

**ÜST KADEME SIVI YAKITLI ROKET MOTORU İÇİN KAVRAMSAL İTKİ
ODASI TASARIMI**

Seyfettin TÜRK

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı
Danışman: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR**

**Eskişehir
Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Haziran, 2016**

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Seyfettin Türk'ün "Üst Kademe Sıvı Yakıtlı Roket Motoru İçin Kavramsal İtki Odası Tasarımı" başlıklı **Uçak-Gövde-Motor-Bakım** Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans Tezi 23.06.2016 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı – Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı)	: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR
Üye	: Doç. Dr. Osman Nuri ÇELİK
Üye	: Yrd. Doç. Dr. Alper ULUDAĞ

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun tarih ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

ÜST KADEME SIVI YAKITLI ROKET MOTORU İÇİN KAVRAMSAL İTKİ ODASI TASARIMI

Seyfettin TÜRK

Anadolu Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Uçak-Gövde-Motor-Bakım Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR

2016, 80 Sayfa

Bu çalışmada, 2 kN itki üretebilecek üst kademe sıvı yakıtlı roket motoru için yakıt, yakıt karışım oranı, itki odası geometrisi ve itki odası malzemesi kavramsal olarak belirlenmiştir. N_2O_4 oksitleyici, N_2H_4 yakıt olarak seçilmiştir. RPA (Rocket Propulsion Analysis) programında performans kriterleri göz önünde bulundurularak yapılan analizlerde ideal yakıt karışım oranı 1.4, yanma odası basıncı 1 MPa olarak belirlenmiştir. İtki odası lülesi için % 80 parabolik çan şekilli lüle belirlenmiş, malzeme olarak karbon-seramikten olan DLR silca SF kompozit malzemesi seçilmiştir. Yapılan analizler sonucunda vakum ortamında spesifik impulsı (I_s) 338.7 s, itki katsayısı (C_F) 2.0018, karakteristik hızı (c^*) 1659.26 m/s, efektif çıkış hızı ise 3321.55 m/s olarak hesaplanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Sıvı yakıtlı roketler, itki odası, RPA

ABSTRACT

Master of Science Thesis

CONCEPTUAL THRUST CHAMBER DESIGN FOR UPPER STAGE LIQUID ROCKET ENGINE

Seyfettin TÜRK

Anadolu University

Graduate School of Sciences

Department of Airframe and Powerplant Maintenance

Supervisor: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR

2016, 80 Pages

In this study, fuel, fuel mixture ratio (O/F), thrust chamber geometry and thrust chamber materials were conceptually determined for upper stage liquid rocket engine which can produce 2 kN thrust. N_2O_4 was selected as oxidizer and N_2H_4 was selected fuel. Considering performance criteria, 1.4 ideal fuel mixture ratio and 1 MPa combustion chamber pressure was specified by RPA (Rocket Propulsion Analysis) program analyzes. % 80 prabolic bell nozzle was designated as nozzle shape and DLR silca SF which is carbon-ceramic composite was selected as thrust chamber material. As a result of analyzes, specific impuls (I_s) 338.7 s in the vacum, thrust coefficient (C_F) 2.0018, characteristic velocity (c^*) 1659.26 m/s and effective exhaust velocity 3321.55 m/s were calculated.

Keywords: Liquid rocket engine, thrust chamber, RPA

TEŞEKKÜR

Başta tez danışman hocam, sayın Prof. Dr. Mustafa CAVCAR olmak üzere değerli hocalarım Doç. Dr. Osman Nuri ÇELİK ve Yrd. Doç. Dr. Alper ULUDAĞ'a ve bu çalışmada emeği geçen bütün hocalarım ve Selçuk EKİCİ başta olmak üzere çalışma arkadaşlarıma teşekkürlerimi sunarım.

Hayatım boyunca yanımda olan annem, babam ve kardeşlerime sonsuz teşekkürler.

Son olarak her zaman desteğini ve sevgisini hissettiğim, hayat arkadaşım Gizem ŞİMŞEK'e en derin duygularıyla sevgiler.

