

T.C.
KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ

SIVI YAKITLI ROKET MOTORU TASARIMI ve İTKİ ANALİZİ

BİTİRME PROJESİ

UMUT YENER

OZAN İBİŞLER

HAZİRAN 2021

TRABZON

T.C.
KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ

SIVI YAKITLI ROKET MOTORU TASARIMI ve İTKİ ANALİZİ

Umut YENER

Ozan İBİŞLER

Danışman: Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU

Bölüm Başkanı: Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU

HAZİRAN 2021

TRABZON

ÖNSÖZ

Havacılık sektörü sürekli gelişen, değişime uğrayan, ulaşım sektöründen savunma sanayiine kadar birçok alanda hizmet veren bir sektör haline gelmiştir. Ülkemizde de bu alanda çalışmalar yürütülüp, dünyanın birçok yerine ihracat yapılmaktadır. Roket endüstrisinde ise son yıllarda devlet ve özel şirketlerin desteğiyle önemli gelişmeler yaşanmakta olup, bu alanda uzman eleman konusundaki açık zamanla kapatılmaktadır. Yapmış olduğumuz bu bitirme projesinde sıvı yakıtlı roket motoru ve itki analizi sayısal olarak yapılmıştır.

Öncelikle bu süreçte yanımızda olan ve desteğini esirgemeyen Makine Mühendisliği bölüm başkanımız ve danışmanımız Prof. Dr. Burhan Çuhadaroğlu'na ve bizim bu günlere gelmemizi sağlayan Makine mühendisliği tüm öğretim üyelerine teşekkürlerimizi sunmaktayız.

Ozan İBİŞLER

Umut YENER

Trabzon-2021

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖNSÖZ	I
ÖZET	V
SUMMARY	VI
İÇİNDEKİLER.....	II
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	VII
TABLolar DİZİNİ.....	X
1. GENEL BİLGİLER.....	1
1.1. AMAÇ VE KAPSAM.....	1
1.2. Giriş.....	2
1.2.1. Katı yakıtlı roket motorları.....	2
1.2.2. Hibrit yakıtlı roket motorları.....	3
1.2.3. Sıvı yakıtlı roket motorları.....	4
1.3. Literatür Araştırması.....	5
1.4. Kısıtlar ve Koşullar.....	7
1.5. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Bileşenleri.....	8
1.5.1. Yanma Odası.....	8
1.5.2. Enjektör.....	9
1.5.2.1. Enjektör Davranışını Etkileyen Faktörler.....	9
1.5.2.2. Enjektör Çeşitleri.....	10
1.5.3. Ateşleyici.....	13
1.5.3.1. Hipergolik (Hypergolic) Ateşleyici.....	13

1.5.3.2. Piroteknik (Pyrotechnic) Ateşleyici.....	14
1.5.3.3. Ön Yanma Odalı (Precombustion Chamber) Ateşleyici.....	14
1.5.3.4. Katalizör (Catalyst).....	15
1.5.3.5. Lazer Ateşleyici.....	15
1.5.3.6. Buji (Spark Plug) Ateşleyici.....	16
1.5.4. Lüle.....	16
1.5.4.1. Konik Lüle.....	18
1.5.4.2. Çan Lüle.....	18
1.5.4.3. Halkalı Lüle.....	19
1.5.5. Yakıt Tankları.....	20
1.5.6. Yakıt Besleme Sistemleri.....	21
1.5.6.1. Basınçlandırıcı Gaz ile Besleme Sistemleri.....	21
1.5.6.2. Turbopompa Besleme Sistemleri.....	23
1.5.6. Motor Çevrimleri.....	24
1.5.7. Soğutma Sistemleri.....	26
2. YAPILAN ÇALIŞMALAR.....	30
2.1. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Tasarımı.....	30
2.1.1. Yakıt Seçimi.....	30
2.1.2. İtki Odası Tasarımı.....	33
2.2. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru CFD Analizi.....	50
3. BULGULAR.....	58
4. TARTIŞMA.....	66
5. SONUÇLAR.....	70
6. ÖNERİLER.....	72

7. KAYNAKLAR.....73

8. EKLER.....75

ÖZGEÇMİŞLER

ÖZET

SIVI YAKITLI ROKET MOTORU TASARIMI ve İTKİ ANALİZİ

Bu bitirme projesinde laboratuvar düzeyinde küçük ölçekli sıvı yakıtlı roket motorunun teorik tasarımı ve analizleri yapılmıştır. Söz konusu tasarım için yerli ve yabancı kaynaklardan geniş kapsamlı bir literatür araştırması yapılmış ve sonucunda bir çalışma yöntemi belirlenmiştir. Roket tasarım parametrelerinden özgül itki, yanma sıcaklığı ve karışım oranı yapılan araştırmalar ve analiz programları yardımıyla belirlenmiştir. Yanıcı olarak etanol, oksitleyici olarak gaz oksijen belirlenmiştir. Sıvı yakıtlı roket tasarımının temel unsurlarını oluşturan yanma odası, lüle, enjektör ve soğutma sistemi için gerekli olan hesaplamalar yapılmıştır. Çalışmada sıvı yakıtlı roket motoru itki kuvveti 50 N ve yanma odası basıncı 2 MPa olarak göz önüne alınmış ve bu kriterlere göre sistem boyutlandırılarak tasarım yapılmıştır. Tasarım için gerekli olan giriş verileri; RPA ve CEA programlarına belirli başlangıç koşulları altında girilerek istenilen sonuçlar elde edilmiştir. Roketin üç boyutlu modeli SOLIDWORKS programında oluşturulmuştur. Oluşturulan bu modelin silindirik koordinatlardaki eksenel simetrik geometri üzerinde Ansys Fluent programında çeşitli yanma odası basınçlarında CFD analizi gerçekleştirilip, itki kuvveti hesabı yapılmıştır. Sistemde kullanılacak olan bileşenlere ait malzemeler, çalışma koşullarına uygun şekilde seçilmiş ve sistemin çevresel etki değerlendirmesi yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Sıvı Yakıtlı Roket Motoru, RPA, Ansys Fluent, CFD, İtki Kuvveti.

SUMMARY

DESIGN OF LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINE and THRUST ANALYSIS

In this graduation project, the theoretical design and analysis of a small-scale liquid propellant rocket engine at the laboratory level were made. A working method was determined for the design as a result of a comprehensive literature review from local and international sources. Some of the rocket design parameters such as specific impulse, combustion chamber temperature and mixing ratio were determined with the help of previous studies in literature and analysis programs. Ethanol was chosen as the fuel and gaseous oxygen was chosen as the oxidizer. The combustion chamber, nozzle, injector, and cooling system, which constitute the basic elements of the liquid propellant rocket design, were designed. In this design, the thrust force of the liquid propellant rocket engine was chosen as 50 N and the combustion chamber pressure as 2 MPa and the system was designed according to these criteria. The data required in the design was obtained by entering the RPA and CEA programs under certain initial conditions. The three-dimensional model of the rocket was created in the SOLIDWORKS computer program. CFD analysis was performed at various combustion chamber pressures in Ansys Fluent program on the axisymmetric geometry in cylindrical coordinates of this model. Then thrust force measurement was carried out. The necessary materials were selected in accordance with the working conditions and the environmental impact assessment of the design was made.

Keywords: Liquid-Propellant Rocket Engine, RPA, Ansys Fluent, CFD, Thrust.

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa No

Şekil 1. Katı yakıtlı roketin genel görünüşü.....	3
Şekil 2. Hibrit yakıtlı roket motoru şematik görünümü.....	3
Şekil 3. Sıvı yakıtlı roket motoru şematik resmi.....	4
Şekil 4. Yanma odası şekilleri.....	9
Şekil 5. Kendi kendine çarpan enjektör şematik resmi.....	11
Şekil 6. Kısılabilir enjektör şematik resmi.....	12
Şekil 7. İğne enjektör şematik resmi.....	12
Şekil 8. Eş eksenli (girdap) enjektör şematik resmi.....	13
Şekil 9. Hipergolik ateşleme gösterimi.....	14
Şekil 10. Katalizör yataklı roket motoru şematik gösterimi.....	15
Şekil 11. Laval lüle’de akış hızının dağılımı.....	17
Şekil 12. Lüleden akan basınç, hız ve sıcaklık değişimi.....	17
Şekil 13. Konik lüle şematik gösterimi.....	18
Şekil 14. Çan şekilli lüle kontörü.....	19
Şekil 15. Halkalı lüle tipleri şematik gösterimi.....	19
Şekil 16. Basitleştirilmiş bazı tank düzeni şemaları.....	20
Şekil 17. Gaz basıncı besleme sistemine sahip bir sıvı yakıtlı roket motorunun şematik akış diyagramı.....	22
Şekil 18. Blow-down tipi basınçlandırıcı gaz ile besleme sisteminin şematik diyagramı.....	22

Şekil 19. Turbo pompa besleme sistemi ve ayrı bir gaz üreticisine sahip bir sıvı yakıtlı roket motorunun basitleştirilmiş şematik diyagramı.....	23
Şekil 20. Basınç beslemeli çevrim diyagramı.....	25
Şekil 21. Gaz- üretici çevrim diyagramı.....	25
Şekil 22. Genişletici çevrim diyagramı.....	26
Şekil 23. Aşamalı yanma çevrimi diyagramı.....	26
Şekil 24. Sıvı yakıtlı veya katı roket motoru için tipik bir aksenel ısı akısı dağılımı.....	26
Şekil 25. Soğutma ceketi kesit görünüşü.....	27
Şekil 26. Üç farklı film soğutma metodunun basitleştirilmiş şematik diyagramları...	28
Şekil 27. Yüksek yanma odası basınçlı uygulamalar için boğaz eklentili ablatif soğutmalı itki odası.....	29
Şekil 28. Belirli yakıt kombinasyonlarının stokiyometrik karışım oranında, yanma sıcaklığının yanma odasına basıncına bağlı olarak dağılımı.....	31
Şekil 29. Oksitleyici/yakıt karışım oranlarına göre özgül itki değişimi.....	31
Şekil 30. İtki odası tasarım konfigürasyonu.....	33
Şekil 31. İtki odası kesit görünüşü.....	38
Şekil 32. Soğutucu sıvı ile soğutulan roket motorunun ısı transfer mekanizması.....	39
Şekil 33. Kaplama ve soğutma ceketi eklenmiş itki odası kesit görünüşü.....	45
Şekil 34. İtki odası montajının kesit görünüşü.....	49
Şekil 35. Genel çözücü ayarları.....	50
Şekil 36. Materyal seçimi.....	51
Şekil 37. İtki odasına giriş koşulları.....	52
Şekil 38. İtki odası giriş sıcaklığı.....	52
Şekil 39. İtki odası çıkış koşulları.....	53

Şekil 40. İtki odası çıkış sıcaklığı.....	53
Şekil 41. Türbülans modeli seçimi.....	54
Şekil 42. İterasyon sayısı seçimi.....	55
Şekil 43. İtki odası ve çıkışındaki Mach Sayısı dağılımı.....	55
Şekil 44. İtki odası ve çıkışındaki hız dağılımı.....	56
Şekil 45. İtki odası ve çıkışındaki statik basınç dağılımı.....	56
Şekil 46. İtki odası ve çıkışındaki sıcaklık dağılımı.....	56
Şekil 47. Yanma odası çıkış kesitinde ölçüm referans çizgisi.....	58
Şekil 48. Yanma odası çıkış kesiti hız dağılımı.....	59
Şekil 49. Yanma odası çıkış kesiti yoğunluk dağılımı.....	59
Şekil 50. Yanma odası çıkış kesiti basınç dağılımı.....	60
Şekil 51. 2 MPa yanma odası basıncında itki kuvvetinin çıkış kesitindeki dağılımı...	62
Şekil 52. Ortalama itki kuvvetinin p_0/p_e oranına göre değişimi.....	64
Şekil 53. Ortalama itki kuvvetinin p^*/p_0 oranına göre değişimi.....	65
Şekil 54. NASA Stennis Uzay Merkezi'nde test edilen RS-68.....	67
Şekil 55. Yanma ürünlerinin içeriği.....	68

TABLULAR DİZİNİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 1. Orifis tipleri.....	46
Tablo 2. 2 MPa için çıkış kesiti boyunca ölçülen ve hesaplanan büyüklükler.....	61
Tablo 3. Ortalama çıkış basıncı ve itki kuvveti değerleri.....	62
Tablo 4. 2 MPa için boğaz basıncı değerleri.....	63
Tablo 5. Ortalama boğaz basıncı ve itki kuvveti değerleri.....	63
Tablo 6. Yanma odası basıncının ortalama çıkış basıncına oranı ve itki kuvveti değerleri.....	64
Tablo 7. Boğaz kesiti basıncının yanma odası basıncına oranı ve itki kuvveti değerleri.....	64

SEMBOLLER DİZİNİ

A_c	Yanma odası alanı (mm^2)
A_e	Çıkış alanı (mm^2)
A_{kanal}	Dairesel kanal kesit alanı (mm^2)
A_s	Isı transferinin gerçekleştiği yüzey alanı (mm^2)
A_t	Boğaz alanı (mm^2)
c_d	Basma katsayısı
C_F	İtke katsayısı
C_p	Özgül ısı (J/kgK)
D_1	Bakır duvarın dış çapı (m)
D_2	Soğutma ceketi iç çapı (m)
D_c	Yanma odası çapı (mm)
D_e	Lüle çıkış çapı (mm)
D_t	Boğaz çapı (mm)
ϵ	Genişleme oranı
EK, S	Emniyet katsayısı
F	İtke kuvveti (N)
F_n	Toplam normal kuvvet (N)
F_{n1}	Cıvata başına düşen normal kuvvet (N)
h_g	Sıcak gaz tarafındaki ısı taşınım katsayısı ($\frac{W}{m^2K}$)

I_{sp}	Özgül itki (N.s/kg)
k	Özgül ısı oranı
k_b	Kaplamanın ısı iletim katsayısı (W/mK)
k_{Cu}	Bakırın ısı iletim katsayısı (W/mK)
L^*	Karakteristik yanma odası uzunluğu (mm)
L_c	Yanma odası uzunluğu (mm)
Ma_e	Lüle çıkışındaki Mach Sayısı
\dot{m}_{em}	Emniyetli soğutma suyu kütleli debisi (kg/s)
\dot{m}_o	Oksitleyici debisi (kg/s)
\dot{m}_t	Toplam yakıt debisi (kg/s)
\dot{m}_y	Yanıcı debisi (kg/s)
p_{atm}	Dış ortam basıncı (MPa)
p_c, p_0	Yanma odası basıncı (MPa)
p_e	Lüle çıkış basıncı (MPa)
p^*, p_t	Boğaz kesiti basıncı (MPa)
r	Karışım oranı
T_c	Yanma odası sıcaklığı (K)
T_g	Gaz sıcaklığı (K)
T_l	Soğutucu sıvı sıcaklığı (K)
T_t	Boğazdaki sıcaklık (K)
t_w	Yanma odası cidar kalınlığı (mm)
t_{wb}	Kaplama kalınlığı (mm)
T_{wg}	Gaz tarafındaki duvar sıcaklığı (K)

T_{wt}	Soğutucu tarafındaki duvar sıcaklığı (K)
V	Soğutma suyu hızı (m/s)
V_C	Yanma odası hacmi (mm^3)
α	Konik lüle ıraksama yarım açısı ($^\circ$)
β	Konik lüle yakınsama yarım açısı ($^\circ$)
Q	Isı (W)
q	Isı akısı ($\frac{W}{m^2}$)
σ_{AK}	Akma gerilmesi (MPa)
μ	Dinamik viskozite (Pa.s)
ρ	Soğutma suyu yoğunluğu (kg/m^3)
RPA	Rocket Propulsion Analysis
CEA	Chemical Equilibrium with Application
CFD	Computational Fluid Dynamics

1.GENEL BİLGİLER

1.1. Amaç ve Kapsam

Bu projenin yapılma amacı lisans seviyesinde alınan mühendislik bilgisi ve uluslararası açık kaynakların ışığında bir sıvı yakıtlı roket motoru temel bileşenlerinin tasarımını, imalatını yapmak ve sonrasında motorun montajını bir test düzeneğine yerleştirmektir.

Bu test düzeneğinde hidrokarbon temelli bir yanıcı olan etil alkol, yakıcı olarak gaz oksijen kullanılarak; istenilen yanma odası basıncında ve itki seviyesinde kısa süreli ateşlemeler yapılması ve gerekli ölçüm cihazları ile temel parametrelerin (yanma odası basıncı, itki kuvveti) ölçülmesi hedeflenmektedir. Besleme sistemi olarak basınçlandırılmış azot gazı kullanılacaktır. Ayrıca uzaktan kumanda imkânı tanıyan kontrol sistemi vasıtasıyla boru tesisatındaki kontrol vanaları kullanılarak yakıt tanklarını basınçlandırma işlemleri, farklı değerlerde oksitleyici/yanıcı oranı elde etme, akışı başlatma ve durdurma gibi işlemlerin gerçekleştirilmesi hedeflenmektedir.

Üretilen bu test düzeneğinin devamlı kullanımını sağlamak amacıyla bir soğutma sisteminin ve tek kullanımlık olmayan bir ateşleyiciye ihtiyaç duyulduğu aşıkardır. Bu yüzden rejeneratif soğutmaya benzer bir metot ile itki odasının su ile soğutulması, ateşlemenin ise bir bujiyle gerçekleştirilmesi planlanmaktadır. Su ile soğutmayı rejeneratif soğutmadan ayıran özelliği ise ısıyı çeken suyun yanma odasına aktarılmak yerine soğutma ceketinden dışarı atılacak olmasıdır. Böylece tasarım, ticari roket motorlarının soğutma sistemlerine göre ciddi şekilde basitleşecek ve maliyet ulaşılabilir miktarda olacaktır. Ortaya çıkan ürün sayesinde gerektiğinde bir sanayi uygulamasında veya akademik bir araştırmada farklı yakıt çiftlerinin yanma kararlılığı ve performans parametreleri incelenebilecektir.

1.2. Giriş

Roketler, Newton'un üçüncü hareket yasası olan her etkiye eşit ve zıt bir tepki prensibine göre çalışan motorlar olarak adlandırılmaktadır. Roketler atmosfer dışında çalışabilen sistemler olup, hava ortamına gerek duymazlar [1].

Roketler 21.yüzyılda ulaşım ve taşıma amacıyla kullanılmaya başlanmıştır. Silah başlığı, uzay zaman kabini ve uyduların taşınması askeri ve ticari kapsamda yapılan taşımacılığa örnek olarak gösterilebilir. Günümüzde roketlerle insan taşımacılığı için de bazı çalışmalar halen devam etmektedir [1].

Ateşli motorlar, hava basıncı ve buhar ile çalışan birçok makinanın tasarımcısı ve mucidi matematikçi Kahraman Alexandria roket motoru prensiplerinin temellerini atan kişi olarak tanınır. Roketin gerçek mucidi ise Çinlilerdir. MS 970 yıllarında yaşayan Feng Jishen tarafından roketin bulunduğu söylenmektedir. Bambu tüplerine doldurulan barutun ateşlenmesiyle roket ilk kez denenmiştir [2].

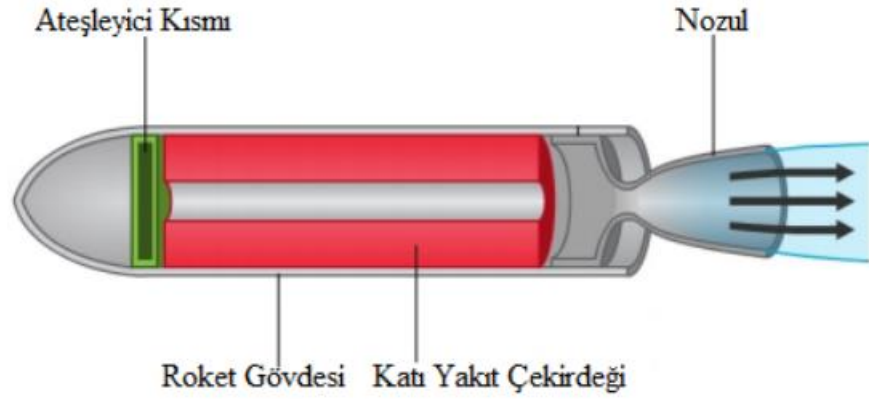
Ayrıca roketler, doğuda savaş silahı olarak kullanılmıştır. İlk kez Çinliler Moğollara karşı savaş roketlerini kullanmıştır. Sonrasında 1275'te Moğolların yaptığı roketlerin Kubilay Han'ın Japonya'yı işgalinde kullanılmıştır. Moğollar ile Arapların roketleri İspanya'ya kadar bombardıman amacıyla getirdiği de bilinmektedir.1770'li yıllarda Hintli lider Tipoo Sultan roketi İngilizlere karşı kullanmıştır [2].

Roket motorları itkiyi meydana getiren enerji kaynağına, kullanım amacına, boyutuna, yakıt türüne, sayılarına ve üretim metoduna göre farklı şekillerde sınıflandırılırlar. En yaygın kullanılan sınıflandırma yakıt türüne göre yapılan sınıflandırmadır. Kullanılan kimyasal yakıtta göre, roket motorları; sıvı yakıtlı, hibrit veya katı yakıtlı olarak gruplandırılır.

1.2.1.Katı Yakıtlı Roket Motorları

Tarihteki en eski roket motoru katı yakıtlı roket motorlarıdır. Bu roketlerde, itki kuvvetini oluşturan oksitleyici ve yakıt yanma odasında birlikte bulunur. Oksitleyici ve yakıt bir arada bulunmasından ötürü atmosfer ortamına ihtiyaç duymaz ve atmosfer dışında da sorunsuz çalışabilirler. Kimyasal reaksiyon başladıktan sonra yanmanın yakıt tükenene kadar durdurulması mümkün değildir. Yanma sonucu ortaya çıkan gazların hızlandırılarak

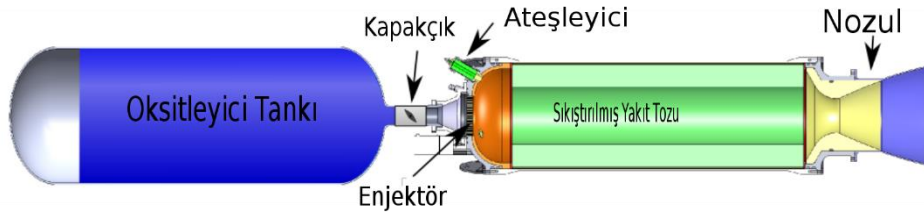
dışarı atılmasıyla itki kuvvetini üretirler. Sıvı yakıtlı roket motorlarının tersine karmaşık sistem yapıları yoktur. Küçük boyutlar, güvenilirlik ve yakıtın depolanabilir olması özelliklerinden tercih sebebidirler.



Şekil 1 Katı yakıtlı roketin genel görünüşü [2]

1.2.2.Hibrit Yakıtlı Roket Motorları

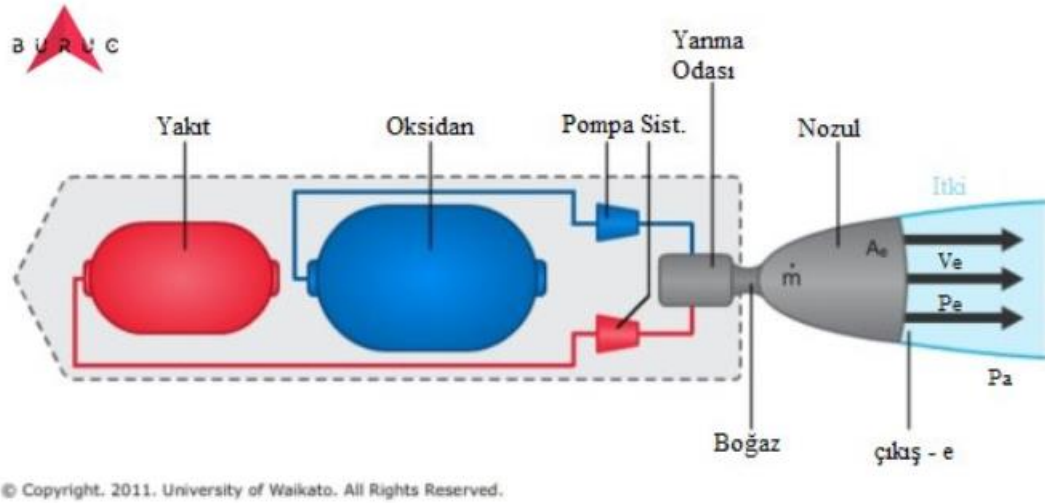
Hibrit yakıtlı roket motorlarında katı yakıt yanma odasında oksitleyici sıvı ise ayrı bir yerde depo edilir. Oksitleyicinin sıvı halde kullanıldığı motorlarda, katı halde ve karbon içeriği yüksek yakıt çekirdeği kullanılır. Katı yakıt üzerine gönderilen sıvı veya gaz hale dönüştürülmüş oksitleyici ile başlayan yanma sonucu ortaya çıkan sıcak gazlar, lüle içerisinde süpersonik hızlara ulaştırılarak dışarı atılır ve itki üretilir [1]. Sıvı yakıtlı roket motoruna göre daha güvenilirdirler.



Şekil 2 Hibrit yakıtlı roket motoru şematik görünümü [6]

1.2.3 Sıvı Yakıtlı Roket Motorları

Sıvı yakıtlı roketler, kimyasal enerjinin kinetik enerjiye dönüştürülmesi prensibiyle çalışırlar. Oksitleyici ve yakıtı sıvı formda barındırırlar. Genellikle bir yakıt ve oksitleyici kimyasının yüksek basınçlı yanma reaksiyonundan elde edilen enerji reaksiyon sonrası üretilen gazın çok yüksek sıcaklıklara (2500-4000°C) ulaşmasına izin verir. Bu gazlar daha sonra lüle içerisinde genişletilir ve yüksek hızlara (1800-4300 m/s) ulaştırılır [3].



Şekil 3 Sıvı yakıtlı roket motoru şematik resmi [7]

Sıvı yakıtlı roket motorları karmaşık alt sistemlere sahiptir. Yakıt ve oksitleyiciyi yanma odasına taşıyan besleme ve pompa sistemleri, yanma odası ve lülenin soğutulması için kullanılan soğutma sistemi, kontrol ve güvenlik için kullanılan valfler gibi karmaşık yapıları barındırmaktadır [1]. Sıvı yakıtlı roketler kullandığı yakıt özelliklerine göre, monopropellant (tek yakıtlı), bipropellant (çift yakıtlı), depo edilebilir ve kriyojenik olarak sınıflandırılırlar [1].

Monopropellant Yakıt

Yakıt ve oksitleyici aynı molekül içerisinde bulunmaktadır. Tekil yakıtlı roket motorları basit yapılı olması avantajına sahiptir. Ancak bu yakıtların performansları düşüktür. Bu sebeple roket motor sistemlerinde turbo pompalar, gaz türbinleri ve yardımcı güç sürücülerini için ikincil güç kaynağı olarak tercih edilebilmektedir [1].

Bipropellant Yakıtlar

Yakıt ve oksitleyici olarak sıvı formda iki farklı kimyasal maddenin birlikte kullanıldığı yakıt çeşididir. Yakıt ve oksitleyici rokette ayrı tanklarda muhafaza edilmekte ve yanma odasına ulaşana kadar karışmamaktadırlar. Bu motorlar güvenli ve performansları yüksektir. Bu nedenle günümüzde genellikle uzun menzilli uygulamalarda en çok tercih edilen sıvı yakıtlı roket motoru çeşididir [2].

Kriyojenik Yakıt

Oksijen veya hidrojen gibi çok düşük sıcaklıklarda sıvılaştıran gazlar kriyojenik yakıt olarak sınıflandırılır. Roket motorlarında sıvı oksijen, sıvı hidrojen, sıvı flor ve oksijen diflorür kriyojenik yakıt olarak tercih edilir. Depolanma ve kullanılma problemleri bulunur [4].

