

**HİDROKSİL UÇ GRUPLU POLİBÜTADİEN VE  
AMONYUM NİTRAT ESASLI KOMPOZİT  
ROKET YAKITI GELİŞTİRİLMESİ**

76403

**Nihal TÜZÜN**

**DOKTORA TEZİ  
KİMYA MÜHENDİSLİĞİ**

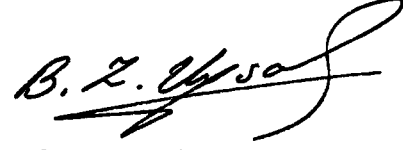
**GAZİ ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ARALIK 1998**

**ANKARA**

76403  
T.C. YÜKSEKÖĞRETİM KURULU  
DOKÜMANTASYON MERKEZİ

Nihal TÜZÜN tarafından hazırlanan HİDROKSİL UÇ GRUPLU POLİBÜTADİEN ve AMONYUM NİTRAT ESASLI KOMPOZİT ROKET YAKITI GELİŞTİRİLMESİ adlı bu tezin Doktora tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.



Prof.Dr. B.Zühtü UYSAL

Tez Yöneticisi

Bu çalışma, jürimiz tarafından Kimya Mühendisliği Anabilim Dalında Doktora tezi olarak kabul edilmiştir.

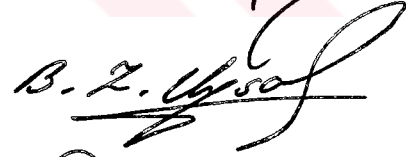
Başkan : Prof. Dr. Hayri YALÇIN



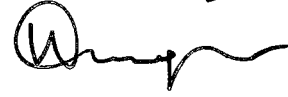
Üye : Prof. Dr. Ahmet BIÇER



Üye : Prof. Dr. B. Zühtü UYSAL



Üye : Prof. Dr. Hüseyin OĞUZ



Üye : Doç. Dr. Mübeccel ERGUN



Bu tez Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygundur.



## İÇİNDEKİLER

|                                                                                      | Sayfa |
|--------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| ÖZET.....                                                                            | i     |
| ABSTRACT.....                                                                        | ii    |
| TEŞEKKÜR.....                                                                        | iii   |
| ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....                                                            | iv    |
| ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....                                                              | vi    |
| SİMGELER VE KISALTMALAR.....                                                         | xi    |
| <br>                                                                                 |       |
| 1. GİRİŞ.....                                                                        | 1     |
| <br>                                                                                 |       |
| 2. KURAMSAL TEMELLER VE KAYNAK ARAŞTIRMASI.....                                      | 3     |
| 2.1. Roketler.....                                                                   | 3     |
| 2.2. Katı Yakıtlar ve Özellikleri.....                                               | 4     |
| 2.2.1. Çift esaslı yakıtlar(Homojen yakıtlar).....                                   | 4     |
| 2.2.2. Kompozit yakıtlar(Heterojen yakıtlar).....                                    | 5     |
| 2.3. Günümüzdeki Roketlerin Genel Karakterleri.....                                  | 6     |
| 2.3.1. Gúdümsüz roketler.....                                                        | 6     |
| 2.3.2. Gúdümlü roketler.....                                                         | 7     |
| 2.4. Yakıt Geliştirilmesi ve Seçiminde Gözönünde Bulundurulması Gereken Esaslar..... | 8     |
| 2.5. Yakıtın Duman Özellikleri.....                                                  | 9     |
| 2.6. Egzos Dumanının Sınıflandırılması.....                                          | 13    |
| 2.6.1. Birincil duman tayini.....                                                    | 13    |

|                                                                             | <b>Sayfa</b> |
|-----------------------------------------------------------------------------|--------------|
| 2.6.2. İkincil duman tayini.....                                            | 14           |
| 2.7. Az Dumanlı Yakıtların Geliştirilmesi.....                              | 18           |
| 2.8. Az Dumanlı Yakıtlarda Kullanılan Önemli Bileşenler.....                | 22           |
| 2.8.1. Amonyum nitrat.....                                                  | 22           |
| 2.8.2. Plastikleştiriciler.....                                             | 27           |
| 2.8.3. HTPB.....                                                            | 27           |
| 2.8.4. Çapraz bağlayıcılar.....                                             | 28           |
| 2.8.5. Bağlama maddeleri.....                                               | 28           |
| 2.8.6. Antioksidantlar.....                                                 | 29           |
| 2.8.7. Katalizörler.....                                                    | 29           |
| 2.9. Katı Yakıtların Mekanik Karakteristiği.....                            | 29           |
| 2.9.1. Yakıtın mekanik özellikleri üzerinde bağlayıcı matriksin etkisi..... | 32           |
| 2.9.2. Yakıtın mekanik özellikleri üzerinde dolgu maddesinin etkisi.....    | 32           |
| 2.10. Katı Yakıtların Balistik Karakteristikleri.....                       | 33           |
| 2.10.1. Yanma hızı.....                                                     | 33           |
| 2.10.2. Özgül darbe.....                                                    | 35           |
| 2.10.3. İtme katsayısı.....                                                 | 36           |
| 2.10.4. Adyabatik alev sıcaklığı.....                                       | 36           |
| 2.10.5. Karakteristik hız.....                                              | 36           |
| 2.10.6. Kütlesel yakıt tüketim hızı.....                                    | 37           |
| 2.11. Genel Kaynak Değerlendirmesi.....                                     | 37           |
| 3. MATERYAL VE METOD.....                                                   | 46           |
| 3.1. Kompozit Yakıtların Üretiminde Kullanılan Hammaddeler...               | 46           |
| 3.2. Kompozit Yakıtın Karıştırılması.....                                   | 48           |

|                                                                            | <b>Sayfa</b> |
|----------------------------------------------------------------------------|--------------|
| 3.3. Hazırlanan Kompozisyonlar.....                                        | 49           |
| 3.4. Yakıtın Kalite Kontrolunda Kullanılan Cihazlar ve Test Metodları..... | 50           |
| 3.4.1. Viskozite ölçümü.....                                               | 50           |
| 3.4.2. Ophelie bilgisayar programı.....                                    | 50           |
| 3.4.3. Mekanik özellik testleri.....                                       | 51           |
| 3.4.3.1. İnstron test cihazı.....                                          | 51           |
| 3.4.3.2. Mekanik özellik numunesinin hazırlanması ve testi.....            | 51           |
| 3.4.4. Yanma hızı testi.....                                               | 53           |
| 3.4.4.1. Yanma hızı test cihazı.....                                       | 53           |
| 3.4.4.2. Yanma hızı örneğinin hazırlanması ve test edilmesi.....           | 55           |
| 3.4.5. Yoğunluk ölçümü.....                                                | 55           |
| 3.4.6. Kalorifik değer tayini.....                                         | 56           |
| 3.4.6.1. Kalorimetre bombası.....                                          | 56           |
| 3.4.6.2. Kalorifik değer ölçümü.....                                       | 57           |
| 3.4.7. Migid motor testleri.....                                           | 57           |
| 3.4.7.1. Migid motorların şartlandırılması.....                            | 59           |
| 3.4.7.2. Migid motorların ateşlenmesi.....                                 | 59           |
| 3.5. AN için Kullanılan Cihazlar.....                                      | 61           |
| 3.5.1. İklimsel şartlandırma fırını(TERMOTRON).....                        | 61           |
| 3.5.2. Raymond öğütücü.....                                                | 62           |
| 3.5.3. Alpine öğütücü.....                                                 | 62           |
| 3.5.4. Sallanan elek sistemi.....                                          | 63           |
| 3.5.5. Karlfischer rutubet tayin cihazı.....                               | 63           |
| 3.5.6. Malvern partikül boyut tayin cihazı.....                            | 64           |

|    |                                                                                                 |     |
|----|-------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 4. | DENEYSEL BULGULAR VE TARTIŞMA.....                                                              | 65  |
| 5. | SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....                                                                       | 95  |
|    | KAYNAKLAR.....                                                                                  | 98  |
|    | EKLER.....                                                                                      | 106 |
|    | -EK 1- ŞEKİLLER.....                                                                            | 107 |
|    | -EK 2- KOMPOZİT YAKITLARDA KULLANILAN HAMMAD-<br>LERİN İNGİLİZCE OLARAK İSİMLENDİRİLMELERİ..... | 129 |
|    | -EK 3- OPHELIE PROGRAMI.....                                                                    | 130 |
|    | ÖZGEÇMİŞ.....                                                                                   | 171 |

**HİDROKSİL UÇ GRUPLU VE AMONYUM NİTRAT  
ESASLI KOMPOZİT ROKET YAKITI  
GELİŞTİRİLMESİ  
(Doktora Tezi)**

**Nihal TÜZÜN**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ  
Aralık 1998**

**ÖZET**

Roketlerin yerinin belirlenmesinde kullanılan yakıtın duman miktarı büyük önem taşımaktadır. Katı yakıtlı roketlerde HTPB(hidroksil uç gruplu polibütadien) bağlayıcı, AP(amonyum perklorat) ve AN(amonyum nitrat) ise, oksitleyici olarak kullanılmaktadır. HTPB esaslı roket yakıtlarında duman miktarını azaltmak ve temiz yanma ürünleri elde etmek amacıyla AP miktarını azaltarak, AN miktarını artırmak esas hedeftir. Çalışma esnasında, toplam katı madde miktarı % 75 ve NCO/OH ile triol/OH oranı da sırası ile 0.9 ve 0.1 olarak sabit tutulmuştur. Çalışmanın ilk aşamasında, AP miktarı % 40, 30, 20, 10 ve 0 olarak azaltılırken, AN miktarı % 33, 43, 53, 63 ve 73 olarak artırılmış ve viskozite ile duman miktarı açısından % 20 AP ve % 53 AN içeren kompozisyon en uygun olarak bulunmuştur. Bu kompozisyonun ilk etapta mekanik özelliklerinin iyileştirilmesine çalışılmış, bu nedenle, önce, plastikleştirici DOA miktarı bağlayıcı miktarının % 35'inden % 30 ve % 25'ine düşürülmüş, daha sonra, bağlama maddesi TEPANOL miktarı % 0.2'den, % 0.3 ve % 0.35'e çıkarılarak mekanik özelliklerde istenen literatür değerlerine ulaşılmış ve bu parametrelerin diğer özellikler üzerindeki etkileri de saptanmıştır. Ayrıca, kalın/ince AN oranı 80/20, 70/30 ve 60/40 olarak alınmış ve 70/30 oranı yanma hızı açısından uygun bulunarak bu oran üzerinde  $Fe_2O_3$  miktarı % 1, 1.5 ve 2 olarak değiştirilmiş, bunun sonucunda da viskozite, balistik ve mekanik özelliklerdeki değişimler gözlenmiştir. Sonuç olarak, % 20 AP ve % 53 AN ile plastikleştirici miktarı bağlayıcı miktarının % 25'ini, % 0.35 bağlama maddesi ile % 2  $Fe_2O_3$  içeren ve kalın/ince AN oranı 80/20 olan kompozisyon literatürdeki mekanik ve balistik özellikleri sağlamış ve geliştirilen bu kompozisyon migid motorlara uygulanmıştır.

Bilim Kodu : 6001009  
Anahtar Kelimeler : HTPB, AN, Az dumanlı, Kompozit roket yakıtları  
Sayfa Adedi : 171  
Tez Yöneticisi : Prof. Dr. B. Zühtü Uysal

**DEVELOPMENT OF HYDROXYL TERMINATED POLYBUTADIENE  
AND AMMONIUM NITRATE BASED COMPOSITE  
ROCKET PROPELLANT  
(Ph. D. Thesis)**

**Nihal TÜZÜN**

**GAZI UNIVERSITY  
INSTITUTE OF SCIENCE AND TECHNOLOGY  
December 1998**

**ABSTRACT**

Smoke content of the propellant used in the rockets has a great importance to detect the missiles. HTPB(hydroxyl terminated polybutadiene) is used as a binder, AP(ammonium perchlorate) and AN(ammonium nitrate) are used as oxidizers in solid rocket propellants. The aim of this study is to reduce the smoke signature in HTPB based composite rocket propellant with increasing the AN and decreasing the AP content for obtaining clean combustion products. Total solid content, NCO/OH and triol/OH values were kept at 75 %, 0.9 and 0.1, respectively, during the study. At the first stage, AN content was increased as 33, 43, 53, 63 and 73 % by decreasing the AP content as 40, 30, 20, 10 and 0 %. As a result of this, the composition containing 20 % AP and 53 % AN was found as the best in terms of smoke content and viscosity. Then, it was determined that it was necessary to recover the mechanical properties of this composition. For this reason, plasticizer DOA content was decreased to 35, 30 and 25 % of HTPB binder and bonding agent TEPANOL content was increased to 0.2, 0.3 and 0.35 %. Consequently, required literature mechanical properties(stress at peak load at 5.06 kg/cm<sup>2</sup>, elongation at peak load at 25.5 % and elastic modulus at 0.371 kg/mm<sup>2</sup>) were attained and effect of those parameters on the other properties was also investigated. In addition to this, coarse/fine ratio of AN content was changed from 80/20 to 70/30 and to 60/40. Among those compositions, the best burning rate properties were observed for 70/30 ratio. Then, Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> content was decreased from 2 % to 1.5 % and to 1.0 % by taking this composition as a reference. As a result of this, the effect of those parameters on viscosity, ballistic(burning rate, density, heat of explosion) and mechanical(stress at peak load, elongation at peak load, elastic modulus) properties was observed. At the end, the composition containing 20 % AP and 53 % AN, 0.35 % bonding agent, 2 % Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> with plasticizer content used 25 % of HTPB binder and 80/20 coarse/fine AN ratio was found as the suitable among the others in terms of mechanical and ballistic properties. Also, application of this propellant to the motors was also tested by using migid motors.

Science code : 6001009  
Key Words : HTPB, AN, Reduced smoke, Composite rocket propellants  
Page number : 171  
Adviser : Prof. Dr. B. Zühtü UYSAL

## **TEŞEKKÜR**

Bu çalışma, ‘‘Hidroksil Uç Gruplu Polibütadien ve Amonyum Nitrat Esaslı Roket Yakıtı Geliştirilmesi’’ konusunda olup, TÜBİTAK-SAGE’de gerçekleştirilmiştir. Bana bu imkanı sağladığı için öncelikle TÜBİTAK-SAGE Müdürlüğüne teşekkür ederim.

Çalışmalarında bana her türlü desteği veren değerli danışmanım Prof. Dr. B. Zühtü Uysal’a(Gazi Üniversitesi Kimya Müh. Böl.) çok teşekkür ederim.

Yakıtın hazırlanmasında yardımlarını gördüğüm Sayın Hacı İ. Tekel, Sayın İhsan Ülgen ve Sayın Hüseyin Karadaş’a(SAGE), deneysel çalışmalarında bana yardımcı olan Sayın Mehmet Ali Ak, Sayın Nadir Serin, Sayın Cengizhan Yıldırım, Sayın Sema Keskin, Sayın Gürkan Yılmaz, Sayın Özgür Hocaoglu, Sayın Abdullah Soyöz, Sayın Nusret Küçükkömürcü ve Sayın Murat Karataş’a(SAGE) ve son olarak çalışmaya emeği geçen tüm TÜBİTAK-SAGE personeline teşekkür ederim.

Ayrıca, bu çalışmalar esnasında benden hiçbir yardımı esirgemeyen ve her zaman yanımda olan sevgili aileme de teşekkürü bir borç bilirim.

## ÇİZELGELERİN LİSTESİ

| Çizelge                                                                                                                                                                                                            | Sayfa |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Çizelge 2.1. Tipik bir çift esaslı yakıtın formülasyonu.....                                                                                                                                                       | 5     |
| Çizelge 2.2. Tipik bir kompozit yakıtın formülasyonu.....                                                                                                                                                          | 6     |
| Çizelge 2.3. Amonyum nitratın kristal modifikasyonundaki<br>değişiklikler.....                                                                                                                                     | 23    |
| Çizelge 4.1. AP miktarındaki değişimin yakıtın mekanik ve<br>balistik özelliklerine olan etkisi.....                                                                                                               | 67    |
| Çizelge 4.2. AP miktarındaki değişimin yakıtın özgül darbesi,<br>adyabatik alev sıcaklığı, karakteristik hız ve duman<br>özelliklerine olan etkisi.....                                                            | 75    |
| Çizelge 4.3. AP miktarındaki değişimin yanma ürünlerine olan<br>etkisi.....                                                                                                                                        | 76    |
| Çizelge 4.4. % 20 AP içeren yakıtta DOA miktarındaki değişimin<br>mekanik ve balistik özelliklere olan etkisi.....                                                                                                 | 79    |
| Çizelge 4.5. % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta bağlama<br>maddesindeki değişimin mekanik ve balistik<br>özelliklere olan etkisi.....                                                                              | 82    |
| Çizelge 4.6. % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 bağlama maddesi<br>içeren yakıtta kalın/ince AN oranındaki değişimin<br>mekanik ve balistik özelliklere olan etkisi.....                                                  | 84    |
| Çizelge 4.7. % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi<br>içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtın<br>Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub> miktarındaki değişimin mekanik ve balistik<br>özelliklere etkisi..... | 87    |
| Çizelge 4.8. Optimum özelliklere sahip olarak geliştirilen yakıt<br>kompozisyonu.....                                                                                                                              | 89    |

|                                                             |    |
|-------------------------------------------------------------|----|
| Çizelge 4.9. Optimum kompozisyonlu yakıtın özellikleri..... | 90 |
|-------------------------------------------------------------|----|



## ŞEKİLLERİN LİSTESİ

| Şekil        | Sayfa                                                                                                 |
|--------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Şekil 2.1.A. | Standart atmosfer koşullarında kompozit yakıt motoru için bağıl nem-yükseklik çiğlenme sınırı..... 11 |
| Şekil 2.1.B. | Deniz seviyesindeki kompozit yakıt motoru için bağıl nem-sıcaklık çiğlenme sınırı..... 11             |
| Şekil 2.2.   | Duman sınıflandırması..... 13                                                                         |
| Şekil 2.3.   | 0°C ve 1 atm'de AGARD ikincil duman sınıflandırması için doygunluk derecesindeki bağıl nem..... 16    |
| Şekil 2.4.   | 0°C'de asit-su buharı dengesini sağlayan faktör..... 17                                               |
| Şekil 2.5.   | İtme-zaman eğrisi..... 35                                                                             |
| Şekil 3.1.   | Kompozit yakıtın üretim prosesinin akış diyagramı..... 47                                             |
| Şekil 3.2.   | JANAF test örneği..... 52                                                                             |
| Şekil 3.3.   | Pencereli çubuk yakıcı..... 53                                                                        |
| Şekil 3.4.   | Migid motorun şeması..... 58                                                                          |
| Şekil 4.1.   | Maksimum gerilimin AP miktarı ile değişimi..... 69                                                    |
| Şekil 4.2.   | Maksimum uzamanın AP miktarı ile değişimi..... 70                                                     |
| Şekil 4.3.   | Elastik modulün AP miktarı ile değişimi..... 70                                                       |
| Şekil 4.4.   | Yanma hızının AP miktarı ile değişimi..... 71                                                         |
| Şekil 4.5.   | Kalorifik değerin AP miktarı ile değişimi..... 73                                                     |
| Şekil 4.6.   | Yoğunluğun AP miktarı ile değişimi..... 73                                                            |
| Şekil 4.7.   | Migid motorlar için kullanılan döküm sistemi..... 92                                                  |
| Şekil 1.     | Özgül darbenin AP miktarı ile değişimi..... 107                                                       |
| Şekil 2.     | Adyabatik alev sıcaklığının AP miktarı ile değişimi... 107                                            |
| Şekil 3.     | Karakteristik hızın AP miktarı ile değişimi..... 108                                                  |

| <b>Şekil</b> |                                                                                                 | <b>Sayfa</b> |
|--------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| Şekil 4.     | Karbon miktarının AP miktarı ile değişimi.....                                                  | 108          |
| Şekil 5.     | Metan miktarının AP miktarı ile değişimi.....                                                   | 109          |
| Şekil 6.     | Karbon monoksitin AP miktarı ile değişimi.....                                                  | 109          |
| Şekil 7.     | Karbon dioksitin AP miktarı ile değişimi.....                                                   | 110          |
| Şekil 8.     | Hidroklorik asitin AP miktarı ile değişimi.....                                                 | 110          |
| Şekil 9.     | Demir(II) oksitin AP miktarı ile değişimi.....                                                  | 111          |
| Şekil 10.    | Hidrojenin AP miktarı ile değişimi.....                                                         | 111          |
| Şekil 11.    | Suyun AP miktarı ile değişimi.....                                                              | 112          |
| Şekil 12.    | Azotun AP miktarı ile değişimi.....                                                             | 112          |
| Şekil 13.    | Bağıl nemin AP miktarı ile değişimi.....                                                        | 113          |
| Şekil 14.    | % 20 AP içeren yakıtta maksimum gerilimin DOA miktarı ile değişimi.....                         | 113          |
| Şekil 15.    | % 20 AP içeren yakıtta maksimum uzamanın DOA miktarı ile değişimi.....                          | 114          |
| Şekil 16.    | % 20 AP içeren yakıtta elastik modulün DOA miktarı ile değişimi.....                            | 114          |
| Şekil 17.    | % 20 AP içeren yakıtta yanma hızının DOA miktarı ile değişimi.....                              | 115          |
| Şekil 18.    | % 20 AP içeren yakıtta kalorifik değerin DOA miktarı ile değişimi.....                          | 115          |
| Şekil 19.    | % 20 AP içeren yakıtta yoğunluğun yüzde olarak ifade edilen DOA miktarı ile değişimi.....       | 116          |
| Şekil 20.    | % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta maksimum gerilimin bağlama maddesi miktarı ile değişimi..... | 116          |

| <b>Şekil</b> | <b>Sayfa</b>                                                                                                           |
|--------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Şekil 21.    | % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta maksimum uzamanın bağlama maddesi miktarı ile değişimi..... 117                     |
| Şekil 22.    | % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta elastik modulün bağlama maddesi miktarı ile değişimi.....117                        |
| Şekil 23.    | % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta yanma hızının bağlama maddesi miktarı ile değişimi..... 118                         |
| Şekil 24.    | % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta kalorifik değerin bağlama maddesi miktarı ile değişimi..... 118                     |
| Şekil 25.    | % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta yoğunluğun bağlama maddesi miktarı ile değişimi.....119                             |
| Şekil 26.    | % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 TEPANOL içeren yakıtta maksimum gerilimin kalın/ince AN oranı ile değişimi..... 119        |
| Şekil 27.    | % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 bağlama maddesi içeren yakıtta maksimum uzamanın kalın/ince AN oranı ile değişimi..... 120 |
| Şekil 28.    | % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 bağlama maddesi içeren yakıtta elastik modulün kalın/ince AN oranı ile değişimi..... 120   |
| Şekil 29.    | % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 bağlama maddesi içeren yakıtta yanma hızının kalın/ince AN oranı ile değişimi..... 121     |

| <b>Şekil</b> | <b>Sayfa</b>                                                                                                                                                |
|--------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Şekil 30.    | % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 bağlama maddesi<br>içeren yakıtta kalorifik değerin kalın/ince AN<br>oranı ile değişimi..... 121                                |
| Şekil 31.    | % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 bağlama maddesi<br>içeren yakıtta yoğunluğun kalın/ince AN<br>oranı ile değişimi..... 122                                       |
| Şekil 32.    | % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi<br>içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta<br>maksimum gerilimin $Fe_2O_3$ miktarı ile değişimi..... 122 |
| Şekil 33.    | % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi<br>içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta<br>maksimum uzamanın $Fe_2O_3$ miktarı ile değişimi..... 123  |
| Şekil 34.    | % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi<br>içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta<br>elastik modulün $Fe_2O_3$ miktarı ile değişimi..... 123    |
| Şekil 35.    | % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi<br>içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta<br>yanma hızının $Fe_2O_3$ miktarı ile değişimi..... 124      |
| Şekil 36.    | % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi<br>içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta<br>kalorifik değerin $Fe_2O_3$ miktarı ile değişimi..... 124  |
| Şekil 37.    | % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi<br>içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta<br>yoğunluğun $Fe_2O_3$ miktarı ile değişimi..... 125         |

| <b>Şekil</b> |                                                                            | <b>Sayfa</b> |
|--------------|----------------------------------------------------------------------------|--------------|
| Şekil 38.    | İtme katsayısının alan oranı ile değişimi.....                             | 126          |
| Şekil 39     | 2.5 mm nozul boğaz çapına sahip migid motorun<br>basınç-zaman grafiği..... | 127          |
| Şekil 40     | 2.5 mm nozul boğaz çapına sahip migid motorun<br>itme-zaman grafiği.....   | 127          |
| Şekil 41     | 3.2 mm nozul boğaz çapına sahip migid motorun<br>basınç-zaman grafiği..... | 128          |
| Şekil 42     | 3.2 mm nozul boğaz çapına sahip migid motorun<br>itme-zaman grafiği.....   | 128          |

## SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış bazı simgeler ve kısaltmalar , açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

| <b>Simgeler</b> | <b>Açıklama</b>                                  |
|-----------------|--------------------------------------------------|
| $A_t$           | Nozul boğaz alanı( $m^2$ )                       |
| $A_e$           | Nozul çıkış alanı( $m^2$ )                       |
| a, b            | Yanma hızı sabitleri                             |
| $C_F$           | İtme katsayısı                                   |
| $C^*$           | Karakteristik hız(m/s)                           |
| $Fe_2O_3$       | Demir(III)oksit                                  |
| $FeO$           | Demir(II)oksit                                   |
| $FeCl_2$        | Demir klorür                                     |
| F               | Ortalama itme kuvveti(N)                         |
| f               | Mol kesri                                        |
| He              | Helyum                                           |
| Isp             | Özgül darbe(s)                                   |
| K               | Suyun kısmi basıncının doygunluk basıncına oranı |
| $KNO_3$         | Potasyum nitrat                                  |
| Mp              | Kütlesel yüzde                                   |
| N               | Optik özellik sabiti                             |
| Ne              | Neon                                             |
| Ni              | Nikel                                            |
| $NH_3$          | Amonyak                                          |
| $NH_4NO_3$      | Amonyum nitrat                                   |

| <b>Simgeler</b>           | <b>Açıklama</b>                                   |
|---------------------------|---------------------------------------------------|
| $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ | Amonyum perklorat                                 |
| $\text{NH}_4\text{Cl}$    | Amonyum klorür                                    |
| $\text{NO}$               | Azot oksit                                        |
| $\text{NO}_2$             | Azot dioksit                                      |
| $n$                       | Yanma hızı indeksi                                |
| $P$                       | Basınç(bar)                                       |
| $P_c$                     | Yanma odası basıncı(bar)                          |
| $P_{\text{cond}}$         | Egzosda yoğunlaşabilen bileşenlerin kısmi basıncı |
| $P_e$                     | Nozul çıkış basıncı(atm)                          |
| $P_i$                     | Kısmi basınç                                      |
| $r$                       | Yakıtın lineer yanma hızı(mm/s)                   |
| $S$                       | Yakıtın yanma yüzey alanı(mm <sup>2</sup> )       |
| $S_g$                     | Özgül ağırlık                                     |
| $T$                       | Adyabatik alev sıcaklığı(K)                       |
| $T_g$                     | Polimerin camsı geçiş sıcaklığı( <sup>0</sup> C)  |
| $W$                       | Birim zamanda tüketilen yakıt miktarı(kg/s)       |
| $W_p$                     | Tüketilen yakıt miktarı(kg)                       |
| $\text{Zn}$               | Çinko                                             |
| $\text{ZrC}$              | Zirkonyum karbit                                  |
| $\text{ZnO}$              | Çinko oksit                                       |
| $\Delta t$                | Yakıtın yanma süresi(s)                           |
| $\gamma$                  | Yakıtın yoğunluğu(kg/m <sup>3</sup> )             |

**Kısaltmalar****Açıklama**

|         |                                                         |
|---------|---------------------------------------------------------|
| AGARD   | Uzay Araştırma ve Geliştirme Tavsiye Grubu              |
| AN      | Amonyum nitrat                                          |
| AP      | Amonyum perklorat                                       |
| DOA     | Dioktil adipat                                          |
| HMX     | Siklotetrametilentetranitramin                          |
| HTPB    | Hidroksil uç gruplu polibütadien                        |
| IPDI    | İzofron diizosiyanat                                    |
| JANAF   | Amerikan ordu standardı                                 |
| PSAN    | Kararlı hale getirilmiş amonyum nitrat                  |
| RDX     | Siklotrimetiltrinitramin                                |
| RH      | Bağıl nem                                               |
| TCP     | Trikalsiyum fosfat                                      |
| TDI     | Toluen diizosiyanat                                     |
| TEPANOL | Tetraetilen pentamin, akrilonitril ve glisidol'ün ürünü |
| TEA     | Trietanol amin                                          |

## **1. GİRİŞ**

Katı yakıtlı roket, tamamen kendi içinde sınırlı bir sistemdir. Havada, su altında ve hatta vakumda çalışma kapasitesine sahiptir.

Katı yakıtlar, roket motorlarında kullanılan kimyasal maddelerdir ve genel olarak iki önemli gruba ayrılabilirler.

1. Çift esaslı(Homojen)
2. Kompozit(Heterojen)

Çift esaslı yakıtlar, nitroselüloz ve nitrogliserinden oluşur. Homojen yapıya yakın olarak sert plastik formunda hazırlanırlar.

Kompozit yakıtlar, plastik veya reçine ile bir yapı oluşturan ince öğütülmüş katı oksitleyicilerden veya yanma prosesi için yanıcı özellik gösteren elastomerik matrislerden oluşur ve heterojen bir yapı karakteristiğine sahiptir.

Kompozit yakıtlar bağlayıcı olarak, elastomerler, asfalt, reçine veya polimerleri kullanırlar, ancak, en yaygın olarak kullanılan bağlayıcı HTPB'dir.

Raket yakıtlarında üzerinde önemle durulması gereken bir konu da duman miktarının azaltılmasıdır. Duman; genel anlamda birincil ve ikincil duman olmak üzere ikiye ayrılabilir.

Birincil dumana önemli ölçüde neden olan kimyasallar, metal ve metal oksitlerdir.

İkincil duman oluşumu ise, yakıt içerisinde oksitleyici olarak kullanılan AP'den kaynaklanmaktadır. Ancak, ikincil duman oluşumu birincil dumana göre daha fazla önem taşımaktadır. Bu nedenle, duman oluşumunu azaltmak için AP'den farklı oksitleyiciler kullanılmaktadır. Bunların başında en yaygın olarak kullanılan ve temiz yanma ürünleri veren oksitleyici olarak AN gelmektedir.

Ayrıca, duman miktarının azaltılmasının yanısıra, yakıtın mekanik ve balistik özelliklerinin de belli değerleri sağlaması gerekmektedir.

Bu tez çalışmasında duman miktarını azaltmak amacı ile AP miktarı azaltılarak AN miktarı artırılmış ve bu değişimin özgül darbe, adyabatik alev sıcaklığı ve karakteristik hız gibi termokimyasal özellikler ile mekanik ve balistik özelliklere olan etkisi belirlenmiştir.

Ayrıca, viskozite ve duman miktarı açısından uygun kompozisyon belirlendikten sonra plastikleştirici ve bağlama maddesi miktarı değiştirilerek mekanik özelliklerin iyileştirilmesine ve kalın/ince AN oranı ile  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarındaki değişimin de viskozite ve mekanik özellikler ile yanma hızı üzerindeki etkisi belirlenmeye çalışılmıştır.

Bunun yanında, uygun viskozite, duman miktarı, mekanik ve balistik özelliklere sahip kompozisyonun ufak test motorlarına uygulaması da yapılmıştır.

## **2. KURAMSAL TEMELLER VE KAYNAK ARAŞTIRMASI**

### **2.1. Roketler**

Roket prensibi, aşağı yukarı 2000 yıldır bilinmektedir. Yanıcı madde olarak kara barut kullanılarak, Çin’de, şenliklerde fırlatılan havai fişekler yapılmıştır. Daha sonra Cengiz Han’ın ordularında aynı sistemle hareket eden roket-oklar’dan silah olarak yararlanılmıştır. Formülünü İbnü’l Baytar’ın XIII. asırda bulduğu ve XX. asrın başına kadar roketlerde yakıt olarak kullanılan karabarut, 1633 yılında ilk insanlı roketin de yakıtı olmuştur[1]. 1800 yıllarında, İngiltere, Kopenhag baskını 3000 adet 4-20 kg ağırlığındaki roketlerle gerçekleştirmiştir [2].

Enerji dönüştürme aletlerinin ilke olarak en basiti olan roket sistemleri Newton’un üçüncü kanununun bir uygulamasıdır. Bu sistemler, kimyasal maddelerin enerji elde etmek amacıyla reaksiyona sokulması ve ortaya çıkan gazların bir nozuldan hızlandırılarak dışarı atılması ilkesine dayanırlar.

Roket sistemlerinin en kolay sınıflandırılması, kullanılan yakıtın fiziksel haline göre yapılabilir. Buna göre, roketleri üç gruba ayırabiliriz.

- 1) Katı yakıtlı
- 2) Sıvı yakıtlı
- 3) Gaz yakıtlı

Gazlar, saklanmaları büyük kaplar gerektirdiğinden pek kullanılmamaktadır [3]. 19. yüzyılda yapılan uzay çalışmalarında, sıvı yakıtların katı yakıtlardan çok daha üstün ve güvenilir bir yakıt olduğu görüşü önem kazandı. Çünkü, o

günlerin katı yakıtı, barut, kömür, kükürt ve sodyum nitrat'tan oluşan ilkel bir yakıttı.

## **2.2. Katı Yakıtlar ve Özellikleri**

Katı yakıtlarda ilk önemli gelişme 1845'de selüloz nitrat ve 1846'da ise nitrogliserinin bulunmasıyla yapılmış ve nitroselülozun nitrogliserine eklenmesiyle ilk çift esaslı yakıt geliştirilmiştir. Ancak, bu yakıtlarda oluşan problemler nedeniyle yeni yakıtların geliştirilmesi için çalışmalar yapılmış ve 1944 yılında GALCIT(Guggenheim Uzay Laboratuvarı Kaliforniya Teknoloji Enstitüsü) yakıtı bulunmuştur. Amonyum perklorat(AP) ile asfalt-yag karışımı olan bu kompozit yakıt heterojen yakıtlar için bir başlangıç oluşturmaktadır.

1955'den bugüne katı yakıtlar, özellikle kompozit(heterojen) yakıt büyük önem kazanmış, performans özelliği açısından sıvı yakıtlarla eşit özelliklere erişmiştir. Ayrıca, katı yakıtlar imalat yöntemlerinin kolaylığı nedeni ile de ayrı bir avantaj kazanmıştır [2].

### **2.2.1. Çift esaslı yakıtlar(Homojen yakıtlar)**

Bu sınıf yakıtlar, kararsız yapıya sahip olan, her biri kendi başına yanabilen kimyasal bileşimlerden oluşur. Ayrıca, mekanik yapıyı oluşturmak için az miktarda bağlayıcılar ve stabilizörler kullanılır. Nitrogliserin ve nitroselüloz bu yakıtların ana bileşenleridir ve bu bileşenlerin içerisindeki yüksek azot miktarı, yakıtın hızlı yanmasını sağlar. Tipik bir çift esaslı yakıtın formülasyonu aşağıdaki gibidir [2].

**Çizelge 2.1. Tipik bir çift esaslı yakıtın formülasyonu**

| Bileşenler      | %    |
|-----------------|------|
| Nitroselüloz    | 77.5 |
| Nitrogliserin   | 19.5 |
| Potasyum nitrat | 2.15 |
| Difenilamin     | 0.15 |
| Grafit          | 0.3  |

### **2.2.2. Kompozit yakıtlar(Heterojen yakıtlar)**

Bu tip yakıtlar, esas itibarıyla ince öğütülmüş oksitleyici kristallerin, yanıcı bir matrikse dağıtılması ile elde edilirler. Yanıcı matriksin görevlerinden biri de, yakıtın mekanik yapısını arzu edilen özelliklerde tutabilmektir. Tipik bir kompozit yakıtın formülasyonu aşağıdaki gibidir [2].

**Çizelge 2.2. Tipik bir kompozit yakıtın formülasyonu**

| Bileşenler                       | %          |
|----------------------------------|------------|
| Bağlayıcı                        | 10-25      |
| Çapraz bağlayıcı                 | 0.8-4.5    |
| Oksitleyici                      | 60-80      |
| Metalik yamcı                    | 6-20       |
| Plastikleştirici                 | 0-35*      |
| Bağlama maddesi                  | 0-0.5*     |
| Antioksidant                     | 0.01-0.03* |
| *: Bağlayıcının içindeki yüzdesi |            |

### **2.3. Günümüzdeki Roketlerin Genel Karakterleri**

Günümüzde roketler genel olarak güdümlü ve güdümsüz olmak üzere iki ana grupta toplanabilir.

#### **2.3.1. Güdümsüz roketler**

300 km'ye kadar olan kısa mesafelere sabit hedefleri vurmak için atılan ve uçuş kontrolü olmayan roketler güdümsüz roketler adı altında toplanmaktadır. Ancak, bu roketler uçuş esnasında kontrol edilemediklerinden hedeften sapmaları büyük olabilmektedir.

Güdümsüz roketlere örnek olarak, Brezilya'nın geliştirdiği 114 mm ve 108 R, Çin'in 107 mm, Çekoslovakya'nın BM-21 ve RM-130, Fransa'nın RAFAEL ve RAP-14, Almanya'nın LARS, İtalya'nın BR-51, BORA, MİRA, ATILA MKII ve SAMURA ile Rusya'nın geliştirdiği FROG 3, 4, 5, 7 roketleri

sayılabilir. Bu roketlerin ağırlıkları 10 kg-6 ton, çapı 76-550 cm, boyu 83-1050 cm arasında değişmekte ve katı veya sıvı yakıtlar kullanılarak, 6-60 km arasında bir menzil ile 385 m/s-600 m/s arasında bir hıza ulaşılmaktadır [2].

### **2.3.2. Güdümlü roketler**

Güdümlü roketler ise, 300 km'nin üzerindeki mesafelere atılmakta ve uçuş esnasında uzaktan kontrol edilebilmektedir. Bu roketler, güdüm kontrol sistemi ile hareketli veya hareketsiz hedefleri kolaylıkla vurabilmektedirler.

Güdümlü roketler de, karadan havaya, anti-tank ve karadan karaya olmak üzere kendi aralarında 3 grup altında toplanabilir.

Karadan havaya roketler arasında Amerika'nın geliştirdiği PATRIOT, STINGER, REDEYE, HAWK, Almanya-Fransa'nın ROLAND, İngiltere'nin RAPIER ve Rusya'nın SA-6 roketleri sayılabilmektedir. Bu roketlerin ağırlıkları 13-906 kg, çapı 7-41 cm, boyu 122-600 cm aralığındadır. Katı yakıtlı motorlar kullanılarak 500m-225 km arasında bir menzil elde edilmiş ve süpersonik h zlara ulaşılmıştır.

Anti-tank roketler arasında, Amerika'nın geliştirdiği TOW, DRAGON, Rusya'nın SAGGER, Almanya-Fransa'nın HOT, MILAN ve Fransa'nın ENTAC roketleri gelmektedir. Bu roketlerin ağırlıkları, 13-102 kg, çapı 9-15 cm, boyu 82-127 cm arasında olup, katı yakıtlı motorlar kullanılarak, 25 m-4 km bir menzil ile 200 m/s hıza ulaşılmaktadır.

Karadan karaya roketler arasında da, Amerika'nın geliştirdiği LANCE, PERSHING II ve Rusya'nın SCUD B roketleri gelmektedir. Roketlerin ağırlıkları 1500-6300 kg, çapı 53-100 cm, boyu 600-1100 cm arasında

değişmekte, sıvı veya katı yakıtlı motorlar kullanılarak 160-1800 km menzil ile süpersonik hızlara ulaşılmaktadır [2].

#### **2.4. Yakıt Geliştirilmesi ve Seçiminde Gözönünde Bulundurulması Gereken Esaslar**

Roket yakıtlarının geliştirilmesi ve seçimi esnasında dikkat edilmesi gereken bir takım kurallar vardır. Bir yakıt aşağıdaki özelliklere sahip olmalıdır.

- 1) Yakıt hammaddeleri ucuz, emin, nakli ve işlenmesi kolay olmalıdır.
- 2) Yakıt imalat yöntemi basit olmalıdır.
- 3) Yakıt performans özellikleri küçük işlem değişimlerine en az şekilde duyarlı olmalıdır.
- 4) Yakıt, uzun bir depolama süresince, fiziksel ve kimyasal olarak bozulmamalıdır.
- 5) Yakıt, kimyasal enerjisini, gaz sıcaklığı ve özgül darbesi teorik değerine ulaşabilecek kadar yüksek bir oranda verebilmelidir.
- 6) Yakıt yoğunluğunun yüksek olması, gerekli motor hacmini ve dolayısı ile motor ağırlığını azaltacaktır.
- 7) Yakıt, atmosferik şartlardan etkilenmemelidir.
- 8) Yakıtın kendi kendine ateşlenme sıcaklığı yüksek olmalı, darbe ile ateşlenmemelidir.
- 9) Mekanik mukavemeti oldukça yüksek olmalıdır(stresin  $5 \text{ kg/cm}^2$ , kopmadaki uzamanın da % 20'nin altına düşmemesi, elastik modulün ise  $6 \text{ kg/mm}^2$ 'nin üzerine çıkmaması gerekmektedir)[4].
- 10) Yanma hızı bağıntılarında basınç üstel değerinin 0.7'nin üzerinde olmaması gerekir[4].
- 11) Menzildeki hatanın  $\pm\% 1$ 'den daha fazla olmaması için kalorifik değerdeki hata payı % 1.3 içinde tutulmalıdır[5].

- 12) Yoğunluk tayinlerinde maksimum hata % 2.1'de tutulmalıdır[5].
- 13) Viskozite ise işlenebilirliğin iyi olması için 3000 poise'in altında olmalıdır[4].
- 14) Yakıt, komşu olduğu tabakalar ile ısı genleşme katsayısı açısından uyum halinde olmalı ve radyasyona karşı hassas olmamalıdır.
- 15) Yakıtın fiziksel özellikleri ve yanma karakteri, çalışma sıcaklığına en az şekilde bağımlı olmalıdır.
- 16) Yanma ürünlerinin molekül ağırlığının küçük olması, özgül darbeyi arttıracak için arzu edilmektedir.
- 17) Egzos gazı dumansız olmalı ve ayrıca, toksik ve korozyif olmayan bir özelliğe sahip olmalıdır.
- 18) Yakıt ve yanma ürünleri tahmin edilebilir ve istikrarlı bir yanma karakteri taşımalıdır.

## 2.5. Yakıtın Duman Özellikleri

Roket duman teknolojisi, roketin tasarım ve üretiminde bir çok ülkeyi ilgilendiren önemli bir çalışma konusudur. Roket sistemlerinin başarılı bir şekilde çalışması için, yakıtın egzos dumanını ölçmek ve bu dumanın roket güdümü üzerindeki etkisinin belirlenmesi gerekmektedir. Bu nedenle, AGARD(Uzay Araştırma ve Geliştirme Tavsiye Grubu), katı yakıtlı roket egzos dumanı alanında genel bir terminoloji önermiştir ve bu konudaki en önemli husus yakıtların birincil ve ikincil dumanlı olmak üzere ikiye ayrılmasıdır.

Buna göre, birincil dumana, egzosda bulunan katı ve sıvı partikül maddeler neden olur. Partikül maddelere, alüminyumlaşmış yakıtlar için alüminyum oksit, astar malzemeleri için boron veya  $\text{KNO}_3$ , yanma hızı katalizörü olarak  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ , yanma kararlılığını sağlayan  $\text{ZrC}$ , art yanmayı önleyici potasyum

tuzları ve astar malzemesi olarak karbon veya su kristalleri örnek olarak verilebilir[6].

Alüminyum içermeyen yakıt formülasyonları için birincil dumanın önemli ölçüde azaldığı açıktır[6].

İkincil duman ise, egzodaki yanma ürünlerinin atmosferle etkileşimi sonucunda oluşur. İkincil duman, genellikle, su, su-hidrojen klorür çözeltisi ve su-tuz çözeltisinden oluşmaktadır. Eğer, kısmi buhar basıncı, ortam sıcaklık ve basıncındaki doygunluk değerini aşarsa, yoğuşma olur ve ikincil duman oluşur. Şayet, egzosda HCl mevcutsa, HCl etkili doygunluk basıncını azalttıkça, yoğuşma daha hızlı oluşacaktır[6].

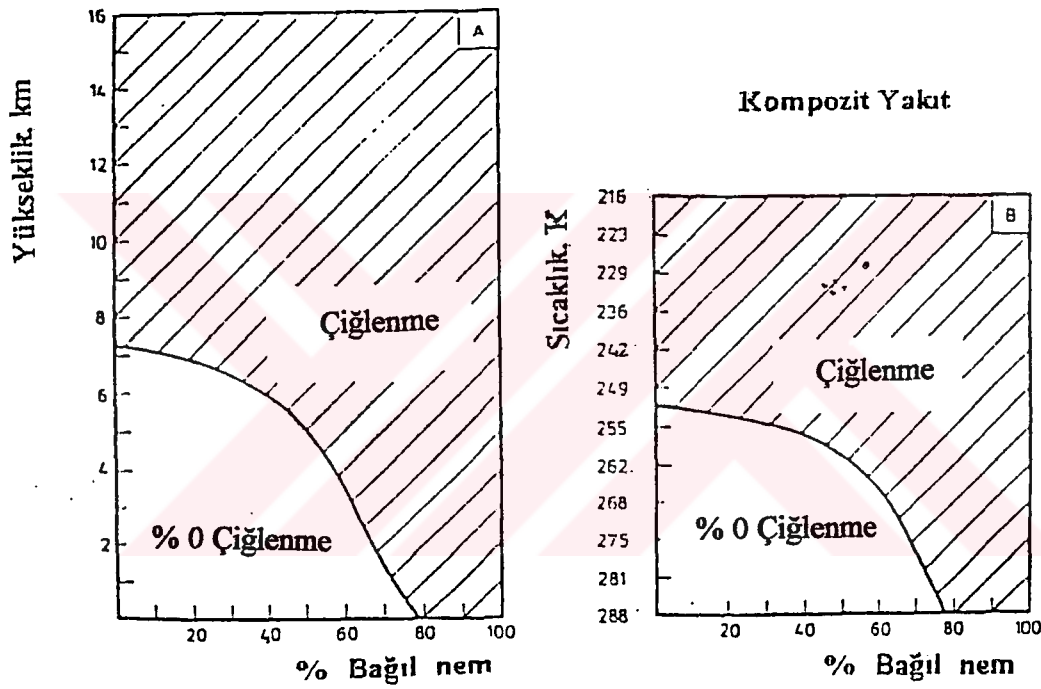
Amerika'da görünebilir duman karakteristiği dört grup altında toplanabilmektedir[7]. Buna göre,

1. **Dumanlı** : Birincil ve ikincil duman üreten bütün yakıt sistemleri bu gruba girmektedir.
2. **Az dumanlı** : Hiç birincil duman içermeyen veya çok az içeren, ancak, ikincil duman içeren yakıtlar bu gruba dahil edilmektedir.
3. **Minimum dumanlı** : Birincil duman içermeyen, ancak, az miktarda ikincil duman içeren yakıtlar bu gruptadır.
4. **Dumansız** : Hiç birincil duman içermeyen, atmosferik koşullar altında ikincil duman oluşturacak maddeler ve yoğuşabilen yanma ürünleri bulundurmeyen yakıtlar bu gruba girmektedir.

Kompozit yakıtlı motorlarda yoğuşmanın oluşup oluşmadığını belirleyen tahmini bir sınır vardır. 7.5 km'nin üzerindeki yüksekliklerde atmosferdeki su

miktarı sıfır olmasına rağmen, çiglenme olmaktadır. Bağıl nem, % 78'in üzerinde olduğu zaman, çiglenmenin bütün yüksekliklerde gözönünde bulundurulması gerekmektedir. 7 km'nin altında, çiglenmenin oluşup oluşmaması ise bağıl neme bağlıdır. Sıcaklıktaki değişim de çiglenme sınırı üzerinde önemli bir etkiye sahiptir(Şekil 2.1.A ve 2.1.B)

[8].



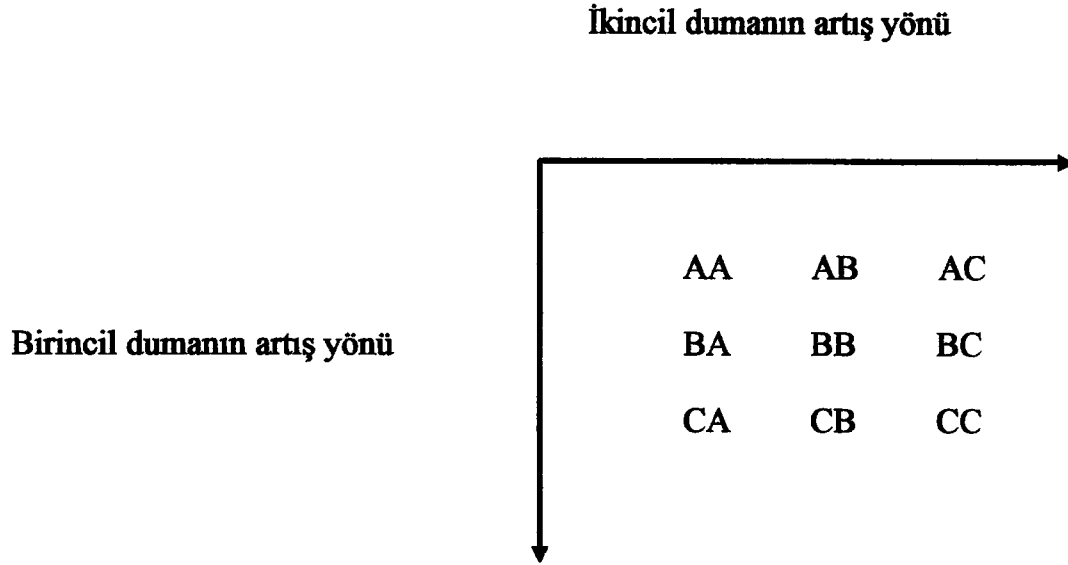
Şekil 2.1.A. Standart atmosfer koşullarında kompozit yakıt motoru için  
bağıl nem-yükseklik çiglenme sınırı

Şekil 2.1.B. Deniz seviyesindeki kompozit yakıt motoru için bağıl  
nem-sıcaklık çiglenme sınırı

Roketin egzoz dumanı, roketin saptanması, tanımlanması ve yerleştirilmesi gibi pek çok özelliği birarada sağlayabilmektedir. İnfrared, görünür ve ultraviyole dalgaboyu elektromanyetik ışınlamalarla pasif bir saptama ve ayırma mümkündür. Roket egzozlarında yer alan birincil ve ikincil duman da pasif anlamda saptanabilmektedir. Aktif anlamda saptama da mümkündür, çünkü, egzozlar turbulans akış bölgelerinde bulunan serbest elektronlardan dolayı önemli radar kesit alanlarına sahiptirler. Saptama esnasındaki hassasiyeti azaltmak için, roketin egzoz dumanını azaltmak gerekmektedir. Çift esaslı, sıvı ve nitramin esaslı yakıtlar minimum seviyede birincil ve ikincil duman içerdikleri için avantajlara sahiptirler. Egzozda art yanmayı önleyerek de bu tip yakıtlarda dumanı azaltmak mümkündür [9].

