

**YILDIZ KESİTLİ KATI YAKICI - YAKITLI  
BİR ROKET MOTORUNUN PERFORMANSININ İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Mak. Müh. Halit YAŞAR**

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 22 Haziran 1992

Tezin Savunulduğu Tarih : 10 Temmuz 1992

Tez Danışmanı : Doç. Dr. Veli ÇELİK

Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Oğuz BORAT

: Prof. Dr. Behçet SAFGÖNÜL

## ÖNSÖZ

Bu çalışmada, yıldız kesitli çekirdeğe sahip katı yakıcı-yakıtlı bir roket motorunun performansı ideal olarak incelenmiş ve elde edilen ideal performans değerleri aynı roket motorunun deneysel performans ölçüm sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır.

Çalışma süresince yardımlarını esirgemeyen tez yöneticisi Sayın Doç.Dr.Veli ÇELİK'e, Yrd.Doç.Dr.İbrahim ÖZGÜR'e ve Makina Kimya Endüstrisi Kurumu Roket Dairesi ilgili personeline şükran duygularımı ifade etmek isterim.

Tezin yazımındaki katkılarından dolayı Sayın Arş.Gör. Fatih TURAN'a en içten teşekkürlerimi sunarım.

Adapazarı, 1992

Makina Mühendisi  
Halit YAŞAR

## İÇİNDEKİLER

|                                                    | <u>Sayfa</u> |
|----------------------------------------------------|--------------|
| ÖNSÖZ .....                                        | ii           |
| ÖZET .....                                         | vi           |
| SUMMARY .....                                      | vii          |
| BÖLÜM 1. GİRİŞ .....                               | 1            |
| BÖLÜM 2. KATI YAKICI-YAKITLI ROKET MOTORLARI ..... | 6            |
| 2.1. Katı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motorlarının ..     |              |
| Temel Parçaları .....                              | 6            |
| 2.1.1. Çekirdek(Grain) .....                       | 7            |
| 2.1.1.1. Parçalı Çekirdekler .....                 | 8            |
| 2.1.1.2. Yarıklı Çekirdekler .....                 | 9            |
| 2.1.1.3. Karmaşık Şekilli Çekirdekler .....        | 10           |
| 2.1.1.4. Küresel Şekilli Çekirdekler .....         | 12           |
| 2.1.1.5. Çift Bileşenli Çekirdek Dizaynı .....     | 12           |
| 2.1.2. Gövde .....                                 | 15           |
| 2.1.3. Lüleler .....                               | 16           |
| 2.1.4. Ateşleyiciler .....                         | 18           |
| 2.1.4.1. Pyroteknik(Fişek) Tip Ateşleyiciler ..    | 19           |
| 2.2. Katı Yakıcı-Yakıtlar .....                    | 21           |
| 2.2.1. Katı Yakıcı-Yakıtın Tanımı .....            | 21           |
| 2.2.2. Katı Yakıcı-Yakıttan İstenen Özellikler ..  | 21           |
| 2.2.3. Katı Yakıcı-Yakıtların Sınıflandırıl-..     |              |
| ması .....                                         | 23           |
| 2.2.3.1. Homojen Katı Yakıcı-Yakıtlar .....        | 23           |
| 2.2.3.1.1. Ekstrüze Çift-Esaslı Katı Yakıcı-       |              |
| Yakıtlar .....                                     | 23           |
| 2.2.3.1.2. Dökme Çift-Esaslı Katı Yakıcı-Yak-      |              |
| lar .....                                          | 23           |
| 2.2.3.2. Heterojen Katı Yakıcı-Yakıtlar .....      | 24           |
| 2.2.3.2.1. Kompozit Katı Yakıcı-Yakıtlar .....     | 24           |
| 2.2.3.2.1.1. İyileştirilmiş Çift-Esaslı Kompo-     |              |
| Katı Yakıcı-Yakıtlar .....                         | 24           |
| 2.2.4. Katı Yakıcı-Yakıtların Bileşimi .....       | 26           |
| 2.2.4.1. Oksitleyiciler .....                      | 27           |
| 2.2.4.1.1. Perkloratlar .....                      | 27           |
| 2.2.4.1.2. İnorganik Nitratlar .....               | 27           |
| 2.2.4.1.3. Organik Nitratlar .....                 | 28           |
| 2.2.4.1.4. Aromatik Nitro Bileşenleri .....        | 28           |
| 2.2.4.2. Yakıtlar .....                            | 30           |
| 2.2.4.2.1. Asfalt-Petrol Tipi Yakıtlar .....       | 30           |

|                                                                                           |           |
|-------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| 2.2.4.2.2. Plastik Yakıtlar .....                                                         | 30        |
| 2.2.4.2.3. Kauçuk Tipi Yakıtlar .....                                                     | 30        |
| 2.2.4.2.4. Metal Esaslı Yakıtlar .....                                                    | 31        |
| 2.2.4.3. Bağlayıcılar .....                                                               | 31        |
| 2.2.5. Çift-Esaslı Katı Yakıcı-Yakıtların<br>Üretimi .....                                | 35        |
| <b>BÖLÜM 3. KATI YAKICI-YAKITLARIN YANMASTI .....</b>                                     | <b>36</b> |
| 3.1. Kimyasal Roket Yakıcı-Yakıt Performans<br>Analizleri .....                           | 38        |
| 3.2. Kimyasal Denge .....                                                                 | 40        |
| 3.3. Ayrışma .....                                                                        | 42        |
| 3.4. Yanma Sıcaklığı ve Yanma Ürünlerinin<br>hesaplanması .....                           | 43        |
| 3.5. Homojen Katı Yakıcı-Yakıtlar İçin Yanma<br>Ürünlerinin Hesaplanması .....            | 44        |
| 3.6. Yanma Kararsızlıkları .....                                                          | 49        |
| 3.7. Eroziyon Yanma .....                                                                 | 50        |
| 3.8. Yanma hızı .....                                                                     | 52        |
| 3.8.1. Yanma Odası Basıncının Yanma Hızına<br>Etkisi .....                                | 54        |
| 3.8.2. Yakıcı-Yakıt Sıcaklığının Yanma Hızına<br>Etkisi .....                             | 55        |
| 3.8.3. Gaz Akış Hızının Yanma Hızına Etkisi ..                                            | 56        |
| 3.8.4. Yanma Hızına Etki Eden Diğer Faktörler                                             | 57        |
| 3.8.5. Yanma Hızı Ölçüm Teknikleri .....                                                  | 58        |
| 3.8.5.1. Strand-Burner Tekniği .....                                                      | 58        |
| 3.8.5.2. Roket Motorunda Yanma Hızı Ölçümü ..                                             | 59        |
| 3.8.5.3. İndirekt Yanma Hızı Ölçüm Metodları .                                            | 59        |
| <b>BÖLÜM 4. LÜLE TEORİSİ VE TERMODİNAMİK İFADELER .....</b>                               | <b>61</b> |
| 4.1. Tanımlar .....                                                                       | 61        |
| 4.2. İdeal Roket .....                                                                    | 64        |
| 4.2.1. Termodinamik İfadeler .....                                                        | 65        |
| 4.2.2. Lülede İzantropik Akış .....                                                       | 68        |
| 4.2.2.1. İtme ve İtme katsayısı .....                                                     | 73        |
| 4.2.2.2. Karakteristik Ekzoz Hızı .....                                                   | 76        |
| 4.3. Temel Performans İfadeleri .....                                                     | 77        |
| <b>BÖLÜM 5. MODEL ROKET MOTORU ÇALIŞMASI .....</b>                                        | <b>83</b> |
| 5.1. Model Roket Motoru ve Yakıcı-Yakıt<br>Özellikleri .....                              | 83        |
| 5.1.1. Model Roket Motorunun Özellikleri .....                                            | 83        |
| 5.1.2. Katı Yakıcı-Yakıt Özellikleri .....                                                | 85        |
| 5.2. Deneysel Çalışmalar .....                                                            | 87        |
| 5.2.1. Yanma Hızı Ölçümleri .....                                                         | 87        |
| 5.2.2. İtme-Zaman Diyagramının Elde Edilişi ..                                            | 89        |
| 5.3. Model Roket Motorunun İdeal Simülasyonu .                                            | 91        |
| 5.3.1. İdeal Roket Simülasyonu İçin Hazırlanan<br>Bilgisayar Programının Tanıtılması .... | 92        |
| 5.3.2. Yanma Yüzey Alanının Hesaplanması .....                                            | 94        |
| 5.3.2.1. Yanmanın İlk Safhası İçin Yanma<br>Yüzeyinin Hesabı .....                        | 94        |
| 5.3.2.2. Yanmanın İkinci Safhası İçin Yanma<br>Yüzeyinin Hesabı .....                     | 97        |

|                                                           |     |
|-----------------------------------------------------------|-----|
| 5.3.2.3. Yanmanın Üçüncü Safhası İçin Yanma               |     |
| Yüzeyinin Hesabı .....                                    | 98  |
| 5.4. İdeal ve Deneysel Değerlerin Karşılaştırılması ..... | 99  |
| BÖLÜM 6. SONUÇLAR VE İRDELEME .....                       | 111 |
| KAYNAKLAR .....                                           | 113 |
| ÖZGEÇMİŞ .....                                            | 115 |



## ÖZET

Bu çalışmada, yıldız kesitli çekirdeğe (grain) sahip katı yakıcı-yakıtlı bir roket motorunun performansı, ideal roket varsayımına göre düzenlenen bir bilgisayar programı yardımıyla hesaplanmakta ve elde edilen ideal performans değerleri, aynı model roket motorunun deneysel performans değerleriyle karşılaştırılmaktadır.

Çalışmanın ilk bölümünde katı yakıcı-yakıtlı roket motorlarıyla ilgili kısa ve genel bilgiler verilmektedir.

İkinci bölümde, bir katı yakıcı-yakıtlı roket motorunun temel parçaları tanıtılmakta ve katı yakıcı-yakıtlar hakkında bilgi verilmektedir.

Üçüncü bölümde, katı yakıcı-yakıtların yanma mekanizmaları, yanma hızı ve yanma hızı ölçüm teknikleri anlatılmaktadır.

Dördüncü bölümde, ideal roket, izantropik lüle akışı ve performansla ilgili ifadeler verilmektedir.

Beşinci bölümde, geliştirilen ideal performans hesaplama programı tanıtılmakta, yıldız kesitli çekirdeklerde yanma yüzeyinin hesaplanmasına ilişkin matematiksel model verilmekte ve elde edilen deneysel değerlerle nümerik çözüm sonuçlarının karşılaştırılması yapılmaktadır.

Son bölümde ise, elde edilen sonuçlar özetlenmekte ve bu sonuçlarla ilgili düşünceler belirtilmektedir.

Çalışmanın sonucunda, elde edilen ideal performans değerleriyle deneysel sonuçlar arasında oldukça iyi bir uyum olduğu gözlemlenmiştir. Değerler arasındaki farklılaşmalar literatürde belirtilen sınırlar içinde kalmaktadır.

## A STUDY OF PERFORMANCE OF A STAR-SHAPED SOLID PROPELLANT ROCKET MOTOR

### SUMMARY

In general, a vehicle is propelled by forces, called thrusts, which provide a desired component of acceleration. These forces can be produced in a variety of ways.

Solid propellant rockets are examples of a pure reaction system in which the propulsive forces are produced by the ejection of mass(propellants) initially contained in the system. Self-contained systems of this type are called rocket motors and can operate in space as well as in atmospheres, since they do not require an external propulsive fluid.

Four categories of rocket motors may be defined, according to the physical state of the propellant materials carried within the rocket. These are; solid propellant rocket motors, liquid propellant rocket motors, gaseous propellant rocket motors and hybrid rocket motors (which contain propellants stored in at least two of the three of physical states of matter). This study is only concerned with solid propellant rocket motors.

A solid propellant rocket is the simplest form of chemical propulsion. The fuel and oxidizer are both incorporated in a single solid, called the propellant grain, located inside a container called the combustion chamber. This is large in comparison with the combustion chamber of a liquid propellant rocket motor. A device called as igniter, which is designed to initiate the burning, is placed inside the central cavity of the combustion chamber. After ignition, the hot gases, which are produced when the solid burns, flow through the central cavity and are accelerated to a high velocity by means of a nozzle.

During combustion, gases evolve from the solid propellant grain only at its surface. Thus the surface of the solid regresses normal to itself during burning, at the "linear regression rate" of the propellant grain. The combustion gases come into contact with the outer

shell or case of the chamber only at the end of the burning.

A solid propellant rocket motor is composed of four basic parts:

- the propellant grain,
- the case,
- the nozzle,
- the igniter.

The grain geometry provides a basis for a preliminary classification of solid rocket propulsion systems. Once the grain is ignited, burning generally progresses until the propellant is completely consumed. The burning surface geometry and its time evolution will then impose the thrust-time history. The grain is called neutral if the thrust remains constant during the entire burning history. This occurs when the total burning surface area does not vary with time. There also exist progressive grains for which the thrust increases with time and regressive grains for which the thrust decreases with time. Internally burning cylinders or tubes are progressive, while rod-shaped grains are regressive. The most common current configurations are star-shaped cylindrical grains which provide a relatively large propellant surface area for burnt gas emission while maintaining approximately neutral burning.

The geometry of the motor case is related to that of the grain. Case design also depends on the application. Two principal types of casing materials are currently employed, metallic materials and glassy materials.

The nozzle attached to the downstream end of the rocket motor consists of a convergent section, a narrow-diameter throat and a divergent section. Since solid propellant rocket nozzles are generally uncooled, it is necessary to use nozzle materials capable of withstanding a high thermal load.

Solid propellant rocket igniters often consist of electrically initiated, conventional pyrotechnic compositions. The combustion of an auxiliary propellant contained in the igniter generates hot gases which come into contact with the grain surface and induce ignition of the grain.

Solid propellants are chemicals, which produce hot, high pressure gases by means of a combustion process, and these gases can therefore be used to provide the reaction force for rocket propulsion. Solid propellants usually



include two or more of the following species:

- 1.Oxidizer (nitrates or perchlorates),
- 2.Fuel (organic resins or plastics),
- 3.Chemical compound combining fuel and oxidizer qualities (nitrocellulose or nitroglycerin)
- 4.Additives (to control fabrication process, burning rate, etc.)
- 5.Inhibitors (banded, tabed, or dip-dried onto propellant) to restrict burning surface.

There are two principal types of propellants. The first, often called composite propellant type, has two important ingredients, a fuel and an oxidizer, neither of which would burn satisfactorily without presence of the other. Often these consist of crystalline, finely ground oxidizers dispersed in a matrix of a fuel compound. The second type contains unstable chemical compounds, such as nitrocellulose or nitroglycerin, which are capable of combustion in the absence of all other materials. Because many of these propellants are based largely on a colloid of nitrocellulose and nitroglycerin, they are often referred to as double-base propellants. Most of the accepted solid propellants contain from four to eight different chemicals. In addition to the principal ingredients, small percentages of additives are used to control the physical and chemical properties of the solid propellant.

The analysis of ideal rockets assumes one-dimensional flow. The usefulness of this concept is indicated by the fact that the measured performance is usually within 1 to 10 % of the ideal values. In designing new rockets, it has become accepted practice to use ideal rocket parameters which are then modified by appropriate corrections.

An ideal rocket unit is one in which the following assumptions are valid:

- 1.The working substance (propellant products) is homogeneous and invariant in composition throughout the rocket chamber and nozzle.
- 2.The working substance obeys the perfect gas laws.
- 3.There is no friction.
- 4.There is no heat transfer across the rocket walls; therefore the flow is adiabatic.

5.The propellant flow is steady and constant. The expansion of the working fluid takes places in a uniform and steady manner without shock, vibration, or discontinuities. Transient effects (start, stop) are neglected.

6.All the exhaust gases leaving the rocket nozzle have an axially directed velocity.

7.The gas velocity, pressure, temperature, or density is uniform across any section normal to the nozzle axis.

8.Chemical equilibrium is established within the rocket chamber and does not shift in the nozzle.

9.All the species of the working fluid are gaseous. Any condensed phases (liquid or solid) have negligible mass.

Because the chamber temperatures are high, the gases are well above their respective saturation and follow the perfect gas laws very closely. Postulating no friction and a steady flow without heat transfer to the wall allows the use of isentropic expansion relations in the rocket nozzle, thereby permitting the assumption of a maximum conversion of heat energy into the kinetic energy of the jet. This implies that the nozzle flow is thermodynamically reversible.

The burning surface of a propellant grain recedes in a direction essentially perpendicular to the surface. The rate of regression, expressed in m/sn, is the burning rate  $r$ . Successin rocket motor design and development depends significantly on knowledge of burning rate behaviour of the selected propellant under average motor operating conditions and design limit conditions. Burning rate is a function of the propellant composition itself and can be increased in the following ways:

1.Add a burning rate catalyst, or increase percentage of catalyst.

2.Decrease the oxidizer particle size.

3.Increase oxidizer percentage.

4.Increase the binder heat of combustion.

5.Imbed wires or metal staples in the propellant.

Composite propellants can be influenced by all five. Item 2 and 3 are not applicable to double-base propellants. Emprical burning-rate data are usually obtained from tests using the standart (Crawford) Strand-burner, where a rod or "strand" of propellant is burned from one end to the other, or small-scale

ballistic evaluation motors; they are preferred for motor design purposes. Strand-burner data is useful in screening propellant formulations and in quality control operations. Data from full-scale motors tested under a variety of conditions constitute the final proof of burning-rate behavior.

Aside from the propellant formulation and manufacturing process, burning-rate in a full-scale motor is influenced by the following:

1. Combustion chamber pressure,
2. Initial temperature of the propellant,
3. Combustion gas temperature,
4. Velocity of the gas flow parallel to the burning surface,
5. Motor motion (acceleration and spin-induced grain stress).

The burning rate of propellant in a rocket motor is a function of many parameters, and at any instant governs the mass flow rate of hot gas generated and flowing from the motor.

With many propellant it is possible to approximate the burning rates as a function of chamber pressures, at least over a limited range of chamber pressures. In many production-type propellants, whether double-base, composite, or composite double-base, this empirical equation is,

$$r = a + b.P^n$$

where  $r$ , the burning rate, is usually cm per second, and the chamber pressure is atm,  $a$  and  $b$  are empirical constant influenced by ambient grain temperature, and  $n$  is known as the burning rate pressure exponent. The burning rate pressure exponent must be less than unity for stable combustion, as may be demonstrated by the above simple argument.

Neglecting the relatively small gas storage terms, nozzle flow rate and gas generation rate must be equal. Nozzle gas flow rate is directly proportional to  $P$ . Consider a small decrease from the operating point pressure. It can be seen that for  $n < 1$  the resultant gas generation rate will then exceed the nozzle flow rate, and thus the chamber pressure will return the original value. For  $n > 1$  any small decrease in chamber pressure means that nozzle flow rate will exceed gas generation rate and the pressure will drop even further. Thus for  $n > 1$ , small disturbances are amplified and the combustion can not be

stable. Hence for stable combustion,  $n$  must be less than unity.

Those parameters that govern the burning rate and mass discharge rate of motors are called internal ballistic properties; they include  $r$ ,  $K$ ,  $\sigma_p$ ,  $\Pi_K$ , and the influences caused by pressure, propellant ingredients, gas velocity, or acceleration. The subsequent solid propellant rocket parameters are performance parameters; they include thrust, ideal exhaust velocity, specific impulse, flame temperature, temperature limits, and duration.

A number of performance parameters are used to evaluate solid propellant rockets and to compare the quality of design of one rocket with another. They are the total-impulse-to-loaded-weight ratio ( $I_t/W_G$ ) and the thrust-to-weight ratio ( $F/W_G$ ). The higher the  $I_t/W_G$ , the better the design of a rocket unit. Another parameter used for comparing propellants is the volume impulse; it is defined as the total impulse per unit volume of propellant grain, or  $I_t/V_b$ .

In this study, the performance of a solid propellant rocket motor is determined, assuming ideal rocket, and the results are compared with the measured performance values, obtained in M.K.E. Rocket Factory.

In the study, homogen type (double-base) solid propellant is selected as the sample. Combustion heat of this solid propellant is 3 594 800 J/Kg.

The model rocket motor has a star-shaped grain. In this thesis, the change of the grain burning surface with time is defined mathematically, in the fifth chapter, and for every time period, the value of burning surface area is determined in the computer program.

The computer program prepared to determine the ideal performance of the model rocket motor is also given in the fifth chapter. In preparing the computer program, GWBASIC computer programming language is used. The program determines and records the performance values. After determining the performance values, the graphs are plotted by using HARWARD GRAPHICS packet program. The flow diagram of the computer program and knowledges about its also given in the fifth chapter.

In the practice section of the study, the performance of the model rocket motor, which is manufactured in M.K.E.K. Rocket Factory, is determined experimentally in the same factory. In the fifth chapter of the thesis, all these results are given and compared with the ideal values.

In the comparing of these ideal and experimental values, it has been observed that the results has been very close to each other. The differences between the ideal and the measured values has been in the given acceptable limits.



## BÖLÜM 1. GİRİŞ

Genelde bir vasıta, istenen ivme bileşenini meydana getiren ve itme kuvveti olarak adlandırılan kuvvetler vasıtasıyla tahrik edilir. Bu kuvvetler değişik yollarla elde edilebilir [1] . Roket motorlarında itme kuvveti, impuls değişimleriyle sistemin kendi bünyesinde meydana gelir. Başka bir deyişle, roket motorunun bünyesindeki yakıcının yakıtı yakması sonucu oluşan gazların lüleden çıkışı itme kuvvetini meydana getirmektedir [2] .

Roket motorları, roket içinde taşınan yakıcı-yakıtın malzemesinin fiziksel durumuna göre dört grupta toplanabilirler. Bunlar; katı yakıcı-yakıtlı roket motorları, sıvı yakıcı roket motorları, gaz yakıcı-yakıtlı roket motorları ve hybrid(karışık) yakıcı-yakıtlı roket motorlarıdır. Hybrid roket motorları içlerinde yukarıdaki üç fiziksel haldeki yakıcı-yakıttan en az ikisini ihtiva ederler. Bu çalışmada yalnızca katı yakıcı-yakıtlı roket motorları üzerinde durulacaktır.

Bir katı yakıcı-yakıtlı roket kimyasal tahrikin en basit formudur. Bu roketlerde yakıt ve oksitleyicinin her ikisi de yanma odasının içine yerleştirilen çekirdek(grain)'in içinde mevcuttur. Katı yakıcı-yakıtlı roketlerde yanma odası, sıvı yakıcı-yakıtlı roketlere nazaran daha büyüktür. Ateşleyici olarak adlandırılan ve yanma olayını başlatan bir cihaz yanma odasının merkezi boşluğu içine yerleştirilir. Ateşleme işleminden sonra, katı yakıcı-yakıtın yanmasıyla oluşan kızgın gazlar merkezi boşluk boyunca akar ve bir lüle vasıtasıyla yüksek hızlara ivmelendirilirler.

Yanma esnasında gazlar yalnızca katı yakıcı-yakıt

çekirdeğinin yüzeyinde yayılırlar. Böylece, katı yakıcı-yakıt yüzeyi yanma esnasında kendine normal bir yönde lineer bir gerileme hızıyla geriler. Yanma gazları gövdeyle yalnızca yanma olayının sonunda temas ederler [1] .

Genellikle bir yakıt ve oksitleyici bileşenden oluşan katı yakıcı-yakıtın yüksek basınçlı yanma reaksiyonundan açığa çıkan enerji, reaksiyon ürün gazlarının yüksek sıcaklıklara ısınmasına imkan sağlar (2500-4000 K). Bu gazlar daha sonra lülede genişletilerek yüksek hızlara (1800-4300 m/sn) ivmelenendirilirler [3] .

Roket motorlarını diğer direkt ve indirekt tepkili motorlardan ayıran en önemli özellikler aşağıda sıralanmıştır.

1-Roket motorları yanma olayında çevre havasını kullanmamaktadırlar. Bu nedenle roket motorları, gerek uzay araçlarında ve gerekse uzaya fırlatılan roketlerin tahriki için uygundur. Ayrıca atmosfer içinde kısa zamanda büyük itme kuvveti istendiğinde de roket motoru kullanılır. Özellikle avcı uçaklarının ilk hareketinde, yüksek irtifa ve hıza sahip olmak istendiğinde roket motoru kullanılmaktadır. Bu tip uçaklarda karışık tahrik sistemi, diğer bir deyişle hem roket motoru, hem de jet motoru kullanılmaktadır.

2-Roket motorlarının hareketli parçası yoktur. Ayrıca motorun geometrik şekli de sabittir. Roketin çalışması, diğer direkt ve indirekt tepkili motorlarda olduğu gibi uçuş hızına bağlı değildir. Ayrıca roketler yüksek Mach sayılarında çalışırlar.

3-Roket motorlarının yanma odası basınçları 20-150 Atm civarındadır. Dolayısıyla, küçük yanma odası hacimlerinde büyük enerjiler elde edilir.

4-Roket motorlarının bünyesinde yakıcı ve yakıt birarada bulunur. Roket motorlarının yakıcı-yakıt



sarfiyatları yüksektir. Yakıcı-yakıt sarfiyatı, bir tonluk bir itme için saniyede 3-6 Kg'dır. Buna karşın direkt tepkili motorların yakıt sarfiyatı bir tonluk bir itme için saniyede 0.25-0.3 Kg' dır. Bu nedenle roket motorlarında itme kuvveti başına daha fazla yakıcı-yakıt bulunur ve dolayısıyla roketler daha ağır olurlar.

5-Roket motorlarının boyutları küçük ve yanma süreleri kısadır.

Roket motorlarının kullanım alanları genel olarak iki grupta toplanabilir.

#### 1-Uzay araştırmalarında kullanma:

Uzayın incelenmesi, roketlerin yerden uzaya fırlatılması ve bünyelerindeki yapay peyklerin istenilen yörüngeye oturtulmasıyla başlar. Uzaya fırlatılan roketler önce-leri daha çok sıvı yakıcı-yakıtlı roketlerdi. Fakat son zamanlarda katı yakıcı-yakıtlı roket motorları da kullanılmaya başlanmıştır.

#### 2-Atmosfer içinde roketlerin kullanım alanları:

Genellikle askeri amaçlar için savunma ve saldırı amaçlı olarak kullanılmaktadırlar. Diğer alanlarda da kullanılması üzerinde araştırmalar yapılmaktadır.

Roketlerin atmosfer içinde askeri amaçlar dışında uçaklarda da kullanım alanı vardır. Halen bazı uçaklarda karışık sistem diye adlandırılan hem jet ve hem de roket motoru kullanılmaktadır.

Askeri amaçlar için kullanılan roketlerde genellikle kısa mesafelerde katı, uzun mesafelerde ise sıvı yakıcı-yakıtlı roket motorları kullanılmaktadır [2] .

Katı yakıcı-yakıtlı roket motorunun yanma odasındaki akış olayı, sürekli yanmaya açık bir örnek teşkil



etmektedir. Yanma hızı ve çekirdek geometrisi akış olayına etki eden en önemli parametrelerdir.

Bir akışkanın sıkıştırılamaz kabul edilebilmesi için, akışkan hızının belli bir değerden küçük olması gerekir. Bu durumda akışkanın kinetik enerjisi, toplam enerjisinin küçük bir kısmını teşkil eder ve yoğunluğun sabit kaldığı kabul edilir. Gaz türbinleri, supersonik hava tünelleri, jetler ve roketlerde olduğu gibi yüksek hızlı akışlarda sıkıştırılabilirlik tesirlerinin dikkade alınması gerekir. Sıkıştırılabilir akışkanların termodinamiğinde akışkanın,

$$P = \rho \cdot R \cdot T$$

$$(1.1)$$

hal denklemiyle verilen mükemmel gaz kanununa uygun hareket ettiği kabul edilir. Burada P gaz basıncı,  $\rho$  yoğunluk, T sıcaklık ve R özgül gaz sabiti olup, universal gaz sabitinin moleküler ağırlığa oranıdır.

Katı yakıcı-yakıt seçiminde, performans, mekanik özellikler, depolama kararlılığı, ekzoz ürünleri ve fiyat gibi karakteristikler dikkade alınır. Katı yakıcı-yakıtlarla ilgili son çalışmalar, dumanlı kompozisyonu azaltıcı, daha yüksek yanma hızı verecek, yüksek performans sağlayacak ve başlangıç sıcaklığına bağımlılığı azaltıcı yönde metal katkılı kompozitler üzerinde sürdürülmektedir.

Yanma odası içindeki akış olayının incelenmesinde, akışın bir boyutlu ve sürekli, akış özelliklerindeki değişimin daimi, gaz karışımının termal olarak ideal olduğu kabulleri yapılmaktadır. Yanma odası sıcaklığının yüksek oluşu nedeniyle, yanma ürün gazları ideal gaz kanunlarına büyük bir yaklaşıklıkla uymaktadırlar [4] .

Model problemde, çift-esaslı (double-base) katı yakıcı-yakıt kullanan yıldız kesitli çekirdeğe sahip bir roket motorunun performansı ideal olarak incelenmektedir.

Yıldız kesitli çekirdeğin yanma yüzey alanının zamanla değişimine ilişkin matematiksel model 5.Bölümde verilmektedir.

Çalışmanın deneysel safhasında, performansı ideal roket kabulüyle incelenen aynı tip roket motorunun deneysel performans değerleri Makina Kimya Endüstrisi Kurumu Roket Fabrikasında elde edilmiştir. Bu deneysel değerler yine 5.Bölümde verilmekte ve bu değerlerin ideal performans değerleriyle karşılaştırılması yapılmaktadır.



## BÖLÜM 2. KATI YAKICI-YAKITLI ROKET MOTORLARI

### 2.1. Katı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motorlarının Temel Parçaları

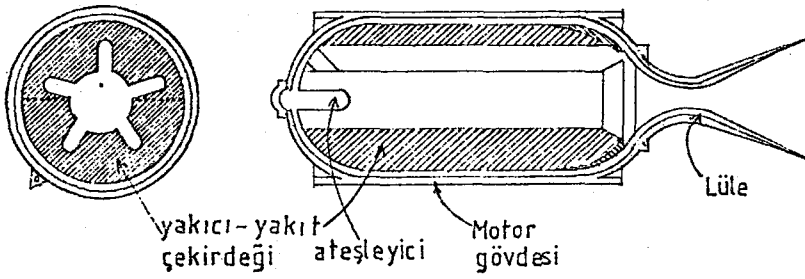
Katı yakıcı-yakıtlı bir roket motoru dört temel parçadan meydana gelir.

1-Çekirdek (grain)

2-Gövde

3-Lüle

4-Ateşleyici



Şekil 2.1 Katı Yakıcı-Yakıtlı Bir Roket Motoru.

### 2.1.1. Çekirdek (grain)

Çekirdek, katı yakıcı-yakıtın roket motoru içerisinde şekillendirilmiş halidir. Katı yakıcı-yakıtın malzemesi ve çekirdeğin şekli roket motorunun performans parametrelerini belirler. Çekirdek, katı yakıcı-yakıtın dökülmesi veya ekstrüze edilmesiyle şekillendirilir ve görünüşü sert kauçuk veya plastiğe benzerdir [3] .

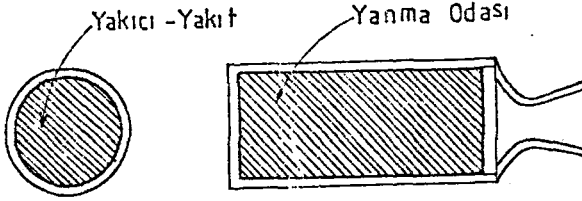
Çekirdek geometrisi katı yakıcı-yakıtlı tahrik sistemlerine öncelikli bir temel oluşturur. Çekirdek bir kere ateşlendiğinde, yanma olayı genellikle katı yakıcı-yakıt tamamen bitene kadar sürer. Yanma yüzeyi geometrisi ve yanma yüzeyinin zamanla değişimi itme-zaman ilişkisini etkileyecektir. Eğer itme bütün yanma süresince sabit kalıyorsa bu durumda çekirdek nötr olarak adlandırılır. Bu durum, yanma yüzeyi alanının zamanla değişmesi halinde sözkonusudur. Uçtan yanmalı çekirdekler nötr karakterlidirler. İçten yanmalı silindirik veya tüp şekilli çekirdekler ilerleyen (progressiv), çubuk şekilli çekirdekler ise gerileyen (regressiv) karakterdedirler.

Mevcut çekirdek şekillerinin en yaygın olanı yıldız kesitli silindirik çekirdeklerdir. Bu çekirdekler, yaklaşık olarak nötr yanma sağlarken, yanmış gaz emisyonu için nisbeten geniş yüzey alanı sağlarlar. Yanma süresi çekirdeğin kalınlığına bağlıdır ve roket boyutunun büyümesiyle birlikte artar.

Yıldız kesitli çekirdeklerin yanında, daha karmaşık çekirdek geometrileri de kullanılmaktadır. Bu tip çekirdekler özel uygulama alanlarına sahiptirler. Örneğin yüksek bir gaz akış miktarı, yanma yüzey alanının artırılmasıyla sağlanabilir [3] .

En basit çekirdek şekli uçtan yanmalı çekirdektir. Uçtan yanmalı çekirdeklerde yanma yüzeyi zamandan bağımsızdır. Bu nedenle yanma odası basıncı sabit kalır ve

çekirdek nötr karakterdedir [1] . Bu tip çekirdekler yalnızca düşük itme ve uzun yanma süreleri istendiğinde uygundur.

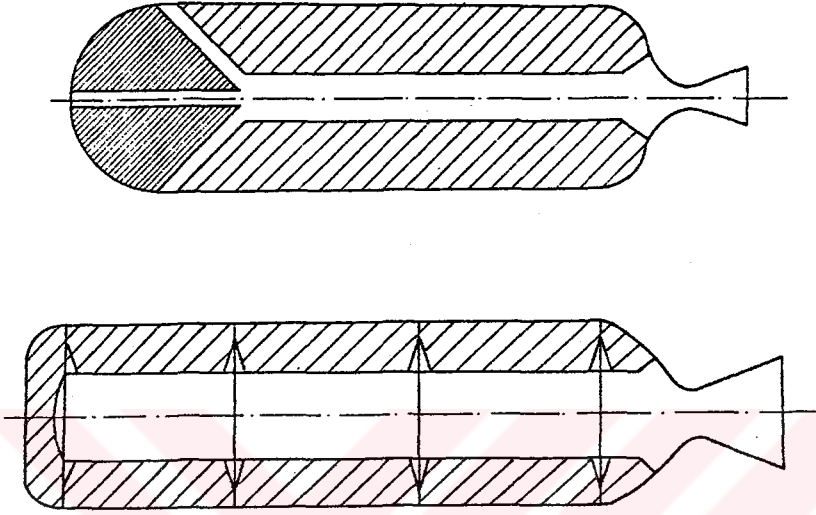


Şekil 2.2 Uçtan Yanmalı Bir Çekirdek Tipi.

