



T.C.  
EGE ÜNİVERSİTESİ  
Fen Bilimleri Enstitüsü



# HİBRİT ROKET MOTORLARINDA NÜMERİK GEOMETRİ OPTİMİZASYONU

Yüksek Lisans Tezi

Dilara KOÇAK

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

İzmir

2020

T.C.  
EGE ÜNİVERSİTESİ  
Fen Bilimleri Enstitüsü

# HİBRİT ROKET MOTORLARINDA NÜMERİK GEOMETRİ OPTİMİZASYONU

Dilara KOÇAK

Danışman: Prof. Dr. Aydoğan ÖZDAMAR

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı  
Makina Mühendisliği Yüksek Lisans Programı

İzmir

2020

Dilara KOÇAK tarafından yüksek lisans tezi olarak sunulan "Hibrit Roket Motorlarında Nümerik Geometri Optimizasyonu" başlıklı bu çalışma EÜ Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliği ile EÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Eğitim ve Öğretim Yönergesinin ilgili hükümleri uyarınca tarafımızdan değerlendirilerek savunmaya değer bulunmuş ve 14 Mayıs 2020 tarihinde yapılan tez savunma sınavında aday oybirliği/oyçokluğu ile başarılı bulunmuştur.

**Jüri Üyeleri:**

**İmza**

**Jüri Başkanı : Prof. Dr. Aydoğan ÖZDAMAR**

*A. Özdamar*

**Raportör Üye : Prof. Dr. Necdet ÖZBALTA**

*N. Özbalta*

**Üye : Doç. Dr. Cem Tahsin YÜCER**

*C. Tahsin Yücer*



## EGE ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

### ETİK KURALLARA UYGUNLUK BEYANI

EÜ Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliğinin ilgili hükümleri uyarınca Yüksek Lisans Tezi olarak sunduğum “Hibrit Roket Motorlarında Nümerik Geometri Optimizasyonu” başlıklı bu tezin kendi çalışmam olduğunu, sunduğum tüm sonuç, doküman, bilgi ve belgeleri bizzat ve bu tez çalışması kapsamında elde ettiğimi, bu tez çalışmasıyla elde edilmeyen bütün bilgi ve yorumlara atıf yaptığımı ve bunları kaynaklar listesinde usulüne uygun olarak verdiğimi, tez çalışması ve yazımı sırasında patent ve telif haklarını ihlal edici bir davranışımın olmadığını, bu tezin herhangi bir bölümünü bu üniversite veya diğer bir üniversitede başka bir tez çalışması içinde sunmadığımı, bu tezin planlanmasından yazımına kadar bütün safhalarda bilimsel etik kurallarına uygun olarak davrandığımı ve aksinin ortaya çıkması durumunda her türlü yasal sonucu kabul edeceğimi beyan ederim.

14 /05/2020

  
Dilara KOÇAK



**ÖZET****HİBRİT ROKET MOTORLARINDA NÜMERİK GEOMETRİ  
OPTİMİZASYONU**

KOÇAK, Dilara

Yüksek Lisans Tezi, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Aydoğan ÖZDAMAR

Mayıs 2020, 85 sayfa

Sıvı yakıtlı roketlerin pahalılığı ve karmaşıklığı, katı yakıtlı roketlerin patlama tehlikesi ve itki kontrolü sorunları nedeniyle, güvenlik avantajı da dikkate alınarak son zamanlarda hibrit roketlere yönelindiği görülmektedir. Hibrit roketlerin güvenlik, ekonomiklik, itki kontrol kolaylığı, yakıtın taşınmasında tehlike oluşturmaması yanında, yanma hızı ve buna bağlı olarak itkisinin düşük olması olumsuzluğu vardır. Bu olumsuzluk, katı yakıt olarak parafin kullanılarak bir ölçüde aşılabilmektedir.

Roket motorlarında ana amaç, mevcut şartlar altında en yüksek itkiye ulaşmaktır. Bu itki, genel olarak, OF (yakıcı/yanıcı) oranına, yakıcı enjektör çapına, yakıcı ve yanıcının kütleli debisine, ön-yanma odasının uzunluğuna, arka-yanma odasının uzunluğuna, yakıtın boyu ve çapına, nozulun yakınsak kısmının boyu ve şekline, nozulun ıraksak kısmının boyu ve şekline, çevre basıncına, yanma odası basıncına, yanıcı ve yakıcının kimyasal bileşenlerine bağlıdır. Bu çalışmada, sıvı oksijen-parafin itici çifti kullanılarak optimum bir hibrit roket motoru tasarımı hedeflenmiştir. Motor ön tasarımı, literatürde verilen yöntemler kullanılarak gerçekleştirilmiş, daha sonra sonlu hacimler nümerik yöntemini kullanan Ansys Fluent Paket programı kullanılarak, motor parametrelerinin en iyi değerleri belirlenmiş ve bu şekilde elde edilen en iyi roket motorunun analizi yapılmış, itki, özgül itki, boğaz ve nozul çıkışındaki Mach sayıları, motor içindeki sıcaklık, basınç ve yoğunluk değişimleri verilmiştir.

**Anahtar sözcükler:** Yanma, Hibrit roket motoru, Sonlu Hacimler Yöntemi, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği, Nozul.





**ABSTRACT****NUMERIC GEOMETRY OPTIMIZATION IN HIBRID ROCKET  
ENGINES**

KOÇAK, Dilara

M.Sc.Thesis in Mechanical Eng.

Supervisor: Prof. Dr. Aydoğan ÖZDAMAR

May 2020, 85 pages

Due to the cost and complexity of liquid rockets, the explosion hazard of solid fuel rockets and the problems of thrust control, it has been observed that hybrid rockets which have safety advantage are preferred recently. Hybrid rockets are safe, cheap, easy to thrust control, not dangerous for the transportation of fuel. But, they also have low regression rate and therefore low impulse. This disadvantage can be overcome by using paraffin as solid fuel.

The main goal in rocket engines is to reach the highest thrust under the current conditions. In general, this impulse depends on the OF (oxidizer / fuel) ratio, the diameter of the oxidizer injector, the mass flow of the oxidizer and fuel, the length of the pre-combustion chamber, the length of the post-combustion chamber, the length and diameter of fuel, the length and shape of the convergent part of the nozzle, the length and shape of the divergent part of the nozzle, the ambient pressure, the combustion chamber pressure, the chemical components of the the oxidizer and fuel. In this study, an optimum hybrid rocket engine design is aimed by using liquid oxygen-paraffin propellant pair. The engine preliminary design was carried out using the methods given in the literature, then the best values of the engine parameters were determined using the Ansys Fluent program, which uses the finite volumes numerical method, and the best rocket engine obtained in this way was analyzed, the thrust, the specific thrust, the Mach numbers at the throat and outlet of nozzle temperature, pressure and density changes in the engine are showed.

**Keywords:** Combustion, Hybrid Rocket Motor, Fluent, Finite Volume Method, Computational Fluid Dynamics, Nozzle



## ÖNSÖZ

Lisansüstü öğrenimime başlarken böyle bir konuda çalışmayı düşünmemiştim. Ancak, danışman hocamdan aldığım bir ders ve yönlendirmeleri sayesinde roketler ile Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği alanlarına ilgi duymaya başladım ve bu konuda çalışmaya karar verdim.

Zaman zaman zorluklar yaşasam da, aynı zamanda çok da keyif aldığım ve öğrendikçe ilgimin arttığı bir çalışma oldu. Bu alanda çalışmalarımı sürdüreceğim.

İZMİR

14/05/2020

Dilara KOÇAK



**İÇİNDEKİLER**Sayfa

ETİK KURALLARA UYGUNLUK BEYANI... **HATA! YER İŞARETİ TANIMLANMAMIŞ.**

ÖZET ..... Vii

ABSTRACT ..... IX

ÖNSÖZ ..... Xi

İÇİNDEKİLER ..... xiii

ŞEKİLLER DİZİNİ ..... xvii

TABLolar DİZİNİ ..... xvii

SİMGELER DİZİNİ ..... xxiii

SİMGELER DİZİNİ(DEVAM) ..... xxiv

SİMGELER DİZİNİ(DEVAM) ..... xxvi

KISALTMALAR DİZİNİ ..... xxvii

1. GİRİŞ ..... 1

1.1. Tezin Amacı ..... 1

1.2. Literatür Taraması ..... 1

1.2.1. Sıvı yakıtlı roket motorları ..... 4

1.2.2. Katı yakıtlı roket motorları ..... 4

1.2.3. Hibrit roket motorları ..... 5

**İÇİNDEKİLER (devam)**

2.	HİBRİT ROKET MOTORLARINDA TEMEL KAVRAMLAR ..5
2.1.	İtki Nedir? .....10
2.2.	Yakınsak – İraksal bir nozulda bir boyutlu akış .....12
3.	HİBRİT ROKET MOTORU TASARIMI .....26
4.	HİBRİT ROKET MOTORU İTKİSİNİN SONLU HACİMLER YÖNTEMİ İLE İNCELENMESİ .....32
4.1.	Nümerik Yöntemler .....32
4.1.1.	Sonlu farklar yöntemi .....34
4.1.2.	Sonlu hacimler yöntemi.....34
4.1.3.	Sonlu elemanlar yöntemi.....35
4.2.	Korunum Denklemleri .....35
4.2.1.	Korunum denklemleri ve sınır koşulları.....35
4.2.2.	Süreklilik Denklemi .....36
4.2.3.	Momentum denklemi .....37
4.2.4.	Enerji denklemi .....39
4.3.	Yanma Analizi .....41
4.4.	Fluent .....42
4.4.1.	Geometry ( Geometri ) .....42
4.4.2.	Mesh ( Ağ ).....44
4.4.3.	Setup ( Kurulum ).....46
4.4.4.	Solution ( Çözüm ) .....54
4.4.5.	Results ( Sonuçlar ) .....58
5.	EN İYİ ROKET MOTORU PARAMETRELERİNİN BELİRLENMESİ.....60

**İÇİNDEKİLER (devam)**

5.1.	O/F yakıt oranı .....	60
5.2.	Yakıcı Enjektör Deliği Çapı .....	69
5.3.	Yakıcı ve Yanıcının Kütleli Debisi .....	61
5.4.	Ön-Yanma Odası Uzunluğu .....	63
5.5.	Son- Yanma Odası Uzunluğu .....	68
5.6.	Yakıt Boyu.....	69
5.7.	Nozulun Yakınsak Boyu.....	64
5.8.	Nozulun İraksak Boyu .....	65
5.9.	Yanma Odası Basıncı .....	67
5.10.	Çevre Basıncı .....	69
5.11.	Optimum Geometrideki Hibrit Roket Motorunda Sonuçlar .....	73
6.	DEĞERLENDİRME VE SONUÇ .....	73
	.....	80
	KAYNAKLAR DİZİNİ.....	81
	TEŞEKKÜR .....	84
	ÖZGEÇMİŞ.....	85





## ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1 GIRD 9 Yanma odası ve tüm roket (Barato, 2013).....	2
Şekil 1.2 Deneysel çalışmalarda kullanılan küçük ölçekli hibrit roket motoru .....	2
Şekil 1.3 SpaceShipTwo: VSS Unity(Yenawine, 2019) .....	3
Şekil 1.4 Sıvı Yakıtlı Roket Motorlarının Şematik Modeli.....	4
Şekil 1.5 Katı Yakıtlı Roket Motorunun şematik modeli .....	5
Şekil 1.6 Hibrit Roket MotorununŞematik Modeli (Stoia-Djeska and Mingireanu, 2017).....	6
Şekil 2.1 Yakınsak-Iraksak bir nozulun şematik gösterimi (Clarke and Carswell, 2007).....	13
Şekil 2.2 Hız Grafiği (Boğazda $M = 1$ ) .....	14
Şekil 2.3 Basınç Grafiği (Boğazda $M=1$ ) .....	15
Şekil 2.4 Sıcaklık Grafiği (Boğazda $M = 1$ ).....	15
Şekil 2.5 Yoğunluk Grafiği (Boğazda $M = 1$ ).....	16
Şekil 2.6 Ses Hızı Grafiği (Boğazda $M = 1$ ).....	17
Şekil 2.7 Mach Sayısı Grafiği (Boğazda $M = 1$ ) .....	17
Şekil 2.8 Hız Grafiği (Boğazda $M < 1$ ) .....	18
Şekil 2.9 Basınç Grafiği (Boğazda $M < 1$ ) .....	19
Şekil 2.10 Sıcaklık Grafiği (Boğazda $M < 1$ ).....	19
Şekil 2.11 Yoğunluk Grafiği (Boğazda $M < 1$ ).....	20
Şekil 2.12 Ses Hızı Grafiği (Boğazda $M < 1$ ).....	21
Şekil 2.13 Mach Sayısı Hızı Grafiği (Boğazda $M < 1$ ) .....	21
Şekil 2.14 Ses altı akış .....	23
Şekil 2.15 Akışın boğulma durumu .....	23
Şekil 2.16 Nozulda şok durumu.....	24
Şekil 2.17 Çıkışta şok durumu.....	24
Şekil 2.18 Aşırı genişlemiş akış .....	24
Şekil 2.19 Tasarım koşulu .....	25
Şekil 2.20 Az genişlemiş akış.....	25
Şekil 3.1 Boyutları hesaplanacak hibrit roket motorunun bileşenleri.....	26
Şekil 3.2 Hibrit roket motorunun tasarım adımları.....	28
Şekil 4.1 Hesaplmalı Akışkanlar Dinamiği Akış Diyagramı.....	33
Şekil 4.2 Ansys Fluent'te Geometri oluşturma .....	43
Şekil 4.3 Tasarlanan hibrit roket motorun boyutlarının Ansys Fluent'te gösterimi .....	43
Şekil 4.4 Ansys Fluent'te yüzey oluşturma.....	44
Şekil 4.5 Ansys Fluent'e Geometri ile Mesh bağlanması .....	44
Şekil 4.6 Ansys Fluent'te Mesh oluşturmak için motor bileşenlerinin istenen parçalara bölünmesi .....	45
Şekil 4.7 Motor bileşenlerinin isimlendirilmesi .....	45
Şekil 4.8 Mesh'in Setup'a bağlanması.....	46

## ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

Şekil 4.9 Ansys Fluent'te Setup oluşturma .....	46
Şekil 4.10 Enerji Denkleminin uygulanması .....	47
Şekil 4.11 Akışkan modelinin seçilmesi .....	47
Şekil 4.12 Yanma modelinin seçilmesi.....	48
Şekil 4.13 Yanma denkleminin Ansys Fluen'te gösterilmesi.....	49
Şekil 4.14 Sınır koşullarında oksijenin kütleli debisinin girilmesi.....	50
Şekil 4.15 Sınır koşullarında oksijenin sıcaklığının girilmesi .....	50
Şekil 4.16 Sınır koşullarında oksijenin kütle oranının girilmesi.....	51
Şekil 4.17 Sınır koşullarında parafinin kütleli debisinin girilmesi .....	51
Şekil 4.18 Sınır koşullarında parafinin sıcaklığının girilmesi.....	52
Şekil 4.19 Sınır koşullarında parafinin kütle oranının girilmesi .....	52
Şekil 4.20 Sınır koşullarında çıkış basınç değerinin girilmesi.....	53
Şekil 4.21 Sınır koşullarında çıkış sıcaklığının girilmesi .....	53
Şekil 4.22 Sınır koşullarında ürünlerin kütle oranlarının girilmesi .....	54
Şekil 4.23 Çözüm yöntemlerinin girilmesi .....	55
Şekil 4.24 Çözüm denklemlerinde artıkların belirlenmesi.....	56
Şekil 4.25 Örnek grafik .....	56
Şekil 4.26 Çözüm yapılırken ekrana istenilen grafiği çizdirme.....	57
Şekil 4.27 Çözüm yapılırken ekrana yazdırılan örnek grafik .....	57
Şekil 4.28 Çözümü başlatma.....	58
Şekil 4.29 İterasyon sayısını belirleme- Hesaplama .....	58
Şekil 4.30 Örnek sonuç görüntüleme - Çıkışta mach sayısı .....	59
Şekil 5.1 O/F ile Mach sayısı değişimi .....	61
Şekil 5.2 Kütleli debi ile Mach sayısı değişimi .....	63
Şekil 5.3 Ön Yanma odası ile Mach sayısı değişimi.....	64
Şekil 5.4 Nozulun yakınsak boyu ile Mach sayısı değişimi .....	65
Şekil 5.5 Nozulun ıraksak boyu ile Mach sayısı değişimi .....	66
Şekil 5.6 Yanma odası ile Mach sayısı değişimi .....	68
Şekil 5.7 Son yanma odası ile Mach sayısı değişimi .....	69
Şekil 5.8 Enjeksiyon deliği çapı ile Mach sayısı değişimi.....	70
Şekil 5.9 Yakıt boyu ile Mach sayısı değişimi.....	72
Şekil 5.10 Çevre Basıncı ile Mach sayısı değişimi.....	73
Şekil 5.11 Optimum Geometrideki Hibrit Roket Motorunun 3 Boyutlu Görüntüsü .....	74
Şekil 5.12 Roket boyunca basınç değişimi .....	74
Şekil 5.13 Roket boyunca sıcaklık değişimi .....	75
Şekil 5.14 Roket boyunca yoğunluk değişimi .....	75
Şekil 5.15 Roket boyunca hız değişimi.....	76
Şekil 5.16 Roket boyunca Mach sayısı değişimi .....	76

**ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)**

Şekil 5.17 Roket boyunca etilenin kütle oranı değişimi .....	77
Şekil 5.18 Roket boyunca oksijenin kütle oranı değişimi .....	77
Şekil 5.19 Roket boyunca karbondioksitin kütle oranı değişimi .....	78
Şekil 5.20 Roket boyunca suyun kütle oranı değişimi .....	78





## TABLOLAR DİZİNİ

Tablo 1.1 Tipik yanıcılar ve oksitleyiciler (Chiaverini & Kuo, 2007) .....	9
Tablo 2.1 Polimer yakıtlar ve azot oksit için balistik katsayılar (Surmacz ve Rarata, 2009).....	12
Tablo 3.1 Tasarlanan hibrit roket motorunun boyutları ve kabuller.....	31
Tablo 4.1 Yanma denkleminde reaksiyona giren bileşenlerin kütle ve mol oranları .....	42
Tablo 4.2 Yanma denkleminde reaksiyon sonucu oluşan ürünlerin kütle ve mol oranları.....	42
Tablo 5.1 Tasarlanan ilk roketin boyutları .....	60
Tablo 5.2 Tasarlanan ilk roketin analiz sonuçları.....	60
Tablo 5.3 O/F oranının değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri.....	60
Tablo 5.4 O/F oranının değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları.....	61
Tablo 5.5 Kütleli debi değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri .....	62
Tablo 5.6 Kütleli debi değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları.....	62
Tablo 5.7 Ön-yanma odası boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri .....	63
Tablo 5.8 Ön-yanma odası boyunun değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları .....	63
Tablo 5.9 Yakınsak boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri	64
Tablo 5.10 Yakınsak boyunun değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları .....	65
Tablo 5.11 Iraksak boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri .	66
Tablo 5.12 Iraksak boyunun değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları .....	66
Tablo 5.13 Yanma odası basıncı değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri .....	67
Tablo 5.14 Yanma odası basıncı değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları .....	67
Tablo 5.15 Son-yanma odası boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri .....	68
Tablo 5.16 Son-yanma odası boyunun değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları .....	69
Tablo 5.17 Yakıcı enjektör deliği çapının değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri .....	70
Tablo 5.18 Yakıcı enjektör deliği çapının değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları.....	70
Tablo 5.19 Yakıt boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri ....	71
Tablo 5.20 Yakıt boyunun değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları.....	71

**TABLULAR DİZİNİ(devam)**

Tablo 5.21 Çevre basıncı değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri.....	72
Tablo 5.22 Çevre basıncı değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları.....	73
Tablo 5.23 Optimum geometrideki roketin boyutları .....	73
Tablo 5.24 Analiz sonucu nozul çıkışında elde edilen değerler .....	79



## SİMGELER DİZİNİ

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
$a$	Ses hızı [m/s]
$A$	Alan [m <sup>2</sup> ]
$A_{inj}$	Enjeksiyon deliği alanı
$A_b$	Nozul boğaz alanı [m <sup>2</sup> ]
$A_ç$	Nozul çıkış alanı [m <sup>2</sup> ]
$c^*$	Karakteristik hız [m/s]
$C_F$	Sürtünme katsayısı
$c_v$	Sabit hacimde özgül ısı katsayısı [J/kg.K]
$c_p$	Sabit basınçta özgül ısı katsayısı [J/kg.K]
$D_c$	Yanma odası çapı
$e$	Enerji [joule]
$\varepsilon$	Nozul genişleme oranı
$F$	İtke [N]
$G$	Kütle akısı [kg/m <sup>2</sup> s]
$I_{sp}$	Özgül İtke [N.s/kg]
$i$	x koordinatı indeksi
$j$	y koordinatı indeksi

## SİMGELER DİZİNİ(devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
$k(\gamma)$	Özgül ısı oranı
$k_p$	Isı iletimi katsayısı
$L$	Uzunluk [m]
$L_{post}$	Son Yanma odası uzunluğu
$L_{pre}$	Ön Yanma odası uzunluğu
$L_{con}$	Nozul yakınsak boy uzunluğu
$L_{div}$	Nozul ıraksak boy uzunluğu
$M$	Mach Sayısı
$m$	Kütle [kg]
$\dot{m}$	Kütlesel debi [kg/s]
$p$	Basınç [Pa]
$p_0$	İlk basınç değeri [Pa]
$p_a$	Atmosfer basıncı [Pa]
$R$	Gaz sabiti [J/kg.K]
$r_A$	Yanma odası portu yarıçapı [m]
$r_e$	Nozul çıkış yarıçapı [m]
$r_t$	Nozul boğaz yarıçapı [m]



**SİMGELER DİZİNİ(devam)**

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
$\dot{r}$	Yanma hızı [m/s]
$T$	Sıcaklık [K]
$T_0$	İlk sıcaklık değeri [K]
$T_f$	Alev sıcaklığı [K]
$T_p$	Yakıt sıcaklığı [K]
$u$	Hız (x koordinatı) [m/s]
$v$	Hız (y koordinatı) [m/s]
$V$	Hız [m/s]
$V_\zeta$	Çıkış hızı [m/s]
$\rho$	Yoğunluk [kg/m <sup>3</sup> ]
$\rho_0$	İlk yoğunluk değeri [kg/m <sup>3</sup> ]
$\rho_p$	Yakıt yoğunluğu [kg/m <sup>3</sup> ]
$\Delta t$	Zaman adımı
$\Delta x$	x koordinatında iki konum arası uzaklık [m]
$\Delta y$	y koordinatında iki konum arası uzaklık [m]
$\beta$	Nozul yakınsak kesim açısı
$\theta$	Nozul ıraksak kesim açısı



**KISALTMALAR DİZİNİ**

<u>Kısaltmalar</u>	<u>Açıklama</u>
HTPB:	Hidroksille sonlandırılmış polibütadin
LOX:	Sıvı oksijen
O/F:	Oksitleyici/yakıt oranı
N <sub>2</sub> O :	Azot oksit
s:	saniye
HDPE:	Yüksek yoğunluğa sahip polietilen
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> :	Hidrojen peroksit
N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> :	Nitrojen tetraoksit
O <sub>2</sub> :	Oksijen
CO <sub>2</sub> :	Karbondioksit
H <sub>2</sub> O:	Su
C <sub>2</sub> H <sub>4</sub> :	Etilen
C <sub>n</sub> H <sub>2n+2</sub> :	Parafin



## 1. GİRİŞ

### 1.1. Tezin Amacı

Sıvı yakıtlı roketlerin pahalı ve karmaşıklığı, katı yakıtlı roketlerin patlama tehlikesi ve itki kontrolü sorunları nedeniyle, güvenlik avantajı da dikkate alınarak son zamanlarda hibrit roketlere yönelindiği görülmektedir. Hibrit roketlerin güvenlik, ekonomiklik, itki kontrol kolaylığı, yakıtın taşınmasında tehlike oluşturmaması yanında, yanma hızı ve buna bağlı olarak itkisinin düşük olması olumsuzluğu vardır. Bu olumsuzluk, katı yakıt olarak parafin kullanılarak bir ölçüde aşılabilmektedir.

Bu çalışmada sıvı oksijen-parafin itici çifti kullanılarak optimum bir hibrit roket motoru tasarlanması amaçlanmaktadır. Ansys Fluent Paket programı zaman ve ekonomiklik açısından farklı boyutlardaki ve özelliklerdeki hibrit roket motoru tasarımını birçok kez analiz etme fırsatı sağlamaktadır. Bu sayede en verimli motor tasarımı yapılmıştır. Farklı parametrelerin roket motor çıkışındaki hıza ve itkiye etkisi gözlemlenip optimum tasarım seçilmiştir.

### 1.2. Literatür Taraması

Roketler, uzay çalışmaları, savunma sanayi gibi çok çeşitli alanlarda kullanılmaktadır. Uzay çalışmalarında yörüngeye insan veya araç göndermek için kullanılırlar. Yüksek hızlarından dolayı askeri amaçlarla da kullanılırlar. Eğer roketin taşıdığı yük tahrip amaçlı ise füze adını alır. Büyük ölçekli roketler olduğu için küçük ölçekli roketler de vardır.

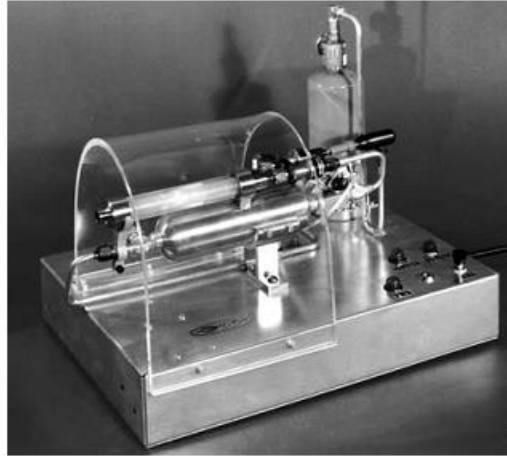
Hibrit roket motoru ilk olarak 1933 yılında M.K. Tikhonravov tarafından tasarlanan Şekil 1.1'de gösterilen GIRD 9 olarak adlandırılan küçük bir Sovyet roketinde olarak kullanıldı. Motorda sıvı oksijen ve yarı sıvı benzin kullanılmaktaydı. Bu roket Dünyada sıvı oksijen kullanan ilk Sovyet roket motoru oldu. Roket, 17 Ağustos 1933 yılında Moskova yakınlarında ilk defa fırlatıldı ve 400 metre yüksekliğe çıktı. 1934 yılında ise 500 N kuvvetinde bir itkiye, 1500 metre yüksekliğe ve 15 saniye yanma süresine ulaştı.(Samur, 2015)



Şekil 1.1 GIRD 9 Yanma odası ve tüm roket (Barato, 2013)

1937 ile 1939 yılları arasında Almanlar hibrit roket motorları üzerinde bazı çalışmalar yaptılar. I.G. Farben azot oksit ve kömür kullanan hibrit motorlarını test etti. 1930'lar ve 1940'larda Amerika Birleşik Devletleri'nde de deneysel çalışmalar yürütülmekteydi. Kaliforniya Roket Topluluğu kömür ve gaz oksijen kullanan motorları ve 1947 yılında Pasifik Roket Topluluğu odun ve sıvı oksijen kullanan motorları test etti. (Samur, 2015)

1960 yılında, Marxman ve Gilbert tarafından yanma hızı denklemlerini geliştirmek için deneysel ölçekli bir hibrit roket motoru kullanılmıştır. (Chiaverini and Kuo, 2007)



Şekil 1.2 Deneysel çalışmalarda kullanılan küçük ölçekli hibrit roket motoru

( Chiaverini and Kuo, 2007)

Daha sonra General Electric polietilen ve % 90 hidrojen peroksit kullanan hibrit roket motoru üzerine araştırmalar yaptı. Aynı zaman aralığında Kaliforniya'da bulunan Roket Füze Araştırma Topluluğu ilk defa kendi kendine ateşlenen hibrit

roket üzerinde test yaptı. Fransız ONERA 25 Nisan 1964 tarihinde 10 kN luk ilk hibrit roketini fırlattı. 1965 ile 1971 yılları arasında İsveç FLGMOTOR birçok defa 80 km'ye erişen roket fırlattı. (Surmacz and Rarata, 2009)

1974'ten 1987'ye kadar Alman DLR Lampoldshausen hidrojen peroksit, kırmızı dumanlı nitrik asit ve polimer yakıtları kullanan birçok motor üzerinde araştırmalar yaptı. (Surmacz and Rarata, 2009)

Starstruck'ın kurucusu olan James C. Benett 1985 yılında Amerikan Roket Şirketi'ni kurdu. Şirket 324 kN itkiye sahip hibrit roket motorlarını tasarladı, üretti ve test etti. (Surmacz and Rarata, 2009)

1995 yılına geldiğimizde NASA ve DARPA, Hibrit Tahrik Gösteri Programını başlattı. Motor 1.1 MN'luk bir itkiyi 15 saniye boyunca verebilen en büyük hibrit roket motoru tasarlandı, üretildi ve test edildi. Motor HTPB ve N<sub>2</sub>O kullanıyordu. Hyperion 1A dört kez fırlatıldı ve her biri 36 km'ye ulaştı. Hyperion 2 projesi ise, 890 kN itki kuvveti üreten ve 150 km yüksekliğe ulaşması beklenen bir proje idi. (Surmacz and Rarata, 2009)

2002'de Lockheed, daha önce geliştirilen HYSR hibrit roketini başarıyla fırlattı. Motorda oksitleyici olarak sıvı oksijen ile yanıcı olarak HTPB kullanıldı. 300 kN itki kuvveti üretti. (Surmacz and Rarata, 2009)

2004 yılında, 4 portlu, yakıt olarak HTPB, oksitleyici olarak ise sıvı N<sub>2</sub>O kullanan, 20000 lbf itki kuvveti üreten SpaceShipOne'in test uçuşu yapıldı. Test uçuşu başarılı ancak sorunsuz değildi. İtkiyi üretebilmek için çok uzun süre yandı ve neredeyse tüm yakıtı tüketti. SpaceShipTwo, motor tasarımında açıklanmayan güncellemeler ile şu anda uçuş testlerinden geçmektedir. Virgin Space Ship (VSS) Unity'nin ilk uçuş testi 100 km'lik hedefin hemen altında 89.9 km yüksekliğe ulaştı. VSS Unity'nin görüntüsü Şekil 1.3'te görülmektedir. (Yenawine, 2019)



Şekil 1.3 SpaceShipTwo: VSS Unity(Yenawine, 2019)

Roket motorları, kullandıkları enerji kaynakları, işlevi, kullanıldığı araç tipi, boyutları, imalat tipi vb. şekillerde çok çeşitli olarak sınıflandırılabilir. En yaygın olan sınıflandırma sistemi ise kullandıkları yakıt tipine göre sınıflandırmadır. Kullandıkları yakıt tipine göre roket motorları, sıvı yakıtlı roket motoru, katı yakıtlı roket motoru ve hibrit roket motoru olmak üzere üç grupta incelenmektedir.