Roket egzoz dumanında bulunan CO ve H<sub>2</sub>'nin hava ile karışımı sonucunda art yanma oluşabilir. Art yanma, CO ile H<sub>2</sub>'yi CO<sub>2</sub> ve H<sub>2</sub>O'ya oksitler. Dumandaki azot ve yeterli miktarda oksijen bulunması nedeniyle NO ve NO<sub>2</sub> (genelde birleşimi NO<sub>x</sub> olarak verilir) oluşur. NO<sub>x</sub>'i oluşturan sıcaklığa bağlı mekanizma, ilkönce Zeldovich tarafından verilmiştir. Oluşan NO<sub>x</sub> miktarı, roket dumanında yanabilen gazların miktarına, roket dumanı ile onu çevreleyen atmosferin etkili bir şekilde karışımına, artyanmanın yer aldığı sıcaklık ve reaksiyon için gerekli zamana bağlıdır. NO<sub>x</sub> oluşum hızı, alçaklarda yakıt kütlelerinin % 6-7'si, yükseklerde ise % 1'ine kadar değişmektedir [6].

Dumanın birincil ve ikincil duman olarak sınıflandırılması yakıtın sınıflandırılması amacıyla önerilmiştir. Önerilen sınıflandırma aşağıdaki gibidir.



**Şekil 2.2. Duman sınıflandırması**

Şekil 2.2’de AA yakıtı, minimum dumanlı yakıt sınıfındadır. Bu durumda, AC az dumanlı, CC ise dumanlı yakıt sınıfına girmektedir[10].

## **2.6. Egzos Dumanının Sınıflandırılması**

NATO ülkeleri arasında kullanılan terimler duman sınıflandırması açısından standart bir açıklama getirememiştir. Birincil ve ikincil duman için sınıflandırma prosedürüne duyulan ihtiyaç AGARD çalışma grubu için zorlayıcı bir güç oluşturmaktaydı ve sonuç olarak birincil ve ikincil duman için belirlenmesi kolay olan bir sınıflandırma prosedürü oluşturuldu.

### **2.6.1. Birincil duman tayini:**

Birincil duman tayini esnasında yapılan bir takım varsayımlar ve sınıflandırma prosedüründen aşağıda bahsedilmektedir.

**Varsayımlar:**

1. Birincil duman oda basıncı 70 atm ve nozul çıkış basıncı 1 atm iken yoğunlaşabilen metallerin yüzdesini kullanarak dengede ve adyabatik akış varsayımlarıyla sınıflandırılabilir.
2. Egzos ürünlerinin standart koşullarda atmosferle çok iyi karıştığı varsayılır.

**Sınıflandırma prosedürü**

- i) Yakıt hammaddeleri, 70 atm oda basıncı ve 1 atm çıkış basıncında kimyasal denge ve adyabatik yanma kodunda girmektedir.
- ii) Nozul çıkış koşullarını dengeye kaydırarak yoğunlaşabilen her bir metalin kütleli yüzdeleri kaydedilir.
- iii) AGARDP hesaplanır. Bu sayı 0-1 arasında değişmektedir.

$$AGARDP = 1 - \exp\left(-\sum_i \left\{ \% Mp_i N_i / Sg_i \right\} \right) \quad (2.1.)$$

$\% Mp_i$  : Kütleli yüzde

$Sg_i$  : Özgü ağırlık

$N_i$  : Optik özellik sabiti (genellikle 1.0 olarak alınır.)

iv) Eğer  $AGARDP \leq 0.35$  ise A sınıfı

Eğer  $0.35 < AGARDP \leq 0.9$  ise B sınıfı

Eğer  $AGARDP > 0.9$  ise C sınıfı yakıt olarak sınıflandırılır.

**2.6.2. İkincil duman tayini**

İkincil duman tayini sırasında yapılan varsayımlar ve sınıflandırma prosedürü aşağıda yer almaktadır.

**Varsayımlar:**

1. Orijinal konsantrasyonun 1/1000'ini üretmek için egzozun atmosferik hava ile izotermal olarak karıştığı varsayılır.
2.  $0^\circ\text{C}$  (273.15 K) ve 1 atm (0.1013 MPa) ortam koşulları varsayılır.

### Sınıflandırma prosedürü

- i) Denge akışını düşünerek, termokimyasal tahminle yakıt egzoz ürünleri olan HCl ve H<sub>2</sub>O'nun mol kesirleri saptanır.
- ii) Şekil 2.3 kullanılarak, egzostaki toplam halojen miktarı ile toplam su miktarını veren noktanın en iyi uyduğu eğri belirlenir.
- iii) Buradan, doygunluk için gereken bağıl rutubet ve ikincil duman için gereken sınıflandırma yapılır.

Doygunluk için gereken koşul aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$P_{H_2O} + P_{cond} = P_{sat} \quad (2.2)$$

$P_i$ : gazın kısmi basıncı

Dalton kanunu kullanılarak,

$$P_i = \text{mol kesri}(f_i) \times \text{toplam basınç} \quad (2.3)$$

$$P_{H_2O} = P_{sat} - 1.01325(f_{H_2O} + f_{HCl}) \quad (2.4)$$

$P_{cond}$ : egzosta yoğunlaşabilen bileşenlerin kısmi basıncı

Su için doygunluk basıncı 273.15 K'da 6.1078 mb(610.78 Pa)'dır.

$$P_{sat} = K \times 6.1078 \text{ mb} \quad (2.5)$$

K: suyun asit üzerinden kısmi basıncının doygunluk basıncına oranı

$$P_{H_2O} = 6.1078 \times K - 1.01325(f_{H_2O} + f_{HCl}) \quad (2.6)$$

Üstteki eşitliği, 6.1078'e bölüp, 100 ile çarparak bağıl nem hesaplanabilir.

$$RH = (P_{H_2O} / 6.1078) \times 100 \quad (2.7)$$

$$RH = 100 \times (K - f_{total} \times 0.16589) \quad (2.8)$$

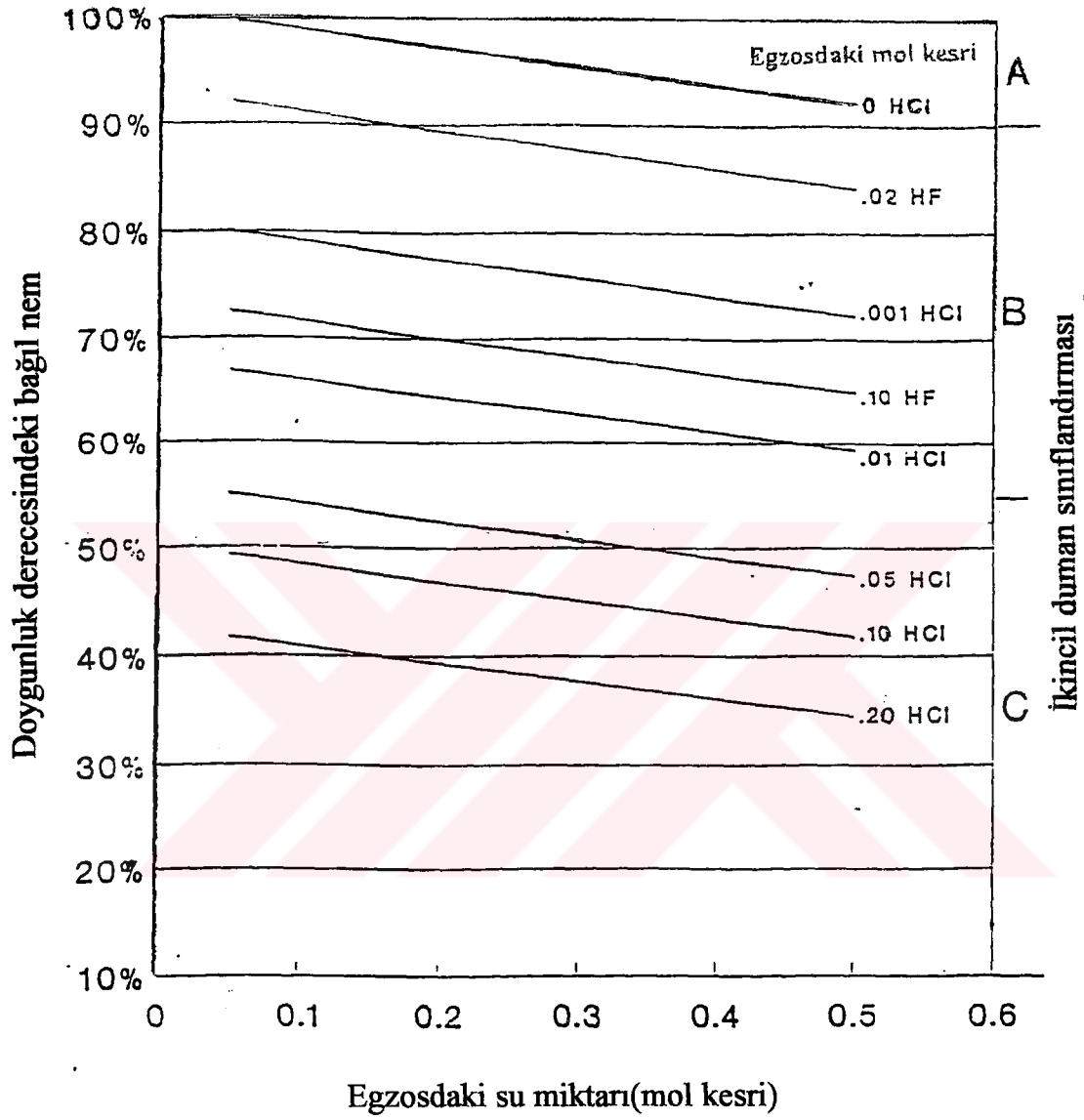
$$P_{HCl} = (1013,25/1000) \times f_{HCl} \quad (2.9)$$

Şekil 2.4'den, varsayımlar gözönünde bulundurularak "Eş. 2.9"da "mbar" cinsinden belirlenen HCl'nin sulandırılmış kısmi basıncı yardımı ile, K değeri ve RH saptanarak, yakıtın ikincil duman sınıflandırması belirlenir[10].

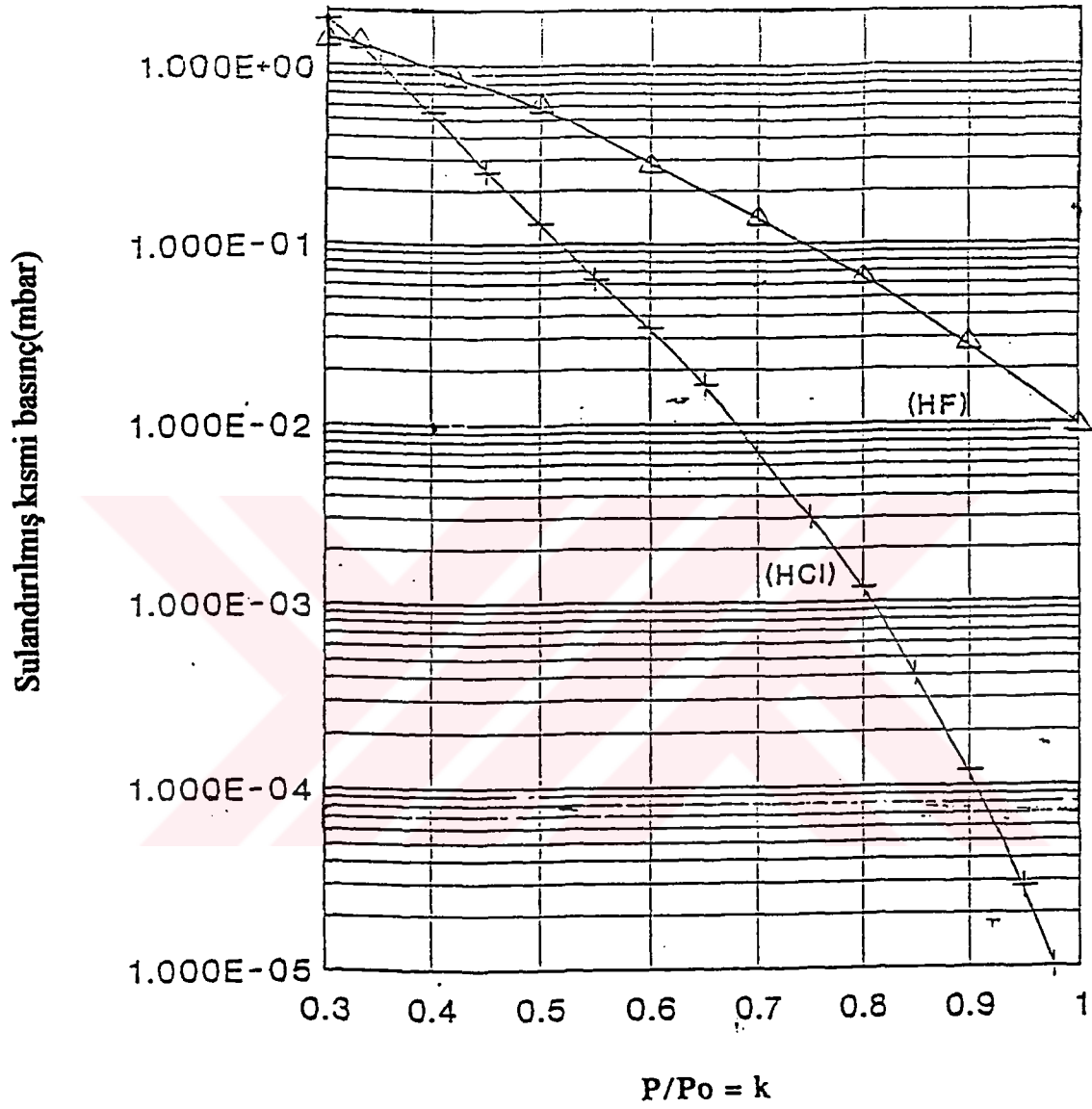
Eğer  $\% 90 < RH \leq \% 100$  ise A sınıfı

Eğer  $\% 55 < RH \leq \% 90$  ise B sınıfı

Eğer  $RH < \% 55$  ise C sınıfı ikincil duman sınıflandırması yapılmaktadır [10].



Şekil 2.3.  $0^{\circ}\text{C}$  ve 1 atm'de AGARD ikincil duman sınıflandırması için doygunluk derecesindeki bağıl nem



Şekil 2.4. 0°C'de asit-su buharı dengesini sağlayan faktör

## 2.7. Az Dumanlı Yakıtların Geliştirilmesi

Yeni bir bileşene bağlı bir yakıt geliştirmek mümkün olduğunda tartışılması gereken önemli problemler yakıtın enerjisi, kimyasal kararlılığı ve yanma esnasındaki kararlılığıdır. Bunun yanında, maliyet, teknoloji, önemli formülasyonların bileşimi ve mekanik karakteristiklerle ilgili problemler de çok önemlidir [11]. Ancak, istenen bütün özelliklerin gerçekleştirilmesi her zaman için mümkün değildir. Bazıları başarılabilir, bazıları ise diğerlerine bağlı olarak gelişebilir[12].

Çoğu yakıtlar için en genel istek, yüksek enerji içeriğidir. Bazı ilave maddelerinin sayısı ve konsantrasyonu artırılarak, özgül darbe artırılabilir. Ancak, katı madde miktarındaki artış da yakıtın mekanik özelliklerini bozabilir. Bu nedenle, yakıt gelişimi esnasında enerji içeriği kadar diğer özellikler de dikkate alınmalıdır [12].

Bir roketin istenen hedefe ulaşması için, yeterli itmeyi sağlaması gerekir. Bir sistemdeki yakıtın performansı; özgül darbe, kullanılan yakıt kütlesi ve toplam sistem ağırlığına bağlı olarak değişecektir. Bunlar da, yakıtın kimyasal yapısı ve yoğunluğuna, motor yanma odasının basınç ve sıcaklığına, yakıtın mekanik ve balistik özellik değerleri ile bu özelliklerin tekrarlanabilirliğine ve nozulun erozyon karakteristiği ile izolasyon malzemelerine bağlıdır[13].

HTPB esaslı kompozit yakıtlar, katı roket motorlarındaki uygulamalar için günümüzde vazgeçilmez derecede önem taşımaktadır. Bu yakıtların, kimyasal yapılarındaki yaşlandırma çalışmalarına bakıldığında, uzun süreli depolanma kapasitesine sahip oldukları saptanmıştır [14].

Günümüzün kompozit yakıtları AP'yi oksitleyici olarak kullanmaktadır. Bu yakıtlar, yüksek performans ve yanma hızı ile karakterize edilmektedir [15]. Ancak, ateşleme esnasında oluşan hidroklorik asit, diğer klorlu bileşikler, zehirli olan ağır veya hafif metal oksitler doğayı ve su kaynaklarını kirletebilir, atmosferik kaliteyi düşürebilir ve hatta atmosferik davranışı etkileyecek bir potansiyel yaratabilir[16]. Bu kirleticilerin konsantrasyonunu performansta önemli kayıplar olmadan azaltmak en ilgi çekici konulardan biridir. Bu değişik yollarla gerçekleştirilebilir[12]. Yeni geliştirilen oksitleyiciler, geleneksel yakıt bileşenleri ile birlikte kullanılarak bu zararlı maddeleri yok edecek yeni yakıt formülasyonları oluşturabilmektedir[16]. Bu durumda AP, kısmen veya tamamen başka bir oksitleyici ile yer değiştirebilir ve yapılan deneylerle yakıtın mekanik ve balistik testleri yanında enerji içeriği ve roket egzoz dumanı da tayin edilir[12]. Egzos dumanındaki bu kirleticilerin tayini de yakıtın kimyasal kompozisyonunu esas alan termodinamik hesaplamalara ve motorun çalışma koşullarına bağlı olarak hesaplanabilmektedir[11].

Maliyet, özellikle ticari sistemlerde, daima sistem yürütücüsü olmaktadır. Hammaddelerin maliyeti, yakıta göre dağılıma bakıldığında sistem maliyetinin yalnızca, bir kısmını oluşturmaktadır. Motorların üretimi de gözönünde bulundurulmalıdır. Eğer, proses çok iş ve zaman gücü alıyorsa ve malzeme ile motorların depolanması için özel çevre koşulları gerekiyorsa, maliyet artmaktadır. Atıkları da içeren gerekli çevre düzenlemeleri yapıldığında maliyet önemli ölçüde artmaktadır ve sistem üzerinde etkili olmaktadır[13].

Roket endüstrisinde sistem güvenilirliği de önemli bir konudur ve özellikle uçuşlar esnasında büyük önem taşımaktadır. Sistem güvenilirliği, kullanılan yakıta, yakıtın mekanik ve balistik özelliklerinin tekrarlanabilirliğine, yakıtın

ateşlenme esnasındaki tutarlılığına, yeterli emniyet faktörlerine ve yakıt çekirdeği tasarımının kompleks oluşuna bağlıdır[13].

Hedefteki esnekliğe ve düşük maliyete ulaşmak için sistemin çalışabilirliği önem taşımaktadır. Bir motorun fırlatıcıya ne kadar sürede yerleştirildiği, istenen çevresel kısıtlamaların kaç tane olduğu ve fırlatıcıdan sonra uçuş süresinin ne kadar olduğu gibi sorular bir yakıt sistemi kullanılmadan önce aydınlatılmalıdır[13].

Malzemelerin tehlike sınıfları, karıştırma esnasında, öncesi ve sonrasında üzerinde önemle durulması gereken bir konudur ve genellikle formülasyon geliştirilmesinde etkin bir faktördür[13]. Tehlike sınıflandırması, Birleşmiş Milletler Organizasyonu(UNO) tarafından tavsiye edilen sistem esas alınarak hazırlanmıştır. Buna göre, silah ve patlayıcıları içine alan tehlikeli malzemeler dokuz gruba ayrılmıştır ve birinci grup patlayıcılardan oluşmaktadır. Ayrıca, bu tehlike sınıfları malzemelerin paketleme tipi ve depolama koşulları gibi birtakım faktörler gözönüne alınarak ayırma işleminin daha kolaylıkla yapılabilmesi için beş alt gruba bölünmüştür. Bunlardan, 1.1; kütleye bağlı olarak patlayabilen bazı yakıtlar, roketler, savaş başlıkları ve bombaları, 1.2; kütleye bağlı olarak patlamayan ancak, parçacık tesiri yaratan patlayıcıları, 1.3; güçlü yanıcıları, 1.4; patlama tehlikesi olmayan orta güçteki yanıcıları, 1.5 ise; duyarsız yüksek patlayıcıları içermektedir[17].

Malzemenin elde edilebilirliği de düşünülmelidir. Bir yakıt istenen bütün özelliklere sahip olabilir, ancak, bileşenlerden bir veya birkaçı istenen miktarlarda elde edilemezse, üretim düşünülemez. Bu nedenle, hammadde üretimi ve üretimin yerleşmesi gibi faktörler de önemlidir[13].

Temiz yakıtların geliştirilmesi ise, evrimsel bir prosestir. Günümüzde temiz yanma ürünleri veren yakıtlar bu nedenden dolayı büyük önem kazanmaktadır. Temiz yanma karakteristiğinden dolayı, katı roketlerde kullanılan ve ilgi duyulan enerjik malzemelerden birisi de amonyum nitrat(AN)'tır ve tehlikesi de amonyum perklorata(AP) göre daha azdır. Ancak, AN, düşük yanma entalpisi ve düşük yanma hızına sahip olduğundan, yakıt içerisinde kullanılırken bir takım zorluklarla karşılaşmaktadır. AP ve AN arasındaki farklılıklar nedeniyle, AN'li yakıtların gaz alevleri, yoğunlaşmış yüzeyden daha soğuk ve daha uzaktır, bu da, ısı geri dönüşünün azalmasına ve ateşlenmenin daha zor olmasına neden olmaktadır[18].

AN/HTPB esaslı yakıtların geliştirilmesine yönelik çalışmalar, uygun yakıt kompozisyonunun geliştirilmesini içermektedir. Bu esnada dikkat edilmesi gereken yüksek performans( $I_{sp} > 200$  s), yanma özelliklerinin kabul edilebilir sınırlar içinde olması, işlenebilirlik, mekanik özellikler ve kararlılığın iyi olması gibi bir takım hedefler vardır.

Bu hedefleri etkileyen parametreler ise; katı madde miktarı, katı maddelerin özellikleri ve tipleri(AN miktarı, AN'nin partikül boyut dağılımı, AP miktarı, AP'nin partikül boyut dağılımı,  $Fe_2O_3$  miktarı), HTPB polimeri(çapraz bağlayıcı tipi, NCO/OH değeri ve triol/OH oranı) ve diğer ilave maddelerdir(bağlama maddeleri, antioksidantlar ve stabilizörler)[19].

AN'li yakıtların geliştirilmesinde pek çok çalışma yapılmıştır. AN ve enerjik bağlayıcılardan oluşan yakıt sistemlerinin dumansız değişkenleri roketlerde kullanılan yüksek enerjili ve minimum dumanlı yakıtlar sağlamaktadır. Bu tip yakıtlar, yüksek enerjinin yanı sıra, esneklik, düşük donma noktası ve düşük patlama hassasiyetine de sahiptir[20].

Son bir kaç yıldır, kompozit yakıt teknolojisinin yeni silah sistemlerine bir güç kaynağı olarak uygulanması gitgide önem kazanmaktadır. Özellikle, güdümlü roket sistemlerinde, kompozit gaz jeneratörler; ağırlık, güvenilirlik ve maliyet açısından optimum çözüm olarak düşünülmektedir. Düşük yanma hızı sağlamak için, oksitleyici olarak AN kullanan yakıtlar tercih edilmektedir. Geleneksel AP'li yakıtlar gaz jeneratörlerde kullanılamamaktadır. Çünkü, yanma sıcaklıkları çok yüksektir, yanma gazları koroziftir ve istenen yanma hızlarına ulaşamamaktadır[21].

## **2.8. Az Dumanlı Yakıtlarda Kullanılan Önemli Bileşenler**

Az dumanlı yakıtların geliştirilmesi esnasında kullanılan birtakım hammaddeler vardır ve bunlardan aşağıda bahsedilmektedir.

### **2.8.1. Amonyum nitrat**

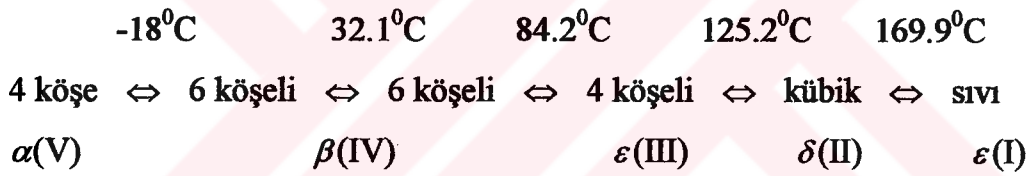
AN, nitratlar arasında en kolay sağlanabileni ve ucuz olanıdır. Bu madde sentetik olarak, amonyak ve nitrat asidinden elde edilir. Amonyum nitratı ilk önce 1659 yılında Glauber üretmiş ise de, ancak, 19. yüzyılda diğer patlayıcı maddelerin bileşeni olarak kullanılmaya başlanmıştır. Amonyum nitrat en çok kullanılan oksitleyicilerden biridir ve patlayıcı maddelerin çoğunun ana katkı maddesidir. Bunun nedeni, kimyasal mukavemetinin çok yüksek olması ve sürtünme ve darbeye karşı çok az hassasiyet göstermesidir. Bu özellikler bünyesine girdiği patlayıcı maddelerde de kendini gösterir[22].

AN'nin oluşum entalpisi ve oksijen yüzdesinin AP'ye göre daha düşük, darbe ve sürtünme hassasiyetinin ise daha yüksek olduğu literatürde belirtilmiştir[23].

Kullanma alanını sınırlayan ve zorlaştıran bir kusuru da sudaki çözünürlüğü oldukça yüksek olduğundan çok higroskopik oluşudur[22]. Bu durum patlayıcılarda kullanımını da zorlaştırmış ve 1940'lara kadar yaygın bir şekilde gübre olarak kullanım dezavantajını getirmiştir[24].

AN, beyaz, kristal yapılı ve 169.6°C'de eriyen bir maddedir. Farklı sıcaklıklarda biri diğerine dönüşen 5 kristal modifikasyonu vardır[22].

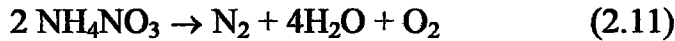
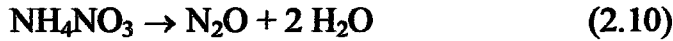
Modifikasyon şekilleri şunlardır:



Çizelge 2.3. Amonyum nitratin kristal modifikasyonundaki değişiklikler

| Amonyum nitratin kristal<br>değiştirme şekli | Sıcaklık(°C) | Hacim<br>değişikliği(cm <sup>3</sup> /g) | ΔH(cal/g) |
|----------------------------------------------|--------------|------------------------------------------|-----------|
| I-II                                         | 125..2       | -0.013                                   | +11.9     |
| II-III                                       | 84.2         | +0.008                                   | +5.3      |
| III-IV                                       | 32.1         | -0.022                                   | +5.0      |
| IV-V                                         | -18          | +0.016                                   | +1.6      |

Ayrıca, AN, son derece kararlı bir tuzdur. Bozunması ya şok esnasında ya da yüksek sıcaklıklarda en azından iki farklı tarzda değişik ürünlerin oluşumu ile gerçekleşmektedir[24].



Birinci reaksiyon, AN 200<sup>0</sup>C'den 260<sup>0</sup>C'ye ısıtıldığında emniyet içerisinde oluşur ve hatta reaksiyon hızlı olduğunda bile kontrol edilebilir. İkinci reaksiyon, AN patladığı zaman büyük bir hız ve şiddetle oluşur[24].

AN, küçük miktarlarda taşındığı zaman emniyetli bir maddedir, ancak, aynı zamanda yüksek patlayıcı potansiyeline de sahiptir. AN, aşağıda belirtilen şu 3 koşul gerçekleştiğinde bir patlayıcı olarak düşünülebilir.

1. Yüksek hızlı bir patlayıcı ile harekete geçirildiğinde,
2. Yüksek sıcaklıklarda tutulduğunda,
3. Oksitleyici bir madde ile birarada bulunduğunda patlama riski olabilir[24].

AN'de -18C ve +170<sup>0</sup>C arasında 5 değişik modifikasyon görülür. AN'deki nem ve farklı kristal yapısı topaklanma eğilimi yaratır ve IV. modifikasyondan III. modifikasyona geçişte 33-37<sup>0</sup>C sıcaklıklarda % 4 civarında hacimsel bir artış gerçekleşir. Bu hacimsel artış AN'li yakıtların kullanımını sınırlamaktadır, çünkü, 33<sup>0</sup>C'deki faz geçiş noktasını bir kaç kez geçmek oksitleyici partiküllerinin bağlayıcıdan ayrılmasına, fiziksel, mekanik ve balistik özelliklerde de önemli değişimlere neden olur[21].

AN'nin -16-32.1<sup>0</sup>C arasındaki kristal yapısı 32.1<sup>0</sup>C'ye kadar kararlıdır ve nem miktarı % 0.5'den az olduğu zaman topaklanma olmaz. Sıcaklık 32.1<sup>0</sup>C'nin üzerine çıktığında kristal yapısında % 3 civarında hacimsel bir artış olur ve ince bir toz halinde parçalanır. Açıkta bırakıldığı zaman da çimento gibi

sertleşir, bu olay özellikle rutubetli ortamlarda gerçekleşir[25]. Sertleşme, 32.1-84.2 °C arasındaki kristal yapıda da 32.1°C'nin altına soğutma yapıldığında gözlenir. Bu da, rutubet miktarı % 0.15'den az olan kuru numunelerde oluşur[26].

Minimum dumanlı ve hassasiyeti düşük yakıtlar için oksitleyici olarak amonyum nitrat(AN) kullanımı yakıt formülasyonları üzerinde çalışan araştırmacılar için önemli bir ilgi odağıdır. Bu madde, minimum kirlilik ve az dumanlı yanma ürünleri ile düşük şok ve darbe hassasiyeti vermesiyle tanımlanmaktadır[27]. AN, kolaylıkla elde edilebilir ve ucuzdur, ancak, düşük performans ve düşük yanma hızı vermesi biraz düşündürücüdür[15]. Ayrıca, AN'li yakıtlar yüksek basınç üstel değeri (0.5-0.6) ve yüksek sıcaklık hassasiyeti gösterir[6].

AN, roket kompozit yakıtları ve gaz jeneratör ailesi için önemli bir bileşendir. Yapısında klor bulunmaması ve yanma sonucunda korozif ve toksik olmayan ürünler vermesi onun avantajları arasındadır. Ancak, bunun yanında, kristal yapısındaki faz geçişleri nedeniyle büyük hacimsel değişimlere neden olması, düşük yanma hızı vermesi, ateşlenmesinin zor olması ve son derece higroskopik olması gibi bir takım dezavantajları da vardır[28]. Sıcaklığın bir fonksiyonu olarak AN'nin farklı kristal yapılarına sahip olması, AN'li yakıtların yoğunluğunu, mekanik özelliklerini ve yanma hızını değiştirmektedir[21]. Bu, faz geçiş problemi, AN'nin kristal yapısına Ni, Cu ve Zn gibi geçiş metallerinin oksitlerini ilave ederek çözülebilir[28].

AN, yakıt içerisinde saf olarak veya Ni, Cu, Zn gibi geçiş elementleri ilave edilerek kararlı formda kullanılabilir[29]. Kararlı hale getirilmeden katı roket yakıtlarında uygulamak pratikte doğru olmasa da, bu tip AN ile yapılan

yakıtlar, uygun formulasyonlar kullanıldığında çok temiz yanma verebilirler ve düşük patlama hassasiyetine sahiptirler[16].

AP'nin uzaklaştırılması ile egzosta bulunan klorlu bileşiklerden dolayı oluşan problemler azalmakla beraber, AN'nin kullanılması egzoz emisyonları ile ilgili iki önemli konuyu gündeme getirmektedir. Birincisi, normal sıcaklıklarda depolama esnasında, AN'de kristal büyümesine neden olan bir faz geçişi olabilir. AN'ye bir metal oksit ilavesi ile, bu faz geçişi kararlı hale getirilebilir, ancak, faz kararlayıcı oksitlerin kullanımı Isp'de kayıplar sağlaması yanında, yakıt içerisinde yeterince yüksek miktarlarda bulunursa, bir miktar birincil dumana da neden olmaktadır[30].

AN'nin yanmasındaki diğer bir dezavantaj, zararlı azot bileşiklerinin ve bunların en önemlilerinden olan azot oksitlerin( $\text{NO}_x$ ) oluşumudur. Bu konu, hava kirliliği ve ozon tabakası açısından önem taşımaktadır. Azot oksitlerin( $\text{NO}_x$ ) oluşabileceği iki yol vardır. Birincisi, tam yanma esnasındaki reaksiyon basamaklarından biri olan azot oksitlerin( $\text{NO}_x$ ) oluştuğu yakıt bileşenlerinin ve özellikle de AN'nin direkt olarak yanmasından dolayıdır. İkinci yol ise, oksijen ve azot gazlarının yüksek sıcaklıklarda özellikle egzoz dumanındaki art yanmada birleşmesinden oluşmaktadır. Çünkü, AN'li yakıtların egzozları, AP'li yakıtların egzosuna göre daha soğuktur, dolayısı ile ikinci yol nedeniyle çok fazla  $\text{NO}_x$  oluşmayacaktır. Ancak, AN'li yakıtlardaki yanıcının bağlı olduğu azot miktarı AP esaslı yakıtlara göre daha fazla olduğundan, ilk yol daha fazla önem kazanmaktadır[30].

### 2.8.2. Plastikleştiriciler

Uçucu olmayan yüksek molekül ağırlıklı katkı maddeleridir. Moleküller arası etkileşim kuvvetini azaltarak viskoziteyi düşürürler. Bundan dolayı, moleküler akışkanlığı artırırlar. Polimerin camsı geçiş sıcaklığını( $T_g$ ) düşürerek yakıtın düşük sıcaklıktaki mekanik özelliklerini iyileştirirler. En önemli dezavantajları göç etmeye meyilli olmalarıdır. Plastikleştirici miktarının fazla olması yakıtın elastik modülünü düşürür[31].

### 2.8.3. HTPB:

HTPB, yakıtın balistik ve mekanik özelliklerini etkileyen en önemli bileşendir. Kompozit yakıtlar için geliştirilmiştir[32]. Bağlayıcı olarak bir çok avantajı vardır. Bunlar;

1. Viskozitesi düşüktür.
2. Yoğunluğu düşüktür.
3. Mekanik özellikleri geniş bir sıcaklık aralığında iyidir( $-40^{\circ}\text{C}$ ,  $+50^{\circ}\text{C}$ ).
4. Newtonian karakter gösterir.
5. Sertleşme sıcaklığı düşüktür.

En önemli özelliği, diğer bağlayıcılar ile karşılaştırıldığında, başlangıçtaki düşük viskozitesinden dolayı, katkı maddelerinin oldukça büyük miktarlarını taşıyabilmesidir. Bağlayıcı özelliğinin dışında, yanıcı olarak da yakıtın enerjisini artırır. HTPB'nin hidroksil grupları ile çapraz bağlayıcının izosiyanat grupları arasındaki çapraz bağlanma reaksiyonları sayesinde yeterli mekanik özelliklerde yakıt elde edilir[33].

HTPB'nin bünyesinde cis, trans ve vinil olmak üzere üç farklı yapı mevcuttur. HTPB için bu grupların yüzdesi literatürde % 55-60 trans, % 20 cis ve % 20-25 vinil olarak verilmiştir[34-36]. Vinil miktarının düşük olması viskozite ve camsı geçiş sıcaklığını(Tg) düşürerek mekanik özelliklerin daha iyi olmasını sağlayacağından vinil miktarının yüksek olması istenmemektedir. HTPB için camsı geçiş sıcaklığı da (-81<sup>0</sup>C) ve (-85<sup>0</sup>C) olarak literatürde verilmiştir[37-38].

#### **2.8.4. Çapraz bağlayıcılar:**

Bunlar, bağlayıcı HTPB polimerin fonksiyonlu grupları ile reaksiyona girebilen(-NCO) fonksiyonlu gruplara sahip maddelerdir. Yakıt içinde bir ağ örgüsü yaparak katı dolgu maddelerinin bu ağ içinde hapsedilmesini sağlarlar. Kompozit yakıtlarda genellikle, çapraz bağlayıcı olarak diizosiyanatlar kullanılmaktadır.

#### **2.8.5. Bağlama maddeleri:**

Mekanik özellikleri iyileştirmek için kullanılırlar. Bu özellikler, yakıtın uzaması, gerilimi ve elastik modülünü içerir. Bir kompozit yakıt içinde bağlama maddesi konulmadan yakıtın uzaması % 30 civarındayken, bağlama maddesi ilavesi ile uzama % 80'e ulaşmaktadır. Yakıtın depolanma ve bekletilme süresinde kırılma, çatlama gibi hasarlar görmemesi için uzamanın belli limitler içerisinde olması istenir. Elastikiyet arttıkça gerilim artmaktadır. Gerilimin artması istenmeyen bir durum olduğundan gerilim-uzama arasındaki ilişkinin optimum bir düzeyde olması istenir. Bağlama maddeleri, oksitleyici ile poliüretan yapı arasındaki bağlanma kuvvetini arttırarak bu özelliklerin

istenilen seviyede tutulmasını sağlarlar. HTPB esaslı yakıtlar için en fazla kullanılan bağlama maddesi, TEPANOL'dür[39].

Ayrıca, TEPANOL, düşük sıcaklıktaki fiziksel özellikleri ve "yaşlanma" olaylarını da iyileştirir[40].

#### **2.8.6. Antioksidantlar:**

Yakıtın oksitlenerek bozunması olaylarını geciktirdikleri için polimerin depolanmasında koruyucu olarak kullanılırlar. Dallanmış yapıları nedeniyle oksijenin yakıta girmesini engeller ve radikaller oluşturarak yaşlanmayı yavaşlatırlar.

#### **2.8.7. Katalizörler:**

Yanma hızını arttırmak için kullanılırlar. Aynı zamanda çapraz bağlanma hızını da katalizledikleri bilinmektedir. Genellikle, metal oksitler katalizör olarak kullanılır ve ağırlıkça % 0.2-3.0 oranında yakıta ilave edilirler.

### **2.9. Katı Yakıtların Mekanik Karakteristiği**

Kompozit yakıtlar, yeterli performansı sağlamak için yumuşak polimerik bir bağlayıcının dolgu maddesi olarak inorganik bir oksitleyici, antioksidant ve yanma hızı katalizörünü kullanması ile oluşmaktadır. Yakıt kullanım süresi boyunca, bazı gerilim ve uzamalara maruz kalmaktadır. Bu gerilim ve uzamalara, yakıtın sertleşmesi, sıcaklık çevrimi ve motorun ateşlenmesi esnasında rastlanmaktadır[41].

Yakıtın sertleşmesi esnasında oluşan büzölmeler, gerilimin artmasına neden olmaktadır. Yakıtın büzölmesi, yeni kimyasal bağların oluşumundan dolayıdır. Polimerizasyon esnasında, jel noktasına ulaşmadan önce, bağlayıcıdaki üç boyutlu moleküler ağıın oluşumuna öncelik verilerek, büzölme nedeniyle oluşan gerilimler moleküler seviyede viskoz akışla azaltılabilir. Jel noktasına ulaşıldıktan ve yakıt motor borusuna bağlandıktan sonraki büzölmeler önemli bağların kırılması ile çekirdekte azaltılamayan gerilimlere neden olur. Çekirdek bağlandıktan sonra, dış çevresi sabitlenir, büzölme çekirdeğin içerisindeki boş kısım etrafında maksimum gerilim verir[42].

Çekirdek, sertleşme sıcaklığının altına soğutulduğu zaman, sertleşme esnasında yakıtta oluşan büzölme gibi aynı nedenden dolayı gerilimler oluşur. Çünkü, kompozit yakıtın termal genişleme katsayısı, çelik motor borusundan 10 kat daha fazladır[43]. Yakıtın büzölmesi de yine aynı şekilde, çekirdeğin iç boşluğu etrafında maksimum gerilim vermektedir.

Depolama süresi esnasındaki sıcaklık değişimi, yakıt için diğer bir önemli uzama ve gerilim kaynağıdır. Çekirdek zamanla soğuduğunda, çekirdeğin bütün bölümleri dış sıcaklığa ulaşmıca kadar, gerilimler monoton bir şekilde değişecektir. Soğutma çevrimi esnasında, yakıtın termal genişleme katsayısının büyük olması nedeniyle, çekirdek motor borusundan ayrılmaya çalışacak, bu da gerilim yaratacaktır. Ancak, yeterince uzun bir süre sonra termal dengeye ulaşıldığında gerilim de maksimuma ulaşmaktadır[44].

Gerilim, motor borusuna bağlı çekirdeklerde motorun ateşlenmesi esnasında da oluşur. Ateşleme boyunca, yanma odasındaki basınç, motor tasarımına bağlı olarak genellikle 200-1000 psi arasında denge veya çalışma basıncına hızla

ulaşır. Bu basınç ekirdeğın iç kısmındaki boşluk etrafında maksimum gerilim verir[42].

Sertleşen yakıt, yukarıda belirtilen sebeplerden dolayı, gerilim ve uzamalara dayanacak yeterli mekanik özelliklere sahip olmalıdır. Motor borusuna bağı yakıtlar için istenen en önemli mekanik özellik, termal çevrim, ateşleme ve motorun depolanması esnasındaki uzama hızları ile geniş bir sıcaklık aralığında son uzamanın fazla olmasıdır[45]. Yakıtın modulu ve gerilimi düşük olabilir, ancak, yerçekimi veya atalet kuvvetleri ile uçuş esnasındaki hızlandırıcı güçlere dayanabilmelidir[42].

Dolgulu bir polimerin mekanik davranışı çok komplekstir. Dolgulu olmayan elastomerlerin mekanik davranışı genellikle ‘‘Hooken springs’’ ve ‘‘Newtonian dashpots’’ denilen mekanik modellerin çalışması ile gösterilebilir. Yüksek dolgu maddesine sahip elastomerlerde, dolgu maddelerinin ilavesi mekanik özellikleri daha karmaşık hale getirir. Polimer matrisindeki herhangi bir deformasyon, partiküllerde düzensiz uzamalara ve homojen olmayan davranışlara neden olur. Buna ilave olarak, partiküller arasındaki fiziksel etkileşim, katı yükleme fazla olduğunda dolgulu polimerin davranışını değıştirir[46].

Kompozit bir yakıtın mekanik özellikleri;

- Bağılayıcının karakteristiğine,
- Katı partiküllerin karakteristiğine,
- \* Konsantrasyon
- \* Partikül boyutu ve partikül boyut dağılımı
- \* Bileşenlerin hacimsel kesri
- \* Şekil ve yüzey karakteristiğı

- Katı partiküller ve bağlayıcı matriks arasındaki bağın gücüne bağlıdır.

### **2.9.1. Yakıtın mekanik özellikleri üzerinde bağlayıcı matriksin etkisi**

Bağlayıcı, sistemin devamlı bir matriksidir ve mekanik özellikler, motor güvenilirliği, yakıtın karışım prosesi, depolanma ve yaşlanması üzerinde önemli bir etkiye sahiptir.

Katı bir yakıtın mekanik özelliklerinin en önemli parametresi, uzama kapasitesidir ve bu parametre polimerik bağlayıcının çapraz bağlanma yoğunluğuna güçlü bir şekilde bağlıdır. Çapraz bağlanma yoğunluğu arttıkça, yakıtın kopma noktasındaki uzaması artar, ancak, çapraz bağlamada belli bir seviyeden sonra, uzama önemli derecede azalır[43]. Poliüretan bağlayıcının çapraz bağlanma yoğunluğu polimer, çapraz bağlayıcı ve bağlayıcı matriksdeki çapraz bağlanma miktarını değiştirerek kontrol edilebilir. Bu durumda, katı yakıtın mekanik davranışı geniş bir aralık boyunca değiştirilebilir.

### **2.9.2. Yakıtın mekanik özellikleri üzerinde dolgu maddesinin etkisi**

Kompozit katı yakıtlar, hacimsel yüzde olarak 75 veya daha üzerinde dolgu maddesi taşıyan yüksek dolgulu polimerlerdir. Yakıtın enerji miktarının optimizasyonu için, yüksek dolgu miktarı gereklidir. Kompozit bir yakıtın dolgu miktarı, bazı önemli parametrelerle sınırlıdır.

- i) Sertleşmemiş yakıtın viskozitesi dökülebilecek kadar düşük olmalıdır.
- ii) Yakıt, kopmadan yeterince yüksek uzama kapasitesine sahip olmalıdır.
- iii) Yakıt, yeterli başlangıç modulu ve gerilim değerlerine sahip olmalıdır.

İnorganik oksitleyici, yanma hızı katalizörü ve antioksidant kompozit katı yakıtların üretiminde genellikle dolgu maddeleri olarak kullanılmaktadır. Bu katı maddelerin yumuşak bağlayıcı matriks içerisinde dağılması mekanik ve balistik özellikleri farklı olan kompozit bir yakıt üretir. Kompozit yakıtın mekanik özellikleri dolgu maddelerinin karakteristiğinden etkilenir. Bunlar;

- Katı maddelerin toplam miktarı
- Bileşen sayısı
- Her bir bileşenin hacimsel kesri
- Katı partiküllerin boyutu ve boyut dağılımı
- Katıların yüzey karakteristikleri ve şeklidir.

## **2.10. Katı Yakıtların Balistik Karakteristikleri**

### **2.10.1. Yanma hızı**

Kompozit bir yakıtın yanması, bütünüyle yakıtın yüzeyinde ilerleyen bir olaydır. Pratik uygulamalar açısından bakıldığında, yanmanın en önemli karakteristiği lineer yanma hızıdır. Bu da; çekirdek yüzeyine dik olarak alev tarafından saniyede katedilen uzaklık olarak tanımlanmaktadır. Katı bir yakıtın yanma hızı, yakıt kompozisyonu ve basınca bağlı olarak 0.025 ile 25 cm/s arasında değişmektedir. Ancak, günümüz roketlerinde kullanılan yakıtların yanma hızları 0.1 ve 5 cm/s arasındadır[47].

Yanma hızı, yakıt kompozisyonunun bir fonksiyonudur ve aşağıdaki yakıt karakteristiklerini değiştirerek artırılabilir.

- Bir yanma hızı katalizörü ekleyerek veya katalizörün yakıt içerisindeki miktarını artırarak,

- Oksitleyici miktarını arttırarak
- Oksitleyicinin partikül boyutunu azaltarak
- Bağlayıcının yanma ısısını arttırarak

Verilen bir yakıt kompozisyonunda, lineer yanma hızı, yalnızca yakıtın başlangıç sıcaklığı ve yanma odasının basıncına bağlıdır. Yakıtın lineer yanma hızını( $r$ ) basıncın bir fonksiyonu olarak veren ampirik bağıntı aşağıdaki gibidir.

$$r = a + b P^n \quad (2.12)$$

Burada, (a) ve (b) yakıtın başlangıç sıcaklığının fonksiyonu olan sabitlerdir, (n) ise yanma indeksi olarak adlandırılan bir sabittir. Bu bağıntı fazla kullanılmaz ve genellikle katı yakıtlarda yanma hızının basınca bağımlılığını ifade etmek için Villie kanunu olarak bilinen aşağıdaki bağıntı kullanılır.

$$r = a P^n \quad (2.13)$$

Burada,  $r$ ; yakıtın yanma hızı,  $P$ ; basınç,  $n$ ; yanma indeksi ve (a) ise, yakıtın başlangıç sıcaklığına bağlı olan bir sabittir. Yakıtın kararlı bir şekilde yanması için (n) değeri, 0-1 arasında olmalıdır, bu nedenden dolayı, basınç artışı ile yanma hızı artmaktadır[48].

Çok yüksek basınçlarda, Muraour kanunu olarak bilinen aşağıdaki bağıntı kullanılmaktadır.