Depolanabilir Yakıtlar

Kriyojenik yakıtların tersine depolanabilir yakıtlar, belirli bir sıcaklık ve basınç aralığında stabildirler ve reaksiyona girmeyecek yapı malzemeleri ile yapılmış tanklarda uzun yıllar kalabilirler. Son yıllarda askeri alanda olduğu gibi üst kademe uzay araçlarında kullanımı yaygınlaşmıştır [2].

1.3. Literatür Araştırması

Literatürde sıvı yakıtlı roket motoru genel ve bileşenlerinin tasarımına dair birçok araştırma vardır. Bu bölümde bu tez kapsamında yararlanılmış çalışmalardan bazılarına değinilmektedir.

Korkmaz (2019), gerçek bir roket tasarımının ana temelini oluşturan teorik tasarım ve analiz çalışması yapmıştır. Belirlediği sınır şartları ile sıvı yakıtlı roket tasarımının temel unsurları oluşturan yanma odası, lüle, enjektör ve soğutma sistemi tasarlamıştır. Roket tasarımını önce analitik olarak yapmıştır. Analitik olarak belirlenen roket geometrisi RPA programı ile optimize edilmiştir. CEA programı ile RPA programının analiz sonuçlarının doğruluğunu incelemiştir. Roketin üç boyutlu modelini SOLİDWORKS bilgisayar programında oluşturmuştur. Roket CFD analizi SOLİDWORKS programında oluşturulan üç

boyutlu modeli kullanarak ANSYS FLUENT programında gerçekleştirmiştir. Bütün analiz sonuçlarını karşılaştırmıştır. Hedeflenen roket tasarımı analitik ve simülasyon analizleri ile imalat öncesi farklı programlarda alınan sonuçlar ile karşılaştırarak doğruluk teyidi yapmıştır [1].

Türk (2016), bu çalışmada 2 kN itki üretebilecek üst kademe sıvı yakıtlı roket motoru için yakıt, yakıt karışım oranı, itki odası geometrisi ve itki odası malzemesi kavramsal olarak belirlemiştir. N₂O₄ oksitleyici, N₂H₄ yakıt olarak seçmiştir. RPA (Rocket Propulsion Analysis) programında performans kriterleri göz önünde bulundurularak yapılan analizlerde ideal yakıt karışım oranı, yanma odası basıncını belirlemiştir. Yapılan analizler sonucunda vakum ortamında spesifik impulsı, itki katsayısını, karakteristik hızını (c^*), efektif çıkış hızını hesaplamıştır [4].

Andersson (2019), akademik çalışmalar için sıvı yakıtlı motor test platformu ön tasarımını yapmıştır. Motor çift yakıtlı kimyasal itkiye sistemine, basınçlandırıcı gaz olarak nitrojen, oksitleyici olarak gaz oksijen ve yakıt olarak %70 konsantre edilmiş etanol-su karışımına sahiptir [20].

Püskülcü ve arkadaşları (2005) TÜBİTAK SAGE tarafından yürütülen bir projede Türkiye'nin ilk sıvı yakıtlı roket motorunu tasarlayıp üretmişlerdir. Hidrojen peroksit oksitleyici olarak kullanılırken hidrokarbon temelli bileşikler yakıt olarak kullanılmıştır. Hipergolik ateşleme için bazı metal tozları da kullanılmıştır. İlk olarak yüksek hızlı kameraları kullanarak, daha sonraki testlerde iki adet basınç dönüştürücü kullanarak karşılaştırma yapmışlardır [17].

Marques (2016), itme kuvveti 25 N, yanma basıncı 25 bar olacak şekilde sıvı yakıtlı küçük roket motoru tasarımı, üretimi ve testlerini yapmıştır. Ancak asıl amacı en yüksek verimi elde etmek değildir. Soğutma ceketini bir buharlaştırıcı olarak kullanarak yanıcı tankının kendiliğinden basınçlandırılması konsepti üzerine çalışmıştır. Oksitleyici olarak gaz oksijen kullanmıştır. Enjeksiyonu gaz fazında kullanmıştır. Enjeksiyon sistemini tekrardan kullanılabilir şekilde tasarlamıştır [19].

Hetem, A., ve arkadaşları (2011) yapmış oldukları bir çalışmada sıvı yakıtlı deney motoru için sıvı oksijeni ve hidrojen peroksidi (H_2O_2) alkol (etanol) ile kombinasyonu

sonucu oluşan yeşil yakıtı kullanarak roketin performans davranışlarının simülasyonlarını yapmışlardır [18].

Samur, Hacıoğlu ve Karabeyoğlu (2015) tarafından laboratuvar şartlarında çalıştırılacak bir hibrit roket motorunun tasarımı ve bu tasarıma esas hesaplamaları yapılmıştır. Disiplinler arası bir çalışma gerektiren bu tasarımda motor bloğu detaylı olarak tasarlanmış, diğer bileşenleri ise tasarıma yönelik açıklanmıştır. Kolay bulunurluk ve ekonomik oluşları nedeniyle yakıt olarak PMMA, oksitleyici olarak da gaz oksijen seçilmiştir [5].

1.4. Kısıtlar ve Koşullar

- Oksitleyici ve yakıt çiftleri seçilirken, lisans düzeyindeki öğrencilerin baş edebilmesi kolay kimyasallar olmasına özen gösterildi. Sıvı yakıt olarak, deniz seviyesindeki atmosferik koşullarda sıvı fazda bulunan ve kriyojenik olmayan etanol kullanılacaktır.
- Oksitleyici olarak sıvı yerine gaz oksijen kullanıldı. Oksijen sıvı fazda çok düşük sıcaklıklarda kalabildiği için ve yakıt ile güvenli ve kolay bir şekilde çalışmak için gaz oksijen tercih edildi.
- Gaz oksijen ile çalışıldığından tüm tesisat alt bileşenleri ve oksitleyici tankı malzemeleri oksijen ile çalışmaya uygun olmalıdır.
- Tüm tesisat alt bileşenleri (borular, regülatörler, vanalar, bağlantı elemanları vs.) yağ ve gresten arındırılmış olmalıdır.
- İtki odasında soğutma yapılacaktır. Soğutucu akışkan olarak kullanılacak su, soğutma ceketine çalışma süresince devamlı basılacaktır. Soğutma ceketinden çıkan sıcak su tahliye edilecektir.
- İtki odasını oluşturmak için yanma odası ve lüle tek bir parça halinde imal edilecektir.
- Tasarımdaki karmaşayı arttırmamak ve kolay imal edilebilirlik açısından girdap enjektör, duş başlığı tipi enjektör yerine kullanılacaktır.
- Motor, 1atm atmosferik basınçta ve deniz seviyesinde ateşlenecektir.
- Besleme sistemi olarak basınçlandırıcı gaz kullanılacaktır. Hiçbir metalle reaksiyona girmeyen azot gazı kullanılacaktır.

- 50N civarında bir itki kuvvetinin elde edilmesi hedeflenmektedir.
- Ateşleyici olarak, tekrar kullanılabilirliği göz önünde bulundurarak, kızdırma bujisi veya normal buji kullanılacaktır.
- Yanma odası basıncı 2 MPa değeri hedeflenmektedir.

1.5. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Bileşenleri

1.5.1. Yanma Odası

Hesaplanan yanma odası hacmi sağlandıktan sonra şekil herhangi bir formda olabilir. Ancak, gerçek tasarım şartlarında yanma odası şekilleri sınırlıdır. Boyu uzun, kesit alanı dar olan yanma odalarında izantropik olmayan gaz akışı basınç kaybına sebebiyet verir. Verimli bir yanma odası tasarımı için boyu kısa ve geniş kesit alanı da uygun değildir. Bu tipteki yanma odaları yanma için gereken karışım ve atomizasyonu sağlayamaz.

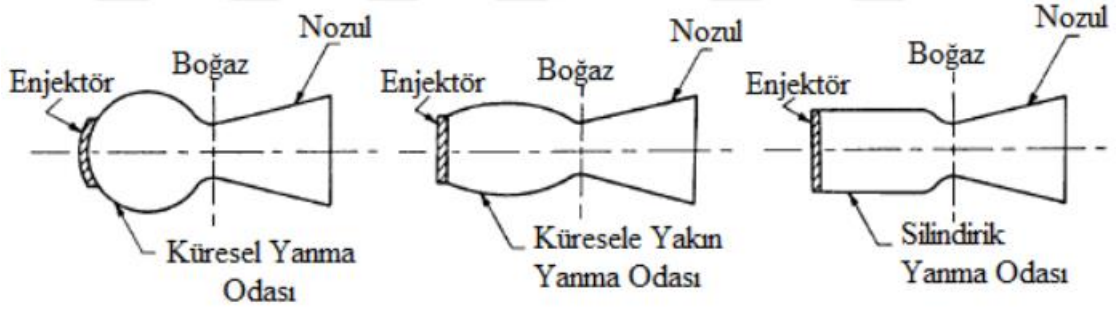
Yanma odası tasarımı için dikkate alınması gereken bazı parametreler;

- Kolay imal edilebilirlik
- Ağırlık,
- Yanma odası soğutma gerekliliği
- Yanma odası gaz basınç düşümü,
- Yanma odası performansının enjeksiyon tasarımı ile birleşmesi
- Yanma kararlılığı sayılabilir.

Üç tip temel yanma odası şekli mevcuttur. Bunlar; küresel, küresele yakın ve silindirik yanma odalarıdır.

Küresel yanma odasının yüzey alanı/ hacim oranı küçüktür. Diğer yanma odası şekillerine kıyasla soğutulması gereken yüzey alanı azlığı bakımından ve ağırlık bakımından üstündür. Bir dezavantajı üretiminin maliyetli ve zor olmasıdır. Silindirik şekle sahip yanma odaları daha yüksek performansa sahiptirler.

Tez kapsamında, üretim kolaylığı ve performans kriterlerine göre silindirik yanma odası tasarımına karar verilmiştir.



Şekil 4. Yanma odası şekilleri [2]

1.5.2 Enjektör

Sıvı yakıtlı roket motorlarında, enjektörün görevi yakıtı ve oksitleyiciyi atomize edip karıştırarak verimli ve stabilize bir yanma elde etmektir. Roket motorlarındaki enjektörün görevi içten yanmalı motorlardaki karbüratörün görevi ile eşittir.

Roketlerde çeşitli enjektör tipleri günümüzde kullanılmaktadır. Ebatları farklılıklar gösterir santimetreden metreye kadar olabilirler. Enjektörlerin düzgün çalışması için bazı parametreler vardır.

Enjektör Davranışını Etkileyen Faktörler

Enjektör tasarımına dair yaklaşımlar fazlasıyla deneysel olmasına karşın, bazı faktörler enjektörün karakteristiklerini ve performanslarını etkiler. Bunlar; yanma kararlılığı, performans, yapısal bütünlük, hidrolik nitelikler, yanma odası ısısının korunması ve nominal olmayan durumlarda da normal koşullardaki gibi güvenli çalışabilmedir.

- **Yakıt Kombinasyonu**

Oksitleyici ve yakıtın özellikleri, kimyasal reaksiyonu etkilediği kadar buharın hızı, ateşleyicinin sıcaklığı, sıcak gazın difüzyonu, gerilimini de etkiler. Enjektör tasarımı, seçilen yakıt kombinasyonuna göre yapılır, farklı kombinasyonlar için aynı özellikleri göstermesi mümkün değildir [10].

- **Ağız Şekli ve Ağız Boyutu**

Enjeksiyon plakasında her bir delik, optimum performans ve ısı transferi şartlarını gerçekleştirmek için bu parametrelere göre tasarlanmıştır; ağız boyutu, akış açısı, momentum açısı, enjeksiyon yüzeyine olan akış mesafesi, enjeksiyon sayısına karşılık

enjeksiyon ağız sayısı. Bu parametreler deneysel olarak veya literatürdeki başarılı enjeksiyonlardan seçilir [10].

- **Hidrolik Karakteristikleri**

Ağız tipi ve basınç düşümü enjeksiyon hızını belirler. Alçak basınç düşümü besleme sisteminin ağırlığını minimize eder ve roket verimliliğini artırır. Yüksek basınç düşümü ise genellikle roketin yanma kararsızlığı direncini artırır ve yakıtın atomizasyonunu geliştirir [10].

- **Isı Transferi**

Enjektörler, yanma odasının performansını ve ısı transferini etkilerler. Genellikle, yüksek performansa sahip enjektörlerin ısı transferi oranları da yüksek olur [10].

- **Yapısal Tasarım**

Enjektör, yanma odasındaki yüksek basınç ve çeşitli yakıtlardan dolayı yük altında çalışır. Çalışma esnasında enjektör, basınçtan kaynaklı gerilmelere maruz kalır. Bu sebeple, modern enjektör yüzleri düz ve termal deformasyonları karşılayacak şekilde yeterli ölçüde esnek olarak tasarlanmalıdır. Enjektör tasarımında sızıntı olması durumunda meydana gelecek patlamalara karşı yakıt ve oksitleyici manifoldu arasında mutlaka bir keçe bulunmalıdır [10].

- **Yanma Kararlılığı**

Enjektörün tasarımındaki delikler, akışın dağılma şekli, basınç düşümü gibi faktörler yanma kararlılığını destekleyen niteliktedir [10].

1.5.2.2. Enjektör Çeşitleri

Yakıt kombinasyonlarına göre farklı tiplerde enjektörler mevcuttur. Duş başlığı tipinde, ikiz, üçüz, beşiz, kendi kendine çarpan, eş eksenli, halka yarıklı, sıçratma plakalı, ön karıştırılabilir ve kısılabilir enjektör bunlara örnektir. Bunlardan bazılarını açıklamak gerekirse;

Duş Başlığı (Showerhead) Enjektör

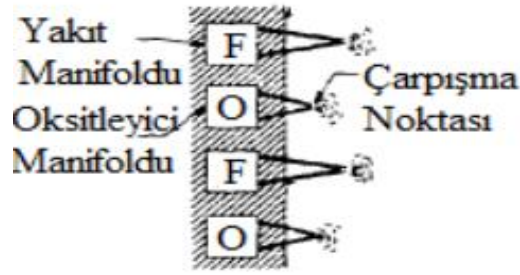
Bu tipteki enjektörler çarpışma noktasına sahip değildir. Yanma odası türbülansı ile oksitleyici ve yakıt karıştırılır. Üretimi, diğer enjektör tiplerine göre nispeten kolaydır [10].

İkizlet (Doublet) Enjektör

Oksitleyici ve yakıt çarpıştırılarak daha atomize ve iyi bir karıştırma sağlanmış olur. Büyük çarpışma açılarında, enjektör delikleri yeterli düzgünlükte olsa dahi momentum vektörünün bileşke açısı karışım oranına göre değişkenlik gösterir. Bu değişkenlik, istenmeyen bir durumdur, yanma performansını ve yanma odası duvarlarındaki ısı transferini negatif etkiler. Bu tasarımla, oksijeni sıvı formda kullanan sistemlerde tercih edilir [10].

Kendi Kendine Çarpan (Self-impinging) Enjektör

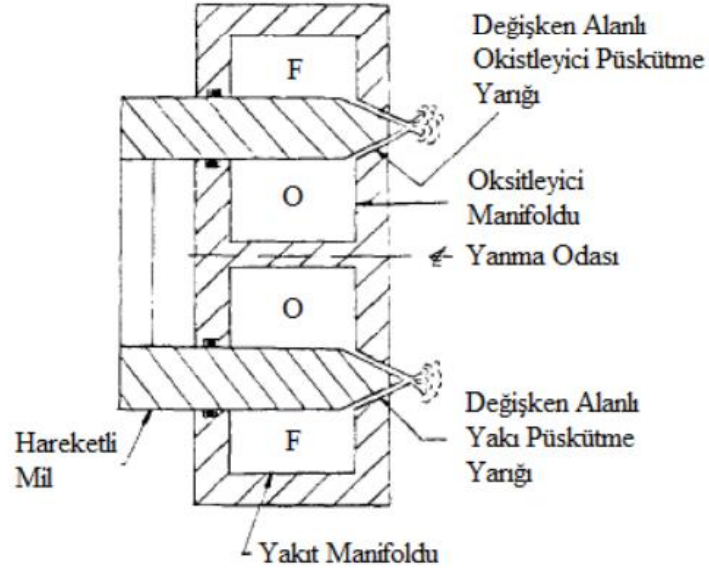
Yanma ve oksitleyicilerin çift halinde kendileri ile karşılaştırılması ile gerçekleştirilir. Türbülans ve yanma odasındaki yakıtların buharlaşması ile karıştırma işlemi gerçekleştirilir. Performansları orta seviyede, yanma kararlılıkları ise iyi düzeydedir [10].



Şekil 5. Kendi kendine çarpan enjektör şematik resmi [2]

Kısılabilir Enjektör (Throttleable Injector)

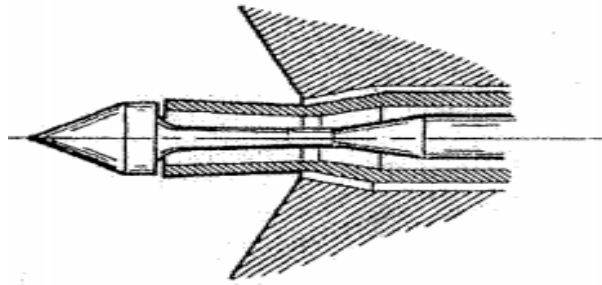
İtke kontrolünü yapan motor sistemlerine ihtiyaç duyulması durumunda kısılabilir enjektör ile bu ihtiyaç sağlanmaktadır. Bu enjektör tipi ile istenilen itke, enjektördeki basınç düşümü ve yakıtların akış kontrolü yapılarak ayarlanabilir. Sistemde hareketli parça bulunmasıyla, tasarım daha karmaşık hal almaktadır [10].



Şekil 6. Kısılabilir enjektör şematik resmi [2]

İğne Enjektör

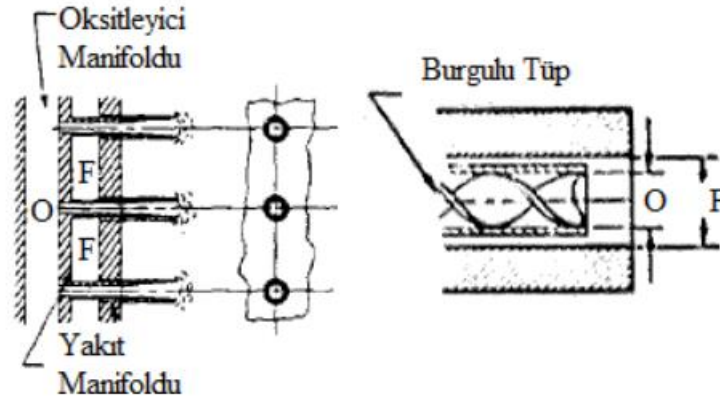
Diğer enjektörlere benzer şekilde, yüksek basınç altında yakıtları yanma odasına iletmeleriyle uygun akış hızı ve istenilen karışım elde edilir. Yanma kararsızlıklarının görülme olasılığı azdır çünkü diğer enjektörlere kıyasla daha uzun menzile sahiptirler. İki eş eksenli tüp ve merkezi bir çıkıntıdan oluşur. İtici gazlardan bir tanesi dış akış olarak silindirik formda akarken diğer itici gaz iç tüp içerisinde akar. Merkezi çıkıntıdan kendi üzerine çarpan bu itici gaz, silindirik akış olarak püskürtülür [8].



Şekil 7. İğne enjektör şematik resmi [8]

Eş Eksenli (Girdap) Enjektör

Yakıtı ve oksitleyiciyi eş eksenli püskürtebilmek için iki tane eş eksenli tüp kullanılır. Yakıtta girdap hareketi kazandırmak için içteki tüp burulabilmektedir. Sadece sıvı yakıtlı roket motorlarında değil gaz türbinleri ve içten yanmalı motorlarda da tercih edilir [10]. Tasarlanması planlanan enjektör tipi eş eksenli olmalıdır.



Şekil 8. Eş eksenli enjektör şematik resmi [2]

1.5.3 Ateşleyici

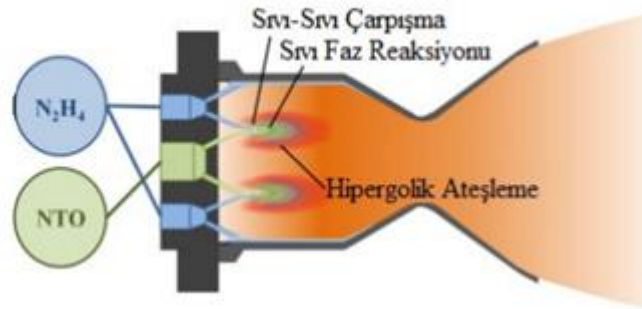
Sıvı yakıtlı roket motorlarında depolanan kimyasal enerjinin ortaya çıkarılması ve devamlılığını sağlayan bir sistemdir. Bir diğer tanımla ısıyı serbest bırakan cihaz olarak tanımlanır ve böylece ana yakıtın reaksiyonunu başlatır. Yapılan tasarıma göre bir ateşleme sisteminin seçimi esnasında ihtiyaç duyulan itici gazların yapısına ve safhalarına, irtifa başlangıcı, yeniden başlatma ihtiyacı, sistem güvenliği, ateşleme yönteminin genel motorla uyumu göz önüne alınmalıdır [2].

Tüm ateşleme yöntemlerinin ortak bir gereksinimi vardır: Reaktif malzeme birikmeden önce yakıtın hızlı ve güvenilir bir şekilde ateşlenmesi. Ateşleyiciler gerekli olan enerjilerini yakıtlardan veya dış kaynaklardan almaktadırlar [2]. Sıvı yakıtlı roket motorlarında kullanılan ateşleyici sistemler:

1.5.3.1 Hipergolik (Hypergolic) Ateşleyici

Hipergolik ateşleme, bileşenleri birbirleriyle temas ettiklerinde kendiliğinden tutuşan bir ateşleme türüdür. İki itici bileşen genellikle bir yakıt ve bir oksitleyiciden oluşur. Hipergolik yakıtlı roket motorları genellikle basit ve güvenilirdir çünkü ateşleme sistemine ihtiyaç duymazlar. Hipergolik itici gazların temel avantajları, oda sıcaklığında sıvı olarak depolanabilmeleri ve bu motorlardan güç alan motorların güvenilir ve tekrar tekrar ateşlenmesinin kolay olmasıdır.

Ortam başlangıç sıcaklıklarında hipergolik itici gaz kombinasyonları, yanma bir yakıt damlası ya da yakıt buharının, oksitleyici buharıyla temasından birkaç milisaniye sonra başlar. Bu gecikme, düşük ortam sıcaklıklarında ve karışım oranının sapmasıyla daha uzun olabilir. Hidrazin ve nitrojen tetraoksit en bilinen hipergolik yakıtlardandır. Şekil 9.'da Hipergolik ateşlemenin şematik gösterimi verilmiştir [10].



Şekil 9. Hipergolik ateşleme gösterimi [11]

1.5.3.2 Piroteknik (Pyrotechnic) Ateşleyici

Piroteknik ateşleyiciler, elektrikle başlatılan yavaş yanan piroteknik meşalelerdir. Hemen hemen tüm katı yakıt roketler ve birçok sıvı roket odası bu şekilde ateşlenir [10]. Yanma süresi motor gereksinimlerine bağlı olarak 2 ila 10 saniye aralığında sürebilir. Katı yakıt yanma odası içinde sıcak alevle elektrik kıvılcımıyla tutuşur. Piroteknik ateşleyiciler, yanma odasındaki püskürtücülerin yüzeyine ya da emme borusu yüzeyine yerleştirilebilir [2]. Bu ateşleme yöntemi yalnızca bir kez kullanılabilir; daha sonra yükün değiştirilmesi

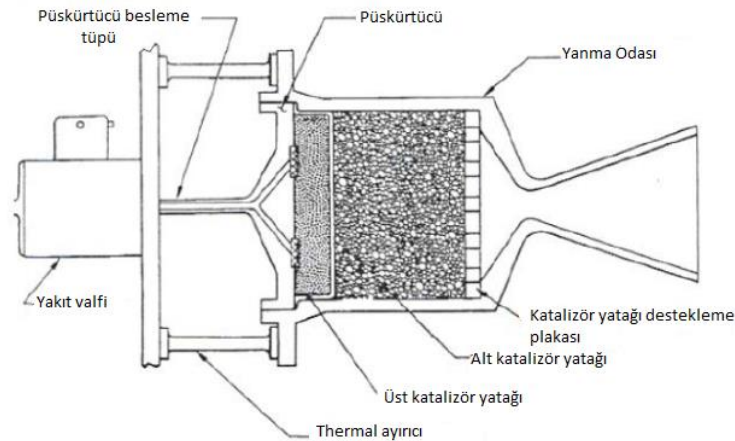
gerekir [10]. Piroteknik ateşleme sistemleri Atlas, Delta, F-I, H-I, J-2, Redstone ve Thor tahrik sistemlerinde başarılı bir şekilde kullanılmıştır [2].

1.5.3.3 Ön Yanma Odalı (Precombustion Chamber) Ateşleyici

Ön yanma odası ana yanma odasının önüne konumlandırılmış ve ana yanma odasına bir hazne ile ya da orifis ile bağlanmış sistemdir. İçten yanmalı motorlarda kullanılan ön yanma odasına benzer bir durumdur. Az miktarda yakıt ve oksitleyici bu ön yanma odasında yanar. Yanmakta olan yakıt orifisten geçerek ana yanma odasındaki yakıtı tutuşturur. Bu sistem roketi tekrar ateşleyebilme özelliğine sahiptir. Sıvı oksijen-benzin ve oksijen-hidrojen yakıtlarının ve oksitleyicilerin itme gücü ile başarılı olduğu kanıtlanmıştır [10].

1.5.3.4 Katalizör (Catalyst)

Genel anlamda, katalizörler ateşleyiciler değil, reaksiyonların başlatıcıları ve destekleyicileridir ve bu reaksiyonlar sırasında değişmeden kalır. Roketçilikte, katalizörler ağırlıklı olarak monopropellant yakıtlı roketlerde, özellikle hidrojen peroksitin ayrışmasını başlatmak ve sürdürmek için kullanılmıştır [2]. Şekil 10'da katalizör kullanılan monopropellant yakıtlı roket şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 10. Katalizör yataklı roket motoru şematik gösterimi [12]

1.5.3.5 Lazer Ateşleyici

Lazer ateşleme, lazer ışının doğrudan yakıtlar üzerine çarpıştırılmasıyla veya dolaylı olarak metal parçalarına lazer enerjisinin aktarılmasıyla gerçekleştirilmektedir. Lazer ateşleyicilerin diğer ateşleyicilerle karşılaştırıldığı zaman yüksek hassasiyet ve doğruluk, minimum tutuşma süresi, ön karıştırmaya ihtiyaç duymaması ve çok yanma odası olan roketlerde eş zamanlı tutuşma yapabilmesiyle öne çıkmaktadır [13].

Lazer ateşleme direkt olarak çeşitli şekillerde gerçekleştirilebilir. Örnek olarak lazer demetinin direkt veya dolaylı olarak yakıtlarla çarpıştırılması sonucu lazer demetinin enerjisini yakıtların emmesi ile ya da metal parçacıkları gibi farklı bir çevreleyen tarafından lazer enerjisinin, lazer demetinden yakıtlara aktarımı sağlanır [13].

Teorik olarak uygulanabilen dört lazer ateşleme yöntemi vardır: termal, fotokimyasal, rezonant ve rezonant olmayan lazer ateşlemesi. Çalıştıkları dalga boyu bölgeleri ve gerekli enerji seviyelerine göre her yöntem farklılık gösterir. Termal lazer ateşlemesi hariç tümü doğrudan ateşleme yöntemidir [13].

1.5.3.6 Buji (Spark Plug) Ateşleyici

Buji ateşleyicileri, yakıtın kıvılcım vasıtasıyla tutuşturulduğu basit ve ucuz bir ateşleyici sistemdir. Enjektörlerin içine ve yüzeylerine yerleştirilebilir. En büyük avantajı ise bakım yapılmadan motorun tekrar ateşlenmesini sağlamasıdır [2].

