

**T.C.**  
**GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ROKET MOTORUNUN TAHRİK ETTİĞİ SU ALTI AKIŞI**

**MUSTAFA KARABACAK**  
**YÜKSEK LİSANS TEZİ**  
**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**GEBZE**  
**2016**

**T.C.**  
**GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ROKET MOTORUNUN TAHRİK ETTİĞİ**  
**SU ALTI AKIŞI**

**MUSTAFA KARABACAK**  
**YÜKSEK LİSANS TEZİ**  
**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**DANIŞMANI**  
**DOÇ. DR. İLYAS KANDEMİR**

**GEBZE**  
**2016**

**T.R.**  
**GEBZE TECHNICAL UNIVERSITY**  
**GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES**

**UNDER WATER ROCKET PROPULSION**  
**JET FLOW**

**MUSTAFA KARABACAK**

**A THESIS SUBMITTED FOR THE DEGREE OF**  
**MASTER OF SCIENCE**  
**DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING**

THESIS SUPERVISOR  
ASSOC. PROF. DR. İLYAS KANDEMİR

**GEBZE**  
**2016**

GTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun 27/06/2016 tarih ve 2016/43 sayılı kararıyla oluşturulan jüri tarafından 30/06/2016 tarihinde tez savunma sınavı yapılan Mustafa Karabacak'ın tez çalışması Makine Mühendisliği Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS tezi olarak kabul edilmiştir.

**JÜRİ**

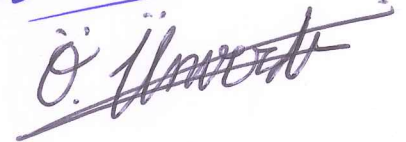
ÜYE

(TEZ DANIŞMANI) : Doç.Dr.İlyas Kandemir



ÜYE

: Yard.Doç.Dr. Salih Özen Ünverdi



ÜYE

: Yard.Doç.Dr. Alaattin Metin Kaya



**ONAY**

Gebze Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun  
...../...../..... tarih ve ...../..... sayılı kararı.

İMZA/MÜHÜR

## ÖZET

Mevcut çalışmada torpidoda kullanılacak itki sistemi modellenip incelenmektedir. Yüksek manevra kabiliyeti ve hıza sahip torpidolar için roket itkisi gereksinimi incelenmektedir. Torpido itkisi için uygun roket türü seçilmektedir. Performans hedeflerine mümkün olan en kolay yoldan ulaşabilmek için yakıt çekirdeği tasarımı ve yakıt seçimi gerçekleştirilmektedir. Hız ve menzil gereksinimini karşılayacak itki sistemi itkinin yanma sürecinde ortalama torpido ağırlığına oranını ki bu parametre torpidonun manevra kabiliyetinin ölçüsüdür, maksimum olarak elde edilmesi yanma odası basıncının belirlenmesiyle gerçekleştirilmektedir. Performans hedeflerini gerçekleştirecek kararlı hal yanma odası basıncı lüle boğaz alanı belirlenerek sağlanmaktadır. Lüle maksimum itkiyi ki lüle çıkışı basıncının torpidonun seyir derinliğinde dış basınca eşitlenerek elde edilebilir, elde edecek şekilde tasarlanmaktadır. Daha önce belirlenen kararlı hal yanma odası basıncında maksimum ortalama özgül itkiye sahip yakıt belirlenip ve seçilmektedir. Erozyonlu yanma olgusu incelenmektedir. İdeal itkideki teorik kayıp belirlenecek ve kayıplı itkiye bağlı olarak hız ve menzil elde edilmektedir. İdeal koşullarda ve kayıplı koşullarda itki, hız ve menzil karşılaştırması incelenmektedir. İdeal itkideki kayıp göz önünde bulundurulduğunda mevcut yakıt türünün uygunluğu incelenmektedir.

**Anahtar Kelimeler: Katı Yakıtlı Roketler, Torpido İtkisi, Roket Motoru Tasarımı.**

## SUMMARY

Propulsion system that is used in torpedo is investigated by modelling in the current study. The requirement of rocket propulsion for speedy and high agility torpedo is investigated. Suitable rocket type is selected for torpedo propulsion. Grain design and propellant type is selected to achieve performance goal as easy as possible. Propulsion system that meet speed and range requirements optimize to obtain maximum ratio of thrust to average torpedo weight during combustion is the measure of the agility of torpedo by determining steady state chamber pressure. The steady state chamber pressure which is determined to achieve performance goal, maintain by determining throat area. Nozzle design to obtain maximum thrust that is obtained by providing to equalize nozzle exit pressure to ambient pressure in cruise depth of torpedo. Propellant which has maximum average specific impulse for steady state chamber pressure was determined previously, is determined and selected. Erosive burning phenomena is investigated. Theoretical loss in ideal thrust is determined and obtain speed and range depend on lossy thrust. The comparison of thrust, speed and range in ideal condition and lossy condition is investigated. It is investigated that current propellant type is suitable in view of the fact that theoretical loss in ideal thrust.

**Key Words: Solid Propellant Rockets, Torpedo Propulsion, Rocket Engine Design.**

# TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimimde bilimi sevmemi sağlayan değerli hocam Doç.Dr. İlyas Kandemir'e verdiği destekten dolayı teşekkürü borç bilirim.



# İÇİNDEKİLER

	<b><u>Sayfa</u></b>
ÖZET	v
SUMMARY	vi
TEŞEKKÜR	vii
İÇİNDEKİLER	viii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	x
ŞEKİLLER DİZİNİ	xi
TABLolar DİZİNİ	xii
1. GİRİŞ	1
1.1. Torpidonun Performans Gereksinimleri ve Temel Boyutları	3
1.2. Görev	4
2. ROKET MOTORU TÜRÜ ŞEÇİMİ	5
3. YAKIT	8
3.1. Yakıt Yerleşimi	8
3.2. Yakıt Türü Seçimi	11
4. İTKİ	15
4.1. Torpidonun Maruz Kaldığı Sürüklenme Kuvveti	15
4.2. Kararlı Hal İtki Gereksinimi	18
4.3. Karakteristik Hız	19
4.4. İtki Katsayısı	20
4.5. Yanma Hızı	21
4.6. Yapısal Ağırlıklar	22
4.6.1. Motor Borusu Malzemesinin ve Kalınlığının Belirlenmesi	22
4.6.2. Yapısal Ağırlıklar	25
4.7. Yanma Odası Basıncı	26
4.7.1. Kararlı Hal Yanma Odası Basıncı	26
4.7.2. Zamana Bağlı Yanma Odası Basıncı	29
4.8. Lüle Ön Tasarımı	31
4.9. Özgül İtki	31



5. EROZYONLU YANMA	34
5.1. Yakıt Kimyası	34
5.2. Yanma Ürünü Gazları Kimyası	37
5.2.1 Viskozite	37
5.2.2. Isı İletim Katsayısı	37
5.2.3. Isı Sığası	38
5.2.4. Prandtl Sayısı	38
5.3. Sonuç	38
6. VERİM	40
6.1. Yanma Verimi	41
6.2. İtke Verimi	43
6.2.1. İraksaklık Kaybı	43
6.2.2. Çift Fazlı Akış Kaybı	43
6.2.3. Kinetik Kayıp	44
6.2.4. Sınır Tabaka Kaybı	45
6.2.5. Dalmış Lüle Kaybı	46
6.2.6. Genel İtke Verimi	47
6.3. Genel Verim	47
7. TORPİDONUN HAREKETİNİN VE MOTORUNUN MODELLENMESİ	48
8. SONUÇ	51
9. ÖNERİLER	52
 KAYNAKLAR	 53
ÖZGEÇMİŞ	55

## SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

### Simgeler ve

### Açıklamalar

### Kısaltmalar

$A_w$	: Torpido toplam yüzey alanı
$A^*$	Lüle giriş alanının lüle boğaz oranına oranı
Al	: Alüminyum
AP	: Amonyum perklorat
$C_D$	: Toplam sürüklenme katsayısı
$C_f$	: Yüzey sürtünme katsayısı
$C_r$	: Basınç sürüklenme katsayısı
$c_p$	: Isı sığası
$c^*$	: Karakteristik hız
CTPB	: Karboksil sonlandırılmalı polibütadien
D	Çap, sürüklenme kuvveti
H	: Torpidoya etkiyen hidrodinamik kuvvet
k	: Özgül ısılar oranı
K	: Kelvin
K	: Isı iletim katsayısı
l	: Uzunluk
M	: Menzil
$M_w$	: Moleküler kütle
N	: Newton
Ns	: Newton saniye
$\rho_w$	: Deniz suyunun yoğunluğu
$\rho_g$	: Yakıt yoğunluğu
Pr	: Prandtl sayısı
PBAN	: Polibütadien akrilonitril
Re	: Reynolds sayısı
S	Lüle dalmışlık uzunluğunun iç motor uzunluğuna oranı.
V	: Hız, yanma odası hacmi

$V_i$  : Yanma odası başlangıç hacmi  
 $\mu$  : Viskozite



# ŞEKİLLER DİZİNİ

<b><u>Sekil no:</u></b>	<b><u>Sayfa</u></b>
1.1: Enerji kaynaklarının enerji yoğunlukları.	2
2.1: Katı yakıtlı roket motoru.	5
2.2: Sıvı yakıtlı roket motoru.	5
2.3: Hibrit roket motoru.	6
3.1: Basıncın ya da itkinin zamanla değişim karakteristikleri.	8
3.2: Yakıt yerleşimine göre itkinin değişimi.	9
3.3: Sigara tipi yakıt yerleşimi.	11
3.4: Yakıt türlerinin yanma hızı-ölgül itki uzayları.	11
3.5: Yakıt türlerinin ölgül itki-yoğunluk uzayları.	12
4.1: Torpidonun istatistiki yüzey sürütme katsayısı.	16
4.2: Torpidonun istatistiki basınç sürüklenme katsayısı.	17
4.3: Optimum lüle basınç oranında yanma odası basıncıyla itki katsayısının değişimi grafiği.	20
4.4: Yanma hızının farklı yakıt türlerinde yanma odası basıncıyla değişimi grafiği.	22
4.5: Roket motorunun genel ölçülerinin sembolik gösterimi.	22
4.6: Maryaslanma çeliğinin dayanımının oda sıcaklığındaki dayanımına oranla sıcaklıkla değişimi grafiği.	24
4.7: Menzilin kararlı hal yanma odası basıncıyla değişimi grafiği.	28
4.8: Ölgül itki değerinin belirlenmesinde kullanılan Matlab-Simulink modeli.	33
6.1.: Lüle tipleri.	46
7.1: Torpidonun Matlab-Simulink modeli.	49
7.2: İtkinin zamanla değişimi grafiği.	49
7.3: Hızın zamanla değişimi grafiği.	50

# TABLolar DİZİNİ

<b><u>Sekil No:</u></b>	<b><u>Sayfa</u></b>
1.1: Roket ve jet itki sistemleri karşılaştırması.	1
1.2: Torpidonun temel boyutları.	3
1.3: Torpidonun temel performans gereksinimleri.	4
2.1: Roket motoru başlangıç birim maliyetleri.	6
2.2: A.B.D. uzay uçuşları (1964 –Mayıs 1999) başarısı.	7
3.1: İtkinin zamanla sabit bir değere ulaştığı yakıt yerleşimlerinin özellikleri.	9
3.2: Yakıt yerleşimlerinin özellikleri.	10
3.3: Yakıt türlerinin genel özellikleri.	13
3.4: Polimer/AP/AL türü yakıtların genel özellikleri.	14
4.1: Deniz suyunun yoğunluk değerleri.	15
4.2: Deniz suyunun dinamik viskozite değerleri.	15
4.3: Yakıt türlerinin karakteristik hız değerleri.	19
4.4: Yakıt türlerinin yanma hızı parametresi ve üslüsü değerleri.	21
4.5: Roket motorunda kullanılan malzemelerin genel özellikleri (oda sıcaklığında).	23
4.6: Maryaslanma çeliğinin genel özellikleri.	23
4.7: Yakıtın verili yakıt depolama hacminde kütlesi.	25
4.8: Hız performans gereksinimini karşılayacak minimum yanma odası basıncı.	27
4.9: Kararlı hal yanma odası tasarım basıncı	29
4.10: Yakıt türlerinin zamana bağlı hal katsayısı	30
4.11: Yakıt seçeneklerine göre lüle boğaz kesit alanı.	31
4.12: Yakıt seçeneklerine göre lüle çıkış alanının lüle boğaz alanına oranı	31
4.13: Yakıt seçeneklerinin ortalama özgül itki değerleri.	33
5.1: Yakıt bilşenleri.	34
5.2: Yanma ürünleri sınıflandırılması.	35
5.3: Yanma ürünlerinin lüle çıkışında ve yanma odasında molar oranları.	36
5.4: Yoğunlaşmış fazın mol oranı.	36
5.5: Kararlı hal yanma hızında erozyonlu yanma hızları.	39

6.1:	Bağlayıcı madde sabit	41
6.2:	Yanma hızı parametresinin yanma hızına bağlı değerleri	42
6.3:	Motor tahmini ve gerçek yanma verimi değerleri	42
6.4:	Çift fazlı akış katsayılar tablosu.	44
6.5:	Sınır tabaka kaybı katsayıları.	45
6.6:	Tasarımı yapılan torpido motorunun verim değerleri.	47
6.7:	Katı yakıtlı roket motoru örneklerinin tahmini ve gerçek verim değerleri.	47
7.1:	İdeal ve kayıplı koşullarda menzil	50



# 1. GİRİŞ

Savaş başlığını hedefe taşıyacak itki sistemlerinin tasarımı günümüzde geniş bir araştırma konusudur. Mevcut çalışmada itki sistemi modellenip incelenmektedir.

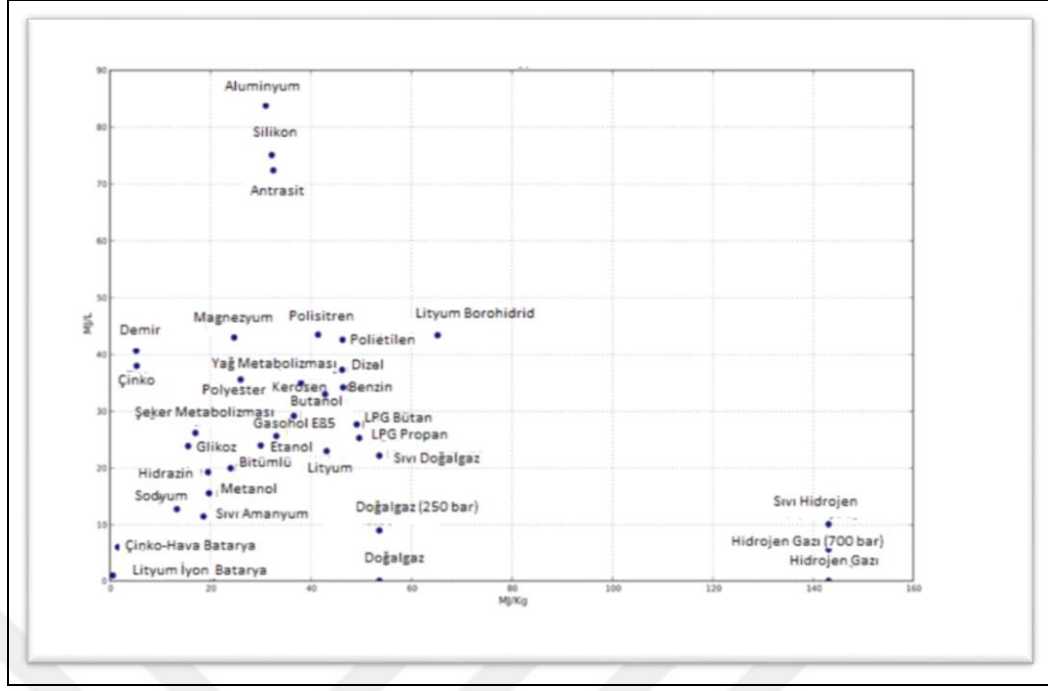
Oksitleyiciyi atmosferden temin eden itki sistemleri oksitleyiciyi bünyesinde taşıyan itki sistemlerine göre daha düşük özgül yakıt tüketimi ve daha yüksek özgül itki değerlerine sahiptir. Tablo 1.1’de de görüldüğü gibi oksitleyiciyi atmosferden temin eden jet motorlu itki sistemleri oksitleyiciyi bünyesinde barındıran roket motorlu itki sistemlerine göre daha yüksek özgül itki ve daha düşük özgül yakıt tüketimine sahiptir [Sutton and Biblarz, 2001]. Savaş başlığını hedefe taşıyacak sistemin yakıt depolama kapasitesinin kütle artışının sistemin manevra kabiliyetini zayıflatacağı ve sürüklemenin hacim artışıyla birlikte artacağı düşünüldüğünde belirli bir tasarım sınırında tutulması gerekliliği anlaşılır. Verili yakıt depolama kapasitesinde özgül yakıt tüketimi jet motorlara göre daha yüksek olan roket motorlarının daha kısa menzile sahip olacağı anlaşılır. Ancak oksitleyici olarak havanın kullanılmayacağı atmosferin yüksek tabakaları ve dışı ve su altı ortamlarda jet motorlarının kullanılmayacağı da açıktır.

