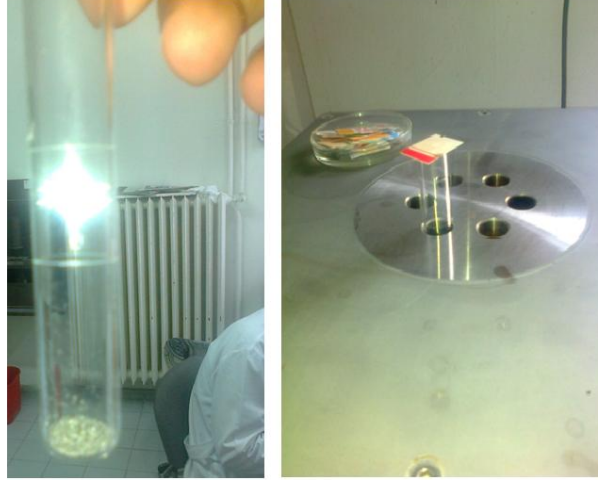
3.3.4. Yakıt Numuneleri Tutuşma (Patlama) Sıcaklıkları Tespiti

Katı yakıtların güvenli depolama, taşıma ve roketlerin kullanıma hazır bekleme koşullarında emniyet açısından kendiliğinden tutuşma (patlama) sıcaklığının bilinmesi gereklidir. Bu nedenle üretilen yakıt numunelerinin tutuşma (patlama) sıcaklıkları belirlenmiştir. Şekil 3.17 ve Şekil 3.18'de görülen cihaz kullanılarak her bir yakıt numunesinin kendiliğinden tutuşma sıcaklıkları tespit edilmiştir.



Şekil 3.17. Tutuşma (patlama) sıcaklığı tespit cihazı

Tutuşma sıcaklığı tespiti yapılacak yakıt numunesi Şekil 3.18’de görüldüğü gibi beher tüpü içerisine ilave edilmiş ve cihazın ölçüm yapılan kısmına yerleştirilmiştir. Daha sonra cihaz tarafından yakıt numunesi yavaş yavaş ısıtılması neticesinde numunenin sıcaklığı yükseltilmiş ve numunenin kendiliğinden alevlendiği sıcaklık, beher üzerini kapatan ölçüm kağıdını fırlattığı anda ekrandan okunarak kayıt altına alınmıştır.



Şekil 3.18. Tutuşma sıcaklığı (patlama) tespit cihazının numune yakıt yerleştirilen kısmı

Çizelge 3.8. Üretilen yakıt numunelerinin tutuşma (patlama) sıcaklığı

Numune Yakıtlar	Tutuşma Sıcaklığı (°C)
X1 (DB)	162.00
X1-A (% 2 Al)	160.00
X1-B (% 4 Al)	160.00
X1-C (% 6 Al)	161.00
X2 (DB)	159.00
X2-A (%2 Al)	170.50
X2-B (% 2 MgB)	172.00
X2-C (%2 B4C)	158.90

Çizelge 3.8 incelendiğinde X1 numunesi tutuşma sıcaklığı 162.00°C, X1-A ve X1-B tutuşma sıcaklıkları 160.00°C ve % 6 Al ilaveli X1-C yakıtın tutuşma sıcaklığı 161.00°C olarak ölçülmüştür. X2 yakıt numunesinin tutuşma sıcaklığı 159.00°C olarak tespit edilmiştir. X2 katı yakıt içeriğine % 2 Al ilaveli yakıt numunesinin tutuşma sıcaklığı 170.50°C'ye yükselmiştir. X2 yakıt içeriğine % 2 MgB ilave edilerek üretilen X2-B yakıtının tutuşma sıcaklığı 172.00°C ölçülmüştür. X2 yakıt içeriğine % 2 B₄C ilave edilerek üretilen yakıt numunesi tutuşma sıcaklığı 158.90°C'de gerçekleştiği tespit edilmiştir.

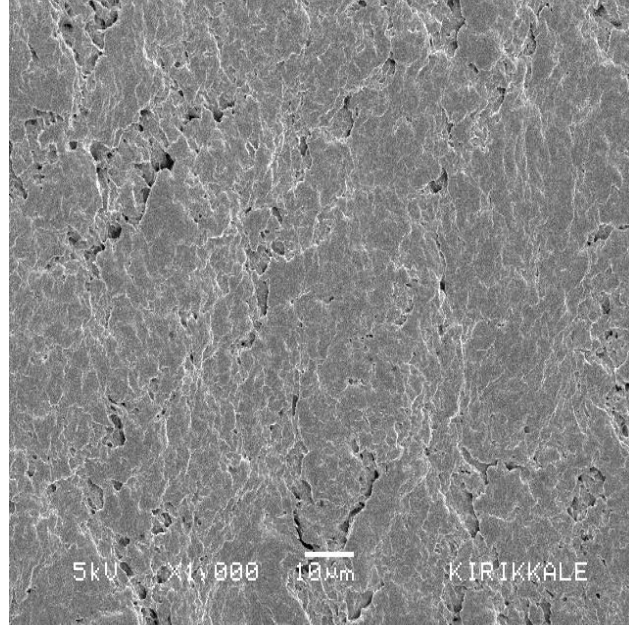
3.3.5. Katı Roket Yakıtı Numunelerinin Mikro Yapılarının İncelenmesi

Katı Yakıt numunelerinin mikro yapıları SEM görüntüleme yöntemi ile incelenmiştir. Katı roket yakıtlarında yakıt içeriklerinin; oksitleyici, bağlayıcı, yanıcı maddeler ve yapılacak diğer düzenleyici ilavelerin aralarında homojen plastik yapılı malzeme oluşturmalarıdır. Bu nedenle katı yakıt imalatı esnasında oluşan boşluklar, yakıtın mekanik davranışı ve lineer yanma şartlarını etkilemesi nedeniyle imalat sonrası mikro yapı kontrolü önemlidir. Bu nedenle katı yakıtların SEM cihazı ile mikro yapılarının incelenmesi yakıt üretim doğruluğunun geri beslemesi olarak düşünülmelidir.

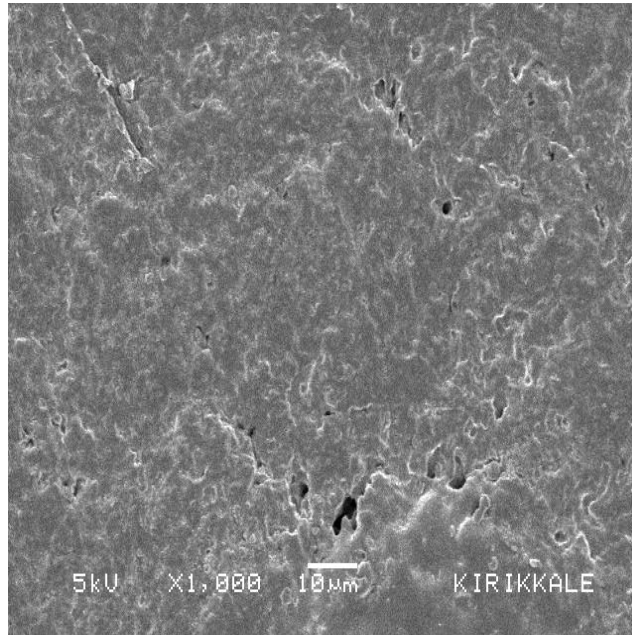


Şekil 3.19. SEM görüntüleme cihazı (Kırıkkale Üniversitesi Merkezi Araştırma Laboratuvarı)

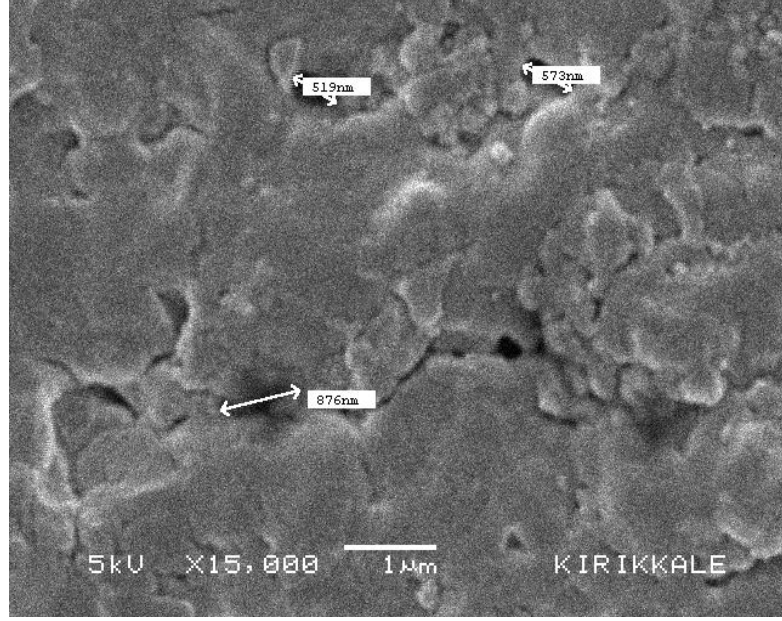
Katı yakıt numuneleri Şekil 3.19’da görülen SEM cihazı ile üretimleri yapılan numune katı yakıtların mikro yapıları incelenmiştir. Yakıt numunelerinin SEM cihazı ile net görüntülerin elde edilmesi için ölçümleri yapılacak numune parçacıkların yüzeyi altın ile kaplanmıştır. Kaplama işlemi gerçekleştirilen yakıt numuneleri farklı görüntüleme büyüklüklerinde incelenmiştir.



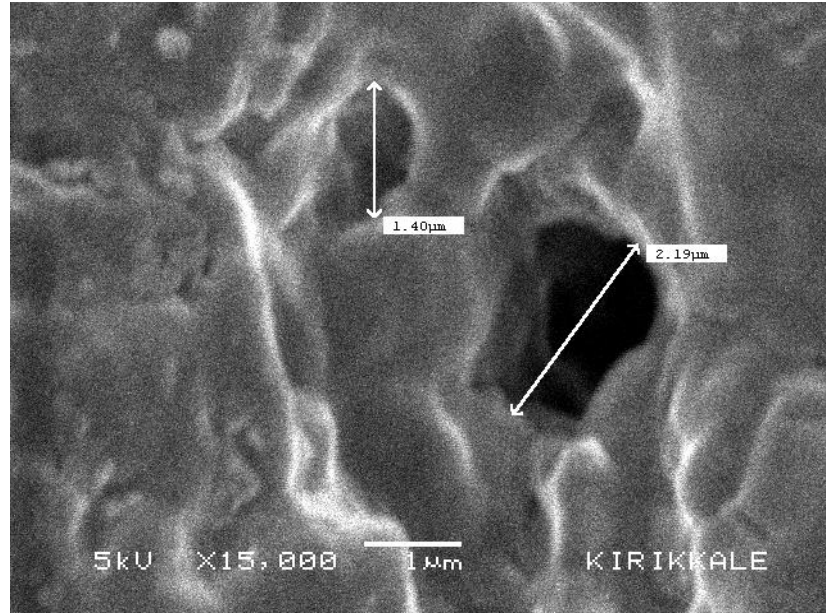
Şekil 3.20. X2 yakıtı görüntüsü 1000 büyütme



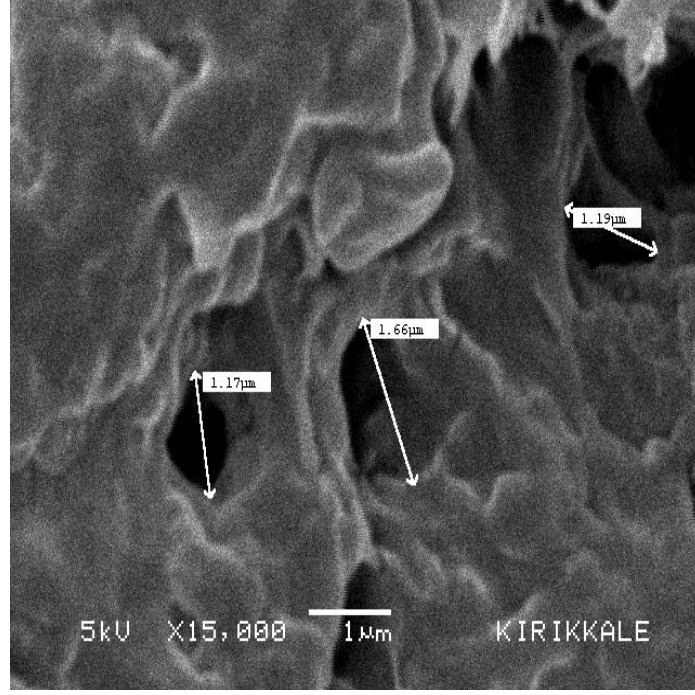
Şekil 3.21. X2-A katı yakıt 1000 büyütme



Şekil 3.22. X2 normal yakıt görüntüleme 15000 büyütme



Şekil 3.23. X2-A katı yakıt numunesi % 2 Al ilaveli numune yakıt 15000 büyütme



Şekil 3.24. X1-B yakıt numunesi %2 MgB ilaveli görüntüsü 15000 büyütme

Katı roket yakıtı numunelerinin SEM görüntüleri incelenmesinde; X2 yakıt numunesi ile metalik ilaveli yakıtların görüntüleri karşılaştırılmıştır. SEM görüntülerine göre yapılan değerlendirmelerde metalik ilaveli katı roket yakıt numunelerinin mikro yapı incelemesinde daha büyük boşlukların olduğu görülmüştür. Çift bazlı katı yakıt temel içeriklerinin (NG ve NC) sulu ortamda karıştırılması sonrasında, karışımın bünyesindeki suyun çeşitli yöntemlerle alınmasına karşılık bünyesinde azda olsa nem kalmaktadır. Bu nedenle metalik ilaveler esnasında meydana gelen reaksiyon nedeniyle boşlukların olduğu Şekil 3.20, Şekil 3.21, Şekil 3.22, Şekil 3.23 ve Şekil 3.24 SEM görüntülerinden anlaşılmıştır. Literatür araştırmalarına göre katı yakıt içeriğinin sulu ortam yerine nem bakımından, etil alkol ortamında daha sağlıklı metalik ilaveli katı yakıt üretimi yapılabileceği düşünülmektedir.

Ayrıca DB yakıt numune içeriklerinin haddeme işlemleriyle plastikleştirilmesi esnasında, diferansiyel ve farklı hızlarda yapılan haddeme kalitesi yakıt levhalarının homojen yapılı plastikleşme ve levha üzerinde istenmeyen boşluk oluşumuna etki etmektedir. Bu nedenle yakıt numunesi haddeme işlemi süresi doğru ayarlanmalıdır.

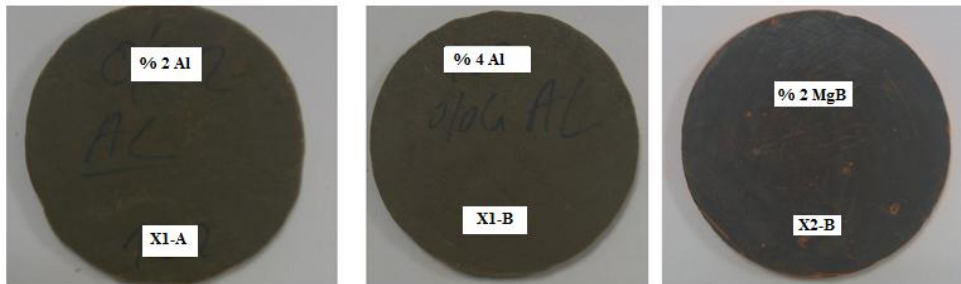
3.3.6. Numune Katı Yakıt Isı İletkenlik Katsayı Belirlenmesi

Katı roket yakıtı yanma hızına etki eden birçok etmenin yanında yakıtın ısı iletkenliği de yanma hızını etkileyebilmektedir. Bu nedenle çift bazlı (DB) farklı kimyasal içerikte üretilen numune roket yakıtlarının ısı iletkenlik değerleri deneysel olarak araştırılmıştır. Katı yakıtların ısı iletkenlikleri Laser Comp Fox-50a cihazı ile ISO 8301 (TS EN 12667) standartları doğrultusunda ölçülmüştür. Isıl iletkenlik değerleri yakıtın sıcaklığa karşı patlama duyarlılığından dolayı 20°C ile 60°C arasındaki düşük sıcaklıklarda ölçülmüştür.



Şekil 3.25. Kırıkkale Üniversitesi Isıl İletkenlik Ölçüm Laboratuvarı

Şekil 3.25’de görüleceği gibi üretimleri yapılan katı yakıt numunelerinin ölçümleri Kırıkkale Üniversitesi Isıl İletkenlik Ölçüm Laboratuvarında gerçekleştirilmiştir.



Şekil 3.26. Isı iletkenlik katsayısı ölçümü için 2.5 inç çapında hazırlanan numune örnekleri

Şekil 3.26’da yakıt numuneleri ısı iletkenlik tespiti için hazırlanan 2.5 inç çapında hazırlanan örnekler görülmektedir.

3.3.6.1. Isı İletkenlik Ölçüm Belirsizliğinin Hesaplanması

Ölçüm belirsizliği birçok nedenden kaynaklanabilir. Bu deney laboratuvarında yapılacak olan deneyler, bir temel büyüklük üzerine kurulu olmadığından bir başka deyişle birim boyut ölçümleri olmadığından cihazların belirsizliği önem kazanmaktadır. Çünkü cihaz türetilmiş bir büyüklük değerini kullanıcıya vermektedir. Örneğin ısı iletkenlik birimi W/mK olduğundan enerji, uzunluk ve sıcaklık gibi büyüklüklerden ısı iletkenlik belirlenmektedir. Ancak büyüklüklerin ayrı ayrı ölçüm belirsizliğine tabi tutulmaları mümkün değildir. Böylece cihazın ölçüm belirsizliği zaten bunları kapsadığı söylenebilir. Ancak bu birimlerin ölçümlerine ilişkin büyüklükler cihaz ve üzerindeki yazılım tarafından çözünürlükleriyle veriliyorsa hesaplamaya dahil edilebilir.

$$\lambda_N = f(\lambda_N) = \lambda_R + \delta\lambda$$

$$\lambda_N = f(\lambda_N) = \lambda_R + \delta\lambda_T + \delta\lambda_R + \delta\lambda_K + \delta\lambda_S + \delta\lambda_C$$

λ_R : Cihazdan Ölçülen Değer

$\delta\lambda_T$: Tekrarlanabilirlik ölçümlerinden gelen belirsizlik katkısı

$\delta\lambda_R$: Referans numunedeki gelen belirsizlik katkısı

$\delta\lambda_K$: Kalınlık ölçümünden gelen belirsizlik katkısı

$\delta\lambda_S$: Sıcaklık farkından gelen belirsizlik katkısı

$\delta\lambda_C$: Isı akısı kalibrasyon farkından gelen belirsizlik katkısı

Belirsizliklerin ana başlıklarını yukarıdaki şekilde tanımladıktan sonra bunların açılımı yapılır ve deneylere özgü tanımlamalar şekline dönüştürülürse aşağıdaki belirsizlik katkıları deney sonucuna etki eden büyüklükler olduğu söylenebilir. Belirsizlik katkılarına ilişkin ölçülen ortam, numune, referans malzeme, çözünürlükler ve kalibrasyon değerleri aşağıdaki Çizelge 3.9 ile verilmiştir.

Çizelge 3.9. Ölçülen ve belirsizlik etkisi oluşturan büyüklükler

Ortam Sıcaklığı	22
Ortam Nemi, %	50
Ölçülen Değer, λ_R , W/mK	0.1918
Ölçülen Kalınlık, L, m,	0.00589
Kalınlık Ölçümü Belirsizliği, w_L	0.01
Ölçülen Sıcaklık, °C,	20.02
Sıcaklık Ölçüm Belirsizliği, w_s	0.01
Kalibrasyon numunesi farkı, W/μK	0.00046
Isı Akısı değeri alt(e_1), μ V	4022
Isı Akısı kalibrasyon faktörü alt(f_1), W/(μ V.m ²)	0.072582
Isı Akısı değeri üst(e_2), μ V	4061
Isı Akısı kalibrasyon faktörü üst(f_2), W/(μ V.m ²)	0.073031
Ortalama Isı Akısı Kalibrasyon değeri, μ V $e_{ort}=[(e_1)+ (e_2)]/ 2$	4041.5
Ortalama Isı Akısı Kalibrasyon faktörü, W/(μ V.m ²) $f_{ort}=[(f_1)+ (f_2)]/ 2$	0.0728065
Isı Akısı, W/m ² , $f_{ort} * e_{ort}$	32.1440698
Isı Akısı Belirsizliği, w_q	0.02
Ölçülen sıcaklık farkı, ΔT , °C	10.0
Sıcaklık Farkı Belirsizliği, $w_{\Delta T}$	0.01

Isıl iletkenlik ölçümü ve teorik hesaplamada aşağıdaki denklem esas alınmaktadır. Bu eşitlik tek boyutlu ısı geçişinde ısıl iletkenlik değerini veren ifadedir. Bu eşitlikten (λ) ölçümünde kalınlık (L), sıcaklık farkı (ΔT) ve ısı akısı (q'') etkin değerler olduğu görülmektedir.

$$\lambda = \frac{q'' \cdot L}{\Delta T} \quad (3.2)$$

Isıl iletkenliğin ölçülme yöntemine ve hesaplanma ifadesine (denklemine) bağlı olarak ısıl iletkenlik (k) değeri tanımından belirsizliğin genel tanım ifadesinden kısmi türevler alınarak aşağıdaki eşitlik içerisine taşınırlar. Ancak ölçülen büyüklük doğrudan temel büyüklerden olmadığından ve karma özellik olarak birçok temel büyüklükten türetilen bir değer olduğundan Duyarlılık Katkısı olarak tanımlanan (c) kısmi türevleri ile ilgili olarak hesaplamaya dahil edilirler. Kısmi türevleri bir (1)'e

eşit olan bir başka deyişle sabit değerler için bir (1) olarak alınır. Diğer belirsizliklerden olan tekrarlanabilirlik ve kalibrasyon belgesinden veya numunesinden gelen belirsizlik toplam ölçüm belirsizliğine doğrudan eklenir. Cihaz ısı akısını (q''), ısı akışı (f) ve kalibrasyon faktörü (e) ile ilişkili olarak verdiğinden bu büyüklükler eşitlik içerisinde taşınmak durumundadır.

$$q'' = (f \cdot e) \quad (3.3)$$

$$k = \frac{(f_1 \cdot e_1 + f_2 \cdot e_2) \cdot L}{2\Delta T} \quad (3.4)$$

$$k = \frac{(f_{ort} \cdot e_{ort}) \cdot L}{\Delta T} = \frac{q'' \cdot L}{\Delta T} \quad (3.5)$$

$$w_k = \left[\left(\frac{\partial k}{\partial q''} w_{q''} \right)^2 + \left(\frac{\partial k}{\partial L} w_L \right)^2 + \left(\frac{\partial k}{\partial \Delta T} w_{\Delta T} \right)^2 + (w_{cal})^2 + (w_{tek})^2 \right]^{1/2} \quad (3.6)$$

3.3.6.1.1. Tekrarlanabilirlik Ölçümlerinden Gelen Belirsizlik Katkısı ($\delta\lambda_T$)

Çizelge 3.10. Yakıt numunesinin 20°C dört kez ısı iletkenlik katsayısı ölçümünden gelen tekrarlanabilir belirsizlik katkısı

n	1	2	3	4	5
λ_i (W/mK)	0.1918	0.1890	0.1888	0.1885	
$\bar{\lambda} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lambda_i$	$\bar{\lambda} = \frac{0.1918 + 0.1890 + 0.1888 + 0.1885}{4} = 0.189525$				
$\delta\lambda_s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\lambda_i - \bar{\lambda})^2}{n-1}}$	$\delta\lambda_s = 1.53E - 03$				

a. Standart ölçüm belirsizliği $u_s(\delta\lambda_T) = \frac{\delta\lambda_s}{\sqrt{n}} = \frac{1.53E-03}{\sqrt{4}} = 7.65E - 04$

b. Duyarlılık katsayısı(türev=1) $c(\delta\lambda_T) = 1$

c. Belirsizlik katkısı $u(\delta\lambda_T) = u_s(\delta\lambda_T).c(\delta\lambda_T) = (7.65E - 04).1 = 7.65E - 04$