Buji ile ateşleme sıvı oksijen-benzin ve sıvı oksijen-hidrojen itki odalarında, özellikle uçuş esnasında birden fazla başlatmada başarıyla kullanılmıştır [10].

Bujiler ve elektronik destekleyicileri roket motorlarının güvenliği için yüksek seviyede geliştirilmiştir. Buji ile ateşlemenin üç farklı uyarıcı tipi vardır:

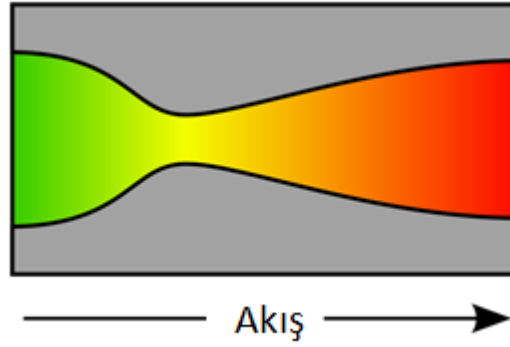
- Yüksek gerilimli kapasitif deşarj.
- Düşük gerilimli kapasitif deşarj.
- Endüktif deşarj.

Bu üç tipin de üretimi ve testleri yapılmış, başarılı sonuçlanmıştır [2].

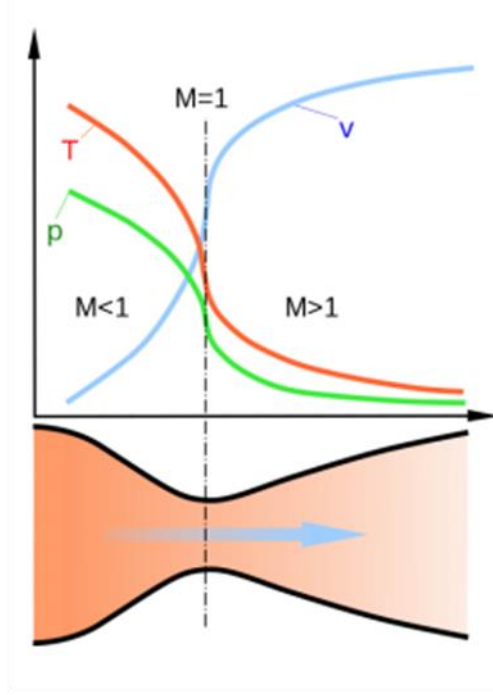
1.5.4 Lüle

Lüle, yanma odasında açığa çıkan kimyasal enerjiyi kinetik enerjiye çevirerek roketin itki kuvvetini doğurur ve hareket etmesini sağlar. Sıcak ve basınçlı gazlar lülenin içinden geçerek lülenin asimetrik su saati şekli nedeniyle süpersonik hıza ulaşır ve genişleşip egzoz akış biçimini alır. Hızı artan gazın momentumu artarak yüksek hız kazandırır. Yanmış gazlar ise lüleden dışarı atılırken roketin hareket kazandırır [1].

Maksimum verim için ideal durum; lülenin çıkışındaki basıncın ortam basıncına eşit olduğu durumdur [6]. Eğer çıkış basıncı ortam basıncından büyük olursa akış dışa doğru dağılır. Eğer çıkış basıncı ortam basıncından düşük olursa akış merkeze doğru toplanır [1]. Laval lüle örneği Şekil 11.'de gösterilmiştir.



Şekil 11.Laval Lülesi'nde akış hızının dağılımı [15]



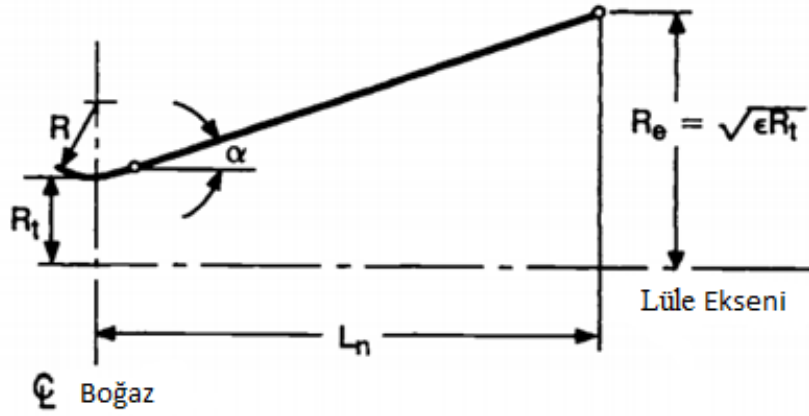
Şekil 12. Lüleden akan gazın basınç, hız ve sıcaklık değişimi [16]

Lülenin şekli ve boyutları doğrudan verimini etkilemektedir. Bu yüzden yüksek verim elde etmek isteniliyorsa lüle en dikkatli şekilde uygun tasarımı yapılmalıdır.

1.5.4.1 Konik Lüle

Konik lüle en eski ve belki de en basit yapıya sahip lüle türüdür. Üretimi kolaydır. Bu yüzden ilk roket motoru tasarımlarından günümüze kadarki roket motorlarında yaygın olarak kullanılır [14].

Konik lüle, mevcut bir tasarımı yeniden tasarlamadan daha yüksek veya düşük genişleme alanı oranına dönüştürülmesinden dolayı avantajlıdır [2]. Şekil 13.'de Konik Lüle verilmiştir. Lüle boğaz yarıçapı (R), boğaz genişliğinin (R_t) 0.5 ila 1.5 katı arasında değişir. Konik genişleme yarım açısı α ise 12° ile 18° arasında değişmektedir [2].



Şekil 13. Konik lüle şematik gösterimi [2]

Lüle uzunluğu (L_n) ise denklem 2.1 ile hesaplanmaktadır.

$$L_n = \frac{R_t(\sqrt{\epsilon}-1 + R(\sec\alpha-1))}{\tan\alpha} \quad (1.1)$$

ϵ : Lüle genişleme oranı

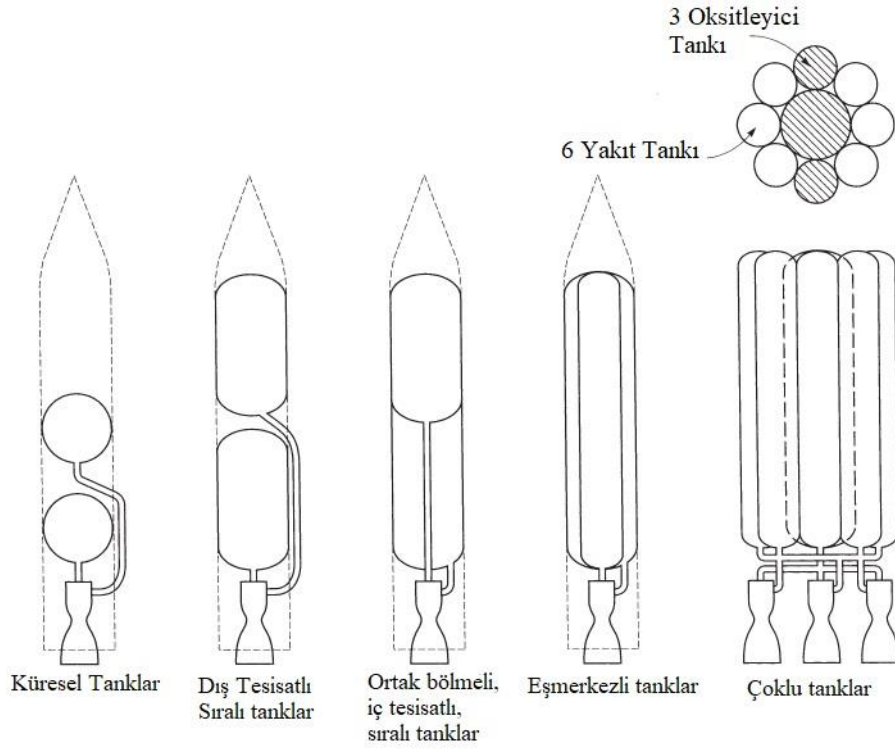
1.5.4.2 Çan Tipi Lüle

Daha kısa ve daha yüksek performans elde etmek için mühendisler çan tipi lüle geliştirmişlerdir. Boyu kısaldığı zaman roketin performansında artış olmaktadır. Bu lüle şeklinde genişleme kısmında hızlı genişlemeye ve dairesel akışa neden olduğundan dolayı Lüle çıkışında düzgün ve aksenal yönde akış elde edilir [2]. Şekil 14.'de çan tipi lüle kontörü gösterilmiştir.

1.5.5.Yakıt Tankları

Sıvı yakıtlı (çift yakıtlı) roket motorlarında yakıtlar genellikle bir oksitleyici ve yanıcı tanklarından depo edilirler. Tekil yakıtı sahip roket motorları ise sadece bir yakıt tankına sahiptir. Roket motoru sistemlerinde genellikle ayrıca bir veya daha fazla sayıda, yakıtları basınçlandırmada kullanılan gazın depo edilmesi için yüksek basınç tankları bulunur. Ancak basınçlandırıcı gazın depolanması için ağır tanklara ihtiyaç duyulmadan motor ısısı ile buharlaştırılmış gazlar ile basınçlandırma yapılan çevrimler de mevcuttur [10].

Yakıt tankları uçan aracın ağırlık merkezini değiştirmek amacıyla değişik şekillerde imal edilip farkı şekillerde konumlandırılabilirler.



Şekil 16. Basitleştirilmiş bazı tank düzeni şemaları [10]

Basıncılı tanklar yüksek gerilmelere maruz kalırlar ve aynı zamanda uçan araçlara entegre edileceklerinden hafif olmaları beklenir. Bu amaçları karşılayacak malzemeler tank imalatında kullanılırlar. Alüminyum, paslanmaz çelik, titanyum, çelik alaşımları ve fiber takviyeli plastikler (kompozitler) tank malzemesi olarak kullanılır [10].

Bir yakıt tankının veya basınçlandırıcı gaz tankının optimum şekli küresel geometridir. Küresel geometri sağladığı hacmin yanında hafiflik sağlar. Fakat büyük itiş sistemlerinde küresel tankların kullanımı verimsiz olur. Uç kısımları yarım elips olan ve araç gövdesinin içine entegre edilen silindirik tankların kullanımı yaygındır [10].

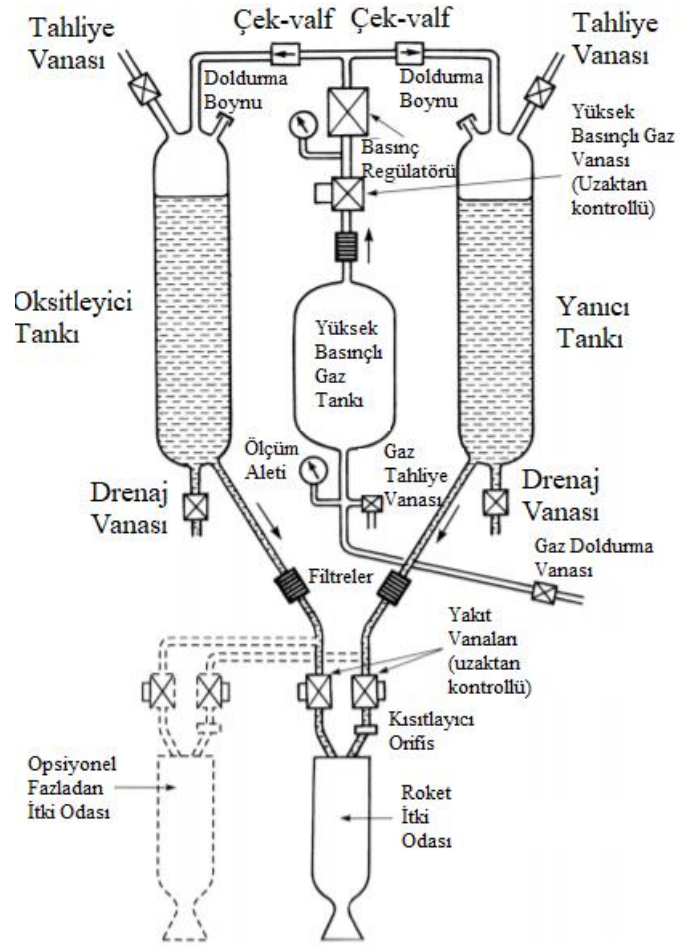
1.5.6.Yakıt Besleme Sistemleri

Yakıt besleme sisteminin iki temel fonksiyonu vardır. Bunlar yakıtların basınçlarını arttırmak ve bu yakıtları bir veya birden fazla itki odasına belirli kütleli akış oranlarında aktarımını devamlı olarak sağlamaktır. Bu sistemlerin seçimi aracın ivmelenmesine, manevra kabiliyetine, ağırlığına, itki seviyesine, çalışma süresine, titreşim seviyesine, yakıt çeşitlerine göre, güvenilirliğe, üretim kolaylığına ve maliyete göre yapılır. Besleme sistemleri istenilen bu fonksiyonları yüksek basınçlı gazlar veya santrifüj pompalar aracılığıyla yerine getirirler. Besleme sistemleri birçok alt bileşenden meydana gelir. Bunlar boru tesisatı, vanalar, sıvı yakıtları doldurmak ve boşaltmak için konstrüksiyon önlemleri, operasyonu başlatıp durdurabilen ve akışı ayarlayabilen kontrol cihazlarıdır [10,2].

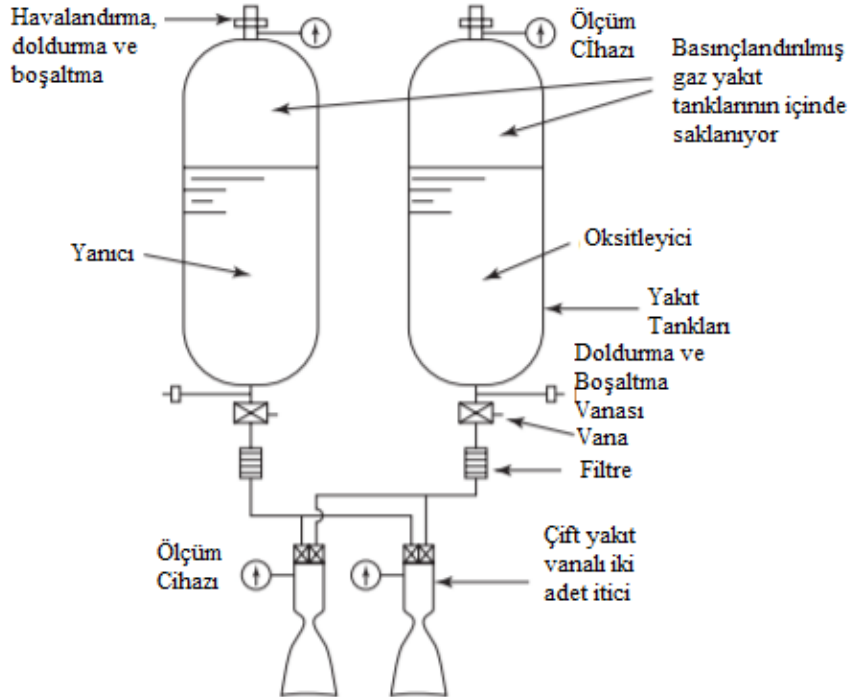
1.5.6.1.Basınçlandırıcı Gaz ile Besleme Sistemleri

Sıvı yakıtları basınçlandırmanın en kolay ve yaygın yolu yüksek basınçlı gazlar ile yer değiştirmeleri ile zorla tanktan ayrılmalarını sağlamaktır. Basınçlı gaz ile çalışan besleme sistemlerine sahip roket motorlarının güvenilirliği yüksektir. Bu sisteminde iki farklı kullanımı mevcuttur. Bu farklılıklar basınçlandırıcı gazın konumu ve operasyon ile ilgilidir. Bir sistemde basınçlandırıcı gaz yakıt tanklarından ayrı olarak yüksek basınçlı bir tankta depolanır. Bu tanka bağlı boru tesisatı, kontrol cihazları ve vanalar aracılığıyla istenen seviyede yakıtların basılması için basınçlandırıcı gazın iletimi sağlanır. Diğer seçenek ise basınçlandırıcı gazın yanıcı ve oksitleyici tanklarının içinde tutulmasıdır. Maksimum basınçta olan tanklardaki aktif olmayan basınçlandırıcı gazın genişlemesiyle yakıtların itki odasına iletimi sağlanır. Basınçlandırıcı gazın tank ya da yakıtlarla reaksiyona girmesi istenmez bu yüzden aktif olmayan gazlar kullanılır. Genellikle azot ve helyum gazları aktif olmayan basınçlandırıcı gaz olarak kullanılır [10].

Burada anlatılan basınçlandırıcı gaz kaynaklarından farklı olarak literatürde farklı metotlar da mevcuttur. Bunlar ısıtılmış yüksek basınçlı gaz, kimyasal reaksiyon sonucu üretilmiş gaz, buharlaşmış kriyojenik yakıt ve herhangi bir kriyojenik yakıtın kendiliğinden basınçlanması olarak sıralanabilir.



Şekil 17. Gaz basıncı besleme sistemine sahip bir sıvı yakıtlı roket motorunun şematik akış diyagramı [10]

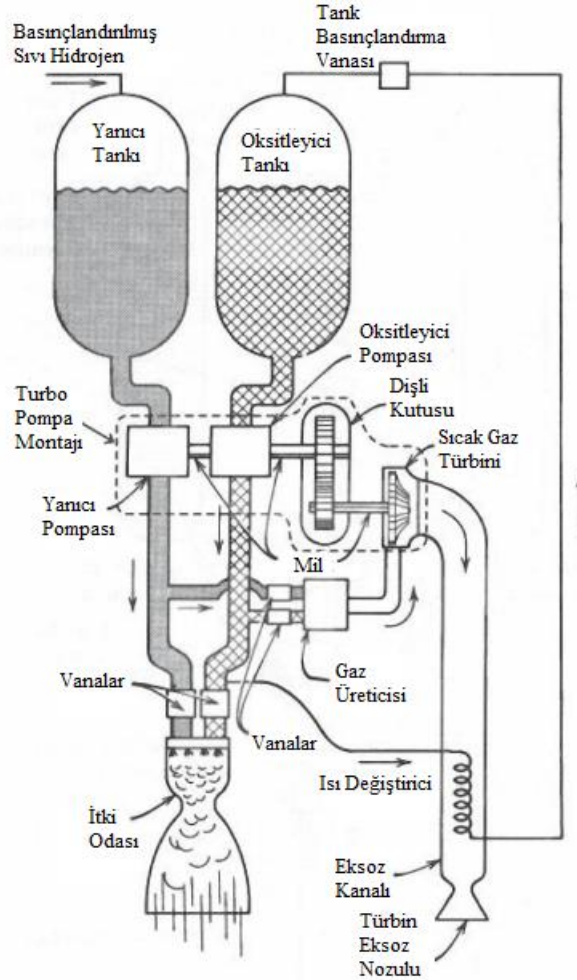


Şekil 18. Blow-down tipi basınçlandırıcı gaz ile besleme sisteminin şematik diyagramı [10]

1.5.6.2.Turbopompa Besleme Sistemleri

Yüksek itki seviyesi ve uzun çalışma sürelerine sahip olan sıvı yakıtlı roket motorlarında turbo pompa besleme sisteminin kullanımı, basınçlı gaz besleme sistemine göre toplam ağırlığı düşürür ve performansı yükseltir. Turbo pompa besleme sistemleri oldukça düşük pompa giriş basınçları gerektirirler bu yüzden yakıt tankı basınçları da düşüktür. İstenilen yüksek basınç itki odası girişinde pompalar tarafından sağlanır. Tanklar yüksek basınçlı olmadıklarından cidarlarının çok kalın olması gerekmez, böylece tank ağırlığı düşer [2].

Bir Turbopompa sisteminin sıvı yakıtlı roket motoru üzerindeki ana bileşenleri Şekil 19'da şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 19. Turbo pompa besleme sistemi ve ayrı bir gaz üreticisine sahip bir sıvı yakıtlı roket motorunun basitleştirilmiş şematik diyagramı [10]

Bu sistemde sıvı yakıtları basınçlandıran pompalarla aynı milde sahip bir türbin bulunur. Bu türbin pompaların çalışmasını sağlar. Türbinler ise genişleyen sıcak gazlar aracılığıyla tahrik edilir. Bu sistemlerde genellikle bir veya iki tane santrifüj pompa ve türbin bulunur. Pompa ve türbinlerin monte edildiği düzeneğe, yüksek kuvvete ve hıza dayanıklı rulmanlar ile ortak mil yataklanır. Milin yataklığı bölgelerde yakıtlardan herhangi birinin kaçak yapmaması ve birbirlerine karışmaması için sızdırmazlık elemanları kullanılır. Bazı turbo pompa sistemlerinde türbinin veya pompaların değişik devirlerde, genellikle daha verimli, dönmesine olanak sağlayan dişli kutuları bulunur. Çalıştırma anında basınçlandırılmış gaz sistemleri oldukça hızlı başlarken, turbo pompa sistemlerinin başlangıcı daha uzun sürer. Çünkü pompa ve türbin gibi dönen elemanları operasyon için gerekli devir sayısına ivmelendirmek daha fazla zaman alır [10].

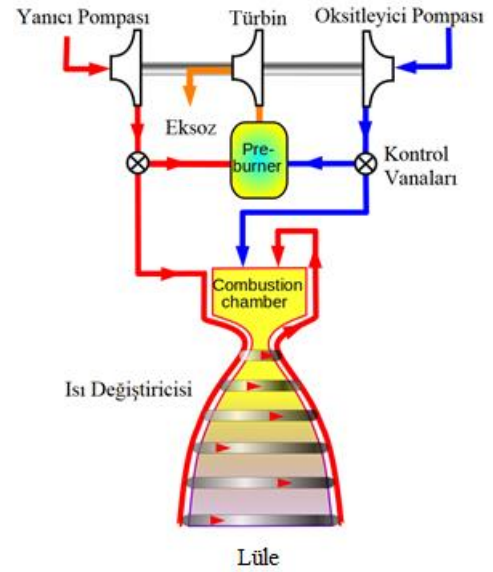
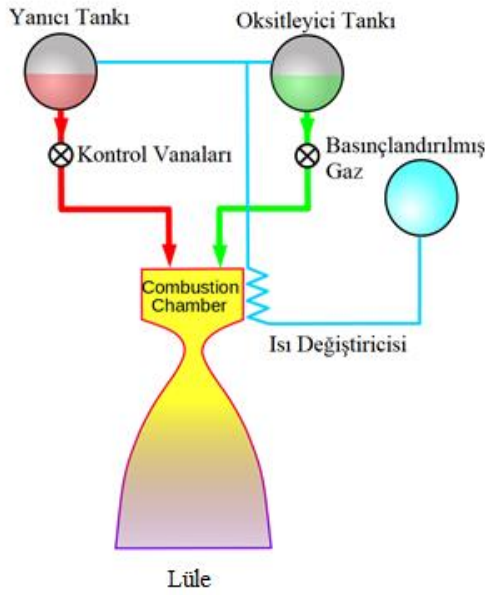
1.5.7.Motor Çevrimleri

Önceki bölümde anlatılan sıvı yakıtlı roket motorları için besleme sistemleri motordan itki elde edildiği sürece devamlı çalışmak zorundadır. Dolayısıyla çalışmaları bir çevrim mantığına oturtulmuştur. Bu bölümde en yaygın olarak kullanılan dört farklı çevrim hakkında bilgi verilecektir.

- **Basınç Beslemeli Çevrim:** Bu çevrimde aktif olmayan bir gaz, yakıt tanklarını basınçlandırır böylece oksitleyici ve yanıcıyı yanma odasına girmeye zorlar (Şekil 20.). Yeterli akışı sağlamak için, tank basınçları yanma odasındaki basınçtan yüksek olmalıdır. Bu çevrimde kullanılan tanklar ağırdır ve sağlayabildikleri basınç kısıtlıdır bu yüzden motor gücü kısıtlanır. Yakıtlar tamamen kullanıldığından verimlilik yüksektir. Uzay araçlarının tutum kontrolünde ve yörünge manevralarını gerçekleştiren iticilerde bu çevrim kullanılır [21,19].
- **Gaz-Üretici Çevrim:** Ön yanma odasında yakıtların bir kısmı yakılır ve elde edilen sıcak eksoz gazları turbo pompa sistemini çalıştıran türbini tahrik etmede kullanılır. Ön yanma odasından çıkan yanma ürünleri ana nozulun haricinde bir türbin eksoz kanalından dış ortama atılır (Şekil 21.). Ana eksoz gazları dışında farklı bir kanaldan bir salınım gerçekleştiğinden bu çevrime açık çevrim denir. Bu çevrimde genellikle yanıcı yakıt nozul soğutması için kullanılır [22].
- **Genişletici Çevrim:** İtke odası kriyojenik yakıtlardan biriyle (genellikle yanıcı yakıt) rejeneratif soğutma yöntemiyle soğutulur. Bu esnada itki odasından ısı alan yakıt buharlaşır. Buhar fazındaki yakıt soğutma ceketinden çıkıp turbo pompa sistemini

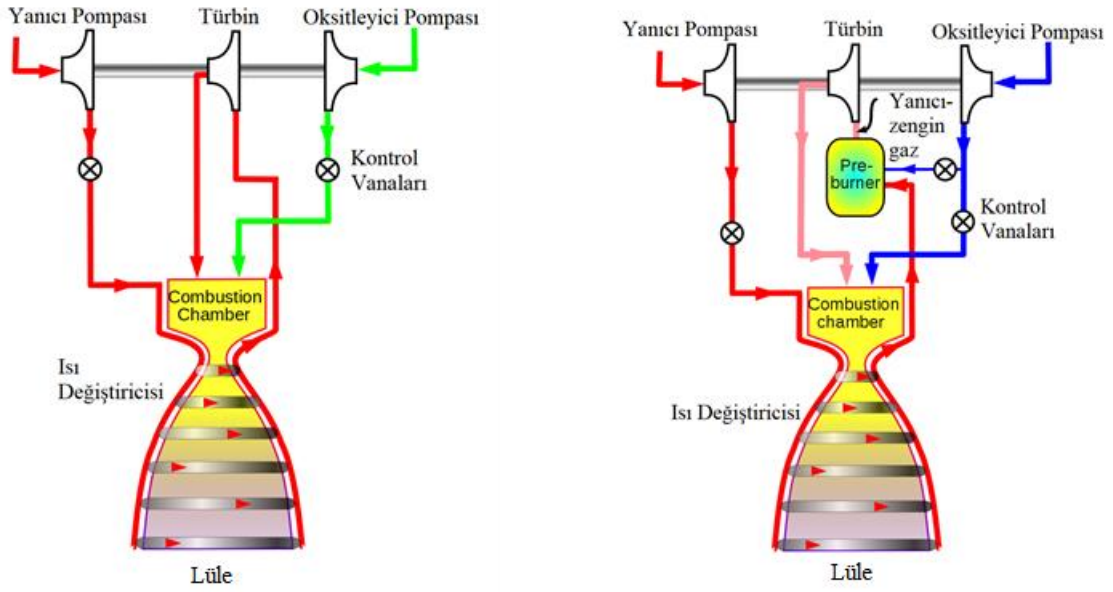
çalıştıran türbini tahrik eder. Türbini tahrik eden gaz fazındaki yanıcı ardından yanma odasına iletilir (Şekil 22.). Bu çevrim kapalı bir çevrimdir [23].

- Aşamalı Yanma Çevrimi: Bu çevrimde yanıcı-zengin veya oksitleyici-zengin karışımlarda yanma olan ön yanma odaları bulunur. Ön yanma odaları ve odasından elde edilen yanması tamamen gerçekleşmemiş gazlar tarafından turbo pompa sistemini çalıştıran türbin veya türbinler tahrik edilir. Türbinlerden çıkan gazlar yanma odasına gönderilirler ve burada istenilen oksitleyici/yanıcı oranında yeni bir yanma prosesine dahil olurlar (Şekil 23.). Bu çevrim kapalı bir çevrimdir, yüksek yanma odası basınçlarına elverişlidir ve performansı diğer çevrimlerden yüksektir. Ana dezavantajı ise sistemin karmaşıklığı ve ağırlığıdır [24,19,10].