Tablo 1.1: Roket ve jet itki sistemleri karşılaştırması.

Özellik	Roket Motoru	Turbojet motoru	Ramjet motoru
İtki ağırlık oranı,tipik	75:1	5:1, turbojet ve artyakıcı	7:1 (3 Mach sayısında ve 30000 ft yükseklikte)
Özgül yakıt tüketimi (saatte pound yakıt tüketimi pound itkiye karşılık)	8-14	0.5-1.5	2.3-3.5
Özgül itki (pound itki metrekare kesit alanına karşılık)	5000-25000	2500 (Düşük Mach sayısında ve deniz seviyesinde)	2700 (2 Mach sayısında ve deniz seviyesinde)
Özgül itki tipik (İtki kuvveti saniyedeki yakıt akışına göre)	270 saniye	1600 saniye	1400 saniye

Torpidolar da oksitleyiciyi hareket ettikleri ortamdan sağlayamayacağı için geniş kullanım alanı bulan jet motorların kullanılamayacağı açıktır. Torpidoların itki sistemi olarak tarihte pek çok sistem kullanılmasına karşın günümüzde elektrik bataryasının tahrik ettiği pervaneli sistemler ve oksitleyiciyi bünyesinde barındıran roket motorları kullanılmaktadır.





Şekil 1.1: Enerji kaynaklarının enerji yoğunlukları.

Şekil 1.1’de görüldüğü gibi enerji kaynağı olarak batarya kullanan itki sistemlerinde birim yakıt kütesinden sağlanan enerji miktarı düşüktür [Dial, 2008]. Manevra kabiliyetinin ölçüsü olan parametrenin itkinin ağırlığa oranı olduğu ve verili itki ve menzile gereksinimini sağlayacak yakıt ağırlığının yakıt başına elde edilen enerjinin düşmesiyle birlikte artacağı düşünüldüğünde enerji kaynağı olarak bataryaya sahip itki sistemlerinin enerji kaynağı olarak yanma enerjisini kullanan itki sistemlerine göre daha düşük manevra kabiliyetine sahip olacağı açıktır. Yine Şekil 1.1’den enerji kaynağı olarak bataryaya sahip itki sistemlerinin birim hacim yakıttan enerji kaynağı olarak yanma enerjisine sahip itki sistemlerine göre daha düşük enerji elde edildiği görülmektedir [Dial, 2008]. Verili itki ve menzilde bataryaya sahip itki sistemlerinin daha büyük hacim gereksinimi olduğu ve hacim artışıyla birlikte sürüklemenin arttığı düşünüldüğünde kararlı hal hızın itki sürüklenme dengesinden ortaya çıkacağından bataryaya sahip itki sistemlerinde yanma enerjisini kullanan itki sistemlerine göre daha düşük hızlara ulaşılacağı anlaşılır.

Tablo 1.1’de görüldüğü gibi enerji kaynağı olarak yanma enerjisini kullanan itki sistemleri arasında en yüksek itki ağırlık oranına roket motorlarına sahip olduğu görülmektedir. Yine birim kesit alanı başına en yüksek itki oranına roket motorları sahiptir. Birim kesit alanının artışıyla birlikte sürüklemenin arttığı düşünüldüğünde birim kesit alanı başına en yüksek itki değerlerinin elde edildiği roket motorlarında

yanma enerjisini kullanan itki sistemleri arasında en yüksek hız değerlerinin elde edileceği anlaşılır.

Yanma enerjisini kullanan itki sistemlerinin batarya enerjisini kullanan itki sistemlerine göre daha yüksek manevra ve hız kabiliyetinin sahip olduğu ve roket motorlarının diğer yanma enerjisini kullanan itki sistemlerine göre daha yüksek manevra ve hız kabiliyetine sahip olduğu düşünüldüğünde manevra kabiliyeti ve hız açısından roket motorlarının bataryaya sahip itki sistemlerine üstünlüğü anlaşılır.

Günümüzde torpidolarda yüksek hız ve manevra kabiliyeti gereksiniminin karşılanması açısından roket motoru kavramı kullanılmaktadır. Tasarımını yapacağımız torpidonun bahsi geçen gereksinimlere sahip olduğu düşünüldüğünde roket motoru kavramı kullanılır.

## 1.1. Torpidonun Performans Gereksinimleri ve emel Boyutları

Her araç tasarımı performans gereksinimine göre yapılır. Torpido tasarım süreci de istisna değildir. Torpido boyutları taşıyacağı harp başlığı ve taşıyacağı diğer sistemlerin gereksinim duyduğu hacmin belirlenmesinden sonra taşımanın sürüklemeye oranı verili Reynolds sayısında en az olacak hidrodinamik özelliklere sahip olacak şekilde belirlenir. İtki sistemini tasarlayacağımız torpidonun tablodaki temel boyutlara sahip olduğu kabul edip tabloda belirtilen performans gereksinimlerini karşılayacak yönde itki sistemi tasarımını gerçekleştirilir.

Tablo 1.2: Torpidonun temel boyutları.

Uzunluk	2.25 metre
Çap	0.21 metre

Tablo 1.3: Torpidonun temel performans gereksinimleri.

Kararlı halde hız	50 Knot ( $\approx 25$ m/s)
Menzil	3000 metre

## 1.2. Görev

Torpidonun tasarımın gerçekleştirebilmemiz için görev tanımlamamız ve bu görevi icra edecek yönde torpidonun seyrini imkân verecek itki sistemini tasarlamalıdır. Yaptığımız ön tasarım için torpidonun hidrodinamik özellikleri belirsizliğini korumakla birlikte torpidonun hidrodinamik özelliklerinin torpido istenen hızda seyrederken 5 m/s hızla suya dalmasına ve 100 metre derinliğe ulaşınca yatayda seyretmesine olanak verecek nitelikte olduğu kabul edilir. 100 metre derinde ve 3000 metre mesafede torpidonun hedefi bulacağı kabul edilir.

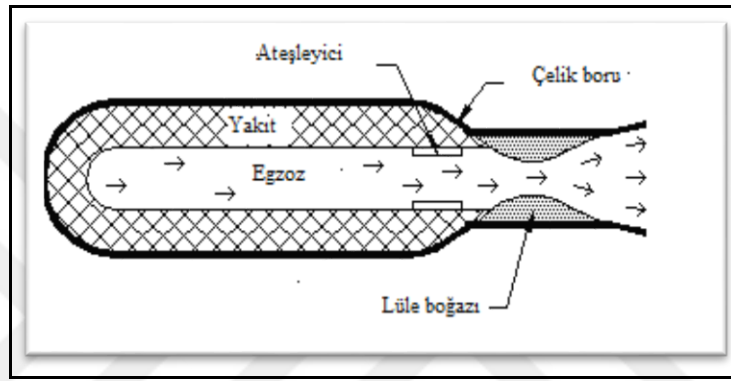


## 2. ROKET MOTORU TÜRÜ SEÇİMİ

Roket motorlarını pek çok açıdan sınıflandırabiliriz ama literatürde yakıt ve oksitleyici türüne göre sınıflama geniş kullanım alanı bulmaktadır.

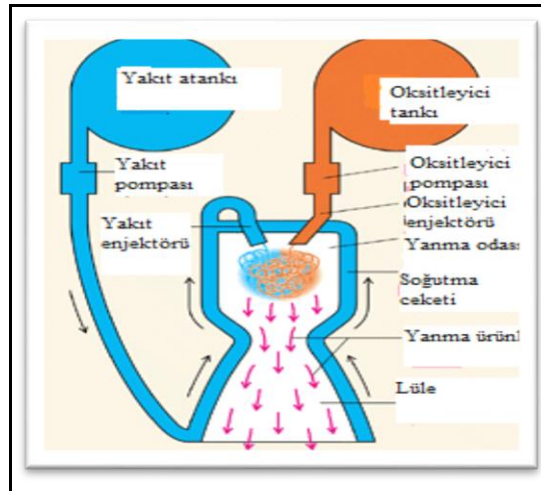
Yakıt ve oksitleyici türüne göre roket motorları katı yakıtlı, sıvı yakıtlı ve hibrit olmak üzere temel olarak üçe ayrılmaktadır.

Şekil 2.1’de görüldüğü gibi katı yakıtlı roketler yakıt ve oksitleyiciyi katı fazda bütünleşik olarak barındıran roket türüdür [Sutton and Biblarz, 2001] .



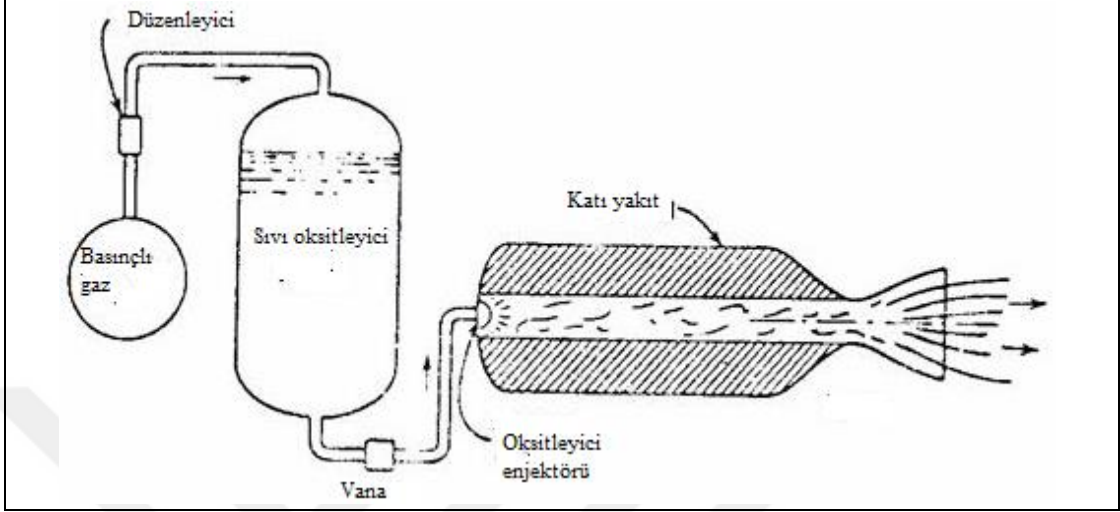
Şekil 2.1: Katı yakıtlı roket motoru.

Şekil 2.2’de görüldüğü gibi sıvı yakıtlı roketler yakıt ve oksitleyiciyi sıvı fazda ayrı tankların içinde bulundurup yanma odasında yakıt ve oksitleyiciyi karıştırılarak yakan roket türüdür [Sutton and Biblarz, 2001].



Şekil 2.2: Sıvı yakıtlı roket motoru.

Şekil 2.3'te görüldüğü gibi hibrit roketler yakıtın katı fazda, oksitleyicinin ise sıvı fazda tankta bulundurulup yakıtın bulunduğu yanma odasına oksitleyiciyi aktararak yanmanın gerçekleştiği roket türüdür [Sutton and Bıblarz 2001].



Şekil 2.3: Hibrit roket motoru.

Tablo 2.1: Roket motoru başlangıç birim maliyetleri.

Roket türü	\$/kg kütle	\$/N itki	\$/Ns toplam itki
Katı yakıtlı	41.0	1.52	0.0171
Sıvı yakıtlı	113.1	8.88	0.0445

Tablo 2.1'de görüldüğü gibi katı yakıtlı roketler basit tasarıma sahip olduğu için düşük maliyetli sistemlerdir [SPIAG, 1999]. Hibrit roketlerin maliyeti de katı yakıtlı roketler ile sıvı yakıtlı roketli motorların arasındadır. Ayrıca sıvı yakıtlı roketlerin geliştirme maliyeti de katı yakıtlı roketlerin 6 katıdır.

Katı yakıtlı roket motorlarının geliştirme süreci sıvı ve hibrit yakıtlı roket motorlarına göre daha kısadır. Örnek vermek gerekirse Ariane 5 katı yakıtlı roket motoru 3 yılda geliştirilmişken Vulcain sıvı yakıtlı roketi 7 yıllık aktüel geliştirme aşaması için teknoloji hazırlama süreci de dâhil edilirse 12 yılda geliştirilmiştir

Tablo 2.2: A.B.D. uzay uçuşları (1964 –Mayıs 1999) başarısı.

Motor türü	HATA	DENEME	BAŞARI ORANI
Katı yakıtlı			
Üst kademe	10	627	0.9841
Monolitik	6	2464	0.9976
Bölünmüş	3	402	0.9925
Sıvı yakıtlı			
Kriyojenik	9	268	0.9964
Diğer	28	1612	0.9826

Tablo 2.2’de de görüldüğü gibi katı yakıtlı roketler basit sistemler olduğu için başarıya ulaşma şansı daha fazladır.

Katı yakıtlı roketlerin raf ömrü uzundur ama sıvı yakıtlı motorlarda yakıtın devamlı olarak buharlaşmasından dolayı tankların içinde buzlanma meydana gelerek yakıt kısa sürede kullanılmaz hale gelmektedir. Katı yakıtların bu özelliği de savaşa her an hazır olma gereksinimi açısından torpido stoklaması gereken ordular için büyük öneme sahiptir.

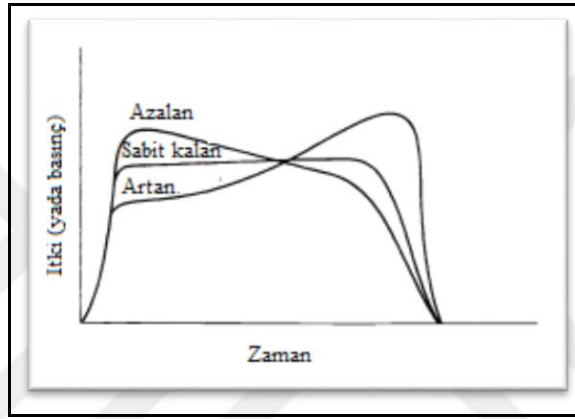
Sıvı yakıtlı ve hibrit motorlar kullanılması için hazırlanmaya ihtiyaç duyup katı yakıtların bu yönde gereksinimi olmaması tehdiye karşı hızlı tepki verilmesi gereken torpido uygulamalarında katı yakıtlı roketlere avantaj yaratmaktadır.

Tüm bahsi geçen noktalar göz önünde bulundurulduğunda torpido motoru tasarımı için katı yakıtlı roket seçeneğine tercih etmemizin nedeni anlaşılır.

## 3. YAKIT

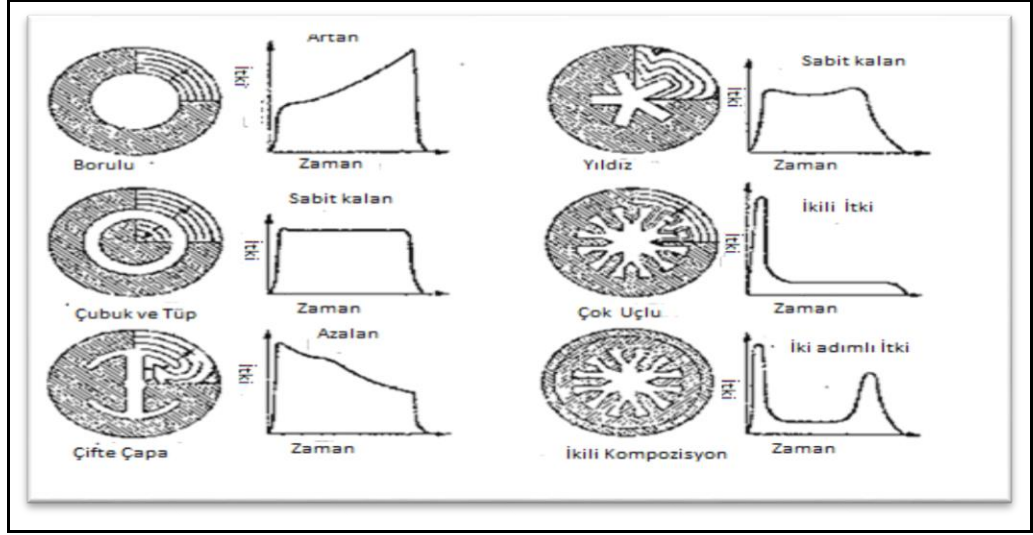
### 3.1. Yakıt Yerleşimi

Yakıt yerleşimi seçimi belirli yakıt türünün torpidoya sağladığı itkinin zamanla değişimini belirler. Yakıt yerleşimi kontrol tasarımı grubunun tasarımını etkileyecektir dolayısıyla itki tasarım grubunun mümkün olduğu kadar kontrol tasarım grubunun iş yükünü hafifletecek yakıt yerleşimi seçimini yapması istenilir.