Seyfettin TÜRK

Haziran – 2016

30.06.2016

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilemeyen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Anadolu niversitesi tarafından kullanılan ‘bilimsel intihal tespit programı’yla tarandığımı ve hiçbir şekilde ‘intihal içermediğini’ beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçlara razı olduğumu bildiririm.

Seyfettin TÜRK

İÇİNDEKİLER

BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR	v
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vi
İÇİNDEKİLER	viii
TABLolar DİZİNİ	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ	x
GÖRSELLER DİZİNİ	xii
SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ	xiii
1. GİRİŞ VE LİTERATÜR	1
1.1. Roket Tarihi	1
1.1.1. Roketlerin gelişimi.....	1
1.2. Literatür Özeti	3
2. ROKETLER VE TEMEL FORMÜLASYON	14
2.1. Roketlerin Sınıflandırılması	14
2.1.1. Kimyasal roket itkisi	15
2.1.2. Nükleer yakıtlı roket motoru.....	18
2.1.3. Elektrikli roket itkisi	19
2.2. Performans Parametrelerinin Tanımlanması ve Temel Formülasyonu	21
2.2.1. Toplam impuls	21
2.2.2. Spesifik impuls	22
2.2.3. Efektif çıkış hızı	22
2.2.4. İtki.....	23

2.2.5. Karakteristik hız.....	24
2.2.6. Lüle boyunca izantropik akış kabülü	24
2.2.7. Lüle akışı ve boğaz koşulu	25
2.2.8. İtki ve itki kaysayısı.....	28
3. SIVI YAKITLI ROKET MOTORU İÇİN İTKİ ODASI TASARIMI	31
3.1. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Yakıtları.....	31
3.1.1. Tekil yakıtlar (monopropellants).....	31
3.1.2. Çift yakıtlar (bipropellants)	31
3.1.3. Kriyojenik (cryogenic) yakıtlar.....	32
3.1.4. Depolanabilir yakıtlar	32
3.2. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru İçin Yakıt Seçimi.....	37
3.3. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru İçin Yanma Odası ve Lüle Tasarımı	37
3.3.1. Yanma odası hacminin hesaplanması.....	38
3.3.2. Yanma odası şekli	40
3.3.3. Lüle şekli	43
3.3.3.1. Konik lüle	44
3.3.3.2. Çan şekilli lüle.....	44
3.3.3.3. Çan şekilli lülede parabolik yaklaşım	46
3.3.3.4. Halkalı lüle	48
3.4. Sıvı Yakıtlı Roket Motorlarının İtki Odası İçin Malzeme Seçimi	50
3.4.1. Sıvı yakıtlı roket motorlarının itki odasında kullanılan bakır alaşımları ve kompozitler	52
4. SONUÇLAR	61
KAYNAKÇA	75
ÖZGEÇMİŞ	80

TABLULAR DİZİNİ

Tablo 2.1. Tahrik Çeşitlerine Göre Roketler	14
Tablo 3.1. Sıvı Yakıtlı Roket Motorlarında Kullanılan Yakıtlar	33
Tablo 3.2. Çeşitli Yakıtlar İçin Önerilen Yanma Odası Karakteristik Uzunluk L^* Değer Aralığı	40
Tablo 3.3. Çeşitli Roketlerde Kullanılan Malzemeler	51
Tablo 3.4. Bakır Alaşımlarının Öz Kütleleri.....	53
Tablo 3.5. Karbon-seramik Kompozitleri ile Karbon-karbon Kompoziti ve Dökme Demirin Özellikleri	57
Tablo 3.6. European Apogee Motor Roket Motoru ile Sıvı Yakıtlı Üst Kademe Roket Motorlarının Karşılaştırılması	59
Tablo 4.1. Genişleme Alan Oranının Geometriye Etkisi	70
Tablo 4.2. Yanma Odası Gazlarının Fraksiyonları	72
Tablo 4.3. İtki Odası Gazlarının Bölgesel Termodinamik Özellikleri.....	72
Tablo 4.4. İtki Odasının İdeal ve Tahmin Edilen Performans Değerleri	73

