

T.C.
KIRIKKALE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

SIVI YAKITLI ROKET MOTOR TASARIMI VE PERFORMANS
KARAKTERİSTİKLERİNİN TEORİK ARAŞTIRILMASI

Safa KORKMAZ

OCAK 2019

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalında Safa KORKMAZ tarafından hazırlanan SIVI YAKITLI ROKET MOTOR TASARIMI VE PERFORMANS KARAKTERİSTİKLERİNİN TEORİK ARAŞTIRILMASI adlı Yüksek Lisans Tezinin Anabilim Dalı standartlarına uygun olduğunu onaylarım.

Prof. Dr. Mustafa YİĞİTOĞLU
Anabilim Dalı Başkan Vekili

Bu tezi okuduğumu ve tezin **Yüksek Lisans Tezi** olarak bütün gereklilikleri yerine getirdiğini onaylarım.

Dr. Öğr. Üyesi Hayri YAMAN
Danışman

Jüri Üyeleri

Başkan: Prof. Dr. Bülent ÖZDALYAN

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Zühtü O. PEHLİVANLI

Üye (Danışman): Dr. Öğr. Üyesi Hayri YAMAN

...../...../.....

Bu tez ile Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Yüksek Lisans derecesini onaylamıştır.

Prof. Dr. Recep ÇALIN
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ÖZET

SIVI YAKITLI ROKET MOTOR TASARIMI VE PERFORMANS KARAKTERİSTİKLERİNİN TEORİK ARAŞTIRILMASI

KORKMAZ, Safa

Kırıkkale Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı, Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hayri Yaman

Ocak 2019, 85 sayfa

Sunulan tez çalışması ile gerçek bir roket tasarımının ana temelini oluşturan teorik tasarım ve analiz çalışması yapılmıştır. Roket tasarım parametrelerinden olan yakıt kombinasyonu, karışım oranı, yanma odası basıncı ve nozul çıkış basıncı sınır şartları olarak belirlenmiştir. Sıvı yakıtlı roket tasarımının temel unsurları oluşturan yanma odası, nozul, enjektör ve soğutma sistemi tasarlanmıştır. Bu tasarımda sıvı yakıtlı roket itki kapasitesi 100 kN olarak belirlenmiştir. Roket tasarımı önce analitik olarak yapılmıştır. Analitik olarak belirlenen roket geometrisi RPA programı ile optimize edilmiştir. CEA programı ile RPA programının analiz sonuçlarının doğruluğu incelenmiştir. Roketin üç boyutlu modeli SOLIDWORKS bilgisayar programında oluşturulmuştur. Roket CFD analizi SOLIDWORKS programında oluşturulan üç boyutlu modeli kullanılarak ANSYS FLUENT programında gerçekleştirilmiştir. Bütün analiz sonuçları karşılaştırılmıştır. Hedeflenen roket tasarımı analitik ve simülasyon analizleri ile imalat öncesi farklı programlarda alınan sonuçlar ile karşılaştırılarak doğruluk teyidi yapılmıştır. Roket itki odası malzemesi seçilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Roket Yakıtları, Sıvı Yakıtlı Roket Tasarımı, CFD Analizi, Soğutma Sistemi, Enjektör Tasarımı, Nozul, RPA, CEA, Roket İtkisi, FLUENT, Yanma Odası

ABSTRACT

THEORETICAL INVESTIGATION OF LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINE DESIGN AND PERFORMANCE CHARACTERISTICS

KORKMAZ, Safa

Kırıkkale University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Defence Technologies, Master Science Thesis

Supervisor: Assistant Prof. Dr. Hayri YAMAN

January 2019, 85 pages

With this the thesis, A theoretical design and analysis study which is the main basis of a real rocket design, has been carried out. The propellant combination, the mixture ratio, the combustion chamber pressure and the nozzle outlet pressure, which are the rocket design parameters were determined as boundary condition. The combustion chamber, nozzle, injector and cooling system have been designed as the main elements of the liquid fuel rocket design. In this design, liquid propellant rocket thrust capacity is determined as 100 kN. First of all the design of the rocket was done as analytical. Analytically determined rocket geometry is optimized with RPA program. The accuracy of the results of the analysis of the RPA program with the CEA program was examined. The three-dimensional model of the rocket has been created in the SOLIDWORKS computer program. Rocket CFD analysis was performed in ANSYS FLUENT program by using three dimensional model create in SOLIDWORKS program. All analysis results were compared. Desired rocket design was verified by analytical and simulation analysis, comparing with the results obtained in different programs before production. Rocket thrust chamber material was selected.

Key words: Rocket Propellants, Liquid Propellant Rocket Design, CFD Analysis, Cooling System, Injector Design, Nozzle, RPA, CEA, Rocket Propulsion, FLUENT, Combustion Chamber

TEŞEKKÜR

Hayatımın her safhasında yanımda olan ve desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen aileme ve tez çalışmam boyunca bilimsel ve akademik konularda daima yardımını gördüğüm emeklerini hiç esirgemeyen çok saygı değer tez yöneticisi hocam Sayın Dr. Öğr. Üyesi Hayri YAMAN'a katkılarından dolayı teşekkür ederim.



İÇİNDEKİLER DİZİNİ

ÖZET	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER DİZİNİ	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ	vii
ÇİZELGELER DİZİNİ	ix
SİMGELER DİZİNİ	x
KISALTMALAR	xii
1. GİRİŞ	1
2. ROKET MOTOR ve YAKITLARI	5
2.1 Raketlerin Sınıflandırılması.....	5
2.1.1 Nükleer Raketler.....	6
2.1.2 Güneş Işınımlı Raketler.....	7
2.1.3 Elektrikli Raket Motorları.....	7
2.1.3.1 Elektrotermal Raket Motorları.....	8
2.1.3.2 Elektrostatik Raket Motorları.....	9
2.1.3.3 Elektromanyetik Raket Motorları.....	10
2.1.4 Kimyasal Yakıtlı Raket Motorları.....	10
2.1.4.1 Katı Yakıtlı Raket Motorları.....	11
2.1.4.2 Hibrit Yakıtlı Raketler.....	13
2.1.4.3 Sıvı Yakıtlı Raketler.....	14
2.1.4.3.1 Tek Yakıtlı (Monopropellant).....	16
2.1.4.3.2 Çift Yakıtlı (Bipropellant).....	16
2.1.4.3.3 Depolanabilir Yakıtlı.....	18
2.1.4.3.4 Kriyojenik Yakıtlı (Cryogenic).....	18
2.2 Sıvı Yakıtlı Raket Temel Bileşenleri.....	19
2.2.1 Yanma Odası.....	19

2.2.2	Enjektör	21
2.2.3	Ateşleyici.....	29
2.2.3.1	Hipergolik (Hypergolic) Ateşleyici.....	29
2.2.3.2	Piroteknik (Pyrotechnic) Ateşleyici	30
2.2.3.3	Buji (Spark Plug) Ateşleyici	30
2.2.3.4	Ön Yanma Odalı (Precombustion Chamber) Ateşleyici	30
2.2.3.5	Katalizör (Catalyst)	31
2.2.3.6	Lazer Ateşleyici	31
2.2.4	Nozul.....	31
2.2.4.1	Konik Nozul.....	33
2.2.4.2	Çan Nozul	34
2.2.4.3	Halka Nozul	34
2.2.5	Soğutma Sistemi	35
2.2.5.1	Rejeneratif (Regenerative) Soğutma	36
2.2.5.2	Tahliye (Dump) Soğutma.....	36
2.2.5.3	Film Soğutma	37
2.2.5.4	Terleme (Transpiration) Soğutma	37
2.2.5.5	Ablatif (Ablative) Soğutma.....	38
2.2.5.6	Radyasyon Soğutma.....	38
2.2.6	Besleme Sistemi	39
2.2.6.1	Basıncılı Besleme Sistemi.....	40
2.2.6.2	Turbopompa Besleme Sistemi	41
2.2.7	Tank.....	43
3.	METARYAL VE YÖNTEM.....	45
3.1	Roketlerde Temel Hesaplamalar	45
3.1.1	İtki ve Momentum.....	46
3.1.2	Toplam İtki.....	47

3.1.3	Özgül İtki	48
3.1.4	Efektif Egzoz Hızı.....	49
3.1.5	Karakteristik Egzoz Hızı.....	50
3.1.6	İtki Katsayısı	51
4.	SIVI YAKITLI ROKET MOTOR TASARIM ve ANALİZİ	52
4.1	Yakıt Seçimi.....	52
4.2	İtki Odası Tasarımı.....	54
4.3	İtki Odası Geometrisinin RPA Programı ile Optimizasyonu ve Analizi ...	58
4.4	Roket Analiz Sonuçlarının CEA Programı ile Doğrulanması.....	60
4.5	Soğutma Sistemi Tasarımı	62
4.6	Roket İtki Odası Malzeme Seçimi ve Duvar Kalınlığının Belirlenmesi....	68
4.7	Enjektör Tasarımı.....	69
4.8	CFD Analizi	74
5.	SONUÇLAR VE ÖNERİLER	78
	KAYNAKLAR	80

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2.1 Roket motor türleri.....	5
Şekil 2.2 Nükleer roket motoru.....	6
Şekil 2.3 Güneş Işınımlı roket motoru.....	7
Şekil 2.4 Rezistojet şematik gösterimi.....	8
Şekil 2.5 Arkjet şematik gösterimi.....	9
Şekil 2.6 Basitleştirilmiş elektrostatik roket motoru şematik gösterimi.....	9
Şekil 2.7 Elektromanyetik roket motoru şematik gösterimi.....	10
Şekil 2.8 Katı Yakıtlı roketin genel görünüşü.....	11
Şekil 2.9 Heterojen katı yakıt şematik gösterimi.....	13
Şekil 2.10 Hibrit yakıtlı roket motoru şematik gösterimi.....	14
Şekil 2.11 Sıvı yakıtlı roket.....	15
Şekil 2.12 Yanma odası şematik gösterimi.....	20
Şekil 2.13 Yanma odası geometrileri.....	21
Şekil 2.14 Duş başlığı tipi enjektörün şematik gösterimi.....	24
Şekil 2.15 İkiz tip enjektör şematik gösterimi.....	24
Şekil 2.16 Üçüz tip enjektör şematik gösterimi.....	25
Şekil 2.17 Beşiz tip enjektör şematik gösterimi.....	25
Şekil 2.18 Kendi kendine çarpan tip enjektör şematik gösterimi.....	26
Şekil 2.19 Eş eksenli enjektör şematik gösterimi.....	26
Şekil 2.20 Halka yarıklı enjektör şematik gösterimi.....	27
Şekil 2.21 Sıçratma plakalı enjektör şematik gösterimi.....	27
Şekil 2.22 Ön karıştırılmalı enjektör şematik gösterimi.....	28
Şekil 2.23 Kısılabilir enjektör şematik gösterimi.....	29
Şekil 2.24 Hipergolik ateşleme gösterimi.....	30
Şekil 2.25 Katalizör yataklı roket şematik gösterimi.....	31
Şekil 2.26 Nozuldan akan gazın basınç, hız ve sıcaklık değişimi.....	32
Şekil 2.27 Konik nozul şematik gösterimi.....	33
Şekil 2.28 Çan nozul şematik gösterimi ve konik nozul ile karşılaştırılması.....	34
Şekil 2.29 Halka nozul tipleri şematik gösterimi.....	35
Şekil 2.30 Rejeneratif soğutma sisteminin şematik gösterimi.....	36
Şekil 2.31 Film soğutma şematik gösterimi.....	37

Şekil 2.32 Ablatif soğutma şematik gösterimi	38
Şekil 2.33 Radyasyon soğutma şematik gösterimi.....	39
Şekil 2.34 Basınçlı besleme sisteminin şematik gösterimi	40
Şekil 2.35 Gaz jeneratör çevrimi şematik gösterimi	41
Şekil 2.36 Genişletme çevrimi şematik gösterimi.....	42
Şekil 2.37 Kademeli yanma çevrimi şematik gösterimi.....	43
Şekil 2.38 Sıvı yakıtlı roketlerde kullanılan tank tipleri	44
Şekil 3.1 Roket itki sisteminin şematik gösterimi.....	45
Şekil 4.1 Sıvı Hidrojen - Sıvı Oksijen kütlece karışım oranlarına göre özgül itki ve sıcaklık değişimi grafiği	53
Şekil 4.2 İtki Katsayısının yakıt çiftinin karışım oranına göre değişimi.....	54
Şekil 4.3 Roket geometrisi	57
Şekil 4.4 RPA programı parametre giriş ekranı	58
Şekil 4.5 100 kN'luk roket itki odası kesit görünümü.....	59
Şekil 4.6 CEA programı parametre giriş ekranı	61
Şekil 4.7 Soğutucu sıvı ile soğutulan roket motorunun ısı transfer mekanizması	63
Şekil 4.8 Roket duvar sıcaklığı 1000 K olduğundaki toplam ısı akısı.....	65
Şekil 4.9 Roket soğutma sistemi kesit görünüşü.....	66
Şekil 4.10 Roket malzemesi sıcaklık grafiği.....	67
Şekil 4.11 Soğutma sistemini ısı akısı dağılım grafiği.....	67
Şekil 4.12 Enjektör akışı şematik görünümü	71
Şekil 4.13 Enjektör ön düzlem görünümü.....	72
Şekil 4.14 Enjektör arka düzlem görünümü.....	73
Şekil 4.15 Enjektör kesit düzlem görünümü	73
Şekil 4.16 CFD analizi basınç sonucu	74
Şekil 4.17 CFD analizi sıcaklık sonucu	75
Şekil 4.18 CFD analizi mak sayısı sonucu.....	76
Şekil 4.19 ANSYS programı parametre giriş ekranı.....	76

ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 2.1 Bazı tekil yakıtlar ve özgül itkileri.....	16
Çizelge 2.2 Bazı orta enerji seviyeli çift yakıtların teorik performans değerleri.....	17
Çizelge 2.3 Bazı yüksek enerji seviyeli depolanabilir çift yakıtların teorik performans değerleri	18
Çizelge 2.4 Bazı çok yüksek enerji seviyeli kriyojenik çift yakıtların teorik performans değerleri	19
Çizelge 4.1 Çeşit yakıt çiftleri için yanma odası karakteristik uzunluğu.....	56
Çizelge 4.2 RPA programı itki odası geometrisinin değerleri	59
Çizelge 4.3 RPA tarafından analizi yapılan roketin itki ve kütleli debi değerleri ...	60
Çizelge 4.4 100 kN'luk roketin RPA analiz sonuçları	60
Çizelge 4.5 100 kN'luk roketin CEA analiz sonuçları	62
Çizelge 4.6 Soğutma sistemini kademelerinin parametreleri.....	65
Çizelge 4.7 Roketlerde kullanılan bazı malzemelerin özellikleri	68
Çizelge 4.8 Enjektörlerde kullanılan bazı delik şekilleri ve deşarj katsayıları	69
Çizelge 4.9 Farklı bilgisayar programları ile yapılan analiz sonuçlarının karşılaştırılması	77

SİMGELER DİZİNİ

F	İtke kuvveti (N)
\dot{m}	Kütlesel debi (kg/s)
V	Hız (m/s)
I_t	Toplam itki (N.s)
I_{sp}	Özgül itki (s)
k	Özgül ısı oranı (Birimsiz)
P_c	Yanma odası basıncı (MPa)
P_a	Ortam basıncı (MPa)
P_e	Nozul çıkış basıncı (MPa)
A_t	Nozul boğaz alanı (m ²)
A_e	Nozul çıkış alanı (m ²)
A_c	Yanma odası alanı (m ²)
L^*	Yanma odası karakteristik uzunluğu (m)
L_c	Yanma odası uzunluğu (m)
L_n	Nozul uzunluğu (m)
L_{cyl}	Yanma odası silindirik bölüm uzunluğu (m)
a	İvme (m ² /s)
t	Zaman (s)
t_s	Yanma süresi (s)
V_e	Egzoz hızı (m/s)
V_c	Yanma odası hacmi (m ³)
g	Yerçekimi ivmesi (m ² /s)
c^*	Karakteristik egzoz hızı (m/s)
C_F	İtke katsayısı (Birimsiz)
c	Efektif egzoz hızı (m/s)
T_c	Yanma odası sıcaklığı (K)
R	Gaz sabiti (kJ/kg.K)
M_g	Moleküler ağırlık (kg/kmol)
λ	Düzeltilme faktörü (Birimsiz)
ϵ	Nozul genişleme oranı (Birimsiz)
h_g	Isı taşınım katsayısı (W/m ² .K)

κ	Isı iletim katsayısı (W/m.K)
q	Isı akısı (W/m ²)
Pr	Prantl sayısı (Birimsiz)
t_w	Duvar kalınlığı (m)
σ	Akma mukavemeti (MPa)
EK	Emniyet katsayısı (Birimsiz)
C_d	Enjektör deşarj katsayısı (Birimsiz)
Q	Hacimsel debi (m ³ /s)
ρ	Yoğunluk (kg/m ³)
α	Nozul genişleme açısı (radyan)
b	Nozul daralma açısı (radyan)



KISALTMALAR

IRFNA	İnhibe edilmiş kırmızı dumanlı nitrik asit
UDMH	Simetrik olmayan dimetil-hidrazin
MMH	Monometil-hidrazin
NC	Nitroselüloz
NG	Nitrogliserin



1. GİRİŞ

Roket, Newton'un üçüncü hareket yasası olan her etkiye eşit ve zıt bir tepki prensibine göre çalışan motorlara verilen isim olarak adlandırılmaktadır [1]. Roketler çalışmaları esnasında hava ortamına ihtiyaç duymayan sistemlerdir ve bu özellikleri sayesinde atmosfer dışı her ortamda çalışabilmektedirler [2]. Roketler bir yükü hedefe ulaştırmak için kullanılan araçlardır. Bu yükler askeri amaçlı silah başlığı, zaman uzay kabini, ticari ve haberleşme uydular olabilmektedir. Son yıllarda roketler ile insan taşımacılığı yapmak için çalışmalar devam etmektedir. Roketler itkiyle çalışan araçlardır ve itkiyi meydana getiren enerji kaynağının çeşidine göre sınıflandırılırlar [3]. Bu enerji kaynakları kimyasal, elektrik ve nükleer olmak üzere üç kategoriye ayrılmaktadır [4].

Milattan önce 200 yıllarında Çin Han hanedanlığı tarafından ilk roket icat edilmiştir [2]. İcat edildiği ilk yıllarda roketler sadece havai fişek olarak gösterilerde kullanılmıştır. Milattan sonra 75 yılında İskenderiyeli Heron aeolipile adı verilen ilk tepki roket prensibi ile çalışan motoru icat etmiştir [4]. Sistem içi su dolu bir hazne ve karşılıklı iki delik bulunan bir metal küreden meydana gelmektedir. Metal küre iki boru yardımıyla haznenin üzerine sabitlenmiştir. Haznenin altında ateş yakılmasıyla, su buharlaşmakta ve metal kürenin içine dolmaktadır. Metal kürenin üzerinde bulunan deliklerden buhar basınçlı bir şekilde dışarıya çıkmakta ve çıkarken oluşturduğu kuvvetin etkisiyle metal küre kendi etrafında dönmektedir. Bu icat ilk buhar türbini olarak atfedilmektedir. Milattan sonra 13. yüzyıla gelindiğinde roketler savaş aracı olarak kullanılmaya başlanmıştır. İlk kez Çinliler Moğollarla karşı yapılan savaşta roketleri kullanmışlardır [1]. Daha sonra Moğollar kendi roketlerini yapmışlar ve hatta Kubilay Hanın 1275 yılında Japonya'yı işgalinde roketleri kullandığı bilinmektedir [4]. 1300'lü yıllarda Moğollar ve Araplar tarafından İspanya'ya getirilerek bombardıman silahı olarak kullanılmıştır [4, 5]. 1633 yılında Sultan IV. Murad'ın kızı Kaya Sultan'ın doğumu nedeniyle yapılan törenlerde Lagari Hasan Çelebi barut dolu haznesi bulunan bir basit hava roketi ile ilk kez havalanmayı başarmıştır [6]. Roket itkisi ile ilk uçan insan olarak tarihe geçmiştir. 1770'lerde Hintli lider Tipu Sultan roketi İngilizlere karşı kullandığı bilinmektedir [8].

yüzyılda Avrupa'da roketler askeri amaçlı kullanılmaya başlanmıştır ancak Avrupalılar ilk roketlerinde büyük denge problemleri yaşamışlardır. 1844 yılında William Hale tarafından denge problemleri girilmesine karşın verimli olarak çalıştırılmamıştır [1]. 20. yüzyıl modern roketçiliğe geçiş olarak kabul edilmektedir. Tsiolkovsky, Goddard, Oberth, Von Braun ve Korolev modern roketlerin öncüleri olarak bilinmektedir [4]. Bir matematik öğretmeni olan Konstantin Tsiolkovsky, roketler üzerine teorik olarak çalışmıştır. 1903 yılında bir makale yazarak uzay yolculukları için sıvı yakıtlı bir roket modeli oluşturmuş ve roket denklemlerini türetmiştir. 1923 yılında Herman Oberth, sıvı alkol ve sıvı oksijenle çalışan roket tasarımını uzay yolculukları için incelediği doktora tezini kitap olarak yayınlamıştır. Bu tez çok satanlar arasına girmiş ve birçok amatör roketçilere ilham kaynağı olmuştur. Modern roketin babası olarak bilinen Profesör Robert Goddard, 1914 yılında sıvı yakıtlı roketin yanma odasını ve nozulunu tasarlayarak patentini almıştır. 1926 yılında ise tarihte ilk sıvı yakıtlı roket uçuşunu gerçekleştirmiştir [4]. 1932 yılında roketlerle ilgilenmeye başlayan Nazi Almanyası, Goddard'ın araştırmalarını incelemişlerdir. Almanlar 1942 yılında Wherner von Braun yönetiminde 250 kN itki üreten, sıvı alkol ve oksijenle çalışan V-2 roketini üretmeyi başarmışlardır. II. Dünya Savaşında çok etkin bir şekilde kullanılan V-2 roketi, 2600'den fazla hedefe saldırı amaçlı kullanılmışlardır [1].

Strunz (1998) sıvı yakıtlı roketin kararsızlıklarını teorik olarak incelemiş ve tanımlamıştır. Akış olayındaki geçici durumları tahmin etmek için numerik yöntemler kullanmıştır. Basitleştirilmiş yanma modeli için analizlerini Karakteristik Metod ve tek boyutlu termokimyasal kodlarını kullanarak yapmıştır [7].

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 [8].

Hetem, A., ve arkadaşları (2011) yapmış oldukları bir çalışmada sıvı yakıtlı deney motoru için sıvı hidrojen peroksit (H_2O_2) yakıtı kullanarak roketin performans davranışlarının simülasyonlarını yapmışlardır [9].

Youngblood (2015) yapmış olduğu çalışmada küçük ölçekli etanol ve nitro oksit (N₂O) ile çalışan sıvı yakıtlı roket tasarlamıştır. Tasarladığı roketi Nasa CEA ve Cantera referanslı Matlab ortamında model oluşturarak analiz etmiştir. Daha sonra roketi üreterek ve statik testlerini yapmıştır. Test verileri ile programların sonuçlarını karşılaştırıp Cantera programının Nasa CEA programı kadar iyi olduğunu ve iyi bir rakip olacağını göstermiştir [10].

Shaikh, T., ve arkadaşları (2015) yapmış oldukları bir çalışmada sıvı yakıtlı deney motorunda farklı yakıt püskürtme basıncında farklı oksijen ve benzin oranlarında roketin performans karakteristiklerini araştırmışlardır. Araştırmalarında roketin 7 bar püskürtme basıncında, 1.1 ekovilans (Φ) oranında ki özgül itki 6.6 bar enjektör püskürtme basıncında ve 0.9 ekovilans (Φ) oranına göre daha fazla özgül itki (I_{sp}) ürettiğini tespit etmişlerdir [11].

Wei ve arkadaşları (2015) Modelica programını kullanarak turbopompa ve gas basınçlı besleme sistemi olan iki adet sıvı yakıtlı roket modelleyip simülasyonlarını yapmışlardır. Roket motorlarının başlama, durma ve düzenli çalışma modlarındaki geçici performanslarını araştırmışlardır [12].

Stapp (2016) yapmış olduğu teorik çalışmada tek iş çevrimi olan mevcut rokete bilgisayar programlarıyla simüle ederek sıvı oksitleyicinin iş çevrimi için içine katarak analiz etmiş ve bu durumun etkilerini araştırmıştır. Yapmış olduğu simülasyonda teorik olarak çift iş çevrimi olan sıvı yakıtlı roketin itkisinin %21 artışı sonucuna varmıştır [13].

Türk (2016) 2 kN itki üretebilecek üst kademe sıvı yakıtlı roket motoru için yakıt, yanma odası geometrisi ve malzemesini belirlemek için kavramsal olarak çalışmıştır. Analizlerini RPA paket programını kullanarak yapmıştır. Yakıt olarak N₂H₄ ve oksitleyici olarak N₂O₄ seçmiştir. Yanma odası basıncı 1 MPa ve yakıt karışım oranını 1.4 olarak belirlemiştir. Vakum ortamında roketin özgül itkisi (I_s) 338.7 s karakteristik egzoz hızının ise 1659.26 m/s olarak hesaplanmıştır [5].

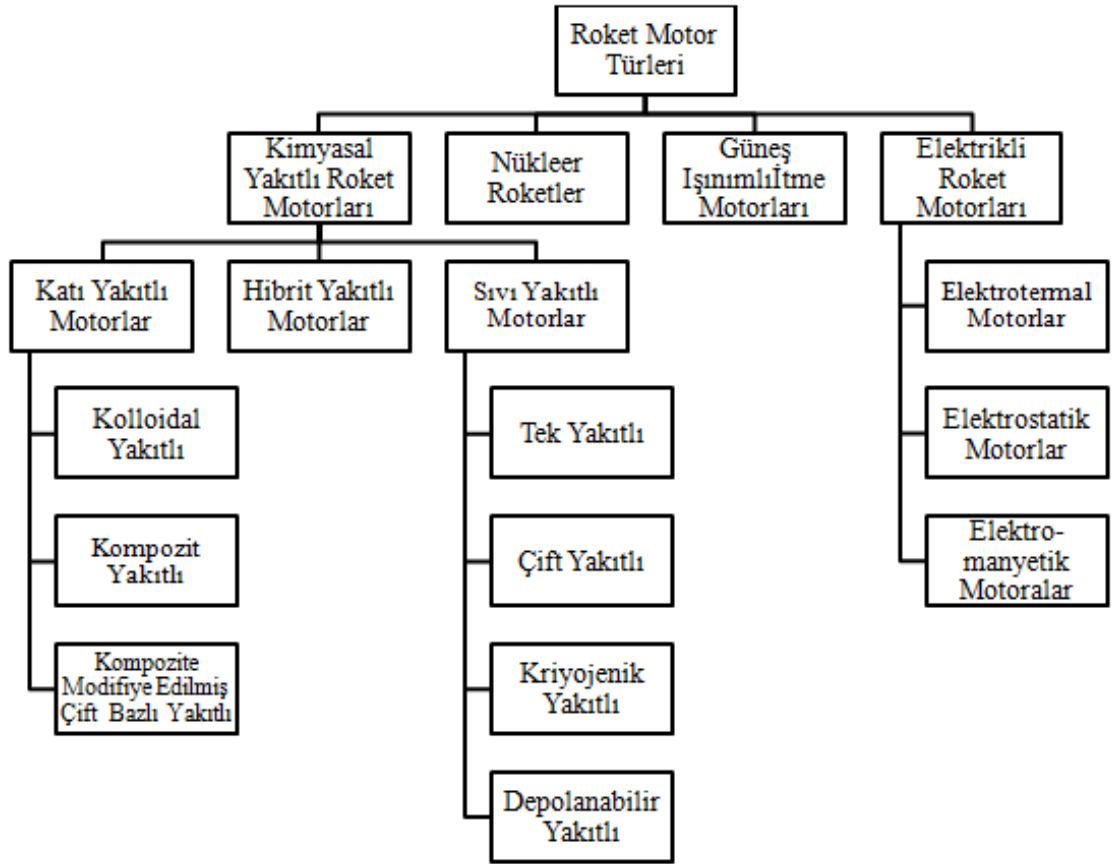
Shaikh ve arkadaşları (2017) sıvı hidrokarbon ve gaz oksijenle çalışan laboratuvar ölçekli sıvı yakıtlı roket motorunu hem deneysel olarak hem de sayısal olarak araştırmışlardır. Raket motoru zengin ve fakir yakıt karışım oranlarında çalıştırılmıştır. Sayısal araştırmaları ANSYS FLUENT programı kullanılarak yapmışlardır. Deneysel ve sayısal sonuçlar karşılaştırılıp sayısal yöntemin performans analizinde kullanılabilirliğini incelemişlerdir [14].