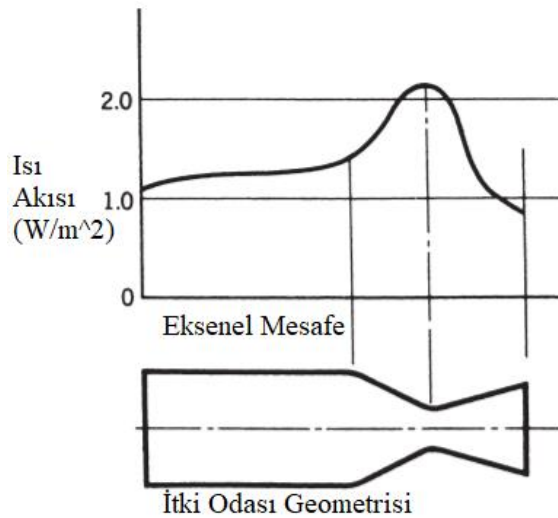
Şekil 20. Basınç beslemeli çevrim diyagramı [21]

Şekil 21. Gaz-Üretici çevrim diyagramı[22]



1.5.8. Soğutma Sistemi

Sıcak gazlara maruz kalan tüm iç donanım yüzeyleri; örneğin enjektör yüzü, yanma odası iç duvarı ve nozul duvarı üzerinden ısı transferi gerçekleşir. Birim yüzey alanı başına transfer edilen ısı miktarı itki odası boyunca değişir (Şekil 24.) [1].



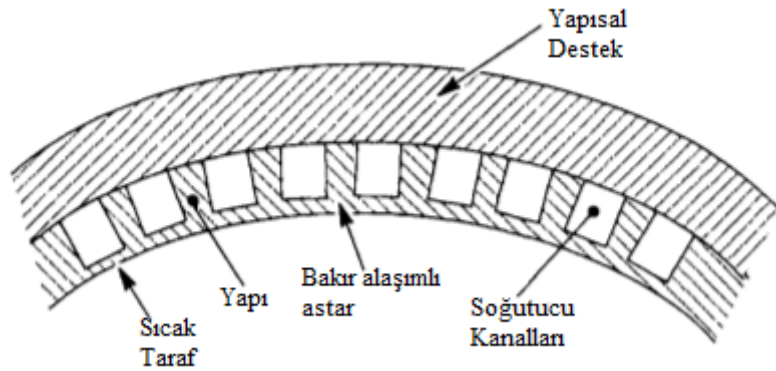
Şekil 24. Sıvı yakıtlı veya katı roket motoru için tipik bir eksenel ısı akısı dağılımı [10]

Sıvı yakıtlı roketlerde yanma sıcaklıkları genellikle 2500-3500 K arasında değişmekte ve buna karşın birçok metalin ergime sıcaklığı 2000 K altındadır. Bu nedenden dolayı sıvı

yakıtlı roketlerin yanma odasının ve nozulun soğutulması gerekmektedir. Soğutmanın ana amacı yüksek sıcaklık ve gerilme etkisi altındaki yanma odası ve nozul duvarlarının deforme olacak kadar sıcaklıklarının yükselmesini engellemektir. Çoğu duvar malzemesi artan sıcaklık ile dayanıklılıklarını kaybeder ve sonunda eriyebilir. Soğutma yaparak duvar sıcaklıkları kabul edilebilir bir düzeye indirilir [10].

Kısa süreli çalışacak roket motorlarında (birkaç saniye kadar) soğutma yapılmayabilir. Isı, ısıl kuyu olarak davranan kalın itki odası duvarı tarafından kritik sıcaklık seviyesine kadar absorbe edilir. Fakat uzun süreli uygulamalarda kararlı halde bir soğutma gereklidir [2]. Genellikle literatürde kullanılan metotlar aşağıda sıralanmıştır:

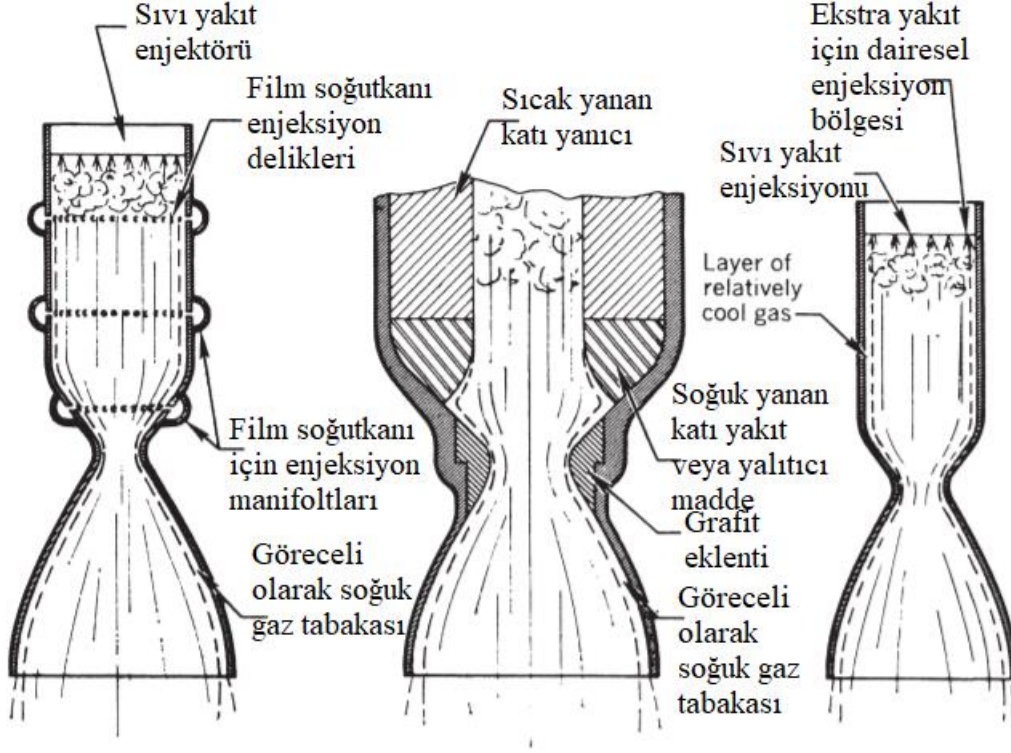
- Rejeneratif Soğutma: Endüstrideki en çok uygulaması olan yöntemdir. Yakıtlardan birini veya mümkünse ikisini, yanma odasına enjekte edilmeden önce itki odası duvarındaki kanallardan geçmesi ile soğutma sağlanır (Şekil 25.) [2].



Şekil 25. Soğutma ceketi kesit görünüşü [2]

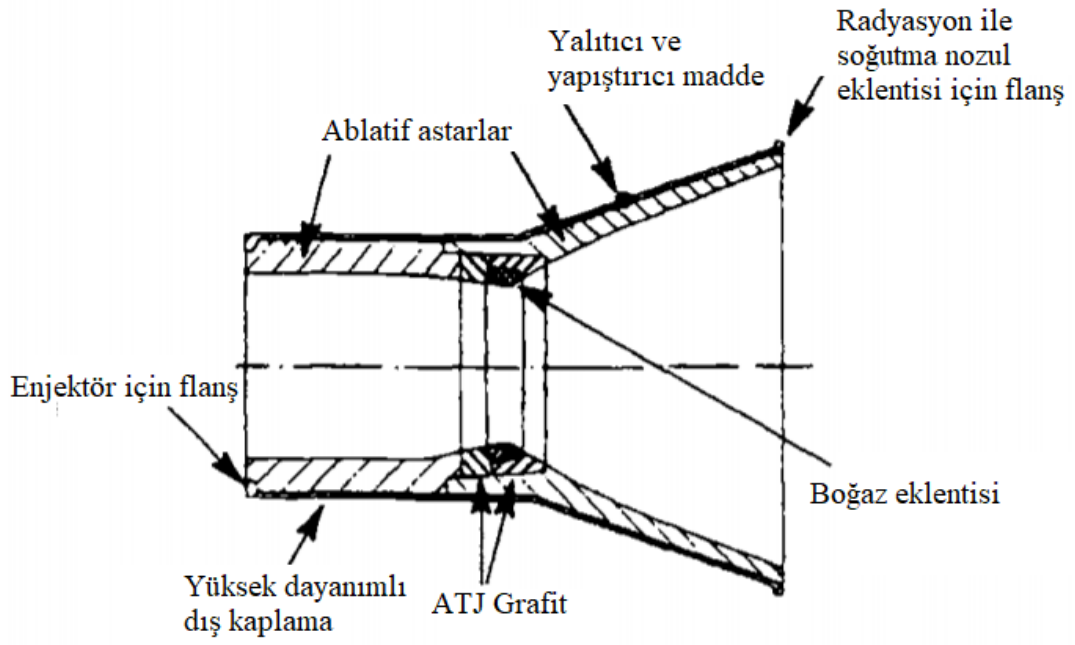
- Tahliye (Dump) Soğutma: Bu metottaki ısı transferi mekanizması rejeneratif soğutmaya oldukça benzerdir. Yakıtlardan birinin bir kısmı itki odası duvarındaki kanallara aktarılır ve soğutma gerçekleşir. Rejeneratif soğutmadan farklı olarak soğutma için kullanılan yakıt nozul uzantısından tahliye edilir [2].
- Film ile Soğutma: Bu yöntemde sıcak gazlara maruz kalan itki odası duvarı, enjektörün etrafından veya duvar içindeki orifislerden oluşturulan ince bir soğutucu/yakıt filmi sayesinde yüksek ısıdan korunur (Şekil 26.) [2].

- Terleme (Transpiration) ile Soğutma: Film ile soğutma bir özel tipi olan bu metotta itki çemberi duvarı gözeneklidir. Bu gözeneklerin içerisinden, duvarı istenilen sıcaklıkta tutmak için yeterli debide soğutucu madde girişi sağlanır [2].



Şekil 26. Üç farklı film soğutma metodunun basitleştirilmiş şematik diyagramları

- Ablatif Soğutma: Bu metotta sıcak gaz tarafındaki yanma odası duvar malzemesi ergiyerek, buharlaşarak ve çeşitli kimyasal değişimlere uğrayarak ısıyı dağıtacak şekilde feda edilir. Sonuç olarak, duvar üzerinden göreceli olarak soğuk bir gaz akışı sağlanır. Böylece sınır tabaka sıcaklığı azalır ve soğutma prosesine katkı sağlanır. Ablatif malzemeler oldukça iyi termal yalıtkanlardır (Şekil 27.). Ablatif soğutma başlangıçta ana olarak katı yakıtlı roket motorlarında kullanılmakla beraber sonrasında aynı başarıyı kısa çalışma süreli ve düşük yanma odası basınçlı sıvı yakıtlı roket motorlarında da sağlamıştır [2].
- Radyasyon ile Soğutma: Bu metotta itki odası duvarının dış yüzeyinden ışıyım yolu ile dış ortama ısı transferi sağlanır. Bu metot ısı akısının düşük olduğu bölgelerde, örnek olarak nozul uzantıları, kullanılır [2].



Şekil 27. Yüksek yanma odası basınçlı uygulamalar için boğaz eklentili ablatif soğutmalı itki odası [2]

2. YAPILAN ÇALIŞMALAR

2.1. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Tasarımı

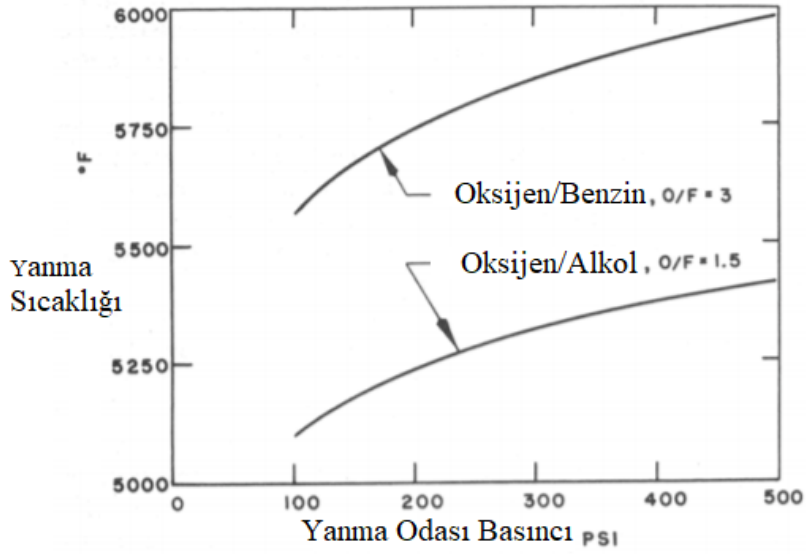
Yapılacak proje ile ilgili literatürde yapılan çalışmalar incelendiğinde, küçük ölçekte bir sıvı yakıt roket motoru imal etmek için başlangıç parametresi olarak belirlenen itki kuvveti ve yanma odası basıncının belirli bir seviyede tutulduğu fark edilmiştir. Bu aralıklar yanma odası basıncı için 2-3 MPa, itki kuvveti için 25-100 N olarak kabul edilmiştir [19], [25].

Projemizde bu başlangıç parametrelerinin bu aralıklarda seçilerek test düzeneği imal edilebilir, gerçekçi bir tasarım yapılması hedeflenmektedir. Yanma odası basıncı 2 MPa olan ve açığa çıkan itki kuvveti 50 N olan bir sıvı yakıtlı roket motorunun tasarımı gerekli aşamalar halinde bu başlık kapsamında verilmiştir.

2.1.1. Yakıt Seçimi

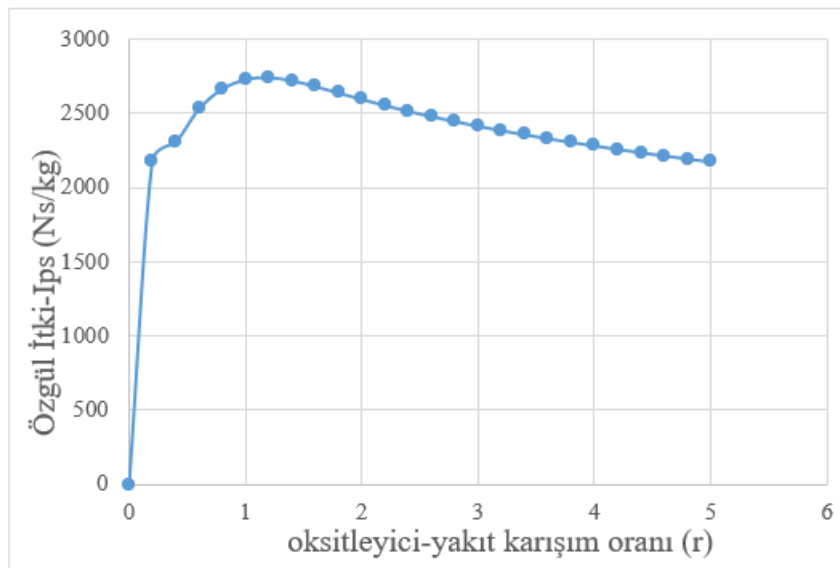
Sıvı yakıtlı roket motorlarında çeşitli yakıt kombinasyonları kullanılır. Çoğu kullanılan yakıt zehirli, tehlikeli ve pahalıdır. Projemizde yakıt seçimi; hazır olarak ulaşılabilirlik, güvenle başa çıkabilirlik ve düşük maliyet gibi etkenler göz önünde bulundurularak hidrokarbon temelli bir kimyasal olan etil alkol ve gaz oksijen olarak seçildi.

Bu yakıt kombinasyonu hakkında yapılan araştırmalar neticesinde iyi performans gösterdikleri, eksoz alevinin kolayca görülebildiği, yanma sıcaklıklarının ticari yakıtlara oranla düşük olduğu sonucuna varıldı. Şekil 28'de hidrokarbon temelli yakıtların stokiyometrik karışım oranlarında, yanma odası basıncına bağlı olarak yanma sıcaklarının değişimi verilmiştir.



Şekil 28. Belirli yakıt kombinasyonlarının stokiyometrik karışım oranında, yanma sıcaklığının yanma odasına basıncına bağlı olarak dağılımı

NASA CEA programından etanol ve gaz oksijen çiftine dair performans parametrelerinin belirlenmesi amacıyla bazı başlangıç değerleri girildi. Bu değerler yanma odası basıncı için 2 MPa, itki kuvveti için 50 N, dış ortam basıncı 0.1 MPa (1 bar) ve oksitleyici-yakıt karışım oranı 0-5 arasında 0.2 arttırılarak programa girildi. Program istenilen koşullar altında koşturulduğunda çalışma noktası olarak karışım oranına bağlı olarak değişen özgül itkinin maksimum olduğu nokta alındı. Bu noktadaki değerler karışım oranı (r) için 1.2 ve özgül itki (I_{ps}) için 2744.3 Ns/kg olarak bulundu (Şekil 29). Bu koşullarda 50 N itki kuvveti oluşturmak için gerekli yakıt debileri aşağıda hesaplandı.



Şekil 29. Oksitleyici/yakıt karışım oranlarına göre özgül itki değişimi

$$\dot{m}_t = \frac{F}{I_{sp}} \quad (2.1)$$

\dot{m}_t : Toplam yakıt debisi (kg/s)

F : İtke Kuvveti (N)

I_{sp} : Özgül İtke (Ns/kg)

$$\dot{m}_t = \frac{50 \text{ N}}{2744.3 \frac{\text{Ns}}{\text{kg}}}$$

$$\Rightarrow \dot{m}_t = 0.0182 \text{ kg/s}$$

$$r = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_y} \quad (2.2)$$

\dot{m}_o : Oksitleyici debisi (kg/s)

\dot{m}_y : Yanıcı debisi (kg/s)

r : Karışım oranı

$$\dot{m}_y = \frac{\dot{m}_t}{r + 1} \quad (2.3)$$

$$\Rightarrow \dot{m}_y = \frac{0.0182}{1.2 + 1} \Rightarrow \dot{m}_y = 0.00827 \text{ kg/s}$$

Denklem (3.2) düzenlenirse:

$$\dot{m}_o = \dot{m}_y \times r$$

$$\Rightarrow \dot{m}_o = 0.00992 \text{ kg/s}$$

Optimal yakıt karışım oranında 50 N'luk bir itke kuvveti sağlamak için gerekli yanıcı ve oksitleyici debisi sırasıyla 0.00827 kg/s, 0.00992 kg/s olarak bulundu.

2.1.2 İtki Odası Tasarımı

Lüle

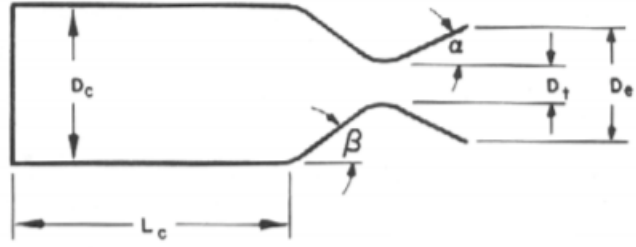
İtki odasının yanma odası, enjektör ve lüle kısımlarından oluştuğu söylenmişti. Projede üretim kolaylığı açısından itki odası geometrisin silindirik, lüle geometrisi ise konik olarak tasarlandı.

D_c : Yanma Odası Çapı

L_c : Yanma Odası Uzunluğu

D_t : Boğaz Çapı

D_e : Lüle Çıkış Çapı



Şekil 30. İtki odası tasarım konfigürasyonu [25]

$$A_t = \frac{F}{C_F \times p_c} \quad (2.4)$$

A_t : Boğaz Alanı (mm^2)

C_F : İtki Katsayısı

p_c : Yanma Odası Basıncı (N/mm^2) ya da (MPa)

$$C_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \times \left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)} \times \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{p_e - p_{atm}}{p_c} \times \frac{A_e}{A_t} \quad (2.5)$$

k : Özgül Isı Oranı

p_e : Lüle Çıkış Basıncı (MPa)

p_{atm} : Dış Ortam Basıncı (MPa)

İtki katsayısı birimsizdir. Lüle genişleme oranı (ϵ), özgül ısı oranı ve lüle giriş çıkışındaki basınç oranına (p_c/p_e) bağlıken yanma odası sıcaklığından bağımsızdır. Herhangi sabit bir basınç oranı için (p_c/p_{atm}), $p_e = p_{atm}$ olduğu zaman itki katsayısı C_F ve itki kuvveti F maksimum değerlerini alır.

$p_e = p_{atm}$, $k=1.2$ için (3.5) denklemi çözülürse;

$$C_F = \sqrt{\frac{2(1.2)^2}{1.2-1} \times \left(\frac{2}{1.2+1}\right)^{(1.2+1)/(1.2-1)} \times \left[1 - \left(\frac{0.1MPa}{2MPa}\right)^{(1.2-1)/1.2}\right]} + 0$$

$\Rightarrow C_F = 1.4074$ olarak bulunur. Bu değer (3.4) denkleminde yerine konulursa;

$$A_t = \frac{50N}{1.4074 \times 2N/mm^2} \Rightarrow A_t = 17.763 \text{ mm}^2 \text{ olarak hesaplanır.}$$

$$D_t = \sqrt{\frac{4 \times A_t}{\pi}} \quad (2.6)$$

$$D_t = \sqrt{\frac{4 \times 17.763 \text{ mm}^2}{\pi}} \Rightarrow D_t = 4.75 \text{ mm hesaplandı.}$$

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{Ma_e} \times \left(\left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} \times Ma_e^2}{(k+1)/2} \right)^{(k+1)/2(k-1)} \right) \quad (2.7)$$

$$Ma_e^2 = \frac{2}{k-1} \times \left[\left(\frac{p_c}{p_{atm}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \quad (2.8)$$

Ma_e : Lüle çıkışındaki Mach Sayısı

$$Ma_e^2 = \frac{2}{1.2-1} \times \left[\left(\frac{2MPa}{0.1MPa} \right)^{\frac{1.2-1}{1.2}} - 1 \right] \Rightarrow Ma_e = 2.545$$

Bu değer (Ma_e) (2.7) denkleminde yerine konularak;

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{2.545} \times \left(\left(\frac{1 + \frac{1.2-1}{2} \times 2.545^2}{(1.2+1)/2} \right)^{(1.2+1)/2(1.2-1)} \right) \Rightarrow \frac{A_e}{A_t} = 3.63$$

olarak nozul genişleme oranı hesaplandı.

Lüle çıkış alanını hesaplamak için (2.7) denklemi tekrar düzenlenir ve

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} \Rightarrow A_e = \epsilon \times A_t \Rightarrow A_e = 3.63 \times 17.763 \text{ mm}^2 \Rightarrow A_e = 64.48 \text{ mm}^2$$

olarak hesaplanır.

Lüle çıkış çapı ise çıkış alanı formülünün tekrar düzenlenmesiyle hesaplanır:

$$D_e = \sqrt{\frac{4 \times A_e}{\pi}} \quad (2.9)$$

$$\Rightarrow D_e = \sqrt{\frac{4 \times 64.48 \text{ mm}^2}{\pi}} \Rightarrow D_e = 9.06 \text{ mm}$$

Lülenin boğaz kısmındaki sıcaklık ve basınç sırasıyla (2.10), (2.11) denklemleriyle hesaplanabilir. Eksoz gazlarının, boğaz kısmında yerel ses hızına ivmelendirilmelerinden dolayı gerçekleşen termal enerjideki kayıp nedeniyle, boğazdaki sıcaklık yanma odası sıcaklığından düşüktür.

$$T_t = T_c \times \left[\frac{1}{1 + \frac{k-1}{2}} \right] \quad (2.10)$$

RPA programından seçilen oksitleyici-yakıt karışımı değeri için yanma odası sıcaklığı (T_c) 3460.54 K olarak okundu.

$$T_t = 2929.61 \text{ K} \times \left[\frac{1}{1 + \frac{1.2-1}{2}} \right] \Rightarrow T_t = 2663.28 \text{ K}$$

Lülenin boğaz kısmındaki basınç da aynı şekilde, eksoz gazlarının yerel ses hızına ulaşması nedeniyle yanma odası basıncına göre düşüktür.

$$p_t = p_c \times \left[1 + \frac{k-1}{2} \right]^{\frac{-k}{k-1}} \Rightarrow p_t = 2 \text{ MPa} \times \left[1 + \frac{1.2-1}{2} \right]^{\frac{-1.2}{1.2-1}} \quad (2.11)$$

$$\Rightarrow p_t = 1.128 \text{ MPa}$$

Yanma Odası

Tam bir yanma gerçekleşmesi için gerekli yanma odası hacmi, karakteristik yanma odası uzunluğu (L^*) ile tayin edilir.

$$L^* = \frac{V_C}{A_t} \quad (2.12)$$

V_C : Yanma odası hacmi (mm^3)

Krzycki'ye [25] göre gaz oksijen-hidrokarbon yanıcı çiftleri için 50-100 inch arasındaki değerler uygundur.

$$L^* = 75 \text{ inch} \Rightarrow L^* = 1905 \text{ mm seçilirse};$$

$$V_C = A_t \times L^* \Rightarrow V_C = 17.763 \text{ mm}^2 \times 1905 \text{ mm}$$

$$\Rightarrow V_C = 33838.52 \text{ mm}^3$$

olarak hesaplanır.

Krzycki'ye [25] göre küçük boyutlardaki ve itki kuvveti 75lbs (333.33N)'dan küçük olan yanma odalarının çapları, nozulun boğaz çapının 3 ila 5 katı olmalıdır. Böylece enjektörün itki odasına tespiti kolaylaşacaktır.

$$D_c = 5D_t \text{ seçilirse};$$

$$D_c = 5 \times 4.75 \text{ mm} \Rightarrow D_c = 23.75 \text{ mm}$$

olarak hesaplanır.

Krzycki'ye [25] göre küçük yanma odalarının yakınsak kısmı, yanma odasının silindirik kısmının hacminin %10'u kabul edilebilir. Buna göre yanma odası toplam hacmi;

$$V_c = A_c \times L_c + \text{yakınsayan kısmın hacmi} \quad (2.13)$$

$$\Rightarrow V_c = 1.1 \times (A_c \times L_c)$$

olarak hesaplanır.

$$A_c = \frac{\pi \times D_c^2}{4} \Rightarrow \frac{\pi \times (23.75 \text{ mm})^2}{4} \Rightarrow A_c = 443 \text{ mm}^2$$

(2.13) denkleminin tekrar düzenlenmesiyle yanma odası uzunluğu;

$$L_c = \frac{V_c}{1.1 \times A_c}$$

burada V_c yerine, (2.12) denkleminde karakteristik yanma odası uzunluğu ile hesaplanmış olan yanma odası hacmi değeri konulursa,

$$L_c = \frac{33838.52 \text{ mm}^3}{1.1 \times 443 \text{ mm}^2} \Rightarrow L_c = 69.44 \text{ mm}$$

bulunur.

Konik lüle için yakınsama yarım açısı (β) $20^\circ - 60^\circ$ arası değişirken, iraksama yarım açısı (α) ise $12^\circ - 18^\circ$ arası değişmektedir. Kullanılacak lüle için $\beta = 60^\circ$ ve $\alpha = 15^\circ$ olarak seçilmiştir.

Yanma Odası Cidar Kalınlığı

Yanma odası, sıcak eksoz gazlarından kaynaklı iç gaz basıncına dayanıklı olmalıdır. Yanma odası ayrıca bir soğutma ceketine bağlanacağı için; cidar kalınlığı, kaynak ve lehim işlemlerinin yapılacağı göz önünde bulundurularak hesaplanmalıdır. Bu yüzden bir emniyet faktörü tayini gerekir. Yanma odası silindirik bir kabuk şeklinde olacağından cidar kalınlığı (t_w) aşağıdaki gibi hesaplanır.