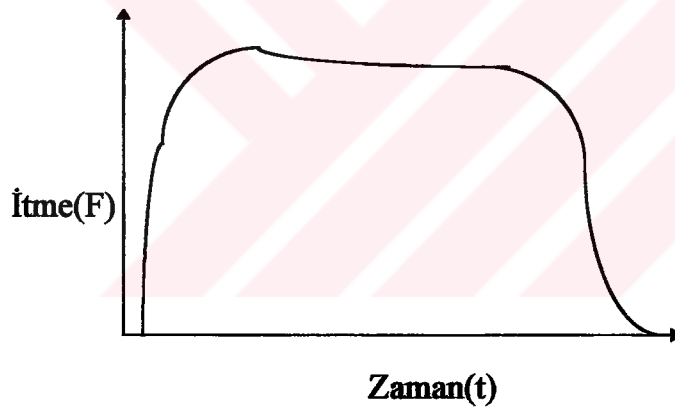
$$r = a + b P \quad (2.14)$$

Kompozit katı yakıtın lineer yanma hızı Crawford bombası veya küçük bir roket motoru kullanarak da ölçülebilir. Ancak, ölçümlerde genellikle Crawford

bombası tercih edilir, çünkü, daha basit bir sistemdir ve pahalı değildir. Bu metotta, kimyasalla kaplanan numuneler bir uçtan ateşlenir ve yanma yüzeyine dik olarak yanar, yanma hızı tel dedektörlerle ölçülür. Ölçüm esnasında basınç sabit tutulur. Bu metodla ölçülen yanma hızları, motor testleri ile yapılanlardan % 5-12 arasında daha düşük çıkmaktadır. Çünkü, motor şartları tam anlamıyla sağlanamamaktadır[49].

### 2.10.2. Özgül darbe

Roket motorunun performansı genellikle özgül darbe (Isp) ile ifade edilir ve Şekil 2.5’de görülen itme-zaman eğrisinden saptanmaktadır.



Şekil 2.5. İtme-zaman Eğrisi

$$I_{sp} = \frac{\int F \cdot dt}{W_p} = \frac{F}{W} \quad (2.15)$$

Burada, F; ortalama itme, t; yanma süresi, W<sub>p</sub>; tüketilen yakıt miktarını ve W; birim zamanda tüketilen yakıt miktarını verir.

Özgül darbe, roket motorunda yanan yakıtın bileşimine ve genişleme oranına(yanma basıncının egzoz basıncına olan oranı) bağlıdır. Yakıtların iyi yanmaması, ısı kayıpları, nozul çıkışındaki sürtünme kayıpları nedeniyle deney sonucunda elde edilen Isp, teorik olarak hesaplanandan daha düşüktür ve egzoz gazının izentropik olarak tamamıyla atmosferik basınca genişlediği varsayılmaktadır.

### 2.10.3. İtme katsayısı

İtme katsayısı  $C_F$  ile ifade edilir.

$$C_F = \frac{F}{P_c \cdot A_t} \quad (2.16)$$

Burada,  $F$ ; ortalama itmeyi,  $P_c$ ; yanma odası basıncını  $A_t$  ise nozul boğaz alanını vermektedir. Bu katsayı özel yakıt bileşimlerinin roket motor tasarımında nozul ebatlarının saptanması için gereken temel verileri içerir.

### 2.10.4. Adyabatik alev sıcaklığı

Yakıtın kararlı bir şekilde yanması sonucunda yanma odasında ulaşılan maksimum basınçtaki alev sıcaklığıdır .

### 2.10.5. Karakteristik hız

Roket motorunun performansını belirtmede sık olarak kullanılan önemli kriterlerden biridir ve  $C^*$  ile gösterilir.

$$C^* = \frac{P_c \cdot A_t}{W} \quad (2.17)$$

Burada,  $P_c$ ; yanma odası basıncını,  $A_t$ ; nozul boğaz alanını,  $W$ ; birim zamanda tüketilen yakıt miktarını vermektedir.

Karakteristik hız, genellikle 800 ile 1800 m/s arasında değişmektedir ve temelde kullanılan reaksiyonun karakteristiği ile yanma sıcaklığına bağlıdır.

#### 2.10.6. Kütlesel yakıt tüketim hızı

Yakıtların paralel tabakalar halinde yandığı düşünülürse, birim zamanda tüketilen miktarı aşağıdaki gibi verilir.

$$W = \gamma S r \quad (2.18)$$

Burada,  $W$ ; birim zamanda tüketilen yakıt miktarını,  $\gamma$ ; yakıt yoğunluğunu,  $S$ ; yakıtın yanma yüzey alanını,  $r$ ; yakıtın lineer yanma hızını göstermektedir.

#### 2.11. Genel Kaynak Değerlendirmesi

Çevre ile ilgili asit yağmurları günümüzdeki yakıt teknolojilerine yeni alternatifler aranmasına neden oldu. Beckman, yakıt formülasyonlarında oksitleyici olarak amonyum perklorat(AP) yerine, amonyum nitratın(AN) kullanılmasını ve bu teknoloji ile motor performansını ters olarak etkilemeden hidroklorik asitin uzaklaştırılmasını düşünüyordu. Ancak, yakıtın özgül darbesi ve yoğunluğunda önemli düşmeler görüldü, ayrıca, buna ilave olarak, araştırmalar, AN'nin zayıf yanma karakteri ve balistik özelliklerde birtakım

eksiklikler getirmesi nedeniyle, formülasyonlarda AP'nin dahil edilmesi gerçeği ile sınırlandı[50].

Stowe ve arkadaşlarına göre, roketlerin egzozlarındaki klorlu bileşiklerin uzaklaştırılması en önemli hedeflerden biridir. Bu da; egzostaki zehirli, aşındırıcı ve ikincil dumana neden olan bileşikleri azaltarak sağlanabilir. Uzaklaştırma işlemi, iki farklı metodla gerçekleştirilebilir. Bunlardan birincisi, yakıta katkı maddeleri ilave ederek egzostaki hidrojen klorürü ve kloru temizleyerek, ikincisi ise; AP'yi uzaklaştırıp, yerine klorsuz bir oksitleyici kullanarak yapılabilir. İlk metod için, yakıta sodyum nitrat ilave edildi, yanma esnasında AP ürünleri ile reaksiyona sokularak, tuz oluşturması sağlanabilir. Bu metodla, yakıtın özgül darbesinde(Isp) 15-20 s'lik bir kayıp gözlenmiştir, hidrojen klorür veya klorun tamamı uzaklaştırılamamıştır ve tuz partiküllerinin oluşmasından dolayı birincil duman açığa çıkmıştır[30]. İkinci metotta, AP ile yer değiştirmesi tercih edilen oksitleyici HMX ve RDX gibi nitraminler veya AN idi. Ancak, HMX ve RDX küçük kritik çaplı patlayıcılar olduğundan çalışması oldukça tehlikelidir. Amaç, emniyetli, düşük hassasiyetli ve birincil duman miktarı az olan bir yakıt üretmek olduğundan, egzozdaki klorlu bileşikleri azaltma metodu olarak daha çok AN'nin AP ile yer değiştirmesi tercih edilmektedir[30].

Miedema'ya göre, AN'nin nem problemi çözülememiştir, ancak, AN/HTPB-IPDI yakıtların üretim ve depolanması esnasında bağıl nemin % 20 veya daha düşük oranlarda tutulmasının bu problemi kısmen azalttığı gözlenmiştir[51].

Picatinny Arsenal'de 22.2<sup>0</sup>C'de ve değişik bağıl nem değerlerinde depolanan AN'deki kütle değişimi 8 gün süreyle % olarak tespit edilmiş ve elde edilen verilere göre, % 52 bağıl neme sahip ortamlarda bekleyen AN'nin kütlesi 8

gün süreyle gözlenmiş, ancak, herhangi bir değişim saptanmamıştır. % 76 ve % 90 bağıl neme sahip ortamlarda bekletilen AN'deki kütle değişimi 8 gün incelendiğinde ise, kütlede her gün % olarak düzenli artışlar görülmüştür[26].

Arauja ve Octavia da kompozit yakıtlarda oksitleyici olarak kullanılan AP'nin bir kısmı yerine AN ilave ederek çalışmalar yapmışlar ve matriks bağlayıcı olarak da poliüretan kullanmışlardır. Bunun sonucunda yanma ürünlerinde HCl'nin ve asit bileşenlerinin emisyonunun önemli ölçüde azaldığı görülmüştür. Basınç arttıkça yanma sıcaklığının arttığı, bununla beraber AN miktarı fazla olan kompozisyonların basınç değişimine karşı daha duyarsız olduğu bulunmuş, ayrıca, yanma hızının , AN miktarı arttıkça azaldığı ve basınç artışı ile de arttığı saptanmıştır[52].

AN'li yakıtlar Strecker tarafından iklimsel şartlandırmaya tabi tutularak, 125 çevrim yapılmış ve her 25 çevrimden sonra örnekler araştırma için çıkartılmıştır. Çevrim programında her bir kritik geçiş sıcaklığından iki kez geçilmiştir. Yapılan araştırmalar sonucunda her 25 çevrimden sonra AN'li yakıtların yoğunluğunda % 15 azalma ve yoğunluktaki bu azalmaya paralel olarak çevrim sayısı arttıkça yakıtın mekanik özelliklerinde de önemli bozulmalar görülmüş, gerilim ve uzama değerlerinde de azalma saptanmıştır[21].

Strecker'e göre, AN'li yakıtların balistik özellikleri de kullanılabilirlik açısından önemlidir ve iklimsel şartlandırmada 25 çevrim yapıldıktan sonra, yapılan analizlerde yanma hızında % 8'lik kabul edilebilir bir artış gözlenmiştir[21].

Yine Strecker tarafından geçiş sıcaklıkları dışındaki sıcaklıklarda yakıtların uzun dönemde depolanma davranışı balistik özellikler açısından değerlendirilmiş ve AN'li yakıtlar, 50°C'de 24 hafta bekletildikten sonra yanma hızında değişim gözlenmemiştir[21].

Park ve arkadaşları, AN'deki faz kararlayıcıların etkisini görmek üzere saf AN, KNO<sub>3</sub> ve ZnO içeren AN'li örneklerle -50 ile 400°C sıcaklık aralığında, 10°C/dak ısıtma hızında DSC'de çalışmalar yapmışlardır. Bu alışmalar sonucunda, saf AN 400°C civarında bozunma eğrisi verirken, KNO<sub>3</sub> ve ZnO içeren AN'li örneklerde böyle bir durumla karşılaşılmamış ve faz kararlayıcıların etkisini gösterdiği saptanmıştır[53].

Russell ve Brill, AN'nin termoliz çalışmalarını yüksek ısıtma hızında ( $\leq 100^\circ\text{C/s}$ ) ve değişik basınçlarda(1-1000 psi) FTIR kullanarak yapmışlar, 170°C'de erime endoterminin oluştuğunu, 180°C'de de ilk gaz ürünleri olan HNO<sub>3</sub> ve NH<sub>3</sub>'ın saptandığını, kısa bir süre sonra da HNO<sub>3</sub> ve NH<sub>3</sub>'ın yeniden birleşmesi sonucu AN'nin gaz fazında saptanmaya başladığını gözlemişlerdir[54].

Lessard ve arkadaşları, uygun bağlama maddelerinin kullanılması ile, yakıtın mekanik özelliklerinde oldukça önemli değişiklikler elde edilebildiğini ve bu konudaki çalışmaların halen devam etmekte olduğunu belirtmişlerdir[55].

Manjari ve arkadaşları NCO/OH oranının mekanik özellikler üzerindeki etkisini araştırmak üzere birtakım çalışmalar yapmışlardır. Bunun sonucunda, genellikle bütün durumlarda NCO/OH değeri arttıķa, gerilim değerinin arttığı ve uzamanın da azaldığı gözlenmiştir. Bu beklenen bir durumdur, çünkü, artan NCO/OH matriks yapıdaki çapraz bağlanmayı arttırmaktadır. Kompozit

yakıtlarda, NCO/OH değeri genellikle 0.7-0.9 arasında değişmektedir. Bu değer 1'in üzerine çıktığında gerilim üzerindeki etkinin çok az olduğu, ancak uzamada önemli değişiklikler olduğu da saptanmıştır[14].

Yine Manjari ve arkadaşlarının yaptığı çalışmalara göre, NCO/OH değerindeki oynamalarla istenen gerilim sağlanabilir, uzama ise reçinenin hidroksil değerine bağlıdır. Aynı molekül ağırlığa sahip, ancak, düşük hidroksil değeri veren reçineler yüksek uzama kapasitesine sahipken, hidroksil değeri yüksek reçinelerde belli oynamalarla yeterli uzamalar elde etmek mümkün değildir. Yüksek hidroksil değeri veren reçineler, düşük uzama kapasitesine sahip olmalarına rağmen, bu tip reçinelerin daha iyi karışma ve NCO/OH oranına olan hassasiyeti azaltma gibi avantajları vardır. Ayrıca, mekanik özelliklerin hidroksil değerine olan hassasiyeti de NCO/OH oranı 1 olduğunda minimum olarak bulunmuştur[14].

Kothandaraman, poliüretan elastomerlerin mekanik özellikleri üzerinde çapraz bağlanma yoğunluğunun etkisini çalışmıştır[56]. Çapraz bağlanmadaki değişim, NCO/OH ve diol/triol oranını arttırarak başarılmıştır. Kothandaraman, gerilim arttıkça ilk başta, uzamanın da arttığını, belli bir çapraz bağlanma yoğunluğunda maksimuma ulaştığını ve daha sonra da azaldığını gözlemiştir. Manjari de HTPB-TDI esaslı kompozit yakıtın mekanik özellikleri üzerinde çapraz bağlanma yoğunluk oranının etkisini çalışmıştır [14]. Benzer sonuçlar elde edilmiş, çapraz bağlanma yoğunluğu arttıkça, gerilimin arttığı ve uzamanın azaldığı saptanmıştır.

Lessard ve arkadaşları, ayrıca, yakıtta katalizör ilavesinin yanma hızının kontrolü ve basınç üstel değerinin düşürülmesi için gerekli olduğunu belirtmişlerdir[55].

Korting, Brewster ve Carvalheira'ya göre düşük yanma hızı problemi çözümlenememesine rağmen, bazı ilerlemeler kaydedilmiştir[57-58, 18].

Korting ve arkadaşları, 1.5-10 MPa aralığında  $Fe_2O_3$ 'in AN/HTPB yakıtlarda ateşlenebilirliği geliştirdiğini ve az miktarlarda kullanıldığında(% 0.4-0.5) yanma hızı ve basınç üstelini ortalama bir değere kadar artırdığını, ancak, miktar arttırıldığında(% 1-4) yanma hızı ve basınç üstelinde azalma olduğunu gözlemişlerdir. Ayrıca,  $Fe_2O_3$  çok az miktarlarda kullanıldığında(% 0.25) yanma esnasında bir takım kararsızlıklara neden olduğunu bulmuşlardır. Langlet ve arkadaşları kütle spektrometresini kullanmış ve AP/HTPB yakıtlarda  $Fe_2O_3$ 'in yalnızca AP'nin bozunmasında değil, aynı zamanda HTPB'nin bozunmasında da etkili olduğunu bulmuşlardır[59]. Carvalheira, TGA'yı kullanarak AN'nin termal bozunması üzerinde  $Fe_2O_3$ 'in bir etkisi olmadığını saptamıştır[60]. Bu gözlem ile Langlet ve arkadaşlarının sonuçları da, Korting ve arkadaşlarının gösterdiği gibidir ve  $Fe_2O_3$ 'in PSAN/HTPB yakıtların yanma hızı üzerindeki etkisinin HTPB'nin bozunması üzerinde olduğunu göstermektedir.  $Fe_2O_3$  çok uygun bir yanma hızı katalizörüdür, çünkü, az miktarlarda kullanıldığında önemli etkilere sahiptir, basınç üstel değerini fazla değiştirmez, maliyeti düşüktür, kolaylıkla elde edilebilir, diğer yakıt hammaddeleri ile kullanımı uygundur ve uygun partikül boyut ve şekli seçildiğinde yakıt üretimi esnasında reolojik özellikler üzerinde istenmeyen etkilerle karşılaşmaz[61]. PSAN/HTPB yakıtlarda  $Fe_2O_3$ 'in yanma hızı katalizörü olarak etkisi iyi bilinmesine rağmen, çalışma mekanizması iyi anlaşılamamıştır.

Oksitleyici miktarının ve partikül boyutunun yanma hızı üzerindeki etkisini anlamak için bazı çalışmalar yapılmış ve kompozit yakıtların balistik

performansının direkt olarak oksitleyicinin karakteristiğine bağlı olduğu saptanmıştır. Engen, HTPB ve AP içeren kompozit bir yakıtın yanma hızı üzerinde katı madde miktarının etkisini araştırmıştır[62]. Çalışmada, 200  $\mu\text{m}$  ve 5.9  $\mu\text{m}$  boyutunda olmak üzere iki farklı boyutta AP kullanılmış, yanma hızı katalizörü % 2 olarak sabit tutulmuş ve katı miktarı ise % 87'den % 89'a çıkarılmıştır. Sonuçta, katı madde miktarı arttıkça, yanma hızının arttığı saptanmıştır.

Patil ise, % 80-88 katı yüklemeye sahip HTPB esaslı kompozit yakıtların yanma hızını ölçmüştür[63]. Çalışmada, yakıtın katı madde miktarı oksitleyici AP ilave ederek artırılmış, 200  $\mu\text{m}$  ve 10  $\mu\text{m}$  olmak üzere iki farklı partikül boyutunda AP kullanılmıştır. Yanma hızı ise, 3.4-10.3 MPa aralığında Crawford bombası ile 2 kg ağırlığında yakıt taşıyan roket motoru kullanılarak iki ayrı metodla ölçülmüş ve motor testi ile ölçülen yanma hızı değerleri Crawford bombasındakine göre % 3-5 daha yüksek bulunmuştur. Oksitleyici miktarındaki % 1'lik artışla da yanma hızında % 10-20'lere çıkan artışlar elde edilmiştir.

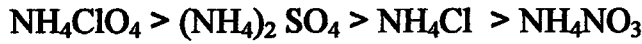
Brazier ve Schwartz'ın çalışmalarına göre, dinamik ısıtma programı altında polibütadienin bozunması kütle kaybının iki safhada ilerlemesi şeklindedir. Kütle kaybının ilk safhasındaki uçucu ürünlerin analizi, önemli derecede ikinci bir polimerizasyon olduğunu göstermektedir. İkinci bir polimerizasyona maruz kalmayan madde çapraz bağlanır ve ikinci safhada bozunan bir artık oluşturmaktadır. Isıtma hızını veya örnek kütlelerini artırmak da ikinci polimerizasyonu artırır, örnek kütlelerini 20-30 mg'ın üzerine çıkarmak düşük ısıtma hızlarında bile ikinci polimerizasyona neden olmaktadır[64].

Yine, Brazier ve Schwartz'a göre, DSC'de yapılan analizler, bozunmanın ilk safhasındaki sıcaklık aralığında prosesin ekzotermik olduğunu göstermektedir. Bu sıcaklık aralığında, vinil grubun ortadan kalkması, cis-trans izomerizasyonu, ana zincir kırılması ve ikinci polimerizasyon gibi bazı prosesler oluşur. Gözlenen bozunma ısısı da ikinci polimerizasyondan bağımsızdır ve her iki prosesin de enerji açısından benzerlik gösterdiği veya her ikisinin de aynı ekzotermik reaksiyona sahip olduğu önerilmektedir[64].

Beck'in çalışmasında, değişik ısı akılarında ve N<sub>2</sub> veya Cl<sub>2</sub> ortamında HTPB'nin TGA ile yapılan yüzey piroliz çalışmalarına rastlanmaktadır. N<sub>2</sub> ortamında 1260 J/cm<sup>2</sup>-s'ye kadar olan değişik ısı akıları uygulandığında yüzey sıcaklığının 730-3130 K aralığında değiştiği bulunmuş ve N<sub>2</sub> basıncının piroliz kinetiği üzerinde herhangi bir etkisi olmadığı saptanmıştır. HTPB'nin Cl<sub>2</sub> ortamında ve 1 atm basınçta ise kütle kaybının azaldığı, yüzey sıcaklığı ve aktivasyon enerjisinin de arttığı kaydedilmiştir. Ayrıca, bu çalışmalar esnasında polimerin aktivasyon enerjisinin 71 kJ/mol'den daha az olduğu ve polimer yapısı ile bozunma kinetiği arasında herhangi bir bağlantı olmadığı da saptanmıştır[65].

Chen ve Brill, diizosiyanat çapraz bağlı HTPB'nin bozunma kimyası ve kinetiğini 10<sup>0</sup>C/dak ısıtma hızı ile DSC ve TGA'da, 250-350<sup>0</sup>C/s ısıtma hızında da IR spektrometrede incelemişler, 10<sup>0</sup>C/dak'da ilk basamakta(300-400<sup>0</sup>C) diizosiyanat çapraz bağlı HTPB'nin üretan çapraz bağlarının parçalandığını ve diizosiyanatın belli bir miktarının buharlaştığını, son basamak olan 400<sup>0</sup>C'nin üzerinde de 300-400<sup>0</sup>C aralığında kalan artık HTPB'nin endotermik olarak bozunduğunu saptamışlardır[66].

Tompa, polimerlerin termal bozunması üzerinde dinamik termogravimetre kullanarak amonyum tuzlarının etkisini araştırmıştır. Genel bir gözlem olarak, anyon veya katyonun asit karakteri arttıkça, polimerin bozunma sıcaklığının daha etkili bir şekilde azaldığı belirtilmektedir. Buna göre, gözlem sonuçları aşağıda verildiği gibidir[67].



Al-Harhi ve Williams AP ve HTPB'yi sabit bir kütleli oranda(91/9) karıştırarak, HTPB'nin AP esaslı kompozit yakıtların yanması üzerindeki etkisini araştırmak amacıyla termal analizde bir seri deneyler yapmışlardır. Bu deneyler sonucunda, HTPB polimerinin önce eridiği, daha sonra yoğunlaşmış fazda bozunarak gaz fazında da buharlaştığı, bunun yanında, saf HTPB ile HTPB/AP karışımının bozunması sonucunda aynı miktarda artık kaldığı saptanmıştır[68].

Tüm bu çalışmalar değerlendirildiğinde, HTPB esaslı bir yakıtta özellikle egzoz dumanını azaltmak amacıyla AN kullanımı uygun görülmektedir. Ayrıca, diğer katkı maddelerinin konsantrasyonlarının da dikkatli belirlenmesi ile, yanma ve mekanik özellikleri kabuledilebilir limitlerde olan roket yakıtının geliştirilmesi mümkün görülmektedir.

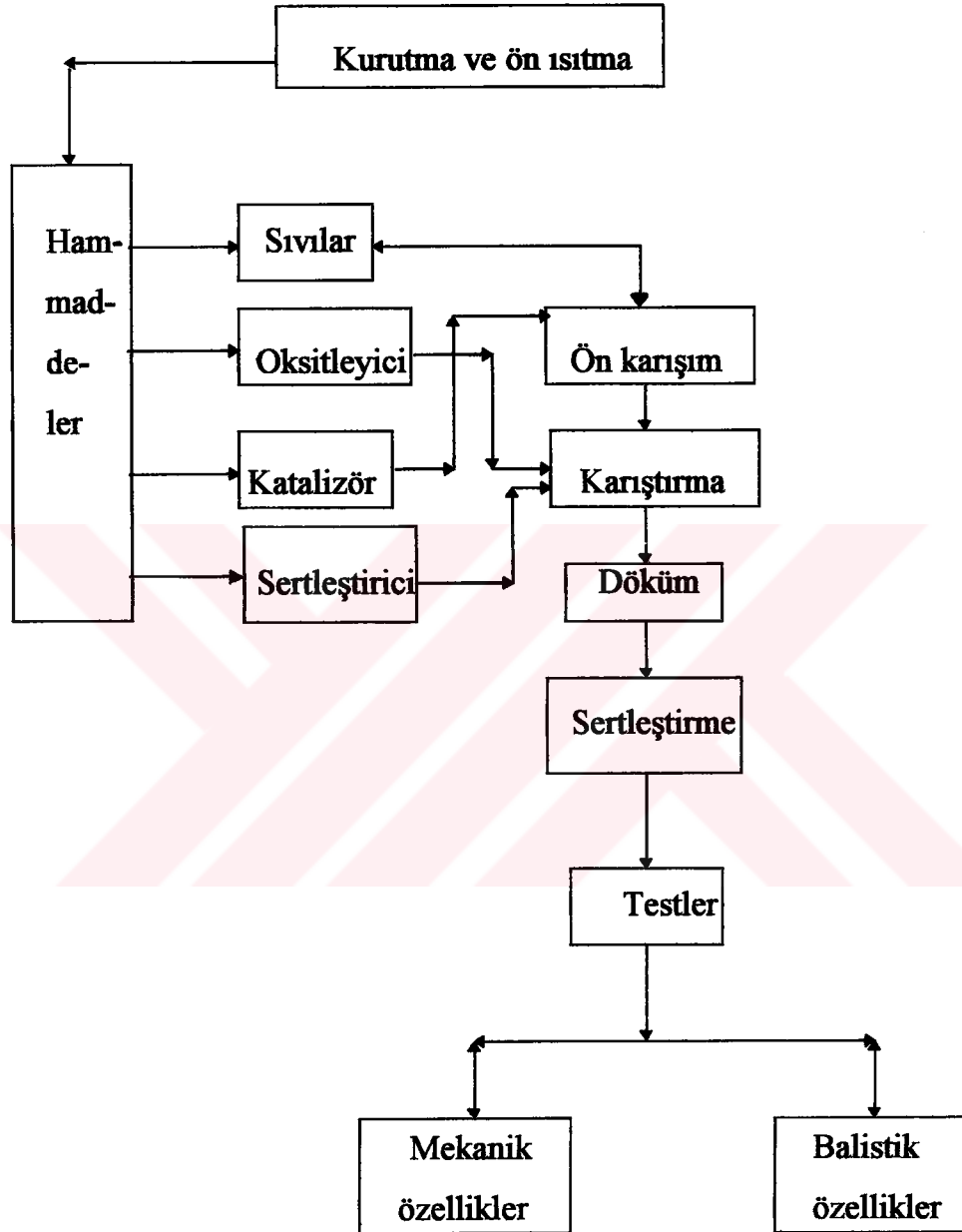
### 3. MATERYAL VE METOD

#### 3.1. Kompozit Yakıtların Üretiminde Kullanılan Hammaddeler

Kompozit bir yakıt, polimerik bağlayıcı, inorganik oksitleyici ile reolojik, mekanik ve balistik performansı etkilemek için kullanılan bazı katkı maddelerinden oluşmaktadır. Bu çalışmada, bağlayıcı polimer olarak % 0.1 antioksidant içeren hidroksil uçlu polibütadien(HTPB) ve sertleştirici olarak da izofron diizosiyanat(IPDI) kullanıldı. Kullanılan HTPB'nin molekül ağırlığı 2700 g/mol olup, bir ATO kimyasal ürünü, 222 g/mol molekül ağırlığına sahip IPDI ise, bir HUELS AMERICA INC. ürünüdür. İnorganik oksitleyici olarak AP(Kerr McGee) ve AN(Merck) kullanıldı. Kristal formda ve 200 µm boyutunda satın alınan AP, yakıt içerisinde alındığı gibi yine kristal formda satın alınan AN ise, 71-90 µm aralığında ve 14 µm partikül boyut dağılımında olmak üzere iki farklı boyutta kullanıldı. 71-90 µm partikül aralığındaki AN, ilk önce çekiç tipi öğütücü kullanılarak öğütüldü ve daha sonra elek analizine tabi tutularak 71-90 µm aralığında elendi. 14 µm partikül boyut dağılımındaki AN ise, Alpine öğütücü kullanılarak öğütüldü ve topaklanmasını önlemek için de % 0.5 oranında TCP(trikalsiyum fosfat) ilave edildi. Yanma hızını ayarlamak için  $Fe_2O_3$ (BASF), viskoziteyi iyileştirmek için plastikleştirici olarak dioktil adipat(DOA), mekanik özellikleri düzeltmek için de 3M firmasından satın alınan tetraetilen pentamin, glisidol ve akrilonitril'in bir reaksiyon ürünü olan TEPANOL kullanıldı.

Kullanılan hammaddelerin İngilizce olarak isimlendirilmesi ise Ek 2'de verilmiştir.

Kompozit bir yakıtın üretim şeması Şekil 3.1'de verilmiştir.



Şekil 3.1. Kompozit yakıtın üretim prosesinin akış diyagramı

### 3.2. Kompozit Yakıtın Karıştırılması

Yakıtın karıştırılması, oksitleyici ve diğer katkı maddelerinin bağlayıcı matriks içerisinde dağılmasını içeren bir prosestir. Bu çalışmada, karıştırma işlemi, 500 gr kapasiteli sigma bıçaklı ve ceketli yatay bir karıştırıcıda yapıldı. Bıçaklar, ileri ve geri olmak üzere iki farklı yönde karıştırma yapmakta ve bu şekilde homojen dağılımı sağlamaktadır. Karıştırma işlemi, optimum viskozitenin sağlandığı 65°C sıcaklıkta ve 0.06325 bar basınçta yapıldı.

Kullanılan hammaddelerdeki ve özellikle de AN'deki nem miktarı yakıtın sertleşmesi açısından çok önemlidir. AN'deki maksimum nem miktarı % 0.15-0.20'yi aşmamalıdır. Bu nedenle, karıştırma işleminden bir gece önce sıvılar 65°C'de, katılar ise 90°C'lik etüvde şartlandırıldı.

Önce HTPB polimeri, plastikleştirici DOA, çapraz bağlayıcı TEA ve bağlama maddesi TEPANOL, 10 dakikalık bir ön karışıma tabi tutuldu. Daha sonra AN, AP, Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> ve antioksidanttan oluşan katılar ilave edildi. AN'nin ilavesi iki safhada yapıldı. Önce, 71-90 µm aralığındaki kalın AN eklendi, yaklaşık 30 dakika karıştırıldıktan sonra 14 µm partikül boyut dağılımına sahip ince AN ilave edildi. Toplam olarak 5.5 saatlik bir karıştırma süresinden sonra ise sertleştirici IPDI ilave edildi, bu durumda, karıştırma işlemi 30 dakika daha sürdü.

Karıştırma prosesi tamamlandıktan sonra, yakıt mekanik ve balistik testlerde kullanılmak üzere kalıba dökülerek, kimyasal ve fiziksel reaksiyonların tamamlanması için 7 gün boyunca 65°C sıcaklıkta sertleştirildi.

### 3.3. Hazırlanan Kompozisyonlar

Yakıtın enerjisini etkileyen en önemli faktör, toplam katı madde miktarıdır. Ancak, viskozite de yakıtın işlenebilirliğini önemli ölçüde etkilediğinden bu konuda optimizasyon yapmak oldukça zordur. Bu nedenle, enerji ve viskozite açısından uygun olan kompozisyonu belirlemek için, bir seri ön deneyler yapıp katı madde miktarı ile oynanarak beş farklı kompozisyon denendi ve en uygun miktar % 75 olarak saptandı, daha sonraki deneyler esnasında da HTPB bağlayıcı ve toplam katı madde miktarı sırasıyla % 25 ve % 75 olarak sabit tutuldu, oksitleyicilerin partikül boyutunda da herhangi bir değişiklik yapılmadı.

Çalışmanın ilk aşamasındaki deneyler esnasında AP miktarı % 40, 30, 20, 10, 0 olarak azaltılırken, AN miktarı da % 33, 43, 53, 63 ve 73'e artırılarak beş kompozisyon denendi, ikincil duman miktarı aşağıya çekilirken viskozite açısından da en uygun kompozisyonun belirlenmesine çalışıldı. Çalışmalar sonunda % 20 AP içeren kompozisyonun viskozite açısından en uygun ve işlenebilir en az dumanlı yakıt olduğu saptandı.

Çalışmanın ikinci aşamasında ise bu kompozisyon baz alınarak, mekanik özellikleri iyileştirmek amacıyla yakıt içerisinde plastikleştirici olarak kullanılan DOA, HTPB bağlayıcının % 25, 30, 35'i olacak şekilde değiştirilmek üzere üç kompozisyon denendi ve mekanik özellikler yanında diğer özelliklerdeki değişimler de gözlendi. Bu esnada NCO/OH oranı 0.9 ve triol/OH oranı ise 0.1 olarak sabit tutuldu. Bunun yanında mekanik özelliklerde gereken iyileştirmenin tam olarak yapılabilmesi için bağlama maddesi olarak kullanılan TEPANOL yakıt içerisinde % 0.2'den % 0.30 ve daha sonra da 0.35'e çıkarılarak üç kompozisyon daha denendi ve bu şekilde % 0.35 TEPANOL içeren kompozisyonla 5,06 kg/cm<sup>2</sup> maksimum gerilim ve

% 25.5 uzama ile  $0.371 \text{ kg/mm}^2$  elastik modul elde edilerek istenen hedefe ulaşıldı ve bunun yanında diğer özelliklere olan etkileri de saptandı.

Ayrıca, arzu edilen mekanik özelliklere sahip bu yakıt referans alınarak yanma hızının ayarlanması için bazı çalışmalar yapıldı. Bu amaçla,  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı % 1, 1.5, 2 ve kalın AN'nin ince AN'ye olan oranı da 80/20, 70/30 ve 60/40 olarak değiştirilmek üzere altı kompozisyon daha denenerek bu iki önemli parametrenin yanma hızı yanında mekanik özellikler ile diğer özelliklere olan etkisi de saptandı.

### **3.4. Yakıtın Kalite Kontrolunda Kullanılan Cihazlar ve Test Metodları**

Bu bölümde yakıtların kalite kontrolunda kullanılan cihazlar ve test metodlarından bahsedilmektedir.

#### **3.4.1. Viskozite ölçümü**

Kompozit yakıtların reolojik davranışı, bir viskometre yardımıyla gözlenebilir. Viskozite tayini için DV-II model dijital tip bir Brookfield viskometre kullanılmıştır. Ölçümler,  $65^\circ\text{C}$  sıcaklıkta yapılmakta ve bu sıcaklık da su banyosu ile sağlanmaktadır. Yakıtların viskozite ölçümleri, 50 rpm dönme hızında ve 07 nolu uç kullanılarak yapıldı. Sonuçlar, birer dakika aralıklarla dört dakika boyunca dijital ekrandan okunarak kaydedildi.

#### **3.4.2. Ophelie bilgisayar programı**

Bu program, yakıtın termokimyasal özelliklerini teorik olarak incelemek amacıyla TÜBİTAK-SAGE'de NASA-LEWIS programından uyarlanarak geliştirilmiştir[69]. Program, özellikle geliştirilen yakıtların özgül darbe(Isp)

ve yakıtın termokimyasal özellikleri olan adyabatik alev sıcaklığı( $T$ ) ile karakteristik hız( $C^*$ ) ve duman özelliklerinin tayininde denge koşulları gözönünde bulundurularak kullanıldı. Çalışmalar esnasında özgül darbe, adyabatik alev sıcaklığı ile karakteristik hız tayininde oda basıncının çıkış basıncına olan oranı( $P_e/P_o$ ) 160, nozul çıkış alanının boğaz alanına olan oranı( $A_e/A_t$ ) 14.5'da tutuldu, ancak, duman özelliklerinin tayininde alan oranı sabit tutulurken basınç oranı 70 olarak alındı.

### 3.4.3. Mekanik özellik testleri

#### 3.4.3.1. İnstron test cihazı

Üretilen AN'li yakıtların mekanik özellikleri, 4207 model Instron test cihazı ile JANAF standardı kullanılarak tayin edildi[70]. Cihaz, elektronik kontrol ve yük bölümü olmak üzere iki ana bölümden oluşmaktadır. Maksimum yük kapasitesi 20 tondur. Testler, 50 mm/dak çekme hızında yapılmaktadır. Ayrıca, cihaza bir sıcaklık kabini de bağlanabilmektedir. Bu durumda, kabinde ortam sıcaklığından daha yüksek sıcaklıklara ısıtma veya sıvı azot kullanarak ortam sıcaklığından daha düşük sıcaklıklara soğutma yapılabilmektedir. Veriler ise, Hawlett Packard tipi bir bilgisayar ile değerlendirilmektedir.

#### 3.4.3.2. Mekanik özellik numunesinin hazırlanması ve testi

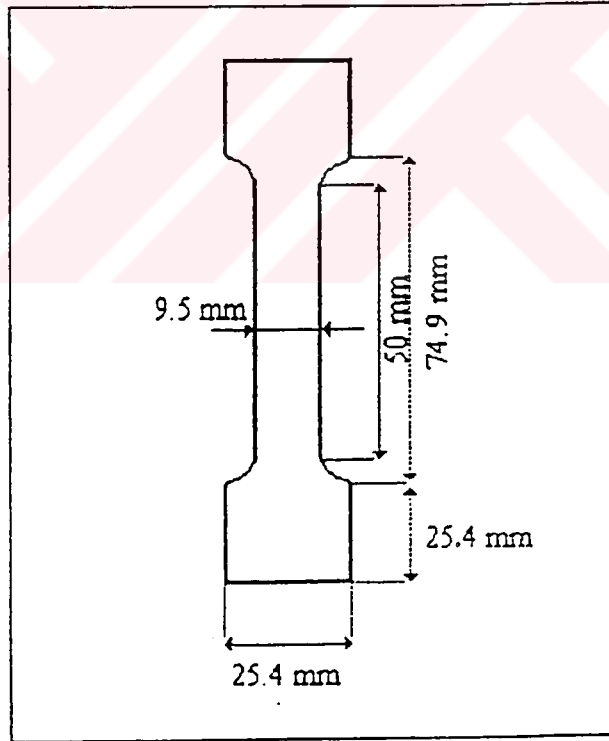
Karıştırma işlemi tamamlandıktan sonra, gerilim testleri için 280 gr ağırlığında yakıt önceden ısıtılmış 2.3\*9.5\*14 cm boyutlarındaki teflon bir kalıba döküldü ve yakıt 7 gün boyunca 65°C'ye ayarlı bir fırında sertleştirildi.

Şekil 3.2'de görülen mekanik özellik test örneği, JANAF standartlarına göre, SAGE'de tasarlanan kesme aleti ile hazırlandı. Testten bir gece önce,

hazırlanan örnekler  $25^{\circ}\text{C}$ 'de şartlandırıldı ve her bir üretimden 3 örnek test edilerek, yakıtın mekanik özelliklerinin karşılaştırılması için örneklerin averaj değerleri alındı.

Önce, örneğin boyutları cihaza girildi. Daha sonra, örnekler, cihazın çenelerine bağlanarak, çeneler  $50\text{ mm/dak'lık}$  sabit hızla ayrıldı. Örnek üzerine uygulanan yük, kopma noktasına kadar uzamanın bir fonksiyonu olarak ölçüldü. Testler,  $25\pm 2^{\circ}\text{C}$ 'de yapıldı.

Sonuç olarak, maksimum gerilim, maksimum gerilimdeki uzama, testin sonundaki gerilim ve uzama değerleri ile başlangıç modulu elde edildi.

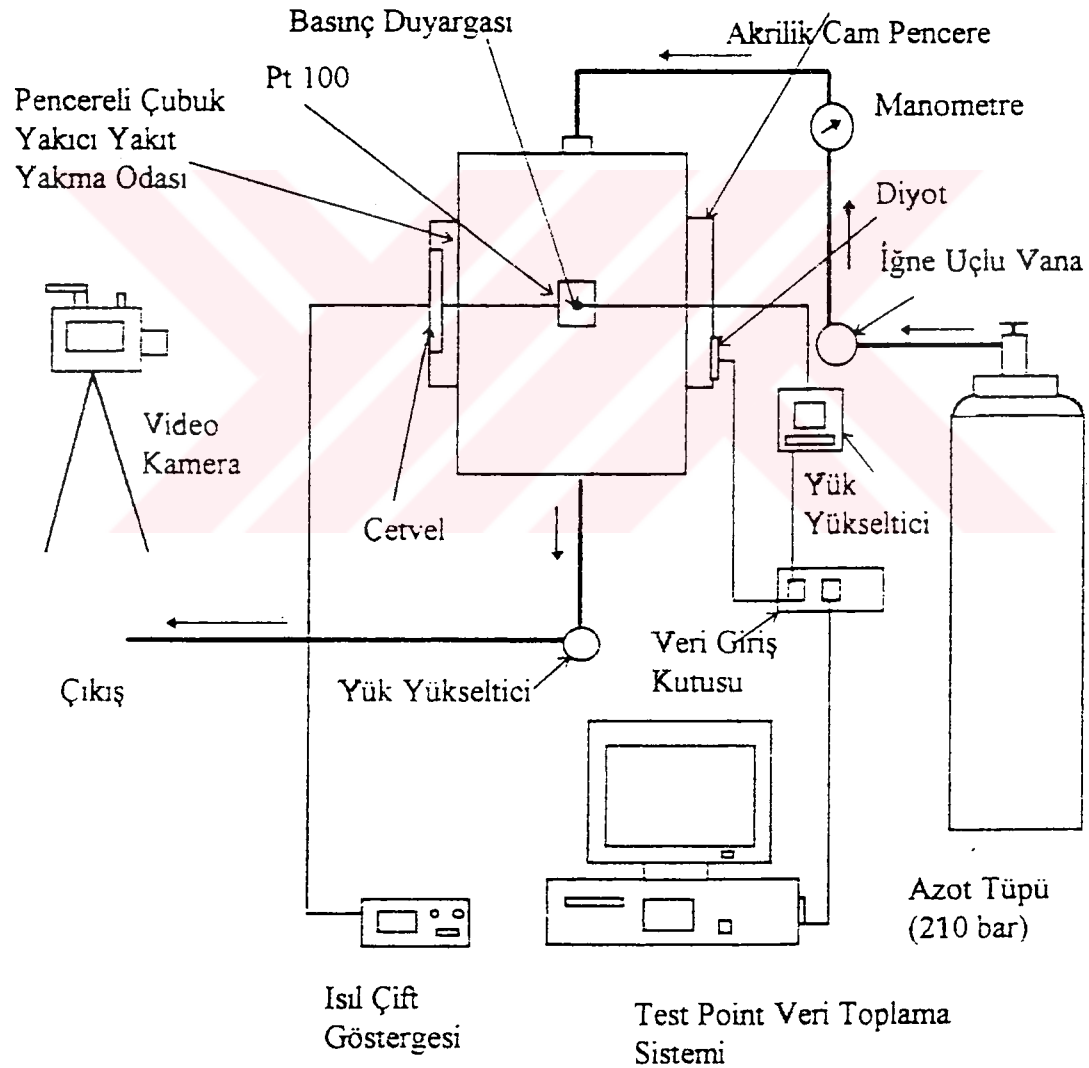


Şekil 3.2. JANAF test örneği

### 3.4.4. Yanma hızı testi

#### 3.4.4.1. Yanma hızı test cihazı:

HTPB esaslı kompozit yakıtların yanma hızları çubuk şeklinde yanma metodu ile imalatı SAGE’de gerçekleştirilen pencereci çubuk yakıcı deney düzeneğinde yapıldı. Şekil 3.3 bu düzeneğin önemli bölümlerini göstermektedir.



Şekil 3.3. Pencereci çubuk yakıcı

### **a. Ölçme ve veri toplama sistemi**

Ölçme ve kontrol ünitesi, basınç ölçme sensörü(basınç duyargası), sensör yük yükselticisi, ışık değişimlerine duyarlı diyot, ısı çift ve bu cihazlara ait aksesuarlardan oluşmaktadır.

Yüksek basınç test odası içinde test sırasında oluşan basınç, basınç sensörü vasıtasıyla yanma sırasındaki ışık akısı değişimleri de diyot tarafından algılanır ve yük yükselticisi ile Analog/Dijital kartına iletilir.

Bu üniteadaki elemanlardan aşağıda bahsedilmektedir.

#### **a.1.Basınç ölçme grubu**

Bu grup, Kistler marka 7005 model basınç sensörü ile yine Kistler marka 5011 model yük yükselticiden oluşmaktadır.

#### **a.2. Veri toplama ünitesi ve bilgisayar yazılımı**

Bu sistem, Hewlett Packard marka, Pentium model ve 100 MHz hıza sahip bir bilgisayar, ölçme cihazlarının bilgisayar ile haberleşmesini sağlayan Keitley marka ve DAS 1600-02 model Analog/Dijital veri toplama kartı ve bilgilerin değerlendirildikten sonra kağıda aktarılmasını sağlayan Hewlett Packard marka, HP 600C deskjet model bir yazıcıdan oluşmaktadır.

#### **3.4.4.2. Yanma hızı örneğinin hazırlanması ve test edilmesi**

Testlerde kullanılan numuneler, Mil-286C askeri standartlarına göre, 6 mm çapında ve 10-12 cm uzunluktadır. Deney esnasında yanlardan alev almaması için, numuneler kimyasalla kaplanarak yalıtıldı. Bu testte inhibitör, stiren bütadien kopolimeri trikloroetilende çözülerek hazırlandı. Numunelerin ateşlenmesi ise çelik ateşleyici telinin numune üzerine üç kat sarılması ile sağlandı. Düzenek içindeki basınç 230 barlık azot tüpleri kullanılarak sağlandı. Deneyler sırasında basınç duyargasından gelen basınç değeri ile diyottan gelen ışık yoğunluğunun değişimine ait bilgiler "Test Point" veri toplama programı kullanılarak kaydedildi.

Test edilen yakıtın yanma hızı, yakıt çubuğu uzunluğunu kaydedilen yanma zamanına bölerek bulundu. Daha sonra her test için bulunan yanma hızının basınca göre grafiği çizildi, buradan, Denklem 2.12'deki a ve n değerleri bulunarak yanma hızı denklemi çıkartıldı.

#### **3.4.5. Yoğunluk ölçümü**

Yakıtların yoğunlukları, bir stereopiknometre kullanılarak tayin edildi. Bu cihaz, akışkanın yer değiştirme prensibini uygulayarak katı malzemelerin gerçek hacmini ölçmekte ve ölçüm sabit sıcaklıkta yapılmaktadır. Yakıt örneğinin ağırlığı saptandıktan sonra, örnek hücre sine yerleştirildi. Örnek hücre sinin basıncını ortam basıncının yaklaşık olarak 17 psia üzerine çıkararak analiz yapıldı. Gaz olarak helyum kullanıldı ve basınç dijital ekrandan binde bir(0.001) hassasiyete kadar okundu. Daha sonra gazın referans hacime genişmesi için vana çevirildi ve dijital ekran ikinci bir basınç değeri gösterdi. Aşağıdaki eşitlik kullanılarak iki basınç farkından örnek hacmi hesaplandı ve örneğin ağırlığı kullanılarak da yoğunluk tayin edildi.

$$V_p = V_c + \frac{V_a}{1 - \frac{P_1}{P_2}} \quad (3.1)$$

Bu eşitlikte,  $V_c$  ve  $V_a$ , sırasıyla örnek ve referans hücrelerinin hacimleridir. Çalışmalar esnasında, piknometrede  $V_c$  ve  $V_a$  için kullanılan değerler sırasıyla 153.29 ve 79.36 cm<sup>3</sup>'tür.

### 3.4.6. Kalorifik değer tayini

#### 3.4.6.1. Kalorimetre bombası

Yakıtın kalorifik değerinin tayini, 1261 Parr izoperibol kalorimetresi ile yapılmıştır. Kalorimetre 4 ana bölümden oluşmaktadır. Bunlar; yakıt numunesinin yanabileceği bir bomba, bir sıcaklık sensörü ve karıştırma mekanizmasıyla beraber bombayı belli miktarda suyun içinde tutmak için bir kova, yanma esnasında kovayı termal geçişlerden korumak için bir izolasyon ceket ve kovadaki sıcaklık değişimlerini ölçmek için bir termometre veya sensörden oluşmaktadır.

Bomba; kalın duvarlı krom-nikel alaşımından numunenin yerleştirilmesi ve yanma ürünlerinin temizlenmesi amacıyla açılıp kapanabilen bir şekilde imal edilmiştir. Bombayı basınçla doldurmak ve testin sonunda oluşan gazları boşaltmak için bir açma-kapama vanasına sahiptir.

Kalorimetre kovası; bombayı kaldıracak kapasitede ve bombadan gelecek ısıyı da absorblayacak miktarda su bulundurmaktadır. Ayrıca, termal dengeye ulaşmak için bir karıştırıcıya sahiptir.

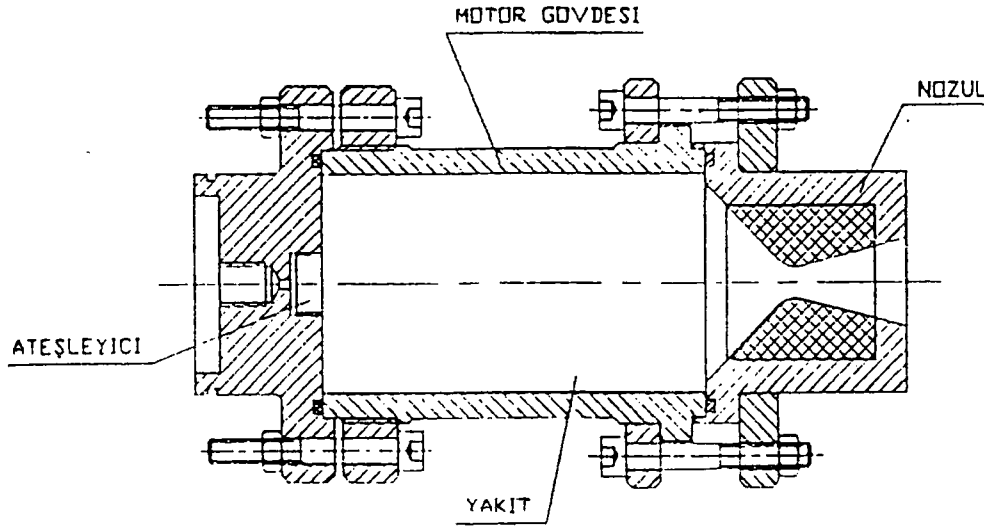
Bomba ve kova, kova ile çevre arasındaki ısı transferini kontrol eden kalorimetre ceketinde tutulmaktadır. Ceket, test boyunca oda sıcaklığındaki değişimleri minimuma indirmektedir. Bundan başka, kalorimetre bombasındaki sıcaklık ölçümleri önemli olduğundan kovadaki sıcaklık artışını ölçmek için bir termoçift kullanılmaktadır.

#### **3.4.6.2. Kalorifik değer ölçümü**

AN'li yakıtların kalorifik değer tayini, ASTM D 3286 standart test metoduna uygun olarak yapıldı. Yaklaşık olarak 2 gr ağırlığında kesilen AN'li yakıt numuneleri, bir ateşleme teli ile kalorimetre bombasına monte edildi ve bomba 30°C civarında suyla dolu kovanın içine yerleştirildi. Daha sonra, ortamdan 450 psia sabit basınçta oksijen gazı geçirilerek yakıtın ateşlenmesi sağlandı. Sonuçta, ateşleme esnasında suyun sıcaklığının kaç derece yükseldiği saptanarak yakıtın kalorifik değeri otomatik olarak cihazın kayıt edicisinden elde edildi.