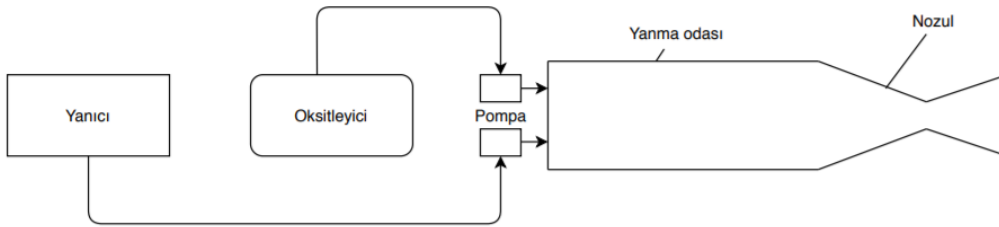
### 1.2.1. Sıvı yakıtlı roket motorları

Sıvı yakıtlı roket motorları, sıvı oksitleyici ve sıvı yakıt kullanmaktadırlar. Çoğunlukla oksitleyici ile yakıt ayrı ayrı depolanmakta ve yanma odasına taşınmaktadır ancak yakıt ile oksitleyicinin bir arada bulunduğu örnekler de vardır.

Sıvı yakıtlı roket motorları karmaşık sistemlere sahiptir. Üretim ve taşıma maliyetleri de çok yüksek olmasına rağmen günümüze kadar birçok başarılı projelerde sıvı yakıtlı roket motorları kullanılmıştır.

Katı yakıtlı roket motorlarına ve hibrit roket motorlarına kıyasla özgül itkinin en çok elde edilebildiği roket motorlarıdır.

Şekil 1.1' de sıvı yakıtlı roket motorlarının basit şematığı verilmiştir.



Şekil 1.4 Sıvı Yakıtlı Roket Motorlarının Şematik Modeli

### 1.2.2. Katı yakıtlı roket motorları

Şekil 1. 2'de katı yakıt roket motorunun şematik modeli verilmiştir. Sıvı yakıtlı roket motorlarına göre daha basit yapıları vardır ancak patlayıcı bir yakıt ve oksitleyici karışımı kullandığı için karmaşıktır. Bu yüzden kompleks ve maliyetli bir üretim süreci gerektirir. Ayrıca üretim, taşıma ve fırlatmada ilave güvenlik önlemleri alınması gerekir. Yanma başladıktan sonra yakıt bitene kadar durdurulamaz. (Mohamed, 2018)





Şekil 1.5 Katı Yakıtlı Roket Motorunun şematik modeli

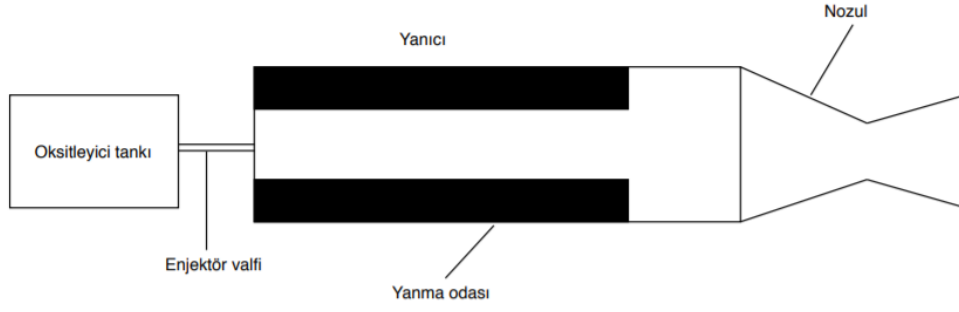
### 1.2.3. Hibrit roket motorları

Hibrit roket motorları gelecek havacılık araçları için alternatif itki sistemleridir. Hibrit roket motorları iki fazlı yakıt sistemi kullanır. Klasik ve gaz jeneratörü olmak üzere iki ana tip hibrit roket motoru vardır. Klasik hibrit roket motorunda sıvı oksitleyici hareketsiz katı yakıt tanesine enjekte edilir. Gaz jeneratörlü hibrit roket motorunda ise katı yakıt gaz jeneratördeki gaz yakıtın kaynağı olarak kullanılır ve bu gaz oksitleyici ile beraber kimyasal reaksiyonu tamamlamak için ana yanma odasına enjekte edilir. (Stoia-Djeska and Mingireanu, 2011)

Direkt hibrit roket motorlar katı yakıt ve sıvı oksitleyici kullanırken, ters hibrit motorlar katı oksitleyici ve sıvı yakıt kullanırlar. Tribrit roket motorlar ise yanma verimliliğini artıran ve katı yakıt tüketildikten sonra yanma süresini uzatan ek sıvı yakıt enjekte eden ekstra bir enjeksiyon sistemine sahiptir. Bilinen en yüksek özgül itkiyi sağlamasına rağmen 5000 K gibi yüksek yanma sıcaklıklara ihtiyaç duyulduğu için tercih edilmemektedir.

Hibrit roket motoru Şekil 1.3'te gösterilen aşağıdaki bileşenlerden oluşur: (Stoia-Djeska and Mingireanu, 2017)

- 1) Yanma odası
- 2) Nozul/Lüle
- 3) Oksitleyici tankı
- 4) Yanıcı
- 5) Enjeksiyon valfi



Şekil 1.6 Hibrit Roket Motorunun Şematik Modeli (Stoia-Djeska and Mingireanu, 2017)

Yapıyı basit tutmak için, tipik hibrit roket motorları, oksitleyici tankı içindeki oksitleyicinin kendi kendine basınçlandırılmasını kullanarak oksitleyici ile beslenir. Bu yüzden oksitleyici, oksitleyici tankında basınç altında depolanır. Oksitleyici tanktan, yanma odasının ucuna yerleştirilmiş bir enjektöre, oksitleyicinin kütle akışını kontrol eden bir kontrol valfi vasıtasıyla enjekte edilir. Oksitleyici enjektörden enjekte edilir ve kendi kendine buharlaşma yanma odasına çıktıktan hemen sonra gerçekleşir. Yanma odasında oksitleyici yanma portuna girer ve yakıt tanesiyle etkileşime girmeye başlar. Oksitleyicinin yakıt tanesi ile yanması, çoğunlukla yanma portunun uzunluğu boyunca meydana gelir. Yanan gazlar motordan yanma portundan uzunlamasına çıkarken yakıt tanecik yüzeyleri radyal olarak gerilemektedir.

Yakıt taneciklerinin kalınlığı yanma süresini, boyu ise itki miktarını belirler.

Son-yanma odasında karıştırma ve yanma tamamlanır. Hibrit roket motorunda yanma odası sonrasındaki bölmenin boyutları önemlidir, çünkü hacmi doğrudan yanma gazlarının hibrit roket motorunda kalma süreleriyle ilişkilidir. Karışım ve yanma sonrası bölmede yanma tamamlandıktan sonra, yanma ürünleri nozuldan çevre ortama atılır.

Hibrit roket motorlarının temel sorunlarından biri, yanma odası içindeki nispeten verimsiz yanma işlemidir. Etkileşimsiz oksitleyicinin tüketilmesi, hibritin genel performansını azaltır ve bu istenen bir durum değildir. Hibrit roket motorların çoğunun eşdeğer katı roket motorlarından daha uzun olmasının sebebi budur. Bu şekilde hibrit roket motorları oksitleyiciyi yanma odasında tutmaya çalışır.

Bir hibrit roket motorunun avantajları aşağıdaki gibi sıralanabilir: (Buturache, 2018)

- Hibrit roket motorları katı yakıtlı roket motorlarına göre daha fazla özgül itki yaratabilmektedirler. (Sagar, Grover,Hasim, 2016)
- Yakıt ve oksitleyici önceden karıştırılmadığı için sistem patlayıcı değildir; şoklar ve titreşimler nedeniyle katı roket motorlarının aksine kazara tutuşma olmaz. Ayrıca, acil durumlarda motorun kapatılması oksitleyici akışının durdurulması ile mümkündür. Hibrit sistem, kısma kolaylığı, çoklu ateşleme olasılığı ve söndürme imkanı gösterir.
- Bir hibrit roket motorunun, bir sıvı roket motorunun performansına sahipken, katı bir roket motorunun basitliğine sahip olduğu söylenebilir.
- Hibrit roket motorları, katı ve sıvı yakıt roket motorları ile karşılaştırıldığında, Katı yakıtları ve oksitleyicileri seçmek için çeşitlilik sunar. Sıvı yakıtlı roket motorlarına kıyasla, hem yoğunluğunu hem de performanslarını arttırmak için katı yakıtta metalik tozlar eklenebilir. Ayrıca, katı yakıtlı roket motoruyla karşılaştırıldığında, sıvı hal oksitleyicileri çok daha yüksek enerjik seviyeler sağlar.
- Tasarım ve çalışma maliyetleri düşük olduğundan hibrit roket motorları avantaj oluşturur.
- Katı yakıtlı roket motorlarında ortam sıcaklığı yanma odası basıncını etkiler, ancak hibrit roket motorlarında harici sıcaklığın yanmaya etkisi oldukça düşüktür.
- En gelişmiş katı yakıtların yanma reaksiyonundan sonra ortaya çıkan kimyasal ürünler, önemli miktarda hidroklorik asit ve diğer tehlikeli maddeler içerir. Çevre dostu olarak nitelendirilen yeni itici gazların geliştirilmesiyle ilgili birçok çalışma bulunmaktadır.

Bunların yanında hibrit roket motorlarının bazı dezavantajları da vardır: (Buturache, 2018)

- Hibrit roket motoru, katı yakıt ve sıvı oksitleyiciye sahip olduğundan, en temel probleminin yanma verimliliği olduğu söylenebilir. Sıvı ve katı roket motorlarına göre verimsiz yanma gerçekleşir. Ancak özgül itki değeri katı yakıtlı roket motorlarına göre yüksek olduğundan verimin etkisi düşüktür.( Samur, Hacıoğlu ve Karabeyoğlu,2016)
- Oksitleyici ile reaksiyona girerek yanmaya başlayan yakıt katı yakıtlı roket motorlarına göre daha yavaş yanar.
- Yanma sırasında yanma yüzeyi büyüdüğü için oksitleyici/yakıt oranı teorik orandan uzaklaşır, bu nedenle de performans düşmektedir.
- Bir oksitleyici ve katı yakıt kullanmak avantaj olsa da boylamsal kararsızlıkları beraberinde getirir.
- Büyük ölçekli motorlarda çalışma problemleri vardır.

Yüksek çıkış hızı elde etmek için yüksek yanma odası basıncı ile sıcaklığına ve düşük moleküler kütleyle ihtiyaç duyulmaktadır.

Hibrit roket motorlarının yapısı gereği çok çeşitli yakıt ve oksitleyici yelpazesi vardır. Oksitleyici ve yakıtın farklı fazlarda kullanılabilir olması bu yelpazeyi iyice genişletir. Ters hibritlerde ise katı oksitleyici kullanıldığı için ve katı oksitleyicilerin azlığı sebebiyle bu yelpaze daralır.

Performans özelliklerine bakılırsa doğal kauçuklardan sonra en çeşitli yakıt ailesi olarak polimerik sentetik kauçuklar gelir. En çok kullanılan polimerler ise polibütadin-akrilonitril (PBAN), polibütadin-akrilik asit (PBAA), yüksek yoğunluklu polietilen (HDPE) , hidroksille sonlanan polibütadien (HTPB) 'dir. İçlerinde en yaygın kullanılan yakıtlar ise maliyeti ve kolaylığı sebebiyle HTPB ve parafindir. Ayrıca katı yakıtlı roket motorlarına göre daha büyük, sıvı yakıtlı roket motorlarına göre ise daha küçük özgül iki elde etmek için katı yakıt olarak HTPB (Hydroxyl terminated polybutadiene) kullanılır. Parafin ise diğer yakıtlara göre oldukça yüksek yanma hızına sahip olduğu için tercih edilmektedir.

Yüksek yanma hızı, toksik olmama, hazır kullanılabilirlik, düşük maliyeti sebebiyle hibrit roket motorlarında yakıt olarak parafin tercih edilmektedir. Parafinler  $C_nH_{2n+2}$  formundaki bir alkan hidrokarbon sınıfıdır. Geleneksel hibrit yakıtlardan 3-4 kat fazla yanma hızına sahiptirler ve bu hibrit roketinin yüksek itkilere ulaşmasını sağlar. (Trumpour, 2010)

Hibrit roket motorlarında kullanılan oksitleyiciler sıvı yakıtlı roket motorlarında kullanılan oksitleyiciler ile aynıdır. Bunlar;  $O_2$ ,  $N_2O$ ,  $N_2O_4$ ,  $HNO_3$ , gaz oksijen (GOX), sıvı oksijen(LOX) ve  $H_2O_2$ 'dir. LOX fırlatma aracı uygulamaları için en çok tercih edilen oksitleyicidir. Yüksek depolama yoğunluğu, daha iyi performans ve kullanım kolaylığına sahiptir. LOX yüksek oksitleme potansiyeli nedeniyle en yüksek özgül itkiyi sağlar. (Trumpour, 2010)

Tablo 1.1'de tipik yanıcı ve yakıcılar (oksitleyiciler) paylaşılmıştır.

Tablo 1.1 Tipik yanıcılar ve oksitleyiciler (Chiaverini & Kuo, 2007)

Yanıcı	Oksitleyici	O/F	Deniz seviyesi $I_{sp}$ (s)	$c^*$ (ft/s)
HTPB	LOX	1,9	280	5972
PMM ( $C_5H_8O_2$ )	LOX	1,5	259	5449
HTPB	$N_2O$	7,1	247	5264
HTPB	$N_2O_4$	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	$N_2O$	8,0	247	5248
Parafin	LOX	2,5	281	5920
Parafin	$N_2O$	8,0	248	5268
Parafin	$N_2O_4$	4,0	259	5469
HTPB/Al(%40)	LOX	1,1	274	5766
HTPB/Al(%40)	$N_2O$	3,5	252	5370
HTPB/Al(%40)	$N_2O_4$	1,7	261	5509
HTPB/Al(%60)	FLOX( $OF_2$ )	2,5	312	6582
Selüloz ( $C_6H_{10}O_5$ )	GOX	1,0	247	5159
Karbon	Hava	11,3	184	4017
Karbon	LOX	1,9	249	5245
Karbon	$N_2O$	6,3	236	4992

## 2. HİBRİT ROKET MOTORLARINDA TEMEL KAVRAMLAR

### 2.1. İtki Nedir?

İtki, genel anlamda bir cismin hareket halini değiştirme olarak tanımlanabilir. İtki, duran bir kütleyi hareket ettirmek veya hareket eden bir kütlenin hareket şiddetini değiştirmeye yarar. Momentum değişimi olarak da tanımlanabilir. Roketlerde, depolanan yakıt ve oksitleyici etkileşime girip yanarak gazlar oluşur ve bu gazlar, hızları nozul etkisiyle artarak itki oluşturur. Aşağıda itki denklemi verilmiştir.  $\dot{m}$  yanma odası nozul çıkışındaki gazların kütleli debisini,  $V_\zeta$  nozul çıkışındaki gazın hızı,  $p_\zeta$  çıkış basıncı,  $p_a$  atmosfer basıncını ve  $A_\zeta$  nozul çıkışı enine kesit alanını ifade eder. (Sutton, and Biblarz, 2017) , (Inger,2017)

$$F = \dot{m}V_\zeta + (p_\zeta - p_a)A_\zeta \quad (1)$$

Özgül itki ( $I_{sp}$ ) toplam itkinin yakıt kütleli debisine bölünmesiyle elde edilir. Bu değer büyük olması daha iyi performans elde edilmesi anlamına gelir. (Sutton, and Biblarz, 2017)

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}} \quad (2)$$

Karakteristik hız  $c^*$ , farklı kimyasal roket tahrik sistem tasarımı ve itici gazların performansını karşılaştırmada kullanılır. Kütleli debi  $\dot{m}$ , yanma odası basıncı  $p_1$  ve nozul boğaz oranı  $A_b$  ile kolayca hesaplanabilir. Yanma verimliliği ile ilgilidir ve aslında nozul karakteristiğinden bağımsızdır. (Sutton, and Biblarz, 2017)

$$c^* = \frac{p_1 A_b}{\dot{m}} \quad (3)$$

Akış özelliklerinin yalnızca x koordinatı boyunca değiştiği ve kesit alanı boyunca homojen olduğu varsayılmıştır.

Aşağıda bir boyutlu, kararlı ve izantropik bir akış için süreklilik, momentum ve enerji denklemleri verilmiştir.

$$\text{Süreklilik :} \quad \rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 \quad (4)$$

$$\text{Momentum:} \quad p_1 A_1 + \rho_1 V_1^2 A_1 + \int_{A_1}^{A_2} p dA = p_2 A_2 + \rho_2 V_2^2 A_2 \quad (5)$$

$$\text{Enerji:} \quad h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2} \quad (6)$$

$$\text{Mükemmel gaz denklemi :} \quad p = \rho RT \quad (7)$$

Sıkıştırılabilir akış incelemelerinde önemli bir parametre ses hızıdır. Ses hızı, bir ortamda yayılan sonsuz küçük bir basınç dalgasının hızı olarak tanımlanır ve aşağıdaki denklemle hesaplanır. (Çengel ve Boles, 2015)

$$\alpha = \sqrt{kRT} \quad (8)$$

İkinci önemli parametre ise Mach sayısıdır. Mach sayısı, bir akışkanın gerçek hızının, bu akışkanın aynı koşullardaki ses hızına oranı olarak hesaplanır. (Çengel ve Cimbala, 2015)

$$M = \frac{V}{\alpha} \quad (9)$$

Mach sayısı 1'den düşük olursa ses altı hız, Mach sayısı 1'e eşit olursa ses hızı, 1'den büyük olursa da ses üstü hız olarak ifade edilir.

Üstteki denklemler analitik olarak çözülebilir. Nozul boyunca Mach sayısı değişimi alan oranı değişimiyle bulunabilir.

$$\left(\frac{A_e}{A_t}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[ \frac{2}{\gamma+1} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \quad (10)$$

$\gamma$  özgül ısılar oranıdır ( $c_p/c_v$ ) ve standart koşullarda havanınki 1.4'tür. Alan  $x$ 'in bir fonksiyonu olduğundan alan oranı da  $x$ 'in bir fonksiyonudur. Dolayısıyla Mach sayısı da  $x$ 'in bir fonksiyonu olarak bulunur. Benzer şekilde basınç, yoğunluk ve sıcaklık denklemleri de Mach sayısının fonksiyonu olarak aşağıdaki denklemlerde sırasıyla verilmiştir. (Anderson, 1995)

$$\frac{p}{p_0} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-\gamma/(\gamma-1)} \quad (11)$$

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-1/(\gamma-1)} \quad (12)$$

$$\frac{T}{T_0} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-1} \quad (13)$$

Bir roket motoru için, önemli bir diğer parametre yakıtın yanma hızıdır. Çünkü, yanan gazlardan çıkan gazların üretilme hızını etkiler ve bu da nozuldan geçen akışkanın hızını belirler. Roketten elde edilen itki bu akış hızına bağlıdır. [mm/s] ve [inç/s] gibi birim zamandaki uzunluk gibi birimlerle ifade edilir. Yanma hızını basınç, sıcaklık, yoğunluk gibi parametremeler belirler. Bu nedenle, bir yakıtın yanma oranını ve çeşitli koşullar altında nasıl

değiştiğini nicel olarak bilmek, bir roket motorunun başarılı tasarımında temel öneme sahiptir. Marxman formülü aşağıda basite indirgenmiş şekilde verilmiştir. Denklemden  $G$ , oksitleyicinin kütle akısıdır ve birimi  $g/cm^2 \cdot s$ 'dir. Yanma hızı denkleminde kullanılan katsayılar;  $a$ ,  $n$  deneysel elde edilmiş yakıt katsayılarıdır ve her bir yanıcı için tabloda bu değerler gösterilmiştir. Verilen problemde bu değerler aşağıda verilmiştir. Bu katsayılar kullanılan yakıtla ilgili olarak değişmektedir. Görüldüğü üzere parafinin yanma hızı diğer yanıcılara göre yüksektir. (Pastrone, 2012)

$$\dot{r} = aG^n \quad (13)$$

Tablo 2.1 Polimer yakıtlar ve azot oksit için balistik katsayılar (Surmacz ve Rarata, 2009)

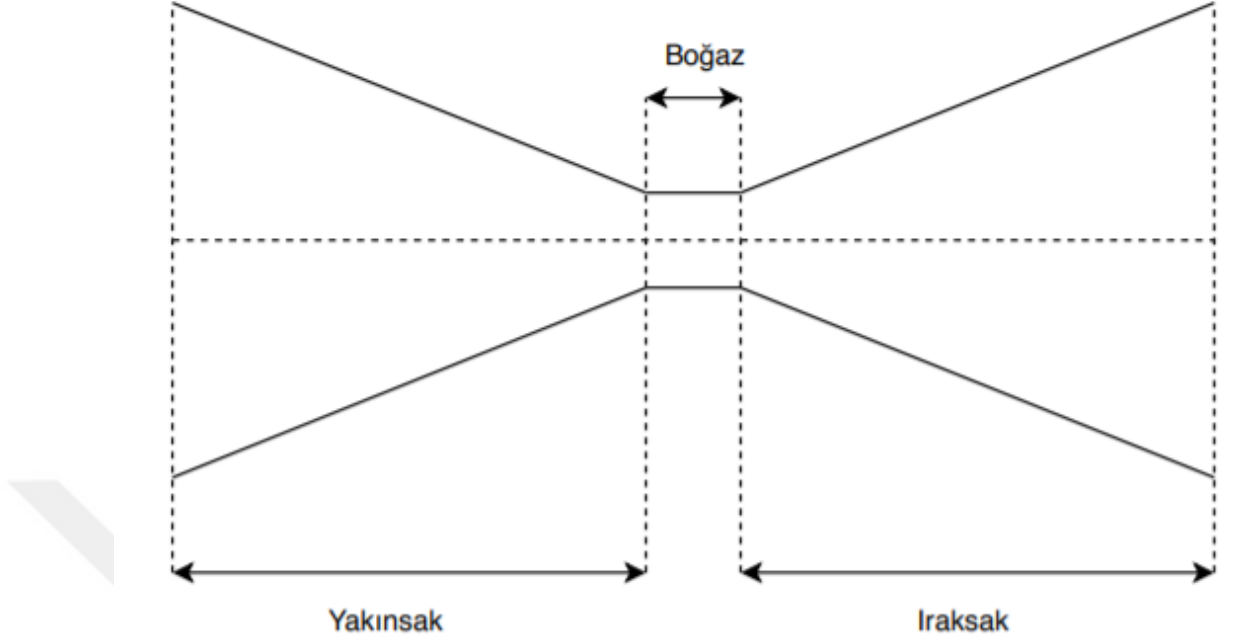
Yanıcı	a	n	$\dot{r}$ aralığı (mm/s)
Poliyeten	0,104	0,352	0,35-0,70
Pleksiglas	0,111	0,377	0,40-0,80
HTPB	0,198	0,310	0,60-1,00
Parafin	0,488	0,620	0,50-4,50

## 2.2. Yakınsak – İraksal bir nozulda bir boyutlu akış

Nozullar, yanma odasında üretilen kimyasal enerjiyi kinetik enerjiye dönüştürmeye yarayan aletlerdir. Yanma odasındaki düşük hız, yüksek basınç ve yüksek sıcaklığı; yüksek hız, düşük basınç ve düşük sıcaklığa dönüştürürler. (Deshpande, Vidwans, Mahale, Joshi and Jagtap, 2014)

Daralan daha sonra genişleyen yakınsak-ıraksak nozullar, de Laval nozul olarak da bilinir. (Belega and Nguyen, 2015) Şekil 2.1'de şematik çizimi gösterilmiştir.





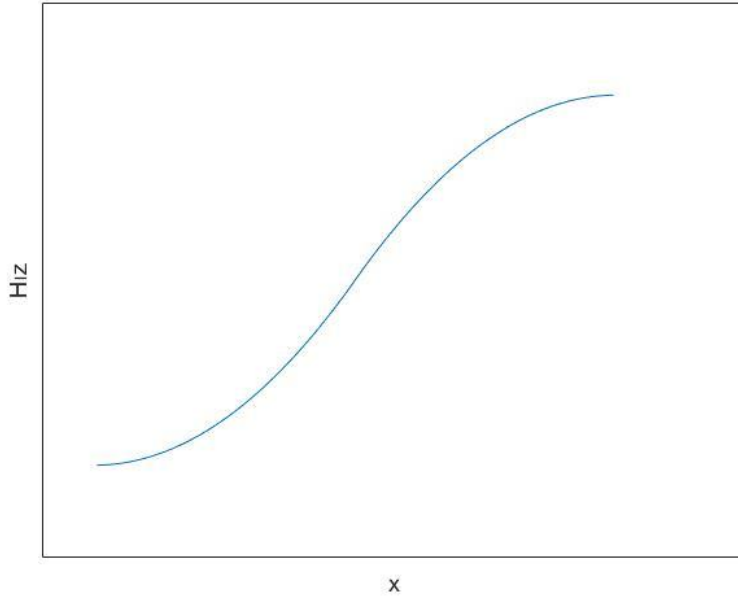
Şekil 2.1 Yakınsak-Iraksak bir nozulun şematik gösterimi (Clarke and Carswell, 2007)

Nozul çıkış hızı ideal gaz denklemiyle birlikte uygulanırsa aşağıdaki eşitlik elde edilir.

$$V_2 = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_1 \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} \quad (14)$$

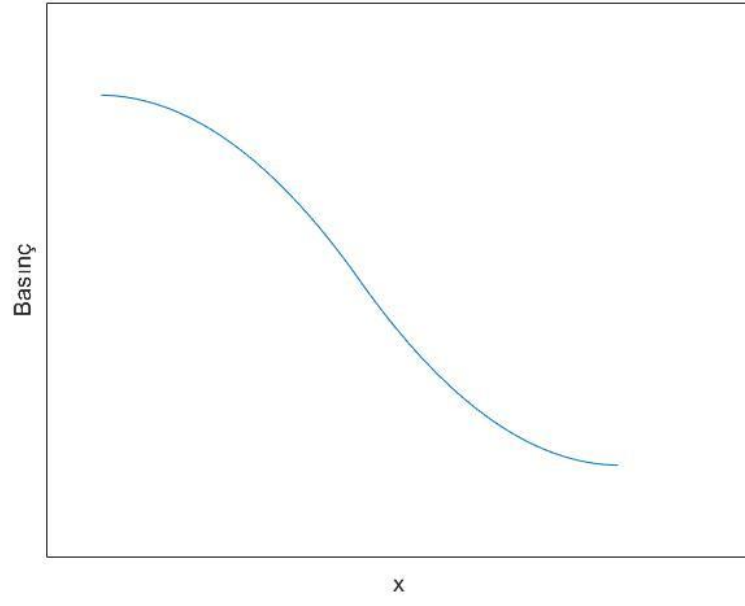
İdeal bir nozulda yakınsak bölgede Mach sayısı 1'den küçüktür. X boyunca akış ilerledikçe alan oranı azaldığı için hız değeri artmaktadır. Iraksak bölgede ise Mach sayısı 1'den büyüktür ve akış ivmelenmektedir. Yüksek bir çıkış hızı elde edebilmek için Mach sayısı boğazda 1 olmalıdır.

Mach sayısı boğazda 1 olursa; nozul uzunluğu boyunca hız, basınç, ses hızı, yoğunluk ve sıcaklık grafikleri Şekil 2.2'den Şekil 2.7'e kadar gösterilmiştir.



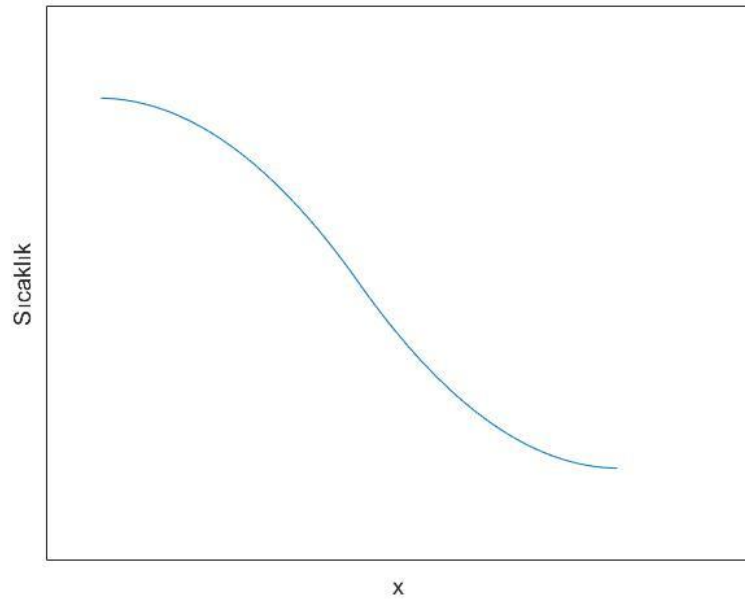
Şekil 2.2 Hız Grafiği (Boğazda  $M = 1$ )

Şekil 2.2’de gösterildiği gibi hız nozula girdikten sonra artarken boğazda Mach sayısı 1 olduğu için nozul boyunca artmaya devam etmektedir.