Yanma odasında ve lülede (itki odası) kullanılan malzeme mekanik olarak yanma odası basıncına dayanacak mukavemette ve kalınlıkta olmalıdır. Ayrıca bir soğutma ceket ile cidarlardaki ısı soğutma suyuna iletileceğinden kullanılan malzemenin ısı iletkenlik özelliğinin iyi olması gerekmektedir. Yapılan literatür araştırması sonucunda ticari ve akademik uygulamalarda soğutma yapılan sıvı yakıtlı roket motorlarında bakır alaşımlarının kullanıldığı görülmüştür [28,29]. Bu sebeple oksijensiz bakırın itki odası malzemesi olarak kullanımı uygun görüldü.

$$t_w = \frac{p_c \times L_c}{\sigma_{AK}} \times EK \quad (2.14)$$

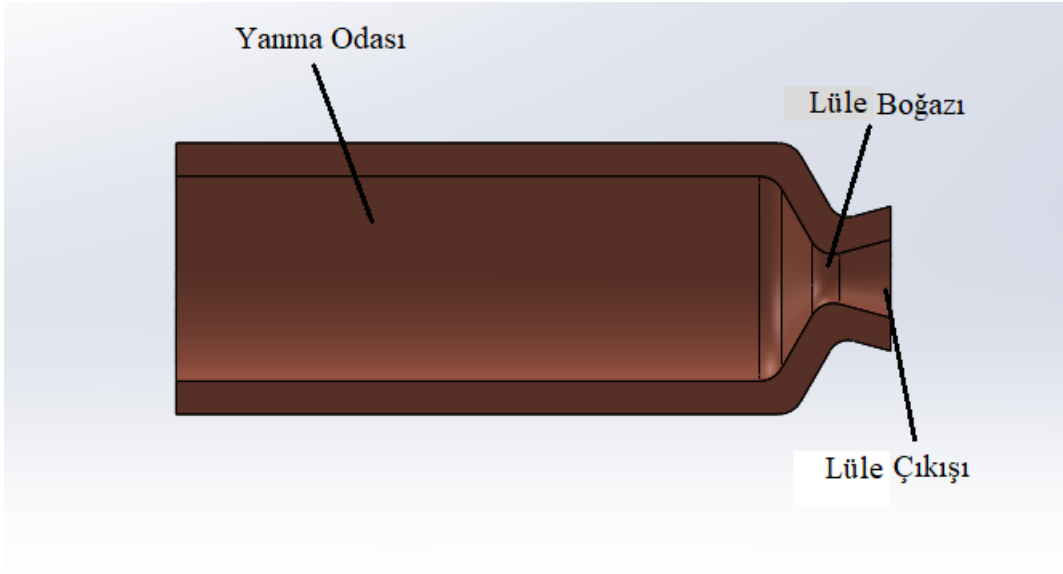
σ_{AK} : Akma Gerilmesi (N/mm^2)

EK : Emniyet Katsayısı

$EK = 5$, $\sigma_{AK} = 180 \text{ N/mm}^2$ (oksijensiz bakır [26]), $p_c = 2 \text{ N/mm}^2$ ve $L_c = 69.44 \text{ mm}$ için itki odası duvarı cidar kalınlığı;

$$t_w = \frac{2 \frac{N}{\text{mm}^2} \times 69.44 \text{ mm}}{180 \frac{N}{\text{mm}^2}} \times 5 \Rightarrow t_w = 3.86 \text{ mm}$$

olarak hesaplanır.

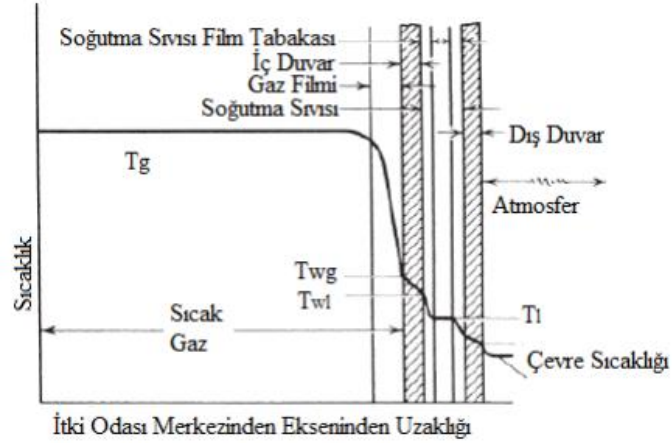


Şekil 31. İtki odası kesit görünüşü

Soğutma Ceketı Tasarımı

Sıvı yakıtlı roket motorları çalışma esnasında çok yüksek sıcaklıklara ulaşmaktadır. Sistemin başarılı ve tehlikesiz çalışması için bu sistem iyi tasarlanmalı ve uygun malzemeler seçilmelidir. Çünkü çalışma sıcaklığı birçok malzemenin ergime sıcaklığından yüksektir. Sıvı yakıtlı roket motoru tasarımında genel olarak rejeneratif soğutma kullanılmaktadır. Fakat bu tasarımda üretilebilirlik ve maliyet göz önünde bulundurulursa soğutma sıvısı olarak su kullanımına ve soğutma ceketı nozulun çevresini kapsayacak şekilde su soğutmalı olarak tasarlanacaktır. Bu sistemde soğutma ceketine giren su, giriş ve çıkış noktaları arasında itki odasından ısı transferine uğradığı için sıcaklığı artar ve tekrar kullanımı söz

konusu olmaz. Bu nedenle dış bir su kaynağından çalışma süresi boyunca su temin edilmelidir.



Şekil 32. Soğutucu sıvı ile soğutulan roket motorunun ısı transfer mekanizması [1]

Roket motoru iç duvarı ısı transferi denklem 2.15 ile gösterilmiştir.

$$\frac{Q}{A} = q = h(T_g - T_l) \quad (2.15)$$

Burada q ısı akısı, h_g ısı taşınım katsayısı, T_g gaz sıcaklığını, T_l soğutucu sıvı sıcaklığını ifade etmektedir.

$$q = \frac{T_g - T_l}{\frac{1}{h_g} + \frac{t_w}{K} + \frac{1}{h_l}} \quad (2.16)$$

$$q = h_g(T_g - T_{wg}) \quad (2.17)$$

$$= \frac{K}{t_w}(T_g - T_{wl}) \quad (2.18)$$

$$= h_l(T_{wl} - T_l) \quad (2.19)$$

T_{wg} = Duvar sıcaklığı,

T_{wl} = Duvar sıcaklığıdır.

Burada bulunan ısı taşınım katsayısını bulurken Bartz denkleminde yararlanılır [27].

$$h_g = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{P_c}{c^*}\right)^{0.8} \times \left(\frac{D_t}{D_c}\right)^{1.8} \times c_p \mu_e^{0.2} \left(\frac{T_c}{\langle T \rangle}\right)^{0.8-0.2w} \quad (2.20)$$

$$\langle T \rangle = \frac{T_{wl} + T_c}{2} \quad (2.21)$$

w katsayı olup yaklaşık olarak 0.6, $\langle T \rangle$ duvar ile boğaz arasındaki ortalama sıcaklık, D_c yanma odası çapı, D_t nozul boğaz çapı, c_p özgül ısı, μ karışımın dinamik viskozitesi, P_c yanma odası basıncı, T_c yanma odası sıcaklığıdır.

Oksijensiz bakırın ergime sıcaklığı 1350 K olup duvar sıcaklığının 1000 K geçmemesi istenmektedir. Literatürde oksitleyici için 1000 K, etanol için maksimum 600K'deki dinamik viskozite değerleri olduğundan bu değerler dikkate alındı. Buna göre denklem 2.19'da değerler yerine yazılırsa;

$$1000\text{K sıcaklığında } \mu_o = 0.04912 \times 10^{-3} \text{ Pa.s}$$

$$600\text{K sıcaklığında } \mu_{et} = 0.01755 \times 10^{-3} \text{ Pa.s}$$

$$\mu = \frac{\mu_o + \mu_{et}}{2} = 0.03 \times 10^{-3} \text{ Pa.s} \quad (2.22)$$

$$h_g = \left[\frac{0.026}{(4.75\text{mm})^{0.2}} \left(\frac{2 \text{ MPa}}{1929.5 \frac{\text{m}}{\text{s}}}\right)^{0.8} \times \left(\frac{4.75 \text{ mm}}{23.75 \text{ mm}}\right)^{1.8} \times \left(2935.6 \frac{\text{J}}{\text{kgK}}\right) \right] \\ \times (0.03 \times 10^{-3} \text{ Pa})^{0.2} \times \left(\frac{2929.61\text{K}}{1964.81\text{K}}\right)^{0.8-0.2(0.6)}$$

$$= 501.79 \frac{\text{W}}{\text{m}^2\text{K}}$$

RPA (Rocket Propulsion Analysis) programında, belirlemiş olduğumuz yakıt karışım oranı, yanma odası basıncı, itki kuvveti, çıkış basıncı vb. parametreleri girildiğinde yapılan analizler sonucu yanma odası sıcaklığı 2929.61 K bulunmuştur. Bu sıcaklık değeri seçmiş olduğumuz oksijensiz bakırın ergime sıcaklığından çok yüksektir. Bu yüzden yanmış gazlar ve duvar arasına ergime sıcaklığı yüksek olan koruyucu bir bariyer kullanılması gerekmektedir. Yapılan literatür araştırmaları sonucunda uygun malzeme; ergime sıcaklığı 3000 K ve 3 W/mK ısı iletkenliğe sahip olan zirkonyanın (ZrO_2) kullanılmasına karar verilmiştir [1]. Bu çalışmada küçük boyutlara sahip bir itki odasına sahip olunmasına rağmen bakır itki odası duvarlarının ergimemesi için termal koruyu kaplama kullanıldı. Üretim

kolaylığı açısından dezavantajlı bir çözüm olmasına rağmen çalışmanın bir bütünlük sağlaması amacıyla çalışmada yer verildi.

Başlangıçta duvar kademeleri arasındaki taşınan ısı akısı bilinmediğinden denklem 3.13 tekrar düzenlenip ısı akısı bulunur. Ardından koruyucu bariyer ile oksijensiz bakır arasındaki yüzey sıcaklıklarının hesaplanması yapılır.

$$q = \frac{T_g - T_{wl}}{\frac{1}{h_g} + \frac{t_{wb}}{k_b} + \frac{t_w}{k_{Cu}}} \quad (2.23)$$

elde edilir. Burada;

q : Isı akısı (W/m^2)

t_{wb} = Kaplamanın kalınlığı, 5 mm

Koruyucu bariyer veya kaplama kalınlığı kritik önem arz etmektedir. Belirli bir kalınlığından altında seçilen değer sonucu ısı akısı gerekli miktarda azalmayacak ve bakır duvar ergime sıcaklığına erişecektir. Başlangıçta genel itki odası boyutlarına kıyasla tahmini olarak 5 mm et kalınlık kaplama kullanması düşünüldü. Uygun olup olmadığı bakır-kaplama ara yüzey sıcaklığından anlaşılacaktır.

Karşılaşılan soruna karşı üretilen çözüm sonucunda koruyucu kaplamanın ne kadar süre içinde hangi miktarda erozyona uğrayacağı bilinmemektedir. Dolayısıyla mevcut bir itki odasının ömrü kaplamanın aşınmadan ne kadar çalışabileceğine bağlıdır.

k_b = Kaplamanın ısı iletkenliği (W/mK)

$$q = \frac{2929.1 - 1000}{\frac{1}{501.79} + \frac{0.005}{3} + \frac{0.00386}{390}} = 525861.0158 \frac{W}{m^2}$$

bulunur.

Kaplama ile duvar arasındaki yüzey sıcaklıkları için denklem 2.16 yeniden düzenlenirse;

$$q = \frac{T_g - T_{wg}}{\frac{1}{h_g} + \frac{t_{wb}}{k_b}} \quad (2.24)$$

denklemini elde edilir.

$$q = \frac{2929.61 - T_{wg}}{\frac{1}{501.79} + \frac{0.005}{3}} \Rightarrow T_{wg} = 1005.20 \text{ K}$$

Bulunan T_{wg} değeri kaplama-duvar arasındaki sıcaklık değeridir. Duvar malzemesinin ergime sıcaklığı 1350 K olduğu için herhangi bir ergime söz konusu değildir. Böylece seçilen kaplama kalınlığının emniyetli olduğu sonucuna varıldı.

$$A_s = \pi(D_c + 2t_w)l_c + \text{genişleyen kısımın yüzey alanı} \quad (2.25)$$

A_s : Isı transferinin gerçekleştiği yüzey alanı (m^2)

$$Q = q \times A_s \quad (2.26)$$

Lümenin dış yüzey alanı ve yanma odası alanı toplam ısı transferinin gerçekleştiği alanı oluşturur. Boğazda çıkış çapına kadar olan konik bölgenin yüzey alanı itki odasının yüzey alanının %10'u olarak kabul edilir [25]. Denklem 2.25 buna göre tekrar düzenlenirse denklem (3.24) elde edilir.

$$A_s = \pi(D_c + 2t_w)l_c (1.1) \quad (2.27)$$

$$A_s = \pi[0.02375 + 2(0.00386)](69.44 \times 10^{-3})(1.1) = 0.007552 \text{ m}^2$$

Bulunan A_s ve q değerleri denklem 2.26'da yerine yazılırsa;

$$\Rightarrow Q = 525861.0158 \frac{W}{m^2} \times 0.007552 \text{ m}^2$$

$Q=3971.3025 \text{ W}= 3.971 \text{ kW}$ olarak elde edilir.

Soğutma suyuna aktarılan toplam ısı miktarı denklemden (2.28) gerekli soğutma suyu kütleli debisi bulunur.

$$Q = \dot{m} \times c_p \times \Delta T \quad (2.28)$$

\dot{m} : Soğutma suyu kütleli debisi ($\frac{kg}{s}$)

c_p : Özgül ısı (kJ/kgK)

$$c_p(su) = 4.187 \text{ kJ/kgK}$$

ΔT : Soğutma suyunun çıkış ve giriş sıcaklıkları arasındaki fark (K)

$\Delta T = 60 K$ olarak kabul edildi.

$$3971.3025 \text{ J/s} = \dot{m} \times 4187 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} \times 60 K$$

$\Rightarrow \dot{m} \cong 0.016 \text{ kg/s}$ bulunur.

Krzycki'ye göre [25]; yanma odası ile soğutma ceketi arasında soğutma suyunun dolaştırılacağı dairesel kesitli kanal aralığı, soğutma suyunun en az 30 ft/s (9.144 m/s) olacak şekilde hesaplanmalıdır. Bu görüşü kabul etmeden önce soğutma ceketi ile yanma odası boşluğu arasında, boğaz kısmındaki aralığın genişleme etkisini göz önünde bulundurulmasının gerekli olduğu düşünüldü. Boğazdaki çap değişimi suyun hızında ve basıncında bir kayıp doğuracağından bir emniyet katsayısının kütleli debi ile çarpılması gerektiğine karar verildi.

Emniyet katsayısının düşük değerlerde seçiminde soğutma ceketi ile yanma odası duvarı arasındaki boşluğun çok küçülmesi fark edildi. Üretim durumunda hassas işleme ve ince tolerans zorunluluklarından kaçınmak amacıyla emniyet katsayısı 20 seçildi. Böylece cekete basılan suyun hızı artacak, sıcak duvar ile temas süresi azaldığından soğutma suyu tamamen buharlaşmadan ceketten çıkacaktır.

Böylece emniyetli debi;

$$= \dot{m} \times (EK) \quad (2.29)$$

\dot{m}_{em} : Emniyetli soğutma suyu kütleli debisi (kg/s)

EK : Emniyet katsayısı

$$\dot{m}_{em} = 0.016 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \times 20 \Rightarrow \dot{m}_{em} = 0.32 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

olarak hesaplandı.

Dolayısıyla kanal boyutu aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$\dot{m}_{em} = \rho \times V \times A_{kanal} \quad (2.30)$$

$$A_{kanal} = \frac{\pi}{4} \times (D_2^2 - D_1^2) \quad (2.31)$$

$$D_1 = D_c + 2t_{toplama} \quad (2.32)$$

$t_{toplama}$: Koruyucu kaplama ve bakır duvar toplam kalınlığı

A_{kanal} : Dairesel kanal kesit alanı (m^2)

V : Soğutma suyu hızı (m/s)

ρ : Soğutma suyu yoğunluğu (kg/m^3)

D_2 : Soğutma ceketini iç çapı (m)

D_1 : Bakır duvarın dış çapı (m)

(2.30) ve (2.31) denklemlerinin yeniden düzenlenmesiyle;

$$D_2 = \sqrt{\frac{4 \times \dot{m}_{em}}{\pi \times \rho \times V} + D_1^2} \quad (2.33)$$

elde edilir.

$$D_c = 23.75 \text{ mm}$$

$$t_w = 3.86 \text{ mm}$$

$$\Rightarrow D_1 = D_c + 2t_{toplama} \Rightarrow 23.75 \text{ mm} + 2 \times (3.86 + 5) \text{ mm}$$

$$\Rightarrow D_1 = 41.47 \text{ mm} = 0.04147 \text{ m}$$

$$\rho_{su} = 997 \frac{kg}{m^3}$$

$$V = 9 \frac{m}{s} \text{ kabul edildi.}$$

$$\Rightarrow D_2 = \sqrt{\frac{4 \times 0.32 \frac{kg}{s}}{\pi \times 997 \frac{kg}{m^3} \times 9 \frac{m}{s}} + 0.04147^2 m^2} \Rightarrow D_2 = 0.04201 \text{ m}$$

Kanal boşluğunun üretilebilir açısından en 1 mm olması istediğinden;

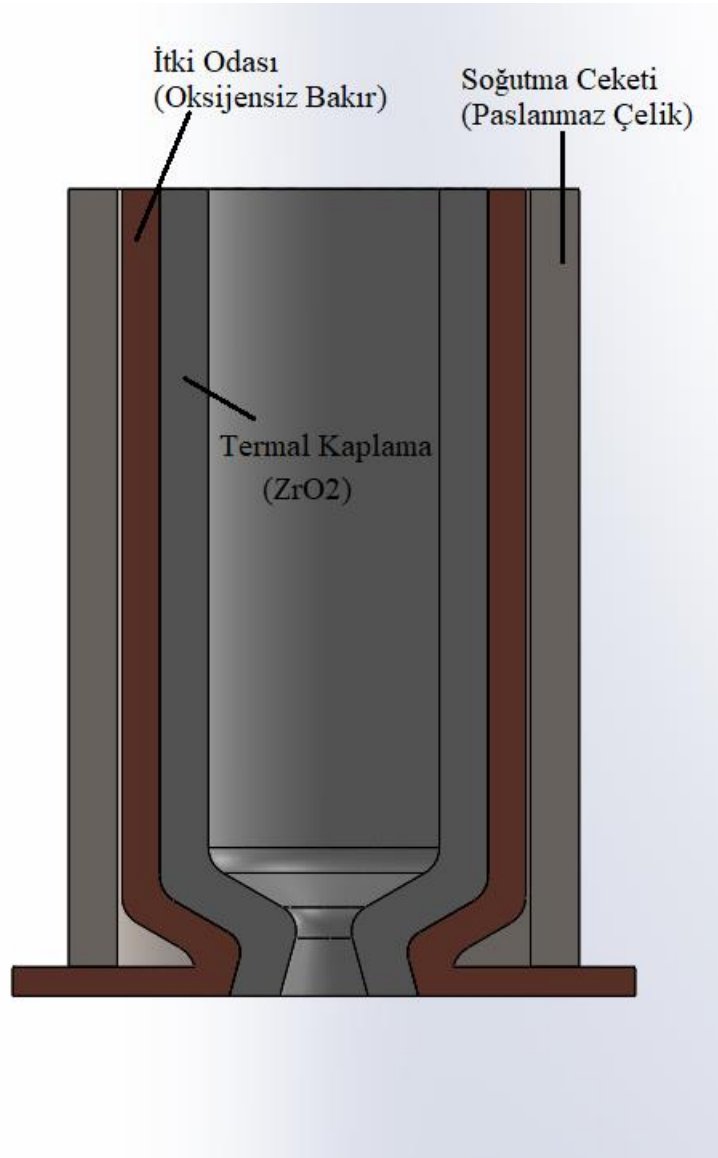
$$D_2 = 0.04247 \text{ m kabul edildi.}$$

Soğutma ceketini için malzeme seçiminde, soğutma sıvısı ile kullanılan malzeme arasındaki korozif etkileşim göz önünde bulundurulmalıdır. Ayrıca soğutma ceketinde

oluşan basınca dayanabilecek mukavemete sahip olmalıdır. Bu şartların yanında soğutma ceketinin cidar kalınlığı, lehim ve kaynak uygulamalarına müsait olacak şekilde karar verilmelidir.

Krzycki'ye göre [25], soğutma ceketi malzemesi olarak paslanmaz çelik veya piring kullanılabilir. Bu çalışmada soğutma ceketi için malzeme olarak paslanmaz çelik kullanılacaktır.

Soğutma ceketi duvar kalınlığının ise 10 mm olması ön görüldü.



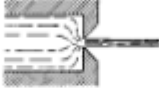


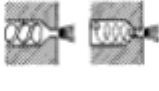

Şekil 33. Kaplama ve soğutma ceketi eklenmiş itki odası kesit görünüşü

Enjektör Tasarımı

Bu çalışmada enjektör olarak girdap tipi eş eksenli enjektörlerin kullanılması, üretim kolaylığı ve basitlik nedeniyle tercih edildi. Girdap enjektörlerinde teğetsel giriş portlarından yüksek basınç ile enjektöre giren sıvı; girdap holü boyunca artan teğetsel hızıyla daralan kısma doğru ilerler. Daralan kısımda akışkanın artan hızı sayesinde basıncı düşmeye başlar. Enjektör çıkışında sıvı basınç değeri ortam basıncının altına düşer ve enjektör içine doğru gaz fazında olan ortamdaki hava girmeye başlar. Bu durum enjektör çıkışındaki akışın genişleyen bir halka şeklini almasını sağlar. Bu akış karakteristiği sayesinde yanıcı ve yakıcı akışkanların çarpışma yüzey alanları artar ve daha iyi atomize olurlar.

50 N'luk roket motoru tasarımında yakıt ve oksitleyici debileri bilinmektedir. Yakıt ve oksitleyicinin giriş basınçları ise; yapılan araştırmalar sonucunda 0.5 MPa farkın yeterli olduğu kanısına varılmıştır. Bu doğrultuda yanma odası basıncı 2 MPa olduğu için yakıtın enjektöre giriş basıncının 2.5 MPa olması yeterlidir. Aynı durum oksitleyici içinde geçerlidir. Orifis şekli için Tablo 1.'de gösterilen spiral etkili kısa tüplü orifis seçilmiştir.

Tablo 1. Orifis tipleri [10]

Orifis Şekli	Diyafram	Çap (mm)	Deşarj Katsayısı
Keskin Sınırlı Orifis		2.5 altında	0.61
		2.5 üstünde	0.65
Yuvarlak Girişli Kısa Tüplü Orifis		1.00	0.88
		1.57	0.90
Konik Girişli Kısa Tüplü Orifis		0.50	0.70
		1.00	0.82
		1.57	0.76
		2.54	0.84-0.80
Spiral Etkili Kısa Tüplü Orifis		1.00-6.40	0.20-0.55
Keskin Sınırlı Koni Orifis		1.00	0.70-0.69
		1.57	0.72

Tablo 1.' de spiral etkili kısa tüplü orifis seçilmesinin sebebi, küçük ölçekli sıvı yakıtlı roket motorlarında düşük basınçta optimum verimi elde etmek için en uygun tasarımın yapılan literatür araştırmalarından bu orifis şeklinin olduğu sonucuna varıldı. Enjektörün çıkış çapının hesabı için denklem 3.31 kullanılabilir.

$$\dot{m} = c_d A \sqrt{2\rho\Delta P} \quad (2.34)$$

Burada c_d basma katsayısı olup 0.5 değeri kabul edilir. Yoğunluk için ise yakıt ve oksitleyici için ayrı ayrı 2.5 MPa'daki yoğunluk değerleri bulundu. Yakıt için, 597.91 kg/m³, oksitleyici için, 3.227 kg/m³ olarak hesaplandı. Gerekli hesaplar yapıldığında yakıt için çap çok küçük bir değer, oksitleyici için ise çok büyük bir değer bulunmasından dolayı çap değerleri Tablo 1.'den seçilmiştir. Yakıt için çap 4 mm seçilirken oksitleyici için 2 mm seçilmiştir [10].

İtke Odasının Sabitletmesi

Tasarımı yapılan roket motorunun güvenli çalışması ve itke kuvvetinin ölçülebilmesi için sabitletmesi gerekmektedir. Bağlantının çitalarla yapılması gerekmektedir. Fakat çalışma koşullarımız yüksek sıcaklıkta olduğu için buna uygun cıvata malzemesi seçilip, hesaplarının yapılması gerekmektedir. Yapılan araştırmalar sonucunda gövdenin cıvata bağlantısı yapılacak kısımlarının ortalama 250°C sıcaklıkta olduğunu varsayarak C45 malzemesinde cıvata seçilmesi uygun görülmüştür.

Cıvata hesabının yapılması için ilk olarak etki eden kuvvetin bulunması gerekmektedir.

$$\text{C45 için } \sigma_{AK} = 270 \text{ N/mm}^2$$

$$F = P \times A \quad (2.35)$$

P = Yanma odası basıncı olup, 2 MPa dır.

Alanı hesaplamak için ise basıncın etki ettiği alan kullanılır. Bu yüzden enjektörde bulunan oksitleyici ve yakıt deliği alanları tüm alandan çıkarılır.

$$A = \frac{\pi d_{etki}^2}{4} - \left[\frac{4\pi d_{oks}^2}{4} - \frac{\pi d_{eth}^2}{4} \right] \quad (2.36)$$

$$d_{etki} \cong 23 \text{ mm} , \quad d_{oks} = 2 \text{ mm} , \quad d_{eth} = 4 \text{ mm}$$

d_{etki} : Basıncın enjektör yüzeyinde etki ettiği maksimum çap (mm)

Değerler yerine yazıldığında $A= 415.476 \text{ mm}^2$ bulunur. Denklem 2.35' de değerler yerine yazıldığında ise $F =830.952 \text{ N}$ bulunur.