Silindirik çekirdeklerin yanında, küresel çekirdekler de bazı uygulamalar için uygunluk arzederler. Küresel çekirdeklerde normalde nötrlük elde etmek zordur. Ancak, aynı küresel çekirdek içinde farklı yanma hızına sahip bileşimler kullanmak suretiyle nötrlük sağlanabilir.

#### 2.1.1.1. Parçalı Çekirdekler

Bazı hallerde gerilmeleri azaltmak, ya da itme-zaman eğrisini tam olarak gerçekleştirmek amacıyla çekirdekler parçalı olarak imal edilirler. Parçalı çekirdekler, şekil 2.3 de görüldüğü gibi koni ve silindirleri birleştirerek veya dairesel silindirik çekirdekler birleştirilmek suretiyle elde edilirler. Çekirdek merkezi boşluğu boyunca kesit alanında ani değişimler olduğundan, ateşleme güçlüğü ve erozyon, parçalı çekirdeklerde karşılaşılan en önemli problemlerdir.



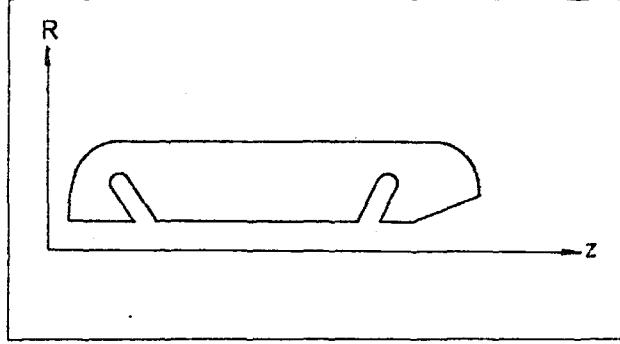
Şekil 2.3 Çok Parçalı Çekirdek Tasarımı.

#### 2.1.1.2. Yarıklı Çekirdekler

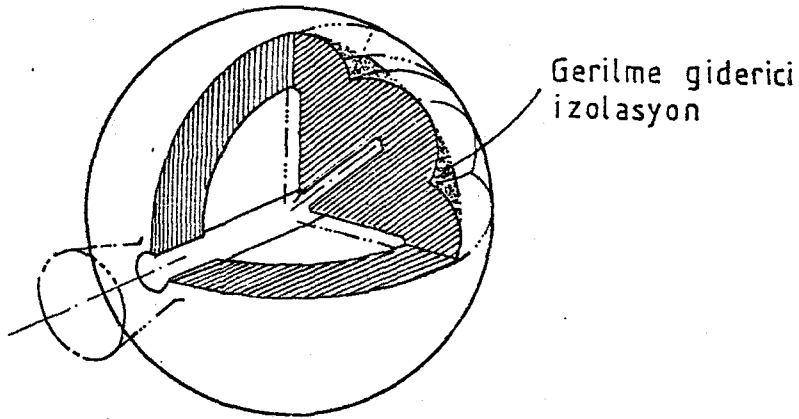
Yaygın olarak kullanılan yarıklı çekirdek tipleri tüp şeklinde olup yarıklar uç kısımda bulunur. Yarık sayısı ve uzunluğu dizayna göre değişim gösterir. Yarıklar çekirdeğin üretimini kolaylaştırır ve mekanik özelliklerini iyileştirir. Dizayn esnasında küçük delik çapı seçilebileceğinden, daha yüksek yükleme oranı elde edilir. Yarıklı çekirdeklerin en önemli sakıncası, yarıklardaki kızgın gazlardan motor gövdesinin korunmasındaki güçlülüktür. Bu problem, yapısal düzenlemeyle bir dereceye kadar giderilebilir. Bu çekirdeklerin iyi bir nötrlük sağladıkları STONE tarafından deneysel olarak ispatlanmıştır [1] .



aynı çekirdekte kullanılışına bir örnek teşkil etmektedir.



Şekil 2.5 Karmaşık Şekilli Çekirdek Tipi.



Şekil 2.6 Küresel Çekirdek Tipi.



#### 2.1.1.4. Küresel Şekilli Çekirdekler

Uyduları yörüngeye yerleştirmede, uzay araçlarının yavaşlatılmasında, yörünge değiştirilmesinde veya genel olarak atmosferik sürtünmenin ihmal edilebildiği, çekim kuvvetlerinin küçük olduğu ortamlarda büyük hız artışı gerektiren durumlarda itme sisteminin optimizasyonu, küçük (L/D) oranlarını gerekli hale getirir. Motorun şekli, çekirdeğin silindirik kısmı kısa olduğundan yaklaşık olarak küreseldir. (L/D) oranının küçük olması nedeniyle küresel çekirdek dizaynı yukarıda ifade edilen uygulamalar için uygundur.

Küresel çekirdek imalatı bazı problemleri de beraberinde getirmektedir. Bu tip çekirdeklerin üretiminde, ergime noktası katı yakıcı yakıtın tutuşma sıcaklığından düşük ve döküm sıcaklığından yüksek olan metal göbek kullanılabilir. Bu sınırlı sıcaklık sahası göbek malzemesi seçimini kısıtlar.

#### 2.1.1.5. Çift Bileşenli Çekirdek Dizaynı

Katı yakıcı-yakıtların sadece tek bir yanma hızına sahip olması birçok güçlüğü neden olmaktadır. Nötrlüğün sağlanması zordur, itme bitiş kaybı önemli miktarlardadır ve geometri bazan komplekstir. çekirdek dizaynındaki gelişmeler, aynı çekirdek içerisinde iki farklı yanma hızına sahip yakıcı-yakıtların kullanımını gerektirmektedir. Yanma hızları oranı  $k$ , nötrlüğe ve belirlenen diğer özelliklere en iyi uyum sağlayan ilave parametredir. İtme bitiş kaybını önlemek mümkündür. Şekil 2.7 de görülen çift bileşenli katı yakıcı-yakıtta,  $r$  yavaş yanma hızlı ve  $kr$  ( $k > 1$ ) hızlı yanma hızlı karışımı temsil ettiği düşünülürse,  $t$  kadar zaman sonra yanma yüzeyi GME hatları ile gösterilebilir. Sonuçta, yanma yüzeyi bitiş yüzeyine paralel olduğundan bitiş kaybı önlenmiş olacaktır.

DMA sınırı, birinin merkezi  $o$  ve yarıçapı  $R+rt$ ,

diğerinin merkezi  $o_1$  ve yarıçapı  $R' + krt$  olan iki yayın çizimi ile geometrik olarak kolayca elde edilir. Bu iki kısmın M kesişme noktaları sınır eğriyi temsil etmektedir.

Polar koordinatlarda sınır eğrisi denklemi  $R_1 = R + e$  olmak üzere

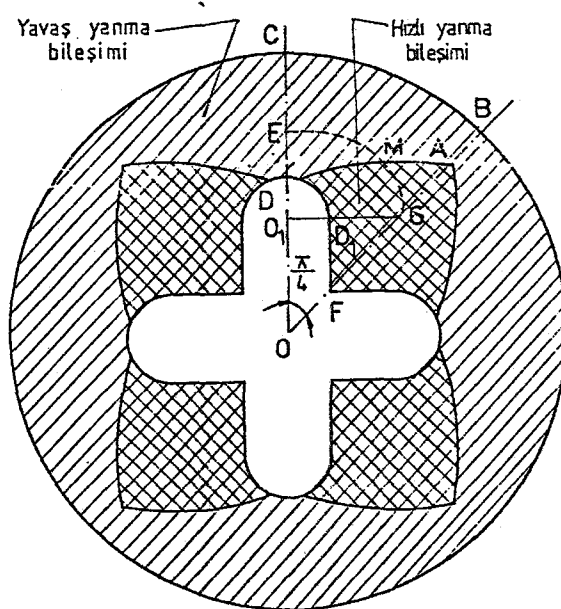
$$\cos \lambda = \frac{(R+e)^2 + (R-a)^2 - (a+ke)^2}{2 \cdot (R-a)(R+a)} \quad (2.1)$$

şeklinde yazılabilir. Burada  $e = rt$  dir.

Yanma ürünleri kütle akış hızı,

$$\dot{m}_b = r_p \cdot r \cdot A_b + r_p \cdot kr \cdot A_b^* = r_p \cdot r (A_b + kA_b^*) = r_p \cdot r \cdot A_b^{**} \quad (2.2)$$

dır. Burada  $A_b$ ,  $A_b^*$  ve  $A_b^{**}$  sırasıyla yavaş yanma, hızlı yanma ve toplam yanma yüzeyleridir. İki bileşenin yoğunluklarının eşit kabul edilmesi, yakıcı-yakıtta küçük bir miktar katalizör ilave edilmesiyle yanma hızındaki artış sağlanacağından dolayı mükemmel bir yaklaşımdır.



Şekil 2.7 Çift Yanma Hızlı Çekirdek Dizayını

Schluter tarafından birkaç çift karışımli çekirdek dizaynı teklif edilmiştir. Basit bir yıldız dizayn düşünlüğünde, sadece nötrlük halinde yıldız şeklinin kaybolmasından dolayı, yavaş yanma bileşeninin yanması başlar. Bütün yanma süresi boyunca çekirdeğin nötrlüğü korunabilir ve bitiş kayıpları elimine edilebilir. Çift veya çok bileşenli dizayn düşüncesi, silindirik olmayan çekirdeklere de uygulanabilir. Hızlı yanan bileşen merkezde bulunur ve böylece, başlangıçta merkezi boşluk kesitinin hızlı artışı sağlanır ve yanma gazlarının akışına mücadele edilir. Braun bu tip birkaç çekirdek dizaynı gerçekleştirmiştir. Çift bileşenli küresel çekirdek dizaynı da mümkündür [11] .

Tablo 2.1 Bazı Çekirdek Tipleri ve Özellikleri.

| Doku kesir aralığı | Çekirdek Şekli    | Özellikler                                                                                                    |
|--------------------|-------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| >1.0               | Uçtan yanmalı     | Doku kalınlığı çekirdek uzunluğudur. Hacimsel yükleme oranı yüksektir (0.90-0.95).                            |
| 0.6-1.0            | İçten yanmalı tüp | Düşük L/D oranları için (<2) sınırlanmamış uçlu Yarıklı ve parçalı tüp L/D >3 e uygundur.                     |
| 0.3-0.6            | Yıldız            | 0.3 - 0.4 arası doku kesri kesri için ideal. >0.4 için ilerleyen, deliklerle nötr hale getirilebilir.         |
| 0.2-0.3            | Vagon tekeri      | Yapısal olarak üstün; 0.3 civarında sıklıkla yıldız tip tercih edilir. 0.2 civarında vagon tekeri gereklidir. |
| 0.1-0.2            | Dendrite          | Gövde bağlı çekirdekler de en düşük doku kesri aralıkları için.                                               |

### 2.1.2 Gövde

Roket motorunun gövdesinin şekli, çekirdeğin şekliyle bağlantılıdır. Gövde dizaynı aynı zamanda, sözkonusu olan uygulamayla da ilgilidir. Motor gövdesi dizaynında aşağıdaki hususlar dikkade alınmalıdır:

-Mekanik yük (Roket motorunun çalışması esnasında, gövde yüksek bir basınca maruzdur).

-Isıl yük (Yanma gazlarıyla temasta olan gövde kısımları yüksek bir ısıya dayanıma sahip olmalıdır).

İtme vektörü kontrol aygıtları yapısal olarak gövde tarafından korunurlar.

- Korozyon

-Uzay şartları: vakum, radyasyon, gök taşları...

Roket gövdesi dizaynında, gerilme-korozyon çatlama-ları önemli bir problem oluşturmaktadır. Hafif, ince metal gövdelere verilen önem gerilme korrozyonu ve çatlak oluşumunu şiddetlendirmektedir. Gövdenin şekli (özellikle silindirik gövdelerde uzunluk-çap oranları), yalnızca gövdenin karşılaması gereken gerilmeleri değil, aynı zamanda verilen bir yakıcı-yakıt miktarını örtmek için gerekli malzeme miktarını da etkilemektedir.

Çok büyük ve uzun roket motorlarında, hem çekirdek ve hem de gövde bölümler halinde imal edilirler. Daha sonra bu parçalar mekanik olarak birbirine monte edilirler.

Yüksek dayanımlı çelikler, titanyum alaşımları ve fiberglas takviyeli plastikler roket motoru gövdesi dizaynında en yaygın olarak kullanılmakta olan malzeme lerdir. Son zamanlarda eğilim çelik ve plastikleredir [3] .

### 2.1.3. L  leler

Roket lülesinin görevi, yanma gazları entalpisini kinetik enerjiye en iyi verimle d  n  st  rmektir. Yanma ile serbest kalan enerji roket motoru lülesinin genişleyen kısmında kinetik enerjiye d  n    r ve itme kuvvetini meydana getirir.

Roket motorlarında, genellikle önce daralan ve sonra genişleyen lüle tipi olan De-Laval lüle kullanılır. Roket lülesinin daralan kısmında gazların çıkış hızı oldukça dışı ve buradaki kayıplar çok azdır. Buna karın, lülenin genişleyen kısmı değişik geometrik şekillerdedir ve buradaki gazların hızı yüksektir.

L  lenin verimini artırmak gayesiyle, l  leye iyi bir   ekil verebilmek için aşağıdaki hususlara dikkat edilmelidir.

-Lüle çıkışında gazların akışı birbirine paralel olmalıdır.

-Lülede yüzey ve türbülans kayıplarıyla,   ok dalgalarının çok az olmasına dikkat edilmelidir.

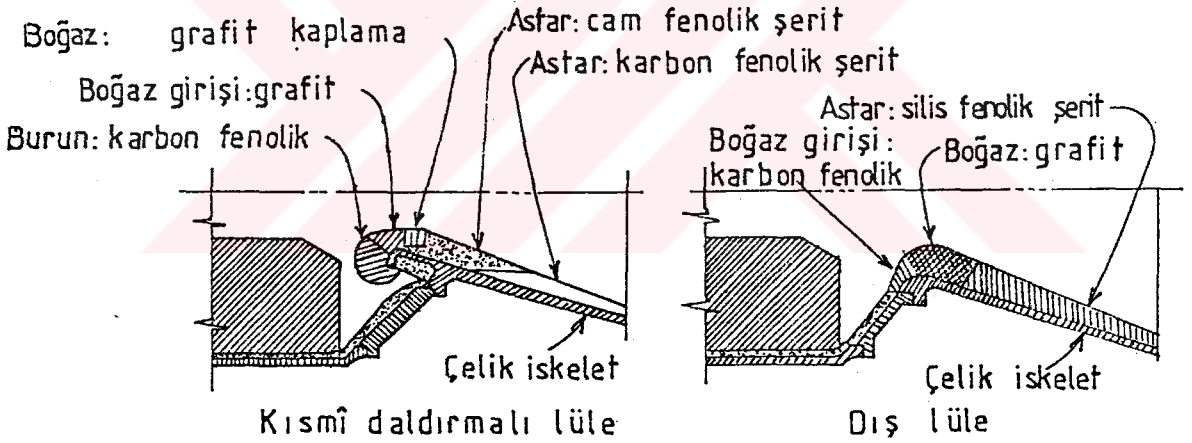
-Lüle ağırlığının ve çevresel alanının   ok k       olmasına dikkat edilmelidir. Ayrıca lüle boyu mümkün olduğu ölçüde kısa olmalıdır.

L  lenin imalatı kolay olmalıdır [2] .

Günümüzde kullanılmakta olan l  leler genellikle dairesel kesitlidirler. Yanma odası, boğaz alanından yaklaşık dört kat daha geniş kesite sahip olduğunda, yanma odası hızı ihmal edilebilir. Bununla beraber, roket ağırlık sınırlamaları, sıklıkla daha k       yanma odası kesit alanlarını gerektirir. Böylece  $v_1$  performansa bir katkı olarak artık ihmal edilemez.

Konik lüle tipleri basittirler ve imalatları genellikle kolaydır. Optimum ayrılma yarım açısı ( $\alpha$ )  $12-18^\circ$  arasındadır [3] .

Lüleler, genellikle yapısal özelliklerine göre (örneğin, hareketli lüle, sabit lüle, submerged (Daldırmalı) ve blast-tüp lüle) veya ısı direnç özelliklerine göre (örneğin, ablative lüle, heat-sink lüle ve radyatif lüle) şeklinde sınıflandırılırlar. Şekil 2.8, katı yakıcı-yakıtlı roketlerde çok yaygın olarak kullanılmakta olan ablative lüle dizaynlarını göstermektedir. Bu lülelerin çoğu  $30^\circ$ 'lik koniksel genişleme kesitine sahiptirler.



Şekil 2.8 Ablatif Bir Lüle Şekli.

Uygun malzemenin seçimi, başarılı bir katı roket lülesi dizaynının anahtarıdır. Özellikle metal katkı yakıcı-yakıtlar kullanıldığında, yüksek ekzoz sıcaklıkları, lüle malzemesi için problemli bir çevre oluştururlar. Yüksek sıcaklık ve yüksek hızlı ekzoz gazı ürünleri hem mekanik, hem de kimyasal olarak eroziftirler. Lüle

boğazı erozyonu, roket motorunun çalışması esnasında boğaz çapının genişlemesine sebep olur ve bu olay lüle dizaynında karşılaşılan en önemli problemlerden birisidir. Genellikle %5 den fazla olan bir boğaz alan büyümesi, katı yakıcı-yakıtlı roketlerin çoğu için kabul edilemez bir değerdir.

Boğaz izolasyonu sıklıkla, grafit, ergimez metal veya yüksek ısıl dayanımlı plastik esaslı malzemeler kullanılarak gerçekleştirilir [3] .

#### 2.1.4. Ateşleyiciler

Katı yakıcı-yakıtların ateşlenmesi, bir sinyalin (genellikle elektrik sinyali) alınmasıyla başlayan, ısı üretimi, ateşleyiciden motor çekirdek yüzeyine ısı transferi, alevi bütün yanma yüzeyi alanına yayma, boş olan yanma odasını gazla doldurma ve yanma odası basıncını yanma titreşimleri, tahrip edici şok dalgaları, ateşleme gecikmesi gibi ciddi anormallikler olmaksızın yükseltmek işlemlerini içeren bir seri hızlı ve kompleks olayı içerir. Katı yakıcı-yakıtlı bir roket motorunda ateşleyici, motorun ateşlenmesi için ihtiyaç duyulan gaz ve ısıyı üretir.

Ateşleyiciler, elektrikli, tork, fişek tipi, hiperbolik ve katalitik tiptedirler. Bunların içinde, fişek (pyroteknik) tip en çok kullanılan ve en pratik olanıdır.

Ateşleme işlemi üç safhada gerçekleşir.

Ateşleme zamanı gecikmesi: Ateşleyicinin sinyali almasından çekirdeğin ilk parçasının yanmaya başlamasına kadar geçen süre.

Alev yayma süresi: İlk tutuşmadan çekirdeğin bütün yanma alanının tutuşmasına kadar geçen süre.

Yanma odasının doldurulması süresi: Yanma odasının

gazla doldurulması ve dengeli akışa ulaşıncaya kadar geçen süre.

Uygun ve dengeli bir yanma odası basıncı ve gaz akışına ulaşma,

-Ateşleyicinin karakteristiklerine ve ateşleyiciden olan gaz akışına,

-Motor yakıcı-yakıt çekirdek yüzeyinin ateşlenebilirliğine,

-Gazlarla çekirdek yüzeyi arasındaki ısı transferi karakteristiklerine,

-Çekirdeğin alev yayma hızına,

-Boş motor hacmini kızgın gazlarla doldurma dinamiklerine bağlıdır.

Yakıcı-yakıtın tutuşturulabilirliği, formülasyonuna, başlangıç sıcaklığına, çevre basıncına, ısı transferine, çekirdek yüzey pürüzlülüğüne ve ateşleyici gazlarındaki katı parçacık bileşimini içeren birçok faktöre bağlıdır.

#### 2.1.4.1. Pyroteknik (Fişek) Tip Ateşleyiciler

Fişek tip ateşleyiciler, endüstriyel uygulamada ısı üretici maddeler olarak katı patlayıcılar veya yüksek enerjili yakıcı-yakıt benzeri formülasyonlar kullanan ateşleyiciler olarak tanımlanırlar. Bu ateşleyicilerde ana yükün ateşlenmesi kademeli olarak gerçekleştirilir. Birinci olarak, elektrik sinyalinin alınmasıyla birlikte initiatör, sıklıkla fişek veya primer yük olarak adlandırılan ve initiatör içine yerleştirilen toz halindeki fişeğe enerji neşreder. İkinci olarak, yardımcı yük fişekten yayılan ısı vasıtasıyla ateşlenir. Son aşamada ise, ana yük (çekirdek) ateşlenir. Ateşleyici yakıcı-yakıtları, %20-30 bor, %70-80 potasyum perklorat veya %35

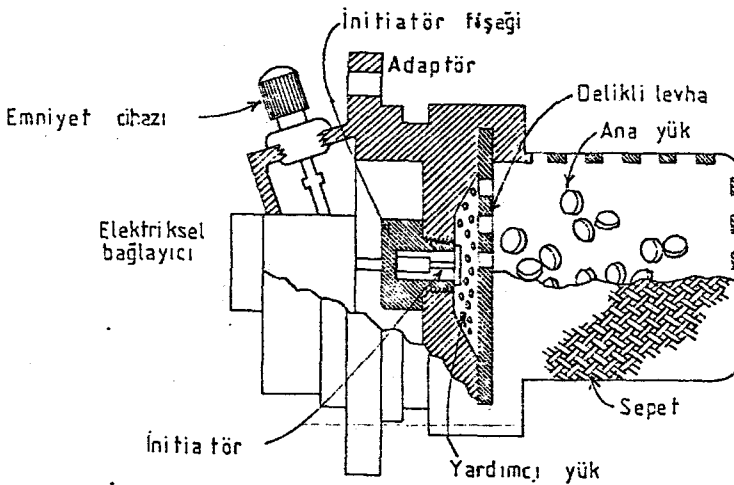


Alüminyumdur. Saçma veya diğer preslenmiş şekilleri oluşturmak amacıyla %1-5 arasında bağlayıcı ilave edilir. Bağlayıcılar, epoksi reçineler, grafit, bitkisel yağ, nitroselülöz ve poli izobütülen gibi maddelerdir.

Ateşleyiciler, yakıcı-yakıtlarda olduğu gibi, neme karşı dirençli olmalıdırlar ve değişik ortamlarda depolanabilme ve çalışabilme özelliklerine sahip olmalıdırlar.

Ateşleyicilerin dizaynında dikkade alınması gereken bazı temel hususlar; çekirdeğin boyutu, bileşimi, ateşleyici yakıcı-yakıtların nem miktarı, ateşleyici gövdesinin konstrüksiyonu ve yerleştirilmesi, ateşleyicinin çekirdeğe göre yerleşim konumu, ateşleme alevinin boyut, yön, şekil ve sıcaklığı, ateşleyici gazları içindeki kızgın katı parçacıkların miktarı, elektrik sinyali ile basınç yükselişi arasındaki gecikme zamanı ve ateşleyici basıncıyla roket motorunun çalışma basıncı arasındaki ilişki.

Eğer ateşleyici gazları, yanma odası basıncını çok hızlı bir şekilde ve çok yüksek değerlere yükseltirse, gazlar lüle çıkışında patlayacak veya şok dalgaları çekirdeği tahrip edecektir. Şayet ateşleyici basıncı çok düşükse, bu durumda ise çekirdeğin tutuşmama ihtimali söz konusu olabilecektir [3] .



**Şekil 2.9 Fişek Tipi Bir Ateşleyici**

## 2.2. Katı Yakıcı-Yakıtlar

### 2.2.1. Katı Yakıcı-Yakıtın Tanımı

Katı yakıcı-yakıt, birkez ateşlendiğinde düzgünce yanan ve atmosfere bağlı olmaksızın devamlı olarak kızgın gaz üreten maddedir. Katı yakıcı-yakıt, içerisinde yanma olayı için gerekli bütün bileşenleri ihtiva ettiğinden dolayı yakıcı-yakıt olarak adlandırılmıştır. Katı yakıcı-yakıtlar genellikle katı plastik görünümündedir.

### 2.2.2. Katı Yakıcı-Yakıttan İstenen Özellikler:

-Yüksek bir yanma sıcaklığı ve özgül itme için yüksek bir kimyasal enerji neşri.

-Özgül itme değerini yükseltmek için yanma ürünlerinin moleküler ağırlığının küçük olması.

-Katı yakıcı-yakıt uzun bir zaman periyodunda kararlı olmalı, depolama süresince fiziksel veya kimyasal olarak bozulmaya maruz kalmamalıdır.

-Katı yakıcı-yakıtın yoğunluğunun fazla olması, küçük yanma odası hacimlerinin kullanımına imkan sağlar.

-Katı yakıcı-yakıt atmosferik şartlardan etkilenmemelidir. Örneğin nem kapıcı olmamalıdır.

-Katı yakıcı-yakıtın kendiliğinden tutuşma sıcaklığı yüksek olmalı ve darbelerle karşı duyarsız olmalıdır. Bu nedenle, düşük yanma odası basıncı sınırları bile atmosferik basınçtan daha yüksek olmalıdır.

-Katı yakıcı-yakıt yüksek fiziksel mukavemet özelliklerine sahip olmalıdır. Özellikle, basma, gerilme ve kesme mukavemeti, elastisite ve uzama modülleri yüksek olmalıdır.

-Küçük bir genleşme katsayısı, yanma odası içindeki

gerilmeleri minimum seviyeye indirecektir.

Katı yakıcı-yakıtın bileşimi, yanma odası veya lüle konstrüksiyonu için özel malzeme gerektirmemelidir.

Katı yakıcı-yakıt kolayca üretilebilir olmalı ve kalıplama esnasında akıcılık, kimyasal işlemlerin kolayca kontrolü, döküm veya şekillendirmeden sonra minimum bir hacim değişikliği gibi arzulanan özelliklere sahip olmalıdır.

-Katı yakıcı-yakıtın performans özellikleri ve üretim tekniği, üretimini ve denetlenmesini kolaylaştırmak ve maliyetini düşürmek için pisliklere veya küçük işlem değişikliklerine karşı nisbeten duyarsız olmalıdır.

-Askeri amaçlı uygulamalarda, ekzoz gazları keşfedilmeyi önlemek maksatıyla dumansız olmalıdır.

-Katı yakıcı-yakıt metal parçalara tutturulmaya, engelleyici uygulanmasına, farklı üretim tekniklerine ve basit ateşleyici kullanımına uygun olmalıdır.

-Katı yakıcı-yakıtın üretimi kolay olmalı ve kompleks kimyasal tesis gerektirmemelidir.

-Katı yakıcı-yakıtın ısı iletkenliği, özgül ısısı çekirdeğe olan ısı iletimini kontrol edecek şekilde olmalıdır.

-Katı yakıcı-yakıt yanma yüzeyi dışındaki bölgelerde oluşabilecek tutuşmayı önlemek amacıyla radyasyona karşı dirençli olmalıdır.

-Katı yakıcı-yakıt erozyona karşı dirençli olmalıdır [5] .

### 2.2.3. Katı Yakıcı-Yakıtların Sınıflandırılması

Katı yakıcı-yakıtları iki temel gruba ayırabiliriz. Homojen katı yakıcı-yakıtlar ve heterojen katı-yakıcı yakıtlar.

#### 2.2.3.1. Homojen Katı Yakıcı-Yakıtlar

Homojen katı yakıcı yakıtlar, makromolekül boyutlarından daha büyük boyut homojensizlikleri ihtiva etmeyen katı yakıcı-yakıtlardır. Bunlar, yakıt ve oksitleyici molekülerini aynı molekülleri içinde bulundurlar. Bu tip katı yakıcı-yakıtların saf bir bileşeni yakıcı-yakıt esası olarak adlandırılır. En yaygın katı yakıcı-yakıt esasları, nitrogliserin ve nitroselülözdür. Tek esaslı katı yakıcı-yakıtlar yalnızca tek bir esas ihtiva ederler (nitroselülöz gibi). En homojen katı yakıcı-yakıtlar çift-esaslı katı yakıcı-yakıtlardır. Bunlar, hem nitrogliserin ve hem de nitroselülöz ihtiva ettiklerinden dolayı çift-esaslı katı yakıcı-yakıt olarak adlandırılırlar [1] .

##### 2.2.3.1.1. Ekstrüze Çift-Esaslı Katı Yakıcı-Yakıtlar

Ana bileşenleri nitroselülöz ve nitrogliserindir. Nitroselülöz, nitrogliserinle doyurulduktan sonra, ilave maddeler katılmak suretiyle, genellikle bir su ortamında iyice karıştırılarak macun haline getirilir. Daha sonra, istenen kesite sahip bir kalıp içinde ekstrüze edilmek suretiyle çekirdeğe istenen şekil verilir.

##### 2.2.3.1.2. Dökme Çift-Esaslı Katı Yakıcı-Yakıtlar

Bileşimleri ekstrüze çift-esaslı katı yakıcı-yakıtlara benzerdir. Nitrogliserin ve triasetin karışımının nitroselülöz ihtiva eden bir kalıba dökülmesi-suretiyle üretilirler [6] .

### 2.2.3.2. Heterojen Katı Yakıcı-Yakıtlar

Heterojen katı yakıcı-yakıtlar, makromolekül boyutlarından daha büyük olan boyut homojensizlikleri ihtiva eden katı yakıcı-yakıtlardır. Bunların içinde en önemli olanı kompozit katı yakıcı yakıtlardır [1] .

#### 2.2.3.2.1. Kompozit Katı Yakıcı-Yakıtlar

Oksitleyici kristaller ve toz haline getirilmiş bir yakıtın (genellikle alüminyum), sentetik bir kauçuk veya plastik bağlayıcı matrisi içerisinde birbirine tutturulması suretiyle elde edilirler. Kompozit katı yakıcı-yakıtların çoğu çift-esaslı katı yakıcı-yakıtlardan üretim açısından daha az tehlikeli ve daha kullanışlıdır.

##### 2.2.3.2.1.1. İyileştirilmiş Çift-Esaslı Kompozit Katı Yakıcı-Yakıtlar

Bunlar bir bakıma, çift-esaslı ve kompozit katı yakıcı-yakıtların, genellikle bir kristal oksitleyici (amonyum perklorat gibi) ve toz alüminyum yakıtın bir nitroselülöz-nitrogliserin matrisi içinde birbirine bağlanmış bir bileşimidir. Bu tip katı yakıcı-yakıtların eldesi ve kullanımındaki tehlikeler çift-esaslı katı yakıcı-yakıtlarinkine benzerdir [3] .

Tablo 2.2 Bazı Yakıcı-Yakıt Çeşitlerinin Performans ve Özellikleri.

| Yakıcı<br>Yakıt      | Bileşim<br>(ana bileşenler)      | $\rho_p$<br>(g/cm <sup>3</sup> ) | $I_s$ (70/1)<br>teorik-<br>pratik | Uygulamalar/<br>özellikler                                                                                                                                  |
|----------------------|----------------------------------|----------------------------------|-----------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Ekst-<br>rüze<br>DB  | Nitroselülöz<br>Nitrogliserin    | $\cong 1.66$                     | $\cong 230$ s<br>( $\cong -10$ s) | -Tanksavar ro-<br>ketleri ve<br>füzeler<br>-AS roketleri<br>-Bazı taktik<br>füzeler<br>Minimum duman                                                        |
| Döküm<br>DB          | Nitroselülöz<br>Nitrogliserin    | $\cong 1.66$                     | $\cong 230$ s<br>( $\cong -10$ s) | -Tanksavar<br>Roketleri<br>-Bazı taktik<br>Füzeler<br>Minimum duman                                                                                         |
| AP<br>Kompo-<br>zit  | % 88 AP<br>% 12 HTPB             | 1.72                             | $\cong 250$ s<br>( $\cong -10$ s) | -Bazı AS rok.<br>-Bazı tak.füz.<br>Düşük duman<br>(HCl-H <sub>2</sub> O)                                                                                    |
| AP<br>Kom.<br>Al'lu  | % 68 AP<br>% 20 Al<br>% 12 CTPS  | $\cong 1.82$                     | 265<br>( $\cong -20$ )            | -AA taktik füz<br>-Taktik balis-<br>tik füzeler<br>-Anti-Gemi füz<br>-Stratejik ba-<br>listik füzeler<br>.<br>.<br>Dumanlı(Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> ) |
| HMX<br>(RDX)<br>Kom. | HMX veya RDX -<br>XLDB Bağlayıcı | < 1.75                           | < 255 s<br>( $\cong -15$ )        | -Gemi-Savar f.<br>-SA füzeleri<br>Minimum duman<br>(AP'siz)                                                                                                 |
| HMX<br>Kom.<br>Al'lu | XLDB Bağlayıcı                   | 1.87                             | 273                               | -Stratejik<br>balistik<br>füzeler<br>(Çok kademeli)<br>(Trident, MX.)<br>Dumanlı(Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> )                                           |

#### 2.2.4. Katı Yakıcı-Yakıtların Bileşimi

Herhangi bir katı yakıcı-yakıt aşağıdaki bileşenlerden iki veya daha fazlasını içerir.

-Oksitleyici (nitratlar veya perkloratlar),

-Yakıt (organik reçineler veya plastikler),

-Yakıt ve oksitleyici özelliklerini içeren kimyasal bir bileşen (nitroselülöz veya nitrogliserin),

-Katkı maddeleri (üretim işlemini, yanma hızını, v.s- kontrol etmek için)

-Yanma yüzeyini sınırlayan engelleyiciler.