3.3.6.1.2. Referans Numuneden Gelen Belirsizlik Katkısı ($\delta\lambda_R$)

Çizelge 3.11. Standart kalibrasyon numunesi ölçüm değerlerinden gelen belirsizlik katkısı

Sıcaklık, ΔT °C	Ölçülen iletkenlik, λ	Referans Numune İletkenliği, λ	Fark, $ \lambda_R - \lambda $
10	0.03177	0.03230	0.00053
20	0.03278	0.03324	0.00046
30	0.03369	0.03414	0.00045
40	0.03456	0.03511	0.00055

Referans numuneden gelen belirsizliğin belirlenmesinde, ölçüm 20°C için gerçekleştirildiğinden bu sıcaklığa karşılık gelen fark değer esas alınmıştır.

a. Standart ölçüm belirsizliği $u_s(\delta\lambda_R) = \frac{|\lambda_R - \lambda|}{k} = \frac{0.46E-03}{2} = 2.3E - 04$

b. Duyarlılık katsayısı(türev=1) $c(\delta\lambda_R) = 1$

c. Belirsizlik katkısı $u(\delta\lambda_R) = u_s(\delta\lambda_R).c(\delta\lambda_R) = (2.3E - 04).1 = 2.3E - 04$

3.3.6.1.3. Kalınlık Ölçümünden Gelen Belirsizlik Katkısı ($\delta\lambda_K$)

a. Standart ölçüm belirsizliği $u_s(\delta\lambda_K) = \frac{0.01}{2} = 0.005$

b. Duyarlılık katsayısı, $\frac{\partial k}{\partial L} = \frac{q''}{\Delta T} = \frac{(32.14407)}{(10.0)} = 3.214407$, $c(\delta\lambda_K) = 3.214407$

c. Belirsizlik katkısı $u(\delta\lambda_C) = u_s(\delta\lambda_C).c(\delta\lambda_C) = (0.005).(3.214407) = 1.607E - 02$

3.3.6.1.4. Sıcaklık Farkı Ölçümünden Gelen Belirsizlik Katkısı ($\delta\lambda_S$)

a. Standart ölçüm belirsizliği $u_s(\delta\lambda_S) = \frac{0.01}{2} = 0.005$

b. Duyarlılık katsayısı, $\frac{\partial k}{\partial \Delta T} = \frac{q'' \cdot L}{\Delta T^2} = \frac{(32.14407) \cdot (5.89E - 3)}{(10.0)^2} = 1.893E - 3$,

$$c(\delta \lambda_s) = 1.893E - 3$$

c. Belirsizlik katkısı $u(\delta \lambda_s) = u_s(\delta \lambda_s) \cdot c(\delta \lambda_s) = (0.005) \cdot (1.893E - 3) = 9.466E - 6$

3.3.6.1.5. Isı Akısı Ölçümünden Gelen Belirsizlik Katkısı ($\delta \lambda_c$)

a. Standart ölçüm belirsizliği $u_s(\delta \lambda_c) = \frac{0.02}{2} = 0.01$

b. Duyarlılık katsayısı, $\frac{\partial k}{\partial f q''} = \frac{L}{\Delta T} = \frac{(58.9E - 4)}{(10.0)} = 5.89E - 4$, $c(\delta \lambda_c) = 5.89E - 4$

c. Belirsizlik katkısı $u(\delta \lambda_c) = u_s(\delta \lambda_c) \cdot c(\delta \lambda_c) = (0.01) \cdot 5.89E - 4 = 5.89E - 6$

3.3.6.1.6. Toplam Ölçüm Belirsizliği Hesaplanması

$$w_k = \left[(w_{cal})^2 + (w_{tek})^2 + \left(\frac{\partial k}{\partial L} w_L \right)^2 + \left(\frac{\partial k}{\partial \Delta T} w_{\Delta T} \right)^2 + \left(\frac{\partial k}{\partial q''} w_{q''} \right)^2 \right]^{1/2}$$

$$w_k = \left[(7.65E-04)^2 + (2.3E-04)^2 + (1.607E-02)^2 + (9.466E-6)^2 + (5.89E-06)^2 \right]^{1/2}$$

$$w_k = \left[(5.8522E-7) + (5.29E-8) + (2.582E-4) + (8.96E-11) + (3.4692E-11) \right]^{1/2}$$

$$w_k = 0.016088$$

Çizelge 3.12. Toplam ölçüm belirsizliği hesaplama sonuçları

Toplam Ölçüm Belirsizliği	$w_k = 0.016088$
Genişletilmiş Ölçüm Belirsizliği	$U = w_k \cdot (2) = 0.032176$
Tam Ölçüm Sonucu	$\lambda = \lambda \pm U = (0.1918) \pm (0.032176)$ $\lambda - U \leq \lambda \leq \lambda + U$ $0.1918 - 0.032176 \leq \lambda \leq 0.1918 + 0.032176$ $0.159624 \leq \lambda \leq 0.223976$

Belirsizlik hesaplamasında Çizelge 3.10 tekrarlanabilirlik, Çizelge 3.11’de kalibrasyon numunesinden gelen belirsizlik katkıları ile hesaplanan toplam ölçüm belirsizliği Çizelge 3.12’de gösterilmiştir.

3.3.6.2. Yakıt Numuneleri Isıl İletkenlik Ölçüm Sonuçları

Çizelge 3.13. Farklı sıcaklıklarda X1 yakıtı ısı iletkenlik katsayısı (k) değerleri

Temel Sıcaklık (°C)	Isı İletim Üst Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Alt Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Ortalama Değer ($k=W/mK$)
20.02	0.2257	0.2271	0.2264
30.02	0.2256	0.2278	0.2267
40.02	0.2255	0.2288	0.2271
50.02	0.2245	0.2289	0.2267
60.02	0.2229	0.2281	0.2255

Isı iletkenlik ölçümü sırası ile 20.02°C, 30.02°C, 40.02°C, 50.02°C ve 60.02°C sıcaklıklarında gerçekleştirilmiştir.

Çizelge 3.14. Farklı sıcaklıklarda X1-A yakıtı ısı iletkenlik katsayısı (k) değerleri

Temel Sıcaklık (°C)	Isı İletim Üst Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Alt Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Ortalama Değer ($k=W/mK$)
20.02	0.1946	0.1890	0.1918
30.02	0.1959	0.1923	0.1941
40.02	0.1997	0.1981	0.1989
50.02	0.2076	0.2042	0.2059
60.02	0.2083	0.2058	0.2070

X1 yakıt içeriğine % 2 Al ilave edilerek üretilen yakıt içeriğinde ısı iletkenlik katsayısı değerlerinin azaldığı tespit edilmiştir.

Çizelge 3.15. Farklı sıcaklıklarda % 4 Al ilaveli X1-B roket yakıtı ısı iletkenlik katsayısı (k) değerleri

Temel Sıcaklık (°C)	Isı İletim Üst Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Alt Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Ortalama Değer ($k=W/mK$)
20.02	0.2259	0.2280	0.2270
30.02	0.2258	0.2289	0.2274
40.02	0.2255	0.2299	0.2277
50.02	0.2242	0.2298	0.2270
60.02	0.2228	0.2293	0.2261

Çizelge 3.16. Farklı sıcaklıklarda X2 numune yakıt ısı iletkenlik katsayısı (k) değerleri

Temel Sıcaklık (°C)	Isı İletim Üst Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Alt Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Ortalama Değer ($k=W/mK$)
20.02	0.2129	0.2144	0.2137
30.02	0.2111	0.2132	0.2122
40.02	0.2092	0.2120	0.2106
50.02	0.2073	0.2108	0.2090
60.02	0.2035	0.2094	0.2064

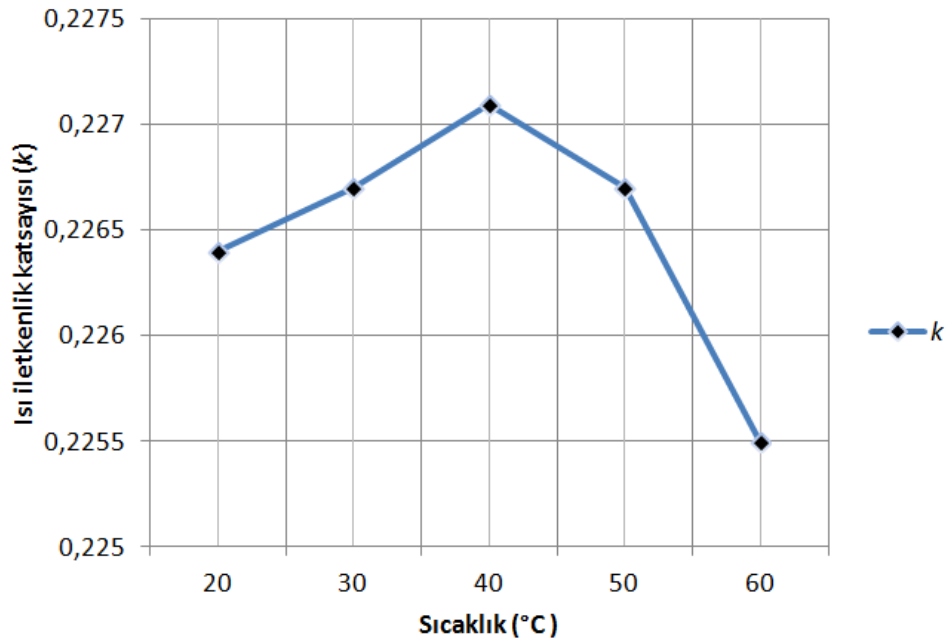
Çizelge 3.17. Farklı sıcaklıklarda % 2 Al ilaveli X2-A numune yakıt ısı iletkenlik katsayısı (k) değerleri

Temel Sıcaklık (°C)	Isı İletim Üst Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Alt Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Ortalama Değer ($k=W/mK$)
20.02	0.2141	0.2163	0.2152
30.02	0.2123	0.2152	0.2137
40.02	0.2103	0.2143	0.2123
50.02	0.2084	0.2134	0.2109
60.02	0.2066	0.2123	0.2094

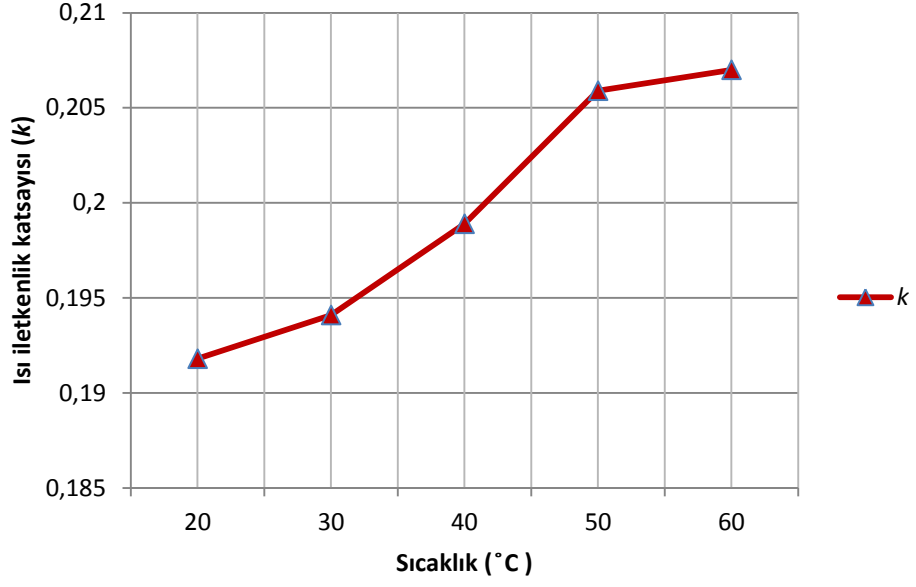
Çizelge 3.18. Farklı sıcaklıklarda % 2 B₄C ilaveli X2-C numune yakıt ısı iletkenlik katsayısı (k) değerleri

Temel Sıcaklık (°C)	Isı İletim Üst Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Alt Sınır Değer ($k=W/mK$)	Isı İletim Ortalama Değer ($k=W/mK$)
20.02	0.2180	0.2200	0.2190
30.02	0.2161	0.2190	0.2176
40.02	0.2140	0.2182	0.2161
50.02	0.2121	0.2171	0.2146
60.02	0.2103	0.2159	0.2131

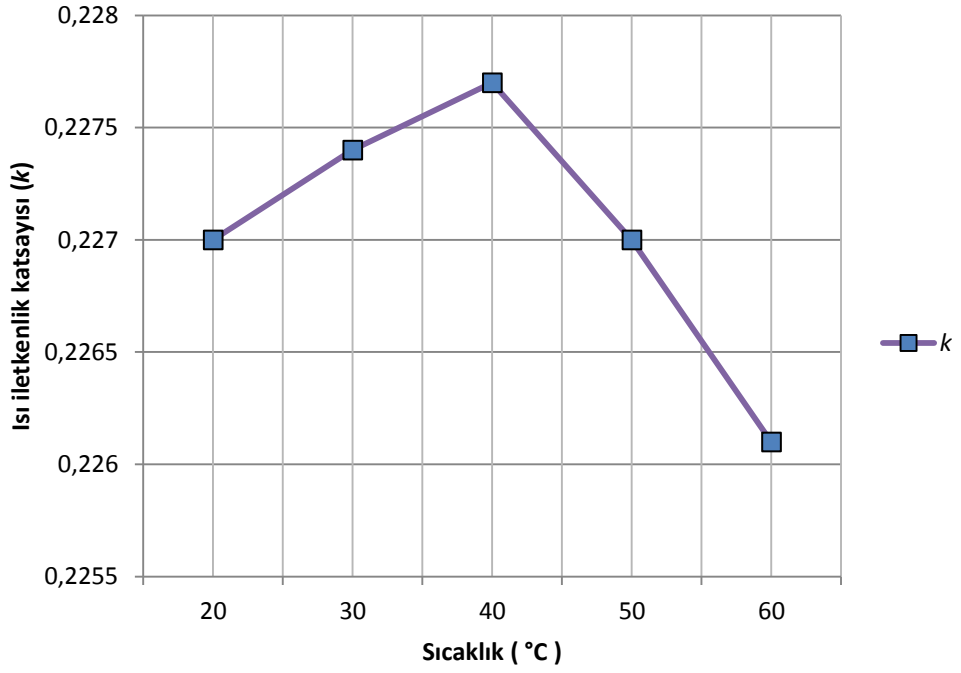
Katı yakıt numunelerinin ısı iletkenlik katsayısının ölçüm sonuçları ayrıntılı olarak Çizelge 3.13, Çizelge 3.14, Çizelge 3.15, Çizelge 3.16, Çizelge 3.17 ve Çizelge 3.18’de verilmiştir. Grafikler incelendiğinde Şekil 3.27, Şekil 3.28, Şekil 3.29 Şekil 3.30, Şekil 3.31, Şekil 3.32’de X1 ve X1-B yakıt numunelerinin 20°C ile 40°C aralığında ısı iletkenliğinin arttığı, 40°C ile 60°C aralığında ısı iletkenlik katsayısının azalan eğilimde olduğu görülmüştür. 40°C ile 60°C sıcaklıkları aralığında ısı iletkenlik katsayısı değerinin azalma eğilimi göstermesi bu yakıt numunelerinde imalat sırasında oluşan mikro boşlukların etkisinden veya X1 içeriğinde bulunan herhangi maddenin sıcaklık artışına göre önce artan sonra azalan eğilim göstermesinden kaynaklanabileceği kanısına varılmıştır. Ancak X1 ve X1-A yakıt numunelerinin ısı iletkenlik değerleri literatür araştırmaları değerleri içerisinde olduğu ölçüm sonuçlarından anlaşılmıştır. X1-A yakıt numunesinde sıcaklık artışı ile ısı iletkenlik katsayısı değerinin arttığı görülmüştür. X2, X2-A ve X2-C katı yakıt numunelerinde ise ısı iletkenlik katsayısının 20°C-60°C ölçüm aralığında sıcaklık arttıkça azaldığı görülmüştür. Isıl iletkenlik ölçümleri gerçekleştirilen yakıt numunelerinin sonuç değerleri literatür araştırmalarında belirtilen katı yakıt ısı iletkenlik değerleri 0.1600-0.2700 W/mK aralığında olduğu, numune yakıtların ısı iletkenlik ölçüm sonuç değerlerinden anlaşılmıştır.



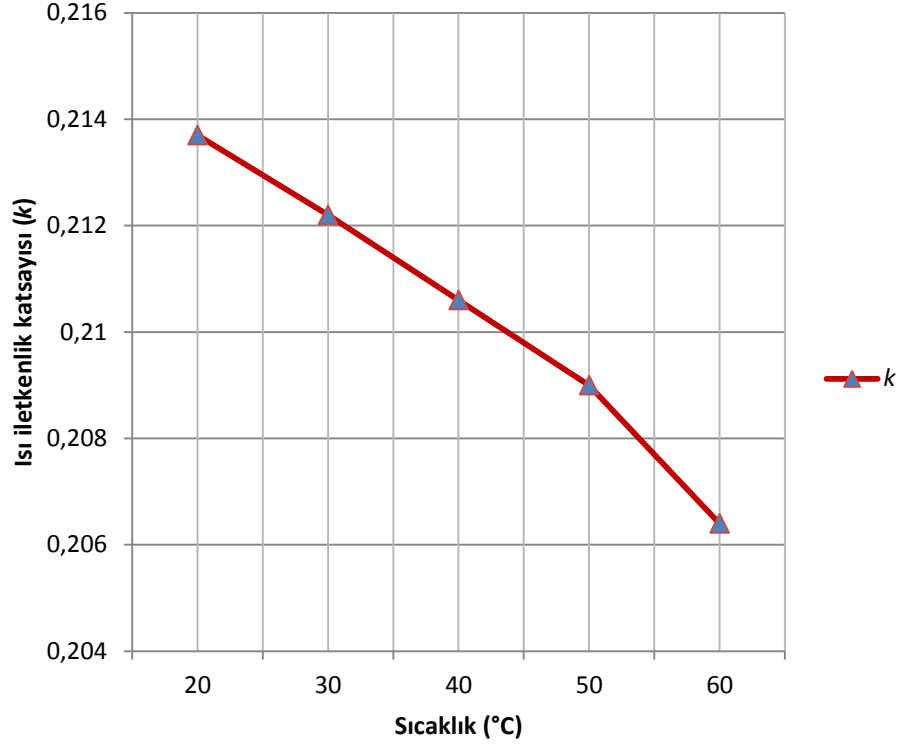
Şekil 3.27. X1 yakıt numunesinin farklı sıcaklıklarda ısı iletkenlik davranış grafiği



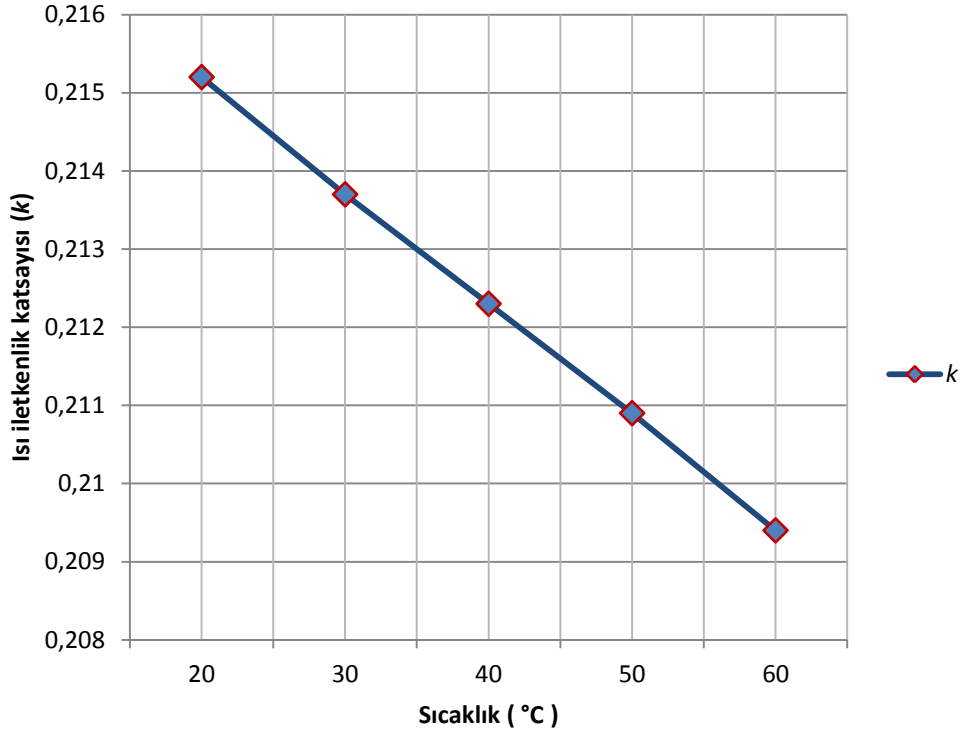
Şekil 3.28. X1-A yakıtı (% 2 Al ilaveli) değişik sıcaklıklarda ısı iletkenlik davranışı



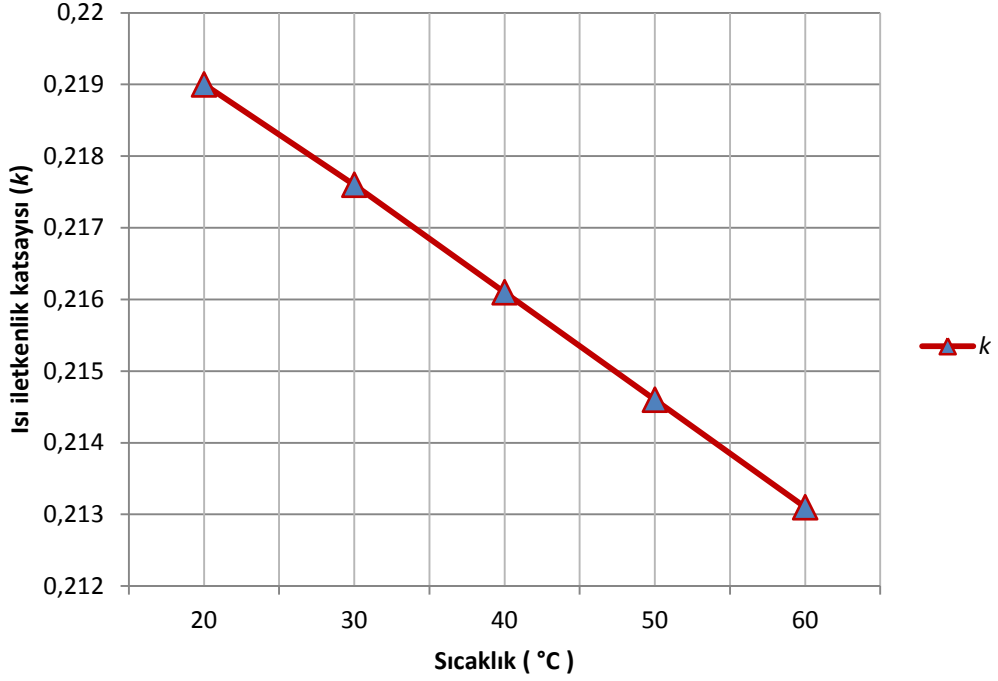
Şekil 3.29. X1-B yakıtı (% 4 Al ilaveli) değişik sıcaklıklarda ısı iletkenlik davranış grafiği



Şekil 3.30. X2 yakıtının farklı sıcaklıklarda ısı iletkenlik davranış grafiği



Şekil 3.31. % 2 Al ilaveli X2-A yakıtı sıcaklık değişimine göre ısı iletkenlik davranış grafiği



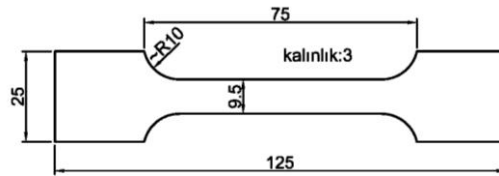
Şekil 3.32. % 2 bor karbür (B4C) ilaveli X2-C yakıtı ısı iletkenlik davranış grafiği

3.3.7. Üretimleri Gerçekleştirilen Numune Yakıtların Mekanik Özelliklerinin İncelenmesi

Katı yakıt, kullanım sıcaklığı olan -54°C ve $+74^{\circ}\text{C}$ derecelerde kimyasal ve fiziksel özellikleri bozulmadan bekleyebilmeli ve ateşlendiğinde atmosferik koşullara bağlı olmaksızın sıcak gaz üretebilen, genel olarak yakıcı, yanıcı ve bağlayıcı elemanları bir arada olan kimyasal bir karışımdır. Katı yakıtla çalışan roket motoru ana bileşenlerinden, yakıt çekirdeğinin mekanik özellikleri roket motor çalışma koşullarını doğrudan etkileyebilmektedir. Katı roket motor yakıtları raf ömürleri ve roket çalışması esnasında başından sonuna kadar hemen hemen mekanik yapısı değişime uğramadan çalışma davranışı gösterip gösteremeyeceği bakımından yakıtın mekanik özellikleri iyi bilinmelidir. Roket motoru içerisinde katı yakıtın çalışma esnasında herhangi bir çatlak oluşmadan görevini yerine getirmesi beklenmelidir. Yakıtta oluşacak en küçük çatlak roketin hedefine ulaşmadan infilak etmesine sebebiyet verebilecektir.