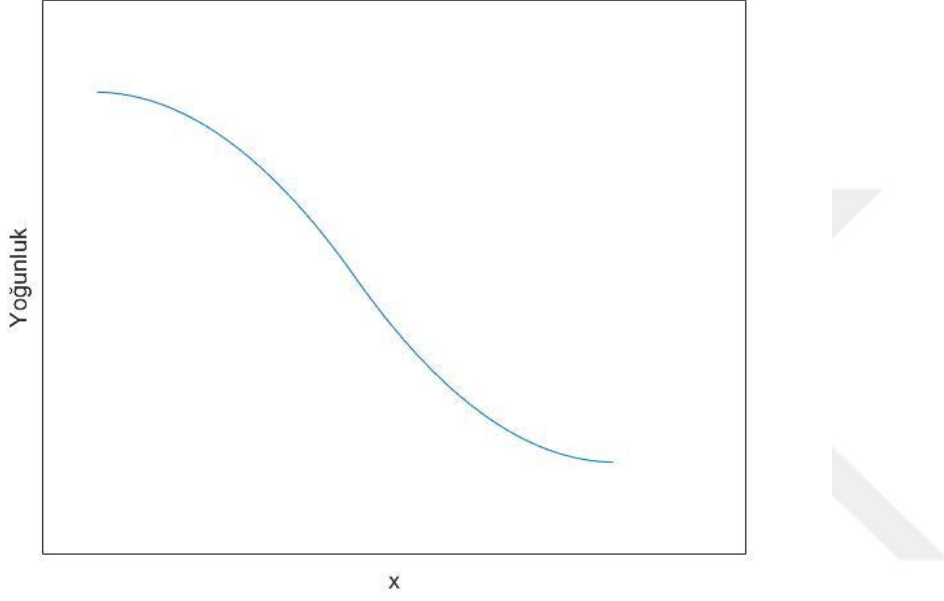
Şekil 2.3 Basınç Grafiği (Boğazda  $M=1$ )

Şekil 2.3'te akışın basınç grafiği verilmiştir. Yüksek basınç ile nozula giren akışın boğazda Mach sayısı 1 olduğundan nozul boyunca basıncı düşmeye devam eder.



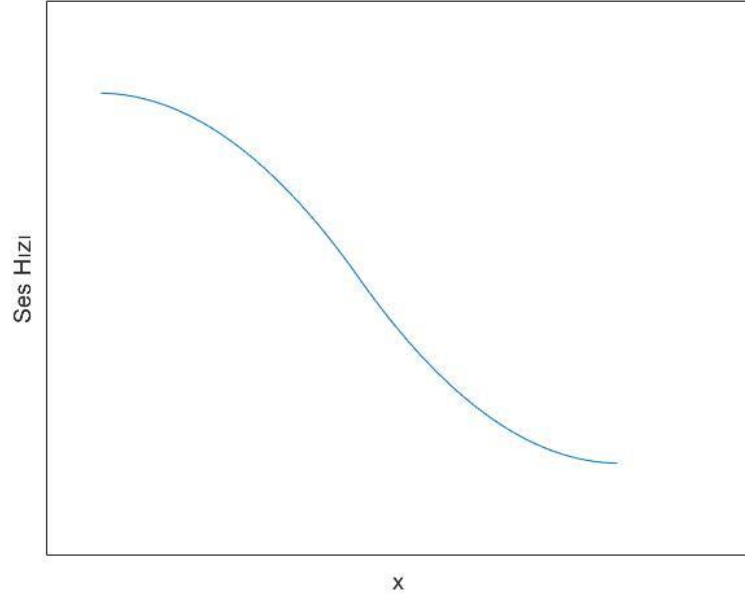
Şekil 2.4 Sıcaklık Grafiği (Boğazda  $M = 1$ )

Şekil 2.4'te gösterildiği gibi yüksek sıcaklık ile nozula giren akışın boğazda Mach sayısı 1 olduğundan nozul boyunca sıcaklığı düşmeye devam eder.



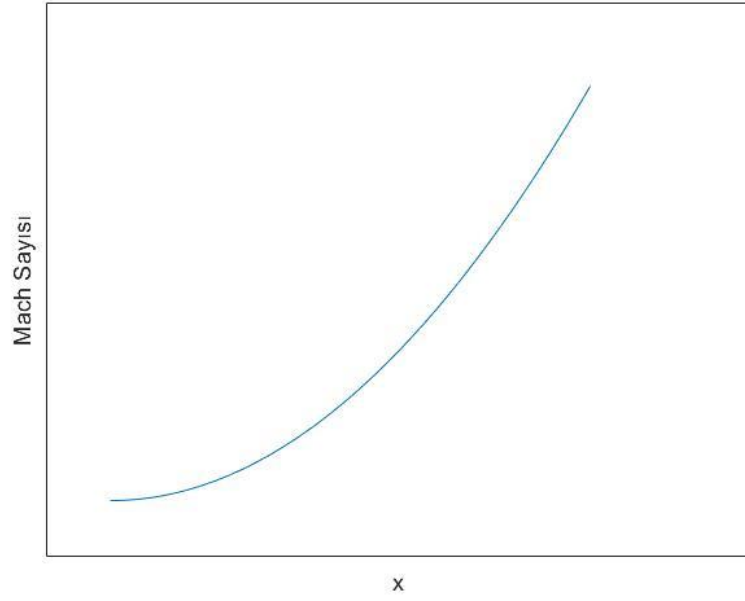
Şekil 2.5 Yoğunluk Grafiği (Boğazda  $M = 1$ )

Nozul boyunca yoğunluk grafiği Şekil 2.5'te verilmiştir. Nozul boyunca akış yoğunluğu, sıcaklık ve basınç ile benzer davranışı gösterir.



Şekil 2.6 Ses Hızı Grafiği (Boğazda  $M = 1$ )

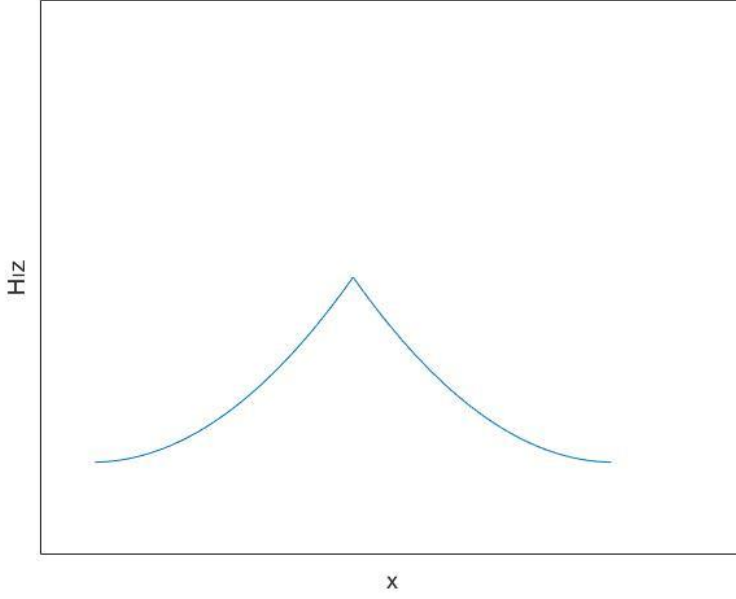
Şekil 2.6'da ses hızı grafiği verilmiştir. Ses hızı sıcaklığa bağlı olduğundan, sıcaklık ile benzer bir grafik elde edilir.



Şekil 2.7 Mach Sayısı Grafiği (Boğazda  $M = 1$ )

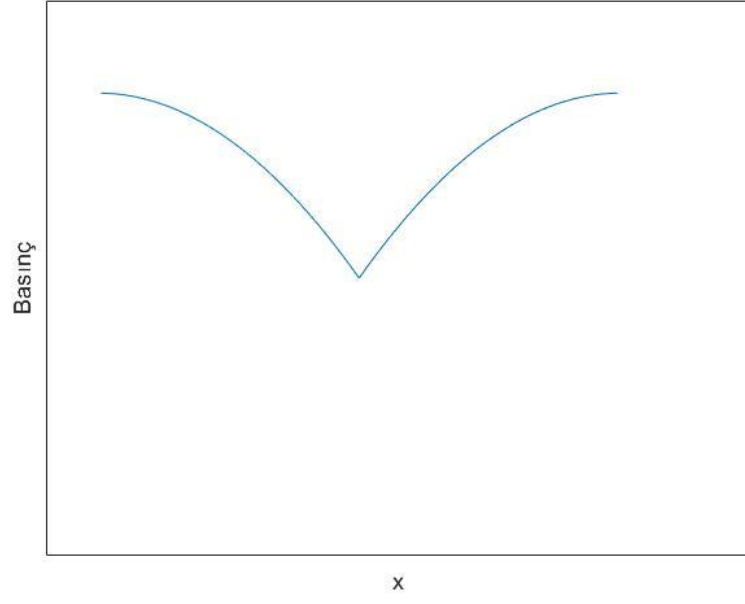
Şekil 7'de ise Mach sayısının nozul boyunca artmakta olduğu görülmektedir.

Eğer Mach sayısı boğazda 1'den küçük olursa; nozul uzunluğu boyunca hız, basınç, ses hızı, yoğunluk ve sıcaklık grafikleri aşağıdaki gibi elde edilir.



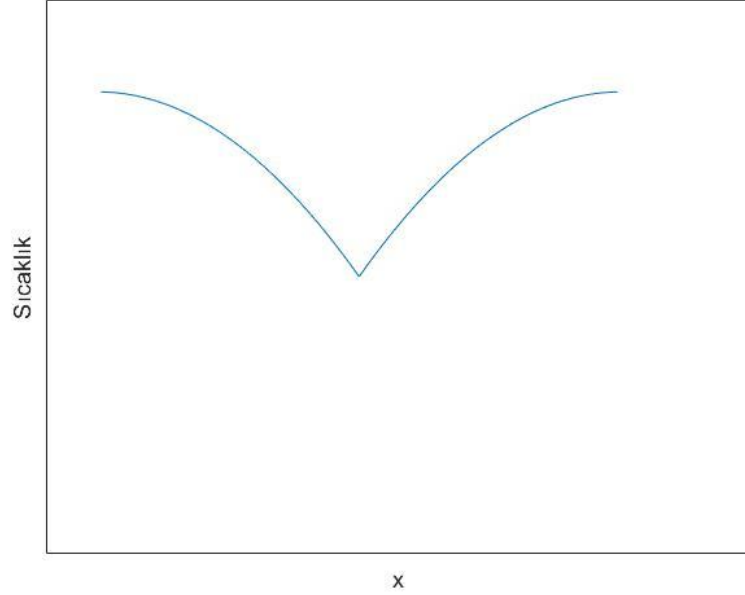
Şekil 2.8 Hız Grafiği (Boğazda  $M < 1$ )

Şekil 2.8'de akışın hız grafiği verilmiştir. Nozulun yakınsak kısmı boyunca hızı artan akış, boğazda Mach sayısı 1'e ulaşamadığından boğazda maksimum hıza ulaşır ve ıraksak kısım boyunca hızı düşer. Arzu edilen bir durum değildir.



Şekil 2.9 Basınç Grafiği (Boğazda  $M < 1$ )

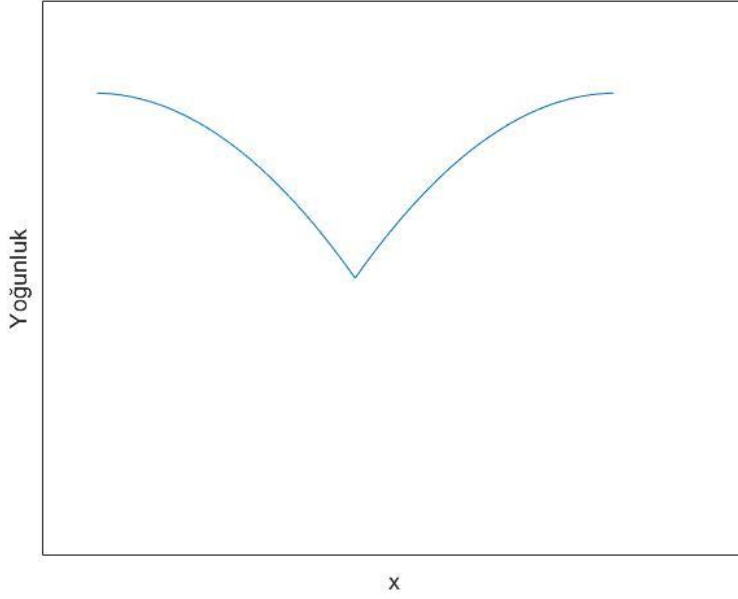
Şekil 2.9’da basınç grafiği verilmiştir. Arzu edilen durumda basınç nozul boyunca düşmelidir. Ancak bu durumda Mach sayısı boğazda 1’den küçük olduğu için basınç iraksak kısımda tekrar artar.



Şekil 2.10 Sıcaklık Grafiği (Boğazda  $M < 1$ )

Sıcaklık da basınç gibi nozul boyunca düşmelidir, ancak boğazda Mach sayısı 1'den küçük olduğu için sıcaklık nozulun yakınsak kısmında düşerken boğazdan sonra artmaktadır. Şekil 2.10'da gösterilmiştir.

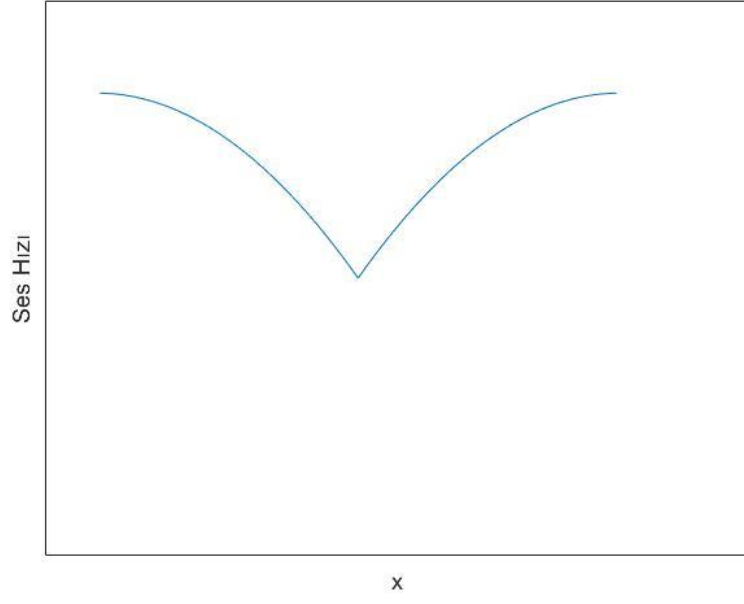
Bzbkkdkgdj



Şekil 2.11 Yoğunluk Grafiği (Boğazda  $M < 1$ )

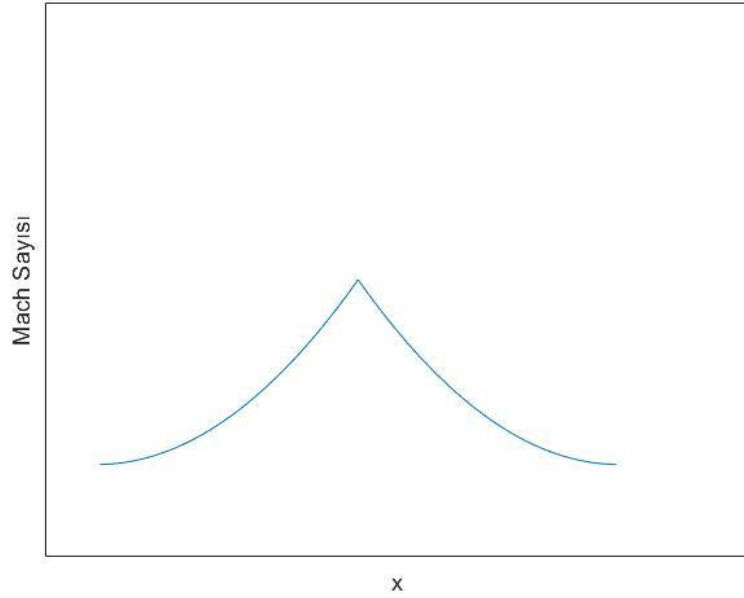
Şekil 2.11'de gösterildiği gibi, yoğunluk da basınç ve sıcaklık ile aynı grafiğe sahiptir.





Şekil 2.12 Ses Hızı Grafiği (Boğazda  $M < 1$ )

Sıcaklık nozulun yakınsak kısmı boyunca azalır, ıraksak kısmı boyunca arttığı için ses hızı da aynı şekilde önce azalır, boğazdan sonra artar. Şekil 2.12’de gösterilmiştir.



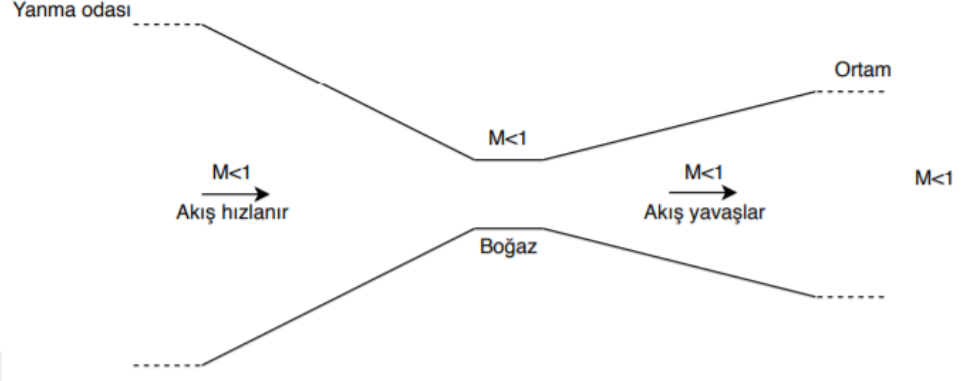
Şekil 2.13 Mach Sayısı Hızı Grafiği (Boğazda  $M < 1$ )

Şekil 2.13’te yine Mach sayısı grafiği verilmiştir. Nozulun yakınsak kısmında artarken, ıraksak kısmında azalmaktadır. İstenen bir durum değildir.

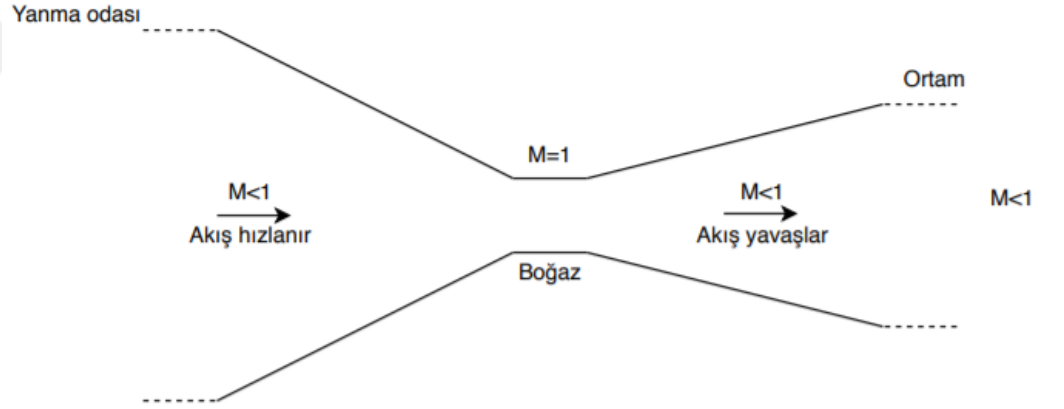
Şekil 2.14'den Şekil 2.20'e kadar akış modelleri gösterilmektedir. (Aldabash, 2013)

- a) Ses altı akış : Akışın tamamen ses altı olduğu, yani nozulda boğulma durumunun meydana gelmediği durumdur. Ortamdaki akış boğaza yaklaştıkça hızlanır ve boğazda maksimum hıza ulaşır. Daha sonra hız iraksak kısım boyunca yavaşlar ve ses altı akış olarak nozuldan çıkar. Bu durumda geri basıncı düşürmek nozulun her yerinde akış hızını artıracaktır.
- b) Akışın boğulma durumu: Bu akış modeli, boğazdaki Mach sayısının 1 olması dışında ses altı akış durumu ile tamamen aynıdır. Geri basınçtaki fazla düşüş Mach sayısının 1 olduğu noktayı hareket ettiremediğinden nozulda akış boğulmaktadır. Ancak geri basınç daha da düşürülürse nozulun iraksak kısmındaki akış modeli değişecektir.
- c) Nozulda şok dalgaları: Geri basınç gerekli olanın altında bir değere düştüğü için, boğazın hemen önünde sesüstü akış bölgesi oluşur. Ses altı akışından farklı olarak, ses üstü akış boğazdan uzaklaştıkça hızlanır. Bu ses üstü ivmelenme normal bir şok dalgası ile sonlanır. Şok dalgası sesaltı hızına neredeyse anında bir yavaşlama üretir. Bu sesaltı akış daha sonra iraksak bölümün geri kalanında yavaşlar ve bir sesaltı akış olarak nozuldan çıkar. Hız azalırken, basınç ve sıcaklık artar. Bu rejimde, geri basıncı düşürülürse veya yükseltirise, şok dalgası boğazdan uzak bir bölgeye taşınır.
- d) Çıkışta şok dalgaları: Eğer geri basınç yeterince düşürülürse, şok dalgası nozul çıkışında oluşur. Tüm nozul boyunca hızlanma olduğu için akış hızı şoktan hemen önce maksimum değerine ulaşır ve şoktan sonra akış ses altı olacaktır.
- e) Aşırı genişletilmiş akış: Geri basıncı düşürmek ayrıca şokun jetin içine doğru bükülmesine neden olur ve jet içinde ses altı ve ses üstü akışın bir karışımını içerecek karmaşık bir şok oluşur. Bu durum aşırı genişletilmiş akış olarak adlandırılır, çünkü bu durumda nozul çıkışındaki basınç, ortamdaki basınçtan daha düşüktür. Yani akış, nozul tarafından çok fazla genişletilmiştir.
- f) Tasarım koşulu: Geri basıncın daha da düşürülmesi, roket içindeki dalga durumunu değiştirir ve zayıflatır. Sonunda geri basınç, nozul çıkışındaki basınca eşit olacak şekilde yeterince düşük olacaktır. Bu durumda, dalgalar tamamen kaybolacak ve akış ses üstü olacaktır. Bu duruma, arzu edilen bir durum olduğu için tasarım koşulları denmektedir.

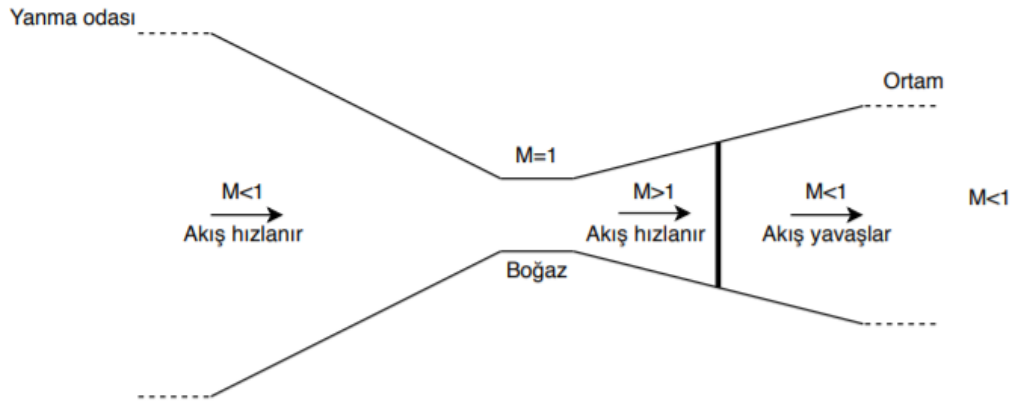
- g) Az genişlemiş akış: Son olarak, geri basınç daha da düşürülürse yeni bir dengesizlik oluşur. Çıkış basıncının ortam basıncından büyük olması durumuna az genişleşmiş akış adı verilir ve çıkışta genişleme dalgaları adı verilen roket içindeki eksenel akışa ve ivmeye dik kademeli dönüş üreten dalgalar oluşur.



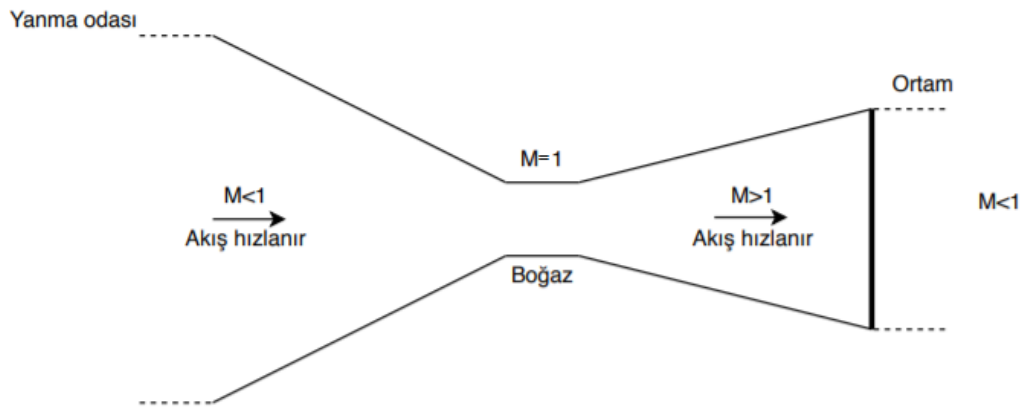
Şekil 2.14 Ses altı akış



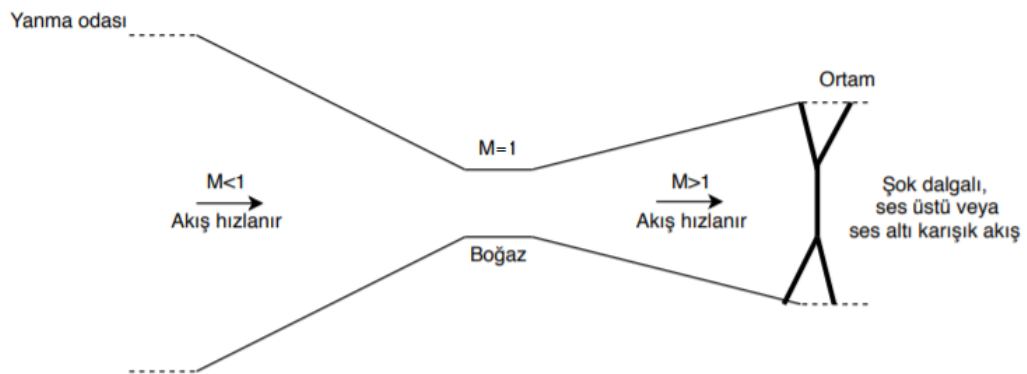
Şekil 2.15 Akışın boğulma durumu



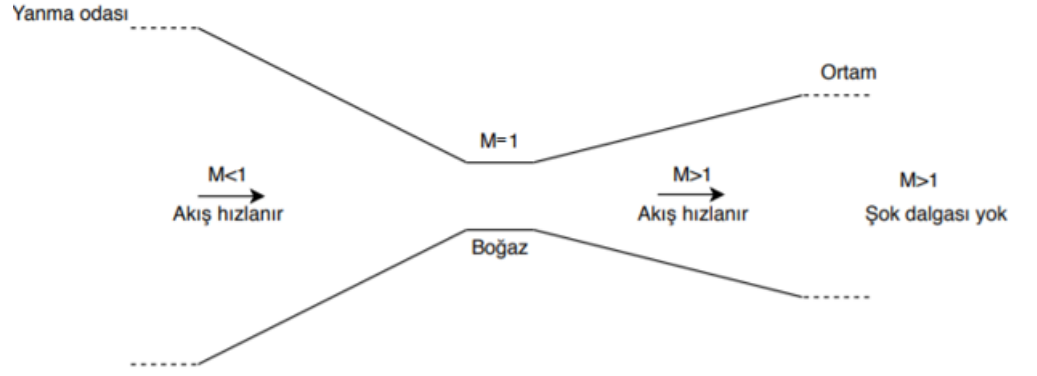
Şekil 2.16 Nozulda şok durumu



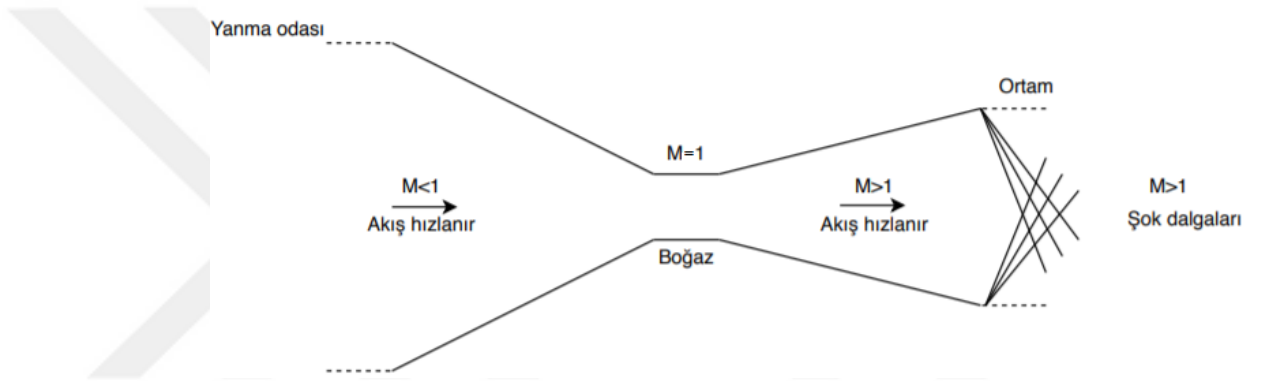
Şekil 2.17 Çıkışta şok durumu



Şekil 2.18 Aşırı genişlemiş akış



Şekil 2.19 Tasarım koşulu



Şekil 2.20 Az genişlemiş akış

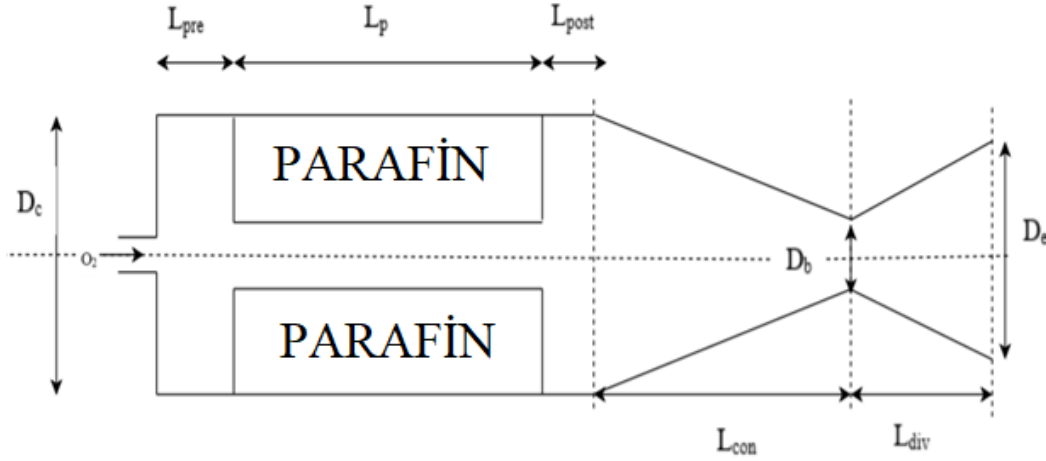
### 3. HİBRİT ROKET MOTORU TASARIMI

Son yıllarda, klasik polimer yakıtlara göre yüksek yanma hızına ve dolayısıyla daha yüksek performansa sahip olması açısından parafine yönelindiği dikkat çekmektedir. Bu sebeple yanıcı olarak bu tezde de parafin kullanılmıştır. (Battista, Cardillo, Fragiacom, Martino, Mungiguerra and Savino, 2019)

Farklı oksitleyicilerin performansa etkileri incelendiğinde sıvı oksijenin, hidrojen peroksit ( $H_2O_2$ ) ve nitrojen tetraoksit ( $N_2H_4$ ) göre daha yüksek yanma hızı sağladığı anlaşılmıştır. Sıvı oksijen düşük kaynama noktasına ve yoğunluğa sahiptir. Bu sebeple yakıcı olarak da sıvı oksijen kullanılmıştır. (Kafafy, Azamia and Idres, 2014)

Bu bölümde hibrit roket motorunun hesaplama adımları verilmiştir.