Kompozit katı yakıcı yakıtlar iki önemli bileşen ihtiva ederler ve bu iki bileşenden herhangi biri diğerinin yokluğunda yeterli derecede yanmaz. Diğer bir katı yakıcı-yakıt türü olan çift-esaslı katı yakıcı yakıtlar ise, birinin yokluğunda diğeri yanabilen nitroselülöz ve nitrogliserin bileşenlerini ihtiva ederler. Bu temel bileşenlere ilaveten, katı yakıcı-yakıtların fiziksel ve kimyasal özelliklerini iyileştirmek maksatıyla katkı maddeleri de ilave edilir. Çok düşük miktarlarda ilave edilen katkı maddeleri aşağıdaki gayelerle kullanılırlar:

-Yanma hızını artırmak veya azaltmak için,

-Depolama esnasında bozulmayı önlemek için,

-Üretim esnasında katı-yakıcı yakıtın değişik işlenme özelliklerini iyileştirmek için,

-Yanan katı yakıcı-yakıtın radyasyon absorpsiyon özelliklerini iyileştirmek için,

-Fiziksel dayanımı artırmak ve elastik deformasyonu azaltmak için,

-Sıcaklık duyarlılığını minimuma indirmek için.

#### 2.2.4.1. Oksitleyiciler

##### 2.2.4.1.1. Perkloratlar

Amonyum perklorat ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ), katı yakıcı-yakıtlarda en yaygın olarak kullanılan bir oksitleyicidir. Diğer bileşenlerle uyuşabilirlik, iyi bir performans, kalite, uniformluk ve kolayca bulunabilirlik gibi iyi özellikleri sebebiyle perkloratlar katı oksitleyiciler arasında çok önemli bir yer tutarlar [3] .

Perkloratların hepsi, yakıtlarla reaksiyonlarında HCl ve diğer klorin bileşenleri meydana getirirler. Perkloratlar, hem zehirleyici olan ve hem de birçok malzemeyi aşındırıcı etkisi olan bir ekzoz gazı üretirler. Çünkü, KCl ve NaCl beyaz baruttur. Amonyum ve potasyum perklorat yalnızca suda çözünebilme özelliğine sahiptir ve bu yüzden nemle karşı karşıya gelme ihtimali yüksek olan katı yakıcı-yakıtlarda kullanılabilirler. Diğer iki perklorat (magnezyum ve sodyum perklorat) ise kolayca su absorbe etme eğiliminde olduklarından kullanımları biraz daha güçlük arzeder.

Perkloratların oksitleyici potansiyelleri genellikle yüksektir ve bu sebeple yüksek özgül itme özelliğine sahip yakıcı-yakıtlarda kullanılırlar.

##### 2.2.4.1.2. İnorganik Nitratlar

Katı yakıcı-yakıt üretiminde kullanılan üç nitrat çeşiti; potasyum nitrat ( $\text{KNO}_3$ ), sodyum nitrat ( $\text{NaNO}_3$ ) ve amonyum nitrat ( $\text{NH}_4\text{NO}_3$ ) dır.

Potasyum ve sodyum nitrat, yanma ürünlerinde katı maddeler oluşumu nedeniyle ekzozda istenmeyen duman meydana getirirler. Amonyum nitrat, dumansız ve nisbeten zehirsiz ekzoz gazı sebebiyle büyük bir ekzoz



avantajına sahiptir. Fakat, amonyum nitratın oksitleyici potansiyeli düşüktür ve ancak düşük performans ve düşük yanma hızlı uygulamalar için uygundur.

#### 2.2.4.1.3. Organik Nitratlar

Gliserol trinitrat veya nitrogliserin ( $C_3H_5(ONO_2)_3$ ), dietilen glikol dinitrat ( $(CH_2CH_2ONO_2)_2O$ ), selülöz nitrat veya nitroselülöz ( $C_6H_7O_2(ONO_2)_3$ ) organik nitratların bazılarıdır. ( $ONO_2$ ) grubu nitratların genel karakteristiğidir. Bütün nitratlar temelde, organik maddelerini oksitleyici özelliği olan kararsız maddelerdir.

Nitrogliserin, suda yalnızca birazcık çözünebilen, fakat alkol ve eterde kolayca çözünebilen, renksiz, yağlı bir sıvıdır. Nitrogliserinin en önemli özelliği, küçük darbelerle bile şiddetli bir şekilde patlayabilmesidir. Nitrogliserinin üretiminde genelde kabul gören metod, sülfirik ve nitrik asitlerin bir karışımını kullanmak suretiyle, gliserinin nitrasyonudur. Katı yakıcı-yakıt-taki nitroselülöz miktarındaki bir artış genellikle fiziksel dayanımı arttırır ve yüksek bir nitrogliserin miktarı ise, katı-yakıcı yakıtın performansını ve yanma hızını arttırır.

#### 2.2.4.1.4. Aromatik Nitro Bileşenleri

Katı yakıcı-yakıtlarda kullanılmakta olan bazı aromatik nitro bileşenleri, amonyum pikrat ( $C_6H_2(NO_2)_3ONH_4$ ) trinitrotoluen ( $CH_3C_6H_2(NO_2)_3$ ) ve dinitrotoluen ( $CH_3C_6H_3(NO_2)_2$ ) dir.

Tablo 2.3 Bazı Oksitleyici Çeşitleri ve Özellikleri

| Oksitleyici            | Formülü                                        | Molekül<br>Ağırlı.<br>g/mol | Yoğunluk | %O <sub>2</sub> | Oluşum<br>ısısı<br>kcal/mol<br>25°C de |
|------------------------|------------------------------------------------|-----------------------------|----------|-----------------|----------------------------------------|
| Amonyum<br>Perklorat   | NH <sub>4</sub> ClO <sub>4</sub>               | 117.49                      | 1.95     | 34.04           | -69.4                                  |
| Amonyum<br>Nitrat      | NH <sub>4</sub> NO <sub>3</sub>                | 80.05                       | 1.725    | 20.0            | -87.3                                  |
| Hidrazine<br>Nitrat    | N <sub>2</sub> H <sub>5</sub> NO <sub>3</sub>  | 95.0                        | 1.685    | 8.4             | -59.0                                  |
| Lityum<br>Nitrat       | LiNO <sub>3</sub>                              | 68.95                       | 2.38     | 58.015          | -115.3                                 |
| Lityum<br>Perklorat    | LiClO <sub>4</sub>                             | 106.4                       | 2.429    | 60.15           | -98.0                                  |
| Nitronyum<br>Perklorat | NO <sub>2</sub> ClO <sub>4</sub>               | 145.46                      | 2.22     | 66              | +8.0                                   |
| Potasyum<br>Perklorat  | KClO <sub>4</sub>                              | 138.55                      | 2.524    | 46.19           | -103.6                                 |
| Hidrazin<br>Perklorat  | N <sub>2</sub> H <sub>5</sub> ClO <sub>4</sub> | 132.49                      | 1.939    | 24.2            | -42.5                                  |

#### 2.2.4.2. Yakıtlar

Katı yakıcı-yakıtlarda birçok değişik organik yakıt kullanılmaktadır. Yakıtlar, oksitlenebilme, karışımlara istenen fiziksel özellikleri verme ve arzulanan işleme karakteristiklerini sağlamadaki kabiliyetlerine göre seçilirler.

##### 2.2.4.2.1. Asfalt-Petrol Tipi Yakıtlar

Asfalt, ziftli bir hidrokarbondur. Katı oksitleyicilerle karıştırılabilmesi için ısıtılması gerekir. Bundan sonra karışım roket yanma odaları içinde kalıplanır yarı katı bir hale gelinceye kadar soğumaya bırakılır. Asfalt, düşük çalışma sıcaklıklarında çok gevrek ve çatlama eğiliminde olduğu için, fiziksel özelliklerini iyileştirmek amacıyla petrolle karıştırılması gerekir. Bununla beraber, yüksek sıcaklıklarda petrol katkılı malzeme depolama ve çalışma esnasında deformasyona dayanım gösteremeyecek derecede yumuşak olduğundan, maksimum çalışma sıcaklık limitleri dardır.

##### 2.2.4.2.2. Plastik Yakıtlar

Fenol formaldehit ve fenol furfural reçinelerini içeren değişik plastikler roket katı yakıcı-yakıtlarında kullanılmaktadırlar. Değişik plastik bileşenleri karıştırılarak oksitleyici ilave edilir ve karışım sertleşmeden bir kalıpta kalıplanır.

##### 2.2.4.2.3. Kauçuk Tipi Yakıtlar

Birkaç sentetik kauçuk ve zambak tipi bileşenler yakıcı yakıt esasları olarak kullanılabilirler. Bu maddelerin elastik özellikleri, yakıcı-yakıtın depolanma esnasında ısı genleşme ve büzülmenin ve basınç yüklerinin daha iyi bir şekilde transferini sağlayan daha basit dizaynlara imkan sağlarlar [5] .

#### 2.2.4.2.4. Metal Esaslı Yakıtlar

Metal yakıtların en önde geleni alüminyumdur. Alüminyum, kompozit ve kompozit çift-esaslı yakıcı-yakıt formülasyonlarının değişik tiplerinde kullanılır ve genellikle yakıcı-yakıtın ağırlıkça %14-18 ini oluşturur. Küçük alüminyum parçacıkları havada yanabilir ve bu toz halindeki parçacıklar zehirlidir. Roketteki yanma olayı esnasında yakıt, alüminyumoksit içinde oksitlenir. Bu oksit parçacıkları daha sonra biraraya toplanarak daha büyük parçacıklar oluştururlar. Oksit yanma esnasında sıvı formdadır ve lülede gaz sıcaklığının düşmesiyle birlikte katılaşır.

Bor, yüksek enerjili ve alüminyumdan daha hafif bir yakıt olmasına karşın, yüksek bir ergime noktası (2304 °C) na sahip olduğu ve orta büyüklüklerdeki yanma odalarında yüksek bir verimle yakılabilme zorluğu sebebiyle pratik bir yakıt değildir.

Berilyum, bor'dan çok daha kolay bir şekilde yanar ve bir katı yakıcı-yakıtlı roket motorunun özgül itmesini yaklaşık olarak 15 sn civarında iyileştirir. Fakat, solunması halinde zehirli bir etkisi vardır [3] .

#### 2.2.4.3. Bağlayıcılar

Plastik veya kauçuk tipi organik bağlayıcı maddeler katı yakıcı - yakıtlı roketler için aynı zamanda yakıttırlar ve yanma işlemi esnasında oksitlenirler. Bunlar, yanmanın dışındaki özellikleri etkilediklerinden dolayı, katı yakıtlar içinde mütalaa edilmezler. Bağlayıcı bileşen, motor emniyeti, mekanik özellikler, yakıcı-yakıt işleme kompleksliği, depolanabilirlik ve maliyetler üzerine önemli bir etkiye sahiptir.

Polimerler, yakıcı yakıt üretimine etkilerine göre;

1-Plastisol bağlayıcılar,

2-Zengin oksijenli çift-esaslı yakıcı-yakıt bağlayıcıları,

3-Döküm kompozit yakıcı-yakıt bağlayıcıları için prepolimerler veya monomerler,

4-Kauçuk zambak ağaç gövdelerinden polimerler olarak gruplandırılabilirler.

Plastisol bağlayıcılı yakıcı-yakıtlar, polimerize reçine parçacıklarını uçucu olmayan bir sıvı içerisinde çözündürmek suretiyle katılaştırılırlar. Polivinil klorid tipik bir plastisol bağlayıcıdır.

En yaygın çift-esaslı yakıcı-yakıt-bağlayıcısı nitroselülözdür. Nitroselülöz, moleküler yapısı kompleks olmasına karşın, uygun kimyasal, mekanik ve balistik özelliklere sahiptir.

3.grup bağlayıcıya iki örnek, polibutadine-acrylic asit-aclonitril ve karboksi-terminated polibutadin'dir. Bunların ikisi de geniş bir sıcaklık ve depolanma sahası için uygundur. Bağlayıcı sistemi terimi, bu kompleks kompozit yakıcı yakıt bağlayıcıları için kullanılan bir terimdir.

Neoprene, styrene-butyl 4.grup bağlayıcıların yüksek viskoziteleriyle başa çıkılabilmesi için özel işlem cihazlarına ihtiyaç duyulan örneklerdir. Bu gruptaki bağlayıcılar, kalıplanma, ekstrüzyon ve döküm işlemlerine uygun olmalarına karşın uygulama alanları oldukça sınırlıdır [3] .

Tablo 2.4 Bazı Homojen Yakıcı-Yakıt Çeşitleri

| Yakıcı<br>Yakıtlar             | SD<br>(F) | CORDITE<br>(USSR) | JP<br>(US) | M7<br>(US) | MRN<br>(US) | R-61<br>(US) | BACA<br>(US) |
|--------------------------------|-----------|-------------------|------------|------------|-------------|--------------|--------------|
| <b>Bileşenler</b>              |           |                   |            |            |             |              |              |
| Nitroselülöz                   | 66        | 56.5              | 52.2       | 54.5       | 56.51       | 61.5         | 59.9         |
| Dinitroetilen                  |           |                   |            |            |             | 35.0         |              |
| glikol                         |           |                   |            |            |             |              |              |
| Dinitrotriethilen              |           |                   |            |            |             |              |              |
| glikol                         |           |                   |            |            |             |              |              |
| Nitrogliserin                  | 25        | 28                | 43         | 35.5       | 28.0        |              | 26.9         |
| Dinitrotolune                  |           | 11                |            |            | 11          |              |              |
| Trinitrotolune                 |           |                   |            |            |             |              |              |
| Sentralit                      | 8         | 3.5               |            | 0.9        | 4.5         |              | 2.9          |
| Diethypht..                    |           |                   | 3.0        |            |             |              |              |
| Diphenylamine                  |           |                   | 0.6        |            |             |              |              |
| Dipyhenyluera                  |           |                   |            |            |             | 2.1          |              |
| Ethylpenyluera                 |           |                   |            |            |             | 1.4          |              |
| Stabilizer                     | 1         | 1                 |            |            |             |              |              |
| alphanitro..                   |           |                   |            |            |             |              | 6.1          |
| dimethylp..                    |           |                   |            |            |             |              |              |
| KNO <sub>3</sub>               |           |                   | 1.2        |            |             |              |              |
| K <sub>2</sub> SO <sub>4</sub> |           |                   |            |            | 1.5         |              | 2.0          |
| BaSO <sub>4</sub> TiO          |           |                   |            |            |             |              |              |
| MgO                            |           |                   |            | 1.0        |             |              |              |
| TiO <sub>2</sub>               |           |                   |            |            |             |              | 0.9          |
| Karbon                         |           |                   |            | 1.2        | 0.5         |              |              |
| Balmumu                        |           |                   |            |            | 0.08        |              |              |
| CO <sub>3</sub> Ca             |           |                   |            |            |             |              |              |
| ClO <sub>4</sub> K             |           |                   |            | 7.8        |             |              |              |

| Yakıcı<br>Yakıtlar | JPN<br>(US) | SC<br>(UK) | HSC<br>(UK) | 105.5<br>(UK) | 17H<br>(G) | R-61<br>(G) | Z167<br>(G) |
|--------------------|-------------|------------|-------------|---------------|------------|-------------|-------------|
| <b>Bileşenler</b>  |             |            |             |               |            |             |             |
| Nitroselülöz       | 51.5        | 49.5       | 49.5        | 60.0          | 63.7       | 67.8        | 55.8        |
| Dinitroetilen      |             |            |             | 39.6          | 16.0       | 35.3        | 16.3        |
| glikol             |             |            |             |               |            |             |             |
| Dinitrotriethilen  |             |            |             |               | 16         |             |             |
| glikol             |             |            |             |               |            |             |             |
| Nitrogliserin      | 43.0        | 41.5       | 47.0        |               |            |             |             |
| Dinitrotolune      |             |            |             |               |            |             | 9           |

|                                |      |      |      |      |     |      |
|--------------------------------|------|------|------|------|-----|------|
| Trinitrotolune                 |      |      |      |      |     | 12.5 |
| Sentralit                      | 1.0  | 9.0  | 3.5  | 2.0  |     |      |
| Diethypht..                    |      |      |      |      |     |      |
| Diphenylamine                  |      |      |      |      | 0.8 |      |
| Dipyhenyluera                  |      |      |      | 1    |     |      |
| Ethylpenyluera                 |      |      |      |      | 1.1 |      |
| Stabilizer                     |      |      |      | 0.74 | 1.5 | 0.5  |
| alphanitro..                   |      |      |      |      |     |      |
| dimethylp..                    | 3.25 |      |      |      |     |      |
| KNO <sub>3</sub>               |      |      |      |      | 0.6 |      |
| K <sub>2</sub> SO <sub>4</sub> | 1.25 |      |      |      |     |      |
| BaSO <sub>4</sub> TiO          |      |      |      |      | 0.5 |      |
| MgO                            |      |      |      | 0.4  |     | 0.25 |
| TiO <sub>2</sub>               |      |      |      |      |     |      |
| Karbon                         | 0.2  |      |      | 0.1  | 0.3 |      |
| Balmumu                        | 0.08 | 0.07 | 0.07 |      |     |      |
| CO <sub>3</sub> Ca             |      | 0.35 | 0.35 |      |     |      |

---

### 2.2.5. Çift-Esaslı Katı Yakıcı Yakıtların Üretimi

Çift-esaslı katı-yakıcı-yakıtlar, çözücülü veya çözücüsüz bir ekstrüzyon veya döküm işlemiyle üretilirler.

Çözücülü sistemde, bir uçucu çözücü katı yakıcı -yakıtı oluşturan bileşenlerle karıştırılır. Bu işlemin amacı, karışımın kalıplanma ve ekstrüze edilebilme özelliklerini iyileştirmektir. Üretilen çekirdekler daha sonra, çözücünün uzaklaştırılması amacıyla kurutulurlar. Bununla beraber çözücü, buharlaşma esnasında yarıklara ve çatlaklara sebep olabilir. Bu yöntem, ince kesitli katı yakıcı yakıt çekirdeklerinin üretimi için uygundur.

Çözücüsüz sistemde ise, yakıcı-yakıt karışımı ısıtılmış merdaneler veya diğer şekillendirici makinalar içinden geçirilmek suretiyle şekillendirilir. Daha sonra yakıcı-yakıt malzemesi çok yüksek basınçlarda uygun bir kalıp içinden geçirilmek suretiyle ekstrüze edilirler. Ekstrüzyon işlemiyle üretilen çekirdek daha sonra iç gerilmeleri gidermek amacıyla ısıtılır. Ekstrüzyon işlemi, yüksek maliyetli cihazlar gerektirmesine karşın, çekirdeğin boyutunun veya şeklinin tam olarak kontrolüne imkan sağlar.

Çift-esaslı katı yakıcı-yakıtların döküm işlemiyle üretiminde, katkı maddeleriyle karıştırılmış nitrogliserin, küçük nitroselülöz parçacıklarıyla ön yüklemeye tabi tutulmuş bir kalıp içine dökülür. Daha sonra, kalıp ısıtılır ve nitroselülöz, sıvı karışımla hemen hemen homojen bir katı oluşturur. Döküm yoluyla katı yakıcı-yakıt üretimi yöntemi, nisbeten tehlikesiz bir yöntemdir ve çok büyük boyutlu çekirdeklerin üretimine imkan sağlar [5] .



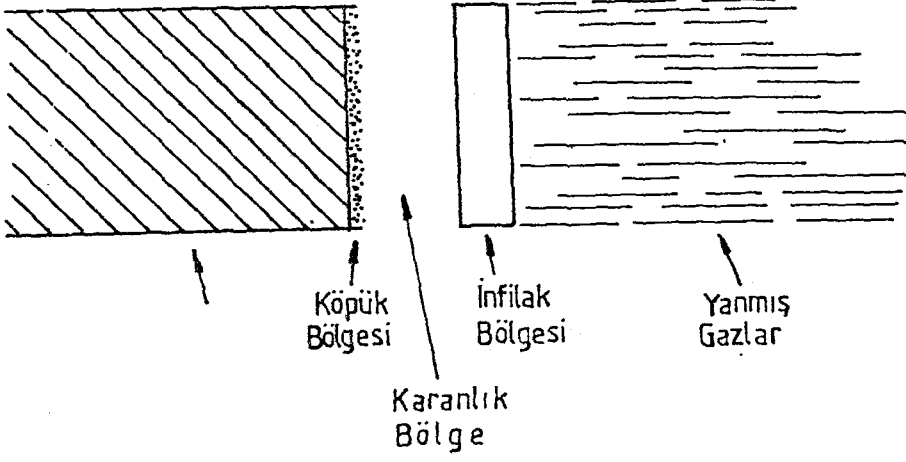
### BÖLÜM 3. KATI YAKICI-YAKITLARIN YANMASI

Katı yakıcı-yakıtlı roket motorlarındaki yanma olayı, oldukça karmaşık bir olaylar dizisini içerir. Katı yakıcı-yakıtların yanması esnasında meydana gelen fiziksel ve kimyasal olaylar tam olarak anlaşılabilmiş değildir ve mevcut analitik yanma modelleri, oldukça büyük ölçüde basitleştirmeler ihtiva ederler.

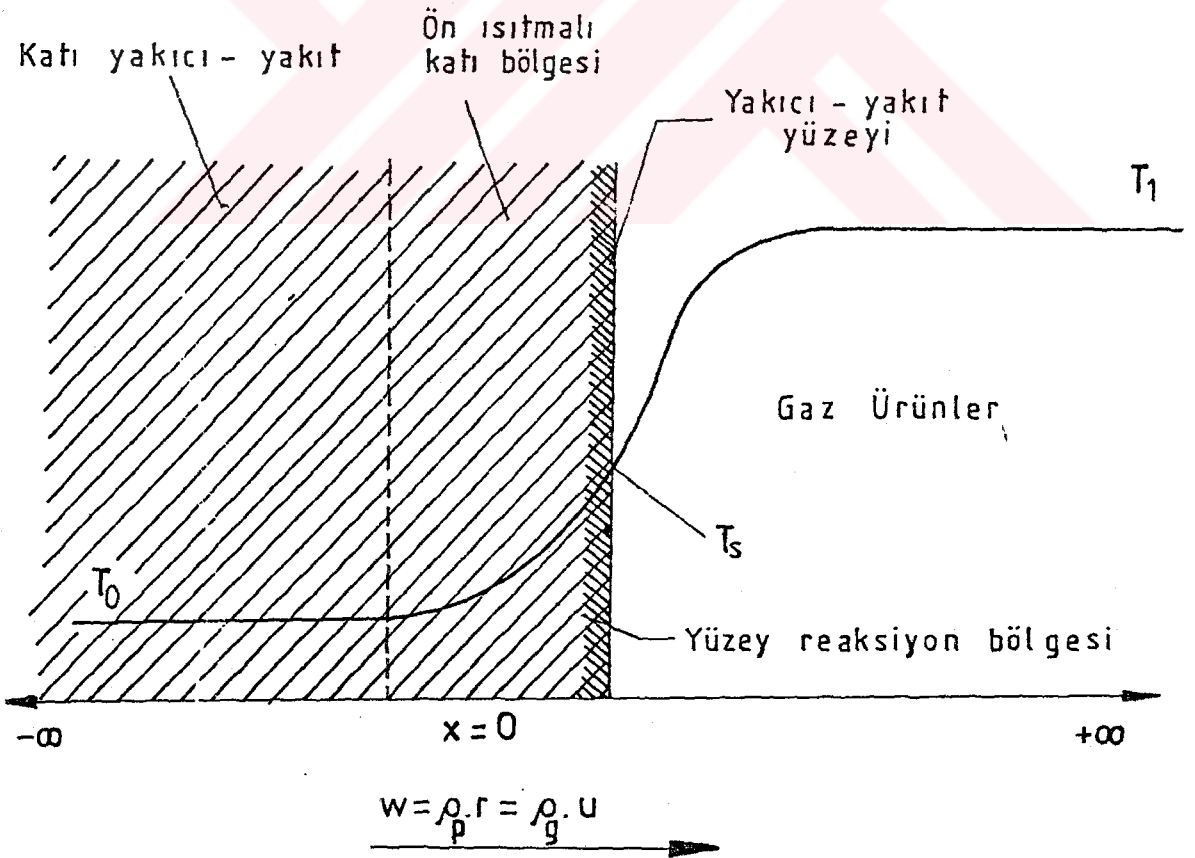
Yakıcı-yakıtların deneysel yanma gözlemleri, kompleks üç boyutlu mikro yapılar, üç boyutlu bir alev yapısı, sıvı ve gaz fazı ara ürünleri ve matematiksel modellerde ifade edilmesi gereken diğer birçok karmaşıklıklar göstermektedir [3] .

Çift-esaslı katı yakıcı-yakıtların alev yapıları, kompozit yakıcı-yakıtlara nazaran basittir. Şekil 3.1 de görüldüğü üzere, üç yanma bölgesi gözlemlenir; Yanma yüzeyine bitişik bir fışkırma (fizz) veya köpük reaksiyon bölgesi, fışkırma bölgesine bitişik bir, kimyasal reaksiyonların yavaş bir şekilde meydana geldiği bir karanlık gaz fazı bölgesi, karanlık bölgeye bitişik, kimyasal reaksiyonların tamamlandığı bir parlak alev veya infilak bölgesi.

Yakıcı-yakıt bileşenleri, ön ısıtılmış bölgeden birkaç milisaniye içinde etkilenmemiş olarak geçerek köpüklü bölgeye ulaşırlar. Bu bölgedeki sıcaklık, moleküller bozulmanın meydana gelebileceği ölçüde yüksektir ve C-O-//NO<sub>2</sub> bağının kopmasıyla moleküller bozulma başlar. 100 Atm altındaki basınç değerlerinde, net bir şekilde ayrılmış birincil ve ikincil bir parlak alev gözlemlenir. Birincil alev, NO<sub>2</sub>-aldeyt reaksiyonları, ikincil alev ise muhtemelen NO-CO reaksiyonlarını ihtiva eder.



Şekil 3.1 Çift-Esaslı Katı Yakıcı-Yakıt Alev Bölgeleri



Şekil 3.2 Bir Boyutlu Sürekli Hal Yanma Modeli

Bu basınç grubunda ( $P_c < 100$  Atm), ikincil alev, yüzey üzerinde herhangi bir etki yapamayacak veya birincil alev içinde bir sıcaklık gradyanı meydana getiremeyecek kadar uzaktadır. Böylece, yanma hızı tamamen ikincil alevin etkisi altında olmaktadır. Bu durum, basınç üstelinin 0.7 olduğu bir yanma hızı-basınç kanununa tekabül eder. Yanma odası basıncı artarken, ikincil alev de ziyadeleşir ve birincil alevin içine karışır. Bu durumda, basınç üsteli 1'e yaklaşan bir bölge gözlemlenir. ikincil alev tamamen oluştuğunda, nihai ürünler ( $N_2$ ,  $CO$ ,  $CO_2$ ,  $H_2O$  ve  $H_2$ ) ve nihai sıcaklık (2100 - 3100 K) a ulaşılır [7] , [8] .

### 3.1. Kimyasal Roket Yakıcı-Yakıt Performans Analizleri

Roket performans hesaplamalarının yapılabilmesi, yanma sıcaklığı  $T_1$ , ortalama moleküler ağırlık  $\bar{M}$  veya entalpi değişimi ( $h_1 - h_2$ ) gibi yakıcı-yakıt reaksiyon ürün özelliklerinin bilinmesini gerektirmektedir.

Katı yakıcı-yakıtların yanması sonucu oluşan yanma ürünleri genellikle gaz halindedirler. Fakat, bazan birkaç reaktant bileşeni katı veya sıvı fazda kalabilir. Örneğin, alüminyum ihtiva eden katı yakıcı-yakıtlarda yanma odası reaksiyon gazları sıvı alüminyum oksit ihtiva ederler. Eğer, ekzozdaki sıvı ve katı partikül miktarı az veya partikül boyutları küçükse, ideal gaz varsayımı bizi yalnızca küçük hatalara götürecektir. Çift-esaslı katı yakıcı-yakıtlarda bu hata daha da küçük olacaktır.

Moleküler kütle kavramı, kimyasal analizlerde kullanılan bir kavramdır. Eğer  $n_j$ , uniform gaz karışımının kg'ı başına j bileşeninin kmol sayısı ise,

$$n = \sum_{j=1}^m n_j \quad (3.1)$$

dir. Burada n, karışımın kg'ı başına mol sayısıdır. Böylece, ortalama efektif moleküler ağırlık,

$$\bar{M} = \frac{\sum_{j=1}^m n_j \cdot \bar{M}_j}{\sum_{j=1}^m n_j} \quad (3.2)$$

olur. Reaksiyona giren n adet muhtemel bileşen vardır ve bunların yalnızca m tanesi gaz ve (n-m) tanesi ise yoğunlaşmış bileşenlerin sayısını ifade eder.

Kütlenin korunumu prensibi, bir kimyasal reaksiyon öncesindeki atomik bileşenlerin miktarının, reaksiyon sonundaki atomik bileşen miktarına eşit olmasını gerektirir.

$$\left[ \begin{array}{c} n \\ \sum_{j=1} a_{ij} \cdot n_j \end{array} \right]_{\text{ürünler}} - \left[ \begin{array}{c} n \\ \sum_{j=1} a_{ij} \cdot n_j \end{array} \right]_{\text{reaktant}} = 0 \quad (3.3)$$

Burada  $a_{ij}$  sabitleri, j bileşenlerinin kmol'üne tekabül eden element atomlarının kg sayısıdır.

Bilgisayarla yapılacak ısı dengesi analizlerinde, özgül ısı,  $C_p$ , entalpi, h, entropi, s ve/veya Gibbs serbest enerjisi (Herbir bileşen için, mutlak sıcaklığın fonksiyonu olarak) değerlerinin bilinmesi gerekir. Ergime ısısı, buharlaşma ısısı veya oluşum ısısı gibi termofiziksel veriler bu miktarların değişimlerinde hesaba katılabilir.

Birkaç değişik analiz metodu kullanılmaktadır. İlk analizlerde, reaksiyon denge oranları kullanılmaktaydı. Günümüzde, Gibbs serbest enerjisi'ni minimize etme yaklaşımı, kolaylıkla yakınsayan ve daha doğru sonuçlar veren iteratif bilgisayar çözümlerine yönelttiği için tercih edilmektedir.

Roketlerde, yanma olayında sabit bir yanma işlemi ve lülede sabit entropili bir izantropik genişleme işlemi kabulü yapılır. İlk bileşim  $n_j$ , başlangıç yanma sıcaklığı ve yanma odası basıncı tahmin edilir ve bilgisayar iterasyon yoluyla çözümü gerçekleştirir. Yakın-sama genellikle hızlıdır [3] .

Roketlerde yanma olayı sonucu oluşan yanma gazları birkaç gazın karışımından ibarettir. Bu gaz karışımının analitik olarak ideal bir gaz gibi davrandığı düşünülebilir. Özgül ısı, moleküler ağırlık ve karışımın özgül ısılar oranı, karışımı oluşturan gazların herbirinin özelliklerinin analizinden hesaplanabilir. Gaz sabiti,

$$R = \frac{R_0}{\bar{M}} \quad (3.4)$$

Özgül ısı,

$$C = \sum_{j=1} (n_j \cdot C_j) \quad (3.5)$$

Özgül ısılar oranı

$$k = \frac{c_p}{c_v} = \frac{c_p}{c_p - 1.99} \quad (3.6)$$

şeklinde hesaplanabilir.

### 3.2. Kimyasal Denge

Bir kimyasal reaksiyonda, reaktantlar ürünler içinde, ürünler de reaktantlar içinde aynı oranda dönüşüme uğruyorsa, bu kimyasal reaksiyonun dengede olduğu söylenir. Çoğu maddeler, belirli oranlarda karıştırıldıklarında, tamamen reaktantlara dönüşemeycek ürünler verecek şekilde birleşirler. Bu tip reaksiyon, tersinmez reaksiyon olarak adlandırılır.

$K$ , denge sabiti, reaksiyona giren bileşenlerin kısmi basınçlarının bir fonksiyonu olarak ifade edilebilir.  $K_p$ 'nin sayısal değeri, yalnızca sıcaklığa bağlıdır ve diğer fiziksel şartlardan bağımsızdır.

$$K_p = \frac{P_A^a \cdot P_B^b \cdot P_C^c \dots}{P_Z^z \cdot P_Y^y \dots} \quad (3.7)$$

$$K_n = \frac{X_A^a \cdot X_B^b}{X_Z^z \cdot X_Y^y} \quad (3.8)$$

dir. Burada  $K_n$ , konsantrasyonlar hacim yüzdelerinde veya molar yüzdelerde ifade edildiği haldeki,  $K_p$  ise, basınç birimleri cinsinden ifade edildiği haldeki denge sabiti-dir. Herhangi genel bir reaksiyonda,

$$K_p = K_n \cdot P^{n'} \quad (3.9)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada  $P$ , karışımın basıncı,  $n'$  ise, ürünlerin mol sayılarıyla reaktantların mol sayıları arasındaki farktır. Ürünlerle reaktantların mol sayılarının eşit olması halinde  $K_n = K_p$  olacaktır.

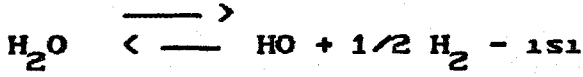
Roket yanma odasında meydana gelen kompleks yanma reaksiyonu için birkaç denge denklemi yazılabilir. Örneğin, su gazı denge denklemi, roket ekzoz gazları içindeki su buharı, hidrojen, karbondioksit ve karbonmonoksit oranlarını tesbit için kullanılabilir.

Roket yanma gazlarının dengesi sıcaklığa oldukça duyarlıdır. Sıcaklık yükseltildiğinde, kimyasal reaksiyon, ısı absorbe edecek şekilde bir değişim gösterme eğilimine girecektir. Bu yüzden, yüksek alev sıcaklıklarındaki roket yanma denge ürünleri, daha düşük sıcaklıklardaki denge ürünlerinden miktar olarak oldukça farklıdır. Eğer sıcaklık çok ani bir şekilde düşürülecek

olursa, reaksiyon donabilir. Yani, oda sıcaklıklarındaki reaksiyon hızları o kadar düşüktür ki, bileşimde ve konsantrasyonda çok küçük değişiklikler meydana gelir. Bir roketten, analiz maksatıyla gaz numuneleri alındığında, alınan bu numuneler soğutularak denge etkili bir şekilde dondurulur.

### 3.3. Ayrışma

Roketlerde, yüksek yanma sıcaklığı bazı reaksiyon ürünlerinin daha basit moleküllere ve tek atom bileşenlerine ayrışmalarına sebep olur.



