



HAVA HARP OKULU
HAVACILIK VE UZAY TEKNOLOJİLERİ ENSTİTÜSÜ



HİBRİT YAKITLI ROKET MOTORU ATEŞLEME/TEST
DÜZENEGİ TASARIMI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ali Emre SAMUR

(413101)

Havacılık Mühendisliği Ana Bilim Dalı Başkanlığı

Havacılık Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof.Dr.Hv.Müh.Alb. Abdurrahman HACIOĞLU

Eş Danışman: Yrd.Doç.Dr. Arif KARABEYOĞLU

HAZİRAN 2015

Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü'nün 413101 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Ali Emre SAMUR** ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra Prof.Dr.Hv.Müh.Alb. Abdurrahman HACIOĞLU ve Yrd.Doç.Dr. M.Arif KARABEYOĞLU danışmanlığında hazırladığı “**HİBRİT YAKITLI ROKET MOTORU ATEŞLEME/TEST DÜZENEGİ TASARIMI**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : Abdurrahman HACIOĞLU
Prof.Dr.Hv.Müh.Alb.
Hava Harp Okulu

Jüri Üyeleri : O.Ergüven VATANDAŞ
Doç.Dr.Hv.Müh.Alb.
Hava Harp Okulu

Halit Türkmen
Prof.Dr.
İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : 15 Mayıs 2015
Savunma Tarihi : 11 Haziran 2015

Bu tez çalışmasında belirtilen görüş ve yorumlar yazara aittir. Türk Silahlı Kuvvetleri'nin ya da diğer kamu kuruluşlarının görüşlerini yansıtmaz. Ayrıca bu tez çalışması bilimsel ahlak ve etik değerlere uygun olarak yazılmış olup, yararlanılan tüm eserler kaynaklarda gösterilmiştir.

HAZİRAN 2015

Ali Emre SAMUR

ÖNSÖZ

İlgi alanım olan roketçilik konusunu kendisi ile paylaştığım andan itibaren desteklerini esirgemeyen ve tüm bu süreçte bana yardımcı olan tez danışmanım Prof.Dr.Hv.Müh.Alb. Abdurrahman HACIOĞLU'na; bu konudaki engin teorik ve pratik tecrübelerini yoğun takvimi içinde bana ayırdığı kıymetli zamanlarda paylaşmaktan çekinmeyen Yrd.Doç.Dr. Arif KARABEYOĞLU'na; tez çalışmam boyunca bana oyunları ile eşlik eden oğlum Kerem'e ve desteklerini esirgemeyen sevgili eşim Süreyya SAMUR'a teşekkürü bir borç bilirim.

Haziran 2015

Ali Emre SAMUR

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
ÇİZELGE LİSTESİ	xiii
ŞEKİL LİSTESİ	xv
SEMBOL LİSTESİ	xvii
ÖZET	xix
1. GİRİŞ	1
1.1 Roket İtkisi	1
1.1.1 Sıvı yakıtlı roket motorları	2
1.1.2 Katı yakıtlı roket motorları	2
1.1.3 Hibrit yakıtlı roket motorları	2
1.2 Hibrit Roket Motorları, Genel Bakış ve Tarihi Gelişimi	3
1.2.1 Sınıflandırma	4
1.2.2 Hibrit motorların avantaj ve dezavantajları	4
1.2.3 Hibrit roketlerin kullanım alanları	6
1.2.4 Hibrit motorların tarihsel gelişimi	7
1.2.5 Tipik yakıtlar ve oksitleyiciler	9
1.2.6 Uçuş programları	11
1.2.6.1 Hedef uçaklar	11
1.2.6.2 Yüksek irtifa sonda roketleri	12
1.2.7 Hibrit gösteri motoru (Demonstrator)	14
1.2.8 Büyük ölçekli hibrit motorlar	14
1.3 Literatür Araştırması	18
1.4 Motivasyon ve Tezin Amacı	21
2. HİBRİT ROKET TEORİSİ	23
3. HİBRİT ROKET MOTORU ÖN TASARIMI	27
3.1 Oksitleyici	29
3.2 Yakıt	29
3.3 Tasarım Değerleri ve Termokimyası	30
3.4 Performans Hesaplamaları	33
4. EKSENEL AKIŞLI HİBRİT MOTOR	39
5. MOTOR BİLEŞENLERİ	43
5.1 Yanma Odası	43
5.2 Ön Yanma Odası	45
5.3 Art Yanma Odası	46
5.4 Silika-Fenolik Cidar Kaplama	46
5.5 Lüle	47
5.6 Ateşleme Sistemi	48
5.6.1 Buji	49

5.6.2 Metan	50
5.7 Sızdırmazlık Elemanları	50
5.8 Oksitleyici Besleme Sistemi	51
5.8.1 Ana oksitleyici sistemi.....	52
5.9 Enjektör	54
5.10 Selenoid Valf (Vana).....	59
5.11 Çekvalf.....	59
5.12 Küresel Vana	60
5.13 Çelik Boru	61
5.14 Flanş.....	62
5.15 Oksijen Tüpü.....	63
5.15.1 Oksijen temizleme prosedürü.....	64
6. VERİ TOPLAMA.....	65
6.1 Basınç Ölçümü	65
6.2 Sıcaklık Ölçümü	65
7. SONUÇ ve ÖNERİLER.....	67
EKLER	69
KAYNAKLAR	79
ÖZGEÇMİŞ.....	81

KISALTMALAR

- AP** : Amonyum Perklorat
- CTPB** : Karboksil Sonlandırılmış Polibütadin
- GAP** : Jel Amonyum Perklorat
- GOX** : Gaz Oksijen
- HDPE** : Yüksek Yoğunluklu Polietilen
- HTPB** : Hidroksil Sonlandırılmış Polibütadin
- LOX** : Sıvı Oksijen
- O/F** : Yakıt/Hava Karışım Oranı
- PMMA** : Polimetil Metakrilat

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 1.1 Tipik yakıtlar ve oksitleyiciler	11
Çizelge 1.2 Hibrit uçuş programları	12
Çizelge 3.1 PMMA kompozisyonu	30
Çizelge 5.1 Lüle verimi	47

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 Hibrit Roket Motoru	3
Şekil 1.2 Hibrit Gösteri Motoru	14
Şekil 1.3 Büyük Ölçekli Hibrit Motor	15
Şekil 1.4 Dolphin Hibrit Roket Motoru	17
Şekil 1.5 Masaüstü Hibrit	19
Şekil 2.1 Hibrit Yanma	23
Şekil 2.2 Sınır Tabaka	24
Şekil 3.1 HRM Düzeneği	28
Şekil 3.2 PMMA Kompozisyon Dağılımı	30
Şekil 3.3 Açıklık Oranı Etkisi	31
Şekil 3.4 Yanma Sonu Ürünler (Yanma Odası)	32
Şekil 3.5 Yanma Sonu Ürünler (Lüle Çıkışı)	33
Şekil 3.6 İtke Katsayısı	35
Şekil 3.7 Sıcaklık-Açıklık Oranı	36
Şekil 3.8 Basınç-Açıklık Oranı	36
Şekil 3.9 Özgül Impuls-Açıklık Oranı	37
Şekil 3.10 İtke-Yakıt Debisi	38
Şekil 4.1 Hibrit Yakıt Çekirdeği Geometrisi	39
Şekil 5.1 Gaz-Gaz Ateşleme Sistemi Örneği	49
Şekil 5.2 Ateşleme Bujisi	50
Şekil 5.3 O-Ring	51
Şekil 5.4 Sonik Orifis Örneği	53
Şekil 5.5 Regülatör	54
Şekil 5.6 Enjektör Basınç Düşüşü	55
Şekil 5.7 Enjektör Çıkış Katsayısı	56
Şekil 5.8 Selenoid Valf	59
Şekil 5.9 Çekvalf	60
Şekil 5.10 Küresel Vana	61
Şekil 5.11 Çelik Boru Örneği	62
Şekil 5.12 Flanş Tipleri	63
Şekil 6.1 Basınç Transdüseri	65
Şekil 6.2 Sıcaklık Transmitteri	66

SEMBOL LİSTESİ

a	: Ampirik yanma hızı sabiti
A_e	: Lüle çıkış kesit alanı
A_t	: Lüle boğaz kesit alanı
AR	: Lüle açıklık oranı
C	: Orifis desarj katsayısı
C_f	: İtki katsayısı
C_H	: Boyutsuz Stanton sayısı
C_p	: Özgül ısı
c^*	: Etkin egzoz hızı
D_p	: Yakıt portu çapı
F	: İtki
g	: Yer çekimi ivmesi
G_o	: Oksitleyici akısı
h_v	: Yakıt buharlaşma ısısı
I_{sp}	: Özgül impuls
k	: Isı iletim katsayısı
L	: Yakıt çekirdeği uzunluğu
\dot{m}	: Kütlesel debi
\dot{m}_f	: Kütlesel yakıt debisi
\dot{m}_o	: Kütlesel oksitleyici debisi
M	: Mach sayısı
Ma_e	: Çıkış mach sayısı
n	: Ampirik yanma hızı üsseli
p_a	: Çevre basıncı

p_c : Yanma odası basıncı
 p_e : Lüle çıkış basıncı
 R : Gaz sabiti
 \dot{r} : Yanma hızı
 Re : Reynolds sayısı
 T : Sıcaklık
 t : Kalınlık
 u : Eksenel hız
 x : Apsis değeri
 y : Ordinat değeri

β : Üfleme katsayısı
 Δh : Entalpi değişimi
 γ : Özgül ısılar oranı
 ε : Lüle açıklık oranı
 η_c^* : Etkin egzoz hızı verimi
 ρ : Yoğunluk
 θ : Lüle açısı
 μ : Viskozite

HİBRİT YAKITLI ROKET MOTORU ATEŞLEME/TEST DÜZENEGİ TASARIMI

ÖZET

Hibrit yakıtlı roket motorları, kimyasal roket motorlarının görece az araştırılmış alanıdır. Kullandıkları yakıt ve oksitleyiciler farklı formlarda olduğu için emniyetli ve ucuzdurlar. Ancak büyük ölçekli yükleri uzay ortamına taşıyacak kadar yüksek itki seviyelerine henüz ulaşmamışlardır. Düşük yanma hızı, yanma kararsızlıkları, yakıt çeşitleri gibi alanlarda yapılacak gelişmeler ile giderek artan uzay araştırmalarında yerini alacaktır.

Katı yakıtlı ve sıvı yakıtlı roket motorları bugüne kadar birçok uygulamada başarıyla kullanılmış olsa da değişen dünya koşulları çerçevesinde yenilikçi teknolojilere duyulan ihtiyaç her zaman vardır. Özellikle zahmetli ve oldukça pahalı olan roketçilik biliminde yapılacak her iyileştirme uzaya erişmemiş ülkelerin kalkınmasını ve uzay ortamında yerlerini almalarını sağlayacaktır.

Üniversite seviyesi araştırmalarda kullanılacak hibrit roket motorları küçük ölçekli ve düşük bütçeli motorlardır. Genellikle kapalı ortamlarda çalışmaya elverişli bu motorlar saha çalışmaları öncesi teorilerin denendiği yapılardır. Bu motorlar üzerinde yapılan çalışmalar büyük motorlara ölçeklendirilir.

Bu tezde laboratuvar şartlarında çalıştırılacak bir hibrit roket motorunun tasarımı ve bu tasarıma esas hesaplamaları yapılmıştır. Disiplinlerarası bir çalışma gerektiren bu tasarımda motor bloğu detaylı olarak tasarlanmış, diğer bileşenleri ise tasarıma yönelik açıklanmıştır. Kolay bulunurluk ve ekonomik oluşları nedeniyle yakıt olarak PMMA, oksitleyici olarak da gaz oksijen seçilmiştir.

Eksenel akışlı hibrit motorda tek nokta enjeksiyon ile tek silindirik portlu yakıt çekirdeği incelenmiştir. Veri toplama düzeneğinin de sisteme dahil edilmesi ile motor üzerinden anlık sıcaklık ve basınç bilgileri alınarak çalışmalara esas değerler kayıt altında alınabilir. Veri toplama düzeneğine ait ana bileşenler ilgili bölümde açıklanmıştır.

Hibrit motor bileşenleri, ana oksitleyici sistemi, ateşleme sistemi ve veri toplama sistemi elemanları incelenmiştir. Yapılan hesaplamalara göre şekillenen motor, yapılabilirlik açısından piyasada hazır bulunan ürünlerle uyumlu olacak şekilde kurgulanmış ve malzeme listesi çalışma sonunda sunulmuştur.

Hali hazırda ülkemizde üzerinde çalışma yapılabilecek kurulu bir hibrit roket motoru test düzeneği bulunmamaktadır. Bu tezde motor bloğunun detay, tüm sistemin ise kavramsal tasarımı yapılmıştır. İhtiyaç duyulan fon ve uygun çalışma takviminin sağlanması durumunda bu tasarım gerçekleştirilerek ülkemizin ilk hibrit roket motoru test düzeneği olarak yerini alabilir.

HYBRID ROCKET ENGINE TEST FACILITY DESIGN

SUMMARY

Hybrid rocket engines is relatively less researched subject of chemical rockets. Using fuel and oxidizer in different phases hybrids are safe and cheap. Yet, they are not generating enough thrust to deliver heavy payloads to edge of space. Continuing researches on low regression rates, combustion instabilities and propellant diversity would carry this very subject to space.

Many types of "rockets" adorn the headlines today. All of these rockets have an equal number of classifications. Rockets are generally classified by the energy source used, whether it is chemical, nuclear, or solar, and further by vehicle type, function, and size. This thesis concentrates on one specific type of chemical rocket. Chemical rockets are divided into two general categories: liquid and solid. Liquid propellant rockets store the fuel and oxidizer separately. Solid rocket propellant is a mixture of both fuel and oxidizer suspended in polymer binder. This configuration is called a grain. Hybrid rockets, as implied, are a combination of aspects from both solid and liquid rocket systems. Hybrid rockets generally contain one component each of solid and liquid (or gas). Although there are many combinations, the most common is the form having a liquid oxidizer and a solid fuel.

Hybrid motors for academic level studies are small-scaled and relatively cheap instruments. Designed for indoor researches, these instruments provide experimental studies for presented theories. The outcomes of these sub-scale hybrids are scaled up to larger motors.

Hybrid rockets could be implemented for every application of both solid and liquid propulsion systems. Hybrid technology is most obviously, and maybe most importantly, used for research and education. Where cost is a factor, especially, hybrids would provide a safe, simple approach to teaching the basic concepts of rocketry. Many universities have sponsored programs to develop hybrid rocket systems for student projects. The Air Force has its sights on this technology for use in tactical weapons, missile propulsion, and transportation. The throttling ability of hybrids is of special interest for long range military missions.

In this thesis, a lab-scale hybrid rocket engine is designed and performance calculations of this design is executed. As an interdisciplinary study, hybrid facility's engine components are detail-designed, other components are explained as an input. PMMA and gaseous oxygen are chosen as fuel and oxidizer respectively due to their ease of availability and low-cost.

A rather simple device that accelerated the analytical and experimental analysis of hybrids was the hybrid demonstrator. This small combustor used several types of igniters including a short pulse of propane or butane with a high voltage spark plug in parallel with the oxygen flow to ignite the fuel grain. Also used was an electrically heated steel wool in an oxygen flow. This device proved to be safe, inexpensive, and an excellent laboratory tool for investigating interior ballistic behavior. It was

used to obtain the schlieren photographs of the hybrid combustion process that formed the basis for developing the hybrid regression rate equations by Marxman and Gilbert. One specific example of its application occurred in the study of oxygen dilution effects where it was found that, with a proper flameholding device, operation was successful with an 80% N₂ dilution. This observation, made by Holzman in 1962, subsequently led to the development of the solid-fuel ramjet. Because of the smooth and reliable burning of the demonstrator unit, a lunar lander module was designed using it. Figure 6 shows this system operating in 1969 at the Alabama Space and Rocket Museum in Huntsville as witnessed by Werner Von Braun and E. Buckbee, the Museum Director. Over a period of more than 10 years, over 10,000 tests were performed with dozens of fuels and many oxidizers such as oxygen, 90% hydrogen peroxide, and dilutions of oxygen with nitrogen, argon and helium.

Axial flow hybrid motor with a single injector is examined, including single port fuel grain. With the addition of DAQ sub-system, it would be available to record instant pressure and temperature values to study on. The main components of DAQ sub-system are included in related chapter.

It has always been envisioned that a major advantage for hybrids can potentially be realized in large boosters due to their inherent operational safety, potentially lower cost, throttleability, and shutdown capability. These are features that the solid cannot claim, and although the liquid can, it does so at greater complexity and cost. The challenge has been to demonstrate acceptable grain fabrication and efficient motor operation as the motor dimensions increased. The low regression rate required multiport designs to provide sufficient burning surface for the necessary fuel flow. The further problem had to do with efficient mixing of oxidizer and fuel, which is scale dependent because it results from a macroscopic diffusion process. These problems were addressed by several organizations over a three decade period.

Hybrid engine components, main oxidizer system, ignition system and data acquisition system is studied in this thesis. Hybrid engine, shaped according to calculations, is modified to be compatible with off the shelf products for the ease of manufacture. Bill of materials is listed at the end.

In viewing the past history of hybrid motor development in perspective, it is clear that most, but not all, of the claimed advantages have been realized. Most important, the units are safe and there has never been a reported chemical explosion. The failures that have occurred have been relatively few and benign in nature, resulting in occasional damage to the motor but nothing significant to the test facility. Throttling and shutoff capability have been demonstrated, features that are of importance in manned flight applications. Because of the safety and reduced manufacturing tolerances, the hybrid motor has been the rocket of choice by both universities and amateur rocket enthusiasts. Furthermore, the versatility of propellant selection has been amply demonstrated in that it has outstripped the available candidates in both solid- and liquid-propulsion systems.

Problems have arisen, however, in the development of motors whose diameters are roughly in excess of 1 m. This approximate diameter limitation, due to the low regression rate of the classical hybrid, has led to multiport grain designs that have partially compromised motor mass fractions and created an uncertainty in grain behavior at burnout, particularly in flight. Some of the current efforts on investigating burning rate increase appear promising and need further verification for larger size motors. An additional area of considerable importance is combustion instability, particularly with LOX as an oxidizer. In contrast to both liquids and solids, the hybrid

does not exhibit severe high-frequency acoustic modes. However, it does experience a low-frequency chugging-type behavior that can be aggravated by inadequate vaporization of a liquid oxidizer in the precombustion chamber. This is not a fundamental objection because all rocket and airbreathing engines have experienced instability at some time in their development, but it does need more research for acceptable resolution. In contrast to the solid and liquid rocket development programs, the hybrid has received only a fraction of the investment made with the other engines. It is reasonable to expect that, with a more substantial funding, the hybrid motor can play a significant role in major space applications envisioned today.

Our country does not accomodate any ready-to-use hybrid rocket test facility. With the finding of sufficient funds and appropriate schedule it's not a matter of subject having the first facility in Turkish Air Force Academy.

1. GİRİŞ

Hibrit yakıtlı roket motorları emniyetli oluşları ve kolay üretilebilirlikleri nedeniyle giderek genişleyen bir yelpazede kullanım alanı bulmaktadır. Fırlatma sistemlerinden uzayda itkiye, taktik silahlardan sıcak gaz jeneratörlerine kadar birçok alan, bu itki sisteminin katılımıyla yeni bir bakış açısı kazanmaktadır.

Büyük ölçekli sistemleri kullanıma giden süreçte tasarım ve üretime dair tüm bilinmeyenler daha küçük ölçekli modeller üzerinde defalarca denenerek gerçekte karşılaşılması muhtemel hatalar en aza indirgenmeye çalışılmaktadır. Bu uygulama, devletlerin fonladığı devasa projelerden, özel sektörün de sahnede yer aldığı ticari rekabete kadar tüm yelpazede değişmeyen bir kuraldır.

Hibrit roket itki sistemleri üzerinde söz sahibi olabilmek için atılması gereken ilk adım da küçük ölçekli bir deney düzeneğine sahip olarak özgün araştırmalar yapmaktır. Bu öngöründen yola çıkarak hibrit roket teknolojisinden bahsedilecek ve küçük ölçekli bir motorun kavramsal tasarımı yapılacaktır.

1.1 Roket İtkisi

İtki, geniş anlamda bir cismin hareket halini değiştirmeye yarayan erk olarak ifade edilebilir. İtki sistemleri, durağan bir kütleyi harekete geçirmek, hareketin şiddetini değiştirmek veya harekete karşı koyan kuvvetlerin üstesinden gelmek için kullanılan mekanizmalardır. Jet itkisi de, bir sistemden dışarıya püskürtülen yakıt momentumunun sistemde yarattığı tepki ile sağlanan itkidir.

Jet itkisinin bir alt başlığı olan roket itkisinde, depolanan yakıt ve oksitleyicinin yanma odasında yakılarak lüleden püskürtülmesi ile itki sağlanır. Bu enerji dönüşümünü gerçekleştiren mekanizmalara da roket motoru denir.

Roket itki sistemleri kullandıkları enerji kaynağına (kimyasal, nükleer, güneş enerjisi, elektrik, soğuk gaz), temel işlevine (fırlatma, konumlama, durum düzeltme, vb.), kullanıldığı araç tipine (füze, uzay mekiği, mühimmat, vb.), ebatına, yakıtlarına, imalat tipine ve sayılarına göre farklı gruplar altında sınıflandırılırlar. İçlerinde en yaygın olarak kullanılan sınıflandırma sistemi ise roket motorlarının kullandıkları yakıt türüne göre yapılan sınıflandırmadır. Kullandıkları kimyasal yakıtı göre roket

motorları sıvı yakıtlı, katı yakıtlı ve hibrit yakıtlı roket motorları olmak üzere üç alt gruba ayrılırlar.

1.1.1 Sıvı yakıtlı roket motorları

Sıvı yakıtlı roket motorları oksitleyiciyi ve yakıtı sıvı olarak kullanan kimyasal roket motorlarıdır. Genelde oksitleyici ve yakıt iki ayrı kimyasal (bipropellant) olarak depolanmakta ve yanma odasına taşınarak yakılmaktadır. Ancak oksitleyici ve yakıtın bir arada bulunduğu (monopropellant), uygun katalize işlemleri ile sıcak gazlara bozulan sistemlere sahip sıvı yakıtlı roket motorları da bulunmaktadır.

Sıvı yakıtlı roket motorları karmaşık alt sistemlere sahiptir. Yakıt ve oksitleyicinin yanma odasına taşındığı besleme ve pompalama sistemleri, lülenin soğutulması için kullanılan soğutma sistemleri ve pompaların çalışmasını sağlayan turbo sistemler gibi karmaşık yapılar barındırırlar. Üretim ve idame maliyetleri oldukça yüksek olmasına rağmen günümüze dek birçok başarılı görevde kullanılmışlardır.

1.1.2 Katı yakıtlı roket motorları

Katı yakıtlı roket motorlarında itkiye esas olacak yakıt bir kap içinde (yanma odası, yakıt haznesi) bulunur. Yanma için gerekli tüm kimyasalları hazır halde bulunduran bu yakıt çubuğuna yakıt çekirdeği adı verilir. Yanma, bir kere başladıktan sonra, yakıtın tamamı yanana dek devam eder ve kontrol edilemez. Yanma sonrası açığa çıkan sıcak gazlar süpersonik hızlara genişletilerek lüleden dışarı atılır ve itki sağlanır. Sıvı yakıtlı roket motorlarındaki gibi karmaşık yapıları yoktur. Yanma için gerekli tüm kimyasallar bir arada muhafaza edildiği için depolama, taşıma ve kullanma aşamalarında riskler mevcuttur. Daha çok, taktik ve stratejik mühimmatlarda kullanımı yaygındır. Mekikli uzay uçuşlarının birçoğunda ise ilk kalkışı sağlayan (booster) roketler ve roket demetinin yanlarında bulunan motorlar genellikle katı yakıtlıdır.

1.1.3 Hibrit yakıtlı roket motorları

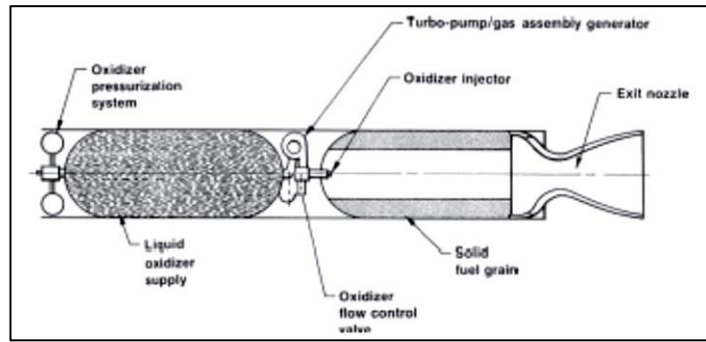
Hibrit yakıtlı roket motorları katı ve sıvı yakıtları bir arada kullanırlar. Oksitleyici olarak sıvı kullanılan bir motorda, yakıt olarak karbon bazlı yakıt çekirdeği kullanılır. Katı yakıt üzerine püskürtülen sıvı oksitleyici sayesinde başlayan yanma sonucu ortaya çıkan sıcak gazlar, bir lüle ile yüksek hızlara genişletilerek dışarı atılır ve itki sağlanır. Katı ve sıvı yakıtlı roket motorlarına benzer gözükse de farklı çalışma

prensiplerine sahiptir. Bu tezde amaç, üzerinde akademik çalışmalar yapılabilecek laboratuvar ölçekli bir hibrit roket motorunun imalatına esas tasarımını yapmaktır.

Tez metninin devamında hibrit yakıtlı roket motorlarından bahsedilecek olup genel kapsamda roket itkisine dair konulara yeri geldiğinde değinilecektir.

1.2 Hibrit Roket Motorları, Genel Bakış ve Tarihi Gelişimi

Hibrit roket motorları yakıt olarak katı ve sıvı kimyasalları aynı anda kullanırlar. Klasik hibrit konseptinde oksitleyici sıvı, yakıt ise katı fazdadır. Sıvı ve katı yakıtlı roket motorlarının bir melezi gibi gözüксе de, temel prensiplerde tamamen ayrı bir yer tutar. Örnek verecek olursak, sıvı yakıtlı roket motorlarında yanma odası içerisinde homojen dağılımlı bir yanma gerçekleşirken, hibrit motorlarda makro ölçekte türbülanslı bir alev tabakası meydana gelir. Bu alev tabakası boyunca yakıt karışım oranı (O/F), değişken olmakla birlikte motor performansını belirleyen bir değere artmaktadır.



Şekil 1.1 Hibrit Roket Motoru (Chiaverini & Kuo, 2007)

Karmaşık besleme sistemleri ve beraberindeki yüksek maliyetler sıvı yakıtlı roket motorlarının önündeki en büyük engel olarak karşımıza çıkarken, yanmanın ve dolayısıyla itkinin kontrol edilememesi de katı yakıtlı roket motorlarının handikaplarını oluşturur. Her ne kadar sade içerikleri nedeniyle katı yakıtlı roket motorları ilk bakışta kulağa makul gelse de ivmelenme, durdurma ve yeniden başlatma ve soğutma gibi unsurların ilavesi yüksek maliyetleri de beraberinde getirir. Basit kullanımı, güvenli olması, patlama ihtimali taşımaması ve düşük maliyeti hibrit roket motorlarına olan ilgiyi zaman içerisinde artırarak günümüz konumuna erdirmiştir.

1.2.1 Sınıflandırma

Hibrit itki sistemlerinin birçok sınıflandırması mevcuttur. En yaygın olan klasik hibrit, katı yakıt ve sıvı veya gaz oksitleyicinin bir arada bulunduğu sistemdir. Klasik hibrit, üzerinde en çok çalışılan model olmakla beraber çok geniş bir yakıt ailesine sahiptir. Hidrokarbon temelli yakıtlar ve metal ilavelerinin yanı sıra farklı oksitleyici kimyasallar ile zengin bir yelpazede çalışılmıştır.