Sistem Şekil 3.1’de görüldüğü gibi oksitleyicinin (sıvı oksijen) geçeceği bir enjeksiyon deliği, yanma odası ve nozuldan oluşmaktadır. Yanma odası çapı  $D_c$ , ön yanma odası boyu  $L_{pre}$ , yakıt boyu  $L_y$ , son-yanma odası  $L_{post}$ , nozulun yakınsak bölümünün boyu  $L_{con}$ , nozulun ıraksak bölümünün boyu  $L_{div}$ , nozul boğaz çapı  $D_b$  ve nozul çıkış çapı  $D_e$  hesaplanacaktır.



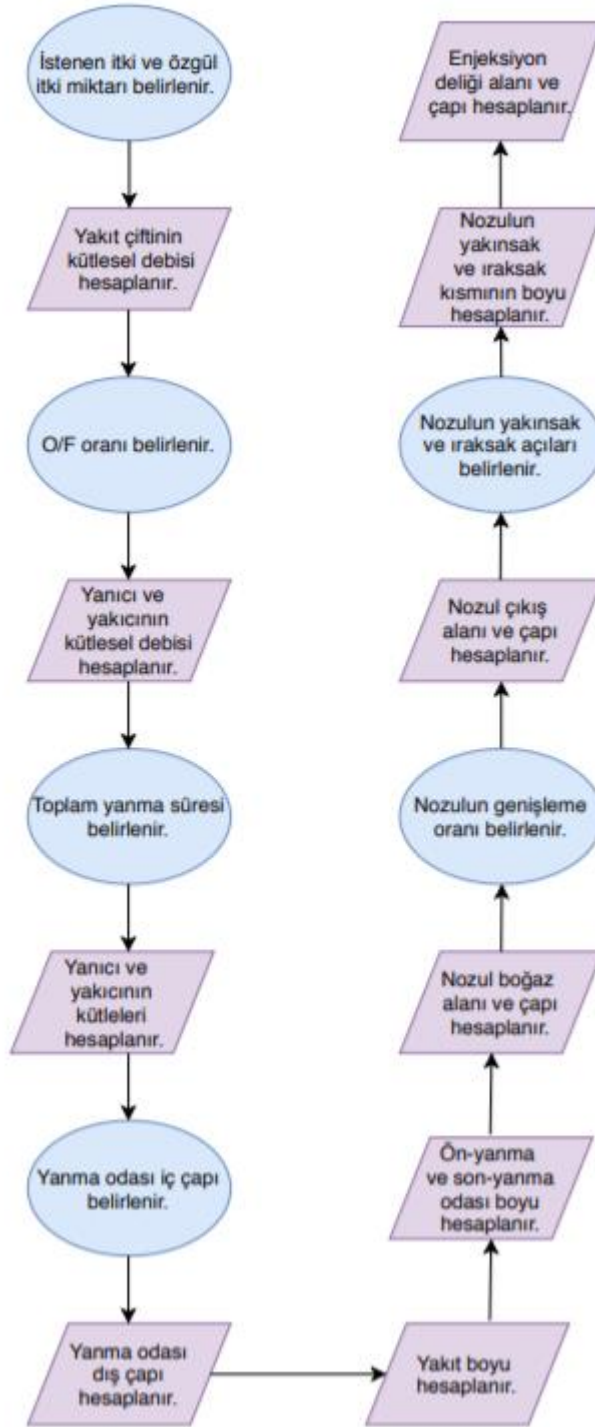
Şekil 3.1 Boyutları hesaplanacak hibrit roket motorunun bileşenleri

Literatürde bulunan bazı çalışmalarda motorun ölçüsü, testin uzunluğunu belirleyen yanma süresi ve motorun boyutunu ve itkiyi belirleyen kütleli debi belirlendikten sonra motorun fiziksel boyutları ile çalışma parametreleri ayarlanmış ve motor bileşenleri tasarlanmıştır. (Guerreiro, 2013) Bazı

çalışmalarda ise istenen itki ve özgül itki miktarları belirlenip daha sonra motorun boyutları hesaplanmıştır. (Srivastava , Ingenito ve Andriani, 2019)

şekil 3.2'deki akış diyagramında roket tasarımındaki adımlar verilmiştir. Bu sırayla her bir bileşenin boyutları hesaplanacaktır.





Şekil 3.2 Hibrit roket motorunun tasarım adımları

Yakıt çiftinin kütesel debisi  $\dot{m}_t$ , istenen itki ve özgül itki sayesinde hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_t = \frac{F}{I_{sp}g_0} \quad (15)$$



Yakıcı/yanıcı oranı O/F oksitleyici debisinin, yakıt debisine oranı ile bulunmaktadır. Yakıt oranı O/F verildiğinden toplam kütleli debiden, parafin kütleli debisi  $\dot{m}_p$  ve oksitleyici kütleli debisi  $\dot{m}_o$  de hesaplanır.

$$\dot{m}_p = \frac{\dot{m}_t}{1+OF} \quad (16)$$

$$OF = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_p} \quad (17)$$

Toplam yanma süresi belli olduğunda kütleli debi yanma süresi ile çarpıldığında toplam kütle, parafin kütlesi ve oksitleyici kütlesi de hesaplanır.

$$m_t = \dot{m}_t t_b \quad (18)$$

$$m_o = \dot{m}_o t_b \quad (19)$$

$$m_p = \dot{m}_p t_b \quad (20)$$

Parafin kütlesi hesaplandıktan sonra, parafin hacmi de toplam kütleli parafin yoğunluğuna bölünmesi ile hesaplanır.

$$V_p = \frac{m_p}{\rho_p} \quad (21)$$

Yanma odası iç çapı olan  $D_{i(0)}$  sabit olarak alınmıştır. Aşağıda formülü de verilmiştir.  $G_o$  oksitleyici kütle akısıdır ve yanma hızı hesaplanırken kullanılır.

$$D_{i(0)} = \sqrt{4\dot{m}_o/\pi G_o(0)} \quad (22)$$

Yanma odası dış çapı olan  $D_c$  ise aşağıdaki gibi hesaplanmıştır.

$$D_c = \left[ \left( \frac{a}{1000} \right) (4n + 2) \left( \frac{4\dot{m}_o}{\pi} \right)^n t_b + D_{i(0)}^{2n+1} \right]^{1/2n+1} \quad (23)$$

Yanıcı parafin boyu  $L_p$  hesaplanırken aşağıdaki denklemden faydalanılır ve 104 mm olarak hesaplanır.

$$L_p = \frac{4V_p}{[\pi(D_c)^2 - D_{i(0)}^2]} \quad (24)$$

Ön yanma odası ve son yanma odası boyu yanma odası dış çapı ile ilişkilendirilerek hesaplanır.

$$L_{pre} = 0.5D_{int,c} \quad (25)$$

$$L_{post} = 0.7D_{int,c} \quad (26)$$

Daha sonra nozul hesaplamalarına geçilir. İlk olarak nozul boğaz alanı  $A_b$  hesaplanmaktadır. Nozul boğaz alanından da nozul boğaz çapı  $D_b$  hesaplanır.

$$A_b = \frac{F}{C_F P_c} \quad (27)$$

$$D_b = \sqrt{\frac{4A_b}{\pi}} \quad (28)$$

Nozulun yakınsak kısmının uzunluğu  $L_{con}$ , aşağıdaki gibi bulunur.

$$L_{con} = 0.5(D_c - D_t)/\tan\theta_{con} \quad (29)$$

Nozul genişleme oranı  $\varepsilon$  ile nozul boğaz alanı çarpıldığında nozul çıkış alanı  $A_e$  ve nozul çıkış çapı  $D_e$  hesaplanır.

$$A_e = \varepsilon A_t \quad (30)$$

$$D_e = \sqrt{\frac{4A_e}{\pi}} \quad (31)$$

Nozulun ıraksak kısmının uzunluğu ise aşağıdaki denklem ile hesaplanmaktadır.

$$L_{div} = 0.5(D_e - D_t)/\tan\theta_{div} \quad (32)$$

Enjeksiyon deliği alanı aşağıdaki denklem ile bulunmaktadır:

$$A_{inj} = \frac{\dot{m}_{ox}}{C_{d,inj} \sqrt{2\rho_{ox,g} P_{ox} \left(\frac{2}{\gamma_{ox}+1}\right)^{\gamma_{ox}+1/\gamma_{ox}-1}}} \quad (33)$$

Enjeksiyon deliği alanından, delik çapı da hesaplanabilir:

$$D_{inj} = \sqrt{\frac{4A_{inj}}{\pi}} \quad (34)$$

Bu çalışmada da istenen itki ve özgül itki miktarı belirlenip, toplam yanma süresi ve O/F yakıt oranı seçilmiştir. Buna göre itici çiftinin kütleli debileri, yanma odası ve nozul boyutları hesaplanmıştır. Bu boyutlar ve seçilen sabit değerler aşağıdaki tabloda verilmiştir. İlk geometri oluşturulduktan sonra Ansys Fluent paket programında bu geometri ile roket yanma analizi yapıp boğazdaki Mach sayısının 1 olup olmadığına bakılmıştır. Çeşitli parametrelerin boğazdaki ve çıkıştaki Mach sayısını nasıl etkilediği belirlenip birçok geometri ile analiz yapılmıştır. Ansys Fluent paket programında analizin nasıl yapıldığı 4.4 Fluent bölümünde, farklı parametre sonuçları sayesinde optimum geometri belirlenmesi de 5. Bölümde detaylıca anlatılmıştır.

Tablo 3.1 'de roket tasarımı yapılan kabuller ve bu kabuller ve hesaplamalar sonucu oluşan yanma odası ve nozul geometrisi verilmiştir.

Tablo 3.1 Tasarlanan hibrit roket motorunun boyutları ve kabuller

$F = 230 \text{ N}$	$D_i(0) = 0,012 \text{ m}$
$I_{sp} = 320 \text{ s}$	$D_c = 70 \text{ mm}$
$O/F = 5$	$L_p = 104 \text{ mm}$
$t_b = 25 \text{ s}$	$L_{pre} = 35 \text{ mm}$
$a = 0,17$	$L_{post} = 49 \text{ mm}$
$n = 0,50$	$\theta_{con} = 45^\circ$
$\dot{m}_p = 0,073 \text{ kg/s}$	$L_{con} = 30 \text{ mm}$
$\dot{m}_f = 0,012 \text{ kg/s}$	$\theta_{div} = 13,5^\circ$
$\dot{m}_o = 0,061 \text{ kg/s}$	$L_{div} = 46 \text{ mm}$
$\rho_p = 788,6 \text{ kg/m}^3$	$D_{enj} = 2 \text{ mm}$

## 4. HİBRİT ROKET MOTORU İTKİSİNİN SONLU HACİMLER YÖNTEMİ İLE İNCELENMESİ

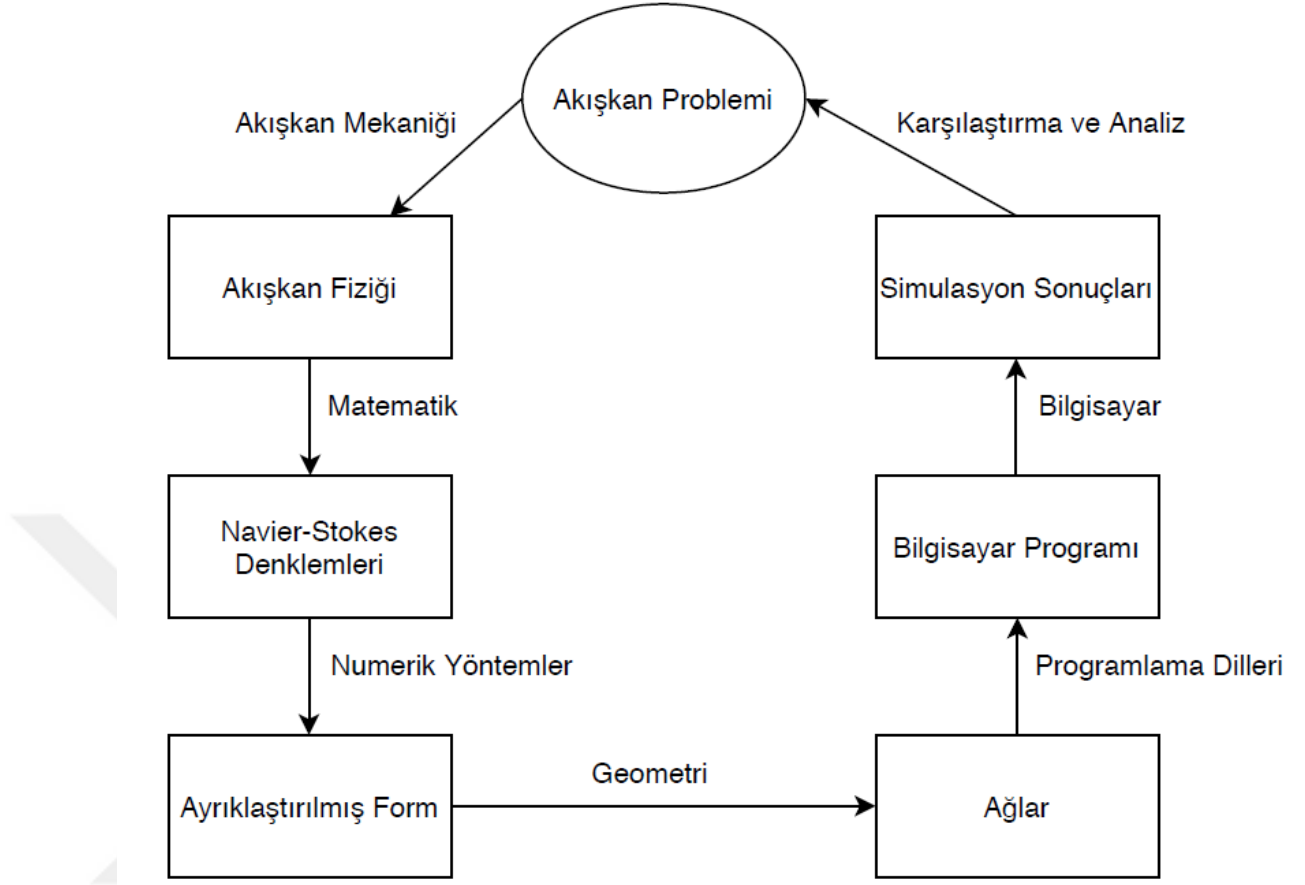
### 4.1. Nümerik Yöntemler

Hesaplamaalı akışkanlar dinamiği, akışkanlar dinamiği ve ısı transferi problemlerini nümerik yöntemler kullanarak çözmekle ilgilenir. Deney yöntemine göre daha az maliyetli olduğu ve hızlı sonuç alınabildiği için çok etkili bir yöntemdir.

Hesaplamaalı akışkanlar dinamiği, dünya genelindeki sektörlerde bilgisayar destekli tasarımlar için önemli bir unsur haline gelmektedir. Yalnızca az maliyetli bir yöntem değil aynı zamanda zaman kaybını da önemli ölçüde azaltmaktadır.

Hesaplamaalı akışkanlar dinamiği; havacılık, otomotiv, biyomedikal, kimyasal işleme, hidrolik, enerji üretimi, spor, deniz gibi birçok sektörde kullanılmaktadır.

Aşağıdaki akış diyagramında anlatıldığı gibi bir akışkan problemi ele alınırsa, hesaplamaalı akınlar dinamiği öncelikle bu problemi akışkanlar mekaniği ile akışkan fiziğine dönüştürür. Matematiği kullanarak Navier Stokes denklemlerini elde eder. Daha sonra nümerik yöntemlerle lineer denklemler elde eder. Ardından geometriyi kullanarak ağlar oluşturur, programlama dilleri sayesinde bir bilgisayar programı ile simülasyon sonuçlarını elde ederek karşılaştırma ve analiz yapmaya olanak verir.



Şekil 4.1 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Akış Diyagramı

Hesaplamalı akışkanlar dinamiğinin deney yöntemine göre tercih edilmesinin en temel sebeplerinden biri maliyetinin az olmasıdır. Deney pahalı bir yöntemdir. Diğer bir sebep ise zaman kaybını önlemesidir. Deney yöntemine göre çok daha kısa süren bir işlemdir. Problem hangi ölçekte olursa olsun hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanılabilir. Yalnızca küçük veya orta boyutlu ölçekli problemlerde kullanılabilen deney yöntemine göre bu da bir avantaj oluşturur. Deney yönteminin sonuçları sadece ölçüm noktalarında kontrol edebilmesinin aksine, hesaplamalı akışkanlar dinamiğinde analiz yapıldıktan sonra herhangi bir noktada sonuçlara bakılabilir. Deney yöntemi birkaç kez tekrar edebilir olmasına rağmen, hesaplamalı akışkanlar dinamiğinde sürekli tekrarlanabilir. Deney yöntemine göre daha güvenli olması başka bir avantaj olarak değerlendirilebilir.

En bilinen Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği teknikleri; sonlu farklar yöntemi, sonlu elemanlar yöntemi ve sonlu hacimler yöntemidir.

#### 4.1.1. Sonlu farklar yöntemi

Sonlu farklar yöntemi kısmi diferansiyel denklemleri çözmeye kullanılan bir yöntemdir. Denklem lineer olsun veya olmasın çözüm vermesi açısından önemli bir yöntemdir. (Chapra and Canale,2002)

Sonlu farklar yöntemi, bilinmeyen bir hesaplanmış varyasyonunun x, y veya z koordinatındaki bir polinom gibi olduğu varsayar, böylece daha yüksek türevler önemsiz olur.

Karmaşık olmayan problemlerin çözümünde doğruluk payı yüksektir ve göreceli basit bir yöntemdir. Fiziksel karmaşıklık derecesi artan problemlerin çözümü için uygulanabilir bir yöntem değildir.

İleri fark denklemleri, geri fark denklemleri ve merkezi fark denklemleri olarak sonlu farklar denklemleri üçe ayrılır. Bu denklemler Taylor serisi açılımında türetilir.

$$\text{İleri fark denklemi : } \left( \frac{d\phi}{dx} \right)_i = \frac{\phi_{i+1} - \phi_i}{\Delta} \quad (35)$$

$$\text{Geri fark denklemi : } \left( \frac{d\phi}{dx} \right)_i = \frac{\phi_i - \phi_{i-1}}{\Delta} \quad (36)$$

$$\text{Merkezi fark denklemi: } \left( \frac{d\phi}{dx} \right)_i = \frac{\phi_{i+1} - \phi_{i-1}}{2\Delta} \quad (37)$$

Parabolik denklemlerde kullanılan sonlu fark denklemlerinden biri Crank-Nicholson yöntemidir.

Hiperbolik denklemlerde en bilinen sonlu fark denklemleri; Lax–Friedrichs yöntemi, Lax–Wendroff yöntemi, MacCormack yöntemi, Yukarı akım algoritması ve Karakteristik methoddur. (Graebel, 2007)

#### 4.1.2. Sonlu hacimler yöntemi

Sonlu hacimler yönteminde, problem çakışmayan kontrol hacimlerine bölünür. Diferansiyel denklemler her bir kontrol hacminde çözülür.

Fiziksel olarak sağlam bir çözümdür ancak sonlu farklar yöntemi kadar doğruluğu yoktur. Gauss Teoremine dayanır.

En bilinen sonlu hacim denklemleri; Godunov şeması, Riemann çözücüsü ve ENO/WENO şemalarıdır.

### 4.1.3. Sonlu elemanlar yöntemi

Çözüm bölgesi sonlu fark yönteminde farklı noktalara veya düğüm noktalarına bölünürken, sonlu elemanlar yöntemi çözüm bölgesini basitçe şekillendirilmiş bölgelere veya elemanlara ayırır. (Chapra and Canale,2002)

Sonlu elemanlar yöntemi öncelikle çözüm bölgesini sonlu elemanlara böler, daha sonra her elemanın çözüme ulaşmasını sağlamak amacıyla denklemleri geliştirir. Her bir eleman için denklemler oluşturulduktan sonra tüm sistemi birleştirerek bunları birbirine bağlar. Sınır koşulları da uygulandıktan sonra çözüme ulaşılır.

Katı mekaniği uygulamalarında başarılıdır. Özellikle sonlu farklar yöntemi ile karşılaştırıldığında karmaşık sınır şekillerinin modellenmesi açısından kolay bir yöntemdir.

Ortaya çıkan denklem sistemini çözmek için karmaşık matris işlemleri gerekmektedir. Yüksek Reynold sayılı akışkanlar için anlamlı formüller elde etmek zordur. Sonlu elemanlar yönteminde ısı iletimi ve yavaş akış problemleri çözümleri sınırlıdır.

Galerkin yöntemi en bilinen sonlu elemanlar yöntemlerinden biridir.

## 4.2. Korunum Denklemleri

### 4.2.1. Korunum denklemleri ve sınır koşulları

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho e \end{pmatrix} + \frac{\partial}{\partial x} \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ u(\rho e + p) \end{pmatrix} = \frac{1}{A} \left\{ \begin{array}{l} \rho u \frac{dA}{dx} + \rho \frac{dA}{dt} \\ \rho u^2 \frac{\partial A}{\partial x} + \rho u \frac{\partial A}{\partial t} \\ (u(\rho e + p)) \frac{dA}{dx} + \rho e \frac{dA}{dt} \end{array} \right\} + \left\{ \begin{array}{l} \frac{\dot{m}}{A} \\ \frac{1}{8} C_F \rho u^2 2\pi r_A \\ \frac{c_p T_f \dot{m}}{A} \end{array} \right\}$$

Eşitliğin sağ tarafındaki ilk terim, kesitin akış değişkenlerine soğuk gaz katkısını temsil eder. İkinci terim ise, yakıtın yanmasının kütle, momentum ve enerji denklemlerine katkısını ifade eder. Böylece, kütle koruma denkleminde, yakıtın yanmasına bağlı olarak normal kütle debisi aşağıdaki gibi ifade edilir. Momentum denkleminde katkı sağlayan  $\frac{1}{8} C_F \rho u^2 2\pi r_A$  ifadesi, sürtünme ihmalinden dolayı sıfır kabul edilmiştir. (Stoia-Djeska ve Mingireanu, 2011)

#### 4.2.2. Süreklilik Denklemi

Kütlenin korunumu denklemini oluştururken üstte verilen korunum denklemlerinin birincisi kullanılmıştır. (Stoia-Djeska ve Mingireanu, 2011) Aşağıda zamana bağlı yoğunluk değişiminin adımları verilmiştir. (Anderson, 1995)

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} = -\frac{1}{A} \left( \rho u \frac{dA}{dx} + \rho \frac{dA}{dt} \right) + \frac{1}{A} \dot{m} \quad (38)$$

Yoğunluk ve hız çarpımının konuma bağlı terimi bileşenlerine ayrılırsa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{\partial u}{\partial x} + u \frac{\partial \rho}{\partial x} = -\frac{1}{A} \left( \rho u \frac{dA}{dx} + \rho \frac{dA}{dt} \right) + \frac{1}{A} \dot{m}$$

Her bir bileşen alan ile çarpılırsa aşağıdaki denkleme ulaşılır.

$$A \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho A \frac{\partial u}{\partial x} + Au \frac{\partial \rho}{\partial x} = -\rho u \frac{dA}{dx} - \rho \frac{dA}{dt} + \dot{m}$$

Zamana ve konuma bağlı terimler birlikte yazılır.

$$A \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{dA}{dt} = -\rho A \frac{\partial u}{\partial x} - Au \frac{\partial \rho}{\partial x} + \dot{m}$$

Son olarak aşağıdaki genel korunum denklemine ulaşılır.

$$\frac{\partial(\rho A)}{\partial t} = -\frac{\partial(\rho A u)}{\partial x} + \dot{m} \quad (39)$$

Alanlar denklemin dışına çıkarılırsa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$A \frac{\partial \rho}{\partial t} = -\rho A \frac{\partial u}{\partial x} - Au \frac{\partial \rho}{\partial x} - \rho u \frac{\partial A}{\partial x} + \dot{m}$$

Her bir terim A'ya bölünürse yoğunluğun zamana bağlı değişim denklemini bulunur.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -\rho \frac{\partial u}{\partial x} - u \frac{\partial \rho}{\partial x} - \rho u \frac{\partial(\ln A)}{\partial x} + \frac{1}{A} \dot{m} \quad (40)$$



### 4.2.3. Momentum denklemi

Momentumun korunumu denklemini oluştururken üstte verilen korunum denklemlerinin ikincisi kullanılmıştır. (Stoia-Djeska ve Mingireanu, 2011) Aşağıda zamana bağlı hız değişiminin adımları verilmiştir. (Anderson, 1995)

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2 + p)}{\partial x} = -\frac{1}{A} \left( \rho u^2 \frac{\partial A}{\partial x} + \rho u \frac{\partial A}{\partial t} \right) + \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A \quad (41)$$

Denklemin sol tarafındaki konuma bağlı terim bileşenlerine ayrılırsa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$u \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial p}{\partial x} = -\frac{1}{A} \rho u^2 \frac{\partial A}{\partial x} - \frac{1}{A} \rho u \frac{\partial A}{\partial t} + \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A$$

Zamana bağlı terimler ve konuma bağlı terimler bir araya getirilirse aşağıdaki durum oluşur.

$$u \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{\partial u}{\partial t} + \frac{1}{A} \rho u \frac{\partial A}{\partial t} = -\frac{1}{A} \rho u^2 \frac{\partial A}{\partial x} - \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A$$

Her bir terim alan ile çarpılır.

$$\begin{aligned} Au \frac{\partial \rho}{\partial t} + A\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial A}{\partial t} \\ = -\rho u^2 \frac{\partial A}{\partial x} - A \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} - A \frac{\partial p}{\partial x} + A \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A \end{aligned}$$

Momentum korunumu denklemi son halini alır.

$$\frac{\partial(\rho Au)}{\partial t} = -\frac{\partial(\rho Au^2)}{\partial x} - A \frac{\partial p}{\partial x} + A \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A \quad (42)$$

Süreklilik denklemi hızın x bileşeni ile çarpılır.

$$u \frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + u \frac{\partial(\rho Au)}{\partial x} = 0$$

Momentum korunumu denkleminde üstteki denklem çıkarılırsa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\frac{\partial(\rho Au)}{\partial t} - u \frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho Au^2)}{\partial x} - u \frac{\partial(\rho Au)}{\partial x} = -A \frac{\partial p}{\partial x} + A \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A$$

Alan zamana bağlı değişmediği için dışarı çıkarılabilir.

$$\begin{aligned} \rho A \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial(\rho A)}{\partial t} - u \frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + u \frac{\partial(\rho Au)}{\partial x} + \rho Au \frac{\partial u}{\partial x} - u \frac{\partial(\rho Au)}{\partial x} \\ = -A \frac{\partial p}{\partial x} + A \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A \end{aligned}$$

Gerekli sadeleşmeler yapılırsa denklem aşağıdaki gibi son halini alır.

$$\rho A \frac{\partial u}{\partial t} + \rho Au \frac{\partial u}{\partial x} = -A \frac{\partial p}{\partial x} + A \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A$$

Her bir terim alana bölünerek denklem sadeleştirilir.

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A$$

Basınç yerine ideal gaz denkleminde gelen terim yazılır.

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} = -\frac{\partial(\rho RT)}{\partial x} + \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A$$

R, ideal gaz katsayısı sabit olduğu için dışarı çıkarılabilir.

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} = -R \frac{\partial(\rho T)}{\partial x} + \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A$$

Denklemin sağ tarafındaki yoğunluk ve sıcaklık çarpımının konuma bağlı terimi açılır.

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} = -R \left( \rho \frac{\partial T}{\partial x} + T \frac{\partial \rho}{\partial x} \right) + \frac{1}{8} C_f \rho u^2 2\pi r_A$$

Her bir terim yoğunluğa bölünürse hızın zamana bağlı değişim denklemi bulunur.