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1. Tsiolkovsky'nin Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Çizimi	2
Şekil 2.1. Yüksek Gaz Basınç Geri Besleme Sistemli Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Şematığı	15
Şekil 2.2. Turbo Pompa Geri Besleme Sistemli Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Şematığı	16
Şekil 2.3. Katı Yakıtlı Roket Motorunun Şematik Gösterimi	17
Şekil 2.4. Hibrit Yakıtlı Roket Motorunun Şematik Gösterimi.....	18
Şekil 2.5. Ark Isıtımlı Elektrikli Roket İtki Sistemi Şematik Gösterimi	20
Şekil 2.6. İyon Roket Motorunun Basitleştirilmiş Şematik Gösterimi	20
Şekil 2.7. Manyeto Plazma Roketlerinin Basitleştirilmiş Şematik Gösterimi	21
Şekil 2.8. İtki Odası Basınç Dağılımı	23
Şekil 2.9. Lüle Boyunca Kesit Alanının Sıcaklık, Özgül Hacim ve Hızın Basınca Bağlı Tipik Değişimi	26
Şekil 2.10. İtki Katsayısının Özgül Isılar Oranına, Lüle Genişleme Oranına ve Basınç Oranına Bağlı Değişimi	30
Şekil 3.1. Karakteristik Hızın Yanma Odası Karakteristik Uzunluğa Bağlı Değişimi.....	39
Şekil 3.2. Yanma Odası Şekilleri.....	41
Şekil 3.3. Temel Silindirik Yanma Odası Elemanları	43
Şekil 3.4. Konik Lüle Genel Şekli	44
Şekil 3.5. Çan Şekilli Lüle Kontörü	45
Şekil 3.6. Çan Şekilli Lüle ile Konik Lülenin Karşılaştırılması	46
Şekil 3.7. Çan Şekilli Lülede Parabolik Yaklaşım Kontörü	47
Şekil 3.8. Parabol Açılarının Genişleme Oranı ile Değişimi	48
Şekil 3.9. Halkalı lüle tipleri	49
Şekil 3.10. Lüle Şekillerinin Karşılaştırılması.....	50
Şekil 3.11. Bakır Alaşımlarının Sıcaklığa Bağlı Isı İletkenlikleri	53
Şekil 3.12. Bakır Alaşımlarının Sıcaklığa Bağlı Isıl Genleşmeleri	54
Şekil 3.13. Bakır Alaşımlarının Sıcaklığa Bağlı Üst Çekme Dayanımları	54
Şekil 3.14. Bakır Alaşımlarının Sıcaklığa Bağlı Akma Dayanımları.....	55
Şekil 3.15. Karbon-Karbon Kompozitinden Üretilmiş Lüle	56

Şekil 3.16. Karbon-seramik Kompozitten Üretilmiş Vulcain Roket Motorunun Modeli.....	58
Şekil 3.17. European Apogee Motor Roket Motoru.....	58
Şekil 4.1. Yanma Odası Sıcaklığının Yakıt Karışım Oranı ile Değişimi Grafiği..	62
Şekil 4.2. Karakteristik Hızın Yakıt Karışım Oranı ile Değişimi Grafiği	63
Şekil 4.3. Spesifik İmpulsun Yakıt Karışım Oranı ile Değişimi Grafiği.....	63
Şekil 4.4. İtki Katsayısının Yakıt Karışım Oranına Bağlı Değişim Grafiği	64
Şekil 4.5. Yanma Odası Sıcaklığının Yanma Odası Basıncı ile Değişimi Grafiği	65
Şekil 4.6. Karakteristik Hızın Yanma Odası Basıncı ile Değişimi Grafiği	65
Şekil 4.7. Spesifik İmpulsun Yanma Odası Basıncına Bağlı Değişimi Grafiği	66
Şekil 4.8. İtki Katsayısının Yanma Odası Basıncına Bağlı Değişim Grafiği	66
Şekil 4.9. Yanma Odası Sıcaklığının Genişleme Alan Oranı ile Değişimi Grafiği	67
Şekil 4.10. Karakteristik Hızın Genişleme Alan Oranı ile Değişimi Grafiği	68
Şekil 4.11. Spesifik İmpulsun Genişleme Alan Oranına Bağlı Değişimi Grafiği .	68
Şekil 4.12. İtki Katsayısının Genişleme Alan Oranına Bağlı Değişim Grafiği	69
Şekil 4.13. Oluşturulan İtki Odası Geometrisi	70
Şekil 4.14. Oluşturulan Geometrinin AutoCAD Programında Çizimi	71
Şekil 4.15. Oluşturulan Geometrinin AutoCAD Programında Çizimi	71