Şekil 3.1: Basıncın ya da itkinin zamanla değişim karakteristikleri.

Şekil 3.1’de de görüldüğü üzere itkinin zamanla değişim karakteristiği itkinin zamanla azaldığı arttığı ve sabit kaldığı olmak üzere üçe ayrılır [Sutton and Biblarz, 2001]. İtki zamanla değişim karakteristiği etkileyen faktör yanma yüzey alanının zamanla değişimidir. Yanma yüzey alanının zamanla artışına, azalışına ve sabit kalmasına paralel olarak itki de zamanla artar, azalır veya sabit bir değere ulaşır.



Şekil 3.2: Yakıt yerleşimine göre itkinin değişimi.

Yanma yüzey alanının zamanla değişimini dolayısıyla itkideki zamanla değişimi belirleyen etken Şekil 3.2’de görüldüğü gibi yakıt yerleşimidir. Farklı görev seçenekleri için farklı yakıt yerleşimi seçimi yapılabilir ancak kontrol tasarım grubunun iş yükünü hafifletmek ve torpidonun daha etkin kontrolünü sağlamak için itkinin zamanla sabit bir değere ulaştığı katı yakıt yerleşimi uygundur ve tasarımıımızda bu yönde seçim yapılır [Sutton and Bıblarz, 2001].

Tablo 3.1: İtkinin zamanla sabit bir değere ulaştığı yakıt yerleşimlerinin özellikleri.

Konfigürasyon	Ağ oranı	Hacim oranı	Yanma karakteristiği	Kütle merkezi yer değişimi
Sigara tipi	> 1.0	0.90-0.98	Sabit kalan	Büyük
İçten yanmalı tüp	0.5-0.9	0.80-0.95	Sabit kalan	Küçük orta seviye arası
Bölünmüş tüp	0.5-0.9	0.80-0.90	Sabit kalan	Küçük
İç yıldız	0.3-0.6	0.75-0.85	Sabit kalan	Küçük
Vagon tekerleği	0.2-0.3	0.55-0.70	Sabit kalan	Küçük
Dentrit	0.1-0.2	0.55-0.70	Sabit kalan	Küçük
İçten-dışardan yanmalı tüp	0.3-0.5	0.75-0.85	Sabit kalan	Küçük
Çubuk ve tüp	0.3-0.5	0.60-0.85	Sabit kalan	Küçük
Köpek kemiği	0.2-0.3	0.70-0.80	Sabit kalan	Küçük

Tablo 3.1’de görüldüğü gibi kontrol tasarımı açısından önemli olan ağırlık merkezinin zamanla değişimi parametresine bakıldığında en dezavantajlı yakıt yerleşimi sigara tipi yakıt yerleşimidir [Davenas, 2001]. Buna karşın sigara tipi yakıt



yerleşiminin ağ oranının yüksek olması yanma süresinin daha uzun olmasına sağlar. Ayrıca hacim oranının yüksek olması, sürüklemeyi sınırlamak için sınırlı tasarım hacmi gereksiniminin belirleyeceği verili hacimden en yüksek verimlilikte yararlanılmasını sağlar.

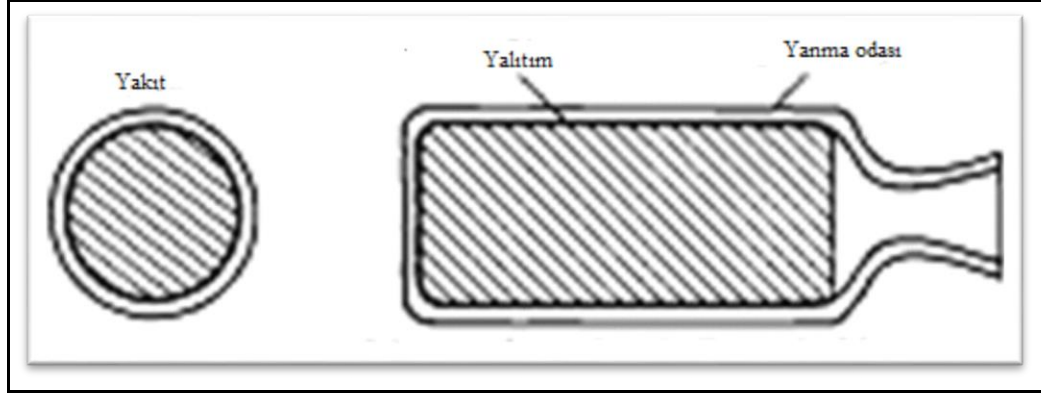
Tablo 3.2: Yakıt yerleşimlerinin özellikleri.

Yanma karakteristiği	Yakıt yerleşimi	Uyarılar ve görüşler
Zamanla sabit kalan	Vagon tekerleği Tramper Tüp ve yuvaları Aksil Finosil Sigara tipi	Kısa yanma süresi, düşük hacim oranı Sabit yanma yüzey alanı  stratejik füzelerin üçüncü kademeleri için stratejik füzelerin birinci ve ikinci kademeleri Uzun yanma süresi, düşük ya da orta seviyede itki
Artan	Tüp Yıldız	Sınırlandırılmış yüzeylerde çok sık kullanılır
Azalan	İçerden dışardan yanmalı tüp İçerden yanmalı yıldız	Düşük yada orta taşıma sürüklenme oranı

Torpidonun hareket halindeki hedefi bulması istendiğinden itkinin sağlayacağı manevra kabiliyetinin yanında manevraya fırsat sağlayacak hareket süresi gereksinimine sahip olacağı açıktır. Bu nokta göz önünde bulundurulduğunda Tablo 3.2’de orta düzeyde veya düşük itki sağlamasına karşın yanma süresi yüksek sigara tipi yakıt yerleşimi en uygun seçenek olarak karşımıza çıkar [Davenas, 1991].

Menzil gereksinimi açısından yaklaşıldığında, menzilin itkinin karekökü ile orantılı olmasına karşın yanma süresi ile doğru orantılı olduğu düşünüldüğünde en uygun seçimin sigara tipi yakıt yerleşimi olduğu anlaşılır.

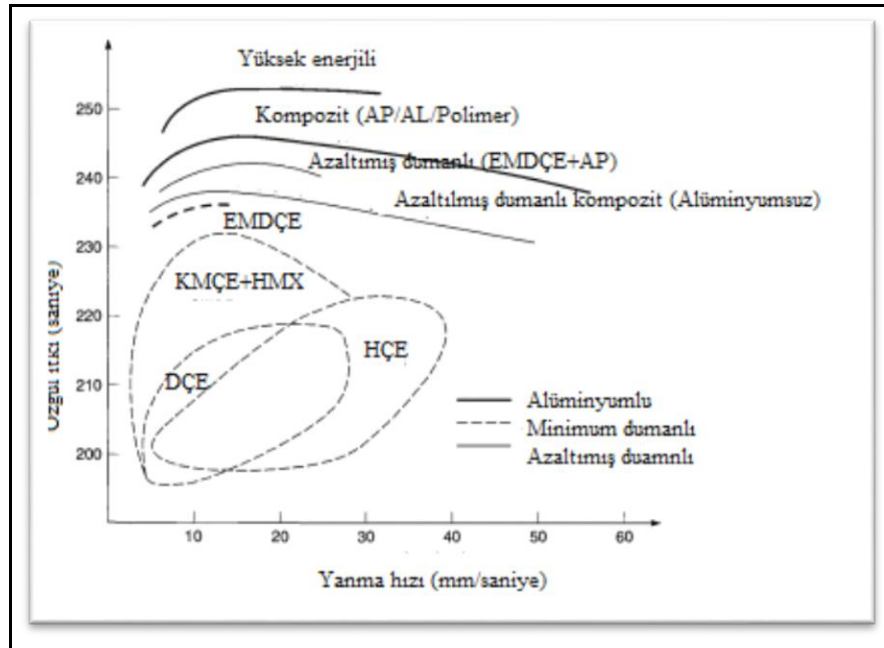
Bahsedilen tüm noktalar dikkate alındığında kontrol tasarımı açısından olumsuz etkilerine karşın sağladığı avantajlar sebebiyle Şekil 3.3’te gösterilen sigara tipi yakıt yerleşimi seçimi yapılır [Sutton and Biblarz, 2001].



Şekil 3.3: Sigara tipi yakıt yerleşimi.

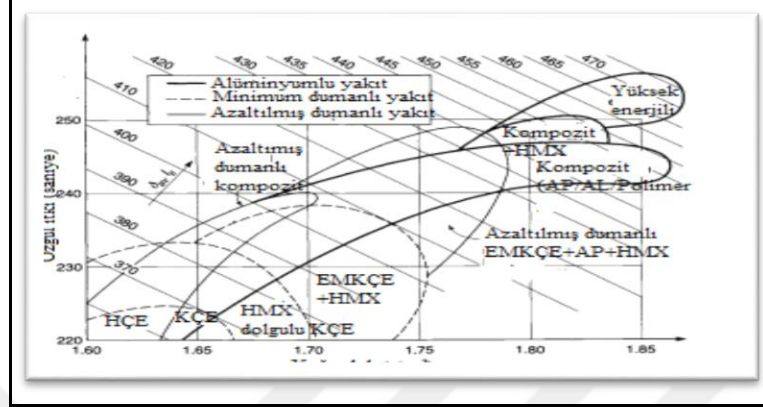
### 3.2. Yakıt Türü Seçimi

Yakıt seçiminde hız ve menzil gereksinimini en yüksek oranda sağlayacak yakıtın belirlenmesi beklenir. Gerekli hızın elde edilebilmesi için gerekli itkinin sağlanması gereklidir. Yakıt ağırlığının torpidonun ağırlığının büyük kısmını teşkil etmesi beklenmektedir. Dolayısıyla torpidonun ağırlığına büyük etki yapacak ve manevra kabiliyetini belirler. Özgül itki yani harcanan birim yakıt ağırlığı başına yaratılan itki parametresi yakıt seçiminde göz önünde bulundurulması gereken en önemli parametredir.



Şekil 3.4: Yakıt türlerinin yanma hızı -ölgül itki uzayları.

Şekil 3.4'de görüldüğü gibi özgül itki parametresi açısından yakıt seçimi yapıldığında en uygun yakıt seçiminin yüksek enerjili yakıt türleri olduğu görülmektedir [Sutton and Biblarz, 2001].



Şekil 3.5: Yakıt türlerinin özgül itki-yoğunluk uzayları.

Torpidonun hızı sürüklenme kuvvetiyle de belirlendiğinden dolayı gerekli menzil için gerekli yakıt çubuğu kütlelerinde yakıt yoğunluğunun gerekli hacmi ve dolayısıyla sürüklemeyi düşürmek için en yüksek yoğunluğa sahip olması istenir. Hem daha önce değinilen özgül itki hem şimdi değindiğimiz yakıt yoğunluğu parametresini göz önünde bulundurduğumuzda Şekil 3.5'te de görüldüğü gibi en uygun seçimin yine yüksek enerji yakıtlarının olduğu görülmektedir [Sutton and Biblarz, 2001].

Tablo 3.3: Yakıt türlerinin genel özellikleri.

Yakıt	Standart koşullarda maksimum özgül itki	Maksimum Yoğunluk ( $gr/cm^3$ )	7 MPa basınçta Yanma hızı (mm/s)	Üretim maliyeti	İçerik maliyeti
Ekstrüde çift esaslı	225 s	1.65	5-40	Düşük	Düşük
Dökme çift esaslı	215 s	1.60	4-22	Yüksek	Düşük
Dökme kompozit modifiyeli çift esaslı	230 s	170	3-28	Yüksek	Orta (RDX)
Alüminyumsuz kompozit polibütadien yakıt	240 s	1.73	4-60	Orta	Düşük
Alüminyumlu kompozit polibütadien yakıt	245 s	1.86	5.5-80	Orta	Düşük
Alüminyumsuz çapraz bağlanmış çift esaslı	245s (AP) 235 s	1.79 1.75	10-25 5-10	Orta	Orta(RDX) Çok yüksek (HMX)
Alüminyumlu çapraz bağlanmış çift esaslı (Yüksek enerjili)	254 s	1.86	9-25	Orta	Çok yüksek (HMX)

Tablo 3.3'te görüldüğü gibi yüksek enerjili yakıtların performans açısından yaklaşıldığında en uygun seçim olmasına karşın üretim ve içerik maliyetinin yüksek olduğu görülmektedir [Davenas, 1991]. Performans maliyet oranı parametresi açısından yaklaşıldığında yüksek enerjili yakıtlardan sonra en yüksek performansı gösterip yüksek enerjili yakıtların üretim ve içerik maliyetine göre daha düşük maliyete sahip Polimer/AP/AL türü yakıtlar en uygun seçenek olarak karşımıza çıkmaktadır.

Tablo 3.4: Polimer/AP/AL türü yakıtların genel özellikleri.

Yakıt	PBAN/AP/AL	CTPB/AP/AL	HTPB/AP/AL
Özgül ısılar oranı	1.18	1.2	1.142
Alev sıcaklığı [K]	3480	3246	3328.9
Yoğunluk [Kg/m <sup>3</sup> ]	1772	1747	1770
Mol kütlesi [gram/mol]	27.8	26.92	27.4

Tablo 3.4'te gösterilen yakıtlardan performans parametreleri açısından en iyi özelliklere sahip yakıt seçimi yapılacaktır. İlerleyen bölümlerde yakıtların farklı performans parametreleri belirlenip seçim yapılır [Web 1, 2016].

## 4. İTKİ

### 4.1. Torpidonun Maruz Kaldığı Sürüklenme Kuvveti

Torpidonun sahip olacağı hidrodinamik yapı hakkında mevcut tasarım aşamasında ayrıntılı bilgiye sahip olmadığımızdan sürüklenme katsayısını belirlemek için literatürdeki torpido istatistiki bilgilerinden yararlanılması uygun görülmektedir.

Torpedo istatistiki bilgilerinden yararlanılabilmesi için torpidonun Reynolds sayısı belirlenmesi gereklidir. Torpidonun hareket edeceği akışkanın 20 °C sıcaklıkta akdeniz suları (38 g/kg) olacağı kabul edilir.

Tablo 4.1: Deniz suyunun yoğunluk değerleri ( $\text{kg/m}^3$ ).

Sıcak, °C	Tuzluluk, gr/kg												
	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120
0	999.8	1007.9	1016.0	1024.0	1032.0	1040.0	1048.0	1056.1	1064.1	1072.1	1080.1	1088.1	1096.2
10	999.7	1007.4	1015.2	1023.0	1030.9	1038.7	1046.6	1054.4	1062.2	1070.1	1077.9	1085.7	1093.6
20	998.2	1005.7	1013.4	1021.1	1028.8	1036.5	1044.1	1051.8	1059.5	1067.2	1074.9	1082.6	1090.3
30	995.7	1003.1	1010.7	1018.2	1025.8	1033.4	1040.9	1048.5	1056.1	1063.6	1071.2	1078.7	1086.3
40	992.2	999.7	1007.1	1014.6	1022.1	1029.5	1037.0	1044.5	1052.0	1059.4	1066.9	1074.4	1081.8
50	988.0	995.5	1002.9	1010.3	1017.7	1025.1	1032.5	1039.9	1047.3	1054.7	1062.1	1069.5	1076.9
60	983.2	990.6	998.0	1005.3	1012.7	1020.0	1027.4	1034.7	1042.1	1049.5	1056.8	1064.2	1071.5
70	977.8	985.1	992.5	999.8	1007.1	1014.5	1021.8	1029.1	1036.5	1043.8	1051.2	1058.5	1065.8
80	971.8	979.1	986.5	993.8	1001.1	1008.5	1015.8	1023.1	1030.5	1037.8	1045.1	1052.5	1059.8
90	965.3	972.6	980.0	987.3	994.7	1002.0	1009.4	1016.8	1024.1	1031.5	1038.8	1046.2	1053.5
100	958.4	965.7	973.1	980.5	987.9	995.2	1002.6	1010.0	1017.4	1024.8	1032.2	1039.6	1047.0
110	950.9	958.3	965.8	973.2	980.6	988.1	995.5	1003.0	1010.4	1017.8	1025.3	1032.7	1040.2
120	943.1	950.6	958.1	965.6	973.1	980.6	988.1	995.6	1003.1	1010.6	1018.1	1025.6	1033.1

Tablo 4.1'den 20 °C'deki Akdeniz suyunun yoğunluk değerini  $1027.3 \text{ kg/m}^3$  olarak belirlenir [Sharqawy et al, 2010].

Tablo 4.2: Deniz suyunun dinamik viskozite değerleri ( $10^3 \text{ kg/m.s}$ ).