Bu tez çalışması kapsamında, 100 kN itki kuvvetine sahip sıvı yakıtlı roket tasarımının yapılması hedeflenmiştir. Literatür araştırmaları neticesinde sıvı yakıtlı roket motorunun yanma odası, enjektör, nozul ve soğutma sistemi olarak bilinen alt sistem bileşenlerinin seçimi ve tasarımı yapılmıştır. Tasarım sonrası CEA, RPA ve ANSYS FLUENT programları kullanılarak roket analizi gerçekleştirilmiştir. Farklı programlardan alınan analiz sonuçları karşılaştırılarak doğruluk teyidi gerçekleştirilmiştir.

2. ROKET MOTOR ve YAKITLARI

2.1 Roketlerin Sınıflandırılması

Roketler, bir yükü istenilen hedefe sevk etmek için kullanılan araçlardır. Roketler hareket etmek için bir itkiye ihtiyaç duymaktadırlar [15]. Roketlerde itki, temel olarak yanma odasında üretilen yüksek sıcaklık ve basınçtaki gazın nozul aracılığıyla dışarı atılması esnasında oluşan momentumdan elde edilir. Roketler enerji kaynağının çeşidine (kimyasal, nükleer), temel işlevlerine (yükseltici, yörünge istasyonu tutucu), araç tipine (uçak, füze, uzay aracı), yakıt tipine ve kademe sayısına göre sınıflandırılmaktadırlar [3]. İçlerinde en yaygın kullanılan sınıflandırma yöntemi, roketin kullandığı enerji kaynağının çeşidine göre yapılan sınıflamalardır.

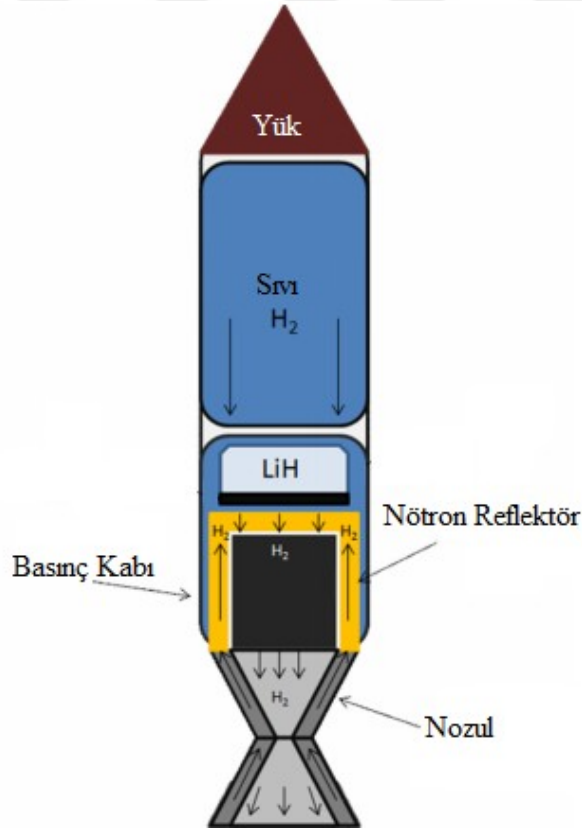


Şekil 2.1 Roket motor türleri

Roket motorları Şekil 2.1'de itkiyi üreten enerji çeşidine göre sınıflandırılmıştır. Kimyasal yakıtla çalışan roket motorları en çok tercih edilen roket motorlar olmaktadır. Nükleer roketler teorik olarak çalışabilirliği ispatlanmış olmasına rağmen kullanım şartları gereği ticarileştirilmesi safhası araştırmaları devam ettiği bilinmektedir. Elektrikli ve güneş ışınımlı roket motorları genellikle uyduların yörüngede kalması için kullanılan küçük motorlardır.

2.1.1 Nükleer Roketler

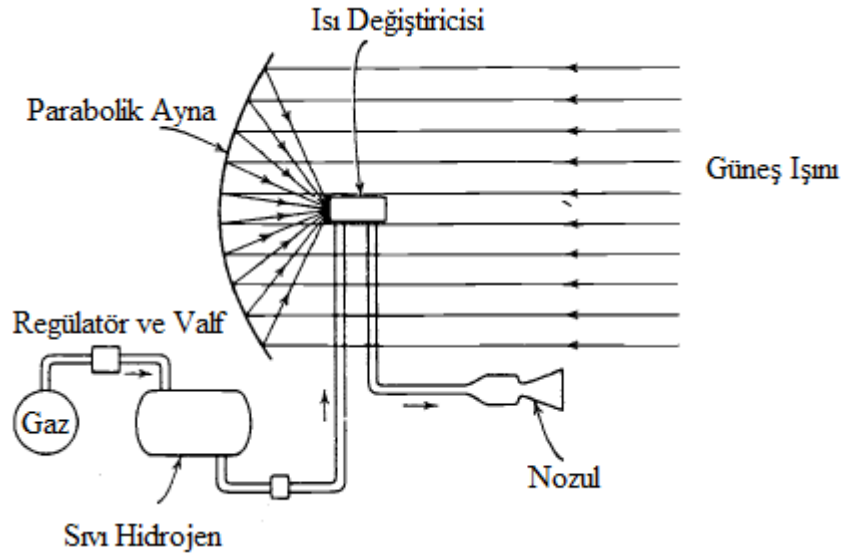
Nükleer reaksiyonlarla ortaya çıkan ısı enerjisi, depolanmış sıvı yakıtı (ışık akışkanına) aktarılır ardından yüksek sıcaklıktaki yakıt daralan ve genişleyen nozul tarafından yüksek hız kazandırılıp dışarı atılır ve bu sayede roket itkisi üretilmektedir. Filyon, füzyon ve izotop bozulma olmak üzere üç türü vardır. Uzun uçuşlar için uygundur. Şekil 2.2'de nükleer roket şematik olarak gösterilmiştir [16].



Şekil 2.2 Nükleer roket motoru [16]

2.1.2 Güneş Işınımı Raketler

Güneş ışınımı raketler, sıvı iticinin güneş radyasyonu kullanılarak ısıtılması ve nozuldan yüksek hızla atılmasıyla üretilen itki ile çalışmaktadır. Güneş radyasyonu toplanıp odaklamak için büyük çapta optik aynalar kullanılmaktadır. Performansları kimyasal roketlere göre iki üç kat daha fazla olmakta ancak küçük kapasiteli roketlerde kullanılmaktadır. İtici olarak genellikle sıvı hidrojen kullanılmaktadır. Isıtıldığında hidrojenin sıcaklığı 2500 °C kadar çıkabilmektedir. Bu nedenle roket itki odası yüksek sıcaklığı dayanıklı; tungsten, renyum gibi yüksek sıcaklığa dayanıklı metallere üretilmektedir. Aynaların güneş ışınlarını en verimli bir şekilde toplamasını sağlamak için güneş ve roket pozisyonuna göre aynalarının konumlarının sürekli ayarlanması gerekmektedir. Şekil 2.3'te güneş ışınımı raket motorunun şematik çizimi gösterilmektedir [3].



Şekil 2.3 Güneş Işınımı raket motoru [3]

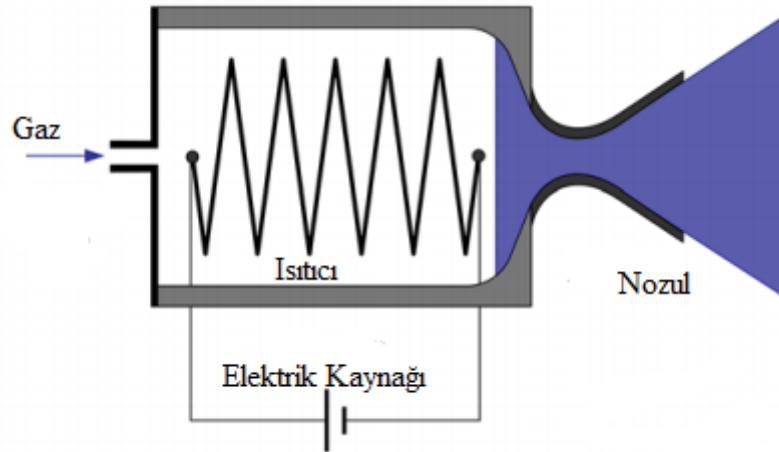
2.1.3 Elektrikli Raket Motorları

Elektrikli raket motorlarının itki üretme mekanizmaları birbirinden farklıdır. Bu tür motorlar ya doğrudan elektrik enerjisi yada başka bir enerji kaynağının elektrik

enerjine çevrilerek kullanılmaktadır. Enerjiyi çevirmek için jeneratör, akü gibi ara sistemlere ihtiyaç duyulmaktadır. Büyük enerji gereksinimlerine ihtiyaç vardır. Bu roketleri verimsiz güç kaynağı ve ağırlık gibi dezavantajları bulunmaktadır. Elektrotermal, elektrostatik ve elektromanyetik olmak farklı yapıda dizayn edilmektedirler.

2.1.3.1 Elektrotermal Roket Motorları

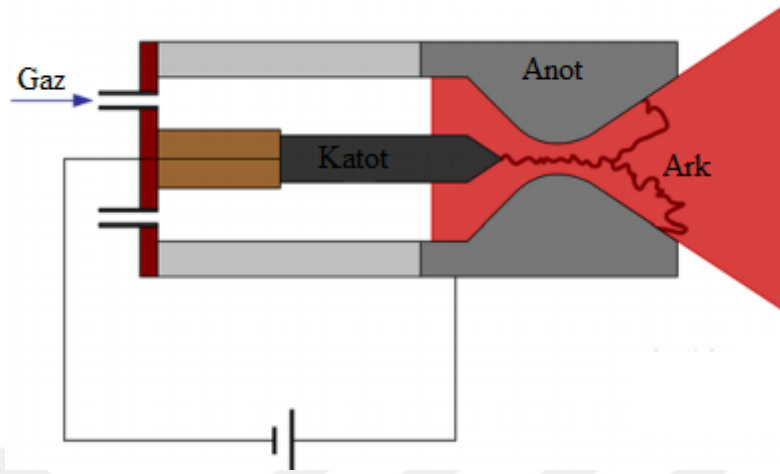
İtici akışkanı, elektrik enerjisiyle ısıtılarak termal olarak genişlemesi sağlanmaktadır. Isıtılmış gaz nozuldaki yüksek hızlarda atılarak itici kuvveti oluşturulmaktadır. Elektrik enerjisinin ısı iletim yoluyla itici akışkanına aktarılmasının iki yolu vardır. Bunlar rezistojet ve arkjet olarak adlandırılmaktadır. Şekil 2.4'te görülen rezistojet iç direnci yüksek bir metalin içinden akım geçirilmek suretiyle ısıtılmaktadır. Metalin üzerinden itici malzemesi geçirilerek ısı itici akışkanına aktarılmaktadır. Bu sistemde ısıtıcı metalin erime noktası roket performansını kısıtlayan en önemli unsur olmaktadır. Rezistojetler 230-360 s arasında özgül itkiye sahiplerdir [17].



Şekil 2.4 Rezistojet şematik gösterimi [18]

Şekil 2.5'te gösterilen arkjet roketinde itici akışkanı kendi üzerinden geçirilen akımla ısıtılmaktadır. Kaynağın gücüne göre katot civarında plazma oluşmaktadır. Bu roket motorlarının rezistojetlere göre en büyük avantajı, en yüksek sıcaklığın arkın içinde

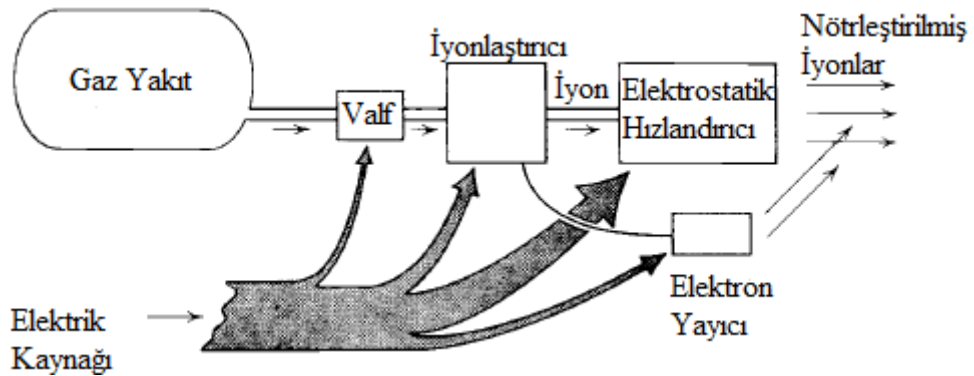
oluşması ve böylelikle malzemedan kaynaklanan sıcaklık kısıtlamaları ortadan kaldırmaktadır. Bu sistemler 500-1500 s arasında özgül itkiye sahiptirler [17].



Şekil 2.5 Arkjet şematik gösterimi [18]

2.1.3.2 Elektrostatik Roket Motorları

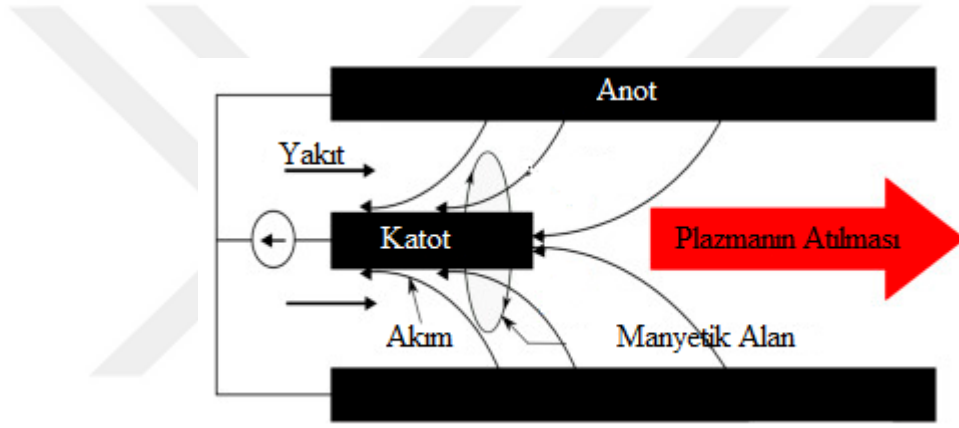
Şekil 2.6'da gösterilen elektrostatik roket motorunda itki kuvveti, yakıt iyonlaştırılıp ardından manyetik veya elektrik alan kullanılarak yüksek hızlara çıkarılmasıyla elde edilmektedir. Bu motorlar çok yüksek egzoz hızlarına sahiptirler. Yüksek egzoz hızı sayesinde yakıt yükünde büyük bir tasarruf sağlanmakta ve böylece roket daha hafif ve verimli hale gelmektedir. Roket etrafında statik elektriklenme oluşmasını engellemek için iyonlar egzoz çıkışında elektronlarla nötralize edilmektedir [2].



Şekil 2.6 Basitleştirilmiş elektrostatik roket motoru şematik gösterimi [3]

2.1.3.3 Elektromanyetik Roket Motorları

Elektromanyetik roket motorları henüz deney aşamasındadırlar. Bu tip motorlarda gaz plazma haline getirilmekte, egzoz giden yanma odasında (bu odada kimyasal bir yanma ve ısı üretimi söz konusu değildir) elektromanyetik bir ortam elektrik akımıyla sağlanarak plazmanın egzoz dışına doğru hareketi mümkün kılınmaktadır. Şekil 2.7'de gösterildiği gibi hem yakıtı plazma haline getirmek hem de güçlü bir manyetik alan yaratmak için çok fazla elektrik üretimine ihtiyaç vardır. Yüksek itkiler üretilebilmektedir. Bu tip roket motorları tam olarak geliştirilmesi ile gezegenler arası çalışmalarda kullanılması planlanmaktadır [19].



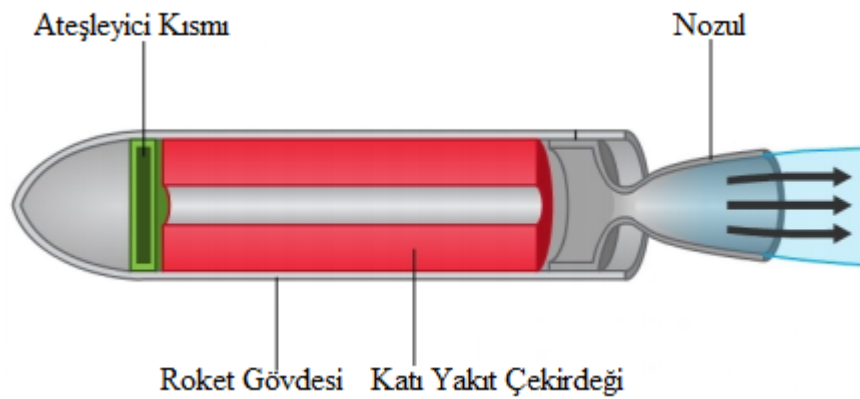
Şekil 2.7 Elektromanyetik roket motoru şematik gösterimi [20]

2.1.4 Kimyasal Yakıtlı Roket Motorları

Roketlerin tahriki için gerekli enerji, roket yakıtlarının bünyesinde bulunan kimyasal enerjinin kinetik enerjiye çevrilmesiyle sağlanır. Kimyasal yakıt, roket yanma odasında yüksek basınç altında yakılması esnasında kimyasal tepkimeyle ortaya çıkan gazın sıcaklığı 4500 °C'lere kadar yükselebilmektedir. Yüksek basınç ve sıcaklıkta üretilen gaz nozul vasıtasıyla yüksek hız kazandırılarak roketten dışarı atılması ile itki kuvveti üretilmektedir. Kimyasal yakıtlı roketler, kullandığı yakıtın türüne göre katı, sıvı ve hibrit olmak üzere üç gruba ayrılırlar. Çoğunlukla yüksek kapasiteli yük taşımada kullanılan büyük yapıları roket motorlarıdır [21].

2.1.4.1 Katı Yakıtlı Roket Motorları

Katı yakıtlı roket motorları en eski roket motor çeşidi olarak bilinmektedir. Oksitleyici ve yanıcı yüksek enerjili maddelerin, katı halde beraberce kimyasal formda roket borusu içerisine yerleştirilmesiyle oluşturulan roket çeşitleridir [1]. Yanıcı ve yakıcı maddelerin her ikisi birlikte tek bir yapı içerisinde bulunması neticesiyle katı yakıtlı roket motorları, atmosferin oksijenine ihtiyaç duymadan atmosfer içinde ve dışında sorunsuz bir şekilde çalışabilmektedirler. Bu roketlerin dezavantajlı yanı ise roket yakıtı bir kere ateşlendikten sonra yakıt bitene kadar bir daha durdurulamamasıdır [22]. Katı yakıtlı roketler yüksek yoğunluklu yakıt kullandıklarından dolayı eşdeğer sıvı yakıtlı roketlere göre daha kompakt ve fiziksel olarak daha küçük olmaktadır. Sıvı yakıtlı roketlerin aksine turbopompa veya yakıt besleme gibi karmaşık alt sistemlere ihtiyaç duymamaktadırlar. Birçok katı yakıtlı roket motorunun hareketli parçası yoktur veya çok azdır. Katı yakıtlı roketlerin bu özelliği sayesinde katı yakıtlı roket motorları çok az bakım gerektirmektedirler. Uzun süre depolanabilme kabiliyetine sahiptirler. Yüksek güvenilirlik, küçük boyutlu olması ve depolanabilmesi özellikleriyle katı yakıtlı roket motorları hafif taktiksel kullanımlarda daha çok tercih edilmektedir [3]. Şekil 2.8'de katı yakıtlı roket motorunun temel bileşenleri gösterilmektedir.

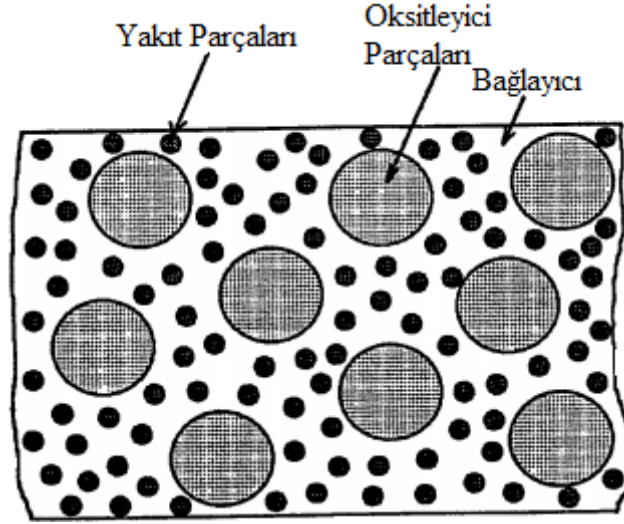


Şekil 2.8 Katı Yakıtlı roketin genel görünüşü [23]

Katı yakıtlar kendi içerisinde homojen (kolloidal), heterojen (kompozit) ve kompozite modifiye edilmiş çift bazlı olmak üzere üç sınıfa ayrılmaktadır.

Homojen yakıtlar oksitleyici ve yakıt elementlerini aynı molekül içinde barındıran bileşiklerdir. Nitrogliserin (NG) ve nitroselüloz (NC) tipik bir homojen yakıt örnekleridir. Homojen yakıtlar bazı malzemelerin eksikliği nedeniyle diğer katı yakıt türlerine göre daha kararsız yapıda bulunmakta ve üretimde esnasındaki tehlikeleri daha yüksek olmaktadır. Eğer yakıt sadece bir bileşikten oluşuyorsa buna tek bazlı yakıt denilmektedir. Ancak homojen yakıtların çoğu, çift bazlı yakıt olarak adlandırılan bir karışım içinde iki farklı bileşiğin olduğu yapıda kullanılmaktadır. NC ve NG'den oluşan çift bazlı yakıt en yangın kullanıma sahiptir. Çift bazlı yakıtlar genellikle dumansız ve zehirsiz yakıtlar olarak değerlendirilmektedirler [2].

Heterojen yakıtlar; oksitleyici kristalini ve yakıt parçacıklarını ayrı olarak bir bağlayıcı içerisinde bulunan yapılara denmektedir. Şekil 2.9'da heterojen katı yakıt bileşenleri şematik olarak gösterilmektedir. Bu yakıtlarda temel yakıt yeterli katı oksitleyici olmadan iyi bir yanma gerçekleşmemektedir. Bileşikler oksijen dengesini elde etmek için birbirleriyle uygun oranlarda karıştırılmalıdır [24]. Bağlayıcılar genellikle yanıcı yakıtlardan oluşmaktadır. Yakıt performansını artırmak için yüksek enerjili metal tozları, stabilize edici, plastikleştirici yanma hızını artırıcı gibi kimyasal katkı maddeleri kullanılmaktadır. Heterojen yakıtların performansı ve karalılık seviyesi homojen yakıtlardan daha yüksektir. Uzun süre depolanacak roketlerde tercih edilmektedir. Yakıtın içinde bulunan metal katkısından veya diğer kimyasal katkılardan dolayı yanma sonu gazları zehirli ve dumanlıdır. Döküm yöntemiyle üretilmektedirler. Ayrıca üretilmeleri için büyük tesisler gerekir ve homojen yakıtlara göre daha maliyetlidirler [2].

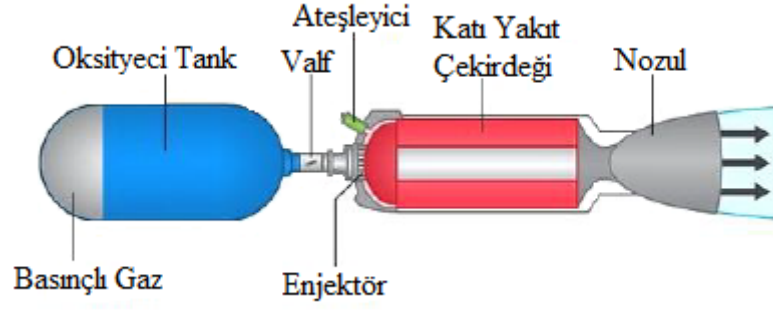


Şekil 2.9 Heterojen katı yakıt şematik gösterimi [25]

Kompozite modifiye edilmiş çift bazlı yakıt içeriği ağırlıkça önemli oranda kristal yapıda oksitleyici amonyum perklorat (AP), genellikle metalik yakıt olarak Al ve yüksek enerjili çift bazlı (NC-NG)'nin birlikte aynı içerikte bulunduğu yakıt türü olarak adlandırılmaktadır. Genel olarak döküm yöntemi ile üretilmektedir. Kompozite modifiye edilmiş çift bazlı yakıtlar, yüksek yanma sonu sıcaklıklarının yanında, yüksek ısı enerjisi ve yüksek özgül itki üreten yakıtlardır [1].

2.1.4.2 Hibrit Yakıtlı Roketler

Hibrit yakıtlı roketler, katı yakıtın yanma odasında ve oksitleyici sıvının ayrı depolandığı roket tipleridir. Sıvı ve katı yakıtlı roketlerin bir melezi olarak bilinmekte ancak temel prensipleri tamamen farklı olmaktadır. Bu roketlerde katı yakıt yanma odasında bulundurulmaktadır. Sıvı yada gaz formundaki oksitleyici ayrı bir tankta depo edilerek pompa ve valf sistemleri yardımıyla yanma odasına gönderilmektedir. Katı yakıtın üzerine oksitleyici püskürtülmesi sonucu yanma gerçekleşmektedir. Bu motorların istenildiği zaman durdurulması ve tekrar çalıştırılabilmesi avantajlı yönleridir. Sıvı yakıtlı roket motorlarına göre daha güvenilir olmaktadır. Bu roketlerde genellikle oksitleyici olarak sıvı azot tetroksit (N_2O_4) veya klor triflorür (ClF_3) gibi maddeler kullanılmaktadır [26].

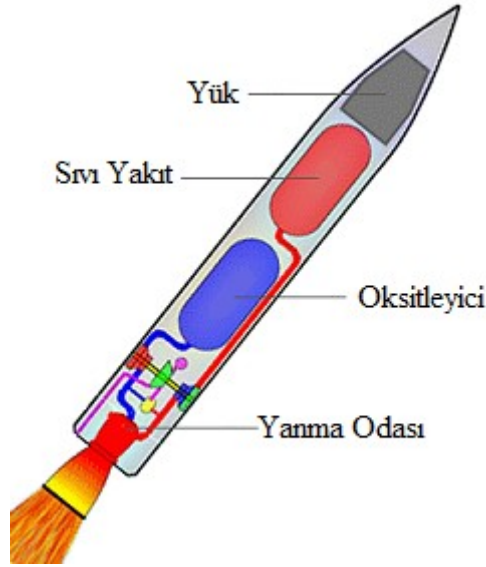


Şekil 2.10 Hibrit yakıtlı roket motoru şematik gösterimi [1]

Hibrit roket, Şekil 2.10'da görüldüğü gibi yakıcı ve yanıcının farklı yerlerde depolanmaktadır. Püskürtülen oksitleyicinin valf ve enjektör ile yanma odasına gönderilmesi ile roket kontrollü sağlamaktadır [1].

2.1.4.3 Sıvı Yakıtlı Roketler

Sıvı yakıtlı roket motorları; oksitleyiciyi ve yakıtı sıvı formda kullanan kimyasal roket motorlarıdır [15]. Sıvı yakıtlı roketler, diğer kimyasal roketlerde olduğu gibi kimyasal enerjinin kinetik enerjiye dönüştürülmesi prensibi ile çalışmaktadırlar [27]. Genel olarak kırt yakıtlı roket motorlarından daha fazla itki üretmektedirler. Fakat sıvı yakıtlı roket motorları karmaşık alt sistemlere sahiptir. Yakıt ve oksitleyicinin yanma odasına taşındığı besleme ve pompa sistemleri, yanma odası ve nozulun soğutulması için kullanılan soğutma sistemi ve kontrol ve güvenlik için kullanılan valfler gibi karmaşık yapıları barındırmaktadır [15]. Bu sebeplerden dolayı sıvı yakıtlı roketler kırt yakıtlı roketlere göre çok karmaşıktır ve maliyetleri oldukça yüksektir. Genellikle büyük boyutlu roket tiplerinde kullanılır ve fırlatmak için devesa rampalara ihtiyaç vardır. Şekil 2.11'de sıvı yakıtlı roket gösterilmektedir.



Şekil 2.11 Sıvı yakıtlı roket

Sıvı yakıtlı roketlerin avantajları aşağıda maddeler halinde verilmiştir [19].

- Yanma süreleri uzundur.
- Yanma odasında yanma kontrol altında tutulabilir.
- Kullanılan yakıtlar sıvı formda olduğu için homojen yanma gerçekleşir.
- Yanma odasına gönderilen yakıtın miktarı değiştirilerek itki kuvveti kontrol edilebilir.
- Roket motoru istenildiğinde durdurulabilir ve tekrar çalıştırılabilir.
- Tekrar kullanılabilme özelliklerine sahiptirler.
- Çok kademeli roket tipleri için uygundur. Birden fazla yükü aynı anda taşıyabilirler.
- Özgül itkileri katı yakıtlı roketlerden daha yüksektir.
- Yakıtları direk atmosferden toplanabilirliğinden dolayı katı roket yakıtlarına göre daha ucuzdur.