3.3.7.1. Yakıt Numuneleri Mekanik Davranış Tespiti

Katı yakıt numunelerinin, mekanik davranışlarının belirlenmesinde öncelikli olarak standart kalınlıklarda üretilen yakıt levhalarından test numuneleri hazırlanmıştır. Mekanik davranış testleri “ASTM D638-03 Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics” standardına göre hazırlanmış, aşağıda Şekil 3.33 ve Şekil 3.34’de görülen iki tip standart çekme numunesi kullanılmıştır.



Şekil 3.33. Birinci tip çekme deney numunesi ölçüleri



Şekil 3.34. İkinci tip çekme testi deney numunesi ölçüleri ve fotoğrafı

Şekil 3.34 ve Şekil 3.35 çekme test numunesi fotoğrafı görülmektedir. Katı yakıt numune levhaları 50°C’de 30 dakika şartlandırıldıktan sonra standart test numunesi boyutlarında özel kalıp makinesi ile tam ölçülerinde kesilerek hazırlanmıştır.



Şekil 3.35. X1, X1-A, X1-B ve X1-C katı roket yakıtı çekme test numuneleri fotoğrafı

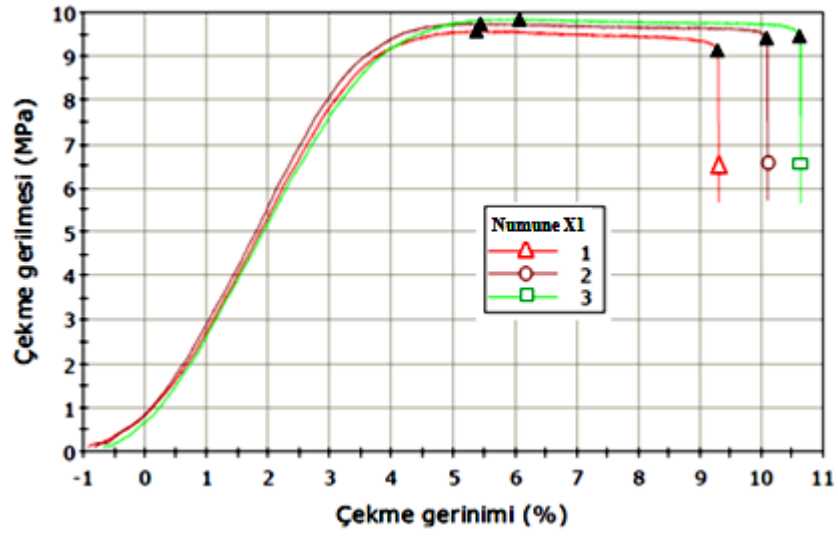
Çekme test numuneleri standartlarla belirtilen sıcaklıklarda mekanik davranış tespiti öncesi, yakıt numuneleri ileri teknoloji çekme cihazının kapalı çekme ve şartlandırma kısmında 8 saat şartlandırıldıktan sonra, çekme testi standartlarla belirlenen sabit hızlarda yapılmıştır.



Şekil 3.36. Katı roket yakıtı mekanik davranış ölçüm cihazı

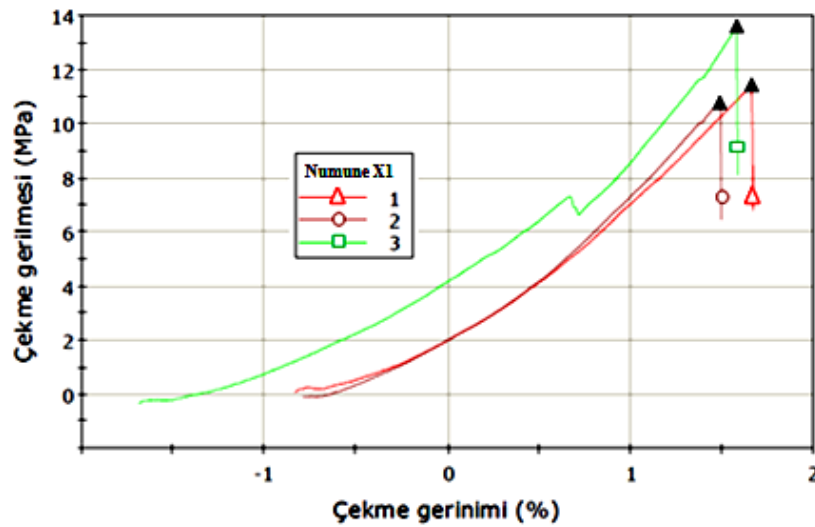
Şekil 3.36’da görülen katı roket yakıtı mekanik davranış belirleme cihazı, roket yakıt numunelerinin mekanik davranışlarının belirlenmesi için özel geliştirilmiş bir cihazdır. Test numunelerini istenilen sıcaklıkta şartlandırma yapabilen ve aynı anda çok sayıda numuneyi çekebilen ve her bir numunenin test değerlerini ayrı ayrı kayıt altına alabilen özelliğe sahiptir. Ayrıca üç farklı numunenin sabit sıcaklık ve sabit hızda çekebilmenin yanında her numune test değerlerini cihaz bilgisayarında özel yüklü programı vasıtası ile diferansiyel çekme test formüllerini kullanarak çekme sonuçlarını çizelge ve grafik olarak verebilmektedir.

3.3.7.2. X1 Katı Yakıt Numunesi, Değişik Hız ve Sıcaklıklarda Mekanik Davranış Testleri



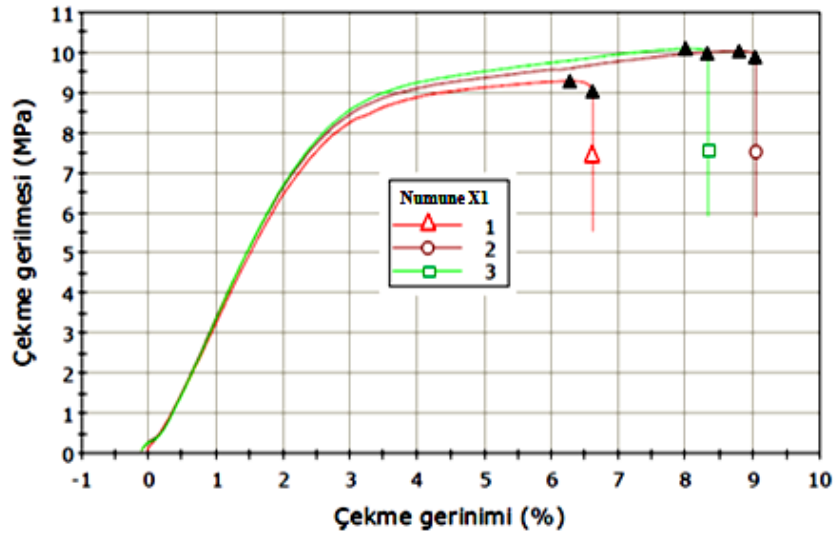
Şekil 3.37. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (24°C, 5 mm/d) grafiği

Şekil 3.37'de X1 içerikli yakıt 24°C, 5 mm/d (5 milimetre/dakika) çekme gerilmesi testi sonuç grafiği görülmektedir. Çekme testinde doğru sonuçların tespit edilmesi bakımından numuneler 8 saat süreyle 24°C'de şartlandırıldıktan sonra aynı özellikte 3 numuneye çekme testi uygulanmıştır. Çekme testinde, doğru sonuçların alınması için her üç numunenin test değerlerinin ortalaması alınmıştır.



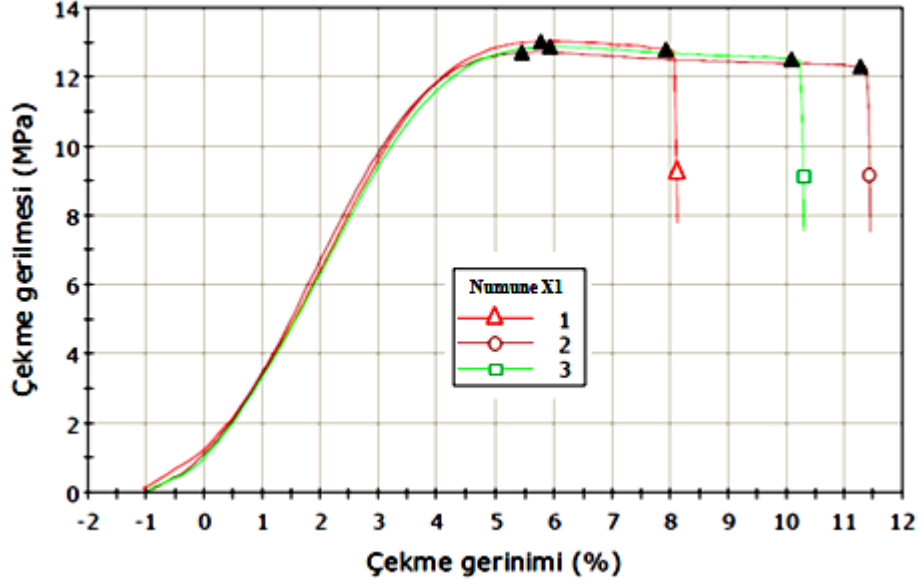
Şekil 3.38. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 5 mm/d) grafiği

Şekil 3.38’de X1 numune yakıt 54°C ve 5 mm/d için mekanik davranış deneyi her üç numunenin ortalama test değerlerinin alınması ile gerçekleştirilmiştir. Bu deneyde, literatür araştırmalarına benzer, düşük sıcaklık (-54°C) etkisi ile pekleşme davranışı görülmüştür. 24°C ve -54°C’de yapılan çekme test grafikler 5 mm/d sabit çekme hızında yapılan test sonuçları karşılaştırıldığında -54°C testinde gerilmesinin 24°C’ye göre düşük sıcaklığın etkisiyle daha yüksek çıkmıştır. -54°C testinde yakıt numunesinin sertleşmesi nedeniyle yüzde uzamanın daha az olduğu tespit edilmiştir. Düşük sıcaklık (-54°C) mekanik davranış belirleme çekme testinde, malzemenin çekme gerilmesi artarken kopma uzamasının daha kısa olduğu görülmüştür.



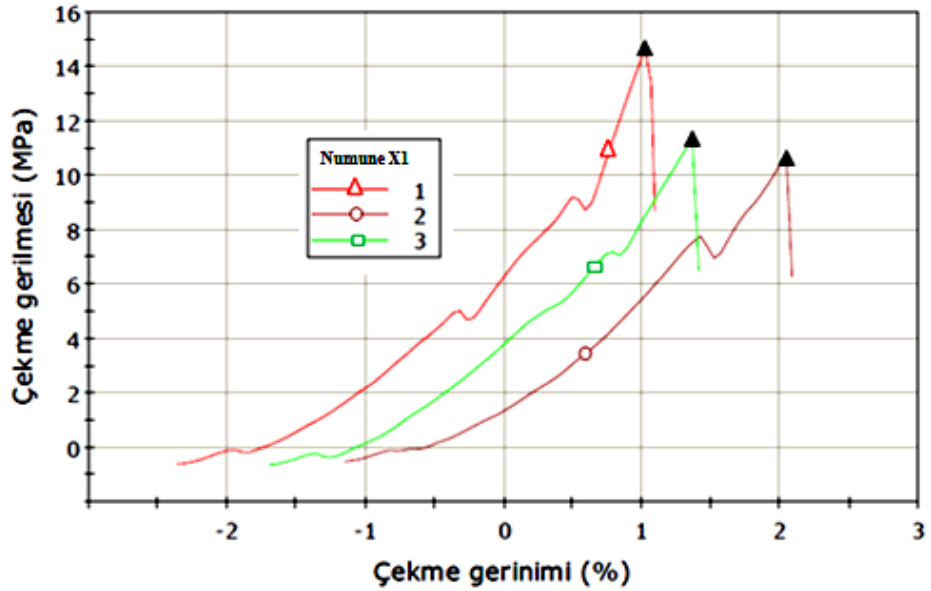
Şekil 3.39. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (74°C, 5 mm/d) grafiği

74°C’de ve 5 mm/d hızda yapılan çekme testinde, sıcaklık artışına paralel olarak çekme gerilmesinin ve gerinimin arttığı görülmüştür.



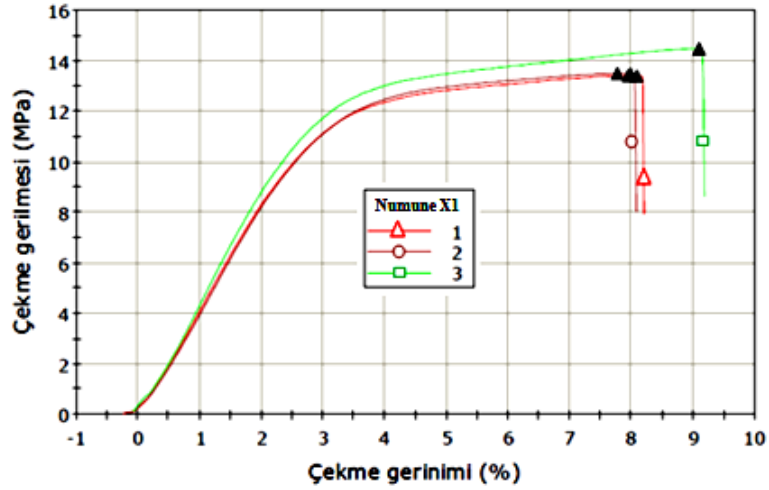
Şekil 3.40. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (24°C, 50 mm/d) grafiği

Şekil 3.40 ve Çizelge 3.18'de 24°C şartlarında görüldüğü gibi çekme hızının 5 mm/d'dan 50 mm/d'ya çıkması ile gerilme artarken, gerinimin azaldığı tespit edilmiştir.



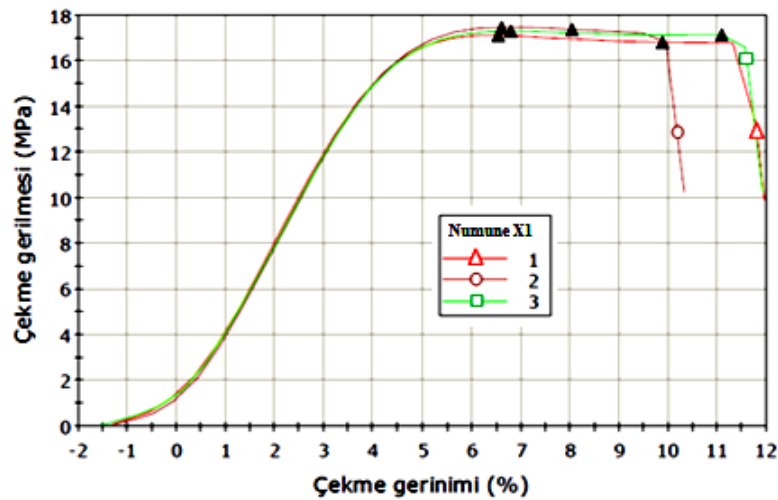
Şekil 3.41. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 50 mm/d) grafiği

Şekil 3.41’de görüldüğü gibi -54°C derecede mekanik davranış testi sabit 50 mm/d çekme hızında yapılan test sonuçlarına bakıldığında, bu sıcaklıkta dislokasyon ve pekleşme etkisi ile grafikte dalgalanmanın olduğu görülmektedir. Grafikte görülen dalgalanma, malzemenin üretiminde plastikleştirilmesi esnasında mikro boşluk kalmasından kaynaklanabileceği tahmin edilmiştir. Sıcaklık azalması ile ayrıca malzemenin daha az yüzde uzamada koptuğu görülmüştür.



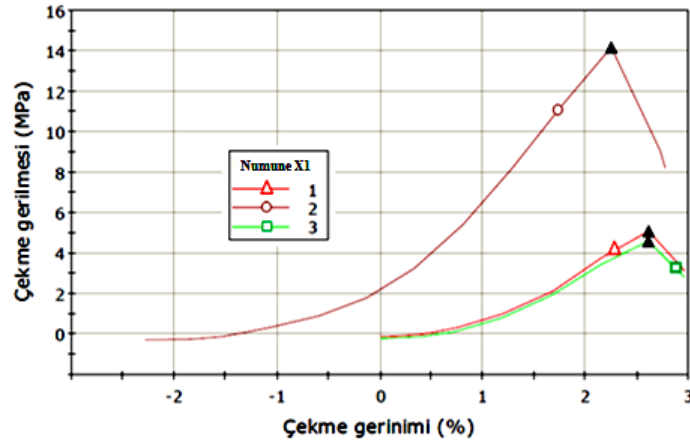
Şekil 3.42. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (74°C, 50 mm/d) grafiği

74°C ve 50 mm/d mekanik davranış çekme testinde, sıcaklığın yükselmesi ile yüzde birim uzamanın (gerinimin) arttığı görülmüştür.



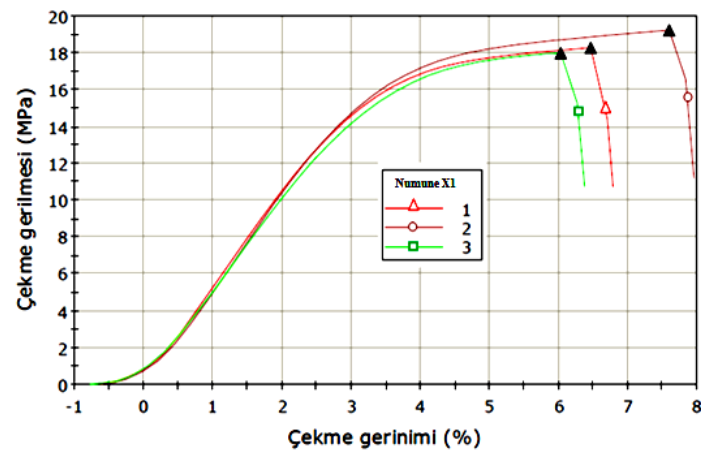
Şekil 3.43. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (24°C, 500 mm/d) grafiği

Bu teste (24°C, 500 mm/d) Şekil 3.43’de görüldüğü gibi, daha önce X1 yakıt numunesine yapılan 24°C, 5 mm/d ve 24°C, 50 mm/d çekme testleri ile karşılaştırıldığında, çekme hızının 500 mm/d’ya çıkması ile birlikte maksimum çekme yükünün ve kopma gerilmesini arttırdığı tespit edilmiştir. (24°C, 500 mm/d)’de testi kopma geriliminin ise 24°C, 5 mm/d ve 24°C, 50 mm/d çekme testlerine göre çekme hızının artışı etkisi ile kopma geriliminin azaldığı tespit edilmiştir.



Şekil 3.44. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 500 mm/d) grafiği

Şekil 3.44’de görüleceği gibi -54 °C ve 500 mm/d testinde, diğer 5 mm/d ve 50 mm/d deneylerinde meydana gelen pekleşme gerçekleşmemiştir. Bu deneyde -54 °C ve 500 mm/d’da yüksek çekme hızı etkisiyle pekleşme veya dislokasyon oluşmamıştır.

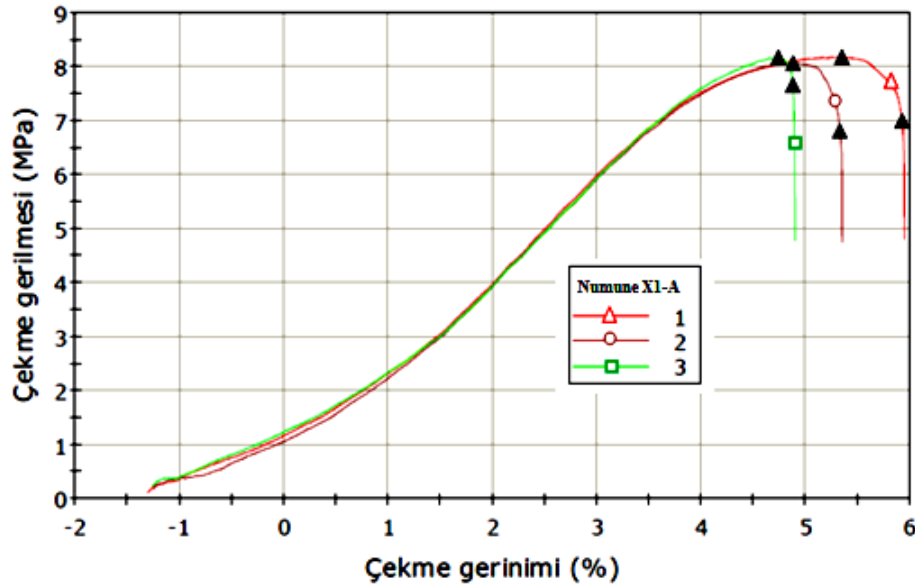


Şekil 3.45. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik davranış testi (74°C, 500 mm/d) grafiği

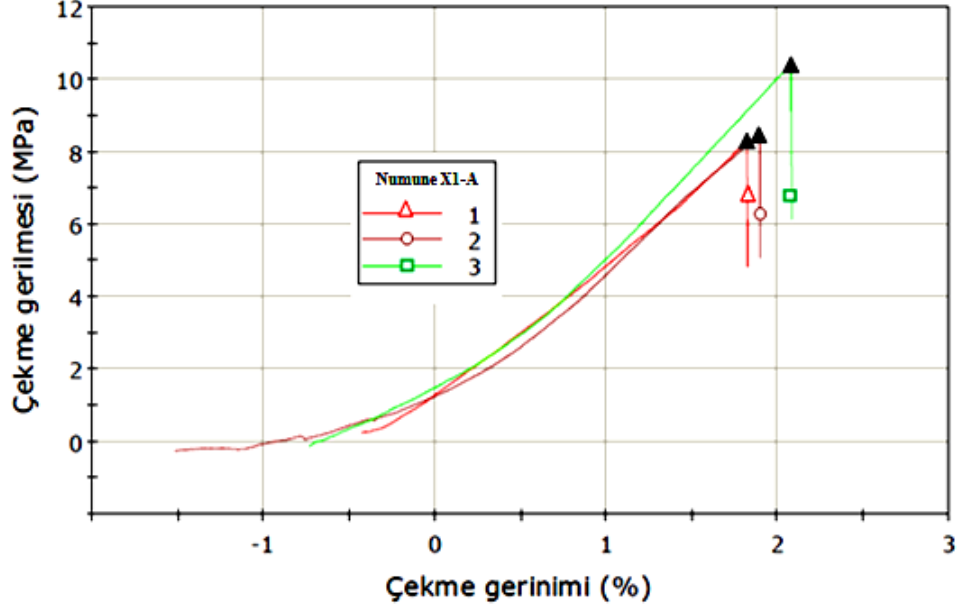
X1 yakıtı 500 mm/d çekme hızında 24°C, -54°C ve 74°C sıcaklık testlerinde yüzde uzama (gerinim), 74°C testinde en az çıkmıştır. Ayrıca 74°C, 5 mm/d, 50 mm/d ve 500 mm/d testlerinde, çekme hızı artışına paralel maksimum çekme yükün ve maksimum geriniminin arttığı tespit edilmiştir. X1 yakıtı 74 °C, 500 mm/d çekme testinde çekme hızına bağlı olarak daha az uzamada koptuğu tespit edilmiştir.