1950'li yıllarda ters hibrit olarak adlandırılan motorlar üzerinde çalışılmıştır. Bu konseptte oksitleyici katı, yakıt ise sıvı formdadır. Ancak oksitleyiciyi katı halde muhafaza etmek ve yakıt çekirdeği formuna sokmak oldukça zor bir işlemdir. Yapısal bütünlüğünü sağlayacak katkı malzemeleri verimliliği azaltmaktadır. Bir çözüm olarak görülen bağlayıcı ilavesi ise potansiyel infilak riski demektir. Bu yüzden ters hibrit mekanizmaları üzerinde çok çalışma yapılmamış ve bu konsept pratiğe geçirilmeden terk edilmiştir.

Tribrid olarak adlandırılan konseptte ise, metalize yakıt üçüncü bir bileşen olarak sisteme dahil edilmiştir. Basitçe anlatacak olursak berilyum tozu ve teflonun yakıt bileşeni içinde katkı maddesi ve dolgu malzemesi olarak kullanılması tribrid yapısının temelidir. Bilinen en yüksek özgül impuls değerine sahip olmasına rağmen 5000°K gibi yüksek yanma sıcaklıkları nedeniyle pratik uygulamaları oldukça zordur.

Son olarak da katı yakıtlı ramjet motorunu hibrit ailesi içine dahil edebiliriz. Konvansiyonel ramjet motorunda yakıt olarak katı yakıt çekirdeği kullanılmakta ve oksitleyici olarak yüksek hızlı atmosferik hava kullanılmaktadır. Ancak hava içeriğindeki oksijen miktarının düşük olması nedeniyle yanma yavaş gerçekleşmekte ve istenen verim sağlanamamaktadır. Bunun üstesinden gelmek için yakıt içerisine çözündürülmüş oksitleyici eklenir. Katı yakıtlı roket motoruna daha yakın bir yapı olarak da görülebilir.

1.2.2 Hibrit motorların avantaj ve dezavantajları

Kimyasal roket ailesi içerisinde sıvı ve katı yakıtlı motorlara nazaran hibrit motorların karakteristikleri farklıdır. Bu farklılıklar avantaj ve dezavantajları da beraberinde getirir. Avantajlarından bahsederek başlarsak;

- 1) *Güvenli oluşu.* Kullanılan yakıt stabil ve kolayca işlenebilir olduğu için patlama riski taşımamaktadır. Bu sayede halihazırda yürürlükte olan ticari taşımacılık ve depolama usulleri ile kullanımı mümkündür.
- 2) *Kolay takat kontrolü ve itki sonlandırma.* Oksitleyici debisinin (m_o) kontrolü ile motorun ürettiği itki miktarı arzu edilen seviyeye ayarlanabilir. Benzeri uygulama sıvı yakıtlı roket motorlarında da olmakla birlikte, iki farklı sıvıyı yanma kararsızlığına meydan vermeyecek şekilde kontrol etmek daha zordur. Motoru susturmak ve itkiyi sonlandırmak için yapılması gereken tek şey ise oksitleyici akışını sonlandırmak ve yanmayı durdurmaktır. Yanma sonucu açığa çıkan kimyasalların reaksiyon sonlanma süresine göre gerekirse azot üfleme gibi yöntemlerle de nihai sonlanma sağlanabilir.
- 3) *Yakıt çekirdeği dayanımı.* Katı yakıtlı roket motorlarının aksine hibrit motorlar yakıt çekirdeğindeki deformasyonlara, çatlaklara karşı oldukça toleranslıdır. Çünkü yanma, yakıt yüzeyinde değil, yanma odası boyunca oksitleyici ile temas halinde olan alev tabakasında gerçekleşir.
- 4) *Yakıt çeşitliliği.* Katı ve sıvı yakıtlı roket motorlarında kullanılan yakıtlara nazaran hibrit yakıtlı roket motorlarının yakıt yelpazesi oldukça geniştir. Yakıt olarak kömür, odun, kağıt gibi temel malzemelerden karmaşık kimyasallara (PMMA, HTPB) kadar uzanan bir zarf mevcuttur. Yakıt katkıları, oksitleyici çeşitleri gibi alternatifler ile yüksek enerji seviyelerine daha kolay erişilebilir.
- 5) *Sıcaklık toleransı.* Harici sıcaklığın yanma üzerindeki etkisi oldukça düşük olduğundan motorun çalıştırılacağı ortam sıcaklığının herhangi bir tahditi yoktur. Katı yakıtlı roket motorlarında ise ortam sıcaklığı yanma odası basıncını etkilediğinden önemlidir.
- 6) *Düşük maliyet.* Hibrit sistemlerin toplam operasyonel maliyetleri muadillerine göre düşüktür. Bu avantajı sağlayan iki temel unsur ise güvenli olmaları ve stabil yakıt çekirdeğidir. Mevcut ticari uygulamalar ve standartlar üzerinde değişiklik yapılmadan üretim, nakliye, depolama ve kullanım sağlanabilir. Yakıt üretiminin kolay ve ucuz olması ile üretimden fırlatmaya dek uzanan yelpazede ihtiyaç duyulan tüm tesisler bir kampüs içerisinde toplanabilir.

Ancak, yukarıda sayılan avantajlarının yanı sıra hibrit yakıtlı roket motorları kendine has handikaplara, dezavantajlara da sahiptir. Konuyla ilgilenen bilim insanları bu

zaafları en aza indirmek için çalışmalara devam etmektedir. Temel başlıklar halinde dezavantajlardan bahsedecek olursak:

- 1) *Düşük yanma hızı.* Oksitleyici ile reaksiyona girerek yanmaya başlayan yakıt, roketten beklenen anlık kuvveti oluşturma açısından, katı yakıtlı motorlara nazaran daha yavaş yanar. Bunun nedeni ise yanmanın yüzeylerden buharlaşan yakıt ile olması ve bu buharlaşmanın yeterince hızlı olmamasıdır. Ancak uzun süreli düşük takat ihtiyaçlarında (hedef füzesi, gaz üreteçleri gibi) bu karakteristik davranış önemli bir yer tutmaktadır.
- 2) *Düşük çekirdek yoğunluğu.* Düşük yanma hızını bertaraf etmek için kullanılan en yaygın yöntem çoklu yakıt çekirdeği geometrisi olmuştur. Özellikle bir ayak (foot) çapından daha büyük motorlarda yapılan bu uygulamada, yakıt daha büyük hacimlerde muhafaza edildiğinden, yoğunluk azalmaktadır. Ayrıca her bir ayrı geometrinin uç kısımlarında kalan yanmamış atıl yakıtlar (fuel sliver) verimliliği azaltır.
- 3) *Yanma verimliliği.* Sıvı ve katı yakıtlı roket motorlarına kıyasla hibrit motorların yanma verimleri %1-2 kadar daha düşük değerlerde gerçekleşir. Ancak katı yakıtlı roket motorlarıyla kıyaslandığında özgül impuls değeri daha yüksek olduğundan verimin etkisi düşük kalır.
- 4) *Karışım oranı (O/F).* Yanma süresince yanma yüzeyi büyüdüğü için (yakıt çekirdeğinin iç çapı giderek büyür ve dış çapa ulaşır) yakıt karışım oranı zamanla teorik değerden uzaklaşır. Ancak başlangıç için seçilen uygun bir oranla bunun üstesinden gelinebilir. İç balistik hesaplamalara göre bu sapma %1'in altındadır.
- 5) *Yavaş geçiş.* Takatlanmaya tepki (ateşleme, takat değişikliği, sonlandırma) genellikle yavaştır. Ancak yenilenebilirliğin daha önemli olduğu pratik uygulamada bu durum göz ardı edilebilir.

1.2.3 Hibrit roketlerin kullanım alanları

Temel olarak hibrit roket motorları, roket itkisine ihtiyaç duyulan her alanda kullanılabilir. Geniş yakıt yelpazesi, görece ucuz maliyeti, takat kontrolü gibi bileşenlerin de göz önünde bulundurulmasıyla, kimi alanlarda hibrit motorlar bir adım daha öne çıkar. Bunlardan kısaca bahsetmemiz gerekirse:

- 1) *Sonda roketleri.* Günümüzde kullanımı giderek yaygınlaşan sonda roketleri (atmosfer içi yüksek irtifa), düşük maliyet, emniyetli işletme ve

kolay temin edilen yakıtları sayesinde hibrit yakıtlı roket motorları için ideal uygulamadır. Konu ile ilgilenen amatör roketçiler ve bilimsel araştırma yapan akademisyenler bu alanda çalışmalara devam etmektedir.

- 2) *Harici takat kaynakları (APUs)*. Gaz üreteçleri olarak çalışan bu cihazlar türbinleri döndürmek, yakıt zengin veya hava zengin sıcak gaz üretmek gibi amaçlara hizmet ederler. Bu mekanizmalara hibrit motorlar adapte edilebilir.
- 3) *Taktik roketler*. Askeri konsept içerisinde yer alan taktik roketlerde, hareket zarfı yeterli müsadeyi öngörüyorsa, enerji kontrol imkanına sahip hibrit motorlar bir alternatif olarak düşünülebilir. Ayrıca hava ve füze savunma sistemlerinin eğitim atışlarında ihtiyaç duyulan önleme hedef füzeleri hibrit roket motorları ile takatlandırılabilir.
- 4) *Uzayda itki*. Hibrit motorlar kullanıcısına takat kontrolü sunmaktadır. Bu özellik ile istenen nihai yörüngeye ait son hıza erişim için hızlanma, yavaşlama, durma, yeniden ateşleme gibi müdahaleler hibrit motorlar ile yapılabilir.
- 5) *İtki yönlendirme*. Atmosfer dışı yörünge performansını maksimize etmek için hibrit motorlu yan iticiler, ihtiyaç duyulan itki yönlenimini sağlar. Ayrıca yörünge düzenlemeleri için ihtiyaç duyulan itki de hibrit motorlarca sağlanabilir.
- 6) *Buster motorlar*. Türkçe karşılığı tam olarak ifade olunamamakla birlikte buster motorlar uzaya fırlatılan platformların ilk kademe kalkış motorlarıdır. 110kN seviyesine dek ateşlemesi gerçekleştirilen hibrit motorlar, bu konuda çalışan farklı firmaların projeleri içerisinde yer almıştır. Yakın zamanda gündemde yer alan SpaceShip Two insanlı uzay aracı da hibrit motor kullanmaktadır.

1.2.4 Hibrit motorların tarihsel gelişimi

Hibrit motorların gelişimi, roketçiliğin de gelişmeye başladığı 1930'lu yıllara dayanır. Barut kullanılarak yapılan sistemleri roket olarak kabul edersek katı yakıtlı roketler çok uzun zamandır kullanılmaktaydı. Robert Goddard öncülüğünde modern çalışmalarına başlanan katı yakıtlı roketler, patlayıcı doğaları nedeniyle kısa zamanda kötü bir üne kavuştular. Alman profesör Hermann Oberth deneycileri "Barut, top ve silahlarda kullanıldığından beri doğası gereği bir an önce patlamak ve yok etmek ister. Bu konuda da oldukça başarılıdır." şeklinde uyarmıştır. Bu uğursuz

vecizeden sadece birkaç yıl sonra, 1933'de trajik bir hadise yaşanmıştır. Roketbilimci Reinhold Tiling ve 3 asistanı 40 lb barutun infilakı sonucu hayatlarını yitirmişlerdir. Bu olayın etkisinde kalan Goddard düşük kütleli katı yakıtlar kullanmayı denemiştir. Yöntem olarak da yanma odasına katı yakıtı küçük miktarlarda göndermeyi seçmiştir. Ancak bu işlemin çok zor olması onu sıvı yakıtlara yönlendirmiştir. 22 yıl süren bu dönüşüm sonrası 1935 yılında ilk sıvı yakıtlı roket 1.9 km irtifaya ulaşmıştır.

Hibrit motora dair ilk kayıt Rus GIRD çalışması kapsamında GIRD-09 ile Sergei P. Korolev ve Mikhail K. Tikhonravov'a aittir. 17 Ağustos 1933'te 1500 metre irtifaya ulaşan bu roket 7 inch çapında ve 8 feet boyunda bir yapıya sahipti. 15 saniyelik yanma boyunca 500N itki üreten GIRD-09 yakıt olarak kolofonyum (jel kıvamında benzin), oksitleyici olarak da sıvı oksijen kullanmıştır. Günümüz sınıflandırmasında hibrit olarak anılmasa da literatürde böyle yer edinmiştir.

Kısa bir süre sonra, 1937'de hibrit motorlara olan önem tekrar arttı. Leonid Andrussow, Lutz ve Noeggerath 10kN seviyesinde bir motor üzerinde çalışmaya başladılar. Kömür ve gaz nitroksit kullanan bu motorda istenen seviyeye ulaşamamalarının nedeni, karbonun yüksek süblimleşme ısısı nedeniyle meydana gelen düşük yanma hızı olmuştur.

Uçuşlu hibrit roket denemeleri ise 1940'lı yıllarda ele alınmıştır. Gaz oksijenin oksitlediği ahşap, kömür ve nihayetinde kauçuk temelli yakıtlar Pasifik Roket Topluluğu (Pacific Rocket Society) üretimli roketlerde denenmiştir. 1947 yılında yapılan ilk denemelerde lüle malzemesi olarak çinko ve amonyum klorür karışımıyla kaplanmış köknar ağacı kullanılmıştır. Bu kaplamanın ısı bariyer görevi üstleneceği düşünülmüştür. İlk denemede düşük basınçlı 15 saniyelik bir yanma lüleyi tamamen yok etmiştir. İkinci denemede ise köknar ağacının etrafı kalsiyum sülfat ile kaplanmıştır. Yanmanın ikinci saniyesinde itki yaklaşık 40-60 lb seviyelerinde iken motor, bağlı olduğu test standından fırlayarak uçmuş ve park halinde bulunan bir jipe çarpmıştır. İstenen seviyeye gelene dek toplamda yirmi üç deney yapılmış ve nihayetinde 1951 yılında uçuş gerçekleştirilmiştir. Kauçuk tabanlı katı yakıt çekirdeği ve gaz oksijenle beslenen motor, alüminyum alaşımı bir lüle ile yaklaşık 30.000 feet irtifaya ulaşmıştır.

Her ne kadar bu çalışmalarda iç balistik inceleme yapılsa da, deneyler sonucu yanmaya maruz kalan yüzeydeki deformasyonların, bozuntulara neden olmadığı anlaşılmıştır. Hatırlanmalıdır ki katı yakıtlı roket motorlarında, yakıt çekirdeğinin

cidarlarında çatlak, dökülme, yıpranma gibi durumlar olursa, yanma basıncı müsaade edilen maksimum iç basınçtan daha yüksek bir değere çıkar ve sistem infilak eder.

Hibritlere dair kapsamlı analitik ve deneysel çalışmalar General Electric şirketi çalışanlarından George Moore ve Kurt Berman tarafından yürütülmüştür. 1940-1956 yılları arasını kapsayan bu dönemde 300'den fazla test gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmalar sonucu araştırmacılar şu sonuçları açıklamışlardır:

- 1) Boylamsal düzlemde yanma kararlıdır.
- 2) Yakıt çekirdeği deformasyonunun yanma üzerinde etkisi yoktur.
- 3) Patlamalı başlama (hard start) yaşanmamıştır.
- 4) Yanma stabildir.
- 5) Tek bir vanayı kontrol ederek itki değişikliği sağlanmıştır.
- 6) Yanmayı standartlaştırmak için yüksek sıvı/katı oranı kullanmak gerekir.

1952 yılında John Hopkins Üniversitesi uygulamalı fizik laboratuvarında William Avery ters hibritler üzerinde çalışmıştır. Çalışmalar sonucunda kaba yanma ve düşük performans gözlenince konu üzerine gidilmemiştir. Farklı kuruluşlar tarafından 1970'li yıllara kadar ters hibritler çalışılsa da benzer sonuçlar alınınca önemini yitirmiştir.

1960'lı yıllardan sonra motorlar üzerinde planlanan çalışmalar tamamlanınca uçuşlu testlere verilen önem giderek artmıştır. 1964-1984 yılları arasında UTC Chemical System Division tarafından önleme füzesi hedefi olarak Sandpiper, HAST ve Firebolt roketleri ateşlenmiştir. 1981-1985 yılları arasında Starstruck şirketi, denizden fırlatılan Dolphin (Yunus) sonda roketini geliştirdi. 90'lı yılların ortasında başlayan hibrit teknoloji geliştirme programı neticesinde 250klb itki seviyelerinde motorlar üretilmiş ve test edilmiştir. En belirgin gelişme ise 2003 yılında Scaled Composites ve SpaceDev firmalarının birlikte geliştirdiği insanlı alçak yörünge uzay aracı SpaceShipOne'in hibrit motorudur. 2014 yılı Ekim ayı sonunda bu aracın yeni nesil temsilcisi SpaceShipTwo hibrit roket motorlu insanlı uzay aracı test esnasında düşmüş ve bir mürettebat hayatını kaybetmiştir. Tezin tamamlandığı tarihte kazaya ilişkin araştırmalar devam etmektedir.

1.2.5 Tipik yakıtlar ve oksitleyiciler

Hibrit motorların karakteristik yapıları sayesinde geniş bir yakıt ve oksitleyici ailesi üzerinde çalışılmıştır. İki bileşenin farklı fazlarda bulunması da bu ailenin

genişlemesinde etkili olmuştur. Klasik hibrit motorlarda inert (etkinlik göstermeyen) katı yakıt çekirdeği ve sıvı/gaz oksitleyici kullanılmaktadır. Ters hibritlerde ise yakıt seçenekleri bir elin parmaklarını geçmez. Bunun nedeni de katı fazda oksitleyici sayısının azlığı ve katı çekirdek haline getirmede yaşanan mukavemet problemleridir.

Doğal kauçuklardan sonra en geniş yakıt ailesi, performans ve mekanik özelliklerine göre, polimerik sentetik kauçuklardır. Tipik polimerler polibütadin-akrilonitril (PBAN), polibütadin-akrilik asit (PBAA), HTPB ve CTPB'dir. İçlerinde en yaygın kullanılanı ise maliyeti ve ticari bulunurluğu nedeniyle HTPB'dir. Ayrıca bu kimyasalları kürleştirmek için kullanılan sertleştiriciler ve farklı özellikler eklemek için kullanılan katkı maddeleri vardır. Şirketler kendi yakıt bileşenini üretmekte ve kullanmaktadır. Az miktarda çalışmada yer alan diğer hidrokarbonlar ise parafinler, polietilenler, plexiglas, naylon, kömür ve ahşaptır. Ayrıca bu yakıtlara performans kazandırmak için Al, Li, H ve B bileşikleri katkılanmıştır.

Bir başka yakıt sınıfı da pentan, metan, karbon monoksit, oksijen ve hidrojeni içeren kayrojenik katılardır. Kayrojenik hibritlerin kullanılma amacı yüksek performanslı sıvı motorlarla yarışabilecek hibrit geliştirmektir. Bu kimyasalların kendine has kullanım zorlukları, hibrit motorun temel konsepti olan basitliği gölgelemektedir.

Hibrit oksitleyicileri sıvı yakıtlı motorlarda kullanılan oksitleyiciler ile aynıdır. Bunlar; O_2 , N_2O , N_2O_4 , HNO_3 , IRFNA, FLOX, CTF, HAN ve H_2O_2 dir. Oksitleyicilerde dikkat edilmesi gereken konu ise insan sağlığına zararlı olup olmadıkları ve korozyon etkileridir.

Çizelge 1.1'de bazı yakıt bileşimleri listelenmiştir.

Çizelge 1.1 Tipik yakıtlar ve oksitleyiciler (Chiaverini & Kuo, 2007)

Yakıt	Oksitleyici	Optimum O/F	Impuls (s)	c^* , ft/s
HTPB	LOX	1.9	280	5972
PMM(C ₅ H ₈ O ₂)	LOX	1.5	259	5449
HTPB	N ₂ O	7.1	247	5264
HTPB	N ₂ O ₄	3.5	258	5456
HTPB	RFNA	4.3	247	5219
HTPB	FLOX(OF ₂)	3.3	314	6701
Li/LiH/HTPB	FLOX(OF ₂)	2.8	326	6950
PE	LOX	2.5	279	5877
PE	N ₂ O	8.0	247	5248
Paraffin	LOX	2.5	281	5920
Paraffin	N ₂ O	8.0	248	5268
Paraffin	N ₂ O ₄	4.0	259	5469
HTPB/Al(40%)	LOX	1.1	274	5766
HTPB/Al(40%)	N ₂ O	3.5	252	5370
HTPB/Al(40%)	N ₂ O ₄	1.7	261	5509
HTPB/Al(60%)	FLOX(OF ₂)	2.5	312	6582
Cellulose (C ₆ H ₁₀ O ₅)	GOX	1.0	247	5159
Carbon	Air	11.3	184	4017
Carbon	LOX	1.9	249	5245
Carbon	N ₂ O	6.3	236	4992
<i>Cryogenic hybrids</i>				
Pentane(s)	LOX	2.7	279	5870
CH ₄ (s)	LOX	3.0	291	6140
CH ₄ (s)/Be(36%)	LOX	1.3	306	6292
NH ₃ (s)/Be(26%)	LOX	0.47	307	6452
<i>Reverse hybrids</i>				
JP-4	AN	17.0	216	4651
JP-4	AP	9.1	235	5007
JP-4	NP	3.6	259	5476

1.2.6 Uçuş programları

1.2.6.1 Hedef uçaklar

1960'lı yıllarda yüksek irtifada 5 dakika boyunca uçabilecek hava savunma eğitim hedefine ihtiyaç duyulmuştur. Bu hedef 12 km'lik bir irtifadan salındıktan sonra 30 km yükseklikte 2 ile 4 Mach arası süratlerde 90 km'lik bir menzile seyir etmeliydi. Bu profil güçlü bir tırmanışı, ardından düşük takatli sürekli itkiyi gerektiriyordu. İki farklı şirket bu ihtiyacı gidermek üzere çalışmalara başlamıştır. Nihai ürün, Sandpiper adlı hibrit bir roket olarak ortaya çıkmıştır. 1968 yılındaki ilk denemenin ardından 18 ay gibi bir sürede seri üretime geçen Sandpiper 40.000 feet irtifadan salındıktan sonra roket motorunu ateşleyerek 100.000 feet irtifaya tırmanıyordu. 8:1 oranında takat

kontrolü sunan sistemi sayesinde 300 saniyeden daha fazla uçabiliyordu. Sandpiper, oksitleyici olarak MON-25 (%25 NO, %75 N₂O₄), yakıt olarak da Mg katkı polimetil tabanlı PMM kullanmıştır..

Sandpiper projesinin başarıyla sonuçlanmasından sonra Amerikan Hava Kuvvetleri yeni bir ihtiyaç belirterek iki programın daha başlamasını sağlamıştır. Yüksek irtifa süpersonik hedef konseptinde geliştirilen sistemler 1980'li yılların ortasına kadar görevde kalmıştır. Bu proje hibrit motorların askeri alanda kullanıldığı tek uygulama olmuştur.

Çizelge 1.2 Hibrit uçuş programları (Chiaverini & Kuo, 2007)

Program	Açıklama
Sandpiper	NO/N ₂ O ₄ oxidizer, PMM/Mg fuel 13-in. outside case diameter 6 flights in 1968 Burn times to 300 s Throttleable over 8:1 range
HAST	IRFNA oxidizer, PMM/PB fuel 13-in. outside case diameter 38 built in 1970s Ram-air pressurization of oxidizer Recoverable Throttleable over 10:1 range
Firebolt	40 built, early 1980s Launch at 40,000 ft, $M = 1.5$ Ram-air pressurization Cruise at 100,000 ft, $M = 4.0$ Recoverable Throttleable over 10:1 range

1.2.6.2 Yüksek irtifa sonda roketleri

1960'larda Fransa'dan ONECA ve İsviçre'den Volvo Flygmotor şirketleri hibrit motorlu sonda roketler için çalışmalara başlamışlardır.

ONERA'nın geliştirdiği motor, hipergolik (kendiliğinden ateşlenen) yakıt bileşimi üzerine kurulmuştur. Oksitleyici olarak nitrik asit (RFNA), yakıt olarak metatoluen diamin içeren amin kullanılmıştır. 5:1 oranında takatlandırilebilen bu motorun ilk uçuşu Nisan 1964'te gerçekleştirilmiştir. Yapılan iyileştirmelerle devam eden programda, 1965 yılında üç, 1967 Kasım'ında da dört uçuş gerçekleştirilmiş; oniki uçuşluk denemelerde yüz kilometreyi aşan irtifalara başarıyla çıkmıştır. Bu başarı sonrası daha büyük bir sistem üzerinde çalışmalara başlanmış ve LEX 04 programı

adı altında on iki yer testi gerçekleştirildi. Ancak bu motorlarla itkilenen bir uçuş yapılmadı.

Bu programın İsviçre ayağında ise Volvo Flygmotor şirketi, 1962 yılında, nitrik asitli hipergolik bir oksitleyici ve aromatik amin içeren polibütadin yakıtlı HR-3 aracını geliştirmiştir. HR-3 125 mm çapında, 2.86 m boyunda, 5.6 kg yakıt taşıyan ve 35 bar yanma basıncında 2.3kN itki üreten bir araçtır. Bu aracın ilki 30 Eylül 1965, ikincisi 1 Ekim 1965 tarihinde uçuş gerçekleştirmiştir. Ancak yakıtın erime sıcaklığı 65°C gibi düşük bir değerde olduğundan çalışmalar test olmaktan daha öteye gidememiştir. Devam eden çalışmalar sonrasında bu yakıtın fiziksel özellikleri iyileştirilmiş ve Sagaform-A adıyla kullanıma sunulmuştur. Sagaform-A kullanan iki sonda roketi, SR-1 ve SR-2 tasarlanmış ancak bu roketler uçuş gerçekleştirmemiştir.

Avrupa'da başlanan bu çalışmalarda tercih edilen oksitleyicilerin hipergolik ağırlıklı olmasının muhtemel nedeni Almanya'nın 1940'lı yıllarda gerçekleştirdiği sıvı yakıtlı roket çalışmalarında nitrik asit ve hidrazin (hipergolik karışımlar) kullanılmasıdır. Bu deneyimlerin aktarımını taşıyan bilim insanları yeni bir formül üzerinde çalışma ihtiyacı duymamışlardır.

1995 yılından sonraki dilimde ABD'de yapılan iki önemli çalışma göze çarpmaktadır. Bunlardan ilki Environmental Aerospace Corporation (eAc) tarafından yürütülen Hyperion sonda roketidir. 5.7 m uzunluğunda, 152 mm çapındaki bu araçta, yanma yüzeyinin büyük tutulması için tek portlu yakıt çekirdeği kullanılmıştır. %50 yakıt kütle oranına sahip olan bu motordan elde edilen özgül impuls da 205 s olarak ölçülmüştür. 1996 ve 1997'de yapılan dört deneme uçuşunda hedeflenen irtifalara erişilmiştir. N₂O ve HTPB kullanan bu motor ile ilk defa kendiliğinden basınçlı oksitleyici sistem başarılı bir şekilde uçuşta kullanılmıştır.

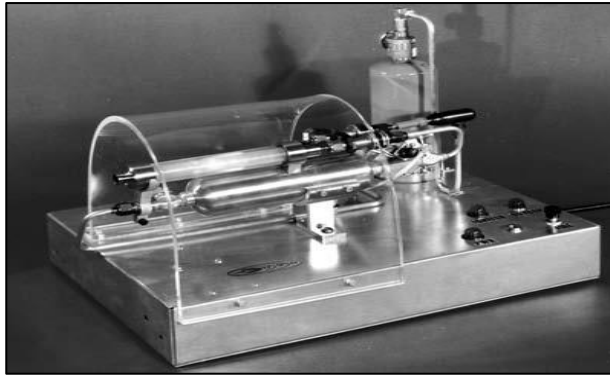
Bu denemelerden birkaç yıl sonra Lockheed Martin şirketi LOX ve HTPB kullanan daha büyük bir hibrit motor geliştirmiştir. 17.4 m boyunda ve 61 cm çapındaki bu roket 18 Aralık 2002'deki fırlatılışında 71 km irtifaya ulaşmıştır. 267kN itki üreten bu roket, hedeflenen 100 km irtifaya erişemese de, o zamana dek uçan en büyük hibrit motor olarak kayıtlara geçmiştir.

Bu başarının ardından farklı modeller geliştiren iki ayrı şirket, Starstruck ve AMROC, oksitleyici valf arızaları gibi nedeniyle denemelerinde başarılı olamamışlardır. Bu hatalar AMROC şirketini iflasa kadar taşıyan süreci başlatmıştır.