Sıcak, °C	Tuzluluk, gr/kg												
	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120
0	1.791	1.820	1.852	1.887	1.925	1.965	2.008	2.055	2.104	2.156	2.210	2.268	2.328
10	1.306	1.330	1.355	1.382	1.412	1.443	1.476	1.511	1.548	1.586	1.627	1.669	1.714
20	1.002	1.021	1.043	1.065	1.089	1.114	1.140	1.168	1.197	1.227	1.259	1.292	1.326
30	0.797	0.814	0.832	0.851	0.871	0.891	0.913	0.936	0.960	0.984	1.010	1.037	1.064
40	0.653	0.667	0.683	0.699	0.716	0.734	0.752	0.771	0.791	0.812	0.833	0.855	0.878
50	0.547	0.560	0.573	0.587	0.602	0.617	0.633	0.649	0.666	0.684	0.702	0.721	0.740
60	0.466	0.478	0.490	0.502	0.515	0.528	0.542	0.556	0.571	0.586	0.602	0.618	0.635
70	0.404	0.414	0.425	0.436	0.447	0.459	0.471	0.484	0.497	0.510	0.524	0.538	0.553
80	0.354	0.364	0.373	0.383	0.393	0.404	0.415	0.426	0.437	0.449	0.462	0.474	0.487
90	0.315	0.323	0.331	0.340	0.349	0.359	0.369	0.379	0.389	0.400	0.411	0.422	0.434
100	0.282	0.289	0.297	0.305	0.313	0.322	0.331	0.340	0.350	0.359	0.369	0.380	0.390
110	0.255	0.262	0.269	0.276	0.283	0.291	0.299	0.308	0.316	0.325	0.334	0.344	0.354
120	0.232	0.238	0.245	0.251	0.258	0.265	0.273	0.280	0.288	0.297	0.305	0.314	0.323

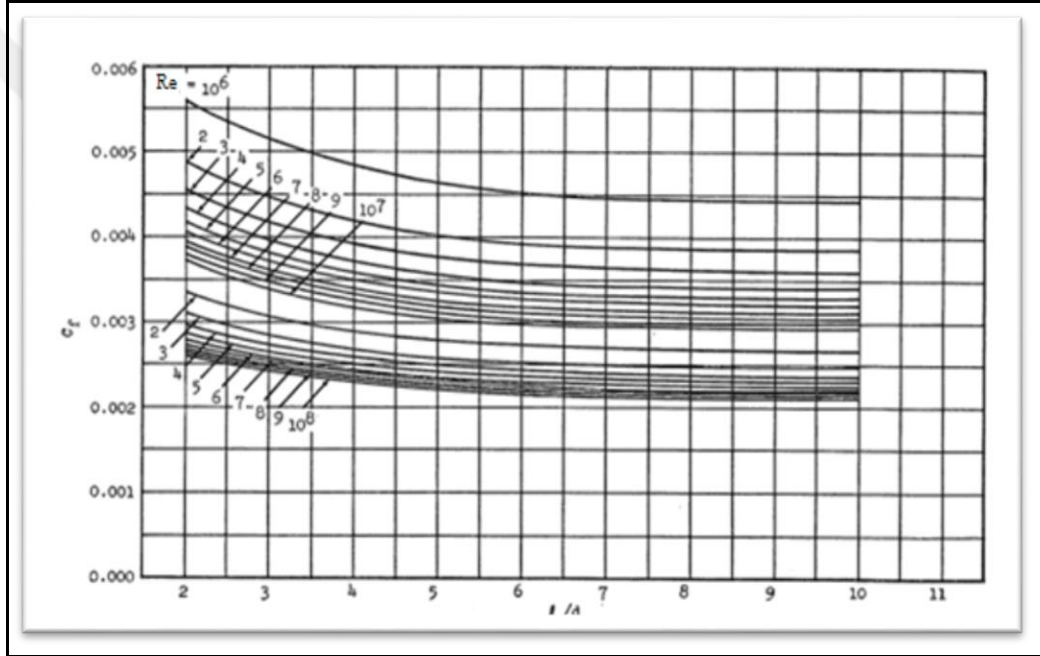
Tablo 4.2'den 20 °C'deki Akdeniz suyunun dinamik viskozite değeri  $1.084 \times 10^{-3} \text{ kg/m.s}$  olarak belirlenir [Sharqawy et al, 2010].

Torpidonun dengeye ulaşmış hız değeri Reynolds sayısı belirlenmesinde kullanılır.

$$Re = \frac{\rho_w V l}{\mu} \quad (4.1)$$

Açıklık oranını şu şekilde belirleyebiliriz:

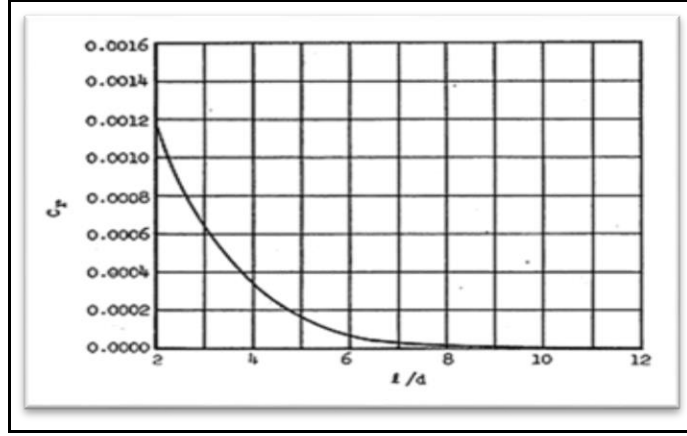
$$\text{Açıklık oranı} = \frac{l}{d} \quad (4.2)$$



Şekil 4.1: Torpidonun istatistikî yüzeyel sürtünme katsayısı

Şekil 4.1'den torpidonun mevcut Reynolds sayısında ve açıklık oranında yaklaşık yüzeyel sürtünme katsayısı aşağıda belirtilen değeri alır [Brooks et al, 1958].

- $C_f \cong 0.0026$



Şekil 4.2: Torpidonun istatistiki basınç sürüklenme katsayısı

Torpidonun mevcut açıklık oranında basınç sürüklenme katsayısını Şekil 4.2’de görüldüğü üzere ihmal edebiliriz [Brooks et al, 1958].

Toplam sürüklenme katsayısını aşağıda gösterildiği üzere yüzeysel sürtünme katsayısı ile basınç sürüklenme katsayısının toplamı olarak belirleyebiliriz.

$$C_D = C_f + C_r \quad (4.3)$$

Sürüklenme kuvvetini belirleyebilmemiz için ıslak alanın belirlenmesi gerekir. Tasarımımız bu aşamasında hidrodinamik geometri ayrıntılı olarak bilinmediği için geometriyi silindir olarak düşünüp yaklaşık ıslak alanı aşağıdaki şekilde belirleyebiliriz.

$$A_w = \frac{\pi D^2}{4} + \pi d L \quad (4.4)$$

Sürüklenme kuvvetini hızın fonksiyonu olarak aşağıdaki şekilde belirleyebiliriz:

$$D = \frac{1}{2} \rho_w V^2 A_w C_D \quad (4.5)$$

## 4.2. Kararlı Halde İtme Gereksinimi

Torpidonun kuvvet denklemi aşağıda gösterildiği şekildedir.



$$M \frac{dV}{dt} = T + M g + H \quad (4.6)$$

- M, torpidonun kütlesi
- T, torpidoya sağlanan itki kuvveti
- G, yerçekimi ivmesi
- H ise torpidonun maruz kaldığı hidrodinamik kuvvettir.

Tasarımımızın bu aşamasında torpidonun hidrodinamik özellikleri bilinmemekle birlikte kararlı halde torpidoya sağlanan hidrodinamik taşıma kuvvetinin torpidonun ağırlığını dengeleyecek düzeyde olduğu kabul edilir. Dolayısıyla denklem aşağıdaki şekle dönüşür.

$$M \frac{dV}{dt} = T - D \quad (4.7)$$

İtkinin kararlı hale ulaştığı değerinde hızın fonksiyonu olarak ifade edilebilecek sürüklenme kuvvetiyle itki dengelenecek ve kararlı hal hız elde edilecektir. Kararlı halde hızın 25 m/s olması istendiğinden kararlı hal itki gereksinimi aşağıdaki denkleme göre elde edilir.

$$T = D(V) \quad (4.8)$$
$$T = \frac{1}{2} \rho_w V^2 A_w C_D$$

### 4.3. Karakteristik Hız

Karakteristik hız roket motorunda gerçekleşen yanmanın performans ölçüsü olup lüle tasarımından bağımsızdır. Ağırlıklı olarak yakıt özelliklerinin fonksiyonu olup yanma odası tasarımının da zayıf fonksiyonudur. Mevcut tasarım aşamasında yanma odası sıcaklığı adyabatik alev sıcaklığı olarak kabul edileceğinden karakteristik hız yalnızca yakıt özelliklerinin fonksiyonu olarak ele alınır. Karakteristik hız yakıt türlerinin karşılaştırma ölçüsüdür.

Karakteristik hız aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$c^* = \frac{\sqrt{k \frac{R}{M_w} T_c}}{k \sqrt{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (4.9)$$

- k, özgül ısılar oranı
- R, evrensel gaz sabiti 8314 (kg m<sup>2</sup> /s<sup>2</sup>) / (°K mol)
- T<sub>c</sub> yanma odası sıcaklığı (Adyabatik alev sıcaklığı kullanılacaktır)
- M<sub>w</sub> ise yakıtın moleküler ağırlığıdır.

Tablo 4.3: Yakıt türlerinin karakteristik hız değerleri.

Yakıt	Karakteristik hız (c*) [m/s]
PBAN/AP/AL	1583
CTTB/AP/AL	1544
HTPB/AP/AL	1578

Tablo 4.3 incelendiğinde enerji seviyesi en yüksek yakıtın PBAN/AP/AL, enerji seviyesi en düşük yakıtın CTTB/AP/AL olduğu görülmektedir.

#### 4.4. İtki Katsayısı

İtki katsayısı yakıt özgül ısılar oranına, lüle alan oranına ve yanma odası basıncının lüle çıkış basıncına oranına bağlı olup yanma odası sıcaklığından bağımsızdır.

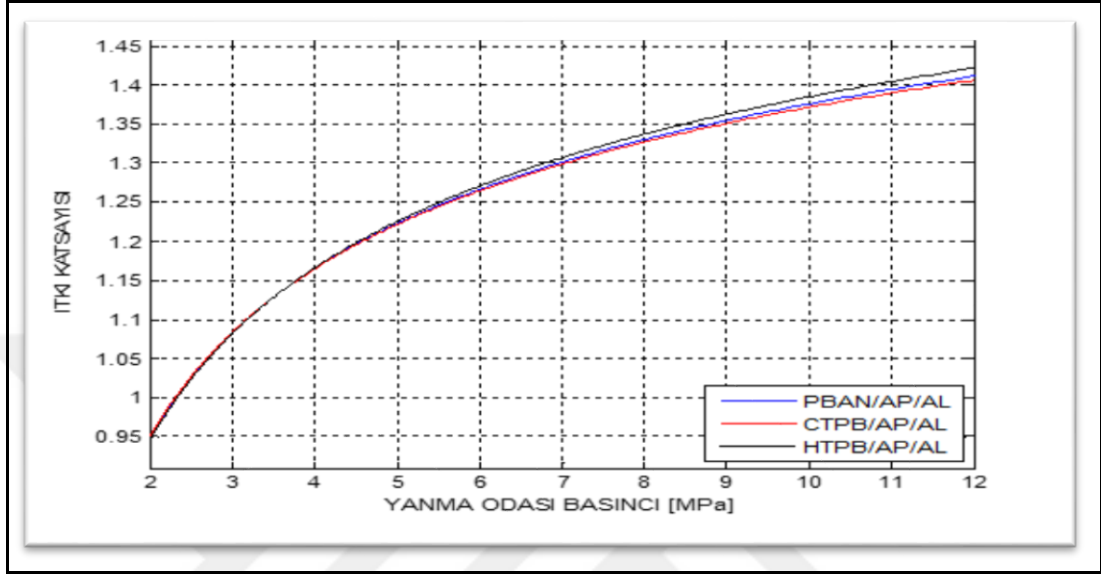
İtki katsayısını aşağıdaki şekilde ifade etmek mümkündür.

$$C_F = \sqrt{\frac{2 k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] + \left(\frac{P_e}{P_c} - \frac{P_a}{P_c}\right) \frac{A_e}{A_t}} \quad (4.10)$$

İtki katsayısı optimum değerine lüle çıkış basıncının ortam basıncına eşit olduğu noktada almaktadır. Kararlı hal hıza ulaşılması için gerekli olan itkiyi belirlerken torpidonun seyir derinliği olan 100 metre derinliğe indiği ortam basıncı dikkate alınacak olup lüle tasarımının bu derinlikte optimum lüle çıkış basıncını sağlayacak tasarıma sahip olacağı kabul edilir.

100 metre derinlikteki basıncı aşağıda gösterildiği şekilde belirlemek mümkündür.

$$P_a = P_{atm} + p_w gh \quad (4.11)$$



Şekil 4.3: Optimum lüle basınç oranında yanma odası basıncıyla itki katsayısının değişimi grafiği.

Şekil 4.3'te optimum lüle basınç oranı koşullarında itki katsayısının yanma odası basıncıyla değişimi görülmektedir. Görüldüğü gibi itki katsayısı yanma odası basıncının artışıyla birlikte artmaktadır. İtki katsayısı açısından performans incelendiğinde en iyi performansı HTPB/AP/AL yakıtının gösterdiği görülmektedir.

## 4.5. Yanma Hızı

Yanma hızını Saint-Robert kuvvet yasasıyla aşağıdaki şekilde ifade etmek mümkündür.

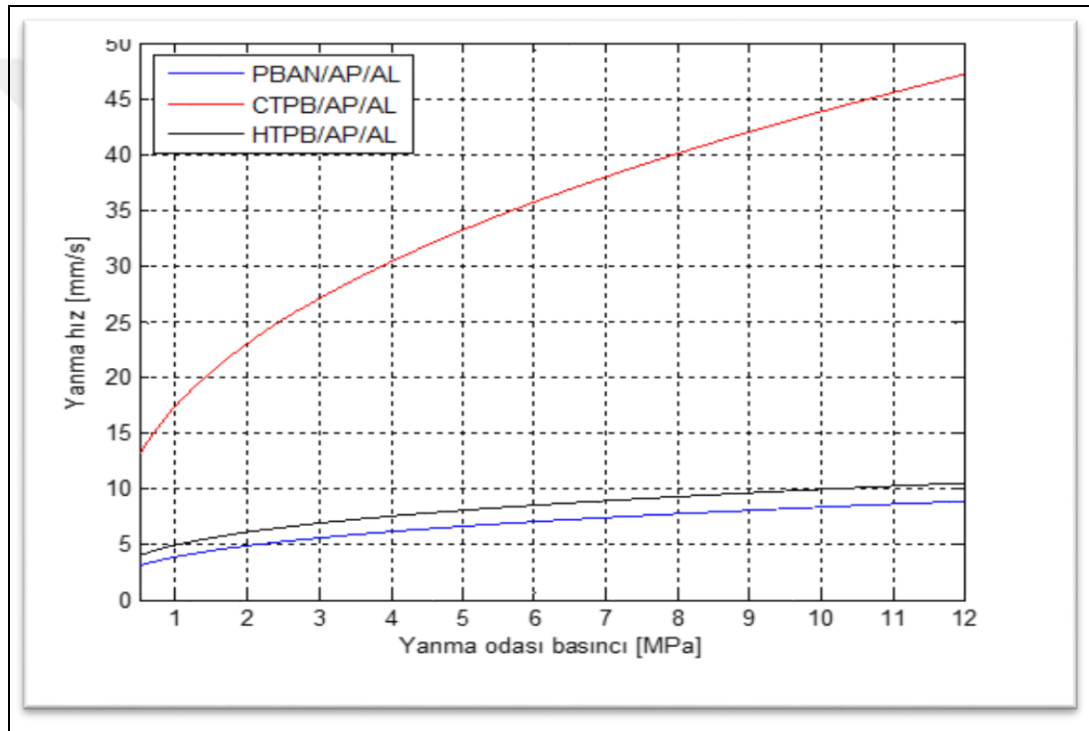
$$r = a P_c^n \quad (4.12)$$

Saint-Robert kuvvet yasasında yanma hızı parametresi (a) yakıt sıcaklığı ve yakıtın oksitleyicisi olan amonyum perklorata (AP) ait tane büyüklüğüne bağlı olup yanma hızı üslüsü (n) ise yine amonyum perklorata ait tane büyüklüğüne bağlıdır.

Seçimi yapılacak yakıtlara ait Saint Robert kuvvet yasası ifadesine ait değerler yanma hızını mm/s ve yanma odası basıncını MPa olarak ifade edilmesi halinde Tablo 4.4'te verilmekte olup yanma hızının basınçla değişimi Şekil 4.4'te gösterilmektedir [Web 1, 2016]

Tablo 4.4: Yakıt türlerinin yanma hızı parametresi ve üslüsü değerleri.