3.3.7.2.1. X1 Temel Yakıt İçeriğine, Ağırlıkça % Al İlavesiyle Üretilen Numune Yakıtların Mekanik Davranış Testleri

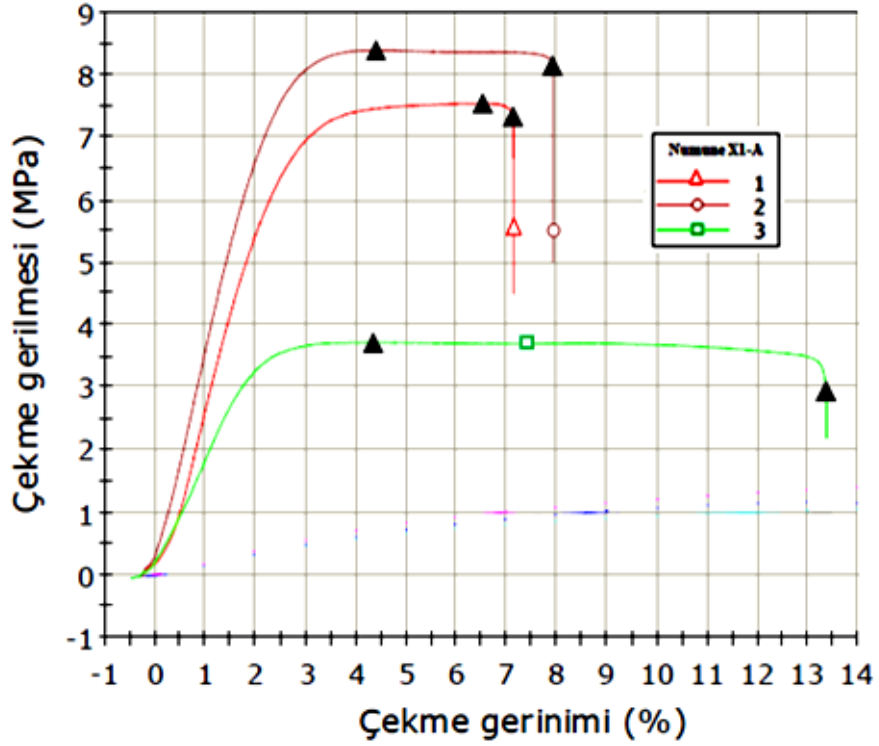
Bu test işlemi X1-A katı yakıt numunesine sırayla ağırlıkça % 2, % 4 ve % 6 Al ilavesi yapılarak üretilen yakıt numunelerinin mekanik davranış testleri “ASTM D638-03 Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics” standardı çerçevesinde yapılmıştır. X1-A katı yakıt numunesine ait farklı sıcaklık ve çekme hızlarında yapılan tüm test grafikleri Şekil 3.46, Şekil 3.47, Şekil 3.48, Şekil 3.49, Şekil 3.50, Şekil 3.51, Şekil 3.51, Şekil 3.52, Şekil 3.53 ve Şekil 3.54’te verilmiştir.



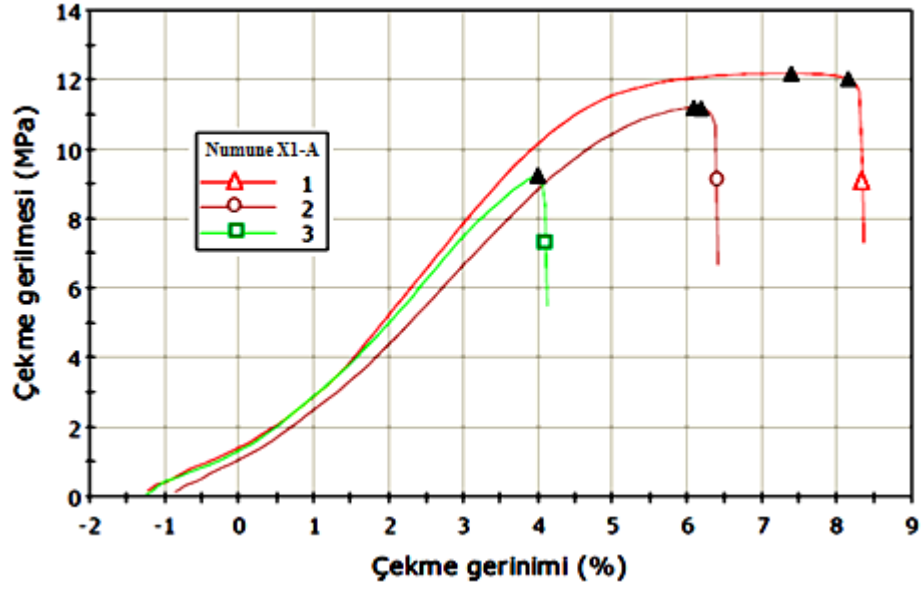
Şekil 3.46. X1-A temel içerikli katı yakıt içeriğine ağırlıkça % 2 Al ilaveli numune mekanik davranış testi (24°C sıcaklık ve 5 mm/d çekme hızı) grafiği



Şekil 3.47. X1-A yakıt numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 5 mm/d) grafiği

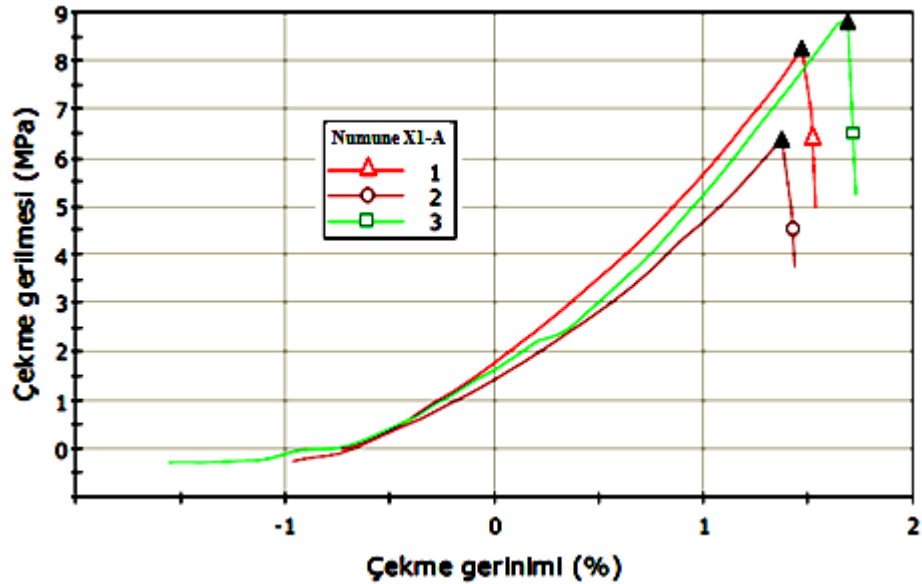


Şekil 3.48. X1-A temel içerikli katı yakıt içeriğine ağırlıkça % 2 Al ilaveli numunesi mekanik davranış testi (74°C, 5 mm/d) grafiği

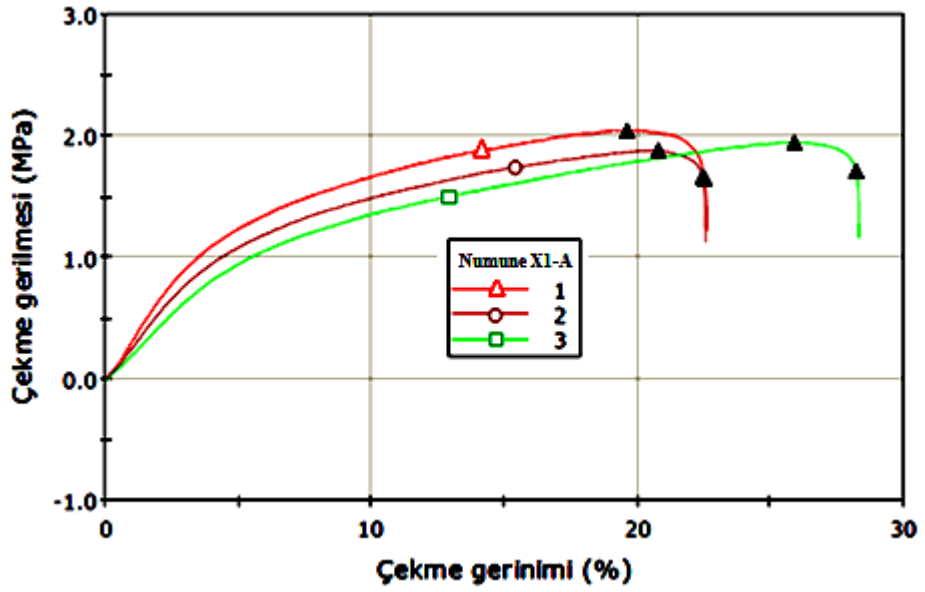


Şekil 3.49. X1-A temel içerikli katı yakıt içeriğine ağırlıkça % 2 Al ilaveli numunesi mekanik davranış testi (24°C, 50 mm/d) grafiği

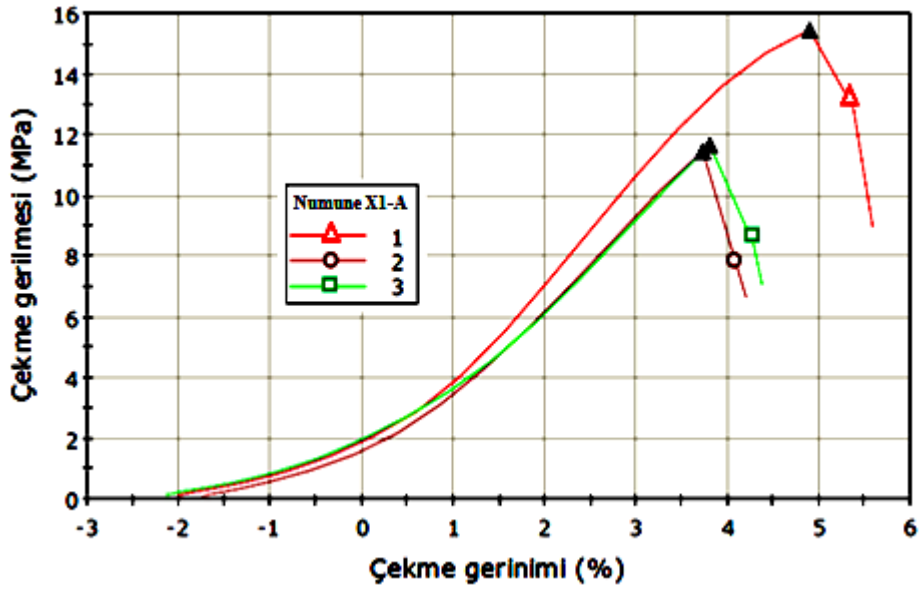
Şekil 3.49 görüldüğü gibi X1-A % 2 Al ilaveli numune katı yakıtın 24°C sıcaklık için yapılan mekanik davranış testlerinde 50 mm/d çekme hızında yapılan çekme testinde, çekme hızının artması nedeniyle, 5 mm/d testine göre gerilmesinin yüksek, kopma geriniminin ise daha az olduğu tespit edilmiştir.



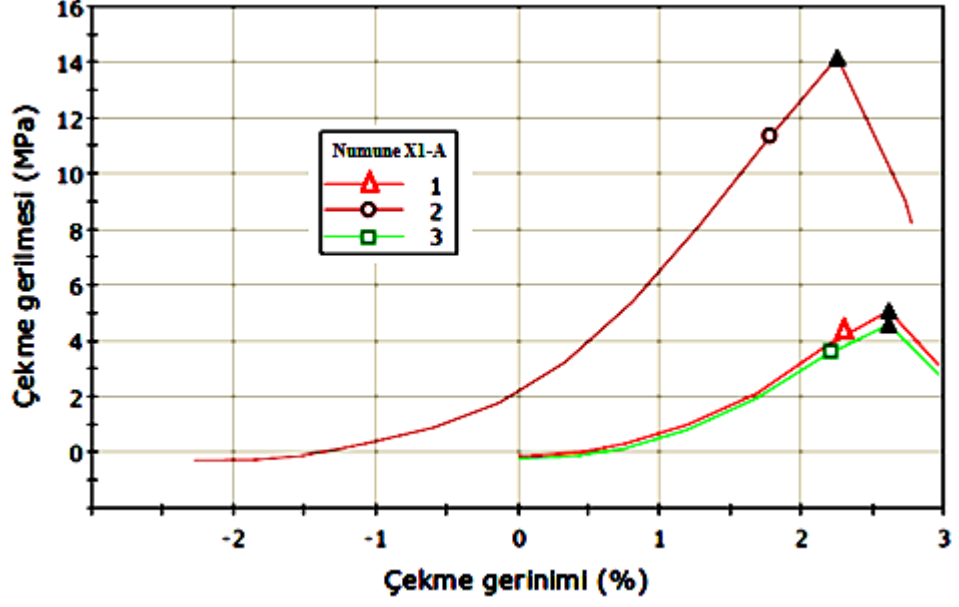
Şekil 3.50. X1-A temel içerikli katı yakıt içeriğine ağırlıkça % 2 Al ilaveli numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 50 mm/d) grafiği



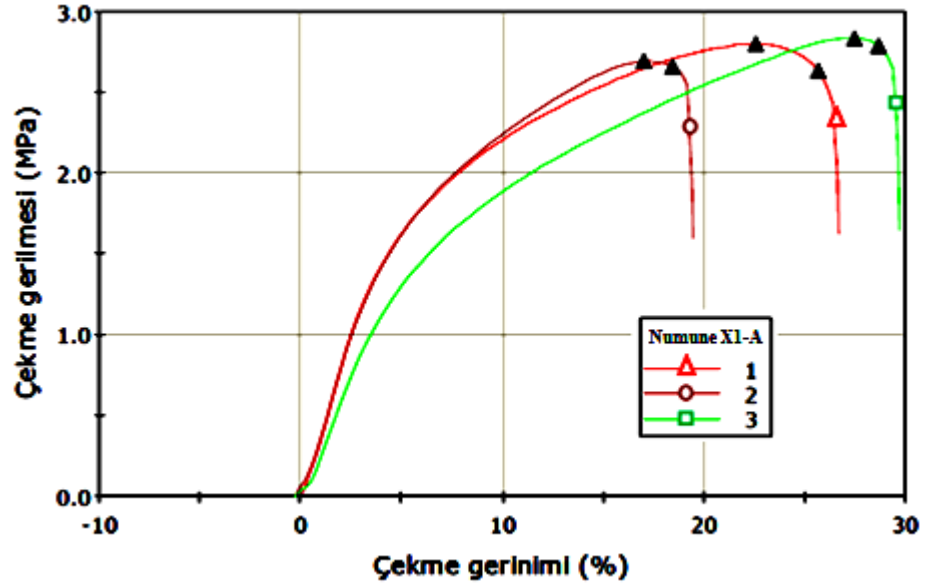
Şekil 3.51. X1-A % 2 Al ilaveli numune mekanik davranış testi (74°C, 50 mm/d) grafiği



Şekil 3.52. X1-A numunesi ağırlıkça % 2 Al ilaveli 24°C ve 500 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri



Şekil 3.53. X1-A temel içerikli katı yakıt içeriğine ağırlıkça % 2 Al ilaveli numunesi mekanik davranış testi (-54°C, 500 mm/d) grafiği



Şekil 3.54. X1-A numunesi % 2 Al ilaveli mekanik davranış testi (74°C, 500 mm/d) grafiği

3.3.7.3. Üretimleri Yapılan Yedi Farklı Katı Yakıt Numunesinin Mekanik Davranış Deney Sonuçlarının Değerlendirmesi

Üretimleri gerçekleştirilen yedi farklı yakıt numunesinin (X1, X1-A, X1-B, X1-C, X2, X2-A ve X2-B) mekanik davranışları tespit edilmiştir. X1 temel içerik yapılı yakıtta % 2 Al, % 4 Al ve % 6 Al ilave edilmesi ile üretilen yakıtların mekanik davranışları kendi aralarında karşılaştırılmıştır. Mekanik davranış inceleme sonuçlarına göre % Al ilave miktarı arttıkça numunenin maksimum gerilme değerinin azaldığı ve daha az yüzde uzama davranışı gösterdiği tespit edilmiştir. Yakıt numunelerine daha Al ilave miktarı arttıkça daha az gerilme davranışı gösterdiği ve daha az uzama ile koptuğu tespit edilmiştir. X2 temel içerikli yakıt, % 2 Al ilaveli X2-A ve % 2 MgB ilaveli X2-B yakıt numunelerinin mekanik davranışları X2 kodlu yakıt grubu içerisinde karşılaştırması yapılmıştır. Magnezyum kaplı bor ilaveli yakıtın mekanik davranışları daha büyük çekme dayanımı gösterdiği tüm sıcaklık ve çekme hızlarında yapılan çekme testlerinden tespit edilmiştir. X2-B yakıtı X2 yakıtına göre daha yüksek yük çekme ve gerilme davranışı göstermiştir. % 2 Al ilaveli X2-A yakıt numunesi mekanik davranış testleri sonuçları ile Al ilavesiz X2 yakıtı karşılaştırıldığında çekme gerilmesinin azaldığı ve daha az yüzde uzama da koptuğu tespit edilmiştir. X2-A yakıt numunesine, % 2 Al ilavesi yakıtın elastikliğini azalttığı ve daha az uzama davranışı göstererek koptuğu tespit edilmiştir.

4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Çift bazlı (DB) katı roket yakıtının enerji seviyesinin yükseltilmesi ve yanma hızının artırılması ile ilgili araştırmalar yapılmıştır. Bu tez çalışmasında çift bazlı (DB) yakıt içeriğine yüksek enerjili metal esaslı Al, magnezyum kaplı bor (MgB) ve bor karbür (B₄C) maddeler belirli ağırlık oranlarında yakıt içeriklerine ilave edilerek yeni katı yakıt numuneleri geliştirilmiştir. Yakıt numuneleri üretiminde ekstrüzyon yöntemi kullanılmıştır. Literatür araştırmalarından çift bazlı katı yakıt üretiminde kullanılan yakıtlardan iki tür yakıt reçetesi hazırlanmış ve bunların içerisinde iki temel çift bazlı X1 ve X2 içeriği oluşturularak yakıt numuneleri üretilmiştir. Daha sonra bu oluşturulan temel içerikli X1 ve X2 roket yakıt numunelerine içeriklerine yüksek enerjili maddeler belirlenen ağırlık miktarlarında ilave edilerek yeni yakıt numuneleri geliştirilmiştir. X1 temel içerik maddesinden ağırlıkça yüzde azaltılan miktar kadar sırasıyla % 2, % 4 ve % 6 ilave edilerek X1-A, X1-B ve X1-C yakıt numuneleri üretilmiştir. Daha sonra X2 yakıt temel içeriğinden ilave edilecek yüksek enerjili madde miktarı kadar içerik azaltılarak, yerine sırasıyla % 2 Al, % 2 MgB ve % 2 B₄C maddeleri her bir yakıt numunesi üretimi için ilave etmek suretiyle sırasıyla X2-A, X2-B ve X2-C yakıt numuneleri geliştirilmiştir.

Üretimleri yapılan yakıt numunelerinin test ve ölçümleri yapılmıştır. Yakıt numunelerinin ilk testi yoğunluk tespiti ile başlanmıştır. X1 yakıt yoğunluğu 1.6002 g/cm³ ve % Al ilavesi artışı ile birlikte en yüksek yoğunluk 1.6378 g/cm³ X1-C yakıtında ölçülmüştür. X2 temel yakıt yoğunluğu 1.5890 g/cm³, % 2 Al ilaveli X2-A yoğunluğu 1.5990 g/cm³, X2-B yakıt yoğunluğu 1.6020 g/cm³ ve % 2 B₄C ilaveli X2-C yoğunluğu 1.5776 g/cm³ değerinde olduğu tespit edilmiştir. Numune yakıtların yoğunluk değerleri kendi içerik maddelerinin her birinin etkileri doğrultusunda farklı değerlerde çıkmıştır.

Yakıt numunelerinin yanma ısıları kapalı bomba kalorimetresi ile belirlenmiştir. Kalorimetre cihazı yazıcısından cal/g cinsinden alınan yakıt numunelerinin ölçüm değerleri 4.1868 katsayısı ile çarpılarak J/g enerji birimi cinsine dönüştürülmüştür X1 içerikli yakıt numunesinin ölçülen ısıl enerjisi örnek olarak 883.1500 cal/g birimi

4.1868 katsayısı ile çarpılarak 3697.5742 J/g'a dönüştürülmüş ve diğer tüm yakıt numunelerinin yanma ısıları değerleri araştırma bulguları ve tartışma kısmında Çizelge 3.5 ve Çizelge 3.6'da verilmiştir. Çift bazlı X1 katı yakıt numunesi içeriğine % Al ilave miktarı arttırıldıkça yanma ısılarının yükseldiği tespit edilmiştir. X1-A yakıtının yanma ısısının X1 yakıtına göre % 5.1 arttığı tespit edilmiştir. X1-B yakıtının yanma ısısının ise X1 yakıtına göre yaklaşık % 8.06 arttığı tespit edilmiştir. X1-C yakıt numunesinin yanma ısıları ise X1 yakıtına göre % 12.58 artış gösterdiği tespit edilmiştir. Yüksek enerjili Al'nin X1-A, X1-B, X1-C yakıt numunelerinin içeriklerine ilavesi, bu yakıt numunelerinin ısıl enerji değerlerini yükselttiği deneysel çalışmalar neticesinde tespit edilmiştir.

Temel X2 yakıt numunesi yanma ısıları 898.28 cal/g (3760.9187 J/g) ölçülmüştür. X2-A yakıtının yanma ısıları % 2 Al ilavesi ile birlikte X2 yakıtına göre yaklaşık % 2.77 artış göstermiştir. X2-B yakıtının yanma ısıları % 2 MgB ilavesi ile X2 yakıtına göre yaklaşık % 1.99 artış göstermiştir. X2-C yakıtının yanma ısıları % 2 B4C ilavesi ile birlikte X2 yakıtına göre yaklaşık % 2.88 artış göstermiştir. Yüksek enerjili metal esaslı malzemelerin ısıl enerji seviyelerinin yüksek olması, ilave edildiği çift bazlı temel içerik X2 yakıtına göre X2-A, X2-B ve X2-C yakıtlarının enerji değerlerinde artış sağlamıştır.

Üç farklı X1, X1-A ve X1-B yakıt numunelerinin yanma hızları tespit edilmiş ve Şekil 3.16'da her üç numunenin yanma hızları grafiği verilmiştir. Numune yakıtların yanma hızlarının karşılaştırılabilmesi için, her bir yakıt numunesine ait ölçülen belirli basınçtaki yanma hızı değerlerinin ayrı ayrı toplamları alınmış ve her numune yakıtın ortalama yanma hızı tespit edilmiştir. X1 yakıtının ortalama yanma hızı 38.82 mm/s, X1-A yakıtının ortalama yanma hızı 42.53 mm/s ve X1-B yakıtının ortalama yanma hızı 51.17 mm/s olarak tespit edilmiştir. % 2 Al ilaveli X1-A yakıtının ortalama yanma hızı X1 yakıtına göre yaklaşık % 9.5 arttığı tespit edilmiştir. % 4 Al ilaveli X1-B yakıtının ortalama yanma hızı ise X1 yakıtına göre yaklaşık % 31.81 arttığı tespit edilmiştir. X1 yakıtına göre X1-A ve X1-B'nin yanma hızları Al ilavesine paralel yükseldiği görülmüştür. Al'nin yüksek enerjisi etkisi ile X1-A ve X1-B numune yakıtlarının yanma hızlarını arttırdığı kanısına varılmıştır.

Yakıt numunelerinin kendiliğinden tutuşma (patlama) sıcaklıkları tespit edilmiştir. X1 temel içerikli yakıt numunesinin kendiliğinden tutuşma sıcaklığı 162°C, X1-A ve X1-B yakıtlarının 160°C ve % 6 Al ilaveli X1-C numune yakıtın ise 161°C'de tutuştuğu tespit edilmiştir. X2 temel içerikli yakıt numunesinde kendiliğinden tutuşma (patlama) sıcaklığı 159°C, X2 yakıt içeriğine % 2 Al ilaveli X2-A yakıt numunesinin kendiliğinden tutuşma sıcaklığı 170.50°C, % 2 MgB ilaveli X2-B yakıt tutuşma sıcaklığı 172°C ve % 2 B₄C ilaveli X2-C yakıt numunesi tutuşma sıcaklığı 158.90°C olarak tespit edilmiştir.