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} = -R \left( \frac{\partial T}{\partial x} + \frac{T}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x} \right) + \frac{1}{8} C_f u^2 2\pi r_A$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} = -u \frac{\partial u}{\partial x} - R \left( \frac{\partial T}{\partial x} + \frac{T}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x} \right) + \frac{1}{8} C_f u^2 2\pi r_A \quad (43)$$

#### 4.2.4. Enerji denklemi

Enerjinin korunumu denklemini oluştururken üstte verilen korunum denklemlerinin üçüncüsü kullanılmıştır. (Stoia-Djeska ve Mingireanu, 2011) Aşağıda zamana bağlı sıcaklık değişiminin adımları verilmiştir. (Anderson, 1995)

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \frac{\partial(u(\rho e + p))}{\partial x} = -\frac{1}{A} \left( u(\rho e + p) \frac{\partial A}{\partial x} + \rho e \frac{\partial A}{\partial t} \right) + \frac{1}{A} c_p T_f \dot{m} \quad (44)$$

Denklemin bileşenlerinin türevleri alınır aşağıdaki gibi bir denklem elde edilir.

$$\begin{aligned} e \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{\partial e}{\partial t} + \frac{\partial(\rho e u)}{\partial x} + \frac{\partial(up)}{\partial x} \\ = -\frac{1}{A} \rho e u \frac{\partial A}{\partial x} - \frac{1}{A} up \frac{\partial A}{\partial x} - \frac{1}{A} \rho e \frac{\partial A}{\partial t} + \frac{1}{A} c_p T_f \dot{m} \end{aligned}$$

Zamana bağlı terimler ile konuma bağlı terimler bir arada toplanır.

$$\begin{aligned} e \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{\partial e}{\partial t} + \frac{1}{A} \rho e \frac{\partial A}{\partial t} \\ = -\frac{1}{A} \rho e u \frac{\partial A}{\partial x} - \frac{\partial(\rho e u)}{\partial x} - \frac{\partial(up)}{\partial x} - \frac{1}{A} up \frac{\partial A}{\partial x} + \frac{1}{A} c_p T_f \dot{m} \end{aligned}$$

Her bir terimi A ile çarpılır.

$$\begin{aligned} Ae \frac{\partial \rho}{\partial t} + A\rho \frac{\partial e}{\partial t} + \rho e \frac{\partial A}{\partial t} \\ = -\rho e u \frac{\partial A}{\partial x} - A \frac{\partial(\rho e u)}{\partial x} - A \frac{\partial(up)}{\partial x} - up \frac{\partial A}{\partial x} + c_p T_f \dot{m} \end{aligned}$$

Aşağıdaki genel enerji denklemi elde edilir.

$$\frac{\partial(\rho Ae)}{\partial t} = -\frac{\partial(\rho AuE)}{x} - \frac{\partial(\rho Au)}{\partial x} + c_p T_f \dot{m}$$

(45)

$$\frac{\partial(\rho Ae)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho AuE)}{\partial x} = -p \frac{\partial(Au)}{\partial x} + c_p T_f \dot{m}$$

Süreklilik denklemi e ile çarpılır.

$$e \frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + e \frac{\partial(\rho Au)}{\partial x} = 0$$

Genel enerji denkleminden üstteki denklem çıkarılırsa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\frac{\partial(\rho Ae)}{\partial t} - e \frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho AuE)}{\partial x} - e \frac{\partial(\rho Au)}{\partial x} = -p \frac{\partial(Au)}{\partial x} + c_p T_f \dot{m}$$

Denklemin bileşenleri türevleri alınarak açılır.

$$\begin{aligned} e \frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + \rho A \frac{\partial e}{\partial t} - e \frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + e \frac{\partial(\rho Au)}{\partial x} + \rho Au \frac{\partial e}{\partial x} - e \frac{\partial(\rho Au)}{\partial x} \\ = -p \frac{\partial(Au)}{\partial x} + c_p T_f \dot{m} \end{aligned}$$

Gerekli sadeleşmeler yapılırsa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\rho A \frac{\partial e}{\partial t} + \rho Au \frac{\partial e}{\partial x} = -p \frac{\partial(Au)}{\partial x} + c_p T_f \dot{m}$$

$$\rho A \frac{\partial e}{\partial t} + \rho Au \frac{\partial e}{\partial x} = -p A \frac{\partial u}{\partial x} - pu \frac{\partial A}{\partial x} + c_p T_f \dot{m}$$

Her bir terim alana bölünürse aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\rho \frac{\partial e}{\partial t} + \rho u \frac{\partial e}{\partial x} = -p \frac{\partial u}{\partial x} - pu \frac{\partial(\ln A)}{\partial x} + \frac{1}{A} c_p T_f \dot{m}$$

$e = c_v T$  olduğundan;

$$\rho \frac{\partial c_v T}{\partial t} + \rho u \frac{\partial c_v T}{\partial x} = -p \frac{\partial u}{\partial x} - p u \frac{\partial (\ln A)}{\partial x} + \frac{1}{A} c_p T_f \dot{m}$$

$c_v$  sabit sayı olduğundan türevin dışına çıkarılabilir.

$$\rho c_v \frac{\partial T}{\partial t} + \rho u c_v \frac{\partial T}{\partial x} = -p \frac{\partial u}{\partial x} - p u \frac{\partial (\ln A)}{\partial x} + \frac{1}{A} c_p T_f \dot{m}$$

$p$  yerine  $\rho T$  yazılırsa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\rho c_v \frac{\partial T}{\partial t} + \rho u c_v \frac{\partial T}{\partial x} = -\rho R T \left( \frac{\partial u}{\partial x} + u \frac{\partial (\ln A)}{\partial x} \right) + \frac{1}{A} c_p T_f \dot{m}$$

Her bir terimi  $\rho c_v$ 'ye bölünürse aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\frac{\partial T}{\partial t} + u \frac{\partial T}{\partial x} = -\frac{RT}{c_v} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + u \frac{\partial (\ln A)}{\partial x} \right) + \frac{1}{A} \frac{c_p T_f \dot{m}}{\rho c_v}$$

$\frac{R}{c_v} = \frac{R}{\frac{R}{\gamma-1}} = \gamma - 1$  olduğundan yerine yazılırsa sıcaklığın zamana bağlı

değişimi bulunur.

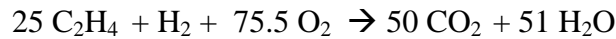
$$\frac{\partial T}{\partial t} = -u \frac{\partial T}{\partial x} - (\gamma - 1) T \left( \frac{\partial u}{\partial x} + u \frac{\partial (\ln A)}{\partial x} \right) + \frac{1}{A} \frac{c_p T_f \dot{m}}{\rho c_v}$$

(46)

### 4.3. Yanma Analizi

Tasarlanan roket motorunda oksitleyici olarak sıvı oksijen, yanıcı olarak parafin seçilmiştir. Ansys Fluent paket programında etilen ( $C_2H_4$ ) ve hidrojen ( $H_2$ ) parafinin bileşenlerini oluşturacaktır. Parafin oksijen ile tepkimeye girdiğinde  $CO_2$  ve  $H_2O$  oluşacaktır. (Tsai, 2008).

$C_n H_{2n+2} \rightarrow H_2 + (n/2) C_2 H_4$ . Şeklinde parafini bileşenlerine ayrılırsa aşağıdaki denklem oluşturulur. (Lazzarin, Bellomo, Bettella, Barato, 2011)



Yanma denkleminde okun sol tarafında kalan bileşenler yanmaya girenler, sağ tarafında kalanlar ise yanma sonucunda ortaya çıkan ürünler olarak adlandırılırlar.

Aşağıdaki tablolarda girenler ve ürünlerin her bir bileşeninin mol sayısı, mol oranı, kütlesi ve kütle oranı verilmiştir.

Tablo 4.1 Yanma denkleminde reaksiyona giren bileşenlerin kütle ve mol oranları

Bileşen	Mol Sayısı(mol)	Mol oranı	Kütle(g)	Kütle oranı
O <sub>2</sub>	75,5	0,744	2415,909	0,775
H <sub>2</sub>	1	0,010	2,016	0,001
C <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	25	0,246	701,344	0,224
Toplam	101.5	1	3119,269	1

Tablo 4.2 Yanma denkleminde reaksiyon sonucu oluşan ürünlerin kütle ve mol oranları

Bileşen	Mol Sayısı(mol)	Mol oranı	Kütle(g)	Kütle oranı
CO <sub>2</sub>	50	0,495	2200,490	0,705
H <sub>2</sub> O	51	0,505	918,779	0,295
Toplam	101	1	3119,269	1

Bu değerler Ansys Fluent Paket programında yanma analizi yapılırken gerekli yerlerde kullanılacaktır. Bir sonraki bölümde detaylıca anlatılacaktır.

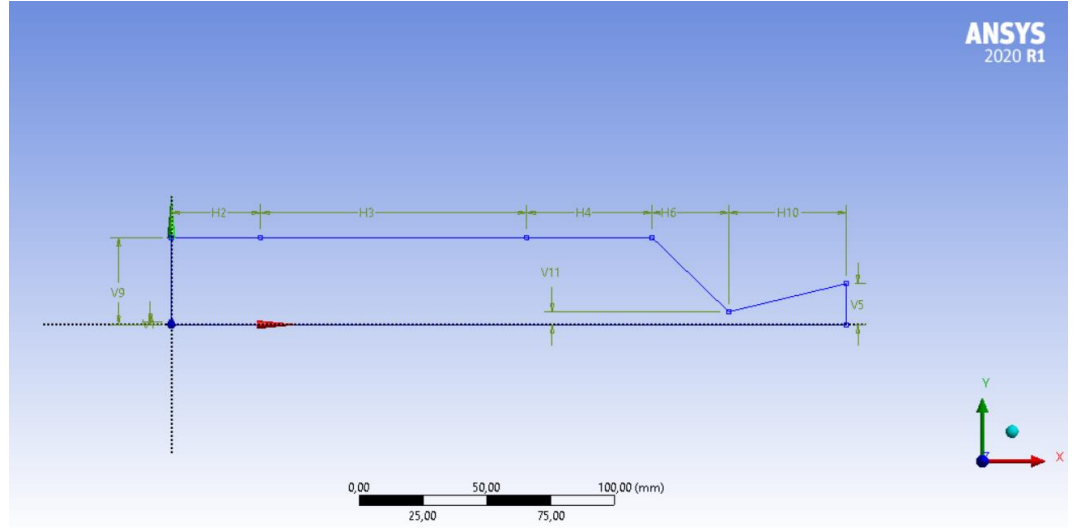
#### 4.4. Fluent

Bu bölümde tasarlanan hibrit roket motoru için Ansys Fluent paket programında yapılan nümerik analiz adımları verilecektir.

Fluent programını açtıktan sonra Toolbox altındaki Component Systems bölümünden Geometry seçilip sürüklenip Project Schematic altına sürüklenir ve projeye isim verilir.

##### 4.4.1. Geometry ( Geometri )

Geometriye sağ tıklayıp Design Modeler kısmında çizim yapılır. Motor simetrik olduğu için 2 boyutlu çizim yapılmıştır.

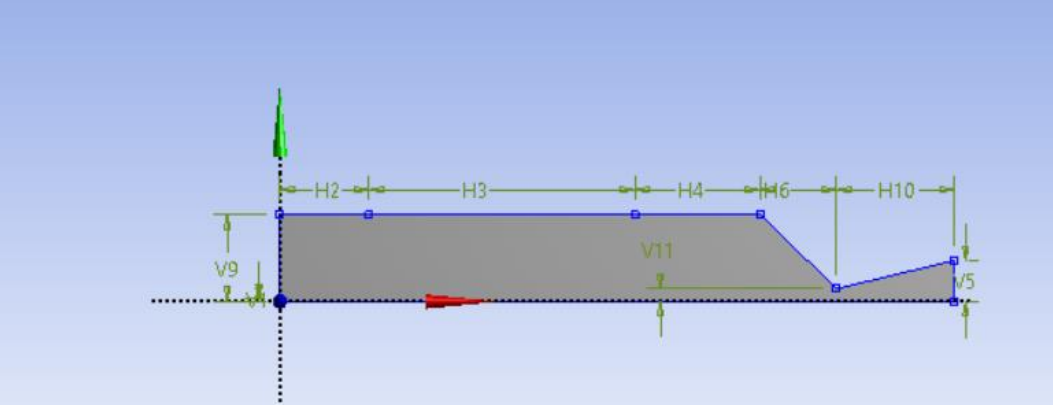


Şekil 4.2 Ansys Fluent'te Geometri oluşturma

Details View	
Dimensions: 9	
<input type="checkbox"/> H10	46 mm
<input type="checkbox"/> H2	35 mm
<input type="checkbox"/> H3	104 mm
<input type="checkbox"/> H4	49 mm
<input type="checkbox"/> H6	30 mm
<input type="checkbox"/> V1	1 mm
<input type="checkbox"/> V11	5 mm
<input type="checkbox"/> V5	16 mm
<input type="checkbox"/> V9	34 mm

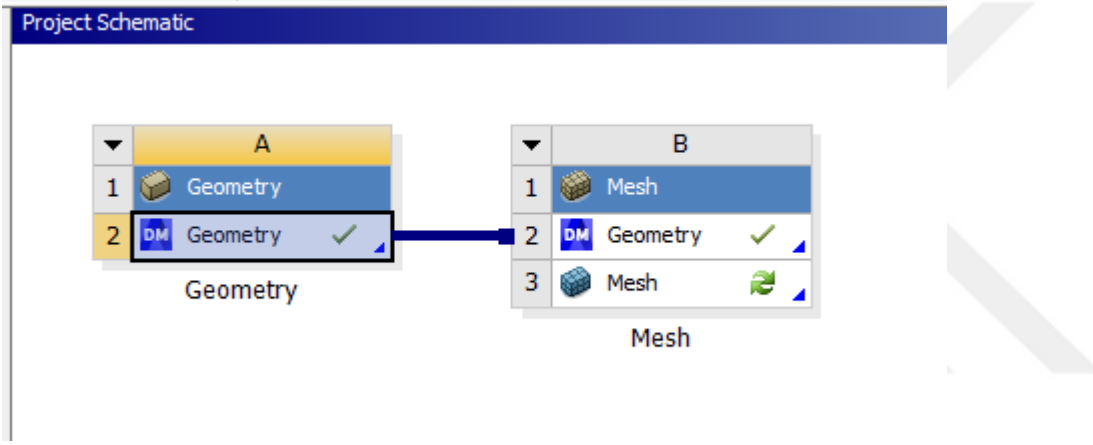
Şekil 4.3 Tasarlanan hibrit roket motorun boyutlarının Ansys Fluent'te gösterimi

İstenen ölçüler verildikten sonra Surface from Sketches kısmından yüzey oluşturulur.



Şekil 4.4 Ansys Fluent'te yüzey oluşturma

Proje kaydedilip Workbench kısmında bu kez Mesh proje şematığının altına sürüklenir ve çizilen geometri Mesh ile bağlanır.

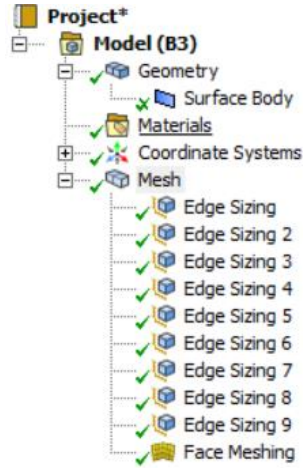


Şekil 4.5 Ansys Fluent'e Geometri ile Mesh bağlanması

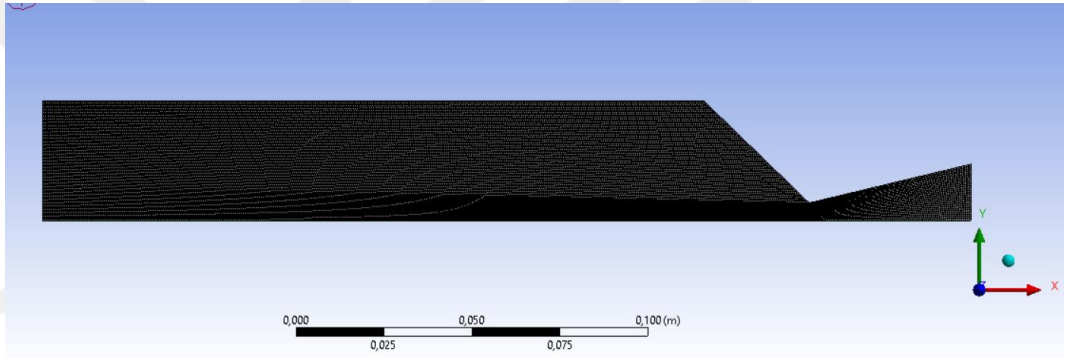
#### 4.4.2. Mesh ( Ağ )

Her bir kenar istenilen ölçüde parçalara bölünüp tüm yüzey seçilip Face Meshing yapıldıktan sonra Mesh oluşturulur.

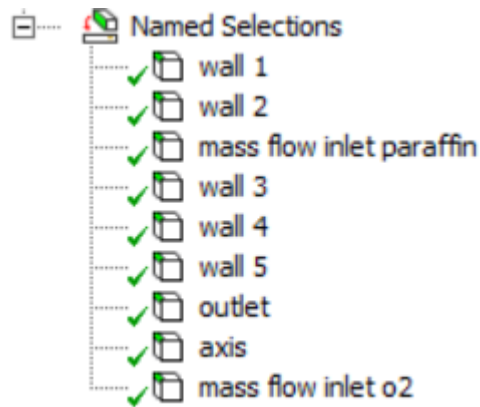




Şekil 4.6 Ansys Fluent'te Mesh oluşturmak için motor bileşenlerinin istenen parçalara bölünmesi



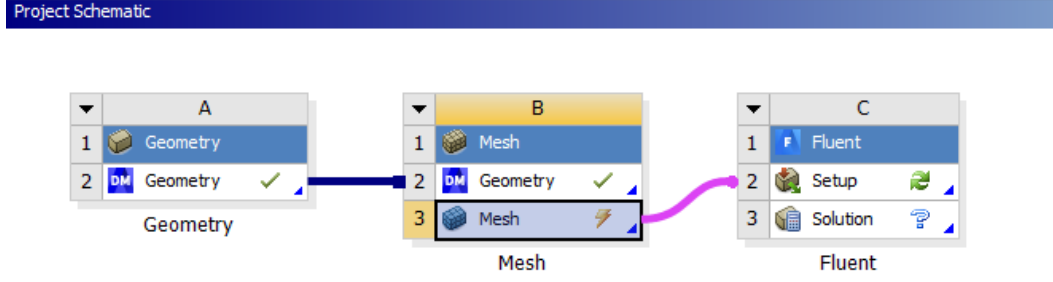
Mesh oluşturulduktan sonra her bir kenara aşağıdaki gibi isimlendirilme yapılır.



Şekil 4.7 Motor bileşenlerinin isimlendirilmesi

Oluşturulan Mesh in eleman sayısı 38089 'dur. Böyle bir problem için bu sayı yeterlidir. Ansys Fluent öğrenci versiyonu 512000 eleman sayısına kadar olan

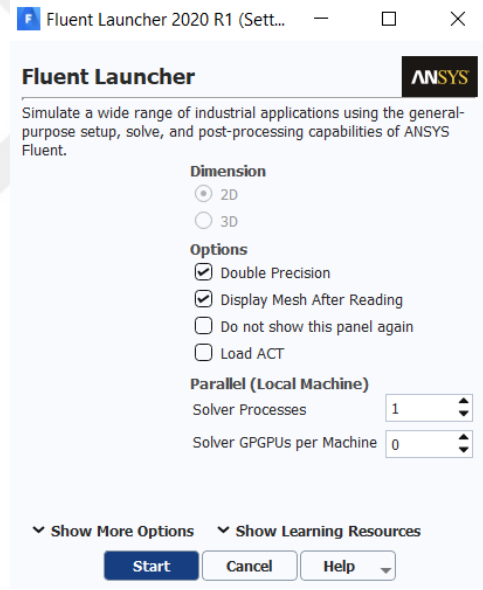
problemleri çözmektedir. Mesh oluşturulduktan ve isimlendirme yapıldıktan sonra yine Toolbox altından Fluent sürüklenerek oluşturulan mesh, Fluen altındaki Setup 'a bağlanmalıdır.



Şekil 4.8 Mesh'in Setup'a bağlanması

#### 4.4.3. Setup ( Kurulum )

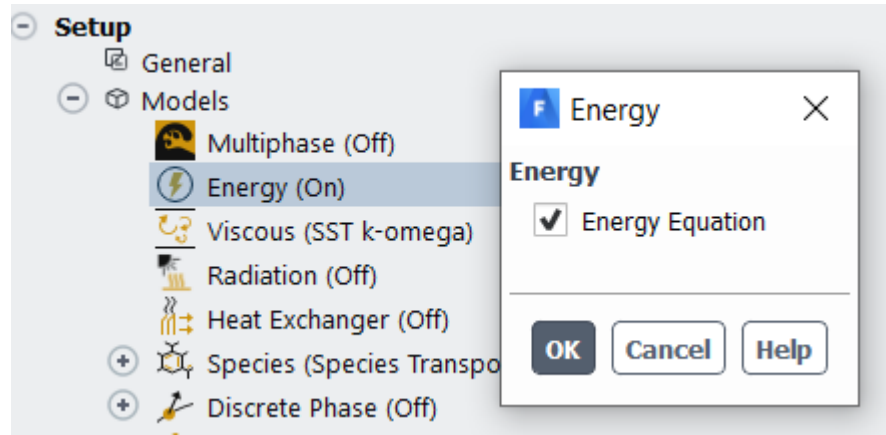
Setup'a tıklandıktan sonra açılan sayfada problemin çözümünün doğru olması için "Double Precision" işaretlenmelidir.



Şekil 4.9 Ansys Fluent'te Setup oluşturma

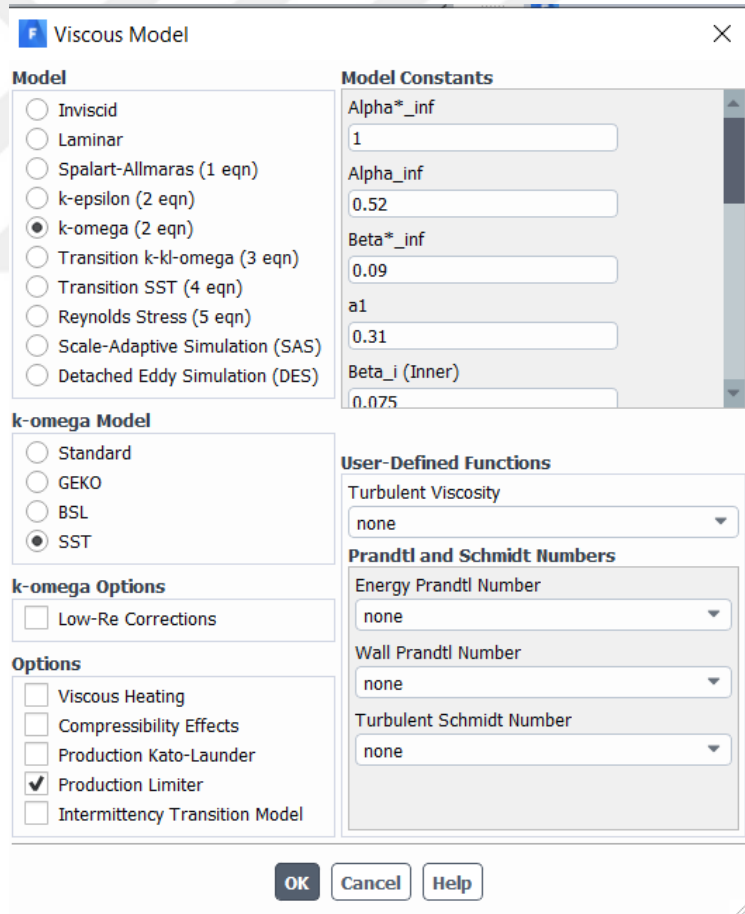
Tasarlanan roket simetrik olduğu için iki boyutlu çizildiğinden roketin tamamında çözüm yapılabilmesi için "Axissymmetric" işaretlenmelidir. Hibrit roket motorlarının analizinin çözümünde basınç bazlı çözen "Pressure-Based" kullanılır. Bu yüzden bu da işaretlenmelidir.

Problemin çözümünde enerji denklemleri kullanılacağı için Model kısmında Enerji Denklemi işaretlenmelidir.



Şekil 4.10 Enerji Denkleminin uygulanması

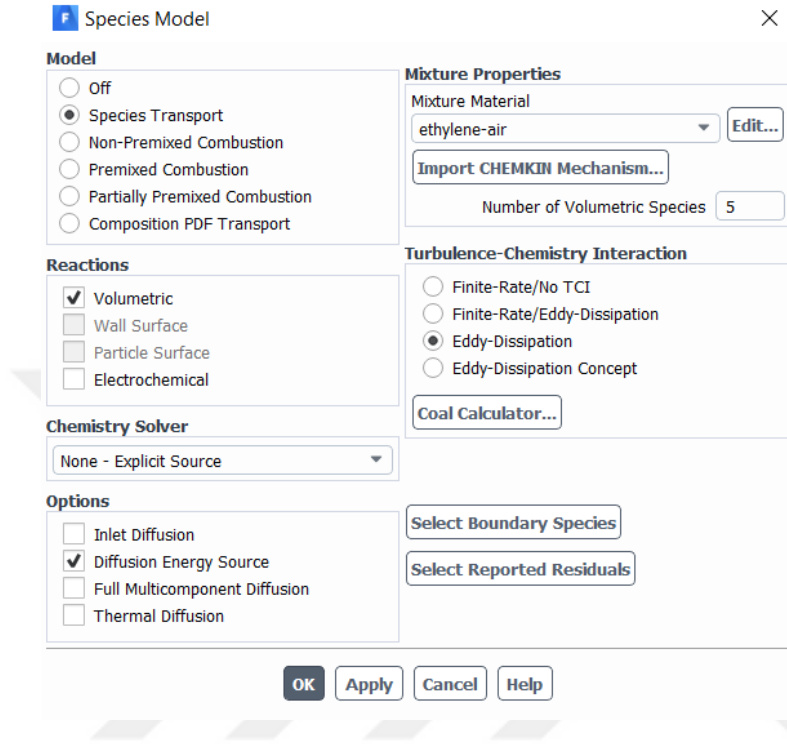
Daha sonra Model kısmında Viscous Model'de yine hibrit roket analiz çözümlerinde k-omega ya da k-epsilon işaretlenmelidir. (Ranizzo and Cardillo, 2015). Ancak deneme yapıldıktan sonra k-omega'nın daha iyi yakınsadığı görülmüştür.



Şekil 4.11 Akışkan modelinin seçilmesi

Yanma analizi yapılacağı için Species Model kısmında Species Transport işaretlenmelidir. “Volumetric” e tıklandıktan sonra açılan “Turbulence-Chemistry

Interaction” kısmında “Eddy-Dissipation” seçilmelidir. Bu model hibrit roket motorlarının analizinde yanma analizi için kullanılmaktadır. 4.3 Yanma Analizi bölümünde anlatıldığı gibi parafin, Ansys’te analiz yaparken etilen olarak belirtilecektir. Bu nedenle “Mixture-Material” kısmında “ethylene-air” karışımı seçilerek  $C_2H_4$  bileşeninin aktif olması sağlanır.



Şekil 4.12 Yanma modelinin seçilmesi

“Materials” bölümünün altında “ethylene-air” açılır. “Reactions” açılıp bu bölümde yanma analizi bölümünde anlatılan yanma denklem oluşturulur.

Reactions

Mixture: ethylene-air Total Number of Reactions: 1

Reaction Name: reaction-1 ID: 1 Reaction Type:  Volumetric  Wall Surface  Particle Surface  Electrochemical

Number of Reactants: 3 Number of Products: 2

Species	Stoich. Coefficient	Rate Exponent
c2h4	25	1
o2	75.5	1
n2	1	1

Species	Stoich. Coefficient	Rate Exponent
co2	50	0
h2o	51	0

Arrhenius Rate

Pre-Exponential Factor: 1.125e+10  
 Activation Energy (j/kgmol): 1.256e+08  
 Temperature Exponent: 0

Mixing Rate

A: 4 B: 0.5

Include Backward Reaction

OK Cancel Help

Şekil 4.13 Yanma denkleminin Ansys Fluen'te gösterilmesi

“Boundary conditions” kısmında sistemi oluşturan her bileşen için gerekli sınır koşulları girilir. Eksen ve duvarlarda herhangi bir değişiklik yapılmasına gerek yoktur, ancak oksijen ve parafinin giriş koşulları ile çıkış koşulları girilmelidir.

Öncelikle oksijen için kütleli debinin girilmesi gereklidir. Oksijenin sıcaklığı da “Thermal” kısmında girilecektir. Species kısmında ise kütle oranları girilecektir.

**F** Mass-Flow Inlet ×

Zone Name  
mass\_flow\_inlet\_o2

Momentum Thermal Radiation **Species** DPM Multiphase Potential UDS

Reference Frame Absolute

Mass Flow Specification Method Mass Flow Rate

Mass Flow Rate (kg/s) 0,061

Supersonic/Initial Gauge Pressure (pascal) 0

Direction Specification Method Direction Vector

Axial-Component of Flow Direction 1

Radial-Component of Flow Direction 0

**Turbulence**

Specification Method Intensity and Viscosity Ratio

Turbulent Intensity (%) 5

Turbulent Viscosity Ratio 10

OK Cancel Help

Şekil 4.14 Sınır koşullarında oksijenin kütleli debisinin girilmesi

**F** Mass-Flow Inlet ×

Zone Name  
mass\_flow\_inlet\_o2

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential UDS

Total Temperature (k) 300

OK Cancel Help

Şekil 4.15 Sınır koşullarında oksijenin sıcaklığının girilmesi

Mass-Flow Inlet

Zone Name  
mass\_flow\_inlet\_o2

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential UDS

Specify Species in Mole Fractions

Species Mass Fractions

c2h4 0

o2 0.775

co2 0

h2o 0

OK Cancel Help

Şekil 4.16 Sınır koşullarında oksijenin kütle oranının girilmesi

Parafin için de kütleli debi, sıcaklık ve kütle oranları gibi değerler sınır koşulları kısmında yapılır. “Direction Specification Method” kısmında “Normal to Boundary” seçilmesinin sebebi, oksijen x yönünde, parafin -y yönünde verildiği için akış çakışması yaşanmaması içindir.