4 cıvata kullanıldığını kabul ederek,

$$F_{n1} = \frac{F_n}{4} = \frac{830.952}{4} = 207.738 \text{ N bulunur.}$$

F_n : Toplam normal kuvvet (N)

F_{n1} : Cıvata başına düşen normal kuvvet (N)

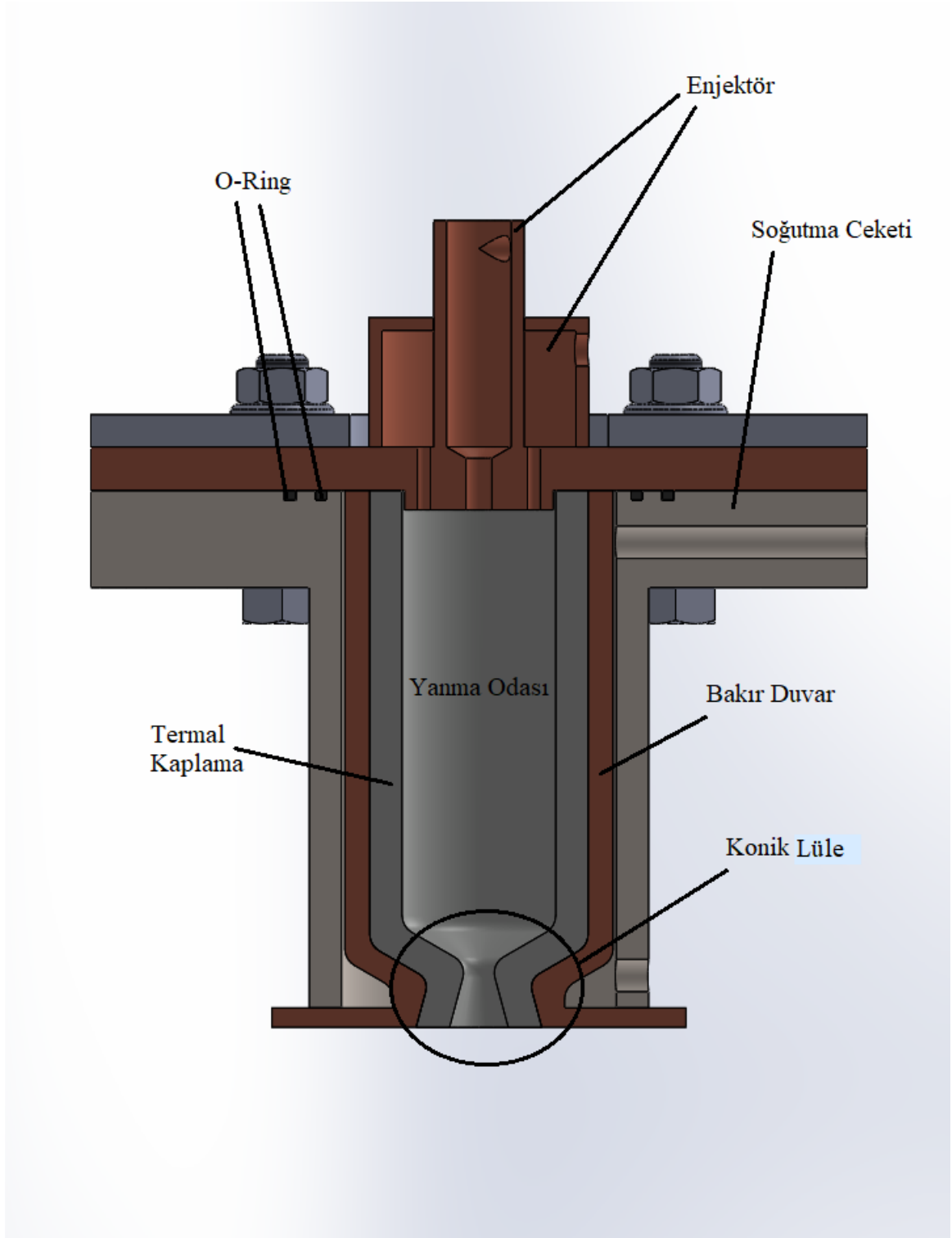
M8 × 1.25 cıvata seçtiğimizi kabul edip, emniyetli olup olmadığını kontrol ederiz. Eğer emniyetli bulursak bu cıvata kullanabiliriz. Fakat emniyetsiz bulunursa cıvata çapı artırılıp işlemler tekrar yapılır. Ya da daha kaliteli bir cıvata malzemesi seçilir. Ama daha kaliteli bir malzeme seçerse maliyetin artacağı da göz önünde bulundurulmalıdır.

$$\sigma = \frac{F_{n1}}{\frac{\pi d_1^2}{4}} \leq \sigma_{em} = \frac{\sigma_{AK}}{S} \quad (2.37)$$

$$\sigma = \frac{207.738}{\frac{\pi(6.466)^2}{4}} \leq \frac{270}{2} \Rightarrow 6.326 \leq 135 \text{ MPa}$$

Seçilen cıvata gereğinden fazla emniyetli olup kullanılabilir. Yani C45 kalite 4 adet M8 cıvata kullanmak yeterlidir.

İtki odasının tablaya sabitlenmiş halinin kesit görünüş Şekil 34'te verildi. Burada parçalar ayrı ayrı tanımlanmıştır. Ayrıca itki odasının ana bileşenlerinin teknik resimleri EKLER 'de verilmiştir.

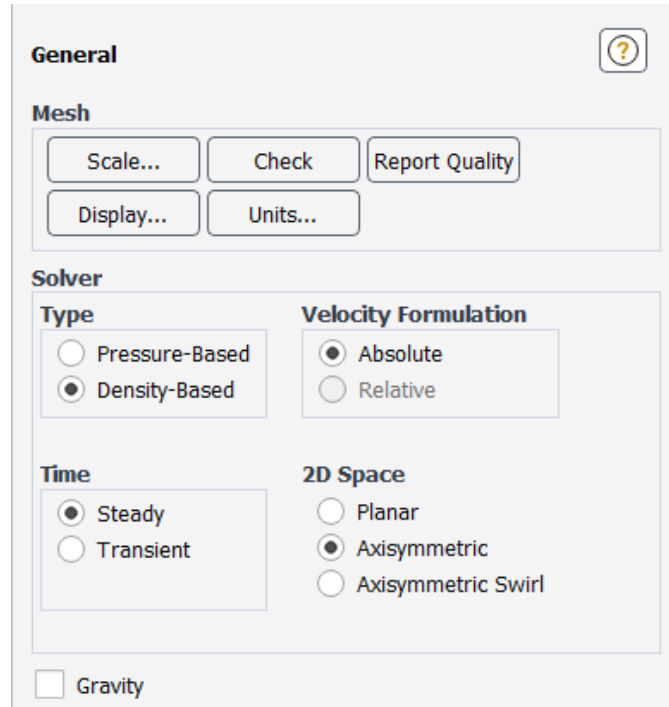


Şekil 34. İtki odası montajının kesit görünüşü

2.2. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru CFD Analizi

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi (CFD – Computational Fluid Dynamics) mühendislikte tasarımdan üretime kadar geniş bir yelpazede kullanılmaktadır. Üretimi yapılması planlanan bir ürünün optimizasyon çalışmaları bu yöntem kullanılarak yapıldığında, üretim miktarları ve iş gücü düşürülerek maliyet düşürülmüş olur. Ayrıca bu bitirme çalışmasında kullanıldığı gibi tasarımı yapılan bir ürünün istenen özellikleri karşılayıp karşılamadığının kontrolü ve belirli parametrelerinin değiştirilmesinin çalışma karakteristiklerini nasıl etkilediğinin gözlemlenmesi amacıyla da CFD analizleri gerçekleştirilir.

50 N'luk itki ve 2 MPa yanma odası basıncı için tasarımı yapılmış olan itki odasının iki boyutlu analizinin gerçekleştirilmesi için Ansys Fluent programına gerekli geometri yüklendi ve eksoz gazlarının davranışı fark edilebilecek şekilde mesh tayini gerçekleştirildi. Analiz koşturulmadan önce başlangıç koşulları atandı ve genel program ayarları yapıldı. Bu aşamalar aşağıdaki ekran resimlerinde sırasıyla verildi.



Şekil 35. Genel çözücü ayarları

Şekil 35.'de görüldüğü üzere analiz zamandan bağımsız olarak ayarlandı. Literatürde yapılan araştırmalar sonucunda yüksek Mach sayısına sahip uygulamalarda, yoğunluğa dayalı çözücünün uygun sonuçlar doğurduğu görüldü ve bu yüzden analiz yoğunluğa bağlı olarak gerçekleştirildi. İtki odası tasarımı gereği silindirik bir parça olduğundan analiz gerçekleştirilirken hesaplamalarda kullanılan kartezyen koordinat sistemi silindirik olmalıdır. Fluent programına bu parçanın silindirik olduğunu tanıtmak amacıyla axisymmetric (eksenel simetrik) ayarı seçildi.

The image shows the 'Create/Edit Materials' dialog box in ANSYS Fluent. The 'Name' field contains 'ethyl-alcohol-vapor' and the 'Chemical Formula' field contains 'c2h5oh'. The 'Material Type' is set to 'fluid' and the 'Fluent Fluid Materials' dropdown is set to 'ethyl-alcohol-vapor (c2h5oh)'. The 'Mixture' dropdown is set to 'none'. The 'Order Materials by' section has 'Name' selected. The 'Properties' section is expanded, showing the following settings: 'Density (kg/m3)' is 'ideal-gas', 'Cp (Specific Heat) (j/kg-k)' is 'constant' with a value of 2407, 'Thermal Conductivity (w/m-k)' is 'constant' with a value of 0.0145, and 'Viscosity (kg/m-s)' is 'sutherland'. The 'Molecular Weight (kg/kmol)' is also set to 'constant'. The 'Change/Create', 'Delete', 'Close', and 'Help' buttons are visible at the bottom.

Şekil 36. Materyal seçimi

Şekil 36.'da Fluent arayüzünde materyal seçim sekmesi görülmektedir. Tasarımı yapılan roket motorunda yanıcı olarak oksijen ve yakıcı olarak etanol seçilmişti. Analize başlamadan önce bu sekmeden ideal gaz kabulü yaparak hava ve etanol eklendi. Roket motorunun doğası gereği yakıt karışımının viskozitesi sabit kalmayacaktır. Literatürde karşılaşılan uygulamalardan yola çıkılarak viskozite değişimini sağlamak amacıyla Sutherland metodu seçildi.

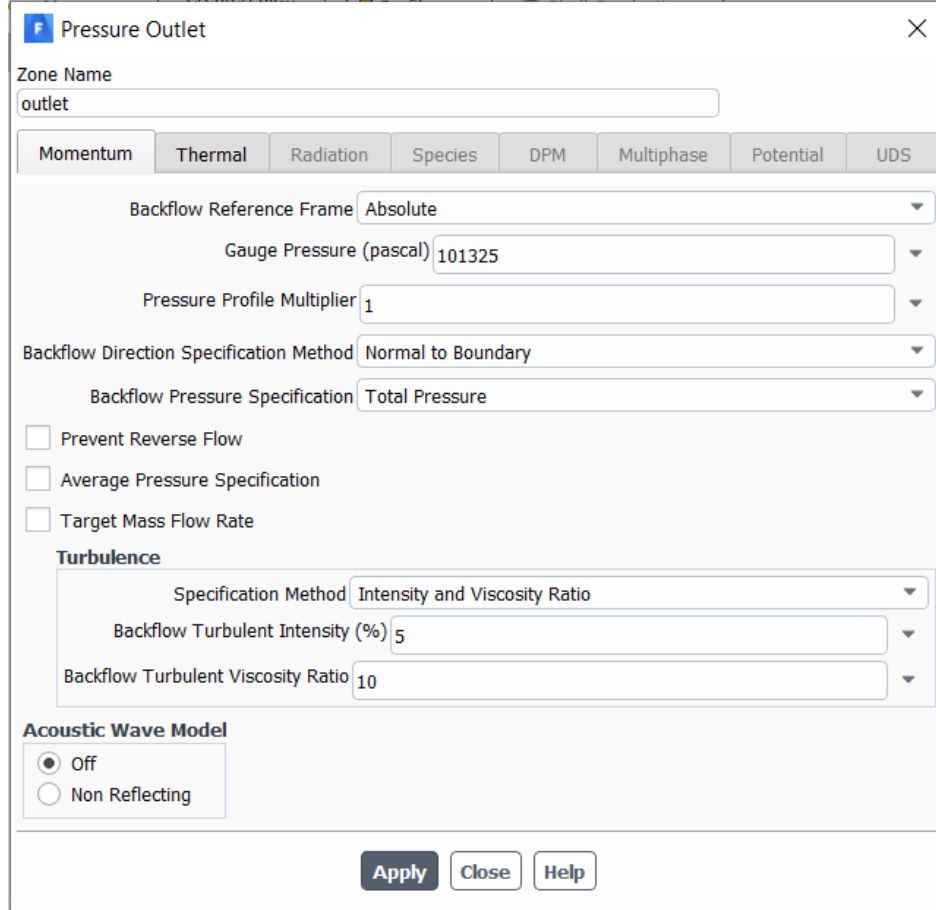
Şekil 37. İtki odasına giriş koşulları

Şekil 37.'de görüldüğü üzere itki odası girişinde yakıt karışımının hızı bilinmediğinden istenilen yanma odası basıncı giriş koşulu olarak belirlendi. Supersonic/Initial Gauge Pressure kısmına ise boğaz kesitindeki ortalama basınç değeri girildi. Bu basınç değeri izantropik sıkıştırılmış akış kabulleri yapılarak aşağıdaki denklem ile hesaplandı.

$$\frac{p_t}{p} = \left[\frac{2}{k+1} \right]^{k/(k-1)} \quad (?.?)$$

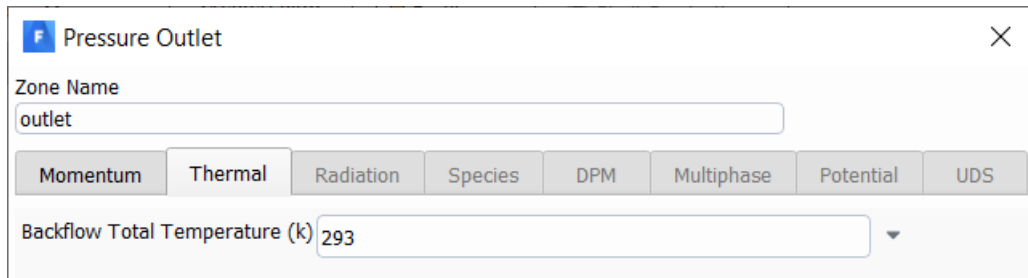
Şekil 38. İtki odası giriş sıcaklığı

Şekil 38.'de itki odası girişindeki sıcaklık değerinin girildiği görülmektedir. Bu değer RPA programında istenen yakıt karışım oranına göre ve yanma odası basıncına göre elde edilmiştir.



Şekil 39. İtki odası çıkış koşulları

Şekil 39.'da görüldüğü üzere çıkış ortam basıncı deniz seviyesindeki atmosferik basınç olarak girildi.



Şekil 40. İtki odası çıkış sıcaklığı

Şekil 40.'da görüldüğü üzere itki odasının çıkışı deniz seviyesindeki çevre sıcaklığı olarak girildi.

Viscous Model

Model

- Inviscid
- Laminar
- Spalart-Allmaras (1 eqn)
- k-epsilon (2 eqn)
- k-omega (2 eqn)
- Transition k-kl-omega (3 eqn)
- Transition SST (4 eqn)
- Reynolds Stress (5 eqn)
- Scale-Adaptive Simulation (SAS)
- Detached Eddy Simulation (DES)

k-epsilon Model

- Standard
- RNG
- Realizable

Near-Wall Treatment

- Standard Wall Functions
- Scalable Wall Functions
- Non-Equilibrium Wall Functions
- Enhanced Wall Treatment
- Menter-Lechner
- User-Defined Wall Functions

Options

- Viscous Heating
- Compressibility Effects
- Production Limiter

Model Constants

C2-Epsilon: 1.9

TKE Prandtl Number: 1

TDR Prandtl Number: 1.2

Energy Prandtl Number: 0.85

Wall Prandtl Number: 0.85

User-Defined Functions

Turbulent Viscosity: none

Prandtl Numbers

TKE Prandtl Number: none

TDR Prandtl Number: none

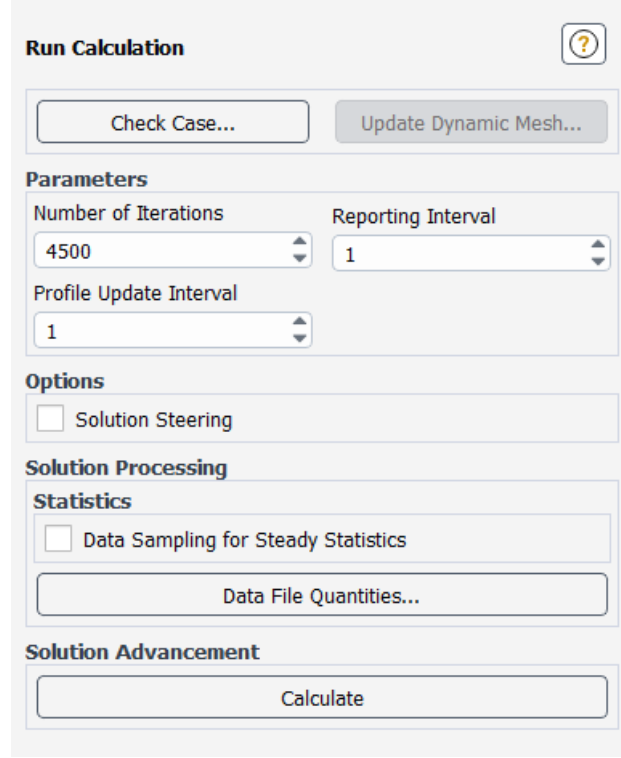
Energy Prandtl Number: none

Wall Prandtl Number: none

OK Cancel Help

Şekil 41. Türbülans modeli seçimi

Literatürde türbülans modelleri hakkında açıklamaların incelenmesi ve uygulama alanlarına bakıldığında sıvı yakıtlı roket motoru akış analizi için uygun olan modelin k-epsilon realizable olduğu görüldü.



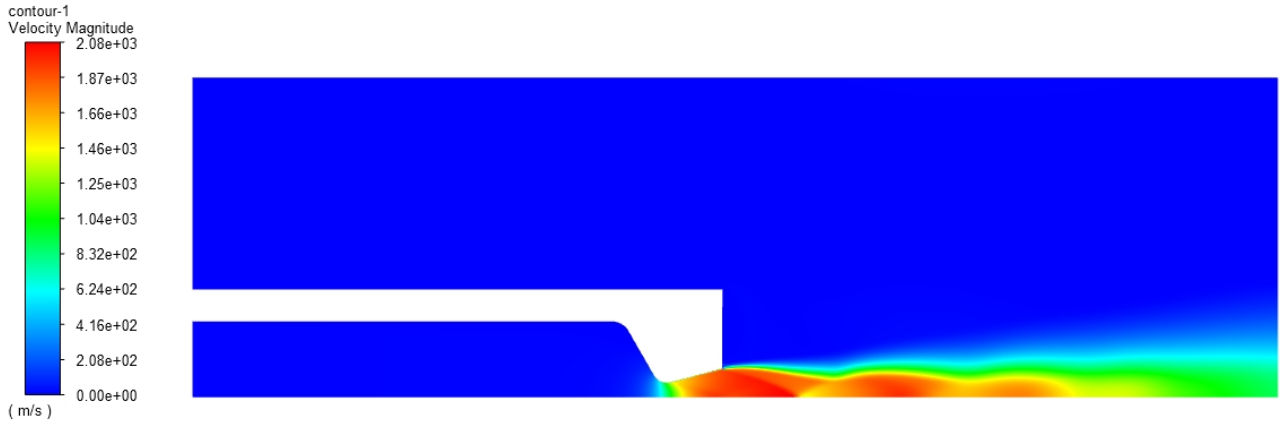
Şekil 42. İterasyon sayısı seçimi

Şekil 42.'de görüldüğü üzere iterasyon sayısı 4500 olarak belirlendi ve analiz koşturuldu.

Analiz sonucunda elde edilen itki odasındaki Mach Sayısı, hız, basınç ve sıcaklık dağılımı sırasıyla Şekil 8, 9, 10 ve 11 de verildi.



Şekil 43. İtki odası ve çıkışındaki Mach Sayısı dağılımı



Şekil 44. İtki odası ve çıkışındaki hız dağılımı



Şekil 45. İtki odası ve çıkışındaki statik basınç dağılımı

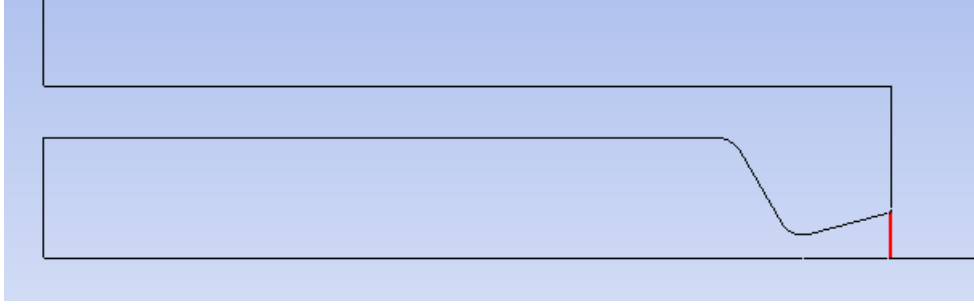


Şekil 46. İtki odası ve çıkışındaki sıcaklık dağılımı

Fluent çıktılarının ekran resimleri incelendiğinde sıkıştırılmış akışın sağlandığı açıkça görülmektedir. Yakınsak ıraksak lüle kısmında boğaz kesitinde akışın sonik koşullara geçtiği ve ardından süpersonik hızlara çıktığı görülmektedir. Mach Sayısı dağılımına bakıldığında eksoz gazlarındaki şok dalgaları açıkça görülmektedir. İtki odası ve eksoz boyunca statik basınç dağılımı incelendiğinde basıncın hız ile ters orantılı olarak ilişkili olduğu fark edildi. İtki odası çıkışında eksoz gazlarının basıncının ortam koşullarına eşitlendiği görüldü. Sıcaklık dağılımı incelendiğinde ise eksoz gazlarının süpersonik hıza sahip olduğu bölgelerde sıcaklığın düştüğü fark edildi.

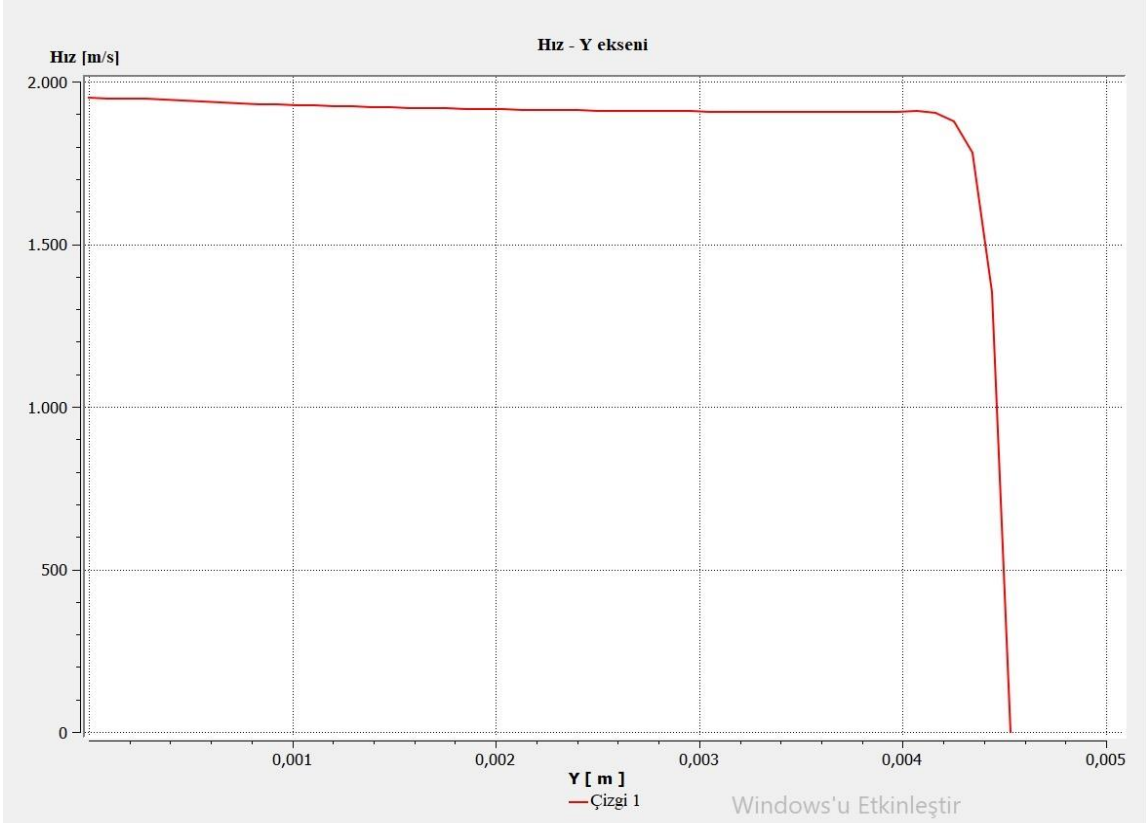
3.BULGULAR

Ansys Fluent programında farklı parametreler girilerek itki kuvvetinin değişimi incelemesi mümkündür. Söz konusu analizde yanma odası basıncı değiştirilerek itki kuvvetinin nasıl bir değişim gösterdiği incelenip, grafiğe aktarıldı. Tasarım yanma odası basıncı 2 MPa olup, 1 MPa, 1.5 MPa, 2.5 MPa ve 3 MPa için programda ayrı ayrı girilerek itki kuvveti hesaplandı. Burada girilen yanma odası basıncına göre çıkış kesitindeki basınç, yoğunluk ve hız dağılımını programdan alındı.

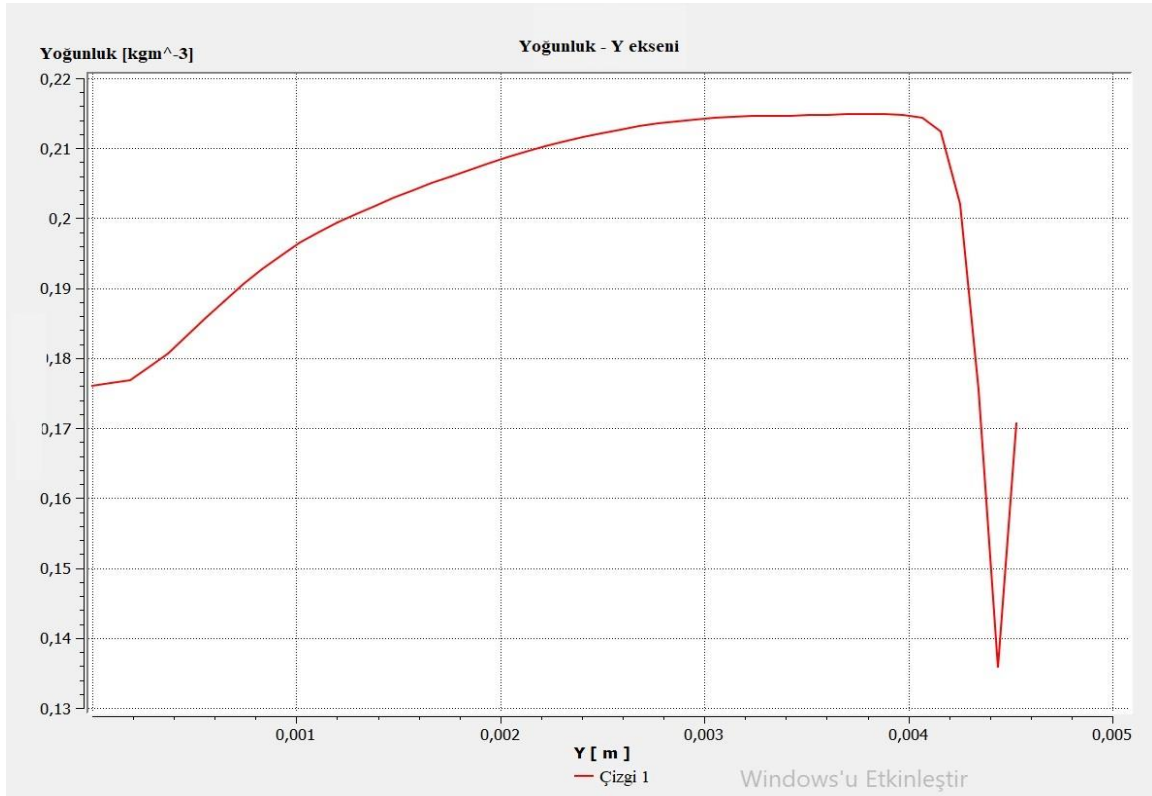


Şekil 47. Yanma odası çıkış kesitinde ölçüm referans çizgisi

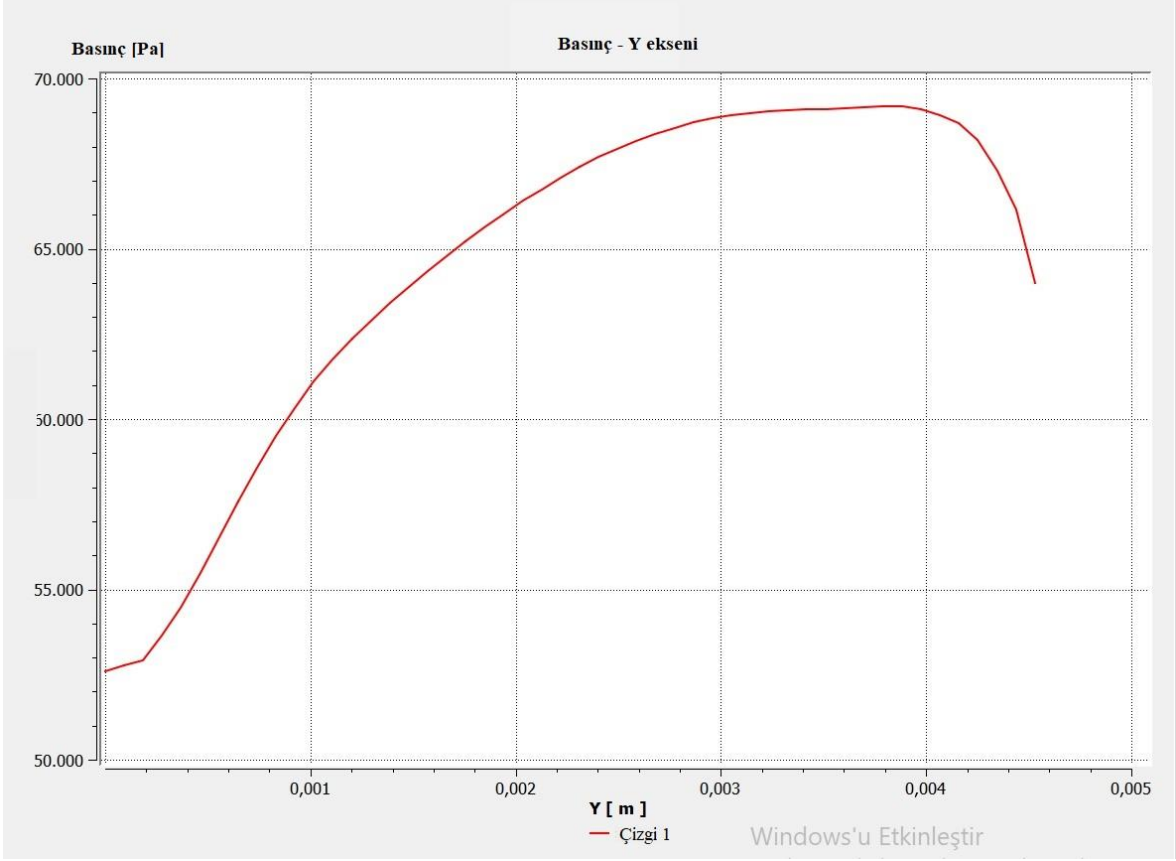
Şekil 47.'de kırmızıyla gösterilen çizgi çıkış kesiti olup, üç farklı parametre için değerlerin alındığı kesittir. Bu kesit programda elli parçaya bölünerek, elli farklı basınç, yoğunluk ve hız değeri alınmıştır. Tasarımda yanma odası 2 MPa olduğu için detaylar 2 MPa için verilecektir. Aşağıda programdan çıkış kesitinde y-ekseni boyunca elde edilen basınç, yoğunluk ve hız dağılımını grafikleri verilmiştir.