Katı yakıt numunelerinin SEM görüntüleri incelenmiştir. SEM görüntüleme işlemi daha çok yakıt numune imalatı sonrası oluşan boşluklar ve çatlaklar için incelemiştir. Yakıt numunelerinin farklı büyütülmüş SEM görüntülerinde reaksiyon nedeniyle metalik ilaveli yakıtlarda imalat sonrasında boşlukların daha büyük olduğu tespit edilmiştir. Üretilen yakıt numuneleri çift bazlı homojen yakıt olduklarından SEM görüntüleme ile ilave maddelerin katı yakıt numuneleri içerisinde dağılımı net görüntülenememiştir. Daha çok yakıt numuneleri SEM görüntülerinden mikro boşluk ve çatlaklar incelenmiştir.

Numune yakıtların, ısı iletkenlik katsayısı tespitinde yakıtların ölçüm esnasında patlama riski oluşturması açısından düşük sıcaklık (20-60°C) aralığında ölçümler yapılmıştır.

Farklı sıcaklık şartlarında numune yakıtların ısı iletkenlik durumları araştırılmıştır. X1 ve X1-B yakıt numunelerinin 20°C ile 40°C aralığında ısı iletkenliğinin arttığı, 40°C ile 60°C aralığında ısı iletkenlik katsayısının azalan eğilimde olduğu ölçülmüştür. 40°C ile 60°C sıcaklıkları aralığında ısı iletkenlik katsayısı değerinin azalma eğilimi göstermesi bu yakıt numunelerinde imalat esnasında oluşan mikro boşlukların etkisinden veya X1 içeriğinde bulunan herhangi maddeden kaynaklanabileceği kanısına varılmıştır. X2 esaslı katı yakıt numunelerinde ise ısı iletkenliğinin 20°C-60°C ölçüm aralığında sıcaklık arttıkça ısı iletkenlik katsayısında azalma olduğu tespit edilmiştir. Isı iletkenlik katsayısı deneysel ölçüm değerleri, tüm numune yakıtlar için literatür araştırmalarında belirtilen katı roket yakıtları için uygun ısı iletkenlik katsayısı değer aralıkları içerisinde olduğu ölçüm sonuçlarından

anlaşılmıştır. Numune katı yakıtların ısı iletkenlik katsayılarının tespiti için yapılan ölçümlerin güvenilirliği bakımından ısı iletkenlik ölçüm belirsizliğine ait X1-A yakıtının 20°C’de dört kez tekrarlanan ölçüm sonucuna göre örnek bir ölçüm belirsizliği hesaplanmıştır.

Üretimleri yapılan yakıt numunelerinin mekanik davranışlarının belirlenmesi ileri teknoloji katı roket yakıtı çekme test cihazı kullanılarak yapılmıştır. “ASTM D638-03 Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics” standardı doğrultusunda -54°C, 24°C ve 74°C sıcaklıklarda 5 mm/d, 50 mm/d ve 500 mm/d çekme hızlarında mekanik davranış belirleme testi her bir yakıt numunesi için yapılmıştır. Standartlar doğrultusunda belirtilen sıcaklık ve hızlarda yedi yakıt numunesi için 63 farklı çekme testi yapılmıştır. Mekanik davranış testi yapılan tüm yakıt numunelerinin literatür araştırmalarında belirtilen değer aralıklarında mekanik davranış gösterdiği, test sonuçlarından belirlenmiştir. Yakıt numunelerinin mekanik davranış ölçüm sonuçlarına ait veriler araştırma bulguları ve tartışma kısmında grafikler halinde ve EK 1 kısmında çizelgeler halinde ayrıntılı olarak verilmiştir. Yapılan mekanik davranış testleri neticesinde Al ilavesinin yakıt numunelerinde elastikliği azalttığı ve Al ilaveli numunelerin daha az uzama davranışı gösterdiği tespit edilmiştir. Çekme testleri katı roket yakıtlarında kritik değerlendirme konularından biridir. Yakıtın raf ömrü ve roket motorunun çalışma esnasında yakıtta oluşabilecek çatlaklar roketi infilak ettirmesi tehlikesi nedeniyle yakıtın mekanik özelliklerinin doğru bilinmesini gerektirmektedir.

SAN-TEZ kapsamında yapılan bu tez çalışması esnasında yapılması öngörülen katı roket yakıtı üretimi için tasarım ve imalatı planlanan Sulu Karıştırma Makinesi, Vakumlu Ekstrüzyon Presi Makinesi ve 20 adet roket test moru imal edilmiştir. Bu makineler ve roket test motorları ile ilgili çalışmalar EK 2 ve EK 3’de verilmiştir.

Çift bazlı (DB) yakıt temelli, yüksek enerjili metalik ilaveli yakıt üretimi için üretim prosesinde su ortamında yapılan içerik karıştırmanın yerine, metal esaslı ilavelerin reaksiyon göstermeyebileceği etil alkol gibi ortamlarda karıştırılması daha uygun olabilir.

Metal olmayan HMX ve RDX gibi nitramin bazlı yüksek enerjili maddeler çift bazlı yakıt içeriklerine ilave edilerek dumansız yakıt üretilebilir.

Yüksek enerjili metal esaslı bor, Mg ve Al gibi maddeler ile metal esaslı olmayan yüksek enerjili HMX, RDX ve CL-20 maddelerinin aynı içerikte kullanılması ile yüksek enerjili yeni katı roket yakıtları geliştirilebilir.

Katı roket yakıtlarına ilave edilecek yüksek enerji maddelerin (Bor, Al, Mg ve benzeri) nano boyutta ve küresel yapıda kullanılması önemli performans etkisi sağlayabilecektir.

KAYNAKLAR

- [1] Ward, T.A., Eerospace Propultion Systems. W345 John Wiley & Sons (Asia) Pte Ltd, Singapore, 2010.
- [2] Akçil, M., Alüminyum İlavesinin Çift Esaslı Roket Katı Yakıt Performansına Etkilerinin İncelenmesi. Doktora Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 1996.
- [3] Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements. Seventh Edition ISBN 978-0-471-08024-5 USA, 2010.
- [4] Thakre, P., Yang, V., Solid Propellants. CD-adpaco Ltd, Melville, NY, USA School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, USA,2010.
- [5] Agrawal, J. P., High Energy Materials. Propellants, Explosives and Pyrotechnics WILEY-VCH Verlag GmbH & Co. KgaA. Weinheim, 2010.
- [6] 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) p. 26–32,2007.
- [7] Meda, L., G, Marra, L., Galfetti, F., Severini, De Luca, L. Nano-aluminum as energetic material for rocket propellants. Materials Science and Engineering C27.2007, p. 1393–1396, 2007.
- [8] Jayaraman, K., Anand, K.V., Chakravarthy, S.R., Sarathi, R. Effect of nano-aluminium in plateau-burning and catalyzed composite solid propellant combustion. Combustion and Flame 156. 2009, p.1662–1673, 2009.
- [9] Xiong-Gang, Wu., Qi-LongYann., XinGuo., Xiao-FeiQi., Xiao-JiangLi., Ke-QiangWang. 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, 2011.
- [10] Popenko, E. M., Gromov, A. A., Shamina, Yu. Yu., Il'in, A. P., Sergienko, A. V., and Popok, N. I. Effect of the Addition of Ultrafine Aluminum Powder on the Rheological Properties and Burning Rate of Energetic Condensed Systems. Combustion, Explosion, and Shock Waves, Vol. 43, No. 1, 46–50, 2007.
- [11] Özüpek, Ş., Constituti ve Equation For Solid Propellant. Doctoral Thesis, The University Of Texas At Austin, USA, 1997.

- [12] Shekhar, H., Effect of Temperature on Mechanical Properties of Solid Rocket Propellants. *Defence Science Journal*, Vol. 61, No. 6, November 2011, pp. 529-533, 2011.
- [13] Shekhar, H., Studies on Stress-Strain Curves of Aged Composite Solid Rocket Propellants. *Defence Science Journal*, Vol. 62, No. 2, March 2012, pp. 90-94, 2012.
- [14] Shusser, M., Chen, N, S., Culick, F.E.C., Effect of variable thermal properties of the solid phase on composite solid propellant combustion. *Acta Astronautica* 58 (2006) 617-621, USA, 2006
- [15] Luman, J, R., Wehrman, B., Kuo, K, K., Yetter, R, A., Masoud, N, M., Manning, T,G., Harris, L, E., Bruck, H.A., Development and characterization of high performance solid propellants containing nano-sized energetic ingredients. *Proceedings of the Combustion Institute* 31 (2007) 2089–2096, USA, 2007.
- [16] Bose, P., Pandey, K. M., Analysis of Anisotropy and Viscoelastic Properties of Composite Solid Propellant and its Suitability for Use in Solid Rocket Under Field Deployment, *International Review of Aerospace Engineering (I.RE.AS.E)*, Vol. 5, N. 5 ISSN 1973-7459 October 2012.
- [17] Zalewski, R., Wolszakiewicz, T., Analysis of Uniaxial Tensile Tests for Homogeneous Solid Propellants under Various Loading Conditions, *Central European Journal of Energetic Materials*, 8(4), 223-231 ISSN 1733-7178, 2011.
- [18] Nair, U.R., Asthana, S.N., Subhananda Rao, A., Gandhe, B.R., Advances in High Energy Materials. *Defence Science Journal*, Vol. 60, No. 2, pp. 137-151, March 2010.
- [19] İbiricu, M.M., Williams F.A., Influence of Externally Applied Thermal Radiation on the Burning Rates of Homogeneous Solid Propellants. *Combustion and Flame*, 24, pp. 185-198, 1975.
- [20] Hasegawa, K., Hori, K., Novel Burning Rate Measurement Technique for Solid Propellant by Means of Ultrasonics. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 46, No. 2, pp. 188–195, 2010.
- [21] Zhang, J., Jackson, T.L., A model for erosive burning of homogeneous propellants. *Combustion and Flame* 157, pp. 397–407, 2010 ,USA 2010.
- [22] Açıık, S., Internal Ballistic Design Optimization of A Solid Rocket Motor. *Yüksek Lisans Tezi. Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara*, 2010.

- [23] Anonim, Farklı yakıtlarla çalışan roketlerin itki sistemlerinin oluşturduğu özgül itki ve itki değer aralıkları, NASA, http://dawn.jpl.nasa.gov/mission/ion_prop.asp (Erişim tarihi: 10.07.2013)
- [24] Anonim, Katı yakıtla çalışan roket motoru, çalışma prensibinin şematik görünüşü <http://www.sciencelearn.org.nz/Contexts/Rockets/Sci-Media/Images/Solid-rocket-engine> (Erişim tarihi: 21.07.2013)
- [25] Anonim, Hibrit yakıtla çalışan roket motoru, çalışma prensibinin şematik görünüşü <http://www.sciencelearn.org.nz/Contexts/Rockets/Sci-Media/Images/Hybrid-rocket-engine> (Erişim tarihi: 18.08.2013)
- [26] Kubato, N., Propellant And Explosives. Germany 2002.
- [27] Anonim, nozul http://en.wikipedia.org/wiki/File:Nozzle_de_Laval_diagram.svg (Erişim tarihi: 16.05.2013)
- [28] Mattingly, J.D., Element of Propulsion: Gas Turbines and Rockets. 161-227. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA Education Series), 2006.
- [29] İnger, E., Roket ve Füze Mühendisliği. 10-120. Palme Yayıncılık. Ankara, 2010.
- [30] Yıldırım, C., Analysis of Grain Burnback and Internal Flow In Solid Propellant Rocket Motors In 3-Dimensions. Doktora Tezi. Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, 2007.
- [31] Bazer, E., İtki Vektörü Kontrol Analizi. Yüksek Lisans Tezi. Kırıkkale Üniversitesi, Kırıkkale, 2006.
- [32] Anonim, Aerospace Web Organisation, Missile and Rocket Control Systems <http://www.aerospaceweb.org/question/weapons/q0158.shtml> (Erişim tarihi: 26.08.2013)
- [33] Anonim, NASA National Aeronautics and Space Administration <http://exploration.grc.nasa.gov/education/rocket/rktcock.html> (Erişim tarihi: 01.09.2013)
- [34] Anonim, NASA National Aeronautics and Space Administration Example Of Controls <http://exploration.grc.nasa.gov/education/rocket/rktcock.html> (Erişim tarihi: 04.09.2013)

- [35] 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, 302–309, 2009.
- [36] Dreizin, E. L., 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, 2008.
- [37] Ernst-Christian K., Thomas M. K., Boron-Based High Explosives. *Propellants Explos. Pyrotech.* Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, Weinheim, 37, 335 – 344, 2012.
- [38] Erdem, E., Öztürk, S., Bor' un Roket Yakıtlarında Kullanımı. *Savunma Sanayiinde Bor Kullanımı Çalıştayı* 14 Haziran, Ankara, 2011.
- [39] Anonim, Magnesium-Boron Composites Developed as a New Fuel for Propulsion and Combustion <http://www.afsbirsttr.com/Publications/Documents/Innovation-050610-MACHI-OSD05-T001.pdf> (Erişim tarihi: 26.08.2013)
- [40] Luman, J.R., Wehrman, B., Kuo, K.K., Yetter, R.A., Masoud, N.M., Manning, T.G., Harris, L.E., Bruck, H.A., Development and characterization of high performance solid propellants containing nano-sized energetic ingredients. *Proceedings of the Combustion Institute* 31 USA . 2089–2096, 2007.
- [41] Çelik, V., Erozi Yanmanın Katı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motoru Performansına Etkisini İncelenmesi, Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 1989.
- [42] Shekhar, H., Effect of Temperature on Mechanical Properties of Solid Rocket Propellants. *Defence Science Journal*, Vol. 61, No. 6, November 2011, 529-533, 2011.
- [43] Ho, S.Y., Viscoelastic response of solid rocket motor components for service life assessment. *Journal Of Materials Science* 32 (1997), 5155-5161, 1997.
- [44] Kalaycıoğlu, B., Ekstrüzyon İşlemiyle Katı Roket Yakıtı Şekillendirmesinin Bilgisayarla Modellenmesi. Yüksek Lisans. Kırıkkale Üniversitesi. Kırıkkale, 2005.
- [45] Anonim, Gerilme, şekil değişimi ve zaman ilişkileri http://kisi.deu.edu.tr/kamile.tosun/7_Reoloji-web.pdf (Erişim tarihi: 15.09.2013)
- [46] Anonim, Polimerlerin Mekanik, Elektriksel, Isıl, Optik ve Kimyasal Özellikleri

<http://malzemebilimi.net/dersnotlari/Polimer%20Malzemeler/Polimer+Malzemeler-VIII.pdf> (Erişim tarihi: 10.09.2013)

- [47] Kalaycıoğlu, B., Dirikolu , M. H., Veli, Ç., An elasto-viscoplastic analysis of direct extrusion of a double base solid propellant. *Advances in Engineering Software* 41 (2010) 1110–1114, 2010.
- [48] Anonim, Sıcaklığın malzeme davranışına etkileri (Sürünme elastiklik, süper elastiklik)[http://www2.aku.edu.tr/~hitit/DESSLER/GUZ/MEKANIK%20OZELLIKLER/SURUNME%20\[9\].pdf](http://www2.aku.edu.tr/~hitit/DESSLER/GUZ/MEKANIK%20OZELLIKLER/SURUNME%20[9].pdf) (Erişim tarihi: 15.09.2013)
- [49] Nakka, R., Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site. <http://www.nakka-rocketry.net/burnrate.html> (Erişim tarihi: 10.09.2013)
- [50] 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*
- [51] Fry, R. S., *Solid Propellant Subscale Burning Rate Analysis Methods For U.S. and Selected Nato Facilities. Chemical Propulsion Information Agency USA, 2002.*
- [52] Yaman, H., Akçil, M., Çelik, V., *Metalik Katkıların Katı Yakıt Performansına Etkilerinin Araştırılması. 11.Uluslararası Yanma Sempozyumu, Saraybosna, BOSNA HERSEK 2010.*
- [53] Sung-Jin Song., Hak-Joon Kim., Sun-Feel Ko., Hyun-Taek Oh., In-Chul Kim., Ji-Chang Yoo., and Jung Yong Jung., *Measurement of solid propellant burning rates by analysis of ultrasonic full waveforms. Journal of Mechanical Science and Technology* 23 (2009), 1112-1117, 2009.
- [54] Anonim, Isı İletim Katsayısının Belirlenmesi Deneyi, <http://makina.ktu.edu.tr/dosyalar/lisans/laboratuvarfoyleri/lab2.pdf>. (Erişim tarihi: 26.08.2013).
- [55] William, R. A., Nancy E. M., John A. V., *Dark zones of solid propellant flames: Critically assessed datasets, quantitative model comparison, and detailed chemical analysis* *Combustion and Flame. USA, 158 (2011) 1228–1244, 2011.*
- [56] Incropera, F.P., Dewitt, D.P., *Fundamentals of Heat and Mass Transfer. John Wiley & Sons. New York, 1996.*
- [57] Akçay, M., *Balistik. Kazmaz Matbaacılık, Ankara, 2010.*
- [58] Anonim, Isı İletim Katsayısının Belirlenmesi Deneyi, <http://mf.omu.edu.tr/malzeme/files/2012/02/ISI-%C4%B0LET%C4%B0M-KATSAYISI.pdf> (Erişim tarihi: 27.08.2013)

- [59] Çalın, R., Magnezya Parçacık Takviyeli Al Matrisli Kompozitin Vakum İnfiltrasyon Yöntemi İle Üretilmesi Ve Özelliklerinin İncelenmesi. Doktora Tezi. Gazi Üniversitesi, Ankara, 2006.
- [60] Ateş, S., Sic Takviyeli Etial 21 Esaslı Kompozit Malzemelerin Basınçlı İnfiltrasyon Yöntemi İle Üretimi Ve Özelliklerinin İncelenmesi. Doktora Tezi. Kırıkkale Üniversitesi, Kırıkkale, 2006.
- [61] Cerit, M.A., Makine Mühendisliği El Kitabı. TMMB Makine Mühendisleri Odası, Yayın No: 100, Cilt 1, Ankara, 1976.
- [62] Kayıkcı, R., Aktaş, G., Çekme Deney Föyü. Sakarya Üniversitesi Teknoloji Fakültesi Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Bölümü. https://dosya.sakarya.edu.tr/Dokumanlar/2013/302/741066565_cekme_deney_foyu.pdf (Erişim tarihi: 26.08.2013).
- [63] Beckstead, M. W., Puduppakkam, K., Thakre, P., Yang, V., Modeling of combustion and ignition of solid-propellant ingredients. Progress in Energy and Combustion Science 33,pp. 497–551, USA 2007.
- [64] Lesage, A., Bouquet, I.F., Sprik, R., Solid propellant grain geometry design, a model for the evolution of star shaped interfaces, Faculteit der Exacte Wetenschappen, Universiteit Van Amsterdam, August 9, 2010.
- [65] Safta, D., Vasilie, T., Ion, I., Regarding the perturbed operating process of DB propellant rocket motor at extreme initial grain temperatures INCAS BULLETIN, Volume 4, Issue 1/ 2012, pp. 77 – 92 ISSN 2066-8201, 2012.
- [66] Shekhar, H., Sahasrabudhe, A.D., Viscoelastic Modelling of Solid Rocket Propellants using Maxwell Fluid Model. Defence Science Journal, Vol. 60, No. 4, July, pp. 423-427, 2010.
- [67] Östlund, J., Flow Processes in Rocket Engine Nozzles With Focus on Flow Separation and Side-Loads. Technical Reports From Royal Institute of Technology Department of Mechanics S-100 44 Stockholm, 2002.
- [68] Lengellé, G., Duterque, J., Trubert, J.F., Combustion of Solid Propellants. Paper presented at the RTO/VKI Special Course on “Internal Aerodynamics in Solid Rocket Propulsion”, held in Rhode-Saint-Genève, Belgium, 27-31 May 2002.
- [69] Price, E. W., Sigman R.K., Combustion of Aluminized Solid Propellant. School of Solid Propellant Chemistry, Combustion, And Motor Interior Ballistics. Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 185, USA, 2010
- [70] Nair, U.R., Asthana, S.N., Subhananda R. A., Gandhe, B.R., Advances in High Energy Materials, Defence Science Journal, Vol. 60, No. 2, pp. 137-151, March 2010.

EKLER

EK 1: X1 Katı Yakıt Numunesi, Değişik Hız ve Sıcaklıklarda Mekanik Davranış Test Sonuç Çizelgeleri

EK 1.1. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi 24°C’de ve 5 mm/d’da yapılan mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yükte Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.48	3.91	130.31	9.58	5.37	9.14	9.27
2	3.46	4.00	134.79	9.74	5.43	9.42	10.27
3	3.48	3.88	132.51	9.84	6.06	9.46	10.60
Ort.	3.47	3.93	132.54	9.72	5.62	9.34	9.98

EK 1.2. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi -54°C ve 5 mm/d’da mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.43	4.21	165.22	11.44	1.66	11.44	1.66
2	3.51	4.14	156.78	10.79	1.48	10.79	1.48
3	3.45	4.24	199.08	13.61	1.58	13.61	1.84
Ort.	3.46	4.20	173.69	11.95	1.57	11.95	1.31

EK 1.3. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi 74°C ve 5 mm/d’da mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	9.35	4.02	349.38	9.30	6.26	9.04	6.60
2	9.23	3.96	366.80	10.04	8.78	9.89	9.02
3	9.23	3.96	369.40	10.11	7.98	9.99	8.31
Ort.	9.27	3.98	361.86	9.81	7.68	9.64	7.98

EK 1.4. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi 24°C ve 50 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.45	4.04	181.54	13.03	5.57	12.80	7.91
2	3.45	4.03	176.71	12.71	5.45	12.31	11.26
3	3.43	4.04	178.56	12.89	5.93	12.52	10.07
Ort.	3.44	4.04	178.94	12.87	5.72	12.55	9.75

EK 1.5. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi -54°C ve 50 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.47	4.29	218.43	14.67	1.02	14.67	1.02
2	3.45	4.22	155.16	10.66	2.04	10.66	2.04
3	3.44	4.22	164.90	11.36	1.36	11.36	1.36
Ort.	3.45	4.24	179.50	12.23	1.47	12.23	1.47

EK 1.6. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi 74°C ve 50 mm/d'da çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	9.188	4.03	496.10	13.41	7.93	13.39	8.08
2	9.23	3.97	494.72	13.50	7.67	13.48	7.97
3	9.10	3.91	514.75	14.47	9.08	14.47	9.08
Ort.	9.17	3.97	501.86	13.79	8.26	13.78	8.38

EK 1.7. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi mekanik 24°C ve 500 mm/d çekme hızı davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.45	4.07	240.19	17.11	6.54	16.81	9.87
2	3.44	4.05	243.20	17.46	6.60	17.36	8.03
3	3.51	3.91	237.29	17.29	6.79	17.14	11.08
Ort.	3.47	4.01	240.23	17.28	6.64	17.10	9.66

EK 1.8. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi -54°C ve 500 mm/d mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.37	5.80	100.02	5.12	2.61	5.12	5.12
2	3.42	5.63	272.66	14.16	2.25	14.16	14.16
3	3.48	5.81	93.52	4.63	2.61	4.63	4.63
Ort.	3.42	5.75	155.40	7.97	2.49	7.97	7.97

EK 1.9. X1 temel içerikli katı yakıt numunesi 74°C ve 500 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	9.14	3.95	659.24	18.26	6.46	18.26	6.46
2	9.10	3.92	685.77	19.21	7.59	19.21	7.59
3	9.15	4.04	664.53	17.98	6.02	17.98	6.02
Ort.	9.13	3.97	669.85	18.48	6.69	18.48	6.69

EK 2: X1 Temel Yakıt İçeriğine Ağırlıkça % Al İlaveliyle Üretilen Numune Yakıtların Mekanik Davranış Testi

EK 2.1. X1-A % 2 Al ilaveli katı yakıt numunesi, 24°C ve 5 mm/d çekme hızı % mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.36	5.80	159.40	8.18	5.34	7.01	5.92
2	3.38	5.87	159.98	8.06	4.87	6.82	5.32
3	3.37	5.84	160.83	8.17	4.73	7.67	4.87
Ort.	3.37	5.84	160.07	8.14	4.98	7.16	5.37