1.2.7 Hibrit gösteri motoru (Demonstrator)

Hibritler üzerinde yapılan analitik ve deneysel çalışmalara hız katan bir başka araç da hibrit gösteri motoru olmuştur. Küçük bir yanma odası barındıran bu motor, ateşleme için propan ve bütanın yanı sıra elektrikli ateşleme mekanizmaları da kullanmıştır. Ucuz ve emniyetli oluşu ile iç balistiklerin çalışılmasında laboratuvarlar için mükemmel bir ürün olmuştur. Temel araştırma konusu olan yanma hızının tesbitinde Schlieren görüntülemesi kullanan bu motor, Marxman ve Gilbert tarafından geliştirilen yanma hızı denkleminin bulunması deneylerine ev sahipliği yapmıştır. On yılı aşan bir sürede 10.000 test gerçekleştiren bu motor ile hidrojen peroksit, oksijen-nitrojen eriyikleri, argon ve helyum gibi oksitleyicilerin yanı sıra birçok katı yakıt çekirdeği de incelenmiştir.

1962 yılına dek kesintisiz hizmet veren bu motor sayesinde, küçük ölçeklerde, göz ardı edilemez miktarda bilimsel ilke gün ışığına çıkarılmıştır.



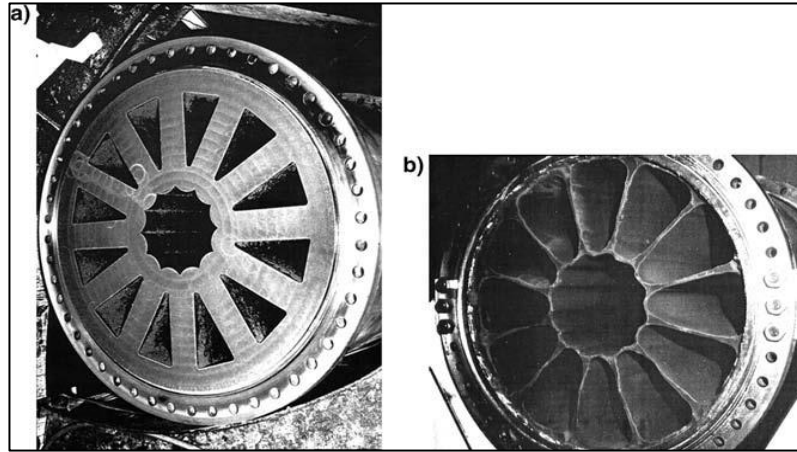
Şekil 1.2 Hibrit Gösteri Motoru (Chiaverini & Kuo, 2007)

1.2.8 Büyük ölçekli hibrit motorlar

Hibrit motorların emniyetli oluşu, düşük maliyeti, takat kontrolü, itki sonlandırma ve yeniden başlatma gibi avantajlarının asıl ihtiyaç duyulduğu alan büyük ölçekli motorlardır. Katı yakıtlı roket motorlarında olmayan bu özellikler sıvı yakıtlı roket motorlarında karmaşık tasarım ve yüksek maliyet ile sağlanır. Hibrit motorları büyük ölçeklere taşımakta karşılaşılan zorluklar, yakıt çekirdeğinin mukavemeti ve artan motor boyutuna rağmen yanma kararsızlığı ve düşük verimdir. Düşük olan yanma hızını arttırmak için kullanılan bir yöntem, yakıt çekirdeğindeki port sayısını

arttırmak ve yanmaya açık geometrik yapıyı büyütmektir. Ne var ki bu seçim, beraberinde zaafiyetler de getirmektedir. Öte yandan makroskobik ölçekte gerçekleşen yakıt-oksitleyici karışımının bu boyutlara taşınması da difüzyon problemi olarak karşımıza çıkar.

Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri Komutanlığı sponsorluğunda, UTC firması, 1960'ların ortalarında, N_2O_4 oksitleyicili, alüminyum katkılı PB yakıtı kullanan 38 inch çaplı HTM-38 motorunu geliştirmiştir. Yanma hızını arttırmak için 12 portlu bir yakıt çekirdeği üretilmiş ve 40.000lb seviyelerinde test edilmiştir. Ateşleme için de, oksitleyici ile hipergolik olan hidrazin kullanılmıştır. Çok portlu yakıt çekirdeklerinin pratikliğini ispat edecek şekilde kararlı yanma sağlanmıştır. Bu sonuçlardan yola çıkan CSD araştırmacıları, yakıt çekirdeklerini birbirinden bağımsız imal edip ateşleme öncesi motora yerleştirme fikri üzerinde çalışmışlardır. Ancak bunu gerçeklemek için gerekli yanma hızına o yıllarda erişilememiş olduğundan teoride kalmanın ötesine geçilememiştir.

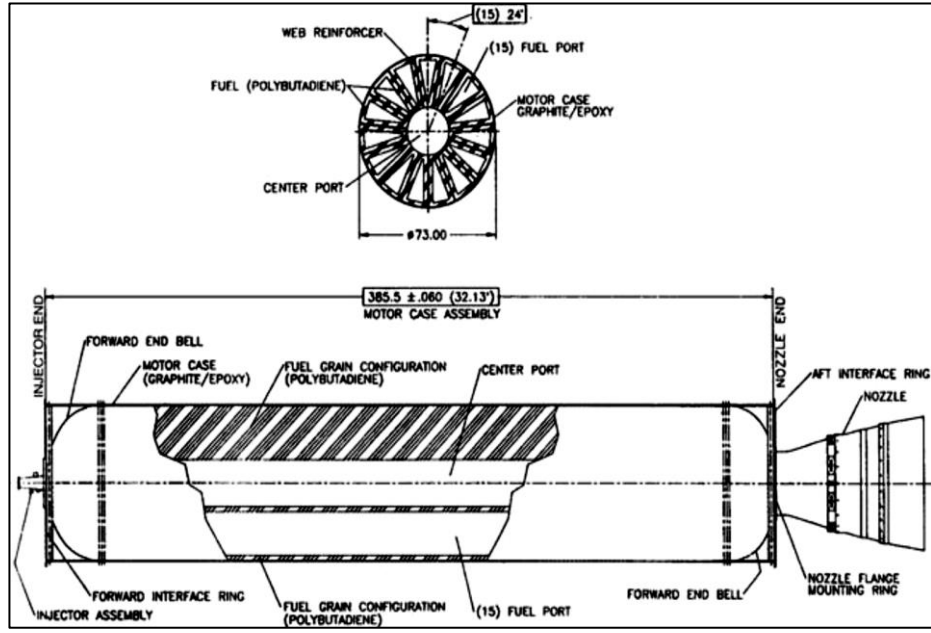


Şekil 1.3 Büyük Ölçekli Hibrit Motor (Chiaverini & Kuo, 2007)

1980'lerin ortasına gelindiğinde büyük ölçekli hibrit motorlarını yeniden ilgi odağı haline getiren gelişmeler yaşanmaya başlamıştır. Ticari uyduların giderek önem kazanması bu ilginin temeli olarak görülebilir. Endüstriyel olgunluğa sahip bir çok ülke, kısa zamanda kendi uydularını üretilip yörüngeye taşımak için hızlı bir çaba içerisine girmiştir. Bunun sonucunda düşük maliyetli fırlatma konusunda ciddi bir rekabet başlamıştır. Bu projelerin birçoğu devlet destekli olsa da, bazı özel girişimciler bu konuda yatırım yapma yollarını aramaya koyulmuştur. Halihazırda var olan katı ve sıvı yakıtlı roket motor bileşenlerini bir araya getirerek kullanmak bir çözüm olarak görülmüştür. Ancak iki farklı firma, bu rekabete hibrit motorları dahil eden bir alternatif öne sürmüştür.

Mart 1981'de kurulan STARSTRUCK firmasının amacı, denizden atılabilen bir sonda roketi üretmektir. 16.500 lb ağırlığında ve 50 feet uzunluğundaki Dolphin roketi bu amaç için geliştirilmiştir. 42 inch çaplı LOX/PB hibrit motordan 35000 lb itki sağlanmıştır. Altı adet başarılı statik test sonrası 3 Ağustos 1984'te Pasifik Okyanusu'ndaki San Clemente adası açıklarında fırlatma gerçekleştirilmiştir. Ne var ki fırlatmadan üç saniye sonra itki yönlendirme sistemindeki bir vananın kapalı konumda kalması sonucu roket kontrolden çıkmış ve emniyet gerekçesiyle havada imha edilmiştir. Bu donanım hatasını saymazsak, roket motoru kısa uçuşu boyunca öngörülen performansı başarıyla gerçekleştirmiştir. Bu uçuş, o zamana dek uçan en büyük hibrit roket motoru olma özelliğini taşımaktadır. Tamamen özel sektör tarafından fonlanan bu proje ise başarısızlıkla sonuçlanan denemenin ardından rafa kaldırılmıştır.

1985 yılında şirket güncellenerek AMROC adı altında yeniden kurulmuştur. Şirket, patlama riski olmayan, düşük maliyetli, takat kontrollü bir roketin fırlatma pazarında güçlü bir rakip olacağı inancını taşıyordu. Özel sermayenin desteği ile AMROC 5.000-260.000 lb seviyelerinde motorlar geliştirmeye başlamıştır. 1985–1992 yılları arasında düşük ölçekli motorlarla 124 deneme gerçekleştirilmiştir. O zamana dek üretilen en büyük motor olan 75.000 lb'lik motorla bir düzineden fazla başarılı ateşleme gerçekleştirilmiştir. Motoru bu seviyeye büyütürken, yaklaşık 20 yıl önce başarıyla ateşlenen UTC HTM-38 motorunun yakıt çekirdeği konfigürasyonu yeniden kullanıldığı için, az sayıda yeni problem ile karşılaşmıştır. Dolphin roketinin neredeyse iki katı büyüklükte, 51 inch çapında motora sahip yeni bir sonda roketi üretilmiştir. Koopman Express adlı bu roket 1989 yılında Pasifik kıyısında fırlatılsa da Dolphin ile aynı kaderi yaşayarak kısa süre sonra düşmüştür. Olumsuzluklardan yılmayan şirket motor geliştirme çalışmalarına kaldığı yerden devam etmiştir. Yer testlerinde başarılı olup uçuş testlerinde kırılma uğrayan motoru, geliştirecekleri bir üst motora giden yolda basamak olarak kullanmayı tercih etmişlerdir.



Şekil 1.4 Dolphin Hibrit Roket Motoru (Chiaverini & Kuo, 2007)

Geliştirilen 250.000 lb motor ile 10 saniyeyi aşan yanma sürelerinde dört başarılı ateşleme gerçekleştirilmiştir. Bu motorun üretiminde hedeflenen, AQUILA uzay aracının çok kademeli itki sisteminin ilk kademesini oluşturmaktır. Bu proje ile 1420 lb'lik bir yük 545 kilometre yüksekliğe çıkarılabilecekti. Bu yükseklik on dakika boyunca yerçekimsiz ortam sağlamaya yetecek bir yüksekliktir. Ancak, AMROC firmasının bu projeyi gerçeklemek için yeterli fonları olmadığından, mühendislik ekibinden bir grup ayrılarak NASA'nın kısmi sponsorluğunda yeni bir projeye dahil olmuşlardır. Bu projede ise rakipleri Martin Marietta ve CSD şirketleri olmuştur. 1993 ve 1994 yıllarında gerçekleştirilen statik testlerde yanma kararsızlıkları gözlenmiştir. Sıvı halde depolanan oksijenin yanma odasına girerken buharlaşarak gaz haline geçmesi gerekiyordu; ne var ki oksijene verilen ısı, tamamının buharlaşması için yeterli gelmediğinde bir miktar oksijen sıvı halde kaldı. Bunun sonucunda, düşük frekanslı yüksek genlikli basınç dalgaları oluştu. Eski UTC HTM-58 motorunda bu problemle karşılaşılmasının nedeni ise her portun girişinde ayrı bir oksijen injektörü bulunmasıydı. Bu problemi düzeltmek için yapılması gereken işlemler çok pahalı olduğundan şirket sponsorunu yitirdi ve uçuş projesi rafa kaldırılmıştır.

Ancak grup üyelerinin konuya ilgisi devam ettiği için yeniden bir araya gelerek uçuş safahatını içermeyen, sadece motor üzerinde çalışacakları bir yapılanmaya gittiler. İlk olarak 15 portlu motor yerine daha kalın dolgu 7 portlu motora geçtiler. Ancak bu motorda da istenen başarı sağlanamadı.

On yılı aşkın süre boyunca büyük ölçekli roket motorları üzerinde yapılan çalışmalar neticesinde, yanma odasına girmeden önce sıvı oksijene, tamamını buharlaştıracak kadar ısı verilmesi gerektiği ortaya konulmuştur.

1.3 Literatür Araştırması

Hibrit roket motorları üzerine farklı alanlarda çalışmalar yapılmıştır. Çalışmaların büyük bir kısmı yanma hızının artırılmasına yönelik araştırmalardır. Saf halde kullanılan polimerik yakıtlar ve HTPB gibi kimyasallar farklı oksitleyiciler ile yakılmalarına rağmen oldukça düşük yanma hızları (1 mm/s) sergilemişlerdir.

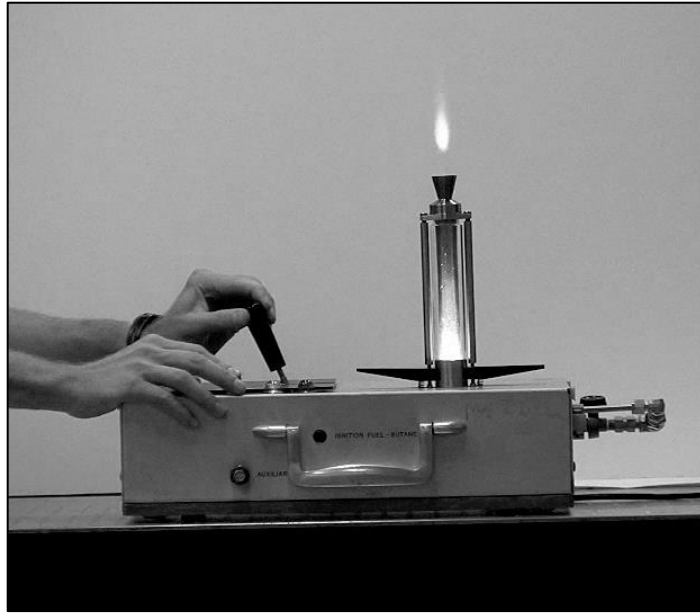
Bazı araştırmacılar, katı yakıt çekirdeği içerisine AP gibi katı oksitleyici ilave ederek yanma hızını artırma yolları üzerinde çalışmışlardır. George ve diğerleri küçük ölçekli hibrit motorlarda HTPB içerisine %7.55 AP katkılayarak GOX ile oksitlemişlerdir. 100 kg/m²s üzeri oksitleyici akılarında yanma hızında bir artış gözlenmiştir. Bunun fiziksel nedeni olarak da yakıt yüzeyinde, AP dekompozisyonu ile artan ısı transferi gösterilmiştir. Yanmanın sonlandırılması için de oksitleyici akısının kesilmesini takiben motora nitrojen beslenerek alev sönmesi sağlanmıştır. Frederick ve diğerleri ise AP katkısına ilaveten katalizör de ekleyerek saf HTPB'ye nazaran yanma hızında %447 artış gözlemlenmiştir. Bu çalışmada HTPB'nin içerisine %27.5 oranında AP ve %2.5 oranında demir oksit katkılanmıştır. Ayrıca, oksitleyici akısının sonlandırılması ile alev sönmesi gerçekleşmiştir.

Yanma hızını artırmanın bir başka yolu olarak da yakıt çekirdeğine metal katkılanmıştır. Özellikle alüminyum tozları ile yapılan çalışmalarda metallerin yüksek enerjili olması, ısı transferindeki olumlu katkıları ve yanma sonrası oluşan bileşiklerinin düşük enerjileri, yanma hızının artmasında iyileşme sergilemiştir. Bu konuda Strand, George ve Yi çalışmalar gerçekleştirmiştir.

Chiaverini, metal katkıların parçacık büyüklüğünün yanma hızına etkileri üzerinde çalışmıştır. Alüminyum tozlarının parçacık boyutlarını farklı değerlerde test etmiş ve bu etkileri anlatan yayınlar yapmıştır. Saf HTPB'ye nazaran %20 ultra ince alüminyum tozu katkılı yakıt çekirdeğinde yanma hızının %45 arttığını bildirmiştir. Risha, bu çalışmaları yeniden deneyleyerek katı yakıtlı roket motorlarına da uyarlamıştır. Calabro ise metal katkılamaktan ziyade metal hidritler (AlH₃) üzerinde çalışmış ve yanma hızına etkilerini açıklamıştır.

Stanford Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği bölümü ve NASA AMES Araştırma Merkezi on beş yılı aşkın bir süredir parafin temelli hibrit roket motorları

alışmalarına yoğunlaşmıştır. Dr. Arif Karabeyoğlu'nun bulduğu bu yeni yakıt ailesi, yanma öncesinde yüzeyde sıvılaşıarak hidrodinamik olarak kararsız bir tabaka oluşturmaktadır. Katı yakıt ile gaz oksitleyici arasında kalan bu tabakada, yakıt damlacıkları yüzeyden soyularak oksitleyici (gaz oksijen) içerisine nüfuz etmekte ve yanma hızı klasik hibritlere nazaran üç dört kat artmaktadır. Ayrıca geçmişte yakıt çekirdeğinin iki veya daha fazla farklı polimerden üretilmesi de gündeme taşınmıştır. Bir hibrit roket projesi tanımlama programında uzay mekiğı katı yakıtlı busterlerinin HTPB, GAP ve çinko karışımdan oluşan hibrit motor ile değıştirilmesi teklif edilmiştir.



Şekil 1.5 Masaüstü Hibrit (Marchese, 2006)

Carmicino ve Russo Sorge, ön yanma odası oksitleyici enjektörü üzerinde çalışmışlardır. Enjektör püskürtme karakteristiklerini değıştirerek yanma hızını arttırmayı hedeflemişlerdir. Knuth ise yakıt çekirdeğı sonu ile lüle arasına yerleştirdiğı bir enjektör ile ısı akısını arttırarak yanma hızını klasik hibritlere nazaran yedi kat iyileştirmiştir.

İsrail RAFAEL şirketi, hibrit roketler üzerindeki bilgi birikimi ve tecrübe kazanmak amacıyla 2007 yılında bir program başlatmıştır. Bu çalışma iki temel üzerine yapılanmıştır. Birincisi, laboratuvar ölçekli taşınabilir bir hibrit roket motorunun tasarımı, üretimi ve testlerinin yapılması; ikincisi; belirli bir sıvı oksitleyiciye karşılık farklı yakıt kompozisyonlarının yanma karakteristiklerini incelenmesi olmuştur.

Yukarıda yer alan inceleme başlıklarının yanı sıra akademik kuruluşlar hibrit roket motorları ile yaptıkları çalışmalarını paylaşmakta, böylece laboratuvar imkanı olan üniversiteler araştırmacılara ışık tutmaktadır.

Schulze ve Meyer tarafından çalışılan laboratuvar ölçekli hibrit roket motoru tamamen hazır alım malzemeler ile üretilmiştir. Tasarımından imalatına kadar geçen altı aylık sürede araştırmacılar mümkün olan en düşük maliyet ile uçuşa hazır bir hibrit roket motorunu kurumlarına kazandırmışlardır. Gaz oksijen ile oksitlenen bu motorda yakıt olarak HDPE (yüksek yoğunluklu polietilen) kullanılmıştır. Bu çalışmada hedeflenen konu oksitleyici besleme sistemi parametrelerinin motor performansı üzerindeki etkilerini gözlemlemektir.

HTPB kullanan temel hibrit motorlardaki yanma hızını arttırmayı amaçlayan bir grup, Arkansas Üniversitesi laboratuvarlarına hibrit motor kazandırmışlardır. Bu araştırmanın temel hedefi ise mevcut yakıtlara farklı hidrokarbon bileşiklerini katkılayarak yanma hızını arttırmaktır. Hidroksil sonlandırılmış polibütadin içerisine naftalin ve norbornylene ilave ederek deneyler yapmışlardır. Bu düşüncenin temeli ise katkı kimyasallarının sadece karbon ve hidrojen içeriyor olması ve yanma sonrası ürünlerin düşük enerjili olmasıdır. Katkılı yakıtlar üniversitenin hibrit motorunda ateşlenerek deneyler sürdürülmüştür. 3-6 saniye arası yapılan ateşlemelerde katkı maddelerinden sadece naftalin ile çalışılmış ve yapısal dayanıklılığının uygun olmaması neticesinde katkılanılmasının pratik olmadığı gösterilmiştir. Norbornylene ise emniyet kaygıları nedeniyle ateşlenmemiştir.

Tokyo Metropolitan Teknoloji Enstitüsü üyelerinden Yuasa ve diğerleri (1999), hibrit motorların yanma hızını arttırmaya yönelik enjektör tasarımında çalışmışlardır. Swirl enjektör kazandırılan motorda, optik kolaylıkları nedeniyle pleksiglas kullanmışlardır. Spektroskopi ile yanma ve yanma sonrası ürünler incelenmiştir. Enjektör geometrisi üzerinde yapılan değişiklikler ile yanma hızı aksenal akışlı enjektöre nazaran artırılmıştır. Bu çalışma aynı üniversitede devam ettirilerek teorik özgül impulsun %97'si düzeyinde başarı elde edilmiştir.

Einav (2009) tarafından yapılan çalışmalarda ise AP ve polystyrene katkılarının yanma hızına etkileri incelenmiştir. Polystyrene katkısının temel mantığı, buharlaşma sıcaklığının HTPB'den daha düşük olması nedeniyle yakıt yüzeyinde küçük kabarcık çukurları açmaktır. Böylece oksitleyici akışı daha türbülanslı olacak ve yakıt taşıyan ısı miktarında artışa yol açacaktır. Ayrıca demir oksit ve AP katı yakıtlı motorlardaki kullanım mantığından yola çıkılarak yanma hızını arttıracaktır.

Avrupa hibrit roket motoru araştırmaları kapsamında Carmicino ve diğeri (2009) tarafından yapılan çalışmada alüminyum parçacık katkısının yanma verimi, kararlılığı ve hızı üzerindeki etkileri çalışılmıştır. Gaz oksijen ile oksitlenen motora farklı enjektörler de monte edilerek kapsamlı bir araştırma ortamı oluşturulmuştur.

Çalışmalardan özetle hibrit motorlar giderek artan bir yelpazede tüm bileşenleri ile incelenmektedir. Girişimlerin nihai amacı uzay taşımacılığına ev sahipliği yapacak bir fırlatıcı geliştirmektir. Hazırlanan bu tezde, araştırmaların ilk basamağını oluşturacak laboratuvar ölçekli motor tasarlanacaktır.

1.4 Motivasyon ve Tezin Amacı

Uzay ağı olarak da adlandırılan iddialı bir teknolojik rekabet ortamında, en etkili silah yetişmiş insan gücü ve bilgi birikimidir. Erişilmesi başlı başına bir mühendislik problemi olan uzay ortamı, ona sahip olanlara geniş imkanlar tanımaktadır. Ayrıca hava solumayan itki sistemleri, bunların temeli roket motorları bir kuvvet çarpanı olarak araştırılmayı beklemektedir. Hibrit roket motorları da, halihazırda pratik kullanımda yaygınlaşmasa da gelecek vaad eden bir profil sergilemektedir.

Ülkemizde hibrit roket motoru test düzeneği ve bu düzeneğe ev sahipliği yapan bir roket laboratuvarı bulunmamaktadır. Bu çalışmada, sadece tasarım aşamasına dek taşınacak olan hibrit motorun üretilmesi ile ülkemize bu imkan ilk defa buradan kazandırılabilir. Ayrıca, ülkemiz akademisyenlerinden konu üzerinde çalışma yapanların sayısı bir elin parmaklarını geçmezken, ihtiyacımız mevcut durum ile karşılanamamaktadır. Bu imkanın kazanılması ile araştırmacılara bir olanak sunulacaktır.

Tez çalışmasına başlarken hedeflenen çıktı; bu düzeneğin tüm detay tasarımının yapılması ve sağlanacak fon ile üretilmesi olmuştur. Yüksek lisans tez çalışması kapsamında planlanan iki dönemlik çalışma takvimi bu kapsamda bir uygulama için yeterli zaman tanımamakla birlikte fon tedarik süreci de ayrı bir çaba gerektirmektedir. Özellikle, maddi kaynak sağlamak bu sürede mümkün olmadığı için çalışma iteratif süreç içermeyen motor gövdesi tasarımı ile sınırlandırılmak zorunda kalmıştır.

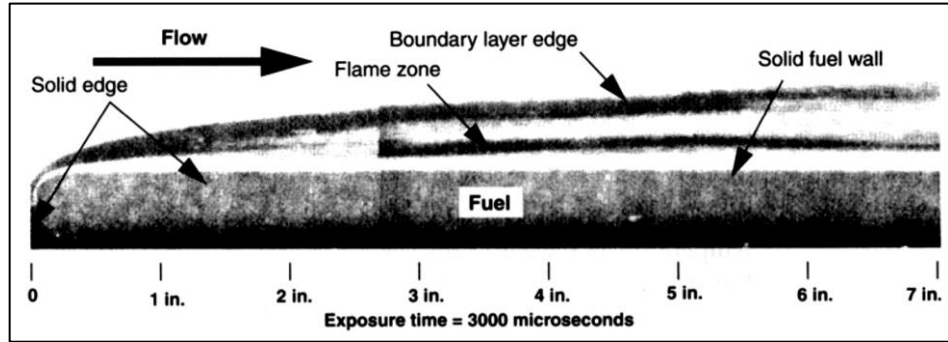
Bu küçük ölçekli roket motoru ile hibrit roketlere dair motor bileşenlerinin test edilmesi, yanma, yanma kimyası, yanma verimliliği, yanma kararlılığı, yanma hızı ve etkileyen unsurlar, ilk ateşleme, yeniden ateşleme, itki sonlandırma, takat kontrolü, optimizasyon, yakıt ve oksitleyici türleri, yakıt mukavemeti, lüle malzemesi,

lüle tasarımı, oksitleyici besleme sistemi, oksitleyici tankları, enjektör tasarımı, yakıt çekirdeği geometrisi gibi alanlarda akademik çalışmalar yapılabilir.

Çalışılan roket motor düzeneği kapsamında uygun takvim şartlarının oluşması ile kaynak tedarik işlemlerine (TUBİTAK ARDEB projeleri, sponsor kuruluşlar, kamu desteği, vb.) başlanarak tüm düzeneğin detay tasarımı ile imalatı çalışma dağarcığının nihai amacıdır.

2. HİBRİT ROKET TEORİSİ

Hibrit motorlar sıvı ve katı yakıtlı motorların bileşimi gibi görünse de tamamen farklı bir teori üzerinde çalışırlar. Bunun nedeni de makro ölçekteki türbülanslı difüzif alev tabakasıdır. Schileren görüntüleme tekniği ile fiziksel olarak görüntülenen bu yapı Marxman (1964) tarafından geliştirilen teorinin temelini oluşturmaktadır.