Sıvı yakıtlı roketlerin dezavantajları sıralanırsa;

- Büyük yapıları roketlerdir ve fırlatılmaları için dev rampalara ihtiyaç duyarlar.

- Karmaşık alt sistemlere sahip olduğundan yüksek teknoloji ve bilgi gereksinimi nedeniyle maliyetlidir.
- Kullanılan yakıt veya oksitleyici maddeler korozif özellikte olduğundan vana ve pompalarda arızaya neden olabilmekte ve bunun sonucu olarak roket infilak edebilmektedir.

Sıvı yakıtlı roketler kullandığı yakıt özelliklerine göre, monopropellant (tek yakıtlı), bipropellant (çift yakıtlı), depoedilebilir ve kriyojenik olarak sınıflandırılırlar.

2.1.4.3.1 Tek Yakıtlı (Monopropellant)

Yakıt ve oksitleyici aynı molekül içerisinde bulunmaktadır. Yakıt ısıtılışı, basınçlandırıldığı veya katalist edildiği zaman sıcak yanma veya ayrışma olmasına karşın doğal çevrede stabil olmaları gerekmektedir. Tekil yakıtlı roket motorları basit yapılı olması avantajına sahiptir. Ancak bu yakıtların performansları düşüktür. Bu sebeple roket motor sistemlerinde turbopompalar, gaz türbinleri ve yardımcı güç sürücülerini için ikincil güç kaynağı olarak tercih edilebilmektedir. Çizelge 2.1'de bazı tekil yakıtların teorik olarak özgül itki değerleri gösterilmektedir [28].

Çizelge 2.1 Bazı tekil yakıtlar ve özgül itkileri [28]

Yakıt	Özgül İtki (Is)
Hidrojen peroksit (H ₂ O ₂)	140 s
Hidrazin (N ₂ H ₄)	205 s
Nitrometan (CH ₃ NO ₂)	180 s
Metilasetilen	160 s

2.1.4.3.2 Çift Yakıtlı (Bipropellant)

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. Çizelge 2.2'de bazı orta enerji seviyesindeki çift yakıtların teorik performans değerleri verilmiştir. Çeşitli yakıt ve oksitleyici kombinasyonlarının farklı özgül itki değerleri verdiği görülmektedir. Bu tip roket motorlarında yakıt kombinasyonlarını seçmek oldukça önemli bir işittir. Çünkü yakıt kombinasyonları seçimi toplam motor performansını ve her bir parçanın tasarım kriterini önemli ölçüde etkilemektedir [28].

Çizelge 2.2 Bazı orta enerji seviyeli çift yakıtların teorik performans değerleri [28]

Oksitleyici	Yakıt	Karışım Oranı ($r_w = O/F$)	Yanma Odası Sıcaklığı (T_c)°C	Özgül İtki (I_s) s
IRFNA (%15 NO ₂)	UDMH	2.99	2949	276
	Hidrazin	1.47	2810	283
	%50 UDMH %50 Hidrazin	2.20	2899	279
	RP-1	4.80	2957	268
	MMH	2.47	2921	279
%95 Hidrojen Peroksit	UDMH	4.54	2649	278
	Hidrazin	2.17	2579	282
	%50 UDMH %50 Hidrazin	3.35	2627	279
	RP-1	7.35	2640	273
Nitrojen Tetraoksit	UDMH	2.95	3140	282
	RP-1	4.04	3173	276
	Etil Alkol (%92)	2.59	2921	267
Klor Triflorür	UDMH	3.03	3485	280
	RP-1	3.20	3254	258
Brom Pentaflorür	Hidrazin	3.35	3077	243

2.1.4.3.3 Depolanabilir Yakıtlı

Normal çevre sıcaklıkları ve basınçlarında tutulan ve sabit 49 °C 'de yıllık %10'dan fazla bozulmayan yakıtlara depolanabilir yakıt olarak adlandırılmaktadır [2]. Askeri araçlarda ve uzun menzilli uzay araçlarında oldukça yaygın kullanılmaktadır. Çizelge 2.3'te bazı depolanabilir yüksek enerji seviyesindeki çift yakıtların teorik performans değerleri gösterilmektedir.

Çizelge 2.3 Bazı yüksek enerji seviyeli depolanabilir çift yakıtların teorik performans değerleri [28]

Oksitleyici	Yakıt	Karışım Oranı ($r_w = O/F$)	Yanma Odası Sıcaklığı (T_c)°C	Özgül İtki (Is) s
%95 Hidrojen Peroksit	Hidrazin	2.01	2635	285
	Pentaboran	2.70	2976	302
Nitrojen Tetraoksit	UDMH	2.61	3140	285
	Hidrazin	1.34	2976	292
	MMH	2.16	3112	288
Klor Triflorür	Hidrazin	2.77	3621	294
Hidrazin	Pentaboran	1.40	2443	327

2.1.4.3.4 Kriyojenik Yakıtlı (Cryogenic)

Çok düşük sıcaklıkta sıvılaştıran gazlar kriyojenik olarak adlandırılırlar. Roketlerde en yaygın kullanılan kriyojenik sıvılar, sıvı oksijen sıvı hidrojen sıvı flor ve oksijen diflorür veya bunların karışımları olmaktadır. Çizelge 2.4'te roketlerde kullanılan kriyojenik sıvıların performans değerleri gösterilmektedir. Yakıt ve oksitleyici kombinasyonlarının karışım oranlarına göre farklı özgül itki değerleri verdiğini görülmektedir. Kriyojenik sıvıların çok düşük sıcaklıklarda olması nedeniyle depolama ve kullanma problemleri ortaya çıkmaktadır. Sıvı yakıtları içerisine soğutma karakteristiklerini artırmak, donma noktasını düşürmek, korozif etkileri azaltmak ve karalı bir şekilde yanmasını sağlamak için katkı maddeleri ilave edilebilmektedir.

Çizelge 2.4 Bazı çok yüksek enerji seviyeli kriyojenik çift yakıtların teorik performans değerleri [28]

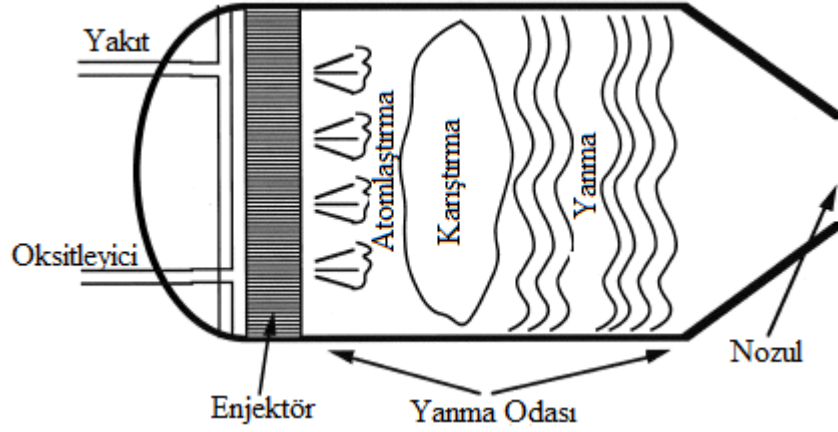
Oksitleyici	Yakıt	Karışım Oranı ($r_w = O/F$)	Yanma Odası Sıcaklığı (T_c)°C	Özgül İtki (I_s) s	
Sıvı Oksijen	RP-1	2.56	3399	300	
	Amonyak	1.30	2790	296	
	%95 Etil Alkol	1.73	3115	287	
	Hidrazin	0.90	3310	313	
	UDMH	1.65	3321	310	
	Sıvı Hidrojen		4.02	2724	391
			19.50	2738	265
Sıvı Flor	Hidrazin	2.30	4402	363	
	Sıvı Hidrojen	7.60	3596	410	
		23.70	4554	372	
	Amonyak	3.29	4268	357	

2.2 Sıvı Yakıtlı Roket Temel Bileşenleri

Sıvı yakıtlı roket motor sistemi; nozul, yanma odası, ateşleyici, enjektör, soğutma, besleme ve tank bileşenlerinin bir arada bulunduğu yapı olarak adlandırılmaktadır.

2.2.1 Yanma Odası

Yanma odası, sıvı oksitleyici ve yakıt parçacıklarının atomize edilerek karıştırıldığı ve yandığı yer olarak tanımlanmaktadır. Yanma reaksiyonu ile sıvı yakıt ve oksitleyicilerin depo ettiği kimyasal enerji ısı enerjine çevrilmektedir [29]. Yanma odasının tasarımı sıvı yakıtın tamamıyla reaksiyona girip kimyasal enerjisini bütünüyle ısı enerjisine çevrilecek yapıda olması gerekmektedir. Yanma odası enjektör, ateşleme sistemi, nozul ve yakıt girişlerini üzerinde barındırmaktadır. Şekil 2.12'de yanma odası şematik olarak gösterilmektedir.



Şekil 2.12 Yanma odası şematik gösterimi [4]

Yanma odası; yakıt ve oksitleyicinin nozula girmeden önce tam olarak karışma ve yanma yapabilmesi için uygun geometrik yapıda olmasını gerektirmektedir. Bu nedenle yanma odası hacmi yanma verimliliği açısından büyük bir etkiye sahiptir. Teorik yanma odası hacmi; yakıtların kütleli debisi, ortalama yoğunluğu ve verimli bir yanma için gerekli sürenin bir fonksiyonudur. Bu ilişkiler denklem olarak ifade edilirse Denklem 2.1 elde edilmektedir.

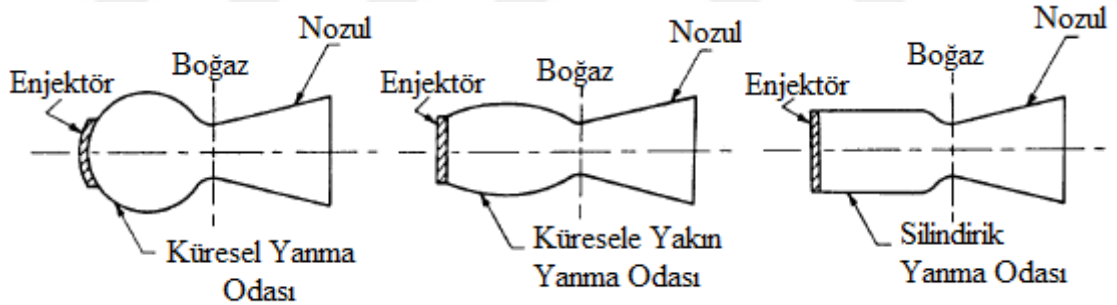
$$V_c = \dot{m} g V t_s \quad (2.1)$$

Denklem 2.1'de V_c yanma odası hacmi, \dot{m} yakıtların toplam kütleli debisi, V ortalama özgül hacmi ve t_s ise yakıtın yanma odasında kalma süresi olarak ifade edilmektedir. Yakıtların kalma süresini belirlemek için karakteristik uzunluk olarak tanımlanan L^* kullanılmaktadır. L^* yanma odası hacminin nozul boğaz alanına oranı olarak tanımlanmaktadır.

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (2.2)$$

Denklem 2.2'de A_t nozul boğaz alanı olarak tanımlanmaktadır. L^* aslında t_s 'nin bir fonksiyonu olmaktadır. Denklem 2.1'de görüldüğü gibi t_s yanma odası

geometrisinden bağımsızdır. Teorik olarak yanma odası herhangi bir şekilde olsa bile gerçekte bazı sınırlamalar getirmektedir. Yanma odası şekli tasarlanırken ısı transferi, yanma kararlılığı, ağırlık ve kolay üretim düşünülmesi gereken faktörlerdendir. Şekil 2.13'te görüldüğü gibi silindirik, küresel ve küresele yakın olmak üzere üç farklı şekilde yanma odası geometrisi bulunmaktadır. Küresel ve küresele yakın yanma odası şekilleri sıvı yakıtlı roketlerin kullanılmaya başlandığı ilk zamanlarda Avrupalı tasarımcılar tarafından kullanılırken, silindirik yanma odası şekli sıklıkla Amerikalı tasarımcılar tarafından hala kullanılmaktadır. Küresel ve küresele yakın yanma odası şekilleri aynı hacme sahip silindirik yanma odası geometrisi ile kıyaslandığında daha az soğutma yüzey alanı ve ağırlık avantajına sahip olmaktadır. Küre en az yüzey hacim oranına sahip geometrisidir. Eşit malzeme dayanımı ve yanma odası basıncı için küresel yanma odası şekli silindirik yanma odası şekline göre duvar kalınlığı daha az olmaktadır. Ancak küresel yanma odasını üretmek zordur ve bir çok koşul altında silindirik yanma odasına göre daha düşük performans göstermektedir [28].



Şekil 2.13 Yanma odası geometrileri

2.2.2 Enjektör

Sıvı yakıtlı roket motorlarında enjektörler verimli ve stabil bir yanma elde etmek için yakıtı ve oksitleyiciyi atomize etmek ve karıştırmak için kullanılmaktadır [30]. İçten yanmalı motorlardaki karbüratörlerin fonksiyonunu roketlerde enjektörler yapmaktadır. Roketlerde kullanılan ilk enjektörler, yakıtları tam karıştırmayan basit püskürtme yapmaktaydı ve roketlerde yanmanın tam gerçekleşmesi için uzun yanma

odasına ihtiyaç duyulmaktaydı. V-2 roketiyle birlikte daha sofistike enjektörler tasarlanmıştır [31]. Daha sonraları bir çok çeşit enjektör geliştirilmiştir. Enjektörler genellikle delikli disk şeklinde yanma odasının baş tarafında bulunmaktadır ve boyutları santimetreden metreye kadar değişik ölçülerde olabilmektedir [32]. Enjektörlerin düzgün bir şekilde çalışması için bazı gereklilikleri vardır ve bunlar şöyle sıralanabilir;

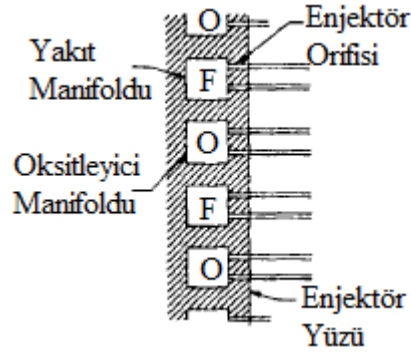
- Yanma kararlılığı: Motorun durdurma ve çalıştırma esnasında iyi bir yanma odası tasarımı ve enjektörden doğru ayarlanmış yakıt çifti ile birlikte düzgün yanma sağlanmalıdır. Yakıtların yanma karakteristiklerine bağlı olarak oksitleyici ve yakıt akışı sırası çok önemlidir. Ateşleme öncesi yanma odasında yanmamış yakıt birikintisi olmamalıdır. Akış sıralaması iyi bir valf zamanlaması ile kontrol edilmelidir. Yakıtların akışından kaynaklanan yanma odası basınç dalgalanmasını önlemek için enjektör deliklerinden yeterli basınç düşüşü sağlanmalıdır. Yakıtların verimli ve homojen karışması için uygun enjektör deseni seçilmelidir.
- Performans: Bir enjektörün yanma performansı, yakıtların kütle dağılımından, yerel karışım oranlarından, püskürtülen yakıtların karışım derecesinden, sıvı yada gaz fazda olmasından, atomlaştırma ve buharlaştırmadan, kimyasal reaksiyon oranından etkilenmektedir. Bunlar uygun manifold ve uygun enjektör delik deseni seçiminin bir fonksiyonudur. Enjektör tarafından yakıtta göre oksitleyicinin daha kapsamlı bir şekilde karıştırılması ve homojen dağılımı, yanma ürünlerinin optimum performans için gerekli denge kompozisyonuna daha hızlı erişmesini sağlamaktadır.
- Yapısal bütünlük: Enjektör, motorun tüm çalışma fazlarında meydana gelen maksimum yüklere dayanabilmesi gerekir. Ayrıca enjektörün yüzeyini veya herhangi bir parçasının aşırı ısınmasını önlemek için yeterli soğutma yapılmalıdır.
- Hidrolik nitelikler: Enjektörün delikleri ve orifisleri yakıtların belirli akış hızlarında önceden belirlenmiş basınç düşüşlerini gerçekleştirmek ve yakıtları uygun atomize etmek için tasarlanmalıdır.
- Yanma odası ısı koruması: Bir enjektör yanma odası duvarlarında sıcak noktalar veya çizgiler oluşmasını engellemek için tasarlanmalıdır. Yakıtların

homojen olarak karışması yüksek O/F oranının oluşmasını sınırlandırarak roket duvarlarında yüksek sıcaklık bölgelerinin oluşmasını engeller.

- Özel gereksinimler: Bazı motor sistemleri, düşük itki seviyelerinde veya yakıtların karışım oranlarından başka oranlarda nominal olmayan koşullarda çalışması gerekir. Bu gibi durumlara enjektörler normal çalışma koşullarındaki kadar güvenli bir şekilde çalışma kabiliyetine sahip olması beklenmektedir [28].

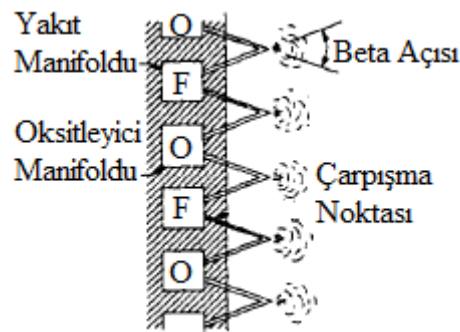
Farklı yakıt kombinasyon ihtiyacına cevap vermek için çeşitli enjektör desenleri tasarlanmıştır. Birçok durumda, yakıtların iyi karışmaları için önceden belirlenmiş bir noktada akışkanlara çarpışma yaptırılmaktadır. Çarpışma noktası, ısı transfer şartlarının izin verdiği ölçüde enjektör yüzeyine yakın olmalıdır. Bütün çarpışma noktaları enjektör yüzüne eşit uzaklıktaysa tek düzlemlilikte çarpışma olarak adlandırılmaktadır. Eğer çarpışma noktaları enjektör yüzüne eşit uzaklık değilse çok düzlemlilikte çarpışma denmektedir. Çarpışma açısının ve uzaklığının etkilerini belirlemek için birçok araştırma yapılmıştır. Geniş açılı çarpışmalar kararlılığı artırmaktadır fakat bazı yakıtlarda, yakıtın enjektör yüzüne sıçramasına neden olabilmektedir ve bu durum enjektörün yanmasına yol açabilmektedir. En etkin çarpışma açılarının 20° ile 45° arasında olduğu bilinmektedir. Enjektörlerin aşırı ısınmasını engellemek için enjektör yüzeyinden veya etrafından yakıt dolaştırılmaktadır. Kullanılan bazı enjektör tipleri şöyledir;

- Duş başlığı (Showerhead): Bu tip enjektörlerde çarpışma noktası bulunmamaktadır. Oksitleyici ve yakıtı karıştırmak için yanma odası türbülansından faydalanmaktadır. Üretilmesi en kolay enjektör türüdür. Bazı kriyojenik yakıtlar haricinde düşük performansa sahiptir. Şekil 2.14'de şematik olarak gösterilmektedir [28].



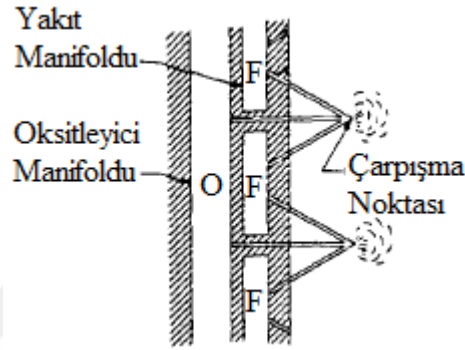
Şekil 2.14 Duş başlığı tipi enjektörün şematik gösterimi [28]

- İkiz (Doublet): Oksitleyici ve yakıt çift olarak çarpıştırılmaktadır. Böylece güzel karıştırma ve atomlaştırma elde edilmektedir. Bu tasarım dezavantajlarından bir tanesi, enjektör delikleri düzgün bir şekilde delinse bile momentum vektörünün bileşke açısı veya beta açısı, özellikle büyük çarpışma açısı kullanıldığında karışım oranına göre değişmesidir. Bu değişim yanma performansını ve yanma odası duvarlarındaki ısı transferlerini olumsuz yönde etkilemektedir. Bu tip tasarım genellikle sıvı oksijen kullanılan sistemlerde tercih edilmektedir. İkiz enjektör modeli Şekil 2.15'te gösterilmektedir [28].



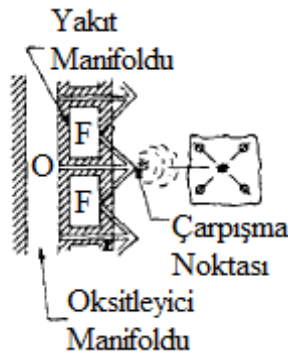
Şekil 2.15 İkiz tip enjektör şematik gösterimi [28]

- Üçüz (Triplet): Bir yakıtın iki akışı ile diğer yakıtın bir akışı simetrik olarak çarpıştırılmaktadır. Bu sayede karışım oranı değişmesinden kaynaklanan vektör açısı betanın değişimi engellenmektedir. Bu tasarım sayesinde homojen karışım elde edilmektedir. Üçüz enjektörler kullanılması yüksek yanma performansı elde edilmesini sağlamaktadır. Şekil 2.16'da şematik olarak üçüz enjektör yapısı verilmiştir [28].



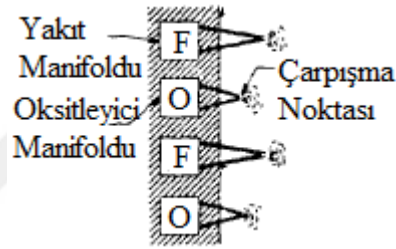
Şekil 2.16 Üçüz tip enjektör şematik gösterimi [28]

- Beşiz (Quintuplet): Şekil 2.17'de gösterilen beşiz enjektör tipi, mükemmel karıştırma ve performans için bir yakıtın dört akışı ile diğer yakıtın bir akışı simetrik olarak çarpıştırılmaktadır [28].



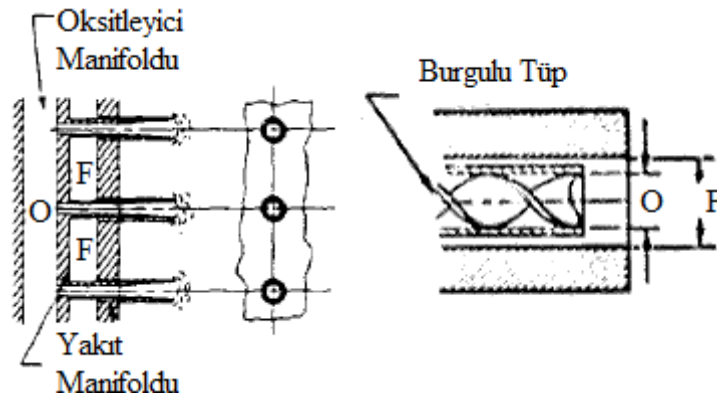
Şekil 2.17 Beşiz tip enjektör şematik gösterimi [28]

- Kendi kendine çarpan (Self-impinging): Bu tasarım yakıt ve oksitleyici çiftlerinin kendi üzerine çarpması metoduna dayanmaktadır. Karıştırma işlemi, yanma odasında yakıtların buharlaşmasıyla ve türbülansla gerçekleştirilmektedir. Bu tip enjektörler orta seviye performans ve iyi derecede yanma kararlılığı sağlamaktadır. Uygulamalar hem kriyojenik hem de depolanabilir hipergolik yakıtlar için başarılı olmuştur. Bu tasarımın bir modifikasyonu, iki yakıtın kendi kendine çarpmasını takiben ikincil bir çarpmasını sağlar. Kendi kendine çarpan enjektör tasarımı Şekil 2.18'de gösterilmiştir [28].



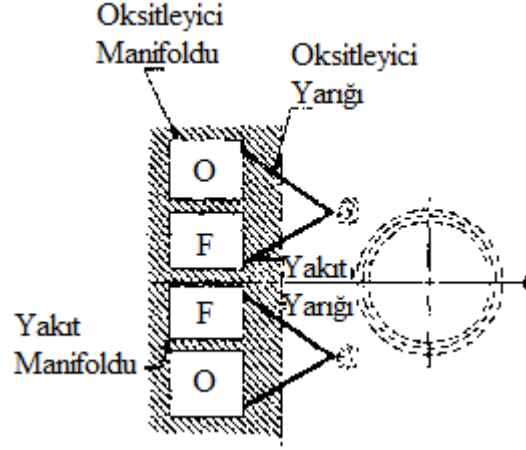
Şekil 2.18 Kendi kendine çarpan tip enjektör şematik gösterimi [28]

- Eş eksenli (Coaxial): Eş eksenli olarak püskürtülen iki yakıt ve oksitleyici için eş merkezli tüp kullanılmaktadır. Bu tüplerin ikisinin düz olabileceği gibi yakıtın girdap yapması için içteki tüp burulabilmektedir. Bu enjektörler sıvı yakıtlı roketlerin yanı sıra, gaz türbinlerinde ve içten yanmalı motorlarda sıklıkla kullanılmaktadır [33]. Şekil 2.19'da şematik olarak gösterilmiştir.



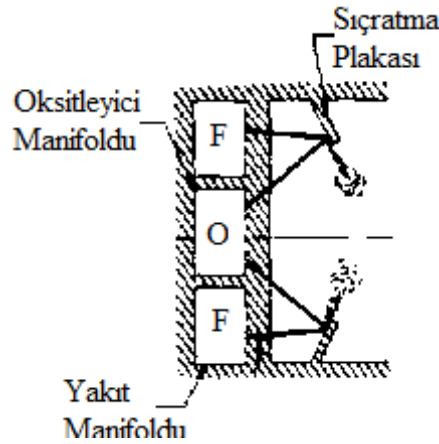
Şekil 2.19 Eş eksenli enjektör şematik gösterimi [28, 33]

- Halka yarıklı (Ring slot): Halka yarıklı enjektör, itici maddeleri konik tabakalar halinde çıkaracak şekilde eşmerkezli dairesel yuvalar kullanmaktadır. Şekil 2.20'de halka yarıklı enjektör tipi gösterilmiştir [28].



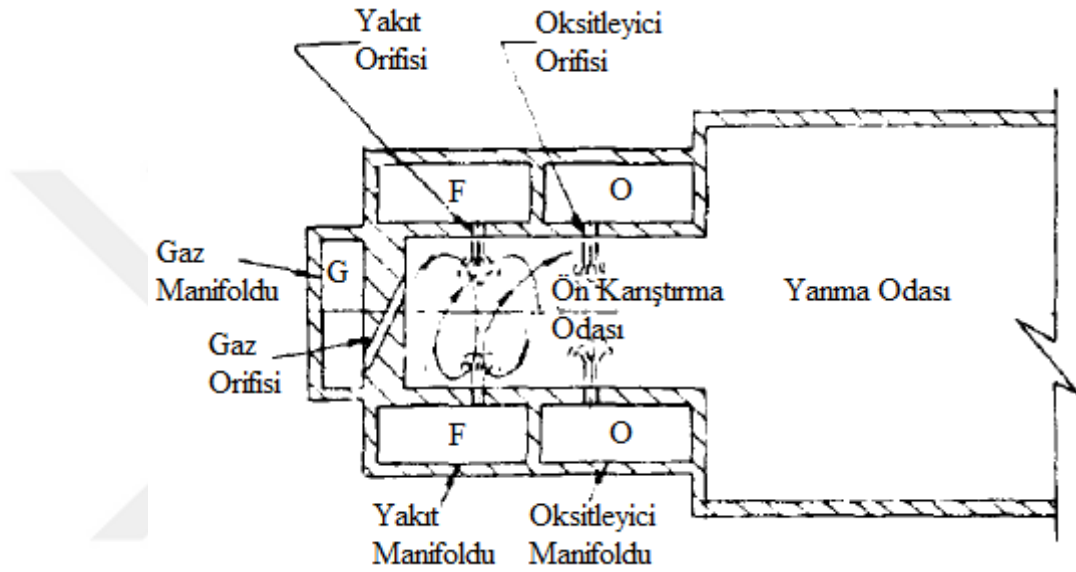
Şekil 2.20 Halka yarıklı enjektör şematik gösterimi [28]

- Sıçratma plakalı (Splash plates): Bu tip enjektörler yakıtların sıvı haldeyken iyi karışması için tasarlanmıştır. Püskürtülen sıvılar bir plakaya çarptırılarak saptırılmaktadır. Plakalar üzerine çarpan yakıtlar sayesinde soğuk tutulur ve yakıtlar plakadan ayrılana kadar tutuşmazlar. Sıçratma plakalı enjektörün şematik olarak görünümü Şekil 2.21'de verilmiştir [28].