#### **3.4.7. Migid motor testleri**

Bu çalışmada, geliştirilen yakıtın motora uygulanabilirliği imalatı SAGE atölyesinde yapılan 75 mm çap ve 170 mm uzunluğundaki 2 adet migid motorla test edildi. Testler sonucunda elde edilen P-t(basınç-zaman) ve F-t(itme-zaman) grafikleri 2.5 ve 3.2 mm boğaz çapına sahip nozulları kullanarak sağlandı. Migid motorun şeması ise Şekil 3.4'de verildiği gibidir.



**Şekil 3.4. Migid motorun şeması**

Hazırlanan AN'li yakıtlar, ateşleyici ve nozulla birlikte migid motorlara monte edilerek statik olarak ateşlemeye hazır duruma getirildi. Migid motorlar 3 ana bölümden oluşmaktadır.

1) Yakıt çekirdeği: Organik polimerik bir bağlayıcı ile farklı enerjilere sahip iki oksitleyici tarafından elastik bir katı haline getirilen yakıt yanma odasına yerleştirildi.

2) Ateşleyici: Migid motorların ateşlenmesinde magnezyum-teflon-viton karışımı piroteknik bir ateşleyici tipi kullanıldı. Hazırlanan ateşleyici, imalatı SAGE atölyesinde yapılan ve yaklaşık olarak 5.5-6 gr civarında ateşleyici alan çelik kapsüllerin içine yerleştirildi. Ayrıca, her ateşleyici kapsülünde çift primer kullanıldı ve her primer çiftinin iç kesimine ateşlemeyi kolaylaştırmak için yaklaşık 0.2'şer gr karabarut ilave edildi ve ateşleyici yanma odasının ön kısmına yerleştirildi.

3) Nozul: Yanma esnasında oluşan gazların dışarı atılması, imalatı yine SAGE atölyesinde ve migid motorlar için özel olarak yapılan nozullar tarafından

sağlandı. Bu nozulların iç kesimleri çıkan sıcak ve korozyif gazların çelikle olan temasını önlemek amacıyla grafitle kaplanmıştır.

#### **3.4.7.1. Migid motorların şartlandırılması**

Montajı yapılarak ateşlemeye hazır duruma getirilen migid motorlar bir gece önce 25°C sıcaklıktaki etüvde şartlandırıldıktan sonra ertesi gün ateşlendi. Geliştirilen yakıt kompozisyonu için aynı sıcaklıkta, ancak farklı nozul boğaz çapına sahip iki adet migid motor ateşlenerek P-t ve F-t eğrileri elde edildi.

#### **3.4.7.2. Migid motorların ateşlenmesi**

Migid motorlar elektronik bir sistem kullanılarak ateşlendi. Bu sistem, üç farklı enstrümantasyon bölümünden oluşmaktadır. Bunlar; analog, veri alma kartı ve bilgisayar bölümleridir.

Analog sistem, kalibre edilmiş bir basınç duyargası (pressure transducer) ile yük hücresi'nden (load cell) çıkan elektrik yükünü yük yükselticiye (charge amplifier) göndererek analog bir kayıt elde etmektedir.

Veri alma kartı da basınç duyargası ve yük hücresi'nden gelen yükleri alarak bilgisayara uygun formatta girmesini sağlamaktadır.

Belirli bir zaman aralığında alınan veriler, bilgisayar sistemine gönderilerek kalibrasyon basamaklarındaki faktörler tarafından bar-s ve N-s olarak çevrilmektedir.

Migid motor testlerinde yüksek hıza ve performansa sahip ESAM veri alma sistemi kullanılmıştır. Bu sistemde kullanılan bazı önemli parçaların tanıtımı aşağıda yapılmıştır.

**a) Basınç duyargası(pressure transducer) ve yük hücresi(load cell)**

Ölçüm sırasında aldıkları elektrik yükünü yük yükselticiye(charge amplifier) gönderirler. Testlerde KISTLER marka, basınç duyargası ve yük hücresi kullanılmıştır.

**b) Yük yükseltici(Charge amplifier)**

Statik testler esnasında mikroprosesör kontrollü, tek kanallı 5011 tipi yük yükseltici kullanılmıştır. KISTLER firmasının ürünü olan yük yükseltici basınç duyargası ve yük hücresi'nden gelen elektrik yükünü orantılı bir voltaj sinyaline çevirir.

**c) Ateşleyici**

Piroteknik bir ateşleyici kullanılmıştır. Ateşleme devresi kapandığı zaman primer içindeki tel buradan geçen elektrik akımıyla ısınarak ana ateşleyiciyi ateşler ve bu alev de yakıt çekirdeğinin tutuşmasını sağlar.

**d) Veri alma kartı**

Bu kart yardımı ile analog sistemden gelen veriler alınarak dijitale çevrilmiş ve bilgisayara uygun bir formatta girişi sağlanmıştır.

### **e) Bilgisayar sistemi**

PC 486 tipi bir bilgisayar kullanılmıştır. Ateşleme programını çalıştırarak testin başlamasını ve test sonunda elde edilen verilerin değerlendirilmesini bu sistem sağlamaktadır.

Ateşleme esnasında ‘‘ESAM’’ hazır programı çalıştırıldı[71]. Elde edilen P-t(basınç-zaman) ve F-t(itme-zaman)grafikleri ise ‘‘Excell’’ paket programında hazırlandı.

### **3.5. AN için Kullanılan Cihazlar**

Bu bölümde AN ile ilgili birtakım analizlerin yapılmasında kullanılan cihazlardan bahsedilmektedir.

#### **3.5.1. İklimsel şartlandırma firmı(TERMOTRON)**

AN, yakıt içerisinde kullanılmadan önce, faz değişimlerinden fazla etkilenmemesi için  $-30^{\circ}\text{C}$  ile  $100^{\circ}\text{C}$  arasında sıcaklık çevrimine tabi tutuldu. Bu çevrim, TERMOTRON INDUSTRIES CORPORATION tarafından üretilerek ‘‘TERMOTRON’’ adı verilen SM16C tipi şartlandırma fırınında yapıldı. Aynı sıcaklık çevrimi 3 kez tekrarlandı.

TERMOTRON,  $-73^{\circ}\text{C}$  ile  $177^{\circ}\text{C}$  arasında ve % 20 ile % 95 bağıl neme sahip ortamlarda  $\pm 1.1^{\circ}\text{C}$  duyarlılıkla çalışmaktadır.

Ayrıca, cihaz 220 veya 240 volt civarında tek fazda 60 amper, 3 fazda çalıştığında ise minimum 45 amper akım çekmektedir.

### **3.5.2. Raymond öğütücü**

Kristal formdaki AN'nin öğütülmesi Raymond marka çekiçli bir öğütücüde yapıldı. Bu öğütücü ile 200-60  $\mu\text{m}$  aralığında partikül boyut dağılımı elde edildi. Öğütücü, çalışma esnasında 2 farklı elektrik motoru kullanmaktadır.

Bu motorlardan Dumore marka olanı, kırma işleminin farklı devirlerde gerçekleşmesini sağlamaktadır. 0.07 hp gücündeki motorun çalışma voltajı 120 voltur ve tam kapasite ile çalıştığında 140 devir/dak hızla 2.2 amperlik akım çekmektedir.

Diğer motorun gücü ise, 1.5 hp olup, 3 fazlıdır ve 460 volt çalışma voltajına sahiptir. 3450 devir/dak hızla çalışarak 2.1 amper akım çekmektedir.

### **3.5.3. Alpine öğütücü**

Alpine öğütücü de, Raymond öğütücünden çıkan malzemenin daha küçük boyutlarda öğütülmesini sağlamaktadır. Önemli bölümleri; malzeme girişinin yapıldığı huni şeklindeki kesim, bir dişli sistemi ve elektrik motorundan oluşmaktadır. Bu öğütücüde öğütülen AN'nin partikül boyut dağılımı 14  $\mu\text{m}$  olarak belirlendi..

Kullanılan Alpine öğütücü, 160 Z tipinde olup, 3.6 KW gücünde bir elektrik motoruna sahiptir. Motor, 380 volt çalışma voltajında 7.7 amper akım çekmektedir.

#### **3.5.4. Sallanan elek sistemi**

Bu elek sistemi, Tyler şirketi tarafından laboratuvar boyutlarında elek analizi yapabilmek amacıyla imal edilmiştir. Raymond öğütücünden çıkan AN'nin 200-60  $\mu\text{m}$  aralığındaki elek analizi bu sistemde yapılarak, 71-90  $\mu\text{m}$  aralığındaki partiküller deneylerde kullanılmak üzere ayrılmıştır.

Sallanan elek sistemi, içiçe geçen eleklerin yerleştirilebileceği bir kısım, eleklerin üzerinin kapatıldığı bir kapak, eleğin sallanması esnasında kapak üzerine belli aralıklarla inen bir tokmak ile sallanma işlemini gerçekleştiren bir elektrik motorundan oluşmaktadır. Kullanılan motor 0.37 KW gücünde olup, 220 volt çalışma voltajında, 1405 devir/dak hızla çalışarak 4.55 amper akım çekmektedir.

#### **3.5.5. Karl Fischer rutubet tayin cihazı**

İki farklı öğütücüde öğütülen farklı partikül boyutlarındaki AN'nin rutubet tayini Mettler DL18 tipi Karl Fischer titrator kullanılarak yapıldı. Cihaz, çözücü sistemi, titrasyon kabı, membran pompası ve büretten oluşmaktadır. Titrasyon süresi 1-2 dakika gibi kısa bir süre olmasına rağmen çok doğru sonuçlar alınabilmekte ve rutubet tayini çok düşük miktarlardan yüksek seviyelere kadar rahatlıkla yapılabilmektedir. Çözücü olarak da, piridin içeren veya içermeyen standart kimyasallar kullanılabilmektedir.

Ölçüm esnasında Karl Fischer metodu kullanıldı. Bu metodla rutubet tayini, kükürt dioksit, metanol, piridin ve iyot varlığında gerçekleştirilmektedir. Titrasyon, iki platin elektrotun kutuplarına uygulanan akımla sağlanmakta ve elektrotlardaki voltaj miktarı kontrollü olarak yapılmaktadır. Ortamdaki rutubet

giderildiği zaman, voltaj sıfıra düşmekte ve iyot yardımıyla kutuplar tekrar polar hale getirilmektedir. Küçük bir elektrik akımı bir elektrottaki iyotu yükseltmekte ve diğer elektrotta da iyotu aynı miktara indirgemektedir.

### **3.5.6. Malvern partikül boyut tayin cihazı:**

Alpine öğütücüde öğütülen AN'nin partikül boyut tayininde bu cihaz kullanıldı. Cihaz, sıvı içerisinde asılı bulunan katı partiküllerin boyutunu ölçmekte ve bunun için kullanılan optik sistem ise, He-Ne lazer, ışınların süzüldüğü bir filtre, numunenin yerleştirildiği bir bölme ile mercekler ve bir dedektörden oluşmaktadır. Ayrıca, malzeme hakkındaki verilerin girildiği(malzeme cinsi, kırılma indisi, v.b.) bir bilgisayar ile ortalama partikül boyut dağılımını kaydeden bir yazıcıya sahiptir.

Bu cihazın çalışma prensibi lazer ışığının dağılımına dayalı olarak açıklanmaktadır ve görüntü oluşturmayan optik sistemler kategorisine girmektedir, çünkü, partikül boyut tayini detektör üzerinde partikülün görüntüsü oluşmadan tamamlanmaktadır.

Cihaz, tek bir spesifikasyon sağlamak için iki optik konfigürasyonda çalışmaktadır. Birinci iyi bilinen optik metod, geleneksel Fourier optik, ikincisi de  $0.1 \mu\text{m}$ 'nin altındaki boyutları ölçmede kullanılan ters Fourier optik metodudur.

#### 4. DENEYSEL BULGULAR VE TARTIŞMA

Bu çalışmanın ilk safhasında HTPB esaslı yakıtlarda AN miktarının artırılıp, AP miktarının azaltılması ile yakıtın performansı, duman ve termodinamik özellikleri ile mekanik ve balistik özellikleri üzerindeki etkiler saptanmaya çalışılmış ve sonuçta viskozite ile duman özellikleri açısından uygun kompozisyon belirlenmiştir. Daha sonra bu kompozisyon referans alınarak yakıt içerisinde plastikleştirici olarak kullanılan DOA ve bağlama maddesi olarak kullanılan TEPANOL miktarı değiştirilerek literatürdeki mekanik özellik verilerine ulaşılmış, ayrıca, aynı kompozisyon üzerinde kalın/ince AN oranı ile  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı değiştirilerek yanma hızı ve viskozite yönünden uygun kompozisyonun belirlenmesine ve bu değişimin mekanik ve balistik özellikler üzerindeki etkilerinin saptanmasına çalışılmış, elde edilen sonuçlar da bu bölümde verilmiştir.

Literatürde karşılaşılan çalışmalarda AN, genellikle kararlı formda(PSAN) kullanılmıştır. Eğer kararlı hale getirilmezse, sıcaklık değişimleri esnasında hacimsel değişiklikler meydana gelecek ve mekanik özelliklerde de bozulmalar olacaktır. Bunu engellemek için AN kristal yapısına Ni, Cu ve Zn gibi geçiş metalleri ilave edilmektedir. Ancak, bu çalışmada kullanılan AN'ye metal ilave edilmemiştir. Çünkü, yine literatürden elde edilen bilgilere göre AN, yakıt içerisinde 63-88  $\mu\text{m}$  partikül boyut aralığında ve rutubet oranı % 0.2'ye düşürülerek kullanıldığında kararlı forma gelmektedir[72]. Çalışmalar esnasında kullanılan AN, kalın ve ince olmak üzere iki farklı partikül boyutunda kullanılmıştır. Kalın AN, Raymond öğütücüde öğütüldükten sonra 71-90  $\mu\text{m}$  aralığında elekte elenerek, ince AN ise Alpine öğütücüde öğütüldükten sonra 14  $\mu\text{m}$  partikül boyut dağılımında kullanılmış, nem miktarı da her iki partikül boyutu için % 0.2'den daha düşük bulunmuştur. Bu nedenle,

literatürde belirtilen şartlar sağlandığından, kullanılan AN kararlı formda kabul edilmekte ve dolayısı ile geçiş metallerinin ilavesine gerek kalmamaktadır.

Yakıt içerisinde kullanılan bileşenler katı ve sıvı olarak iki bölüme ayrılmaktadır. Sıvılar; HTPB, DOA, TEA, TEPANOL ve IPDI, katılar ise; AP, AN ve  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ 'den oluşmaktadır. Değişik katı madde miktarları uygulanarak yapılan çalışmalar sonucunda katı madde miktarının % 75, NCO/OH oranının 0.9 ve triol/OH oranının da 0.1 olarak sabit tutulmasına karar verilmiştir. İlk aşamada, AP miktarı % 40, 30, 20, 10 ve 0 olarak azaltılırken, AN miktarı % 33, 43, 53, 63 ve 73 olarak artırılmış,  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı ise % 2 olarak alınmış ve üretilen 5 kompozisyon arasından duman miktarındaki azalma ile uygun viskoziteye sahip kompozisyon saptanmıştır. Geliştirilen 5 kompozisyon Çizelge 4.1'de görülmektedir. Bunlar arasında, % 20 AP ve % 53 AN içeren kompozisyonun görsel olarak en iyi viskozite ve yapılan hesaplamalarla da az duman miktarına sahip olduğu belirlenmiştir. Çünkü, % 0 ve 10 AP içeren iki kompozisyonun viskoziteleri yüksek olduğundan karışımları çok iyi olmamış, bazı boşluklar oluşmuş, bu da mekanik özelliklerin bozulmasına yol açmıştır. Tamamen AN içeren bir yakıt elde etmek bu nedenle zordur. Çünkü, kullanılan AN düzensiz kristal formda olduğundan iki farklı partikül boyutunda öğütülerek kullanılmaktadır. Halbuki, AP yakıt içerisinde küresel kristal formda kullanıldığından viskoziteyi düşürmektedir. Ancak, AP'nin % 10 miktarında yakıtta ilavesi viskoziteyi düşürememiş, yeterli düşüş % 20 AP içeren kompozisyonda sağlanmıştır. Kompozit yakıtların reolojik davranışı, formulasyon ve çalışma parametrelerine bağlıdır. Çalışma parametreleri de; çapraz bağlanma konsantrasyonunu, formulasyondaki NCO/OH(NCO gruplarının OH gruplarına olan oranı) ve triol/OH(üçlü OH grubunun toplam OH grubuna olan oranı) ile plastikleştirici miktarını kapsamaktadır[73]. Ancak, bu esnada katı yükleme % 75, NCO/OH oranı 0.9 ve triol/OH oranı 0.1 ve

Çizelge 4.1. AP miktarındaki değişimin yakıtın mekanik ve balistik özelliklerine olan etkisi

$\text{Fe}_2\text{O}_3 = \% 2$ ,  $\text{TEPANOL} = \% 0.2$ ,  $\text{AN}(\text{k/i}) = 80/20$ ,

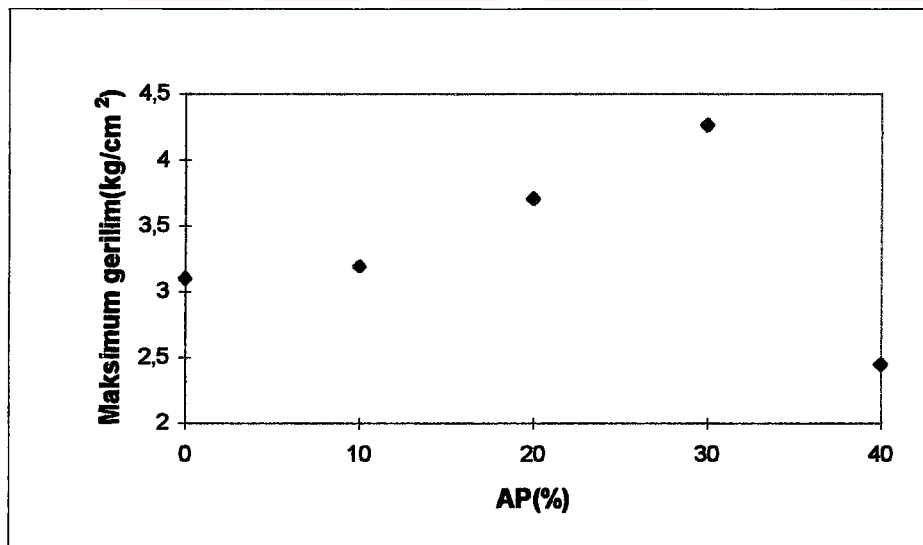
DOA = HTPB bağlayıcının  $\% 35$ 'i

| AP(%) | Maksimum gerilim( $\text{kg/cm}^2$ ) | Maksimum uzama(%) | Elastik modul ( $\text{kg/mm}^2$ ) | Yanma denklemi               | hızı | Kalorifik değer( $\text{cal/g}$ ) | Yoğunluk ( $\text{g/cm}^3$ ) |
|-------|--------------------------------------|-------------------|------------------------------------|------------------------------|------|-----------------------------------|------------------------------|
| 0     | 3,11                                 | 4                 | 1,476                              | $r = 1,367\text{P}^{0,0509}$ |      | 2855,39                           | 1,411                        |
| 10    | 3,20                                 | 8                 | 0,768                              | $r = 1,025\text{P}^{0,08}$   |      | 2879,91                           | 1,429                        |
| 20    | 3,71                                 | 19,25             | 0,555                              | $r = 0,033\text{P}^{0,8516}$ |      | 2910,41                           | 1,457                        |
| 30    | 4                                    | 22,35             | 0,43                               | $r = 0,142\text{P}^{0,5812}$ |      | 2965,06                           | 1,489                        |
| 40    | 2,45                                 | 34,24             | 0,106                              | $r = 0,007\text{P}^{1,3894}$ |      | 2996,99                           | 1,491                        |

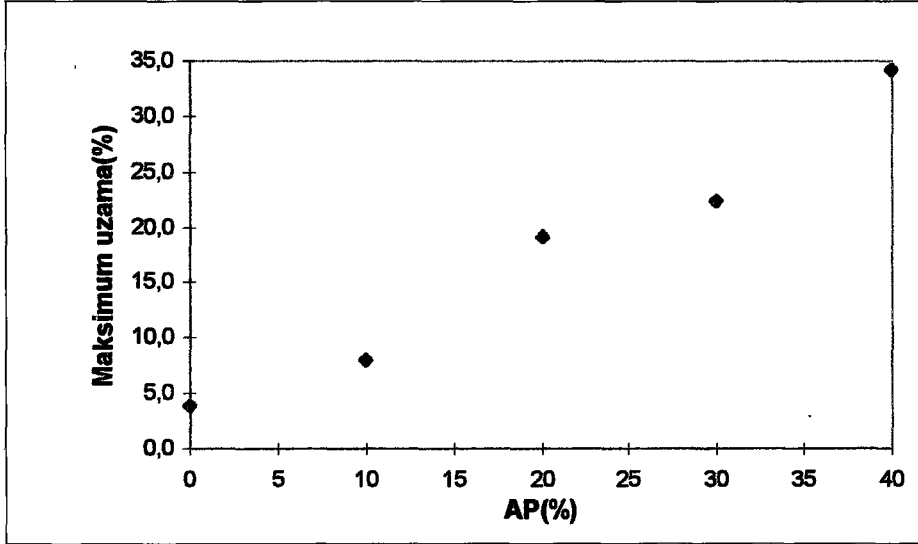
plastikleştirici miktarı da bağlayıcının % 35'i olarak sabit tutulduğundan viskozite çalışma parametrelerine değil, formulasyona bağlı olarak değişmektedir. Bu durumda da kompozit yakıtın viskozitesini etkileyen üç önemli faktör vardır. Bunlar; katı madde miktarı, katıların partikül boyut dağılımı ve şeklidir[74]. Bu çalışma esnasında toplam katı madde miktarı ve katıların partikül şekli değişmediğinden viskoziteyi etkileyen en önemli parametre katıların partikül boyut dağılımı olmuştur. Geliştirilen kompozisyonlarda kalın/ince AN oranı 80/20, 70/30 ve 60/40 olarak değiştirilmiş, bu oran değişimi boyunca ince AN miktarı arttıkça viskozitede gözle görülür önemli artışlar belirlenmiştir. Bu durumun ise, ince AN'nin ağ yapıdaki boşlukları doldurarak yoğunluğu artırmasının yanısıra akışkanlığı da artırmasından kaynaklandığı söylenebilir. Ayrıca, yanma hızı katalizörü olarak kullanılan  $Fe_2O_3$ 'in miktarı yakıt içerisinde % 1, 1.5 ve 2 olarak değiştirilmiş, bunun sonucunda da  $Fe_2O_3$  miktarı % 2 iken yakıtın akışkanlığının daha iyi olduğu, bu miktar % 1.5 ve % 1'e düşürüldüğünde ise viskozitede artış gözlenmiştir. Bu çalışmada, metal oksitlerin yanma hızı katalizörü olarak kullanılmasının yanısıra akışkanlığı artırıcı özelliğe sahip olduğu da belirlenmiştir. Çünkü, döküm esnasında yakıt akışkan olmalıdır. Eğer akışkan değilse, boşluklar oluşacak, bu da mekanik özelliklerin bozulmasının yanısıra, yanma yüzeyini artırarak, basınç artışına ve motorun patlamasına neden olacaktır. Bu çalışmada 13 kompozisyon geliştirilmiş, ancak, bu kompozisyonlar 500 gr kapasiteli bir karıştırıcıda üretildiğinden viskozite ölçümü mümkün olmamıştır. Viskozite ölçümü amacıyla, görsel olarak en iyi viskoziteye sahip % 20 AP ve % 53 AN ile bağlayıcının % 25'i oranında DOA ve % 0.35 bağlama maddesi içeren kalın/ince AN oranı 80/20,  $Fe_2O_3$  miktarı ise % 2 olan kompozisyon alınarak 1 galon kapasiteli ve gezegensel hareketli(biri sabit diğeri ise onun etrafında dönen) bıçaklara sahip karıştırıcıda tek bir üretim yapılmış ve 07 nolu uç ile 50 rpm dönme hızı kullanılarak

Brookfield viskometrede 65<sup>0</sup>C sıcaklıkta ölçülen viskozite 416 poise olarak bulunmuştur.

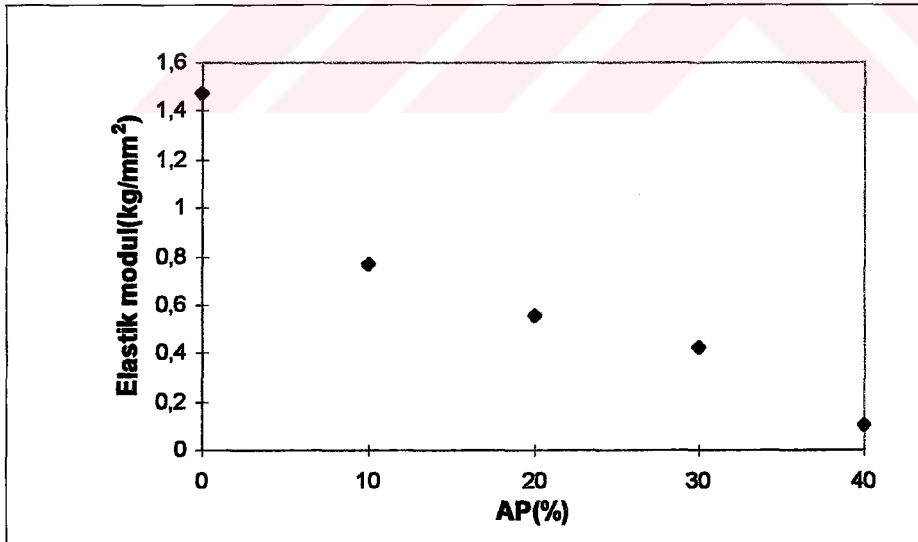
Katı yakıtlarda mekanik özellikler, uzama , gerilme kuvveti ve module bağlı olarak karakterize edilir. Gerilme kuvveti ve yakıtın modulu düşük olabilir. Tek sınırlama bu özelliklerin çok düşük olmamasıdır. Mekanik özellik tayininde gerilme kuvvetinin 5 kg/cm<sup>2</sup>, kopmadaki uzamanın da % 20'nin altına düşmemesi, elastik modulün ise 6 kg/mm<sup>2</sup>'nin üzerine çıkmaması gerekmektedir[4]. Çizelge 4.1 ve Şekil 4.1, 4.2 , 4.3'de mekanik özelliklerin bir değerlendirmesi yapıldığında AP miktarındaki azalma ile yakıtın mekanik özelliklerinin bozulduğu, yani; maksimum gerilim ve uzamanın azalarak elastik modulün arttığı görülmüştür. % 40 AP'den % 0 AP'ye düşerken maksimum gerilimdeki düşme açıkça gözlenmekte, ancak, % 40 AP içeren kompozisyonda elde edilen maksimum gerilimin % 30 ve % 20 AP içeren kompozisyonlara göre daha düşük olduğu da görülmektedir. Bunun nedeni ise, % 40 AP ve % 33 AN içeren kompozisyonda her iki oksitleyicinin de yeterli



Şekil 4.1. Maksimum gerilimin AP miktarı ile değişimi



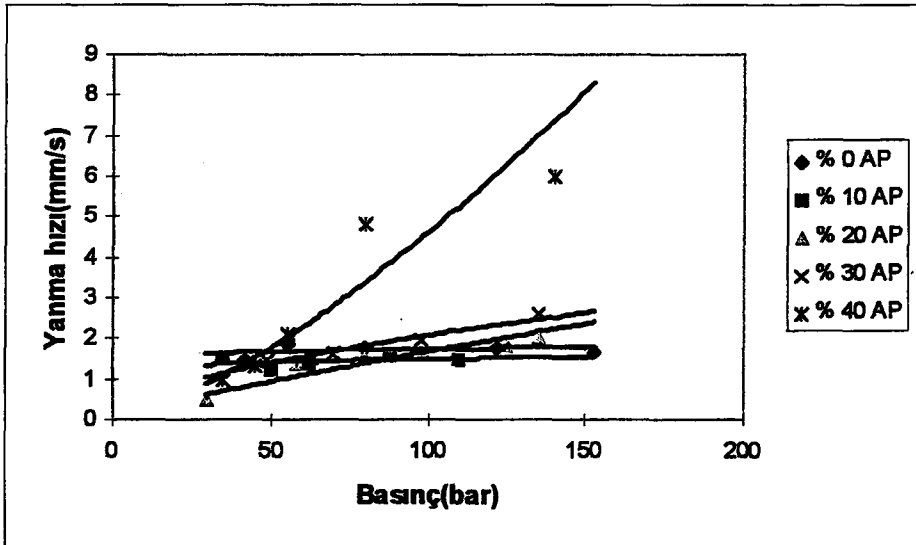
Şekil 4.2. Maksimum uzamanın AP miktarı ile değişimi



Şekil 4.3. Elastik modülün AP miktarı ile değişimi

mekanik dayanımı sağlayamadığı bir geçiş döneminde olmasına bağlanabilmektedir. Ancak, AN miktarı % 43, AP miktarı % 30 olduğunda bu geçiş dönemi atlatılmış, AN+AP yüzdesi yeterli mekanik dayanımı sağlayabilmiştir. Ayrıca, AP miktarı düşüp, AN miktarı arttıkça yakıtların uzaması düşmüş, elastik modul değerleri ise artmıştır.

Üretilen yakıtların yanma hızı tayini SAGE’de geliştirilen pencereli yanma hızı ölçüm sisteminde yapılmıştır. Günümüzde kullanılan roket yakıtlarının yanma hızları basınca ve yakıt kompozisyonuna bağlı olarak 0.1 ve 5 cm/s arasında değişmektedir[47]. Ancak, AN esaslı yakıtların yanma hızı oldukça düşük olduğundan bu değişim 0.07-0.3 cm/s arasındadır[21]. Şekil 4.4’deki yanma hızı sonuçlarına bakıldığında AP miktarı azalarak AN miktarı arttıkça yanma hızı azalmaktadır. Bu durum, % 20, 30 ve 40 AP içeren yakıtlar için geçerli olmakla beraber, % 0 ve 10 AP içeren yakıtlara uymamaktadır. Çünkü, diğer kompozisyonlarda basınç arttıkça yanma hızı düzenli bir şekilde artmasına rağmen, bu iki kompozisyonda yanma hızı basınçtan bağımsız bir

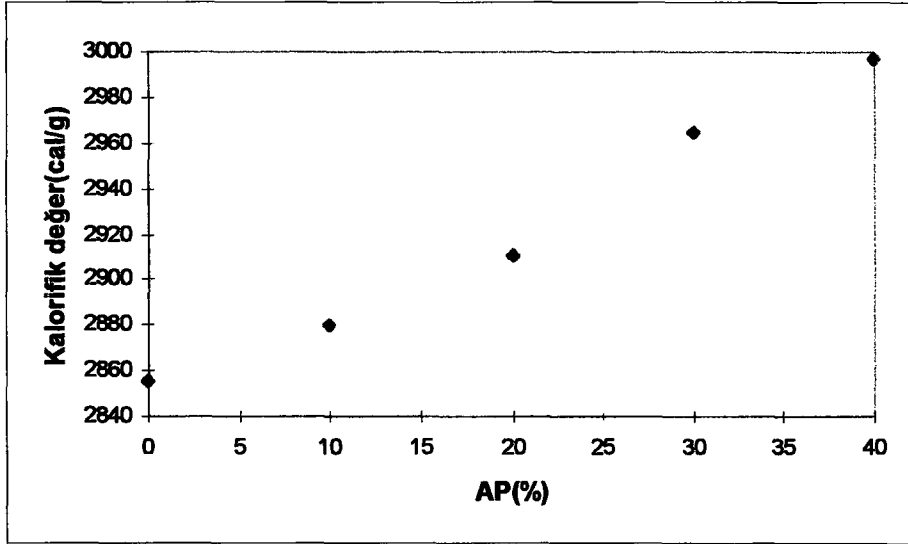


Şekil 4.4. Yanma hızının AP miktarı ile değişimi

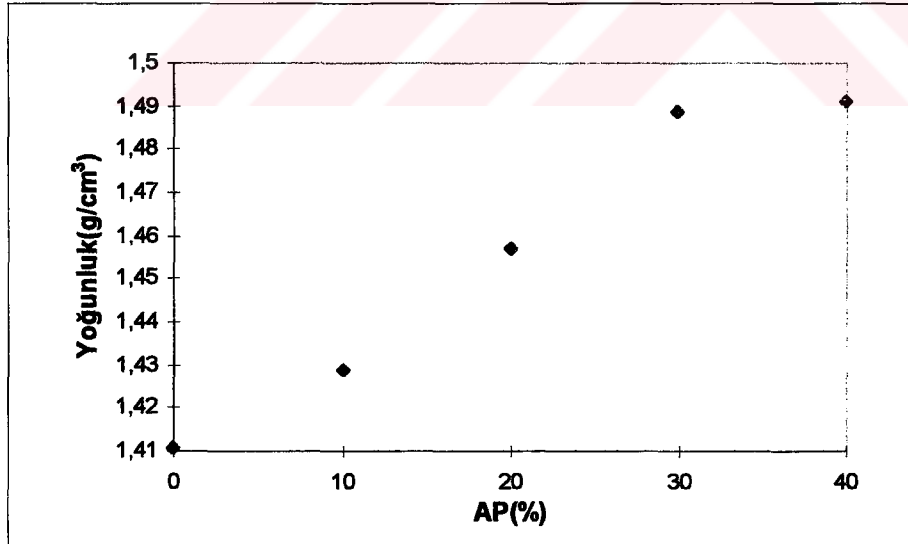
şekilde artış ve azalmalar göstererek değişmektedir. Dolayısı ile, yakıt içerisinde AN miktarı yüksek seviyelerde kullanıldığında yanma hızının basınca karşı duyarsız olduğu ve basınçtan bağımsız bir şekilde değiştiği söylenebilir.

Yakıtın kalorifik değeri enerji seviyesini belirlemekte ve cal/g cinsinden ifade edilmektedir[75]. Üretilen yakıtların kalorifik değer tayinleri de Parr 1261 izoperibol kalorimetre bombası ile yapıldı. Ölçümler, ilk etapta 450 psia basınçta inert azot gazı ortamında yapıldı, ancak, bu durumda kalorimetre bombasının içerisinde yanmamış karbon miktarı çok fazla olduğundan tayinler 450 psia sabit basınçta fazla oksijen kullanılarak tekrarlandı. Buna göre, Çizelge 4.1 ve Şekil 4.5’den de görüldüğü gibi AP miktarı azalarak AN miktarı arttıkça kalorifik değerin düştüğü dolayısı ile de yakıtın enerji seviyesinde azalma olduğu gözlenmektedir, bu durum da AN(-87270 cal/mol) ile AP(-69420 cal/mol)’nin oluşum entalpilerindeki farklılıktan kaynaklanmaktadır. Ancak incelenen kompozisyonlarda, kalorifik değerin 2996.99’den 2855.39 cal/g’a azaldığı ve kalorifik değerdeki bu azalmanın % 5’in altında olduğu görülmüştür.

Yakıtın enerji karakteristiğini de etkileyen en önemli özelliğinden birisi yoğunluğudur. Yakıt yoğunluğunu etkileyen parametre ise yüksek katı madde miktarıdır[75]. Çizelge 4.1 ve Şekil 4.6’dan görüldüğü gibi katı madde miktarı yüksek olmadığından yoğunluk değerleri oldukça düşüktür. Ayrıca, AP(1.95 g/cm<sup>3</sup>) ve AN(1.725 g/cm<sup>3</sup>)’nin yoğunluk değerleri birbirinden farklı olduğu için, yakıt içerisinde AP azalıp AN arttıkça beklentiye uygun olarak yoğunluk da azalmaktadır.



Şekil 4.5. Klorifik değeri AP miktarı ile değişimi



Şekil 4.6. Yoğunluğun AP miktarı ile değişimi

Roket motorunun performansı genellikle özgül darbeye(Isp) bağılı olarak ifade edilir ve özgül darbe kimyasal esaslı yakıtlarda 100 ile 400 saniye arasında değişmektedir. Yakıt performans parametrelerinden bir diğeri de karakteristik hızdır( $C^*$ ). Karakteristik hız değeri de yakıtlarda 800 ile 1800 m/s arasında değişmektedir[47]. Adyabatik alev sıcaklığı ise yakıtın termokimyasal bir özelliğidir ve katı yükleme miktarı ile oksitleyici miktarına bağılı olarak değişmektedir[31]. Geliştirilen kompozisyonların performans ve termokimyasal özellikleri SAGE’de modifiye edilen Ophelie paket programı kullanılarak saptanmış, elde edilen sonuçlar ise Çizelge 4.2 ile Ek 1’de Şekil 1, 2 ve 3 olarak verilmiştir. Ophelie paket programı ile ilgili ayrıntılar ise Ek 3’de verilmiştir. Bu program esnasında özgül darbenin(Isp), adyabatik alev sıcaklığı(T) ve karakteristik hızın( $C^*$ ) değişimi yakıt motorunun nozul alan oranı( $A_e/A_t$ ) 14.5, yanma basıncının çıkış basıncına olan oranı( $P_e/P_o$ ) ise 160 alınarak incelenmiş, buna göre de Ek 1 kısmındaki Şekil 1, 2, 3’de AP miktarı % 40’dan % 0’a azalıp AN miktarı % 33’den % 73’e arttıkça özgül darbenin 206.4’den 196.2 s’ye adyabatik alev sıcaklığının 1482’den 1292 K’e ve karakteristik hızın da 1199’dan 1132 m/s’ye azaldığı görülmüştür.

AN/HTPB-IPDI ve az miktarda AP içeren yakıtlar daha az korozyon ürünleri oluşturur[76]. AP’nin azaltılarak AN’nin artırıldığı 5 farklı kompozisyonadaki yanma ürünleri gözden geçirildiğinde de bu sonucun doğru olduğu kanaatine varılmaktadır. Yanma ürünlerinin değerlendirmesi basınç oranı( $P_e/P_o$ ) 70 alınarak yapıldı, Çizelge 4.3 ve Ek 1’de Şekil 4’den 12’ye kadar elde edilen sonuçlara göre AP miktarı azalarak AN miktarı arttıkça C(s),  $CH_4$ ,  $H_2O$ ,  $H_3N$  ve  $N_2$ ’nin önemli ölçüde,  $CO_2$ ’in ise çok az arttığı, CO,  $H_2$  ve HCl ile  $FeCl_2$ ’nin azaldığı, FeO’nin ise önce önemsiz miktarda arttığı sonra azaldığı görülmektedir. Klorlu bileşikler oluşturan AP ortamdan

Çizelge 4.2. AP miktarındaki değişimin yakıtın özgül darbesi, adiyabatik alev sıcaklığı,

karakteristik hız ve duman özelliklerine olan etkisi

$\text{Fe}_2\text{O}_3 = \% 2$ ,  $\text{TEPANOL} = \% 0.2$ ,  $\text{AN}(k/i) = 80/20$ ,

$\text{DOA} = \text{bağlayıcının } \% 35'i$ ,  $P/P_o = 160$ ,  $A_e/A_t = 14.5$

| AP(%) | Isp(s)<br>(Ophelie) | T(K),<br>P=160 atm | C*(m/s) | Birincil<br>duman | İkincil<br>duman | Bağıl<br>(%) | nem |
|-------|---------------------|--------------------|---------|-------------------|------------------|--------------|-----|
| 0     | 196,2               | 1292               | 1132    | A                 | A                | 97           |     |
| 10    | 198,7               | 1329               | 1148    | A                 | B                | 61           |     |
| 20    | 201,2               | 1370               | 1164    | A                 | B                | 57           |     |
| 30    | 203,7               | 1419               | 1181    | A                 | C                | 53           |     |
| 40    | 206,4               | 1482               | 1199    | A                 | C                | 51           |     |

Çizelge 4.3. AP miktarındaki değişimin yanma ürünlerine olan etkisi

$\text{Fe}_2\text{O}_3 = \% 2$ ,  $\text{TEPANOL} = \% 0.2$ ,  $\text{AN}(k/i) = 80/20$ ,

$\text{DOA} = \text{HTPB bağlayıcının } \% 35'i$ ,  $P_o/P_e = 70$ ,  $A_e/A_i = 14.5$

| Yanma ürünleri    | % 0<br>(mol kesri) | AP%<br>(mol kesri) | 10 AP%<br>(mol kesri) | 20 AP%<br>(mol kesri) | 30 AP%<br>(mol kesri) | 40 AP%<br>(mol kesri) |
|-------------------|--------------------|--------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| C(s)              | 0,10967            | 0,10515            | 0,09887               | 0,09109               | 0,08217               |                       |
| CHN               | 0                  | 0                  | 0                     | 0                     | 0                     | 0                     |
| CH <sub>2</sub> O | 0                  | 0                  | 0                     | 0                     | 0                     | 0                     |
| CH <sub>4</sub>   | 0,06065            | 0,05101            | 0,04276               | 0,03576               | 0,02984               |                       |
| CO                | 0,04611            | 0,06224            | 0,08115               | 0,10265               | 0,12632               |                       |
| CO <sub>2</sub>   | 0,15783            | 0,15745            | 0,15571               | 0,15268               | 0,14853               |                       |
| HCL               | -----              | 0,01712            | 0,03441               | 0,05197               | 0,06984               |                       |
| FeCL <sub>2</sub> | -----              | 0,00001            | 0,00005               | 0,00015               | 0,00036               |                       |
| FeO(s)            | 0,00502            | 0,00503            | 0,00503               | 0,00498               | 0,00483               |                       |
| H <sub>2</sub>    | 0,24135            | 0,25833            | 0,27235               | 0,28349               | 0,29185               |                       |
| H <sub>2</sub> O  | 0,19531            | 0,17541            | 0,15695               | 0,13992               | 0,12435               |                       |
| H <sub>3</sub> N  | 0,00011            | 0,0001             | 0,00009               | 0,00007               | 0,00006               |                       |
| N <sub>2</sub>    | 0,18393            | 0,16814            | 0,15262               | 0,13725               | 0,12186               |                       |

uzaklaştırıldığında HCl ve FeCl<sub>2</sub> oluşumu engellenmekte, AN ilavesi ise N<sub>2</sub> oluşumunu artırmaktadır. Ortamda bulunan serbest H<sub>2</sub>'nin azalması, hidrojenin ortamda fazla miktarda CH<sub>4</sub>, H<sub>2</sub>O ve H<sub>3</sub>N bileşikleri oluşturmasından kaynaklanmaktadır. C(s) miktarının artması da AP'nin azalması ve AN'nin artması ile oksijen dengesinin bozulması ve ortama yeterli oksijen ilave edilememesinden ileri gelmektedir. Çünkü, Kaynak[6]'ya göre, AP'nin oksijen içeriği % 27.24 iken, AN'nin ki % 19.99'dur. AP'deki azalma ve AN'deki artışlar toplam oksijen dengesinde negatifle bir kayış sağlamakta, bu da yanmanın kötü olmasına, yani, C(s)'nin yanmadan atılmasına neden olmaktadır.

Roket tarafından açığa çıkan duman; genel olarak birincil ve ikincil duman olmak üzere sınıflandırılır. Birincil dumana; roket içerisinde yanıcı olarak kullanılan alüminyum ve bileşikler ile yanma hızı katalizörü olarak kullanılan demir oksit ve diğer demir türevleri neden olmaktadır. İkincil duman oluşumuna neden olan kimyasal madde ise yakıt içerisinde oksitleyici olarak kullanılan AP'dir. Bu çalışmada, alüminyum kullanılmadığından birincil duman oluşumu yalnızca demir oksit ve diğer demir bileşenlerinden gelmektedir. Ancak, bu miktar çok az olduğu için birincil duman devamlı "A" seviyesinde kalarak değişiklik göstermemektedir(Şekil 2.2). Çalışmalar esnasında duman özelliklerinin değerlendirilmesi AGARD duman sınıflandırmasındaki referans koşullarına göre basınç oranı(P/P<sub>0</sub>) 70 alınarak yapılmış ve bu arada, birincil ve ikincil duman ile bağıl nem miktarı da incelenmiştir. Çizelge 4.2'den de görüldüğü gibi AP miktarı % 40'dan % 0'a düşerken, birincil duman "A" seviyesinde kalarak hiç bir değişiklik göstermezken, ikincil duman "C seviyesinden "A" seviyesine değişmiş ve bağıl nem ise Ek 1'de Şekil 13'den görüldüğü gibi % 51'den % 97'ye artış göstermiştir. Bu da; AP'nin azalmasıyla HCl oluşumunun azalmasını ve dolayısı ile ikincil dumanın azaldığını açıkça göstermektedir.

Ancak, % 20 AP ve % 53 AN içeren kompozisyon en iyi viskozite ve en az duman miktarına sahip olmasına rağmen, literatür değerlerinin yakalanması için mekanik özelliklerde birtakım değişiklikler yapılması gerektiği de elde edilen verilerden açıkça görülmektedir. Bu nedenle, bu kompozisyon referans alınarak mekanik özelliklerin iyileştirilmesine çalışılmış, bu iyileştirme ise yakıt içerisinde plastikleştirici olarak ve bağlayıcının % 35'i alınarak kullanılan DOA(dioktil adipat) miktarını % 30 ve daha sonra da % 25'e düşürerek yapılmıştır. Çünkü, plastikleştiriciler, karışım viskozitesini düşürmenin yanı sıra Tg(camsı geçiş sıcaklığı) ile bağlayıcının modulünü de azaltarak yakıt içerisinde mekanik özellikleri iyileştiren önemli bir bileşen olarak rol oynamaktadır. Bu değişimin mekanik özellikler yanında diğer özelliklere olan etkisi de saptanmaya çalışılmış ve sonuçlar da Çizelge 4.4 ile Ek 1'de Şekil 14'den 19'a kadar verilmiştir. Çizelge 4.4 ile Şekil 14, 15 ve 16'dan görüldüğü gibi DOA miktarı azaldıkça, maksimum gerilim, maksimum uzama ve elastik modul düzenli bir şekilde artmaktadır. Bu sonuçlar ise, mekanik özelliklerin iyileştirildiğini göstermiş ve bundan sonra üretilen kompozisyonlarda DOA bağlayıcının % 25'i alınarak kullanılmıştır.

Ek 1'deki Şekil 17'de yanma hızı değerlerinin basınç ile değişimi ve DOA miktarının da buna etkisi görülmektedir. Buna göre, 80 barın altında bağlayıcının % 30'u miktarında DOA içeren yakıt en düşük yanma hızına sahiptir, bu miktar % 35 olduğunda yanma hızı biraz daha yükselmiş ve % 25 olduğunda ise, yanma hızı en yüksek seviyeye ulaşmıştır. Ancak, 80 barın üzerinde DOA miktarı % 35'den % 30 ve % 25'e azaldıkça yanma hızı değerlerinde düzenli bir artış gözlenmiş ve % 25 DOA içeren yakıt en yüksek yanma hızlı olarak bulunmuştur.

Ek 1 Şekil 18'deki kalorifik değer sonuçlarına bakıldığında da DOA miktarındaki azalma ile yakıtın kalorifik değerinin önce azaldığı sonra da

Çizelge 4.4. % 20 AP içeren yakıtta DOA miktarındaki değişimin mekanik ve balistik özelliklere olan etkisi

AP = % 20, Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> = % 2, TEPANOL = % 0.2, AN(k/i) = 80/20,

| DOA miktarı (%) | Maksimum gerilim (kg/cm <sup>2</sup> ) | Maksimum uzama(%) | Elastik modül (kg/mm <sup>2</sup> ) | Yanma hızı denklemini | Kalorifik değer (cal/g) | Yoğunluk (g/cm <sup>3</sup> ) |
|-----------------|----------------------------------------|-------------------|-------------------------------------|-----------------------|-------------------------|-------------------------------|
| 25              | 4,41                                   | 25,05             | 0,609                               | $r = 0,007P^{1,2411}$ | 2905,71                 | 1,458                         |
| 30              | 4                                      | 22                | 0,577                               | $r = 0,001P^{1,5646}$ | 2887,48                 | 1,478                         |
| 35              | 3,71                                   | 19,25             | 0,555                               | $r = 0,033P^{0,8516}$ | 2910,41                 | 1,457                         |

arttığı görülmektedir. Ancak, bu azalma ve artışlar hata sınırları içerisinde kaldığından, DOA miktarının kalorifik değer üzerinde önemli bir etkisi olmadığı söylenebilir. Çünkü, ortalama kalorifik değer  $2901.2 \pm 30.09$  cal/g, hata payı ise, % 1.02 olarak bulunmuştur. Bu değer de maksimum hata sınırı olan % 1.3'ün altındadır[5].

Yine Ek 1 Şekil 19'da verilen değerlere göre, DOA miktarındaki azalma her ne kadar yoğunluk ölçümlerinde önce biraz artış, daha sonra ise azalma göstermiş ise de. sonuçlarda görülen bu farklılıklar yine hata sınırları içerisinde kalmıştır. Dolayısı ile DOA miktarındaki değişimin yakıtların yoğunluğu üzerinde önemli bir etkisi olmadığı ifade edilebilir. Çünkü, yoğunluk tayinlerinde maksimum hata payı % 2.1'e kadar çıkabilmektedir. Halbuki, bu ölçümlerdeki ortalama yoğunluk değeri  $1.464 \pm 0.0293$  g/cm<sup>3</sup>, hata ise % 2 olarak bulunmuş ve bu değer de maksimum hata payının altında olduğu açıkça görülmektedir.