Bu ayrışma reaksiyonları, yalnızca yanma sıcaklığının 2650°C 'ı aşması durumunda meydana gelir. Çoğu roket yanma reaksiyonlarında denge sıcaklığı 2650 °C 'ın üzerindedir ve gerçek performans hesaplamalarında ayrışma reaksiyonları dikkade alınmalıdır. Ayrışma;

-Enerjiyi tüketir ve bunun sonucu olarak da, kinetik enerjiye dönüşebilecek mevcut enerji miktarı azalır. Böylece, ulaşılabilir maksimum ekzoz hızı ve alev sıcaklığı düşer.

-Yanma gazlarının ortalama özgül hacimlerinde artış ve ürünlerin ortalama moleküler ağırlığında azalışa sebep olur. Bu durum ekzoz hızını belirgin bir şekilde azaltır.

-Gaz akış sıcaklığı düştüğünde, ayrılan reaksiyon ürünlerinin yeniden birleşmesi durumu ortaya çıkar. İzantropik gaz genişlemesi olan bir lülede, sıcaklık lüle

çıkışına doğru düzgün bir şekilde düşer.

-Duvarlara yakın kısımlardaki sınır tabaka, roket gazlarının ana kütlelerinden daha soğuktur. Bunun nedeni, duvarlardan olan ısı transferidir. Böylece, ayrıışmış reaksiyon ürünlerinin mevcudiyeti, duvarlardan olan ısı transferinin artmasına yol açabilir.

Ayrıışma, genelde özgül itmeyi sınırlama eğilimi gösterir.  $N_2$  ve CO gibi kararlı reaksiyon ürünleri veren yakıcı-yakıtların seçiminin istenmesi bu sebeptendir. Yanma basıncını artırmak ayrıışma miktarını azaltır ve yanma sıcaklığını belirgin bir şekilde yükseltir.

### 3.4. Yanma Sıcaklığı ve Yanma Ürünlerinin Hesabı

Yanma sıcaklığı ve ürün gazlarının bileşimi hesaplamaları, yakıcı-yakıtın reaksiyon ısısının, ürün gazlarının entalpisindeki artışa eşitlenmesiyle yapılır.

$$\left[ Q_R \right]_{T_0} = \sum n_j \cdot \int_{T_0}^T C_p \cdot dT = \Delta h \quad (3.10)$$

Burada  $(Q_R)_{T_0}$  yakıcı-yakıt bileşiminin  $T_0$  referans

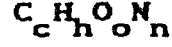
sıcaklığındaki reaksiyon ısısı,  $(C_p \cdot dT)$ , her bir mol ürün gazının  $T_0$  referans sıcaklığından  $T_1$ , alev sıcaklığına yükseltmek için gerekli entalpi değişimi,  $n_j$ , her bir ürün gazının mol sayısı,  $C_p$ , sabit basınçta ortalama molar özgül ısı,  $T_0$ , referans sıcaklığı,  $T$ , mutlak reaksiyon sıcaklığı,  $\Delta h$ , reaksiyon ürünlerinin toplam entalpi kazanıdır.

$T$  denge sıcaklığını hesaplamak için, her bir ürün gazının mol sayısı yani bileşimi, yukarıda tanımlanan denge reaksiyonu ve maddenin korunumu prensibini kullanmak suretiyle hesaplanabilir [6] , [9] .



### 3.5. Homojen Katı Yakıcı-Yakıtlar İçin Yanma Ürünlerinin Hesaplanması

Katı yakıcı-yakıtların en basit formu homojen katı yakıcı-yakıtlardır ve aşağıdaki formda formüle edilirler,



Bu tip yakıcı-yakıtlar genellikle biraz yakıt zenginliğindedirler. Bu durum, su gazı reaksiyonunun önemli bir hal almasına sebep olur. Bu sonucun kabulü hesaplamalarda önemli bir kolaylık sağlar. Burada, yalnızca yakıt-zengin sistemlerde meydana gelmesi muhtemel olan gaz fazı reaksiyonlarını gözönüne alacağız. Yanma ürünü gazlarının,  $\text{CO}_2$ ,  $\text{CO}$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{OH}$ ,  $\text{H}_2$ ,  $\text{H}$ ,  $\text{O}_2$ ,  $\text{N}_2$ ,  $\text{N}$  ve  $\text{NO}$  bileşenlerini ihtiva ettiğini kabul edeceğiz.

Atom gram sayılarının korunumundan,

$$\text{C} = n_{\text{CO}} + n_{\text{CO}_2}$$

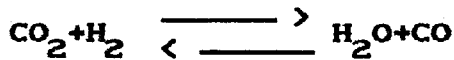
$$\text{H} = 2 \cdot n_{\text{H}_2\text{O}} + n_{\text{OH}} + 2 \cdot n_{\text{H}_2} + n_{\text{H}}$$

$$\text{O} = 2 \cdot n_{\text{CO}_2} + n_{\text{CO}} + n_{\text{H}_2\text{O}} + n_{\text{OH}} + 2 \cdot n_{\text{O}_2} + n_{\text{O}} + n_{\text{NO}}$$

$$\text{N} = 2 \cdot n_{\text{H}_2} + n_{\text{N}} + n_{\text{NO}}$$

(3.11)

Su gazı denge denklemini yazarsak,



(3.12)

Kimyasal denge denklemi,

$$\left. \begin{aligned}
 \ln p_{\text{CO}_2} + \ln p_{\text{H}_2} - \ln p_{\text{H}_2\text{O}} - \ln p_{\text{CO}} &= \\
 \ln n_{\text{CO}_2} + \ln n_{\text{H}_2} - \ln n_{\text{H}_2\text{O}} - \ln n_{\text{CO}} & \\
 M_{\text{CO}_2} + M_{\text{H}_2} - M_{\text{H}_2\text{O}} - M_{\text{CO}} = \ln K_p(T) &
 \end{aligned} \right\} \quad (3.13)$$

Burada  $K_p$ , denge sabitidir.

$\text{OH}$ ,  $\text{H}$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{H}_2$  ve  $\text{NO}$  konsantrasyonlarının,  $\text{CO}_2$ ,  $\text{CO}$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{H}_2$  ve  $\text{N}_2$  ye nazaran küçük olduğunu kabul ederek (3.11) ve (3.13) denklemlerinden yaklaşık olarak;

$$\left. \begin{aligned}
 C &= n_{\text{CO}_2} + n_{\text{CO}} \\
 H &= 2 \cdot n_{\text{H}_2\text{O}} + 2 \cdot n_{\text{H}_2} \\
 O &= n_{\text{H}_2\text{O}} + 2 \cdot n_{\text{CO}_2} + n_{\text{CO}} \\
 N &= 2 \cdot n_{\text{N}_2} \\
 K_p(T) &= \frac{n_{\text{CO}_2} \cdot n_{\text{H}_2}}{n_{\text{H}_2\text{O}} \cdot n_{\text{CO}}}
 \end{aligned} \right\} \quad (3.14)$$

(3.14) denklem takımında 5 denklem ve 5 bilinmeyen mevcuttur. Bu denklem takımını,  $C$ ,  $H$ ,  $O$ ,  $N$  ve  $K_p(T)$  değerleriyle basit bir guatratik denkleme dönüştürmek kolaydır. Guatratik denklemin çözümü ve sonra kalan dört bilinmeyenin hesaplanması sistemin bileşimine kolay bir ilk yaklaşım sağlayacaktır ( $n_{\text{CO}_2}^0$ ,  $n_{\text{CO}}^0$ ,  $n_{\text{H}_2}^0$ ,  $n_{\text{H}_2\text{O}}^0$ ,  $n_{\text{N}_2}^0$ ).

Daha sonra diğer bileşenlerin konsantrasyonu, bu 5 ana bileşenden hesaplanabilir. Böylece,  $n_{\text{H}}$  için,

$$\text{H}_2 \xrightleftharpoons{>} 2 \text{H}$$

gözönüne alınır. Bu reaksiyon için,

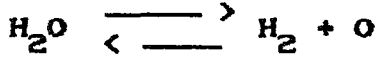
$$\left. \begin{aligned} n_H^o &= K_{p_H}(T) \cdot (n_{H_2}^o)^{1/2} \cdot (P/n^o)^{1/2} \\ n^o &= n_{CO_2}^o + n_{CO}^o + n_{H_2O}^o + n_{H_2}^o + n_{N_2}^o \\ \ln K_{p_H}(T) &= M_H - 1/2 M_{H_2} \end{aligned} \right\} \quad (3.15)$$

Benzer şekilde,

$$\left. \begin{aligned} H_2O &\xrightarrow{\quad} 1/2 H_2O + OH \\ n_{OH}^o &= K_{p_{OH}}(T) \cdot (n_{H_2O}^o / n_{H_2}^o)^{1/2} \cdot (P/n^o)^{-1/2} \\ \ln K_{p_{OH}}(T) &= M_{OH} + 1/2 M_{H_2} - M_{H_2O} \end{aligned} \right\} \quad (3.16)$$

$$\left. \begin{aligned} H_2O + 1/2 N_2 &\xrightarrow{\quad} H_2 + NO \\ n_{NO}^o &= K_{p_{NO}}(T) \cdot (n_{H_2}^o)^{-1} \cdot (n_{N_2}^o)^{1/2} \cdot (P/n^o)^{-1/2} \\ \ln K_{p_{NO}}(T) &= M_{NO} + M_{H_2} - M_{H_2O} - 1/2 M_{N_2} \end{aligned} \right\} \quad (3.17)$$

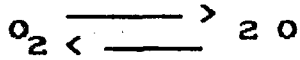
$$\left. \begin{aligned} N_2 &\xrightarrow{\quad} 2N \\ n_N^o &= K_{p_N}(T) \cdot (n_{N_2}^o)^{1/2} \cdot (P/n^o)^{-1/2} \\ \ln K_{p_N}(T) &= M_N - 1/2 M_{N_2} \end{aligned} \right\} \quad (3.18)$$



$$n_{\text{O}}^0 = K_{p_{\text{O}}}(T) \cdot (n_{\text{H}_2\text{O}}^0 / n_{\text{H}_2}^0) \cdot (P / n_{\text{O}}^0)^{-1}$$

$$\ln K_{p_{\text{O}}}(T) = M_{\text{O}} + M_{\text{H}_2} - M_{\text{H}_2\text{O}}$$

(3.19)



$$n_{\text{O}_2}^0 = K_{p_{\text{O}_2}}(T) \cdot (n_{\text{O}}^0)^2 \cdot (P / n_{\text{O}_2}^0)$$

$$\ln K_{p_{\text{O}_2}} = M_{\text{O}_2} - 2M_{\text{O}}$$

(3.20)

Böylece,  $n_i$  ilk yaklaşık değerlerini elde ettikten sonra,

$$C^1 = C$$

$$H^1 = H - n_{\text{OH}}^0 - n_{\text{H}}^0$$

$$O^1 = O - n_{\text{OH}}^0 - 2n_{\text{O}_2}^0 - n_{\text{O}}^0 - n_{\text{NO}}^0$$

$$N^1 = N - n_{\text{N}}^0 - n_{\text{NO}}^0$$

(3.21)

değerleri hesaplanır. Daha sonra, (3.14) denklemi (3.21) denklemiyle elde edilen yeni değerleri kullanmak suretiyle  $n_{\text{CO}_2}^1, n_{\text{CO}}^1, n_{\text{H}_2\text{O}}^1, n_{\text{H}_2}^1$  ve  $n_{\text{N}_2}^1$  nin ikinci yaklaşımları

için çözülür. Bundan sonra geri kalan bileşimler, için diğer yaklaşımlar, (3.15) ve (3.20) denklemlerinden ilk yaklaşıma tekabül eden  $n^0$  toplam mol sayısını kullanmak suretiyle elde edilir. Bu iteratif işlem, böylece yakınsama sağlanıncaya kadar devam eder. Yakınsama oldukça hızlıdır. Bu yöntem, homojen katı yakıcı-yakıtlarda oldukça doğru sonuçlar vermektedir [1] .

Tablo 3.1 Bazı Yakıcı-Yakıtların Performansları

| Bileşim                           | JPN   | 1662  | CARDE      | ML   | CPE  | SP   | CARDE |
|-----------------------------------|-------|-------|------------|------|------|------|-------|
| Amonyum Perklorat                 |       |       | 56         | 75   | 65   | 62   | 70    |
| %35 Patlayıcı plastikli bağlayıcı |       |       |            |      |      |      | 25    |
| Bağlayıcılar                      |       |       |            |      |      | 19   |       |
| Poliüretanlar                     |       |       | 25         |      |      |      |       |
| Polietenler                       |       |       |            |      | 15   |      |       |
| Epoksi polisülfat                 |       |       |            | 25   |      |      |       |
| Alüminyum                         |       |       | 19         |      | 20   | 19   | 5     |
| Nitroselülöz (13.25N) 51.5        |       |       |            |      |      |      |       |
|                                   |       |       | 58(12.39N) |      |      |      |       |
| Nitrogliserin                     | 43    | 34    |            |      |      |      |       |
| Diğerleri                         | 5.5   | 8     |            |      |      |      |       |
| Teorik özgül itme                 | 230   | 238   | 226        | 207  | 265  | 259  | 254   |
| Ölçülen özgül itme                | 216   |       |            |      | 244  | 238  |       |
| Yanma sıcaklığı (°C)              | 3125  |       | 2810       | 2550 | 3200 |      |       |
| Karakteristik hız(m/sn)           |       | 1500  | 1450       | 320  |      |      | 1570  |
| İtme katsayısı                    |       | 1.597 |            | 1.57 |      |      | 1.62  |
| Mol ağırlığı (g/mol)              | 26.4  |       | 28.92      | 25.0 |      |      |       |
| Özgül ısılar oranı                | 1.215 |       |            |      |      |      |       |
| Yoğunluk (g/cm <sup>3</sup> )     | 1.62  | 1.602 | 1.67       | 1.70 | 1.7  | 1.73 |       |

### 3.6. Yanma Kararsızlıkları

Katı yakıcı-yakıt roket motorları bazan, yanma odasında oluşan büyük basınç titreşimleri formunda yanma kararsızlıklarına maruz kalırlar. Bu kararsızlıklar, ya aşırı basınç ve duvarlardan büyük miktarda ısı transferi veya her ikisinin de bulunması durumunda motor tahribatına sebep olabilirler. Yanma kararsızlıkları, özellikle büyük roket motorlarında yaygın olarak gözlenirler. Kararsızlık olayı ile karşılaşıldığında, küçük boyutlu modellerde benzer olay sık olarak elde edilemediğinden, kararsızlık olayını incelemek için gerekli sıhhatli ölçümleri tam boyutlu motorun kendisi üzerinde gerçekleştirmek gereklidir. Bu sebeple, yanma kararsızlıkları üzerine yapılacak deneysel çalışmalar oldukça zor ve yüksek maliyetlidir. Bütün bu nedenler ve aynı zamanda problemin kompleksliği dolayısıyla, yanma kararsızlıklarının tam olarak anlaşıldığını söyleyebilmek mümkün değildir.

Katı yakıcı-yakıtlı roket motorları, yanma hızı yakıcı-yakıt hızınca etkilendiğinden dolayı uniform olmayan enerji neşri gösterirler. Bu uniform olmayan enerji neşri ve yakıcı-yakıt hızı ve/veya basıncın, sürekli titreşimlerin ortaya çıkmasına yol açması mümkündür. Böyle titreşimler, yüksek erozif yanma hızları meydana getirebilir veya motor tahribatına yol açabilirler.

Yanma odası hacminin içine, düzgün olmayan yanmaz bir çubuk veya çekirdek boyunca radyal delikler açmanın, kararsızlıkları azaltabileceği deneysel olarak gözlemlenmiştir. Çubuk veya radyal deliklerden çıkan yanma gazları, yanan gazlar içindeki dalga kümelerinin dağılmasına vesile olabilir [1] , [10] .

### 3.7. Eroziyon Yanma

Yüksek hızlı yanma ürün gazlarının, yanmakta olan katı yakıcı-yakıt yüzeyi boyunca akışının yanma hızında belirgin bir artışa sebep olduğu belirlenmiştir. Buna eroziyon (aşındırıcı) yanma denir. Erozyon, genellikle lüleye yakın kanal içinde ya da gaz hızının yüksek olduğu yerlerde meydana gelir. Erozyon, yanma hızında bir artma değeri ile karakterize edilir ve genellikle erozyon katsayısı terimi ile ifade edilir. Erozyon katsayısı,

$$\epsilon = \frac{r}{r_0} \quad (3.22)$$

bağıntısıyla ifade edilir. Burada  $r_0$ , erozyonsuz haldeki yanma hızı,  $r$  ise erozyonlu haldeki yanma hızıdır.

Erozyon faktörü için değişik ifadeler geliştirilmiştir. Erozyon faktörü, genellikle hızın bir fonksiyonu olarak kabul edilir ve,

$$\epsilon = 1 + K \cdot \frac{m}{m^*} \quad (3.23)$$

şeklinde ifade edilir. Burada  $m$ , kanal içindeki akış debisi,  $m^*$  ise lüle boğazındaki akış debisidir.

Eroziyon yanma için, deneysel sonuçlara bağlı olarak değişik ifadeler önerilmiştir.

Tevarnier ve Boisson tarafından verilen bağıntı,

$$r = r_0 + K \frac{u}{u^*} \quad (3.24)$$

şeklinde dir. Burada  $u^*$ , lüle boğazında ulaşılan hızı,  $u$  ise akış hızını ifade etmektedir.

Marklund ve Lake,

$$r = r_0 + K \cdot G^m \quad (3.25)$$

bağıntısını vermişlerdir. İfadedeki  $m$  üsteli 0.8 mertebelerindedir ve kütle akışının artmasıyla birlikte artar.

İlk çalışmalara örnek olarak, Heron tarafından,

$$\varepsilon = \frac{r}{r_o} = 1 + K.(u-u_t) \quad (3.26)$$

şeklinde basit bir ifade verilmiştir. Burada,  $u_t$ , erozyon başlangıç hızıdır.

Geçler, hız yerine özgül kütle akış hızını kullanarak,

$$\varepsilon = \frac{r}{r_o} = (1+KG) \quad (3.27)$$

ve Green,

$$\varepsilon = \frac{r}{r_o} = 1 + K. \frac{G}{G^*} \quad (3.28)$$

şeklinde yaygın olarak kullanılmakta olan erozif yanma bağıntılarını vermişlerdir.

Son yıllarda, katı yakıcı-yakıtlı roket motorlarında daha yüksek yakıcı-yakıt kütle kesirleri ve daha yüksek itme-ağırlık oranları elde etmek gayesiyle, nisbeten düşük ( $A_p/A_t$ ) oranlarına sahip, merkezi boşluklu çekirdek şekillerinin geliştirilmesine yönelinmiştir. Bunun sonucu olarak, bu tip çekirdekli roket motorlarının çalışmasının ilk periyodunda, çekirdeğin lüleeye yakın kısımlarında yüksek gaz hızları mevcuttur. Bu yüksek gaz hızlarının sonucu olarak, bu bölgelerde erozyon meydana gelmektedir [1] , [11] , [12] , [13] .



### 3.8. Yanma Hızı

Bir katı yakıcı yakıt çekirdeğinin yanma yüzeyi, yanma esnasında yüzeye dik bir yönde geriler. Bu gerileme miktarı katı yakıcı-yakıtın yanma hızını verir. Yanma hızı m/sn birimiyle ifade edilir ve r sembolüyle gösterilir [3] .

Yanma hızı tanımında esas alınan kabul, yanmanın paralel tabakalarda meydana geldiği ve bunun sonucu olarak da hız vektörünün yüzeye dik doğrultuda ve yüzeyin her yerinde eşit olduğudur. Yani,

$$r = \frac{dW}{dt} \quad (3.29)$$

dir. Burada W, yanan doku kalınlığıdır. Bu bağıntı katı yakıcı yakıtın geri çekilme hızını ifade etmektedir.

Yanmanın paralel tabakalarda oluşması hipotezi ilk olarak 1839 yılında Piobert tarafından ortaya atılmıştır.

Eğer yakıcı-yakıt heterojenliği yeteri derecede küçük ve ortalama yakıcı-yakıt gaz fazı özellikleri bir noktadan diğerine az miktarda değişiyorsa, bu hipotez geçerlidir [1] .

Yanma hızı, katı yakıcı-yakıt bileşiminin bir fonksiyonudur ve aşağıdaki yollarla yükseltilebilir:

-Bir yanma hızı katalizörü ilave etmek veya katalizörün miktarını artırmak.

-Oksitleyici parçacıkların boyutunu küçültmek.

-Oksitleyici yüzdesini artırmak.

-Bağlayıcının yanma hızını artırmak.

-Katı yakıcı yakıtın içine metal tel veya lifler

gömmek.

Kompozit katı yakıcı-yakıtlar yukardaki beş yolla da etkilenebilir. İki ve üçüncü yöntemler, çift-esaslı katı yakıcı-yakıtlar için uygun değildir [3] .

Gerçek bir roket motorunun yanma hızı, katı yakıcı-yakıt bileşimi ve üretim yönteminden başka aşağıdaki diğer etkenlerce de etkilenir;

1-Yanma odası basıncı,

2-Yakıcı yakıt ilk sıcaklığı,

3-Yanma gazı sıcaklığı,

4-Yanma gazlarının hızı,

5-Motor hareketi.

Bir roket motorunda katı yakıcı-yakıtın yanma hızı, birçok parametrenin bir fonksiyonudur ve herhangi bir çalışma anında üretilen ve lüleden akan gaz kütle akış miktarını etkiler.

$$\dot{m} = A_b \cdot r \cdot \rho_p \quad (3.30)$$

Burada  $A_b$ , katı yakıcı-yakıt çekirdeğinin yanma yüzeyi alanı,  $r$ , yanma hızı,  $\rho_p$ , katı yakıcı-yakıtın yoğunluğudur. Yanan toplam yakıcı-yakıt kütle miktarı,

$$m = \dot{m} \cdot dt = \rho_p \int A_b \cdot r \cdot dt \quad (3.31)$$

şeklinde belirlenebilir. Denklemdaki  $A_b$  ve  $r$  zamanla değişmektedir. Yanma hızıyla ilgili klasik denklemler olayı anlamada yardımcıdırlar. Bununla beraber, analitik modelleme ve yardımcı araştırmalar, yeni bir motorda yeni bir yanma hızını yeterli derecede tahmin edebilmelidir. Yanma hızıyla ilgili temel kanun ve ifadeler, genellikle

bazı önemli parametrelerin etkisiyle ilgilidir [3] .

### 3.8.1. Yanma Odası Basıncının Yanma Hızına Etkisi

Yanma hızını etkileyen en önemli parametre basınç olduğundan, araştırmacılar yanma hızıyla yanma basıncı arasında bağıntılar geliştirmeye çalışmışlardır. Böyle bir bağıntının genel formu,

$$r = a + b \cdot P^n \quad (3.32)$$

şeklinde dir. Burada a, b, n sabitleri katı yakıcı yakıtın bileşimine ve basınç alanına bağlıdır. Çoğu katı yakıcı yakıtlarda düşük basınçlarda (1 Atm civarında), a=0 ve n=1 dir. Orta basınç seviyelerinde (on atmosferler mertebesinde) ise, Saint Robert kanunu ile a=0, n basınç üsteli, homojen katı yakıcı yakıtlarda 0.7 ler civarında ve heterojen katı yakıcı yakıtlarda 0.4 ler civarındadır. Çok yüksek basınç değerlerinde (P>200Atm) Muraour kanunu (n=1) sıklıkla kullanılır. Bu durumda, a sıklıkla katı yakıcı yakıtın bileşiminden bağımsızdır ve homojen katı yakıcı yakıtlarda 10mm/sn civarındadır. Bununla beraber b ise, yanma esnasında neşredilen ısının bir fonksiyonudur ve aşağıdaki denklemden hesaplanabilir,

$$\text{Log } (1000 \cdot b) = 1.214 + 0.308 \cdot T_f / 1000 \quad (3.33)$$

Burada  $T_f$  (K), alev sıcaklığıdır. b'nin birimi (mm/s.Atm) dir.  $T_f$  sıcaklığı, yanma ısısından hesaplanabilir.

Kompozit katı yakıcı-yakıtlarda orta basınç seviyelerinde (20<P<80Atm), Summerfield kanunu kullanılabilir [6] .

$$\frac{P}{r} = a^{\frac{1}{2/3}} + b^{\frac{1}{2/3}} \cdot P \quad (3.34)$$

Bu ifade aynı zamanda deneysel olarak da doğrulanmıştır.

### 3.8.2. Yakıcı Yakıt Sıcaklığının Yanma Hızına Etkisi

Sıcaklık kimyasal reaksiyonları etkiler . Bir katı yakıcı-yakıtın ilk sıcaklığı yanma hızını etkilemektedir. Kompozit katı yakıcı-yakıt kullanan roket motorları, yanma odası basıncında % 25-35 ve yanma zamanında % 20-30 luk bir farklılaşma gösterirler.

Büyük roket motorlarında, uniform olmayan bir çekirdek ısıtılması (örneğin güneşin çekirdeğin bazı bölgelerini ısıtması gibi), yanma hızında önemli ölçüde bir farklılaşmaya sebep olabilir.

Yanma hızının katı yakıcı-yakıtın sıcaklığına duyarlılığı sıcaklık katsayıları formunda ifade edilebilir.

$$\sigma_p = \left[ \frac{\delta \ln r}{\delta T} \right]_p = \frac{1}{r} \left[ \frac{\delta r}{\delta T} \right]_p \quad (3.35)$$

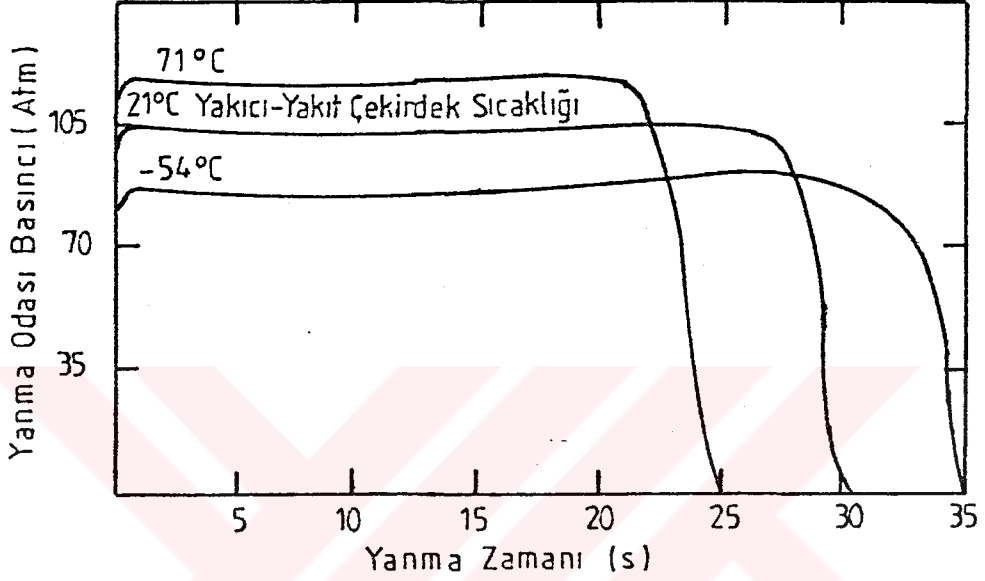
$$\Pi_K = \left[ \frac{\delta \ln P}{\delta T} \right]_K = \frac{1}{P_c} \left[ \frac{\delta P}{\delta T} \right]_K \quad (3.36)$$

$\sigma_p$ , belirli bir yanma odası basıncı değerinde katı yakıcı-yakıt basıncındaki değişime tekabül eden , yanma hızı değişimi yüzdesi olarak ifade edilen yanma hızının sıcaklık duyarlılığıdır.  $\Pi_K$  ise, belirli bir K değerinde katı yakıcı-yakıtın sıcaklığındaki değişim miktarına tekabül eden, yanma odası basıncının değişim yüzdesi olarak ifade edilen, basıncın sıcaklığa duyarlılığı olarak bilinir. Burada K,  $A_b$  katı yakıcı-yakıt yüzey alanının,  $A_t$  tüle boğaz alanına oranıdır.

Yeni bir katı yakıcı-yakıt için  $\sigma_p$  katsayısı, Strand-Burner deney verilerinden ve  $\Pi_K$  ise küçük boyutlu gerçek motorlardan elde edilir.  $\Pi_K$  değeriyle çekirdek sıcaklığının motor basıncı üzerine etkisi,

$$P = P_o^{(\Pi_K \Delta T)} \quad (3.37)$$

olarak ifade edilir. Burada  $P_0$ , yanma odası referans basıncı,  $P$  bilinmeyen basınç ve  $\Delta T = T - T_0$  dir [3] .



**Şekil 3.3 Yakıcı-Yakıt Sıcaklığının Yanma Zamanı ve Yanma Odası Basıncına Etkisi**

### 3.8.3. Gaz Akış Hızının Yanma Hızına Etkisi

Katı yakıcı-yakıtların çoğunda yanma hızı, yanma yüzeyine paralel olarak akan yanma gazlarının hızındaki artışla birlikte artar.

Bunu en basit olarak şu şekilde ifade edebiliriz:

$$r/r_0 = 1 + k_u \cdot U \quad (3.38)$$

Burada  $k_u$ , erozif yanma sabitidir. Denklem boyutsuz olarak yazılacak olursa,

$$r/r_o = 1 + k_a \cdot (U/a_f) \quad (3.39)$$

Burada  $a_f$  ,  $T_f$  sıcaklığındaki gaz hızıdır.

Green tarafından verilen denklem,

$$r/r_o = 1 + k_m \cdot (\dot{m}/\dot{m}^*) \quad (3.40)$$

şeklindedir [7] .

Burada  $\dot{m}$ , kütlelesel debi,  $\dot{m}^*$  ise boğazdaki kütlelesel debidir.

Erozif yanmadaki sabitler arasında aşağıdaki ilişkiler mevcuttur:

$$k_u = k_a / k_f \quad (3.41)$$

$$k_a = k_m + 2 \cdot (k-1) \quad (3.42)$$

#### 3.8.4. Yanma Hızına Etki Eden Diğer Faktörler

Yanma hızı ayrıca, katı yakıcı-yakıtın bileşimine de bağlıdır. Yanma hızını değiştirmek maksatıyla katalizörler kullanılmaktadır. Örneğin , Lityum Flörit yanma hızını yükseltir. Bakır kromit ve silis hem yanma hızını, hem de basınç üstelini yükseltir.

Kimyasal yöntemlere ilaveten, yanma hızını kontrol etmede fiziksel yöntemler de kullanılmaktadır. Özellikle çekirdeğin içine, oksitleyici ve yakıt ayrışma oranlarını etkileyen ısıiletici malzemeler yerleştirmek mümkündür. En yaygın olarak kullanılan yöntem, döküm esnasında, çekirdeğin içerisine metal teller veya metal lifler yerleştirmektir. Gümüş, bu işlem için en uygun olan metaldir. Uygun olarak şekillendirilmiş ısı iletici malzemelerin çekirdek içine yerleştirilmesi, yanma hızını yükseltmek için uygulanan en etkili yöntemdir [1] .

Yanma hızını yükseltmede diğer bir yöntem, çekirdekte yarık ve delikler açmaktır [3] .

Roket motorlarında yanma hızları, (2.54 - 76.2 mm/sn) arasındadır. 254 mm/s ye kadar yanma hızları verebilecek teknoloji, özellikle füze savar roketlerinde kullanılmaktadır [3] .

### 3.8.5. Yanma Hızı Ölçüm Teknikleri

Çekirdeğin büyüklüğüne bağlı olarak, iki tip ölçüm tekniği kullanılmaktadır. Küçük numuneler bir Strand-Burner (şerit yakıcı)'da, büyük çekirdekler ise, gerçek roket motorunda yakılırlar.

#### 3.8.5.1. Strand-Burner Tekniği

Numuneler, kare veya dairesel kesitli olarak, birkaç santimetre uzunluğunda şekillendirilirler. Yanal yüzeyler bir engelleyici (inhibitör) vasıtasıyla korunurlar. Ölçümler, içerisinde basıncın birkaçyüz atmosfere kadar değiştirilebildiği bir cihaz içinde gerçekleştirilirler. Basıncı gaz genellikle azottur. Numunenin tutuşturulması elektriksel olarak sağlanır. Yanma hızı, ya iki elektrik alıcısı arasında alevin geçmesi için geçen zamanı ölçmek suretiyle, veya alevin hareketinin optik olarak kaydedilmesi yoluyla ölçülür. Fotoğrafik yöntem diğerine nazaran daha hassas sonuç vermektedir.

Küçük numuneler kullanan teknikler, küçük yanma alanları, engelleyici mevcudiyeti, yanma bölgesi civarında soğuk gazların oluşu ve yanma ürünlerinin çevre gazlarca nemlendirilmesi nedeniyle hatalı sonuçlara yöneltebilir.

Bununla beraber, yeni formülasyonlar geliştirmede, üretim işlemini takipte veya katı yakıcı-yakıtın yanma olayını incelemeye düşük maliyet sebebiyle uygundur.

### 3.8.5.2. Roket Motorunda Yanma Hızı Ölçümü

Yanma hızının gerçek bir roket motorunda ölçülmesi, Strand-Burner tekniğine nazaran çok daha hassas sonuçlar vermektedir. Fakat, maliyetin çok yüksek olması nedeniyle sınırlı olarak başvurulan bir yöntemdir.

Roket motoru yanma hızı ölçüm deneylerinde, çekirdeğin gerileme miktarı, yanmanın tamamlanması esasına dayanan direkt metotlarla, katı yakıcı-yakıtın içine gömülen propeller kullanan teknikler ve motorun bir pencere ile donatılmasını gerektiren gözlemsel tekniklerle belirlenebilir.

Gözlemsel (optik) teknikte, motor dikey olarak monte edilir ve gözlem penceresi, yanma odasının ön kısmına yerleştirilir. İki film kamerası yatay düzlemde yerleştirilir. Kameralardan biri standart olarak ayarlanmış bir hızda, diğeri ise yüksek hızda çalışır. Tam yansıtıcı ve yarı saydam bir ayna motorun ön kısmındaki görüntüyü herbir kameraya iletmek için kullanılır. Yanma esnasında değişik zamanlarda çekilen fotoğraflardan yanan doku kalınlığı zamanın bir fonksiyonu olarak bulunabilir. Buradan da kolaylıkla yanma hızı elde edilir.