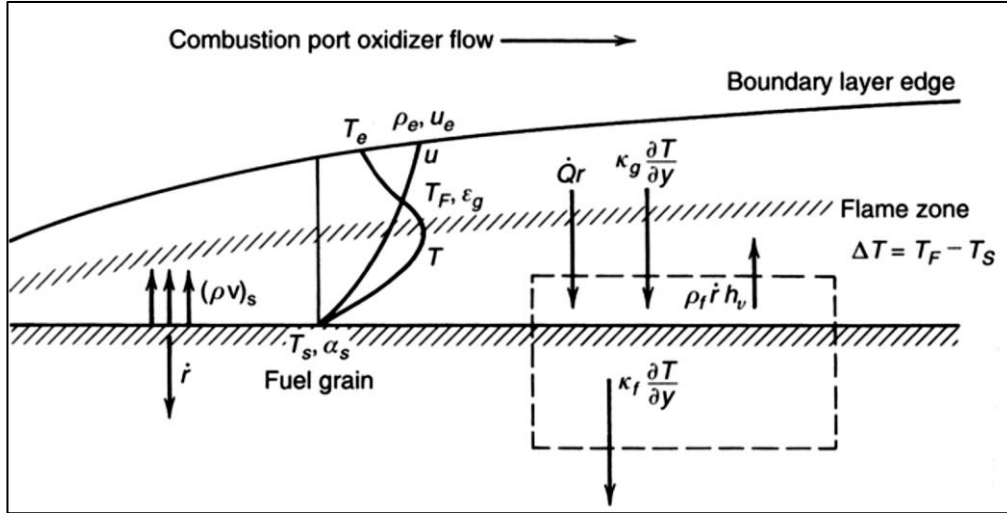
Şekil 2.1 Hibrit Yanma (Cherng & Tao, 1980)

Bu teorinin dayanağı türbülanslı bir sınır tabaka ve sınır tabaka yüzeyi ile yakıt yüzeyi arasında yer alan alev tabakasıdır. Serbest akımdan gelen oksitleyici ile yakıt hücum kenarında başlayan yanma, ince bir alev tabakası oluşturur. Alev tabakasından yakıt yüzeyine ışıyan ısı ile yakıt buharlaşarak yüzeyden ayrılır ve oksitleyici ile reaksiyona girer. Bu reaksiyon kabaca stokiyometrik değerlere yakın gerçekleşir.

G.Marxman tarafından geliştirilen bu model aşağıdaki kabuller üzerine kurulmuştur:

1. Yanma daimi ve süreklidir.
2. Yakıt, düz levha olarak kabul edilmiştir.
3. Katı yakıt çekirdeğinde ekzotermik reaksiyonlar gerçekleşmemektedir. (Yakıt içerisine çözünmüş oksitleyici yoktur.)
4. Oksitleyici gaz, yanma odasına homojen ve tek fazda girmektedir.
5. $Le = Pr = 1$
6. Roket motoru cidarlarından ısı kaybı gerçekleşmemektedir. (Adyabatik sistem kabulü)

7. Tüm kinetik etkiler göz ardı edilmiştir. (Reaksiyonların karakteristik zamanı, difüzyon için gereken karakteristik zamandan çok kısadır.)
8. Alev tabakası çok incedir ve bu tabakanın altında oksitleyici yoktur.
9. Oluşan sınır tabaka, türbülanslı sınır tabakadır.



Şekil 2.2 Sınır Tabaka (Chiaverini & Kuo, 2007)

Bu kabullerden yola çıkarak teorinin matematik alt yapısını incelenirse ilk iş olarak yakıt yüzeyindeki ısı denge durumu ifade edilir.

$$\dot{Q}_w = \dot{m}_f h_v = \rho_f \dot{r} h_v = (\rho v)_w h_v \quad (2.1)$$

Bu denklemdeki \dot{Q}_w ifadesi katı haldeki yakıt yüzeyine ısı akısıdır. Birim zamanda kontrol hacmini terk eden yakıt miktarı ve o yakıtı katı halden buharlaştırmak için gereken ısı miktarının çarpımı ile ifade edilir. Gazlaşma ısısı olan h_v değeri belirlenen bir yakıt için katı halde ısınma, erime ve gaz hale geçme işlemlerinde ihtiyaç duyulan toplam ısı miktarıdır.

Yakıt yüzeyine ısı taşınımının sadece iletim ile olduğu kabulünden hareketle

$$\dot{Q}_w = \dot{Q}_c = - \left(\frac{k}{c_p} \frac{\partial h}{\partial y} \right)_w \quad (2.2)$$

denklemleri elde edilir. Stanton sayısının tanımından hareketle

$$C_H \equiv \frac{\dot{Q}_c}{\rho_b u_b \Delta h} \Delta h = h_b - h_w \quad (2.3)$$

$$\rho_f \dot{r} = G_f = \frac{\dot{Q}_c}{h_v} = C_H \rho_b u_b \frac{\Delta h}{h_v} \quad (2.4)$$

yazılabilir. Yüzey ısı akısı

$$\dot{Q}_s = h(T_f - T_s) \quad (2.5)$$

olarak ifade edildiğinden Stanton sayısını kullanarak denklemi yeniden düzenlersek

$$\dot{Q}_s = C_H \rho_b u_b \Delta h \quad (2.6)$$

şeklini alır. Bu ifadedeki ρ_b ve u_b değerleri sırasıyla sınır tabaka yüzeyindeki yoğunluk ve hız değerleridir. Δh ise alev tabakası ve yakıt yüzeyi arasındaki entalpi farkıdır. Reynold analojisinden hareketle, yüzeydeki ısı transfer katsayısını yüzey sürtünme katsayısı ile bağıntılayabiliriz. Bu bağıntılamada alev tabakasının altında reaksiyon gerçekleşmediği kabulü unutulmamalıdır.

$$\frac{\dot{Q}_c}{\Delta h} = \frac{\tau_w}{u_b} \quad (2.7)$$

$$\tau_w = 0.5 C_f \rho_e u_e^2 \quad (2.8)$$

Katı yakıt yüzeyinde gerçekleşen kütle akısını bulmak için bu denklemler bir araya getirilirse

$$C_H = 0.5 C_f \frac{\rho_e u_e^2}{\rho_b u_b^2} \quad (2.9)$$

$$\dot{r} = \frac{C_f \rho_e u_e B}{2 \rho_f} \quad (2.10)$$

Burada B olarak karşımıza çıkan terim üfleme katsayısıdır. Aerodinamik ve termokimyasal değerlerle de ifade edilebilen B şu matematik üzerinden çalışır:

$$B \equiv \frac{2(\rho v)_w}{\rho_e u_e C_f} = \frac{u_e \Delta h}{u_b h_v} \quad (2.11)$$

Buradaki $(\rho v)_w$ değeri, yüzeyi terk eden yakıtın kütleli debisidir. Türbülanslı sınır tabaka yüzey sürtünme katsayısı yerel Reynolds sayısı cinsinden

$$C_{f0} = 0.06 Re_x^{-0.2} \quad (5 \cdot 10^5 \leq Re_x \leq 10^7) \quad (2.12)$$

şeklinde ifade edilir. Denklemleri düzenlersek

$$\dot{r} = 0.03 \frac{\rho_e}{\rho_f} u_e Re_x^{-0.2} \left(\frac{C_f}{C_{f0}} \right) B \quad (2.13)$$

denklemini elde edilir. Marxman ve Lee'nin teorilerinden hareketle hibrit yanma hızına dair bu ifade düzenlenecek olursa

$$\dot{r}(x) = \frac{0.036}{\rho_f \mu_e^{-0.2}} G^{0.8} x^{-0.2} B^{0.23} \quad (2.14)$$

Burada, üfleme değerini hesaplamak zordur. Yanma modelinin gerektiği bu hesaplamada gaz faza ait denklemler, yanma hızı denkleminin sınır koşullarını oluşturduğu bir ilişkiden hareketle çözülür. Marxman karışım uzunluğu konsepti ile yaklaşık bir çözüm önermiştir. Buna göre $L/D < 25$ şartı altında B değeri sabit kabul edilebilir.

Bu kabulden hareketle, en genel anlamda yanma hızını veren denklem

$$\bar{\dot{r}} = a G_o^n \quad (n \approx 0.5 - 0.8) \quad (2.15)$$

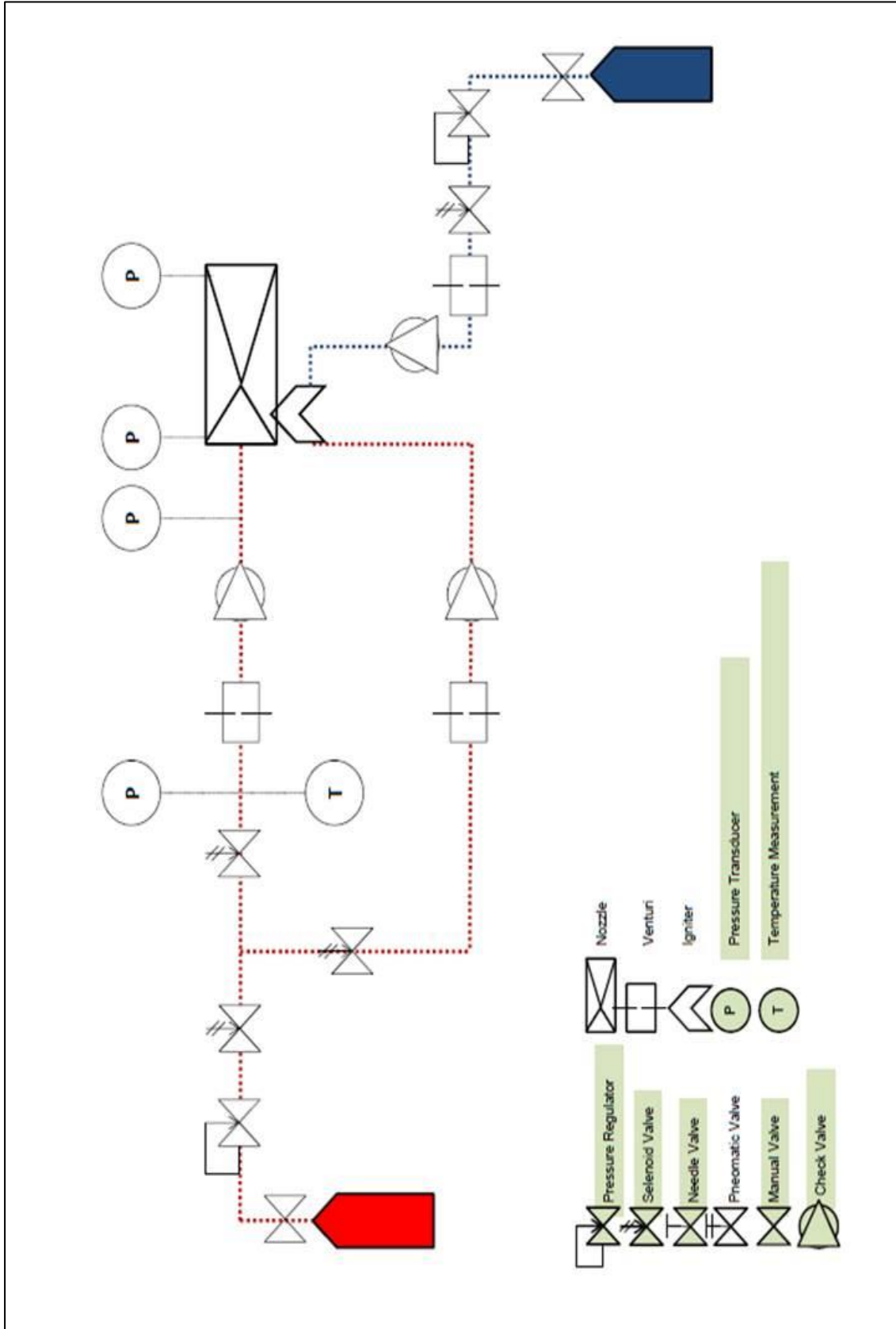
olarak elde edilir. Buradaki a katsayısı yakıt bileşimi ve yanma ürünlerinin özelliklerine bağlı iken, n üsteli akışkan dinamiklerine bağımlıdır. Bu değerlerin belirlenmesinde kullanılan analitik bir yöntem yoktur. Her farklı yakıt kombinasyonu ve geometrisi için deneysel olarak belirlenmektedir. Ayrıca bu genellemede türbülanslı sınır tabakanın akımalı bölgesinden akım üstü bölgesine doğru gösterdiği değişim ihmal edilmiştir.

3. HİBRİT ROKET MOTORU ÖN TASARIMI

Bu tezin amacı Hava Harp Okulu Komutanlığı'na hibrit roket motoru kazandırmaya yönelik tasarım çalışmasını gerçekleştirmektir. Basit, çok yönlü ve maliyet etkin bir deney düzeneği, bilimsel araştırmalar yapmak için veri toplamaya yetecek süre çalışmalı ve gerekli altyapıya sahip olmalıdır. Her ne kadar askeri bir kurum olsa da Hava Harp Okulu'nun bir üniversite olduğu kavramından hareketle, hazırlanacak bu motor okul şartlarında çalışabilecek şekilde tasarlanacaktır. Okul bünyesinde ve bulunduğu garnizondaki diğer Hava Kuvvetleri birliklerinde uygun test tesisleri olsa dahi, bu motor laboratuvar şartlarına ek tedbir gerektirmeden çalışacak şekilde düşünülmüştür. Ön tasarımda kısıtlayıcı parametreleri ifade edecek olursak:

1. Laboratuvar şartlarında çalışmaya uygun bir itki seviyesi,
2. Yanmanın kararlı hale gelmesini takiben yeterli veriyi alacak kadar uzun çalışma süresi,
3. Yukarıdaki istekleri karşılayacak fiziksel yapı,
4. Piyasadan kolaylıkla temin edilebilen ticari ürünler ve düşük işletme maliyeti,
5. Farklı araştırma konularında (enjektör, yakıt, lüle, vb.) çalışmaya imkan verecek esnek tasarım,
6. Kaza-kırımı engellemek için yapısal bileşenlerde yüksek emniyet katsayısı,
7. Olası kaza kırımında çevresel hasarı minimize edecek yapılanma
8. Deneyler arası kısa tekrar süreleri

Başlangıç olarak, tesisatın genel görünümünü temsil eden krokiyi şu şekilde sadeleştirebiliriz:



Şekil 3.1 HRM Düzeneği

Ön tasarım kabullerinde bahsedilen kıstasları karşılamak için modüler tasarım yapılacaktır. Oksitleyici ve ateşleme yakıtı besleme hatlarında kullanılan tesisat malzemeleri ticari piyasada satışta olan hazır ürünlerden seçilecektir. Statik motor tasarlanacağı için donanım bileşenlerinin ağırlıkları göz önünde bulundurulmayacaktır.

3.1 Oksitleyici

Roket motorları için yapılacak bir oksitleyici seçiminde temel olarak en etken unsur oksitleyicinin elektronegatifliğidir. Elektronegatiflik değeri ne kadar yüksekse o element o kadar iyi bir oksitleyicidir. Periyodik tabloda bu seçim kriterine en uygun element flor'dur. Ancak uygulama açısından bakacak olursak flor son derece zehirli bir gazdır. Sarımsı renkte olan bu gazın solunması ölümcül sonuçlar doğurabilir. Bu yüzden taşınması, depolanması ve kullanılması risklidir. Ayrıca yanma sonucu ortaya çıkacak bileşikler de çevreye zararlıdır. Bu yüzden bir sonraki en elektronegatif element olan oksijen çok uygun olacaktır.

Hibrit roket motoru oksitleyicisi olarak oksijen gazı kullanılacaktır. Ticari piyasada farklı hacimlerde tüplerde satılıyor olması, kolay taşıma ve kullanım usulleri ve düşük maliyeti bu seçimi öne çıkaran parametrelerdir. Ayrıca depolandığı tanktan, yanmanın gerçekleştiği yanma odasına kadar tek fazda taşınan oksijen gazı, besleme tesisatı, enjektör ve bileşenlerinin tasarımında kolaylıklar sağlayacaktır. Basınçlı tüpler içinde muhafaza ediliyor olması da harici bir basınçlandırma sistemine duyulan ihtiyacı ortadan kaldırmaktadır. Dezavantaj olarak önümüze çıkan unsur ise regüle edilen çıkış basıncının altında kalan basınçta gaz mevcut olmasına rağmen kullanılamayacaktır. Bu atıl gaz laboratuvar bünyesindeki farklı ekipmanlarda değerlendirilebilir.

3.2 Yakıt

Hibrit motorlarda yakıt yelpazesi çok geniştir. Bu zenginliğin temel nedeni ise yanma odasındaki yakıt çekirdeğinin yüksek sıcaklık ve basınçta oksitleyiciye maruz kalmasıdır. Bu şartlar altında hemen hemen her şey yanma eğilimi gösterir. Genel anlamda bir roket yakıtından beklenen, yüksek özgül impuls üretmesidir. Bunu sağlamak için yanma ısısı mümkün olduğunca yüksek, yanma sonucu oluşan ürünlerin moleküler ağırlığı da mümkün olduğunca düşük olmalıdır. Ayrıca, hibrit motor yakıtından beklenen bir diğer yakıt karakteristiği de hızlı yanmasıdır. Bu iki

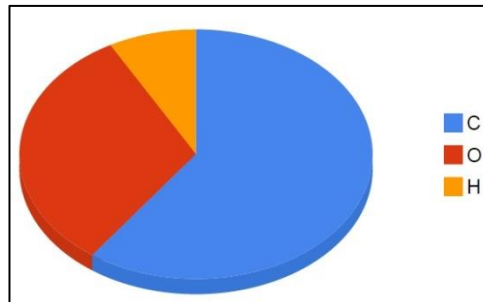
parametreden yola çıkarak seçilen yakıtlar hidrokarbon ailesi etrafında toplanmıştır. Seçimi etkileyen önemli bir kriter de ülkemizde bulunurluk ve kolay erişilirliliktir.

Yakıt olarak PMMA kullanılacaktır. PMMA, yüksek saydamlıkta termoplastik bir polimer olup metilmetakrilat monomer'in polimerizasyonu ile elde edilir. Moleküler formülü $(C_5O_2H_8)_n$ 'dir. Teknik olarak bir cam türevi olmasa da yaygın dilde plastik camı (pleksiglas) olarak da bilinir. Ticari piyasada Acrylite, Lucite, Perspex ve Plexiglas markalarıyla da bilinir. Kolay işlenebilirlik, hızlı temin edilebilirlik, düşük maliyet ve yapısal bütünlük bu yakıtın seçilmesini teşvik etmiştir. Ülkemiz piyasasında rahatlıkla temin edilebilir.

PMMA'nın tutuşma sıcaklığı $460^{\circ}C$ 'dir. Oksijen ile yanması sonucu su, karbondioksit, karbon monoksit ve düşük moleküler ağırlıklı bileşenler ortaya çıkar.

Çizelge 3.1 PMMA kompozisyonu

Sembol	Element	Atom ağırlığı	Atom sayısı	% Kütle
C	Karbon	12.0107	5	59.9840
O	Oksijen	15.9994	2	31.9618
H	Hidrojen	1.00794	8	8.0542



Şekil 3.2 PMMA Kompozisyon Dağılımı

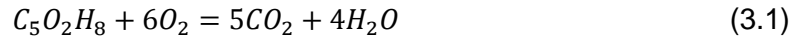
3.3 Tasarım Değerleri ve Termokimyası

Katı yakıt çekirdeği malzemesi ve oksitleyici tercihi yaptıktan sonra HRM'nun çalışacağı şartlara karar vermek ve buna uygun sayısal değerleri işlemek gerekmektedir. Laboratuvar şartlarında çalışacak bir motordan beklenen itki seviyesi düşük değerlerdedir. Ayrıca uçuşlu bir sistem gibi tam zamanlı yanmadan ziyade, veri toplamaya yetecek bir yanma süresi kafidir. Bu süre tercihen 10 saniye üst sınır ile sınırlandırılmalıdır.

Tasarım ve bunu takip etmesi planlanan üretimin düşük maliyetli olması hedefi, beraberinde yapısal sadelik de getirecektir. Ortalama basınçlarda çalışacak konvansiyonel malzemeler tercih edilmelidir. Bu nedenle yanma odası basıncı olarak 500 psi (3.447 MPa) uygun bir değer olarak ele alınabilir. Yüksek basınç değerlerinde sistemin bütün bileşenleri bu basınca dayanacak nitelikte olmalıdır. Tesisat donanımı piyasadan rahatlıkla alınabilir düzeydedir.

Yanma kimyasına dair bir fikir sahibi olmak için bahsi geçen yakıt karışımı ProPEP3 yazılımı üzerinde koşturularak sayısal bir yaklaşım yapılmıştır. Önceden belirlenen bir yakıt karışım oranı (O/F) ve istenen yanma odası basınç şartlarında roket motoruna dair parametreler belirlenecektir.

PMMA bileşiğinde $n=1$ için O_2 ile stokyometrik yanma reaksiyonu;

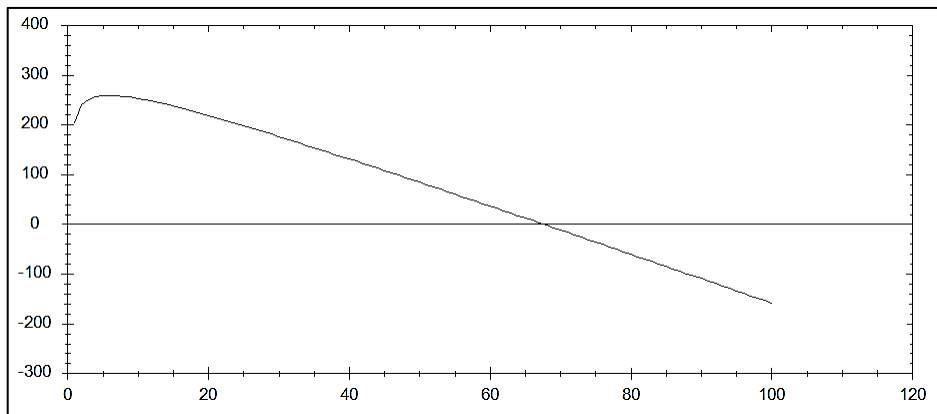


şeklinde gerçekleşecektir. Denklemi moleküler ağırlıklar cinsinden yazacak olursak;

$$100.11582 \text{ gr } C_5O_2H_8 + 191.9928 \text{ gr } O_2 = 220.0475 \text{ gr } CO_2 + 72.06112 \text{ gr } H_2O$$

olacaktır. Bu stokyometrik (yanma sonu ürünler sadece su ve karbondioksit) reaksiyona göre O/F oranı;

$$191.9928/100.11582 = 1.91770691185 (\approx 1.9) \text{ olarak bulunacaktır.}$$



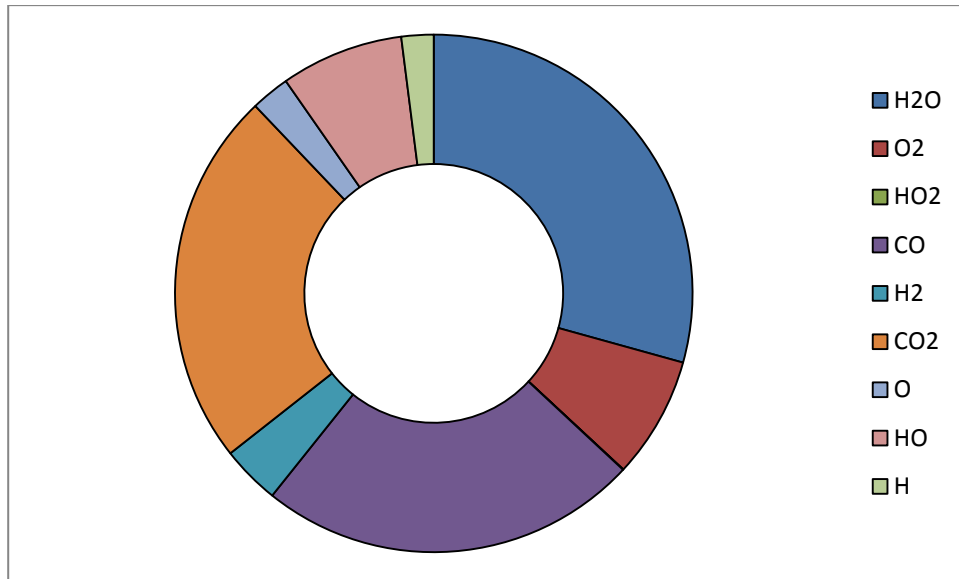
Şekil 3.3 Açıklık Oranı Etkisi

(O/F) 1.9 değeri ve 500 psi yanma odası basıncında en yüksek özgül impuls 258s ile 6.25'lik genişleme oranında gerçekleşmektedir. Ancak roket motorlarında reaksiyonun tam olarak stokyometrik gerçekleşmesi istenmez. Bir miktar yakıt

zengin karışım tercih edilir. Böylece alev sıcaklığı azaltılarak malzeme toleransı yükseltilir. Ayrıca, hibrit motorlar yanma devam ettikçe (O/F) oranında artış gösterme eğilimindedir. Başlangıçta stokyometrik oran ile yapılan yanma, devam eden süreçte oksijen zengin yanmaya dönüşerek motor ve lülede hızlı oksidasyon reaksiyonları başlatarak yapısal hasar yaratır. Ayrıca en iyi özgül impuls değeri yakıt zengin karışım bölgesinde elde edilir. Bu nedenle tasarım (O/F) değeri 1.8 olarak alınacaktır.

Aynı programda (O/F) değeri 1.8 olarak güncellenip koşturulunca, genişleme oranı 6 ve deniz seviyesi özgül impuls 260s (%0.77 artış) olarak bulunur. Bu reaksiyonda yanma odası sıcaklığı 3516 °K, gazların Cp/Cv oranı 1.18594 olarak bulunur. Yanma anındaki ürünler şu şekildedir:

3.095339e-001mol H₂O, 2.512855e-00 mol CO, 2.481025e-00 mol CO, 28.104245e-002 mol HO, 8.025957e-002 mol O₂, 3.870922e-002 mol H₂, 2.561236e-002 mol O, 2.122813e-002 H ve 0.000276317 mol HO₂

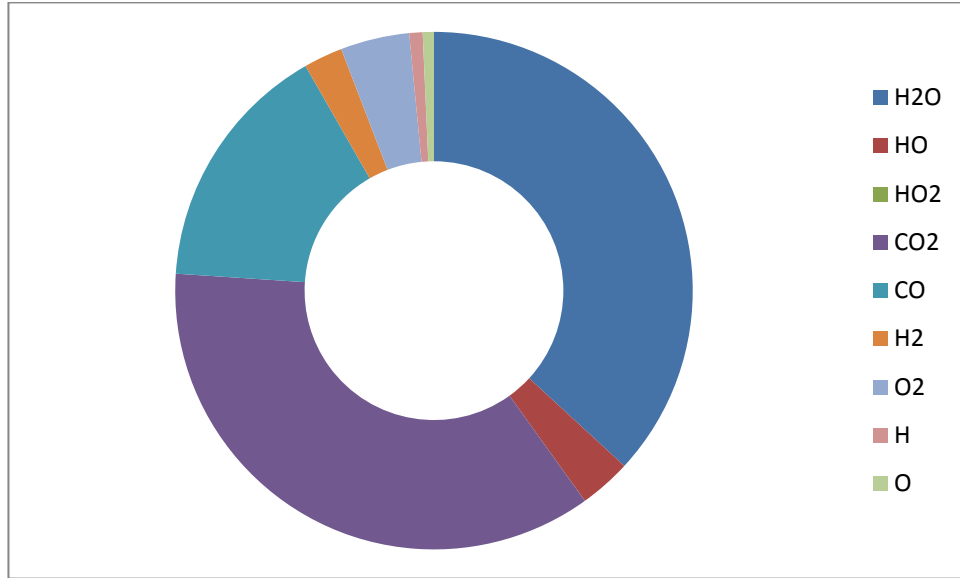


Şekil 3.4 Yanma Sonu Ürünler (Yanma Odası)

Yanma odasını takiben lüleden genişleyen gazların kimyasında ve buna bağlı olarak fiziksel özelliklerinde değişimler olacaktır. Lüle çıkışında gazların sıcaklığı 2683°K, Cp/Cv 0.957 olacaktır.

Lüle çıkışı gaz kompozisyonu ise 3.562608e-001mol H₂O, 3.477206e-001 mol CO₂, 1.516757e-001 mol CO, 4.161349e-002 mol O₂, 3.136638e-002 mol HO,

2.353859e-002 H₂, 8.056083e-003 mol H, 6.747946e-003 mol O ve 2.03111E-05 mol HO₂ olacaktır.



Şekil 3.5 Yanma Sonu Ürünler (Lüle Çıkışı)

Grafikten de anlaşılacağı üzere yanma sonrası oluşan başlıca ürünler karbondioksit, karbonmonoksit ve sudur.

3.4 Performans Hesaplamaları

ProPEP3 yazılımında yapılan hesaplamalardan özetle, seçilen yakıt ve oksitleyicinin laboratuvar şartlarında kullanımının uygun olduğu görülmüştür. PMMA ve gaz oksijen ikilisi yüksek performanslı bir yakıt kompozisyonu olmamakla birlikte üzerinde araştırma yapmaya elverişlidir.