EK 2.2. X1-A temel içerikli katı yakıt numunesi ağırlıkça % 2 Al ilaveli yakıt numunesi -54°C ve 5 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.40	5.73	161.89	8.31	1.82	8.31	8.31
2	3.38	5.94	170.28	8.48	1.89	8.48	8.48
3	3.42	5.86	208.55	10.41	2.08	10.41	10.41
Ort.	3.40	5.84	180.24	9.07	1.93	9.07	9.07

EK 2.3. X1-A temel içerikli katı yakıt numunesi ağırlıkça % 2 Al ilaveli yakıt numunesi 74°C ve 5 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	9.27	5.68	397.10	7.54	6.52	8.31	7.73
2	9.07	5.58	429.49	8.39	4.41	8.48	8.14
3	9.10	5.56	188.53	3.73	4.35	10.41	2.94
Ort.	9.14	5.60	338.37	6.53	5.09	9.06	6.27

EK 2.4. X1-A temel içerikli katı yakıt numunesi ağırlıkça % 2 Al ilaveli 24°C ve 50 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.33	5.72	232.12	12.19	7.38	12.04	8.14
2	3.39	5.80	220.33	11.21	6.07	11.18	6.17
3	3.37	5.78	180.30	9.26	3.99	9.26	3.99
Ort.	3.36	5.77	210.92	10.88	5.81	10.82	6.10

EK 2.5. X1-A temel içerikli katı yakıt numunesi ağırlıkça % 2 Al ilaveli -54°C ve 50 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.42	5.80	163.86	8.26	1.36	8.26	1.46
2	3.45	5.85	128.93	6.39	1.37	6.39	1.37
3	3.46	5.77	175.90	8.81	1.68	8.81	1.68
Ort.	3.44	5.81	156.23	7.82	1.51	7.82	1.51

EK 2.6. X1-A temel içerikli katı yakıt numunesi ağırlıkça % 2 Al ilaveli 74°C ve 50 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	9.05	5.35	99.03	2.05	19.59	1.66	22.49
2	9.13	5.66	97.38	1.88	20.75	1.67	22.42
3	9.11	5.60	99.37	1.95	25.86	1.72	28.17
Ort.	9.10	5.54	98.59	1.96	22.07	1.68	24.36

EK 2.7. X1-A temel içerikli katı yakıt numunesi ağırlıkça % 2 Al ilaveli 24°C ve 500 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.41	5.66	297.86	15.43	4.89	15.43	4.89
2	3.38	5.85	226.68	11.46	3.72	11.46	3.72
3	3.38	5.83	229.88	11.67	3.80	11.67	3.80
Ort.	3.39	5.78	251.47	12.85	4.14	12.85	4.14

EK 2.8. X1-A katı yakıt numunesi -54°C ve 500 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	3.37	5.80	100.62	5.12	2.61	5.61	2.61
2	3.42	5.63	272.66	14.16	2.25	2.25	2.25
3	3.48	5.81	93.52	4.63	2.61	2.61	2.61
Ort.	3.42	5.75	155.40	7.97	2.49	2.49	2.49

EK 2.9. X1-A temel içerikli katı yakıt numunesi ağırlıkça % 2 Al ilaveli 74°C ve 500 mm/d çekme hızı mekanik davranış test değerleri

	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Max.Yük (N)	Max.Yük Çekme Gerilimi (MPa)	Maximum Yük Çekme Gerinimi (%)	Kopma Gerilmesi (Standart) (MPa)	Kopma Gerinimi (Standart) (%)
1	9.14	5.62	143.89	2.80	22.53	2.61	25.62
2	9.12	5.64	138.60	2.69	16.69	2.66	18.40
3	9.18	5.85	152.20	2.83	27.42	2.79	28.61
Ort.	9.15	5.70	144.90	2.78	22.31	2.70	28.61

EK 3:

SAN-TEZ 00386.STZ.2009-1 Kodlu Proje kapsamında AR-GE amaçlı katı roket yakıtı üretimi için iki farklı Sulu Yakıt Karıştırma Sistemi ve Vakumlu Ekstrüzyon Presi makinelerinin tasarım ve imalatları yapılmıştır. Ayrıca test amaçlı 20 adet statik test roket motor tasarımı ve imalatı yapılmıştır.

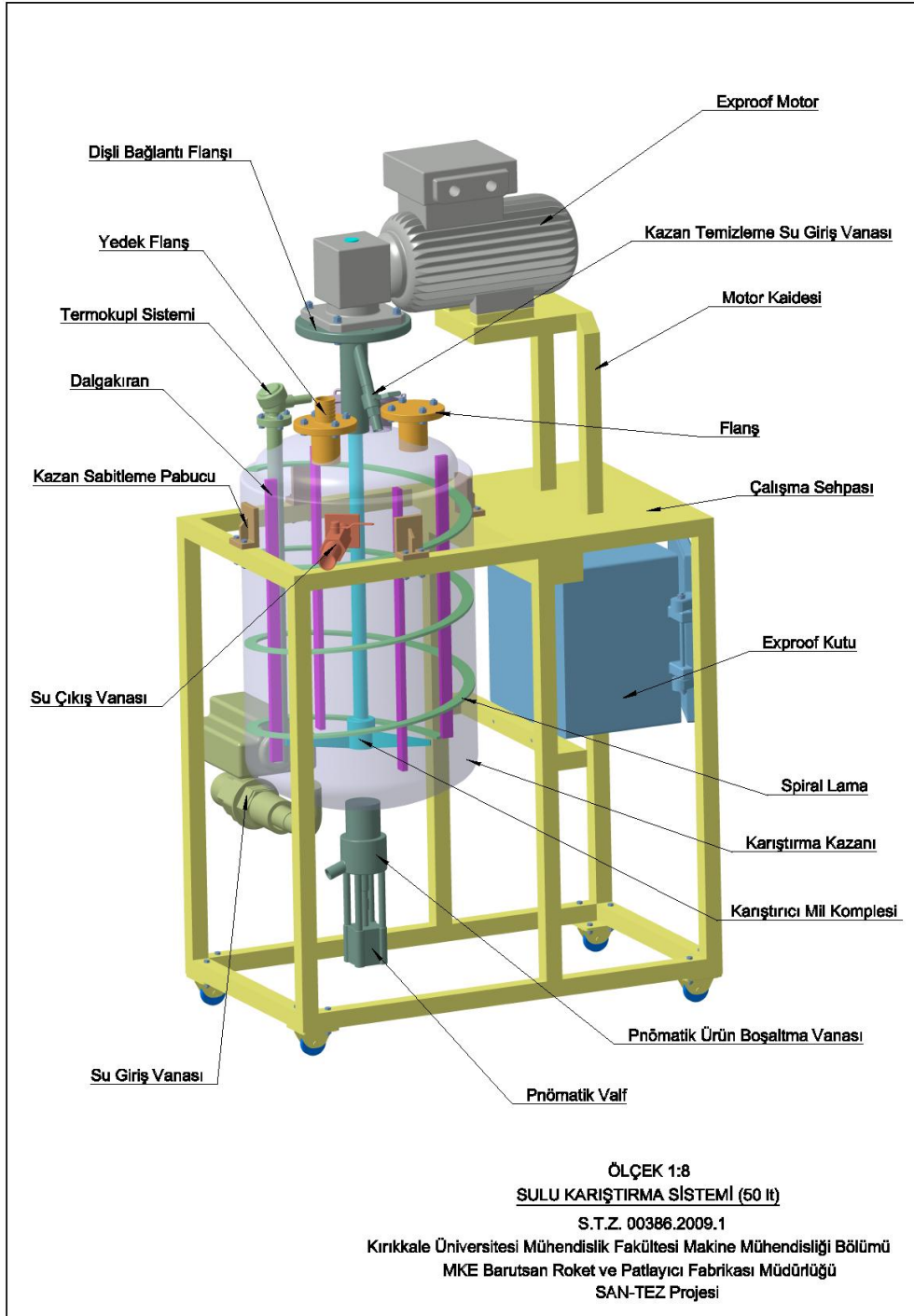
EK 3.1. Sulu Karıştırma Sistemi

Sulu Karıştırma Sistemi imalatı için gerekli literatür araştırması sonrasında gerekli temel hesaplamalar yapılmış ve sistem Catia V5 R21 tasarım programı kullanılarak katı model oluşturulmuştur. Daha sonra katı modeli oluşturulan sisteminin her parçası için imalat proje çıktıları oluşturulmuştur. Proje çıktıları doğrultusunda sistemin parça imalatları yapılmış ve sistem montajı yapılmıştır. Sulu karıştırma sistemine ait bazı tasarım çıktı resimleri ve sistemin fotoğrafı EK 3.1.3-EK 3.1.11 aralığında verilmiştir.

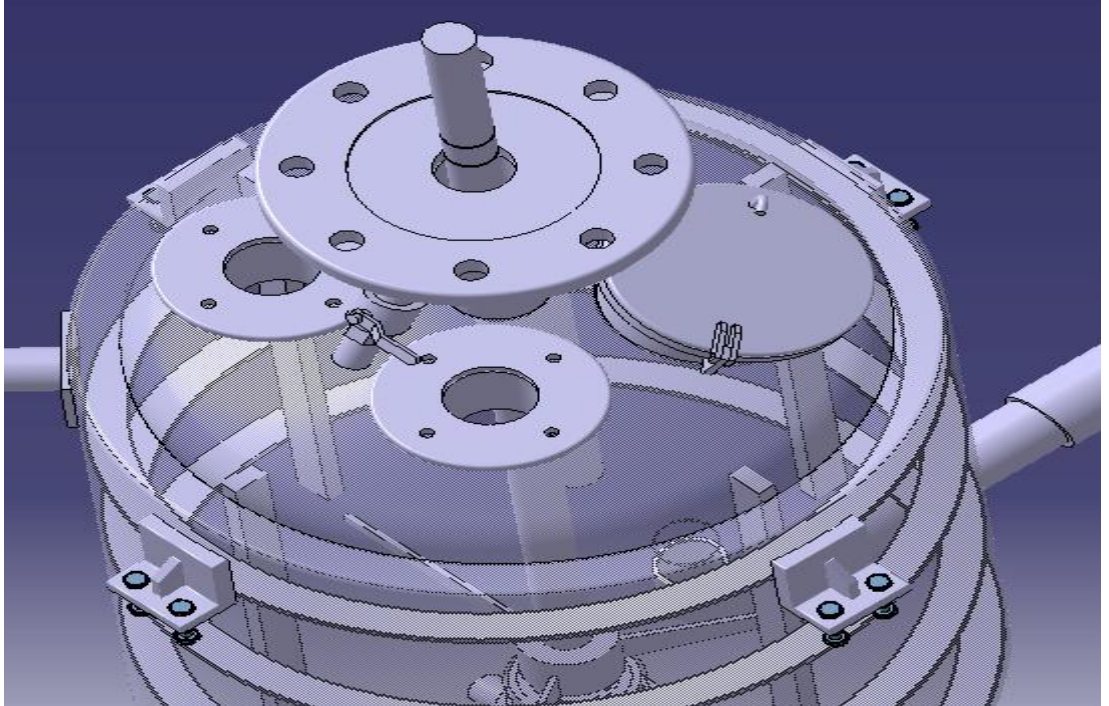
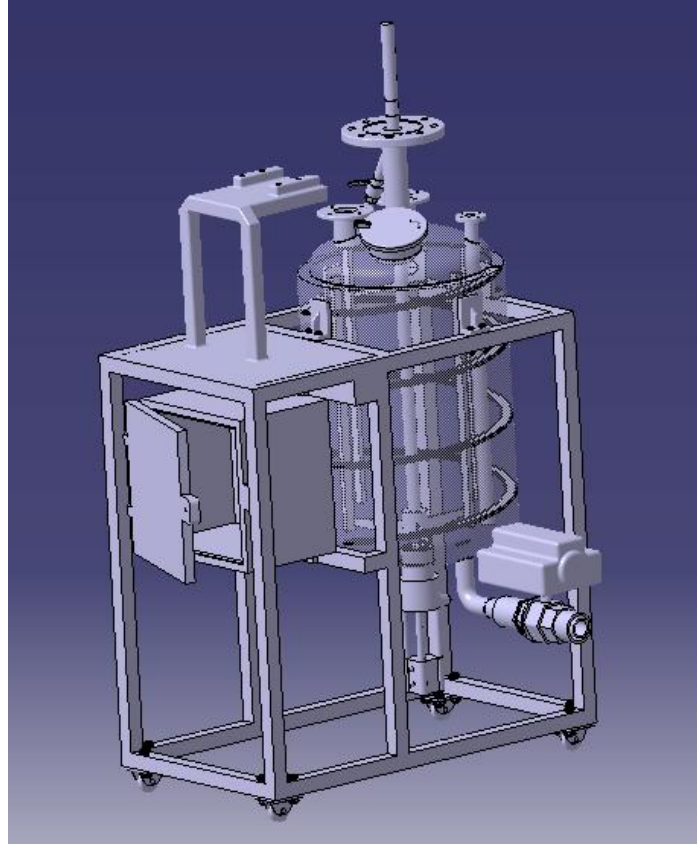
EK 3.1.2. Sulu Karıştırma Sistemi Teknik Özellikleri

- Tankın toplam iç hacmi serbest alan 50 litre olacak yapıda tasarlanmış ve imal edilmiştir. Karıştırma kapasitesi 5-30 litre aralığında tasarlanmıştır.
- Karıştırma hızı: Devir aralığı 10-150 devir/dakika aralığında değişken hızlarda otomatik kontrol edilebilir yapıda tasarlanmıştır.
- Tank içi sıcaklık 50-100°C aralığında termokupl ile sıcaklık algılanması neticesinde kontrol sisteminin desteği ile istenilen kazan içi çalışma sıcaklığı sağlanmaktadır. Kazan kısmı çift cidar içerisinden 40-100°C su ya da buhar geçirilebilir.
- Karıştırma kazanı emniyet açısından çalışma esnasında herhangi bir kıvılcım oluşturmayacak manyetik özellik göstermeyen A304 paslanmaz çelikten imal edilmiştir.
- Sistem kontrolü uzaktan kontrol edilebilir özellikte eksproof yapıda gerçekleştirilmiştir.

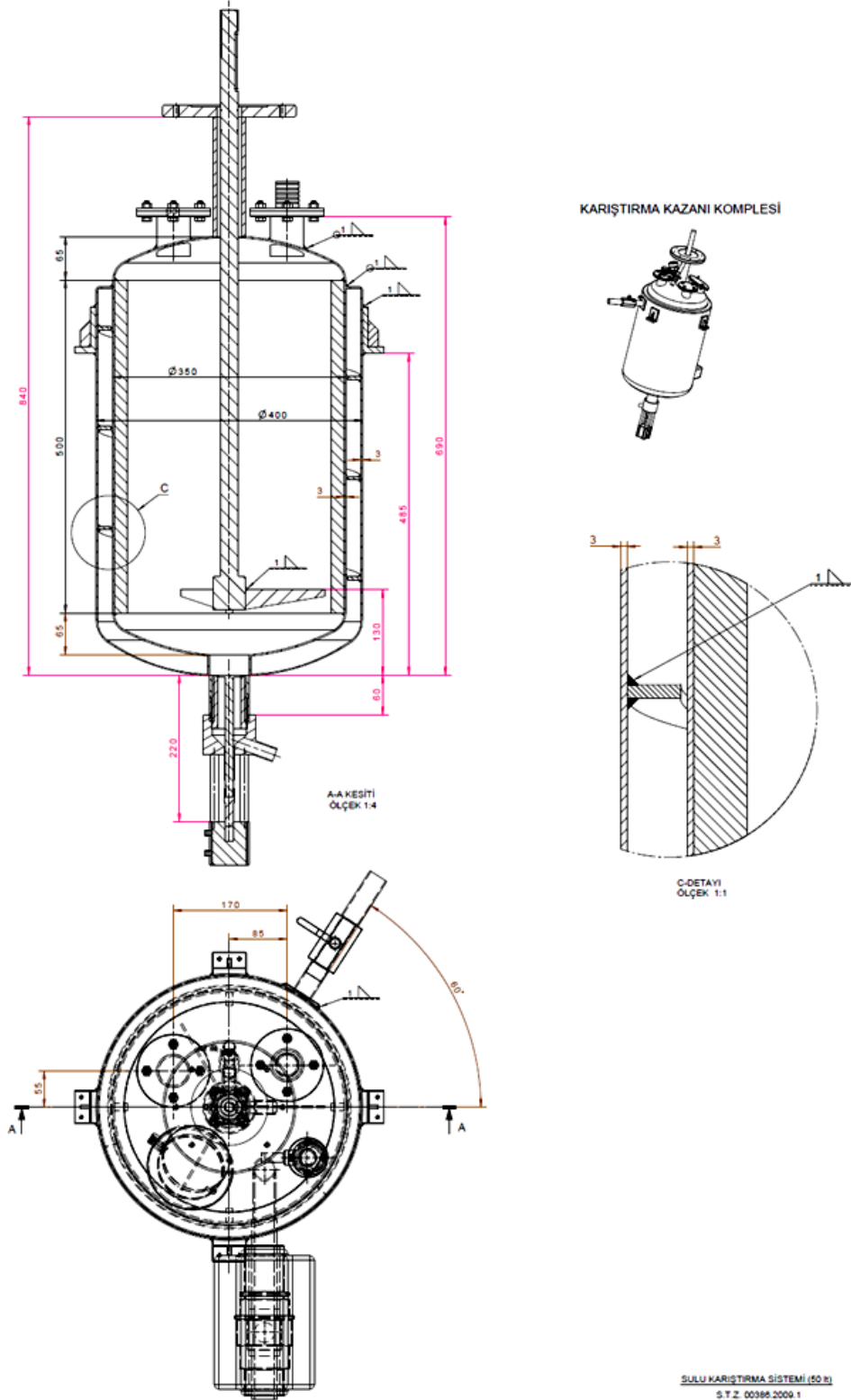
EK 3.1.3. Sulu Karıştırma Makinesi Katı Modeli



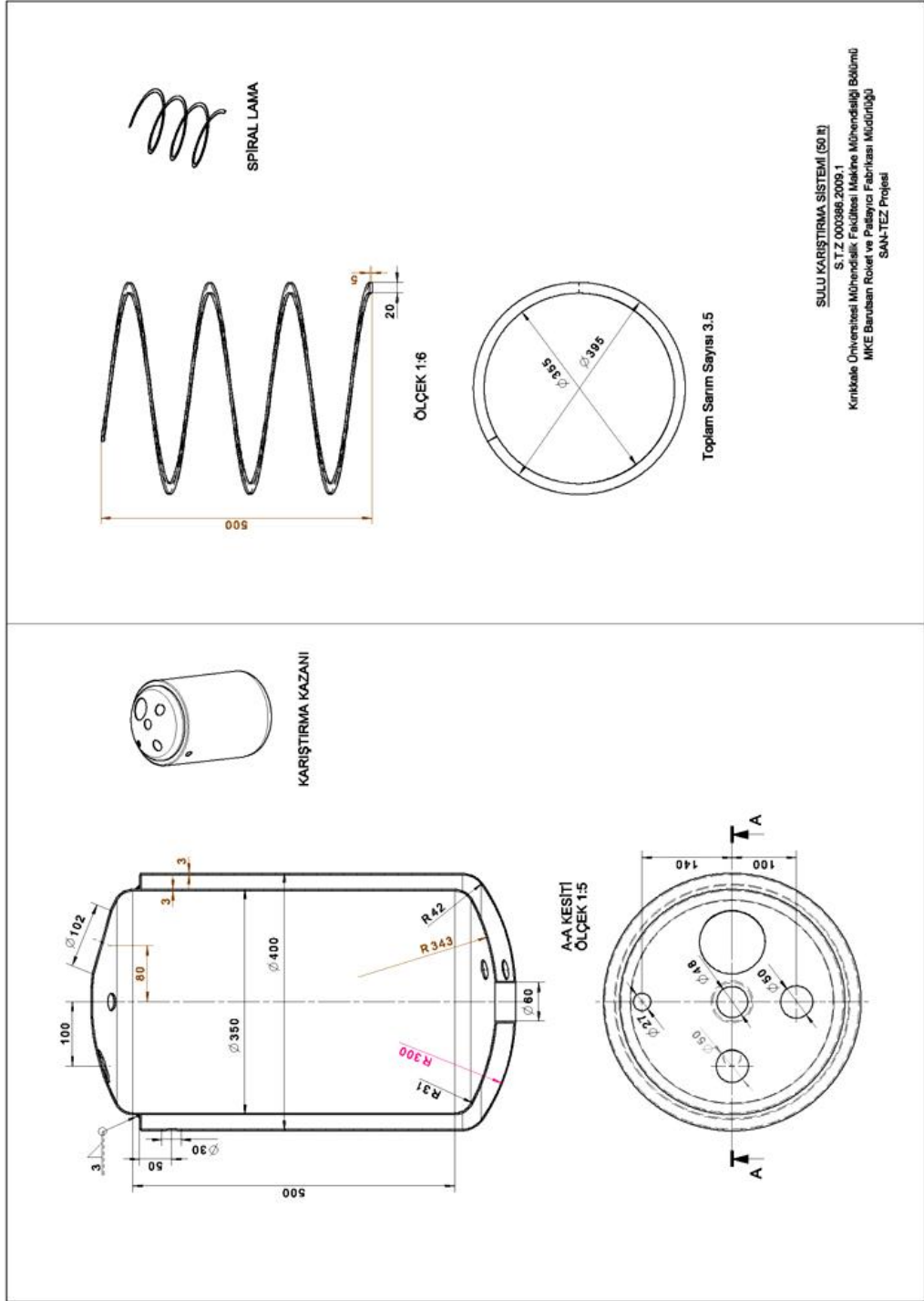
EK 3.1.4. Sulu Karıştırma Makinesi Katı Modeli Catia V5 Görüntüsü



EK 3.1.5. Karıştırma Kazanı İmalat Resmi



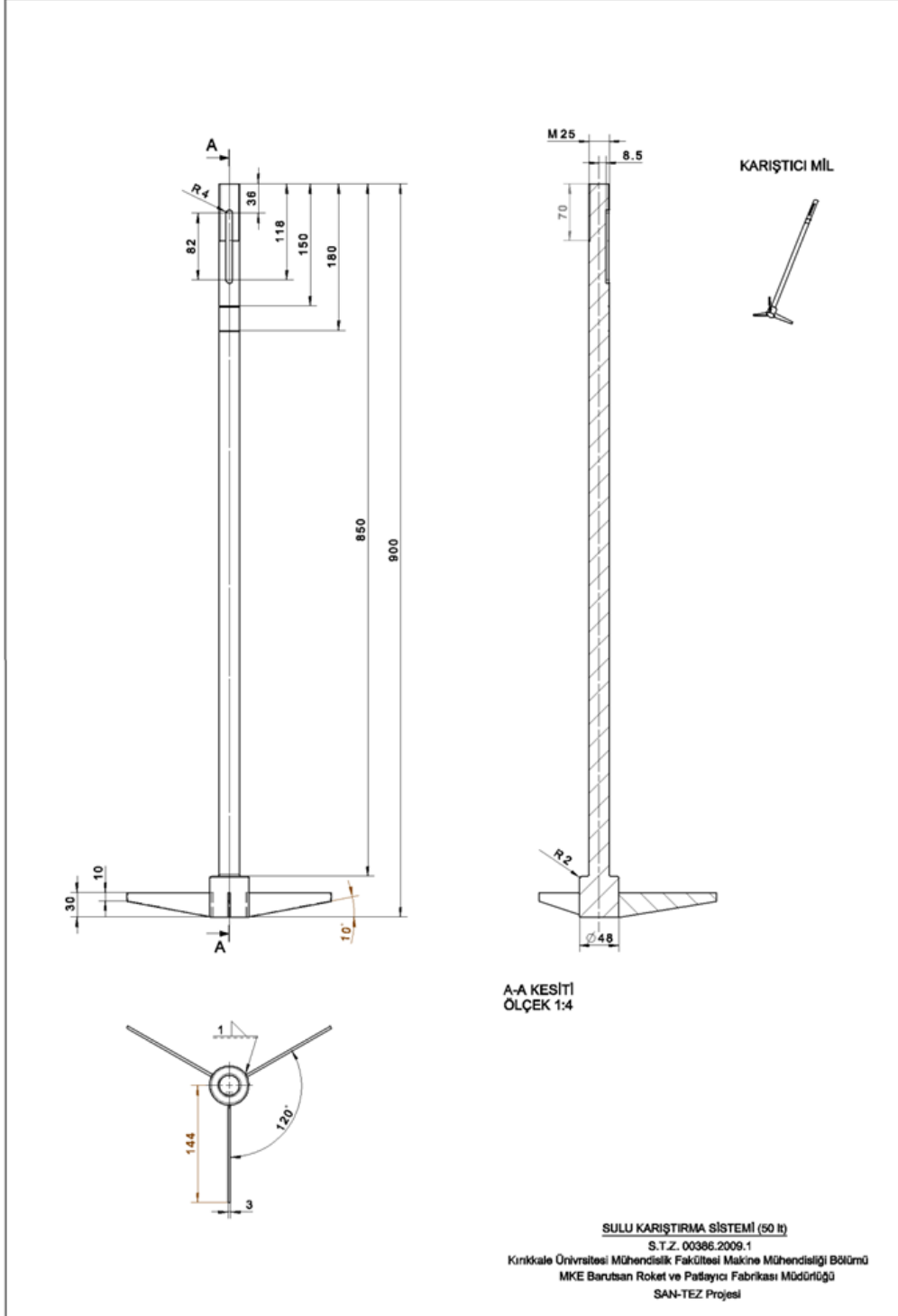
EK 3.1.6. Karıştırma Kazanı İmalat Resmi