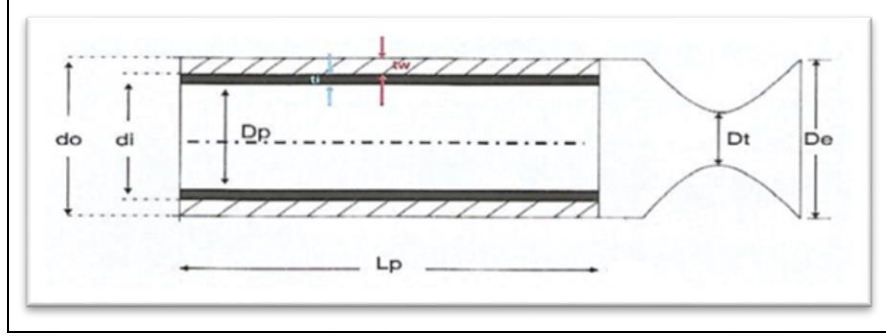
Yakıt	PBAN/AP/AL	CTPB/AP/AL	HTPB/AP/AL
Yanma hızı parametresi(a)	3.912	17.456	4.986
Yanma hızı üslüsü (n)	0.33	0.40	0.30



Şekil 4.4: Yanma hızının farklı yakıt türlerinde yanma odası basıncıyla değişimi grafiği.

## 4.6. Yapısal Ağırılıklar

### 4.6.1. Motor Borusu Malzemesinin Seçimi ve Kalınlığının Belirlenmesi



Şekil 4.5: Roket motorunun genel ölçülerinin sembolik gösterimi.

Motor borusu malzemesi sıcaklığa dayanımı yüksek malzemeler arasından dayanım sınırının belirleyeceği motor borusu kalınlığının ve malzeme yoğunluğu parametrelerin belirleyeceği motor borusu ağırlığına göre yapılır. Manevra kabiliyetini artırmak ve hidrodinamik taşıma gereksinimini düşürmek amacıyla en düşük motor borusu ağırlığının elde edileceği malzeme seçilir.

Tablo 4.5: Roket motorunda kullanılan malzemelerin genel özellikleri (oda sıcaklığında).

Malzeme	Dayanım Sınırı (MPa)	Yoğunluk ( $\text{kg/m}^3$ )
2014-T6 (Alüminyum alaşımı)	469	2768
T178-T6 (Alüminyum alaşımı)	579	2768
AISI 4340 (Çelik alaşımı)	1792	7750
5Cr-Mo-V (Çelik alaşımı)	1792	7750
300 M (Çelik alaşımı)	1862	7750
18Ni-Co-Mo (Maryaslanma çeliği)	2068	8027
Ti-6Al-4V (Titanyum alaşımı)	1172	4457
Ti-13V-11Cr-3Al (Titanyum alaşımı)	1310	4844

Roket motoru borusu malzemesi olarak sıcaklığa dayanımı ve mekanik dayanım sınırı yüksek, maliyeti düşük ve kolay elde edilebilir çelik alaşımları kullanılmaktadır. Tablo 4.5'te gösterilen roket motorunda kullanılan çelik alaşımlarından dayanım sınırının yoğunluğa oranı ki bu parametrenin yüksek oluşu motor borusu ağırlığının ne

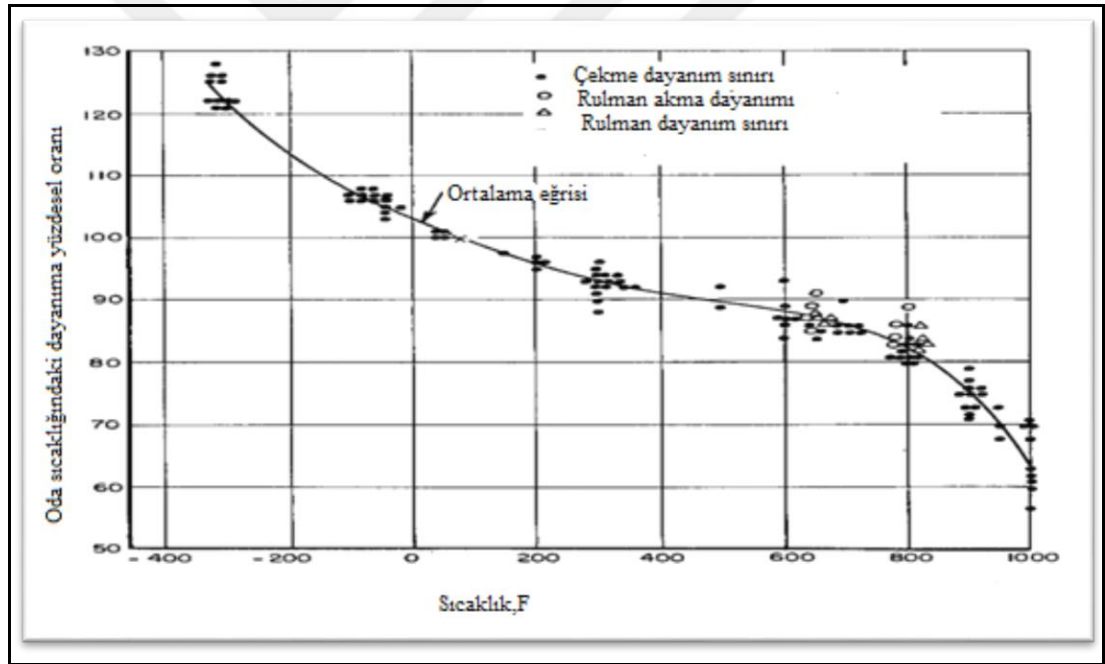
kadar düşük olacağını ifade eder, en yüksek maryaslanma çeliği olduğunu görüp seçimi bu çelik alaşımı yönünde yapılır [Web 2, 2016].

Tablo 4.6: Maryaslanma çeliğinin genel özellikleri.

Yoğunluk [ $kg/m^3$ ]	8027
Isıl iletim katsayısı [ $W/m.K$ ]	25.5
Dayanım sınırı [MPa]	2139
Maksimum operasyon sıcaklığı [K]	800

Tablo 4.6’da gösterilen izin verilen maksimum sıcaklığı 1.25 güvenlik faktörüyle aşağıdaki şekilde elde etmek mümkündür [Web 2, 2016].

$$T_{max_{emn}} = \frac{T_{max}}{\sigma_{emn}} = \frac{800}{1.25} = 640K \quad (4.13)$$



Şekil 4.6: Maryaslanma çeliğinin dayanımının oda sıcaklığındaki dayanımına oranla sıcaklıkla değişimi grafiği.

Malzemenin dayanımı sıcaklığa bağlıdır. Dolayısıyla maryaslanma çeliğinin dayanımı sıcaklığın fonksiyonu olarak Şekil 4.6’da görüldüğü gibi gösterilebilir [Hall and Slunder, 1968]. İlerleyen aşamalarda motor borosu malzemesinin maruz kalacağı en yüksek sıcaklık daha önce elde ettiğimiz güvenli çalışma sıcaklığı olan 640 K olacak şekilde tasarımıımızı gerçekleştirilir. En kötü senaryo için tasarımıımızı

gerçekleştireceğinden malzemenin ulaşacağı en yüksek sıcaklıktaki dayanım sınırı ele alınır. Malzemenin ulaşacağı en yüksek sıcaklık olan 640 K( 692 °F) 'de malzemenin dayanım sınırını 1840 MPa olarak okumak mümkündür.

Yalıtım malzemesi kalınlığı yaklaşık 1 mm olarak kabul edilir.

#### 4.6.2. Yapısal Ağırlıkların Belirlenmesi

Motor borusunun kütlesi aşağıda gösterildiği gibi belirtilebilir.

$$\begin{aligned} m_{boru} &= \pi p_s (\beta + 1) d_r^2 D_p^3 \theta (\theta + 1) \\ \theta &= \frac{t_w}{d_i} \\ \beta &= \frac{L_p}{D_p} \\ d_r &= 1 + 2 \frac{t_i}{D_p} \end{aligned} \quad (4.14)$$

Ateşleyici, Ateşleyici ve lülenin motor bağlantısı, lüle, kanat ve kuyruk hamili kütlesini istatistiki bilgilerden yararlanarak aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür.

$$m_{A+L+KH} = p_s \frac{\pi}{4} d_i^2 (10) t_w \quad (4.15)$$

4 katsayısı kanat ve kuyruk hamilinden, 3 katsayısı lüleden, 2 katsayısı lüle ve ateşleyicinin motor borusu bağlantısından geldiği kabul edilir.

Motor borusu malzemesinin kanat ve kuyruk hamili, lüle ve ateşleyici ve lülenin motor bağlantısında kullanıldığı kabul edildiğinde kütleyi aşındaki şekilde belirlemek mümkündür.

Yakıt kütlesini aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür.

$$m_p = \frac{\pi}{4} \eta \beta p_p D_p^3 \quad (4.16)$$

$\eta$ , yükleme yoğunluğu sigara tipi yanmalı çekirdek yapılarında bire eşittir. Verili yakıt yoğunluğu ve yakıt çubuğu ölçülerinde yakıt kütlelerini yakıt türleri için Tablo 7.3'de gösterildiği gibi ifade etmek mümkündür.

Tablo 4.7: Yakıtın verili yakıt depolama hacminde kütlesi.

YAKIT TÜRÜ	YAKIT KÜTLESİ [kg]
PBAN/AP/AL	60.2
HTPB/AP/AL	60.1

Tasarımını yaptığımız torpidonun savaş başlığı ve diğer görev ekipmanları dâhil 30 kg faydalı yük taşıyacağı kabul edilir.

## 4.7. Yanma Odası Basıncı

### 4.7.1. Kararlı Hal Yanma Odası Basıncı

Depolanan gaz miktarının üretilen ve depolanan gaz miktarına göre çok küçük olduğu ve bu nedenle ihmal edileceği, yanma odası içindeki gaz hızlarının ihmal edileceği, yanma odası sıcaklığının değişmediği, ideal gaz yasalarının uygulanabileceği ve yanma hızının sabit olacağı kabulleri altında itki denklemini aşağıdaki şekilde ifade etmek mümkündür.

$$T = C_f p_p S_b r(P_c) c^* \quad (4.17)$$

Hızın 100 metre derinlikte 25 m/s değerinde dengeye ulaştığı andaki itki gereksinimini karşılayacak yanma odası basıncını bulmak için aşağıdaki denklem ifade edilebilir.

$$T = C_f(P_c) p_p \left( \frac{\pi (D_o - t_w - t_i)^2}{4} \right) r(P_c) c^* \quad (4.18)$$

Denklemden verilen itki katsayısı ve yanma hızı basınca bağlı bir fonksiyon olup fonksiyonun ifadesinin yakıt özelliklerine göre değişim gösterdiğini Şekil 6.1 ve



6.2'den anlaşılmaktadır. Yakıt yoğunluğu ve karakteristik hız yakıtı bağlı parametrelerdir.

Gereksinim duyulan kararlı hal hızı sağlayacak itkiyi elde edeceğimiz yanma odası basıncını yalıtım malzemesi ve motor borusu kalınlığı toplamının 1 mm olduğu kabulüyle itki denkleminde her yakıt türü için Tablo 4.8'de verildiği şekilde elde etmek mümkündür.

Tablo 4.8: Hız performans gereksinimini karşılayacak minimum yanma odası basıncı.

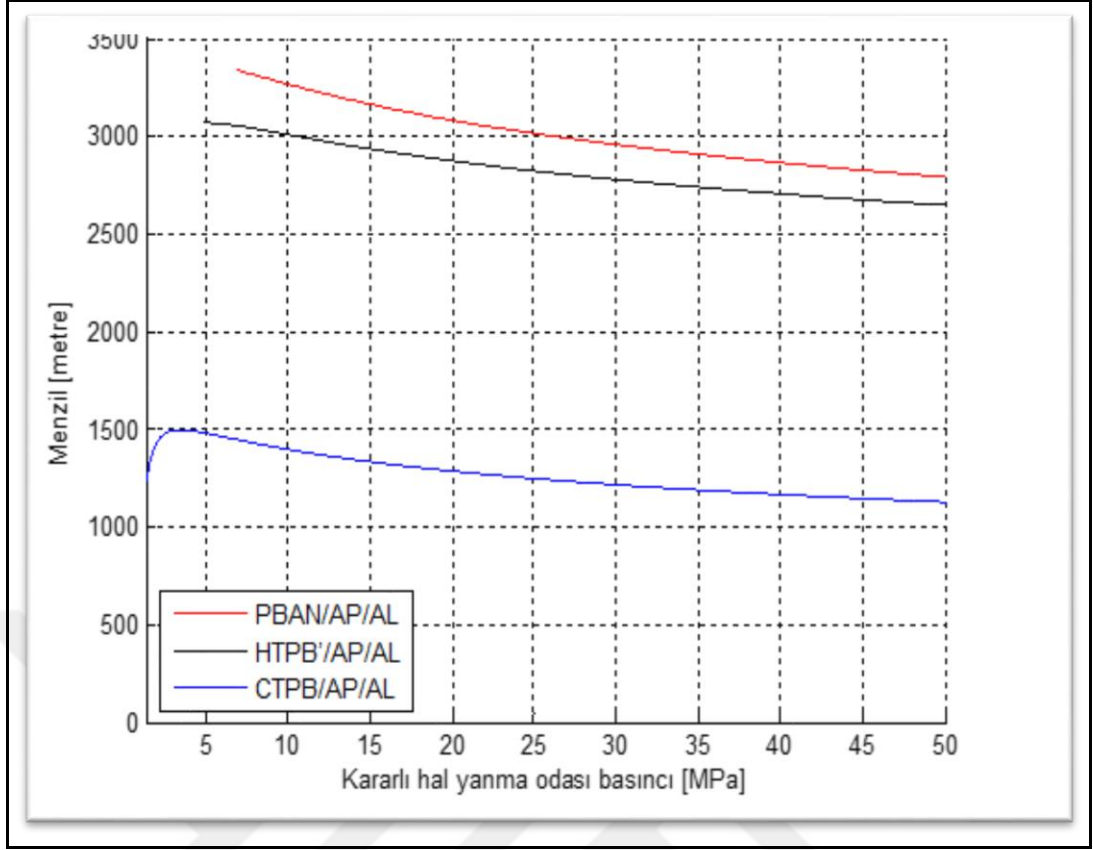
Yakıt türü	Yanma odası basıncı [MPa]
PBAN/AP/AL	6.94
CTPB/AP/AL	1.41
HTPB/AP/AL	4.97

Yanma odası basıncının kararlı hale ulaşması için geçen süredeki yanma ihmal edilirse ki yanma odası basıncının yanma süresine göre çok kısa bir sürede kararlı hal basıncına ulaşacağı ön görülebilir, yanma süresini aşağıda gösterildiği gibi ifade etmek mümkündür.

$$t_b = \frac{L_y}{r(P_c)}. \quad (4.19)$$

Menzili kararlı hal hıza ulaşması için gerçekleşen süreçte hızdaki zamana bağlı hal ihmal edilip hızın yanma süresi boyunca kararlı halde olduğu ve yanma süresi belirlenirken yapılan kabulün geçerli olduğu kabulüyle aşağıda gösterildiği gibi ifade etmek mümkündür.

$$M = \sqrt{\frac{C_f(P_c) p_P S_b r(P_c) c^* L_y}{\left(\frac{1}{2}\right) p_w A_w C_D r(P_c)}} \quad (4.20)$$



Şekil 4.7: Menzilin kararlı hal yanma odası basıncıyla değişimi grafiği.

Şekil 4.7'de görüldüğü gibi CTPB/AP/AL menzil performans şartını sağlayamamaktadır. Dolayısıyla tasarımımızın bu aşamasında CTPB/AP/AL yakıtı elenmektedir.

Efektif manevra kabiliyetini kararlı hal itkinin torpido başlangıç ağırlığı ile torpido yakıt yanma süresi sonundaki ağırlığın basit ortalamasına oranı olarak ifade edilmekte olup torpidonun ortalama anlık manevra kabiliyetinin ölçüsü olarak tasarımımızın mevcut aşamasındaki sahip olunan bilgiyle performansı optimum seviyeye getirecek yanma odası basıncının belirlemede kullanılacak temsili parametredir.

$$T_{emk} = \frac{C_f(P_c) p_p S_b c^* r(P_c)}{m_{ort}(P_c)}$$

$$m_{ort}(P_c) = \frac{m_i(P_c) + m_f(P_c)}{2} \quad (4.21)$$

$$m_i = m_p + m_s(P_c) + m_y, \quad m_f = m_p + m_s(P_c)$$

$$m_s(P_c) = m_{A+L+KH}(P_c) + m_{boru}(P_c)$$

Kümülatif manevra kabiliyeti parametresi efektif manevra kabiliyeti parametresi ile yanma süresinin çarpımı ile ifade edilmekte olup torpidonun hedefe ulaşabilme yeteneğinin ölçüsü olarak yine aynı şekilde tasarımıımızın mevcut aşamasında sahip olunan bilgiyle performansı optimum düzeye getirecek yanma odası basıncı belirlemede kullanılan temsili parametredir.

$$T_{kmk} = T_{emk} t_b \quad (4.22)$$

Kümülatif manevra kabiliyetini hız ve menzil performans şartlarının belirlediği yanma odası basıncı aralığında maksimum yapacak değer ki bu değer kararlı hal yanma odası basıncı tasarım değeri olacaktır, Tablo 4.9'ta gösterildiği şekilde belirlenir.