Roket performans parametrelerini hesaplarken kimi kabuller yapmamız gerekir. Böylece hesaplamalar sadeleşir ve analitik yöntemler ile ifade edilebilir. En genel yaklaşımla, ideal roket kabulü yapmak uygundur. Bu kabüle göre;

1. Yanma sonucu oluşan gazlar, ideal gaz kabul edilecektir.
2. Yanma sonucu oluşan gazlar, homojen kompozisyondadır.
3. Yakıt çekirdeğinin bulunduğu yanma odası, roket lülesi ve diğer yapısal bileşenlere ısı transferi yoktur. Tüm donanım adyabatik kabul edilecektir. Bunun tek istisnası, katı yakıt çekirdeğini eritmek için hibrit teoriye uygun olarak yanma odası alevinden yakıtı taşıyan ısıdır.
4. Motor içi akış sürtünmesiz kabul edilecektir. Böylece sınır tabaka etkileri ihmal edilecektir.

5. Akışta süreksizliğe yol açacak şok dalgaları yoktur.
6. Yanma, kararlı ve daimidir.
7. Çıkan gazlar ekstenel hareket etmektedir. Radyal hız bileşenleri ihmal edilecektir.
8. Akış sanki bir boyutludur. Bu kurama uygun kabuller üzerinden hesaplamalar yapılacaktır.
9. Kimyasal denge durumu yanma odasında sağlanmıştır ve akış boyunca değişmemektedir.
10. Yanma sonrası oluşan tüm ürünler gazdır.
11. Yakıt bileşenlerinin başlangıç sıcaklıkları oda sıcaklığıdır (298 °K).

Tasarlanacak hibrit roket motoru deniz seviyesi şartlarında çalıştırılacağından p_e değeri standart atmosfer basıncı 101325 Pa (14.7 psi) alınacaktır. Tasarım için C_f , I_{sp} , ε ve Ma_e değerleri hesaplanabilir.

Yakıt bileşimi ve yanma odası performansının bir göstergesi olan karakteristik egzoz hızı şu formül ile belirlenir.

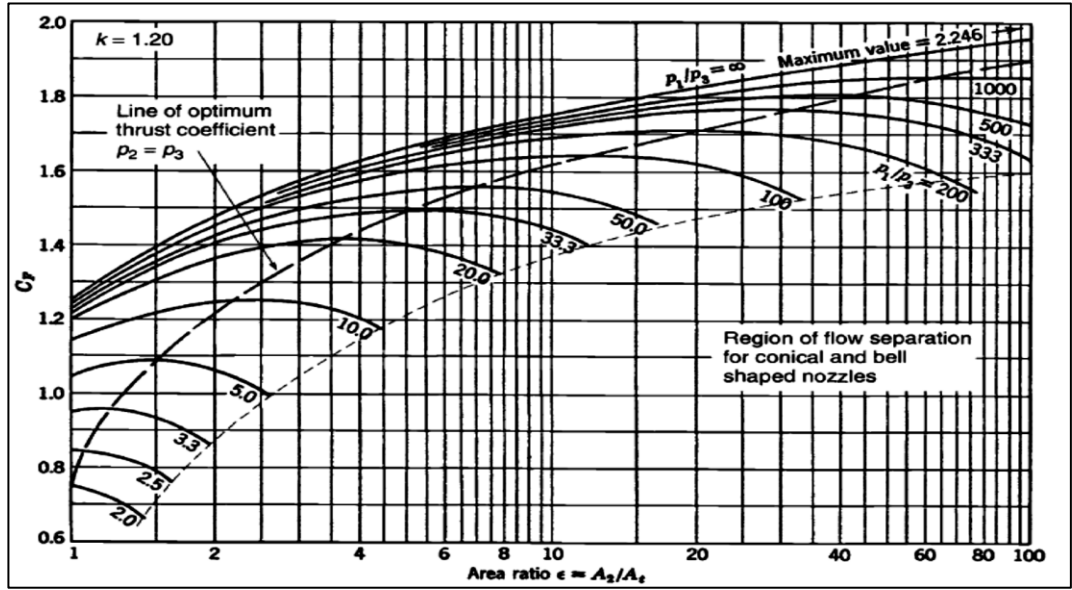
$$c^* = \frac{\eta_{c^*} \sqrt{\gamma R T_f}}{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2\gamma-2}}} \quad (3.2)$$

$$c^* = \frac{0.85 \sqrt{1.19 \cdot 313 \cdot 3516}}{1.19 \left(\frac{2}{1.19 + 1} \right)^{\frac{1.19+1}{2 \cdot 1.19-2}}} = 1389 \text{ m/s} \quad (3.3)$$

Burada (η_{c^*}) değeri, motor yanma verimini ifade eden bir değerdir. Hibrit motorlarda her ne kadar %97 gibi yüksek verimlere çıkılmış olsa da tasarım için bu verimi %80 - %90 aralığında kabul etmek uygun bir yaklaşım olacaktır. İtke katsayısı da şu formülden bulunur:

$$C_f \equiv \frac{F}{A_t P_c} = \sqrt{\left(\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} + \frac{A_e}{A_t P_c} (p_e - p_a) \quad (3.4)$$

$$C_f = \sqrt{\left(\frac{2 \cdot 1.19^2}{1.19-1} \right) \left(\frac{2}{1.19+1} \right)^{\frac{1.19+1}{1.19-1}} \left(1 - \left(\frac{14.7}{500} \right)^{\frac{1.19-1}{1.19}} \right)} = 1.69 \quad (3.5)$$



Şekil 3.6 İtici Katsayısı (Sutton & Biblarz, 2001)

Lüle boyunca izentropik akış kabulü ile lüle çıkışı Mach sayısı (Ma_e) ve lüle genişleme oranı (ϵ) şu formüller ile bulunur:

$$Ma_e = \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma - 1}\right) \left(\left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1 \right)} \quad (3.6)$$

$$Ma_e = \sqrt{\left(\frac{2}{1.19 - 1}\right) \left(\left(\frac{14.7}{500} \right)^{\frac{1-1.19}{1.19}} - 1 \right)} = 2.82 \quad (3.7)$$

$$\epsilon = \frac{1}{Ma_e} \left(\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) Ma_e^2 \right) \right)^{\frac{\gamma+1}{2\gamma-2}} \quad (3.8)$$

$$\epsilon = \frac{1}{2.82} \left(\left(\frac{2}{1.19 + 1} \right) \left(1 + \left(\frac{1.19 - 1}{2} \right) 2.82^2 \right) \right)^{\frac{1.19+1}{2 \cdot 1.19-2}} = 5.37 \quad (3.9)$$

En önemli roket motoru parametresi olan özgül impuls

$$I_{sp} = \frac{\lambda C_f c^*}{g} \quad (3.10)$$

formülü ile ifade edilir. Buradaki g yerçekimi ivmesidir. λ ile gösterilen lüle verimi

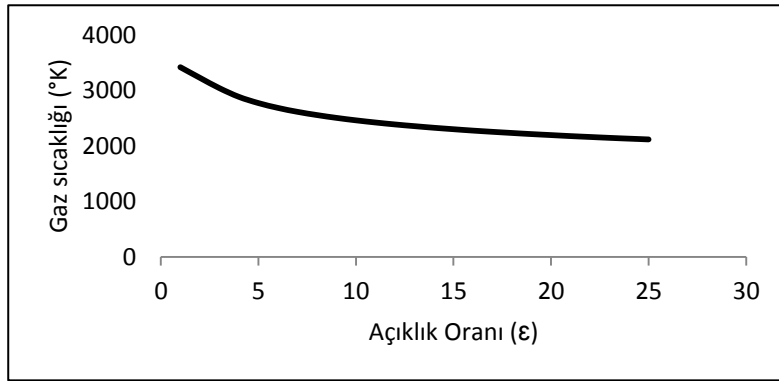
$$\lambda = \frac{\text{gerçek itki}}{\text{ideal itki}} = \frac{1}{2}(1 + \cos\theta_{cn}) \quad (3.11)$$

denklemleri ile hesaplanır. (θ_{cn}) lülenin genişleyen kısmının efektif yarı açısıdır. 15°'lik yarı açılı konik lüle için bu değer 0.9829 olacaktır. Bu durumda özgül impuls değeri (%85 yanma verimi ile) kuvvet katsayısı, karakteristik egzoz hızı ve düzeltme faktörünün girdisiyle

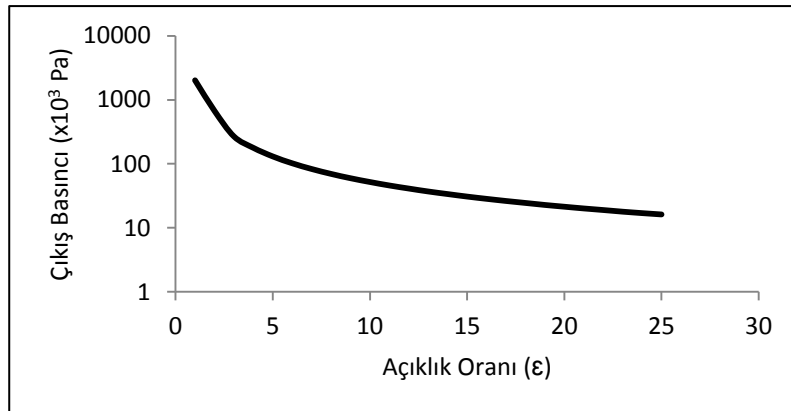
$$I_{sp} = \frac{0.9829 \cdot 1.69 \cdot 1389}{9.81} = 207 \text{ s} \quad (3.12)$$

olarak hesaplanır.

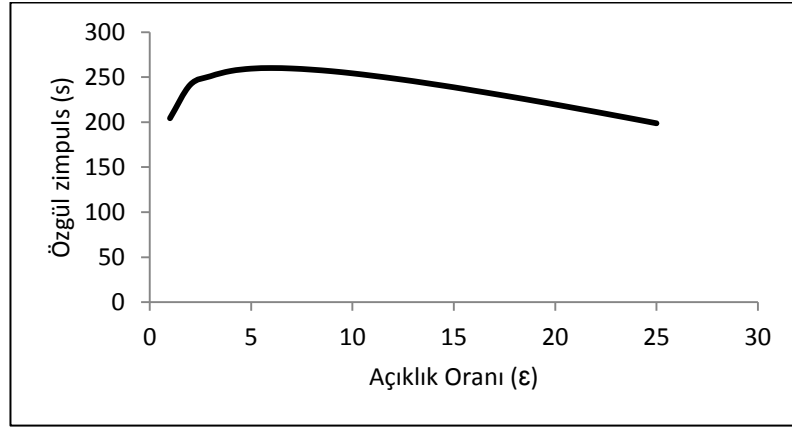
Yukarıda formülüne edilen veriler, tasarımı yapılacak roket motoruna uyarlanırsa şu grafikler oluşturulur:



Şekil 3.7 Sıcaklık-Açıklık Oranı



Şekil 3.8 Basınç-Açıklık Oranı



Şekil 3.9 Özgöl Impuls-Açıklık Oranı

Özgöl impuls kimyasal denge yazılımı üzerinden belirlendikten sonra istenen itki seviyesine karşılık gelen yakıt debisi (\dot{m})

$$\dot{m} = \frac{F}{I_{sp}g} \quad (3.13)$$

denklemini ile bulunur. Burada ifade edilen yakıt debisi, oksitleyici ve katı yakıtın debileri toplamıdır. Bu debiyi belirleyen bir faktör de (O/F) değeridir. Oksitleyici besleme hattı 50 g/s oksijen taşıyacak şekilde planlamaya alınacaktır. (O/F) değerinden yola çıkarak toplam itici yakıt debisi

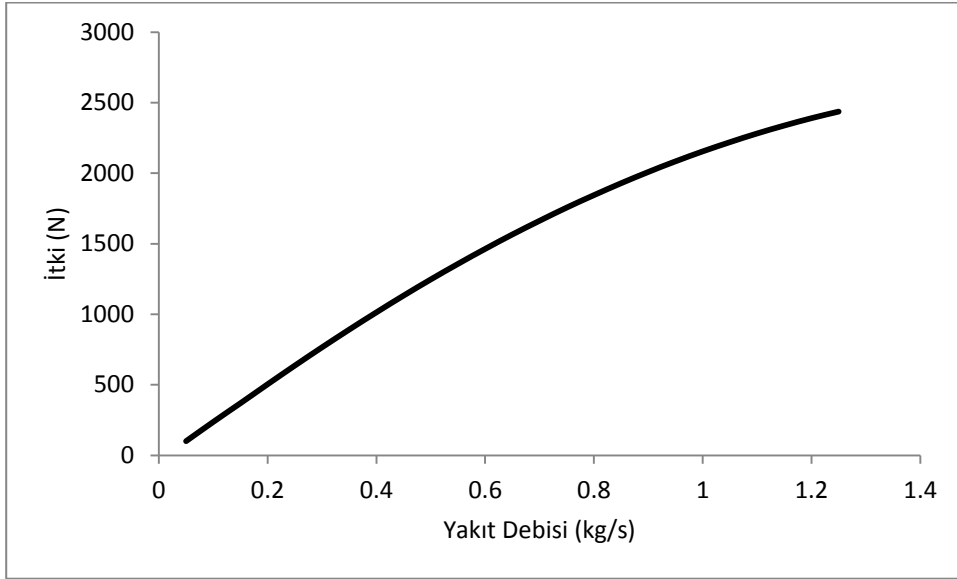
$$\dot{m}_p = \dot{m}_o + \frac{\dot{m}_o}{O/F} \quad (3.14)$$

$$\dot{m}_p = 50 + \frac{50}{1.8} = 77.7 \text{ g/s} \quad (3.15)$$

olarak bulunur. Özgöl impuls ve yakıt debisinden hareketle yaklaşık itkiyi hesaplayacak olursak

$$F = \dot{m}gI_{sp}$$

$$F = 77 \cdot 10^{-3} \cdot 207 \cdot 9.81 = 158 \text{ N}$$



Şekil 3.10 İtki-Yakıt Debisi

Atmosfer basıncına açılan lüle ile deniz seviyesi şartlarında çalışacak olan motorun genişleme oranı ≈ 5.4 alınacaktır. Lüle geometrisini tespit için boğaz kesit alanı

$$A_t = \frac{\dot{m}c^*}{p_c} \quad (3.16)$$

$$A_t = \frac{0.077 \cdot 1214}{3446478} = 2.71 \text{ cm}^2 \quad (3.17)$$

denklemini ile bulunur. Boğaz kesit alanı A_t ve genişleme oranı ε kullanılarak çıkış kesit alanı hesaplanır.

$$A_e = A_t \varepsilon \quad (3.18)$$

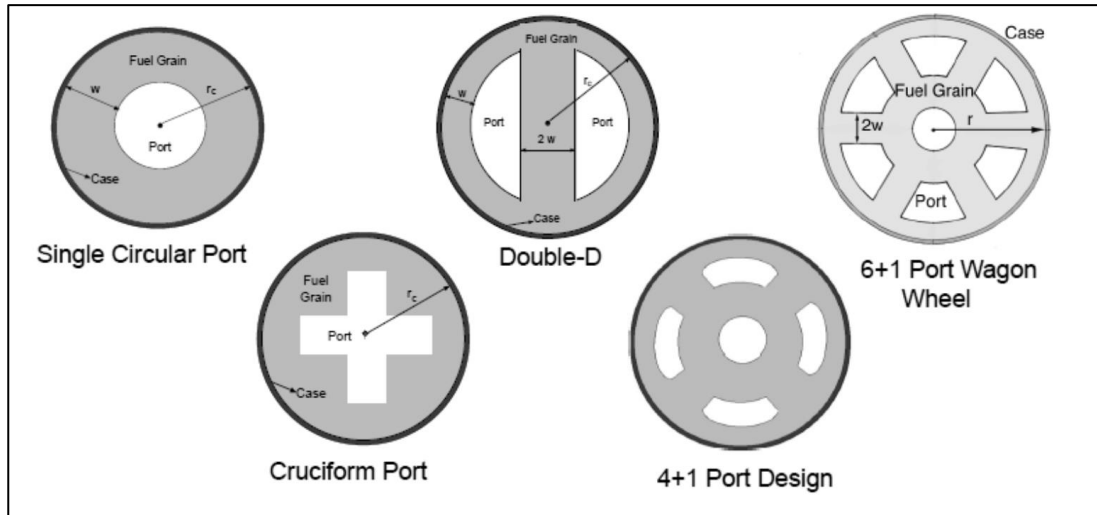
$$A_e = 2.71 \cdot 5.4 = 14.634 \text{ cm}^2 \quad (3.19)$$

Bu değerlerden hareketle roket motorunun lülesine dair geometri tanımlanmış olur. Yanma odası ve yakıt çekirdeği de tanımlanarak motora ait hesaplamalar nihayetlendirilmelidir.

4. EKSENEL AKIŞLI HİBRİT MOTOR

Eksenel akışlı hibrit roket motorlarında oksitleyici, itki sisteminin eksenine paralel olarak akar. Yanma odasının üst akım kısmında yer alan enjektör, oksitleyiciyi yakıt çekirdeğinin üzerine doğrudan püskürtür. Tek enjektör kullanılabileceği gibi yakıt geometrisine göre çoklu enjektör de kullanılabilir.

Burada önemli olan katı yakıt çekirdeğinin geometrisidir. Bu geometriden kasıt, silindirik yapıdaki yakıtın iç boşluğunun aldığı şekildir. Bu kesit alan daire, üçgen, çift D, artı form veya diğer karmaşık şekillerde olabilir.



Şekil 4.1 Hibrit Yakıt Çekirdeği Geometrisi (Davydenko, Gollender, Gubertov, Mironov, & Volkov, 2007)

Ayrıca yakıt çekirdeği kesit alanının sabit olmadığı, yakıt uzunluk eksenı boyunca değişim gösterdiği konfigürasyonlar da mümkündür. Basitliği ve etkinliği nedeniyle tasarımı yapılacak roket motorunda sabit dairesel kesitli tek portlu yakıt çekirdeği kullanılacaktır.

$$\bar{r} = aG_o^n \quad (4.1)$$

Buradaki a ve n değerleri her bir yakıt-oksitleyici bileşimine göre deneysel olarak elde edilen ampirik değerlerdir. Hibrit roket motorları üzerinde araştırmalar yapan bilim insanları tarafından farklı yakıtlarla deneyler yapılmakta ve bu deneylere ait

sonuçlar kimi zaman yayınlanmaktadır. Yakıt olarak kullanılacak PMMA için Zilliac ve Karabeyoğlu'nun (2006) alışmasında PMMA'ın gaz oksijen ile yakılmasından elde edilen verilerde a ve n değerleri sırasıyla 0.087 ve 0.615 olarak bulunmuştur. Bu değerleri denklemde yerine koyarsak roket motorunun yanma hızını veren ifade

$$\bar{r} = 0.087 \cdot G_{ox}^{0.615} \quad (4.2)$$

olacaktır. Oksijen akısını $g/cm^2 s$ cinsinden ifade edecek olursak bulunan yanma hızı \bar{r} değerinin birimi mm/s olacaktır. Oksijen akısı değeri, oksijen debisinin yakıt yanma alanına bölünmesidir.

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_p} \quad (4.3)$$

Yakıt yanma hızının tanımından ve bunu temsil eden denklemden yola çıkararak çekirdek çapı

$$\frac{dD_p}{dt} = 2 \cdot \bar{r} = 2aG_{ox}^n \quad (4.4)$$

olarak yazılabilir. Bu denklemi tek açıklıklı silindirik yakıt çekirdeğine uyarlarsak

$$\frac{dD_p}{dt} = \frac{2^{2n+1}a \dot{m}_{ox}^n}{\pi^n D_p^{2n}} \quad (4.5)$$

denklemini oluştururuz. Sabit oksitleyici debisi ile çalışan bir hibrit motorda açıklık apısının zamanla değişimini şu denklem ile buluruz:

$$D_p(t) = \left[D_{pi}^{2n+1} + \frac{(2n+1)2^{2n+1}a \dot{m}_{ox}^n}{\pi^n} \right]^{1/(2n+1)} \quad (4.6)$$

Yakıt debisini ve karışım oranını tanımlayarak, bu değere uygun yakıt çekirdeği uzunluğu belirlenir.

$$\dot{m}_f(t) = \rho_f \pi D_p L \bar{r} \quad (4.7)$$

$$\frac{O}{F} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_f} \quad (4.8)$$

$$L = \frac{4M_{ox}}{\pi \rho_f (O/F) (D_{pf}^2 - D_{pi}^2)} \quad (4.9)$$

Yakıt çekirdeğinin dış çapı, halihazırda kullanılacak konfigürasyon için imal edilebilirlik şartına uygun seçilecektir. Tezin kapsamında olmamakla birlikte, roketlerde kullanılan motorlarda bu değer, istenen göreve yönelik hesaplamalar ile belirlenir.

Ayrıca yakıt çekirdeğinin uzunluğu ve iç çapının dış çapına oranı da önemli parametrelerdir. Et kalınlığı arttıkça yakıtın yanma süresi de artacaktır. Ancak bu değer bir eşik değerin üzerinde çıktığında iç gerilmeler nedeniyle yakıtta deformasyon başlayacaktır. Bu nedenle çaplar oranı 3'ün altında tutulmalıdır.

İç çapın çok küçük olması durumunda da oksitleyici akısı yüksek değerlere çıkacak ve alev sönmeye neden olacaktır. Gaz oksitleyiciler için bu değer $700 \text{ kg/m}^2\text{s}$ dir.

5. MOTOR BİLEŞENLERİ

5.1 Yanma Odası

Katı yakıt çekirdeğine ev sahipliği yapan yanma odası, kimyasal reaksiyonun gerçekleştiği bir hazne olarak tanımlanabilir. Zorlu çalışma koşulları altında herhangi bir kaza kırma sebebiyet vermeden yapısal bütünlük içerisinde çalışmalı ve gelecekte planlanacak deneylerde de kullanılmalıdır. Tüm bu isterlere karşın kolay temin edilebilmeli ve ekonomik olmalıdır. Uçuşlu roket sistemlerinde yapısal ağırlık minimuma indirgenmek istenen bir değerken, statik şartlarda ateşlenecek bir düzenekte ağırlık parametresi kısıtlayıcı değildir.

Bu nedenle ticari piyasada satılmakta olan döküm çeliği veya alaşım alüminyumlar kullanılabilir. Silindirik profil temin edilip talaşlı imalatla nihai forma getirilebilir. Ancak küçük bütçeli çalışmalarda bu durum ekonomik olmaz. Onun yerine hazır boru profillerden dayanımı uygun olan tercih edilmelidir. Döküm çelikten imal boru profiller alüminyuma göre daha ucuz ve işlenebilir. Bu nedenle çelik boru profil tercih edilmiştir.

Boru profili seçerken dikkat edilmesi gereken husus, üreticinin malzeme bilgisini sunabiliyor olması ve ön görülemeyen şartlar altında dahi (yüksek basınç, malzeme hatası vs.) mukavim olmasıdır. Yaygın piyasada İngiliz ölçü birimlerine göre boyutlandırılmış ürünler daha fazla olduğundan 3 inç dış çaplı çelik boru kullanılacaktır.

Dış çap	: 3.000 inç	= 76.20 mm
İç çap	: 2.250 inç	= 57.15 mm
Et kalınlığı	: 0.375 inç	= 9.525 mm

Yanma odası olarak görev yapacak bu borunun iç cidarları yakıttan taşınan ısıyı yalıtım için fenolik bir tabaka ile kaplanacaktır. Bu tabakanın altında da yakıt çekirdeği silindirik bir çubuk şeklinde konuşturılacaktır.

Katı yakıt çekirdeğinin yanma odası içerisinde hareketsiz kalmasını sağlayacak; ön ve art yanma odalarını oluşturacak eklentiler de yapılacaktır. Ayrıca bu eklentiler yanma odası cidarlarını yüksek alev sıcaklığından koruyacaktır. Ön yanma odasında, yakıt üzerine devam edecek olan oksitleyici yüksek türbülans seviyelerine ulaşacak, art yanma odasında da yanmamış yakıt parçacıkları kalan oksitleyici ile reaksiyona girerek yanma verimini arttıracaktır. Yakıt çekirdeğinin dış çapı da silika fenolik malzeme ile kaplanarak yuvasına yerleştirilecektir.

AlSI1015 karbon çeliğinin mekanik özellikleri aşağıdaki gibidir:

Akma dayanımı	: 284 MPa
Çekme dayanımı	: 386 MPa
Elastisite modülü	: 190-210 Gpa
Poisson oranı	: 0.27-0.30

Yanma odasının, yanma basıncına dayanımını hesaplayacak olursak:

$$P_y = \frac{t_w \sigma_y}{r} \quad (5.1)$$

$$\frac{9.525 \cdot 10^{-3} \cdot 284 \cdot 10^6}{28.575 \cdot 10^{-3}} = 94.6 \text{ MPa} \quad (5.2)$$

bulunur. Bu değer, verilen fiziksel özelliklerdeki yanma odasının deforme olmaya başlayacağı değerdir. Yanma basıncı 500 psi olarak öngörülmüştür. Kontrol dışı basınç değişimlerine de yanma basıncına eş tolerans verilirse azami basıncın 1000 psi olacağı değerlendirilir. Bu şartta;

$$1000 \text{ psi} = 6.894 \text{ MPa} \quad (5.3)$$

bulunur. Bu durumda dahi emniyet katsayısı olarak 13.72 gibi yüksek bir değer bulunur. Statik şartlarda ateşlenecek bir roket motorunda, ağırlık tahdit edici bir değer olmadığı için bu tasarımın kullanımı uygundur.

Yanma odası, her deney sonrasında açılıp, içindeki yakıt çekirdeğinin değişimine müsaade eden bir yapıda olmalıdır. Ayrıca farklı uzunluklardaki yakıt çekirdeklerine ev sahipliği yapabilmelidir. Montaj, demontaj işlemlerinin kolaylığı ve bileşimin sızdırmazlığını sağlamak için yanma odası çıkışı lüleye ev sahipliği yapacak şekilde işlenmiş standart bir flanş ile tutturulabilir.

5.2 Ön Yanma Odası

Şimdiye dek yanma odası olarak bahsedilen kısım kimi kaynaklarda yakıt çekirdeği kaplaması olarak da karşımıza çıkar. Sıvı yakıtlı roket motorlarında tamamen ayrı bir komponent olan yanma odası katı yakıtlı roket motorlarında ise yakıt çekirdeği içindeki boşluktur. Hibrit motorlarda ise kabaca üç parça şeklinde incelenebilir. Bunlardan ilki ön yanma odasıdır.

Ön yanma odası enjektör ile yakıt çekirdeği arasında yer alan kısımdır. Temel görevi yakıt çekirdeğine üniform bir oksitleyici akısı temin etmektir. Sıvı oksitleyici kullanılan hibrit motorlarda ön yanma odası cidarları yakıt malzemesi ile kaplanır. Böylece yakıt çekirdeğine girişteki ortalama sıcaklık artarak oksitleyicinin buharlaşmasına yardımcı olunur. Ancak bu teze konu tasarımda gaz oksitleyici kullanılacağı için ihtiyaç duyulmamaktadır. Çelik bir boru profil şeklinde olacak gövdenin ön yanma odasına denk gelen kısımları grafit ile kaplanacaktır.

Ön yanma odası iki parçalı olarak düşünülebilir. Bunlardan ilk parça ana oksitleyici hattını yanma odasına birleştiren kısımdır. Üzerinde enjektör tablası bulunur. Bu parça, besleme hattının son flanşlı elemanına somunlar ile bağlanır. Enjektör tabakası gerektiğinde değiştirilebilen bir parçadır. Farklı enjeksiyon yöntemlerinin yanma kararlılığı ve verimi üzerinde etkili olduğu bilindiği için gerekirse farklı enjektörler tasarlanarak buraya yeniden yerleştirilebilir. Temelde eksenel ve radyal enjeksiyon uygulamalarının olduğu kabulünden yola çıkılarak bu tasarımda eksenel enjeksiyon uygulanacaktır.