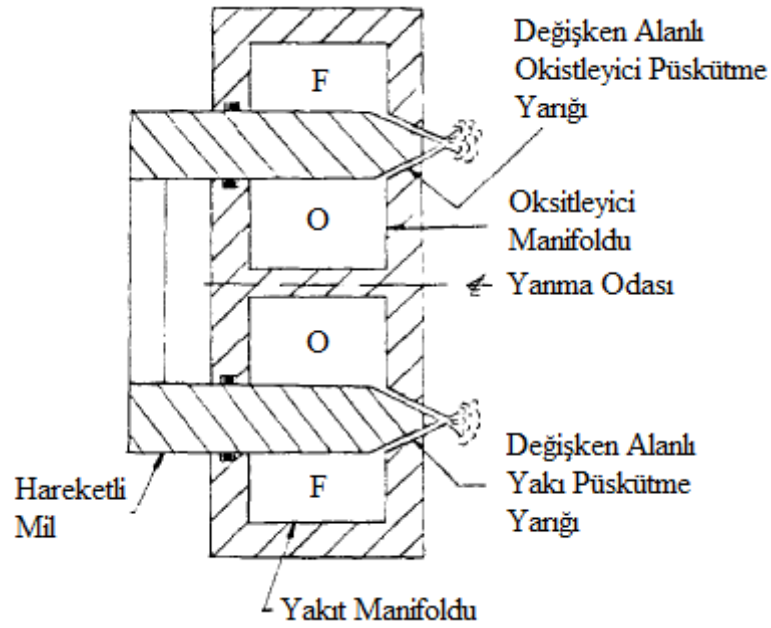
Şekil 2.21 Sıçratma plakalı enjektör şematik gösterimi [28]

- Ön karıştırmalı (Premix): Yakıt ve oksitleyici ön karıştırma odasına radyal olarak püskürtülür ve burada yanma odasına girmeden önce odanın baş tarafına teğetsel olarak yerleştirilmiş bir gaz jeti tarafından iyice karıştırılır. Ön karıştırma odasının uzunluğu ve çapı yakıtların kütleli debileriyle ilişkilidir. Şekil 2.22'de ön karıştırmalı enjektör tipi şematik olarak verilmiştir [28].



Şekil 2.22 Ön karıştırmalı enjektör şematik gösterimi [28]

- Kısılabilir enjektör (Throttleable injector): Yörünge düzeltmeleri, kenetleme manevraları ve yumuşak iniş gibi bazı olaylar itki kontrolü yapabilen motor sistemlerine ihtiyaç duymaktadır. Bu ihtiyaç Şekil 2.23'de gösterilen kısılabilir enjektör yardımıyla giderilebilmektedir. Kısılabilir enjektör sayesinde, yakıtların akış kontrolü ve enjektör basınç düşüşleri istenen itki seviyelerine göre ayarlanmaktadır. Bu tip enjektörlerde hareketli parça bulunması tasarımlarını zorlaştırmaktadır [28].



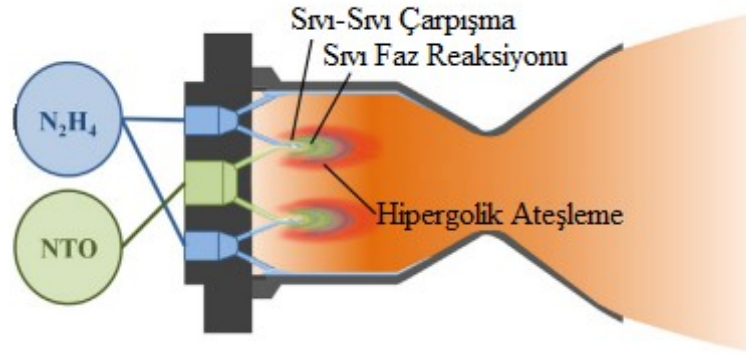
Şekil 2.23 Kısılabilir enjektör şematik gösterimi [28]

2.2.3 Ateşleyici

Ateşleyici, yakıtın kimyasal enerjisinin ortaya çıkarılması ve reaksiyonun devamlılığının sağlanması için ilk ateşlemeyi yapan sistem olarak tanımlanmaktadır. Ateşleyiciler enerjilerine dış kaynaktan veya yakıtlardan almaktadırlar. Ateşlemeden sonra, ateşleyiciler yanma işlemine daha fazla katılmazlar. Sıvı yakıtlı roket motorlarında altı farklı ateşleyici tipi kullanılmaktadır [28].

2.2.3.1 Hipergolik (Hypergolic) Ateşleyici

Hipergolik ateşleme, yakıtların bir araya geldiğinde kendiliğinden tutuşması olarak adlandırılmaktadır. Bu sistemin en avantajlı yönü, ekstra donanıma gerek olmadığından roket motor karmaşıklığını azalmasıdır. Hidrazin ve nitrojen tetraoksit en bilinen hipergolik yakıtlardandır. Şekil 2.24'te hipergolik ateşleme şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 2.24 Hipergolik ateşleme gösterimi [34]

2.2.3.2 Piroteknik (Pyrotechnic) Ateşleyici

Bir maytap veya fişegin elektrikle tetiklenerek tutuşturulmasına piroteknik ateşleyici olarak adlandırılmaktadır. Piroteknik ateşleyiciler çok hızlı yanma yeteneğine sahipken roketin uçuşu esnasında tekrar kullanım özelliği bulunmamaktadır. Enjektör düzlemine veya yanma odası içine yerleştirilebilmektedirler [2].

2.2.3.3 Buji (Spark Plug) Ateşleyici

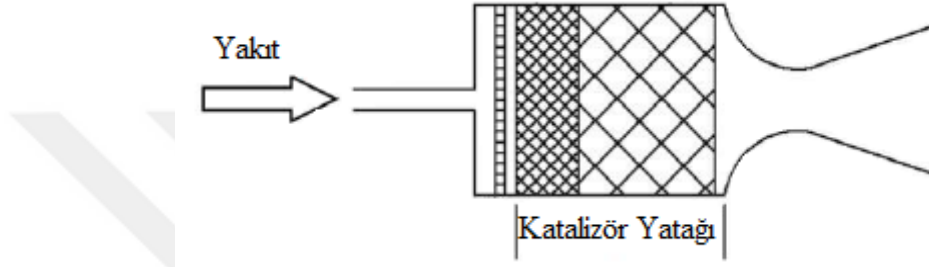
Buji ateşleyici, elektrik kıvılcımı ile yakıtların tutuşturulduğu basit ve ucuz bir sistemdir. Genellikle enjektör yüzeyine yerleştirilmektedir. Bu sistemin en büyük avantajı roket kullanımı esnasında yakıtları tekrar ateşleyebilmesidir [2, 3].

2.2.3.4 Ön Yanma Odalı (Precombustion Chamber) Ateşleyici

Az miktarda yakıt ve oksitleyici ana yanma odasının önüne yerleştirilmiş küçük bir yanma odasında ateşlenmektedir. Ana yanma odası küçük yanma odasına bir orifis ile bağlantılıdır. Yanmakta olan yakıt karışımı orifisten geçerek ana yanma odasında bulunan daha fazla miktardaki yakıt karışımını tutuşturmaktadır. Bu sistem roketi tekrar ateşleyebilme özelliğine sahiptir [3].

2.2.3.5 Katalizör (Catalyst)

Genel anlamda katalizörler ateşleyici olarak adlandırılmamaktadır. Reaksiyonlar sırasında değişime uğramadan reaksiyonu başlatan ve sürdüren maddeler olarak bilinmektedir. Genellikle monopropellant yakıtlı roketlerde reaksiyonu başlatmak için kullanılmaktadır [28]. Şekil 2.25'te katalizör kullanılan monopropellant yakıtlı roket şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 2.25 Katalizör yataklı roket şematik gösterimi

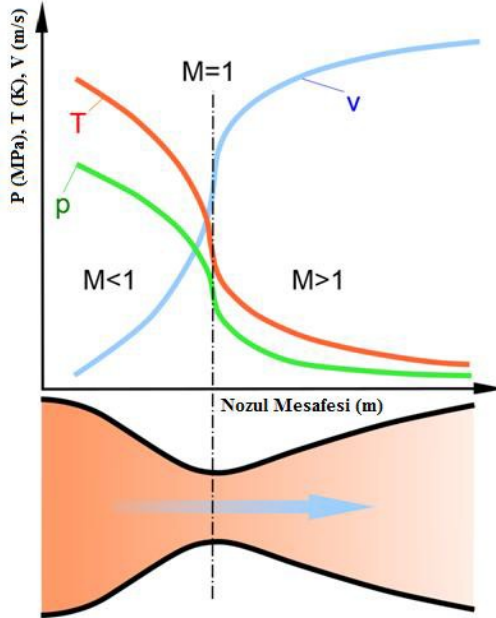
2.2.3.6 Lazer Ateşleyici

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 [35].

2.2.4 Nozul

Nozulun görevi yanma odasında açığa çıkan kimyasal enerjiyi etkin kinetik enerjiye dönüştürerek rokete itki kuvveti sağlamaktır [36]. Yanma odasında yakıtların tepkimesi sonucu oluşan gazlar nozul aracılığı ile hız kazandırılmaktadır ve dışarı

atılmaktadır. Hızı artırılan gaz, kütle korunumu prensibi doğrultusunda momentumu artmakta ve rokete yüksek hız kazandırmaktadır. Böylelikle rokette oluşan yanma sonrası ürünler nozuldan deşarj edilirken rokete de hareket kazandırmaktadır. Roket nozulundaki gaz hızı boyutsuz bir büyüklük olan Mak sayısı (Ma) olarak ifade edilmektedir. Mak sayısı, akışkanın gerçek hızının aynı akışkan içerisinde aynı koşullardaki ses hızına oranı olarak tanımlanmaktadır [37]. $Ma=1$ ise sonik (ses hızı), $Ma<1$ ise subsonik (sesaltı), $Ma>1$ ise süpersonik (sesüstü) ve $Ma>>1$ ise hipersonik denilmektedir. Roketlerden en yüksek verimi ve itkiyi elde edebilmek için çeşitli nozul tipleri tasarlanmıştır. Roket nozulu tasarlanırken termal şok, yüksek sıcaklık ve basınca dayanaklı olması gerekmektedir. Roketlerde önce daralan sonra genişleyen (convergent-divergent veya DeLaval) nozul kullanılmaktadır. Nozul daralan kısmında gaz hızı düşüktür ve buradaki kayıplar çok azdır. Nozulun daralan kısmında gaz hızını sınırlamakta ve ses hızını geçemesine engel olmaktadır ve böylelikle Mak sayısı 1 değerinden küçük olmaktadır. Nozul genişleyen kısmı sayesinde gaz hızı artarak ses hızını geçebilmektedir. Nozul boğazında gaz hızı ses hızına eşit olmaktadır [38]. Şekil 2.26'da nozuldan akan gazın basınç, sıcaklık ve hız değişimi gösterilmektedir.

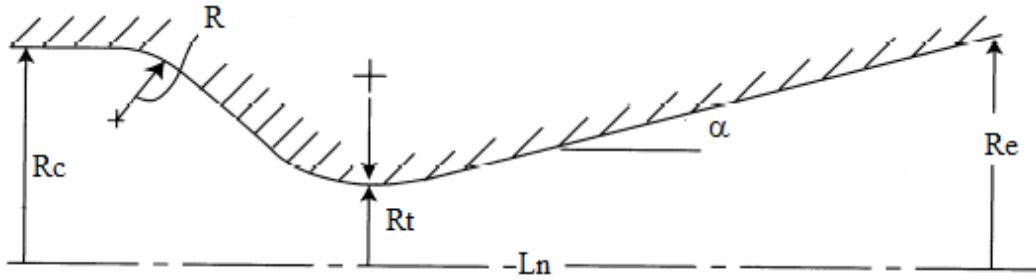


Şekil 2.26 Nozuldan akan gazın basınç, hız ve sıcaklık değişimi [1]

Nozul çıkış basıncı dış ortam basıncına eşit olduğu zaman maksimum verim elde edilmektedir. Nozul çıkış basıncı ortam basıncından büyük olduğunda akış dışa doğru dağılmaktadır. Nozul çıkış basıncı ortam basıncından küçük olduğunda akış merkeze doğru toplanmaktadır ve bu olaya akış ayrışması denilmektedir.

2.2.4.1 Konik Nozul

Konik nozul kolay üretilme özelliği sebebiyle ilk roket uygulamalarından itibaren yaygın olarak kullanılmaktadır. Konik nozul, baş tarafı kesilmiş iki koninin dar taraflarının birleştirilmesiyle elde edilmektedir [39]. Daralan koninin açısı 20° ile 45° arasında değişebilmektedir. Genişleyen koninin açısı 12° ile 18° arasında değişmektedir. Şekil 2.27'de konik nozul verilmiştir.



Şekil 2.27 Konik nozul şematik gösterimi [39]

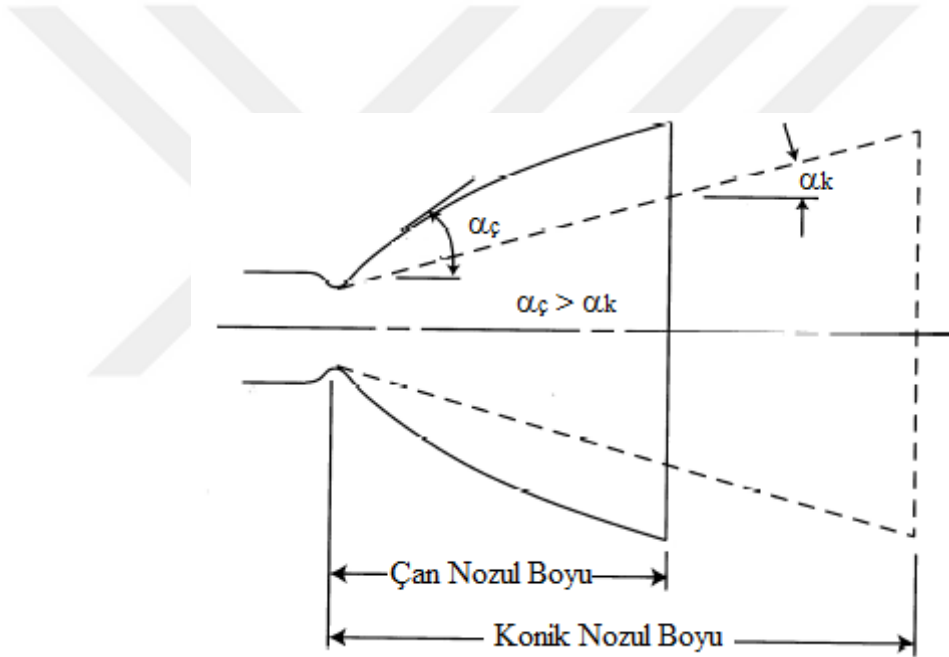
Nozul uzunluğu Denklem 2.3 ile hesaplanmaktadır.

$$L_n = \frac{R_t(\sqrt{\varepsilon}-1) + R(\sec \alpha - 1)}{\tan \alpha} \quad (2.3)$$

L_n konik nozul uzunluğunu ifade etmektedir. Nozul genişleme oranını ise ε ile gösterilmektedir.

2.2.4.2 Çan Nozul

Nozul boyunu kısaltmak ve itki kuvvetini artırmak için tasarlanan çan şekilli nozul, boğazda yüksek genişleme açısı etkisinde gazlar çok hızlı bir şekilde genişlemekte ve bu genişleme sayesinde dairesel akış meydana geldiğinden nozul çıkışında düzgün ve aksel akış sağlanmaktadır. Şekil 2.28'de gösterilen aynı genişleme oranına sahip konik ve çan şekilli nozulların boyları karşılaştırıldığında çan şeklindeki nozulun boyu konik şekilli nozula göre %20 oranında daha az olmaktadır [39]. Nozul boyunun kısılmasıyla roket hafiflemekte ve performansı artmaktadır. Bu tasarımın dezavantajı optimum performansı sadece belirli bir yükseklikte vermesi olarak bilinmektedir [2].

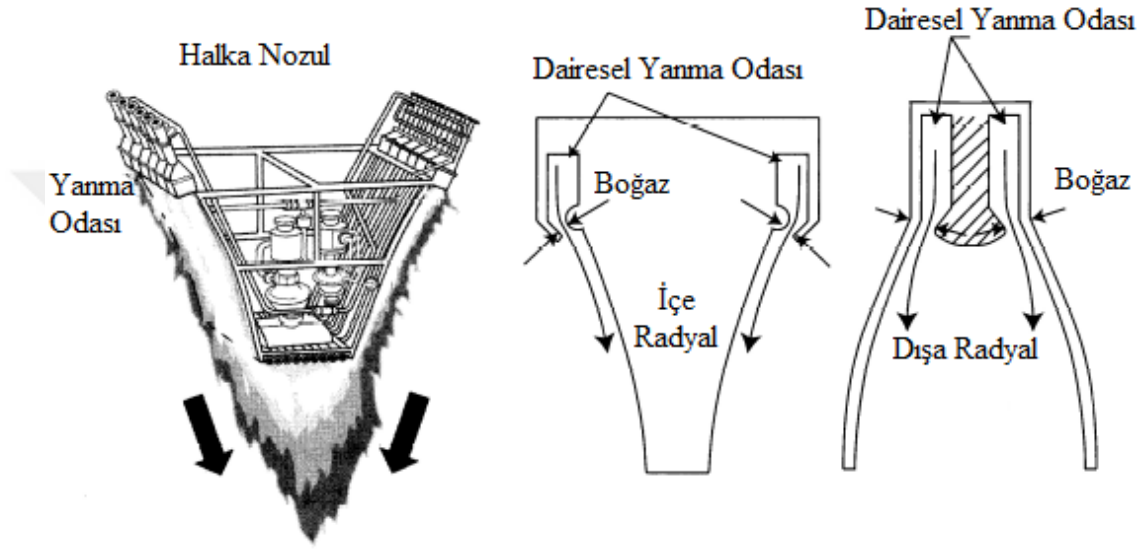


Şekil 2.28 Çan nozul şematik gösterimi ve konik nozul ile karşılaştırılması

2.2.4.3 Halka Nozul

Halka nozul en karmaşık nozul tasarımı olarak bilinmektedir. Son yıllarda roket uygulamalarında kullanımı yaygınlaşmaktadır. Halka nozul yükseklik adaptasyon özelliği olması için tasarlanmış ve bu sayede her yükseklik için optimum performans göstermektedir [40]. Halka nozulun içe radyal ve dışa radyal olmak üzere iki tipi bulunmaktadır [5]. Yanma dairesel bilezik boyunca meydana gelmektedir. Egzoz

gazları halka nozulun orta bölgesinden akması engellenerek etrafından deşarj edilmektedir. Yükseklik artıkça egzoz gazları izantropik olarak genişlemektedir. Bu olayın nedeni, akışının türbülanslı karışmasından dolayı enerji kaybının olmaması ve nozulun veriminin maksimum olmasından kaynaklanmaktadır. Halka nozul sayesinde süpersonik uçuşlar yapılabilmektedir [2]. Şekil 2.29'da Halka nozul tipleri şematik olarak gösterilmiştir.



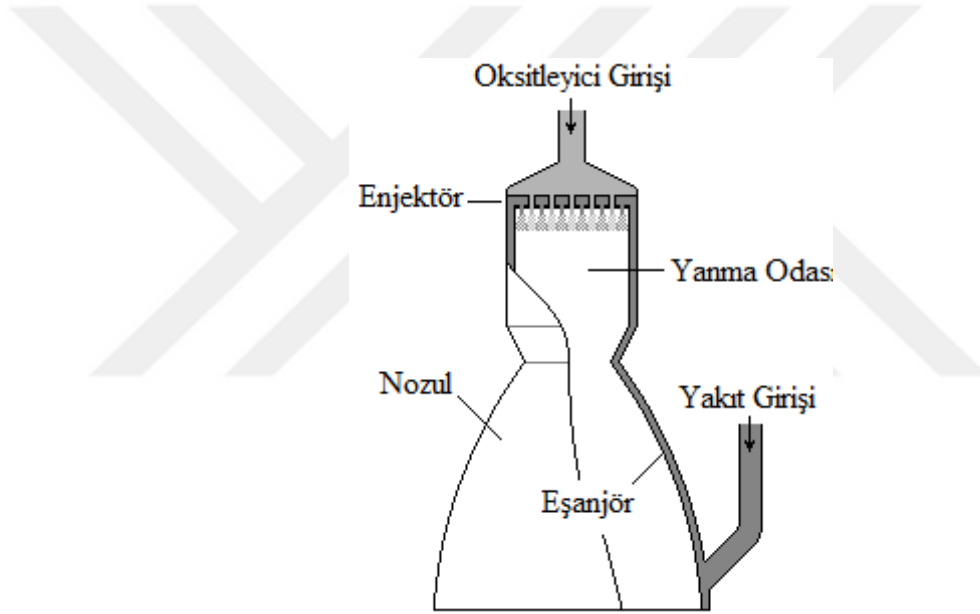
Şekil 2.29 Halka nozul tipleri şematik gösterimi [2, 39]

2.2.5 Soğutma Sistemi

Sıvı yakıtlı roketlerde yanma sıcaklıkları genellikle 2500 - 3500 K arasında değişmekte ve buna karşın birçok metalin ergime noktası 2000 K altındadır. Bu nedenden dolayı sıvı yakıtlı roketlerin yanma odasının ve nozulunun soğutulması gerekmektedir. Kısa süreli operasyonlar için soğutma sistemi yerine ısı kuyusu olarak görev yapan yeterince kalın oda duvarları kullanılabilir. Uzun süreli uygulamalar içinse bir soğutma sistemi kullanılmaktadır [4, 28].

2.2.5.1 Rejeneratif (Regenerative) Soğutma

Yakıt veya yakıtla oksitleyicinin birlikte, enjektöre gönderilmeden önce nozul ve yanma odası duvarlarının içinde bulunan soğutma kanallarından dolaştırılmaktadır. Soğutucu sıvı yakıt, taşınım yoluyla ısı transferi yaparak yanma olayında meydana gelen ısıyı emmekte ve duvar sıcaklıklarını istenen seviyede tutmaktadır [41, 42]. Bu olaya rejeneratif soğutma denilmektedir. Roketlerde en yaygın biçimde kullanılan soğutma sistemidir. Yüksek özgül itki ve kimyasal kararlılık istenen yüksek sıcaklık ve basınç uygulamalarında kullanılmaktadır. Şekil 2.30'da rejeneratif soğutma sisteminin şematik gösterimi verilmiştir.



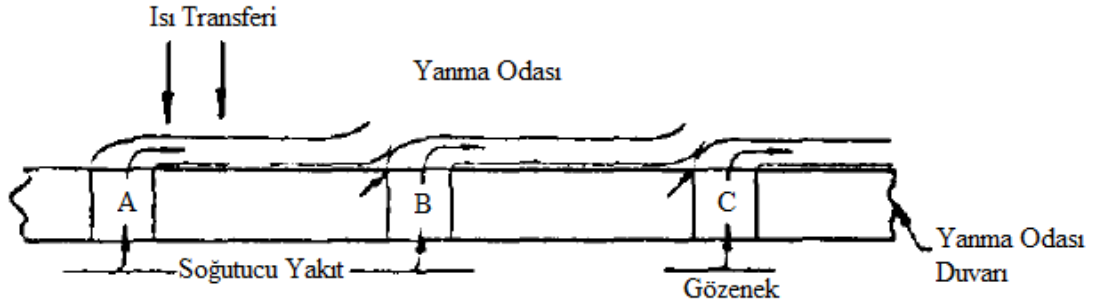
Şekil 2.30 Rejeneratif soğutma sisteminin şematik gösterimi

2.2.5.2 Tahliye (Dump) Soğutma

Tahliye soğutma tekniği düşük basınçlı sistemlerde uygulanmaktadır. Toplam yakıt akışının küçük bir miktarı soğutma kanallarına yönlendirilmektedir. Isı transfer mekanizması rejeneratif soğutmaya benzemektedir. Ancak soğutucu yakıt yanma odasına gönderilmemekte ve nozulda üzerinde bulunan kanal vasıtasıyla dışarı atılmaktadır [28].

2.2.5.3 Film Soğutma

Film soğutma metodu, gözenekli yanma odası duvarından soğutucu yanma odasına gönderilerek duvar yüzeyinde ince bir film tabakası meydana getirmektedir. Soğutucu yakıt buharlaşarak ısıyı absorbe etmekte ve duvar yüzeyinin sıcaklığını düşürmektedir. Film tabakasında bulunan yakıt tamamen yanmadığından bu metot ile performans kaybı meydana gelmektedir. Genellikle nozul boğazı gibi kritik bölgelerde rejenaratif soğutmaya ek olarak kullanılmaktadır. Şekil 2.31'de gösterildiği gibi A, B ve C gözeneklerinden gönderilen soğutucu bu bölgeler arasında bir film tabakası meydana getirmektedir. Film soğutma sistemi tasarlanırken her bir gözenek ile bir sonraki gözenek arasında yeterli miktarda soğutulma yapılabilmesi için gerekli film kalınlığının belirlenmesi ve uniform bir şekilde olması gerekmektedir [2, 28].



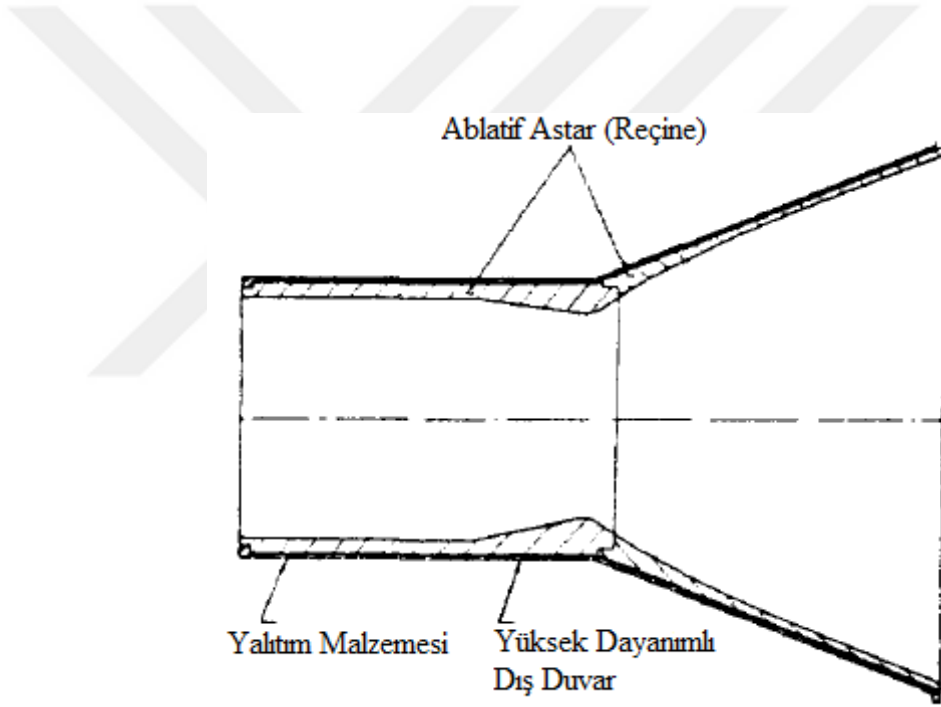
Şekil 2.31 Film soğutma şematik gösterimi [28]

2.2.5.4 Terleme (Transpiration) Soğutma

Film soğutmanın özel bir tipi olan terleme soğutma, gözenekli duvarlar içinden soğutucu yakıt yeterli miktarda gönderilerek malzeme sıcaklığı istenen seviyede tutulmaktadır. Terleme soğutma yöntemiyle film soğutma yöntemine göre daha uniform bir dağılım olmaktadır. Bir çok üretim ve geliştirme zorluğu bulunmaktadır [2, 28].

2.2.5.5 Ablatif (Ablative) Soğutma

Ablatif soğutma, oda duvarlarının üzerine kaplanmış olan reçinelerin pirolizi ile gerçekleştirilmektedir. Piroliz malzemelerin yüksek sıcaklıkta organik maddelerin termal kırılmaya uğradığı termo kimyasal süreç olarak adlandırılmaktadır. Piroliz ile büyük moleküller daha küçük gaz, sıvı ve katı moleküllere dönüştürülmektedir. Reçinelerin pirolizi endotermik bir olay olduğu için buldukları bölgeyi soğutup duvar sıcaklığını azaltmaktadırlar. Genellikle katı yakıtlı roket motorlarında kullanılan bu yöntem çok kademeli sıvı yakıtlı roketlerde de kullanılmaktadır. Film soğutma ile birlikte kullanıldığında çok etkili bir sonuç vermektedir. Şekil 2.32'de ablatif soğutma şematik gösterimi verilmiştir [28].