Mass-Flow Inlet

Zone Name  
mass\_flow\_inlet\_paraf

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential UDS

Reference Frame Absolute

Mass Flow Specification Method Mass Flow Rate

Mass Flow Rate (kg/s) 0.012

Supersonic/Initial Gauge Pressure (pascal) 0

Direction Specification Method Normal to Boundary

Turbulence

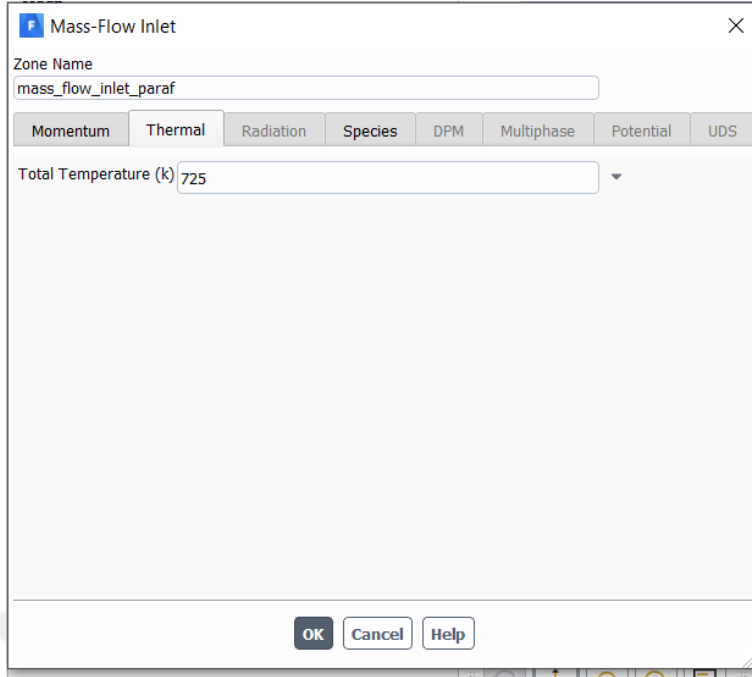
Specification Method Intensity and Viscosity Ratio

Turbulent Intensity (%) 5

Turbulent Viscosity Ratio 10

OK Cancel Help

Şekil 4.17 Sınır koşullarında parafinin kütleli debisinin girilmesi



Mass-Flow Inlet

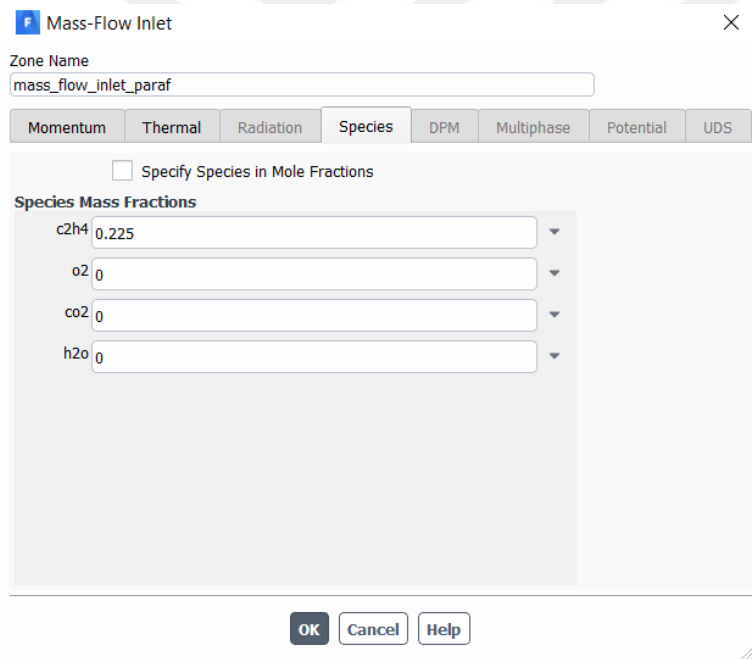
Zone Name  
mass\_flow\_inlet\_paraf

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential UDS

Total Temperature (k) 725

OK Cancel Help

Şekil 4.18 Sınır koşullarında parafinin sıcaklığının girilmesi



Mass-Flow Inlet

Zone Name  
mass\_flow\_inlet\_paraf

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential UDS

Specify Species in Mole Fractions

Species Mass Fractions

c2h4 0.225

o2 0

co2 0

h2o 0

OK Cancel Help

Şekil 4.19 Sınır koşullarında parafinin kütle oranının girilmesi



Pressure Outlet

Zone Name  
outlet

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential UDS

Backflow Reference Frame Absolute

Gauge Pressure (pascal) 0

Pressure Profile Multiplier 1

Backflow Direction Specification Method Normal to Boundary

Backflow Pressure Specification Total Pressure

Prevent Reverse Flow

Average Pressure Specification

Target Mass Flow Rate

**Turbulence**

Specification Method Intensity and Viscosity Ratio

Backflow Turbulent Intensity (%) 5

Backflow Turbulent Viscosity Ratio 10

OK Cancel Help

Şekil 4.20 Sınır koşullarında çıkış basınç değerinin girilmesi

Pressure Outlet

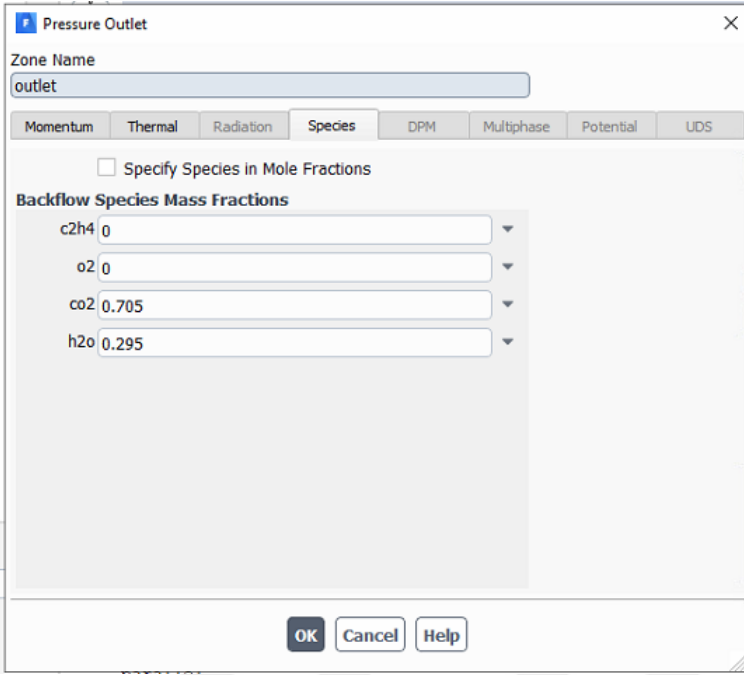
Zone Name  
outlet

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential UDS

Backflow Total Temperature (k) 300

OK Cancel Help

Şekil 4.21 Sınır koşullarında çıkış sıcaklığının girilmesi



Şekil 4.22 Sınır koşullarında ürünlerin kütle oranlarının girilmesi

#### 4.4.4. Solution ( Çözüm )

Çözüm kısmında "Solution Method" aşağıdaki gelen değerlerde bırakılır. Hataları azaltmak ve daha doğru sonuçlara ulaşmak için ikinci dereceden çözüm yöntemleri uygulanmalıdır. ( Mir, Samo, Hussain, Ali and Durani, 2017)

Task Page

**Solution Methods** ?

**Pressure-Velocity Coupling**

Scheme  
Coupled

**Spatial Discretization**

Gradient  
Least Squares Cell Based

Pressure  
Second Order

Density  
Second Order Upwind

Momentum  
Second Order Upwind

Turbulent Kinetic Energy  
First Order Upwind

Turbulent Dissipation Rate

Transient Formulation

Non-Iterative Time Advancement

Frozen Flux Formulation

Pseudo Transient

Warped-Face Gradient Correction

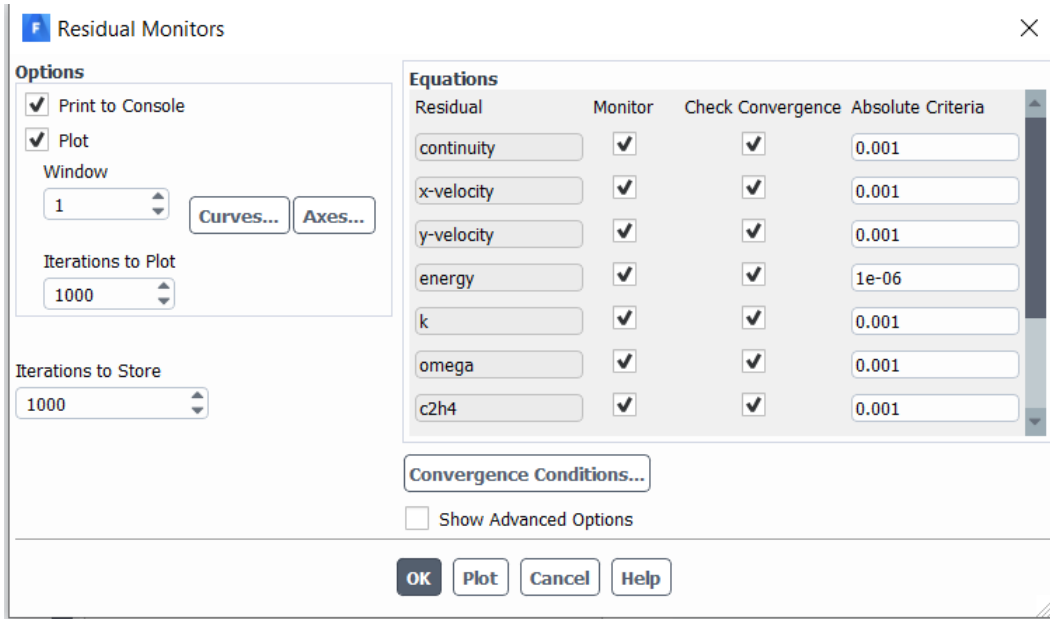
High Order Term Relaxation Options...

Set All Species Discretizations Together

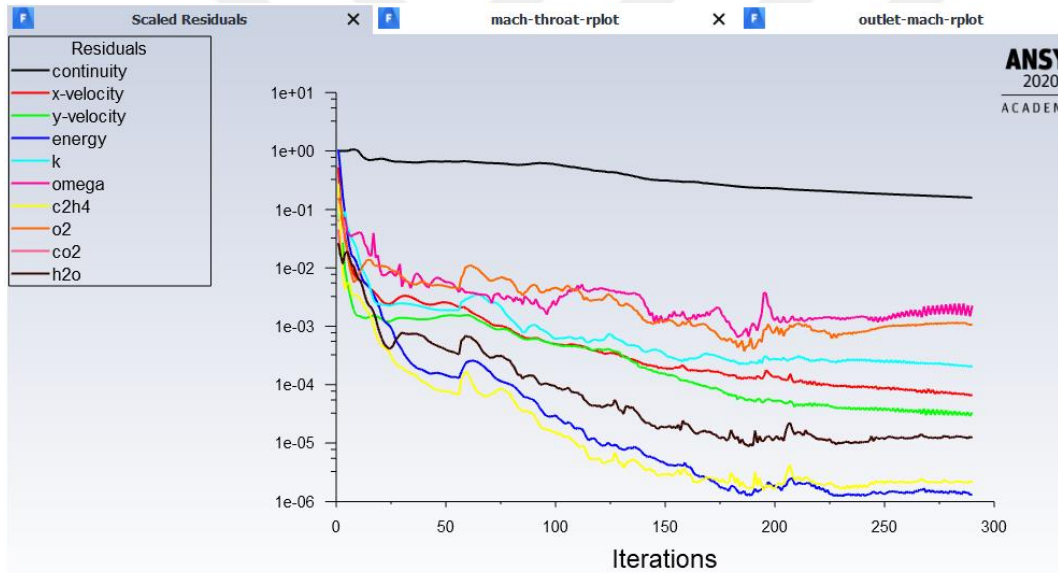
Structure Transient Formulation

Şekil 4.23 Çözüm yöntemlerinin girilmesi

“Monitor” kısmında “Residual” problemde süreklilik, momentum ve enerji denklemlerinin ne denli yakınsayacağını belirtir. İstenirse konsola yazdırılıp problem çözümü yapılırken kontrol edilebilir.

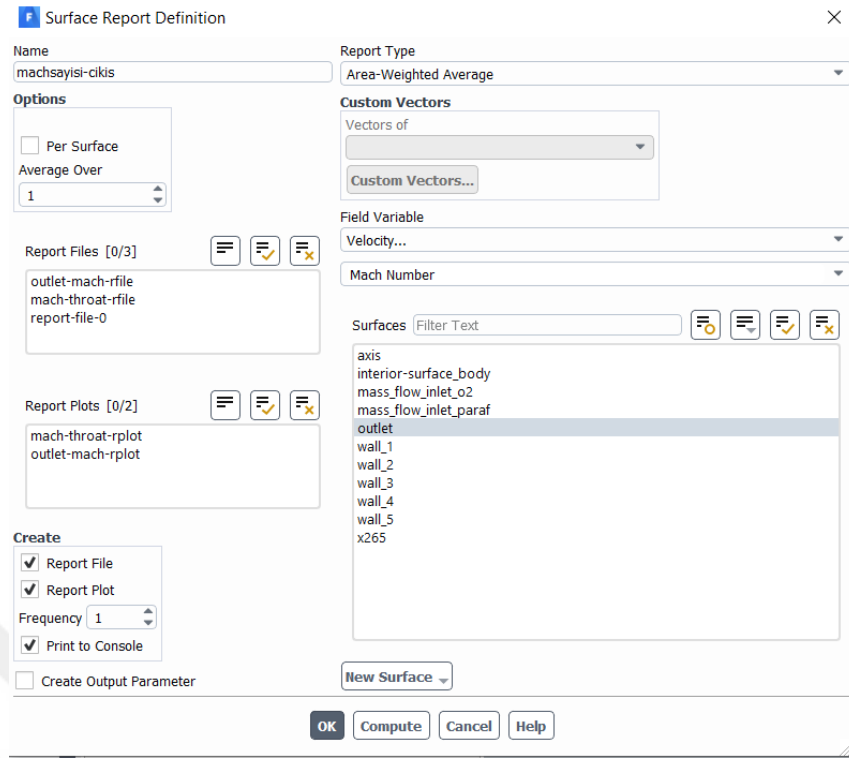


Şekil 4.24 Çözüm denklemlerinde artıkların belirlenmesi

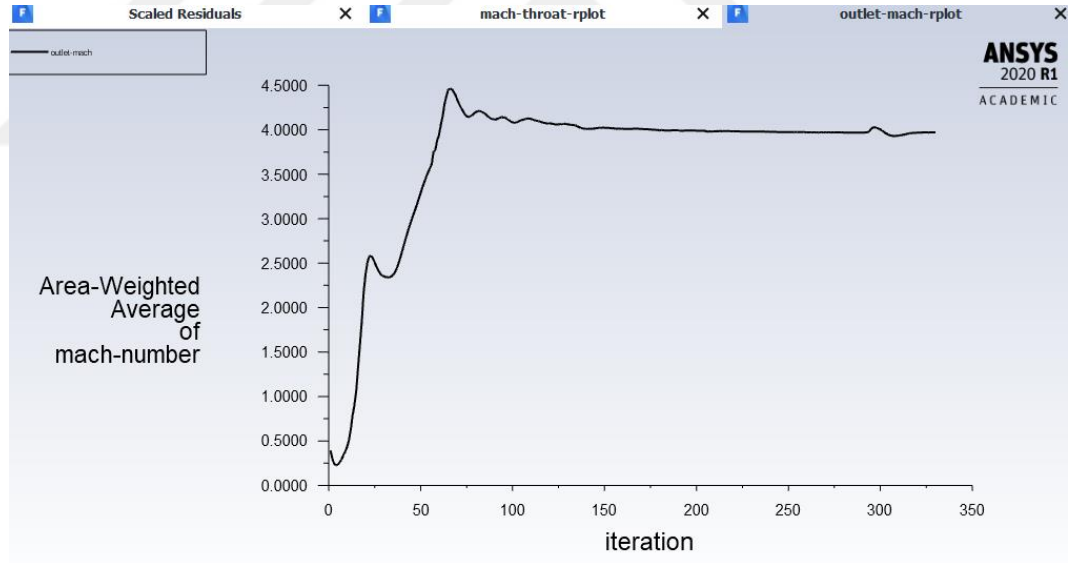


Şekil 4.25 Örnek artık grafiği

İstenirse “Report Definitions” kısmında çözüm yapılırken istenilen bölgede sıcaklık, basınç, Mach sayısı gibi parametreler de çizdirilebilir. Aşağıda örnek olarak çıkıştaki Mach sayısı yazdırılması gösterilmiştir.

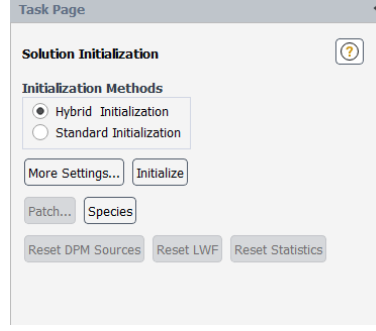


Şekil 4.26 Çözüm yapılırken ekrana istenilen grafiği çizdirme

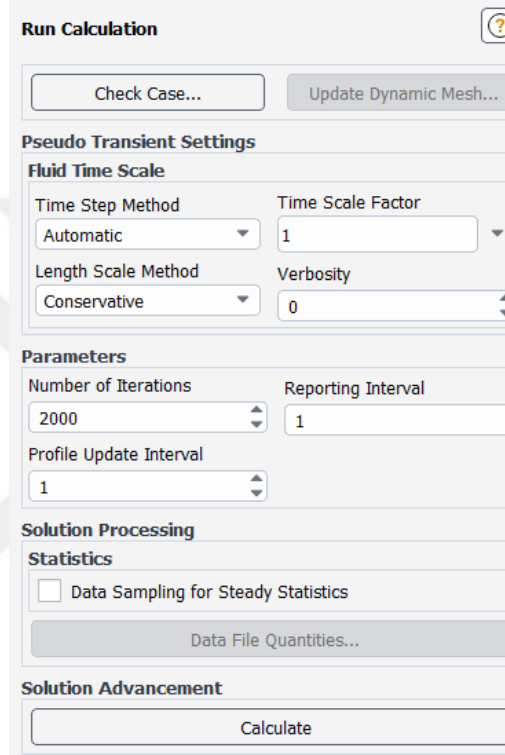


Şekil 4.27 Çözüm yapılırken ekrana yazdırılan örnek grafik

Daha sonra “Initialization” seçilir ve “Run Calculation” kısmında problemin kaç adımda çözüleceği “Number of Iterations” kısmında girilip problem çözdürülmeye başlanır.



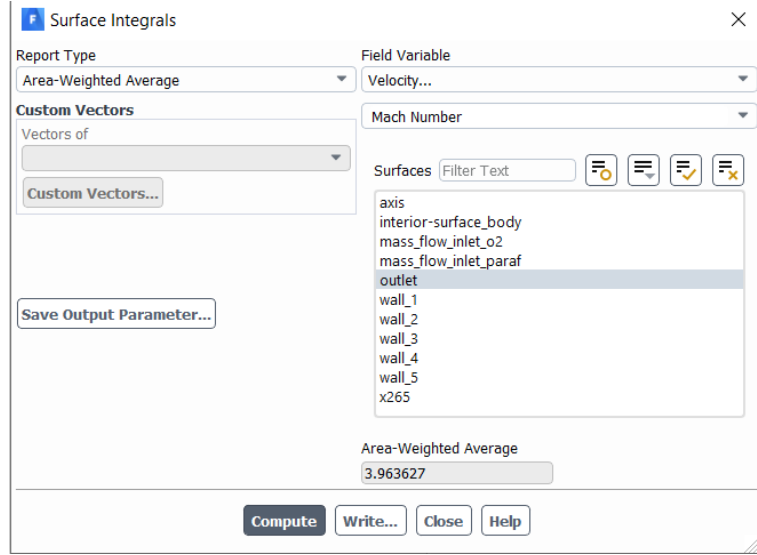
Şekil 4.28 Çözümü başlatma



Şekil 4.29 İterasyon sayısını belirleme- Hesaplama

#### 4.4.5. Results ( Sonuçlar )

İterasyonlar bitip çözüm yakınsadıktan sonra “Reports - Surface Integrals” kısmından istenen bölgedeki her değer hesaplanabilir. Aşağıda yine örnek olarak çıkıştaki Mach sayısına bakılmıştır.



Şekil 4.30 Örnek sonuç görüntüleme - Çıkışta Mach sayısı

## 5. EN İYİ ROKET MOTORU PARAMETRELERİNİN BELİRLENMESİ

Bölüm 3'te tasarlanan roketin boyutları Tablo 5.1'de verilmiştir. Bu roketin analizi sonucu çıkıştaki ve boğazdaki Mach sayısı ile çıkışta elde edilen itki Tablo 5.2'de verilmiştir. Tablodan da anlaşılacağı gibi boğazda Mach sayısı 1 elde edilemediğinden bu tasarım sonucu çıkışta istenen itki elde edilememiştir. Bu bölümde hibrit roket motorunda bazı parametre değişimlerinin çıkıştaki ve boğazdaki Mach sayıları üzerindeki etkisi incelenerek optimum geometri belirlenmiştir. Bu parametreler; O/F (yakıcı/yanıcı) oranı, yakıcı enjektör deliği çapı, yakıcı ve yanıcının kütleli debisi, ön-yanma odasının uzunluğu, arka-yanma odasının uzunluğu, yakıtın boyu ve çapı, nozulun yakınsak kısmının boyu ve şekli, nozulun ıraksak kısmının boyu ve şekli, yanma odası basıncı, çevre basıncıdır.

Her bir bölümde bu parametreler birkaç kez değiştirilerek 4.4 Fluent bölümünde anlatıldığı gibi yeniden nümerik analizi yapılmış ve sonuçlar paylaşılmıştır.

Tablo 5.1 Tasarlanan ilk roketin boyutları

$D_c$ (mm)	$L_{pre}$ (mm)	$L_p$ (mm)	$L_{post}$ (mm)	$L_{con}$ (mm)	$L_{div}$ (mm)	$D_b$ (mm)	$D_e$ (mm)	$D_{enj}$ (mm)
70	35	104	49	30	46	10	32	2

Tablo 5.2 Tasarlanan ilk roketin analiz sonuçları

Mach sayısı ( boğaz )	Mach sayısı (çıkış)	İtki(N)
0,839	0,551	11,27

### 5.1. O/F yakıt oranı

O/F yakıt oranı oksitleyici (oksijen) kütleli debisinin yanıcı (parafin) kütleli debisine bölünmesiyle elde edilir. Bu parametre yanma hızını belirlemede oldukça önemlidir. O/F oranının değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri Tablo 5.3 'te verilmiştir.

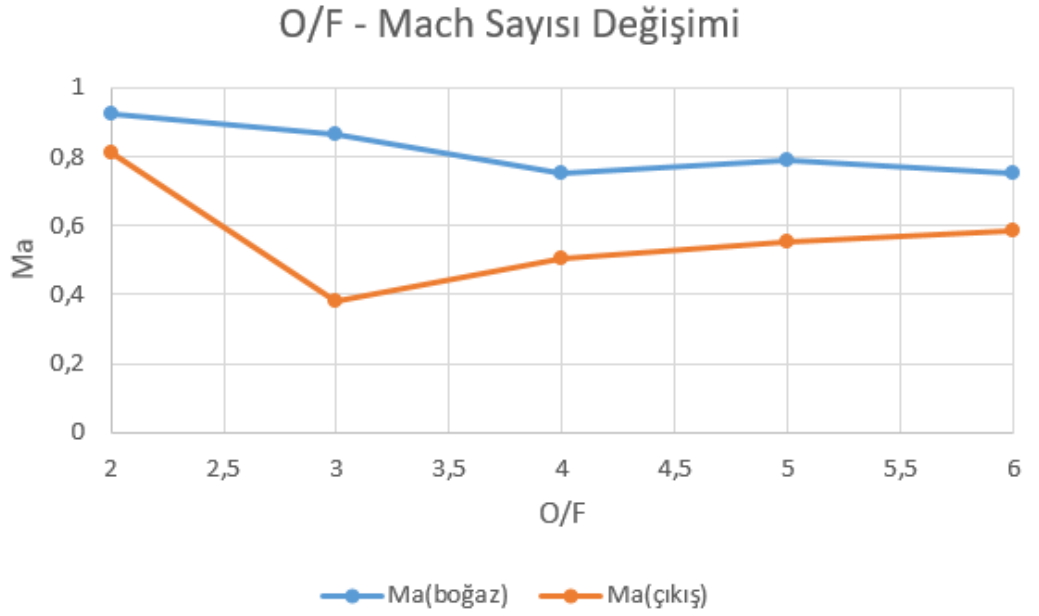
Tablo 5.3 O/F oranının değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri

$D_c$ (mm)	$L_{pre}$ (mm)	$L_p$ (mm)	$L_{post}$ (mm)	$L_{con}$ (mm)	$L_{div}$ (mm)	$D_b$ (mm)	$D_e$ (mm)	$D_{enj}$ (mm)
70	35	104	49	30	46	10	32	2



Tablo 5.4 O/F oranının değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları

O/F	$\dot{m}_p$ (kg/s)	$\dot{m}_o$ (kg/s)	Ma (boğaz)	Ma (ıkış)
2	0,024	0,049	0,926	0,809
3	0,018	0,055	0,864	0,380
4	0,015	0,058	0,856	0,505
5	0,012	0,061	0,789	0,553
6	0,010	0,063	0,753	0,584



şekil 5.1 O/F ile Mach sayısı değişimi

Tablo 5.4'te ise O/F oranı değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları verilmiştir. şekil 5.1'de ise O/F değiştirerek elde edilen boğaz ve ıkış Mach sayıları verilmiştir. Görüldüğü gibi boğazda Mach sayısı 1'e sadece O/F oranı değiştirilerek ulaşılamamıştır. O/F oranının çıkıştaki hıza ve dolayısıyla itkiye etkisi çok fazla değildir. Optimum roketi oluşturabilmek için geometride değişiklikler yapılmalıdır.

## 5.2. Yakıcı ve Yanıcının Kütlesel Debisi

5.1 bölümünde aynı toplam debide farklı O/F oranlarının Mach sayılarına etkileri gözlenmişti. Bu blmde ise aynı O/F oranında kütlesel debi değiştiriminin etkileri incelenecektir. Tablo 5.5'te kütlesel debi değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri verilmiş, Tablo 5.6'da ise O/F oranı değiştirilmeden yanıcı ve

yakıcı kütleli debileri değiştirilerek Mach sayıları gözlenmiştir. Şekil 5.2’de ise bu değişimin grafiği verilmiştir. Herhangi bir kütleli debi değerinde boğazda Mach sayısı 1’e ulaşamamış, dolayısıyla çıkışta yüksek bir Mach sayısı ve itki elde edilememiştir. Bu nedenle optimum roket motorunu bulabilmek için geometride değişiklik yapılması gerektiği anlaşılmıştır. Bundan sonraki analizlerde O/F oranı ilk tasarımdaki gibi 5 olarak bırakılacaktır.

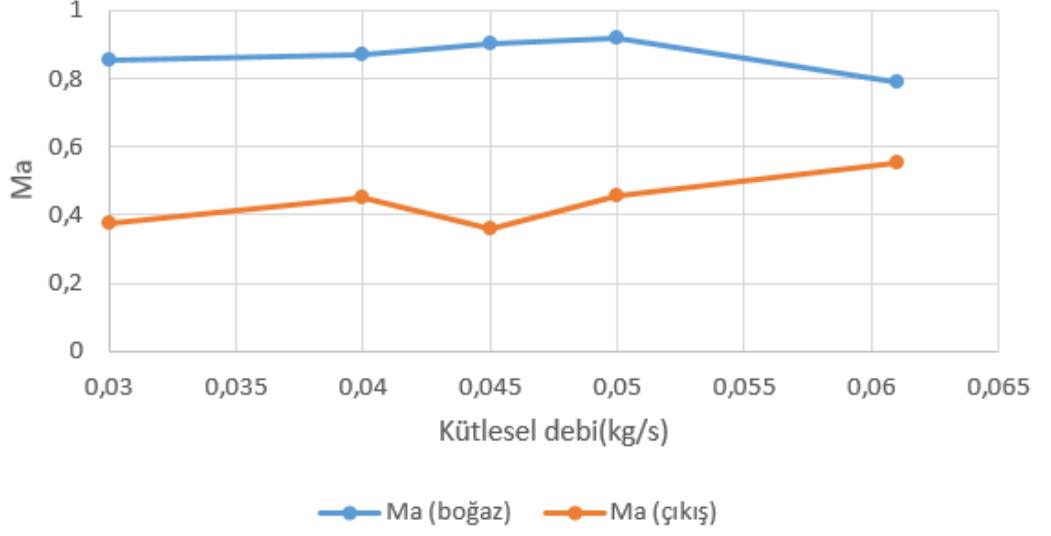
Tablo 5.5 Kütleli debi değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri

<b>D<sub>c</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>L<sub>pre</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>L<sub>p</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>L<sub>post</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>L<sub>con</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>L<sub>div</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>D<sub>b</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>D<sub>e</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>D<sub>enj</sub></b> <b>(mm)</b>
70	35	104	49	30	46	10	32	2

Tablo 5.6 Kütleli debi değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları

<b>O/F</b>	<b><math>\dot{m}_p</math> (kg/s)</b>	<b><math>\dot{m}_o</math> (kg/s)</b>	<b>Ma (boğaz)</b>	<b>Ma (çıkış)</b>
5	0,006	0,030	0,853	0,375
5	0,008	0,040	0,871	0,449
5	0,009	0,045	0,903	0,361
5	0,010	0,050	0,921	0,454
5	0,012	0,061	0,789	0,553

### Kütlesel debi-Mach sayısı değişimi



Şekil 5.2 Kütlesel debi ile Mach sayısı değişimi

### 5.3. Ön-Yanma Odası Uzunluğu

Tezin bu bölümünde ise sadece ön-yanma odası boyutları değiştirilmiştir. Tablo 5.7’de ön-yanma odası boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri verilmiştir. Tablo 5.8’de ise ön – yanma odası boyunun değişiminin nozul boğazındaki ve çıkışındaki Mach sayıları üzerinde etkileri incelenmiştir. Şekil 5.3’te bu değişim grafik ile gösterilmiştir.