Hibrit motorlarda basınç ölçümünü ön yanma odasında yapmak alışlagelmiş bir uygulamadır. Motorun geri kalanına kıyasla daha düşük sıcaklığa sahip olan bu bölgeye uygun bir basınç algılayıcısı yerleştirmek için ön yanma odası duvarı ve iç kaplamasında uygun ağız açılarak algılayıcı monte edilir. Dikkat edilmesi gereken husus ise ateşleme esnasında oluşacak yanma ürünlerinin direkt etkisinden korunmak için basınç algılayıcı en az doksan derece farklı bir konuma yerleştirilmelidir. Böylece yüksek sıcaklığa maruz kalmayacak ve çalışma ömrü uzayacaktır.

Ön yanma odası ile enjektör tabakası, enjektör tabakası ile de flanşlı besleme hattı girişine sızdırmazlık sağlanması için O-Ring contalar yerleştirilecektir. Bu contalardan kaynaklanan iki malzeme arası açıklık ihmal edilebilecek mertebededir.

5.3 Art Yanma Odası

Yanma odasının, lüle öncesi son elemanı art yanma odasıdır. Bu elemanın görevi, yakıt çekirdeği üzerinden ayrılarak gelen ama tamamen yanmamış olan yakıtın lüleye girmeden önce oksitleyici ile karışarak yanmasını sağlamak ve verimliliği arttırmaktır. Art yanma odası duvarlarının iç yüzeyi malzemeyi sıcak gazlardan korumak için grafit ile kaplanacaktır. Art yanma odası ayrıca yanma sonucu oluşan gazların süpersonik hızlara genişletileceği lüleye girdiği nihai kesimdir.

5.4 Silika-Fenolik Cidar Kaplama

Katı yakıt çekirdeğinin dış cidarı ile yanma odasının iç cidarı arasına termal bir bariyer konulması gerekir. Yanma esnasında alev sıcaklığı çeliğin erime sıcaklığından çok daha yüksek değerdedir. Yakıt yüzeyinden yukarıda, türbülanslı sınır tabakanın içinde gelişen bu alev tabakası her ne kadar zararsız da olsa, tasarım olumsuzluklara yer vermeyecek şekilde yapılmalıdır.

Bu kaplamanın iki temel görevi vardır. Birincisi katı yakıt çekirdeğini bir hazne gibi içinde barındırmak ve yanma odasına kolayca yerleştirmeyi sağlamaktır. İkincisi de kapladığı yanma odası iç cidarlarını sıcak gazlardan korumaktır. Böylece malzemenin kullanım ömrü uzayacaktır.

Kaplama için Nanokomp® NKP-1983 fenolik malzeme kullanılabilir. 3mm kalınlığındaki bu malzeme yakıt çekirdeği veya yakıt çekirdeğini temsil eden bir mandrel üzerine sarılarak şekillendirilir ve uygun işlemlerden geçirilerek kürlenir. Havacılık sektöründe çok sık kullanılan bu malzeme MIL-R-92299-C standartlarını (A ve B kategorilerinde) sağlamaktadır.

Burada dikkat edilmesi gereken husus ise yanmayı, yakıt çekirdeği tamamen tükenmeden sonlandırmaktır. Yakıt çekirdeği homojen bir şekilde gerilemeyebilir. Bu durumda bazı noktalarda yakıt tamamen tükenecek ve alev tabakası kaplamaya ulaşacaktır. Böylesi bir durumda fenolik kaplama bir süre sonra yanacak ve yanma odası cidarı yüksek sıcaklıkta gazlara maruz kalacaktır. Çeliğin erime sıcaklığından daha sıcak olan bu ortamda kısa sürede malzeme tahribatı yaşanabilir.

Ayrıca bu kaplama malzemesi ile yüksek sıcaklıklara maruz kalan roket lülesi de kaplanabilir. Böylece lüle deformasyonundan kaynaklanan verimsizliğin önüne

geçilir. Bütçe durumu elverdiği sürece yapının tamamının kompozit bileşenlerden imal edilmesi yoluna da gidilebilir.

5.5 Lüle

Yanma odasında gerçekleşen kimyasal reaksiyon sonrası açığa çıkan yüksek sıcaklıktaki gazlar, bir lüle içerisinde süpersonik hızlara genişletilerek dışarıya atılır.

İdeal lülelerde üç boyutlu akıştan kaynaklanan kayıplar yoktur. Açıklık oranı ve boğaz kesit alanı bilinen ideal bir lülenin uzunluğu Rao yöntemi ($\gamma=1.23$) ile şu şekilde bulunur:

$$\frac{L_{ni}}{D_{nt}} = 2.231 \cdot (AR - 1.8055)^{0.556} \quad (5.4)$$

Geometrik olarak iki kademeli parabolik bir yapıya sahip bu tasarımların imalatı daha zor ve daha maliyetlidir. Bu problemin üstesinden gelebilmek için yakınsak-ıraksak yapıda konik lüle kullanılacaktır. Bu lülenin ortalama koni açısını veren dekleme

$$\tan(\theta_c) = \frac{\sqrt{AR} - 1}{2} \frac{L_{ni}}{L_n} \frac{1}{2.231(AR - 1.8055)^{0.556}} \quad (5.5)$$

İfadesidir. İdeal olmayan lüle yapısı nedeniyle oluşacak kayıplar lülenin kısılmasına neden olacaktır. Bu katsayıyı veren değerler tablosu

Çizelge 5.1 Lüle verimi

L_n/L_{ni}	1	0.9	0.7	0.6	0.5	0.45	0.40
C_F/C_{Fi}	1	1	0.9975	0.9950	0.990	0.985	0.970

şeklindedir. Buradaki alt satır lüle verimliliğine karşılık gelen değeri temsil ederken üst satırda yer alan ifade ideal olmayan lüle uzunluğunun ideal lüle uzunluğuna oranıdır. Üç boyutlu konik bir lülenin verimi 0.985 olarak alınabilir.

Yanma odası çıkışına monte edilecek lülenin sızdırmazlık sağlayarak akışı hızlandırması ve itki yaratması istenir. Bunun için uygun montaj resimleri oluşturulmuştur

Lüle malzemesi olarak grafit kullanılacaktır. Yüksek sıcaklığa dayanımı ve kolay işlenebilirliği nedeniyle uygun bir malzemedir. Ayrıca monoblok bir gövde halinde işlenen grafit, düşük basınçlı kısa süreli yanmalarda etkilidir.

Lüle kısmına soğutma uygulanmayacağından zaman içinde lülenin deforme olması beklenmektedir. Lüle aşınmasını ifade eden denklem

$$\frac{AR_i}{AR_f} = \left[1 + \frac{2m+1}{m+1} a_n 2^{0.5} \left(\frac{C_d}{C_{theo} \eta_c} \right)^{m+0.5} \frac{P_{ci}^{m+0.5} t_b^{1.5} (1+TR)^{0.5} (1-TR^{m+1})}{M_p^{0.5} (1-TR)} \right]^{2/(2m+1)} \quad (5.6)$$

şeklinde. Buradaki mantık, lüle malzemesini katı yakıt olarak görmek ve yanma sonucu taşınan gazlardaki oksitleyicinin nüfuzu neticesinde yandığını kabul etmektir. Burada takat oranı olarak tanımlanan değer $TR = \dot{m}_{pf} / \dot{m}_{pi}$ yakıt akışındaki değişim oranıdır.

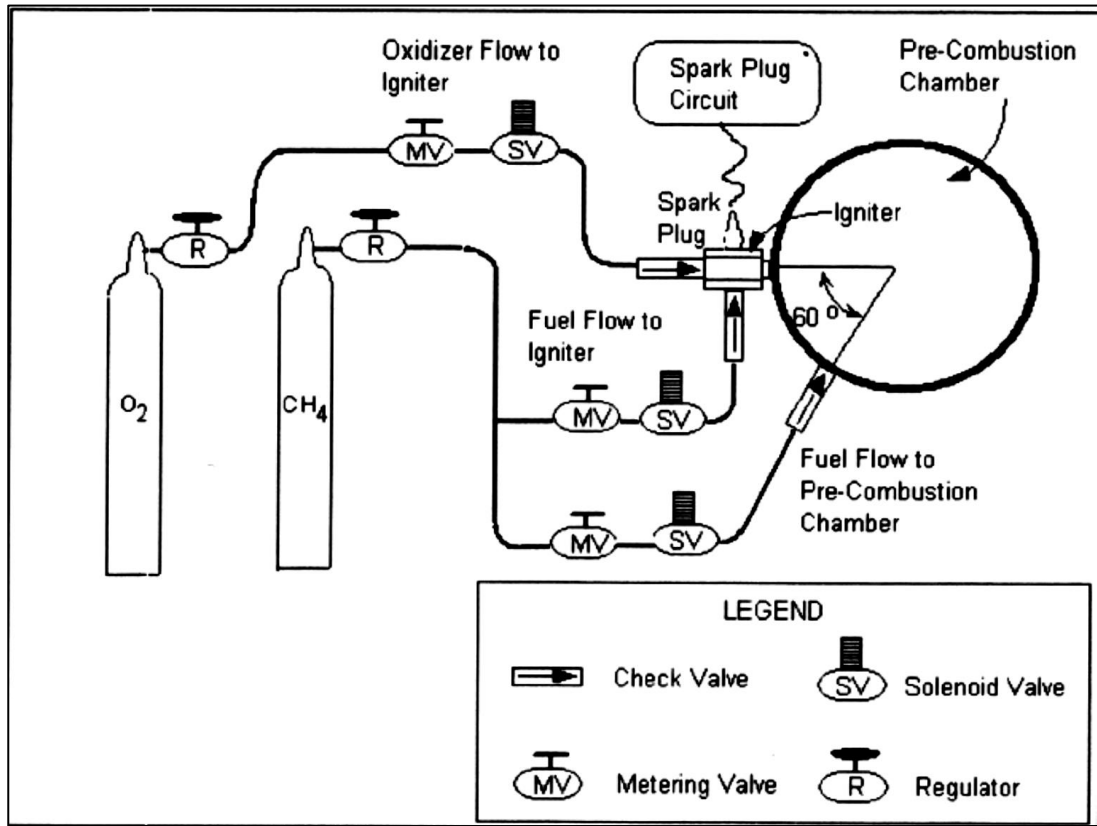
Yanma sonucu oluşan gazlardaki oksitleyici kimyasalların miktarı arttıkça lüle aşınma hızı da artacaktır. Artan aşınma neticesinde alan oranı küçülecek ve özgül impulsta azalmaya neden olacaktır. Bu durum da, motorun etkinliğinde kayıp yaratacaktır. Lülenin gaza maruz kalan cidarlarını silika fenolik ile kaplamak bu durumu ortadan kaldırabilir. Ayrıca yanma odası basıncını düşük tutmak, düşük karışım oranlarında çalışmak ve yanma sonucu oksitleyici içermeyecek yakıt kullanmak da düşünülebilir. Harici soğutma tertibatı kullanmak hibrit roketleri gündemde tutan kolaylıklarına gem vuracaktır. Bunun yerine film soğutma tercih edilebilir.

Tasarımda kullanılan lüle, aşınmaya maruz kalmadan uzun süreler kullanılamayacağından yedekli planlanmıştır.

5.6 Ateşleme Sistemi

Gaz-gaz ateşleme sistemi ön yanma odasına yerleştirilecektir. Motorun ateşlenmesi için gereken sıcaklık metan gazının oksijen ile yakılması ile elde edilecektir. Yanmayı başlatacak kıvılcım da ateşleme bujisi ile sağlanacaktır. Ön yanma odası cidarına açılan yuvalar ile yakıt zengin metan-oksijen karışımı üflenecek ve kısa süreli (0.5-1 s) ateşleme yapılacaktır. İstikrarlı ateşleme sağlanması durumunda yakıt çekirdeğinin ilk kısmı alev alacak ve üzerine verilen oksijen ile motor yanmaya başlayacaktır. Ateşlemenin istikrarlı sağlanamaması durumunda bir süre daha sistem metan ile beslenecek ve ateşleme süresi uzatılacaktır.

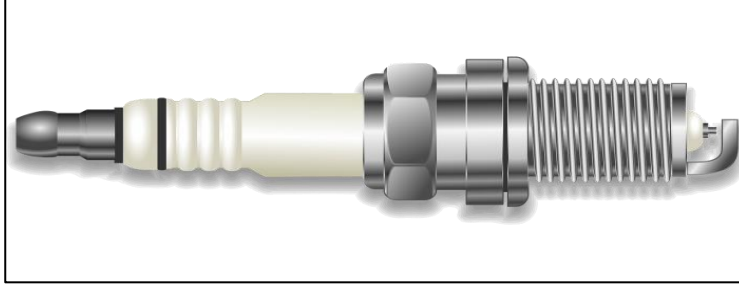
İki kademeli olan ateşlemenin ilk aşamasında harici ateşleme elemanları görev alırken yakıt malzemesinin yanmaya başlaması sonrasında reaksiyon kendini idame edecektir. Ateşleme sistemini daha etkin kılmak için üzerinde çalışabilecek parametreler; ateşleme oksitleyici kütleli debisi, ateşleme yakıtı kütleli debisi, yakıt-oksitleyici akışı zamanlaması ve ateşleme bujisi çalışma süresidir.



Şekil 5.1 Gaz-Gaz Ateşleme Sistemi Örneği (Grosse, 1997)

5.6.1 Buji

Buji, içten yanmalı motorlarda yakıt-hava karışımını ateşleyen makina parçasıdır. Bujiler yüksek gerilimli elektriği iki elektrot arasından atlatarak kıvılcım oluştururlar. Bu kıvılcımın anlık sıcaklığı yakıt hava karışımının tutuşma sıcaklığından fazladır. Böylece kıvılcım noktasından başlayarak alevlenme gerçekleşir. Bujiler birçok çeşitte ve değişik tip motorlarda kullanılmak üzere farklı boyut ve özelliklerde üretilir. Şekil 5.2'de tipik bir tırnaklı ateşleme bujisi görülmektedir.

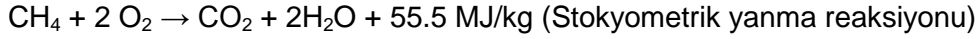


Şekil 5.2 Ateşleme Bujisi

5.6.2 Metan

Ateşleme sisteminde alev oluşması ve yakıt çekirdeğini tutuşturacak sıcaklığa çıkmak için yakıt olarak metan gazı kullanılacaktır. Düşük basınçlı tanktan ateşleme sistemi girişine taşınacak olan metan, oksijen ile oksitlenecek ve bujinin oluşturacağı kıvılcım ile alevlendirilecektir.

Kimyasal formülü CH_4 olan metan, normal şartlar altında gaz halinde bulunur ve kokusuzdur. Gündelik hayatımızda kullandığımız doğal gazın bir bileşiği olup önemli bir yakıttır. Oksijen varlığında bir mol metanın yanmasıyla bir mol karbondioksit ve iki mol su ve 55.5 MJ/kg ısı açığa çıkar.



5.7 Sızdırmazlık Elemanları

Sızdırmazlık elemanlarının temel işlevi çalışma basıncı şartlarındaa yanma odasında üretilen sıcak gazların lüle harici bir yerden çıkışını engellemektir. Oksijen kullanılan bu uygulamada yüksek sıcaklığa dayanımı ve kimyasal karakteristiği nedeniyle Viton contalar kullanılacaktır. Sızdırmazlığı temin ederken dikkat edilmesi gereken başlıca hususlar şunlardır:

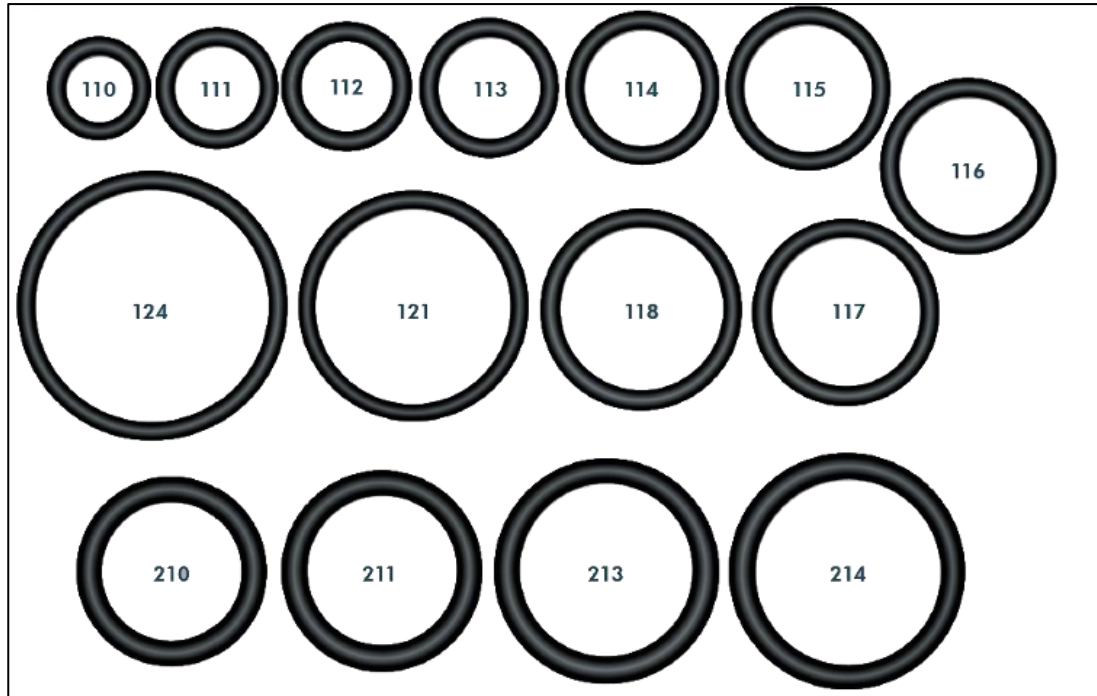
1) *Yapısal esneme*: İki parçanın birleşme noktasına yerleştirilen contalar yüzeyler ile tamamen temas halinde olmalıdır. Çalışma basıncı altında parçalarda meydana gelecek esnek davranış neticesinde conta yanakları herhangi bir parçadan ayrılırsa o bölgeden sızıntı başlayacaktır. Tasarımda hesaplanan çalışma basıncı görece düşük olduğu için malzemelerin bu davranışı sergilememesi ön görülmektedir.

2) *Conta deformasyonu*: Contalarda kullanılan mazlemenin mekanik özellikleri göz önüne alındığında yüksek basınç ve sıcaklıkta zaman içinde yorulma davranışı sergilediği bilinmektedir. Bu durumda conta malzemesi sünek bir davranış

göstererek oturulduğu yuvadan dışarı çıkabilir. Bu durumu önlemek için her ateşleme öncesi conta yuvaları kontrol edilecek, gerekli hallerde de contalar değiştirilerek tedbir alınacaktır.

3) *Sıcaklık*: Contaların yerleştirildiği bölgeler sıcak gazlardan uzak olmakla birlikte malzeme iç cidarları grafit ile kaplıdır. Kısa yanma sürelerinde contanın ısınarak malzeme limiti dışına çıkması beklenmemektedir. Alt çalışma limiti olan sıcaklıklar ise ülkemiz meteorolojik limitleri dışındadır.

4) *Yuva*: Contaların yerleştirileceği yuvalar, hareketi engellemek için 15°'lik kanallar şeklinde planlanmıştır.



Şekil 5.3 O-Ring

5.8 Oksitleyici Besleme Sistemi

Hibrit roket motoru oksitleyici besleme sisteminin temel işlevi, tanklarda depolanan oksitleyiciyi yanma odasına taşımaktır. Bu teze konu motorda kullanılacak oksitleyici gaz oksijendir. Ayrıca bu motorun ilk ateşlenmesi için ihtiyaç duyulan oksijen de bu sistem ile sağlanacaktır.

Motora dair parametrelerin belirlenmesi ve balistik hesaplamaların sağlıklı olarak yapılması için oksitleyicinin istenen debide ve basınçta olması gerekmektedir.

Motorun kontrollü çalışmasını sağlamak adına akış kontrol donanımları, ölçüm cihazları ve muhtelif bileşenleri bulunmaktadır.

Oksijen gazının yüksek korozyon etkisi ve reaktif yapısı nedeniyle, tesisatta kullanılacak tüm bileşenlerin oksijen uyumlu olması ve kullanımdan önce uygun temizlik işlemlerinden geçirilmesi gerekmektedir. Yüksek basınçlı akış hattında problemle karşılaşmamak adına geri akışı engelleyecek çekvalfler, debiyi sabit bir değerde tutacak orifis, vanaların otomatik kontrolünü sağlayacak selenoidler kullanılacaktır.

İlk ateşleme esnasında ihtiyaç duyulacak yakıtın (mutfak tüpü) ön yanma odasına taşınmasını sağlayacak ayrı bir hat kurulacaktır. Bu hat sayesinde yakıt çekirdeğinin tutuşması için gereken sıcaklık sağlanacak ve yakıtın yanmaya başlaması ile ateşleme düzeneği görevini bitirecektir. İlk ateşleme için anlık kıvılcım da elektrikli buji ile sağlanacaktır.

5.8.1 Ana oksitleyici sistemi

Tanklarda depolanan gaz oksijeni yanma için motora taşıyacak olan sistemdir. Üzerinde regülatör, manuel valf, selenoid valf, sıcaklık ve basınç ölçüm cihazları ve orifis bulunacaktır. Orifisin görevi, besleme hattını motordan sanki bağımsız gibi çalıştırmaktır. Süpersonik hıza ivmelenen oksijen akışı, akım altı basınç değişikliklerinden etkilenmeyerek daimi rejimde istenen debiyi sağlayacaktır.

Ayrıca hat boyunca taşınacak oksijen debisi çok büyük olmadığından viskoz kayıplardan mümkün olduğunca kaçınmak için 3/8" ve 1/2" çaplı borular kullanılacaktır. Besleme hattının basıncı enjektör giriş noktası basıncına göre ayarlanacaktır. Yanma kararsızlıklarını azaltmak için de enjektör giriş basıncı yanma basıncından daha büyük seçilmelidir. Bu kurguya uygun olarak enjektör giriş basıncı yanma basıncının 1.2 katı seçilebilir.

Oksijen gazını bir boğaza daraltıp yüksek hızlara ivmelendirmek için gereken giriş basıncı, çıkış basıncının yaklaşık 2 katı seçilebilir. Böylece orifis girişindeki gaz basıncı, yanma odası basıncının yaklaşık 2.4 katı kadar olacaktır. Tanklara doğru gerileyen hatta, komponent kayıpları da dahil edilerek yüksek basınç değerlerine çıkılacaktır.

İzentropik akış kabulünden yola çıkarak orifis akışındaki kütleli debiyi veren denklem

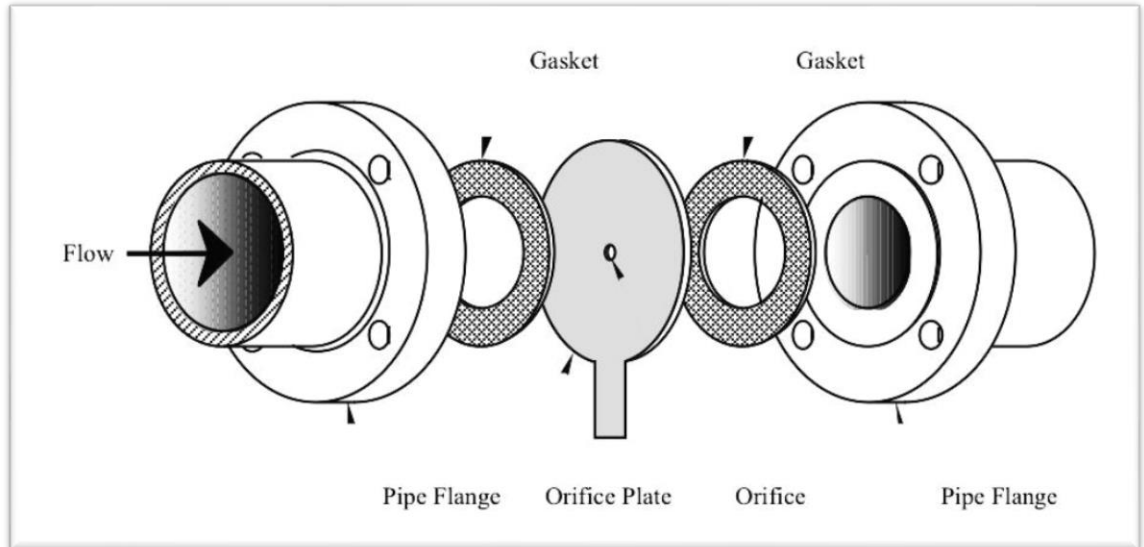
$$\dot{m} = Ap_0 \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (5.7)$$

şeklinde elde edilir. Buradaki sıcaklık ve basınç değerleri durma noktası değerleridir. Pratik uygulamada kullanılan orifisin fiziksel özelliğinden kaynaklanan düzeltme katsayısı da denkleme ilave edilerek

$$\dot{m} = CAp_0 \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (5.8)$$

şeklinde düzenlenir. C değeri orifis tedarikçisinin deneysel yöntemlerle belirlediği değer olup katalog bilgisi şeklinde sunulur. Debinin sayısal karşılığını net olarak belirleyebilmek adına orifis üst akım bölgesinden anlık sıcaklık ve basınç bilgileri okunmalı ve teorik değer hesaplanmalıdır.

Bunun yanı sıra istenen orifis genişliği, metalik bir tıpayı hatta monte ederek istenen boyutta bir delik açılarak da sağlanabilir.

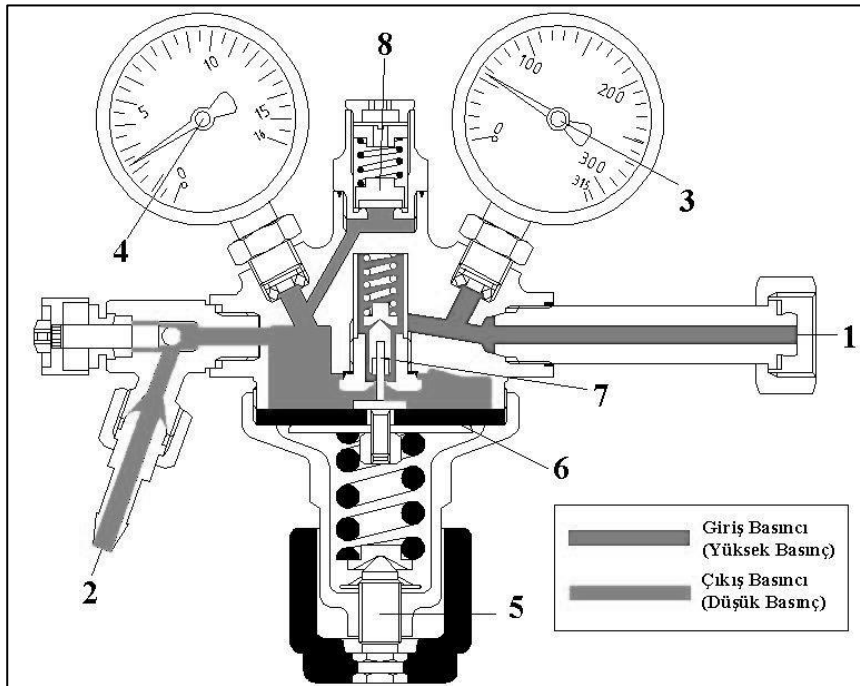


Şekil 5.4 Sonik Orifis Örneği (Paddle Type Orifice Plate, 2015)

Oksijen tankı çıkışına yerleştirilecek olan bir yüksek basınç regülatörü, ihtiyaç duyulan oksijeni hesaplanan değere regüle ederek servis eder. Hattın geri kalanında, akış esnasında bir bozuntu meydana gelmediği sürece nihai basınç

değerine ulaşmak için ayarlanması gereken tek değer regülatörün çıkış basıncı olacaktır.

Ateşleme için gereken metan gazının düşük basınçta ateşleme sistemine aktarılması için düşük basınç regülatörü tercih edilebilir. Hat boyunca akışı kontrol etmek için selenoid valfler kullanılacaktır. Normalde kapalı valfler, çalışma gerilimi ile aktifleştirilince hattı açacak ve gazların motora akmasını sağlayacaktır. Akışı durdurmak için valflere giden enerji kesilecek ve hat kapatılacaktır. Yanmanın sona ermesi için ayrıca bir üfleme yapılmayacaktır.