Şekil 48. Yanma odası çıkış kesiti hız dağılımı



Şekil 49. Yanma odası çıkış kesiti yoğunluk dağılımı



Şekil 50. Yanma odası çıkış kesiti basınç dağılımı

Şekil 48, 49 ve 50.'de dağılımı verilen değerler Microsoft Excel programına tablo olarak aktarıldı. Bu değerlerden yararlanarak kütleli debi ve son olarak itki kuvveti hesaplandı. Kütleli debi için denklem 3.1'den yararlanıldı.

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A \quad (3.1)$$

ρ = Yoğunluk [kg/m^3],

V= Hız [m/s],

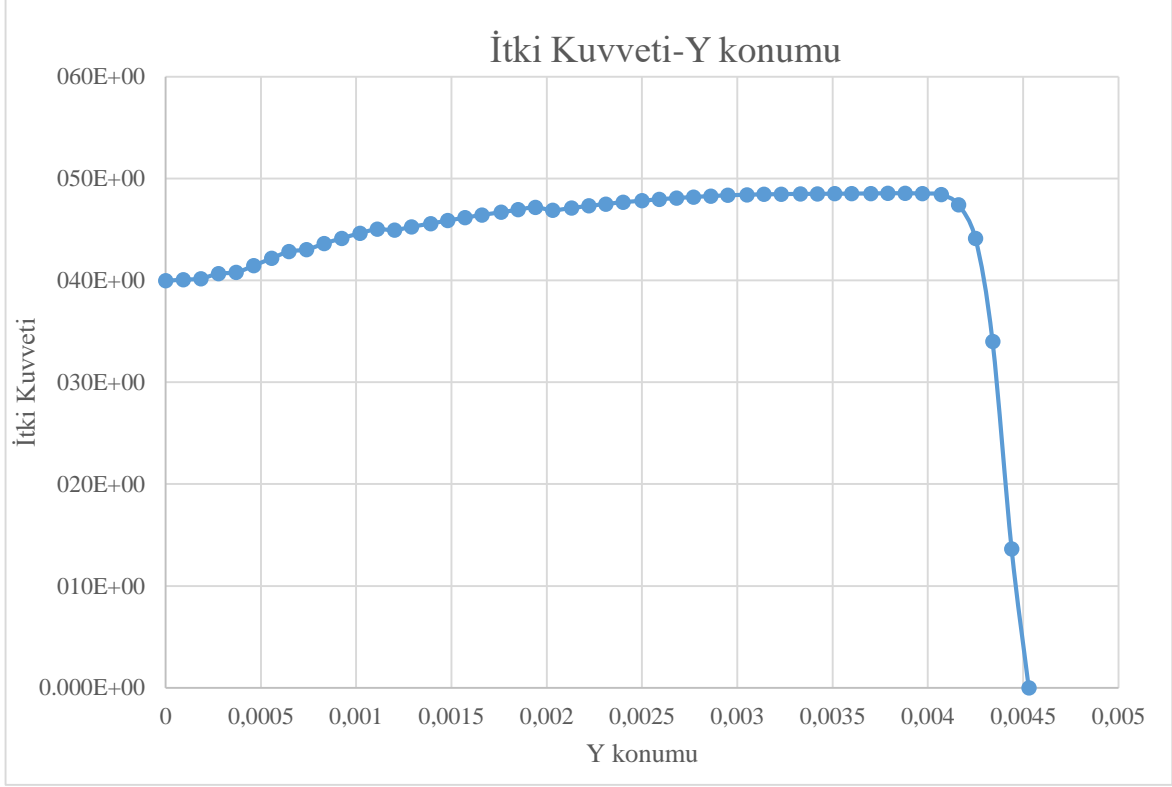
A= Kesit alanı, $0,00006448 \text{ m}^2$ dir.

İtke kuvveti için denklem 3.2'den yararlanıldı.

$$F = \dot{m}V_e + (p_e - p_0)A_e \quad (3.2)$$

Tablo 2. 2 MPa için çıkış kesiti boyunca ölçülen ve hesaplanan büyüklükler

Y [m]	Çıkış Basıncı [Pa]	Yoğunluk [kg/m ³]	X Hızı [m/s]	Kütleli Debi [kg/	İtici Kuvveti [N]
0	5,26E+04	1,76E-01	1,95E+03	2,21E-02	4,00E+01
9,24E-05	5,28E+04	1,76E-01	1,95E+03	2,22E-02	4,01E+01
1,85E-04	5,29E+04	1,77E-01	1,95E+03	2,22E-02	4,02E+01
2,77E-04	5,36E+04	1,78E-01	1,95E+03	2,24E-02	4,07E+01
3,70E-04	5,45E+04	1,80E-01	1,94E+03	2,26E-02	4,08E+01
4,62E-04	5,55E+04	1,83E-01	1,94E+03	2,29E-02	4,14E+01
5,55E-04	5,65E+04	1,86E-01	1,94E+03	2,32E-02	4,22E+01
6,47E-04	5,76E+04	1,88E-01	1,94E+03	2,35E-02	4,28E+01
7,39E-04	5,86E+04	1,91E-01	1,93E+03	2,37E-02	4,30E+01
8,32E-04	5,95E+04	1,93E-01	1,93E+03	2,40E-02	4,36E+01
9,24E-04	6,03E+04	1,95E-01	1,93E+03	2,42E-02	4,41E+01
1,02E-03	6,11E+04	1,97E-01	1,93E+03	2,45E-02	4,46E+01
1,11E-03	6,17E+04	1,98E-01	1,93E+03	2,47E-02	4,50E+01
1,20E-03	6,24E+04	2,00E-01	1,92E+03	2,47E-02	4,49E+01
1,29E-03	6,29E+04	2,01E-01	1,92E+03	2,49E-02	4,53E+01
1,39E-03	6,34E+04	2,02E-01	1,92E+03	2,50E-02	4,56E+01
1,48E-03	6,39E+04	2,03E-01	1,92E+03	2,51E-02	4,59E+01
1,57E-03	6,43E+04	2,04E-01	1,92E+03	2,53E-02	4,61E+01
1,66E-03	6,48E+04	2,05E-01	1,92E+03	2,54E-02	4,64E+01
1,76E-03	6,52E+04	2,06E-01	1,92E+03	2,55E-02	4,67E+01
1,85E-03	6,56E+04	2,07E-01	1,92E+03	2,56E-02	4,69E+01
1,94E-03	6,60E+04	2,08E-01	1,92E+03	2,58E-02	4,72E+01
2,03E-03	6,64E+04	2,09E-01	1,91E+03	2,57E-02	4,69E+01
2,13E-03	6,67E+04	2,10E-01	1,91E+03	2,58E-02	4,71E+01
2,22E-03	6,71E+04	2,10E-01	1,91E+03	2,59E-02	4,73E+01
2,31E-03	6,74E+04	2,11E-01	1,91E+03	2,60E-02	4,75E+01
2,40E-03	6,77E+04	2,12E-01	1,91E+03	2,61E-02	4,77E+01
2,50E-03	6,79E+04	2,12E-01	1,91E+03	2,62E-02	4,78E+01
2,59E-03	6,82E+04	2,13E-01	1,91E+03	2,62E-02	4,80E+01
2,68E-03	6,84E+04	2,13E-01	1,91E+03	2,63E-02	4,81E+01
2,77E-03	6,86E+04	2,14E-01	1,91E+03	2,63E-02	4,82E+01
2,86E-03	6,87E+04	2,14E-01	1,91E+03	2,64E-02	4,83E+01
2,95E-03	6,88E+04	2,14E-01	1,91E+03	2,64E-02	4,83E+01
3,05E-03	6,89E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,64E-02	4,84E+01
3,14E-03	6,90E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,65E-02	4,84E+01
3,23E-03	6,90E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,65E-02	4,85E+01
3,33E-03	6,91E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,65E-02	4,85E+01
3,42E-03	6,91E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,65E-02	4,85E+01
3,51E-03	6,91E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,65E-02	4,85E+01
3,60E-03	6,91E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,65E-02	4,85E+01
3,70E-03	6,92E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,65E-02	4,85E+01
3,79E-03	6,92E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,65E-02	4,85E+01
3,88E-03	6,92E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,65E-02	4,85E+01
3,97E-03	6,91E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,65E-02	4,85E+01
4,07E-03	6,89E+04	2,15E-01	1,91E+03	2,64E-02	4,84E+01
4,16E-03	6,87E+04	2,13E-01	1,90E+03	2,61E-02	4,74E+01
4,25E-03	6,82E+04	2,03E-01	1,88E+03	2,46E-02	4,41E+01
4,34E-03	6,73E+04	1,77E-01	1,78E+03	2,03E-02	3,40E+01
4,44E-03	6,62E+04	1,35E-01	1,35E+03	1,18E-02	1,36E+01
4,53E-03	6,40E+04	1,71E-01	0	0,00E+00	0,00E+00



Şekil 51. 2 MPa yanma odası basıncında itki kuvvetinin çıkış kesitinde dağılımı

Tablo 2.'de görüldüğü üzere elli farklı çıkış basıncı, yoğunluk ve hız değerlerinden yararlanılarak elli farklı kütleli debi ve itki kuvveti hesaplandı. Basınç ve itki kuvvetlerinin ortalaması alındı. Bu işlem belirtilen diğer yanma odası basınçları için ayrı ayrı hesaplandı. Tablo 3.'de bu değerler verilmiştir.

Tablo 3. Ortalama çıkış basıncı ve itki kuvveti değerleri

	1 MPa	1,5 MPa	2 MPa	2,5 MPa	3 MPa
Ortalama Basınç [Pa]	3,31E+04	4,88E+04	6,45E+04	8,02E+04	9,60E+04
Ortalama İtki [N]	1,91E+01	3,16E+01	4,42E+01	5,67E+01	6,92E+01

Tablo 3.'de görüldüğü gibi yanma odası basıncı ile itki kuvveti arasında bir doğru orantı bulunmaktadır. Söz konusu projede tasarım 50 N itki kuvveti için yapılmış olup, Tablo 3.'den de görüldüğü gibi ortalama itki kuvveti 50 N'a yakın bir değer aldı. Büyük bir fark söz konusu olmadığından dolayı yapılan tasarım doğru ve kabul edilebilirdir. Söz konusu projede iki farklı basınç oranı için itki kuvveti değişimi incelenecektir. Bunlardan biri yanma odası basıncının ortalama çıkış basıncına oranı (p_0/p_e); diğeri ise kritik kesitteki ortalama

basıncın yani boğazdaki ortalama basıncın yanma odası basıncına oranı (p^*/p_0)dır. Burada çıkış kesitindeki basınç dağılımı için yapılan işlemler boğaz kesitindeki basınç dağılımı için de yapıldı. Fakat boğaz kesiti, çıkış kesitine oranla çok daha küçük olduğu için elli bölgeye ayırmaya gerek duyulmamıştır. Tasarım yanma odası basıncı 2 MPa olduğu için boğaz basınç dağılımı Tablo 4.'de verilmiştir. Diğer yanma odası basınçları için aynı analizler yapıp ortalama boğaz basıncı Tablo 5.'de verilmiştir.

Tablo 4. 2 MPa için boğaz basıncı değerleri

Y [m]	Boğaz Basıncı [Pa]
0	1163362,5
5,95E+04	1142906
1,19E+05	1071815,38
1,78E+05	920677,375
2,38E+05	657051,063

Tablo 5. Ortalama boğaz basıncı ve itki kuvveti değerleri

	1 MPa	1,5 MPa	2 MPa	2,5 MPa	3 MPa
Ortalama Boğaz Kesiti Basıncı [Pa]	495000	744000	991000	1240000	1490000
Ortalama İtki[N]	19,1	31,6	44,2	56,7	69

Tablo 3.'den yararlanarak yanma odası basıncının ortalama çıkış basıncına oranı elde edildi. Bu oranla itki kuvvetinin nasıl bir değişim sergilediği görmek amacıyla grafik çizildi.

p_0/p_e Oranı => p_0 : Yanma odası basıncı

p_e : Ortalama çıkış basıncı

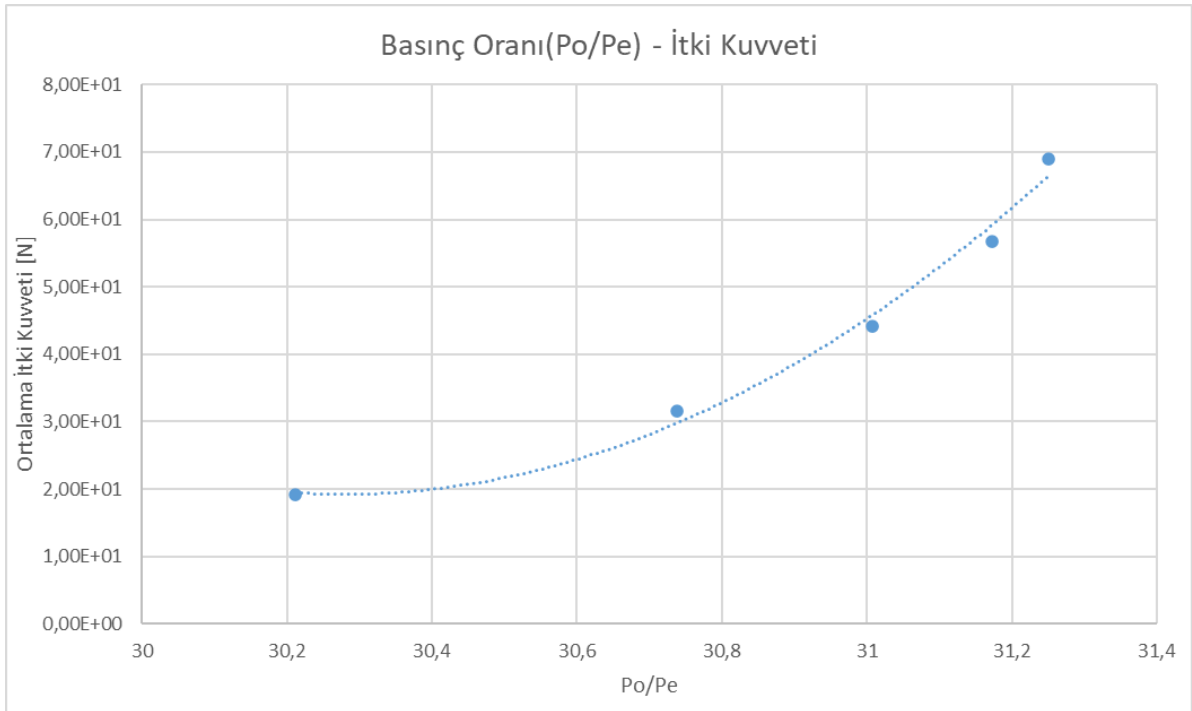
Tablo 5.'den yararlanarak boğaz kesiti basıncının yanma odası basıncına oranı elde edildi.

p^*/p_0 Oranı => p^* : Ortalama boğaz kesiti basıncı

p_0 : Yanma odası basıncı

Tablo 6. Yanma odası basıncının ortalama çıkış basıncına oranı ve itki kuvveti değerleri

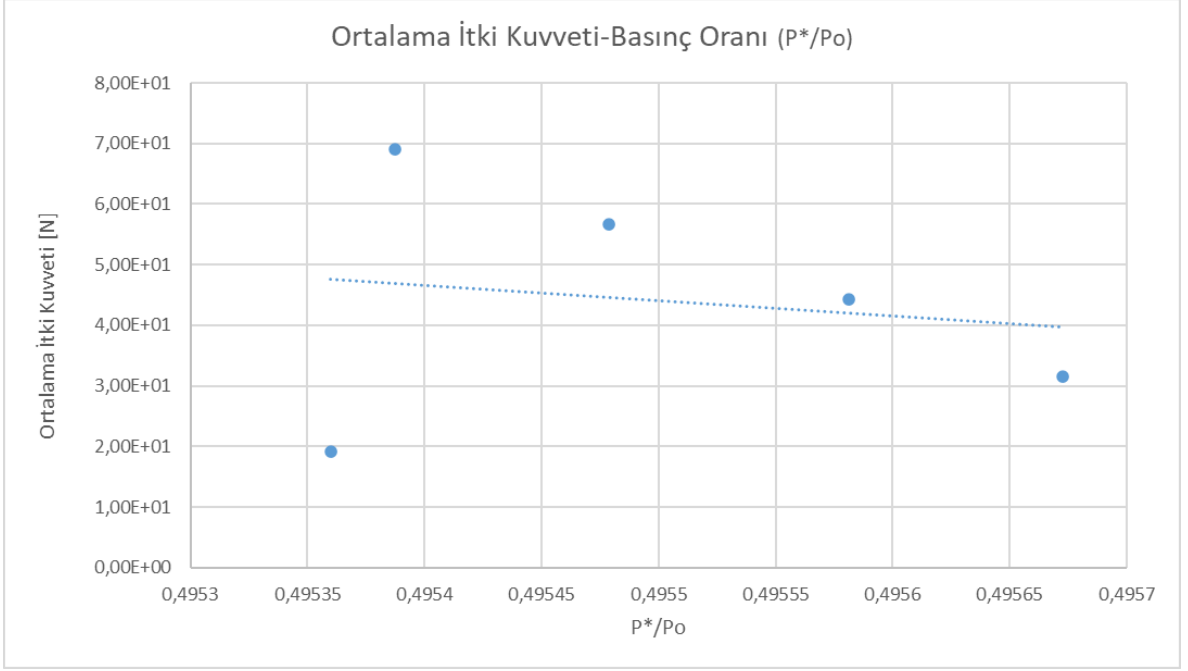
Yanma Odası Basıncı	Po/Pe	Ortalama İtki Kuvveti[N]
3 MPa	31,25	6,90E+01
2,5 MPa	31,1720698	5,67E+01
2 MPa	31,0077519	4,42E+01
1,5 MPa	30,7377049	3,16E+01
1 MPa	30,2114804	1,91E+01



Şekil 52. Ortalama itki kuvvetinin p_0/p_e oranına göre değişimi

Tablo 7. Boğaz kesiti basıncının yanma odası basıncına oranı ve itki kuvveti değerleri

Yanma Odası Basıncı	P*/Po	Ortalama İtki Kuvveti[N]
3 MPa	0,49538723	6,90E+01
2,5 MPa	0,49547858	5,67E+01
2 MPa	0,49558123	4,42E+01
1,5 MPa	0,49567278	3,16E+01
1 MPa	0,4953599	1,91E+01



Şekil 53. Ortalama itki kuvvetinin p^*/p_0 oranına göre değişimi

Şekil 52. incelendiğinde artan p_0/p_e oranı ile ortalama itki kuvveti de artmaktadır.

Şekil 53. incelendiğinde artan p^*/p_0 oranı ile ortalama itki kuvveti de azalmaktadır.

4.TARTIŞMA

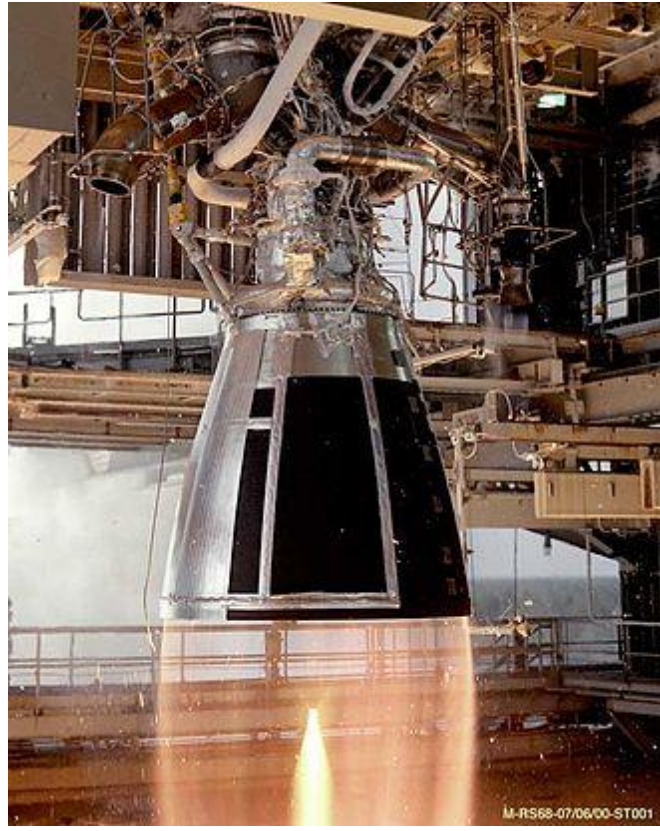
Bu projede 50 N'luk itki kuvvetini, 2 MPa'lık bir yanma odası basıncında elde etmek amacıyla bir tasarım gerçekleştirildi. Literatür taraması sonucunda sıkıştırılabilir akış için uygun denklemler kullanılarak motor bileşenlerinin boyutları elde edildi. Fakat elde edilen boyutlar ile üretimi yapılan roket motorları arasında oldukça büyük fark görüldü. Aktif olarak kullanılan roket motorlarının ana boyutlarıyla ve alan oranlarıyla karşılaştırıldığında bu farkın, tasarım isterleri ve kullanım alanından kaynaklandığı düşünüldü.

Ansys Fluent arayüzünde yapılan analizler sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmektedir. Bu yöntemde analize tabii tutulacak bir düzlem veya üç boyutlu hacim çeşitli şekillerdeki parçalara bölünerek her bir parçadan elde edilen veriler birleştirilerek bir çıktı alınmaktadır. Analizde bu elemanları parçalama işlemine mesh denmektedir. Mesh kalitesi parçalanan elemanların şekli ve sıklığıyla ölçülmektedir. Daha kaliteli bir mesh tayini analizin uzamasına sebebiyet vermekte ve bilgisayar işlemcisine kapasitesini aşacak sorumluluk yüklemektedir. Piyasada yapılan analiz uygulamalarında yüksek işlemci kapasitesine sahip bilgisayarlar kullanılarak düşük hata oranına sahip sonuçlar elde edilmektedir. Fakat bu projede kısıtlı teknolojik imkanlar nedeniyle doğruluk değeri belirli bir seviyenin üstüne çıkmamıştır.

Çevresel Etki Değerlendirilmesi

Roket motorları dünyanın kütle çekimi kuvvetin yenip yörüngeye yerleşmek ya da yörünge dışı faaliyetleri gerçekleştirmek amacıyla itki üretimine ihtiyaç duyarlar. İtki açığa çıkarmanın çeşitli yolları vardır fakat ticari uçuşlarda yüksek kütleler söz konusu olduğundan en yaygın olarak sıvı ve katı yakıtlardan elde edilen kimyasal tepkimeler tercih edilir. Yakıtların belirli oranlarda karıştırılıp ateşlenmesi sonucu açığa çıkan sıcak eksoz gazları bir nozuldan atılarak itki oluşumunu sağlar.

Kullanılan yakıt çiftlerinin tepkimeye girmesi sonucu çevreye zararlı ve zararsız yanma ürünleri oluşmaktadır. Yakıt çiftlerinin seçiminde performans karakteristikleri göz önünde bulundurulmasına rağmen emisyonlara da dikkat edilmektedir. Örnek olarak hidrojenin yüksek ısı değeri ve benzer performans karakteristiklerinin ek olarak, sıvı oksijen ile yakıldığında yanma ürünleri çoğunlukla çok yüksek sıcaklıktaki su buharından oluşur. Böylece eksoz alevi şeffaf bir görünüm kazanır. Bu yakıt çifti çeşitli devletler ve şirketler tarafından yaygın olarak kullanılmaktadır. Şekil 35’te RS-68 motorunun eksoz gazlarını görmektedir.



Şekil 54. NASA Stennis Uzay Merkezi’nde test edilen RS-68 [29]

Yapılan proje bir lisans bitirme çalışması olduğundan yakıt seçiminde göz önünde bulundurulacak faktörler çalışma kolaylığı, maliyet ve kolay ulaşılabilirlik olmuştur. Bu nedenle etanol-gaz oksijen ($C_2H_5OH - O_2$) çifti seçilmiştir. Eksoz ürünlerinin miktarları karışım oranına göre değişmektedir. Yapılan çalışmada, NASA CEA programında yapılan analiz sonucu en yüksek özgül itkiye sahip olan karışım oranı yaklaşık olarak belirlenmiştir ($r = 1.2$). Bu noktada motor verimi en yüksek olacaktır. RPA programında başlangıç koşullarının girilmesi sonucunda eksoz yanma ürünlerinin içeriği belirlendi. Şekil 36'da program çıktılarının ekran görüntüleri verildi.