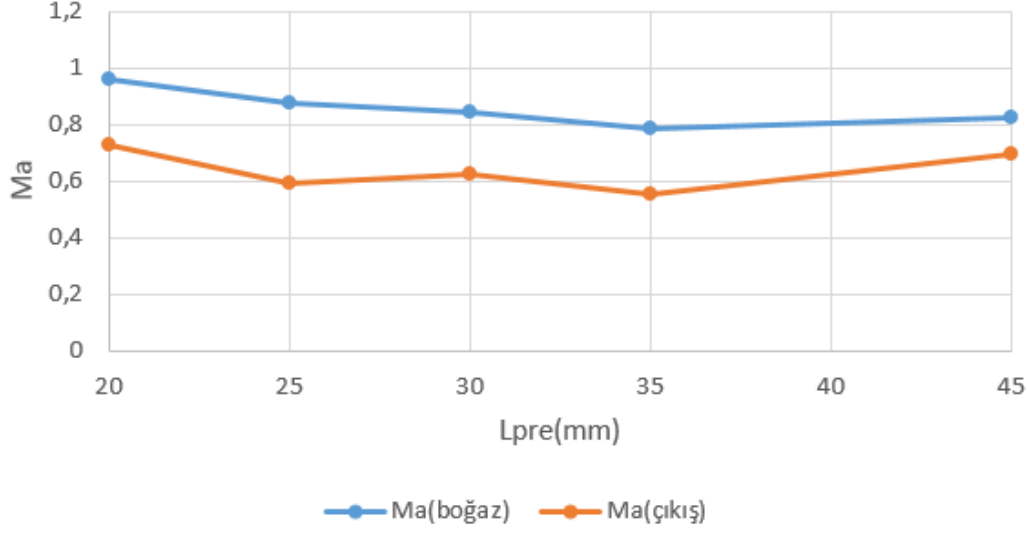
Tablo 5.7 Ön-yanma odası boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri

$D_c$ (mm)	$L_p$ (mm)	$L_{post}$ (mm)	$L_{con}$ (mm)	$L_{div}$ (mm)	$D_b$ (mm)	$D_e$ (mm)	$D_{enj}$ (mm)	O/F
70	104	49	30	46	10	32	2	5

Tablo 5.8 Ön-yanma odası boyunun değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları

$L_{pre}$ (mm)	Ma (boğaz)	Ma (çıkış)
20	0,958	0,729
25	0,875	0,594
30	0,847	0,625
35	0,789	0,553
45	0,822	0,694

### Ön yanma odası- Mach sayısı değişimi



Şekil 5.3 Ön Yanma odası ile Mach sayısı değişimi

Ön - Yanma odası boyunun hem boğazda hem de çıkışta Mach sayılarını çok fazla etki etmediği tablodan ve şekilden anlaşılmaktadır. Mach sayısı çıkışta çok fazla değişmediğinden ilk tasarımda hesaplanan  $L_{pre}$  uzunluğu aynı bırakılacaktır.

#### 5.4. Nozulun Yakınsak Boyu

Roket motorlarında nozul, nozul girişinde mevcut olan hızın daha da artırılması ve bu şekilde itkinin büyük değerlere ulaşması için önemlidir. Tez kapsamında nozulun yakınsak boyu değiştirilerek, bunun, hız ve itki artımına etkisi araştırılmıştır. Tablo 5.9'da, yakınsak boyu değiştirilecek motorun diğer parametreleri verilmiştir. Tablo 5.10'da motorun yakınsak boyu değiştirilerek elde edilen sonuçlar paylaşılmıştır. Bu değişimin grafiği Şekil 5.4'te verilmiştir.

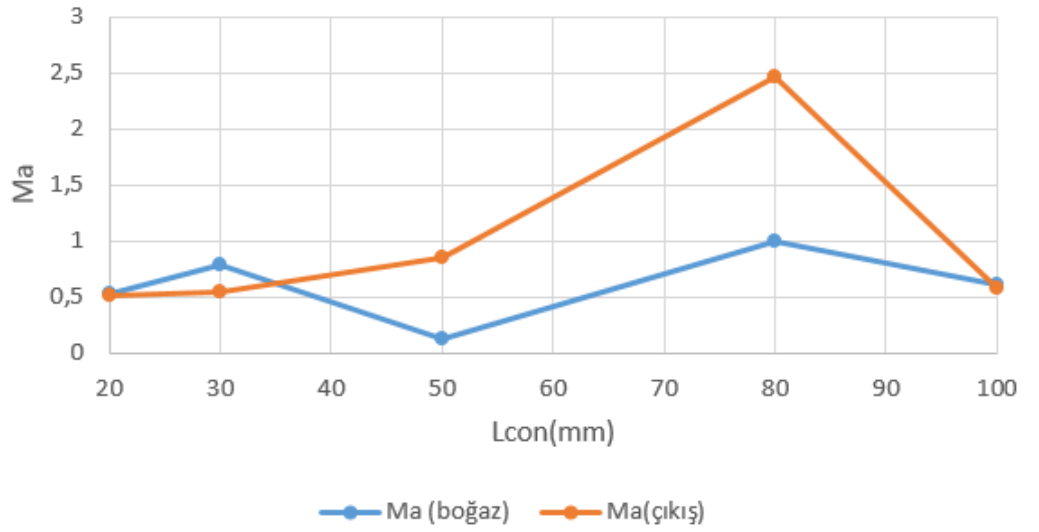
Tablo 5.9 Yakınsak boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri

$D_c$ (mm)	$L_{pre}$ (mm)	$L_{post}$ (mm)	$L_p$ (mm)	$L_{div}$ (mm)	$D_b$ (mm)	$D_e$ (mm)	$D_{enj}$ (mm)	O/F
70	35	49	104	46	10	32	2	5

Tablo 5.10 Yakınsak boyunun değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları

$L_{con}(mm)$	Ma (boğaz)	Ma (çıkış)
20	0,537	0,511
30	0,789	0,553
50	0,126	0,856
80	1,003	2,472
100	0,616	0,580

Nozulun yakınsak boyu- Mach sayısı değişimi



Şekil 5.4 Nozulun yakınsak boyu ile Mach sayısı değişimi

Yakınsak boyun uzunluğu, nozulun yakınsak açısı değiştirilerek hesaplanabilir. Bu açı küçültülerek  $L_{con}$  değiştirilmiştir. Tablo 5.8’de görüldüğü gibi Mach sayısı boğazda 1’e  $L_{con}$  uzunluğu 80 mm olduğunda ulaşılmıştır. Mach sayısı boğazda 1’e ulaşabildiği için çıkışta yüksek bir Mach sayısı, dolayısıyla yüksek bir hıza ve itkiye ulaşılmaktadır. Nozulun yakınsak açısı yaklaşık  $20^\circ$  olduğunda  $L_{con}$  uzunluğu 80 mm olmaktadır.

### 5.5. Nozulun İraksak Boyu

Nozulun ıraksak bölümünün boyutlarının nozul performansına etkisi bu bölümde incelenmiştir. Tablo 5.11’de ıraksak boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri verilmiştir. Nozulun ıraksak boyu değiştirilerek yapılan analizlerin sonuçları ise Tablo 5.12’de paylaşılmıştır. Şekil 5.5’te  $L_{div}$ ’in 5 farklı değerinde boğazdaki ve çıkıştaki Mach sayısı değerleri grafiği verilmiştir

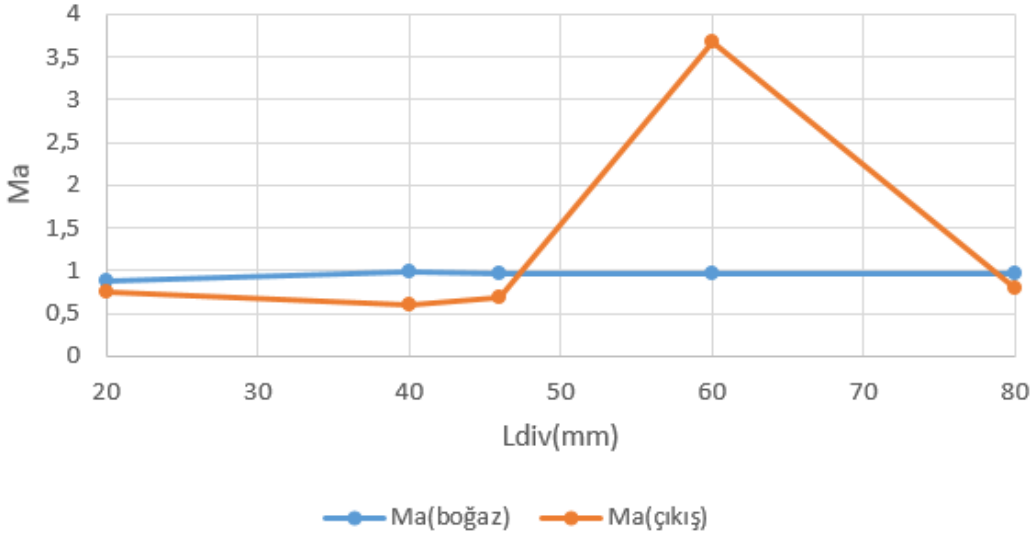
Tablo 5.11 Iraksak boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri

$D_c$ (mm)	$L_{pre}$ (mm)	$L_{post}$ (mm)	$L_p$ (mm)	$L_{con}$ (mm)	$D_b$ (mm)	$D_e$ (mm)	$D_{enj}$ (mm)	O/F
70	35	49	104	100	10	32	2	5

Tablo 5.12 Iraksak boyunun değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları

$L_{div}$ (mm)	Ma (boğaz)	Ma (ıkış)
20	0,885	0,753
40	0,985	0,591
46	0,975	0,683
60	0,967	3,666
80	0,959	0,794

Nozulun Iraksak Boyu-Mach sayısı değişimi



şekil 5.5 Nozulun iraksak boyu ile Mach sayısı değişimi

Nozulun iraksak kısmının boyu, iraksak açısı değiştirilerek düzenlenebilir. Tablo 5.12’de görüldüğü gibi  $L_{div}$  uzunluğu 40 olduğunda boğazda Mach sayısı 1’e çok yaklaşmıştır. İlk tasarımda hesaplanan  $L_{div}$ ’in 46 mm olma durumu yine 40 mm ile benzer bir etkiye sahiptir. Çıkışta en yüksek itki elde edilebilen  $L_{div}$ ’in 60 mm olan durumda boğazda Mach sayısı yaklaşık 1 olduğundan çıkışta yüksek bir itki

elde edilmiştir. Ancak optimum tasarımda boğazda Mach sayısı 1'e en yakın  $L_{div}$  boyu olarak 40 mm kullanılacaktır.

### 5.6. Yanma Odası Basıncı

Yanma odası basıncının ilk tasarımdaki boğaz alanı hesaplamakta kullanıldığı anlatılmıştı. Bu bölümde yanma odası basıncı değiştirilerek nozul boğaz çapları değiştirilmiş ve farklı boğaz alanlarının Mach sayılarına etkisi gözlenmiştir. Tablo 5.13'te yanma odası basıncı değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri verilmiştir.

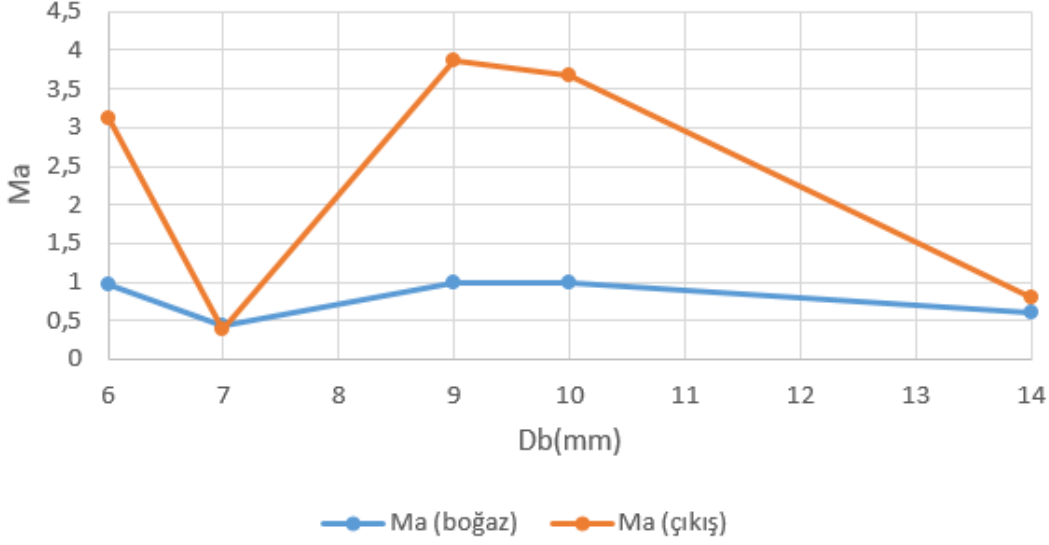
Tablo 5.13 Yanma odası basıncı değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri

$D_c$ (mm)	$L_{pre}$ (mm)	$L_p$ (mm)	$L_{con}$ (mm)	$L_{div}$ (mm)	$L_{post}$ (mm)	$D_e$ (mm)	$D_{enj}$ (mm)	O/F
70	35	104	100	46	49	32	2	5

Tablo 5.14 Yanma odası basıncı değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları

$P_c$ (Pa)	$D_b$ (mm)	$Ma$ (boğaz)	$Ma$ (çıkış)
1000000	14	0,592	0,789
2000000	10	0,983	3,677
3000000	9	0,990	3,862
4000000	7	0,439	0,388
5000000	6	0,971	3,112

### Boğaz çapı- Mach sayısı değişimi



Şekil 5.6 Yanma odası ile Mach sayısı değişimi

Tablo 5.14'te boğaz çapı değiştirilerek analizlerde elde edilen nozulun boğazdaki ve çıkıştaki Mach sayıları paylaşılmıştır. Şekil 5.6'da ise yanma odası boyutu değiştirilerek boğazda ve çıkışta elde edilen Mach sayısı değerleri grafiği verilmiştir. Boğaz çapı 9 mm olduğunda boğazda Mach sayısı yaklaşık 1'e ulaşmış, çıkışta da yüksek bir hıza ve itkiye erişilmiştir.

#### 5.7. Son-Yanma Odası Uzunluğu

Bu bölümde ise sadece son-yanma odası boyutları değiştirilerek, son yanma-odasının nozul performansına etkileri incelenmiştir. Tablo 5.15'te son-yanma odası boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri verilmiştir. Tablo 5.16'da ise son – yanma odası boyutu değişikliğinin nozul boğazındaki ve çıkışındaki Mach sayıları üzerinde etkileri incelenmiştir.

Tablo 5.15 Son-yanma odası boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri

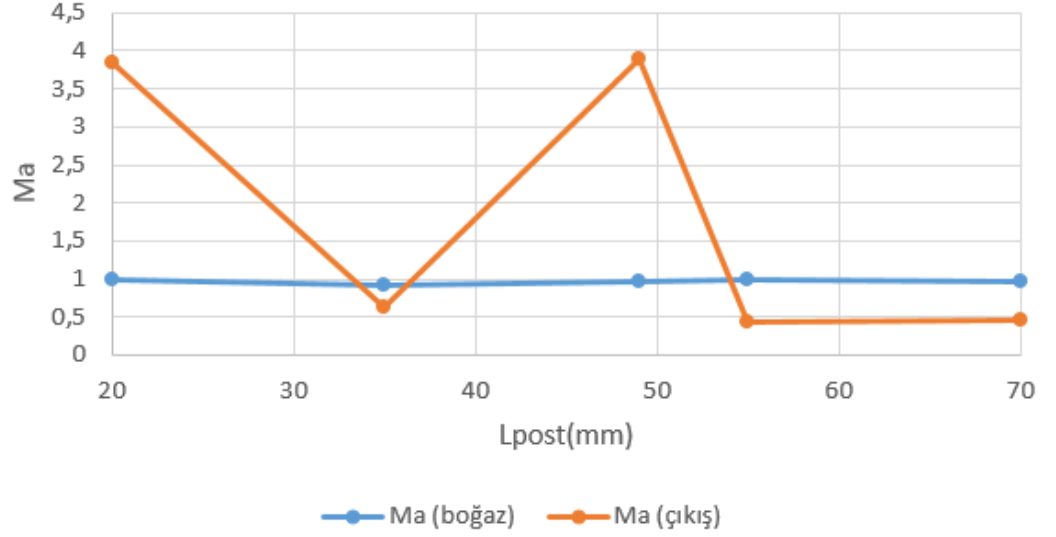
$D_c$ (mm)	$L_{pre}$ (mm)	$L_p$ (mm)	$L_{con}$ (mm)	$L_{div}$ (mm)	$D_b$ (mm)	$D_e$ (mm)	$D_{enj}$ (mm)	O/F
70	35	104	100	46	9	32	2	5



Tablo 5.16 Son-yanma odası boyunun değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları

$L_{post}$ (mm)	Ma (boğaz)	Ma (ıkış)
20	0,993	3,849
35	0,904	0,637
49	0,975	3,896
55	0,991	0,422
70	0,972	0,466

Son yanma odası - Mach sayısı değişimi



şekil 5.7 Son yanma odası ile Mach sayısı değişimi

şekil 5.7’de boğazdaki ve çıkıştaki Mach sayısı değişim grafiği verilmiştir.  $L_{post}$  20 mm olduğunda boğazda Mach sayısı 1’e ulaşmış ve dolayısıyla çıkışta yoksek bir hız ve itki elde edilmiştir. Tabloda gorlduğu gibi diğer  $L_{post}$  uzunluklarında da boğazda Mach sayısı 1 olmuştur ancak şoklardan kaynaklı çıkıştaki dşok bir hız ve dşok bir itki elde edilmiştir. Bu nedenle optimum tasarımda  $L_{post}$  20 mm olarak seçilmiştir.

### 5.8. Yakıcı Enjektör Deliği apı

Bu bölümde ise aynı geometride ancak sadece oksijenin enjekte edileceği delik çapı değiştirilerek yine boğaz ve çıkıştaki Mach sayılarına etkisi gözlenmiştir. Tablo 5.17’de yakıcı enjektör deliği çapının değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri ve Tablo 5.18’de ise farklı boyutlardaki enjeksiyon deliği çapının analiz edilmesi sonucu elde edilen sonuçlar paylaşılmıştır.

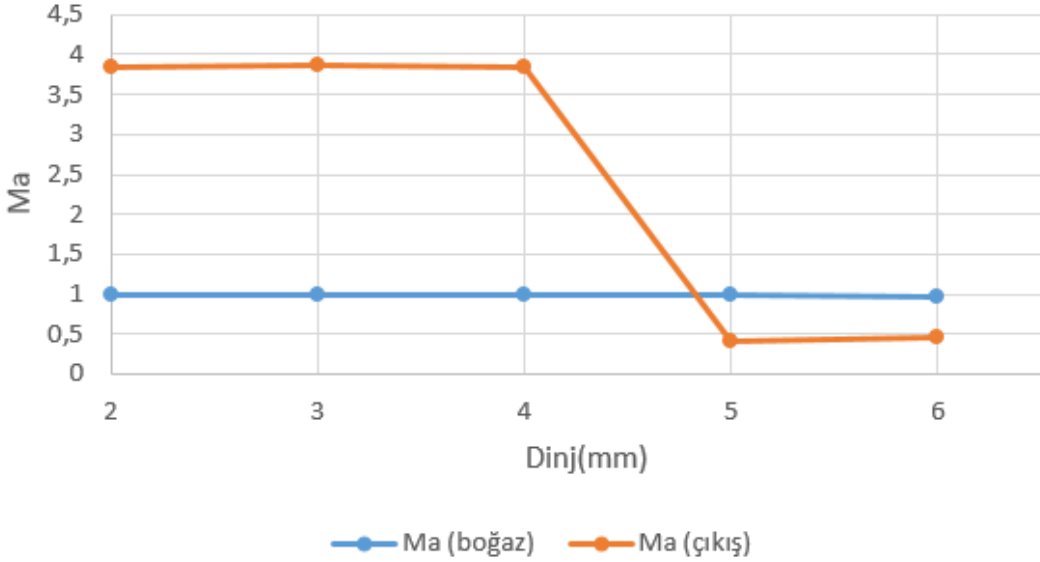
Tablo 5.17 Yakıcı enjektör deliği çapının değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri

$D_c$ (mm)	$L_{pre}$ (mm)	$L_p$ (mm)	$L_{post}$ (mm)	$L_{con}$ (mm)	$L_{div}$ (mm)	$D_b$ (mm)	$D_e$ (mm)	O/F
70	35	104	20	100	46	9	32	5

Tablo 5.18 Yakıcı enjektör deliği çapının değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları

$D_{enj}$ (mm)	Ma (boğaz)	Ma (çıkış)
2	0,987	3,843
3	0,988	3,862
4	0,981	3,850
5	0,987	0,416
6	0,966	0,463

Enjeksiyon deliği çapı-Mach sayısı değişimi



Şekil 5.8 Enjeksiyon deliği çapı ile Mach sayısı değişimi

Şekil 5.8 'de 5 farklı oksitleyici enjeksiyon deliği çapında çıkış ve boğazda Mach sayıları grafiği paylaşılmıştır. Tabloda ve şekilde görüldüğü gibi ilk tasarım olan enjeksiyon deliği çapı 2 mm olduğunda yüksek bir hız ve itki elde edilmiştir. Bu

delik çapı 3 mm ve 4 mm olduğunda da benzer sonuçlar elde edilmiştir. Ancak 5 olduğunda boğazda Mach sayısı yaklaşık 1 olmasına rağmen çıkışta düşük bir hız ve itki elde edilmiştir. Bu şok dalgalarından kaynaklanabilir. Benzer sonuçlar olduğu için enjektör deliği çapı ilk hesaplanan değer olan 2 mm olarak optimum tasarımda kullanılacaktır.

### 5.9. Yakıt Boyu

Yakıt boyu başlangıçta 104 mm olarak hesaplanmıştı. Yakıt boyu değiştirerek boğazdaki Mach sayısını 1'e dolayısıyla çıkıştaki Mach sayısını da 1'den büyük bir değere taşıyıp taşınmadığı kontrol edilmiştir. Tablo 5.19'da yakıt boyu değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri verilmiştir. Tablo 5.20'de ise yakıt boyu değişiminin nozul boğaz ve çıkışındaki Mach sayısı üzerindeki etkileri incelenmiştir. Şekil 5.9'da bu değişimin grafiği paylaşılmıştır.

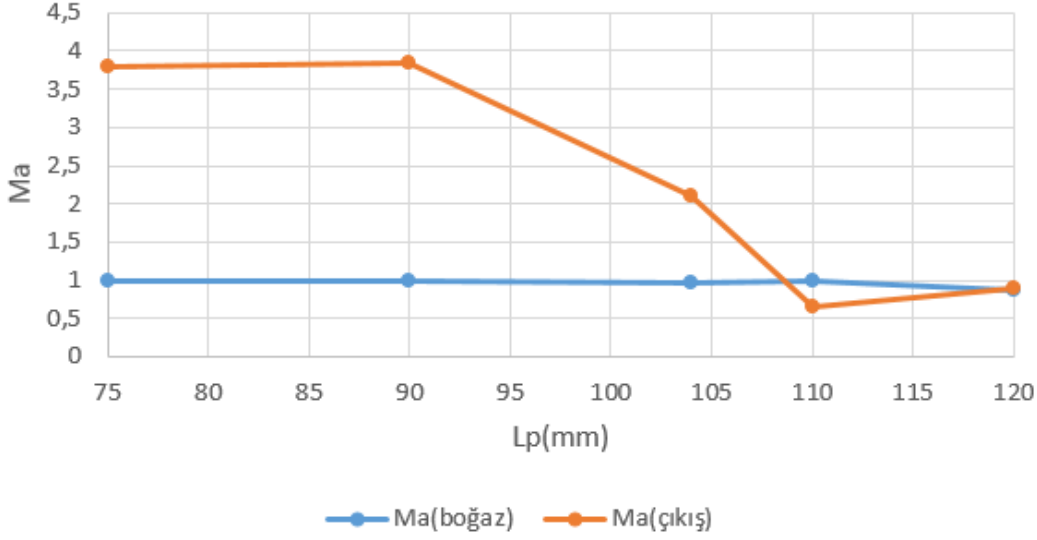
Tablo 5.19 Yakıt boyunun değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri

$D_c$ (mm)	$L_{pre}$ (mm)	$L_{post}$ (mm)	$L_{con}$ (mm)	$L_{div}$ (mm)	$D_b$ (mm)	$D_e$ (mm)	$D_{enj}$ (mm)	O/F
70	35	49	100	46	10	32	2	5

Tablo 5.20 Yakıt boyunun değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları

$L_p$ (mm)	$Ma$ (boğaz)	$Ma$ (çıkış)
75	0,986	3,797
90	0,992	3,852
104	0,966	2,094
110	0,988	0,643
120	0,876	0,898

### Yakıt boyu - Mach sayısı değişimi



Şekil 5.9 Yakıt boyu ile Mach sayısı değişimi

Tabloda görüldüğü gibi yakıt boyu küçültülerek Mach sayısı boğazda 1 olmuş, çıkışta da yüksek bir hız ve itki elde edilmiştir. En iyi sonuçlar yakıt boyunun 90 mm olduğunda elde edilmiştir. Mach sayısı boğazda 1 olmuş ve çıkışta da yüksek bir hız ve itki elde edilmiştir. Yakıt boyu artırıldığında ise Mach sayısı boğazda ve çıkışta 1'den küçüktür. Yakıt boyu büyüdükçe çıkışta düşük hız ve itki elde edilmiştir.

#### 5.10. Çevre Basıncı

Bu bölümde ise aynı geometrilerde 3 farklı çevre basıncında analizler yapılmıştır. Çevre basıncı değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri Tablo 5.21'de paylaşılmıştır.

Tablo 5.21 Çevre basıncı değişimi incelenecek motorun diğer parametreleri

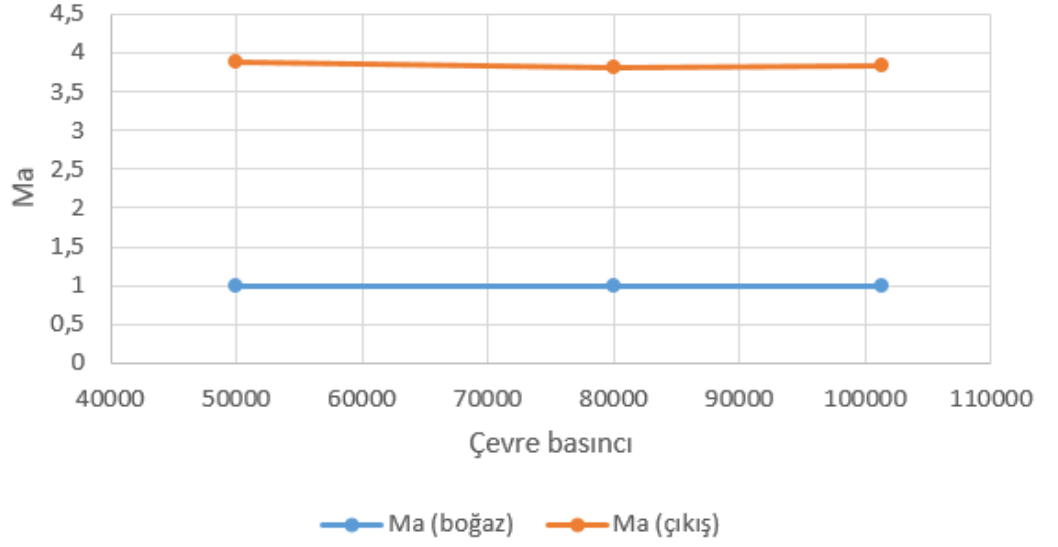
$D_c$ (mm)	$L_{pre}$ (mm)	$L_p$ (mm)	$L_{post}$ (mm)	$L_{con}$ (mm)	$L_{div}$ (mm)	$D_b$ (mm)	$D_e$ (mm)	$D_{enj}$ (mm)	O/F
70	35	104	20	100	46	9	32	2	5

Şekil 5.10'da farklı çevre basınçlarında boğazda ve nozul çıkışında elde edilen Mach sayıları grafiği verilmiştir. Tablo 5.22'de ve şekilde görüldüğü gibi çevre basıncı azaltıldığında boğazdaki Mach sayılarında küçük iyileşmeler gözlenirse de deney koşulları olan atmosfer basıncında analiz yapılacaktır.

Tablo 5.22 Çevre basıncı değişimi incelenen motorun boğazda ve çıkıştaki Mach sayıları

$P_{\text{ç}}$ (Pa)	$Ma$ (boğaz)	$Ma$ (çıkış)
101325	0,987	3,843
80000	0,989	3,816
50000	0,992	3,875

Çevre Basıncı - Mach sayısı değişimi



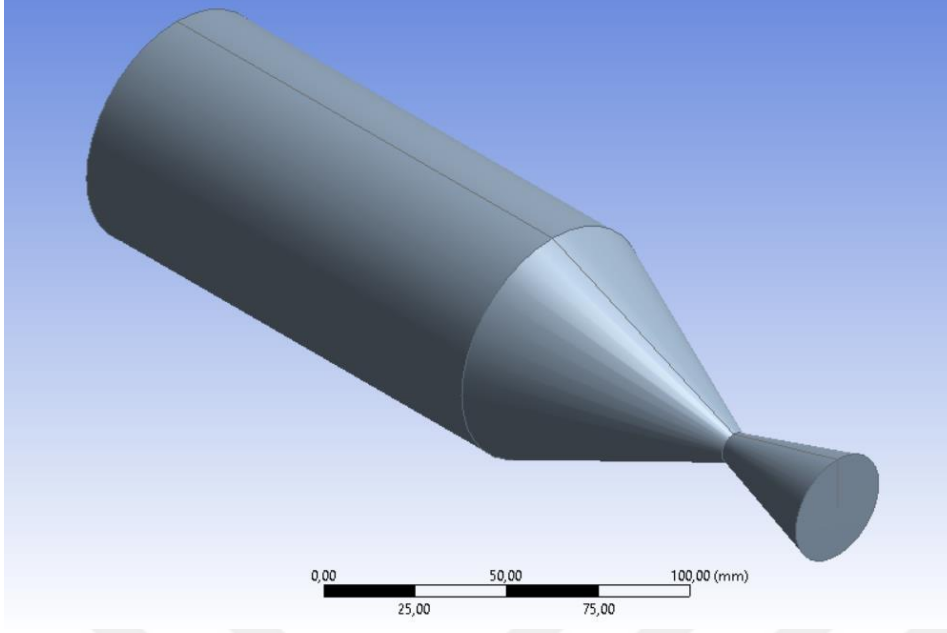
Şekil 5.10 Çevre Basıncı ile Mach sayısı değişimi

### 5.11. Optimum Geometrideki Hibrit Roket Motorunda Sonuçlar

Optimum geometrideki hibrit roket motorunun boyutları Tablo 5.23'teki gibi oluşmuştur. Şekil 5.11'de ise bu geometri Ansys Fluent'te çizilmiş ve 3 boyutlu görüntüsü verilmiştir.