Şekil 5.5 Regülatör

5.9 Enjektör

Roket motoru enjektörünün temel görevi gaz haldeki oksijeni (hibrit motorlardaki kullanımı göz önüne alınarak) motordaki yakıt çekirdeği üzerine püskürtmektir. Enjektörden geçen akışkanda basınç azalması meydana gelecektir. Aradaki basınç farkı nedeniyle meydana gelen kuvvetler, enjektör tablası tarafından karşılanmalıdır. Yanma odası basınç dalgalanmalarını enjektör girişine yansıtmamak için yüksek basınç düşüşü uygun bir arayüz oluşturacaktır.

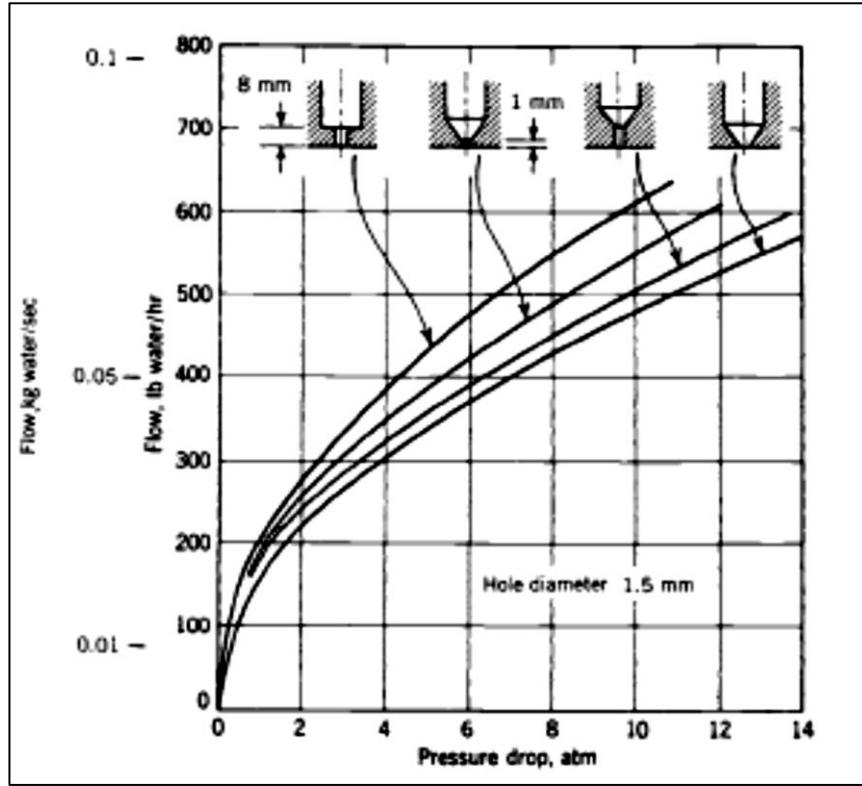
Düşük debili bir akış olacağı göz önüne alınırsa bu motorda eksenel akışlı enjektör kullanmak uygun olacaktır. Bu enjektör levha üzerine açılacak orifisler ile imal edilecektir.

Enjektör içi akış, hidrolik orifisten geçen sıkıştırılamaz akış olarak kabul edilirse

$$Q = C_d A \sqrt{2\Delta p / \rho} \quad (5.9)$$

$$\dot{m} = Q\rho = C_d A \sqrt{2\rho\Delta p} \quad (5.10)$$

olarak yazılabilir. Buradaki Q hacimsel debi, C_d boyutsuz deşarj katsayısı, ρ akışkanın yoğunluğu, A enjektör orifisi kesit alanı ve Δp basınç düşüş değeridir. Sık kullanılan dört farklı enjektör ağzına ait basınç kayıpları aşağıdaki grafikte (su için) gösterilmektedir.





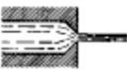


Şekil 5.6 Enjektör Basınç Düşüşü (Sutton & Biblarz, 2001)

Enjektörler, motorda kullanılmadan önce yakıtla aynı fiziksel özellikleri taşıyan akışkanlarla teste tabi tutulurlar. Böylece teorik performanslarına karşılık gerçek değerleri belirlenir. Enjektör çıkış hızı

$$v = Q/A = C_d \sqrt{2\Delta p / \rho} \quad (5.11)$$

denklemleri ile hesaplanır. Deşarj katsayısı deneysel olarak hesaplanan bir değer olmakla birlikte aşağıdaki tablodan yola çıkarak bir benzetim yapılabilir.

Orifice Type	Diagram	Diameter (mm)	Discharge Coefficient
Sharp-edged orifice		Above 2.5 Below 2.5	0.61 0.65 approx.
Short-tube with rounded entrance $L/D > 3.0$		1.00 1.57 1.00 (with $L/D \sim 1.0$)	0.88 0.90 0.70
Short tube with conical entrance		0.50 1.00 1.57 2.54 3.18	0.7 0.82 0.76 0.84-0.80 0.84-0.78
Short tube with spiral effect		1.0-6.4	0.2-0.55
Sharp-edged cone		1.00 1.57	0.70-0.69 0.72

Şekil 5.7 Enjektör Çıkış Katsayısı (Sutton & Biblarz, 2001)

Hibrit roket motorlarının avantajlarından olan tek akışkan ile çalışmak, karmaşık enjektör tasarımı yükünü ortadan kaldıracaktır. Ayrıca bir diğer kolaylık da akışkanın sıvı değil gaz olmasıdır. Sıvı püskürten enjektörler yanma kararlılığı sağlamak için yüksek derecede atomizasyon yaratmalıdır. Aksi halde yanma odasına damlacık boyutunda girecek olan oksitleyici problem yaratacaktır. Sıvı oksitleyici kullanan motorların boyutları büyüdükçe enjektör kaynaklı problemler de artacaktır.

Mevcut çalışmada ağırlık ve hacim gibi kısıtlayıcı parametreler olmadığı için oksitleyici olarak gaz oksijen tercih edilmiştir. Atomizasyon ve vaporizasyon gibi işlemlerin ortadan kalkması ile tasarım kolaylaşacaktır. Enjektör verimliliği için basınç farkı yanma odası basıncının %20'si olarak kabul edilecektir.

Levhaya açılacak enjektör deliği çapının belirlemek için Bazarov tarafından geliştirilen teknik kullanılacaktır. Bu teknikte akışın subsonik ve sıkıştırılmaz olduğu kabul edilmiştir.

Akışa ait kütleli debiyi veren ifade

$$\dot{m} = \mu \rho_2 u_2 A_2 \quad (5.12)$$

denklemi şeklinde ifade edilebilir. Bu denklemdeki A_2 değeri enjektör çıkış alanını, ρ_2 ve u_2 değerleri de enjektör çıkışı yoğunlu ve hız değerlerini ifade etmektedir. μ

değeri de akış katsayısı olarak ifade edilir. Akış katsayısı kavramı gerçek akışın ideal akışa oranı olarak kabul edilir. Sıkıştırılmaz akış için bu değer

$$\mu = \frac{1}{1 + \mathfrak{E}_i} \quad (5.13)$$

Şeklinde yazılabilir. Buradaki \mathfrak{E}_i değeri enjektör için hidrolik kayıp katsayısını temsil etmektedir. Bu değer şu denklem ile hesaplanır:

$$\mathfrak{E}_i = \mathfrak{E}_{in} \left(1 - \frac{d_i^2}{d_l^2} \right) + \lambda \frac{l_i}{d_i} \quad (5.14)$$

Buradaki d_i değeri enjektör delik çapını, d_l enjektör deliği üst akım bölgesi akış çapını, l_i enjektör delik uzunluğunu temsil etmektedir. λ değeri de enjektör geçişindeki sürüklenme katsayısını vermektedir. Türbülanslı rejimdeki pürüzsüz boru içi akışlarda bu değer Re sayısının bir fonksiyonu olarak yazılabilir.

$$\lambda = 0.3164 Re^{-0.25} \quad (5.15)$$

Denklem içerisinde yer alan \mathfrak{E}_{in} değeri de enjektör girişi geometrisi ve yakınsama açısına bağlı bir parametre olan kayıp katsayısıdır. Ticari piyasada hazır sunulan enjektör ürünleri için bu değer 0.25 civarındadır. Çalışmada kolaylık sağlaması açısından bu değer 0.25 olarak kabul edilecektir. Enjektör deliği boyunca izentropik akış kabulünden yola çıkarak çıkıştaki gaz yoğunluğu

$$\rho_2 = \rho_{01} \left(\frac{p_2}{p_{01}} \right)^{1/\gamma} \quad (5.16)$$

ve ideal çıkış hızı

$$u_2 = \sqrt{2 \frac{\gamma}{\gamma - 1} R T_{01} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (5.17)$$

denklemlerinden elde edilir. Toplam basınç ifadesi yanma odası basıncı ve enjektör basınç kaybının toplamlarıdır. Toplam sıcaklık değeri de enjektör üst akım bölgesindeki akışkanın toplam sıcaklığıdır.

Verilen bir enjektör giriş basıncına karşılık en yüksek teorik çıkış hızı, yanma basıncı değerinin vakum şartlarında olması ile gerçekleşir. Bu durumda hız katsayısı

$$\lambda_2 = \frac{u_2}{u_{th}} = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (5.18)$$

şeklinde yazılabilir. Bu durumda kütleli debi ifadesi

$$\dot{m}_i = \mu \frac{(p_c + \Delta p_i) A_n}{c^*} q(\lambda_2) \quad (5.19)$$

şeklinde yazılır. Buradaki karakteristik hız ifadesi

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma R T_{01}}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (5.20)$$

elde edilir. Bu denklemlerden yola çıkarak gaz dinamik fonksiyonu

$$q(\lambda_2) = \lambda_2 \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda_2^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (5.21)$$

halini alır.

Enjektör içerisindeki deliğin çapını belirleyebilmek için iteratif bir işlem yapılması gerekmektedir. Bu işlem serisine başlamak için üst akım bölgesine ait dinamik viskozite, hedeflenen kütleli debi, enjektör giriş karakteristikleri, enjektör uzunluğu, enjektör basınç düşüşü ve yanma odası basıncı gibi değerler belirlenmelidir. Bu değerlerden sonra aşağıdaki işlem basamaklarına uygun olarak çözüm yapılır:

1. μ değeri için bir başlangıç değeri kabul edilir.
2. p_{01} ve λ_2 değerleri hesaplanır.
3. $q(\lambda_2)$ değeri hesaplanır.
4. c^* değeri hesaplanır.
5. Mevcut iterasyon adımı için orifis çapı ve enjektör kesit alanı hesaplanır.

6. Bu değerdan yola çıkılarak başlangıçta kabulü yapılan μ değeri tekrar hesaplanır.

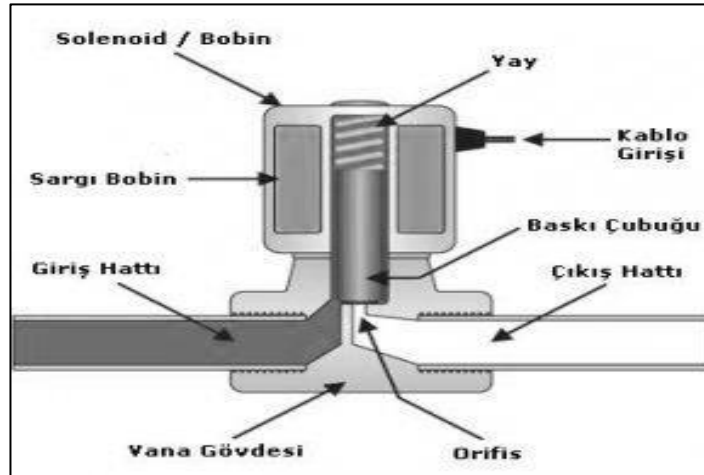
7. d_i değeri yakınsayana kadar 3-6 arası işlemler tekrar edilir.

Bu iterasyon koşturulduğu zaman 2.97 mm çapı elde edilmiştir. Ancak üretimin daha kolay olması için çap 3mm olarak planlanabilir. Ayrıca yanma odası ile ana oksitleyici hattını yanma kararsızlıklarından kaynaklanan basınç salınımından korumak için enjektör üst akım bölgesine sonik orifis yerleştirilecektir.

5.10 Selenoid Valf (Vana)

Selenoid vanalar sıvı ve gaz akışını kontrol eden elektromekanik vanalardır. Akışı açmak veya kesmek için kullanılan bu mekanizmaların içerisinde üzerinde uygulanan gerilim ile tetiklenen bir düzenek vardır. Bu düzenek üzerinde akım verilince bobin indüklenir ve baskı çubuğunu çekerek akış hattını açar. Hattın açılması, kapanmasına nazaran daha kısa sürede gerçekleşir. Açılma esnasında beklemede olan basınçlı akışkan baskı çubuğunun itilmesine yardımcı olur.

Teze konu tasarımda kullanılacak olan selenoid vanalar basit direkt çekmeli normalde kapalı (NC [normally closed] / NK) selenoid vanalardır. Şematik gösterimi aşağıdaki gibidir.



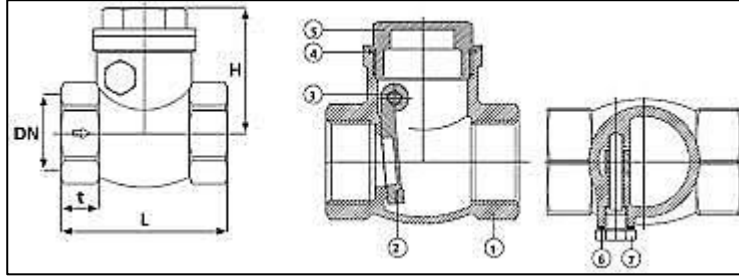
Şekil 5.8 Selenoid Valf

5.11 Çekvalf

Çekvalf, çek vana veya tek yönlü valf, normalde sıvı veya gaz gibi akışkanların tek yönlü geçişine izin veren mekaniksel bir kontrol valfidir. Bazı yerlerde gaz akışkanı

için de kullanılır. İşletme emniyeti yüksektir ve duruma göre komplike armatrlerin yerine geçebilirler.

ekvalflerin çalışan parçası menteşeli bir diskdir. Bu disk, tek yönde menteşe pimi üzerinde serbestçe hareket edebilir. Otomatik olarak akışkan hareketi ile çalışır. Akışkan bir yönde akarken, disk açılarak geçişe müsaade eder. Ters yönde akış halinde ise disk kapanır. Böylece ekvalfin takıldığı hat üzerinde akış tek yönlü olur.

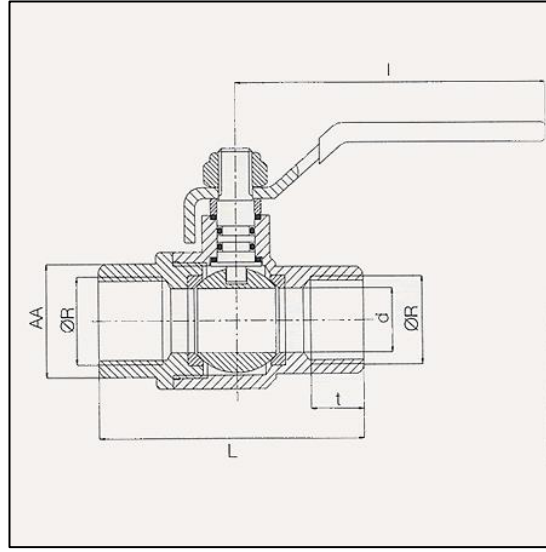


şekil 5.9 ekvalf

5.12 Küresel Vana

Küresel vanalar; bir milin ucuna yerleştirilmiş ortasında bir veya birden fazla delik olan, çoğunlukla elastomer (İhtiyaca göre metal de olabilir) iki conta arasında dengelenmiş bir kürenin, akışkan geçiş ekseninde 90° döndürülmesi ve deliğin (deliklerin) geçişe açık veya kapalı konuma getirilmesi ile akışkan geçişini kesip, açarak görevlerini yerine getirirler. Tam açık veya tam kapalı olarak çalışmaları tercih edilir. Hassas akış kontrolü için uygun değillerdir.

Akışkanın serbest, rahat geçişini sağlarlar. Armatr akış direncinin en düşük olduğu vana tiplerindendir. Kullanımları hızlı ve kolaydır. İstenirse aktüatörler ile de kullanılabilirler. Gaz akışkanlar için de uygundurlar. Özellikle elastomer contaların kullanılması ile "0 kaçak" sağlanabilmektedir. Vananın her iki yönünden de akış mümkündür. Tasarıma konu tesisatta gaz akışkan olarak oksijen kullanılacağı için gövde malzemesi paslanmaz elik veya pirinç-bronz alaşımlarından tercih edilecektir.



Şekil 5.10 Küresel Vana

5.13 Çelik Boru

Tesisatın tamamında paslanmaz çelik boruların kullanılması hedeflenmektedir. Bu seçime temel oluşturan en önemli etmen ise yüksek korozyon bir akışkan olan oksijen ile çalışılmasıdır. Her ne kadar oksijen ile uyumlu fleksi borular olsa da anma basıncının yüksek olması, mukavemet zarfına uyum sağlaması için çelik boruları birinci aktör olarak karşımıza çıkarır.

Boru seçiminde kesin parametreler olmamakla birlikte boru çapı, et kalınlığı, birleşme yeri verimlilik faktörü, dikişli olup olmaması gibi kıstaslar incelenebilir. Ayrıca seçilecek çelik borunun, imalatçısı tarafında TSE veya CE belgeleri sunulmalıdır. Muhtelif aparatlarla bu borular bükülüp istenen şekil verilebilmektedir.

Çelik boruların yanı sıra bu boruların bağlantı elemanları ile uyumu, birleşme yöntemi ve piyasada bulunurluğu gibi unsurlar sürecin devamında ihtiyaç duyulacak lojistik gereksinimlerde etkili olacaktır.



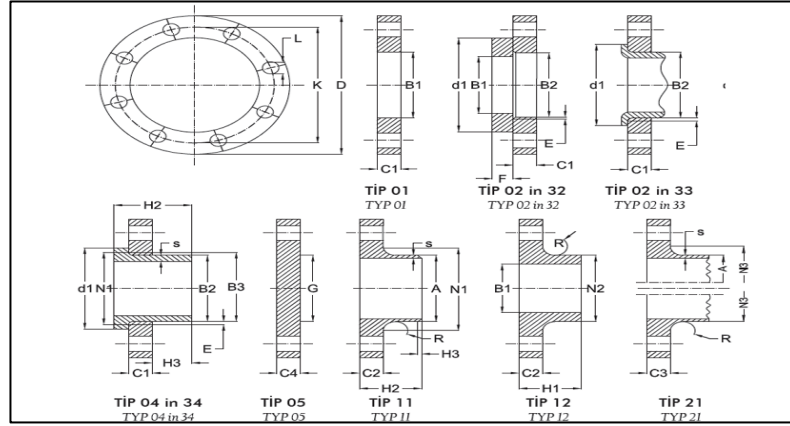
Şekil 5.11 Çelik Boru Örneği

5.14 Flanş

Flanş, iki makine veya tesisat elemanının sızdırmaz şekilde birleştirilmesine yarayan genelde standart olarak üretilen bir konstrüksiyon elemanıdır. Kullanım yerine göre demir, bakır, pirinç gibi farklı malzemelerden imal edilebilir. Flanşlar, basınç ve boyutlarına (çap) göre sınıflandırılır. Çoğu flanş dairesel bir yapıya sahip olup, iki dairenin civatalarla birbirine bağlanmasıyla oluşturulur. Basınç sınıfına göre flanşın birbirine bağlantısını sağlayan civata deliklerinin sayısı değişebilir.

Flanşlardaki en büyük problemlerin başında sızdırmazlığın istenilen oranda sağlanamaması gelir. Bunun başlıca sebebi de flanşları bağlantı elemanları ve sızdırmazlık elemanı ile bir bütün olarak görmemektir. Bu yanlış tespit hatalı montaj tekniğiyle birleştiğinde, flanşların sızdırmazlık problemleri kaçınılmaz olur. Flanşların montajında mümkün olduğu kadar paralel ve aynı anda dönme momenti (tork) ve montajdaki civatalama yükünün bütün civatalara eşit olarak verilmesine dikkat etmek gerekmektedir.

Esas olan bu özelliklere dikkat edildikten sonra montajda aktarılan civatalama ön yükünün, montaj sonrasında da (flanş çalışmaya başladığında) kalıcılığının sağlanabilmesidir. Çünkü flanş çalıştırıldığı zaman, flanş bağlantılarındaki civatalama ön yükünün, flanşın içinden geçen basınçtan büyük olması ve aynı zamanda civatalara aktarılan civatalama ön yükünün devamlılığının sağlanmış olması gerekir; aksi takdirde flanşın sızdırmazlığı sağlanamaz. Bunun dışında kullanılan yöntemlerde flanş yüzeylerinde sonradan düzeltilmesi gereken hasarlar oluşturabilir. Bu hasarları azaltmak ve sızdırmazlığı sağlamak için civataların dönme momenti kontrollü sıkılması gerekir.



Şekil 5.12 Flanş Tipleri

5.15 Oksijen Tüpü

Deneylerde kullanılacak olan gaz oksijen ticari piyasada hazır olarak satılan dolu tüplerde muhafaza edilmektedir. İlk alımından sonra, tüp içerisindeki oksijen tükendikçe dolum yapılacaktır. Son derece korozif olan oksijen ile çalışırken dikkat edilmesi gereken hususlar şunlardır:

- 1) Oksijen tüpü, vanaları, regülatör, ventilleri, borusu, kelepçeleri gibi oksijen ile temasta bulunan hiçbir yüzeyde yağ, kir, pas, kazıntı gibi problemler olmamalıdır.
- 2) Ateşlenebilir maddeler, özellikle yağlar ve yakıtlar oksijenden uzak tutulmalıdır.
- 3) Tüpün kendi donanımında yer alan ventiller, ana vana ve diğer bileşenler yetkisiz personel tarafından kullanılmamalı ve uygun olmayan takım avadanlık ile müdahale edilmemelidir.
- 4) Tüpler kullanılırken, nakledilirken ve depolanırken darbeye maruz bırakılmamalıdır.
- 5) Tüp üzerine cidarına zarar verecek şekilde etiketleme yapılmamalı, yazı yazılmamalıdır. Şüphe uyandıran bir durumda tüp emniyet altına alınmalı ve tedarikçisine bilgi verilmelidir.
- 6) Dolu tüpler yüksek sıcaklık değişimine, elektrik akımına, radyasyona, direkt güneş ışığına maruz bırakılmamalıdır. Tüpün dolu olup olmadığını anlamak için sallama, çalkalama, üzerine vurma gibi işlemler yapılmamalı, tartı kontrolü ile doluluğu kontrol edilmelidir.

- 7) Oksijen tüpleri daima dik kullanılmalı ve dik depolanmalıdır. Yatık veya eğimli yerleştirilmiş tüpler ile çalışmaktan kaçınılmalıdır.
- 8) Kullanılmadığı zamanlar tüm vanalar kapatılmalı, hat içerisindeki basınç boşaltılmalıdır.
- 9) Kullanıcıların kolaylıkla göreceği yerlere kullanma talimatı asılarak bilinçlendirme yapılmalıdır.

5.15.1 Oksijen temizleme prosedürü

Oksijen zengin ortamlarda kullanılacak olan malzemelerin uygun yöntem ve malzemelerle temizlenmesi ASTM G93-03 (2011) dökümanına göre yapılmalıdır. Oksijen sistemlerinin uygun temizlik işlemlerine tabi tutulmadan kullanılması beraberinde riskleri de doğuracaktır. Kontamine ortama oksijen beslenmesi, beraberinde çapaklanmalardan kaynaklanan kıvılcımlanma, ateş alma, infilak gibi sorunları doğurabilir. Mutlak temizlik gerçekleştirmek beraberinde buna uygun ortam, donanım, ehil personel gibi maliyet unsurlarını da beraberinde doğuracağından ürün faaliyetini sağlamayı tehdit etmeyen temizlik seviyesi kurum imkanları ile mümkün kılınabilir. Kontaminasyondan arındırma yöntemleri her malzemenin imalatı, fiziksel özellikleri, kofigürasyonu ve kullanım amacına göre farklılık göstermektedir.

6. VERİ TOPLAMA

Tasarlanan roket düzeneği ile yapılacak çalışmalarda basınç ve sıcaklık değerleri okunup işlenmek üzere kaydedilecektir. Buna ilaveten istenirse ivmelenme ve yapısal titreşim gibi değerler de uygun ölçü aletleri ile okunarak veri tabanına işlenebilir. Bu bölümde basınç ve sıcaklık ölçüm elemanları anlatılacaktır.

6.1 Basınç Ölçümü

Üzerine uygulanan basınç değerine karşılık bir sinyal üreten basınç transdüserleri ile dijital basınç ölçümü yapılacaktır. Hat boyu ölçüm yapılacak yerler, ana oksitleyici hattı girişi, sonik orifis, ön yanma odası ve arka yanma odasıdır. Bu ölçüm noktaları asgari noktalar olup diğer noktalardan da ölçüm almak mümkündür. Ölçüm elemanları olarak ticari piyasada hazır ürün olarak kullanıma sunulan aparatlar tercih edilmiştir. Basınç ölçüm noktasına ilave edilecek bir bağlantı arayüzü ile montaj gerçekleştirilecek; aparatın ürettiği sinyaller bir okuyucuda anlamlandırılarak yorumlanacaktır. Aşağıdaki resimde basınç transdüseri görülmektedir.



Şekil 6.1 Basınç Transdüseri

6.2 Sıcaklık Ölçümü

Sıcaklık transmitter cihazları ölçüm yaptıkları sıcaklık değerini bir fonksiyona bağlı olarak elektrik sinyaline çeviren ve daha önceden kütüphanesine yüklenmiş fonksiyon ile kıyaslayarak karşılığı değeri sıcaklık olarak okuyan cihazlardır.

Tasarıma konu hibrit roket motoru düzeneğinde sonik orifiste boğulmuş akış şartlarının varlığını kontrol altında tutmak için anlık sıcaklık ölçümü yapılacaktır. Yanma odalarındaki sıcaklık değeri çok yüksek olacağından ölçüm cihazı malzeme limitleri ötesine çıkabilir. Bu nedenle yanmaya konu bölgelerde sıcaklık ölçümü yapılmayacaktır. Aşağıdaki resimde sıcaklık transmitteri görülmektedir.



Şekil 6.2 Sıcaklık Transmitteri

7. SONUÇ ve ÖNERİLER

Hibrit yakıtlı roket motoru test/ateşleme düzeneği kapsamında aksenal akışlı, tek portlu, PMMA-gaz oksijen ile çalışan bir hibrit roket motoru motor bloğunun detay tasarımı, test düzeneğinin ise tasarıma yönelik tanımı yapılmıştır. 500 psi yanma odası basıncında, 50 g/s oksitleyici debisi ile çalışacak bu motor 158 N itki üretecektir. Bu düzenek ve kazandırılmasına ihtiyaç duyulan bir test standı ile farklı deneyler gerçekleştirilebilir.

Tez çalışması süresince maddi kaynak tedariği gerçekleştirilemediği için nihai ürün formunda üretim yapılamamıştır. Ayrıca üretim süreci beraberinde tasarımda anlık müdahale gerektiren belirsizlikler doğuracağı için iteratif tasarım içeren akış elemanları konfigürasyonları, ateşleme sistemi detay tasarımı, veri toplama elemanları ve yazılımı konuları kapsam dışında tutulmuştur. Uygun çalışma takvimi ve maddi kaynak tesisi sonrası bir akademik dönem içerisinde bu konular da planlanarak hayata geçirilebilir.

Yakıt çekirdeği olarak PMMA kullanılmıştır. Silindirik çubuklar şeklinde hazır alımı yapılabilen bu malzeme kolay erişilebilir olmasına rağmen yakıt çekirdeği olarak çok verimli bir ürün değildir. Piyasada bulunan diğer termoplastikler, yakıt çekirdeği olarak kullanılmak üzere kürlenmiş kimyasallar da bu düzende kullanılabilir.

Oksitleyici akış kontrol elemanları olarak muhtelif tesisat malzemelerinin kullanımı önerilmiştir. Bunlar içinde en önemli olanları enjektör, orifis ve vanalardır. Enjektör ve orifis ikilisi istenen basınç ve debide oksitleyici servisi için detaylı planlanmalıdır.