Tablo 4.9: Kararlı hal yanma odası tasarım basıncı.

YAKIT TÜRÜ	KARARLI HAL YANMA ODASI TASARIM BASINCI [MPa]
PBAN/AP/AL	14.61
HTPB/AP/AL	10.71

#### 4.7.2. Zamana Bağlı Yanma Odası Basıncı

Yanma odası basıncının zamana bağlı değişimini aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür.

$$P_c(t) = \bar{P}_c + p_c(t) \quad (4.23)$$

$\bar{P}_c$ , kararlı hal yanma odası basıncıdır,  $p_c(t)$ , yanma odası basıncının zamana bağlı kısmı olup aşağıda gösterildiği şekilde ifade edilmesi mümkündür.

$$p_c(t) = p_{c_0} e^{\frac{n-1}{\tau} t}$$

$$\tau = \frac{\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{2}} \frac{V}{k \frac{R}{M_w} T_c}}{A t}, \quad V = V_i + S_b r t \quad (4.24)$$

$V$ , yanma odası hacmi  $V_i$ , yanma odası başlangıç hacmi ve yakıtın yanması sebebiyle zamana bağlı olarak ifade edilir.  $V_i$ , yanma odası başlangıç hacmi  $0.005 m^3$  olarak alınacaktır.  $n$  daha önce değindiğimiz yanma üslüsüdür.  $A_t$  lüle boğaz kesit alanı olup kararlı hal yanma odası basıncının belirlediğimiz değerde olmasına imkan verecek şekilde belirlenir. Lüle boğaz kesit alanını depolanan gaz miktarının ve yanma odasındaki hızlarının ihmal edildiği, motor sıcaklığının değişmediği, ideal gaz yasasının uygulanabileceği ve ayrıca yanma hızının sabit olacağı varsayımları altında aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür

Yanma odasını başlangıçta  $0.5 \text{ MPa}$  basınçta basınçlandırılmış olduğu kabul edildiğinde ve belirlenen kararlı hal basıncını başlangıç değer sınır şartında yerine koyduğumuzda  $p_{c_0}$ , zamana bağlı hal katsayısını yakıt türleri için Tablo 4.10'da gösterildiği şekilde ifade edilir.

Tablo 4.10:Yakıt türlerinin zamana bağlı hal katsayısı.

PBAN/AP/AL	-14.11 MPa
HTPB/AP/AL	-10.21 MPa

Yakıt yanma süresi sonunda tükendiğinde yanma odasında kalan gazın boşalımı sonucu yanma odasının zamana bağlı değişimini aşağıda gösterildiği gibi ifade etmek mümkündür.

$$P_c = p_{c_i} e^{-\frac{r T_c A_t}{V c^*} t} \quad (4.25)$$

## 4.8. Lüle Ön Tasarımı

Lüle boğaz kesit alanını depolanan gaz miktarının ve yanma odasındaki hızlarının ihmal edildiği, motor sıcaklığının değişmediği, ideal gaz yasasının uygulanabileceği ve ayrıca yanma hızının sabit olacağı varsayımları altında aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür.

$$A_t = \frac{p_P S_b r c^*}{P_c} \quad (4.26)$$

Tablo 4.11: Yakıt seçeneklerine göre lüle boğaz kesit alanı.

PBAN/AP/AL	$6.065 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$
HTPB/AP/AL	$8.816 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{1-k}} \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{-\frac{1}{k}}}{\sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}} \quad (4.27)$$

Torpidonun seyir derinliğindeki dış basıncı lüle çıkış basıncına eşit olacak lüle tasarımını, ki bahsi geçen lüle tasarımı optimum itki gereksinimini karşılayacak lüle tasarımıdır, kararlı hal yanma odası basıncına göre her bir yakıtın koşullarında gerçekleştirmemiz halinde yukarıda gösterilen denklemden lüle çıkış alanının lüle boğaz alanına oranı Tablo 4.11’de gösterildiği gibi her bir yakıt türü için açığa çıkar.

Tablo 4.12: Yakıt seçeneklerine göre lüle çıkış alanının lüle boğaz alanına oranı

Yakıt türü	$A_e/A_t$
PBAN/AP/AL	2.440
HTPB/AP/AL	2.898

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left( \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_e^2}{1 + \frac{k-1}{2}} \right)^{\frac{k+1}{(2)(k-1)}} \quad (4.28)$$

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \dots\dots\dots(4.29)$$

Denklem 4.28 ve 4.29’dan yanma odasındaki hızları ihmal edersek lüle çıkışındaki sıcaklığı aşağıda gösterildiği gibi elde edilir.

- $T_e = 1660 \text{ K}$

## 4.9. Özgül İtki

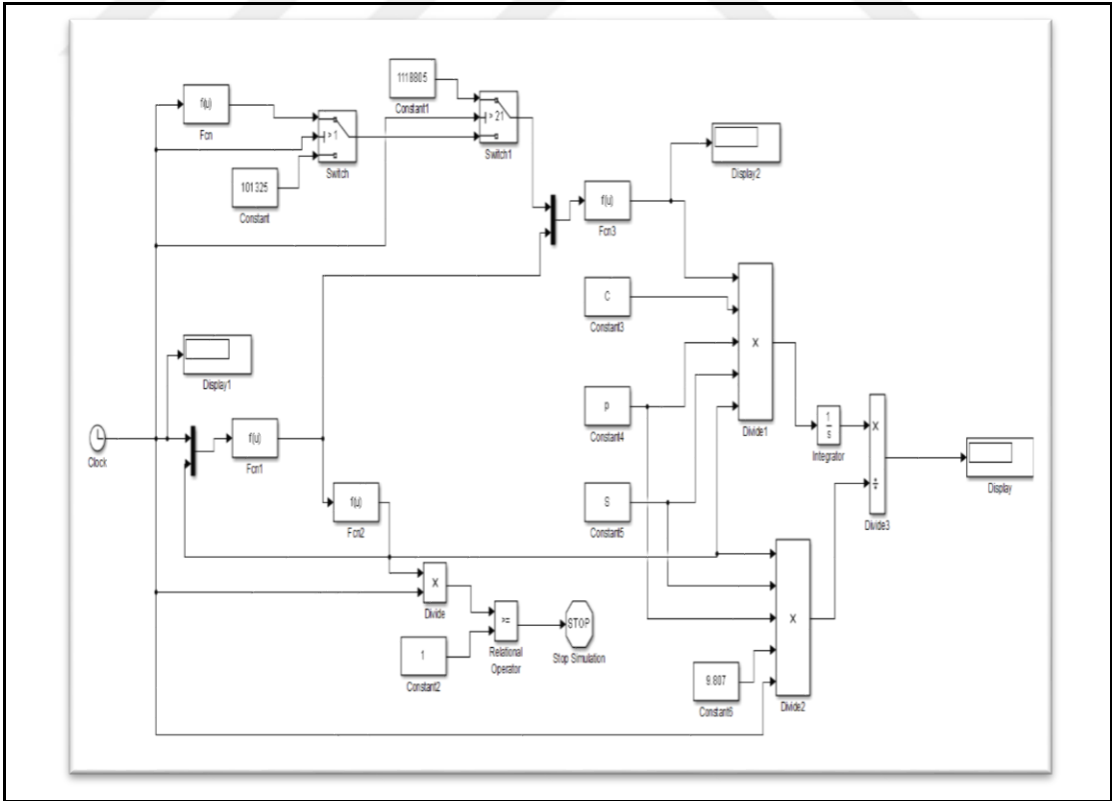
Özgül itki roket motorunun verimliliğinin ölçüsüdür. Yakıt özelliklerine, çevre basıncına, yanma odası basıncına ve lüle tasarımına bağlıdır. Lüle tasarımı seyir

derinliğinde optimum nokta olan lüle çıkış basıncının çevre basıncına eşit olmasını sağlayacak şekilde yapılacak olacağı düşünüldüğünde özgül itki değerini yakıt performans değeri olarak alınabilir. Yakıt seçimi özgül itki değerine göre yapılır.

Özgül itki değeri yanma odası basıncının ve çevre basıncının zamanla değişimine bağlı olarak değişir. Özgül itki değerinin yakıt yanma süresi boyunca ortalama değeri aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür.

$$I_{sort} = \frac{\int_0^{t_b} T dt}{g M_p} \quad (4.30)$$

$M_p$ , yakıt kütlesi ve  $g$ , yerçekimi ivmesidir. Ortalama özgül itkiyi elde etmek için Simulink'te Şekil 4.8'de gösterildiği gibi modellenir. Dış basınç bir saniye sonra torpidonun su yüzeyine ulaştığı ve dalışa geçtiği kabul edilerek modellenir. İtki katsayısı değerini modellenirken lüle çıkış basıncının yanma odası basıncına oranı yanma odası basıncının kararlı hale ulaşıncaya kadar geçen süredeki değişimi ihmal edilir.



Şekil 4.8: Özgül itki değerinin belirlenmesinde kullanılan Matlab-Simulink modeli.

Modeli kullanarak her bir yakıt için ortalama özgül itki değerini Tablo 4.13'te gösterildiği gibi elde etmek mümkündür.

Tablo 4.13: Yakıt seçeneklerinin ortalama özgül itki değerleri.

PBAN/AP/AL	342.5 saniye
HTPB/AP/AL	333.2 saniye

Özgül itki değerini yakıt performans ölçüsü olarak kabul ederek PBAN/AP/AL yakıtının daha üstün performansa sahip olduğu görülür. Yakıt seçimi daha üstün performans gösteren PBAN/AP/AL yakıtı yönünde yapılır.



## 5. EROZYONLU YANMA

### 5.1. Yakıt Kimyası

Seçilen PBAN/AP/AL yakıtının bileşenlerinin mol kütlesi ve kütle oranları Tablo 5.1’de verilir [İnger, 2010].

Tablo 5.1: Yakıt bileşenleri.

Bileşen	Kimyasal formül	Mol kütlesi g [g/mol]	Kütle oranı
PBAN	$C_{10}H_{13}NO_2$	179.2 ( $M_1$ )	0.141 ( $X_1$ )
Amonyum perklorat	$NH_4ClO_4$	117.49 ( $M_2$ )	0.699 ( $X_2$ )
Alüminyum	Al	26.98 ( $M_3$ )	0.16 ( $X_3$ )

1 gram yakıtta her bir elementin mol miktarı aşağıda gösterildiği şekilde elde edilir.

$$O \rightarrow A_1 = 2 \times \frac{X_1}{M_1} + 4 \times \frac{X_2}{M_2} \quad (5.1)$$

$$C \rightarrow A_2 = 10 \times \frac{X_1}{M_1} \quad (5.2)$$

$$H \rightarrow A_3 = 13 \times \frac{X_1}{M_1} + 4 \times \frac{X_2}{M_2} \quad (5.3)$$

$$N \rightarrow A_4 = \frac{X_1}{M_1} \quad (5.4)$$

$$Cl \rightarrow A_5 = \frac{X_2}{M_2} \quad (5.5)$$

$$Al \rightarrow A_6 = \frac{X_3}{M_3} \quad (5.6)$$



Yanma sonucu elde edilecek yanma ürünlerini temel ürünler, birincil ürünler, ikincil ürünler ve yoğunlaşmış ürünler olmak üzere 4 grupta Tablo 5.2’de gösterildiği gibi toplanabilir.

Tablo 5.2: Yanma ürünleri sınıflandırılması.

Temel ürünler	$O(z_1), C(z_2), H(z_3), N(z_4), Cl(z_5), Al(z_6)$
Birincil ürünler	$CO_2(z_7), CO(z_8), H_2O(z_9), H_2(z_{10}), N_2(z_{11}), HCl(z_{12})$
İkincil ürünler	$NO, O_2, OH, HNO, NH, NH_2, NH_3, CH_2, CH_3, HCO, H_2CO, CN, HCN, ClCIC, , AlO, Al_2O, AlH, AlCl, AlCl_3$
Yoğunlaşmış ürünler	$Al_2O_3(z_{13})$

Tablo 5.2’de gösterilen ikincil ürünler hesaplamamızda molar oranları çok düşük olması beklendiğinden ihmal edilir [İnger, 2010] .

Kimyasal tepkimelerden aşağıdaki 11.2 denklemlerini elde etmemiz mümkündür

$$CO_2 \rightarrow k_1 = \frac{z_1^2 z_2}{z_7} \left( \frac{P_c}{P_{ref}} \right)^2 \quad (5.7)$$

$$CO \rightarrow k_2 = \frac{z_1 z_2}{z_8} \left( \frac{P_c}{P_{ref}} \right) \quad (5.8)$$

$$H_2O \rightarrow k_3 = \frac{z_3^2 z_1}{z_9} \left( \frac{P_c}{P_{ref}} \right)^2 \quad (5.9)$$

$$H_2 \rightarrow k_4 = \frac{z_3^2}{z_{10}} \left( \frac{P_c}{P_{ref}} \right) \quad (5.10)$$

$$N_2 \rightarrow k_5 = \frac{z_4^2}{z_{11}} \left( \frac{P_c}{P_{ref}} \right) \quad (5.11)$$

$$HCl \rightarrow k_6 = \frac{z_3 z_5}{z_{12}} \left( \frac{P_c}{P_{ref}} \right) \quad (5.12)$$

$$Al_2O_3 \rightarrow k_7 = z_1^3 z_6^2 \left( \frac{P_c}{P_{ref}} \right)^5 \quad (5.13)$$

Kimyasal denge sabitini aşağıda gösterildiği şekilde her tepkime için elde etmemiz mümkündür.

$$\Delta G_T^0 = \sum_{i_{ürünler}} M_i \bar{g}_{f,i}^0 - \sum_{i_{girenler}} M_i \bar{g}_{f,i}^0 \quad (5.14)$$

$$k_p = \exp\left[\frac{-\Delta G_T^0}{R_u T_c}\right]$$

13 bilinmeyene karşılık elde ettiğimiz 13 denklem çözdürülürse yanma ürünü gazlarının molar oranlarını Tablo 5.3'te gösterildiği şekilde elde etmemiz mümkündür.

Tablo 5.3: Yanma ürünlerinin lüle çıkışında ve yanma odasında molar oranları.

Molekül	Molar oran (Yanma odasında [3480K])	Molar oran (Lüle çıkışında [1660 K])
CO <sub>2</sub>	≈ 0	0.1925
CO	0.215	0.00719
H <sub>2</sub> O	0.235	0.394
H <sub>2</sub>	0.296	≈ 0
N <sub>2</sub>	0.0921	0.0855
HCl	0.172	0.0755
O	≈ 0	≈ 0
C	≈ 0	≈ 0
H	≈ 0	≈ 0
N	≈ 0	≈ 0
Cl	≈ 0	≈ 0
Al	≈ 0	0.245

Tablo 5.4: Yoğunlaşmış fazın mol oranı.

Molekül	Mol oranı [mol/100 gr] (Yanma odasında [3480K])	Mol oranı [mol/100 gr] (Lüle çıkışında [1660 K])
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.2965	≈ 0

## 5.2. Yanma Ürünü Gazları Özellikleri

### 5.2.1. Viskozite

Viskozite akışkanın kayma gerilmesi ve çekme gerilmesi altında şekil değişimine karşı gösterdiği direncin ölçüsüdür. Viskozite akışkan sıcaklığına bağlıdır. Sıvılarda sıcaklık artışı ile birlikte viskozite azalma eğilimindeyken gazlarda sıcaklık artışıyla birlikte dinamik viskozite artma eğilimindedir.

Sutherland yasası gazların dinamik viskozitesini sıcaklığa bağlı olarak ifade eder. Sutherland yasasını aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür.

$$\mu = \mu_{ref} \frac{T_{ref} + C}{T + C} \left( \frac{T}{T_{ref}} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (5.15)$$

Sutherland yasası katsayıları literatürden elde edilebilen  $C_2O, CO, N_2$  ve  $H_2$  moleküllerinin dinamik viskozite değerlerini Sutherland yasasından, Sutherland yasası katsayıları literatürden elde edilemeyen  $H_2O$  ve  $HCl$  moleküllerinin verili sıcaklıktaki dinamik viskozite değerleri tablolardan okunarak elde edilir.