Ancak, plastikleştirici DOA miktarında yapılan azalmalarla mekanik özelliklerin önemli ölçüde iyileştirildiği görülmesine rağmen, maksimum gerilim değeri literatürde verilmiş olan 5 kg/cm<sup>2</sup>'ye ulaşamamıştır. Bu değere ulaşabilmek için bağlama maddesi TEPANOL miktarı ile oynanmış ve istenen hedefe ulaşılmıştır. Çünkü, HTPB polimeri ile katı partiküller arasındaki etkileşimler ve partiküllerin yüzeyinde oluşan boşluklar yakıtın mekanik özelliklerini önemli ölçüde etkilemektedir. Bu boşlukların oluşmasını engelleyerek polimer ve partiküllerin daha iyi bağlanmasını sağlayan dolayısı ile mekanik özellikleri iyileştiren "bağlama maddeleri" yakıtı ilave edilmektedir[43]. Bu çalışmada, bağlama maddesi olarak kullanılan TEPANOL yakıt içerisinde % 0.2'den 0.3 ve daha sonra da % 0.35'e çıkarıldığında maksimum gerilim düzenli bir artış göstererek 5.06 kg/cm<sup>2</sup>'ye

çıkılmış, ancak, % 0.3 bağlama maddesi içeren kompozisyonun karışımı esnasında vakum pompasında oluşan sorun nedeniyle boşluklar oluşmuş, bu durumda maksimum uzama % 25.05'den % 23'e düşmüş ve daha sonra % 25.5 olmuş, elastik modul ise düzenli bir azalma göstererek  $0.371 \text{ kg/mm}^2$ 'ye ulaşmıştır. Bu sonuçlar ise, Çizelge 4.5 ile Ek 1'de verilen Şekil 20, 21 ve 22'den açıkça gözlenmektedir. İstenen mekanik özelliklere ulaşıldığından bundan sonra üretilen kompozisyonlarda bağlama maddesi miktarı % 0.35 olarak sabit tutulmuştur.

Ek 1'de verilen Şekil 23'e bakıldığında yanma hızının bağlama maddesi miktarına göre değişimi izlenmektedir. Buna göre, 70 barın altında, bağlama maddesi miktarı % 0.3 olan yakıt en düşük yanma hızlı, bağlama maddesi miktarı % 0.2 olan yakıt biraz daha yüksek yanma hızlı, % 0.35 olan yakıtın ise, diğer iki kompozisyondan daha yüksek yanma hızlı olduğu görülmüştür. Ancak, 100 barın üzerinde % 0.3 bağlama maddesi içeren kompozisyonun yanma hızı diğerlerinden daha yüksek bir değere ulaşmaktadır.

Ek 1 Şekil 24'de kalorifik değer bağlama maddesi miktarı ile değişimi gösterilmektedir. Buna göre, bağlama maddesi miktarı arttıkça kalorifik değer önce düşmüş, daha sonra ise artmıştır. Ancak, bu farklılık hata sınırları içerisinde olduğundan bağlama maddesi miktarındaki değişimin yakıtın kalorifik değerini etkilemediği düşünülmektedir. Çünkü, Şekil 24 ve benzeri grafiklerde görülen her noktanın en az 5 değişik test sonuçlarının ortalaması olduğu dikkate alınır, bu sonuçların ortalama değerden sapması gözönüne alınarak ortalama kalorifik değer  $2898.59 \pm 24.86 \text{ cal/g}$ , hata da % 0.85 olarak ifade edilebilir. Bu değer de maksimum kabuledilebilir hata payı olan % 1.3'ün[5] çok altında olduğu görülmüştür.

Çizelge 4.5. % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta bağlama maddesindeki değişimin

mekanik ve balistik özelliklere olan etkisi

$\text{Fe}_2\text{O}_3 = \% 2$ ,  $\text{AP} = \% 20$ ,  $\text{AN}(\text{k/i}) = 80/20$ ,

DOA = HTPB bağlayıcının % 25'i

| Bağlama maddesi (%) | Maksimum gerilim ( $\text{kg/cm}^2$ ) | Maksimum uzama(%) | Elastik modul ( $\text{kg/mm}^2$ ) | Yanma denklemi        | Kalorifik değer (cal/g) | Yoğunluk ( $\text{g/cm}^3$ ) |
|---------------------|---------------------------------------|-------------------|------------------------------------|-----------------------|-------------------------|------------------------------|
| 0,2                 | 4,41                                  | 25,05             | 0,609                              | $r = 0,007P^{1,2411}$ | 2905,71                 | 1,458                        |
| 0,3                 | 4,7                                   | 23                | 0,395                              | $r = 9E-05P^{2,1729}$ | 2887,15                 | 1,431                        |
| 0,35                | 5,06                                  | 25,5              | 0,371                              | $r = 0,078P^{0,7027}$ | 2902,91                 | 1,481                        |

Ek 1 Şekil 25’de de yoğunluk değerlerinin bağlama maddesi miktarı ile değişimi gözlenmektedir. Buna göre, bağlama maddesi miktarı % 0.2’den % 0.3’e çıktığında yoğunluk değerinin düştüğü, ancak, bağlama maddesi miktarı % 0.35’e arttırıldığında yoğunluk değerinin tekrar arttığı görülmekte, bu durumun ise % 0.3 bağlama maddesi içeren yakıtın diğer yakıtlara göre daha gözenekli olmasından kaynaklandığı sanılmaktadır. Çünkü, bu kompozisyonun üretimi sırasında vakum pompasında çıkan bir sorun nedeniyle karışım esnasında yeterli vakum basıncına erişilememiş, bunun sonucunda oluşan boşluklar ise yoğunluk değerindeki düşmenin yanısıra mekanik özellik testleri esnasında özellikle de maksimum uzamada istenen performansa ulaşılmasını engellemiştir.

Yakıt içerisinde kullanılan oksitleyicilerin partikül boyutu yakıtın yanma hızı, viskozite ve mekanik özellikleri üzerinde önemli bir etkiye sahiptir[77]. Bu nedenle başlangıçtan beri 80/20’de sabit tutulan kalın /ince AN oranı değiştirilerek 70/30 ve 60/40 oranı denenmiş ve viskozite ile mekanik özellikler üzerinde önemli değişiklikler gözlenmiştir. Buna göre, 80/20’de viskozite oldukça iyi iken, 70/30’da biraz artmış ve mekanik özelliklerde biraz düşme gözlenmiştir, ancak, bu düşüş literatür değerlerinin altında değildir. Bu oran 60/40 olduğunda ise daha viskoz bir karışım elde edilmiş, bu da boşlukların artmasına ve dolayısı ile mekanik özelliklerin bozulmasına yol açmıştır. Mekanik özelliklerdeki bu değişim ise, Çizelge 4.6 ile Ek 1 Şekil 26, 27 ve 28’de verilmektedir. Buna göre, kalın/ince AN oranı sırasıyla 60/40, 70/30 ve 80/20 olarak değiştiğinde maksimum gerilim ve maksimum uzamada artış, elastik modulde ise önce azalma, sonra artış gözlenmiştir. Bu durumun ise, kalın/ince AN oranı 80/20 iken viskozitenin düşük olması, 70/30 olduğunda ise viskozitede çok az artış olduğu için boşlukların oluşmamasından dolayı mekanik özelliklerde fazla düşüş olmaması, ancak, bu oran 60/40 olduğunda da viskozite çok fazla arttığı için boşlukların oluştuğu ve bunun da

**Çizelge 4.6. % 20 AP, % 25 DOA ve % 0,35 bağlama maddesi içeren yakıtta kalın/ince AN oranındaki değişimin mekanik ve balistik özelliklere olan etkisi**  
 $\text{Fe}_2\text{O}_3 = \% 2$ ,  $\text{TEPANOL} = \% 0,35$ ,  $\text{AP} = \% 20$ ,  
 $\text{DOA} = \text{HTPB bağlayıcının } \% 25'i$ ,

| AN(k/i)<br>(%) | Maksimum<br>gerilim ( $\text{kg/cm}^2$ ) | Maksimum<br>uzama(%) | Elastik<br>modül<br>( $\text{kg/cm}^2$ ) | Yanma<br>denklemini    | hızı | Kalorifik<br>değer (cal/g) | Yoğunluk<br>( $\text{g/cm}^3$ ) |
|----------------|------------------------------------------|----------------------|------------------------------------------|------------------------|------|----------------------------|---------------------------------|
| 60/40          | 3,16                                     | 9                    | 0,351                                    | $r = 0,156P^{0,5177}$  |      | 2907,84                    | 1,454                           |
| 70/30          | 5,01                                     | 22                   | 0,207                                    | $r = 0,0006P^{1,7382}$ |      | 2911,42                    | 1,475                           |
| 80/20          | 5,06                                     | 25,5                 | 0,371                                    | $r = 0,078P^{0,7027}$  |      | 2902,91                    | 1,481                           |

mekanik özellikleri bozmasından kaynaklandığı düşünülmektedir. Sonuç olarak, kalın/ince AN oranı 80/20'den 70/30'a ve daha sonra da 60/40'a değiştiğinde viskozitedeki artıştan dolayı mekanik özelliklerde düşüşler olduğu görülmektedir. Mekanik özellikler açısından 80/20 ve 70/30 arasında büyük farklılıklar olmadığı sonucuna varılmıştır.

Ek 1 Şekil 29'da yanma hızının kalın/ince AN oranı ile değişimi görülmektedir. Buna göre, 110 barın altında kalın/ince AN oranı 80/20 olan yakıtın yanma hızının diğer iki kompozisyondan daha yüksek olduğu gözlenmesine rağmen, 110 barın üzerinde bu durum değişmiş, kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtın yanma hızının diğer iki kompozisyondan daha yüksek olduğu gözlenmiştir. Sonuçta, yanma hızının yüksek olmasının önemli bir avantaj olduğu düşünüldüğünden bundan sonraki üretimlerde kalın/ince AN oranı 70/30 olarak sabit tutulmuştur.

Ek 1 Şekil 30'da da kalın/ince AN oranındaki değişimin kalorifik değer üzerindeki etkisi görülmektedir. Buna göre, kalın/ince AN oranı sırasıyla 60/40'dan 70/30 ve daha sonra da 80/20'ye değiştiğinde kalorifik değerde önce bir artış, daha sonra da azalma görülmektedir. Ancak, bu değişim miktarı çok küçüktür ve hata sınırları içerisinde yer aldığından kalın/ince AN oranının kalorifik değer üzerinde bir etkisi olmadığı söylenebilir. Çünkü, ortalama kalorifik değer  $2907.39 \pm 10.61$  cal/g, hata da % 0.36 olarak bulunmuş, bu değer de maksimum hata payı % 1.3'ün[5] çok altında olduğu görülmüştür.

Ek 1 Şekil 31'de ise kalın/ince AN oranının yoğunluk üzerindeki etkileri görülmektedir. Buna göre, bu oran sırasıyla 60/40, 70/30 ve 80/20 olarak değiştirildiğinde elde edilen yoğunluk değerlerinde düzenli bir artış

gözlenmekte ve bu artışın da viskozitenin düşmesi ile akışkanlığın artması ve dolayısı ile boşlukların oluşmamasından kaynaklandığı sanılmaktadır.

Yanma hızı katalizörlerinin etkisi genellikle oksitleyicinin yapısına bağlı olarak değişmektedir, katalizörlerin kendisi reaksiyona girmez, ancak, reaksiyonu hızlandırırlar[78]. Bu çalışmada yanma hızı katalizörü olarak kullanılan  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ 'in HTPB-AN-AP-TEPANOL-IPDI ile oluşan ağ yapıya herhangi bir şekilde bağlanması söz konusu değildir ve yüzeye göç etme eğilimi vardır[75]. Çalışmanın başından beri % 2 olarak sabit tutulan  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı % 1.5 ve daha sonra da % 1'e azaltılarak viskozite, mekanik özellikler ve yanma hızı yanında diğer özelliklere olan etkileri de saptanmıştır.  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarındaki azalma ile geliştirilen yakıtların mekanik özelliklerinde(maksimum gerilim, maksimum uzama ve elastik modul) bozulmalar gözlenmektedir. Mekanik özelliklerdeki bu değişimler ise Çizelge 4.7 ve Ek 1'deki Şekil 32, 33 ve 34'de görülmektedir. Buna göre,  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı % 1'den 1.5 ve daha sonra da % 2'ye arttırıldığında maksimum gerilim ve maksimum uzamada artış, elastik modulde ise önce biraz artış daha sonra azalma gözlenmektedir. Bunun nedeni ise,  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ 'in yakıt içerisinde % 2 olarak kullanılmasının yanma hızı katalizörü olarak etki göstermesinin yanında viskoziteyi düşürerek akışkanlığı artırması ve mekanik özellikleri de iyileştirmesidir. Ancak, bu miktar % 1.5 ve 1'e düşürüldüğünde, viskozitede gözle görülür bir artış ve Şekil 32 ile 33'den de görüldüğü gibi mekanik özelliklerde bozulmalar görülmüştür.

Ek 1 Şekil 35'de yanma hızının  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı ile değişimi görülmektedir. Buna göre,  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı % 1 iken yanma hızı düşüktür, bu miktar % 1.5 olduğunda yanma hızı oldukça yükselmiş ve 100 barda % 2  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  içeren kompozisyonla aynı yanma hızına ulaşmıştır. Ancak, 100 barın üzerinde

Çizelge 4.7. % 20 AP, % 25 DOA, % 0,35 bağlama maddesi içeren ve kalın/ince AN oranı

70/30 olan yakıtın  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarındaki değişimin mekanik ve balistik özelliklere etkisi

AN(k/i) = 70/30, TEPANOL = % 0.35, AP = % 20,

DOA = HTPB bağlayıcının % 25'i,

| $\text{Fe}_2\text{O}_3$ (%) | Maksimum gerilim ( $\text{kg/cm}^2$ ) | Maksimum uzama(%) | Elastik modul ( $\text{kg/cm}^2$ ) | Yanma denklemi         | hız | Kalorifik değer (cal/g) | Yoğunluk ( $\text{g/cm}^3$ ) |
|-----------------------------|---------------------------------------|-------------------|------------------------------------|------------------------|-----|-------------------------|------------------------------|
| 1                           | 3,09                                  | 8                 | 0,386                              | $r = 0,004P^{1,2394}$  |     | 2899,2                  | 1,414                        |
| 1,5                         | 3,51                                  | 9                 | 0,475                              | $r = 0,087P^{0,6384}$  |     | 2918,13                 | 1,455                        |
| 2                           | 5,01                                  | 22                | 0,207                              | $r = 0,0006P^{1,7382}$ |     | 2911,42                 | 1,475                        |

% 2  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  içeren kompozisyonun yanma hızı diğer iki kompozisyondan daha yüksektir.

Ayrıca, % 1 ve % 1.5  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  içeren kompozisyonlarda yanmanın % 2  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  içeren kompozisyona göre daha kötü olduğu ve  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarındaki azalmanın kaynak[58]'de de belirtildiği gibi yanma kararsızlıklarına neden olduğu gözlenmiştir.

Ek 1'de yer alan Şekil 36'da da  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarındaki değişimin kalorifik değer üzerindeki etkisi görülmektedir. Buna göre, görülen eğilim odur ki;  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ 'ün miktarındaki artış beklendiği gibi kalorifik değer belirlenmesinde az da olsa bir iyileşme sağlamıştır. Ancak, deneysel değerler dikkate alındığında hata sınırları içerisinde kalındığından  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ 'ün kalorifik değer üzerinde bir etkisi olmadığını söylemek yanlış olmaz. Çünkü, ortalama kalorifik değer  $2909.58 \pm 23.84$  cal/g, hata ise % 0.82 olarak bulunmuş, bu değer de maksimum hata payı olan % 1.3'ün çok altında olduğu görülmüştür.

Yine Ek 1 Şekil 37'de ise  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarındaki değişimin yoğunluk üzerindeki etkileri gözlenmektedir. Buna göre,  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı arttıkça yoğunluk artmaktadır. Bunun nedeninin ise,  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ 'ün özgül ağırlığının etkisinin yanı sıra  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı arttıkça viskozite azaldığından akışkanlığın artması ve dolayısı ile boşlukların oluşmamasından kaynaklandığı sanılmaktadır.

Sonuç olarak, değiştirilen bütün parametreler ve üretilen kompozisyonlar gözden geçirildiğinde % 20 AP ve % 53 AN , bağlayıcının % 25'i kadar DOA ve % 0.35 bağlama maddesi taşıyan, kalın/ince AN oranı 80/20 olan ve % 2  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  içeren kompozisyonun en iyi viskozite, mekanik ve balistik özelliklere sahip olduğu saptanmış, geliştirilen bu kompozisyon bileşenleri ve yakıt

içerisinde kullanılan kütleli yüzdeleri ile birlikte Çizelge 4.8’de özellikleri ise Çizelge 4.9’da verilmiştir.

**Çizelge 4.8. Optimum özelliklere sahip olarak geliştirilen yakıt kompozisyonu**

| Bileşenler                     | %       |
|--------------------------------|---------|
| HTPB                           | 16,7864 |
| DOA                            | 6,25    |
| TEPANOL                        | 0,35    |
| AO                             | 0,0195  |
| TEA                            | 0,0755  |
| IPDI                           | 1,519   |
| AP(200 µm)                     | 20      |
| AN(71-90 µm)                   | 42,4    |
| AN(14 µm)                      | 10,6    |
| Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub> | 2       |

Geliştirilen 13 kompozisyonun üretimi de AN miktarı kısıtlı olduğundan 500 gr kapasitede sigma bıçaklı, yatay ve sabit hızlı bir karıştırıcıda yapıldı. Ancak, mikserler arasındaki ölçek farkının karışıma ve dolayısı ile mekanik özelliklere olan etkisini saptamak amacı ile yukarıda en iyi viskozite, mekanik ve balistik özelliklere sahip olduğu belirlenen kompozisyon, 1 galon kapasitede gezegensel hareketli bıçakları bulunan ve değişik hızlarda karıştırma yapabilen dikey karıştırıcıda 3 kg civarında karıştırıldı ve bu arada karıştırma süresi her iki mikserde de sabit tutulmaya çalışıldı, ancak, bu süre küçük mikserde 6 saat civarında iken büyük mikserde 5 saat civarında idi. Üretim sonunda yakıt

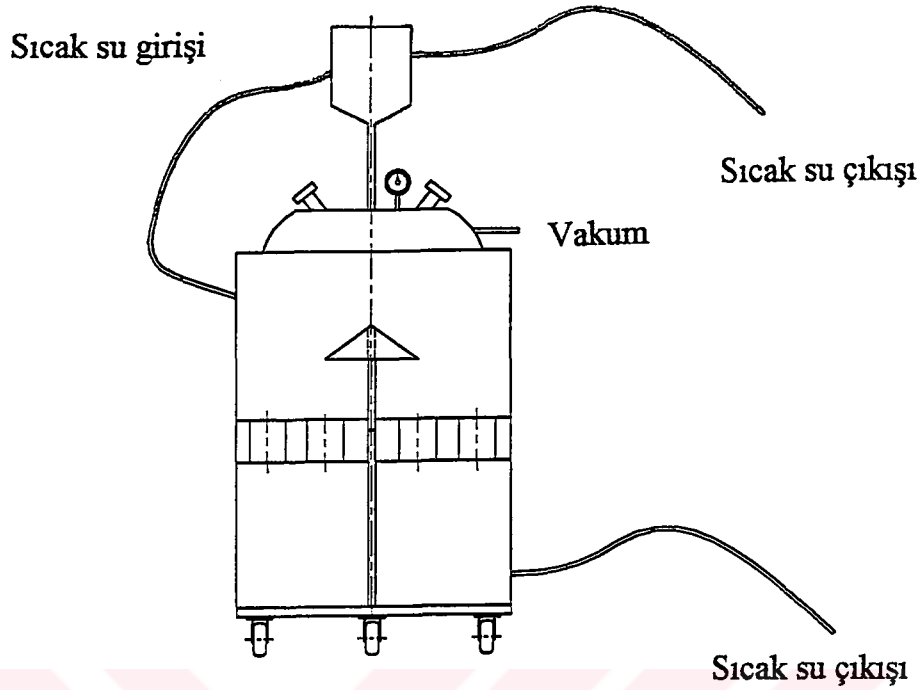
Çizelge 4.9. Optimum kompozisyonlu yakıtın özellikleri

| Mekanik özellikler  | Maksimum gerilim<br>(kg/cm <sup>2</sup> ) | Maksimum uzama<br>(%)  | Elastik modul<br>(kg/mm <sup>2</sup> ) |
|---------------------|-------------------------------------------|------------------------|----------------------------------------|
|                     | 5,06                                      | 25,5                   | 0,371                                  |
| Balistik özellikler | Yanma hızı denklemi                       | Kalorifik değer(cal/g) | Yoğunluk(g/cm <sup>3</sup> )           |
|                     | $r = 0,078P^{0,7027}$                     | 2902,91                | 1,481                                  |

mekanik özellik kalıbına dökülerek sertleştikten sonra mekanik özellik testlerine tabi tutuldu ve değişimin hangi boyutlarda olduğu saptanmaya çalışıldı. Buna göre, küçük mikserde  $5.06 \text{ kg/cm}^2$  olan maksimum gerilim büyük mikserde  $5.58 \text{ kg/cm}^2$ , maksimum uzama % 25.5 iken % 22.75 ve elastik modul de  $0.371 \text{ kg/mm}^2$  iken  $0.341 \text{ kg/mm}^2$  olarak bulunmuştur. Bu durumda, iki karıştırıcı arasında performans açısından çok büyük farklılık olmadığı, ancak, büyük karıştırıcıda karıştırma süresinin uzun tutulması halinde mekanik özelliklerin daha iyi duruma getirilebilmesinin mümkün olacağı düşünülmektedir.

Bunun yanında, üretilen bu kompozisyondan iki adet migid motor kalıbına döküldü. Ancak, döküm sistemi 10 adet motor için tasarlandığından oldukça zor yapıldı. Bu nedenle, bu döküm sisteminin az miktarda yakıt üretimi için uygun olmadığı ve daha uygun bir döküm sisteminin tasarımına ihtiyaç olduğu anlaşılmıştır. Mevcut döküm sistemi ise Şekil 4.7’de verilmektedir.

AN’li yakıtların düşük basınçlarda ateşlenmesi oldukça zor olduğundan, geliştirilen yakıtın rahatlıkla ateşlenerek herhangi bir sorun yaratmaması için çalışma basıncının 100 bar civarında olması hedeflenmiş ve ulaşılacak basınç değerleri de ‘‘Eş. 2.17’’ ve ‘‘Eş. 2.18’’den yararlanılarak hesaplanmıştır. Yeterli basınca ulaşabilmek için de değiştirilebilecek parametre sayısı sınırlıdır. Bu parametreler; yakıtın yanma hızı ve yanma yüzey alanı ile nozul boğaz çapıdır[79]. Her ne kadar, AP miktarını artırarak yanma hızını artırmak mümkün olabilmekte ise de bu durumda gerçek amaçtan uzaklaşarak duman miktarı artırılabileceğinden tercih edilmemektedir.



Şekil 4.7. Migid motorlar için kullanılan döküm sistemi

İkinci önemli parametre, yakıtın yanma yüzey alanıdır. Yanma yüzey alanının artırılması da çok zordur. Çünkü, bu parametrenin değiştirilmesi bilgisayar simülasyon programları ile çok fazla iterasyon gerektirmekte ve değişik sayıdaki konfigürasyonlardan uygun olanlar belirlenmektedir. Ancak, bu parametrenin değiştirilmesi çok uzun bir çalışma süreci istediğinden ve başlıbaşına ayrı bir mekanik araştırma olduğundan eldeki mevcut motor tasarımı kullanılarak önerilen yakıtın gerçek performansının denenmesi uygun görülmüştür.

En son çare olarak, değiştirilmesi mümkün olan tek bir parametre kalmaktadır, o da nozul boğaz çapıdır. Yapılan hesaplamalardan yeterli basınca ulaşabilmek için nozul boğaz çapının 2.5-3.2 mm civarında olması gerektiği saptanmıştır. Ancak, bu durumda Ek 1 Şekil 38'den de görüldüğü gibi, nozul alan oranı( $A_n/A_t$ ) 148-243 arasında değişmekte ve bu da optimum genleşme

oranından büyük sapmalara neden olduğundan itme ile birlikte  $I_{sp}$ 'yi de düşürmektedir.

Ancak, bütün bu kriterler gözönünde bulundurularak AN'li yakıtlar 5.5-6 gr civarında MTV(magnezyum-teflon-viton) ateşleyici ve biri 2.5 mm, diğeri ise 3.2 mm boğaz çapında olmak üzere iki farklı nozul kullanan migid motorlara monte edilerek 25<sup>0</sup>C sıcaklıkta ateşlenmiştir. Elde edilen P-t(basınç-zaman) ve F-t(itme-zaman) grafikleri ise Ek 1'deki Şekil 39, 40, 41 ve 42'de verilmektedir.

Şekil 39 ve 40'da 2.5 mm boğaz çapında nozula sahip migid motorun basınç-zaman ve itme-zaman grafikleri görülmektedir. Buna göre, maksimum basınç 108 bar, yanma süresi ise 3.84 s'dir. Eğriden, yakıtın yanma karakteristiğinin kısmen artan türden olduğu, başlangıçta oluşan pikin ise ateşlemede kullanılan karabaruttan kaynaklandığı düşünülmektedir. Bu motorun itme-zaman grafiğine bakıldığında da itmenin 25 N civarında olduğu,  $I_{sp}$  değerinin ise yapılan hesaplamalardan 69 s olarak bulunduğu görülmektedir. Bu değer çok düşük olmasının nedeni ise,  $(A_e/A_t)$ 'nin Şekil 38'den de görüldüğü gibi, optimum genleşme oranından çok uzak olmasına bağlanmaktadır. Çünkü, deneysel  $I_{sp}$ 'nin gerçekte teorik  $I_{sp}$ 'den yaklaşık olarak % 10-15 düşük olması nedeniyle 170-180 s arasında bir değere ulaşması beklenmektedir.

Şekil 41 ve 42'de ise, 3.2 mm boğaz çapında nozula sahip migid motorun basınç-zaman ve itme-zaman grafikleri görülmektedir. Buna göre, maksimum basınç 121 bar, yanma süresi ise 2.64 s'dir. Bu motorda nozul boğaz çapı daha büyük olmasına rağmen, basınç daha yüksek, yanma süresi de daha kısadır. Halbuki, bunun tam tersi beklenmektedir. Bunun nedeni de, iki motordaki yakıtın yanma yüzey alanlarının çok az da olsa birbirinden farklı olmasından kaynaklanmaktadır. Basınç-zaman eğrisine bakıldığında yakıtın yanma

karakteristiğinin kısmen azalan türden olduğu, başlangıçta oluşan pike de yine ateşleyicide kullanılan karabarutun neden olduğu düşünülmektedir.

Bu motorun itme-zaman grafiğine bakıldığında ise, itmenin 80 N civarında olduğu, Isp değerinin de yapılan hesaplamalardan 137 s'ye ulaştığı ve bu motorun Isp değerinin de diğer motora göre daha yüksek olduğu görülmektedir. Çünkü,  $A_e/A_t$  diğer motorda 243 iken bu motorda 148'e düşmüştür. Ancak, buna rağmen ulaşılması hedeflenen Isp değerine her iki motorda da kullanılan alan oranı optimum değerden çok uzak olduğundan ulaşamamıştır.

Yapılan testler sonucunda, kullanılan elimizdeki migid motorların bu yakıt için uygun olmadığı saptanmıştır. Çünkü, geliştirilen yakıtın yanma hızı bu motorların tasarımının yapıldığı yakıtı göre % 90 daha düşük olduğundan yanma yüzey alanını daha fazla artırmak gerekmekte, bunu tam anlamıyla başarabilmek için de uygun bir motor tasarımının yapılmasına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu durumda, yeterli basıncı sağlamak için nozul boğaz çapının bu kadar küçültülmesi gerekmeyecek ve optimum genleşme oranında çalışmak da mümkün olacağından ulaşılması hedeflenen itme ve Isp değerleri elde edilebilecektir.

## 5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

AP miktarı azalarak AN miktarı arttıkça yakıtların duman miktarı, kalorifik değer ve yoğunluk ölçüm sonuçlarında azalma olmaktadır. % 0 ve % 10 AP içeren kompozisyonların mekanik özellik değerlerinde bozulma gözlenmekte, daha yüksek AP içeren kompozisyonlarda ise AN miktarındaki artış ile yanma hızı değerlerinde % 60.34'den % 34.78'e düşme görülmektedir.

DOA miktarı azaldıkça yakıtın mekanik özelliklerinde düzelme olmuş, yanma hızında artış görülmüş, kalorifik değer ve yoğunluk ölçümlerinde ise bir değişim gözlenmemiştir.

Bağlama maddesi TEPANOL miktarı arttıkça yakıtın maksimum geriliminde iyileşme olmuş, ancak, % 0.3 bağlama maddesi içeren kompozisyonda boşluk miktarının fazla olması nedeniyle uzama ve yoğunluk değerinde azalma görülmüş, 70 barın altında % 0.35 bağlama maddesi içeren yakıt, 100 barın üzerinde de % 0.3 bağlama maddesi içeren yakıt yüksek yanma hızlı bulunmuş, kalorifik değerinde ise bir değişim gözlenmemiştir.

Kalın/ince AN oranı 80/20'den 70/30'a değiştiğinde önemli bir değişiklik görülmemesine rağmen, bu oran 60/40'a azaltıldığında viskozitedeki artış nedeniyle mekanik özelliklerde bozulma olmuş, 110 barın altında kalın/ince AN oranı 80/20 olan yakıt, 110 barın üzerinde de kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıt yüksek yanma hızlı bulunmuş, yoğunluk değerlerinde 1.481'den 1.454 g/cm<sup>3</sup>'e azalma belirlenmiş, kalorifik değer üzerinde ise bir değişim gözlenmemiştir.

Yakıt içerisinde Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> miktarı % 2'den % 1.5 ve 1'e değiştirildiğinde mekanik özelliklerde bozulma olmuş, 100 barın üzerinde % 2 Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> içeren yakıt en

yüksek yanma hızlı olarak bulunmuş, yoğunluk değerlerinde azalma görülmüş, kalorifik değer üzerinde ise bir değişim gözlenmemiştir.

Sonuç olarak, % 20 AP ve % 53 AN, bağlayıcının % 25'i kadar DOA ve % 0.35 bağlama maddesi TEPANOL taşıyan, kalın/ince AN oranı 80/20 olan ve % 2  $Fe_2O_3$  içeren kompozisyonun en iyi viskozite, mekanik ve balistik özelliklere sahip olduğu saptanmıştır.

Ayrıca, geliştirilen bu yakıt kompozisyonu, AP esaslı yakıtlar için geliştirilen migid motorlarda kullanılmış olduğunda, motorun sağladığı yanma yüzey alanı çok düşük kalmış ve yeterli itme ve özgül darbe(Isp) değerlerine ulaşamamıştır. Çünkü, çalışma esnasında yeterli yanma basıncına ulaşmak için diğer motor tasarım parametreleri değiştirilemediğinden nozul boğaz çapı küçültülmüş ve bu durumda da optimum genişleme oranından çok büyük sapmalar olmuştur. Sonuç olarak, geliştirilen yakıtın balistik performansından tam olarak yararlanılması için, yanma yüzey alanı daha büyük olan örneğin, yıldız geometriye sahip yeni bir motor tasarımı yapılmasının gerekli olduğu da saptanmıştır.

Bunun yanında, geliştirilen bu yakıtın özgül darbesi düşük olduğundan çift yakıtlı bir motor tasarımı düşünmek de mümkündür.

Bu çalışmada, AN'li yakıt geliştirilmesi eldeki mevcut imkanlar değerlendirilerek sağlanmıştır. Ancak, yakıt içerisinde kullanılan AN düzensiz formda partiküllerden oluştuğu için az dumanlı ve % 20 miktarında AP içeren bir yakıt elde edilmiştir. Halbuki, Almanya'da bulunan ICT(Kimya Teknolojileri Enstitüsü)'den farklı partikül boyutlarında kararlı hale getirilmiş küresel formda AN partikülleri temin edilerek tamamen AN içeren dumansız

**bir yakıt elde etmek mümkün olabilir. Bu şartlar altında geliştirilen yakıtın gaz jeneratörlerinde de kullanılması mümkündür.**

**Bu çalışma değişik sıcaklıklarda şartlandırma yapılarak tekrarlanabilir. Çünkü, roketlerde şartlandırma sıcaklığının yakıtın performansı üzerinde önemli bir parametre teşkil ettiği bilinmekte ve etkilerinin incelenmesinin de iyi olacağı düşünülmektedir. Ancak, çalışmalar oda sıcaklığı kabul edilen 25<sup>0</sup>C'de yapılmış, bu deneylerin daha düşük ve daha yüksek sıcaklıklarda tekrarlanması ise ek bir maliyet getireceğinden gerçekleştirilememiştir.**



## KAYNAKLAR

1. Acar,Ö., Akbaş, A., Aslan, O., Bolay, N., 1985, Yeni Türk Ansiklopedisi, 9. cilt, İstanbul, Sayfa no. 3256-3258.
2. Büyükmihçı, K., İnger, E., 1977, Roketlerde kullanılan katı yakıtlar, yakıt seçimi ve günümüzdeki katı yakıtlı roketler, **Teknik Rapor**, Cilt no. 13, Rapor no. TN-08-07, TÜBİTAK-GATÖM, Ankara.
3. Tüzün, N., 1994, HTPB Esaslı Yakıtlarda Alüminyum Miktarı, Sıcaklık ve Yakıt Alan Oran Değişimlerinin Mekanik ve Balistik Özelliklere Etkisi, **Yüksek Lisans Tezi**, Gazi Üniversitesi, Ankara.
4. Schubert, H., Menke, K., Eisele, S. and Atakan, M.E., 1992, High burning HTPB composite propellants, **ICT Report**, Karlsruhe.
5. Green, D.W., 1984, "Conversion Factors and Miscellaneous Tables" in **Perry's Chemical Engineers' Handbook**, Perry, R.H. and Green, D.W. Eds, NewYork, (1.24-1.25).
6. Gadiot, G.M.H.J.L., Mul, J.M., Van Lit, P.J., Korting, P.A.O.G., 1994, "Hydrazinium nitroformate and its use as oxidizer in high performance solid propellants", **AGARD Conference Proceedings No. 559, 84<sup>th</sup> PEP-Symposium**, Alesund, pp.11.1-11.12.
7. Derr, R. L., Boggs, T.L., 1986, "Hazards/performance tradeoffs for smokeless solid propellant rocket motors", **AGARD Conference Proceedings No.391**, Florence, pp.1.1-1.19.
8. Jensen, D. E., Mace, A.C.H., 1986, "Rocket condensation trails: Propellant and altitude effects for tactical missiles", **AGARD Conference Proceedings No. 391**, Florence, pp.2.1-2.19.
9. Mace, A.C.H., 1986, "Exhaust signature predictions for rocket motors", **AGARD Conference Proceedings No. 391**, Florence, pp.4.1-4.9.
10. Propulsion and Energetics Panel Working Group 21, 1993, "Terminology

- and Assessment Methods of Solid Propellant Rocket Exhaust Signatures'',  
**AGARD Advisory Report No. 287**, pp.2.1-2.13.
11. Manelis, G.B., 1994, 'Possible ways of development of ecologically safe solid rocket propellants'', **AGARD Conference Proceedings No. 559, 84<sup>th</sup> PEP-Symposium**, Alesund, pp.13.1-13.18.
  12. Sollien, I., Engen Karsrud, T.K., Johannessen, T.C., 1994, 'Improved environmental properties of a solid composite propellant'', **AGARD Conf. Proceedings No. 559, 84<sup>th</sup> PEP-Symposium**, Alesund, pp.7.1-7.7.
  13. Bennett, R.R., 1992, 'The environmental effects of clean propellants'', **AIAA paper**, Vol. 92, pp. 3398.
  14. Manjari, R., Joseph, V.C., Pandureng, L.P., Sriram, T., 1993, 'Structure-property relationship of HTPB-based propellants. I. Effect of hydroxyl value of HTPB resin'', **Journal of Applied Polymer Science**, Vol. 48, 271-278.
  15. Engel, W., Eisenreich, N., Deimling, A., Herrmann, M., Lorenzo, M.J., Kolarik, V., 1993, 'Ammonium nitrate, a less polluting oxidizer'', **24<sup>th</sup> International Annual Conference of ICT**, Paper no.3-1, Karlsruhe.
  16. DeMay, S., Braun, J.D., 1994, 'Use of new oxidizers and binders to meet clean air requirements'', **AGARD Conf. Proceedings No. 559, 84<sup>th</sup> PEP-Symposium**, Alesund, pp.15.1-15.3.
  17. DoD, 1987, 'Safety manual for ammunition and explosives'', 4145.26-M, Washington, D.C.
  18. Brewster, M.Q., Sheridan, T.A., Ishiara, A., 1992, 'Ammonium nitrate-magnesium propellant combustion and heat transfer mechanisms'', **Journal of Propulsion and Power**, Vol.8, No.4.
  19. Menke, K., Mauß, J.B., Brehler, K.P., 1994, 'Development of less polluting propellants'', **AGARD Conference Proceedings No. 559, 84<sup>th</sup> PEP-Symposium**, Alesund, pp.8.1-8.12.

20. Menke, K., Mauß, J.B., 1996, "Properties of AN and PSAN/GAP propellants", **27<sup>th</sup> International Annual Conference of ICT**, Paper no.21-1, Karlsruhe.
21. Strecker, R.A.H., Linde, D., 1979, "Gas generator propellants for air to air missiles", **AGARD Conf. Proceedings No. 259**, Oslo, pp.17.1-17.10.
22. Gök, O., Şimşek, G., 1973, "Patlayıcı Madde Teknolojisinde Gelişmeler", **MKE Kurumu Matbaası**, Cilt 1, Ankara, Sayfa no. 309-316.
23. Köhler, J., Meyer, R., 1993, "Explosives", Weinheim, pp.10-12.
24. Mark, H.F., Othmer, D.F., 1978, Kirk-Othmer Encyclopedia of Chemical Technology, Vol.2, New York, pp.525-532.
25. Assonov, V.A., Rossi, R.D., 1940, "AN as an explosive in open mining", **GornyiZh 1939**, No. 7, 38-41.
26. Fedoroff, B.T., 1960, Encyclopedia of Explosives and Related Items, Vol.1, New Jersey, pp. A311-A340.
27. Chan, M.L., DeMay, S.C., 1993, "Development of environmentally acceptable propellants", **AGARD Conf. Proceedings No. 559, 84<sup>th</sup> PEP-Symposium**, Alesund, pp.9.1-9.5.
28. Carvalheira, P., Campos, J., Gadiot, G.M. H. J. L., 1995, "Burning rate modifiers for AN/HTPB-IPDI composite solid propellants for gas generators", **26<sup>th</sup> International Annual Conference of ICT**, Paper no.69-1, Karlsruhe.
29. Gadiot, G.M.H.J.L., Mul, J.M., Meulenbrugge, J.J., Korting, P.A.O.G., Schnorhk, A.J., Schöyer, H.F.R, 1992, "New solid propellants based on energetic binders and HNF", **43rd Congress of the International Astronautical Federation**, Washington, DC.
30. Stowe, R.A., Lessard, P., Roy, G., Richer, G., and Benchabane, M., 1994, "Evaluation of ammonium nitrate propellant emissions", **AGARD Conf. Proceedings No. 559, 84<sup>th</sup> PEP-Symposium**, Alesund, pp.16.1-16.11.

31. Mastrolia, E.J., Klager, K., 1969, "Solid propellants Based on Polybutadiene Binders" in Propellants Manufacture, Hazards and Testing, Gould, R.F. ed., **American Chemical Society Publications**, Washington, pp.160-162.
32. Hartman, K.O. and Bohrer, E.K., 1987, "Synthesis and characterization of polyisobutylene propellant binders, **Polymer Bulletin**, 18, 403-410.
33. Kloehn, W., 1977, Technology and service life of HTPB propellants, **ICT Report**, Karlsruhe.
34. Ramey, K.C., Hayes, M.V. and Altenau, A.G., 1973, "C, F and H nuclear magnetic resonance studies of HTPB", **Macromolecular**, Vol. 6, (5).
35. Öztürk, R., 1989, Characterization of Uncured and Cured HTPB Prepolymer, **A Master Thesis, Hacettepe University, Ankara**.
36. Goldwasser, J.M. and Adolf, H.G., 1986, Hydroxyl group determination in polymers by H NMR spectroscopy, **Polymer Engineering and Science**, 26, 1510-1513.
37. Herty, C.H., 1964, Making solid propellants, **Chemical Engineering**, 85-90.
38. Ürtiş, H., 1991, Roket Katı Yakıtlarında Kullanılan Katkı Maddelerinin Yakıtın Performansına Etkisi, **Yüksek Lisans Tezi, Ankara Üniversitesi Fen Fakültesi, Ankara**.
39. Hori, K., Ivama, A. and Fukuda, T., 1987, "Enhancement of matrix/filler adhesion in HMX/AP/HTPB composite propellant" in **Propellants, Explosives, Pyrotechnics**, Schubert, H. ed., Vol.12, No.1, Weinheim, pp.16-22.
40. Ducote, M.E. and Allen, H.C., 1985, Amine salts as bonding agent, **United States Patent**, Patent No: 4, 493, 741.
41. Göçmez, A., 1996, "Mechanical Properties of Solid Rocket Propellants", **A Master Thesis, METU, Ankara**.

T.C. MİLLÎ EĞİTİM BAKANLIĞI  
Yükseköğretim Kurulu Başkanlığı  
T.C. MİLLÎ EĞİTİM BAKANLIĞI  
Yükseköğretim Kurulu Başkanlığı

42. Smith, T.L., 1960, "Elastomeric binder and mechanical property requirements", **Industrial and Engineering Chemistry**, 52, (9), 776
43. Klager, K., and Wrightson, J.M., 1970, "Recent advances in solid propellant binder chemistry" in Mechanics and chemistry of solid propellants, Warren, F.A., ed., **Pergamon Press**, New York, pp. 47-74.
44. Zwick, S.A., 1957, "Thermal stresses in an infinite, hollow, case bonded cylinder", **Jet Propulsion**, 27, (8).
45. Landel, R.F. and Smith, T.L., 1961, "Viscoelastic properties of rubberlike composite propellants and filled elastomers", **ARS Journal**, 31, 599.
46. Bills, K.W. Jr., Sweeny, K.H. and Salcedo, F.S., 1960, "The tensile properties of highly filled polymers. Effect of filler concentrations", **Journal of Applied Polymer Science**, 4, 259.
47. Barrere, M., 1960, **Rocket Propulsion**, Elsevier Publishing Company, Amsterdam, pp. 190-204.
48. Kuwahara, T., and Kubota, N., 1990, "Energetic solid fuels for ducted rockets", **21st International Annual Conference of ICT**, Paper no. 40-1, Karlsruhe.
49. Sutton, G.P., 1992, "Rocket Propulsion Elements", **John Wiley and Sons Inc.**, New York, pp. 465-471.
50. Beckman, C., 1994, "Clean propellants for space launch boosters", **AGARD Conf. Proceedings No. 559, 84<sup>th</sup> PEP-Symposium**, Alesund, pp.6.1-6.8.
51. Miedema, J.R., Zee, F.W.M., Meulenbrugge, J.J., 1989, "Some aspects of aging of ammonium nitrate based rocket composite propellants", **FHG ICT**, Paper no. 14-1, Karlsruhe.
52. Araujo, L., Octavia, F., 1994, "Thermochemical characteristics of AN/AP based composite propellants", **25<sup>th</sup> International Annual Conference of ICT**, Paper no.51-1, Karlsruhe.

53. Park, B.S., Lee, K.B., Lee, J.W., Choi, C.S., 1993, "Evaluation of the phase stabilized ammonium nitrate-recrystallized from the ternary system  $\text{NH}_4\text{NO}_3\text{-KNO}_3\text{-H}_2\text{O}$ ", **24<sup>th</sup> International Annual Conference of ICT**, Paper no. 4-1, Karlsruhe.
54. Russell, T.P., Brill, T.B., 1989, "Thermal decomposition of energetic materials 31- Fast thermolysis of ammonium nitrate, ethylenediammonium dinitrate and hydrazinium nitrate and the relationship to the burning rate" **Combustion and Flame**, Vol. 76, pp. 393-401.
55. Lessard, P., Druet, L., Villeneuve, S., Thiboutot, S., Benchabane, M., Alexander, D., 1991, "Development of a minimum smoke propellant based on glycidyl azide polymer and ammonium nitrate", **AGARD Conference Proceedings No. 511, 78th Spec. Meeting**, Bonn.
56. Kothandaraman, H., Venkatarao, K., and Thanoo, B.L., 1990, "Crosslinking studies of polyether-ester based polyurethane systems", **Journal of Applied Polymer Science**, 39, 943.
57. Korting, P.A.O.G., J.R., Zee, F.W.M., Meulenbrugge, J.J., 1987, "Performance of no chlorine containing composite propellants with low flame temperatures", **AIAA/SAE/ASME/ASEE 23rd Joint Propulsion Conference**, San Diego.
58. Carvalheira, P.F.V., Clerk, W.P.C., Gadiot, G.M. H. J. L., 1994, "Mechanism of catalytic effects on PSAN/HTPB composite propellants burning rates", **25<sup>th</sup> International Annual Conference of ICT**, Paper No. 65-1, Karlsruhe.
59. Langlet, A., Sanden, R., Ostmark, H., 1991, "Study of the effect of iron oxide on the degradation of HTPB by mass spectrometry in combustion and reaction kinetics", **22nd International Annual Conference of ICT**, Paper no.52-1, Karlsruhe.
60. Carvalheira, P., 1993, "Thermal decomposition of AN effect of

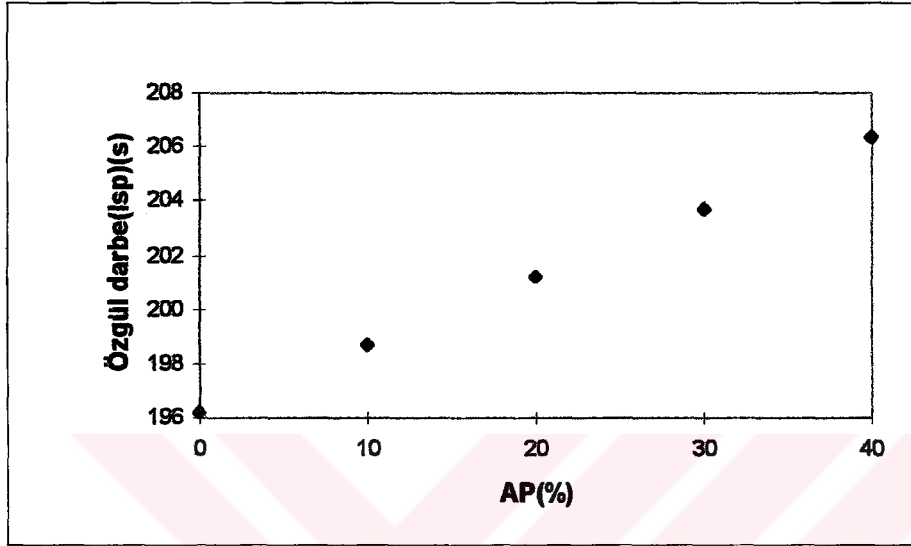
- chromium(III) and iron(III) oxide'', **Internal Report DEM-FCTUC, Coimbra.**
61. Kohno, M., Maruizumi, H., Suzuki, S., Chiba, M., Masuda, S., Kato, K., 1990, "Study on composite propellants contained ferric oxide'', **17th International Symposium on Space Technology and Science, Vol.1, 227-231, Tokyo.**
  62. Engen, T.K., and Johannessen, T.C., 1990, "The effects of two types of iron oxide on burning rate of composite propellant'', **21st International Annual Conference of ICT, Paper no. 81-1, Karlsruhe.**
  63. Patil, M.S., and Singh, H., 1988, "Ballistic and mechanical properties of HTPB based composite propellants'' **Journal of Hazardous Materials, 19, 271.**
  64. Brazier, D.W., Schwartz, N.V., 1978, "The effect of heating rate on the thermal degradation of polybutadiene'', **Journal of Applied Polymer Science, Vol. 22, 113-124.**
  65. Beck, W.H., 1987, "Pyrolysis studies of polymeric materials used as binders in composite propellants: A review'', **Combustion and Flame, Vol. 70, pp. 171-190.**
  66. Chen, J.K., Brill, T.B., 1991, "Chemistry and kinetics of hydroxyl-terminated polybutadiene(HTPB) and diisocyanate-HTPB polymers during slow decomposition and combustion-like conditions'', **Combustion and Flame, Vol. 87, pp. 217-232.**
  67. Tompa, A.S., 1983, "Effect of energetic materials on the thermal stability of polymers'', **Thermochimica Acta, 63, 9-32.**
  68. Al-Harthi, A., Williams, A., 1998, "Effect of fuel binder and oxidizer particle diameter on the combustion of ammonium perchlorate based propellants'', **Fuel, 77, 13, pp.1451-1468.**
  69. Gordon, S., McBride, B.J., 1971, "Computer program for calculation of.

- complex chemical equilibrium composition, rocket performance, incident and reflected shocks and Chapman-Jouguet detonations'', **National Aeronautics and Space Administration, No. SP-273**, Washington, D.C.
70. American military standard, 1973, ''Military specification propellant, composite ADC-109'', MIL-P-83405, U.S. Government Printing Office.
71. E.S.A.M.(Electronic Signal Acquisition Module) User's Manual, 1993.
72. Kestilä, E. and Valkonen, J., 1994, DSC studies on the effect of particle size on ammonium nitrate at temperatures between 25<sup>0</sup>C and 100<sup>0</sup>C. **Thermochimica Acta**, 233, 219-222.
73. Hadhoud, M.K., Haleim, O.A., Sadek, M.A., Abdel Wahab, M.A., 1982, ''Rheological and explosives properties of plastic bonded high explosives based on HTPB'' in **ICT Annual Conference**, Vol.25, pp. 277-288, Karlsruhe.
74. Killian, W.P., 1968, ''Loading composite solid propellant rockets current technology'', 64th National Meeting, **American Institute of Chemical Engineers**.
75. Davenas, A., 1993, ''Composite Propellants'' in Solid Rocket Propulsion Technology, Davenas, A., ed., **Pergamon Press**, Oxford, pp. 415-460.
76. Carvalheira, P., 1995, ''Calculation of the equilibrium thermodynamic properties of the isobaric adiabatic combustion products of AN/HTPB-IPDI propellants at 7.0 MPa'', **26<sup>th</sup> International Annual Conference of ICT**, Paper no.27-1, Karlsruhe.
77. Sutton, G.P., 1963, ''Rocket Propulsion Elements'', **John Wiley and Sons, Inc.**, NewYork, pp.335-346.
78. Zaehring, A.J., 1967, ''Internal Ballistics'' in **Solid Rocket Technology**, Shorr, M., Zaehring, A.J., eds., NewYork, pp. 1-25.
79. Pınaradağ, E., Kadeş, A.K., 1994, ''Improvements in SAGE 227 D motor for higher thrust levels'', **Teknik rapor**, No. 22149, SAGE, Ankara.