Donanımın diğer bileşenleri tamamen tasarımcının inisiyatifine kalmış olup zaman ve bütçe gibi kısıtlarla şekillenecektir. Kullanılması hedeflenen konvansiyonel malzemeler ile bu tesisatın kurulumu, fon bulunması durumunda, kısa sürede gerçekleştirilebilir.

Her biri farklı disiplinlerden olmak üzere bu motor düzeneğine ait veri toplama ve kaydetme, akış kontrol, yanma kimyası gibi farklı alanlarda yapılacak bir işbirliği ile akademik yayınlar çıkarılması mümkündür.

Hava harbiyelilere roket itkisi bilgisi kazandırmak için hibrit roket motoru demosu olma özelliğini taşıyan bir düzenek 113M395 numaralı TUBİTAK projesi kurum payından fonlanarak üretilmiştir. Bu düzenek en temel seviyede hibrit yanma ve hibrit motor konusunda bir başlangıç olarak kabul edilebilir. Yapılan deneylerde roket motoru çalışma sistemi en sade ve görülür haliyle öğrencilere sunulmuştur. Yıllara sair olarak bu düzeneğin geliştirilerek etkin bir konum kazanması arzulanmaktadır.

Gelecek çalışmalara yönelik oksitleyici akış sisteminin tek olarak ele alınması ve üzerinde sayısal yöntemlerle çözüm yapılması arzulanmaktadır. Böylece farklı oksitleyiciler ile çalışılmak istendiğinde gerçekleşecek akış dinamikleri belirlenebilir.

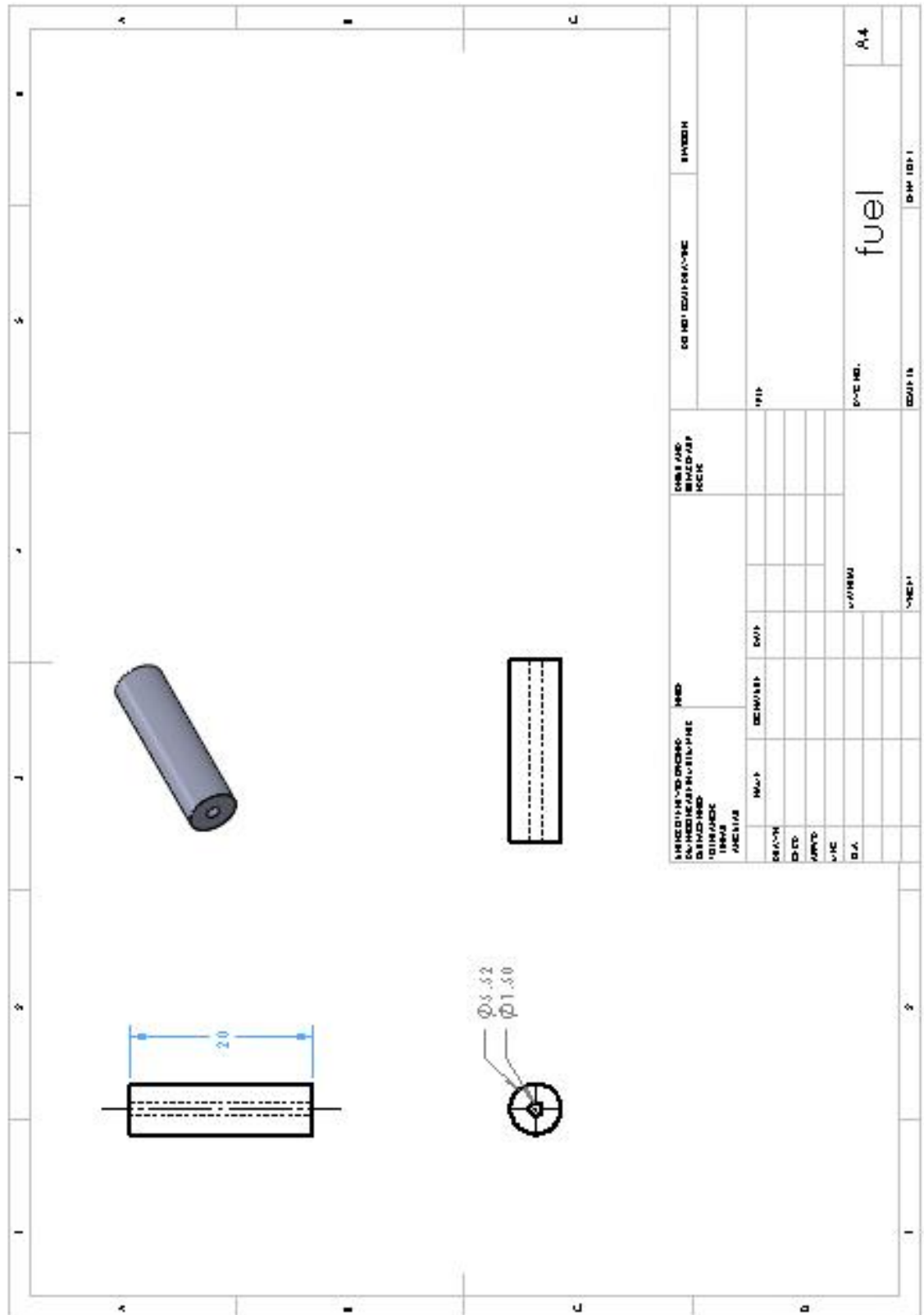
Ayrıca gelişmekte olan üç boyutlu yazıcı teknolojisi ile farklı yakıt çekirdeği geometrileri üzerine çalışmalar yapılabilir. Tamamı aynı malzemeyi kullanacak olan bu yakıtlar, sadece geometrik olarak farklı olacaklarından çok uygun deney ortamları oluşturacaklardır.

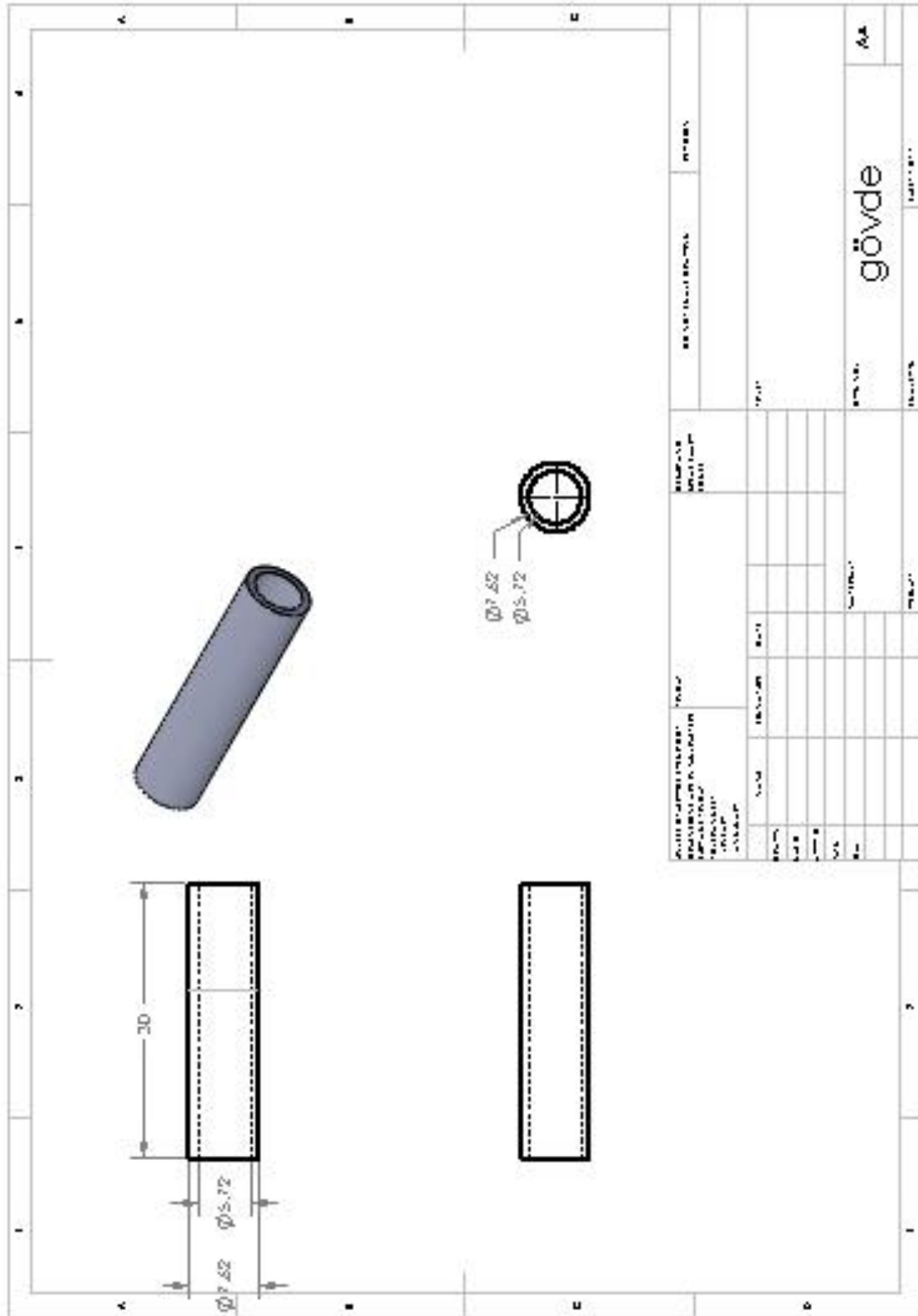
Hibrit yanma konusunda temel araştırmaları yapmaya olanak sağlayacak bir yapı olmanın yanısıra, gerçekleşmesi durumunda bu düzenek ülkemizdeki ilk örnek olacaktır. Havacılık ve uzay çalışmalarında artan bir ivme kazanan ülkemizde böylesine bir düzeneğe sahip olmak, araştırılmaya muhtaç konularda öncülük etme imkanı doğuracaktır.

EKLER

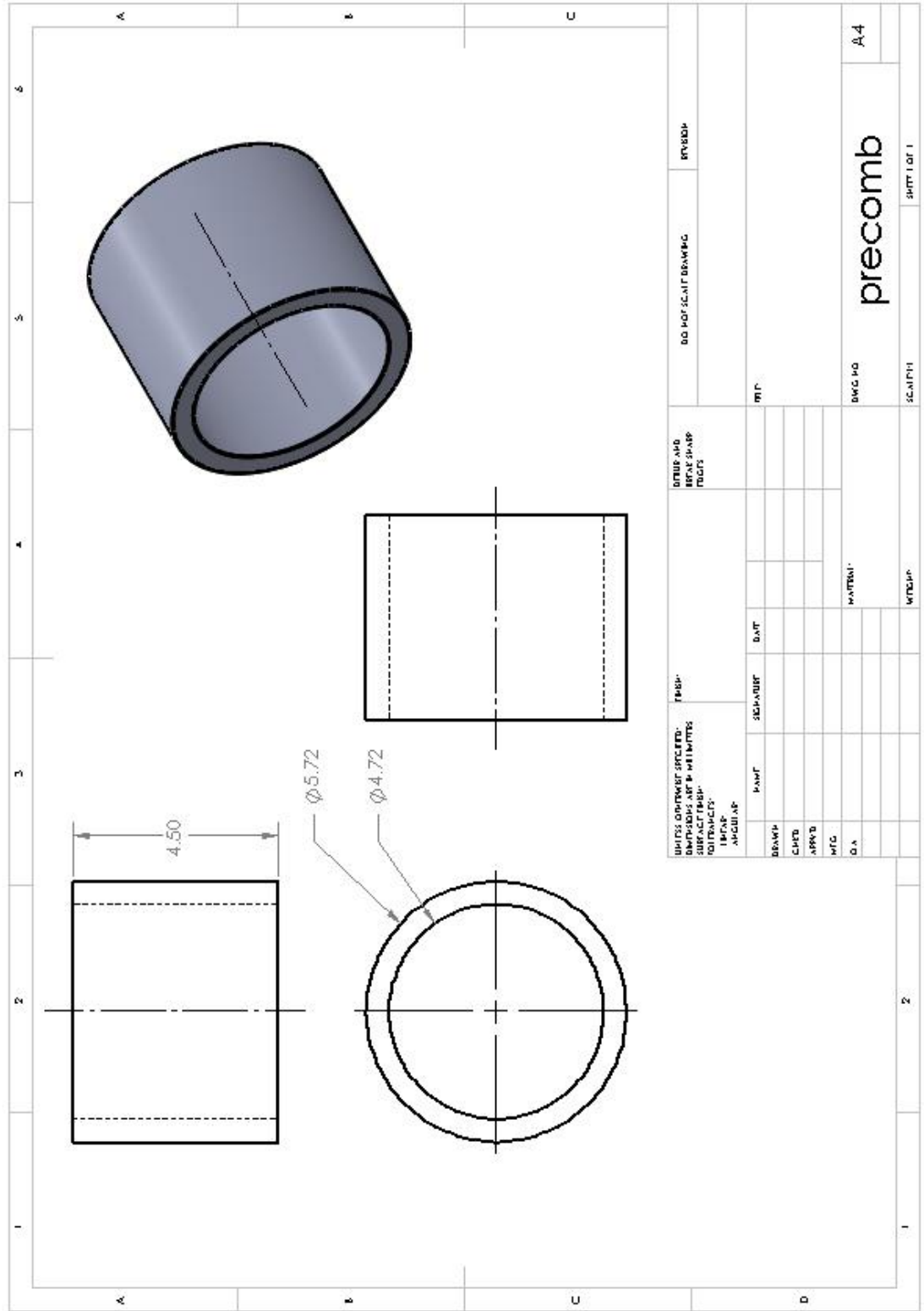
EK-A Teknik Resimler

EK-B Malzeme Listesi – Maliyet Bilgileri

EK-A



1		3		5		7		9		11		13		15		17		19		21		23		25		27		29		31		33		35		37		39		41		43		45		47		49		51		53		55		57		59		61		63		65		67		69		71		73		75		77		79		81		83		85		87		89		91		93		95		97		99		101		103		105		107		109		111		113		115		117		119		121		123		125		127		129		131		133		135		137		139		141		143		145		147		149		151		153		155		157		159		161		163		165		167		169		171		173		175		177		179		181		183		185		187		189		191		193		195		197		199		201		203		205		207		209		211		213		215		217		219		221		223		225		227		229		231		233		235		237		239		241		243		245		247		249		251		253		255		257		259		261		263		265		267		269		271		273		275		277		279		281		283		285		287		289		291		293		295		297		299		301		303		305		307		309		311		313		315		317		319		321		323		325		327		329		331		333		335		337		339		341		343		345		347		349		351		353		355		357		359		361		363		365		367		369		371		373		375		377		379		381		383		385		387		389		391		393		395		397		399		401		403		405		407		409		411		413		415		417		419		421		423		425		427		429		431		433		435		437		439		441		443		445		447		449		451		453		455		457		459		461		463		465		467		469		471		473		475		477		479		481		483		485		487		489		491		493		495		497		499		501		503		505		507		509		511		513		515		517		519		521		523		525		527		529		531		533		535		537		539		541		543		545		547		549		551		553		555		557		559		561		563		565		567		569		571		573		575		577		579		581		583		585		587		589		591		593		595		597		599		601		603		605		607		609		611		613		615		617		619		621		623		625		627		629		631		633		635		637		639		641		643		645		647		649		651		653		655		657		659		661		663		665		667		669		671		673		675		677		679		681		683		685		687		689		691		693		695		697		699		701		703		705		707		709		711		713		715		717		719		721		723		725		727		729		731		733		735		737		739		741		743		745		747		749		751		753		755		757		759		761		763		765		767		769		771		773		775		777		779		781		783		785		787		789		791		793		795		797		799		801		803		805		807		809		811		813		815		817		819		821		823		825		827		829		831		833		835		837		839		841		843		845		847		849		851		853		855		857		859		861		863		865		867		869		871		873		875		877		879		881		883		885		887		889		891		893		895		897		899		901		903		905		907		909		911		913		915		917		919		921		923		925		927		929		931		933		935		937		939		941		943		945		947		949		951		953		955		957		959		961		963		965		967		969		971		973		975		977		979		981		983		985		987		989		991		993		995		997		999		1001		1003		1005		1007		1009		1011		1013		1015		1017		1019		1021		1023		1025		1027		1029		1031		1033		1035		1037		1039		1041		1043		1045		1047		1049		1051		1053		1055		1057		1059		1061		1063		1065		1067		1069		1071		1073		1075		1077		1079		1081		1083		1085		1087		1089		1091		1093		1095		1097		1099		1101		1103		1105		1107		1109		1111		1113		1115		1117		1119		1121		1123		1125		1127		1129		1131		1133		1135		1137		1139		1141		1143		1145		1147		1149		1151		1153		1155		1157		1159		1161		1163		1165		1167		1169		1171		1173		1175		1177		1179		1181		1183		1185		1187		1189		1191		1193		1195		1197		1199		1201		1203		1205		1207		1209		1211		1213		1215		1217		1219		1221		1223		1225		1227		1229		1231		1233		1235		1237		1239		1241		1243		1245		1247		1249		1251		1253		1255		1257		1259		1261		1263		1265		1267		1269		1271		1273		1275		1277		1279		1281		1283		1285		1287		1289		1291		1293		1295		1297		1299		1301		1303		1305		1307		1309		1311		1313		1315		1317		1319		1321		1323		1325		1327		1329		1331		1333		1335		1337		1339		1341		1343		1345		1347		1349		1351		1353		1355		1357		1359		1361		1363		1365		1367		1369		1371		1373		1375		1377		1379		1381		1383		1385		1387		1389		1391		1393		1395		1397		1399		1401		1403		1405		1407		1409		1411		1413		1415		1417		1419		1421		1423		1425		1427		1429		1431		1433		1435		1437		1439		1441		1443		1445		1447		1449		1451		1453		1455		1457		1459		1461		1463		1465		1467		1469		1471		1473		1475		1477		1479		1481		1483		1485		1487		1489		1491		1493		1495		1497		1499		1501		1503		1505		1507		1509		1511		1513		1515		1517		1519		1521		1523		1525		1527		1529		1531		1533		1535		1537		1539		1541		1543		1545		1547		1549		1551		1553		1555		1557		1559		1561		1563		1565		1567		1569		1571		1573		1575		1577		1579		1581		1583		1585		1587		1589		1591		1593		1595		1597		1599		1601		1603		1605		1607		1609		1611		1613		1615		1617		1619		1621		1623		1625		1627		1629		1631		1633		1635		1637		1639		1641		1643		1645		1647		1649		1651		1653		1655		1657		1659		1661		1663		1665		1667		1669		1671		1673		1675		1677		1679		1681		1683		1685		1687		1689		1691		1693		1695		1697		1699		1701		1703		1705		1707		1709		1711		1713		1715		1717		1719		1721		1723		1725		1727		1729		1731		1733		1735		1737		1739		1741		1743		1745		1747		1749		1751		1753		1755		1757		1759		1761		1763		1765		1767		1769		1771		1773		1775		1777		1779		1781		1783		1785		1787		1789		1791		1793		1795		1797		1799		1801		1803		1805		1807		1809		1811		1813		1815		1817		1819		1821		1823		1825		1827		1829		1831		1833		1835		1837		1839		1841		1843		1845		1847		1849		1851		1853		1855		1857		1859		1861		1863		1865		1867		1869		1871		1873		1875		1877		1879		1881		1883		1885		1887		1889		1891		1893		1895		1897		1899		1901		1903		1905		1907		1909		1911		1913		1915		1917		1919		1921		1923		1925		1927		1929		1931		1933		1935		1937		1939		1941		1943		1945		1947		1949		1951		1953		1955		1957		1959		1961		1963		1965		1967		1969		1971		1973		1975		1977		1979		1981		1983		19	
---	--	---	--	---	--	---	--	---	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	-----	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	------	--	----	--



Şekil A.6 Ön yanma odası

EK-B

1. 40 lt çekme çelik oksijen tüpü (HABAŞ; 450 TL) [1EA]
2. Yüksek basınç oksijen regülatörü (McMaster Carr, High Pressure Gas Regulator; CGA #540, Female Inlet, 0-1500 psi, 6677A17, \$525.40) [1EA]
3. Düşük basınç oksijen regülatörü (McMaster Carr, Gas Regulator; CGA #540, Female Inlet, Heavy Duty 0-200 psi, 7897A1, \$165.08) [1EA]
4. Düşük basınç metan regülatörü (McMaster Carr, Gas Regulator; CGA #540, Female Inlet, Heavy Duty 0-200 psi, 7897A1, \$165.08) [1EA]
5. Küresel vana (McMaster Carr, Fire-Tested High-Pressure 316 Stainless Steel Ball Valve, 3/8" NPT Female, 4040T62, \$49.81) [3EA]
6. Çekvalf (McMaster Carr, Type 316 Stainless Steel Check Valve with Yor-Lok Fitting, 3/8" Tube OD, 45385K55, \$111.62) [6EA]
7. Orifis (McMaster Carr, Acetal Flow-Control Orifices Push-to-Connect Adapter, 3/8" Tube OD, 6349T43, \$11.29) [3EA]
8. Basınç ölçer (McMaster Carr, Pressure Transmitter Standard, 4-20 MA Output, 1/2 NPT, 3200K1, \$430.73) [4EA]
9. Sıcaklık ölçer (McMaster Carr, Head Mount Thermocouple Converter, Type K, 32-2192 F, 38875K74, \$62.70) [1EA]
10. Selenoid valf (McMaster Carr, Corrosion-Resistant Stainless Steel Solenoid Valve Buna-N Diaphragm, Normally Closed, 3/8 NPT Female, 120 VAC, 48025K711, \$333.79) [4EA]
11. Çelik boru (McMaster Carr, Type 316 Smooth-Bore Seamless Stainless Steel Tubing 3/8" OD, .305" ID, .035" Wall, 6ft, 89785K837, \$30.08) [Değişken Uzunluklarda]
12. Boru birleşim aparatları (McMaster Carr, Yor-Lok Tube Fittings, Stainless Steel, 1000-2999 psi, 3/8", Straight, Elbow, Tee, Cross, Cap, Nuts and Sleeves) [Değişken Miktarlarda]
13. Boru bükme aparatı (McMaster Carr, Easy-Use Precision Tube Bender for Hard Metal with 36" Handle, 2378A1, \$337.14) [Opsiyonel]

14. Sızdırmazlık elemanları (McMaster Carr, Chemical-Resistant Multipurpose O-Ring Viton®, 1/16 Fractional Width, Dash Number 040, 9464K401, \$6.01) [Muhtelif Ebatlarda]
15. Enjektör tablası (Bakır) (McMaster Carr, High-Strength 182 Copper Rectangular Bar, 1/2" x 2" x 12", 89985K697, \$88.89) [1EA]
16. Paslanmaz çelik boru (Motor Gövdesi) (McMaster Carr, Standard-Wall Type 316/316L Stainless Steel Thread Pipe Nipple 3 Pipe Size x 3" Length, 4548K127, \$29.69) [1EA]
17. Flanş (McMaste Carr, High-Pressure 304/304L Stainless Steel Unthreaded Forged Flange Socket Weld, 3 Pipe Size, 8-1/4" OD, 4448T38, \$140.23) [2EA]
18. Grafit blok (Lüle) (McMaster Carr, 3" Diameter, 12" Length, Graphite Rod, 9121K77, \$201.46) [1EA]
19. Silika Fenolik Bant (İç cidar kaplama) (McMaster Carr, High Temperature Silica Fabric Sheeting, .090" Thick, 39" Width, 8851K33, \$135.45) [1EA]
20. Termoplastik yakıt çubukları (HDPE) (McMaster Carr, Rigid HDPE Polyethylene Rod 3" Diameter, 8624K46, \$20.37) [Muhtelif tür ve sayıda]
21. DAQ sistem bileşenleri (Mikro işlemci, board, vb.)
22. Uygun takım avadanlık
23. Yangın söndürme cihazı
24. 3-D yazıcı (opsiyonel)
25. Bilgisayar
26. Ateşleme sistemi bileşenleri (Akü, bobin, buji, vb.)

NOT: Proje imalat süreci iteratif bir süreç olup muhtelif bileşenler üzerinde değişiklik yapılması gerekebilir. İşçilik, ulaşım, nakliye, depolama, vergileme gibi harcama kalemleri listelenmemiştir.

KAYNAKLAR

- [1] **Cherng, D. L., & Tao, C. C.** (1980, Aralık 10). Analysis of Hybrid Rocket Combustion. *Acta Astronautica*, s. 619-631.
- [2] **Chiaverini, M., & Kuo, K.** (2007). *Fundamentals of Hybrid Rocket Propulsion and Combustion* (Vol. 218). (F. Lu, Ed.) Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [3] **Conley, E., & Valencia, J.** (2012). *Hybrid Rocket Experiment Station for Capstone Design*. New Mexico: New Mexico State University.
- [4] **Davydenko, N. A., Gollender, R. G., Gubertov, A. M., Mironov, M. M., & Volkov, N. N.** (2007, 11). Hybrid Rocket Engines: The Benefits and Prospects. *Aerospace Science and Technology*, s. 55-60.
- [5] **Dunn, Z., Dyer, J., Lohner, K., Doran, E., Bayart, C., Sadhwani, A., . . . Cantwell, B.** (2007). Test Facility Development for the 15,000 lbf Thrust Peregrine Hybrid Sounding Rocket. *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Cincinnati: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [6] **Einav, O., Peretz, A., Hashmonay, B.-A., Birnholz, A., & Sobe, Z.** (2009). Development of a Lab-Scale System for Hybrid Rocket Motor Testing. *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [7] **Electric Actuators.** (2015, 05 01). Swagelok: www.swagelok.com adresinden alınmıştır
- [8] **Gomes, S. R., Junior, L. R., Rocco, J. A., & Iha, K.** (2011). Design and Testing of a Hybrid Rocket Motor. *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. California: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [9] **Grosse, M.** (1997). Development Work On a Small Experimental Hybrid Rocket. *33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Seattle: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [10] **Jefferson 2026 Series.** (2014, 12 10). Jefferson: www.jefferson.com adresinden alınmıştır.
- [11] **Karabeyoğlu, M. A.** (2008). *Hybrid Rocket Propulsion for Future Space launch*. California: Space Propulsion Group Inc.

- [12] **Karabeyoğlu, M. A.** (2013). *AA 284a / MECH 427 Advanced Rocket Propulsion*. İstanbul: Koç Üniversitesi.
- [13] **Karabeyoğlu, M. A., Cantwell, B., & Altman, D.** (2001). Development and Testing of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels. *37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Salt Lake: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [14] **Marchese, A. J.** (2006). This Is Rocket Science: Development and Testing of a Hybrid Rocket Motor In a Rocket Propulsion Course. *36th Annual Frontiers in Education Conference*. San Diego.
- [15] **Paddle Type Orifice Plate.** (2015, 04 22). Avco Alloy Valves and Control: www.avcovalve.com adresinden alınmıştır
- [16] **Platt, K.** (2006). *Design And Fabrication of a Full-Featured Labscale Hybrid Rocket Engine*. Florida: University of Central Florida.
- [17] **Sutton, G., & Biblarz, O.** (2001). *Rocket Propulsion Elements* (7th ed.). New York: Wiley & Sons.
- [18] **Trumpour, A.** (2010). *Hybrid Rocket Engine Research In Support Of Prototype Development & Testing*. Ontario, Toronto, Canada: Ryerson University.
- [19] **Zilliac, G., & Karabeyoğlu, M. A.** (2006). Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling. *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. California: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [20] **Zugni, L.** (2014, 10 23). Swagelok: www.swagelok.com/nordival adresinden alınmıştır

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: Ali Emre SAMUR

Doğum Yeri ve Tarihi: Eskişehir/06.05.1986

Adres: Hava Kuvvetleri Komutanlığı Karargahı Bakanlıklar/ANKARA

E-Posta: aliemresamur@gmail.com

Lisans: Hava Harp Okulu Havacılık Mühendisliği Bölümü (2008)

Mesleki Deneyim ve Ödüller: -

Yayın ve Patent Listesi: -

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR/SUNUMLAR

- Hibrit Yakıtlı Roket Motoru Tasarımı