Gaz karışımının dinamik viskozitesi literatürdeki bir modele (Herning&Zipperer) göre aşağıda gösterildiği şekilde ifade edilmektedir.

$$\mu_{karışım} = \frac{\sum_i (\mu_i x_i \sqrt{M_i})}{\sum_i (x_i \sqrt{M_i})} \quad (5.16)$$

### 5.2.2. Isı İletim Katsayısı

Gaz karışımının ısı iletim katsayısını karışım unsurlarının mol oranı, viskozitesi ve mol kütlelerine bağlı olarak Denklem 5.7'de gösterildiği gibi ifade edilebilir.

$$\mathcal{K}_{karışım} = \sum_{i=1}^n \frac{x_i \mathcal{K}_i}{\sum_{j=1}^n x_j \Phi_{ij}} \quad (5.17)$$
$$\Phi_{ij} = \frac{\left[ 1 + \left( \frac{\mu_i}{\mu_j} \right)^{0.5} \left( \frac{M_j}{M_i} \right)^{0.25} \right]^2}{\sqrt{8} * \left( 1 + \frac{M_i}{M_j} \right)^{0.5}}, \quad \Phi_{ii} = 1$$

### 5.2.3. Isı Sığası

Gaz karışımının ısı sığası değerini karışım unsurlarının ısı sığası ve mol oranı değerlerinden aşağıda gösterildiği gibi elde edilebilir.

$$C_{P,karışım} = \frac{\sum_i C_{P,i} x_i M_i}{\sum_i x_i M_i} \quad (5.18)$$

### 5.2.4. Prandtl Sayısı

Prandtl sayısı momentum difüzyonunun ısı difüzyona oranı olarak tanımlanan boyutsuz bir sayıdır. Prandtl sayısını aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür.

$$Pr = \frac{c_p \mu}{K} \quad (5.19)$$

## 5.3. Sonuç

1956'da geliştirilen, ısı geçişine dayalı ve günümüzde roket motoru performans hesaplarında geniş bir kullanım alanı bulan literatürdeki bir modele(Lenoir&Robillard) göre erozyonlu yanmayı Denklem 5.10'da gösterildiği şekilde ifade etmemiz mümkündür.

$$r = r_o + r_e \quad (5.20)$$
$$r = a P_c^n + \alpha G^{0.8} D^{-0.2} \exp\left(\beta \frac{r P P}{G}\right)$$

Denklemdaki G genel akışın birim alandaki kütle akış hızı, D karakteristik uzunluk(sigara tipi yakıt yerleşiminde yanma odası çapı olup diğer yakıt yerleşimlerinde  $D = \frac{4A_p}{S}$  olup buradaki  $A_p$  gaz deliği(port) alanı ve S gaz deliğinin yarıçapıdır.  $\beta$  yakıt özelliklerinden bağımsız sabit olup metrik sistemde yaklaşık 53 değerini alır.  $\alpha$  ısı geçişi olayından aşağıda gösterildiği gibi ifade edilir.

$$\alpha = \frac{0.0288 c_P \mu^{0.2} Pr^{-2/3} T_{ady} - T_S}{p_P c_S T_S - T_p} \quad (5.21)$$

$c_P, c_S$  sırasıyla yanma odasındaki gaz karışımının ve katı yakıtın ısı kapasitesi,  $\mu$  yanma odası gaz karışımının viskozite değeri,  $Pr$  yanma odası gaz karışımının Prandtl sayısı  $T_S$  katı yakıtın yanma yüzey sıcaklığı olup mevcut yakıt için 873 K değeri kullanılır,  $T_p$  yakıt sıcaklığı olup 294 K değeri alınır.

Sigara tipi yakıt yerleşiminde erozyonlu yanma genel akışın birim zamandaki kütle akış hızı yanma yüzey alanın akış alanına oranı düşük olduğu için ihmal edilebilir düzeyde olduğu Tablo 5.4'te görülmektedir. Oysaki farklı yakıt çekirdeği tasarımları için mevcut yanma odası basıncında erozyonlu yanmanın önemli olabileceği Tablo 13.1'de görülmektedir.

Tablo 5.4: Kararlı hal yanma hızında erozyonlu yanma hızları.

Yakıt çekirdeği tasarımı	Erozyonlu yanma hızı
1 metre yakıt çubuğu uzunluğu 0.206 metre yakıt çekirdeği çapı Sigara tipi yakıt çekirdeği (Mevcut tasarım)	$3.05 \cdot 10^{-24}$ mm/s
1 metre yakıt çubuğu uzunluğu 0.206 metre yakıt çekirdeği çapı Yıldız yakıt çekirdeği	$6.4319 \cdot 10^{-4}$ mm/s
2 metre yakıt çubuğu uzunluğu 0.206 metre yakıt çekirdeği çapı Yıldız yakıt çekirdeği	0.082065 mm/s

## 6. VERİM

Genel verim yakıt yanması sonucu açığa çıkan enerjinin yanma sonucu açığa çıkan gazların hareket enerjisine dönüşme oranı olup itki verimi ve yanma verimine bağlı olarak aşağıda gösterildiği şekilde ifade edilebilir.

$$\eta_{Isp} = \eta_{Cf} \eta_{C^*} \quad (6.1)$$

İtki verimi kayıplı itki katsayısının ideal itki katsayısına oranı olarak ifade edilebilir.

$$\eta_{Cf} = \frac{C_{f_{kayıplı}}}{C_{f_{ideal}}} \quad (6.2)$$

Yanma verimi kayıplı karakteristik hızın ideal karakteristik hıza oranı olarak ifade edilebilir.

$$\eta_{C^*} = \frac{C^*_{kayıplı}}{C^*_{ideal}} \quad (6.3)$$

Genel verim kayıplı özgül itki değerinin ideal özgül itki değerine oranı olarak ifade edilebilir.

$$\eta_{Isp} = \frac{I_{sp_{kayıplı}}}{I_{sp_{ideal}}} \quad (6.4)$$

### 6.1. Yanma Verimi

Yanma verimini literatürdeki bir modele göre yanma hızına ve yakıt özelliklerine bağlı olarak aşağıdaki şekilde ifade etmek mümkündür.

$$\eta_{C^*} = \left[ K + \frac{10-a}{10} (100-K) \right] B C \quad (6.5)$$

- A = alüminyum yüzde oranı,  $A \leq 10$  için  $a=A$  ve  $A > 10$  için  $a=10$
- B=1 tam izolasyonlu motor için, 0.990 izolasyonsuz motor için
- C=bağlayıcı madde sabiti

Tablo 6.1: Bağlayıcı madde sabiti.

Bağlayıcı madde	Bağlayıcı madde sabiti
NF	1.008
PGA/NC	1.008
PBAA	1.006
PBAN	1.006
HTPB	1.003
CTPB	1.000
NC	0.998
PU	0.992

Yanma hızı sabiti (K) değerleri Tablo 6.1’de görülmektedir [Coats, 1975].

Tablo 6.2: Yanma hızı parametresinin yanma hızına bağlı değerleri.

Yanma hızı (mm/s)	K	Yanma hızı (mm/s)	K
2.794	91.4	12.7	98.6
3.048	93.1	15.24	98.9
3.302	94.0	17.78	99.1
3.556	94.6	20.32	99.2
3.81	95.1	22.86	99.3
4.064	95.6	25.4	99.4
4.318	96.0	30.48	99.6
4.572	96.4	35.56	99.7
4.826	96.7	40.64	99.8
5.08	97.0	45.72	99.9
7.62	97.7	$\geq 50.8$	100.0
10.16	98.2		

Yanma hızını mm/s olarak almamız halinde yanma hızı parametresi değerleri Tablo 6.2’de görülmektedir [Coats, 1975].

- $\eta_{c^*} > 100$  ise  $\eta_{c^*} = 100$

Tablo 6.3: Motor tahmini ve gerçek yanma verimi değerleri.

Motor türü	Motor yanma verimi	Motor tahmin edilen Yanma verimi	Sapma
2.75 FBAR (HPC)	100	99.8	-0.2
2.75 FBAR (AGC)	98.9	98.8	-0.1
SRAM	99.4	100.0	+0.6
HYDAC	98.9	98.4	-0.5
HI-EX	98.0	97.8	-0.2
FW-4S	96.7	97.0	+0.3
SURVEYOR RETRO	97.1	97.5	+0.4
ANTARES I	99.1	99.0	-0.1
ANTARES II	97.2	97.5	+0.3
SPARROW	98.2	99.1	+0.9
SAM-D	97.6	97.5	-0.1
SPARTAN-2	99.0	99.2	+0.2
156-S	99.0	99.6	+0.6
MINUTEMAN III-3	98.2	97.9	-0.3

## 6.2. İtki Verimi

### 6.2.1. İraksaklık Kaybı

İtki verimindeki ıraksaklık kaybı aşağıda gösterildiği şekilde ifade edilebilir.

$$\eta_{DIV}=50 [1-\cos(\frac{\dot{\alpha}-\dot{\alpha}_{EX}}{2})] \quad (6.6)$$

- $\dot{\alpha}$ , Lüle konik yarım açısı
- $\dot{\alpha}_{EX}$ , Lüle çıkışı konik yarım açısı

Mevcut çalışmada lüle konik yarım açısı ortalaması 15° kabul edilebilir.

### 6.2.2. Çift Fazlı Akış Kaybı

Çift fazlı akış kaybını aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür.



$$\eta_{TP} = C_3 \frac{\epsilon^{C_4} D_p^{C_5}}{P^{0.15} \epsilon^{0.08} D_t^{C_6}} \quad (6.7)$$

- $\epsilon$ , yoğunlaşmış fazın mol oranı (mol/100 gram)
- $D_p$ , parçacık boyutu ( $\mu$ )
- $D_t$ , lüle boğaz çapı (inch)
- $\epsilon$ , lüle genleşme oranı
- $P$ , basınç (psi)

Denklem 6.7'deki parametre değerleri Tablo 6.4'te görülmektedir [Coats, 1975]

Tablo 6.4: Çift fazlı akış katsayılar tablosu. [Coats, 1975]

Koşullar	$C_3$	$C_4$	$C_5$	$C_6$
$\epsilon \geq 0.09, D_t < 25.4 \text{ mm}$	9.0	0.5	1.0	1.0
$\epsilon \geq 0.09, 25.4 \text{ mm} < D_t < 50.8 \text{ mm}$	9.0	0.5	1.0	0.8
$\epsilon \geq 0.09, D_t \geq 50.8 \text{ mm}$ ve $D_p < 4$	13.4	0.5	0.8	0.3
$\epsilon \geq 0.09, D_t \geq 50.8 \text{ mm}$ ve $4 \leq D_p \leq 8$	10.2	0.5	0.8	0.4
$\epsilon \geq 0.09, D_t \geq 50.8 \text{ mm}$ ve $D_p > 8$	7.58	0.5	0.8	0.33
$\epsilon < 0.09, D_t < 25.4 \text{ mm}$	30.0	1.0	1.0	1.0
$\epsilon < 0.09, 25.4 \text{ mm} < D_t < 50.8 \text{ mm}$	30.0	1.0	1.0	0.8
$\epsilon < 0.09, D_t \geq 50.8 \text{ mm}$ ve $D_p < 4$	44.5	1.0	0.8	0.8
$\epsilon < 0.09, D_t \geq 50.8 \text{ mm}$ ve $4 \leq D_p \leq 8$	34.0	1.0	0.8	0.4
$\epsilon < 0.09, D_t \geq 50.8 \text{ mm}$ ve $D_p > 8$	25.2	1.0	0.8	0.33

Parçacık boyutu aşağıda gösterildiği şekilde ifade edilebilir.

$$D_p = 0.454 P^{\frac{1}{3}} \epsilon^{\frac{1}{3}} [1 - \exp(-0.004 L^*)] (1 + 0.045 D_t) \quad (6.8)$$

$$L^* = \frac{V_c}{A_t}$$

Karakteristik uzunluğun sıvı yakıtlı roketlerde sabitken katı yakıtlı roketlerde yakıtın yanması sonucu yanma odası hacminin zamanla değişime bağlı olarak zamanla değiştiği göz önünde bulundurulmalıdır

### 6.2.3. Kinetik Kayıp

İtki verimindeki kinetik kaybı aşağıda gösterildiği gibi ifade etmek mümkündür.

$$\eta_{KIN}=33.3 \left[ 1 - \frac{\text{teorik donmuş } I_{sp}}{\text{teorik ötelemeli } I_{sp}} \right] \frac{1.379}{P_c} (P_c, MPa; P_c > 1.379 \text{ MPa için}) \quad (6.9)$$

Teorik donmuş özgül itki lülede kimyasal reaksiyon olmadığı kabulüyle hesaplanan özgül itki değeri olup teorik ötelemeli özgül itki ise lülede sıcaklık ve basınç değişimine bağlı olarak kimyasal reaksiyon olduğu göz önünde bulundurularak hesaplanan özgül itki değeridir. Teorik donmuş özgül itki değeri ile teorik ötelemeli özgül itki değerini aşağıda gösterildiği gibi belirlemek mümkündür.

$$I_{sp} = \frac{\sqrt{2(H_c - H_e)}}{g} \quad (6.10)$$

### 6.2.4. Sınır Tabaka Kaybı

Sınır tabaka kaybını aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür.

$$\eta_{Bl} = C_1 \frac{P^{0.8}}{D_t^{0.2}} \left[ 1 + (2) \exp(-C_2 \frac{P^{0.8} t}{D_t^{0.2}}) \right] [1 + 0.016 (\epsilon - 9)] \quad (6.11)$$

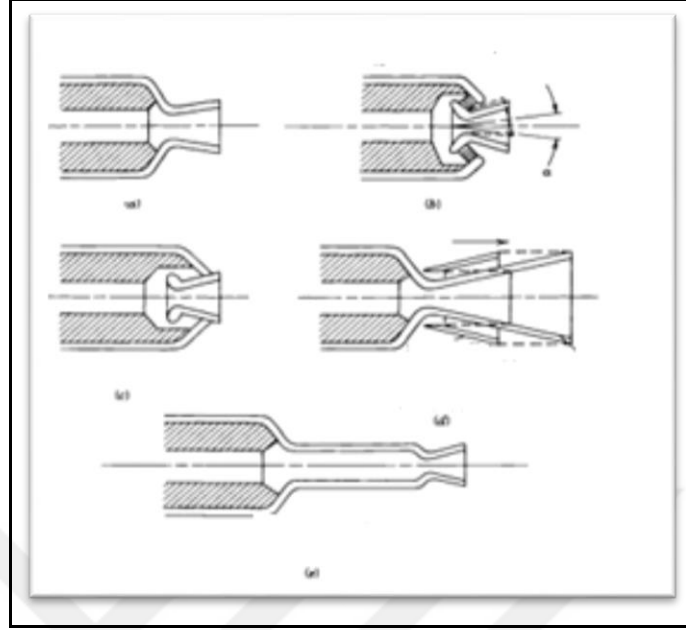
Denklemden İngiliz ölçü birimleri kullanılacak olup katsayıları Tablo 6.5'te gösterildiği gibi ifade etmek mümkündür.

Tablo 6.5: Sınır tabaka kaybı katsayıları.

LÜLE TİPİ	KLASİK LÜLE	ÇELİK LÜLE
C1	0.00365	0.00596
C2	0.000937	0

Mevcut tasarımda çelik lülenin kullanılacağı kabul edilir.

### 6.2.5. Dalmış Lüle Kaybı



ŞEKİL 6.1: Lüle tipleri.

Şekil 6.1 c’de görülen yanma odasına dalmış lüle kullanımı halinde ki bu tip lüle kullanımı motor uzunluk ve ağırlığının önem kazandığı uygulamalarda görülür, verimliliğe etkisini aşağıda görüldüğü şekilde belirlemek mümkündür [Sutton and Biblarz, 2001].

$$\eta_{SUB} = (0.0684) \left( \frac{P_c}{A^*} \right)^{0.8} \frac{S^{0.4}}{D_t^{0.2}} \quad (6.12)$$

Tasarımımızda dalmış lüle kullanılmayacağı kabul edilir.

### 6.2.6. Genel İtki Verimi

Genel itki verimini farklı kayıplardan şu şekilde belirleyebiliriz

$$\eta_{Cf} = \frac{100 - \eta_{DIV} - \eta_{TP} - \eta_{KIN} - \eta_{BL} - \eta_{SUB}}{100} \quad (6.13)$$

### 6.3. Genel Verim

Yanma veriminin yanma hızına bağlı olarak değişimi genel verim modeline yansıtılacaktır ancak itki veriminin yanma odası basıncının kararlı hale gelene kadarki değeri olarak kararlı hal yanma odası basıncındaki değer olacağı kabul edilir. İtke verimi ve kararlı haldeki yanma verimi ve bu değerlere bağlı olarak genel verim değerleri Tablo 6.6'da verilmiştir. Örnek motorların verim değerleri de Tablo 6.7'de görülmektedir [Coats, 1975].

Tablo 6.6: Tasarımı yapılan torpido motorunun verim değerleri.