### 3.8.5.3. İndirekt Yanma Hızı Ölçüm Teknikleri

Yanma hızının ölçümünde indirekt metotlar da kullanılabilir. Bu metotlar, motorun çalışması esnasında elde edilen gerçek basınç değerlerini kullanır.

$$r.A_p = f(P(t)) \quad (3.43)$$

t zamanında, yanma yüzeyi alanı için bir değer kabul etmek suretiyle, yukardaki ifadeden yanma hızı r hesaplanabilir. Eğer bütün motor çalışması boyunca yanma yüzey alanı  $A_p$  nin sabit kaldığı bir çekirdek tipi kullanılacaksa böyle bir kabul gereksizdir.



Değişik teknikler kullanarak elde edilen yanma hızı değerleri arasında uyumsuzluklar olabilir. Bu uyumsuzluklar çoğunlukla, herbir deney tipinde farklılaşan deney şartlarından kaynaklanır. Deneysel gözlemler, Strand-Burner da elde edilen yanma hızı değerlerinin roket motorunda ölçülen yanma hızlarından daha küçük olduğunu göstermektedir. Bu farklılaşma, Strand-Burner deki konvektif ısı kayıplarının motordakinden daha fazla olması sebebiyle meydana gelmiş olabilir. Radyasyon etkisi de ayrıca dikkate alınması gereken etkenlerden birisi olarak düşünülebilir [1] .

## BÖLÜM 4. LÜLE TEORİSİ VE TERMODİNAMİK İFADELER

### 4.1. Tanımlar

Tahrik, bir araca kuvvet uygulayarak, yani aracı ivmelandirerek veya bir direnç kuvvetine karşı, verilen bir hızı korumak suretiyle gerçekleştirilir. Roketlerde bu tahrik kuvveti, katı yakıcı-yakıtın yakılmasıyla elde edilir. Roketlerin tahriki başlıbaşına temel bir konu değildir ve roket tahrik prensipleri mekaniğin, termodinamiğin ve bazan da diğer bilimlerin prensipleridir.

Toplam itme : Toplam itme, itme kuvveti  $F$  nin yanma zamanı  $t$  ye göre integre edilmesiyle hesaplanabilir.

$$I_t = \int_0^t F \cdot dt \quad (4.1)$$

Sabit itme ve ihmal edilebilir çalışma ve durma geçişleri için bu ifade,

$$I_t = F \cdot t \quad (4.2)$$

şeklinde yazılabilir.

Özgül itme : Birim yakıcı yakıt ağırlığına tekabül eden toplam itmedir. Eğer, toplam yakıcı-yakıt kütle akış miktarı  $\dot{m}$  ve standart yerçekim ivmesi ( $g_0 = 980 \text{ m/sn}$ ) ise,

$$I_s = \frac{\int_0^t F \cdot dt}{g_0 \cdot \int \dot{m} \cdot dt} \quad (4.3)$$

olarak ifade edilir. Sabit ivme ve katı yakıcı-yakıt

akışı için bu ifade,

$$I_s = I_t / (m_p \cdot g_0) \quad (4.4)$$

şeklinde özelleştirilebilir. Burada  $m_p$ , toplam efektif yakıcı yakıt- kütlesidir.

Bazı yayınlarda  $I_s$  itme cinsinden ifade edilmektedir. Sabit kütle akışı  $\dot{m}$ , sabit itme kuvveti  $F$  ve ihmal edilebilir çalışma ve durma geçişleri için,

$$\begin{aligned} I_s &= F / (\dot{m} \cdot g_0) = F / \dot{w} \\ &= I_t / (m_p \cdot g_0) = I_t / w \end{aligned} \quad (4.5)$$

şeklinde yazılabilir. Burada,  $F(N)$ ,  $\dot{m}(kg/s)$ ,  $g_0(m/s^2)$  ve  $I_s(N.sn^3/kg.m)$  birimindedir.

Efektif ekzoz hızı : Efektif ekzoz hızı,

$$c = I_s \cdot g_0 = F / \dot{m} \quad (4.6)$$

olarak ifade edilir.  $c$ ,  $(m/sn)$  birimindedir.

Çoğu roketlerde, katı yakıcı-yakıt akış miktarını doğru olarak ölçmek mümkün olmadığından ortalama özgül itme, toplam itme veya itme-zaman , itme-ağırlık ifadelerinden (4.5) hesaplanır.

Özgül yakıcı-yakıt sarfiyatı: Özgül yakıcı yakıt sarfiyatı özgül itme  $I_s$  nin tersidir. Eşdeğer bir rokette, bir birim itme kuvveti elde etmek için gereken katı yakıcı yakıt ağırlık akışı olarak tanımlanır.

$$\text{Özgül yakıcı yakıt sarfiyatı} = 1/I_s = \dot{w}/F = \dot{m} \cdot g_0 / F \quad (4.7)$$

Kütle oranı : Roketin çalışma sonundaki kütlelerinin ilk kütlelerine oranı olarak ifade edilir,

$$MR = m_f / m_0 \quad (4.8)$$

**Yakıcı-yakıt kütle yüzdesi :** Herhangi bir roketteki yakıcı-yakıt külesinin aracın toplam külesine oranıdır.

$$\zeta = m_p / m_o = m_p / (m_p + m_f) \quad (4.9)$$

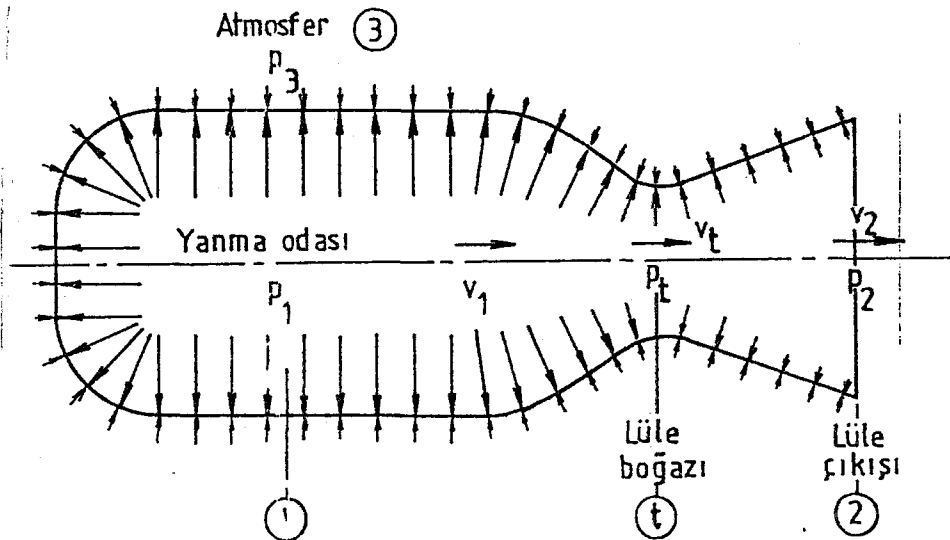
$$m_o = m_f + m_p \quad (4.10)$$

**İtme-ağırlık oranı :** Komple bir tahrik sisteminin itme-ağırlık oranı, toplam itmenin aracın ilk ağırlığına bölümü olarak ifade edilir. Sabit bir kütle akış miktarı veya özgül itme için bu oran,

$$\frac{I_t}{w_o} = \frac{I_s \cdot t}{(m_f + m_p) \cdot g_o} = \frac{I_t}{m_f \cdot g_o / t + \dot{m} \cdot g_o} \quad (4.11)$$

şeklinde ifade edilebilir [3] .

**İtme kuvveti :** Roket motorlarının asıl amacı, kimyasal yanma olayı sonucu itme kuvveti meydana getirmektir. Yanma odasında yakıcı ve yakıtın kimyasal reaksiyonu sonucu oluşan ısı enerjisi, lüle vasıtasıyla itme kuvvetine dönüştürülür. Diğer bir deyişle, yanma gazlarının lüleden dışarı atılması sonucu sisteme bir momentum kazandırılır [2] .



**Şekil 4.1** Roket motorunun yanma odası ve lüle duvarlarında basınç dengesi.

$$F = \dot{m} \cdot v_2 + (P_2 - P_3) \cdot A_2 \quad (4.12)$$

(4.12) ifadesinden, rokete etkiyen itme kuvvetinin iki terimden oluştuğu görülmektedir. Birinci terim momentum itmesi, ikinci terim ise basınç itmesidir. Ekzoz basıncının çevre basıncına eşit olması halinde itme kuvveti yalnızca ilk terimden ibaret kalacaktır. Eğer egzoz basıncı çevre basıncından daha küçükse, basınç itmesi negatiftir. Ekzoz basıncı  $P_2$  nin çevre basıncı  $P_3$  e eşit olması halinde basınç itmesi sıfırdır ve itme,

$$F = (\dot{w}/g_0) \cdot v_2 = \dot{w} \cdot I_s = \dot{m} \cdot v_2 \quad (4.13)$$

şeklinde ifade edilir.

Efektif egzoz hızı : Efektif egzoz hızı,

$$c = v_2 + (P_2 - P_3) / \dot{m} \quad (4.14)$$

$P_2 = P_3$  olduğunda, efektif egzoz hızı yakıcı-yakıt yanma gazlarının ortalama gerçek egzoz hızına eşit olmaktadır.  $P_2 = P_3$  olduğunda ise,  $c = v_2$  olacaktır. Eşitliğin sağ tarafındaki ikinci terim  $v_2$  ye nazaran küçüktür. Böylece efektif egzoz hızı genellikle değer olarak gerçek egzoz hızına yakındır [3] .

#### 4.2. İdeal Roket

İdeal roket analizleri, bir-boyutlu daimi akış kabulüyle gerçekleştirilir. Ölçülen gerçek performans değerleriyle, ideal roket kabulüyle hesaplanan performans değerleri arasındaki farklılaşmanın % 1-10 arasında kalması, bu kabulün geçerliliğini göstermektedir.

Bir ideal roket varsayımında aşağıdaki kabuller yapılmaktadır:

1-Katı yakıcı-yakıtın yanması sonucu oluşan yanma ürünleri homojendir ve yanma odası ve lüle boyunca

bileşimleri değişmemektedir.

2-Yanma ürünleri ideal gaz kanununa uyarlar.

3-Sürtünme olayı, yani kayıplar yoktur.

4-Roket yanma odası duvarlarından ısı geçişi olmamaktadır, yani akış adyabatiktir.

5-Yakıcı-yakıt akışı, sürekli, tek boyutlu ve sabit debilidir. Yanma ürün gazlarının genişlemesi, uniform, şoksuz, titreşimsiz ve süreksizlik olmaksızın gerçekleşir. Geçiş etkileri ihmal edilebilir.

6-Ekzoz lülesini terkeden gazların hepsi aksenel hızlara sahiptirler.

7-Gaz hızı, basıncı, sıcaklığı veya yoğunluğu, lüle aksenine dik herhangi bir kesit boyunca uniformdur.

8-Roket yanma odasında kimyasal dengeye ulaşılır ve bu denge lülede de bozulmaz.

9-Bütün yanma ürün bileşenleri gaz halindedirler. Herhangi bir yoğunlaşmış faz (sıvı veya katı) ihmal edilebilir kütlede sahiptir.

#### 4.2.1. Termodinamik İfadeler

Adyabatik bir akış işlemi için herhangi bir  $x$  ve  $y$  noktaları arasında enerjinin korunumu prensibi enerji denklemi olarak yazılabilir. Burada entalpideki azalış, ısı girişi ve mekanik iş olmaksızın, düzgün olarak akan gazların kinetik enerjisindeki artışa eşittir.

$$h_x - h_y = \frac{1}{2} (v_y^2 - v_x^2) / j = C_p (T_x - T_y) \quad (4.15)$$

Burada, entalpi (joule/kg) ve hız (m/sn) olduğundan  $j=1$  dir.

İdeal gazlarda entalpi, özgül ısı ve mutlak sıcaklığın bir fonksiyonudur. Sürekli bir akış olayında madde- nin korunumu prensibi, herhangi bir x kesitindeki kütle akışını, diğer bir y kesitindeki kütle akışıyla denkleştirmek suretiyle ifade edilir ve matematiksel formda süreklilik denklemi olarak bilinir.

$$\dot{m}_x = \dot{m}_y = A_x \cdot v_x / V_x = A_y \cdot v_y / V_y \quad (4.16)$$

ideal gaz kanunu,

$$P_x \cdot V_x = R \cdot T_x \quad (4.17)$$

Burada R, universal gaz sabiti  $R_0$ 'ın reaksiyon gazlarının moleküler ağırlığı  $\bar{M}$  'ye bölümü olarak ifade edilir.

$$k = C_p / C_v \quad (4.18)$$

$$C_p - C_v = R/J$$

$$C_p = \frac{k \cdot R}{(k-1) \cdot J} \quad (4.19)$$

Sabit basınçta özgül ısı, sabit basınçta entalpinin sıcaklığa göre kısmi türevi olarak ifade edilir. Herhangi bir x ve y noktaları arasında izantropik bir akış için aşağıdaki denklemler yazılabilir.

$$T_x / T_y = (P_x / P_y)^{\frac{k-1}{k}} = (V_y / V_x)^{k-1} \quad (4.20)$$

Bir izantropik genişleme işleminde basınç azalma gösterir. Mutlak sıcaklık, esas itibariyle daha küçük bir oranda azalır ve özgül hacim artar. Sıkıştırılabilir bir akışkanın akışı izantropik olarak durdurulduğunda sözkonusu olan şartlar stagnasyon (durma) şartları olarak adlandırılır ve o indisiyle gösterilir. Stagnasyon sıcaklığı ve toplam sıcaklık  $T_0$ , enerji denkleminde,

$$T_0 = T + v^2 / (2 \cdot C_p \cdot J) \quad (4.21)$$

şeklinde belirlenir. Burada  $T$  akışkanın sıcaklığıdır. Adyabatik bir akış işleminde stagnasyon sıcaklığı sabit kalır. Stagnasyon şartları için izantropik akış ifadesi,

$$\frac{T_o}{T} = (P/P_o)^{(k-1)/k} = (V/V_o)^{k-1} \quad (4.22)$$

Ses hızı veya akustik hız, ideal gazlarda basınçtan bağımsızdır ve,

$$a = \sqrt{k \cdot R \cdot T} \quad (4.23)$$

ifadesiyle hesaplanır.

Mach sayısı boyutsuz bir akış parametredir ve akış hızının yerel ses hızına oranı olarak ifade edilir.

$$M = v/a = \frac{v}{\sqrt{k \cdot R \cdot T}} \quad (4.24)$$

Akış sabsonik olduğunda  $M < 1$ , süpersonik olduğunda  $M > 1$  ve sonik olduğunda da  $M = 1$  dir. Sıcaklık - $M$  ilişkisi,

$$T_o = T \cdot \left[ 1 + \frac{1}{2} (k-1) \cdot M^2 \right] \quad (4.25)$$

veya

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left( \frac{T_o}{T} - 1 \right)} \quad (4.26)$$

şeklinde ifade edilir.

Stagnasyon basıncı  $P_o$ , akış enerjisi izantropik olarak ısı enerjisiye çevrildiğinde bir akışkanın sahip olduğu basınçtır.  $P_o$ , yalnızca izantropik akış işleminde sabit kalır.

$$P_o = P \cdot \left[ 1 + \frac{1}{2} (k-1) \cdot M^2 \right]^{(k+1)/(k-1)} \quad (4.27)$$



İzantropik bir lülede, herhangi iki x ve y noktaları için alanlar oranı Mach sayıları cinsinden yazılabilir.

$$\frac{A_y}{A_x} = \frac{M_y}{M_x} \sqrt{\left[ \frac{\left[ \frac{(k-1)}{2} \right] M_y^2 + 1}{\left[ \frac{(k-1)}{2} \right] M_x^2 + 1} \right]^{(k-1)/(k+1)}} \quad (4.28)$$

#### 4.2.2. Lülede İzantropik Akış

Lüle çıkış hızı, (4,15) denkleminde,

$$v_2 = \sqrt{2 \cdot J \cdot (h_1 - h_2) + v_1^2} \quad (4.29)$$

ifadesiyle hesaplanabilir. Bu ifade, ideal ve ideal olmayan roketlere uygulanabilir. Sabit k değeri için bu ifade, (4.17) ve (4.18) denklemlerinin yardımıyla,

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R \cdot T_1 \left[ 1 - (P_2/P_1)^{\frac{k-1}{k}} \right] + v_1^2} \quad (4.30)$$

şeklinde yeniden yazılabilir. 1, 2 indisleri sırasıyla, lüle giriş ve çıkış şartlarını ifade etmektedir. Yukarıdaki ifade aynı zamanda lüle içindeki herhangi iki noktaya da uygulanabilir. Yanma odası kesiti, lüle kesitine kıyasla büyükse, yanma odası hızı lüle hızına nazaran küçüktür ve  $v_1^2$  ihmal edilebilir. Yanma odası sıcaklığı  $T_1$ , lüle giriş sıcaklığına eşittir. İzantropik bir lüle akışında,  $T_1$  aynı zamanda stagnasyon sıcaklığına eşittir.

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R \cdot T_1 \left[ 1 - (P_2/P_1)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

$$\begin{aligned}
 &= \sqrt{\frac{2k}{k-1} R \cdot T_o \left[ 1 - (P_2/P_o)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \\
 &= \sqrt{\frac{2 \cdot k \cdot T_o \cdot R_o \cdot \eta}{(k-1) \cdot \bar{M}}} \quad (4.31)
 \end{aligned}$$

Burada,

$$\eta = 1 - (P_2/P_1)^{(k-1)/k} \quad (4.32)$$

şeklinde ifade edilir ve  $P_2-P_1$  basınçları arasında çalışan bir sabit basınç motor çevriminin ideal çevrim verimine denktir.

Lüle ekzoz hızının, basınç oranı  $(P_1/P_2)$  ve özgül ısılar oranı  $k$  nin bir fonksiyonu olduğu, lüle girişindeki  $T_1$  sıcaklığı ve gaz sabiti  $R$  nin karekökü ile orantılı olduğu görülebilir.

(4.30) ve (4.31) denklemleri,  $v_2$ ,  $F$  ve  $I_s$  arasındaki ilişkiyi vermektedir. Özgül itmenin yaklaşık olarak  $(v_2/g)$  ye eşit olduğu ve  $P_2=P_3$  olması halinde  $I_s=v_2/g$  olduğu görülebilir.

Bu ifadeler, gaz sıcaklığındaki bir artış veya katı yakıcı yakıt moleküler ağırlığındaki azalışın roketin performansını yükselteceğini göstermektedir. Basınç oranı  $(P_1/P_2)$  ve özgül ısılar oranı  $k$  nin etkisi daha az olmakla birlikte, performans ( $I_s$  veya  $v_2$ ) basınç oranı ile birlikte artar ve artan  $k$  değeriyle birlikte belirgin bir şekilde azalır.

Bir roket motorunun özgül itme değerlerini diğer roket motorlarıyla karşılaştırmak veya değişik dizayn parametrelerinin etkisini belirlemek için  $(P_1/P_2)$

basınçlar oranı belirlenmelidir. (6.894 MPa) lık bir yanma odası basıncı ve 1Atm(0.1013 MPa) lık bir lüle çıkış basıncı günümüzde standart bir karşılaştırma ölçütü olarak kullanılmaktadır. Sonsuz basınç oranında lüle çıkış hızının maksimum değeri,

$$(v_2)_{\max} = \sqrt{2 \cdot k \cdot R \cdot T_0 / (k-1)} \quad (4.33)$$

değerine ulaşır. Maksimum ekzoz hızı sonsuz basınç oranlarında sonlu maksimum bir değere sahiptir(bir vakum içerisine ekzoz edilmesi olayında olduğu gibi. Genişleme esnasında, gaz sıcaklığı sıvılaştırma veya donma noktasının altına düşer. Bu durumda yanma ürünleri artık bir gaz gibi davranmazlar ve gerçekte bu maksimum ekzoz hızı değerine asla ulaşamaz.

Lüle çıkış alanının, lüle boğaz alanına oranına lüle alanı genişleme oranı denir ve  $\varepsilon$  sembolüyle gösterilir.

$$\varepsilon = A_2 / A_t \quad (4.34)$$

Bir izantropik akış işleminde, herhangi bir x kesiti ile, lüle giriş kesiti arasındaki akış, süreklilik denklemi, izantropik ifadeler ve lüle gaz hızından hesaplanabilir.

$$\dot{m} = \frac{A_x \cdot P_1}{R} \sqrt{2 \cdot J} \left[ \frac{C_p}{T_1} \left[ (P_x/P_1)^{2/k} - (P_x/P_1)^{(k-1)/k} \right] \right]^{1/2} \quad (4.35)$$

Birim alan başına maksimum gaz akışı, lüle boğazında oluşur ve bu akışa karşı gelen basınç basınç boğaz basıncıdır. Bu basınç için (4.35) denkleminin türevini alıp sıfıra eşitleyerek bir ifade geliştirilebilir.

$$P_t / P_1 = \left[ \frac{2}{k+1} \right]^{k/(k-1)} \quad (4.36)$$

Boğaz basıncı  $P_t$ , kritik basınç olarak adlandırılır. Giriş şartları verilen bir lülede, basınç oranı eğer

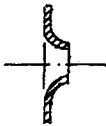
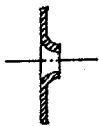
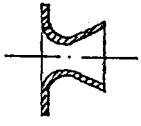
(4.36) denklemiyle tanımlanan değerden daha büyükse, kütle akışı, maksimum değerden daha küçük demektir. Roket itme odaları genellikle boğazda kritik basınca ulaşmak için gerekli yanma odası basıncına sahiptirler. Roketlerde kritik basınç oranı değerleri 0.56-0.5 arasında değişmektedir.

Kritik basınç noktasında özgül hacim ve sıcaklık değerleri, izantropik ifadelerden ve (4.36) denkleminde elde edilebilir.

$$v_t = v_1 \left[ \frac{k+1}{2} \right]^{1/(k-1)} \quad (4.37)$$

$$T_t = 2 \cdot T_1 / (k+1) \quad (4.38)$$

Tablo 4.1 Lüle Tipleri

| Lüle Tipleri | Sabsonik                                                                            | Sonik                                                                               | Supersonik                                                                            |
|--------------|-------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| Boğaz Hızı   | $v_t < a_t$                                                                         | $v_t = a_t$                                                                         | $v_t = a_t$                                                                           |
| Çıkış Hızı   | $v_2 < a_2$                                                                         | $v_2 = v_t$                                                                         | $v_2 > v_t$                                                                           |
| Basınç Oranı | $\frac{P_1}{P_2} < \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}}$                    | $\frac{P_1}{P_2} = \frac{P_1}{P_t} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}}$  | $\frac{P_1}{P_2} < \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}}$                      |
| Şekil        |  |  |  |

(4.31), (4.36) ve (4.38) denklemlerinden kritik hız veya boğaz hızı,

$$v_t = \sqrt{\frac{2k}{k+1} R \cdot T_1} = \sqrt{k \cdot R \cdot T_t} \quad (4.39)$$

Şeklinde ifade edilir.

Lüle boğazında sıcaklık  $T_t$ 'dir ve (4.23) denklemi (4.39) denklemiyle özdeştir. Bundan ötürü, ideal lülelerde kritik boğaz hızı akustik hız  $a$ 'ya eşittir. Bunun sonucu olarak da lüle boğaz kesitinde Mach sayısı 1'e eşittir. Roketlerde süpersonik lüleler kullanılır. Bütün roketlerde, giriş ve çıkış basınçları arasındaki oran, süpersonik akışa yöneltecek ölçüde büyüktür.

Süpersonik bir lülenin kritik kesiti boyunca oluşan akış miktarı (4.16), (4.36) ve (4.38) denklemlerinden,

$$\dot{m} = \frac{A_t \cdot v_t}{v_t} = A_t \cdot P_1 \frac{k \cdot \sqrt{\left[ \frac{2}{k+1} \right]^{(k+1)/(k-1)}}}{\sqrt{k \cdot R \cdot T_1}} \quad (4.40)$$

Bir süpersonik lülede, boğaz alanının herhangi bir  $x$  kesitindeki alana oranı, (4.17), (4.31), (4.37) ve (4.39) denklemlerini kullanarak, basınç oranı ve özgül ısılar oranının bir bir fonksiyonu olarak,

$$\frac{A_t}{A_x} = \frac{v_t \cdot v_x}{v_x \cdot v_t} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)} \cdot \left( \frac{P_x}{P_1} \right)^{1/k} \cdot \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[ 1 - \left( \frac{P_x}{P_1} \right)^{(k-1)/k} \right]}$$

(4.41)

şeklinde ifade edilebilir.  $P_x = P_2$  alındığında yukardaki

denklemden,  $A_x/A_t = \epsilon$  olur.

Benzer olarak, herhangi bir  $x$  kesitindeki hızla boğaz hızı arasındaki oran (4.31) ve (4.39) denklemlerinden,

$$\frac{v_x}{v_t} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[ 1 - \left( \frac{P_x}{P_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \eta} \quad (4.42)$$

şeklinde yazılabilir. Bu denklemler, ideal roket lülelerinde verilen herhangi bir basınç oranında hız veya alan oranlarının hesaplanmasına imkan sağlar. Lüle çıkış basıncı atmosferik basınca eşit olduğunda ( $P_x = P_2 = P_3$ ) optimum genişleme şartları geçerlidir. Vakum halinde hem basınç hem de alan oranı sonsuz olduğunda, hız oranının belirli bir değer alması dikkate değer enteresan bir noktadır. Büyük yüksekliklerde çalışan roketlerde, çıkış alan oranını 1000'in üzerine çıkarmakla kazanılacak ilave ekzoz hızı fazla değildir. Buna ilaveten, dizayn güçlükleri ve geniş alanlı lülelerin ilave ağırlığı uygulamayı pratik olmaktan çıkarmaktadır.

#### 4.2.2.1. İtme ve İtme Katsayısı

İtme veya reaksiyon kuvveti, roket yanma odası lüle yüzeylerine karşı oluşan yanma gazlarının etkisinin bir sonucudur.

$$F = \int P \cdot dA \quad (4.43)$$

Lüle çıkış basıncı çevre basıncına eşit olduğunda itme maksimumdur ve böyle bir lüle optimum genişlemeli lüle olarak adlandırılır.

$$F = v_2 \dot{m} + (P_2 - P_3) \cdot A_2 \quad (4.44)$$

Vakumda  $P_3 = 0$  olacağından, (4.44) denklemi,  $F = v_2 \dot{m} + P_2 A_2$  haline gelir. Bu denklem,  $v_2$ ,  $v_t$  ve  $V_t$  ifadelerini

(4.31), (4.37) ve (4.39) denklemlerinden çekip (4.44) de yerlerine koyarak genişletilebilir.

$$F = \frac{A_t \cdot v_t \cdot v_2}{v_t} + (P_2 - P_3) \cdot A_2$$

$$= A_t P_1 \sqrt{\frac{2 \cdot k^2}{k-1} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + (P_2 - P_3) A_2$$

(4.45)

Bu denklemin ilk formu geneldir ve bütün roketlere uygulanabilir. İkinci form ise, genişleme süreci boyunca  $k$ 'nın sabit kabul edildiği ideal roketlere uygulanır. (4.45) denklemi, itmenin boğaz alanı ve lüle giriş basıncı orantılı olduğunu göstermektedir. (4.45) denklemi, ideal itme denklemi olarak adlandırılır.

İtme katsayısı  $C_F$ , itmenin, yanma odası basıncı ve lüle boğaz alanına bölümü olarak tanımlanır.

$$C_F = \frac{v_2^2 \cdot A_2}{P_1 A_1 v_2} + \frac{P_2 \cdot A_2}{P_1 \cdot A_t} + \frac{P_3 \cdot A_2}{P_1 \cdot A_t}$$

$$= \sqrt{\frac{2 \cdot k^2}{k-1} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{P_2 - P_3}{P_1} \cdot \frac{A_2}{A_t}$$

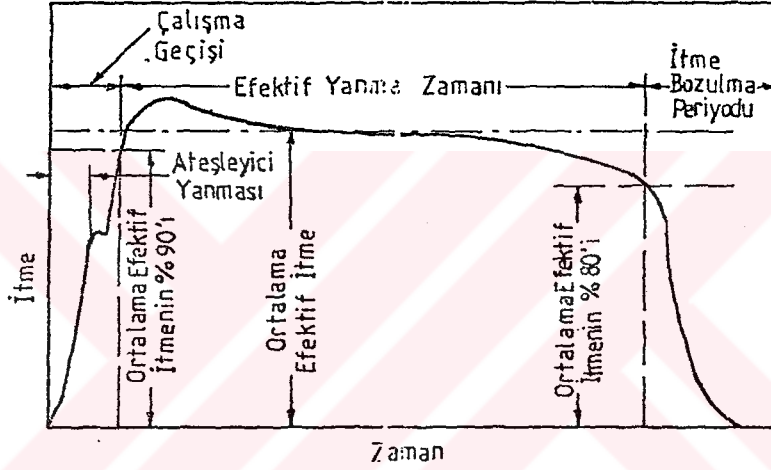
(4.46)

Böylece, itme katsayısının  $k$ ,  $P_1/P_2$ ,  $P_3$  ve  $\epsilon$ 'un olduğu kolaylıkla görülebilir. Herhangi bir basınç oranı için  $P_2 = P_3$  olduğunda,  $C_F$  maksimum bir değere sahip olacaktır. Bu değer, optimum itme katsayısı olarak bilinir.

$$F = C_F \cdot A_t \cdot P_1$$

(4.47)

(4.47) denklemini  $C_F$  için çözülebilir ve ölçülen yanma odası basıncı, boğaz çapı ve itme değerlerinden  $C_F$ 'nin deneysel bir değerini belirleme, (4.45) ifadesini doğrular.



Şekil 4.2 Katı Yakıcı-Yakıt İtme-Zaman Diyagramı

Bir lülede mümkün değişik akış şartları şunlardır:

1-Dış ortam basıncı lüle çıkış basıncından daha büyük olduğunda, lüle çıkışında genişleme şok dalgaları meydana gelecektir.

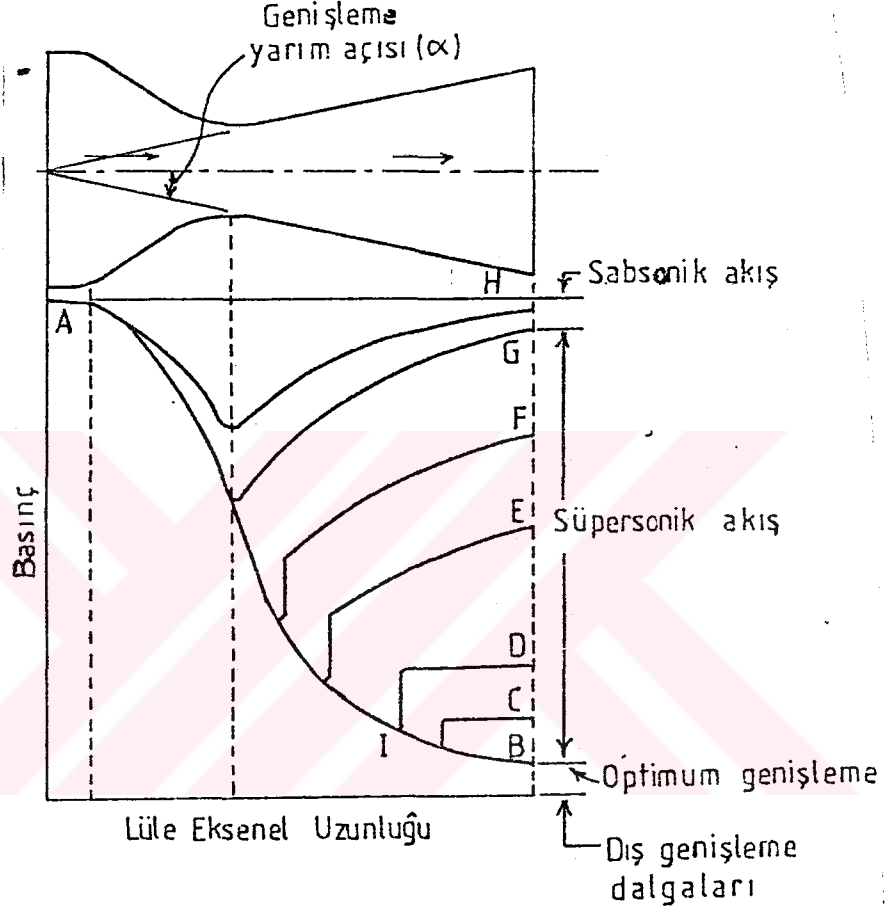
2-Dış ortam basıncı  $P_3$  lüle çıkış basıncından belirgin bir şekilde büyük olduğunda, lüle akışı devam ettirecek ve çıkış kesitinin dışında şok dalgaları meydana gelecektir.

3-Daha büyük dış basınçlarda lülenin genişleyen



kısmında seperasyon (akış ayrılması) oluşacaktır. Lülünün çıkışındaki akış süpersoniktir.

4-Çıkış basıncının değer olarak, lüle giriş basıncına çok yakın olduğu lülelerde sabsonik akış hakimdir.



Şekil 4.3 De-Laval bir lülede değişik akış şartlarında basınç dağılımı.

#### 4.2.2.2. Karakteristik Ekzoz Hızı

Karakteristik ekzoz hızı, roket literatüründe sıkça kullanılır ve  $c^* = c/C_F$  şeklinde tanımlanır.

Karakteristik ekzoz hızı, yanma odası gaz özelliklerinin bir fonksiyonu olarak,

$$\begin{aligned}
 c^* &= \frac{P_1 \cdot A_t}{\dot{m}} = \frac{I_s \cdot g_o}{C_F} = \frac{c}{C_F} \\
 &= \frac{\sqrt{k \cdot R \cdot T_1}}{k \cdot \left[ \left[ \frac{2}{k+1} \right]^{(k+1)/(k-1)} \right]} \quad (4.48)
 \end{aligned}$$

şeklinde tanımlanır.

Karakteristik hız genellikle, katı yakıcı - yakıt bileşimi ve yanma odası dizaynının üstünlüğünün bir göstergesidir ve lüle karakteristiklerinden bağımsızdır. (4.48) denkleminin son ifadesi,  $c^*$ 'ın teorik bir değerini verir ve gerçek deneysel değerle oldukça iyi bir uyum halinde olduğundan, dizayn hesaplamalarında kullanılmaktadır [3] , [14] , [15] , [16] .