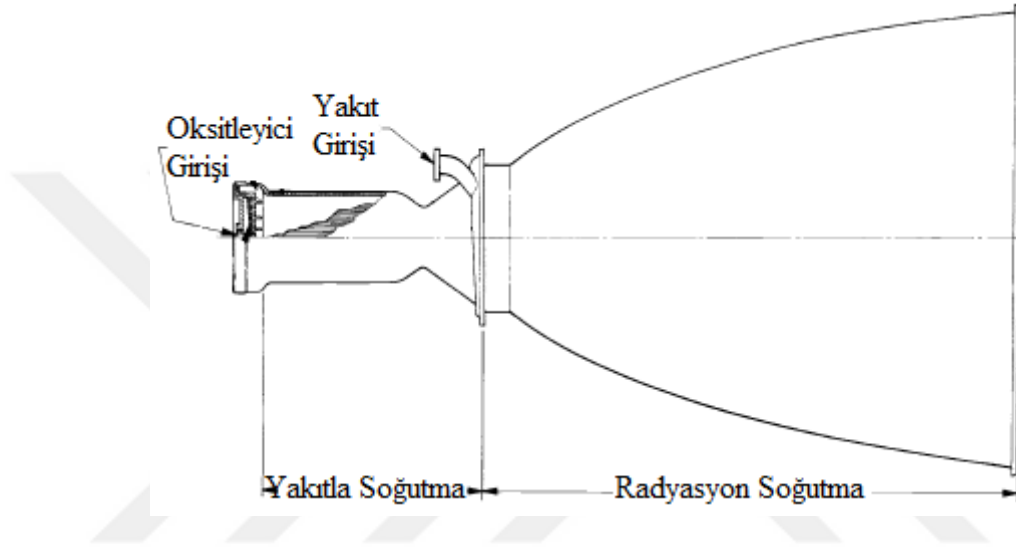


Şekil 2.32 Ablatif soğutma şematik gösterimi [28]

2.2.5.6 Radyasyon Soğutma

Radyasyon soğutma ile ısı ışınım yoluyla yüzeyden dışarı atılmaktadır. Bu yöntem tek ve çift sıvı yakıtlı roket motorlarında tercih edilmektedir. Sıcaklığın ve basıncın nispeten az olduğu nozulun genişleyen bölümünde kullanılmaktadır [3]. Nozulun

genişleyen kısmı yüksek sıcaklığa dayanaklı malzemelerden yapılmaktadır. Bazı alaşımlar çok yüksek sıcaklıklara dayanımı vardır. Örneğin, %90 tantal, %10 tungsten ve %0.5 titanyum içeren molibden alaşımı kısa süreliğine 2000 K sıcaklığa dayanabilmektedir. Daha yüksek sıcaklıklardaki uygulamalarda nozulun iç kısmı seramik malzemeyle kaplanarak yalıtım yapılabilmekte ve dayanımı artırılmaktadır [28]. Şekil 2.33'te radyasyon soğutmanın şematik gösterimi verilmiştir.



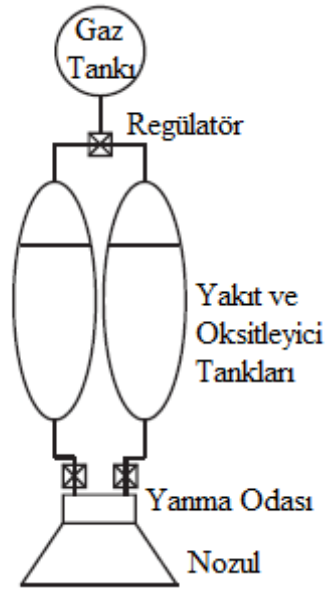
Şekil 2.33 Radyasyon soğutma şematik gösterimi

2.2.6 Besleme Sistemi

Besleme sistemi, tanklardan yanma odasına yakıtların sevk edilmesi için gerekli olan yapıların tamamına verilen ad olarak bilinmektedir. Besleme sisteminin iki temel fonksiyonu bulunmaktadır. Bu fonksiyonlar yakıtın basıncını artırmak ve yanma odasını yakıtla beslemektir. Besleme sisteminin çalıştırılabilmesi için gerekli enerji yüksek basınçlı gazlardan, santrifüj pompalardan veya her ikisinden birden sağlanmaktadır. Sıvı yakıtlı roketlerde besleme işlemi çeşitli yöntemlerle yapılmaktadır. Besleme işlemi temel olarak basınçlı ve turbopompa olmak üzere iki sınıfta yapılmaktadır.

2.2.6.1 Basınçlı Besleme Sistemi

Basınçlı besleme sisteminde, yüksek basınçlı gaz kullanılarak yanma odasına Şekil 2.34'de şematik olarak gösterildiği gibi besleme işlemi yapılmaktadır. Basınçlı besleme sistemi basit bir yapıya sahiptir ancak sistem yüksek basınç kullandığından ağırlığı fazla büyük tanklar kullandıkları için dezavantajlı olarak görülmektedir. Basınçlandırma işleminde genellikle önceden depo edilmiş inert gazlar kullanılmaktadır. Ancak farklı tasarımlarda basınçlandırma işleminde kullanılacak gaz, yakıtın buharlaştırılma yöntemiyle sağlanmaktadır. Bu yöntem ile ek olarak farklı bir gaz kullanılmamaktadır. Yakıt buharının basınçlandırma gazı olarak kullanılmasının dezavantajı, tank içinde bulunan sıvı yakıtın buharıyla ısı transferi yaparak buharın yoğunlaşmasına neden olmaktadır ve bu durum tank basıncını düşürmekte roketi kararsız hale getirmektedir. Son yöntem olarak basınçlandırma işleminde kullanılacak gaz kimyasal yollarla elde edilebilmektedir. Katı roket yakıtını yakılmasıyla ve tekil sıvı yakıtın kataliz edilmesiyle gerekli gaz üretilmektedir [3, 43].

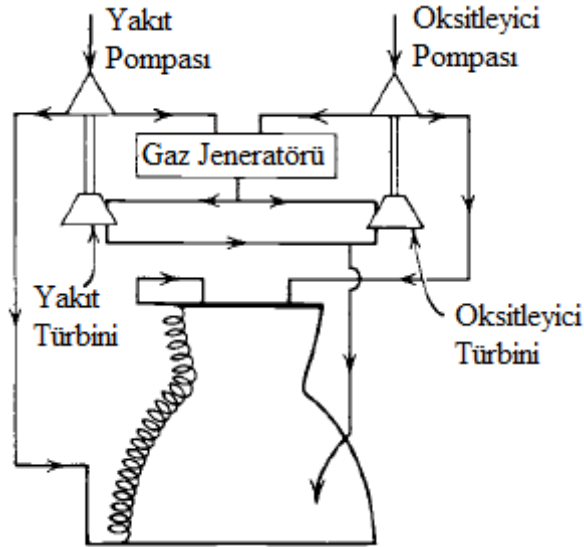


Şekil 2.34 Basınçlı besleme sisteminin şematik gösterimi [43]

2.2.6.2 Turbopompa Besleme Sistemi

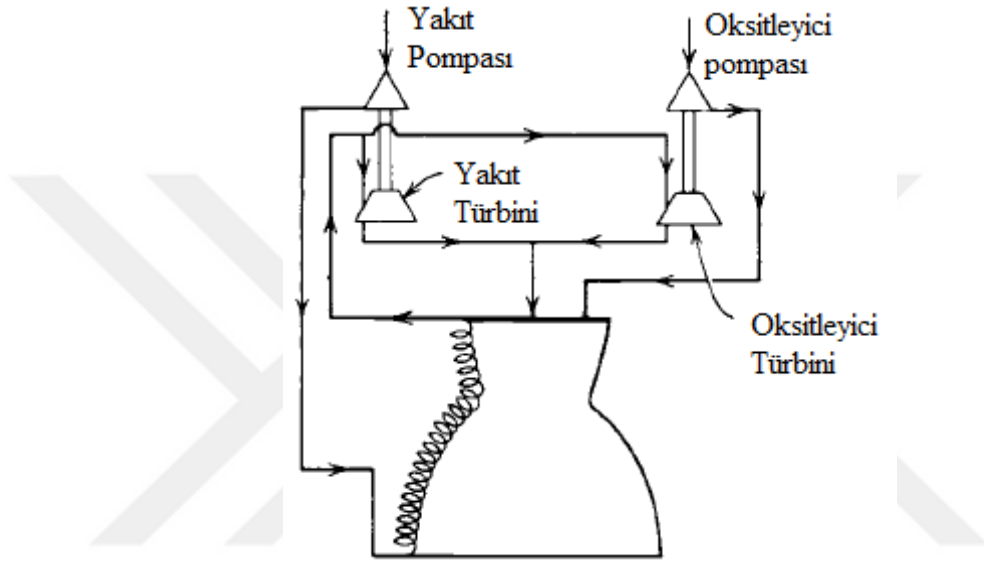
Yakıtlar türbin tarafından tahrik edilen pompalar ile basınçlandırılmaktadır. Türbinler güçlerini sıcak gazların genişlemesinden almaktadır. Turbopompa besleme sistemleri genelde uzun mesafeli füzelerde ve hava araçlarında performans artışı için kullanılmaktadır. Turbopompa sistemlerinin açık ve kapalı çevrimleri bulunmaktadır. Açık çevrimlerde türbinden çıkan çalışma akışkanı kendi nozulundan veya ana nozuldan dışarı atılmaktadır. Kapalı çevrimlerde türbinden gelen tüm çalışma akışkanları kalan enerjisini en verimli bir şekilde kullanmak için motor yanma odasına gönderilmektedir [3, 44].

Şekil 2.35'te gösterilen gaz jeneratör çevriminde gaz ayrı bir gaz jeneratöründen gelmektedir. Yakıtları ayrı bir tanktan veya ana besleme sisteminden tedarik edilebilmektedir. Bu sistem nispeten basit ve pompalardaki basınçlar düşük olmaktadır. Diğer turbopompa çevrimlerine göre daha düşük özgül itkiye sahiptir. Alman V-2 roketlerinde kullanıldığı gibi gaz üretmek için ayrı bir tekil yakıt kataliz edilerek kullanılabilir. Türbin egzoz gazları küçük nozullardan ve ana nozulun genişleyen kısmından dışarı atılmaktadır. Gaz jeneratörünün karışım oranı yakıt bakımından zengin karışımdır bunun nedeni türbin kanatlarında soğutma sistemi bulunmadığından gaz sıcaklığının düşük olması istenmektedir [3].



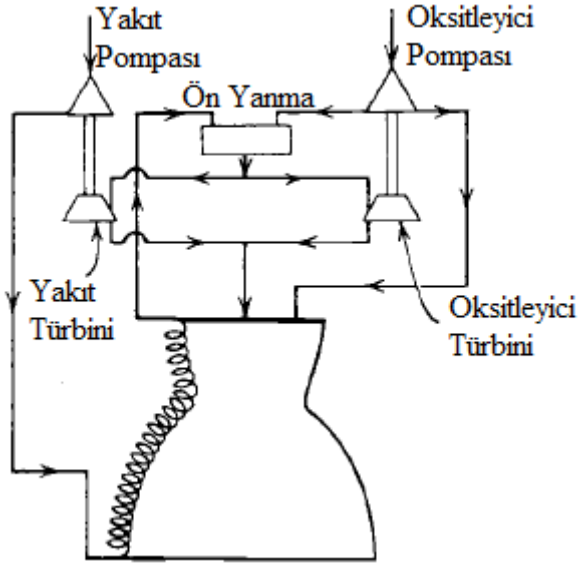
Şekil 2.35 Gaz jeneratör çevrimi şematik gösterimi [3]

Şekil 2.36'da gösterilen genişletme (expander) çevrimde, soğutma ceketinin içerisine gönderilen yakıt sıcaklığı artırılıp gazlaştırılarak pompalara tahrik vermesi için türbinlere gönderilmektedir. Türbinlerden dolanan yakıtlar toplanarak yakılması için yanma odasına enjekte edilmektedir. İtki türbinlerden dolan akışın kontrol edilmesiyle düzenlenmektedir. Bu yöntemin en avantajlı yönleri ise yüksek özgül itki, motor basitliği ve düşük motor kütlesine sahip olmasıdır [3].



Şekil 2.36 Genişletme çevrimi şematik gösterimi [3]

Şekil 2.37'de gösterilen kademeli yanma çevriminde yakıt genişletme çevriminde olduğu gibi soğutma ceketinden geçirilmekte ve ön yanma odasına gönderilmektedir. Daha sonra türbinlere enerji sağlamak için tüm yakıt bir miktar oksitleyici ile ön yanma odasında yakılmaktadır. Türbin dolanan tüm gazlar toplanarak yanma odasına gönderilmekte ve burada oksitleyici ile tekrar yakılarak roketin ihtiyaç duyduğu gerekli itki kuvvetini oluşturmaktadır. Açık çevrimle karşılaştırıldığında türbin akışı yüksek ve basınç düşümü azdır. Bu yöntem ile sıvı yakıtlı roketlerde en yüksek itki değerine ulaşılabilir ancak karmaşık ve ağır bir yapıya sahiptir [3].

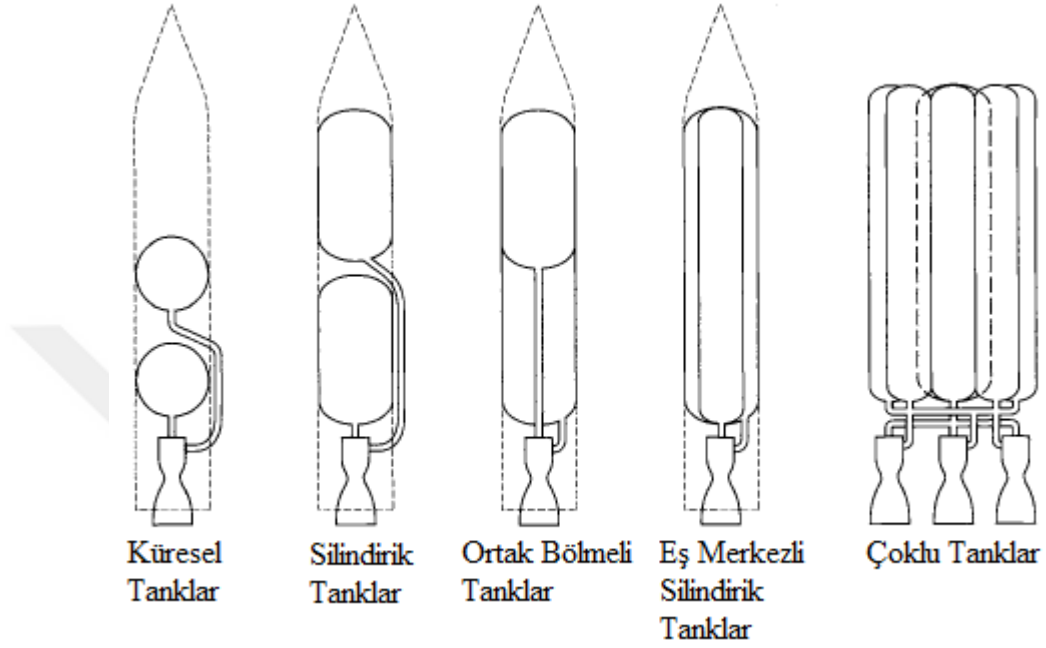


Şekil 2.37 Kademeli yanma çevrimi şematik gösterimi [3]

2.2.7 Tank

Sıvı yakıtlı roket sistemlerinde yakıtlar bir veya daha fazla tank içerisinde depo edilmektedirler. Çift yakıtlı roketlerde oksitleyici ve yakıt için ayrı tanklar kullanılmakta iken tek yakıtlı roketlerde bir adet tank kullanılmaktadır. Ayrıca yakıtları basınçlandırmak için yüksek basınçlı bir veya daha fazla gaz tankı bulunmaktadır. Roket sistemlerinin uçmaları gerektiğinden dolayı tank ağırlığının minimum olması istenmektedir dolayısıyla tank stresleri oldukça yüksektir. Bu durumdan dolayı tank malzemeleri özeldir, alüminyum, paslanmaz çelik, alaşımlı çelik ve fiber takviyeli plastikler sızdırmayı önleyici maddelerle yaygın olarak kullanılmaktadır. Yakıtların üzerinde kalan fazladan gaz hacmine ullage (boş kısım) denilmektedir. Depolama sıcaklığına ve yakıtların termal genişleme katsayılarına bağlı olarak ullage hacmi tank hacminin %3-10 arasında değişmektedir. Tankın ve boru sisteminin boşaltma verimliliği, gönderilen yakıt miktarının toplam yakıt miktarına oranı olarak ifade edilmektedir ve genellikle %97-99.7 arasında değişmektedir. Şekil 2.38'de gösterilmekte olan tanklar arasında ideal şekil küresel tanklardır çünkü küresel şeklin hacim ağırlık oranı en yüksektir. Küresel tanklar genellikle küçük roket motorlarında kullanılmaktadır. Ancak büyük roket motorları için küresel tanklar roketin genişliğini artırmakta ve bunun sonucu olarak

kullanılmayan boş alanlar oluşmaktadır. Roket gövdesinin en verimli şekilde kullanılması için tanklar gövdeyle bütünleşik geometrilere tasarlanmaktadır. Genellikle uçları yarım elips silindirik tanklar kullanılmaktadır [3, 45, 46].

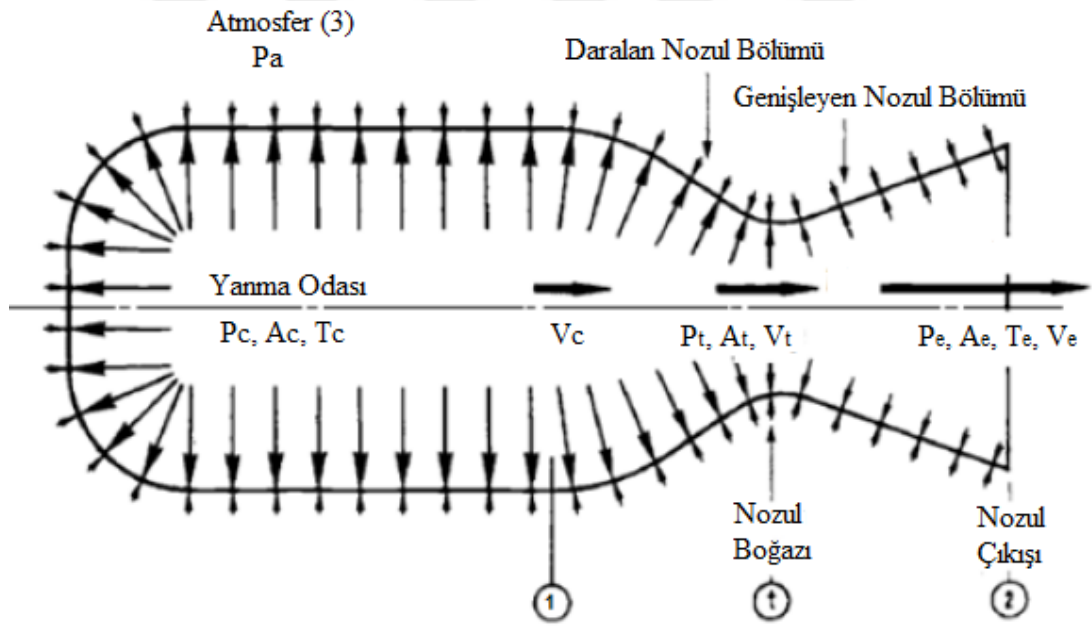


Şekil 2.38 Sıvı yakıtlı roketlerde kullanılan tank tipleri [3]

3. METARYAL VE YÖNTEM

3.1 Roketlerde Temel Hesaplamalar

Roket sistemlerinin ana işlevi itki üretmektir. İtki yüksek hızda roketten atılan gazların neden olduğu momentum değişiminin ürettiği kuvvetin bir ölçüsü olarak adlandırılmaktadır [47]. İtki termodinamik, mekanik ve kimyasal temel prensipleri altında oluşmaktadır. Şekil 3.1'de roket itki sistemi ve iç balistik tanımları gösterilmektedir. P_c yanma odası basıncını, A_c yanma odası yüzey alanını, T_c yanma odası sıcaklığını, V_c gazın yanma odasındaki hızını, P_t nozul boğazı basıncını, A_t nozul boğaz alanını, V_t gazın nozul boğazındaki hızını, P_e nozul çıkış basıncını, A_e nozul çıkış alanını, T_e nozul çıkış sıcaklığını ve V_e gazın nozul çıkışındaki hızını ifade etmektedir.



Şekil 3.1 Roket itki sisteminin şematik gösterimi [1]

3.1.1 İtki ve Momentum

Roketlerde itki momentum değişiminin oluşturduğu kuvvet ile meydana gelmektedir. Newton'un hareket yasasına göre kuvvet kütle ve ivmenin çarpımına eşittir. Hız ise ivme ve zamanın çarpımına eşit olmaktadır [28].

$$F = ma \quad (3.1)$$

$$v = at \quad (3.2)$$

Denklem 3.1 ve 3.2 'de F kuvveti, m kütleyi, a ivmeyi ve t zamanı ifade etmektedir. Denklem 3.1 ve 3.2 birleřtirildięinde momentum teorimi olarak bilinen ifade elde edilmektedir.

$$F = \frac{m}{t}v \quad (3.3)$$

Denklem 3.3 roket motorlarının temel itki denklemi olarak bilinmektedir. Roket nozulundan akan gaz kütlesi sabit ve üniform olduğu kabul edildiğinde momentum değişiminden kaynaklanan itki kuvveti Denklem 3.4'te verilmiştir [1].

$$F = \frac{dm}{dt}v_e = \dot{m}v_e = \frac{\dot{w}}{g}v_e \quad (3.4)$$

Denklem 3.4'de tanımlanan v_e nozul çıkışındaki gaz hızını, \dot{m} gazın kütlesel debisini \dot{w} birim zamandaki gaz ağırlığını ve g yerçekimi ivmesini ifade etmektedir. Denklem 3.4'e rokete basınç farkından kaynaklanan itki kuvveti eklendiğinde Denklem 3.5 elde edilmektedir [48].

$$F = \dot{m}v_e + (P_e - P_a)A_e \quad (3.5)$$

Termodinamik ilişkiler Denklem 3.5'e eklendięinde itki kuvveti;

$$F=A_t P_c \left[\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} + (P_e - P_a) A_e \quad (3.6)$$

Denklem 3.6'da gösterildiği gibi ifade edilmektedir. Burada k özgül ısı oranı olarak tanımlanmaktadır. Bir roketin oluşturduğu maksimum itki kuvveti nozul çıkış basıncının dış ortam basıncına eşit olduğu zaman sağlanmaktadır [49].

$$F_{\max} = A_t P_c \left[\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.7)$$

Roket itki sistemi birden fazla roket motoru bulundurması halinde itki kuvveti Denklem 3.8'de gösterildiği gibi her bir roket motorunun ürettiği itkilerin toplamına eşit olmaktadır.

$$\sum F = F_1 + F_2 + F_3 + \dots \quad (3.8)$$

3.1.2 Toplam İtki

Toplam itki roket motorunun çalışma süresi boyunca ürettiği itki kuvvetinin toplamı olarak ifade edilmektedir ve Denklem 3.9'da gösterilmiştir.

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (3.9)$$

Roketin çalışma süresince ürettiği itki kuvvetinin sabit olarak varsayıldığında ve başlangıç durma sürelerinde geçici durumlar ihmal edildiğinde toplam itki Denklem 3.10'daki gibi olmaktadır.

$$I_t = F t \quad (3.10)$$

3.1.3 Özgül İtki

Özgül itki, yakıtın birim ağırlığının ürettiği itki olarak tanımlanmaktadır. Denklem 3.11'de ifade edilen özgül itki, toplam itkinin toplam yakıt ağırlığına oranıdır.

$$I_{sp} = \frac{\int_0^t F dt}{g \int \dot{m} dt} \quad (3.11)$$

Roketin geçici durumları (ilk ateşlenme, durdurma vb) ihmal edildiğinde, itki kuvveti ve kütsel gaz akış debisi sabit kabul edildiğinde özgül itki Denklem 3.12'de olduğu gibi tanımlanmaktadır [50].

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{F}{\dot{W}} \quad (3.12)$$

Termodinamik parametreler kullanıldığında özgül itki Denklem 3.13'te gösterildiği gibi ifade edilmektedir.

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \left[\frac{2k}{k-1} \frac{R}{M_g} T_c \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{1}{g} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{\frac{RT_c}{kM_g} \left(\frac{P_e - P_a}{P_c} \right) \frac{A_e}{A_t}} \quad (3.13)$$

Denklem 3.13'te gösterilen R gaz sabiti, M_g yakıtların molekül ağırlığı ve T_c yanma odası sıcaklığını ifade etmektedir. Maksimum itki kuvvetinde olduğu gibi maksimum özgül itkiyi elde etmek için nozul çıkış basıncının ortam basıncına eşit olması gerekmektedir. Nozul çıkış basıncı ve ortam basıncı eşit olduğu varsayılarak Denklem 3.13 tekrar düzenlenilirse maksimum özgül itki Denklem 3.14'te görüldüğü gibi olmaktadır.

$$I_{sp,max} = \frac{1}{g} \left[\frac{2k}{k-1} \frac{R}{M_g} T_c \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.14)$$

Bir rokette özgül itki, karakteristik egzoz hızı ve itki sabitinin çarpımının yerçekimi ivmesine oranlanması ile hesaplanabilmektedir. Bu denklem daha sade haliyle Denklem 3.15'te verilmiştir [1].

$$I_{sp} = \frac{c^* C_F}{g} \quad (3.15)$$

3.1.4 Efektif Egzoz Hızı

Roket nozulunda egzoz hızı üniform olarak dağılmamaktadır. Bu yüzden hız profili doğru olarak ölçülememektedir. Efektif egzoz hızı (c), tek boyutlu doğrusal akış olarak kabul edilirse Denklem 3.16'da gösterildiği gibi olmaktadır.

$$c = I_{sp} g = \frac{F}{\dot{m}} \quad (3.16)$$

Efektif egzoz hızının momentum ve basınç bileşenleri yazıldığında Denklem 3.17 elde edilmektedir.

$$c = V_e + (P_e - P_a) A_e / \dot{m} \quad (3.17)$$

Efektif egzoz hızı gerçek gaz hızına eşit olmamaktadır. Ancak nozul çıkış basıncı dış ortam basıncına eşit olduğunda efektif egzoz hızı gaz hızına eşit olmaktadır. Efektif egzoz hızı gaz hızına eşit olduğu varsayıldığında itki kuvveti Denklem 3.18'de ki gibi olmaktadır.

$$F = \frac{\dot{W}}{g} V_e = \dot{m} c \quad (3.18)$$

Nozul çıkışındaki teorik gaz hızı Denklem 3.19 ile ifade edilmektedir [1, 3].

$$V_e = \sqrt{\frac{T_c R}{M_g} \frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_a} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (3.19)$$

3.1.5 Karakteristik Egzoz Hızı

Roket performans parametrelerinden birisi olan karakteristik egzoz hızı yakıtların efektif enerji seviyesinin, yanma odası ve enjektör tasarımının kalite göstergesi olarak tanımlanmaktadır.

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (3.20)$$

Denklem 3.20 karakteristik egzoz hızını (c^*) ifade etmektedir. Karakteristik egzoz hızı yanma performansını, gereken nozul basıncını sağlamak için yanma odasında ne kadar kütleli debide yakıt yanması gerektiğini göstererek ölçmektedir. Aynı koşullar altında birim zamanda kullanılan yakıt miktarının azalması daha verimli ve yüksek enerjili yanma sürecini göstermekte ve karakteristik egzoz hızı değerini artırmaktadır.

$$c^* = \sqrt{\frac{RT_c}{kM_g} \left[\frac{k+1}{2} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \quad (3.21)$$

Karakteristik egzoz hızı yakıtların karakteristiklerini gösteren bir parametredir. Denklem 3.21'de görüldüğü gibi karakteristik egzoz hızı yanma odası ve enjektör tasarımlarının yanında yakıtın termodinamik özelliklerine de bağlı olmaktadır. Karakteristik egzoz hızı farklı roket tasarımlarının ve roket yakıtlarının performans ilişkilerini karşılaştırmak amacıyla da kullanılmaktadır. Roket üzerinde yapılan basit ölçümlerle, birim zamanda kütleli akış , yanma odası basıncı ve nozul kesit alanına bağlı olarak değişmektedir. Karakteristik egzoz hızı terimi enerji salınımının tamamlanmasının ve yanma odasında yüksek sıcaklıkta basınçta gazın üretilmesinin bir derecesi olarak kullanılmaktadır. Karakteristik egzoz hızının gerçek değeri

ölçümlerden belirlenmektedir ve hesaplanan teorik değerinin yaklaşık %92-99.5 arasında değer almaktadır [1, 3, 28, 51].