Fractions of the combustion products

Species	Injector mass fractions	Injector mole fractions	Nozzle inlet mass fractions	Nozzle inlet mole fractions	Nozzle throat mass fractions	Nozzle throat mole fractions	Nozzle exit mass fractions	Nozzle exit mole fractions
CO	0.3902761	0.2861499	0.3902727	0.2861480	0.3844716	0.2833654	0.3459455	0.2565925
CO2	0.2118329	0.0988515	0.2118383	0.0988543	0.2209635	0.1036505	0.2815047	0.1328894
COOH	0.0000053	0.0000024	0.0000053	0.0000024	0.0000023	0.0000011		
H	0.0005722	0.0116586	0.0005721	0.0116571	0.0003555	0.0072816	0.0000086	0.0001767
H2	0.0165918	0.1690310	0.0165920	0.1690330	0.0169074	0.1731449	0.0197450	0.2034903
H2O	0.3715532	0.4235613	0.3715535	0.4235627	0.3728276	0.4272326	0.3527736	0.4068236
H2O2	0.0000010	0.0000006	0.0000010	0.0000006	0.0000003	0.0000002		
HCHO,formaldehy	0.0000006	0.0000004	0.0000006	0.0000004	0.0000003	0.0000002		
HCO	0.0000077	0.0000055	0.0000077	0.0000055	0.0000035	0.0000025		
HCOOH	0.0000020	0.0000009	0.0000020	0.0000009	0.0000011	0.0000005		
HO2	0.0000024	0.0000015	0.0000024	0.0000015	0.0000006	0.0000003		
O	0.0003031	0.0003891	0.0003030	0.0003889	0.0000958	0.0001236		
O2	0.0006034	0.0003873	0.0006032	0.0003871	0.0001907	0.0001230		
OH	0.0082482	0.0099600	0.0082462	0.0099576	0.0041798	0.0050735	0.0000224	0.0000274

Şekil 55. Yanma ürünlerinin içeriği

Nozul çıkışında çevreye salınan moleküller CO (karbon monoksit), CO_2 (karbon dioksit), H (hidrojen), H_2 (hidrojen molekülü), H_2O (su) ve OH (hidroksil) olarak görülmektedir. Kütleli ve mol bazında dağılımlar incelendiğinde ise karbon monoksit, su ve hidrojen moleküllerinin çoğunlukta olduğu görülmektedir.

Karbon monoksit renksiz, kokusuz, tatsız ve zehirli bir gazdır. Kapalı ortamda bir süre boyunca solunum yoluyla canlılara nüfus etmesi sonucu baş ağrısı, görme bozuklukları, zihni bulanıklık ve komaya sebep verebilir. Kalıcı beyin hasarı meydana getirebilir [30].

Karbon dioksit renksiz ve kokusuz bir gazdır. İnsan vücudunda fazla miktarda bulunması sonucunda baş ağrısı, adale seğirmeleri, oryantasyon bozukluğu, (olmayan şeyleri gören) bir şuur bulanıklığı, konfüzyon, hatta koma görülebilir. Ayrıca karbon dioksit ve karbon monoksit birer sera gazıdır. Atmosferde birikmeleri sonucunda ortalama yerküre sıcaklığının artmasına ve iklim değişikliklerine sebep olurlar [31].

Hidrojen standart basınç ve sıcaklık altında renksiz, kokusuz ve tatsız bir gazdır. Hidrojen gazı zehirli değildir fakat atmosferdeki oksijen seviyesini düşürerek basit boğucu gaz vazifesi görebilir [32].

Su molekülü bilindiği üzere renksiz, kokusuz, tatsız ve zararsızdır. İnsan vücudunun büyük bir bölümünü oluşturur. Fakat eksoz gazları yüksek sıcaklıklarda olduğundan vücuda teması söz konusu olursa ağır yanıklar doğurur.

Yukarıda bahsedilen yanma ürünlerinin çevreye ve insana etkileri göz önüne alındığında, test düzeneğinin inşa edilmesi halinde çalışma esnasında ve sonrasında gerekli önlemler alınmalıdır. Testin kapalı bir ortamda gerçekleştirilmesinin uygun olmadığı düşünülmektedir.

5. SONUÇLAR

Lisans düzeyinde yapılacak olan bir mühendislik tasarımı konusu olarak roket motoru tasarımı seçilmiştir. Bu konu neticesinde yapılan literatür araştırmaları sonucunda yerli ve yabancı, yüksek lisans düzeyinde belirli gereksinimleri karşılayacak şekilde tasarlanmış roket motoru veya test düzeneği projeleri incelendi. Böylece 50 N'luk bir itkiyi, 2 MPa yanma odası basıncında üreten bir roket motoru ve bu motorun çalışması esnasında performans parametrelerinden bazılarını ölçen bir test düzeneği tasarımı yapılmasına karar verildi.

- Yüksek ısı iletkenliği sayesinde soğutma sistemine elverişli olması, akademik ve ticari uygulamalarda yanma odası duvarı malzemesi olarak kullanılması nedeniyle oksijensiz bakır seçilmiştir. Fakat yanma duvar malzemesinin ergime noktasından yüksek sıcaklıklarda gerçekleştiği için kaplama yapılması şart olduğu ve ergime sıcaklığı yanma sıcaklığından yüksek olan zirkonya seçiminin en uygun olduğu sonucuna varıldı.

- Enjektör tasarımında 0.5 MPa'lık bir basınç düşümü ile yanma odasına giriş yapan akışkanların 2MPa değerinde basınç oluşturması istendi. Fakat önceden hesaplanmış debiler ve kabul edilen basınç düşümü ile gaz oksijenin yanma odasına giriş deliklerinin çapı hesaplandığında konstrüksiyon kısıtlarına uymadı. Bunun sonucunda gaz oksijen deliklerine ayrılmış boyut kısıtlamasına uyulması için daha yüksek bir basınç düşümünün kabul edilmesi gerektiği sonucuna varıldı.

- Soğutma ihtiyacının karşılamak amacıyla ticari motorlarda rejeneratif soğutma sistemlerinin yaygın olarak kullanıldığı görüldü. Bu çalışmada karmaşıklığa yok açmamak amacıyla rejeneratif soğutmadan farklı olarak, bir ceket içerisinden suyun devir daim yapmadan dolaştırılması hedeflendi. Soğutucu akışkan olarak maliyeti düşük tutmak amacıyla su kullanıldı. Dolayısıyla ısı transferine uğrayan su ne yanma odasına ne de soğutma ceketine geri döndürülecektir.

- Farklı yanma odası basınçlarında yapılan analiz sonuçları incelendiğinde, Şekil 52.'de görüldüğü gibi yanma odası basıncının çıkış kesiti basıncına oranı arttığı sürece itki kuvvetinin arttığı açıkça görülmektedir. Şekil 53. incelendiğinde en yüksek ortalama itki kuvvetinin en yüksek yanma odası basıncında ve aynı zamanda en düşük boğaz basıncının yanma odası basıncına oranında olduğu görülmektedir. Dolayısıyla bu dağılımlardan yola

ıkararak yanma odası basıncının itki kuvveti değişiminde en önemli parametre olduğu sonucuna varıldı.

- Yapılan analiz sonucunda tasarım hedefi olan 50 N'luk itki kuvvetine, 44,2 N'luk ortalama itki kuvveti sonucuyla yaklaşıldı. Bu durumda hata oranı %11,6 bulundu. Bu hata oranı, sıkıştırılabilir akış hesaplamaları sırasında yapılan varsayımlardan ve mesh yapısının kalitesinden kaynaklandığı dūřünüldü.

- Yüksek itki kuvvetleri elde etmek istendiğinde, daha yüksek yanma odası basıncı, yanma sıcaklığı, lüle alan oranı; daha fazla yakıt ve oksitleyici debisi, soğutma ihtiyacı ve cidar kalınlığı gerekmektedir. Aynı zamanda bu gereksinimler motor boyutlarını arttırmaktadır. Dolayısıyla itki kuvveti ile maliyet doğru orantılı olarak ilişkili olduğu fark edildi.

6. ÖNERİLER

• Çıkış kesiti alanının boğaz kesiti alanına oranı değiştirilerek, değişen boyutlara yeterli gelen bir yanma odası basıncı sabit tutularak itki kuvvetinin değişimi incelenebilir. Söz konusu projede yanma odası basıncı olan 2 MPa değeri, artan çıkış çapına uyumlu olarak eksoz gazının genişlemesine yeterli gelmemiştir. Çıkış kesitine ulaşmadan eksoz gazları akış ayrılmasına uğradı. Bu nedenle alan oranı değişiminin itki kuvvetine etkisi incelenmedi.

• Söz konusu projede karışım oranı en yüksek verimi sağlayacak şekilde CEA programından alınan verilerden yararlanılarak seçilmiştir. Şekil 29.'da karışım oranının en yüksek verimi sağlayan değeri görülmektedir. Zengin ve fakir karışım bölgelerinden ve stokiyometrik noktadan karışım oranları denenerek itki karakteristiğine etkisi incelenebilir.

• Söz konusu projede yakıt çifti seçilirken dikkat edilen hususlar ulaşılabilirlik ve güvenilirliktir. Bu hususlar göz önüne alındığında yanıcı olarak metil alkol, amonyak ve benzin kullanılarak sonuçlar karşılaştırılabilir.

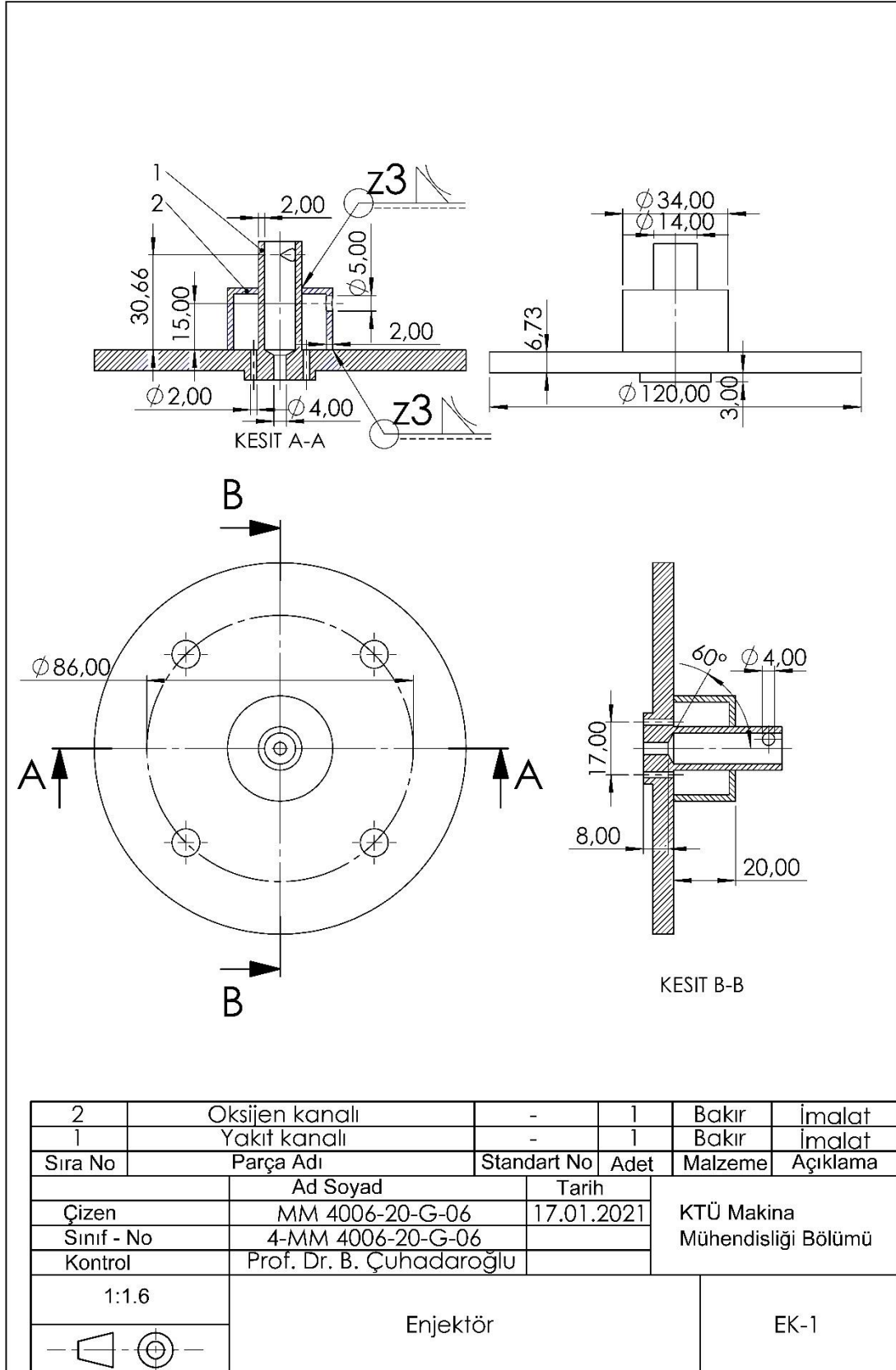
• Fluent arayüzünde mevcut olan farklı türbülans modelleri, söz konusu sıkıştırılabilir akış analizinde kullanılarak sonuçların tasarım isterlerini yakınsamaları hata oranı cinsinden karşılaştırılabilir. Böylece en doğru sonuç veren model belirlenebilir.

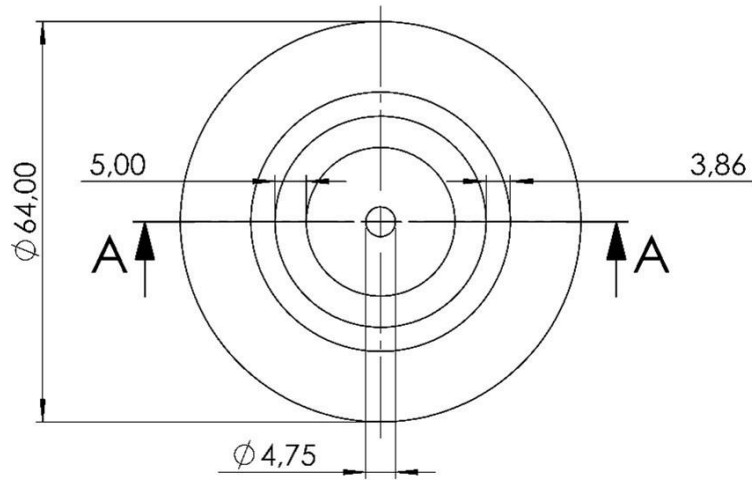
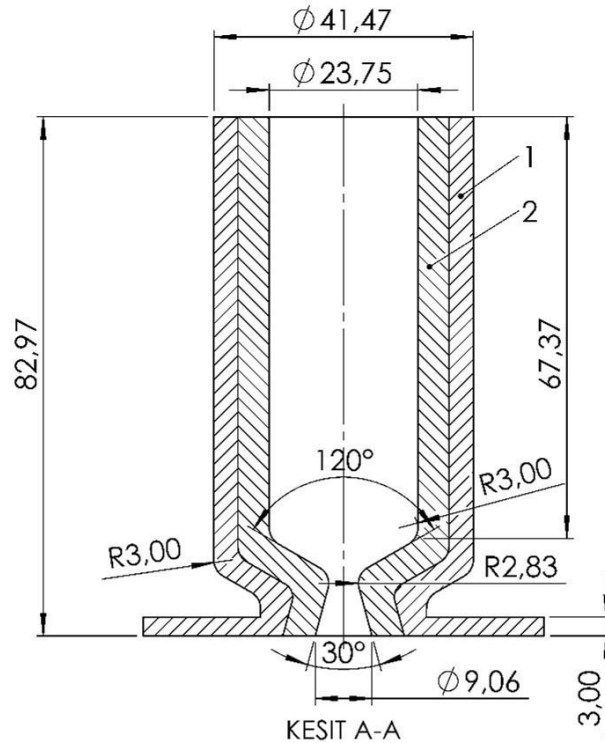
7. KAYNAKLAR

1. Korkmaz S., Sıvı Yakıtlı Roket Motor Tasarımı Ve Performans Karakteristiklerinin Teorik Araştırılması, Yüksek Lisans, Kırıkkale Üniversitesi, 2019
2. Dieter K. Huzel and David H. Huang, Modern Engineering For Design Of Liquid-Propellant Rocket Engines
3. ÖZBİLGİN M.B., Hibrit yakıtlı Roket Motoru Ateşleme ve Test Düzeneği Tasarımı ve Üretimi Yüksek Lisans Tezi , Milli Savunma Üniversitesi, 2019
4. Türk S., Üst Kademe Sıvı Yakıtlı Roket Motoru İçin Kavramsal İtki Odası Tasarımı, Yüksek Lisans, Anadolu Üniversitesi, 2016
5. Samur A.E., Hibrit Yakıtlı Roket Motoru Ateşleme/Test Düzeneği Tasarımı, Yüksek Lisans, Hava Harp Okulu, 2015
6. https://tr.wikipedia.org/wiki/Hibrit_yak%C4%B1tl%C4%B1_roket#:~:text=Hibrit%20yak%C4%B1tl%C4%B1%20roket%2C%20roket%20motorunda,y%C4%B1%20%C3%B6ncesine%20kadar%20takip%20edilebilir.
7. <https://www.ceyrekmuhendis.com/sivi-yakitli-roketler/>
8. Gordon A Dressler, J Martin Bauer, TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics, 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 16-19 July 2000 Huntsville, Alabama
9. https://tr.qaz.wiki/wiki/Pintle_injector
10. Sutton, George Paul. Rocket propulsion elements / George P. Sutton, Oscar Biblarz. — 8th ed. ISBN 978-0-470-08024-5
11. Tani, H., et al., Hypergolic Ignition And Flame Structures Of Hydrazine/Nitrogen Tetroxide Co Flowing Plane Jets. Proceedings of the Combustion Institute, 2015.
12. Young, M., Scharfe D., Monopropellant Thruster Development Using a Family of Micro-Reactors, 17 February 2017
13. Manfletti, C., M. Oswald, and J. Sender, Theoretical And Experimental Discourse On Laser Ignition In Liquid Rocket Engines. Institute of Space Propulsion, German Aerospace Center (DLR), Lampoldshausen, Germany, 2009.
14. Málek M. Design and characterization of small solid-propellant rocket engine, 2019.
15. https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket_engine_nozzle#/media/File:De_laval_nozzle.svg

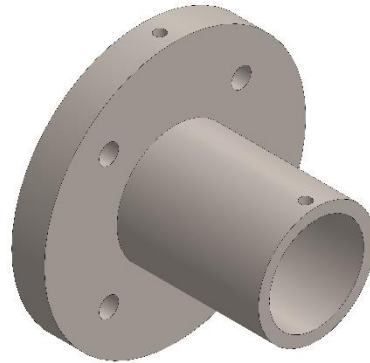
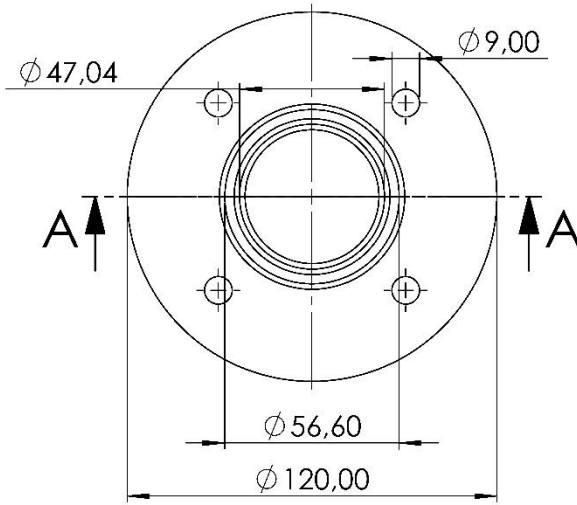
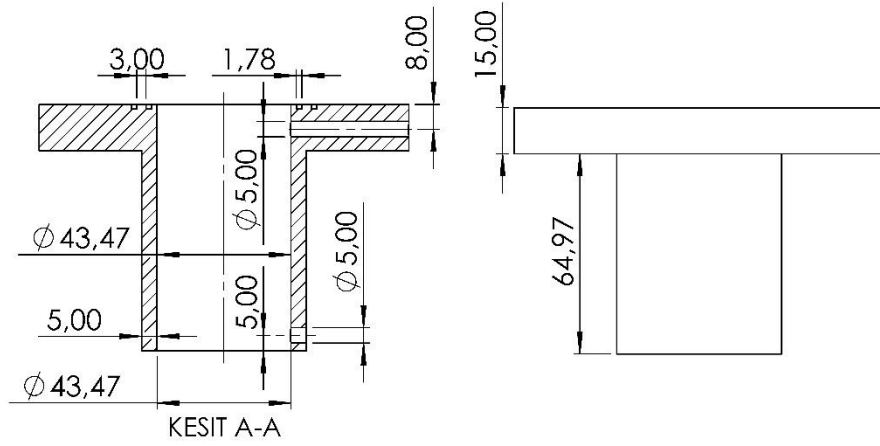
16. https://en.wikipedia.org/wiki/File:Nozzle_de_Laval_diagram.svg
17. Puskulcu, G., et al. Ground Testing Of A Liquid Fueled Rocket Motor. In Recent Advances in Space Technologies, 2005.
18. Hetem, A., et al. Numerical Simulation Of Liquid Propellant Rocket Engines. in MIPRO, 2011.
19. Marques, M. P. P. M., Small Liquid Propellant Rocket Engine, December 2016.
20. Andersson, E., Preliminary design of a small-scale liquid-propellant rocket engine testing platform, 2019.
21. Pressure-fed cycle diagram. https://en.wikipedia.org/wiki/Pressure-fed_engine
22. Gas Generator Diagram. https://en.wikipedia.org/wiki/Gas-generator_cycle
23. Expander Diagram. https://en.wikipedia.org/wiki/Expander_cycle
24. Staged Combustion Diagram.
https://en.wikipedia.org/wiki/Staged_combustion_cycle
25. Leroy J. Krzycki, How to Design, Build and Test Small Liquid-Fuel Rocket Engines (1967, ROCKETLAB)
26. Onur Dinçer, M. Kaan Pehlivanoglu, and A.F. Dericioğlu², High Strength Copper Alloys for Extreme Temperature Conditions, in 18th International Metallurgy & Materials Congress 2016
27. MIT. Rocket Propulsion Classes- Lecture 7. (3):1–16. URL <https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/lecture-notes/>.
28. February 2005, NASA/TM—2005-213566, GRCop-84: A High-Temperature Copper Alloy for High-Heat-Flux Applications, David L. Ellis Glenn Research Center, Cleveland, Ohio
29. https://tr.wikipedia.org/wiki/Roket_motoru
30. <https://tr.wikipedia.org/wiki/Karbonmonoksit>
31. <https://tr.wikipedia.org/wiki/Karbondioksit>
32. <https://tr.wikipedia.org/wiki/Hidroksil>
33. https://www.youtube.com/watch?v=oY_3_c0rDiw&t=1s
34. <https://www.youtube.com/watch?v=qPYso99wMyw>

8. EKLER

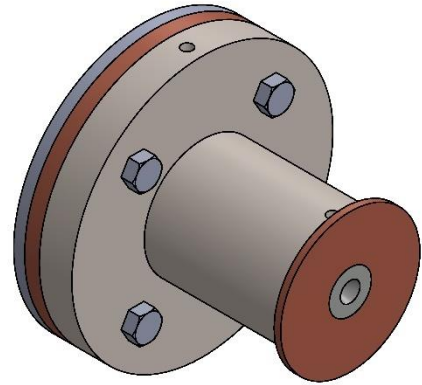
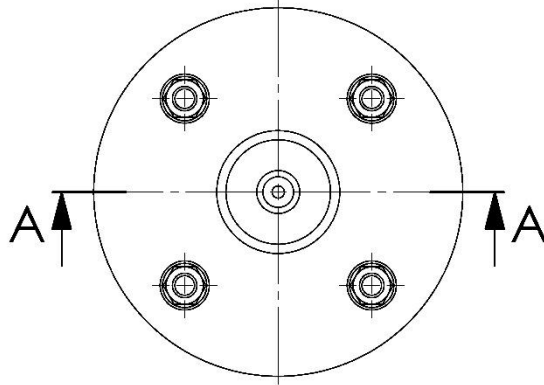
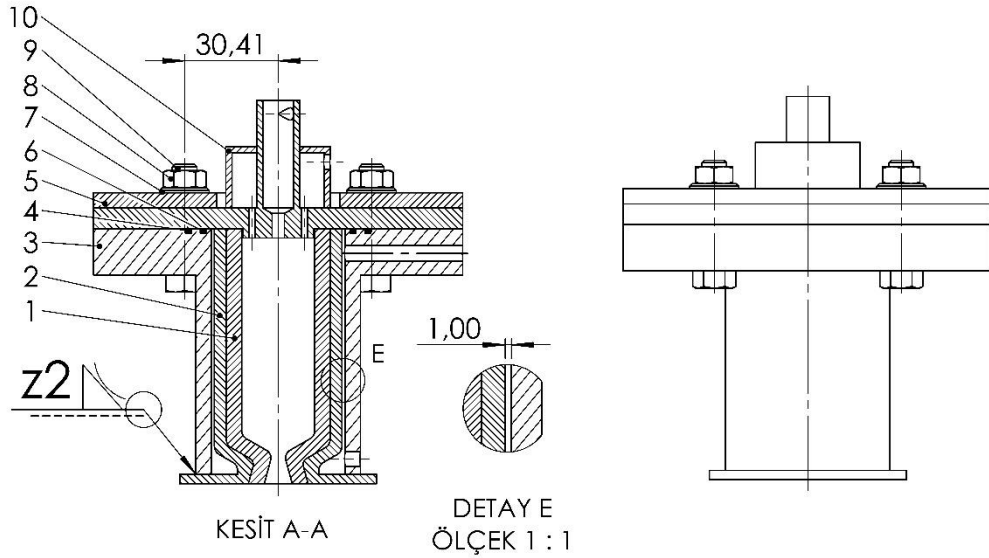




2	Termal kaplama	-	1	ZrO2	İmalat
1	Bakır duvar	-	1	Cu	İmalat
Sıra No	Parça Adı	Standart No	Adet	Malzeme	Açıklama
	Ad Soyad	Tarih		KTÜ Makina Mühendisliği Bölümü	
Çizen	MM 4006-20-G-06	17.01.2021			
Sınıf - No	4-MM 4006-20-G-06				
Kontrol	Prof. Dr. B. Çuhadaroğlu				
1:1	Yanma odası ve Lüle			EK-2	



	Ad Soyad	Tarih	KTÜ Makina Mühendisliği Bölümü
Çizen	MM 4006-20-G-06	17.01.2021	
Sınıf - No	4-MM 4006-20-G-06		
Kontrol	Prof. Dr. B. Çuhadaroğlu		
1:2	Soğutma Ceketi		EK-3



10	Enjektör	-	1	Cu	İmalat
9	M8x1.0 Civata	TS 24016	4	C45	Hazır
8	M8x1.0 Somun	TS 1026-2	4	C45	Hazır
7	Rondela	TS 79-22	4	C45	Hazır
6	O-Ring (23.52x1.78)		1	FKM	Hazır
5	Tabla	-	1	-	İmalat
4	O-Ring (28.3x1.78)		1	FKM	Hazır
3	Sogutma Ceketi	-	1	SS 304	İmalat
2	Bakır Duvar	-	1	Cu	İmalat
1	Termal Kaplama	-	1	ZrO2	İmalat
Sıra No	Parça Adı	Standart No	Adet	Malzeme	Açıklama
	Ad Soyad	Tarih	KTÜ Makina Mühendisliği Bölümü		
Çizen	MM 4006-20-G-06	17.01.2021			
Sınıf - No	4-MM 4006-20-G-06				
Kontrol	Prof. Dr. B. Çuhadaroğlu				
1:2	İtki Odası			EK-4	

ÖZGEÇMİŞLER

Ozan İBİŞLER

19.08.1998 tarihinde Balıkesir ilinin Bandırma ilçesinde doğdu. Bandırma Fen Bilimleri Temel lisesinden mezun oldu. 2016 yılında Karadeniz Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği bölümünde lisans eğitimine başladı ve halen aktif öğrenciliğini sürdürmektedir. İleri derece İngilizce ve A2 düzeyinde Almanca bilgisi vardır.

Umut YENER

20.01.1999 tarihinde Samsun ilinin İlkadım ilçesinde doğdu. Samsun'un Atakum ilçesindeki Onur Ateş Anadolu Lisesinden mezun oldu. 2017 yılında Karadeniz Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünde lisans eğitimine başladı ve halen aktif öğrenciliğini sürdürmektedir. İleri derecede İngilizce bilmektedir.