#### 4.3. Temel Performans İfadeleri

Temel performans ifadesi maddenin korunumu prensibinden elde edilir. Birim zamanda yanan yakıcı-yakıt kütlesi, yanma odasındaki gaz kütlesinde birim zamanda meydana gelen artışla, birim zamanda lüleden akan gaz kütlesinin toplamına eşit olmalıdır. Yanma odasında depolanan gaz miktarı,

$$\frac{dM_s}{dt} = \frac{d}{dt} (\rho_1 V_1) \quad (4.49)$$

dir. Burada  $\rho_1$ , herhangi bir anda yanma odasındaki gaz yoğunluğu,  $V_1$  ise gaz hacmidir. Yanma yüzeyinin geri çekilmesini dikkade alarak,  $dV_o/dt = r \cdot A_b$  yazarsak,

$$\frac{dM_s}{dt} = \rho_1 \cdot r \cdot A_b + V_1 \frac{d\rho_1}{dt} \quad (4.50)$$

olur. Lüle içindeki gaz akış miktarı ise,

$$\dot{m} = A_t \cdot P_1 \sqrt{\frac{k}{RT_1} \left[ \frac{2}{k+1} \right]^{(k+1)/(k-1)}} \quad (4.51)$$

Kütlelerin korunumu dengeyi gerektirir.

$$\dot{m}_g = \frac{dM_s}{dt} + \dot{m} \quad (4.52)$$

veya,

$$\rho_p \cdot A_b \cdot r = \rho_1 \cdot A_b \cdot r + V_1 \frac{d\rho_1}{dt} + \dot{m} \quad (4.53)$$

Yanma hızı yerine  $r = a \cdot P_1^n$  ifadesini ve  $\dot{m}$  ifadesini yazarsak,

$$\rho_p \cdot A_b \cdot a \cdot P_1^n = \rho_1 \cdot A_b \cdot a \cdot P_1^n + V_1 \frac{d\rho_1}{dt} + P_1 \cdot A_t \sqrt{\frac{k}{RT_1} \left[ \frac{2}{k+1} \right]^{(k+1)/(k-1)}} \quad (4.54)$$

Yoğunluğun türevi,

$$\frac{d\rho_1}{dt} = \frac{1}{RT_1} \frac{dP_1}{dt} \quad (4.55)$$

şeklinde ifade edilebilir.

$T_1$ , katı yakıcı-yakıtlarda pratikte, yanma basıncındaki değişimlerden bağımsız olduğundan (4.54) denklemi,

$$\frac{V_1}{R \cdot T_1} \frac{dP_1}{dt} = A_b \cdot a \cdot P_1^n (\rho_p - \rho_1) - P_1 \cdot A_t \sqrt{\frac{k}{RT_1} \left[ \frac{2}{k+1} \right]^{(k+1)/(k-1)}} \quad (4.56)$$

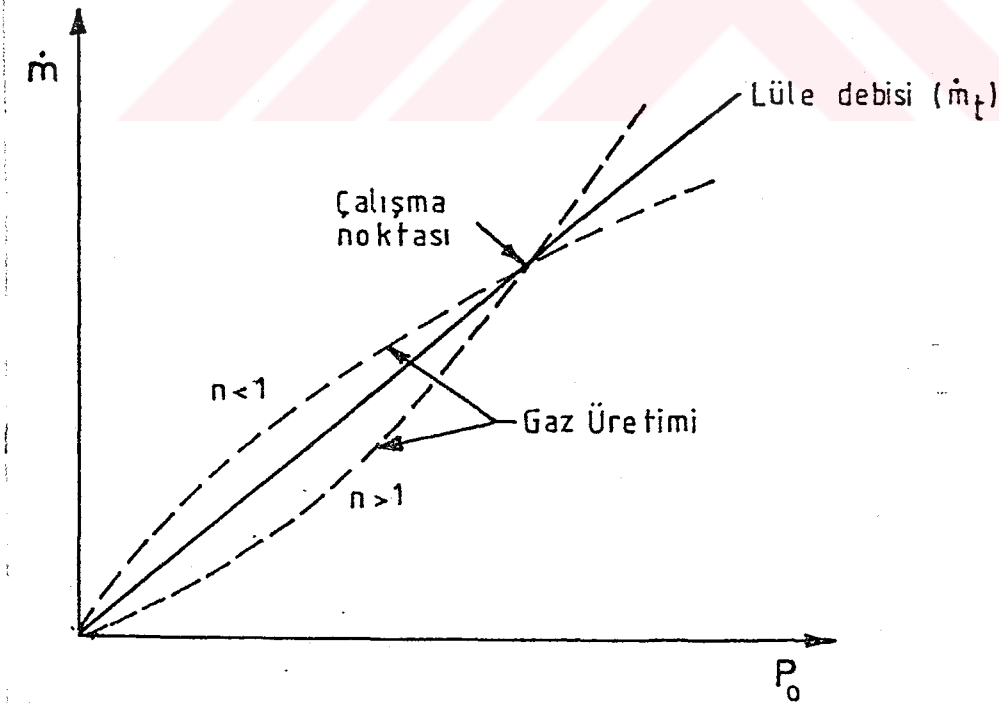
şeklinde yazılabilir. Eğer, yanma basıncının belirli bir zaman dilimindeki değişimi ihmal edilirse denklemin sol tarafı yok olur ve böylece  $P_1$ ,

$$P_1 = \left[ \frac{A_b}{A_t} \frac{a \cdot (\rho_p - \rho_1)}{\sqrt{\frac{k}{RT_1} \left( 2/(k+1) \right)^{(k+1)/(k-1)}}} \right]^{\frac{1}{1-n}}$$

(4.57)

olur [9] .

Yanma yüzeyi alanının lüle boğaz alanına oranı, katı yakıcı-yakıt mühendisliğinde önemli bir parametredir ve K sembolüyle gösterilir. Yanma yüzey alanındaki küçük değişimlerin, yanma basıncı ve bunun sonucu olarak da yanma hızı üzerinde büyük etkilere sahiptir. Bundan ötürü, düşük basınç üsteli değerleri, yakıcı - yakıt karakteristikleri veya çekirdek üzerine etkilerini minimize etmek için arzu edilirler.



Şeki 4.4 Sürekli Yanmada Roket Motorunun Çalışma Noktasının Belirlenmesi.

Kararlı bir yanma olayının sağlanabilmesi için, yanma hızı basınç üsteli ( $n$ ) birden küçük olmalıdır. Bunun nedeni şu şekilde açıklanabilir. Eğer nispeten küçük olan gaz depolanma terimi ihmal edilirse, lüleden akan gaz miktarıyla üretilen gaz miktarı birbirine eşit olmak zorundadır. (4.50) denklemi, lüle gaz akış miktarının  $P_1^n$  ile orantılı olduğunu ifade etmektedir. Aynı zamanda gaz üretim miktarının  $P_1^n$  ile orantılı olduğu (4.50) denkleminde görülebilir. Şekil 4.4 lüle gaz akış miktarı ve gaz üretim miktarı eğrilerinin basınçla değişimini göstermektedir. Şekilde iki adet gaz üretim miktarı eğrisi görülmektedir. Bunların birinde  $n > 1$  ve diğesinde ise  $n < 1$  dir. Her iki eğri de verilen bir lüle için aynı çalışma noktasına sahiptir. Çalışma noktası basıncından küçük bir düşüş dikkate alınsın. Bu durumda,  $n < 1$  olması halinde gaz üretim miktarı lüle gaz akış miktarını aşacak ve böylece yanma odası basıncı orjinal değerine dönecektir.  $n > 1$  olması halinde ise, yanma odası basıncındaki herhangi küçük bir düşüş lüle gaz akış miktarının gaz üretim miktarını aşması anlamına gelecek ve basınç daha da düşecektir. Böylece,  $n > 1$  olması halinde yanma olayı kararsız bir hale gelecektir. Bundan ötürü, kararlı bir yanma olayı için yanma hızı basınç üsteli birden küçük olmalıdır [10] .

Roket motorlarının kütle akış miktarı ve yanma hızını yönlendiren parametreler iç balistik parametreler olarak adlandırılır. Bu parametreler;  $r$ ,  $K$ ,  $\sigma_p$ ,  $\Pi_k$  ve basıncın, yakıcı-yakıt bileşenlerinin, gaz hızı veya ivmenin sebep olduğu etkileri içerirler.

Bunun dışındaki katı yakıcı-yakıt roket motoru performans parametreleri; itme, ideal ekzoz hızı, özgül itme, alev sıcaklığı, sıcaklık sınırları ve yanma süresini ihtiva eder.

Bir katı yakıcı-yakıtlı roket motorunun ideal lüle ekzoz hızı (4.31) denklemiyle verilen termodinamik teoriye bağlıdır. Bu denklem yalnızca donmuş denge

şartlarında uygulanabilir. Değişen denge şartlarında, ekzoz hızının entalpi düşüşü cinsinden ifade edilmesi en uygun yoldur. Ekzoz hızının türetilmesinde, gazların sadece eksenel hızı dikkade alınmıştır. Bu kabul ancak, yanma odası gaz akış alanının lüle boğaz alanına oranının 4'den büyük olması halinde geçerli olabilir. Eğer,  $A_p/A_t < 4$  ise, efektif ekzoz hızıda bir düzeltme yapmak gereklidir.

Bir roket motorunun dizayn kalitesini diğeriyle karşılaştırmak ve katı yakıcı-yakıtlı roketleri değerlendirmek için, bazı performans parametreleri kullanılır. Bunlar, toplam itme-ağırlık oranı  $(I_t/W_G)$  ve itme-ağırlık oranı  $(F/W_G)$  dir.

Toplam itme-yüklü ağırlık oranı idealde özgül itme değerine yaklaşır.  $(I_t/W_G)$  değerine kadar büyükse, roketin dizaynı o kadar iyi demektir.

Diğer bir karşılaştırma parametresi, toplam itme-hacim oranı  $(I_t/V_b)$  dir ve yakıcı yakıt çekirdeğinin birim hacmine karşı gelen toplam itme olarak tanımlanır [4] , [17] .

Tablo 4.2 Tipik Katı Yakıcı-Yakıt Parametreleri

| Parametreler                                         | Sembol    | Tipik değerler                                                                                                                               |
|------------------------------------------------------|-----------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Toplam itmenin<br>Yüklü ağırlığa<br>Oranı            | $I_t/W_G$ | 60 N.s <sup>3</sup> /m.kg<br>(Zayıf olarak di-<br>zayn edilmiş ro-<br>ketler için)<br><br>130-200 (Yüksek bir<br>gerilmeye maruz<br>rokette) |
| İtme-Ağırlık<br>Oranı                                | $F/W_G$   | 200 (Yüksek itmeli<br>roketlerde)<br><br>5 (Düşük itmeli<br>roketlerde)                                                                      |
| Özgül itme<br>(Deniz seviyesinde<br>$P_1=70$ Atm de) | $I_s$     | 170-250 (Yakıcı-<br>Yakıt bileşimi,<br>çevre basıncı ve<br>lüle alan oranına<br>bağlı olarak.)                                               |

## BÖLÜM 5. MODEL ROKET MOTORU ÇALIŞMASI

### 5.1. Model Roket Motoru ve Yakıcı-Yakıt Özellikleri

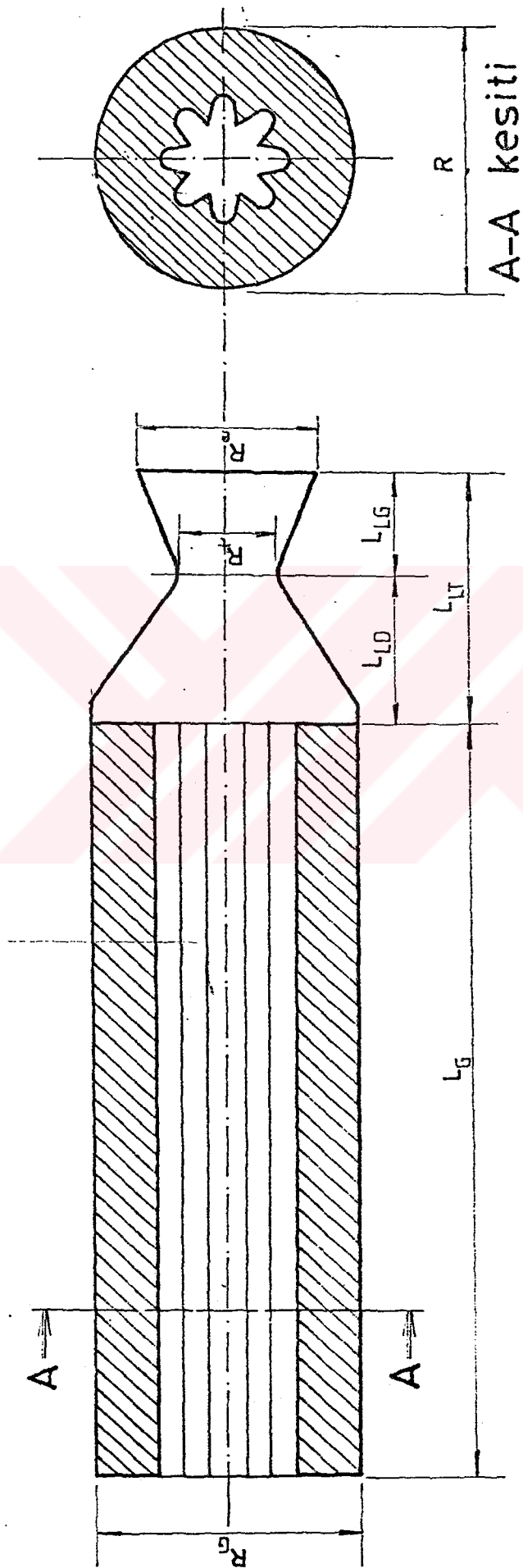
#### 5.1.1. Model Roket Motorunun Özellikleri

Model olarak seçilen roket motoru gövdesi silindirik olup, çekirdek yıldız kesitlidir. Lüle 15 derece konik yarı açılı genişleyen kısma sahiptir. Model roket motoru şekil 5.1'de verilmektedir.

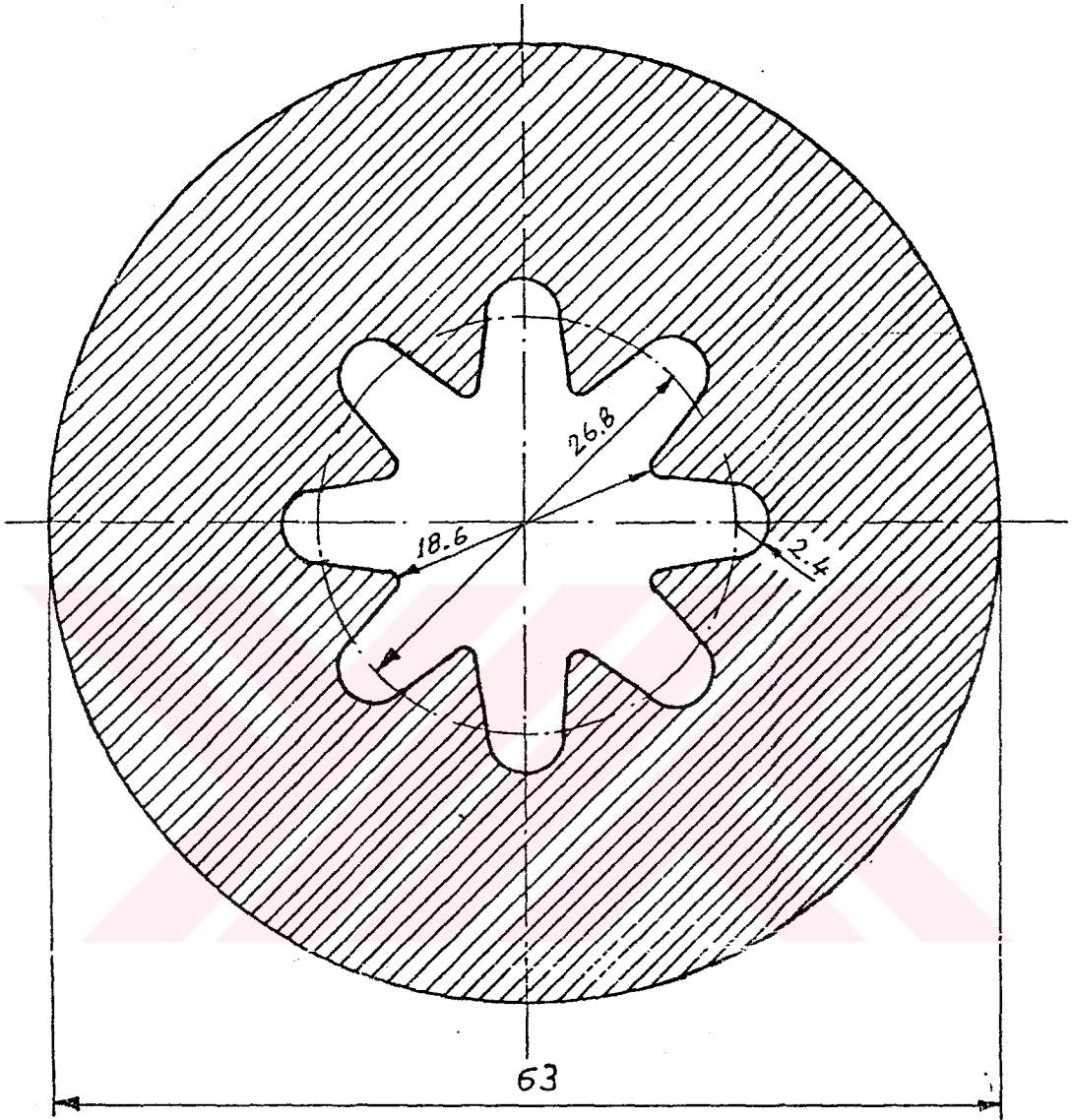
Motor gövdesi ve lüleye ait boyutlar aşağıda verilmektedir:

|                                |                     |
|--------------------------------|---------------------|
| Motor gövdesi yarıçapı         | $R_{pe} = 0.0315m$  |
| Motor gövdesi uzunluğu         | $L_G = 0.65m$       |
| Lüle toplam uzunluğu           | $L_{LT} = 0.10997m$ |
| Lüle daralan kısmı uzunluğu    | $L_{LD} = 0.0522m$  |
| Lüle genişleyen kısmı uzunluğu | $L_{LG} = 0.0534m$  |
| Lüle boğazı yarıçapı           | $R_t = 0.010522m$   |
| Lüle çıkış kesiti yarıçapı     | $R_e = 0.02056m$    |





Sekil 5.1 Model Roket Motoru



Ölçek: 2/1

**Şekil 5.2 Model Çekirdeğin Kesit Görünüşü**

#### 5.1.2. Katı Yakıcı-Yakıt Özellikleri

Model roket motoru çift-esaslı katı yakıcı-yakıt kullanılmaktadır. Kullanılan yakıcı-yakıt yedi bileşenli olup, bileşenlerin yüzdeleri aşağıda verilmektedir:

| Bileşen                    | % Ağırlık |
|----------------------------|-----------|
| $C_3H_5(NO_3)_3$           | 35.20     |
| $C_6H_7O_2(NO_3)_3$        | 49.40     |
| $C_{12}H_{14}O_4$          | 10.50     |
| $C_{12}H_{10}O_2N_2$       | 2.00      |
| $C_{16}H_{30}O_4Pb$        | 1.4       |
| $C_{14}H_{10}O_6Pb$        | 1.3       |
| $C_{31.5}H_{62.4}O_{0.15}$ | 0.20      |

Yukarda ağırlıkları yüzde olarak verilen yakıcı-ya-  
kıtın kapalı formülü,

$C_{22.38864}$

$H_{28.33774}$

$O_{34.59044}$

$N_{9.82431}$

$Pb_{0.05536}$

olarak hesaplanmıştır.

İncelenen yakıcı-yakıtın deneysel olarak belirlenmiş  
yanma ısısı 3 594 800 j/kg dir.

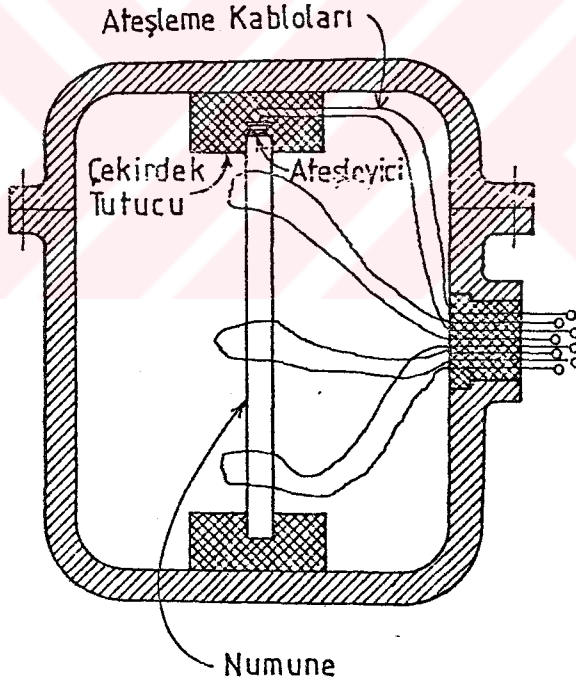
Katı yakıcı-yakıtın özgül ısılar oranı,  $k=1.23$ , yoğunlu-  
ğu,  $\rho=1560 \text{ kg/m}^3$  ve yanma gazlarının moleküler ağırlığı,  
 $\bar{M}=25$ , Yanma Odası Sıcaklığı 2500 (K) dir.

## 5.2. Deneysel Çalışmalar

Çalışmanın deneysel bölümünde, performansı ideal olarak incelenen roket motorunun yanma hızı ölçümleri ve itme-zaman diyagramının eldesi, model roket motorunun halen üretilmekte olduğu Makina Kimya Endüstrisi Kurumu Roket Fabrikasında gerçekleştirilmiştir.

### 5.2.1. Yanma Hızı Ölçümleri

MKEK Roket fabrikasında yanma hızı ölçümleri, 3.Bölümde izah edilen, Strand-Burner tekniği ve gerçek roket motoru üzerinde gerçekleştirilmektedir. Aşağıda bir Strand-Burner yanma hızı ölçüm cihazının şematik görünümü verilmektedir.



Şekil 5.3 Strand-Burner Yanma Hızı Ölçüm Cihazı

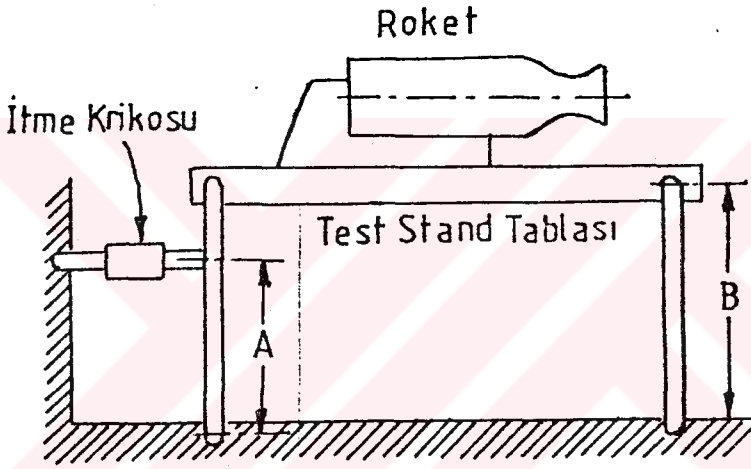
İncelenen roket motoru çekirdeğinin farklı şartlandırma sıcaklıkları ve farklı basınçlarda ölçülen yanma hızı değerleri aşağıda tablo halinde verilmektedir:

Tablo 5.1 Deneysel Yanma Hızı Ölçüm Değerleri

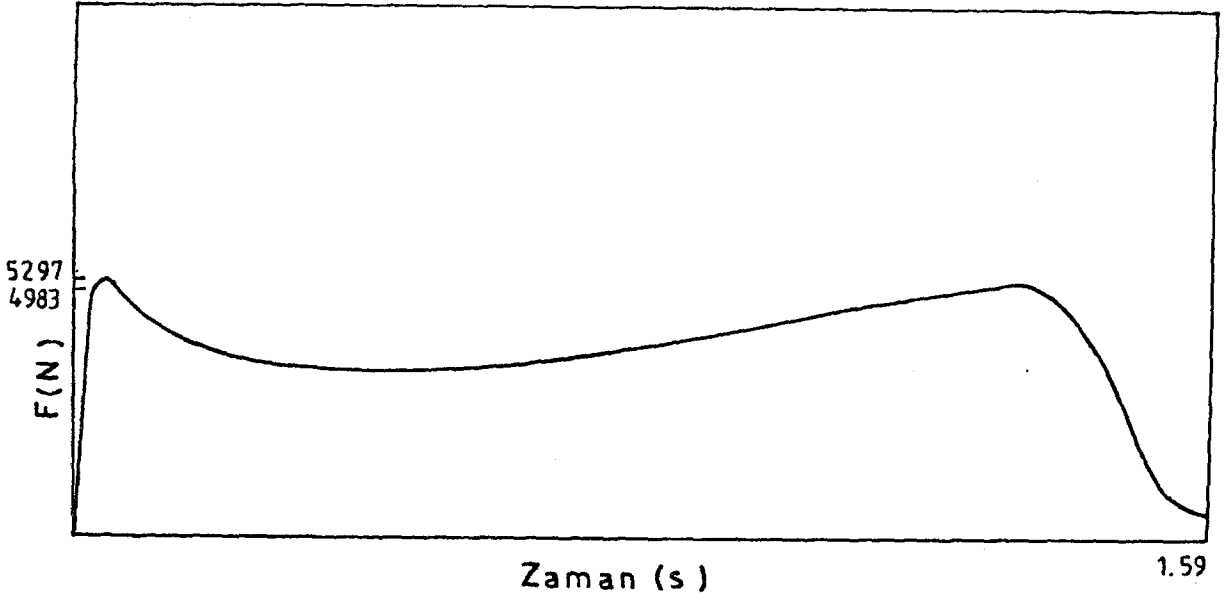
| Şartlandırma<br>Sıcaklığı(°C) | Basınç<br>(Atm) | Yanma Hızı<br>(mm/sn) |
|-------------------------------|-----------------|-----------------------|
| 20                            | 63              | 12.018                |
| 20                            | 77              | 11.638                |
| 20                            | 91              | 12.449                |
| 54                            | 63              | 11.328                |
| 54                            | 77              | 11.638                |
| 54                            | 105             | 11.942                |
| 74                            | 84              | 14.970                |
| 74                            | 112             | 17.270                |
| 74                            | 141             | 19.490                |

### 5.2.2. İtme-Zaman Diyagramının Elde Edilişi

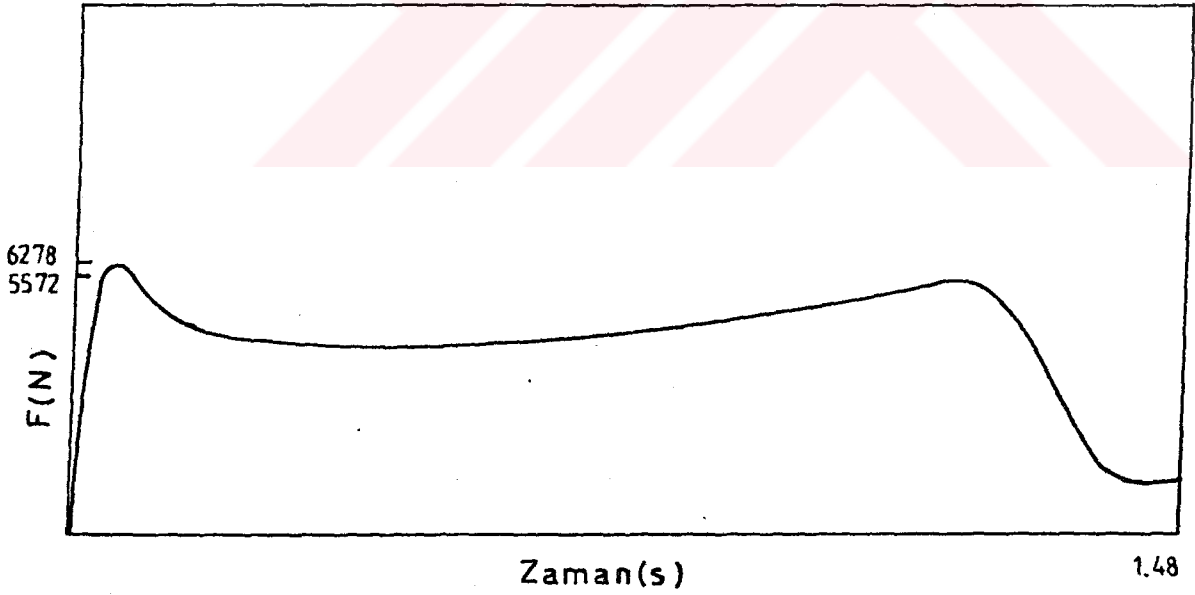
Roket motorunun üzerine yerleştirildiği stand itme kuvveti yönünde hareket edebilecek şekilde dizayn edilmiştir. Roket ateşlendikten sonra, yakıcı-yakıtın yanması sonucu oluşan itme kuvveti, şekil 5.4'de görülen bir itme krikosu vasıtasıyla ölçülmektedir. Aşağıda itme kuvvetini ölçmede kullanılan test tertibatı şematik olarak gösterilmektedir.



Şekil 5.4 İtme Kuvveti Ölçüm Standı ( $F = \text{Kriko'da okunan itme} \cdot (A/B)$ )



Şekil 5.5 54°C'de Şartlandırılmış Yakıcı-Yakıtın Deneysel İtme-Zaman Diyagramı



Şekil 5.6 74°C'de Şartlandırılmış Yakıcı-Yakıtın Deneysel İtme-Zaman Diyagramı.

### 5.3. Model Roket Motorunun İdeal Simülasyonu

İdeal roket simülasyonu, bir analitik model olarak, deneysel roket incelemesiyle karşılaştırma ve tahmine bir esas teşkil etmesi yönüyle faydalıdır. Bu çalışmanın amacı da bu gayeyi gerçekleştirmektir.

İdeal simülasyonda, itme kuvveti diğer karakteristik parametrelerin belirlenmesinde 4.Bölümde verilen ideal roket kabulleri yapılmıştır.

Yanma odası içindeki gaz özelliklerinin seçilen zaman dilimi için hesaplanmasından sonra, lülede akış büyüklüklerinin de belirlenmesi gerekmektedir. Bu akış büyüklükleri de herbir zaman dilimi için hesaplanmıştır. Lüle çıkış kesitindeki basınç değerinin hesabı 4.Bölümde verilen (4.41) bağıntısından iterasyon yoluyla gerçekleştirilmektedir. Ayrıca, genişleme esnasında lülenin herbir kesitindeki yoğunluk, sıcaklık, hız, mach sayısı gibi akış büyüklükleri izantropik akış bağıntıları kullanılmak suretiyle elde edilmiştir. İtme kuvveti, özgül itme, karakteristik hız ve diğer parametreler 4.Bölümde verilen bağıntılar kullanılarak herbir zaman dilimi için hesaplanmıştır.

Model roket motorunun lüle genişleyen kısmının konik yarı açısı 15 derecedir.

Herhangi bir zaman diliminde yanma odasının her yerinde basıncın aynı olduğu kabul edilmiştir. Böylece, çekirdek yüzeyinde herbir kesitte birim zamanda yanan doku kalınlığı eşit kabul edilmiş olmaktadır. Yani, ideal roket simülasyonunda çekirdek yüzeyinden akan gazların akış hızının etkisi dikkate alınmamaktadır. Bu durum elbette, gerçek değerlerden belli bir sapmayı da beraberinde getirecektir.



### 5.3.1 İdeal Roket Simülasyonu İçin Hazırlanan Bilgisayar Programının Tanıtılması

Model roket motorunun performansını ideal roket kabu-  
lüyle hesaplayan bilgisayar programı, yakıcı-yakıt beş  
alt programdan meydana gelmektedir. Programın başlangıç  
kısmında yakıcı-yakıt özellikleri (yoğunluk, sıcaklık, ba-  
sınc üsteli, yanma hızı sabiti, özgül ısılar oranı, zaman  
dilimi, çekirdeğe ait boyutlar. gibi) veri olarak giril-  
mektedir. Programdaki alt programlar şunlardır:

**YİSAP:** Bu alt programda yıldız çekirdeğin yanmasının  
ilk safhasında yanma yüzeyi, basınç, kütle akışı, yanma  
hızı, gaz yoğunluğu, yanan doku kalınlığı değerleri  
herbir zaman dilimi için hesaplanmaktadır.

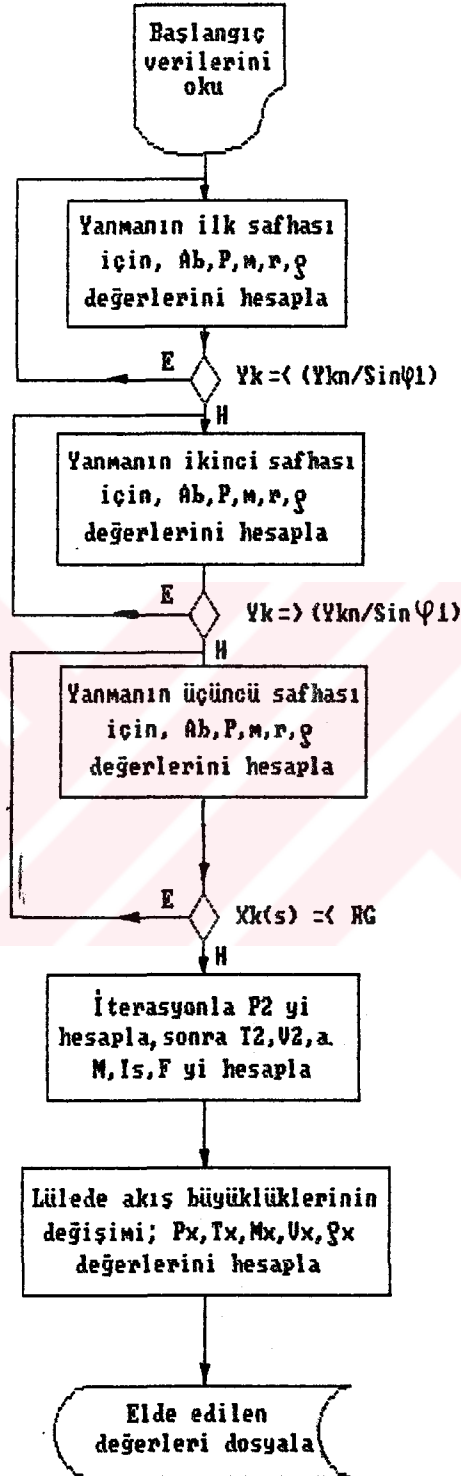
**YİKSAP:** Bu alt programda yıldız çekirdeğin yanmasının  
ikinci safhasında yanma yüzeyi, basınç, kütle akışı, yanma  
hızı, gaz yoğunluğu, yanan doku kalınlığı değerleri  
herbir zaman dilimi için hesaplanmaktadır.