3.1.6 İtki Katsayısı

İtki katsayısı (C_F) nozul tasarımının kalitesinin ve yakıtı genleşme özelliklerinin bir göstergesi olarak tanımlanmaktadır. İtki katsayısı roketin ürettiği itki kuvvetinin nozul boğazının kesit alanı ile yanma odası basıncına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. İtki katsayısı yanma odası basıncının nozul boğaz alanında üretilecek kuvvet ve nozulun genişleyen kısmı ile üretilecek kuvvetin oranı olmaktadır.

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t} \quad (3.22)$$

İtki katsayısı yanma odası basıncı, nozul kesit alanı, nozul çıkış basıncı, atmosfer basıncı, nozul çıkış hızı, nozul çıkış ve boğaz oranı terimleri ile ilişkilendirilmesiyle itki katsayısı daha açık ifade edilecek olursa Denklem 3.23 elde edilmektedir.

$$C_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{k}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + \left[\frac{P_e - P_a}{P_c}\right] \left[\frac{A_e}{A_t}\right] \quad (3.23)$$

İtki katsayısı Denklem 3.23'te görüldüğü gibi özgül ısı oranı (k), yanma odası basıncı (P_c), ortam basıncı (P_a) ve nozul genleşme oranına bağlı olmaktadır. Nozul genleşme oranı nozul tasarımının en önemli parametrelerinden birisidir. Optimum izantropik nozul genleşme oranı Denklem 3.24'te verilmiştir [1, 28, 52].

$$\epsilon = \frac{A_t}{A_e} = \left[\frac{k+1}{2}\right]^{\frac{1}{k-1}} \left[\frac{P_e}{P_c}\right]^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left[\frac{P_e}{P_c}\right]^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (3.24)$$

4. SIVI YAKITLI ROKET MOTOR TASARIM ve ANALİZİ

Yanma odası basıncı 20 MPa olan ve yakıt çifti olarak belirlenen sıvı oksijen - sıvı hidrojen ile 100 kN'luk itkiye sahip bir sıvı yakıtlı motor tasarımı yapılması istenmektedir. Sıvı yakıtlı roketin yanma odası, nozul, enjektör ve soğutma sistemi tasarımı ve analizleri yapılmıştır. Tasarım önce analitik olarak yapılmıştır ardından RPA programı yardımıyla roket boyutları optimize edilmiştir. Nasa'nın bilgisayar programı CEA ile RPA programının doğrulanması yapılmıştır.

4.1 Yakıt Seçimi

Sıvı yakıtlı roket tasarlamak için ilk adım olarak kullanılacak yakıt çiftinin belirlenmesi gerekmektedir. Bölüm 2'de bahsedilen yakıt kombinasyonları arasında yüksek özgül itkiye sahip olan Sıvı Hidrojen - Sıvı Oksijen yakıt çifti seçilmiştir. Yanma odası basıncı 20 MPa olarak belirlenmiştir. Şekil 4.1'de Sıvı hidrojen ve sıvı oksijen yakıt çiftinin karışım oranlarına göre özgül itki ve sıcaklık değişimi verilmiştir. Bu grafiklerden yakıt çiftinin karışım oranı 4.8 olarak seçilmiştir. Karışım oranı 4.8 olduğunda özgül itki değeri 406 s olmaktadır. 100 kN roket itkisi elde etmek için;

$$\dot{m}_{\text{toplam}} = \frac{F}{gI_{sp}} \quad (4.1)$$

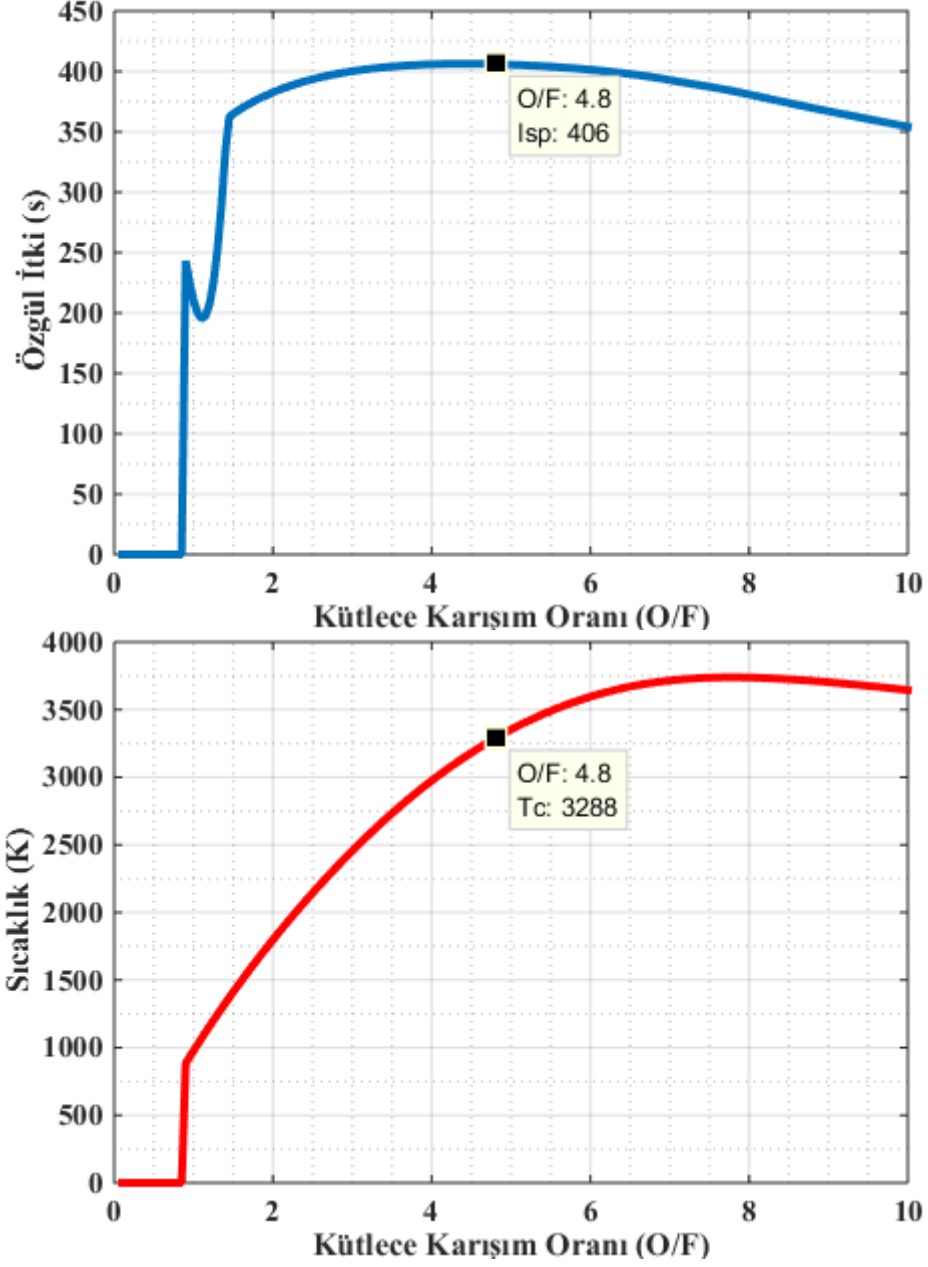
$$\dot{m}_{\text{toplam}} = \frac{100 \text{ kN}}{9.81 \times 406} = 25.11 \text{ kg/s} \quad (4.2)$$

Denklem 4.1 ve 4.2 'de görüldüğü gibi yakıtlarımızın kütleli debisi 25.11 kg/s olması gerekmektedir. Karışım oranı 4.8 olduğundan;

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_{\text{toplam}}}{r_{\text{karışım}} + 1} \quad (4.3)$$

$$\dot{m}_f = \frac{25.11}{5.8} = 4.33 \text{ kg/s} \quad (4.4)$$

$$\dot{m}_o = \dot{m}_f \times r_{\text{karışım oranı}} = 4.33 \times 4.8 = 20.78 \text{ kg/s} \quad (4.5)$$



Şekil 4.1 Sıvı Hidrojen - Sıvı Oksijen kütlece karışım oranlarına göre özgül itki ve sıcaklık değişimi grafiği

100 kN itki kuvveti sağlamak için sıvı hidrojen kütleli debisi 4.33 kg/s iken sıvı oksijen kütleli debisi 20.78 kg/s olması gerekmektedir.

4.2 İtki Odası Tasarımı

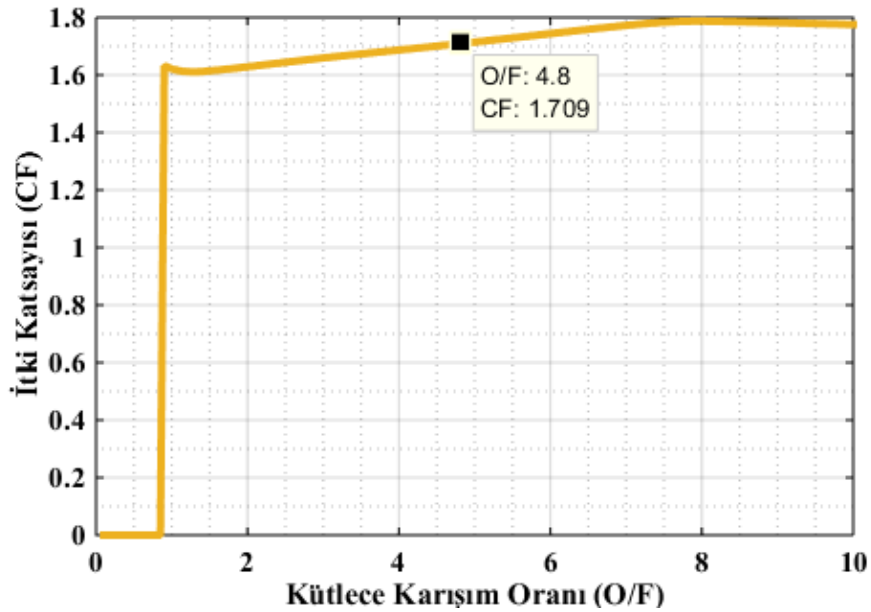
İtki odası tasarımı için yanma odası şekli silindirik ve nozul tipi olarak da de laval %80'lik parabolik yapı seçilmiştir. Roket nozul boğaz çapı Denklem 4.6 ile belirlenmektedir.

$$A_t = \frac{F}{P_c C_F} \quad (4.6)$$

İtki katsayısı (C_F) karışım oranına göre değişmektedir. İtki katsayısının değeri Şekil 4.2'deki grafikten elde edilmiştir.

$$A_t = \frac{100 \text{ kN}}{20 \text{ MPa} \times 1.709} = 2926 \text{ mm}^2 \quad (4.7)$$

$$D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}} = 61.04 \text{ mm} \quad (4.8)$$



Şekil 4.2 İtki Katsayısının yakıt çiftinin karışım oranına göre değişimi

Roket genişleme oranı nozul çıkış alanının nozul boğaz alanına oranı olarak ifade edilmektedir ve ϵ ile gösterilmektedir.

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{1}{k-1}} \left[\frac{P_c}{P_e} \right]^{\frac{1}{k}}}{\sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left[\frac{P_e}{P_c} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right]}} \quad (4.9)$$

Roketler nozul çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit olduğunda en iyi performans elde edilmektedir. Roket ideal şartlarda deniz seviyesinde çıkış basıncının $P_e = 101235$ Pa olması istenmektedir. Roket tasarımında özgül ısı oranı genellikle $k = 1.2$ olarak alınmaktadır. Bu şartlar altında Denklem 4.9 çözüldüğünde $\epsilon = 20.02$ olarak bulunmaktadır.

$$A_e = \epsilon A_t \quad (4.10)$$

$$A_e = 58578 \text{ mm}^2 \quad (4.11)$$

$$D_e = 273 \text{ mm} \quad (4.12)$$

Roket nozul çıkış alanı 58575 mm^2 ve nozul çıkış çapı 273 mm olarak bulunmuştur. Roketin herhangi bir noktasındaki alan veya basınç değeri Denklem 4.13 ile ifade edilmektedir.

$$\frac{A_x}{A_t} = \frac{\left[\frac{2}{k+1} \left(\frac{P_c}{P_x} \right)^{\frac{k+1}{2k-2}} \right]}{\sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_c}{P_x} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}} \quad (4.13)$$

Denklem 4.13 kullanılarak yanma odası alanı $A_c = 4.6 A_t = 13460 \text{ mm}^2$ olarak hesaplanmıştır. Yanma odası çapı $D_c = 131 \text{ mm}$ 'dir. Yanma odası hacmi Denklem 4.14'ten elde edilmektedir

$$V_c = A_t L^* \quad (4.14)$$

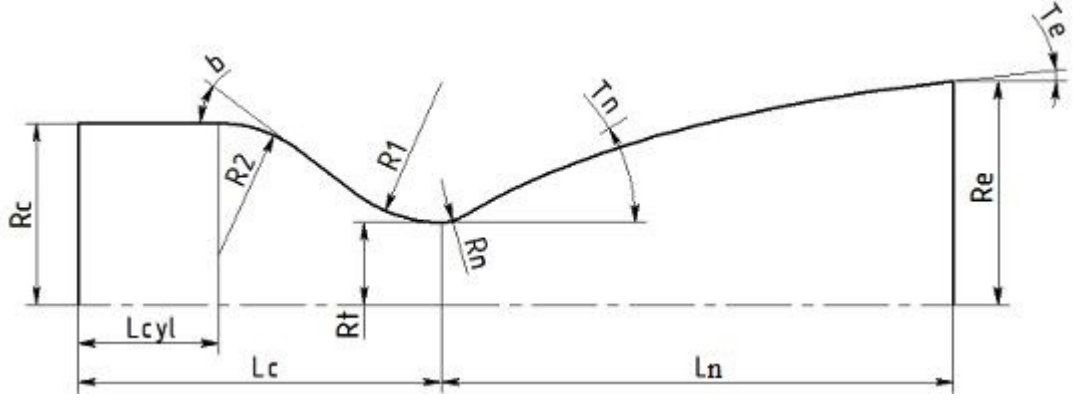
L^* yanma odası karakteristik uzunluğu olarak adlandırılmaktadır. L^* deneysel çalışmalarla elde edilmiştir ve yakıt kombinasyonlarına göre değeri değişmektedir. Sıvı Oksijen - Sıvı Hidrojen için yanma odası karakteristik uzunluk Çizelge 4.1'den elde edilmiştir.

Çizelge 4.1 Çeşit yakıt çiftleri için yanma odası karakteristik uzunluğu [28]

Yakıt Çiftleri	Yanma Odası Karakteristik Uzunluğu (L^*)
Sıvı Flor - Hidrazin	610-710 mm
Sıvı Flor - Sıvı Hidrojen	560-750 mm
Hidrojenperoksit - RP-1	1520-1750 mm
Nitrik Asit - Hidrazin	750-900 mm
Sıvı Oksijen - Sıvı Hidrojen	550-1020 mm
Sıvı Oksijen - RP-1	1000-1250 mm

$$V_c = 2926 \times 1020 = 2984520 \text{ mm}^3 \quad (4.15)$$

Tasarımı yapılan roketin gerekli yanma odası hacmi Denklem 4.15'te görülmektedir. Yanma odasını şekli silindirik olarak seçilmiştir. Şekil 4.3'te görülen roket geometrisinden yanma odası uzunluğu ve nozul uzunluğu hesaplanabilmektedir. Şekil 4.3'te görülen L_{cyl} yanma odası silindirik kısmının uzunluğunu, L_c yanma odasının toplam uzunluğunu ifade etmektedir. Nozul daralma yarım açısı $b = 12^\circ$ ve nozul genişleyen yarım açısı $T_n = 28.83^\circ$ olarak alınmıştır.



Şekil 4.3 Roket geometrisi

Şekil 4.3'te görülen radyuslar sırasıyla $R_1 = 124.19$ mm, $R_2 = 751.14$ mm ve $R_n = 11.86$ mm olacak şekilde alınmıştır.

$$L_c = L_{cyl} + R_2 \tan\left(\frac{b}{2}\right) + \left(\frac{R_c - R_t}{\tan b}\right) + R_1 \tan\left(\frac{b}{2}\right) \quad (4.16)$$

L_{cyl} hesaplamak için Denklem 4.17 kullanılmaktadır. V_2 nozulun daralan kısmından nozul boğazına olan kısmın hacmini ifade etmekte ve eğrinin integrali alınarak hesaplanmaktadır. V_2 hacmi 2278667 mm³ olmaktadır.

$$V_c = A_c L_{cyl} + V_2 \quad (4.17)$$

Denklem 4.17'den L_{cyl} 52.4 mm olarak hesaplanmaktadır. Denklem 4.16'dan L_c değeri 309 mm olarak bulunmaktadır.

$$L_n = \frac{0.8(\sqrt{\epsilon} - 1)R_t + R_n}{\tan\left(\frac{T_n}{2}\right)} \times \lambda \quad (4.18)$$

$$\lambda = \frac{1}{2} \left(1 + \cos\left(\frac{T_n}{2}\right)\right) \quad (4.19)$$

Nozulda meydana gelen aksenal olmayan gaz akışlarını da hesaba katmak için λ kullanılmaktadır ve düzeltme faktörü olarak bilinmektedir. Roket nozul uzunluğu Denklem 4.18 ve Denklem 4.19 yardımıyla, 370.4 mm olarak bulunmaktadır.

4.3 İtki Odası Geometrisinin RPA Programı ile Optimizasyonu ve Analizi

Alexander Ponomarenko tarafından geliştirilen RPA (Rocket Propulsion Analysis) programı, roket motorlarının performans tahmini için kullanılan bir bilgisayar programıdır. Roket motorlarının tasarımı ve analizi az sayıda parametre girilerek yapılabilmektedir. RPA programına giriş parametreleri, yanma odası basıncı 20 MPa, yakıt çifti Sıvı Hidrojen - Sıvı Oksijen, oksitleyici yakıt oranı 4.8, nozul çıkış basıncı 1 atm, A_c/A_t oranı 4.6 ve nominal itki 100 kN olarak girilmiştir. Şekil 4.4'te RPA programı giriş ekranı yer almaktadır.

The screenshot displays the 'Engine Definition' window of the RPA program. The window has a menu bar (File, View, Run, Help) and a toolbar with icons for file operations and execution. The main area is divided into sections for parameter input:

- Engine name:** 100 k
- Description:** (empty text area)
- Chamber pressure:** 20 MPa
- Determine thrust chamber size matching the specified requirements
 - Nominal thrust: 100 kN at ambient pressure: 1 atm
 - Mass flow rate: (empty) kg/s (m-dot, total at 100% throttle)
 - Throat diameter: (empty) mm (D_t)
- Number of chambers: 1
- (if not specified, parabolic bell nozzle is assumed)
- Perform chamber thermal analysis (if not specified, radiation cooling is assumed for whole chamber)
- Determine parameters of propellant feed system
 - Gas-pressurized: by stored gas
 - Turbopump: gas generator cycle (if not specified, default parameters are assumed)
- Estimate engine dry weight

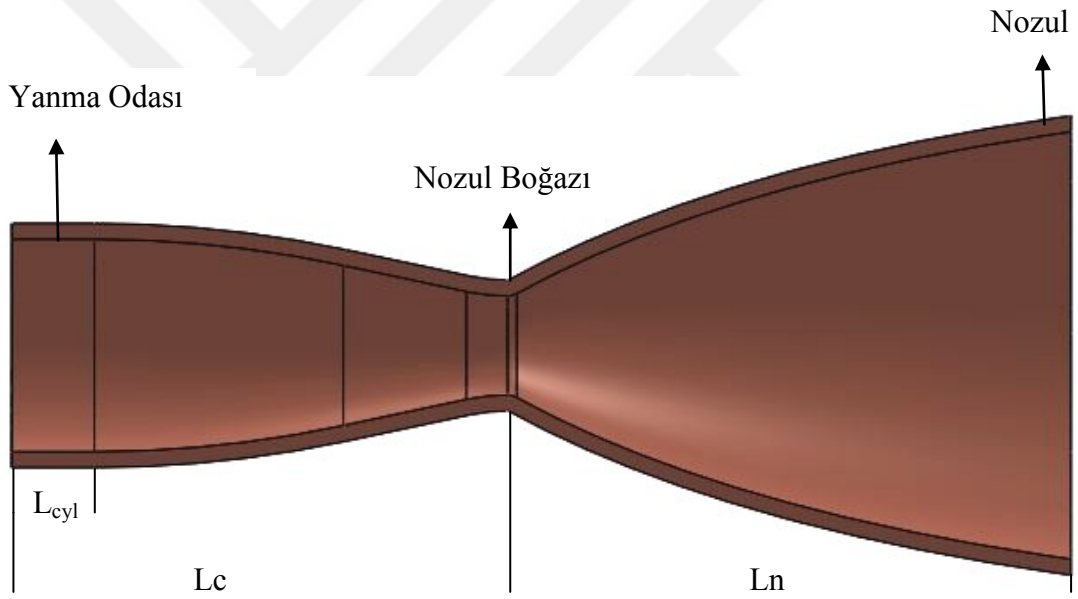
At the bottom, there are tabs for 'Performance Analysis', 'Engine Design', and 'Tools'.

Şekil 4.4 RPA programı parametre giriş ekranı

Çizelge 4.2 RPA programı itki odası geometrisinin değerleri

$D_c = 133.18 \text{ mm}$	$A_e/A_t = 18.61$
$D_t = 62.10 \text{ mm}$	$R_1 = 124.19 \text{ mm}$
$D_e = 267.90 \text{ mm}$	$R_2 = 751.14 \text{ mm}$
$L^* = 1018.26 \text{ mm}$	$R_n = 11.86 \text{ mm}$
$L_n = 353.44 \text{ mm}$	$b = 12.00^\circ$
$L_c = 311.06 \text{ mm}$	$T_n = 28.83^\circ$
$L_{cyl} = 51.84 \text{ mm}$	$T_e = 8.00^\circ$

Çizelge 4.2'de RPA programının 100 kN'luk roket itki odası geometrisinin değerleri görülmektedir. Şekil 4.4'te Çizelge 4.2'de ki boyutlara sahip olan roket itki odasının kesit görünümü verilmiştir.



Şekil 4.5 100 kN'luk roket itki odası kesit görünümü

Şekil 4.5'te görülen roketin kütleli debi, özgül itki ve itki değerleri Çizelge 4.3'te gösterilmektedir.

Çizelge 4.3 RPA tarafından analizi yapılan roketin itki ve kütleli debi değerleri

Vakum Altında İtki	105.71135 kN
Vakum Altında Özgül İtki	429.22756 s
Deniz Seviyesinde İtki	99.99360 kN
Deniz Seviyesinde Özgül İtki	406.01136 s
Toplam Kütleli Debi	25.11385 kg/s
Oksitleyicinin Kütleli Debisi	20.78835 kg/s
Yakıtın Kütleli Debisi	4.32551 kg/s

RPA programı ile analizi yapılan 100 kN'luk roketin iç balistik parametreleri olan basınç, sıcaklık ve hız değerleri Çizelge 4.4'te verilmiştir. Roket nozul çıkışında gaz hızının 3.7 mak sayısına eriştiği görülmektedir. Roket içi gaz sıcaklığının yanma odasında 3289.8 K olurken roket çıkışında 1309.6 k değerine düşmektedir.

Çizelge 4.4 100 kN'luk roketin RPA analiz sonuçları

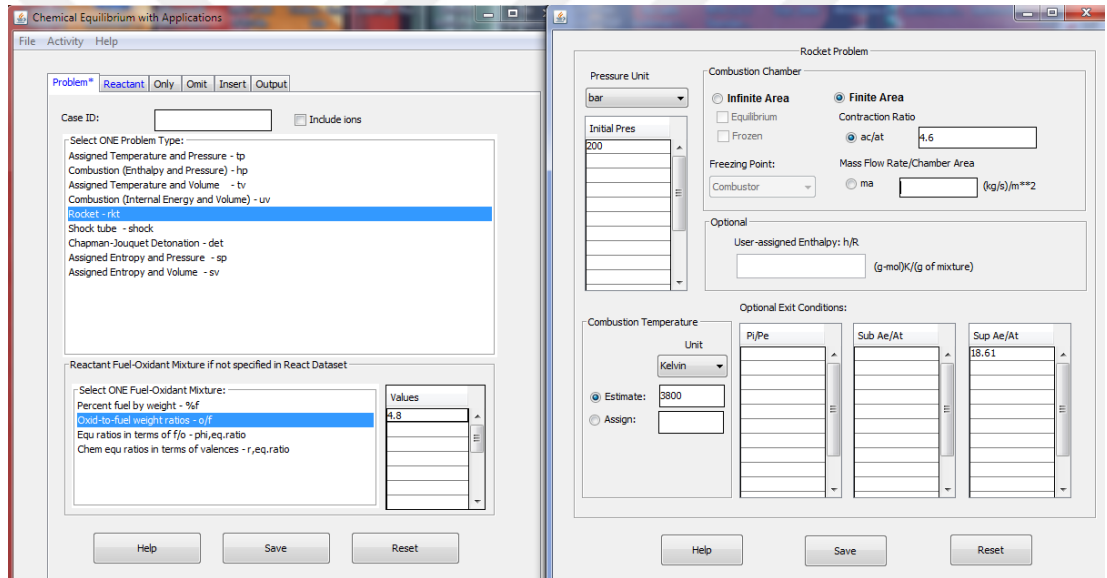
	Yanma Odası	Nozul Girişi	Nozul Boğazı	Nozul Çıkışı	Birim
Basınç	20	19.6099	11.26	0.1013	MPa
Sıcaklık	3289.8884	3284.9488	3039.847	1309.6263	K
Özgül Isı (p=sabit)	5.9598	5.9562	5.4058	3.3981	kJ/(kg·K)
Özgül Isı (V=sabit)	5.0518	5.0488	4.5675	2.6877	kJ/(kg·K)
Özgül Isı Oranı (k)	1.1797	1.1797	1.1835	1.2643	
Yoğunluk	8.4429	8.2911	5.1707	0.1089	kg/m ³
Ses Hızı	1665.9959	1664.7144	1602.0169	1084.5442	m/s
Hız	0	216.9051	1602.0169	4086.2915	m/s
Mak Sayısı	0	0.1303	1	3.7678	
Alan oranı	4.6	4.6	1	18.6127	

4.4 Roket Analiz Sonuçlarının CEA Programı ile Doğrulanması

NASA'nın bilgisayar programı olan CEA (Chemical Equilibrium with Applications) kimyasal denge kompozisyonlarını ve karmaşık karışımların özelliklerini hesaplamaktadır. CEA, son 45 yıl içinde NASA Lewis (şimdi Glenn) Araştırma

Merkezi'nde geliştirilen bir dizi bilgisayar programında en sonucusunu temsil etmektedir. Program Bonnie J. McBride ve Sanford Gordon tarafından ANSI standart FORTRAN'da yazılmıştır. CEA programı teorik roket performansını, Chapman-Jouguet detonasyon parametrelerini, şok tüpü parametrelerini ve yanma özelliklerini hesaplamaktadır.

100 kN'luk itkiye sahip roketin CEA programı aracılığı ile analizini gerçekleştirmek için giriş parametresi olarak; yanma odası basıncı 20 MPa, A_c/A_t 4.6, A_e/A_t oranı 18.61 ve 4.8 karışım oranında Sıvı Oksijen - Sıvı Hidrojen yakıt çifti girilmiştir. CEA parametre giriş ekranı Şekil 4.6'da verilmiştir.



Şekil 4.6 CEA programı parametre giriş ekranı

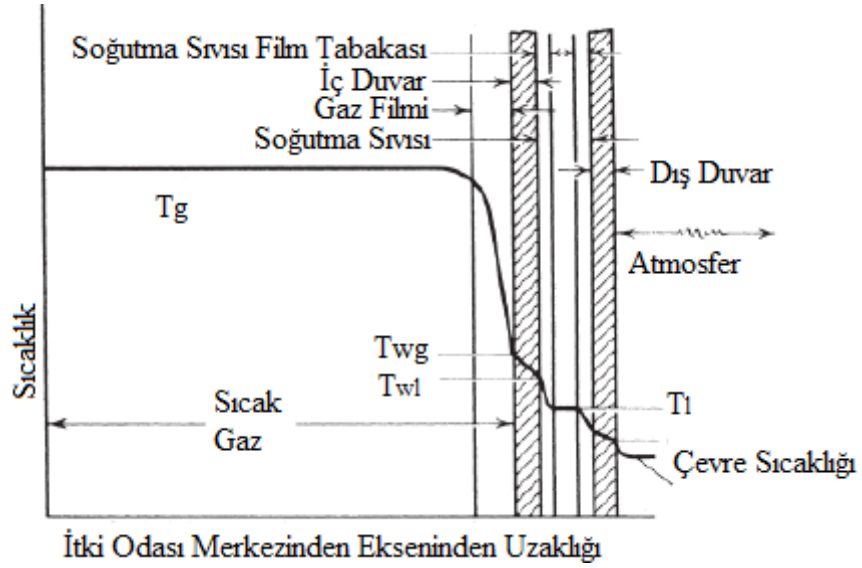
CEA programı ile yapılan analiz sonuçları Çizelge 4.5'te verilmiştir.