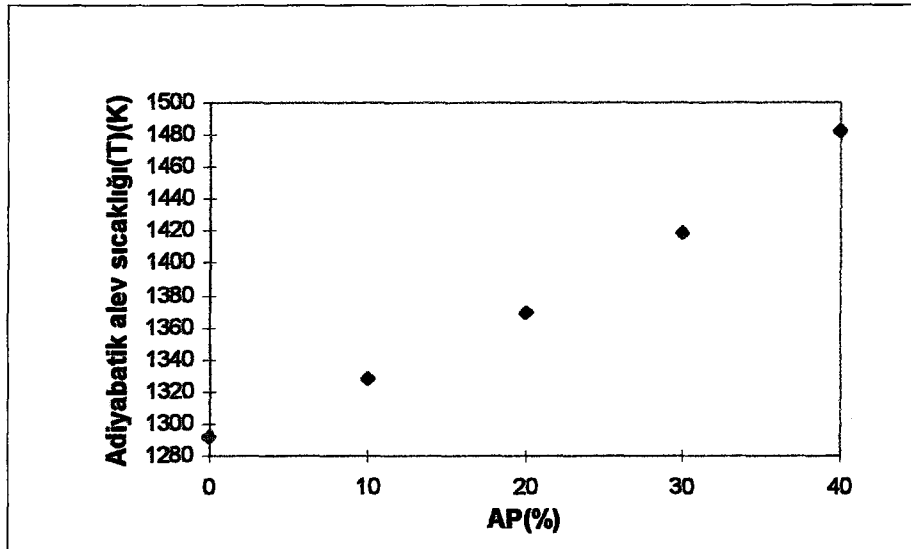


**EKLER**

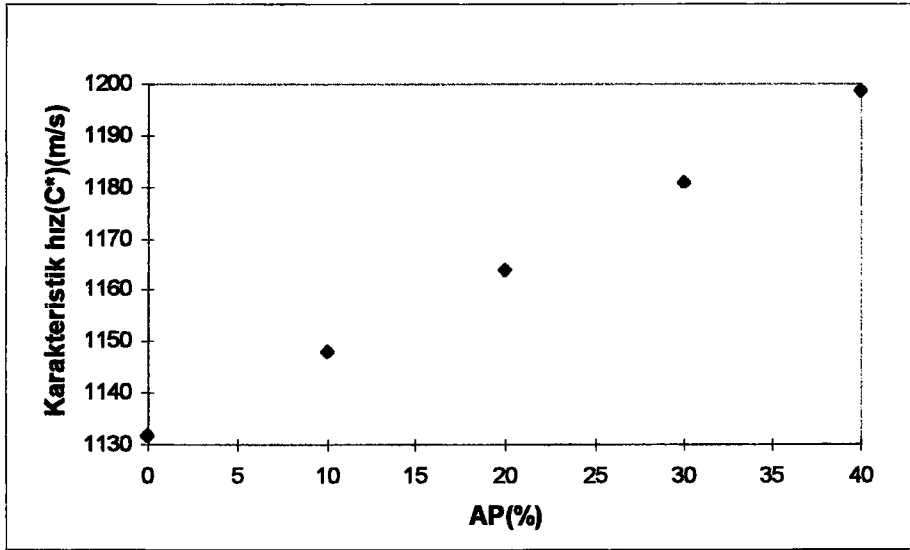
**-EK 1-  
ŞEKİLLER**



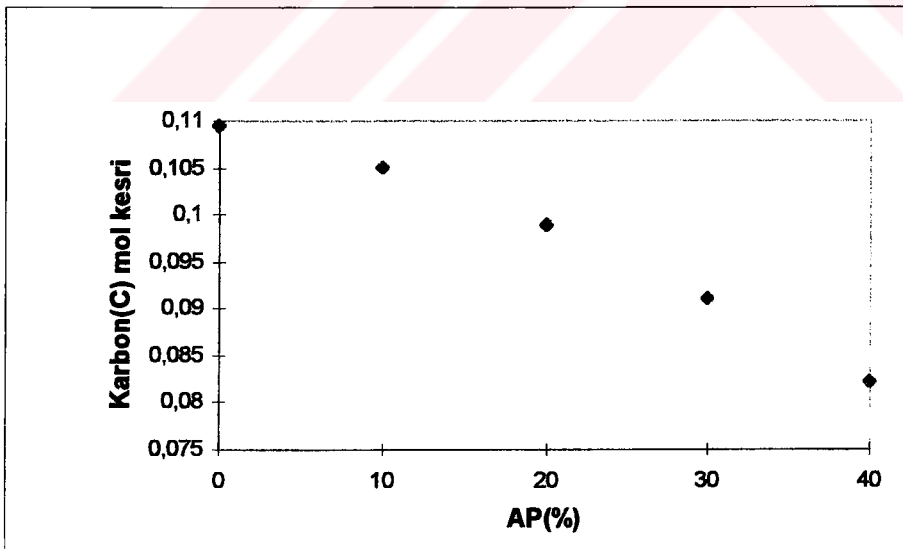
Şekil 1. Özgül darbenin AP miktarı ile değişimi



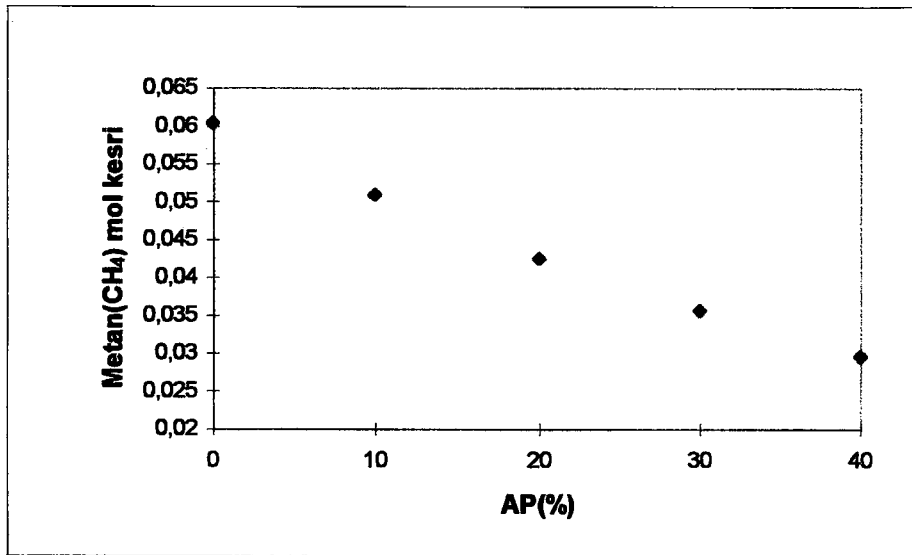
Şekil 2. Adiyabatik alev sıcaklığının AP miktarı ile değişimi



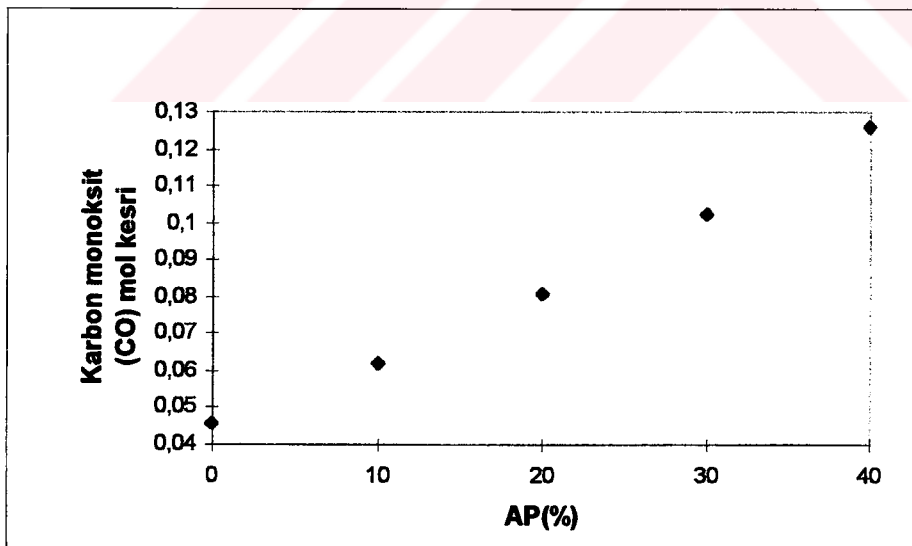
Şekil 3. Karakteristik hızın AP miktarı ile değişimi



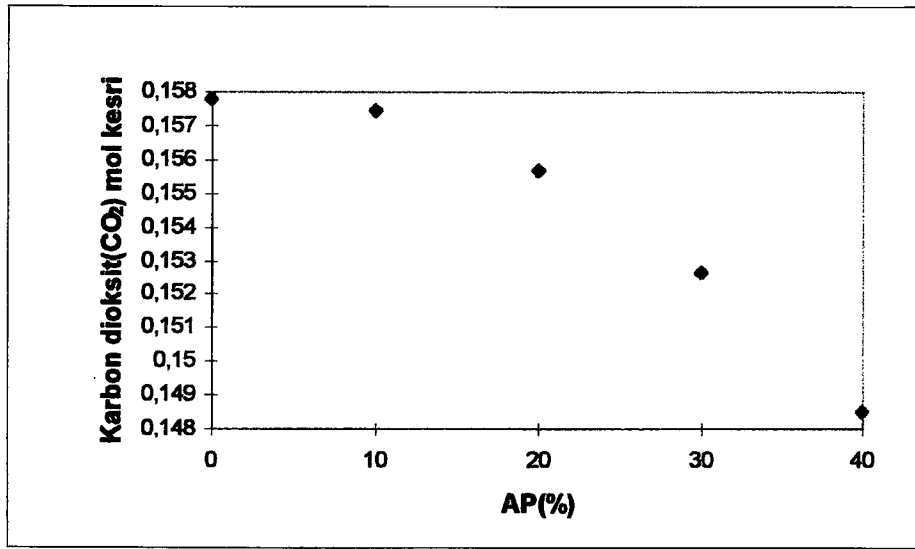
Şekil 4. Karbon miktarının AP miktarı ile değişimi



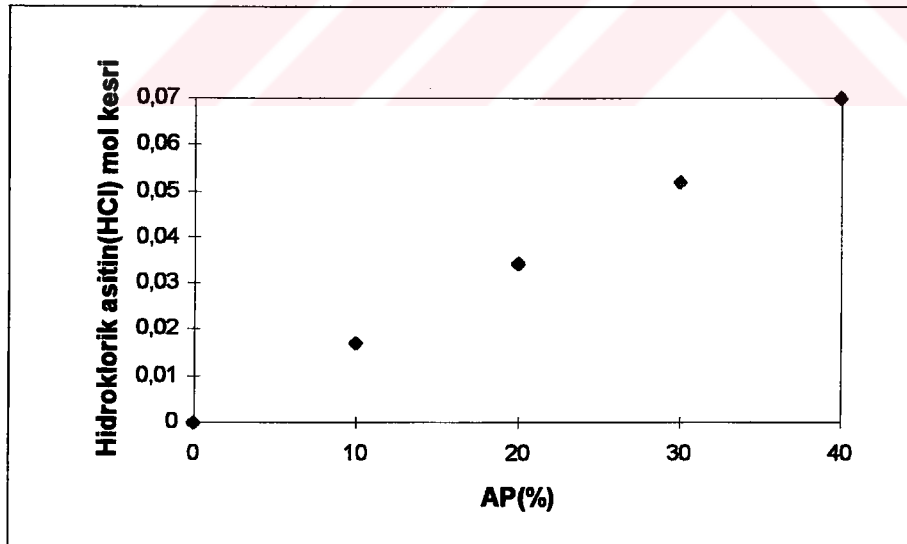
Şekil 5. Metan miktarının AP miktarı ile değişimi



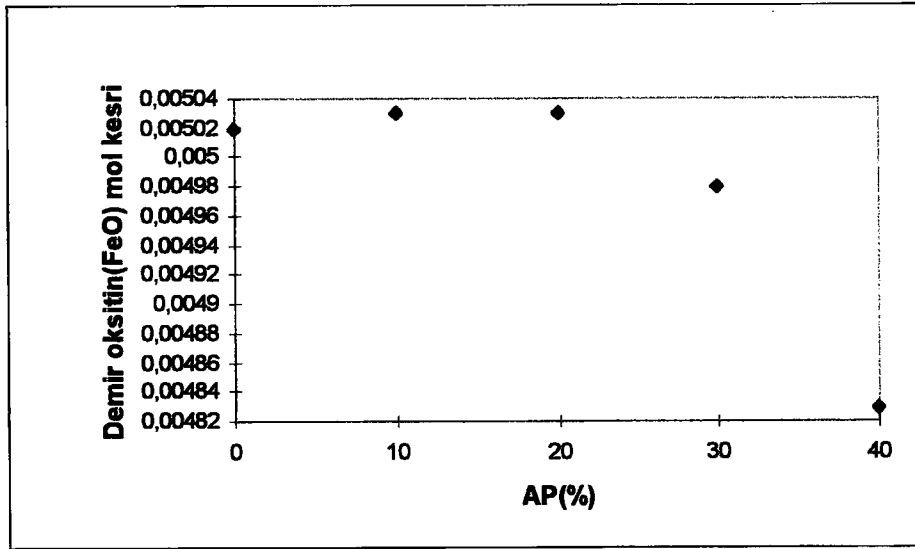
Şekil 6. Karbon monoksitin AP miktarı ile değişimi



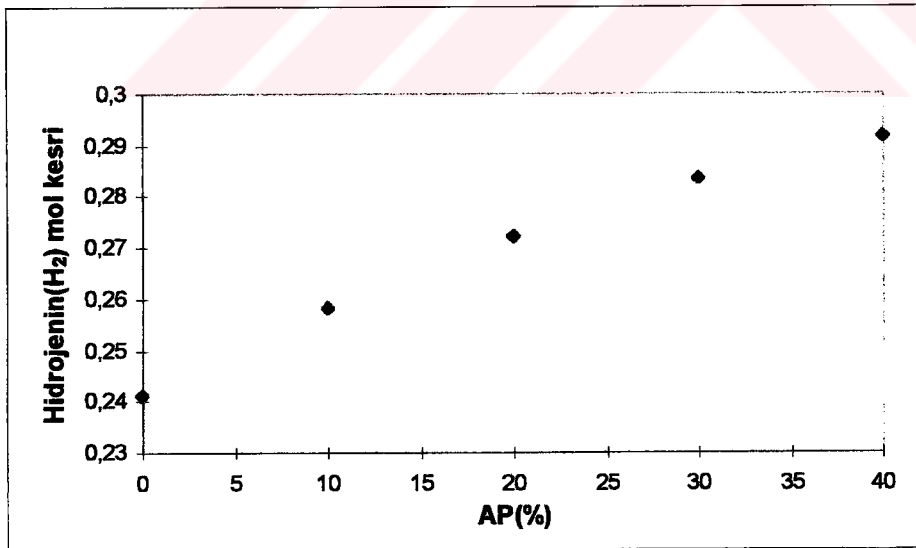
Şekil 7. Karbon dioksitin AP miktarı ile değişimi



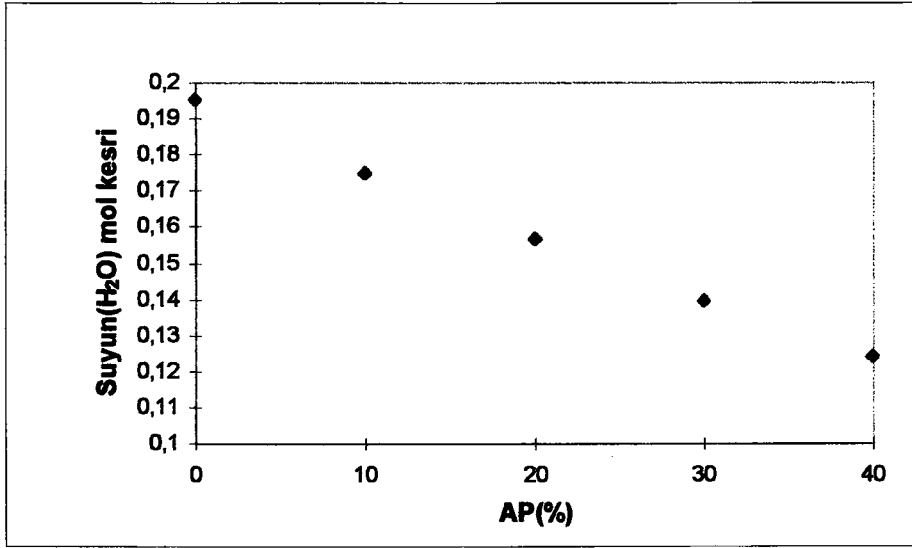
Şekil 8. Hidroklorik asitin AP miktarı ile değişimi



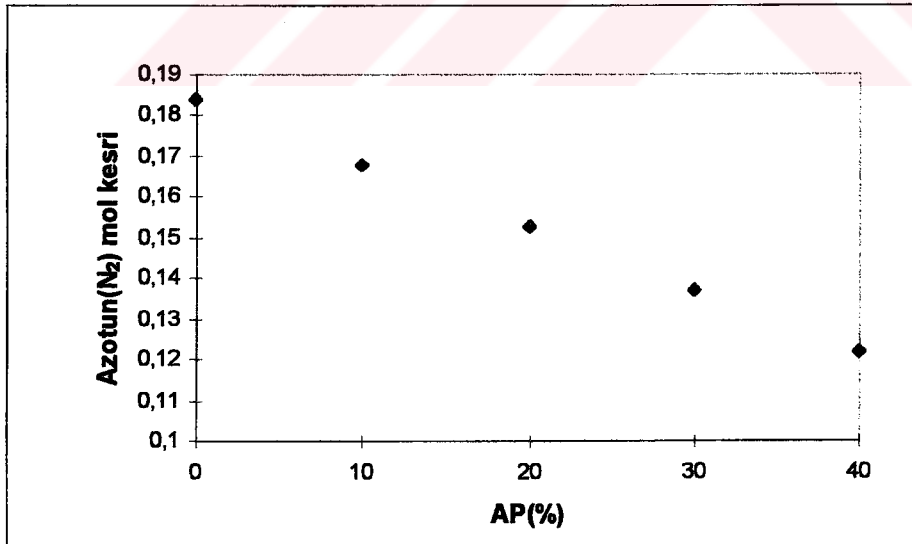
Şekil 9. Demir(II) oksitin AP miktarı ile değişimi



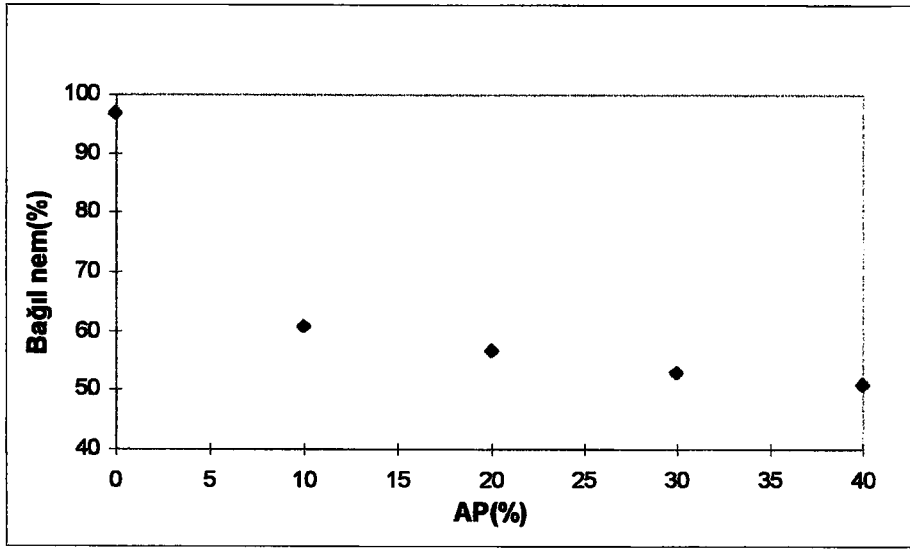
Şekil 10. Hidrojenin AP miktarı ile değişimi



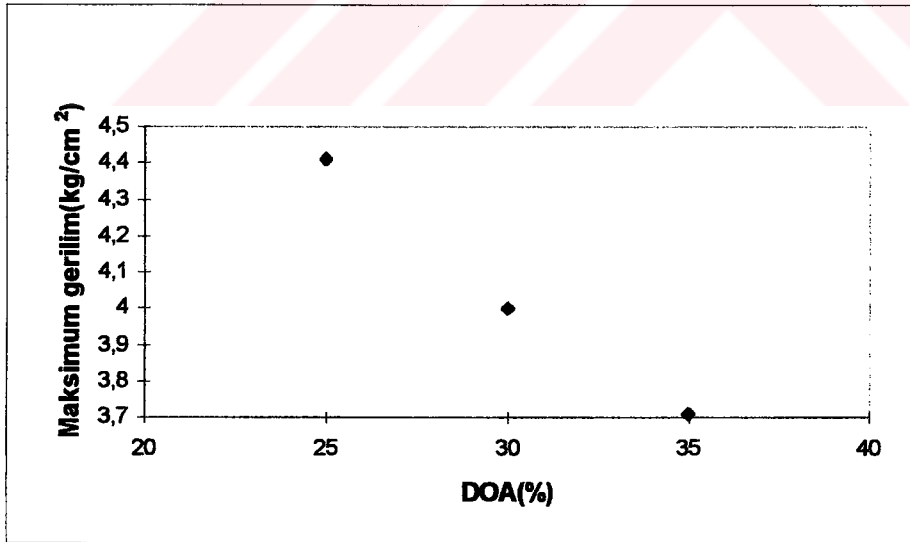
Şekil 11. Suyun AP miktarı ile değişimi



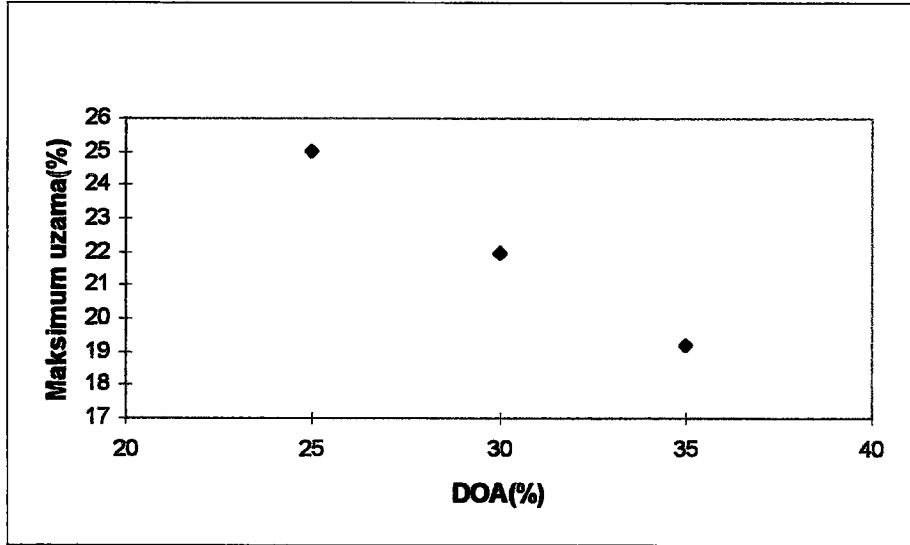
Şekil 12. Azotun AP miktarı ile değişimi



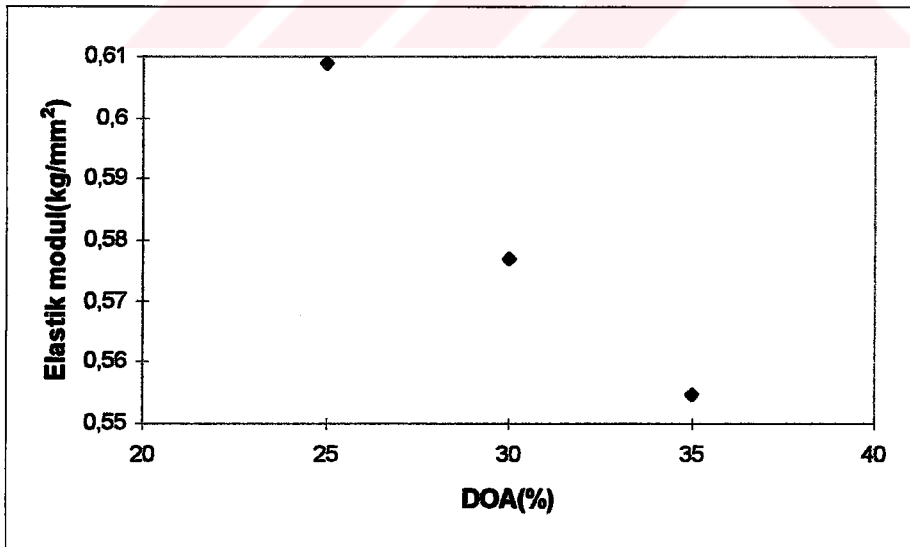
Şekil 13. Bağıl nemin AP miktarı ile değişimi



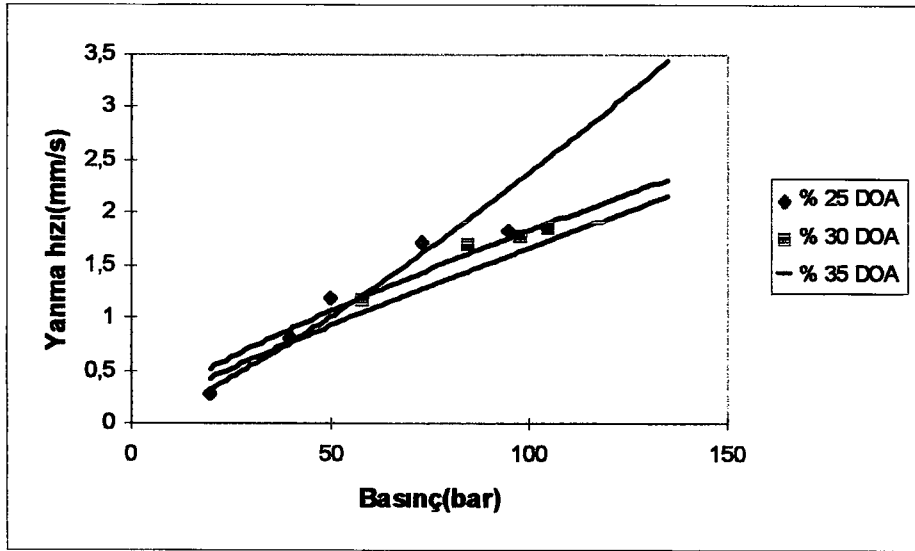
Şekil 14. % 20 AP içeren yakıtta maksimum gerilimin DOA miktarı ile değişimi



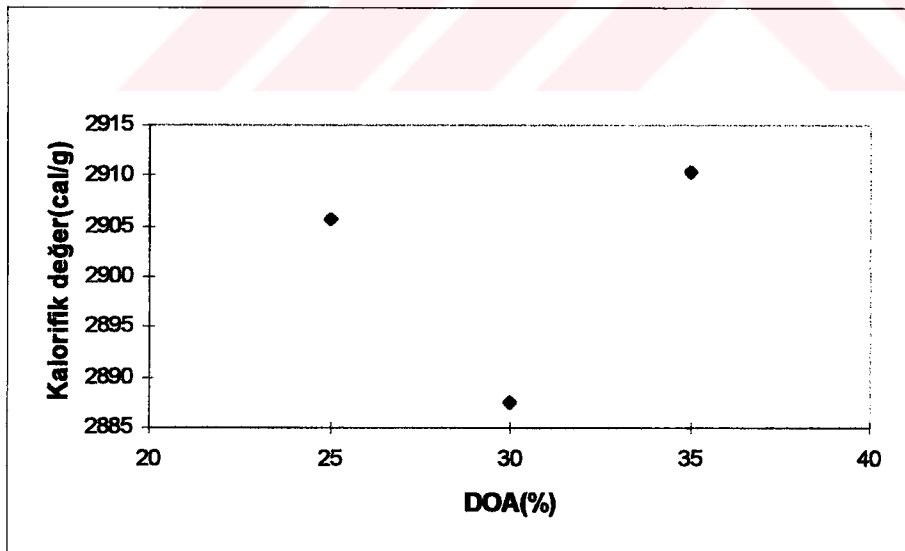
Şekil 15. % 20 AP içeren yakıtta maksimum uzamanın DOA miktarı ile değişimi



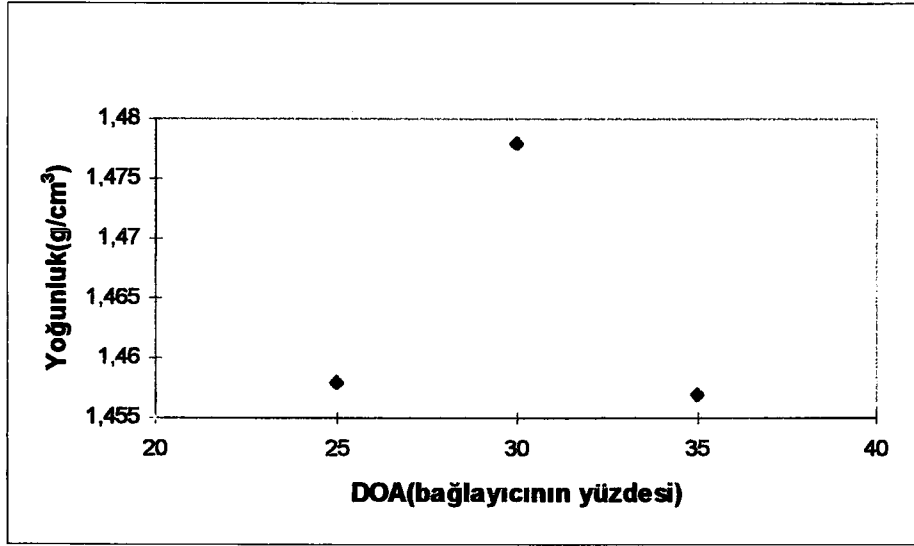
Şekil 16. % 20 AP içeren yakıtta elastik modülün DOA miktarı ile değişimi



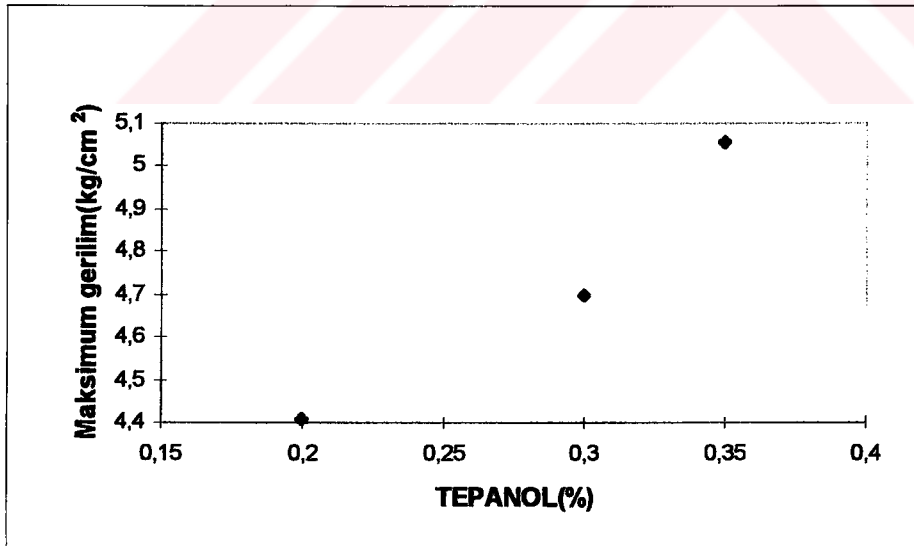
Şekil 17. % 20 AP içeren yakıtta yanma hızının DOA miktarı ile değişimi



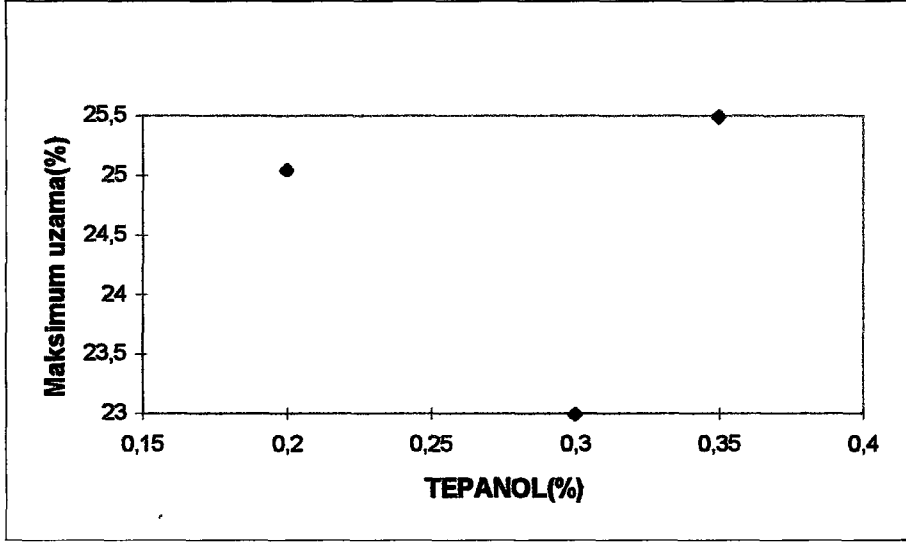
Şekil 18. % 20 AP içeren yakıtta kalorifik değerin DOA miktarı ile değişimi



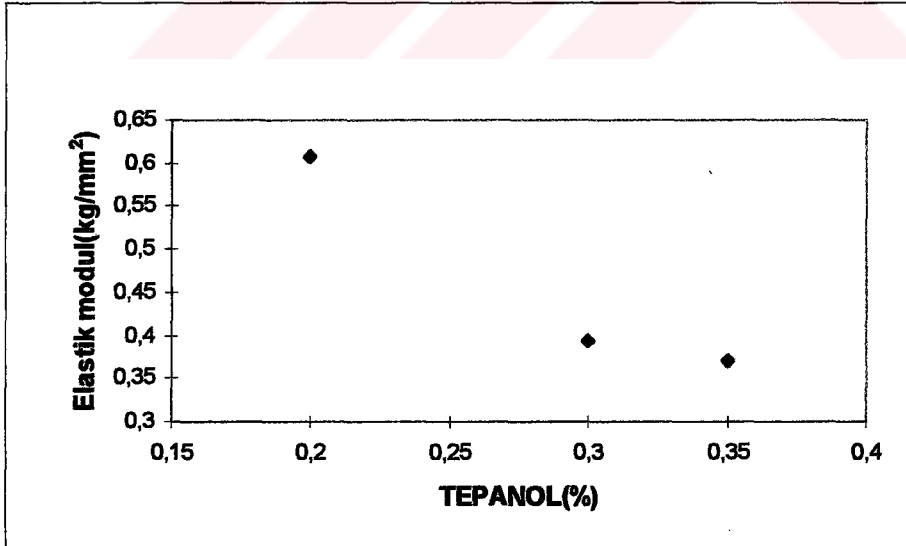
Şekil 19. % 20 AP içeren yakıtta yoğunluğun yüzde olarak ifade edilen DOA miktarı ile değişimi



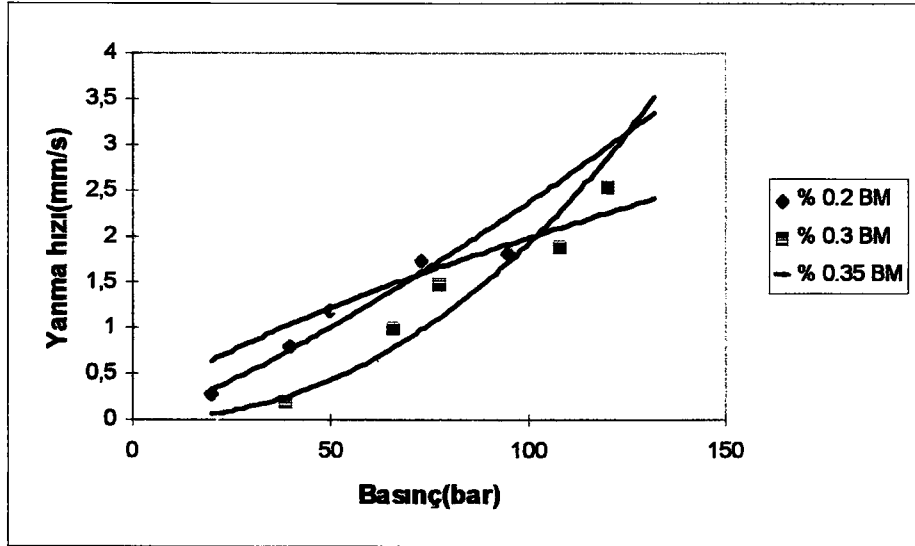
Şekil 20. % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta maksimum gerilimin bağlama maddesi miktarı ile değişimi



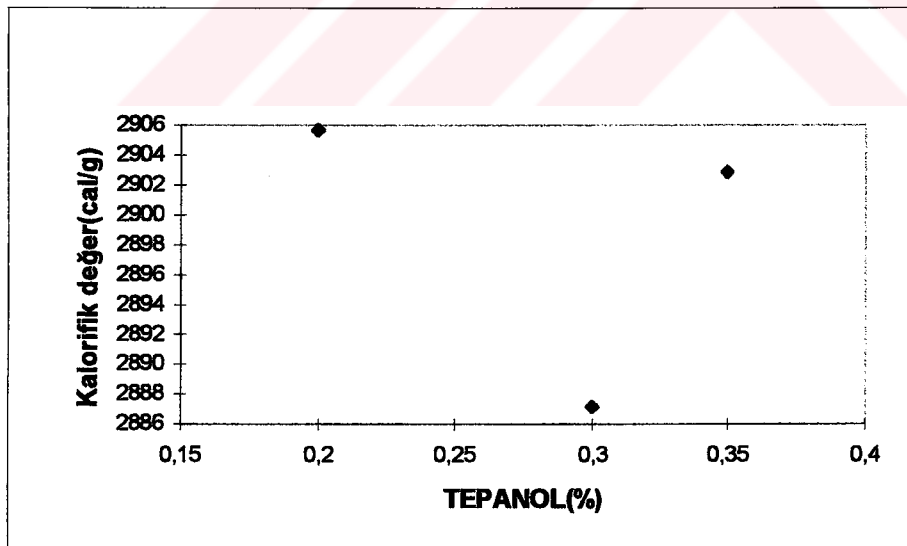
Şekil 21. % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta maksimum uzamanın bağlama maddesi miktarı ile değişimi



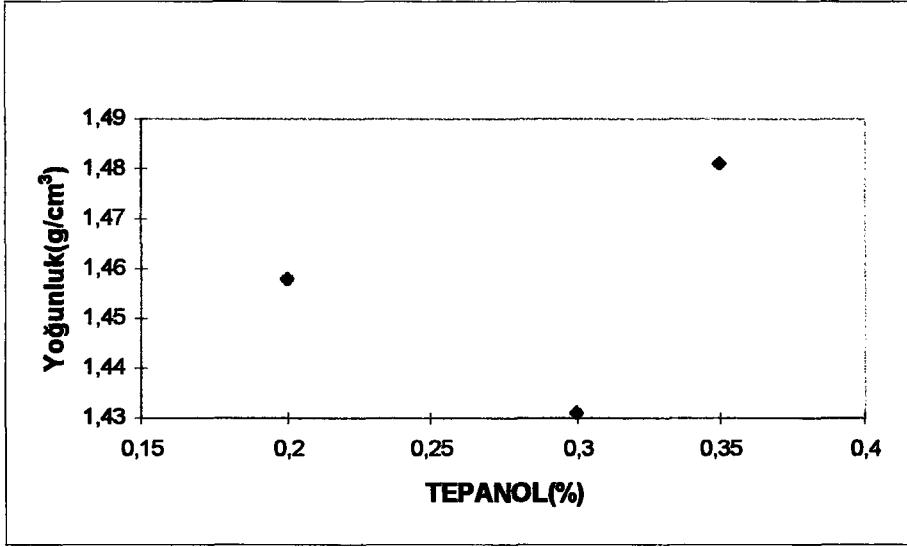
Şekil 22. % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta elastik modulün bağlama maddesi miktarı ile değişimi



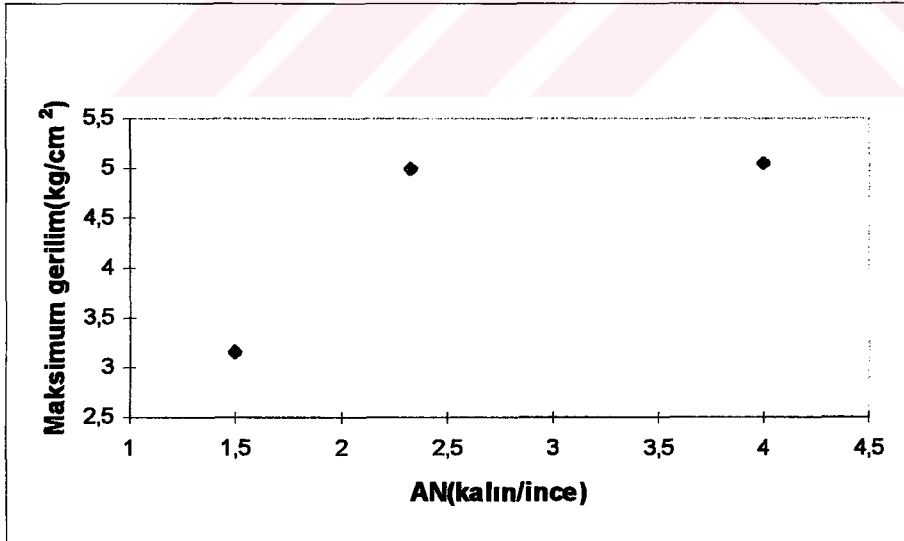
Şekil 23. % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta yanma hızının bağlama maddesi miktarı ile değişimi



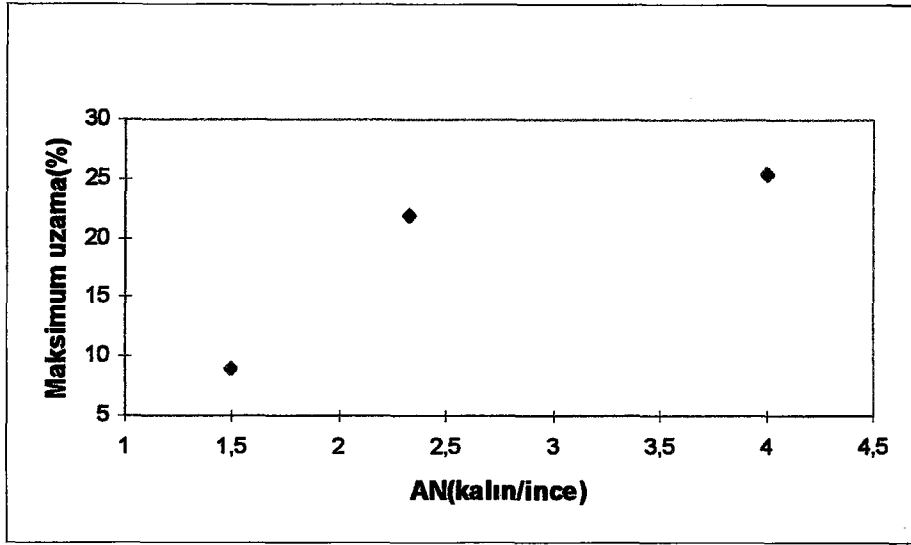
Şekil 24. % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta kalorifik değerinin bağlama maddesi miktarı ile değişimi



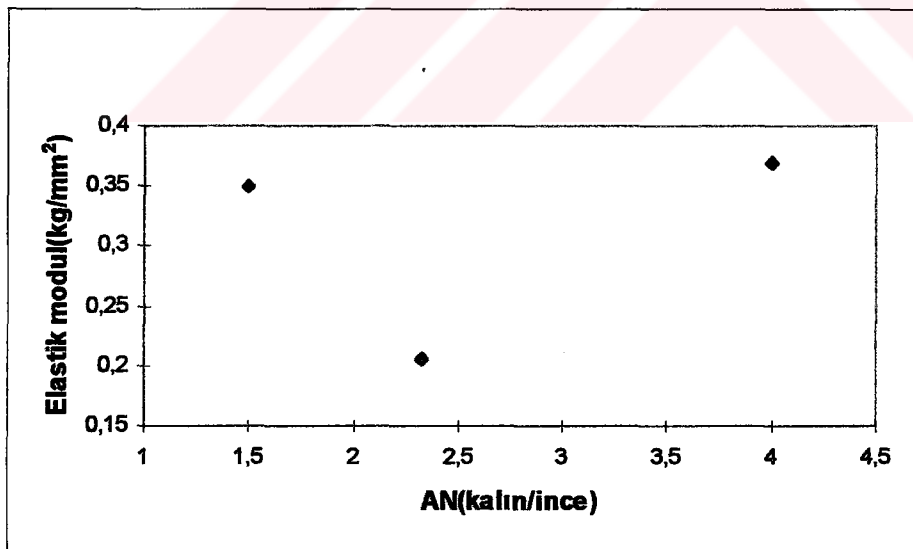
Şekil 25. % 20 AP ve % 25 DOA içeren yakıtta yoğunluğun bağlama maddesi miktarı ile değişimi



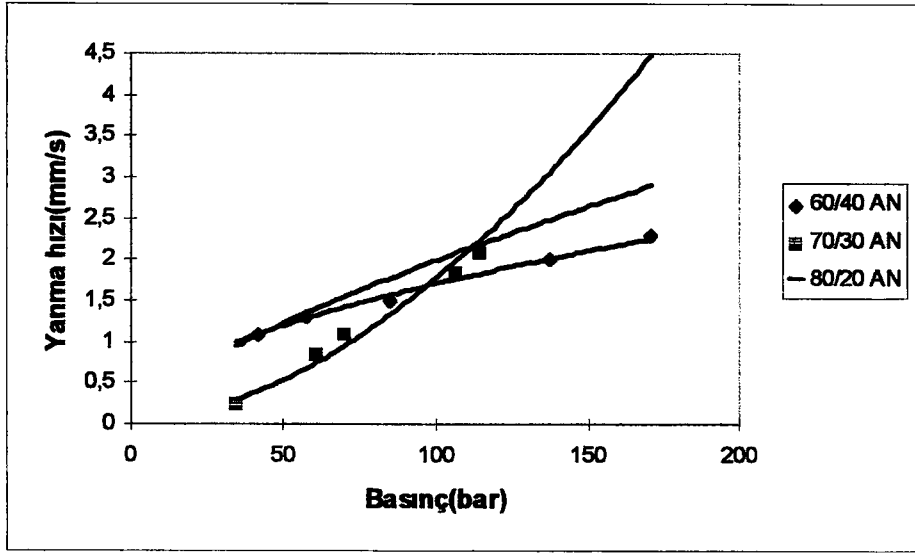
Şekil 26. % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 TEPANOL içeren yakıtta maksimum gerilimin kalın/inçe AN oranı ile değişimi



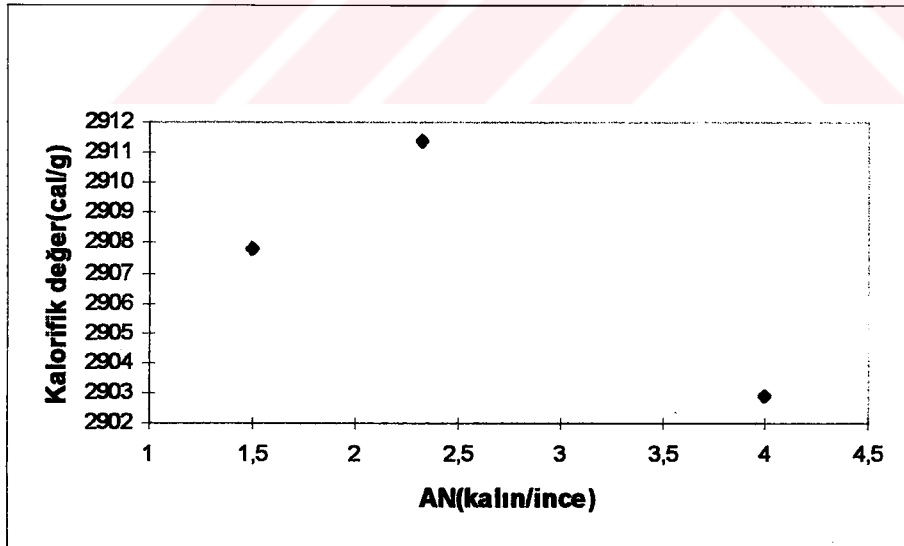
Şekil 27. % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 bağlama maddesi içeren yakıtta maksimum uzamanın kalın/ince AN oranı ile değişimi