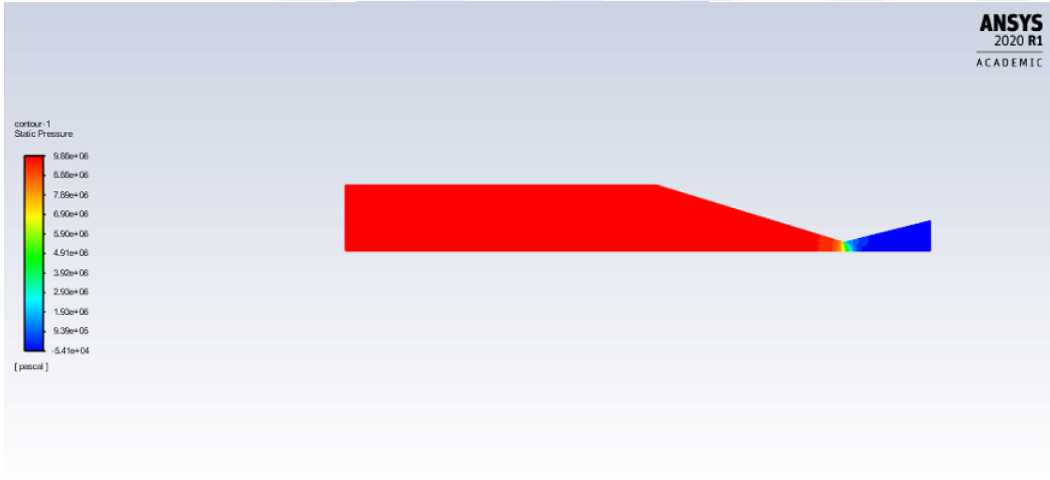
Tablo 5.23 Optimum geometrideki roketin boyutları

$D_c$ (mm)	$L_{pre}$ (mm)	$L_p$ (mm)	$L_{post}$ (mm)	$L_{con}$ (mm)	$L_{div}$ (mm)	$D_b$ (mm)	$D_e$ (mm)	$D_{enj}$ (mm)	O/F
70	35	90	20	80	40	9	32	2	5



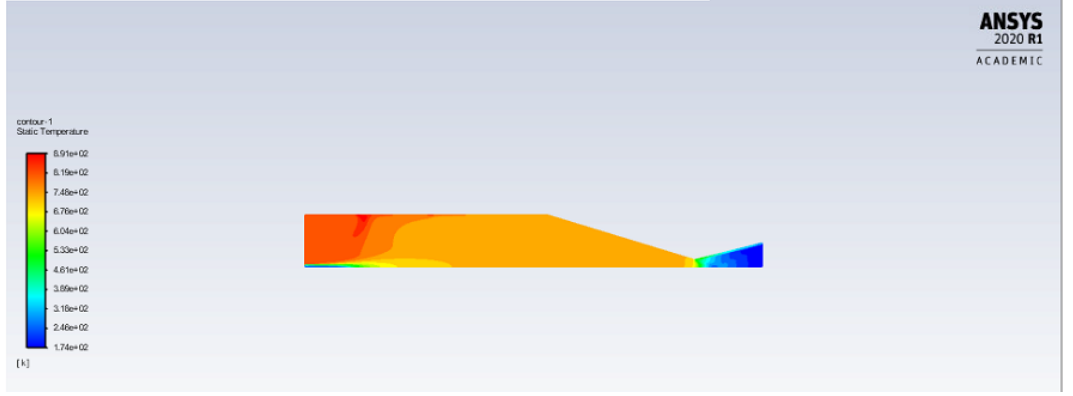
Şekil 5.11 Optimum Geometrideki Hibrit Roket Motorunun 3 Boyutlu Görüntüsü

Yanma analizi sonucu elde edilen roket yüzeyi boyunca basınç, sıcaklık, yoğunluk, hız, Mach sayısı , yanma bileşenleri  $C_2H_4$ ,  $O_2$ ,  $CO_2$  ve  $H_2O$ 'nun kütle oranları paylaşılmıştır.



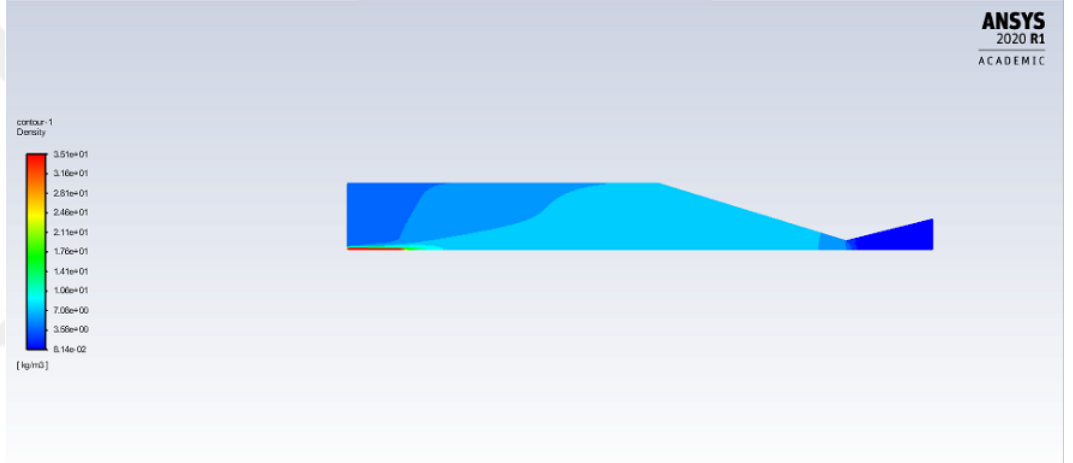
Şekil 5.12 Roket boyunca basınç değişimi

Şekil 5.12'de roket boyunca basınç değişimi paylaşılmıştır. Yanma odası ve nozulun yakınsak kısmı boyunca basınç yaklaşık 10000000 Pa'dır. Akış boğaza girdikten sonra basınç düşmekte ve çıkışta ortam basıncına ulaşmıştır. Bu durum istenilen bir durum olduğu için yanmanın gerçekleştiğini söylemek mümkündür.



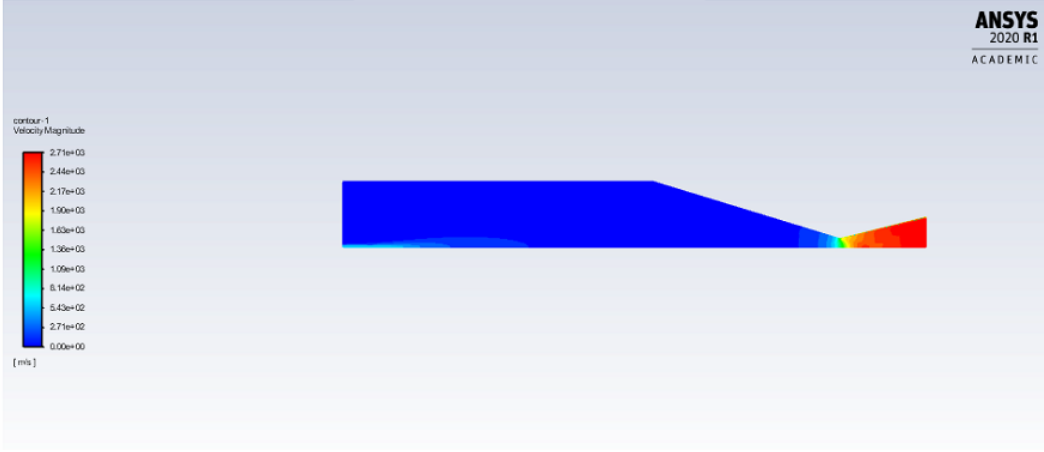
Şekil 5.13 Roket boyunca sıcaklık değişimi

Şekil 5.13 'te ise roket boyunca sıcaklık değişimi verilmiştir. Ön yanma odasında sıcaklık 900 K civarındadır ve bu yanma gerçekleştiğini gösterir. Yanma odası boyunca sıcaklık düşer ve nozulun ıraksak kısmında sıcaklık yaklaşık 300 K'dir.



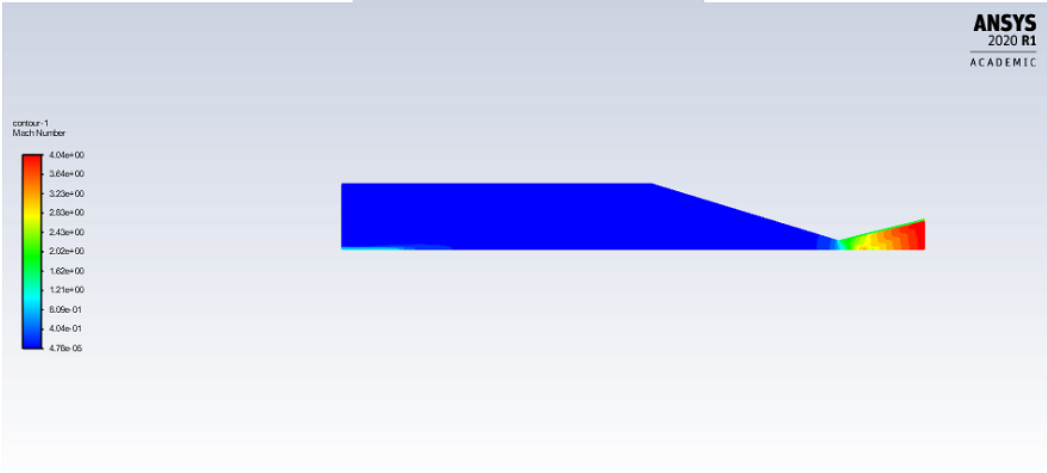
Şekil 5.14 Roket boyunca yoğunluk değişimi

Şekil 5.14'te tasarlanan ve analizi yapılan roketin yoğunluk değişimi verilmiştir. Oksijenin gönderildiği yerde yoğunluk yüksek iken yanma odası boyunca düşer ve ıraksak kısımda artık 0,814 kg/m<sup>3</sup> civarında olduğu gözlenmiştir.



Şekil 5.15 Roket boyunca hız değişimi

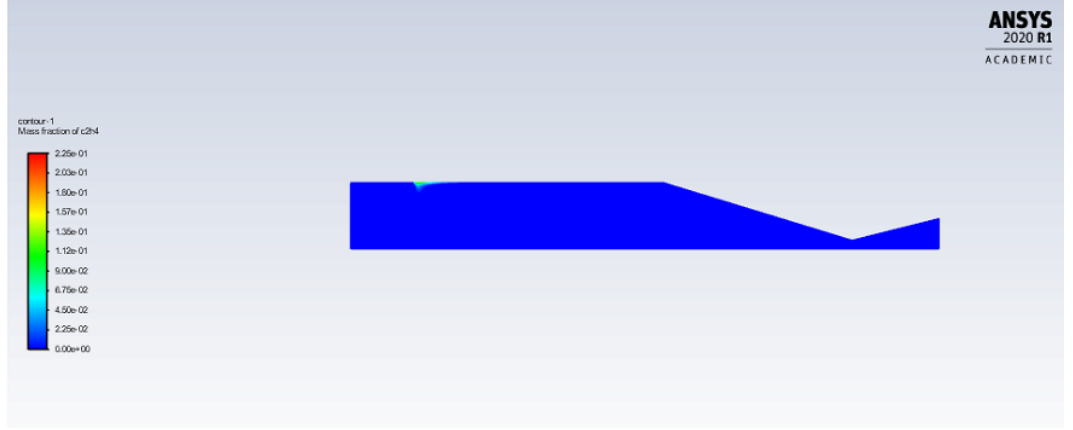
Şekil 5.15'te roketin hız değişimi verilmiştir. Oksijenin hızı 600 m/s civarında iken yanma sonucu çıkışta akış hızı 2700 m/s hıza ulaşmıştır. Bu durum Mach sayısının boğazda 1 olduğunu ve şokların oluşmadığını gösterir. Şok dalgaları oluşmadığı için çıkışta yüksek bir hız ve itki elde edilebilmiştir.



Şekil 5.16 Roket boyunca Mach sayısı değişimi

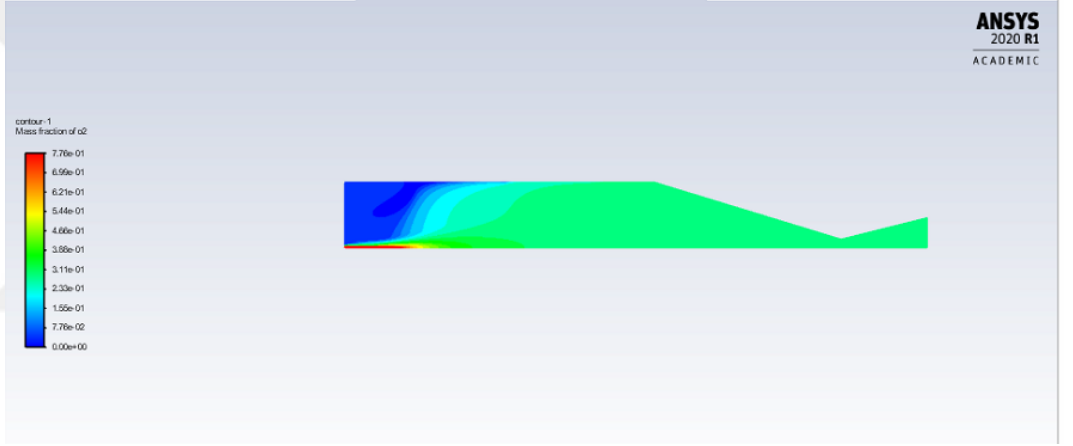
Şekil 5.16'da analizi yapılan roketin Mach sayısı değişimi verilmiştir. Hız değişimine benzer sonuçlar elde edilmiştir. Çıkışta yüksek Mach sayılarına ulaşılmış ve yüksek hız ile itki elde edilmiştir. Boğazda 1 olan Mach sayısı nozulun ıraksak kısmı boyunca kademeli olarak artar ve çıkışta yaklaşık 4 olarak görünmektedir.





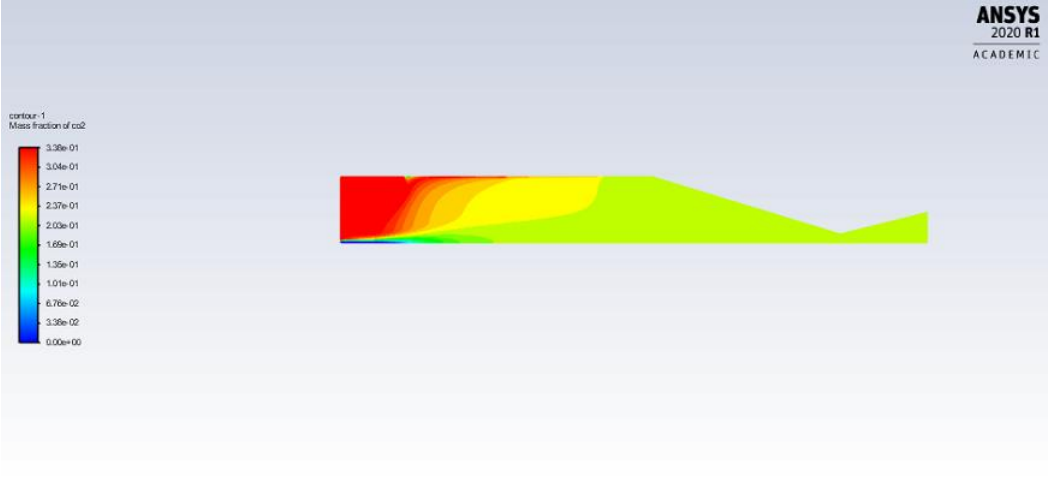
Şekil 5.17 Roket boyunca etilenin kütle oranı değişimi

Şekil 5.17’de roket boyunca  $C_2H_4$  (etilen)’in kütle oranı değişimi verilmiştir. Sadece etilen verilen yerde 0’dan büyüktür. Yanma odası ve nozul boyunca neredeyse kalmamıştır. Bu da etilenin oksijen ile yanabildiğini göstermiştir.



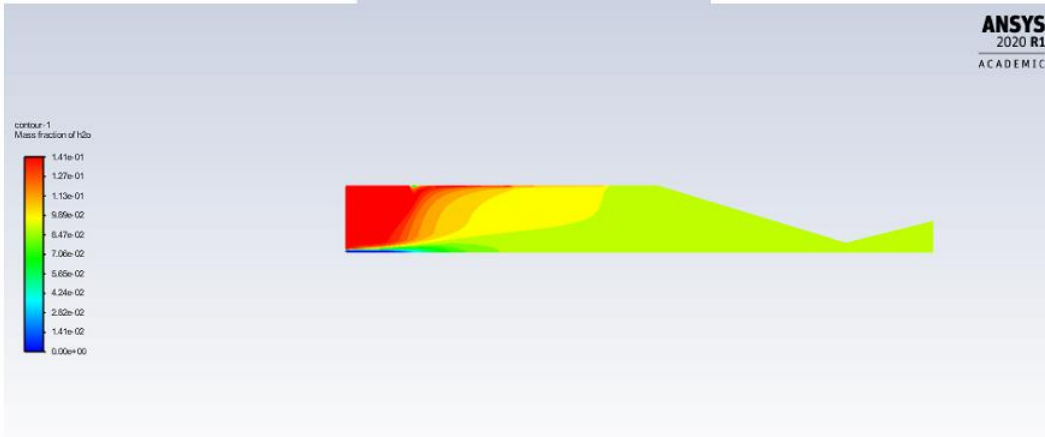
Şekil 5.18 Roket boyunca oksijenin kütle oranı değişimi

Şekil 5.18’de ise  $O_2$  (oksijen)’nin kütle oranı değişimi verilmiştir. Enjekte edilen yerde yüksek oranlarda olduğu gözlenen oksijenin roket boyunca azaldığı ancak tamamen bitmediği gözlenmiştir. Oksijenin kütle oranı yaklaşık % 0,3 civarındadır.



Şekil 5.19 Roket boyunca karbondioksitin kütle oranı değişimi

Şekil 5.19 'da tasarlanan roket boyunca etilenin oksijen ile yanma sonucu elde edilen CO<sub>2</sub> (karbondioksit)'nin kütle oranı değişimi verilmiştir. Ön-yanma odasında yoğun olduğu ve zamanla azaldığı gözlenmiştir.



Şekil 5.20 Roket boyunca suyun kütle oranı değişimi

Şekil 5.20 'de ise tasarlanan roket boyunca etilenin oksijen ile yanma sonucu elde edilen H<sub>2</sub>O (su)'nun kütle oranı değişimi verilmiştir. Karbondioksite benzer bir şekilde suyun da ön-yanma odasında yoğun olduğu ve zamanla azaldığı gözlenmiştir.

Analiz sonucu nozul çıkışında hesaplanan değerler Tablo 5.22'de verilmiştir.

Tablo 5.24 Analiz sonucu nozul çıkışında elde edilen değerler

Basınç (Pa)	43071
Sıcaklık (K)	272
Yoğunluk (kg/m <sup>3</sup> )	0,088
Hız (m/s)	3665
Mach Sayısı	3,83
Kütleli Debi (kg/s)	0,074
İtke (N)	258,6

Tasarıma başlarken, 230 N'luk bir itki kabul edilmiş ve buna göre hesaplamalar yapılarak ilk geometri bulunmuştu. Daha sonra tasarım iyileştirmeleri yapılarak 258,6 N gibi bundan daha iyi bir itki değerine ulaşılmıştır.



## 6. DEĞERLENDİRME VE SONUÇ

Bu çalışmada, bir hibrit roket motoru tasarımı yapılmış ve O/F (yakıcı/yanıcı) oranı, yakıcı enjektör deliği çapı, yakıcı ve yanıcının kütleli debisi, ön-yanma odasının uzunluğu, arka-yanma odasının uzunluğu, yakıtın boyu ve çapı, nozulun yakınsak kısmının boyu, nozulun ıraksak kısmının boyu, yanma odası basıncı, çevre basıncı değiştirilerek toplam 50 adet nümerik analiz yapılmıştır. Bu analizlerin sonucunda, boğazdaki Mach sayısının 1 olması ve çıkıştaki Mach sayısının ise 1'den olabildiğince büyük bir değerde olması amaçlanmıştır. Analizler sonucunda bu değerlere ulaşan optimum roket motoru tasarımı seçilip tekrar analiz edilerek basınç, yoğunluk, sıcaklık, hız, Mach sayısı, etilen ve oksijen bileşenlerinin kütle oranları gibi birçok sonuç paylaşılmıştır. İtki hesapları yapılmıştır.

Sonuçlardan görüldüğü üzere, bazı parametreler roket motoru performansında çok önemlidir. Bu parametrelerden en önemlileri; yakıt boyunun uzunluğu, nozul yakınsak ve ıraksak boyunun uzunluğu, boğaz çapı ve son-yanma odası uzunluğudur. Bu çalışmada, tasarlanan ilk roketin sadece bu parametreleri değiştirilerek optimum roket geometrisi elde edilmiştir.

## KAYNAKLAR DİZİNİ

- Aldabash, N.**, 2013, Simulation Of Back Pressure Effect On Behaviour Of Convergent Divergent Nozzle, Diyala Journal of Engineering Sciences, Vol. 06, No. 01, pp. 105-120.
- Anderson, J.D.**, 1995, Computational Fluid Dynamics, McGraw-Hill Book Com., New York, 547p.
- Barato, F.**, 2013, Numerical and Experimental Investigation of Hybrid Rocket Motors Transient Behavior, Universita' Degli Studi Di Padova, 204p.
- Battista, F., Cardillo, D., Fragiacom, M., Martino, G.D.D., Mungiguerra, S. and Savino, R.**, 2019, Design and Testing of a Paraffin-Based 1000 N HRE Breadboard, Aerospace 2019, 6, 89.
- Belega, B.A. and Nguyen, T.D.**, 2015, Analysis Of Flow In Convergent-Divergent Rocket Engine Nozzle Using Computational Fluid Dynamics, International Conference Of Scientific Paper Afases.
- Buturache, A.N.**, 2018, Performance Study of a Hybrid Rocket Engine, 173-184, Incas Bulletin, Volume 10, Issue 2.
- Chapra, S.C and Canale, R.P.**, 2002, Numerical methods for engineers , McGraw-Hill Book Com., New York, 1004p.
- Chiaverini, M.J and Kuo, K.K.**, 2007, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, Progress In Astronautics Andaeronautics, Volume 218.
- Çengel, Y.A and Boles, M.A.**, 2015, Termodinamik, Palme Yayıncılık, 7.baskı.
- Çengel, Y.A ve Cimbala, J.M.**, 2015, Akışkanlar Dinamiği, Palme Yayıncılık, 3.baskı.
- Clarke, C.J., Carswell, B.**, 2007. Principles of Astrophysical Fluid Dynamics. Cambridge, UK, Cambridge University Press.
- Deshpande, I.D., Vidwans, S.S., Mahale, P.R., Joshi, R.S., Jagtap, K.R.**, 2014, Theoretical & CFD Analysis Of De Laval Nozzle, International Journal of

Mechanical And Production Engineering, ISSN: 2320-2092, Volume- 2, Issue- 4.

**Graebel, W.P.**, 2007, Advanced Fluid Mechanics, Elsevier Inc., 362p.

**Guerreiro, P.**, 2013, Preliminary Study of a Hybrid Rocket, Technico Lisboa, Master Thesis, 113p.

**Kafafy, R., Azami, M.H. and Idres, M.**, 2014, Effect of Varying Design Options on the Transient Behavior of a Hybrid Rocket Motor, J. Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos, Vol.6, No 1, pp.69-82.

**Lazzarin, M., Bellomo, N., Bettella, A., Barato, F.**, 2011, Testing and CFD Simulation of Diaphragm Hybrid Rocket Motors, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit.

**Mir, I., Samo, S., Hussain, T, Ali, I. Durani**, 2017 , Influence of Convergent Section Length and Angle on Performance of Supersonic Nozzle, Sindh Univ. Res. Jour. (Sci. Ser.) Vol.49.

**Mohamed, M.A.E.**, 2018, Simulation of Internal Ballistics Solid Rocket Motor, European Academic Research, Vol. 5, Issue 12.

**Pastrone, D.**, 2012, Approaches to Low Fuel Regression Rate in Hybrid Rocket Engines, Hindawi Publishing Corporation International Journal of Aerospace Engineering, Volume 2012.

**Ranizzo, G. ve Cardillo, D.** 2015, Numerical Investigation of a N<sub>2</sub>O-Paraffin Hybrid Rocket Engine Combusting Flowfield, 6th European Conference For Aeronautics And Space Sciences.

**Sagar G.V, Grover, U., Hasim, S.A.**, 2016, Design, Modelling, Fabrication and Testing Of Hybrid Rocket Engine And Evaluation Of Burning Rate For Different Solid Fuels, International Journal of Advances in Scientific Research and Engineering (IJASRE), Volume 2, Issue 3.c

**Samur, A.E.**, 2015, Hibrit Yakıtlı Roket Motoru Ateşleme/Test Düzenegi Tasarımı, Yüksek Lisans Tezi, Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü, 105s.

- Samur, A.E., Hacıoğlu A. ve Karabeyoğlu, A.**,2016, Hibrit Yakıtlı Roket Motoru Ateşleme/Test Düzenegi Tasarımı, 25-30, Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Dergisi, Cilt 9,Sayı 1.
- Srivastava , Ingenito ve Andriani**, 2019, Numerical and Experimental Study of a 230 N Paraffin/N<sub>2</sub>O hybrid rocket, 8th European Conference For Aeronautics And Space Sciences (Eucass).
- Stoia-Djeska, M. ve Mingireanu, F.**, 2011, A Mathematical and Numerical Model for the Analysis of Hybrid Rocket Motors, 113-125, Incas Bulletin, Volume 3, Issue 4.
- Stoia-Djeska, M. ve Mingireanu, F.**, 2017, Numerical Simulations of Flow and Fuel Regression Rate Coupling in Hybrid Rocket Motors, 85-90, Incas Bulletin, Volume 9, Issue 1.
- Surmacz, P. ve Rarata, G. ,** 2009, Hybrid Rocket Propulsion Development and Application,
- Sutton, G. and Biblarz, O.**, 2017, Rocket Propulsion Elements (9th ed.)Wiley & Sons.
- Trumpour, A.P.**, 2010, Hybrid Rocket Engine Research In Support Of Prototype Development & Testing, Ryerson University, 120p.
- Tsai, H, 2008 ,** Combustion Characteristics of a Paraffin-Based Fuels Hybrid Rocket, 9th Asia-Pacific International Symposium on Combustion and Energy Utilization.
- Yenawine, A.W., 2019,** Hybrid Rocket Engines: Development Of Composite Fuels With Complex 3d Printed Ports, University of Miami, A.Thesis, 93 p.

## TEŞEKKÜR

Tez çalışmam boyunca beni sabırla ve anlayışla yönlendiren, her zaman arkamda olduğunu hissettiren sayın danışman hocam Prof. Dr. Aydoğan ÖZDAMAR'a, ne zaman ihtiyaç duysam yardım eden değerli hocam Doç. Dr. Utku ŞENTÜRK'e, bölüme geldiğim ilk günden beri her türlü desteğini esirgemeyen sevgili hocam Prof. Dr. Yeliz PEKBEY'e ve çalışma boyunca her anımda sabırla beni dinleyen ve her konuda yardımcı olan oda arkadaşım Arş. Gör. Y. Müh. Hasan Yavuz ÜNAL'a ve tüm mesai arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Tüm öğrenim hayatım boyunca bana en büyük desteği veren, maddi ve manevi tüm imkanları sağlayan, sürekli cesaret veren babam İbrahim DEMİR'e, annem Birsen DEMİR'e ve kardeşim Boran'a teşekkür ederim. Yanımda olduğunuzu bilmek güven veriyor, hep olun.

Her zaman hayatımda olan dostlarım Sıla ŞİRİN'e, Gamze BİLİCİ'ye ve Sena OKAY'a destekleri ve enerjileri için teşekkür ederim.

Bu tezde ve her çalışmamda, kendi çalışması gereken zamanlarda bile bana zaman ayıran, her zaman yanımda ve arkamda olan, bana güvenen, en kötü anlarımda bile anlayışla bana destek veren değerli eşim Mertcan KOÇAK'a teşekkür ederim.

14/05/2020

Dilara KOÇAK



## ÖZGEÇMİŞ

Dilara KOÇAK, 1991 yılı Ankara doğumludur. T.C. vatandaşıdır. İlk öğrenimini, 2005 yılında Gülen Muharrem Pakoğlu İlköretim Okulu'nda, ortaöğretimini ise 2009 yılında Mehmet Emin Resulzade Anadolu Lisesi'nde tamamlamıştır. 2009 yılında başladığı Hacettepe Üniversitesi Makina Mühendisliği Otomotiv Mühendisliği programını 2015 yılında bitirmiştir. Yüksek lisansa 2017 yılında Dokuz Eylül Üniversitesi Makina Mühendisliği Anabilim Dalı'nda başlamış olup, 2019 yılında Ege Üniversitesi Makina Mühendisliği Anabilim Dalına yatay geçiş yapmıştır. Lisans eğitimini bitirdikten sonra 3 yıl özel sektörde Ar-Ge mühendisi olarak çalışmıştır. 2018 yılından beri de, Ege Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü'nde araştırma görevlisi olarak çalışmaktadır.