$\eta_{DIV}$	$\eta_{TP}$	$\eta_{KIN}$	$\eta_{Bl}$	$\eta_{SUB}$	$\eta_{C_f}$	$\eta_{C^*}$	$\eta_{I_{sp}}$
1.7	14.4	$\approx 0$	3.6	0	0.813	0.9865	0.803

Tablo 6.7: Katı yakıtlı roket motoru örneklerinin tahmini ve gerçek verim değerleri.

Motor	$\eta_{DIV}$	$\eta_{TP}$	$\eta_{KIN}$	$\eta_{Bl}$	$\eta_{SUB}$	$\eta_{C_f}$	$\eta_{C^*}$	$\eta_{I_{sp}}$	Ölçülen	Hata
A Bates	1.7	2.1	0.2	1.5	0	94.5	98.1	92.7	92.7	0
B Bates	1.7	2.0	0.2	2.0	0	94.1	98.1	92.3	92.3	0
A Bates (NF)	1.7	1.2	0.2	1.7	0	95.3	99.5	94.8	94.9	-0.1
B Bates (NF)	1.7	1.0	0.2	2.0	0	95.0	99.5	94.5	94.2	+0.3
SRAM	0.3	3.3	0.1	1.3	0	95.0	100.0	95.0	94.0	+1.0
156-5	2.3	2.4	0.2	0.3	0.4	94.4	99.6	94.0	94.4	-0.4
2.75 (ASPC)	1.0	4.8	0.1	3.6	0	90.5	98.8	89.4	89.6	-0.2
2.75 (III)	0.8	0	0.2	4.9	0	94.2	99.8	94.0	93.0	+1.0
MM III,3	2.2	1.1	0.5	0.5	0.8	95.0	97.9	93.0	94.0	-1.0
TW-4B	3.0	2.4	0.6	0.9	0.5	92.6	97.0	89.8	90.0	-0.2
Surveyor	1.7	1.8	0.8	0.8	0.8	94.1	97.5	91.8	91.2	+0.6
Antares I	1.7	0.3	0.3	0.4	0	97.3	99.0	96.3	95.5	+0.8
Antares II	1.7	1.4	0.5	0.4	0	95.9	97.5	93.5	92.0	+1.5
Sparrow	2.6	0.9	0.4	2.3	0	94.0	99.1	93.1	91.9	+1.2

## 7. TORPİDONUN HAREKETİNİN VE MOTORUNUN MODELLENMESİ

Torpidoya etkileyen hidrodinamik kuvvetin taşıma bileşeni torpido ağırlığının suyun kaldırma kuvvetinin de yardımıyla dengelediği kabul edildiğinde hareket denklemi yakıt yanması sonucu kütledeki değişimi de göz önünde bulundurarak aşağıda gösterildiği şekli alır.

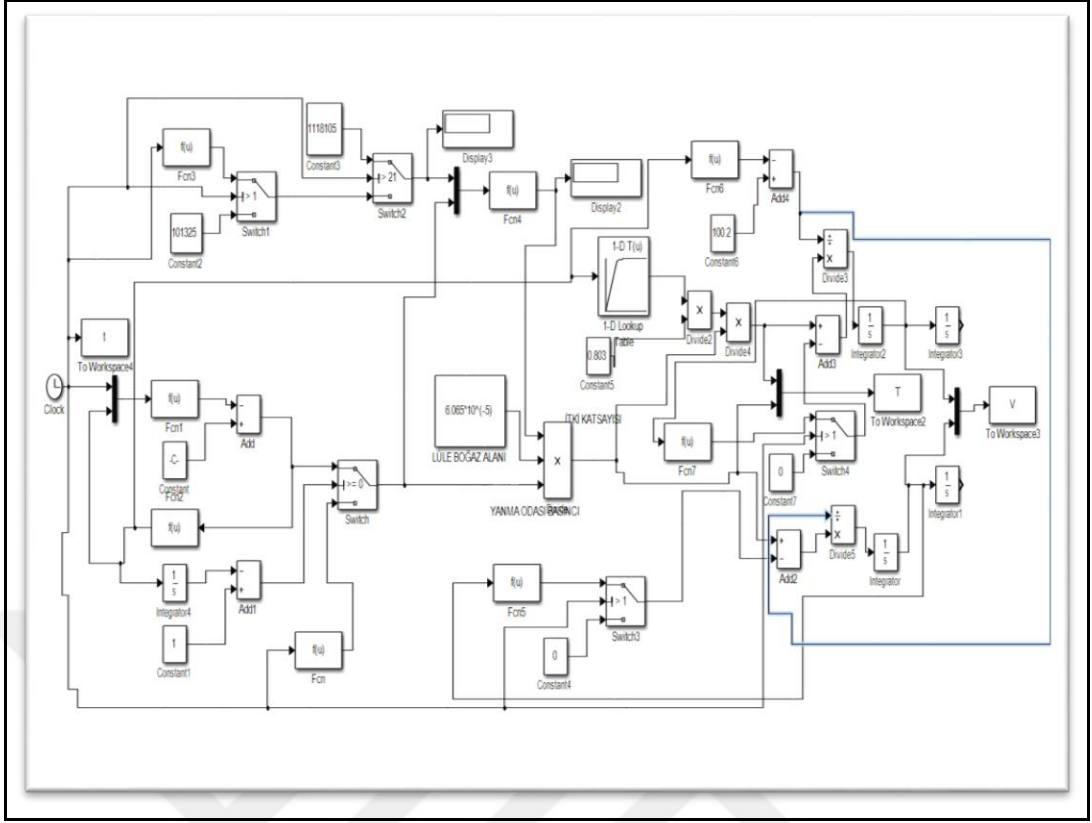
$$\frac{dV}{dt} = \frac{T - D(V)}{M - \dot{m}_p} \quad (7.1)$$

$$V = \int \frac{T - D(V)}{M - \dot{m}_p} \quad (7.2)$$

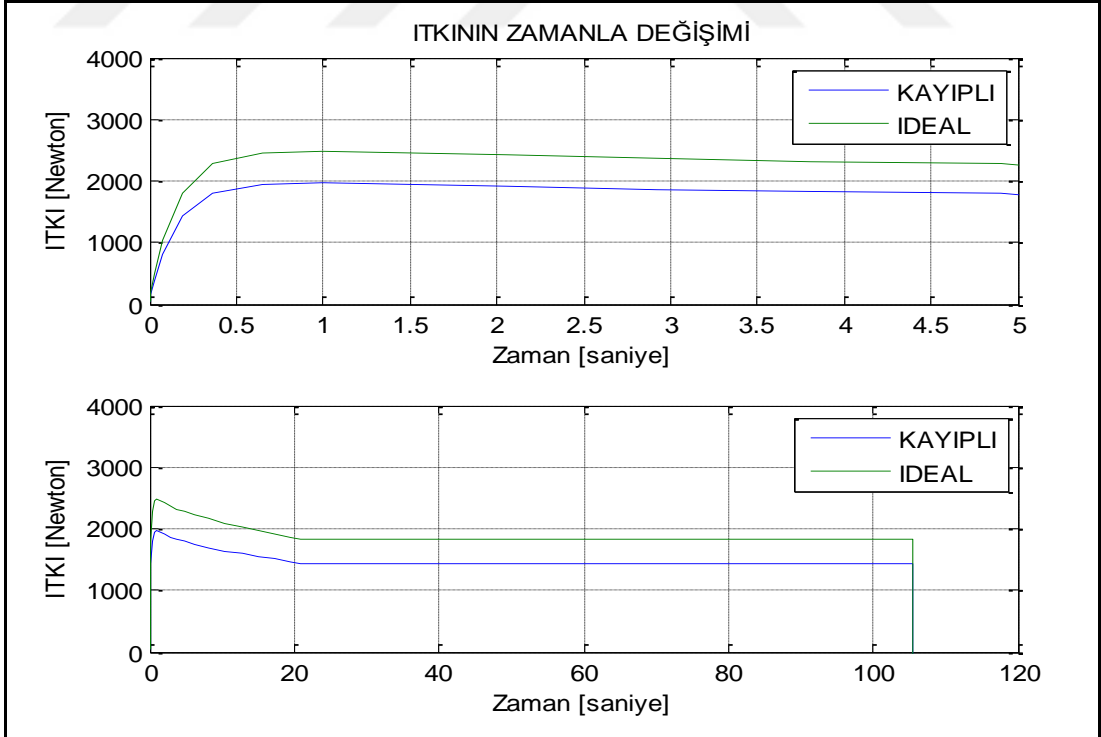
$$\text{Menzil} = \int_{t=0}^{t_b} \frac{T - D(V)}{M - \dot{m}_p} \quad (7.3)$$

$$T = P_c C_f A_t \quad (7.4)$$

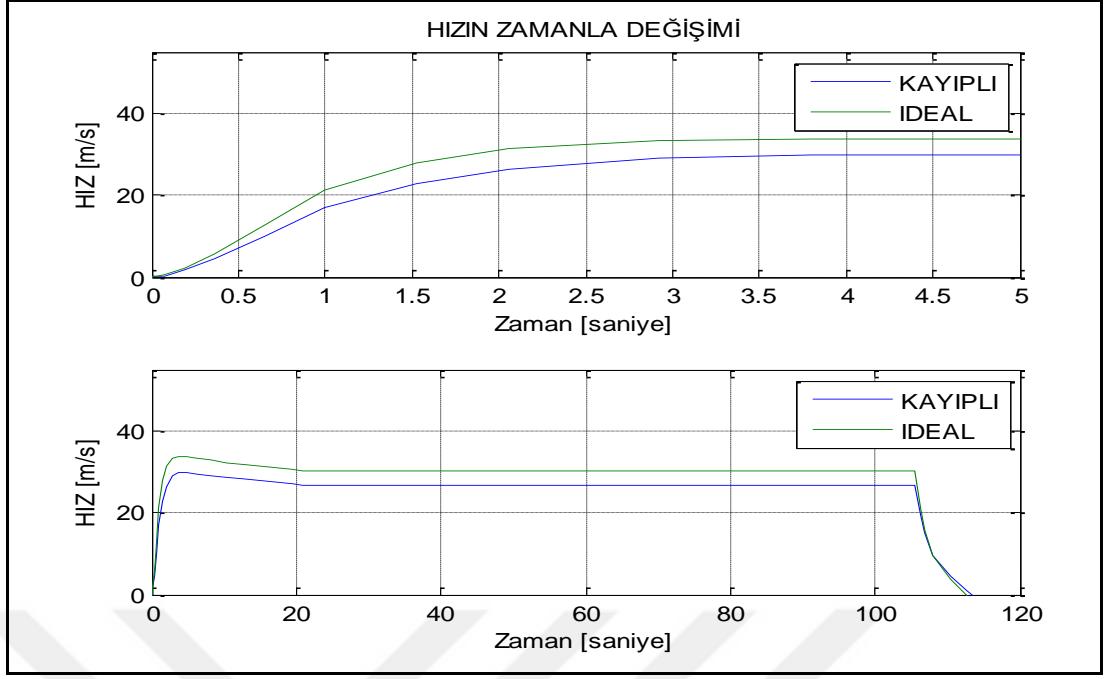
Torpidonun yüzer platformdan suya dalışına kadar geçen 1 saniye sürede torpidoya etkiyen hava sürtünmesi görece düşük hızlar söz konusu olduğu için ihmal edilebilir.



Şekil 7.1: Torpidonun Matlab-Simulink modeli.



Şekil 7.2: İtkinin zamanla değişimi grafiği.



Şekil 7.3: Hızın zamanla değişimi grafiği.

Grafiklerden de anlaşılacağı üzere modellemeye yanmadaki kararsızlık dahil edilmemiştir.

Tablo 7.1: İdeal ve kayıplı koşullarda menzil.

İDEAL	3186 metre
KAYIPLI	2823 metre

## 8. SONUÇ

Torpedo itkisinde kullanılacak roket motoru modellenerek incelenmektedir

Tablo 6.4 ve 6.5'te görüldüğü gibi sınır tabaka ve çift fazlı akış kaybı atmosfer ve atmosfer dışı ortamda hareket eden roket motorlarına göre yüksektir. Bu durumun sebebi verili sınır performans gereksinimlerini sağlayıp manevra kabiliyetinin ölçüsü itkinin ağırlığa oranının yakıtın yanma sürecindeki ortalamasını maksimum yapacak yanma odası basıncının çevre basıncının yüksekliğinin de etkisiyle yüksek değerler alması ve bu basıncı sağlanması için lüle boğaz alanının roket boyutlarının da etkisiyle görece düşük değerde olmasıdır. Çift fazlı akış kaybının yüksek olması tasarımımızda kompozit yakıtların kullanımının uygun bir seçenek olduğu konusunda şüpheye düşürüp yakıt seçiminde bu noktanın dikkate alınmasının gerekliliğini düşündürmektedir.

Kayıplar dikkate alındığında ideal roket motoru için performans kriterlerini sağlayan yanma odası basıncı kayıplı roket motoru için menzil sınır şartını karşılayamamaktadır. Kararlı hal yanma odası basıncı arttıkça bu basıncı sağlanması için daha düşük lüle boğaz alanı gereksinimi olacaktır. Dolayısıyla daha yüksek basınçlarda sınır tabaka ve çift fazlı akış kaybı daha yüksek değerler alacağından manevra kabiliyetinin ölçüsü itkinin yakıtın yanma sürecindeki ortalama ağırlığa oranını optimum yapacak yanma odası basıncı ideal koşullarda belirlenenden daha düşük değer olacaktır. Yanma odasını basıncını belirlerken kayıplı koşulları göz önünde bulundurulması gerekliliği aşikârdır.



## 9. ÖNERİLER

Kompozit yakıtın verimi düşürücü etkisi göz önünde bulundurularak homojen yakıtın da modellenip karşılaştırma yapılması gelecekte bu alanda yapılacak çalışmalara önerilir

Kararlı hal yanma odası basıncı belirlerken kullanılan modele yanma odası basıncının verime etkisi de dahil edilerek optimum kararlı hal yanma odası basıncına daha da yaklaşılması gelecekteki çalışmalara önerilir.

Torpidonun derinliğe daldıkça değişen dış basınca bağlı olarak itkinin ve hızın dalış boyunca değişen değerleri ve bu durumun menzile etkisi dikkate alınmalıdır.

Mevcut çalışmanın sınırlarını aşan su altı çift fazlı akışın etkisiyle yanma odasında gazların deşarj olmasında karşılaşılan zorluğun yanma ve itki verimine etkisi gelecekte bu alanda yapılacak çalışmalara dâhil edilmesi ve torpidonun teorik ve gerçek itki ve hız karakteristiği ve menzili arasındaki açının daralması beklenmektedir.

## KAYNAKLAR

Berth C.W. , Hyler W.S. , (1963), "Design Considerations in Selecting Materiala for Selecting Large Solid Propellant Rocket Motor Cases", Technical Report No: DMIC-180, Office of Director Defense Research and Engineering.

Brooks J.D. , Lang T.G. , (1958), "Hydrodynamic drag of torpedoes", Technical Report No: NAVORD-5842, U.S. Naval Ordnance Test Station

Coats D.E. , (1975), "A Computer Program for the Prediction of Solid Propellant Rocket Motor Performance", Technical Report No: AD-A015 140, U.S. Department of Commerce

Davenas A. , (1993), " Solid Rocket Propulsion Technology" , 1st Edition, Pergamon Press.

Davidson T. , (1993), " A Simple and Accurate Method for Calculating Viscosity of Gaseous Mixtures", Technical Report No: 9456, United States Department of Interior, Bureou of Mines, USA

İnger E. , (2010), "Roket ve Füze Mühendisliği", 1. Baskı. Palme Yayıncılık

Ramnarace J. , (2015), "Rocket Propellant Technology", 1st Edition, Page Publishing

Sharqawy M.H. , Lienhard J.H. , Zubair S.M. , (2010), "Thermophysical Properties of Seawater", A Review of Existing Correlations and Data, Desalination and Water Treatment, 390, 354-380

Sutton G.P. , Biblarz O. , (2001), "Rocket Propulsion Elements", 7th Edition, John Wiley&Sons

Web 1, (2016), <http://www.lr.tudelft.nl/en/organisation/departments/space-engineering/space-systems-engineering/expertise-areas/space-propulsion/design-of-elements/rocket-propellants/solids/> (Eriřim Tarihi: 10/04/2016).

Web 2, (2016), <http://www.lr.tudelft.nl/en/organisation/departments/space-engineering/space-systems-engineering/expertise-areas/space-propulsion/design-of-elements/design-and-analysis-data/structural-materials/> (Eriřim Tarihi: 14/04/2016)

## ÖZGEÇMİŞ

Mustafa Karabacak, 1985 yılında Eskişehir’de doğdu. Lisans eğitimini, 2014 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği bölümünde tamamladı. Aynı yıl, Gebze Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim dalında öğrenimine başladı.