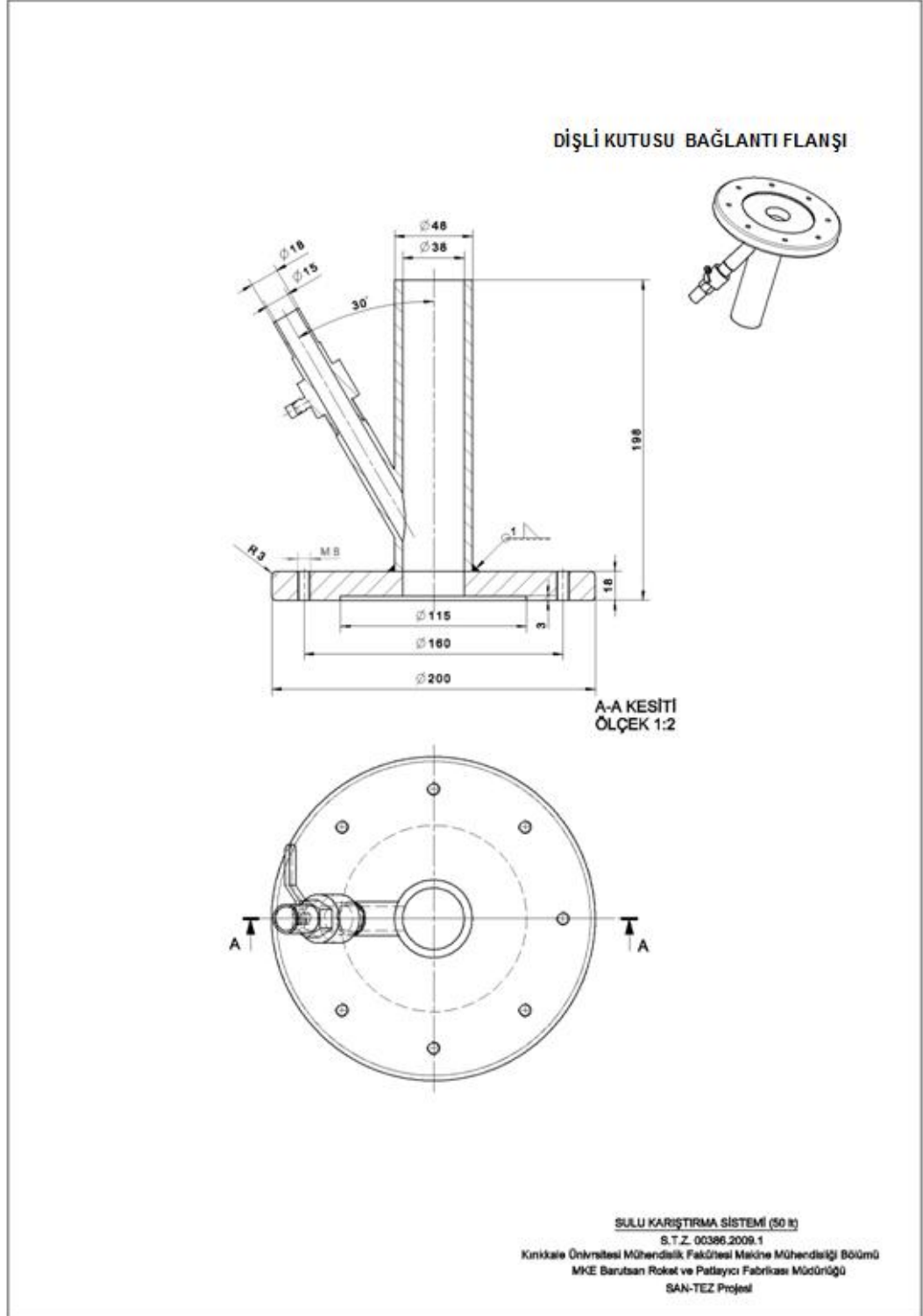
EK 3.1.7. Sulu Karıştırma Sistemi Parça İmalat Resmi Örnekleri

<p>BOŞALTIMA VALF SUPABI</p> <p>C-C KESİTİ ÖLÇEK 1:2</p>	<p>SUPAP KLAVUZU</p> <p>B-B KESİTİ ÖLÇEK 1:1</p>	<p>ÖRÜN BOŞALTIMA VANASI-1</p> <p>A-A KESİTİ ÖLÇEK 1:1</p>
<p>ALT VANA</p> <p>E-E KESİTİ ÖLÇEK 1:2</p>	<p>PNOMATİK ARA PARÇA</p> <p>D-D KESİTİ ÖLÇEK 1:1</p>	<p>SULLU KARIŞTIRMA SİSTEMİ (60 İ) S. T. 00366.0000.1 Kırıkkale Üniversitesi Makine Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü MKE Barutun Roket ve Patlayıcı Fabrikası Müdürlüğü SAN-TEZ Proje</p>

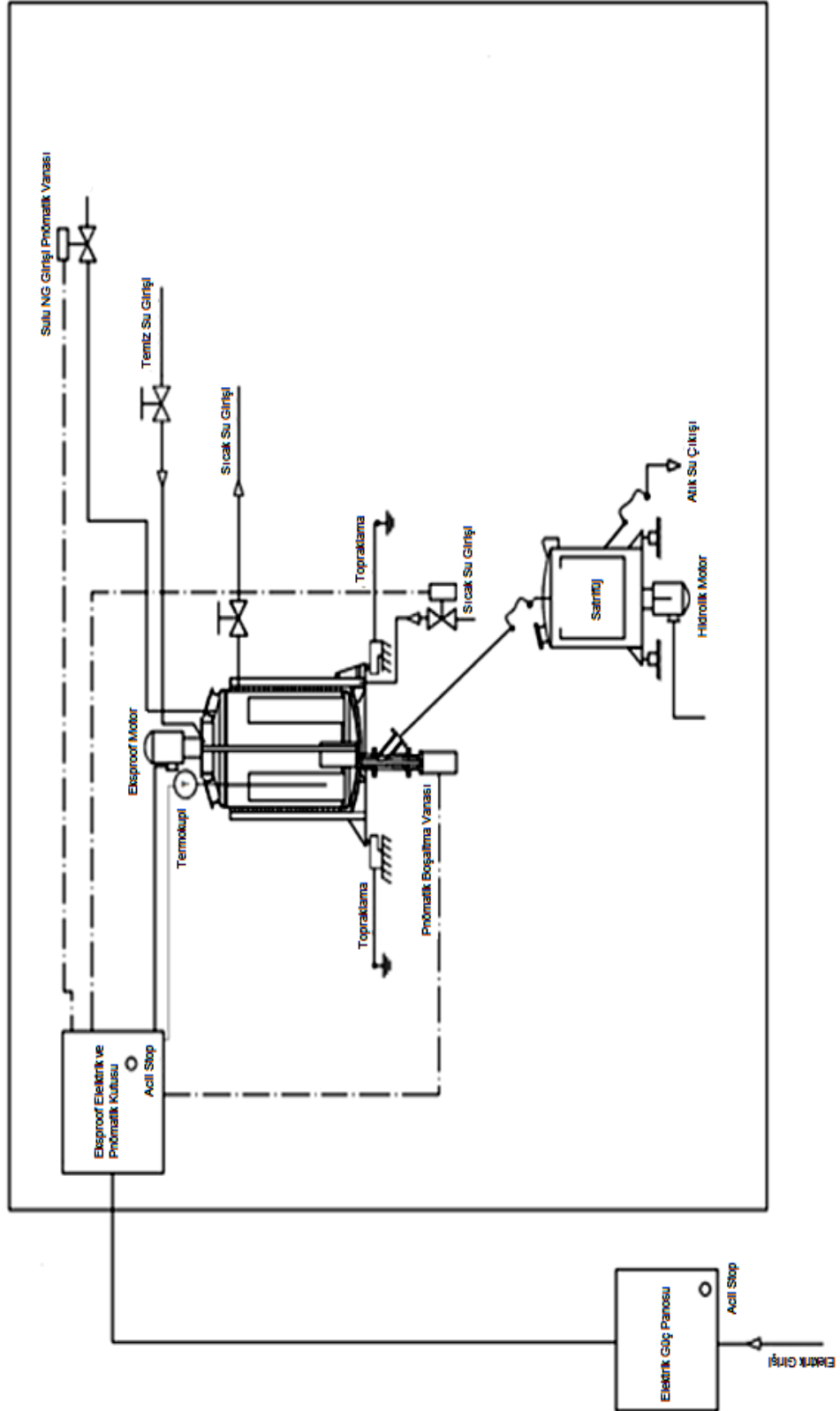
EK 3.1.8. Sulu Karıştırma Sistemi Parça İmalat Resmi Karıştırıcı Mil Çıktı Örneği



EK 3.1.9. Sulu Karıştırma Sistemi Dişli Kutusu Bağlantı Flanş İmalat Resmi Çıktısı



EK 3.1.10. Sulu Karıştırma Sistemi Tesisat Şeması



EK 3.1.11. Sulu Karıştırma Makinesi İmalat Sonrası Fotoğrafi



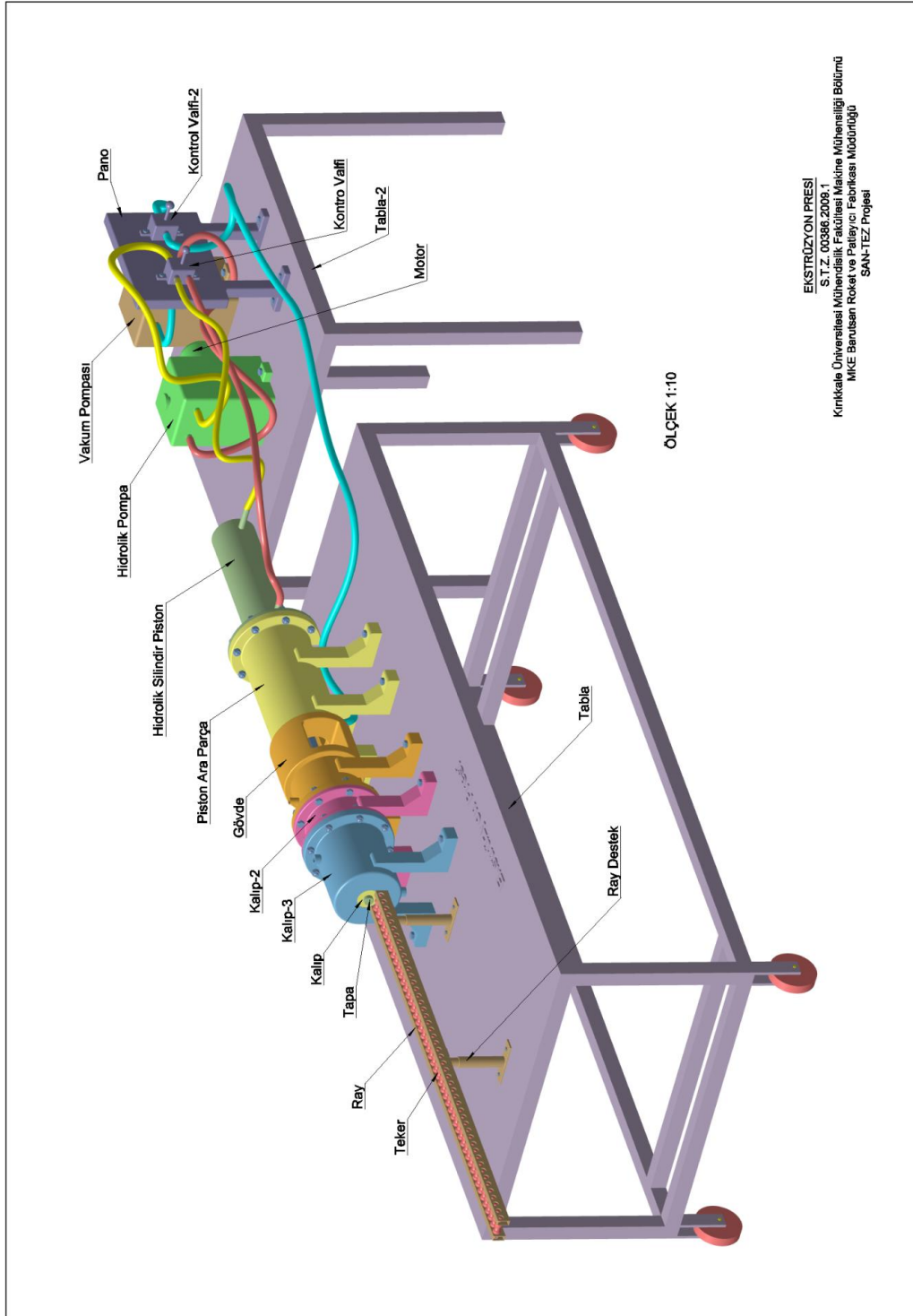
EK 3.2. Vakumlu Ekstrüzyon Presi:

Vakumlu Ekstrüzyon Presi imalatı için gerekli literatür araştırması sonrasında gerekli temel hesaplamalar yapılmış ve sistem Catia V5 R21 tasarım programı vasıtası ile katı modeli oluşturulmuştur. Daha sonra katı modeli oluşturulan sisteminin her parçası için imalat proje çıktıları oluşturulmuştur. Proje çıktıları doğrultusunda sistemin parça imatları yapılmış ve sistem montajı yapılmıştır. Vakumlu Ekstrüzyon Presine ait bazı tasarım çıktı resimleri ve sistemin gerçek fotoğrafı EK 3.2.2- EK 3.2.8 aralığında verilmiştir.

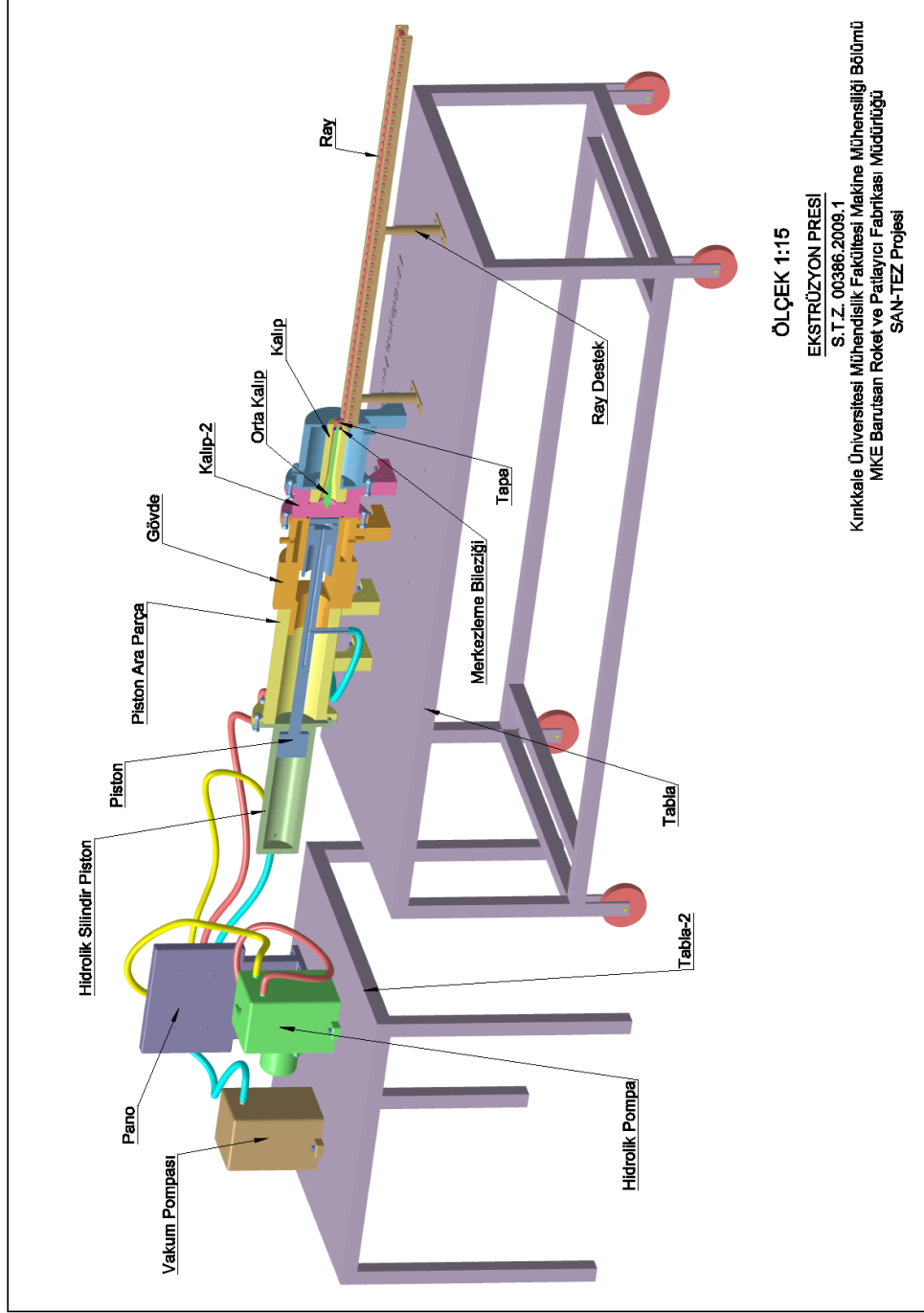
EK 3.2.1. Vakumlu Ekstrüzyon Presi Teknik Özellikleri

- Vakumlu Ekstrüzyon Presi maksimum 20000 kg kuvvet uygulama kapasitesinde hedeflenerek tasarlandı ve imal edildi.
- Hidrolik pompa 1500 devir/dakika'da, 200 kg/cm² sabit basınç altında 16.5 litre/dakika hidrolik pompalama kapasitesindedir.
- Piston ilerleme hızı 0-3 cm/sn aralığında istenilen hızda sabit hızda ilerleyecek yapıda tasarım ve imalatı gerçekleştirilmiştir.
- Yakıt üretim şartlarına göre piston ilerleme hızı artırılabilir veya azaltılabilir özellikte sistem makine üzerine ilave edildi.
- Piston kafası hazne içine girer-girmez vakum sistemi çalışacak şekilde tasarlanmıştır.
- Emilen hazne havası emniyet açısından alkollü vakum sisteminden geçirildikten sonra dışarı atılacak özellikte tasarlanmıştır.
- Sisteme montaj edilen vakum sistemi pres yakıt haznesinin vakumlama basıncı 10 mmHg indirilecek kapasitede ayarlandı.
- Kalıp sıcaklığı 43°C olacak özellikte kontrol edilebilir özellikte tasarlanmıştır.
- Hazne sıcaklığı 60°C'de sabit kalacak yapıda otomatik kontrol sistem desteğinde imalat ve montajı gerçekleştirilmiştir.

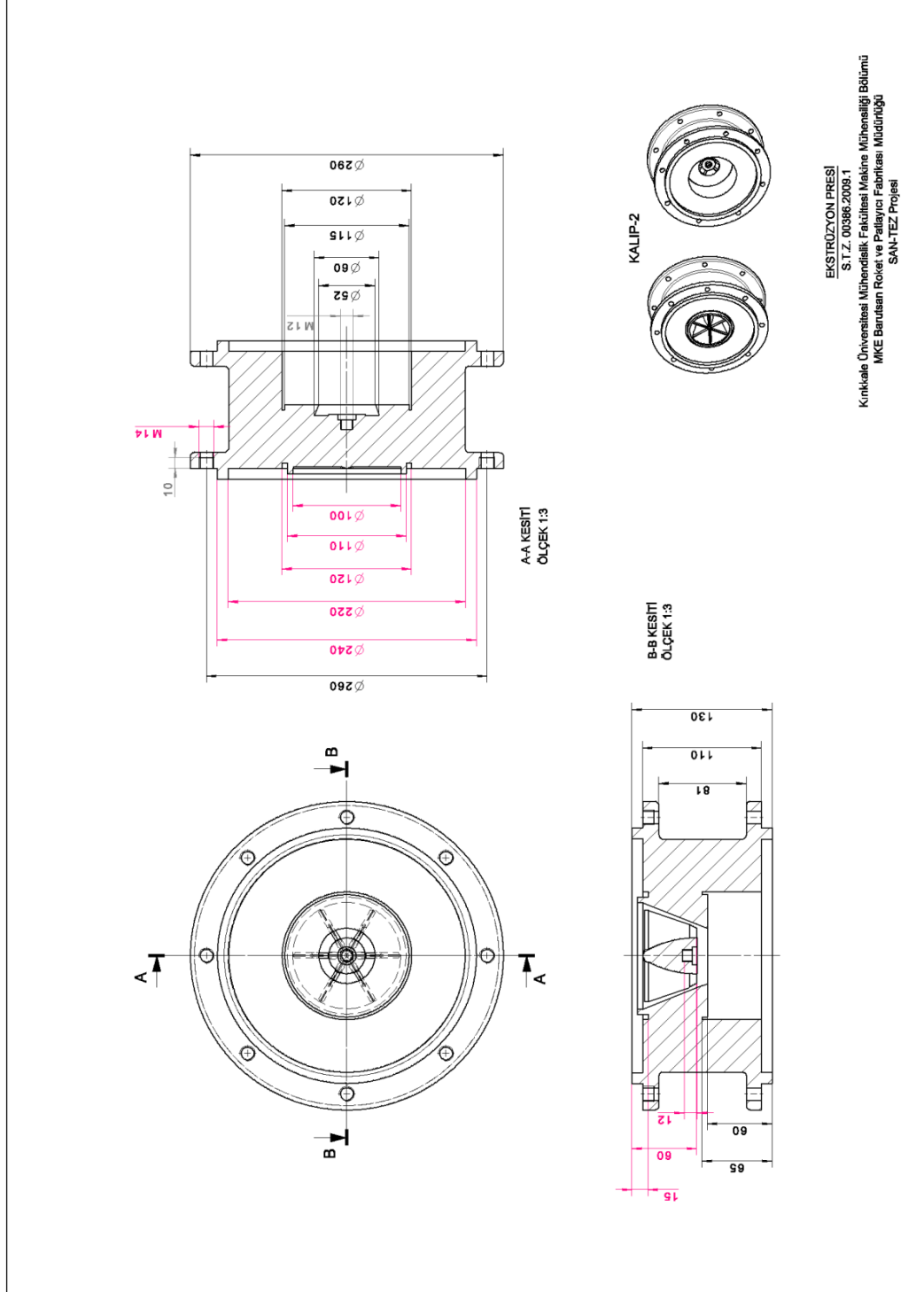
EK 3.2.2. Vakumlu Ekstrüzyon Pres Sistemi Katı Modeli