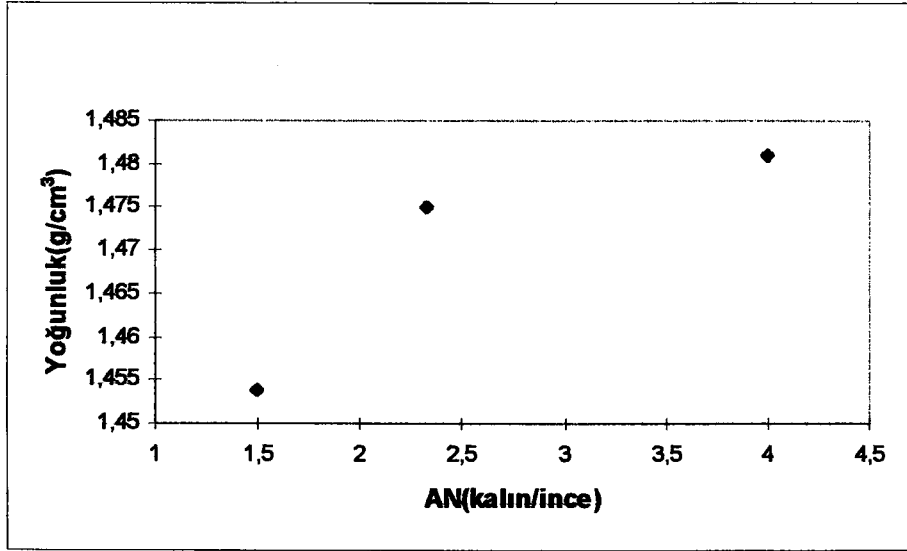
Şekil 28. % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 bağlama maddesi içeren yakıtta elastik modulün kalın/ince AN oranı ile değişimi



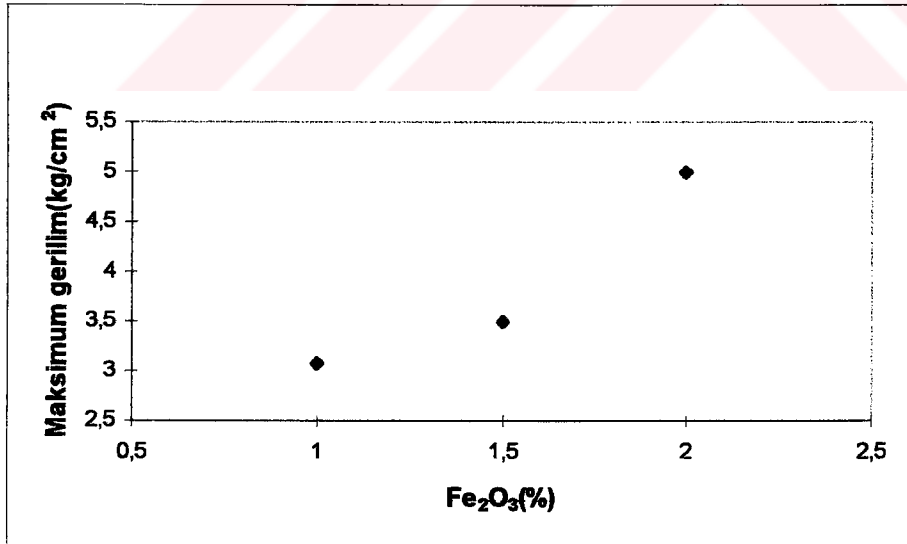
Şekil 29. % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 bağlama maddesi içeren yakıtta yanma hızının kalın/ince AN oranı ile değişimi



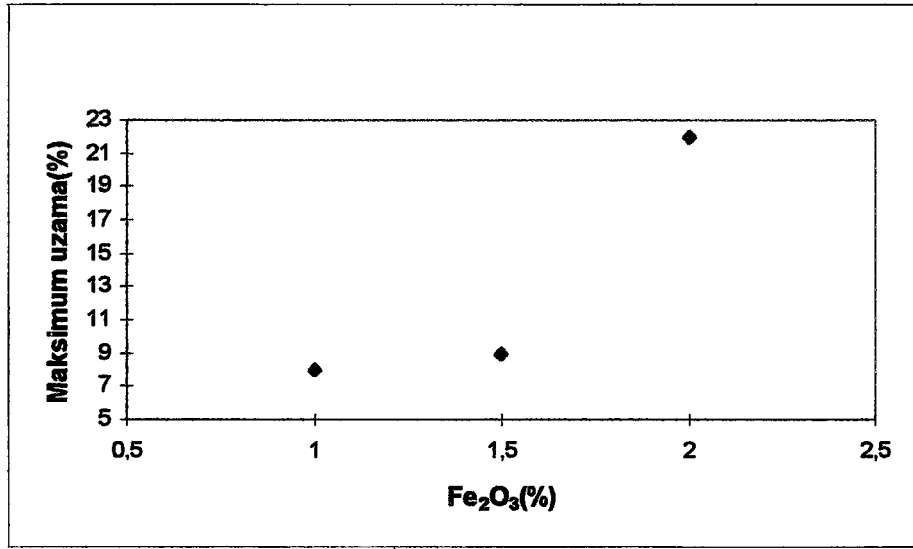
Şekil 30. % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 bağlama maddesi içeren yakıtta kalorifik değer kalın/ince AN oranı ile değişimi



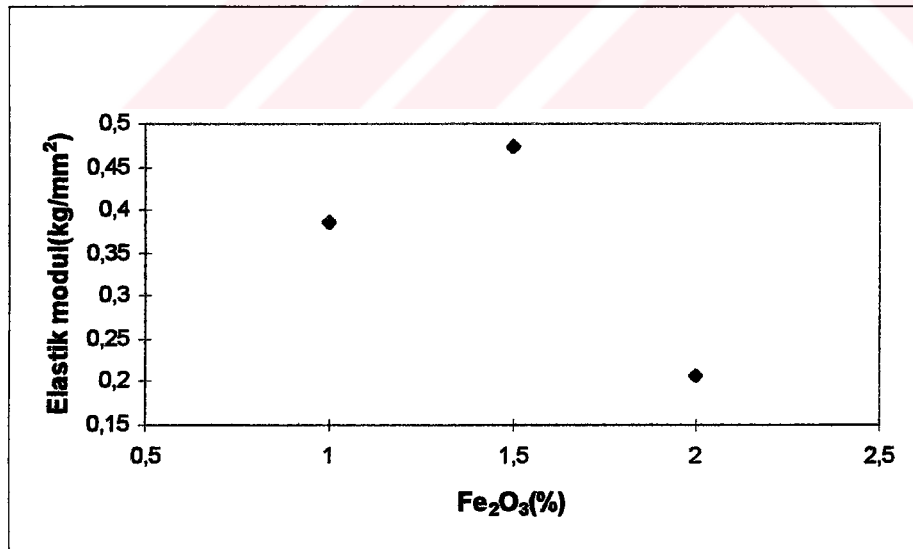
Şekil 31. % 20 AP, % 25 DOA ve % 0.35 bağlama maddesi içeren yakıtta yoğunluğun kalın/ince AN oranı ile değişimi



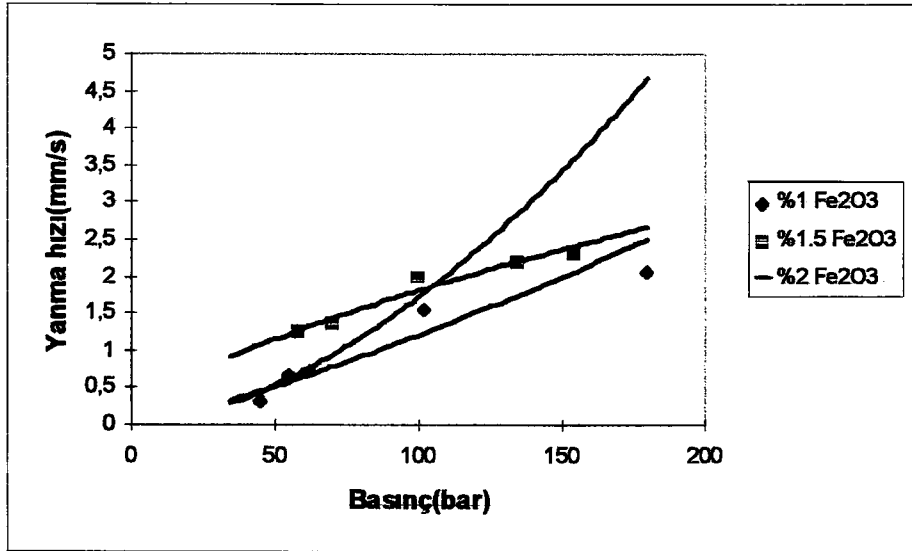
Şekil 32. % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta maksimum gerilimin Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> miktarı ile değişimi



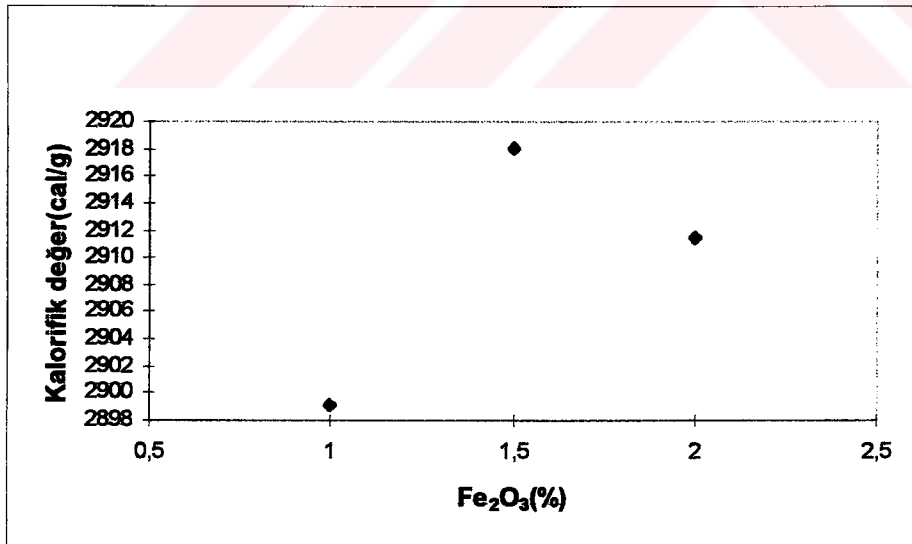
**Şekil 33. % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta maksimum uzamanın  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı ile değişimi**



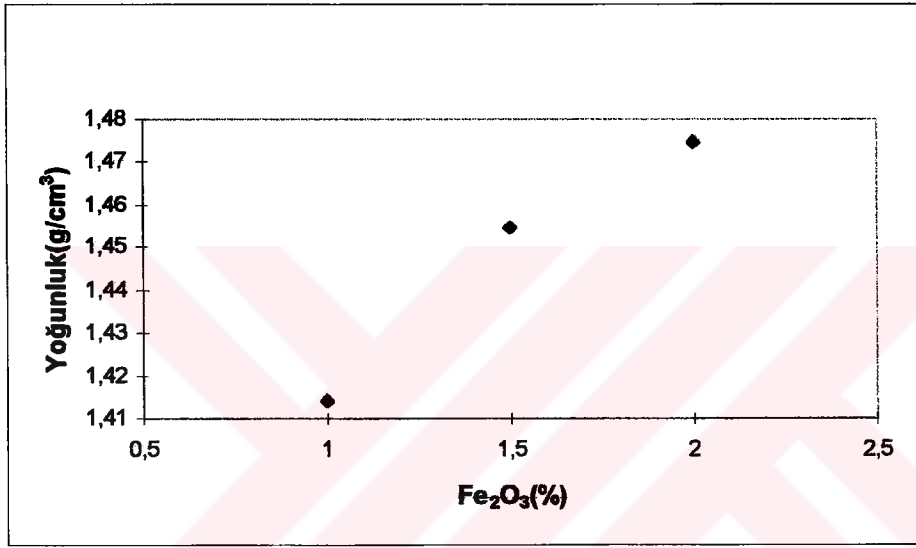
**Şekil 34. % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta elastik modülün  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı ile değişimi**



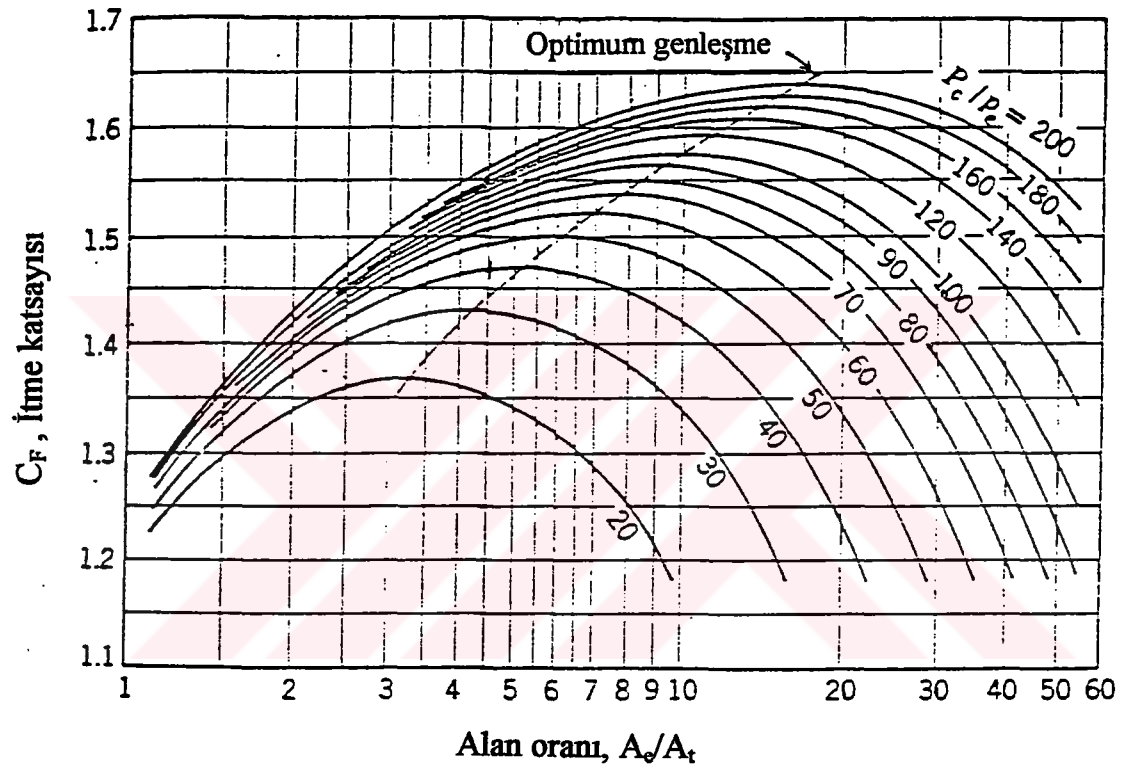
Şekil 35. % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta yanma hızının  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı ile değişimi



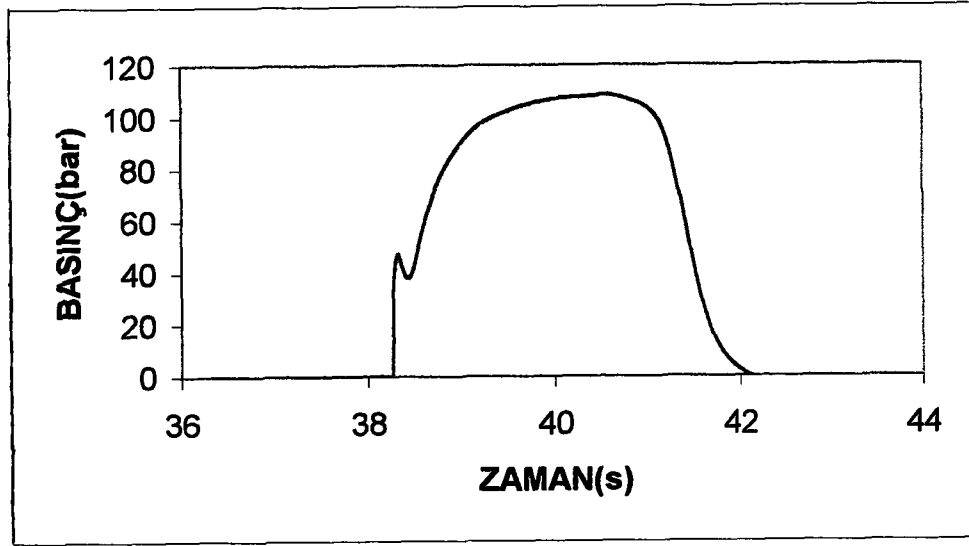
Şekil 36. % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta kalorifik değerinin  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı ile değişimi



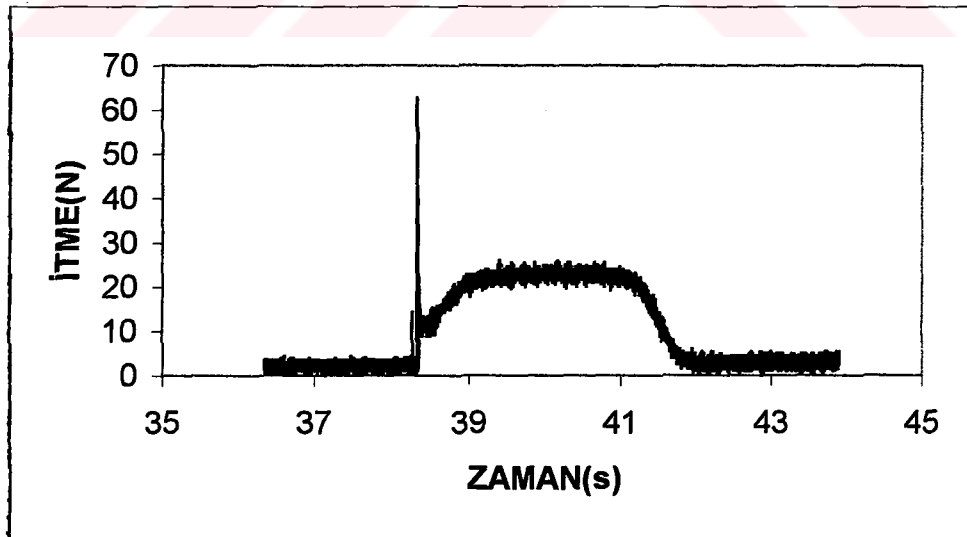
Şekil 37. % 20 AP, % 25 DOA, % 0.35 bağlama maddesi içeren ve kalın/ince AN oranı 70/30 olan yakıtta yoğunluğun  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  miktarı ile değişimi



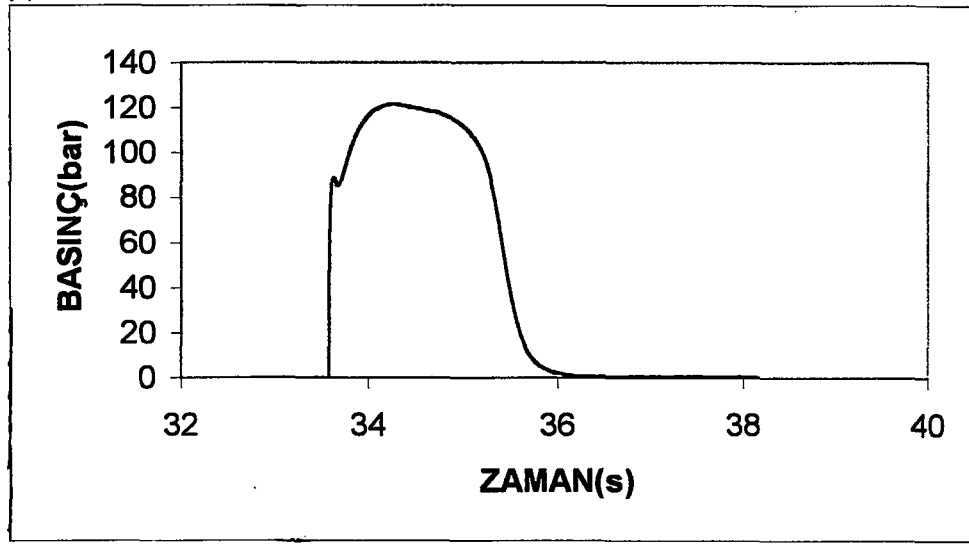
Şekil 38. İtme katsayısının alan oranı ile değişimi



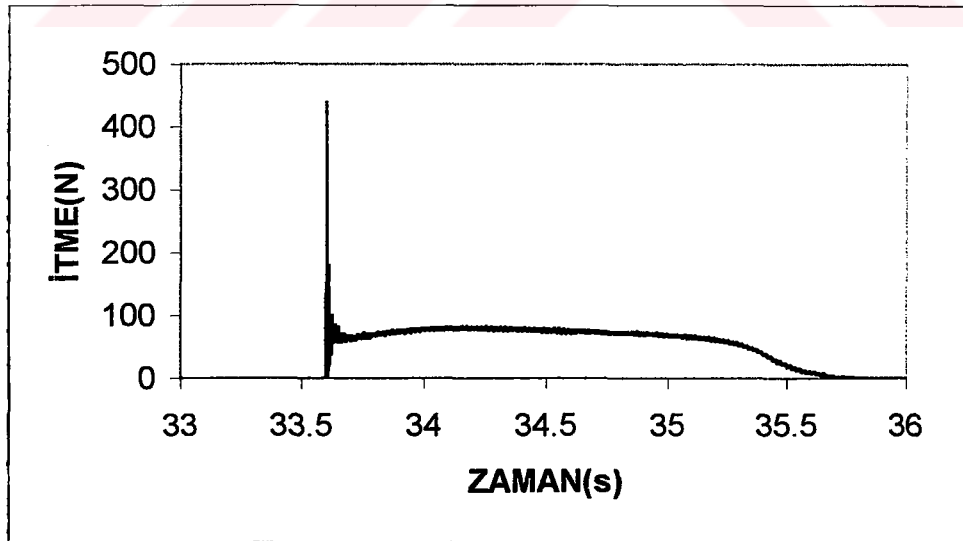
Şekil 39. 2.5 mm nozul boğaz çapına sahip migid motorun  
basınç-zaman grafiği



Şekil 40. 2.5 mm nozul boğaz çapına sahip migid motorun  
itme-zaman grafiği



Şekil 41. 3.2 mm nozul boğaz çapına sahip migid motorun  
basınç-zaman grafiği



Şekil 42. 3.2 mm nozul boğaz çapına sahip migid motorun  
itme-zaman grafiği

**-EK 2-****KOMPOZİT YAKITLARDA KULLANILAN  
HAMMADDELERİN İNGİLİZCE OLARAK  
İSİMLENDİRİLMELERİ**

**HTPB: Hydroxyl terminated polybutadiene**

**DOA: Dioctyl adipate**

**TEPANOL: Reaction product of tetraethylene pentamine, glycidol and acrylonitrile.**

**AO: Tetra-bis[methylene(3,5-di tert-butyl-4-hydroxyhydro cinnamate)] methane**

**TEA: Triethanol amine**

**IPDI: Isophronediisocynate**

**AP: Ammonium perchlorate**

**AN: Ammonium nitrate**

**Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>: Iron oxide**

**-EK 3-****OPHELIE PROGRAMI[69]**

Bu program, NASA Lewis Araştırma Merkezi'nde geliştirilen, kimyasal denge ile ilgili değişik sayıda ifadelerin ve uygulamaların kullanıldığı programlardan oluşmaktadır.

Kompleks denge hesaplamalarında yer alan bazı konular, matematiksel analizler ve kimyasal dengeyi sağlamak için gerekli teknikler, termodinamik karışım özelliklerini sağlayan formüller ve türevler, yoğunlaşmış faz için kriterler, üçlü noktada hesaplamalar, sabit basınç veya sabit hacimde yanma uygulamaları ile nozul alan oranı ve basınç oranları gibi roket performansını etkileyen parametrelerden oluşmaktadır.

Kimyasal denge, ideal gaz denklemi ve serbest enerjinin minimuma indirilmesi ile tanımlanmaktadır. Hesaplamalar, bütün gazların ideal ve fazlar arası etkileşimin ihmal edilebilir olduğu varsayımı gözönünde bulundurularak yapılmıştır.

Termodinamik veriler, 62 reaktif madde ve 421 reaksiyon ürünü(katı, sıvı ve gaz olarak ayrı ürünler) için programda yer almaktadır.

Her bir kimyasal için, özgül ısı, entalpi ve entropi gibi termodinamik özellikler sıcaklığın bir fonksiyonu olarak en az kareler katsayıları ile verilmektedir.

Program, roket performans hesaplamalarını, gazların genleşmesi esnasında dengede ve dondurulmuş kompozisyonlar için yapmaktadır. Denge performansı için, kompozisyonun genleşme esnasında anlık olarak dengeye ulaştığı, dondurulmuş performansda ise, yanma kompozisyonunda sabit kaldığı varsayılmaktadır.

Özgül darbe, karakteristik hız, adyabatik alev sıcaklığı ve itme katsayısı gibi bazı performans parametrelerinin hesaplaması; tek boyutlu süreklilik, enerji ve momentumun korunumu denklemleri, tam ve adyabatik yanma, izentropik genleşme, homojen karışım ve ideal gaz kanunu varsayımları kullanılarak yapılmıştır.

Raket performansı öncelikle yanma odasındaki ürünleri saptayarak daha sonra da nozuldaki değişik noktalarda (boğaz ve çıkışta) egzoz özelliklerini belirleyerek sağlanmaktadır.

Bu çalışma esnasında programda değiştirilen parametreler,  $A_e/A_t$  (nozul çıkış alanının boğaz alanına oranı),  $P_e/P_c$  (yanma odasının basıncının çıkış basıncına oranı) ve yakıt kompozisyonu içerisindeki AP miktarıdır. Değiştirilen bu parametrelerin yakıtın  $I_{sp}$  (özüml darbe),  $C^*$  (karakteristik hız) ve  $T$  (adyabatik alev sıcaklığı) ile egzozdaki yanma ürünlerine olan etkisi ise program çıktısında elde edilmiştir.

Elde edilen program çıktıları ve akış diyagramları da İngilizce orijinaline sadık kalarak aşağıda verilmiştir.

## **İÇİNDEKİLER**

|                                                             | <b>Sayfa</b> |
|-------------------------------------------------------------|--------------|
| Roket yakıtı performans değerlendirme çalışması-1.....      | 133          |
| Roket yakıtı performans değerlendirme çalışması-2.....      | 136          |
| Roket yakıtı performans değerlendirme çalışması-3.....      | 139          |
| Roket yakıtı performans değerlendirme çalışması-4.....      | 142          |
| Roket yakıtı performans değerlendirme çalışması-5.....      | 145          |
| Roket yakıtı duman miktarını değerlendirme çalışması-1..... | 148          |
| Roket yakıtı duman miktarını değerlendirme çalışması-2..... | 151          |
| Roket yakıtı duman miktarını değerlendirme çalışması-3..... | 154          |
| Roket yakıtı duman miktarını değerlendirme çalışması-4..... | 157          |
| Roket yakıtı duman miktarını değerlendirme çalışması-5..... | 160          |

## ROKET YAKITI PERFORMANS DEĞERLENDİRME ÇALIŞMASI-1

### DEĞİŞKENLER

AP=% 0, AN=% 73

$A_c/A_t=14.5$ ,  $P_c/P_e=160$

```

AGE-227D ROCKET MOTOR
EACTANTS
MMONIUM PERCHLORATE
| 4.00000 4.0000N 1.0000CL 1.0000 00.00 -69420.0S 298.1500 1.950
ITPB
192.0000H 194.00000 2.0000 23.730 -10900.0L 298.150F 0.920
LUMINUM
L 1.0000 00.00 0.0S 298.150F 2.700
MMONIUM NITRATE
| 4.0000N 2.00000 3.0000 73.00 -87270.0S 298.1500 1.725
RON OXIDE
E 2.00000 3.0000 02.00 -197.30S 298.1500 5.210
SOPHORONE DIISOCYANATE
: 12.0000H 18.0000N 2.00000 2.0000 01.27 -111400.0S 298.1500 1.061

```

```

NAMELISTS
,INPT2
KASE=1
RKT=T
P=160
/
, RKTINP
supar=14.5
eq1=t
/
NAMELISTS
,INPT2
KASE=1
RKT=T
P=160
/
, RKTINP
SUPAR=14.5
EQL=f
/
FINISH

```

## ROCKET PERFORMANCE-EQUILIBRIUM COMPOSITION

/F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270

ELTA HF 298 : -803.316 CAL/G

PECIFIC VOLUME : 1.435 G/CM\*\*3

|               | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|---------------|----------|----------|----------|
|               | -----    | -----    | -----    |
| C/P           | 1.0000   | 1.7536   | 106.54   |
| . ATM         | 160.00   | 91.240   | 1.5018   |
| . PSI         | 2351.4   | 1340.9   | 22.1     |
| . K           | 1292     | 1209     | 824      |
| HO, G/CC      | 3.0447-2 | 1.8896-2 | 5.1273-4 |
| . KCAL/KG     | -803.3   | -871.8   | -1245.9  |
| . KCAL/(KG-K) | 2.3736   | 2.3736   | 2.3736   |
| . G           | 20.178   | 20.544   | 23.095   |
| DLV/DLP)T     | -1.08135 | -1.08327 | -1.05800 |
| DLV/DLT)P     | 1.9169   | 2.0085   | 1.9381   |
| P KCAL/(KG-K) | 1.5323   | 1.6971   | 1.8578   |
| AMMA (S)      | 1.1832   | 1.1719   | 1.1312   |
| DN VEL,M/S    | 793.7    | 757.2    | 579.4    |
| ACH           | .000     | 1.000    | 3.322    |
| E/AT          |          | 1.0000   | 14.500   |
| * , M/S       |          | 1132     | 1132     |
| =             |          | .668     | 1.699    |
| I VAC. (S)    |          | 143.1    | 212.0    |
| S AU SOL (S)  |          | .7       | 1.7      |
| I MODIF. (S)  |          | 77.2     | 196.2    |

## LE FRACTIONS

|       |        |        |        |
|-------|--------|--------|--------|
| (S)   | .00000 | .00000 | .10693 |
| HN    | .00003 | .00001 | .00000 |
| H2O   | .00001 | .00001 | .00000 |
| H4    | .06084 | .07111 | .07343 |
| O     | .23285 | .21524 | .04469 |
| O2    | .08105 | .09517 | .15776 |
| 2H4   | .00001 | .00000 | .00000 |
| EO(S) | .00503 | .00512 | .00514 |
| 2     | .27240 | .26294 | .21416 |
| 2O    | .16292 | .16234 | .20961 |
| 3N    | .00126 | .00099 | .00017 |
| 2     | .18361 | .18707 | .18811 |

## ROCKET PERFORMANCE-FROZEN COMPOSITION

/F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270

ELTA HF 298 : -803.316 CAL/G

PECIFIC VOLUME : 1.435 G/CM\*\*3

|               | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|---------------|----------|----------|----------|
|               | -----    | -----    | -----    |
| C/P           | 1.0000   | 1.8145   | 185.70   |
| . ATM         | 160.00   | 88.180   | .8616    |
| . PSI         | 2351.4   | 1295.9   | 12.7     |
| . K           | 1292     | 1141     | 379      |
| HO, G/CC      | 3.0447-2 | 1.9008-2 | 5.5864-4 |
| . KCAL/KG     | -803.3   | -874.6   | -1196.0  |
| . KCAL/(KG-K) | 2.3736   | 2.3736   | 2.3736   |
| . G           | 20.178   | 20.178   | 20.178   |
| . KCAL/(KG-K) | .4773    | .4640    | .3769    |
| AMMA (S)      | 1.2600   | 1.2694   | 1.3537   |
| DN VEL,M/S    | 819.1    | 772.5    | 460.0    |
| ACH           | .000     | 1.000    | 3.941    |
| E/AT          |          | 1.0000   | 14.500   |
| . , M/S       |          | 1103     | 1103     |

|           |     |       |       |     |
|-----------|-----|-------|-------|-----|
| OF        |     | .700  | 1.642 |     |
| SI VAC.   | (S) | 140.8 | 193.6 | 135 |
| AS AU SOL | (S) | .7    | 1.6   |     |
| SI MODIF. | (S) | 78.8  | 184.8 |     |



## ROKET YAKITI PERFORMANS DEĞERLENDİRME ÇALIŞMASI-2

### DEĞİŞKENLER

AP=% 10, AN=% 63

### SABİTLER

$A_e/A_t=14.5$ ,  $P_e/P_e=160$

```

PAGE-227D ROCKET MOTOR
REACTANTS
AMMONIUM PERCHLORATE
1  4.00000  4.0000N  1.0000CL  1.0000  10.00  -69420.0S  298.1500  1.950
HTPB
2  192.0000H  194.00000  2.0000  23.730  -10900.0L  298.150F  0.920
ALUMINUM
3  1.0000  00.00  0.0S  298.150F  2.700
AMMONIUM NITRATE
4  4.0000N  2.00000  3.0000  63.00  -87270.0S  298.1500  1.725
IRON OXIDE
5  2.00000  3.0000  02.00  -197.30S  298.1500  5.210
ISOPHORONE DIISOCYANATE
6  12.0000H  18.0000N  2.00000  2.0000  01.27  -111400.0S  298.1500  1.061

```

```

NAMELISTS
&INPT2
  KASE=1
  RKT=T
  P=160
/
&RKTINP
  supar=14.5
  eql=t
/
NAMELISTS
&INPT2
  KASE=1
  RKT=T
  P=160
/
&RKTINP
  SUPAR=14.5
  EQL=f
/
FINISH

```

## ROCKET PERFORMANCE-EQUILIBRIUM COMPOSITION

/F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270  
 ELTA HF 298 : -753.374 CAL/G  
 SPECIFIC VOLUME : 1.449 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| C/P         | 1.0000   | 1.7576   | 106.70   |
| ATM         | 160.00   | 91.035   | 1.4996   |
| PSI         | 2351.4   | 1337.9   | 22.0     |
| K           | 1329     | 1239     | 844      |
| HO, G/CC    | 2.9498-2 | 1.8326-2 | 4.9955-4 |
| KCAL/KG     | -753.4   | -824.3   | -1207.1  |
| KCAL/(KG-K) | 2.3762   | 2.3762   | 2.3762   |
| G           | 20.101   | 20.467   | 23.083   |
| OLV/DLP)T   | -1.07609 | -1.08036 | -1.06331 |
| OLV/DLT)P   | 1.8321   | 1.9488   | 2.0400   |
| KCAL/(KG-K) | 1.4021   | 1.5912   | 2.0325   |
| MMMA (S)    | 1.1913   | 1.1784   | 1.1273   |
| ON VEL,M/S  | 809.2    | 770.1    | 585.6    |
| ACH         | .000     | 1.000    | 3.327    |
| C/AT        |          | 1.0000   | 14.500   |
| , M/S       |          | 1148     | 1148     |
|             |          | .670     | 1.696    |
| VAC. (S)    |          | 145.2    | 214.6    |
| AU SOL (S)  |          | .7       | 1.7      |
| MODIF. (S)  |          | 78.5     | 198.7    |

## E FRACTIONS

|      |        |        |        |
|------|--------|--------|--------|
| S)   | .00000 | .00000 | .10365 |
| IN   | .00003 | .00002 | .00000 |
| I2O  | .00001 | .00001 | .00000 |
| I4   | .04682 | .05687 | .06296 |
| I    | .25467 | .23782 | .06024 |
| 2    | .07190 | .08548 | .15718 |
| H4   | .00001 | .00000 | .00000 |
| H    | .01653 | .01696 | .01749 |
| 2FE  | .00025 | .00018 | .00001 |
| O(S) | .00476 | .00492 | .00514 |
|      | .28659 | .27686 | .23145 |
| O    | .15077 | .15033 | .18997 |
| N    | .00112 | .00088 | .00015 |
|      | .16653 | .16968 | .17177 |

## ROCKET PERFORMANCE-FROZEN COMPOSITION

F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270  
 LTA HF 298 : -753.374 CAL/G  
 ECIFIC VOLUME : 1.449 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| /P          | 1.0000   | 1.8187   | 189.27   |
| ATM         | 160.00   | 87.974   | .8453    |
| PSI         | 2351.4   | 1292.9   | 12.4     |
| K           | 1329     | 1169     | 381      |
| O, G/CC     | 2.9498-2 | 1.8429-2 | 5.4413-4 |
| KCAL/KG     | -753.4   | -827.2   | -1155.9  |
| KCAL/(KG-K) | 2.3762   | 2.3762   | 2.3762   |
| G           | 20.101   | 20.101   | 20.101   |
| KCAL/(KG-K) | .4693    | .4565    | .3747    |
| MMMA (S)    | 1.2669   | 1.2764   | 1.3584   |
| N VEL,M/S   | 834.4    | 785.7    | 462.4    |
| CH          | .000     | 1.000    | 3.969    |

|        |     |        |        |     |
|--------|-----|--------|--------|-----|
| /AT    |     | 1.0000 | 14.500 |     |
|        | M/S | 1119   | 1119   | 138 |
|        |     | .702   | 1.639  |     |
| VAC.   | (S) | 142.9  | 195.9  |     |
| AU SOL | (S) | .7     | 1.6    |     |
| MODIF. | (S) | 80.1   | 187.2  |     |



## ROKET YAKITI PERFORMANS DEĞERLENDİRME ÇALIŞMASI-3

### DEĞİŞKENLER

AP=% 20, AN=% 53

### SABİTLER

$A_e/A_t=14.5$ ,  $P_e/P_t=160$

```

AGE-227D ROCKET MOTOR
REACTANTS
AMMONIUM PERCHLORATE
  4.00000  4.0000N  1.0000CL  1.0000  20.00  -69420.0S  298.1500  1.950
ITPB
 192.0000H 194.0000  2.0000  23.730 -10900.0L  298.150F  0.920
LUMINUM
L  1.0000  00.00  0.0S  298.150F  2.700
AMMONIUM NITRATE
  4.0000N  2.0000  3.0000  53.00  -87270.0S  298.1500  1.725
IRON OXIDE
E  2.0000  3.0000  02.00  -197.30S  298.1500  5.210
SOPHORONE DIISOCYANATE
 12.0000H 18.0000N  2.0000  2.0000  01.27 -111400.0S  298.1500  1.061

```

```

AMELISTS
INPT2
KASE=1
RKT=T
P=160
/
RKTINP
supar=14.5
eql=t
/
AMELISTS
INPT2
KASE=1
RKT=T
P=160
/
RKTINP
SUPAR=14.5
EQL=f
/
INISH

```

## ROCKET PERFORMANCE-EQUILIBRIUM COMPOSITION

F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270  
 LTA HF 298 : -703.432 CAL/G  
 ECIFIC VOLUME : 1.463 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| /P          | 1.0000   | 1.7622   | 107.18   |
| ATM         | 160.00   | 90.793   | 1.4929   |
| PSI         | 2351.4   | 1334.3   | 21.9     |
| K           | 1370     | 1272     | 863      |
| O, G/CC     | 2.8538-2 | 1.7753-2 | 4.8661-4 |
| KCAL/KG     | -703.4   | -776.9   | -1168.5  |
| KCAL/(KG-K) | 2.3751   | 2.3751   | 2.3751   |
| G           | 20.049   | 20.408   | 23.083   |
| LV/DLP)T    | -1.06690 | -1.07414 | -1.06817 |
| LV/DLT)P    | 1.7076   | 1.8513   | 2.1382   |
| KCAL/(KG-K) | 1.2325   | 1.4437   | 2.2024   |
| MMA (S)     | 1.2013   | 1.1863   | 1.1243   |
| IN VEL,M/S  | 826.1    | 784.0    | 591.2    |
| CH          | .000     | 1.000    | 3.337    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |
| , M/S       |          | 1164     | 1164     |
|             |          | .673     | 1.694    |
| VAC. (S)    |          | 147.3    | 217.2    |
| AU SOL (S)  |          | .7       | 1.7      |
| MODIF. (S)  |          | 80.0     | 201.2    |

## E FRACTIONS

|       |        |        |        |
|-------|--------|--------|--------|
| S)    | .00000 | .00000 | .09865 |
| IN    | .00004 | .00002 | .00000 |
| I2O   | .00001 | .00001 | .00000 |
| I4    | .03360 | .04322 | .05378 |
| I     | .27579 | .25991 | .07838 |
| I2    | .06337 | .07619 | .15539 |
| PH4   | .00001 | .00000 | .00000 |
| .H    | .03173 | .03288 | .03509 |
| .2FE  | .00113 | .00086 | .00006 |
| IO(S) | .00387 | .00423 | .00512 |
| !     | .29979 | .29001 | .24613 |
| !O    | .13982 | .13928 | .17155 |
| !N    | .00098 | .00078 | .00013 |
| !     | .14987 | .15262 | .15571 |

## ROCKET PERFORMANCE-FROZEN COMPOSITION

F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270  
 LTA HF 298 : -703.432 CAL/G  
 ECIFIC VOLUME : 1.463 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| /P          | 1.0000   | 1.8230   | 192.86   |
| ATM         | 160.00   | 87.768   | .8296    |
| PSI         | 2351.4   | 1289.8   | 12.2     |
| K           | 1370     | 1202     | 383      |
| IO, G/CC    | 2.8538-2 | 1.7842-2 | 5.2919-4 |
| KCAL/KG     | -703.4   | -779.9   | -1116.8  |
| KCAL/(KG-K) | 2.3751   | 2.3751   | 2.3751   |
| G           | 20.049   | 20.049   | 20.049   |
| KCAL/(KG-K) | .4610    | .4488    | .3722    |
| MMA (S)     | 1.2739   | 1.2834   | 1.3629   |
| ON VEL,M/S  | 850.7    | 799.8    | 465.3    |
| CH          | .000     | 1.000    | 3.997    |

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| 0/AT         | 1.0000 | 14.500 |
| 0, M/S       | 1135   | 1135   |
|              | .704   | 1.637  |
| 0 VAC. (S)   | 145.1  | 198.4  |
| 0 AU SOL (S) | .7     | 1.6    |
| 0 MODIF. (S) | 81.6   | 189.6  |



## ROKET YAKITI PERFORMANS DEĞERLENDİRME ÇALIŞMASI-4

### DEĞİŞKENLER

AP=% 30, AN=% 43

### SABİTLER

$A_e/A_t=14.5$ ,  $P_e/P_c=160$

```

AGE-227D ROCKET MOTOR
EACTANTS
MMONIUM PERCHLORATE
  4.00000  4.0000N  1.0000CL  1.0000  30.00  -69420.0S  298.1500  1.950
TPB
 192.0000H 194.00000  2.0000  23.730 -10900.0L  298.150F  0.920
LUMINUM
L  1.0000  00.00  0.0S  298.150F  2.700
MMONIUM NITRATE
  4.0000N  2.00000  3.0000  43.00  -87270.0S  298.1500  1.725
RON OXIDE
E  2.00000  3.0000  02.00  -197.30S  298.1500  5.210
SOPHORONE DIISOCYANATE
 12.0000H 18.0000N  2.00000  2.0000  01.27 -111400.0S  298.1500  1.061
  
```

```

AMELISTS
INPT2
KASE=1
RKT=T
P=160
/
RKTINP
supar=14.5
eq1=t
/
AMELISTS
INPT2
KASE=1
RKT=T
P=160
/
RKTINP
SUPAR=14.5
EQL=f
/
INISH
  
```

## ROCKET PERFORMANCE-EQUILIBRIUM COMPOSITION

F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270

LTA HF 298 : -653.490 CAL/G

SPECIFIC VOLUME : 1.477 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| P           | 1.0000   | 1.7682   | 108.02   |
| ATM         | 160.00   | 90.486   | 1.4812   |
| PSI         | 2351.4   | 1329.8   | 21.8     |
| K           | 1419     | 1309     | 880      |
| O, G/CC     | 2.7542-2 | 1.7163-2 | 4.7366-4 |
| KCAL/KG     | -653.5   | -729.9   | -1130.4  |
| KCAL/(KG-K) | 2.3717   | 2.3717   | 2.3717   |
| G           | 20.041   | 20.379   | 23.101   |
| DLV/DLP)T   | -1.05306 | -1.06386 | -1.07254 |
| DLV/DLT)P   | 1.5400   | 1.7109   | 2.2306   |
| KCAL/(KG-K) | 1.0243   | 1.2521   | 2.3621   |
| MMA (S)     | 1.2143   | 1.1963   | 1.1219   |
| N VEL,M/S   | 845.5    | 799.4    | 596.2    |
| CH          | .000     | 1.000    | 3.351    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |
| M/S         |          | 1181     | 1181     |
|             |          | .677     | 1.691    |
| VAC. (S)    |          | 149.7    | 219.9    |
| AU SOL (S)  |          | .7       | 1.7      |
| MODIF. (S)  |          | 81.5     | 203.7    |

## E FRACTIONS

|      |        |        |        |
|------|--------|--------|--------|
| S)   | .00000 | .00000 | .09213 |
| IN   | .00004 | .00002 | .00000 |
| 20   | .00001 | .00001 | .00000 |
| 4    | .02159 | .03043 | .04577 |
|      | .29599 | .28133 | .09901 |
| 2    | .05569 | .06754 | .15244 |
| H    | .04529 | .04745 | .05289 |
| 2FE  | .00288 | .00222 | .00018 |
| O(S) | .00212 | .00287 | .00504 |
|      | .31127 | .30203 | .25828 |
| O    | .13060 | .12951 | .15435 |
| N    | .00082 | .00067 | .00012 |
|      | .13368 | .13592 | .13980 |

## ROCKET PERFORMANCE-FROZEN COMPOSITION

F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270

LTA HF 298 : -653.490 CAL/G

SPECIFIC VOLUME : 1.477 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| /P          | 1.0000   | 1.8270   | 196.25   |
| ATM         | 160.00   | 87.576   | .8153    |
| PSI         | 2351.4   | 1287.0   | 12.0     |
| K           | 1419     | 1241     | 388      |
| O, G/CC     | 2.7542-2 | 1.7232-2 | 5.1325-4 |
| KCAL/KG     | -653.5   | -732.9   | -1079.1  |
| KCAL/(KG-K) | 2.3717   | 2.3717   | 2.3717   |
| G           | 20.041   | 20.041   | 20.041   |
| KCAL/(KG-K) | .4527    | .4410    | .3692    |
| MMA (S)     | 1.2805   | 1.2900   | 1.3671   |
| N VEL,M/S   | 868.2    | 815.0    | 469.1    |
| CH          | .000     | 1.000    | 4.023    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |

|   |            |       |       |
|---|------------|-------|-------|
| K | , M/S      | 1154  | 1154  |
| F |            | .706  | 1.635 |
| I | VAC. (S)   | 147.5 | 201.1 |
| S | AU SOL (S) | .7    | 1.6   |
| I | MODIF. (S) | 83.1  | 192.4 |



## ROKET YAKITI PERFORMANS DEĞERLENDİRME ÇALIŞMASI-5

### DEĞİŞKENLER

AP=% 40, AN=% 33

### SABİTLER

$A_e/A_t=14.5$ ,  $P_e/P_t=160$

|                        |           |          |        |        |            |          |       |  |
|------------------------|-----------|----------|--------|--------|------------|----------|-------|--|
| AGE-227D ROCKET MOTOR  |           |          |        |        |            |          |       |  |
| EACTANTS               |           |          |        |        |            |          |       |  |
| MMONIUM PERCHLORATE    |           |          |        |        |            |          |       |  |
| 4.00000                | 4.0000N   | 1.0000CL | 1.0000 | 40.00  | -69420.0S  | 298.1500 | 1.950 |  |
| TPB                    |           |          |        |        |            |          |       |  |
| 192.0000H              | 194.00000 | 2.0000   |        | 23.730 | -10900.0L  | 298.150F | 0.920 |  |
| LUMINUM                |           |          |        |        |            |          |       |  |
| L 1.0000               |           |          |        | 00.00  | 0.0S       | 298.150F | 2.700 |  |
| MMONIUM NITRATE        |           |          |        |        |            |          |       |  |
| 4.0000N                | 2.00000   | 3.0000   |        | 33.00  | -87270.0S  | 298.1500 | 1.725 |  |
| RON OXIDE              |           |          |        |        |            |          |       |  |
| E 2.00000              | 3.0000    |          |        | 02.00  | -197.30S   | 298.1500 | 5.210 |  |
| SOPHORONE DIISOCYANATE |           |          |        |        |            |          |       |  |
| 12.0000H               | 18.0000N  | 2.00000  | 2.0000 | 01.27  | -111400.0S | 298.1500 | 1.061 |  |

```

AMELISTS
INPT2
KASE=1
RKT=T
P=160
/
RKTINP
supar=14.5
eq1=t
/
AMELISTS
INPT2
KASE=1
RKT=T
P=160
/
:RKTINP
SUPAR=14.5
EQL=f
/
INISH
  
```

## ROCKET PERFORMANCE-EQUILIBRIUM COMPOSITION

F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270

LTA HF 298 : -603.549 CAL/G

SPECIFIC VOLUME : 1.492 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| C/P         | 1.0000   | 1.7761   | 109.29   |
| ATM         | 160.00   | 90.083   | 1.4639   |
| PSI         | 2351.4   | 1323.9   | 21.5     |
| K           | 1482     | 1354     | 896      |
| HO, G/CC    | 2.6463-2 | 1.6538-2 | 4.6049-4 |
| KCAL/KG     | -603.5   | -683.4   | -1093.1  |
| KCAL/(KG-K) | 2.3660   | 2.3660   | 2.3660   |
| G           | 20.110   | 20.400   | 23.139   |
| DLV/DLP)T   | -1.03479 | -1.04891 | -1.07635 |
| DLV/DLT)P   | 1.3362   | 1.5252   | 2.3148   |
| KCAL/(KG-K) | .7849    | 1.0186   | 2.5054   |
| MMMA (S)    | 1.2345   | 1.2100   | 1.1202   |
| ON VEL,M/S  | 869.7    | 817.2    | 600.7    |
| CH          | .000     | 1.000    | 3.369    |
| C/AT        |          | 1.0000   | 14.500   |
| M/S         |          | 1199     | 1199     |
|             |          | .681     | 1.687    |
| VAC. (S)    |          | 152.2    | 222.6    |
| AU SOL (S)  |          | .7       | 1.7      |
| MODIF. (S)  |          | 83.3     | 206.4    |

## E FRACTIONS

|      |        |        |        |
|------|--------|--------|--------|
| S)   | .00000 | .00000 | .08430 |
| IN   | .00005 | .00003 | .00000 |
| 20   | .00001 | .00001 | .00000 |
| 4    | .01149 | .01894 | .03883 |
|      | .31493 | .30182 | .12187 |
| 2    | .04892 | .05980 | .14844 |
| H    | .05839 | .06043 | .07090 |
| 2FE  | .00503 | .00448 | .00043 |
| 3FE  | .00001 | .00001 | .00000 |
| O(S) | .00000 | .00062 | .00485 |
|      | .31916 | .31210 | .26798 |
| O    | .12342 | .12158 | .13837 |
| N    | .00065 | .00055 | .00010 |
|      | .11794 | .11964 | .12393 |