**YÜSAP:** Bu alt programda yıldız çekirdeğin yanmasının  
üçüncü safhasında yanma yüzeyi, basınç, kütle akışı, yanma  
hızı, gaz yoğunluğu, yanan doku kalınlığı değerleri  
herbir zaman dilimi için hesaplanmaktadır.

**LÇBAP:** Bu bölümde, lüle çıkış basınçları hazırlanan  
bir iterasyon programıyla hesaplandıktan sonra, lüle  
çıkış sıcaklığı, hızı, Mach sayısı, itme ve özgül itme  
değerleri belirlenmektedir.

**LABAP:** Bu alt programda ise, lüledeki basınç,  
sıcaklık, hız, yoğunluk, Mach sayısının lüle eksenindeki  
değerleri hesaplanmaktadır.

Bütün bu işlemlerin sonucunda, yakıcı-yakıtın  
bitmesiyle program, hesaplama işlemlerini durdurmakta ve  
hafızasındaki kayıtlı verileri dosyalamaktadır. Hazırla-  
nan bilgisayar programı geliştirilmeye müsaittir.



Şekil 5.7 İdeal Roket Motoru Bilgisayar Programı

### 5.3.2. Yanma Yüzey Alanının Hesaplanması

Yanma yüzey alanının hesaplanmasında şekil 5.8 de verilen dilim gözönüne alınmaktadır. Bu dilim yıldız kesitli çekirdeğin bir yıldızının yarısına karşı gelmektedir. Model çekirdek sekiz yıldızlı olduğundan seçilen dilim çekirdeğin  $1/16$  'sına karşı gelmektedir.

Yıldız kesitli çekirdeklerin yanması, çekirdeğin yanma yüzey alanının zamanla değişimi açısından üç safhada incelenmektedir [1] .

#### 5.3.2.1. Yanmanın İlk Safhası İçin Yanma Yüzeyinin Hesabı

$$\left[ y_k < \frac{y_{KN}}{\sin \varphi_1} \right]$$

Bu safha nötre yakın hafif azalan bir karakter göstermektedir. Bu safha için yanma yüzeyinin değişimi,

$$A_b(z) = 2nL_G \left[ \frac{y_{KN} - \left[ \sum_{k=1}^z x_r(z) \right] \cdot \sin \varphi_1}{\sin \beta} + \frac{\pi \cdot \alpha_1}{180} \left[ R + \sum_{k=1}^z x_r(z) \right] \right] \quad (5.1)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada,

$$\varphi_1 = -\arctan \left[ \frac{y_{KN} - R_2 \cdot \sin(\pi/n)}{x_{KN} - R_2 \cdot \cos(\pi/n)} \right] \quad (5.2)$$

$$\alpha_1 = \frac{\pi}{n} + \varphi_1 \quad (5.3)$$

$x_{KN}$  ve  $y_{KN}$  değerlerinin belirlenmesi: Bunun için, R yarıçaplı dairenin  $d_1$  doğrusu ile kesim noktasının bulunması gerekmektedir.

$$\left[ x - R_2 \cos(\pi/n) \right]^2 + \left[ y - R_2 \sin(\pi/n) \right]^2 = R^2 \quad (5.4)$$

$$y = \tan\beta(x - R_1) \quad (5.5)$$

(5.4) ve (5.5) denklemlerinin ortak çözümü ile,

$$x_{KN} = \frac{-B + \sqrt{B^2 - 4.A.C}}{2.A} \quad (5.6)$$

ve,

$$y_{KN} = \tan\beta(x_{KN} - R_1) \quad (5.7)$$

şeklinde hesaplanır.

Burada,

$$A = (1 + \tan^2\beta)$$

$$B = (2.R_2 \cos(\pi/n) + 2.R_1 \tan^2\beta + 2.R_2 \tan\beta \sin(\pi/n))$$

$$C = R_2^2 + R_1^2 \tan^2\beta + 2.R_1 R_2 \tan\beta \sin(\pi/n) - R^2$$

$x_{KN}$ ,  $y_{KN}$  : R yarıçaplı daire ile  $d_1$  doğrusunun koordinatları.

$L_G$  : Çekirdeğin uzunluğu.

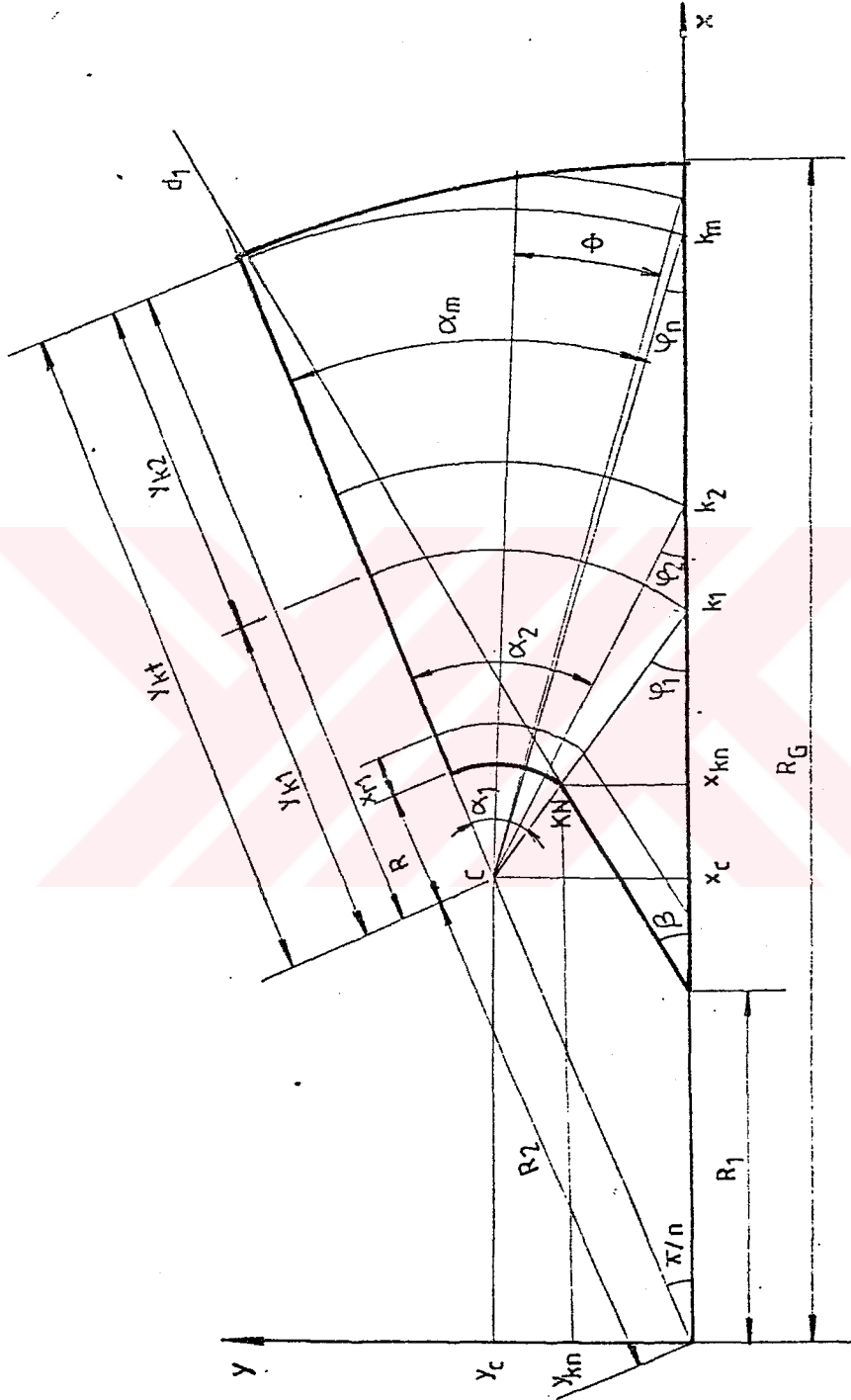
$n$  : Yıldız noktası sayısı.

$y_k$  : Yanan toplam çekirdek kalınlığı.

$x_r(z)$  : Herhangi bir zaman diliminde yanan doku kalınlığı.

$R$  : Yıldız dibi yarıçapı.

dır.



Şekil 5.8 Çekirdeğin 1/16 lık Dilimi

### 5.3.2.2. Yanmanın İkinci Safhası İçin Yanma Yüzeyinin Hesabı

$$\left[ y_k \Rightarrow \frac{y_{KN}}{\sin \varphi_1} \right]$$

Bu safhada katı yakıcı-yakıt yüzeyi zamanla artan (progressiv) bir karakter göstermektedir. Bu safha için yanma yüzeyinin değişimi,

$$A_b(z) = 2 \cdot n \cdot L_G \cdot \left[ \frac{\alpha(h) \cdot \pi}{180} R(z) \right] \quad (5.8)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada,

$$\alpha(h) = \frac{\pi}{n} - \arctan \frac{-R_2 \cdot \sin(\pi/n)}{x_k(h) - R_2 \cdot \cos(\pi/n)} \quad (5.9)$$

$x_k(h)$  değerlerinin bulunması:  $R(z)$  yarıçaplı dairelerin  $y=0$  ( $x$  eksen) ile kesim noktasının bulunması gerekmektedir. Bunun için,

$$\left[ x - R_2 \cdot \cos(\pi/n) \right]^2 + \left[ y - R_2 \cdot \sin(\pi/n) \right]^2 = R^2(z) \quad (5.10)$$

$$y = 0 \quad (5.11)$$

denklemlerinin ortak çözümü ile,

$$x_k(h) = \frac{2 \cdot R_2 \cdot \cos(\pi/n) + \sqrt{(2 \cdot R_2 \cdot \cos(\pi/n))^2 - 4 \cdot (R_2^2 - R^2(z))}}{2} \quad (5.12)$$

değerleri hesaplanır. Burada,

$$R(z) = R + \sum_{k=1}^z x_k(z)$$

$$h = 2, 3, 4, \dots$$

### 5.3.2.3. Yanmanın Üçüncü Safhası İçin Yanma Yüzeyinin Hesaplanması

$$\left[ R(z) > (R_G - R_2) \right]$$

Bu safha itmenin bozulma safhasıdır. Yanmanın bu peryodunda, çekirdek, yanma yüzeyi açısından azalan (regressiv) bir karakter gösterecek ve bu durum yanma olayının bitişine kadar sürecektir. Bu safha için yanma yüzey alanının değişimini,

$$A_b(z) = 2 \cdot n \cdot L_G \cdot \left[ \frac{\pi \cdot \theta(m)}{180} R(z) \right] \quad (5.13)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada,

$$\theta(m) = \alpha(h) - \left[ \arctan \frac{y_{k\zeta} - R_2 \cdot \sin(\pi/n)}{x_{k\zeta} - R_2 \cdot \cos(\pi/n)} \right] \quad (5.14)$$

$x_{k\zeta}$ ,  $y_{k\zeta}$  değerlerinin bulunması: Bunun için  $R_G$  yarıçaplı daire ile  $R(z)$  yarıçaplı dairelerin kesim noktalarının belirlenmesi gerekmektedir.

$$\left[ x - R_2 \cos(\pi/n) \right]^2 + \left[ y - R_2 \sin(\pi/n) \right]^2 = R^2(z) \quad (5.15)$$

$$x^2 + y^2 = R_G^2 \quad (5.16)$$

denklemlerinin ortak çözümü ile,

$$x_{k\zeta} = \frac{-B + \sqrt{B^2 - 4 \cdot A \cdot C}}{2 \cdot A}, \quad y_{k\zeta} = \sqrt{R_G^2 - x_{k\zeta}^2}$$

$$A = 4 \cdot R_2^2$$

$$B = - \left[ 4 \cdot R_2 \cdot (R_G^2 + R_2^2 - R^2(z)) \cdot \cos(\pi/n) \right]$$

$$C = \left[ R_G^2 + R_2^2 - R^2(z) \right]^2 - 4 \cdot R_G^2 \cdot R_2^2 \cdot \sin^2(\pi/n)$$

#### 5.4 İdeal ve Deneysel Değerlerin Karşılaştırılması

Model yakıcı-yakıtın, Makina Kimya Endüstrisi Kurumu Roket Fabrikasında elde edilen yanma hızı ölçüm değerleri Tablo 5.1 de verilmişti. Şimdi de bu değerlerle bir karşılaştırma yapabilmek maksatıyla deneysel ve ideal yanma hızı değerleri aşağıda tablo halinde verilmektedir.

Tablo 5.2 İdeal ve Deneysel Yanma Hızı Değerleri

| Basınç<br>(Atm) | Deneysel<br>Yanma Hızı<br>(mm/s) | İdeal Yanma Hızı Değerleri |           |           |
|-----------------|----------------------------------|----------------------------|-----------|-----------|
|                 |                                  | b = 0.065                  | b = 0.070 | b = 0.075 |
| 63              | 13.059<br>(54 °C de)             | 9.807                      | 10.159    | 10.541    |
| 77              | 12.856<br>(54 °C de)             | 11.37                      | 11.637    | 12.159    |
| 91              | 13.466<br>(54 °C de)             | 12.764                     | 13.007    | 13.556    |
| 84              | 14.97<br>(74 C de)               | 12.08                      | 12.405    | 12.889    |
| 112             | 17.27<br>(74 °C de)              | 14.496                     | 15.127    | 15.766    |
| 141             | 19.49<br>(74 °C de)              | -                          | -         | 18.38     |

Tablo 5.2 den de görüleceği üzere, ideal olarak hesaplanan yanma hızı değerleriyle, strand-burner yanma hızı ölçüm sonuçları arasında fazla bir farklılaşma mevcut değildir. 3.Bölümde de anlatıldığı üzere, strand-burner'de elde edilen yanma hızı değerleri, gerçek motorda elde edilen değerler kadar hassas değildir. Bu açıdan mevcut farklılaşmanın fazla olduğunu söylemek mümkün değildir. Zaten, Tablo 5.2, iyi bir şekilde incelendiğinde, strand-burner yanma hızı ölçüm sonuçları

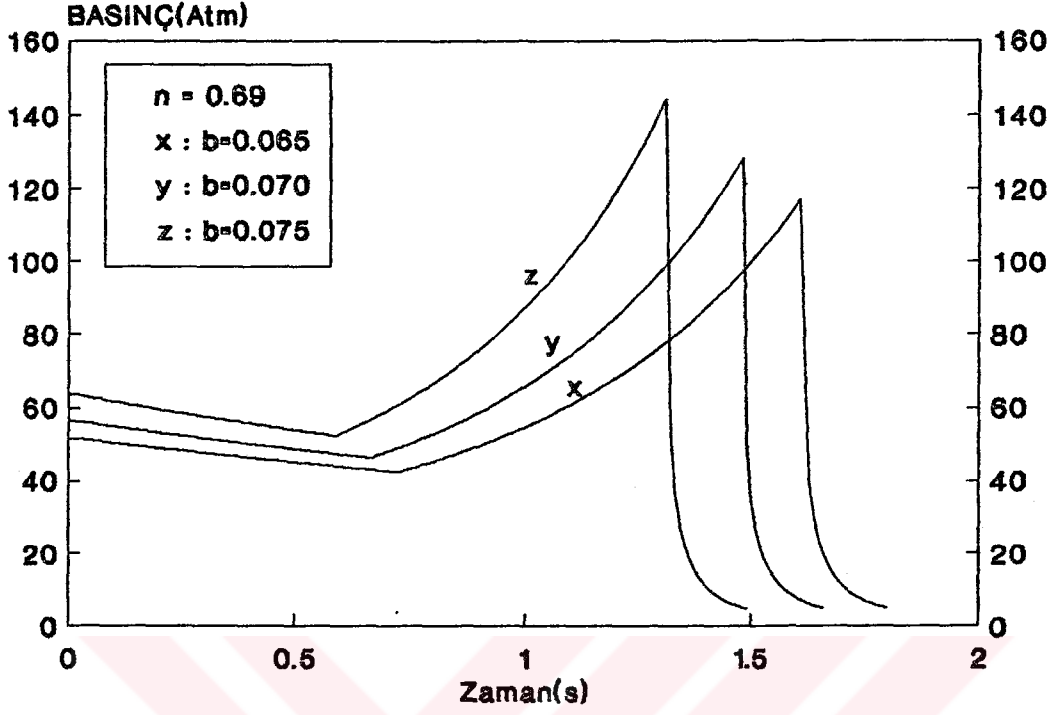


arasında bile uyumsuzluklar olduğu kolaylıkla görülebilir. Örneğin, aynı şartlandırma sıcaklığında 63 Atm'deki yanma hızı 13.059mm/s iken, 77 Atm'de ise 12.856mm/s dir. Yanma hızının, basıncın artmasıyla birlikte artması gerektiğinden, bu durum kabul edilebilir değildir. Bunu, üretim işlemindeki bir hata, veya ölçüm hatası olarak değerlendirmek gerekir.

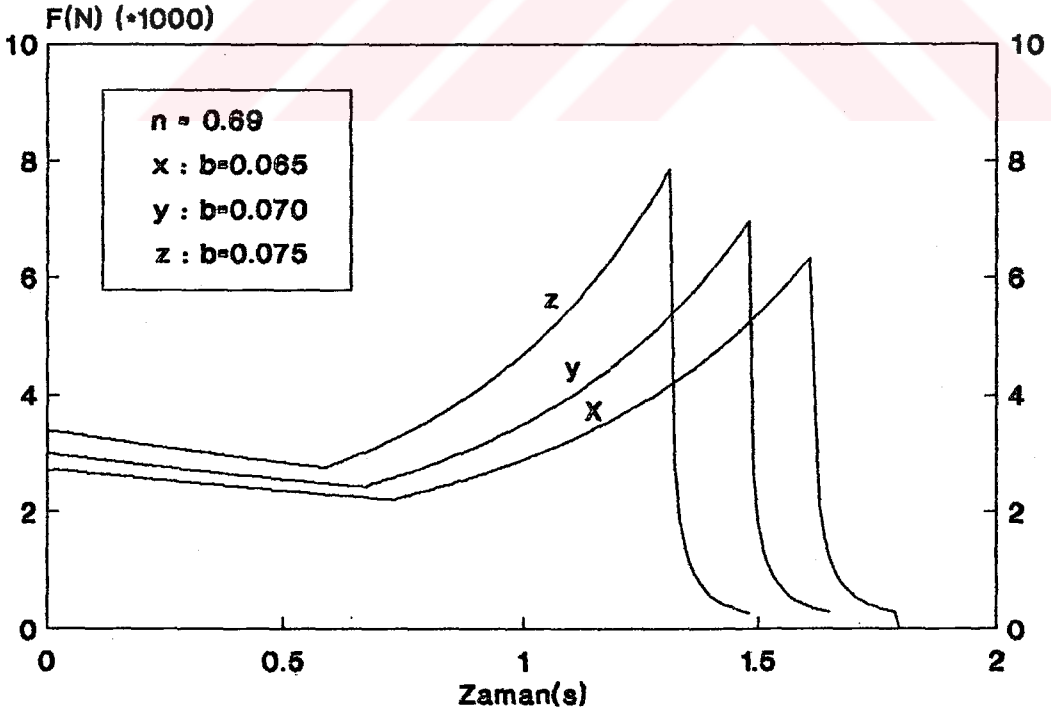
Model roket motorunun deneysel itme-zaman eğrisi ve ideal itme-zaman diyagramı bu bölümde verilmektedir. Aşağıda maksimum itme kuvvetinin ideal ve deneysel değerleri yine tablo halinde verilmektedir.

Tablo 5.3 İtme Kuvvetinin Maksimum İdeal Ve Deneysel Değerleri

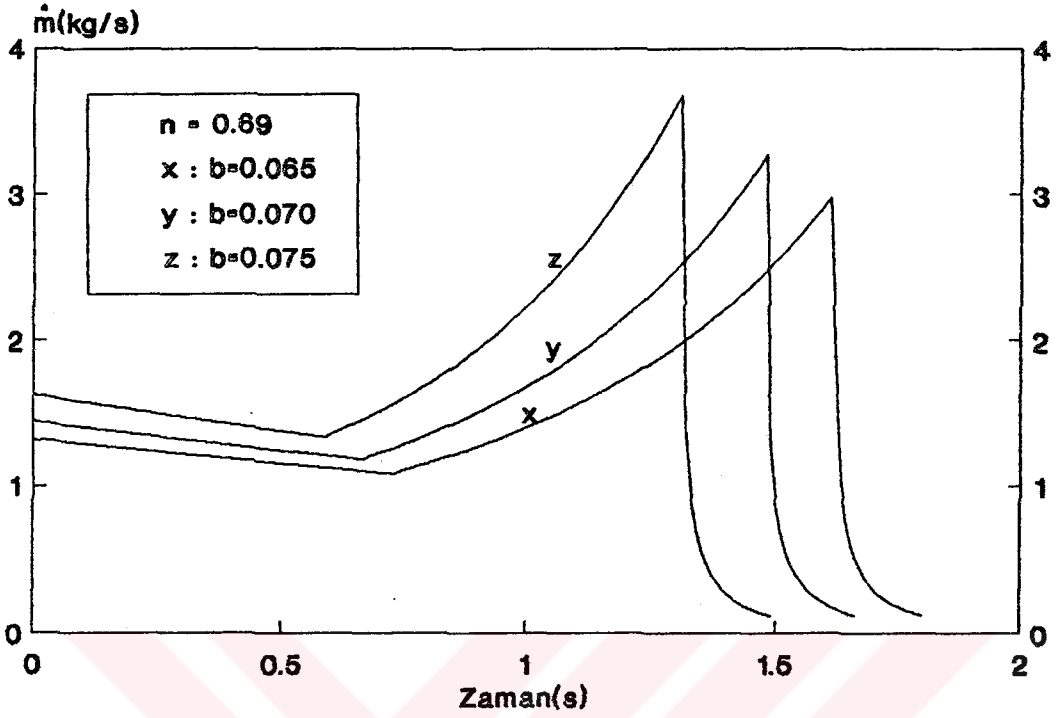
| Maksimum İtme Kuvveti (N) |       |           |           |           |
|---------------------------|-------|-----------|-----------|-----------|
| Deneysel                  |       | İdeal     |           |           |
| 54 °C                     | 74 °C | b = 0.065 | b = 0.070 | b = 0.075 |
| 5300                      | 6280  | 6326      | 6958      | 7860      |



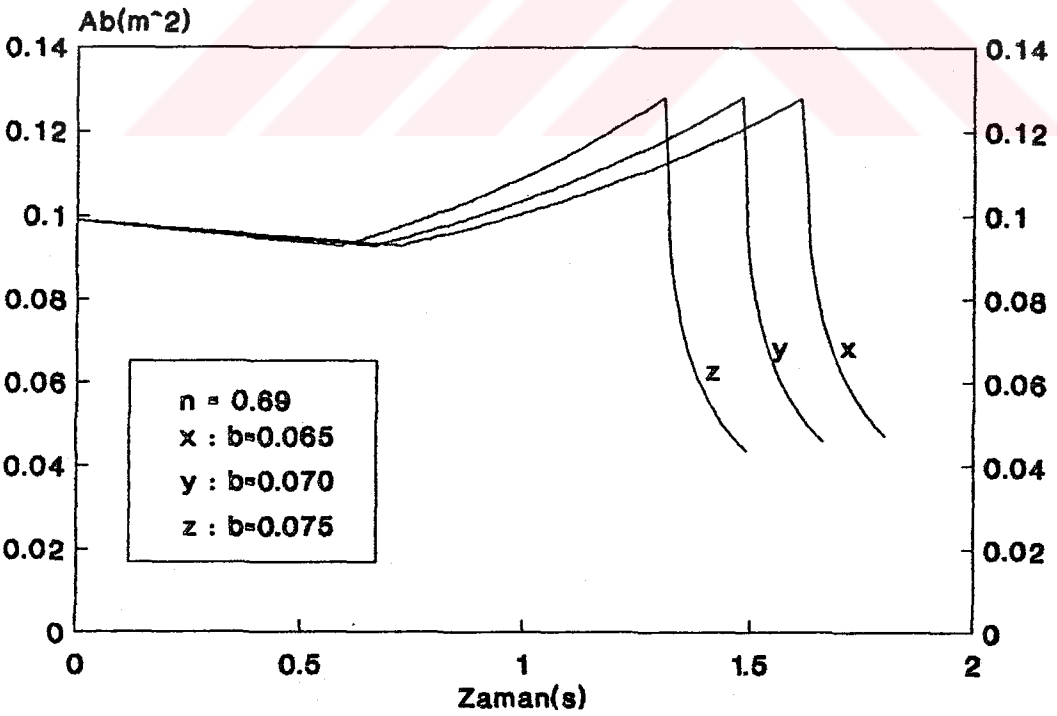
Şekil 5.9 Yanma Odası Basıncının Zamanla Değişimi



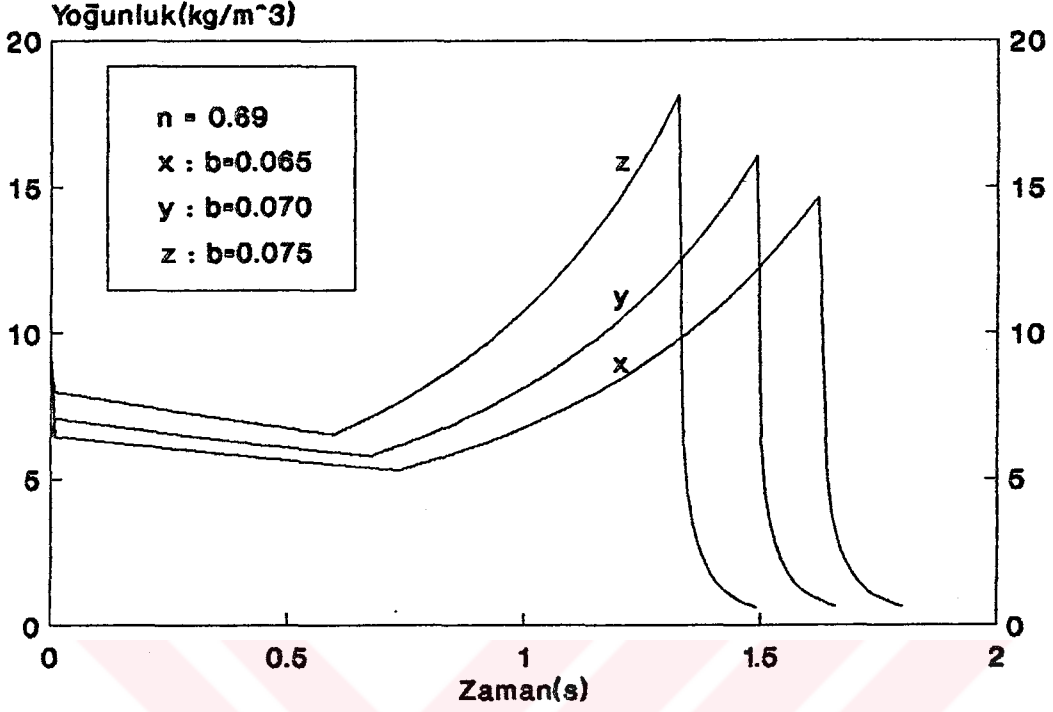
Şekil 5.10 İtme Kuvvetinin Zamanla Değişimi



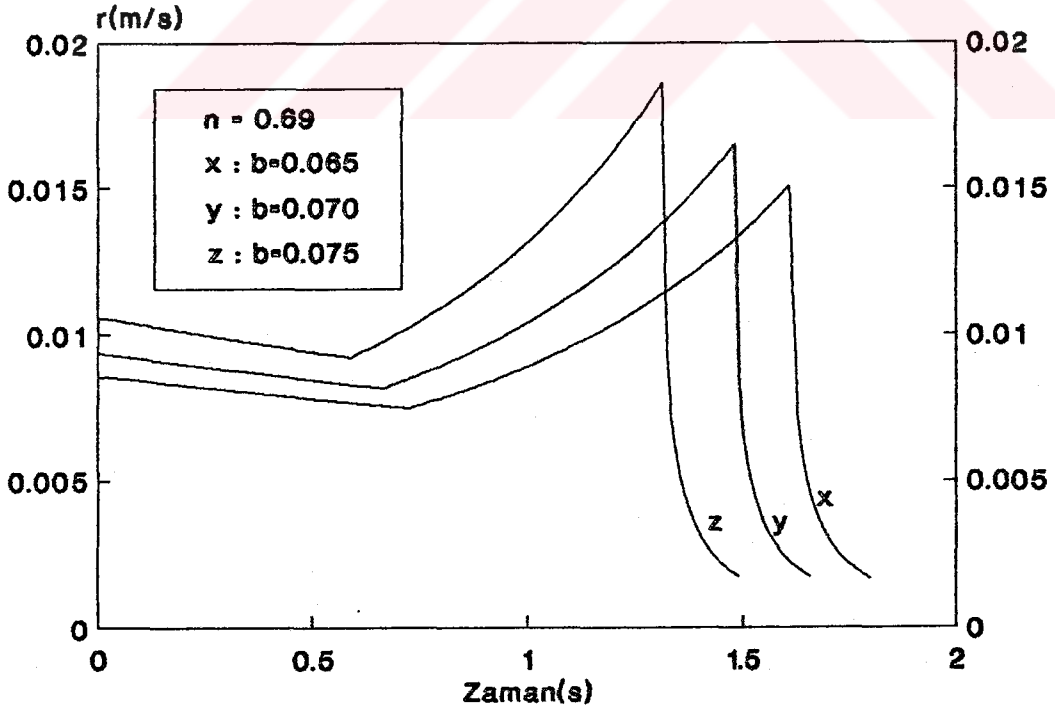
Şekil 5.11 Kütle Debisinin Zamanla Değişimi



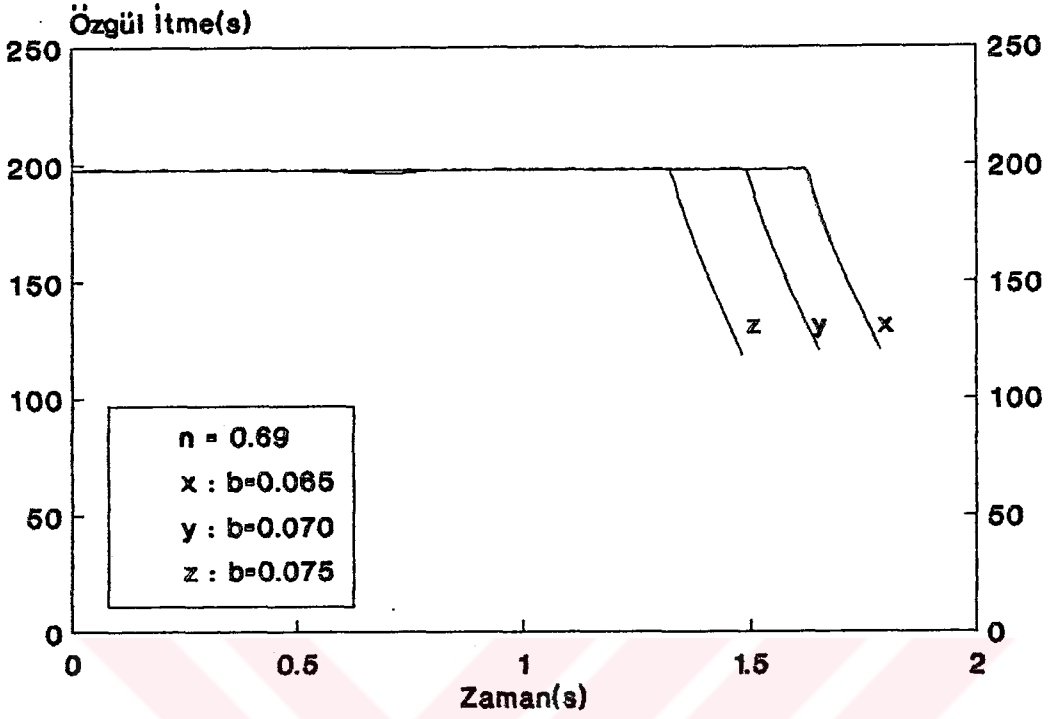
Şekil 5.12 Yanma Yüzeyi Alanının Zamanla Değişimi



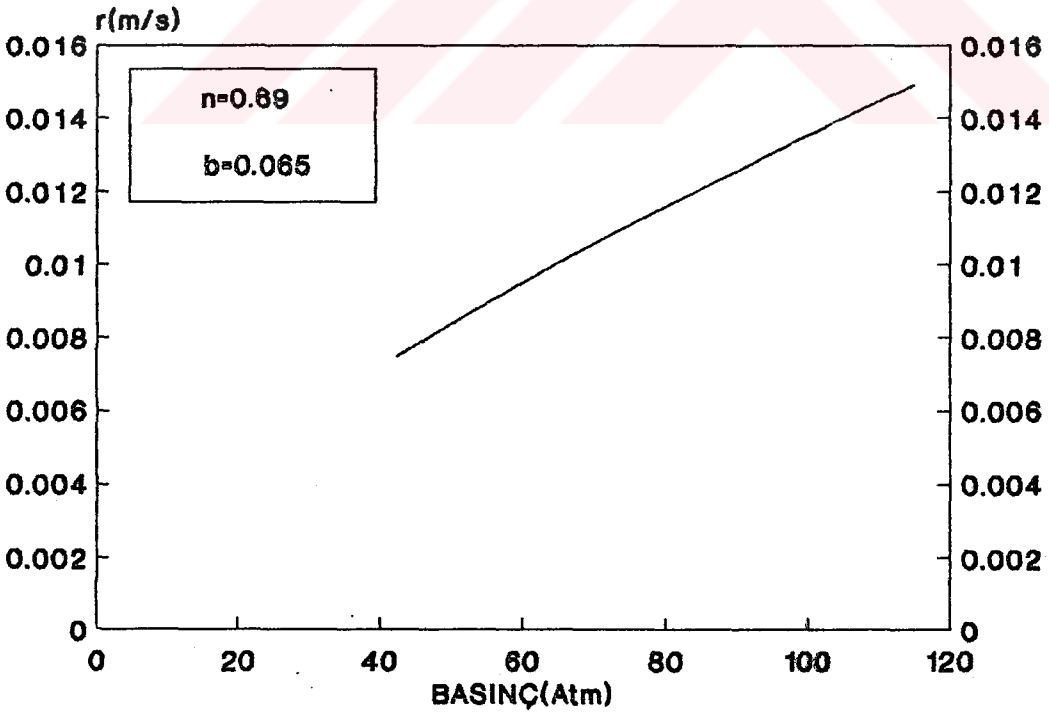
Şekil 5.13 Gaz Yoğunluğunun Zamanla Değişimi