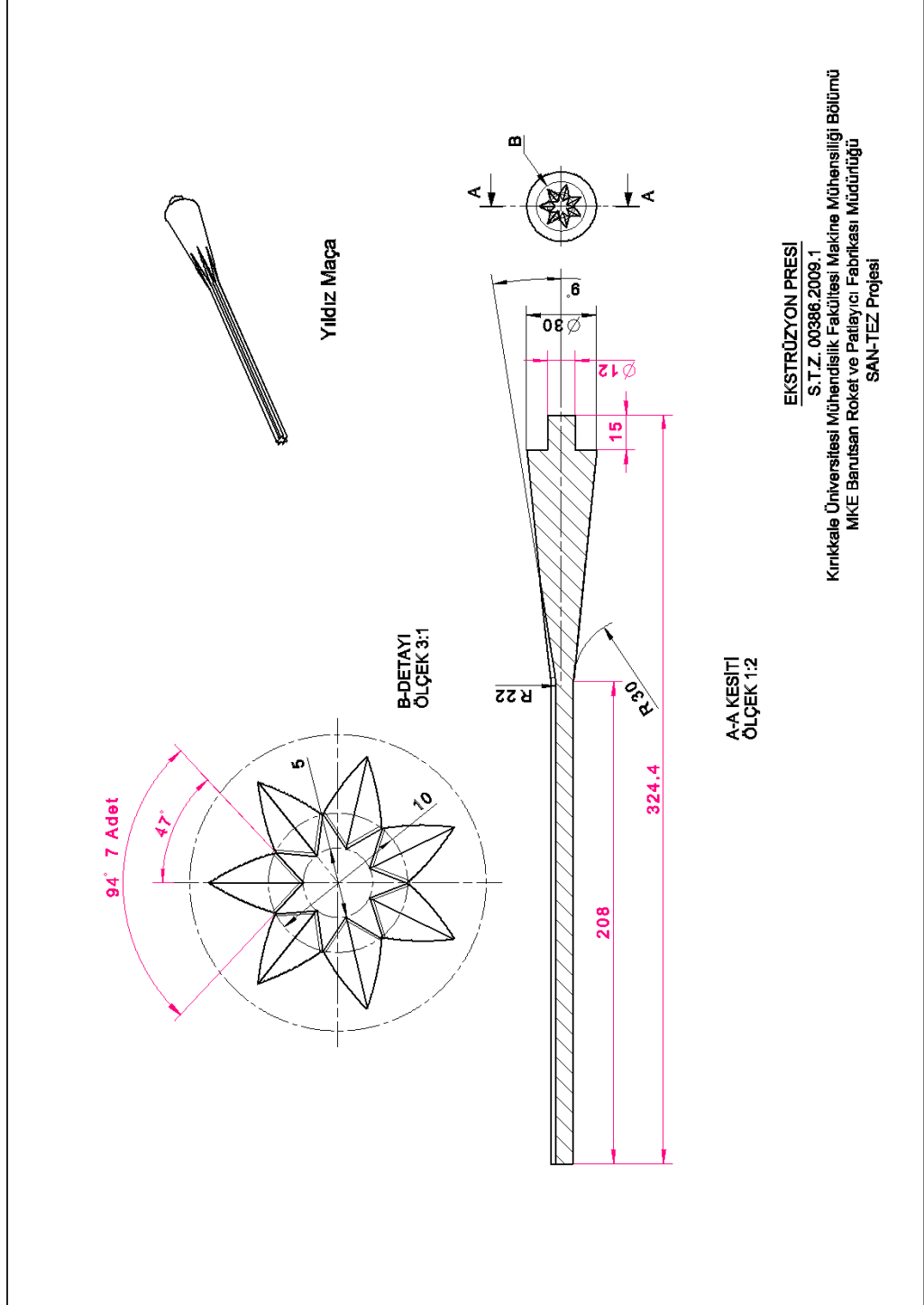
EK 3.2.3. Vakumlu Ekstrüzyon Pres Sistemi Katı Model Kesit Görünüşü



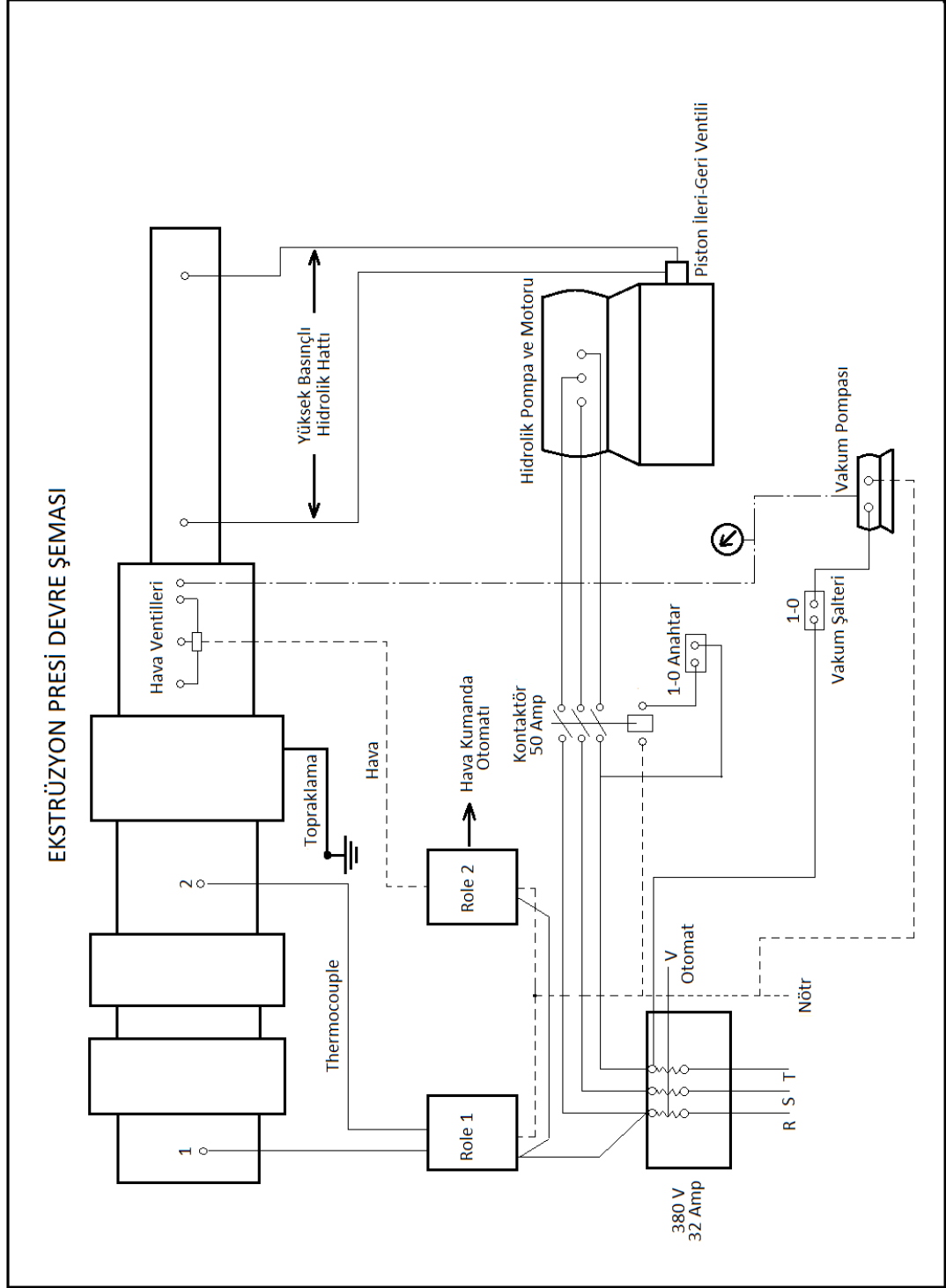
EK 3.2.4. Vakumlu Ekstrüzyon Presi Kırıcı Kalıp Parçası İmalat Teknik Resim Çıktısı



EK 3.2.5. Vakumlu Ekstrüzyon Presi Yıldız Maça Parçası İmalat Resmi Çıktısı



EK 3.2.6. Vakumlu Ekstrüzyon Presi Sistemi Tesisat Şeması



EK 3.2.7. Vakumlu Ekstrüzyon Presi İmalat ve Montaj Sonrası Fotoğrafi



EK 3.2. 8. Vakumlu Ekstrüzyon Presi Fotoğrafi

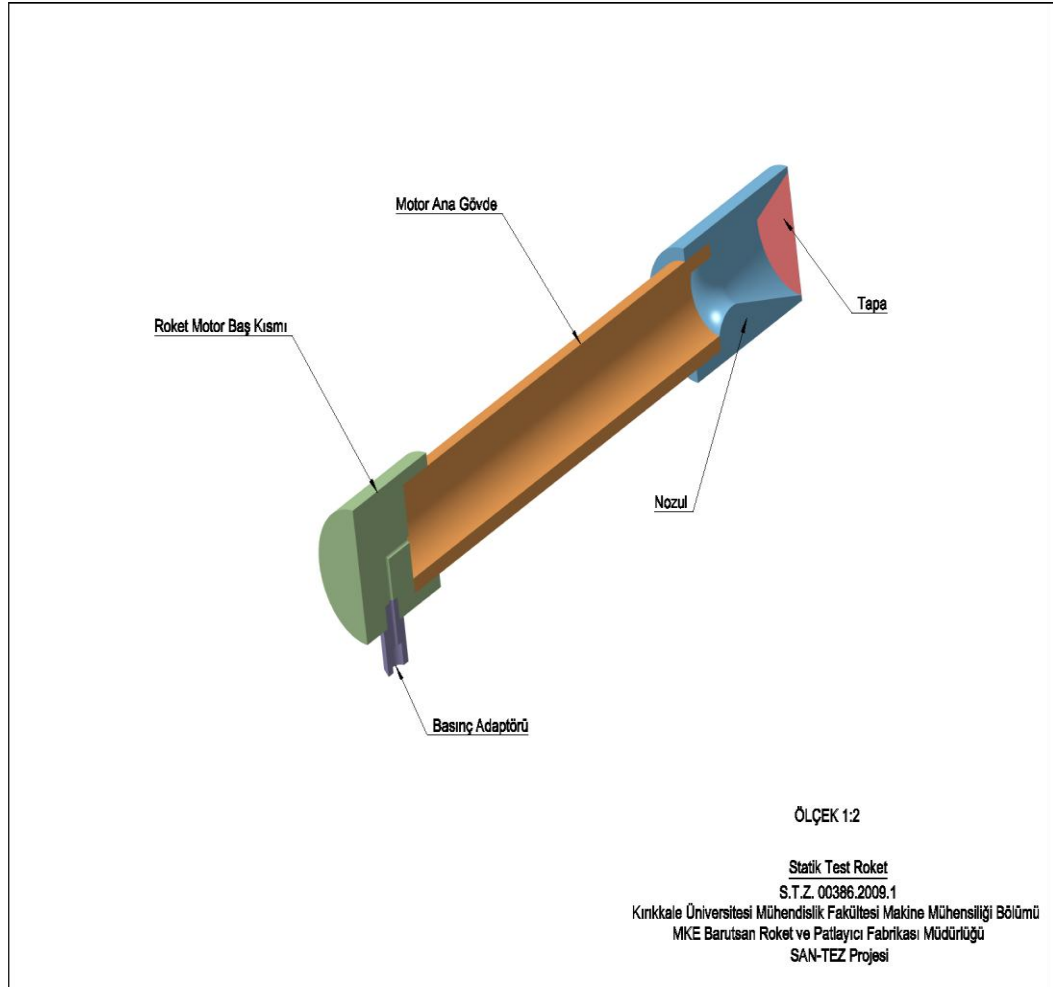


EK 3.3. Statik Test Roket Motor

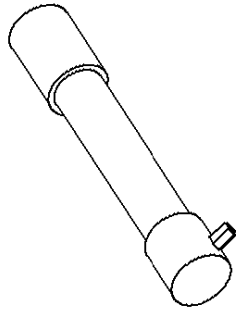
Statik test roket motor imalatı için gerekli literatür araştırması sonrasında gerekli temel hesaplamalar yapılmış ve Catia V5 R21 tasarım programı kullanılarak katı modeli oluşturulmuştur. Daha sonra katı modeli oluşturulan sisteminin her parçası için imalat proje çıktıları oluşturulmuştur. Proje çıktıları doğrultusunda sistemin parça imalatları yapılmış ve sistem montajı yapılmıştır. Statik roket motoruna ait bazı tasarım çıktı resimleri EK 3.3.1-EK 3.3.2 aralığında verilmiştir.

EK 3.3.1. Statik Test Roket Motor Teknik Özellikleri

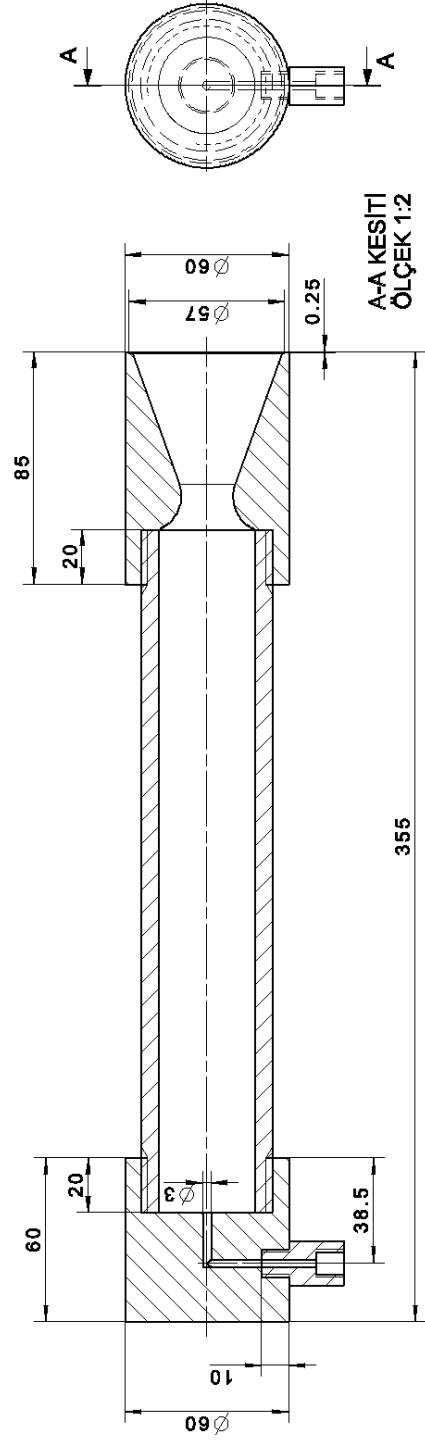
Statik test roket motor A304 paslanmaz çelik malzemeden 500 kg/cm^2 basınca dayanımlı yapıda tasarım ve imalatı yapılmıştır.



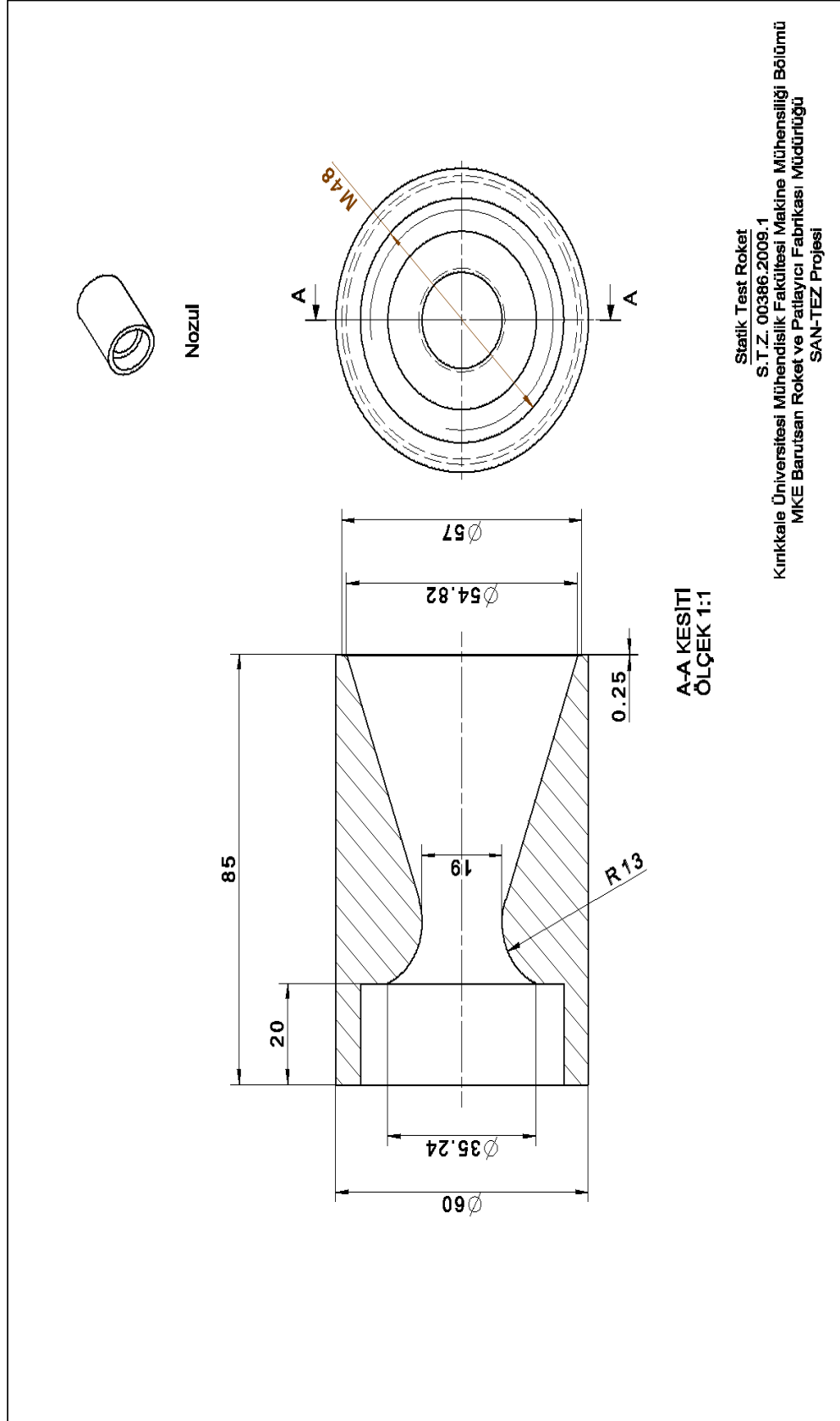
EK 3.3.2. Statik Test Roket Motor İmalat Teknik Resim Çıktısı



Statik Test Roket Komitesi



EK 3.3.3. Statik Test Motor Nozul İmalat Teknik Resim Çıktısı



ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Hayri YAMAN

Doğum Tarihi : 25.05.1965

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim Durumu :

Lisans : Gazi Üniv.Tek. Eğit. Fak. 1986-1990

Yüksek Lisans: Zonguldak Karaelmas Üniversitesi Fen Bilimleri Enst. Makine Eğit. ABD 2002-2004

Doktora : Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enst. Makine ABD. 2008-

Çalıştığı Kurum/Kurumlar ve Yıl/Yıllar:

Eskişehir Motor Anadolu Teknik Lisesi: 1990-1998

Abant İzzet Baysal Üniversitesi: 1998-2006

Kırıkkale Üniversitesi Kırıkkale Meslek Yüksekokulu: 2006-

Yayımları (SCI) :

Yaman, H., Çelik,V., Değirmenci,E., “Experimental investigation of the factors affecting the burning rate of solid rocket propellants” Available online 6 June 2013, Fuel (SCI)

Uluslararası bilimsel toplantılarda sunulan ve bildiri kitabında (*Proceedings*) basılan bildiriler :

Yaman, H., Çelik,V., Değirmenci,E., “ Katı Roket Yakıtlarında Yanma Hızına Etki Eden Faktörlerin Deneysel Araştırılması” konu başlıklı bildiri 12.Uluslar Arası Yanma Sempozyumunda 24-26 Mayıs 2012 KOCAELİ

Yaman, H., Akçıl,M., Çelik,V., “Metalik Katkılarının Katı Yakıt Performansına Etkilerinin Araştırılması” 11th International Combustion Symposium June 24th - 27th 2010, SARAJEVO

Çelik, M.B., Yaman, H ., Uzun, I., "Buji Ateşlemeli Bir Motorda Sıkıştırma Oranı Değişiminin Güç Ve Emisyonlara Etkisi", 9. Uluslararası Yanma Sempozyumu, Kırıkkale Üniversitesi, 16-17 Kasım, 2006.

Yaman, H., Seymam M.N., Taşpınar.N, "Mikro denetleyici Tabanlı Çok Kanallı RF Sinyalleri ile Taşıtl Kontrolü", 1. Mühendislik ve Teknoloji Sempozyumu, pp. 136-141, Ankara, 24-25 Nisan 2008.

H. Yaman., M. N. Seyman., N. Taşpınar., İ. Uzun, "GSM Tabanlı Taşıtl Kontrol Uygulaması", 5. Uluslararası İleri Teknolojiler Sempozyumu (IATS-09), pp.2052-2055, Karabük, 13-15 Mayıs 2009.

Ulusal hakemli dergilerde yayımlanan makaleler:

Yaman, H., Çelik, M.B., "Buji İle Ateşlemeli Motorların Egzoz Emisyonlarına Etki Eden Faktörlerin Deneysel Olarak İncelenmesi " Zonguldak Karaelmas Üniversitesi Teknoloji Dergisi Cilt 7, Sayı 4, 681-691 Ekim-Aralık 2004.

M. N. Seyman, T. Dizel, H. Yaman, H. E. Erdem, "Meslek Yüksekokullarında Eğitim Verimliliğini Etkileyen Faktörler-Kırıkkale Meslek Yüksekokulu Örneği", 1. Uluslararası 5. Ulusal Meslek Yüksekokulları Sempozyumu (UMYOS2009), pp.1594-1598, Konya, 27-29 Mayıs 2009.

Yaman,H., Seyman, M.N., Taşpınar.R, "Mikrodenetleyici Tabanlı Çok Kanallı RF Sinyalleri ile Taşıtl Kontrolü", 1. Mühendislik ve Teknoloji Sempozyumu, pp. 136-141, Ankara, 24-25 Nisan 2008.

Yaman, H., Bilen, K., Şeker, İ. E., Olcay, Ç., "İçten Yanmalı Motorların Kısmi Yük Çalışmalarında Soğutma Suyu Giriş Sıcaklığının Motor Performansına Etkilerinin Deneysel Araştırılması" 1. Ulusal İklimlendirme Soğutma Eğitimi Sempozyumu 13-15 Eylül 2013 BALIKESİR.

İdari Görevler :

1998-2005 Abant İzzet Baysal Üniversitesi GMYO Otomotiv Program Başkanlığı Teknik Programlar Bölüm Başkan Vekaleti ve Yardımcılığı

2000-2001	Abant İzzet Baysal Üniversitesi GMYO Yüksekokul Sekreterliği Vekaleti
1999-2004	Abant İzzet Baysal Üniversitesi GMYO Meslek Yüksekokulu Yönetim Kurulu Üyesi
2006-2010	Kırıkkale Üniversitesi Kırıkkale MYO Otomotiv Program Koordinatörlüğü
2010-	Motorlu Araçlar ve Ulaştırma Teknolojileri Bölüm Başkanlığı

Gerçekleştirilen Diğer Faaliyetler:

- Motor Teknolojileri Semineri (MEB- Mobil Firması Ortak Programı 1991).
- YÖK - Sanayi işbirliği çerçevesinde 2003 yılında MAN Türkiye AŞ'de EDA (Endüstri Deneyimi Artırma) çalışması.
- 2007-2008 Kırıkkale Üniversitesi Bahar Şenlikleri Proje Yarışması (Araç Tasarım Akademik Sorumlusu) birincilik
- 2008-2010 İKMEP (İnsan Kaynaklarının Mesleki Eğitim Yoluyla Geliştirilmesi) Projesi kapsamında YÖK, MEB ve Avrupa Birliği arasında ortaklaşa yapılan MYO'lara yönelik program geliştirmede kısa ve uzun dönemli öğretim elemanı statüsünde uzman.
- TUBİTAK Projesi kapsamında Kırıkkale Orta Ölçekli Sanayi Esnafı "Otomotivde Yeni Teknolojiler Eğitimi" projesi 2010 tamamlanmıştır.
- TUBİTAK Formula G güneş arabaları yarışmalarında Kırıkkale Üniversitesi Güneş Arabası Takımı Akademik Sorumlu 2007-2013.
- SAN-TEZ (Doktora çalışması kapsamında) 00386.STZ.2009-1 Kodlu proje 2009-2011 "Yüksek Enerjili Maddelerin Çift Bazlı (DB) Roket Yakıtlarında Kullanımı ve Performans Etkilerinin Araştırılması" Konulu Proje tamamlanmıştır.

Araştırma Alanları: Otomotiv, Roket ve Roket Yakıtları, Tasarım