Çizelge 4.5 100 kN'luk roketin CEA analiz sonuçları

	Yanma odası	Nozul girişi	Nozul Boğazı	Nozul Çıkışı	Birim
Basınç	20	19.609	11.26	0.10138	MPa
Sıcaklık	3290.9	3285.94	3040.94	1310.7	K
Yoğunluk	8.4443 0	8.2921 0	5.1714 0	0.10894	kg/m ³
Özgül Isı (p=sabit)	5.9624	5.9588	5.408	3.3977	kJ/(kg·K)
Özgül Isı Oranı (k)	1.1716	1.1716	1.1784	1.2642	
Ses Hızı	1665.8	1664.5	1601.9	1084.7	m/s
Mak Sayısı	0	0.13	1	3.767	
İtki Katsayısı (C _F)	0.0908	0.0908	0.67	1.7091	
Pr	0.595	0.5394	0.5561	0.6473	
Viskozite	9.75x10 ⁻⁵	9.75x10 ⁻⁵	9.75x10 ⁻⁵	9.75x10 ⁻⁵	kg/(m s)

4.5 Soğutma Sistemi Tasarımı

Sıvı yakıtlı roket motorları yüksek yanma sıcaklıklarına ve uzun süre çalışmaları nedeniyle soğutulmaları gerekmektedir. Roket motorlarında yanma sıcaklığı birçok metalin erime sıcaklığından yüksektir. Bu yüzden roket motorlarının düzgün bir şekilde çalışmasına devam için soğutma sistemi hayati bir rol üstlenmektedir. Sıvı yakıtlı roketlerde genellikle rejeneratif soğutma yöntemi kullanılmaktadır [53]. Roket motorlarında ısı transfer mekanizması Şekil 4.7'de görüldüğü gibi sırasıyla sıcak gazlardan roket motor duvarının iç kısmına ardından roket motor duvarı aracılığı ile roket motor duvarı soğutucu yüzeyine son olarak soğutma sıvısına doğru gerçekleşmektedir.



Şekil 4.7 Soğutucu sıvı ile soğutulan roket motorunun ısı transfer mekanizması

Gaz tarafından roket motoru iç duvarına ısı transferi Denklem 4.20 ile gösterilmektedir. Burada q ısı akısı, h_g ısı transfer katsayısı, T_g gaz sıcaklığını ve T_{wg} roket motoru iç duvar sıcaklığını ifade etmektedir.

$$q = h_g (T_g - T_{wg}) \quad (4.20)$$

Raket motorunu iç duvarı boyunca ısı transferi Denklem 4.21 ile gösterilmektedir. κ duvar malzemesinin termal iletkenlik katsayısını ve T_{wl} soğutma sıvısı tarafındaki roket motor duvar sıcaklığını ifade etmektedir.

$$q = \frac{\kappa}{t_w} (T_{wg} - T_{wl}) \quad (4.21)$$

Raket motor duvarından soğutma sıvısına doğru ısı transferi denklem 4.22'de olduğu gibi ifade edilmektedir. Soğutma sıvısı ısı taşınım katsayısı h_l ile gösterilmektedir ve T_l ise soğutma sıvısı sıcaklığıdır.

$$q = h_1(T_{w1} - T_1) \quad (4.22)$$

Denklem 4.20, 4.21 ve 4.22 birlikte tekrar yazıldığı zaman Denklem 4.23 elde edilmektedir.

$$q = \frac{(T_g - T_1)}{1/h_g + t_w/\kappa + 1/h_1} \quad (4.23)$$

Gaz tarafında ısı transfer katsayısı h_g Bartz kolerasyonu kullanılarak Denklem 4.24'den hesaplanabilmektedir.

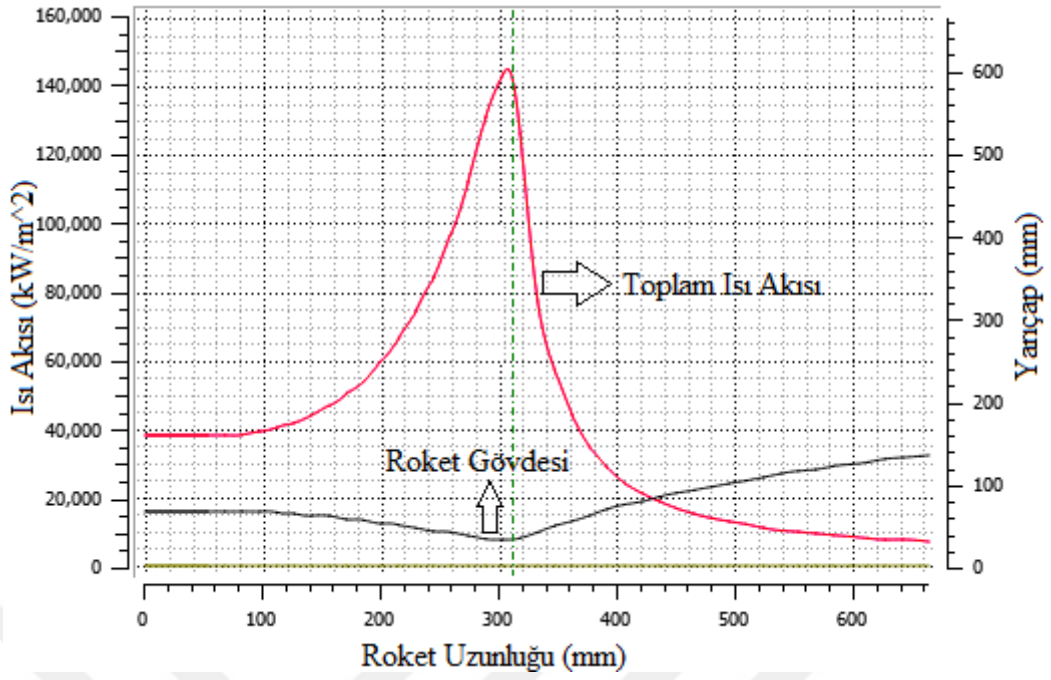
$$h_g = \left[\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{P_{cg}}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A_x} \right)^{0.9} \right] \lambda \quad (4.24)$$

$$\lambda = \frac{1}{\left[0.5 \left(\frac{T_{wg}}{T_g} \right) \left(1 + \frac{k-1}{2} M_g^2 \right) + 0.5 \right]^{0.68} \left[0.5 + \frac{k-1}{2} M_g^2 \right]^{0.12}} \quad (4.25)$$

Denklem 4.24 ve 4.25 de μ viskoziteyi, Pr Prantl sayısını, M_g mol ağırlını ifade etmektedir. Prantl sayısı boyutsuz bir sayıdır ve momentum yayılımının termal yayılım oranına eşittir. R nozul boğaz ortalama yarıçapıdır ve Denklem 4.26 ile ifade edilir.

$$R = \frac{R_n + R_1}{2} \quad (4.26)$$

Sıvı Hidrojen - Sıvı Oksijen ile çalışan 100 kN'luk roket için Çizelge 4.7'den duvar malzemesi olarak yüksek termal iletkenliğe sahip olan oksijensiz bakır seçilmiştir. Oksijensiz bakırın erime sıcaklığı 1350 K'dir. Soğutma sistemi yardımıyla roket duvar sıcaklığının 1000 K geçmemesi istenmektedir. Roket duvar sıcaklığının 1000 K olduğunda toplam ısı akışı Şekil 4.8'de görülmektedir.



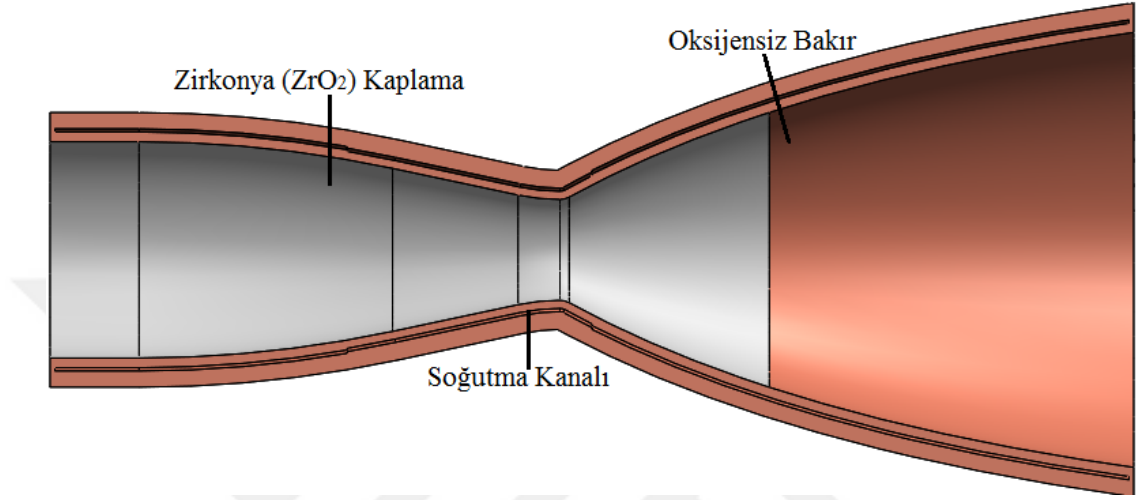
Şekil 4.8 Roket duvar sıcaklığı 1000 K olduğundaki toplam ısı akısı

Soğutma sistemi olarak rejeneratif soğutmayla birlikte roket iç yüzeyine termal bariyer kaplanması seçilmiştir. Termal bariyer malzemesi olarak yüksek sıcaklığa dayanıklı zirkonya (ZrO_2) seçilmiştir. Zirkonyanın erime sıcaklığı 3000 K ve termal iletkenliği 3 W/m.K'dir. Soğutma sıvısı olarak Sıvı Hidrojen kullanılmaktadır. Rejeneratif soğutma kanalının boşluğu 2 mm olarak belirlenilmiştir.

Çizelge 4.6 Soğutma sistemini kademelerinin parametreleri

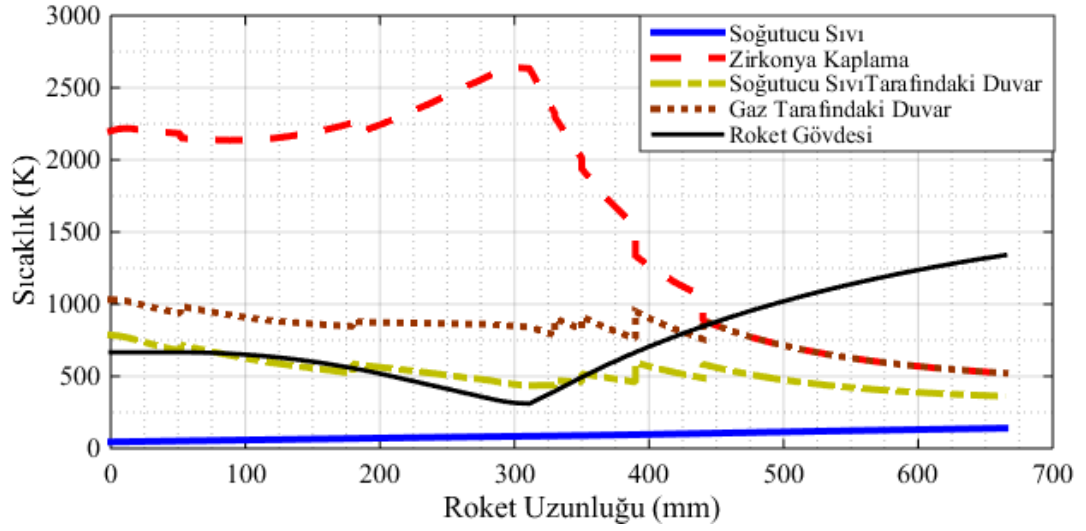
Soğutma Aşamaları	Enjektöre Olan Uzaklığı (mm)	Termal Bariyer Kalınlığı (mm)	İç Duvar Kalınlığı (mm)
s1	0	0.22	6
s2	51.84	0.2	6
s3	180	0.17	5
s4	330	0.15	6
s5	350	0.12	6
s6	390	0.05	6
s7	440	0	6

Soğutma sıvısı soğutma kanalına 23.75 MPa basınçla girmektedir kütleli debisi 4.33 kg/s 'dir. Roketin soğutulması 7 aşamada sırasıyla s1'den s7'ye doğru yapılmıştır. Çizelge 4.6'da soğutma aşamalarının parametrelili gösterilmektedir. Çizelge 4.6'daki parametrelerle oluşturulan roket soğutma sisteminin kesit görünümü Şekil 4.9'da görülmektedir.



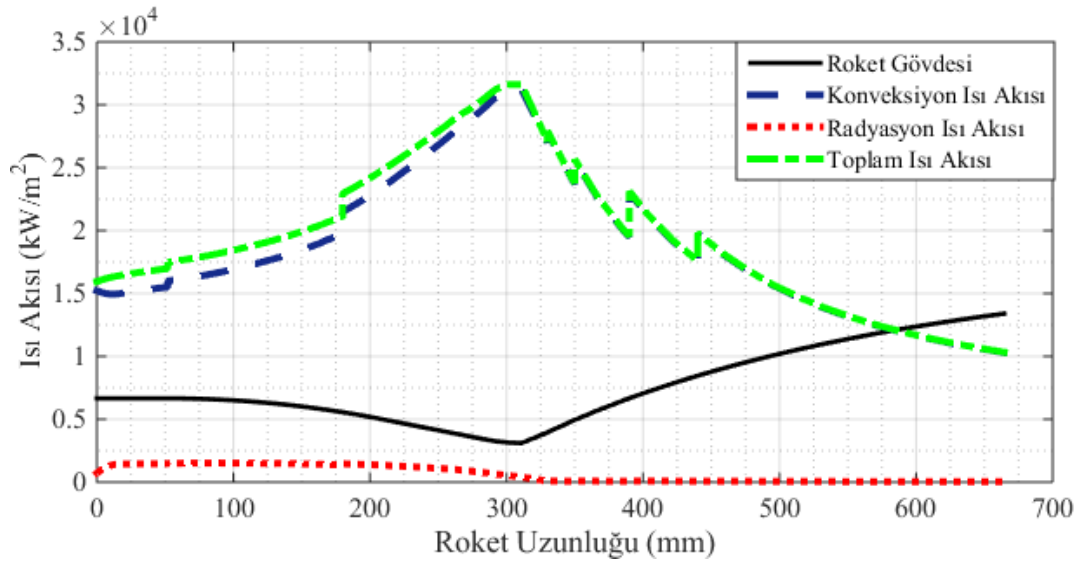
Şekil 4.9 Roket soğutma sistemi kesit görünüşü

RPA programı ile soğutma sistemi analiz edildiğinde roket duvarlarındaki sıcaklık değerleri Şekil 4.10'da verilmiştir.



Şekil 4.10 Roket malzemesi sıcaklık grafiği

Roket boyunca ısı akısı dağılım grafiği Şekil 4.11'de gösterilmektedir.



Şekil 4.11 Soğutma sistemini ısı akısı dağılım grafiği

4.6 Roket İtki Odası Malzeme Seçimi ve Duvar Kalınlığının Belirlenmesi

Roket itki odası yüksek basınç ve sıcaklığa maruz kalmaktadır. Bu yüzden itki odasında kullanılacak olan malzemenin mukavemetinin ve ısı iletkenliğinin yüksek olması gerekmektedir. Çizelge 4.7'de roket motorlarında kullanılan bazı malzemelerin mukavemet ve termal iletkenlik değerleri verilmiştir. Çizelge 4.7'den itki odası malzemesi olarak yüksek dayanım ve ısı iletkenliğe sahip olan oksijensiz bakır seçilmiştir.

Çizelge 4.7 Roketlerde kullanılan bazı malzemelerin özellikleri [54, 55]

Malzeme	Akma Mukavemeti (MPa)	Termal İletkenlik (W/m.K)
A36 Çelik	230	51.9
1040 Çelik	290-375	51.9
304 Paslanmaz çelik	205-515	16.2
405 Paslanmaz çelik	170	27
1100 Alüminyum	34-117	222
2024 Alüminyum	75-325	190
Titanyum	170	16
Titanyum Alaşımları	760-1103	10-7
Oksijensiz Bakır	320	390
Glidcop-Al-60 Bakır alaşımı (Cu-1.1%Al ₂ O ₃)	393-411	322
AMZIRC Bakır alaşımı (Cu-0.15Zr)	518	367

Roket duvar kalınlığı Denklem 4.27 kullanılarak hesaplanmaktadır. Denklem 4.27'de σ akma mukavemeti, t_w roket duvar kalınlığını, P_s soğutma basıncını R roket yarıçapını ve EK emniyet katsayısını ifade etmektedir.

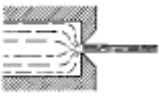
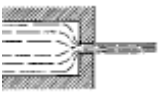
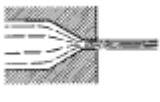
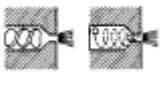
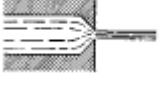
$$t_w = \frac{P_s R}{\sigma} \times EK \quad (4.27)$$

$$t_w = \frac{23.75 \times 10^6 \times 74.59 \times 10^{-3}}{320 \times 10^6} \times 1.75 \cong 10 \text{ mm} \quad (4.28)$$

4.7 Enjektör Tasarımı

Roketlerde enjektör yakıtların karıştırılması, atomlaştırılması ve yanma odasına gönderilmesi amacıyla kullanılmaktadır. Enjektör tasarımında yakıtların kütleli debileri, enjektör basınç düşümü ve orifis şekli en önemli parametreler olmaktadır. 100 kN'lu roket tasarımında oksitleyicinin kütleli debisi 20.78 kg/s, yakıtın kütleli debisi 4.33 kg/s'dir. 23.75 MPa basınç ile soğutma kanalına giren Sıvı Hidrojen 23.095 MPa basınçla ile enjektör girişine gelmektedir. Oksitleyici enjektöre 21.7 MPa basınç ile girmektedir. Orifis şekli olarak Çizelge 4.8'de gösterilen 1 mm çapındaki konik girişli kısa tüplü orifis seçilmiştir.

Çizelge 4.8 Enjektörlerde kullanılan bazı delik şekilleri ve deşarj katsayıları

Orifis Şekli	Diyagram	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

Toplam enjektör alanı Denklem 4.29 ile belirlenmektedir. C_d deşarj katsayısını, ρ akışkanın yoğunluğunu ve ΔP enjektör basınç düşümünü ifade etmektedir.

$$A_{ETF} = \frac{\dot{m}}{C_d \sqrt{2\rho(\Delta P)}} \quad (4.29)$$

Denklem 4.30 ve 4.31'de A_{ETO} oksitleyici için, A_{ETF} yakıt için enjektör üzerindeki gerekli toplam alanı ifade etmektedir.

$$A_{ETO} = \frac{20.78 \text{ kg/s}}{0.82 \sqrt{2 \times 1170 \text{ kg/m}^3 \times (1.7 \text{ MPa})}} \cong 402.5 \text{ mm}^2 \quad (4.30)$$

$$A_{ETF} = \frac{4.33 \text{ kg/s}}{0.82 \sqrt{2 \times 27.792 \text{ kg/m}^3 \times (3.095 \text{ MPa})}} = 402.5 \text{ mm}^2 \quad (4.31)$$

Orifis şekli olarak 1 mm çapındaki delik seçilmiş olduğundan he iki akışkan için gerekli delik sayısı Denklem 4.32'de yer almaktadır.

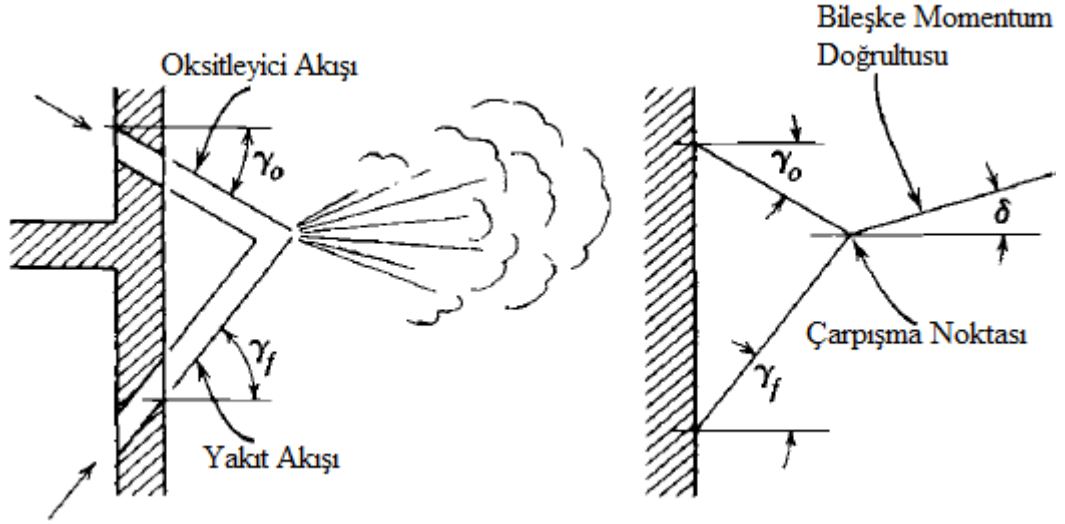
$$S_{\text{delik}} = \frac{A_{ETF}}{\sqrt{\frac{\pi D^2}{4}}} = \frac{402.5}{0.785} = 512 \text{ adet delik} \quad (4.32)$$

Yakıtların enjektörden çıkış hızı oksijen için Denklem 4.33 ve hidrojen için Denklem 4.34 ile hesaplanmaktadır. Q yakıtların hacimsel debilerini ifade etmektedir.

$$V_{EO} = \frac{Q_O}{A} = C_d \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}} = 44.2 \text{ m/s} \quad (4.33)$$

$$V_{EF} = \frac{Q_F}{A} = C_d \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}} = 387 \text{ m/s} \quad (4.34)$$

Şekil 4.12'de gösterildiği gibi oksitleyici ve yakıt akışı birbirleriyle çarpıştırıldığı zaman momentum korunumu ilkesine göre bileşke momentum oluşmaktadır ve Denklem 4.35 ile hesaplanmaktadır.



Şekil 4.12 Enjektör akışı şematik görünümü [3]

$$\tan \delta = \frac{\dot{m}_o V_{EO} \sin \gamma_o - \dot{m}_f V_{EF} \sin \gamma_f}{\dot{m}_o V_{EO} \cos \gamma_o - \dot{m}_f V_{EF} \cos \gamma_f} \quad (4.35)$$

Bileşke momentum roket eksenini doğrultusunda olduğu zaman en iyi performans elde edilmektedir. Bileşke momentumunun roket eksen doğrultusunda olması için $\delta=0$ yani $\tan \delta = 0$ olması gerekmektedir ve Denklem 4.36 elde edilmektedir.

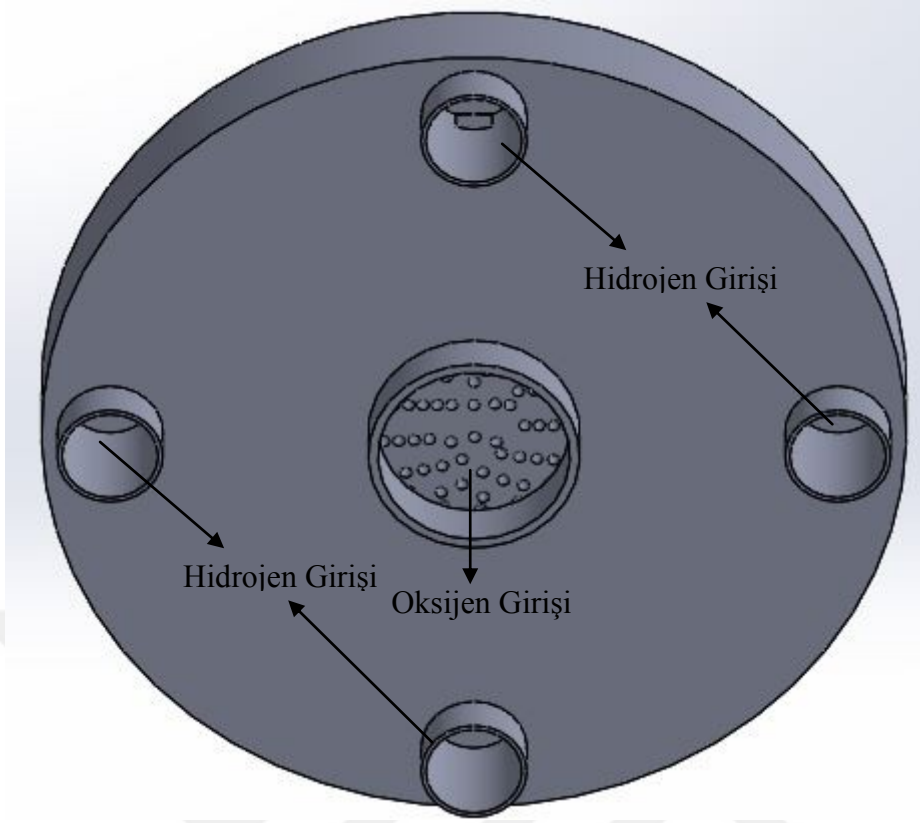
$$\dot{m}_o V_{EO} \sin \gamma_o = \dot{m}_f V_{EF} \sin \gamma_f \quad (4.36)$$

Denklem 4.36 kullanılarak oksitleyici açısı 30° olduğunda roket eksenini doğrultusunda bileşke momentum elde etmek için yakıt açısının 16° olması gerekmektedir.

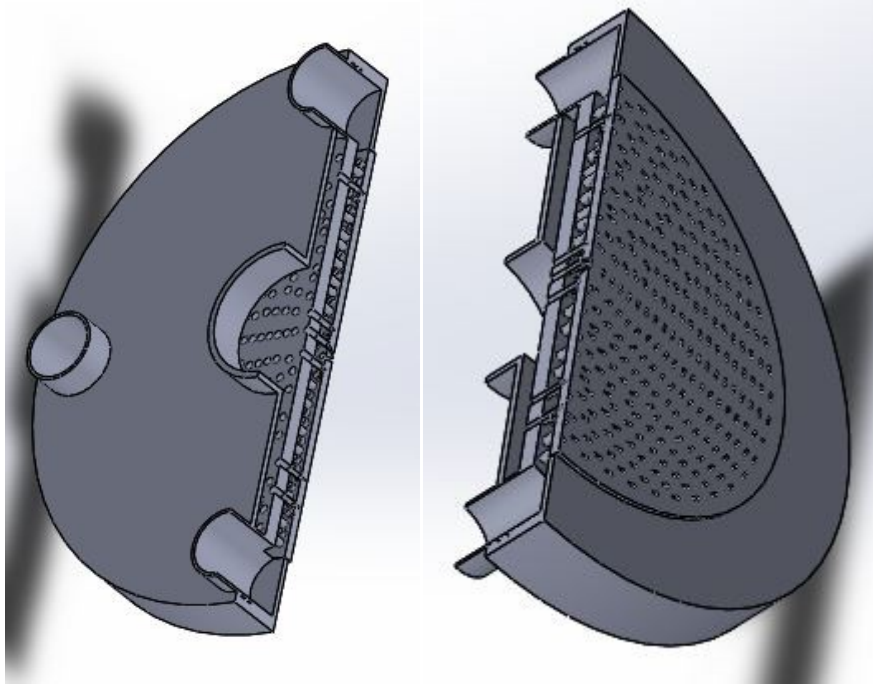


Şekil 4.13 Enjektör ön düzlem görünümü

Şekil 4.13, 4.14 ve 4.15'te tasarlanan enjektörün ön, arka ve kesit düzlem görünümü verilmiştir. Enjektörde toplam 512 adet yakıt çıkış çifti bulunmaktadır. Enjektörden püskürtülen yakıtların bileşke momenti roket eksenini boyunca olmaktadır.