## ROCKET PERFORMANCE-FROZEN COMPOSITION

F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270

LTA HF 298 : -603.549 CAL/G

SPECIFIC VOLUME : 1.492 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| /P          | 1.0000   | 1.8302   | 198.93   |
| ATM         | 160.00   | 87.422   | .8043    |
| PSI         | 2351.4   | 1284.8   | 11.8     |
| K           | 1482     | 1293     | 398      |
| D, G/CC     | 2.6463-2 | 1.6566-2 | 4.9504-4 |
| KCAL/KG     | -603.5   | -686.3   | -1044.4  |
| KCAL/(KG-K) | 2.3660   | 2.3660   | 2.3660   |
| G           | 20.110   | 20.110   | 20.110   |
| KCAL/(KG-K) | .4446    | .4335    | .3656    |
| YMA (S)     | 1.2857   | 1.2953   | 1.3704   |
| V VEL,M/S   | 887.5    | 832.2    | 475.0    |
| CH          | .000     | 1.000    | 4.044    |

|            |        |        |     |
|------------|--------|--------|-----|
| E/AT       | 1.0000 | 14.500 |     |
| , M/S      | 1175   | 1175   | 147 |
|            | .708   | 1.633  |     |
| VAC. (S)   | 150.4  | 204.6  |     |
| AU SOL (S) | .7     | 1.6    |     |
| MODIF. (S) | 84.9   | 195.9  |     |



## ROKET YAKITI DUMAN MİKTARINI DEĞERLENDİRME ÇALIŞMASI-1

### DEĞİŞKENLER

AP=% 0, AN=% 73

$A_c/A_t=14.5$ ,  $P_c/P_e=70$

|                        |           |          |        |        |            |          |       |  |
|------------------------|-----------|----------|--------|--------|------------|----------|-------|--|
| AGE-227D ROCKET MOTOR  |           |          |        |        |            |          |       |  |
| EACTANTS               |           |          |        |        |            |          |       |  |
| MMONIUM PERCHLORATE    |           |          |        |        |            |          |       |  |
| 4.00000                | 4.0000N   | 1.0000CL | 1.0000 | 00.00  | -69420.0S  | 298.1500 | 1.950 |  |
| TPB                    |           |          |        |        |            |          |       |  |
| 192.0000H              | 194.00000 | 2.0000   |        | 23.730 | -10900.0L  | 298.150F | 0.920 |  |
| LUMINUM                |           |          |        |        |            |          |       |  |
| L                      | 1.0000    |          |        | 00.00  | 0.0S       | 298.150F | 2.700 |  |
| MMONIUM NITRATE        |           |          |        |        |            |          |       |  |
| 4.0000N                | 2.00000   | 3.0000   |        | 73.00  | -87270.0S  | 298.1500 | 1.725 |  |
| RON OXIDE              |           |          |        |        |            |          |       |  |
| E                      | 2.00000   | 3.0000   |        | 02.00  | -197.30S   | 298.1500 | 5.210 |  |
| SOPHORONE DIISOCYANATE |           |          |        |        |            |          |       |  |
| 12.0000H               | 18.0000N  | 2.00000  | 2.0000 | 01.27  | -111400.0S | 298.1500 | 1.061 |  |

```

AMELISTS
INPT2
KASE=1
RKT=T
P=70
/
RKTINP
supar=14.5
eq1=t
/
AMELISTS
INPT2
KASE=1
RKT=T
P=70
/
RKTINP
SUPAR=14.5
EQL=f
/
INISH

```

## ROCKET PERFORMANCE-EQUILIBRIUM COMPOSITION

F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270  
 LTA HF 298 : -803.316 CAL/G  
 SPECIFIC VOLUME : 1.435 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| P           | 1.0000   | 1.7515   | 105.12   |
| ATM         | 70.000   | 39.966   | .6659    |
| PSI         | 1028.7   | 587.3    | 9.8      |
| K           | 1231     | 1154     | 801      |
| IO, G/CC    | 1.3681-2 | 8.4880-3 | 2.2956-4 |
| KCAL/KG     | -803.3   | -869.9   | -1236.5  |
| KCAL/(KG-K) | 2.4559   | 2.4559   | 2.4559   |
| G           | 19.747   | 20.116   | 22.646   |
| LV/DLP)T    | -1.07836 | -1.08230 | -1.06023 |
| LV/DLT)P    | 1.9259   | 2.0419   | 2.0044   |
| KCAL/(KG-K) | 1.6146   | 1.8193   | 2.0334   |
| MMA (S)     | 1.1804   | 1.1683   | 1.1276   |
| IN VEL,M/S  | 782.3    | 746.6    | 575.7    |
| CH          | .000     | 1.000    | 3.307    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |
| , M/S       |          | 1119     | 1119     |
|             |          | .667     | 1.701    |
| VAC. (S)    |          | 141.3    | 209.9    |
| AU SOL (S)  |          | .7       | 1.7      |
| MODIF. (S)  |          | 76.1     | 194.1    |

## E FRACTIONS

|      |        |        |        |
|------|--------|--------|--------|
| S)   | .00000 | .00000 | .10967 |
| IN   | .00001 | .00001 | .00000 |
| 20   | .00001 | .00000 | .00000 |
| 4    | .04914 | .05945 | .06065 |
|      | .23787 | .22010 | .04611 |
| 2    | .07979 | .09408 | .15783 |
| O(S) | .00492 | .00501 | .00502 |
|      | .29896 | .28942 | .24135 |
| O    | .14856 | .14791 | .19531 |
| N    | .00081 | .00064 | .00011 |
|      | .17992 | .18336 | .18393 |

## ROCKET PERFORMANCE-FROZEN COMPOSITION

F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270  
 LTA HF 298 : -803.316 CAL/G  
 SPECIFIC VOLUME : 1.435 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| P           | 1.0000   | 1.8212   | 191.60   |
| ATM         | 70.000   | 38.437   | .3653    |
| PSI         | 1028.7   | 564.9    | 5.4      |
| K           | 1231     | 1082     | 347      |
| O, G/CC     | 1.3681-2 | 8.5499-3 | 2.5312-4 |
| KCAL/KG     | -803.3   | -873.0   | -1181.5  |
| KCAL/(KG-K) | 2.4559   | 2.4559   | 2.4559   |
| G           | 19.747   | 19.747   | 19.747   |
| KCAL/(KG-K) | .4727    | .4595    | .3792    |
| MMA (S)     | 1.2704   | 1.2804   | 1.3613   |
| N VEL,M/S   | 811.6    | 763.7    | 446.2    |
| CH          | .000     | 1.000    | 3.987    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |
| , M/S       |          | 1086     | 1086     |
|             |          | .703     | 1.638    |

|   |        |     |       |       |     |
|---|--------|-----|-------|-------|-----|
| I | VAC.   | (S) | 138.7 | 189.8 |     |
| S | AU SOL | (S) | .7    | 1.6   | 150 |
| I | MODIF. | (S) | 77.9  | 181.4 |     |



## ROKET YAKITI DUMAN MİKTARINI DEĞERLENDİRME ÇALIŞMASI-2

### DEĞİŞKENLER

AP=% 10, AN=% 63

### SABİTLER

$A_0/A_t=14.5$ ,  $P_0/P_c=70$

```

AGE-227D ROCKET MOTOR
REACTANTS
AMMONIUM PERCHLORATE
  4.00000  4.0000N  1.0000CL  1.0000  10.00  -69420.0S  298.1500  1.950
TPB
 192.0000H 194.00000  2.0000  23.730 -10900.0L  298.150F  0.920
LUMINUM
  1.0000  00.00  0.0S  298.150F  2.700
AMMONIUM NITRATE
  4.0000N  2.00000  3.0000  63.00  -87270.0S  298.1500  1.725
IRON OXIDE
  2.00000  3.0000  02.00  -197.30S  298.1500  5.210
SOPHORONE DIISOCYANATE
 12.0000H 18.0000N  2.00000  2.0000  01.27 -111400.0S  298.1500  1.061

```

```

AMELISTS
INPT2
KASE=1
RKT=T
P=70
/
RKTINP
supar=14.5
eql=t
/
AMELISTS
INPT2
KASE=1
RKT=T
P=70
/
RKTINP
SUPAR=14.5
EQL=f
/
INISH

```

## ROCKET PERFORMANCE-EQUILIBRIUM COMPOSITION

F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270

LTA HF 298 : -753.374 CAL/G

ECIFIC VOLUME : 1.449 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| /P          | 1.0000   | 1.7557   | 105.28   |
| ATM         | 70.000   | 39.869   | .6649    |
| PSI         | 1028.7   | 585.9    | 9.8      |
| K           | 1267     | 1183     | 819      |
| O, G/CC     | 1.3249-2 | 8.2311-3 | 2.2374-4 |
| KCAL/KG     | -753.4   | -822.3   | -1197.2  |
| KCAL/(KG-K) | 2.4588   | 2.4588   | 2.4588   |
| G           | 19.675   | 20.041   | 22.627   |
| LV/DLP)T    | -1.06943 | -1.07651 | -1.06460 |
| LV/DLT)P    | 1.7960   | 1.9448   | 2.0985   |
| KCAL/(KG-K) | 1.4227   | 1.6606   | 2.2141   |
| MMA (S)     | 1.1898   | 1.1755   | 1.1237   |
| N VEL,M/S   | 798.1    | 759.6    | 581.7    |
| CH          | .000     | 1.000    | 3.313    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |
| . M/S       |          | 1134     | 1134     |
|             |          | .670     | 1.699    |
| VAC. (S)    |          | 143.3    | 212.4    |
| AU SOL (S)  |          | .7       | 1.7      |
| MODIF. (S)  |          | 77.5     | 196.5    |

## E FRACTIONS

|      |        |        |        |
|------|--------|--------|--------|
| S)   | .00000 | .00000 | .10515 |
| N    | .00002 | .00001 | .00000 |
| 2O   | .00001 | .00000 | .00000 |
| 4    | .03551 | .04550 | .05101 |
|      | .25957 | .24261 | .06224 |
| 2    | .07046 | .08418 | .15745 |
| H    | .01625 | .01667 | .01712 |
| 2FE  | .00021 | .00015 | .00001 |
| O(S) | .00470 | .00484 | .00503 |
|      | .31220 | .30264 | .25833 |
| O    | .13714 | .13650 | .17541 |
| N    | .00071 | .00057 | .00010 |
|      | .16322 | .16631 | .16814 |

## ROCKET PERFORMANCE-FROZEN COMPOSITION

F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270

LTA HF 298 : -753.374 CAL/G

ECIFIC VOLUME : 1.449 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| /P          | 1.0000   | 1.8255   | 195.15   |
| ATM         | 70.000   | 38.346   | .3587    |
| PSI         | 1028.7   | 563.5    | 5.3      |
| K           | 1267     | 1110     | 349      |
| O, G/CC     | 1.3249-2 | 8.2867-3 | 2.4645-4 |
| KCAL/KG     | -753.4   | -825.5   | -1141.3  |
| KCAL/(KG-K) | 2.4588   | 2.4588   | 2.4588   |
| G           | 19.675   | 19.675   | 19.675   |
| KCAL/(KG-K) | .4650    | .4523    | .3774    |
| MMA (S)     | 1.2775   | 1.2875   | 1.3654   |
| N VEL,M/S   | 827.0    | 777.0    | 448.7    |
| CH          | .000     | 1.000    | 4.015    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |

|              |       |       |     |
|--------------|-------|-------|-----|
| * , M/S      | 1101  | 1101  |     |
| =            | .705  | 1.635 | 153 |
| I VAC. (S)   | 140.8 | 192.1 |     |
| S AU SOL (S) | .7    | 1.6   |     |
| I MODIF. (S) | 79.2  | 183.7 |     |



## ROKET YAKITI DUMAN MİKTARINI DEĞERLENDİRME ÇALIŞMASI-3

### DEĞİŞKENLER

AP=% 20, AN=% 53

### SABİTLER

$A_0/A_t=14.5$ ,  $P_0/P_e=70$

```

AGE-227D ROCKET MOTOR
EACTANTS
AMMONIUM PERCHLORATE
  4.00000  4.0000N  1.0000CL  1.0000  20.00  -69420.0S  298.1500  1.950
FPB
  192.0000H 194.00000  2.0000  23.730 -10900.0L  298.150F  0.920
LUMINUM
  1.0000  00.00  0.0S  298.150F  2.700
AMMONIUM NITRATE
  4.0000N  2.00000  3.0000  53.00  -87270.0S  298.1500  1.725
IRON OXIDE
  2.00000  3.0000  02.00  -197.30S  298.1500  5.210
PHOSPHORONE DIISOCYANATE
  12.0000H 18.0000N  2.00000  2.0000  01.27 -111400.0S  298.1500  1.061
  
```

AMELISTS

INPT2

ASE=1

KT=T

=70

KTINP

upar=14.5

ql=t

AMELISTS

NPT2

ASE=1

KT=T

=70

KTINP

UPAR=14.5

QL=f

NISH

## ROCKET PERFORMANCE-EQUILIBRIUM COMPOSITION

'F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270  
 LTA HF 298 : -703.432 CAL/G  
 ECIFIC VOLUME : 1.463 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
| P           | 1.0000   | 1.7613   | 105.81   |
| ATM         | 70.000   | 39.742   | .6615    |
| PSI         | 1028.7   | 584.1    | 9.7      |
| K           | 1309     | 1215     | 837      |
| IO, G/CC    | 1.2800-2 | 7.9660-3 | 2.1795-4 |
| KCAL/KG     | -703.4   | -775.0   | -1158.3  |
| KCAL/(KG-K) | 2.4580   | 2.4580   | 2.4580   |
| G           | 19.641   | 19.991   | 22.626   |
| LV/DLP)T    | -1.05554 | -1.06651 | -1.06855 |
| LV/DLT)P    | 1.6147   | 1.7985   | 2.1896   |
| KCAL/(KG-K) | 1.1773   | 1.4445   | 2.3908   |
| MMMA (S)    | 1.2027   | 1.1850   | 1.1205   |
| IN VEL,M/S  | 816.3    | 774.0    | 587.0    |
| CH          | .000     | 1.000    | 3.323    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |
| , M/S       |          | 1150     | 1150     |
|             |          | .673     | 1.696    |
| VAC. (S)    |          | 145.5    | 215.0    |
| AU SOL (S)  |          | .7       | 1.7      |
| MODIF. (S)  |          | 78.9     | 198.9    |

## E FRACTIONS

|      |        |        |        |
|------|--------|--------|--------|
| S)   | .00000 | .00000 | .09887 |
| IN   | .00002 | .00001 | .00000 |
| 20   | .00001 | .00000 | .00000 |
| 4    | .02297 | .03231 | .04276 |
|      | .28047 | .26458 | .08115 |
| 2    | .06175 | .07469 | .15571 |
| H    | .03134 | .03243 | .03441 |
| 2FE  | .00098 | .00073 | .00005 |
| 0(S) | .00392 | .00426 | .00503 |
|      | .32375 | .31466 | .27235 |
| 0    | .12720 | .12621 | .15695 |
| IN   | .00060 | .00049 | .00009 |
|      | .14700 | .14963 | .15262 |

## ROCKET PERFORMANCE-FROZEN COMPOSITION

'F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270  
 LTA HF 298 : -703.432 CAL/G  
 ECIFIC VOLUME : 1.463 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
| P           | 1.0000   | 1.8296   | 198.55   |
| ATM         | 70.000   | 38.259   | .3526    |
| PSI         | 1028.7   | 562.3    | 5.2      |
| K           | 1309     | 1143     | 353      |
| IO, G/CC    | 1.2800-2 | 8.0115-3 | 2.3930-4 |
| KCAL/KG     | -703.4   | -778.3   | -1102.4  |
| KCAL/(KG-K) | 2.4580   | 2.4580   | 2.4580   |
| G           | 19.641   | 19.641   | 19.641   |
| KCAL/(KG-K) | .4571    | .4449    | .3751    |
| MMMA (S)    | 1.2843   | 1.2943   | 1.3693   |
| IN VEL,M/S  | 843.6    | 791.4    | 452.1    |
| CH          | .000     | 1.000    | 4.041    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |

|        |     |       |       |
|--------|-----|-------|-------|
|        | M/S | 1118  | 1118  |
|        |     | .707  | 1.633 |
| VAC.   | (S) | 143.0 | 194.7 |
| AU SOL | (S) | .7    | 1.6   |
| MODIF. | (S) | 80.7  | 186.3 |



## ROKET YAKITI DUMAN MİKTARINI DEĞERLENDİRME ÇALIŞMASI-4

### DEĞİŞKENLER

AP=% 30, AN=% 43

### SABİTLER

$A_e/A_t=14.5$ ,  $P_e/P_t=70$

SAGE-227D ROCKET MOTOR

REACTANTS

AMMONIUM PERCHLORATE

|   |         |         |          |        |       |           |          |       |
|---|---------|---------|----------|--------|-------|-----------|----------|-------|
| H | 4.00000 | 4.0000N | 1.0000CL | 1.0000 | 30.00 | -69420.0S | 298.1500 | 1.950 |
|---|---------|---------|----------|--------|-------|-----------|----------|-------|

HTPB

|   |           |           |        |  |        |           |          |       |
|---|-----------|-----------|--------|--|--------|-----------|----------|-------|
| C | 192.0000H | 194.0000O | 2.0000 |  | 23.730 | -10900.0L | 298.150F | 0.920 |
|---|-----------|-----------|--------|--|--------|-----------|----------|-------|

ALUMINUM

|    |        |  |  |  |       |      |          |       |
|----|--------|--|--|--|-------|------|----------|-------|
| AL | 1.0000 |  |  |  | 00.00 | 0.0S | 298.150F | 2.700 |
|----|--------|--|--|--|-------|------|----------|-------|

AMMONIUM NITRATE

|   |         |         |        |  |       |           |          |       |
|---|---------|---------|--------|--|-------|-----------|----------|-------|
| H | 4.0000N | 2.0000O | 3.0000 |  | 43.00 | -87270.0S | 298.1500 | 1.725 |
|---|---------|---------|--------|--|-------|-----------|----------|-------|

IRON OXIDE

|    |         |        |  |  |       |          |          |       |
|----|---------|--------|--|--|-------|----------|----------|-------|
| FE | 2.0000O | 3.0000 |  |  | 02.00 | -197.30S | 298.1500 | 5.210 |
|----|---------|--------|--|--|-------|----------|----------|-------|

PHOSPHORONE DIISOCYANATE

|   |          |          |         |        |       |            |          |       |
|---|----------|----------|---------|--------|-------|------------|----------|-------|
| C | 12.0000H | 18.0000N | 2.0000O | 2.0000 | 01.27 | -111400.0S | 298.1500 | 1.061 |
|---|----------|----------|---------|--------|-------|------------|----------|-------|

NAMELISTS

%INPT2

KASE=1

RKT=T

P=70

/

%RKTINP

supar=14.5

eql=t

/

NAMELISTS

%INPT2

KASE=1

RKT=T

P=70

/

%RKTINP

SUPAR=14.5

EQL=f

/

FINISH

## ROCKET PERFORMANCE-EQUILIBRIUM COMPOSITION

'F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270  
 ILTA HF 298 : -653.490 CAL/G  
 SPECIFIC VOLUME : 1.477 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| P           | 1.0000   | 1.7692   | 106.78   |
| ATM         | 70.000   | 39.567   | .6556    |
| PSI         | 1028.7   | 581.5    | 9.6      |
| K           | 1363     | 1254     | 853      |
| IO, G/CC    | 1.2313-2 | 7.6828-3 | 2.1205-4 |
| KCAL/KG     | -653.5   | -728.2   | -1120.1  |
| KCAL/(KG-K) | 2.4545   | 2.4545   | 2.4545   |
| G           | 19.675   | 19.984   | 22.648   |
| LV/DLP)T    | -1.03666 | -1.05154 | -1.07208 |
| LV/DLT)P    | 1.3883   | 1.5987   | 2.2755   |
| KCAL/(KG-K) | .8927    | 1.1712   | 2.5562   |
| AMMA (S)    | 1.2216   | 1.1983   | 1.1181   |
| IN VEL,M/S  | 838.9    | 790.8    | 591.8    |
| CH          | .000     | 1.000    | 3.339    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |
| , M/S       |          | 1167     | 1167     |
|             |          | .677     | 1.693    |
| VAC. (S)    |          | 147.9    | 217.7    |
| AU SOL (S)  |          | .7       | 1.7      |
| MODIF. (S)  |          | 80.6     | 201.5    |

## E FRACTIONS

|      |        |        |        |
|------|--------|--------|--------|
| S)   | .00000 | .00000 | .09109 |
| IN   | .00002 | .00001 | .00000 |
| IO   | .00001 | .00000 | .00000 |
| 14   | .01225 | .02031 | .03576 |
| )    | .30016 | .28571 | .10265 |
| 02   | .05399 | .06588 | .15268 |
| CH   | .04493 | .04700 | .05197 |
| 2FE  | .00259 | .00193 | .00015 |
| 0(S) | .00232 | .00305 | .00498 |
| ?    | .33220 | .32477 | .28349 |
| 00   | .11966 | .11753 | .13992 |
| IN   | .00048 | .00040 | .00007 |
| ?    | .13138 | .13339 | .13725 |

## ROCKET PERFORMANCE-FROZEN COMPOSITION

'F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270  
 ILTA HF 298 : -653.490 CAL/G  
 SPECIFIC VOLUME : 1.477 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| P           | 1.0000   | 1.8330   | 201.40   |
| ATM         | 70.000   | 38.188   | .3476    |
| PSI         | 1028.7   | 561.2    | 5.1      |
| K           | 1363     | 1187     | 361      |
| IO, G/CC    | 1.2313-2 | 7.7112-3 | 2.3114-4 |
| KCAL/KG     | -653.5   | -731.4   | -1066.1  |
| KCAL/(KG-K) | 2.4545   | 2.4545   | 2.4545   |
| G           | 19.675   | 19.675   | 19.675   |
| KCAL/(KG-K) | .4493    | .4377    | .3721    |
| AMMA (S)    | 1.2899   | 1.2999   | 1.3726   |
| IN VEL,M/S  | 862.0    | 807.6    | 457.3    |
| CH          | .000     | 1.000    | 4.063    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |

|              |       |       |     |
|--------------|-------|-------|-----|
| * , M/S      | 1138  | 1138  |     |
| F            | .709  | 1.632 | 159 |
| I VAC. (S)   | 145.7 | 197.8 |     |
| S AU SOL (S) | .7    | 1.6   |     |
| I MODIF. (S) | 82.4  | 189.5 |     |



## ROKET YAKITI DUMAN MİKTARINI DEĞERLENDİRME ÇALIŞMASI-5

### DEĞİŞKENLER

AP=% 40, AN=% 33

### SABİTLER

$A_e/A_t=14.5$ ,  $P_e/P_t=70$

|                        |           |           |        |        |            |          |       |  |
|------------------------|-----------|-----------|--------|--------|------------|----------|-------|--|
| AGE-227D ROCKET MOTOR  |           |           |        |        |            |          |       |  |
| EJECTANTS              |           |           |        |        |            |          |       |  |
| AMMONIUM PERCHLORATE   |           |           |        |        |            |          |       |  |
| 4.00000                | 4.00000N  | 1.00000CL | 1.0000 | 40.00  | -69420.0S  | 298.1500 | 1.950 |  |
| TPB                    |           |           |        |        |            |          |       |  |
| 192.0000H              | 194.00000 | 2.0000    |        | 23.730 | -10900.0L  | 298.150F | 0.920 |  |
| LUMINUM                |           |           |        |        |            |          |       |  |
| L                      | 1.0000    |           |        | 00.00  | 0.0S       | 298.150F | 2.700 |  |
| AMMONIUM NITRATE       |           |           |        |        |            |          |       |  |
| 4.0000N                | 2.00000   | 3.0000    |        | 33.00  | -87270.0S  | 298.1500 | 1.725 |  |
| IRON OXIDE             |           |           |        |        |            |          |       |  |
| E                      | 2.00000   | 3.0000    |        | 02.00  | -197.30S   | 298.1500 | 5.210 |  |
| SOPHORONE DIISOCYANATE |           |           |        |        |            |          |       |  |
| 12.0000H               | 18.0000N  | 2.00000   | 2.0000 | 01.27  | -111400.0S | 298.1500 | 1.061 |  |

AMELISTS

INPT2

KASE=1

RKT=T

P=70

/

RKTINP

supar=14.5

eql=t

/

AMELISTS

INPT2

KASE=1

RKT=T

P=70

/

RKTINP

SUPAR=14.5

EQL=f

/

INISH

## ROCKET PERFORMANCE-EQUILIBRIUM COMPOSITION

W/F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270

DELTA HF 298 : -603.549 CAL/G

SPECIFIC VOLUME : 1.492 G/CM\*\*3

|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| C/P         | 1.0000   | 1.7810   | 108.35   |
| ATM         | 70.000   | 39.303   | .6461    |
| PSI         | 1028.7   | 577.6    | 9.5      |
| K           | 1440     | 1305     | 868      |
| W, G/CC     | 1.1755-2 | 7.3641-3 | 2.0582-4 |
| KCAL/KG     | -603.5   | -682.3   | -1083.1  |
| KCAL/(KG-K) | 2.4483   | 2.4483   | 2.4483   |
| G           | 19.836   | 20.056   | 22.697   |
| DLV/DLP)T   | -1.01684 | -1.03212 | -1.07511 |
| DLV/DLT)P   | 1.1672   | 1.3579   | 2.3532   |
| KCAL/(KG-K) | .6279    | .8631    | 2.7025   |
| AMMA (S)    | 1.2508   | 1.2188   | 1.1164   |
| ON VEL,M/S  | 868.7    | 811.9    | 595.9    |
| ACH         | .000     | 1.000    | 3.362    |
| E/AT        |          | 1.0000   | 14.500   |
| , M/S       |          | 1186     | 1186     |
|             |          | .684     | 1.689    |
| VAC. (S)    |          | 150.7    | 220.5    |
| AU SOL (S)  |          | .7       | 1.7      |
| MODIF. (S)  |          | 82.8     | 204.3    |

## E FRACTIONS

|       |        |        |        |
|-------|--------|--------|--------|
| (S)   | .00000 | .00000 | .08217 |
| HN    | .00002 | .00001 | .00000 |
| H2O   | .00001 | .00000 | .00000 |
| H4    | .00469 | .01031 | .02984 |
| H     | .31803 | .30557 | .12632 |
| H2    | .04754 | .05815 | .14853 |
| H     | .05759 | .06009 | .06984 |
| H2FE  | .00496 | .00406 | .00036 |
| CO(S) | .00000 | .00096 | .00483 |
|       | .33453 | .33140 | .29185 |
| CO    | .11578 | .11143 | .12435 |
| HN    | .00035 | .00032 | .00006 |
|       | .11649 | .11770 | .12186 |

## ROCKET PERFORMANCE-FROZEN COMPOSITION

W/F : 3.214 % FUEL : 23.730 % OXYDANT : 76.270

DELTA HF 298 : -603.549 CAL/G

SPECIFIC VOLUME : 1.492 G/CM\*\*3

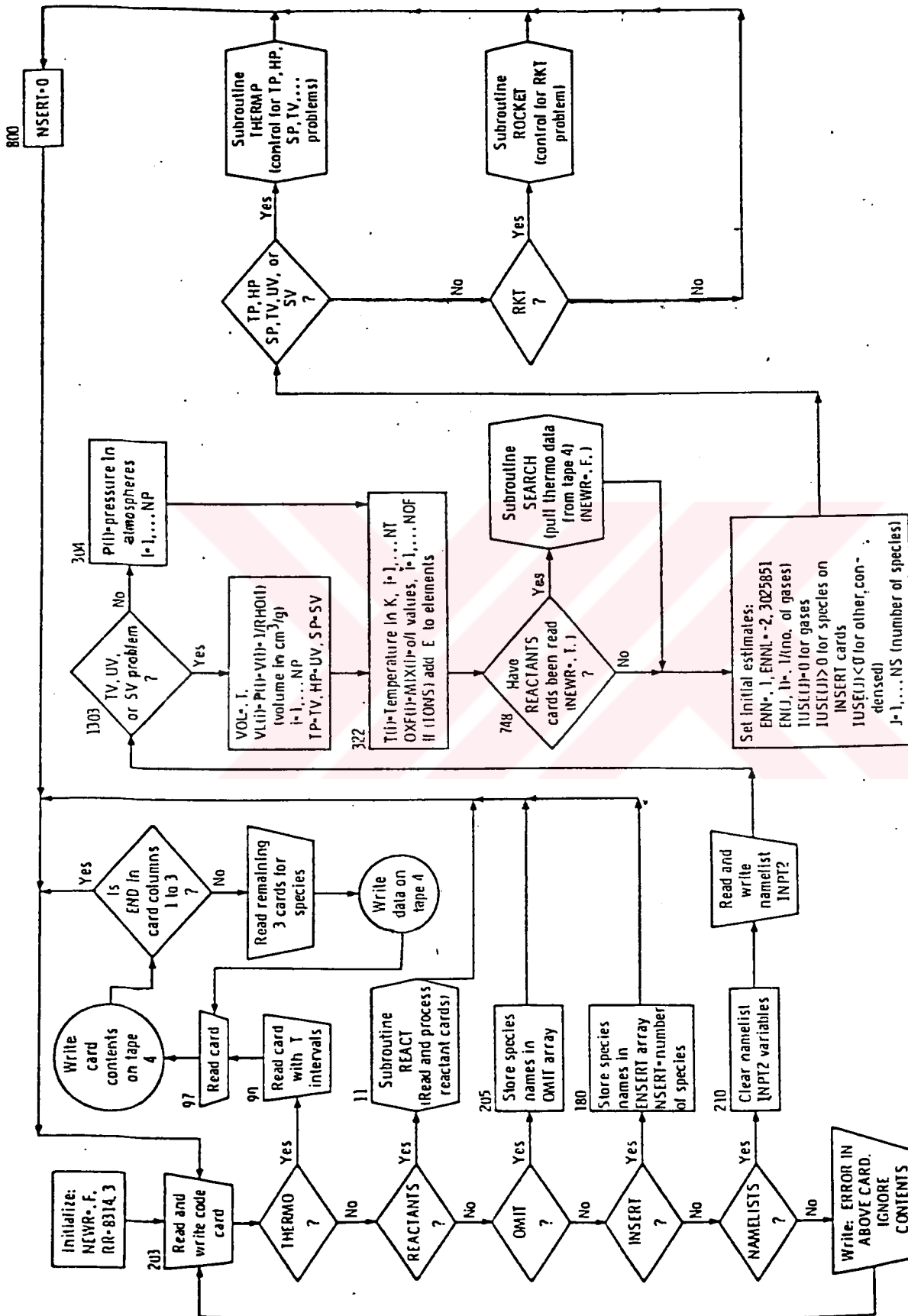
|             | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|-------------|----------|----------|----------|
|             | -----    | -----    | -----    |
| C/P         | 1.0000   | 1.8347   | 202.86   |
| ATM         | 70.000   | 38.153   | .3451    |
| PSI         | 1028.7   | 560.7    | 5.1      |
| K           | 1440     | 1252     | 377      |
| W, G/CC     | 1.1755-2 | 7.3640-3 | 2.2111-4 |
| KCAL/KG     | -603.5   | -685.3   | -1034.7  |
| KCAL/(KG-K) | 2.4483   | 2.4483   | 2.4483   |
| G           | 19.836   | 19.836   | 19.836   |
| KCAL/(KG-K) | .4422    | .4311    | .3677    |
| AMMA (S)    | 1.2929   | 1.3027   | 1.3745   |
| ON VEL,M/S  | 883.3    | 827.0    | 466.2    |
| ACH         | .000     | 1.000    | 4.074    |
| /AT         |          | 1.0000   | 14.500   |

|              |       |       |     |
|--------------|-------|-------|-----|
| * , M/S      | 1164  | 1164  |     |
| =            | .710  | 1.631 | 162 |
| I VAC. (S)   | 149.1 | 202.2 |     |
| S AU SOL (S) | .7    | 1.6   |     |
| I MODIF. (S) | 84.3  | 193.7 |     |

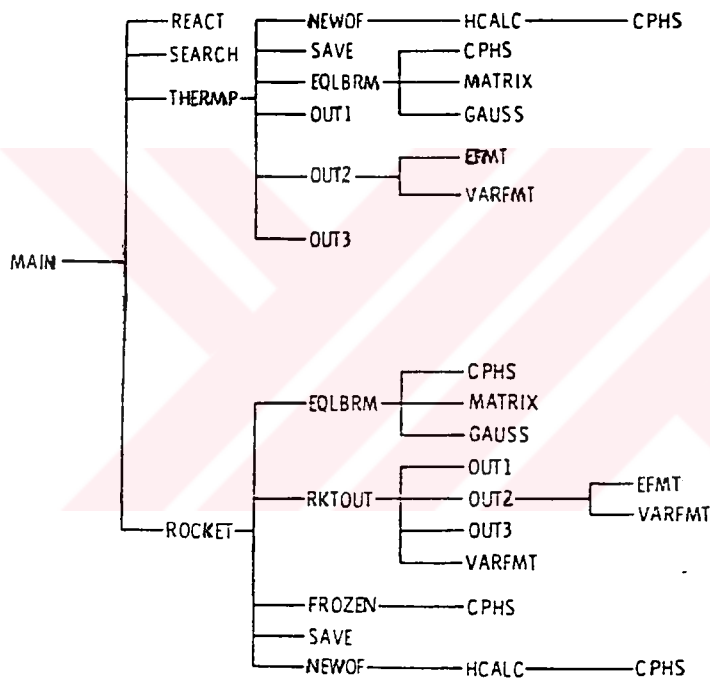


## ŞEKİLLERİN LİSTESİ

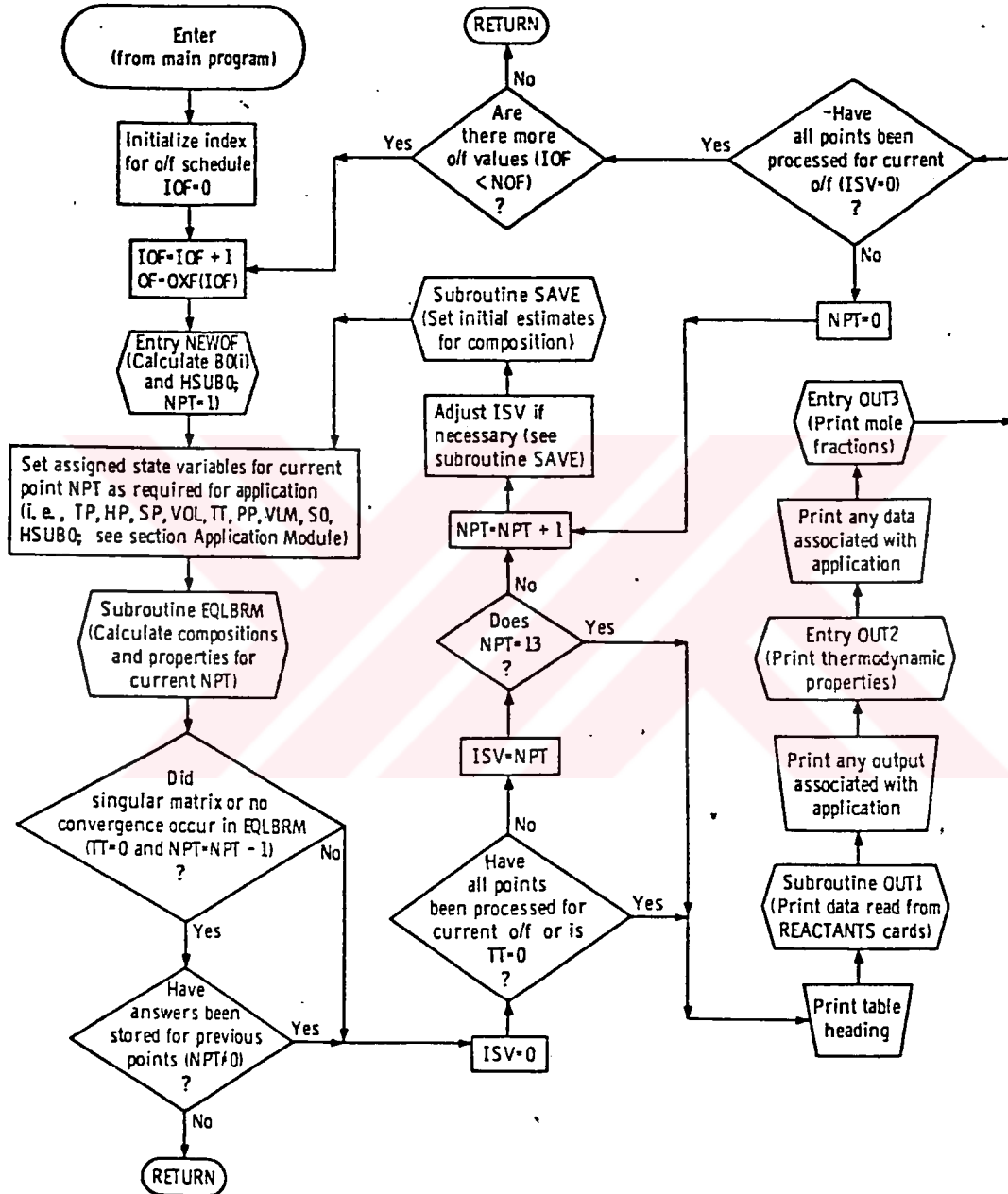
| Şekil                                                                                                                         | Sayfa |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Şekil 1. Ana programın akış şeması.....                                                                                       | 164   |
| Şekil 2. Alt programın ağaç şeması.....                                                                                       | 165   |
| Şekil 3. Uygulama modülünün akış şeması.....                                                                                  | 166   |
| Şekil 4. a) Denge koşullarındaki alt program için verilen<br>akış şeması.....                                                 | 167   |
| b) Denge koşullarındaki alt programın düzeltmelerini<br>yapabilmek için verilen akış şeması .....                             | 168   |
| c) Denge koşullarındaki alt programın yoğunlaşmış<br>fazdaki örneklerini eklemek ve çıkarmak için<br>verilen akış şeması..... | 169   |
| Şekil 5. Alt programdaki roket için verilen akış şeması.....                                                                  | 170   |



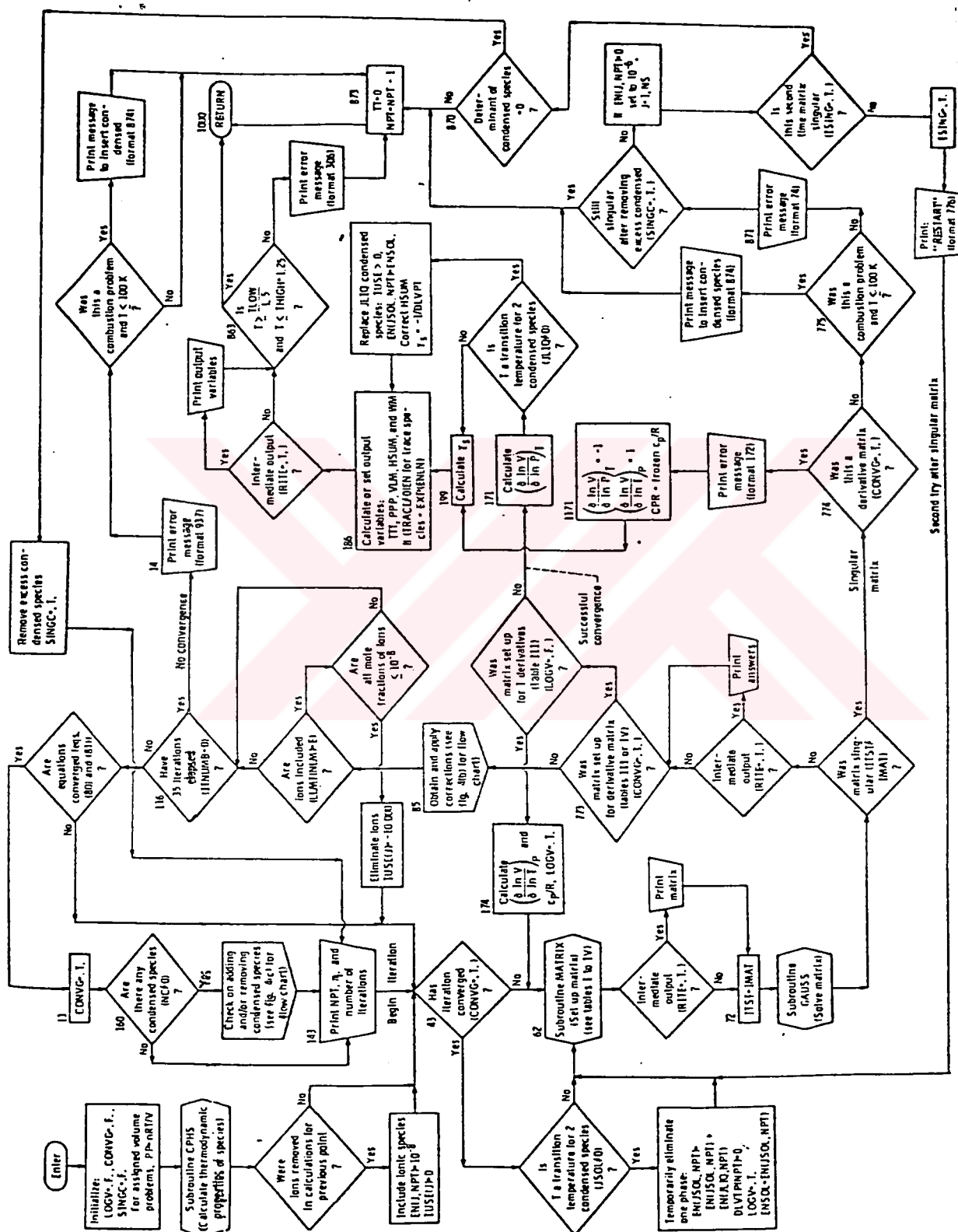
Şekil 1. Ana programın akış şeması

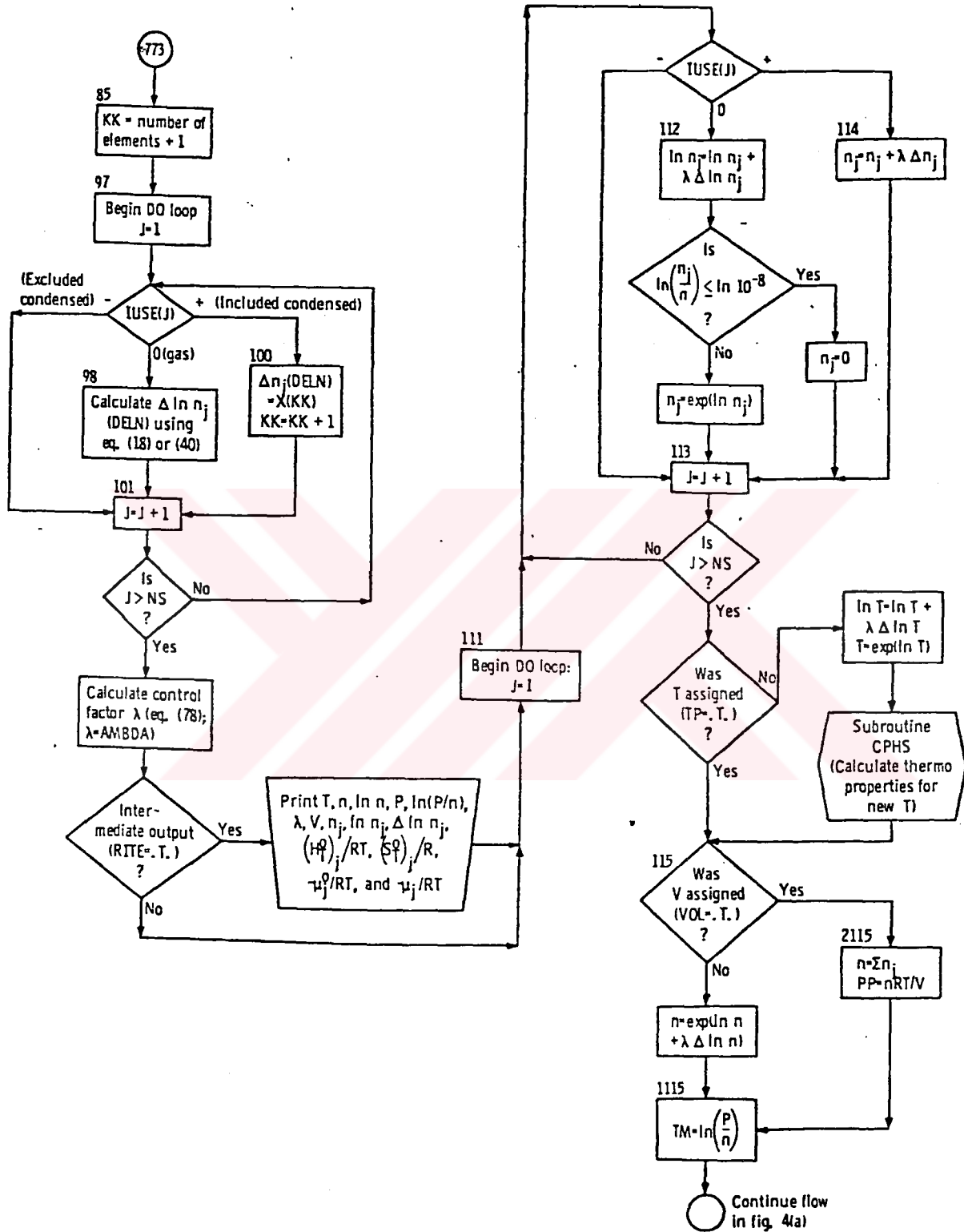


Şekil 2. Alt programın ağaç şeması



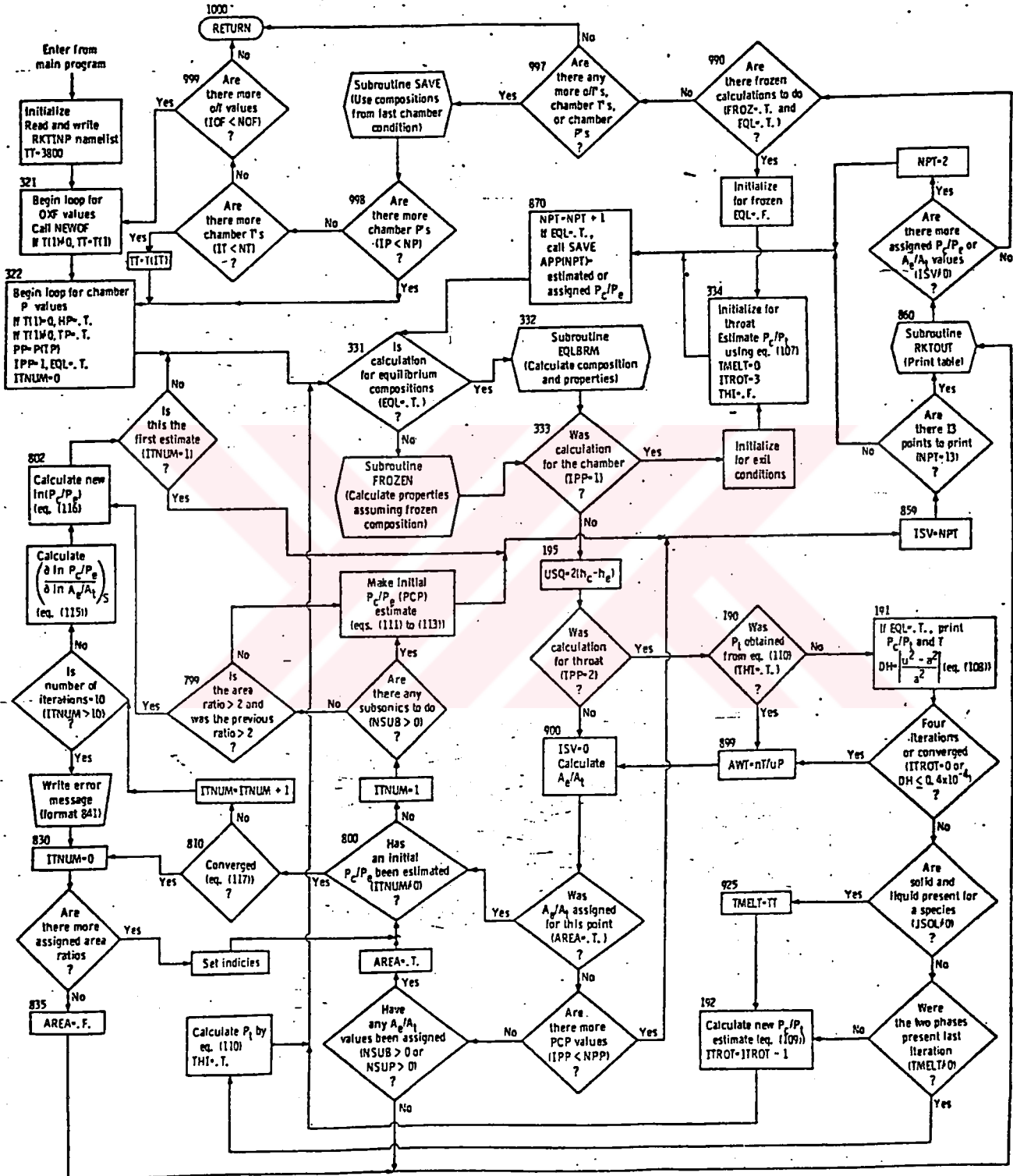
Şekil 3. Uygulama modülünün akış şeması





Şekil 4. b) Denge koşullarındaki alt programın düzeltmelerini yapabilmek için verilen akış şeması





## ÖZGEÇMİŞ

Nihal Tüzün, 1965 yılında Ankara’da doğdu. 1989 yılında ODTÜ Kimya Mühendisliği Bölümü’nden mezun oldu. 1994 yılında Gazi Üniversitesi Kimya Mühendisliği Bölümü’nden yüksek lisans derecesini aldı. 1995 yılında ise Gazi Üniversitesi Kimya Mühendisliği Bölümü’nde Doktora programına başladı.