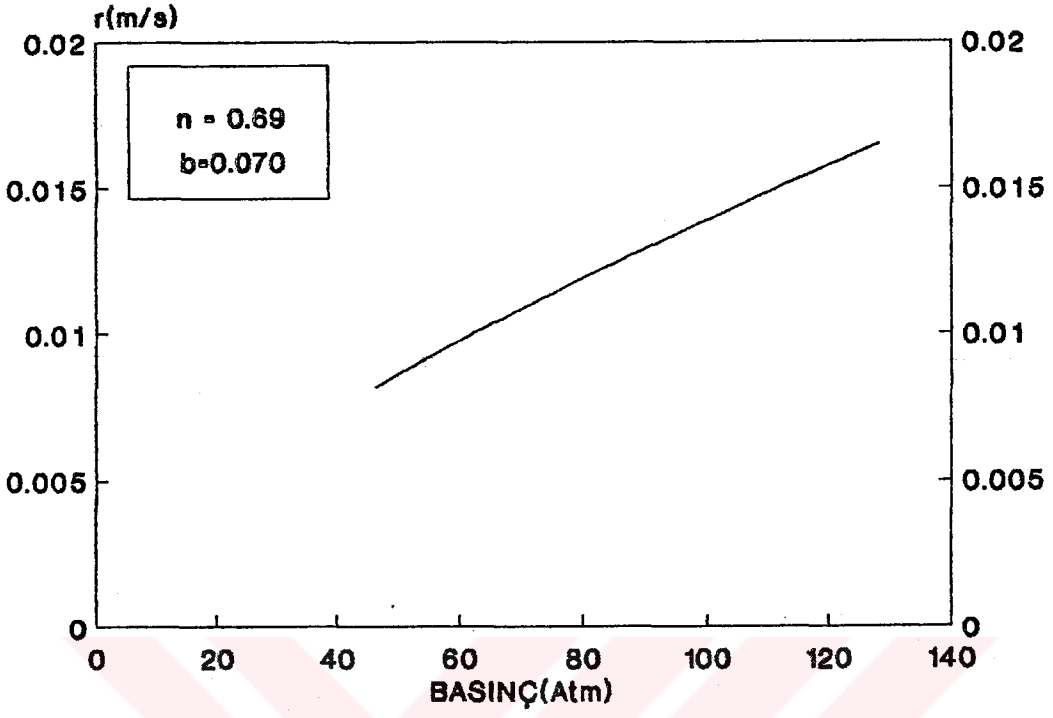
Şekil 5.14 Yanma Hızının Zamanla Değişimi



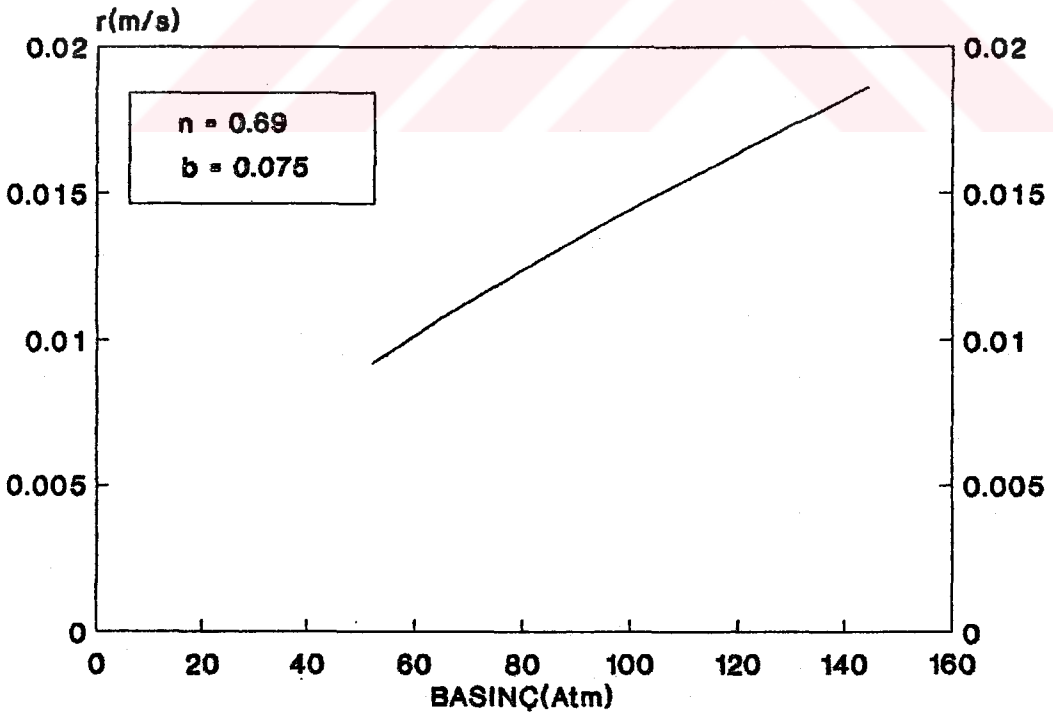
Şekil 5.15 Özgül İtmenin Zamanla Değişimi



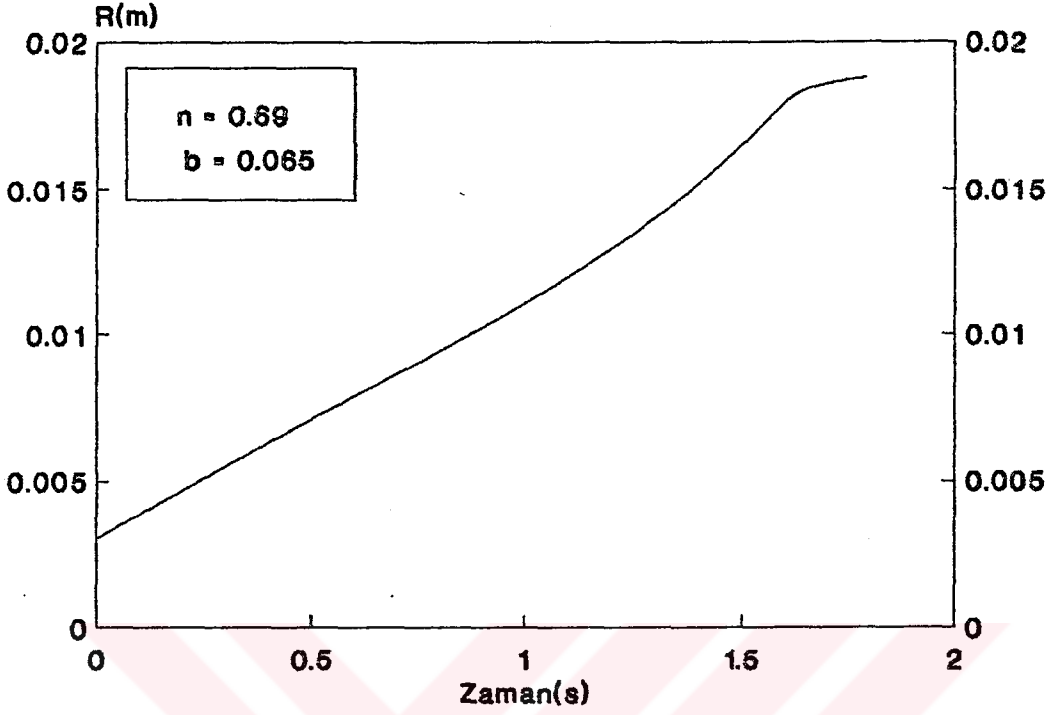
Şekil 5.16 Yanma Hızının Yanma Odası Basıncıyla Değişimi



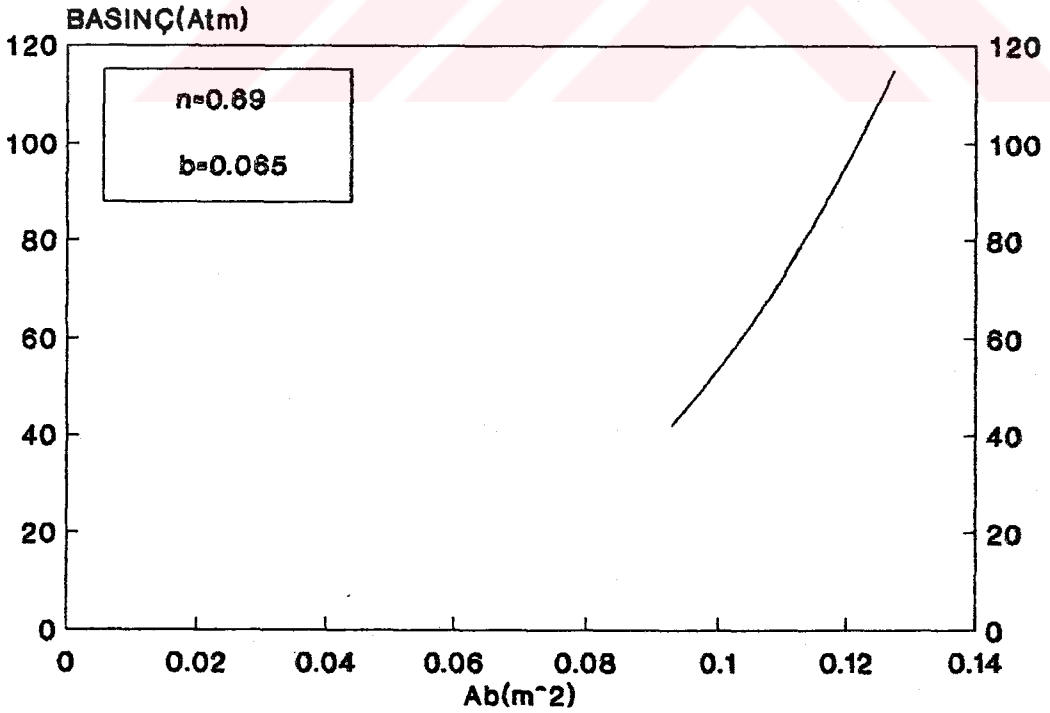
Şekil 5.17 Yanma Hızının Yanma Odası Basıncıyla Değişimi



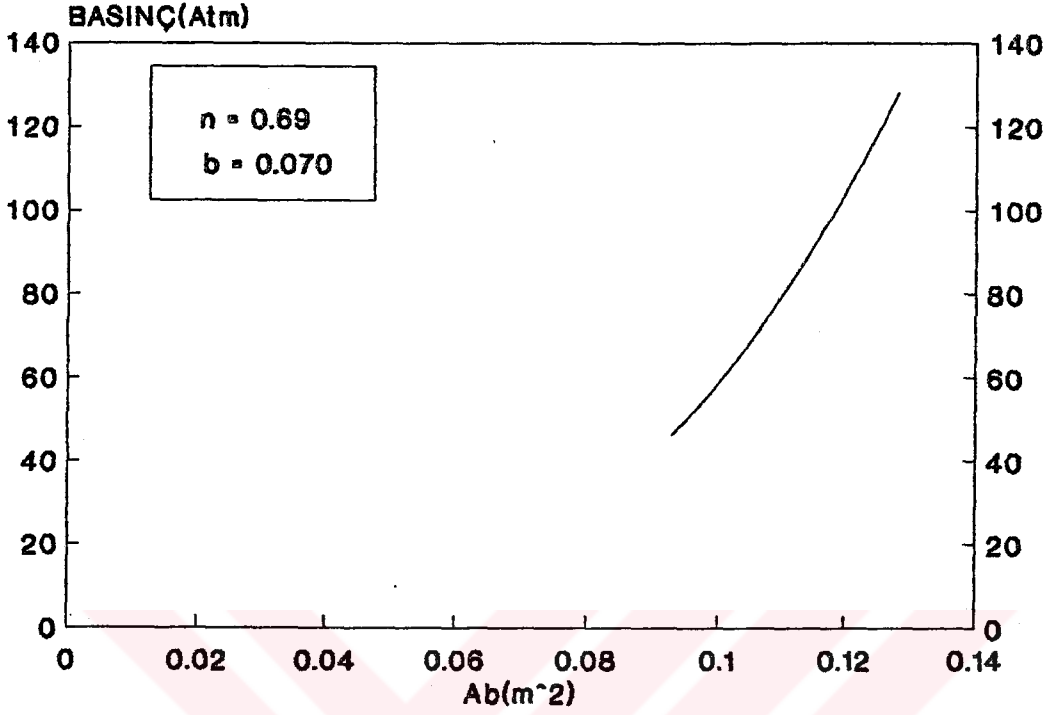
Şekil 5.18 Yanma Hızının Yanma Odası Basıncıyla Değişimi



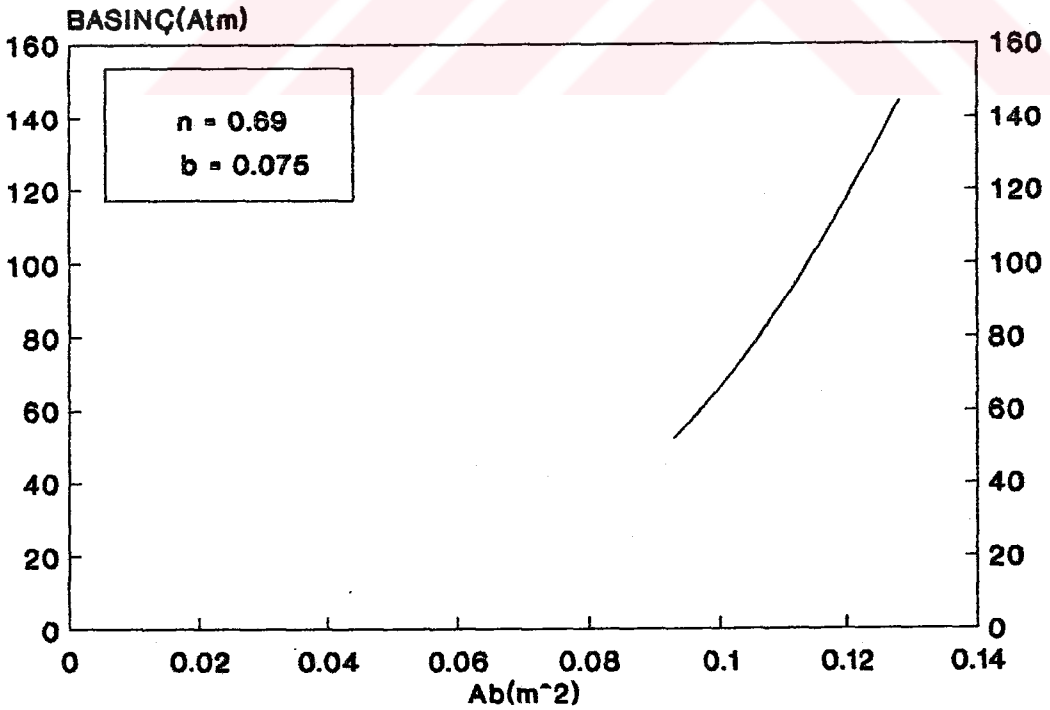
Şekil 5.19 Yıldız Dibi Yarıçapının Zamanla Değişimi



Şekil 5.20 Yanma Odası Basıncının Yanma Yüzeyi Alanıyla Değişimi

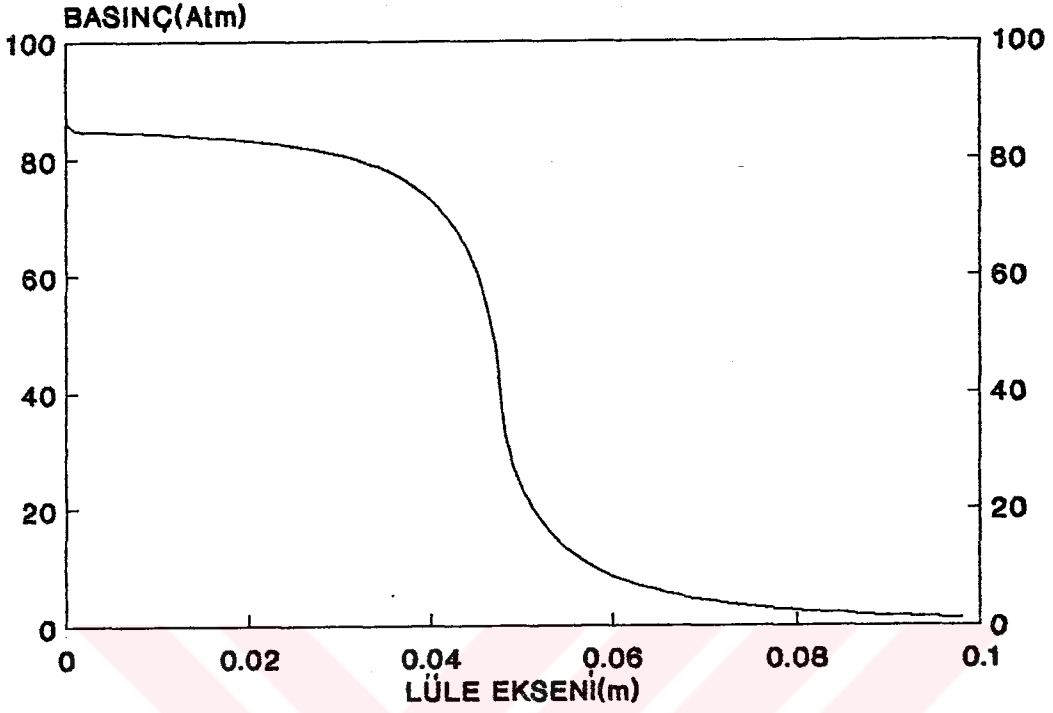


Şekil 5.21 Yanma Odası Basıncının Yanma Yüzeyi Alanıyla Değişimi

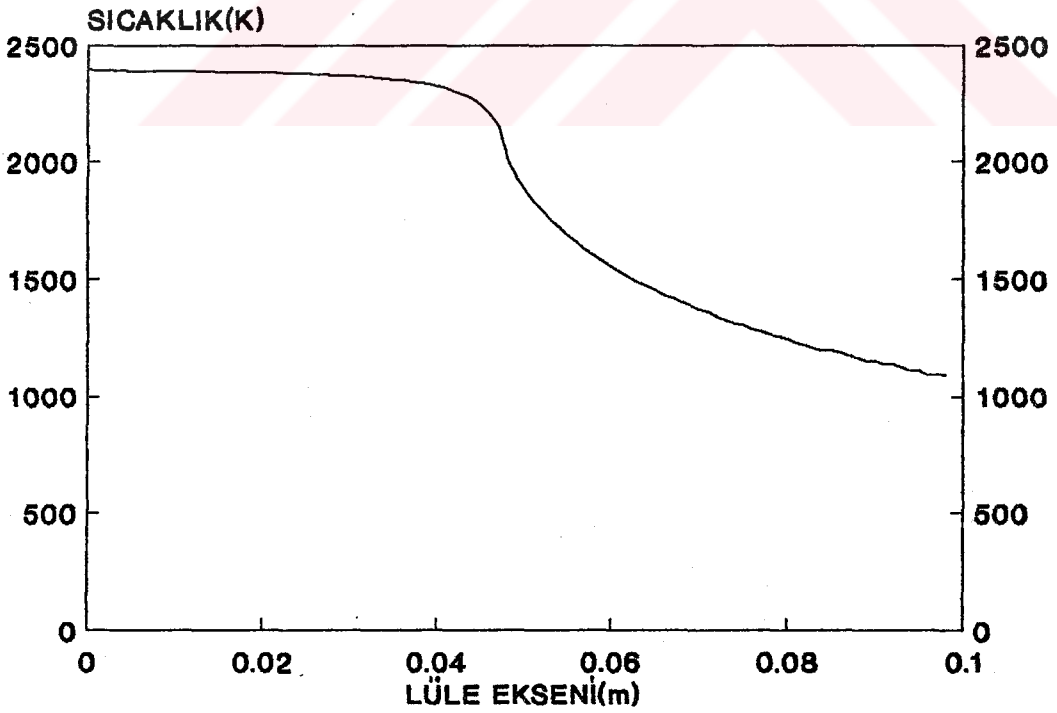


Şekil 5.22 Yanma Odası Basıncının Yanma Yüzeyi Alanıyla Değişimi

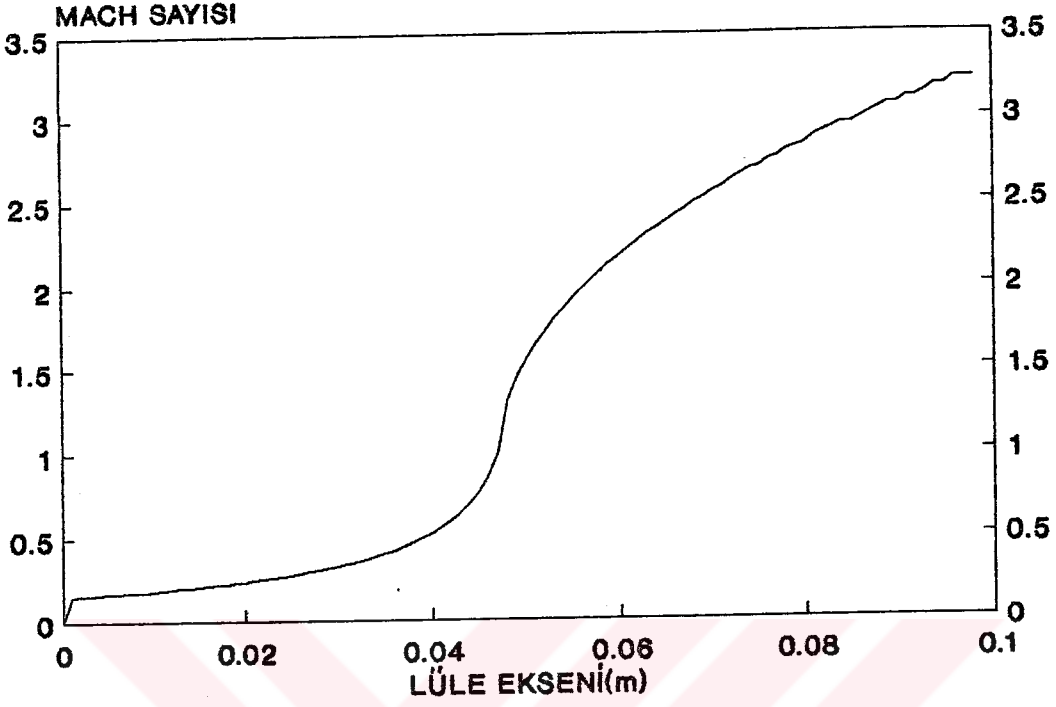




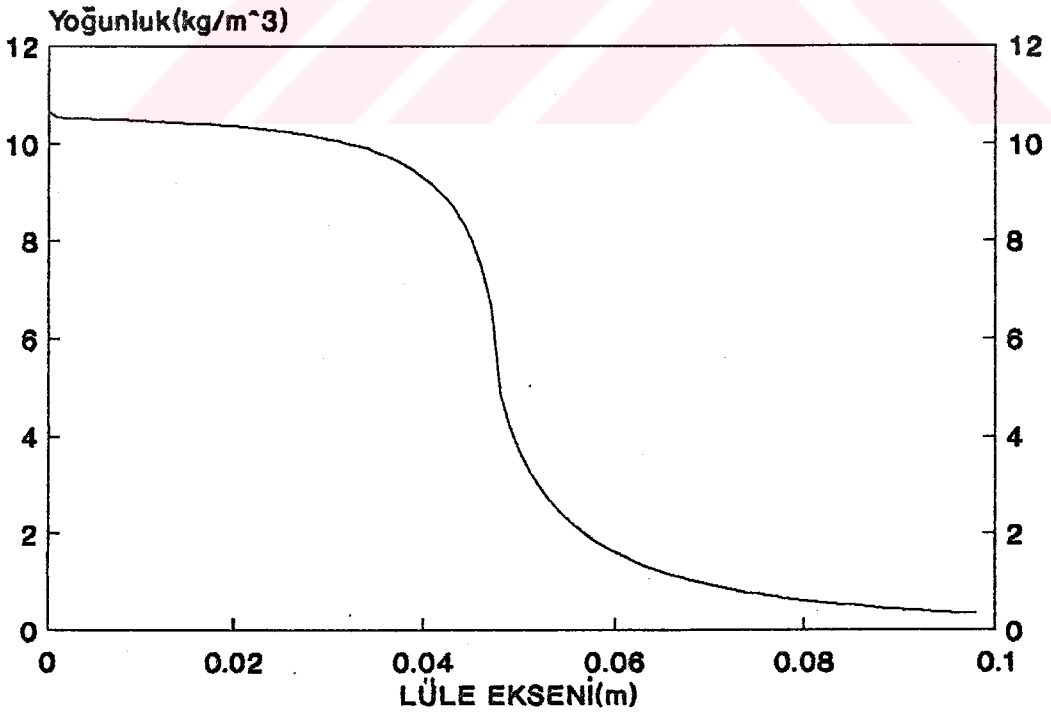
Şekil 5.23 Lüle Ekseni Boyunca Basıncın Değişimi



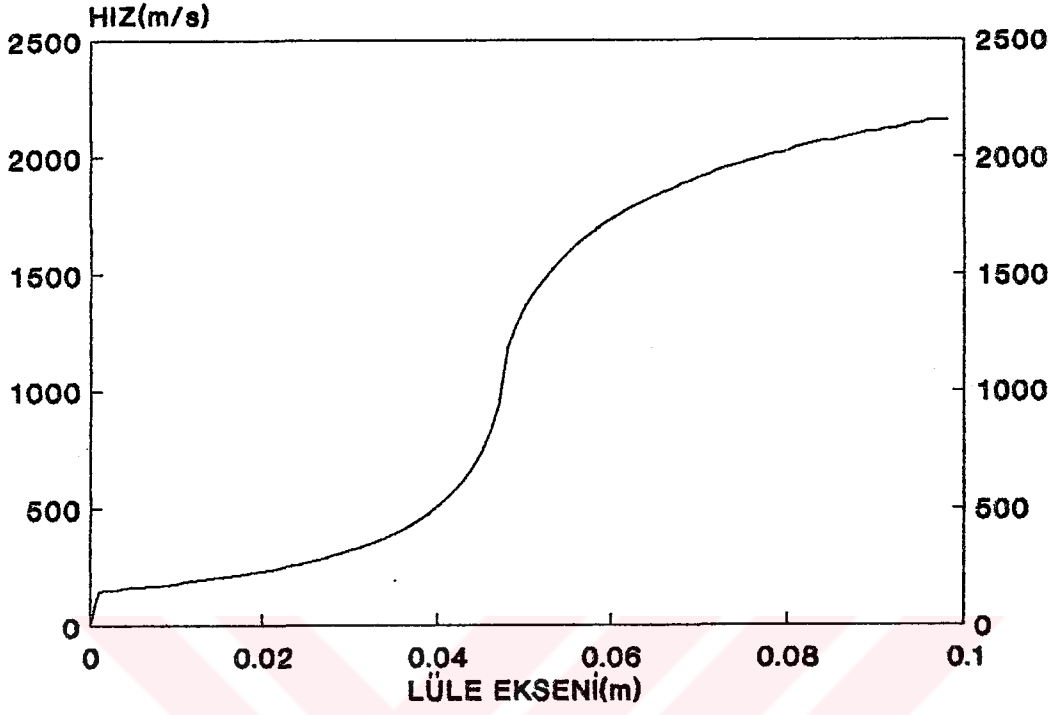
Şekil 5.24 Lüle Ekseni Boyunca Sıcaklığın Değişimi



Şekil 5.25 Lüle Ekseni Boyunca Mach Sayısının Değişimi



Şekil 5.26 Lüle Ekseni Boyunca Gaz Yoğunluğunun Değişimi



Şekil 5.27 Lüle Ekseni Boyunca Gaz Akış Hızının Değişimi

## BÖLÜM 6. SONUÇLAR VE İRDELEME

Bu çalışmada, yıldız şekilli çekirdeğe sahip katı yakıcı-yakıtlı bir roket motorunun ideal olarak simülasyonunun gerçekleştirilmesi ve hesaplanan ideal değerlerle, aynı roket motorunun deneysel ölçüm sonuçlarının karşılaştırılması hedeflenmiştir.

Model roket motoru ve yakıcı-yakıt özellikleri beşinci bölümde verilmiştir.

Gerek deneysel ve gerekse teorik araştırmalar, özgül ısısının sabit kalmayıp, sıcaklık ve yoğunluğun bir fonksiyonu olarak değiştiğini göstermektedir [4] . Dalayısıyla yüksek basınç, sıcaklık ve hız değerlerine sahip gaz akışları için özgül ısısının sabit olarak alınmasının doğru olmadığı belirtilmiştir.

Raket motorlarında, yanma hızı hesabında yüzey üzerindeki gaz akış hızının etkisinin dikkate alınması gerekmektedir.

İdeal roket simülasyonu için hazırlanan bilgisayar programında zaman dilimi ( $\Delta t$ ), 0.01 saniye olarak seçilmiştir. Programla hesaplanıp dosyalanan değerler daha sonra HARWARD GRAPHIC Paket programınca ithal edilmek suretiyle grafiklerin çizimi gerçekleştirilmiştir. Hazırlanan bilgisayar programı farklı çekirdek şekillerine uygun olarak geliştirilebilecek durumdadır.

Çalışmanın sonucunda, ideal hesap değerleriyle, deneysel sonuçlar arasındaki farklılaşmanın literatürde belirtilen limitler içinde kaldığı gözlemlenmiştir.

Bu çalışmada, incelenen model roket roket motorunun ve yakıcı-yakıtın dizayn ve üretiminin kalitesi dikkate alınmamaktadır. Daha sıhhatli değerlendirme yapılabilmesi için bütün bu etkenlerin de gözönünde bulundurulması gerekmektedir.

Çalışmanın sonunda ayrıca, yakıcı-yakıtın şartlandırma sıcaklığının performansa etkisi açık bir şekilde görülmüştür. Hem deneysel ve hem de ideal itme-zaman grafiklerini incelenmesinden, şartlandırma sıcaklığının (İdeal simülasyonda b değeri) artmasıyla birlikte,

-Yanma odası basıncı veya itme kuvveti önemli bir miktarda artmakta,

-Yanma süresi ise kısalmaktadır.

## KAYNAKLAR

- [1] WILLIAMS, F.A., BERRIERE, M. and HAUNG, N.C., "Fundamental Aspects of Solid Propellant Rocket Motors", Agardograph - 116, Technivision, 1969.
- [2] SAFGÖNÜL, B., "Sıvı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motorları", İTÜ Mühendislik - Mimarlık Fakültesi, Yayın No.128, İstanbul, 1978.
- [3] SUTTON, G.P., "Rocket Propulsion Elements", John Wiley and Sons. Inc., 1986.
- [4] ÇELİK, V., "Erozif Yanmanın Katı Yakıcı-Yakıtlı Roket Motoru Performansına Etkisinin İncelenmesi", İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Doktora Tezi, Haziran 1989.
- [5] SUTTON, G.P., "Rocket Propulsion Elements", John Wiley and Sons. Inc., 1956.
- [6] DAVENAS, A. "Combustion Phenomena Associated With Solid Propellant Rocket Motor Operation", AGARD LS-180, 1991.
- [7] LENGELLE, G., "Solid Propellant Steady Combustion - Physical Aspects", AGARD LS-180, 1991.
- [8] BOGGS, T.L., "Combustion and Safety of Solid Propellant Rocket Motors", AGARD LS-180, 1991.
- [9] BORAT, O., "Termokimyasal Denge ve Yanma", İTÜ Makina Fakültesi, İstanbul, 1982.
- [11] HILL, P.G. and PETERSON, C.R., "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion", Addison Wesley Publishing Company, Second Printing, June 1967.
- [11] GREEN, L., "Erozife Burning of Some Composite Propellants", A. R.S. Journal Vol.24
- [12] ÇELİK, V., BORAT, O., "Erozif Yanmanın Roket Motoru Performans Parametrelerine Etkisi", İkinci Yanma Sempozyumu, İTÜ Makina Fakültesi Ofset Atölyesi, 1989.

- [13] MERILL, K.K., "Erozif Burning of Solid Propellants", AGARD LS-180,1991.
- [14] ARSLAN, N., "Heterojen Yanmalı Sistemlerde Katı Yakıt Yüzeyinin Yanmaya Etkisi", İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Yüksek Lisans Tezi, Haziran 1987.
- [15] VAN WYLEN, G.J. and SONNTAG, R.E., "Fundamentals of Classical Thermodynamics", John Wiley and Sons Inc., New York, Second Edition, 1976.
- [16] M.WHITE, F., "Fluid Mechanics", Mc Graw Book Company Singapore, Second Edition, 1986.
- [17] TINAZTEPE, H.T., AKMANDAR, S., UÇER, A.Ş., "Katı yakıtlı Roket Motorlarının Bilgisayarla Simülasyonu", İkinci Yanma Sempozyumu, İTÜ Makina Fakültesi Ofset Atölyesi, 1989.

## ÖZGEÇMİŞ

1962 Yılında Trabzon'da doğdu. 1974 yılında Devlet Parasız yatılı Sınavını kazanıp Trabzon Cumhuriyet Ortaokulu ve Trabzon Lisesi'nde orta ve lise öğrenimini tamamladı. 1985 yılında Sakarya Devlet Mimarlık Mühendislik Akademisi Makina Mühendisliği Bölümü'nden mezun oldu. Bir süre serbest olarak çalıştıktan sonra, 1987 yılında İTÜ Sakarya Mühendislik Fakültesi Makina Mühendisliği Bölümü Enerji Anabilim Dalı'nda Arş.Gör. olarak göreve başladı. Aynı yıl Marmara Üniversitesinde Yüksek Lisans öğrenimine başladı. 1989 yılında İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü'nün açmış olduğu yüksek lisans sınavını kazanarak Makina Anabilim Dalı Enerji Programı'nda yüksek lisans öğrenimine başladı. Halen evli olup, İTÜ Sakarya Mühendislik Fakültesinde Araştırma Görevlisi olarak çalışmaktadır.