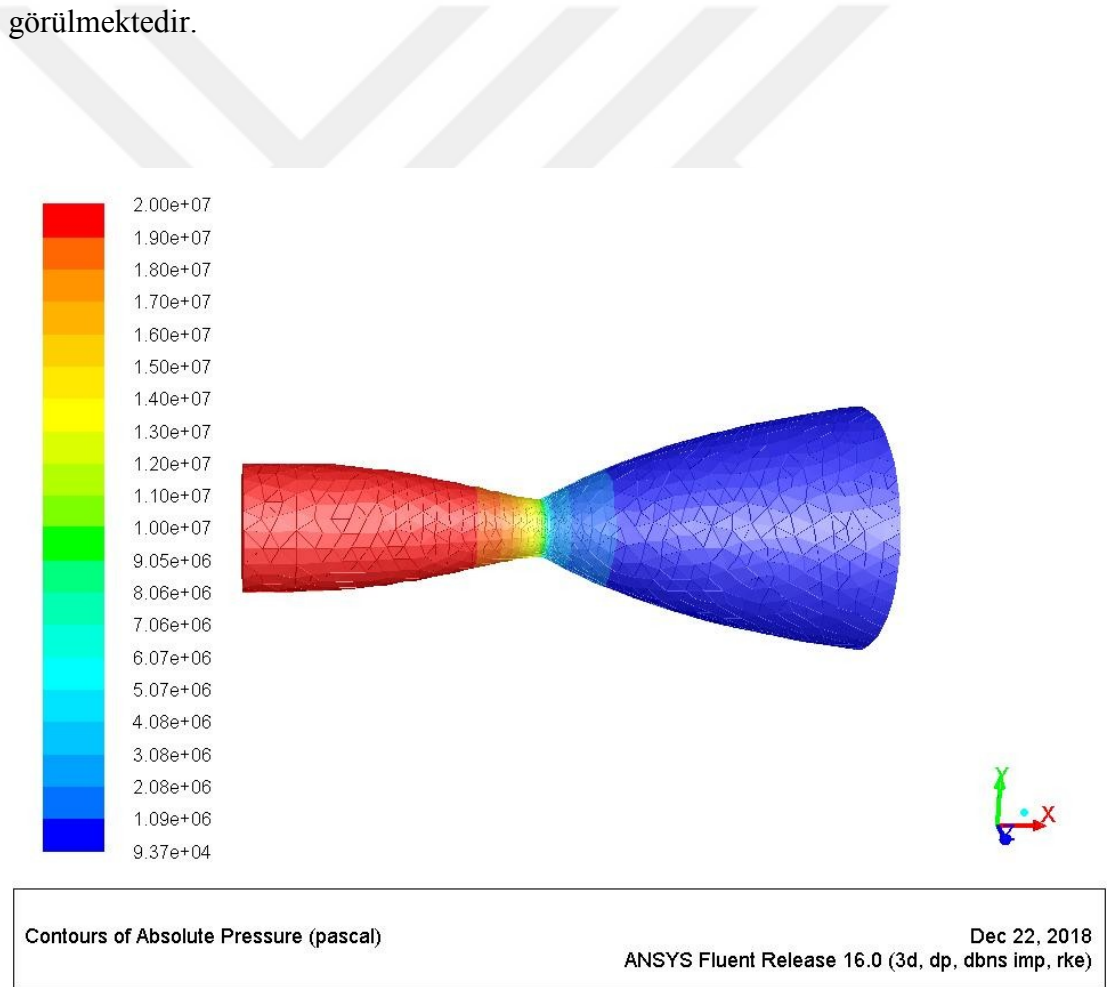
Şekil 4.14 Enjektör arka düzlem görünümü



Şekil 4.15 Enjektör kesit düzlem görünümü

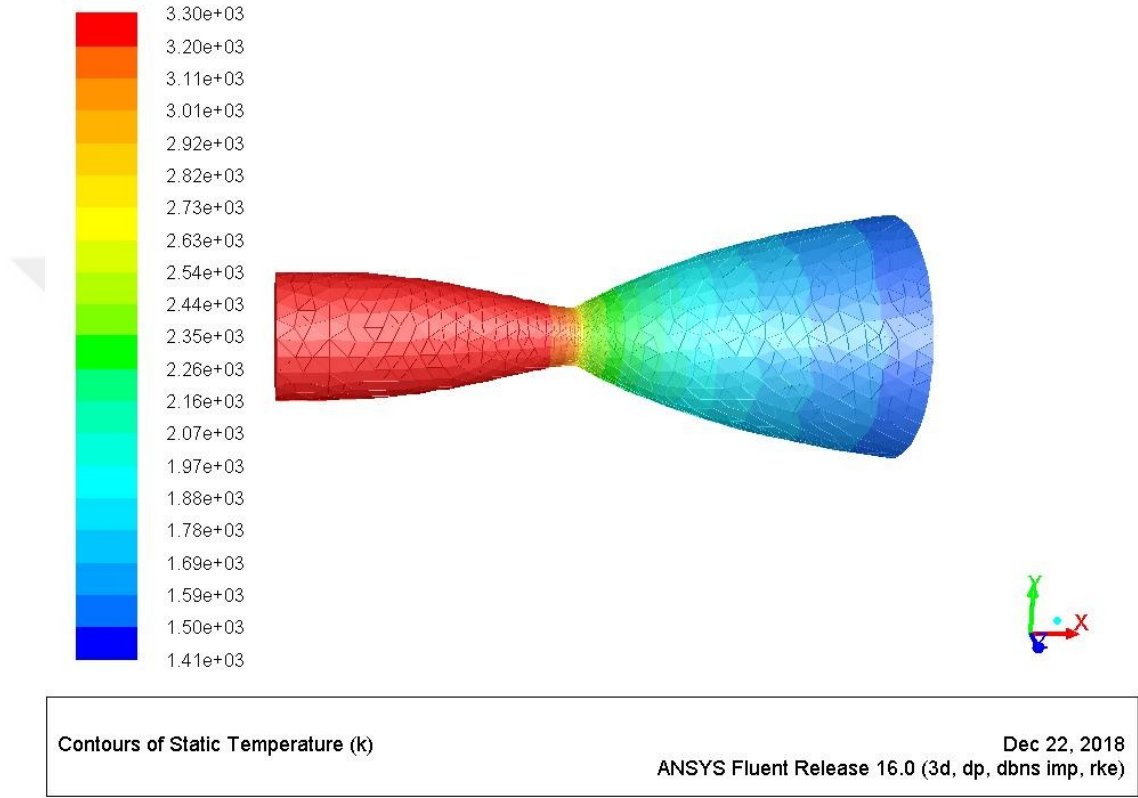
4.8 CFD Analizi

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği olarak bilinen CFD, temel olarak akışkan davranışının etkili olduğu problemlerin sayısal metot ve algoritmalar ile bilgisayar üzerinden çözülerek analiz edilmesi olarak tanımlanmaktadır. Bu tez kapsamında CFD analizi ANSYS FLUENT programı kullanılarak yapılmıştır. Roket geometrisi ve daha önceden belirlenen sınır şartları programa girilmiş ve analiz gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.16'da CFD analizinin basınç çıktısı görülmektedir. Yanma odası basıncı 20 MPa sınır şartındaki sıvı yakıtlı roketin çıkış basıncı 115945 Pa olarak ölçülürken boğaz basıncı 12383217 Pa olmaktadır. Analiz sonucu ile elde edilen bu değerlerin RPA ve CEA programı ile elde edilen değerler ile uyduğu görülmektedir.



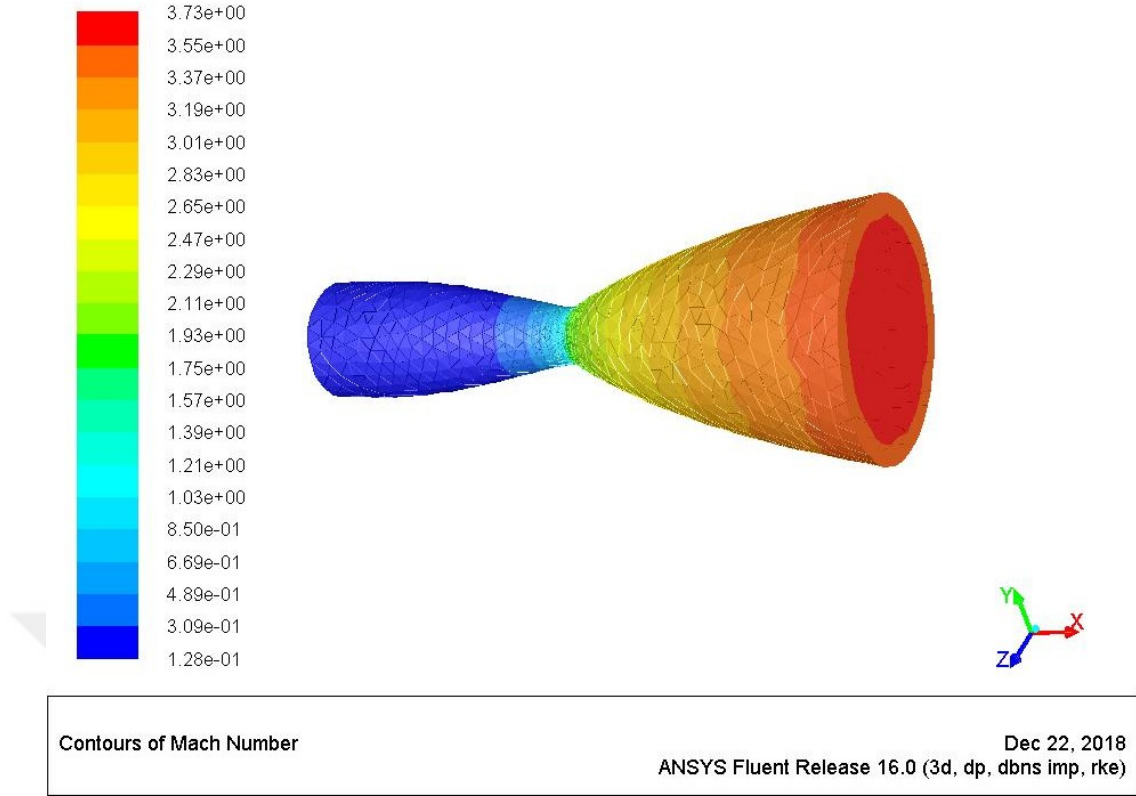
Şekil 4.16 CFD analizi basınç sonucu

Şekil 4.17'de gösterilen CFD analizinin sıcaklık sonucunda yanma odası 3300 K sıcaklıkta iken nozul boğazı 3070 K ve nozul çıkış sıcaklığı 1465 K olarak analiz edilmiştir. CEA ve RPA programlarına göre nozul çıkışın sıcaklığında yaklaşık olarak 150 K fark oluşmuştur.



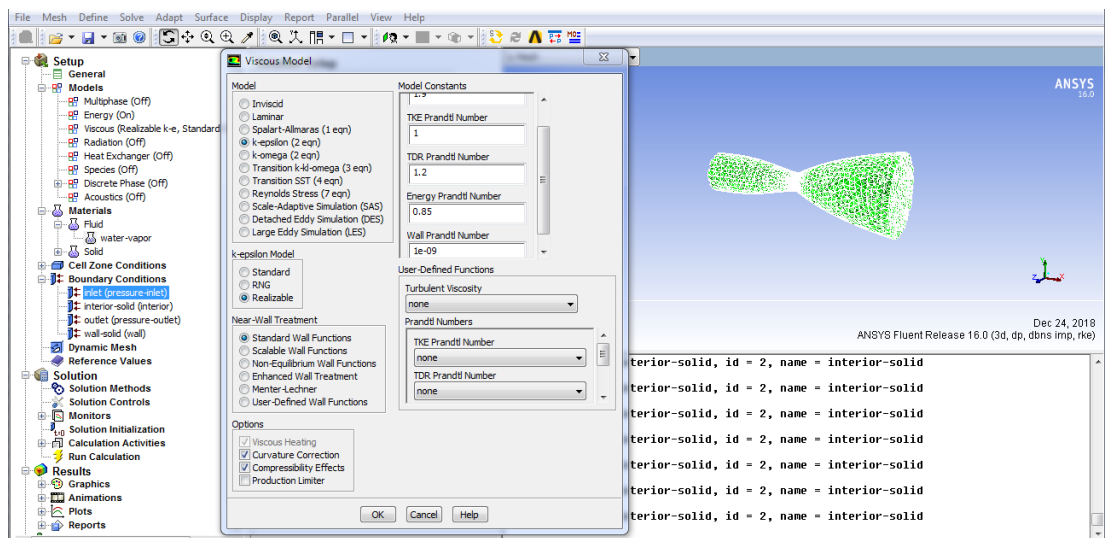
Şekil 4.17 CFD analizi sıcaklık sonucu

Şekil 4.18'de FLUENT programı ile analiz edilen sıvı yakıtlı roket motorunun mak sayısı değerleri görülmektedir. Nozul boğazında ortalama 0.95 mak sayısına ulaşılırken nozul çıkışında ortalama 3.67 mak sayısı elde edilmiştir.



Şekil 4.18 CFD analizi mak sayısı sonucu

Şekil 4.19'da ANSYS FLUENT programının parametre giriş ekranı yer almaktadır.



Şekil 4.19 ANSYS programı parametre giriş ekranı

Çizelge 4.9 Farklı bilgisayar programları ile yapılan analiz sonuçlarının karşılaştırılması

	Analiz Programı	Yanma Odası	Nozul Boğazı	Nozul Çıkışı	Birim
Basınç	RPA	20	11.26	0.1013	MPa
	CEA	20	11.26	0.10138	
	ANSYS FLUENT	20	12.38	0.115	
Sıcaklık	RPA	3289.88	3039.84	1309.62	K
	CEA	3290.9	3040.94	1310.7	
	ANSYS FLUENT	3300	3070	1465	
Mak Sayısı	RPA	0	1	3.76	
	CEA	0	1	3.76	
	ANSYS FLUENT	0	0.95	3.67	

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu tez çalışması kapsamında 100 kN itki üretebilecek 20 MPa yanma odası basıncına sahip sıvı hidrojen - sıvı oksijenle çalışacak olan roketin teorik analitik hesaplamaları yapılmıştır. Teorik analitik hesabı yapılan roketin hedeflenen itki kuvvetini üretebilmesi ve kararlı bir şekilde çalışabilmesi için enjektör, yanma odası, nozul ve soğutma sistem tasarımı yapılmıştır. Yüksek teknoloji, tecrübe ve bilgi gerektiren sıvı yakıtlı roketlerle ilgili geniş kapsamlı literatür araştırması yapılmıştır. Bu konuda yapılan araştırmalar neticesinde doğru bir roket tasarımının gerçekleştirilebilmesi için bilgisayar destekli tasarım ve analiz programları aracılığı ile analitik hesapların teyit edilmesi gerektiği sonucuna varılmıştır. Bilhassa sıvı yakıtlı roketlerde en küçük bir oluşabilecek aksaklık veya hata başarısızlıkla sonuçlanabilmektedir. Bu nedenle yapılan analitik hesaplamalar üç farklı bilgisayar destekli analiz programı doğrulanma çalışması yapılmıştır.

Öncelikli olarak rokette kullanılacak yakıt ve oksitleyici seçimi yapılmıştır. Yakıt olarak sıvı hidrojen 45 K ve sıvı oksijen 90 K sıcaklığı sınır şartlarında kriyojenik olarak rokette kullanılmıştır. Yakıt oksitleyici oranı lisanslı olarak kullanılan RPA programı desteğinde 4.8 olarak ideal oranı belirlenmiştir. Daha sonra roket geometrisi analitik hesaplamalarla belirlenmiştir. Sınır şartları RPA programına girilerek optimum roket geometrisi oluşturulmuştur. Roket analizi girilen 100 kN itki kuvveti üretmesi için yanma odası basıncı 20 MPa ve dış ortam basıncı 101.3 kPa olarak belirlenmiştir. Sonrasında roket teorik olarak ateşlenmiş RPA ve CEA programları ile ayrı ayrı analizler gerçekleştirilmiştir. Üretilen gaz hızı, sıcaklığı ve basıncının dağılımı roket boyunca analiz edilmiştir. Ayrıca bu yapılan tasarım ve analizlerin karşılaştırılması için ANSYS FLUENT programı desteğinde tasarımı yapılan roketin CFD analizi gerçekleştirilmiştir. Analitik hesaplama ve diğer bilgisayar destekli program analiz sonuçları karşılaştırılmasında değerlerde belirgin bir farkın olmadığı görülmüştür.

Bu analizler neticesinde elde edilen sonuçlar değerlendirildiğinde imalatı hedeflenen 100 kN'luk roketin üretilebilirliği teyit edilmiştir. Analiz sonuçlarına göre soğutma

ve enjektör tasarımı yapılmıştır. Yapılan literatür ve hesaplamalar neticesinde soğutma kanalı 2 mm olarak seçilmiştir. Co-axial (eş eksenli) rejeneratif soğutma yapılmıştır. Yüksek mukavemet ve ısı iletim özelliklerinden dolayı oksijensiz bakır roket itki odası malzemesi olarak seçilmiştir. Oksijensiz bakırın ergime sıcaklığı sınırının korunması amacıyla roket gövdesinin yüksek sıcaklık içeren kısımları zirkonya seramik malzemesi ile kaplanmıştır. Soğutma yedi kademe kullanılarak en efektif şekilde yapılmıştır. Soğutma sıvısı olarak rokette kullanılacak sıvı hidrojen seçilmiştir. Soğutma sisteminde kullanılan sıvı hidrojen, kütleli debisi yakıt kütleli debisine göre ayarlanarak roketi soğuttuktan sonra yanma odasına sevk edilerek yanmaktadır. 45 K sıcaklığı ile soğutma kanalına giren sıvı hidrojen 145 K sıcaklığı ile yanma odasına girmektedir.

Yakıtların atomize edilmesi ve homojen karışımın yapılması için kullanılan enjektör üzerinde 152 delik çifti oluşturulmuştur. Delik sayısı ve geometrisi literatür araştırmalarından yapılan analitik hesaplamalarla belirlenmiştir. Yakıtların çarpışma noktasındaki momentum bileşeni aksel olması için enjektör deliklerinin açısı hesaplanmıştır. Roketin lineer yanma davranışı göstermesi için enjektör basıncının yanma odası basıncından yüksek olması gerekmektedir. Bu nedenle yapılan hesaplamalar neticesinde sıvı oksijen 21.7 MPa ile sıvı hidrojen 23.095 MPa ile enjektörden püskürtülmektedir.

Analitik hesaplamaları yapılan bu roket uygun malzemelerin kullanımı ile üretilebilir ve statik roket testi yapılarak elde edilen gerçek sonuçlar ile karşılaştırma yapılabilir.

Farklı soğutma metotları roket üzerinde denenebilir ve verimlilik karşılaştırmaları yapılabilir.

Enjektör deseni değiştirilerek roket performans karakteristikleri karşılaştırılabilir. Tasarlan enjektörün üretiminden sonra su testine tabi tutularak akış karakteristiği belirlenebilir.

Kısıllabilir enjektör (Throttleable injector) kullanılarak sabit debi ve karışım oranı değiştirilerek yakıt oranı ve itki kontrolü yapılabilir.

KAYNAKLAR

- [1]. Yaman, H., Yüksek Enerjili Maddelerin Çift Bazlı (DB) Roket Yakıtlarında Kullanımı ve Performans Etkilerinin Araştırılması, in Fen Bilimleri Enstitüsü. 2013, Kırıkkale Üniversitesi: Kırıkkale.
- [2]. Ward, T.A., Aerospace propulsion systems. 2010: John Wiley & Sons ISBN 0470824972.
- [3]. Biblarz, O. and G.P. Sutton, Rocket propulsion elements. 2010: Wiley ISBN 0470080248.
- [4]. Turner, M.J.L., Rocket and Spacecraft Propulsion. 2 ed. 2006: Springer-Verlag Berlin Heidelberg ISBN 3-540-22190-5.
- [5]. Türk, S., Üst Kademe Sıvı Yakıtlı Roket Motoru İçin Kavramsal İtki Odası Tasarımı, in Fen Bilimleri Enstitüsü. Haziran 2016, Anadolu Üniversitesi: Eskişehir.
- [6]. ATAK, V.O. and M.O. ALTAN, Yüksek Çözünürlüklü Uydu Görüntülerinin Geometrik Doğruluk Yönünden İncelenmesi. İTÜDERGİSİ/d, 2011. 7(3).
- [7]. Strunz, R., Using The Method Of Characteristics To Predict Transient Flow Phenomena. 1998.
- [8]. Puskulcu, G., et al. Ground Testing Of A Liquid Fueled Rocket Motor. in Recent Advances in Space Technologies, 2005. RAST 2005. Proceedings of 2nd International Conference on. 2005. IEEE.
- [9]. Hetem, A., et al. Numerical Simulation Of Liquid Propellant Rocket Engines. in MIPRO, 2011 Proceedings of the 34th International Convention. 2011. IEEE.

- [10]. Youngblood, S.H., Design and Testing of a Liquid Nitrous Oxide and Ethanol Fueled Rocket Engine. 2015, New Mexico Institute of Mining and Technology, Department of Mechanical Engineering, Explosive Engineering.
- [11]. Shaikh, T., L. Patidar, and A. Chowdhury, Experimental Characterization of a Gasoline-GOX Rocket. 2015.
- [12]. Wei, L., et al. Modeling And Simulation Of Liquid Propellant Rocket Engine Transient Performance Using Modelica. in Proceedings of the 11th International Modelica Conference, Versailles, France, September 21-23, 2015. 2015. Linköping University Electronic Press.
- [13]. Stapp, D.T., An Investigation Of The Performance Potential Of A Liquid Oxygen Expander Cycle Rocket Engine. 2016: The University of Alabama ISBN 1339859823.
- [14]. Shaikh, T., L. Patidar, and A. Chowdhury, Experimental and numerical investigation of combustion in a hydrocarbon and gaseous oxygen fuelled rocket. Applied Thermal Engineering, 2017. 110: p. 1554-1567.
- [15]. Samur, A.E., Hibrit Yakıtlı Roket Motoru Ateşleme/Test Düzenegi Tasarımı, in Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü. 2015, Hava Harp Okulu.
- [16]. Labib, S. and J. King, Initial Risk Assessment for a Single Stage to Orbit Nuclear Thermal Rocket. Nuclear Engineering and Design, 2015. 287: p. 19-35.
- [17]. Onur, A.O., 1 kw Elektrotermal Argon Arkjet Motoru, in Fen Bilimleri Enstitüsü. 2001, İstanbul Teknik Üniversitesi: İstanbul.
- [18]. Mazouffre, S., Electric Propulsion For Satellites And Spacecraft: Established Technologies And Novel Approaches. Plasma Sources Science and Technology, 2016. 25(3): p. 033002.

- [19]. İçöz, G., Roket Ve Füzelerin Hedefe Yönlenmesi İçin Gerekli Kontrol Ve Güdümleme Sistemlerinin Analitik İncelenmesi. 2010, Trakya Üniversitesi.
- [20]. Mayigué, C.C. and R. Groll, Numerical Simulation Of Argon Fuelled Self-Field Magnetoplasmdynamic Thrusters Using The Central-Upwind Scheme Flux Interpolations. European Journal of Mechanics-B/Fluids, 2018. 72: p. 645-663.
- [21]. Dönmez, C.E., Kompozit Esasli Kati Roket Yakıt Numunesinin Karakteristik Özelliklerinin Deneysel İncelenmesi, in FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ. 2018 Kırıkkale Üniversitesi.
- [22]. Korkmaz, S. and H. Yaman, Sıvı Yakıtlı Bir Roket Motorunun Farklı Yakıtlar Kullanımında İç Çalışma Davranışının İncelenmesi. 2018.
- [23]. Tshokotsha, M.H., Internal Ballistic Modelling Of Solid Rocket Motors Using Level Set Methods For Simulating Grain Burnback. 2016, Stellenbosch: Stellenbosch University.
- [24]. Yaman, H. and S. Korkmaz, Sıvı Yakıtla Çalışan Bir Roketin Farklı Yakıt Kullanımında Özgül İtki Davranışının İncelenmesi. 2018.
- [25]. Asilyazıcı, E., Model Roket Tasarımı, in Fen Bilimleri Enstitüsü. 2001, İstanbul Teknik Üniversitesi.
- [26]. Arena, Z., A. Athougies, and A. Rodulfo, Hybrid Rocket Motor. 2010.
- [27]. Cengiz, K., Development Of An Iterative Method For Liquid-Propellant Combustion Chamber Instability Analysis, in Uzay Mühendisliği. 2010, Orta Doğu Teknik Üniversitesi.
- [28]. Huang, D. and D. Huzel, Design of Liquid Propellant Rocket Engines Second Edition. 1971.

- [29]. Seregin, A.Y., Liquid Rocket Propellants, in Air Force Systems Command. 1963: Ohio.
- [30]. Harrje, D.T., Liquid Propellant Rocket Combustion Instability. 1972.
- [31]. Halchak, J.A., J.L. Cannon, and C. Brown, Materials for Liquid Propulsion Systems, in Aerospace Materials and Applications. 2016.
- [32]. Gill, G. and W. Nurick, Liquid Rocket Engine Injectors. 1976.
- [33]. Kang, Z., et al., Review On Pressure Swirl Injector In Liquid Rocket Engine. Acta Astronautica, 2018. 145: p. 174-198.
- [34]. Tani, H., et al., Hypergolic Ignition And Flame Structures Of Hydrazine/Nitrogen Tetroxide Co-Flowing Plane Jets. Proceedings of the Combustion Institute, 2015. 35(2): p. 2199-2206.
- [35]. Manfletti, C., M. Oschwald, 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.
- [36]. Karayel, E., Roket Motor Borusu Tasarımının Balistik Parametrelere Etkisinin Araştırılması, in fen Bilimleri Enstitüsü. 2018, Kırıkkale Üniversitesi.
- [37]. Çengel, Y.A. and J.M. Cimbala, Akışkanlar Mekaniği: Temelleri ve Uygulamaları. 2008: Güven Kitabevi ISBN 9756240180.
- [38]. Çengel, Y. and M. Boles, Termodinamik, Mühendislik Yaklaşımıyla. Beşinci ed. 2011: Güven Bilimsel. 764.A. Pınarbaşı ISBN 978-975-6240-26-7.

- [39]. Mattingly, J.D., Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets. 2006: American Institute of Aeronautics and Astronautics ISBN 1600861784.
- [40]. He, M., L. Qin, and Y. Liu, Numerical Investigation of Flow Separation Behavior in an Over-Expanded Annular Conical Aerospike Nozzle. Chinese Journal of Aeronautics, 2015. 28(4): p. 983-1002.
- [41]. Kim, S.-K., et al., Multidisciplinary Simulation of a Regeneratively Cooled Thrust Chamber of Liquid Rocket Engine: Turbulent Combustion and Nozzle Flow. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014. 70: p. 1066-1077.
- [42]. Song, J. and B. Sun, Coupled Numerical Simulation of Combustion and Regenerative Cooling in LOX/Methane Rocket Engines. Applied Thermal Engineering, 2016. 106: p. 762-773.
- [43]. Matsumoto, J., et al., Concept of a Self-Pressurized Feed System for Liquid Rocket Engines and Its Fundamental Experiment Results. Acta Astronautica, 2017. 133: p. 166-176.
- [44]. Whitacker, L.H.L., J.T. Tomita, and C. Bringhenti, An Evaluation of the Tip Clearance Effects on Turbine Efficiency for Space Propulsion Applications Considering Liquid Rocket Engine Using Turbopumps. Aerospace Science and Technology, 2017. 70: p. 55-65.
- [45]. Higuchi, K., et al., Development and Flight Test of Metal-Lined CFRP Cryogenic Tank For Reusable Rocket. Acta Astronautica, 2005. 57(2-8): p. 432-437.
- [46]. Liu, Z. and Y. Li, Thermal Physical Performance in Liquid Hydrogen Tank Under Constant Wall Temperature. Renewable Energy, 2019. 130: p. 601-612.

- [47]. Lineberry, D., Uncertainty Analysis of Liquid Rocket Engine Ground Tests, in Mechanical & Aerospace Engineering. 2004, Alabama: Huntsville.
- [48]. Santos, E.A., et al., Development of Test Stand For Experimental Investigation of Chemical and Physical Phenomena in Liquid Rocket Engine. Journal of Aerospace Technology and Management, 2011. 3(2): p. 159-170.
- [49]. Johnson, K.J., Axisymmetric Air Augmented Methanol/GOX Rocket Mixing Duct Experimental Thrust Study, in Aerospace Engineering. 2013, California Polytechnic State University,.
- [50]. Raposo, H.C.T., Mixture Ratio and Thrust Control of a Liquid-Propellant Rocket Engine, in Aerospace Engineering. 2016, Centre National D'études Spatiales.
- [51]. Ernst, R., Liquid Rocket Analysis (LiRA): Development of a Liquid Bi-Propellant Rocket Engine Design, Analysis and Optimization Tool, in Aerospace Engineering. 2014, Delft University of Technology.
- [52]. Cai, G., et al., Performance Prediction and Optimization for Liquid Rocket Engine Nozzle. Aerospace Science and Technology, 2007. 11(2-3): p. 155-162.
- [53]. Boysan, M.E., Analysis Of Regenerative Cooling In Liquid Propellant Rocket Engines, in The Graduate School of Natural and Applied Sciences. 2008, Middle East Technical University.
- [54]. Onur Dinçer, M. Kaan Pehlivanoğlu, and A.F. Dericioğlu², High Strength Copper Alloys for Extreme Temperature Conditions, in 18th International Metallurgy & Materials Congress 2016.
- [55]. John T. Dewolf, et al., Cisimlerin Mukavemeti. 2014: Literatür Yayıncılık.Özgün Soyuçok and A. Soyuçok ISBN 978-975-04-0655-3.