GÖRSELLER DİZİNİ

Görsel 1.1. Goddard'ın tasarımı	2
--	---

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

I_t	: Toplam impuls [N]
F	: İtki [N]
ρ	: Yoğunluk [kg/m^3]
τ	: Elyaf – Matris ara yüzey dayanımı
I_s	: Spesifik impuls [s]
\dot{m}	: Kütleli debi [kg/s]
g_0	: Yerçekimi ivmesi [m/s^2]
m_p	: Toplam efektif yakıt ağırlığı [kg]
c	: Efektif çıkış hızı [m/s]
v_2	: Lüle çıkışındaki gaz hızı [m/s]
p_1	: Yanma odası basıncı [Pa]
p_2	: Lüle çıkış basıncı [Pa]
p_3	: Ortam basıncı [Pa]
p_t	: Lüle boğaz basıncı [Pa]
c^*	: Karakteristik hız [m/s]
A_2	: Lüle çıkışı kesit alanı [m^2]
A_c	: Yanma odası kesit alanı [m^2]
A_t	: Lüle boğazı kesit alanı [m^2]
h	: Entalpi [kJ/kg]
T	: Sıcaklık [K]
R	: Üniversal gaz sabitini
k	: Özgül ısılar oranı
M	: Gazın moleküler kütlesi [kg/kmol]
ϵ	: Genişleme alan oranı
V	: Özgül hacim [m^3/kg]

a_t	: Lüle boğazındaki ses hızı [m/s]
C_F	: İtke katsayısı
D_t	: Lüle boğaz çapı [m]
V_c	: Yanma odası hacmi [m ³]
t_s	: Yakıt kalma süresi [s]
L^*	: Yanma odasının hacminin lüle boğaz alanına oranı
ϵ_c	: Daralma alan oranı
L_c	: Yanma odası silindirik bölüm uzunluğu [m]
θ	: Silindirik yanma odası daralma açısı [°]
TSC	: Isıya dayanıklı yapısal kompozit
CVI	: Kimyasal buhar sızdırma yöntemi
C-SiC	: Karbon fiber seramik matris kompozit
EADS	: Avrupa Hava Savunma ve Uzay A.Ş.
RPA	: Rocket Propulsion Analysis programı
TSC	: Thermal Stabily Composite

1. GİRİŞ VE LİTERATÜR

1.1. Roket Tarihi

İnsanlığın gelişimi hep ulaşım ile ilişkili olmuştur. Atların evcilleştirilmesi ve tekerleğin icadı ilk uygarlık üstüne çok büyük etkilere sahip olmuştur. Yirminci yüzyılda ise motorlu taşıtlar ve hava araçları ulaşımında devrim yattılar. Yirmi birinci yüzyılın başında roketin ulaşımında kullanılmasıyla birlikte ulaşımında yeni bir devrimin gerçekleştiği kabul edilebilir. Her ne kadar roketler şimdiye kadar sadece birkaç insan taşımacılığında kullanılmış olsa da çok büyük sayıda iletişim aygıtı olan uyduları uzaya taşımışlardır [1].

1.1.1. Roketlerin gelişimi

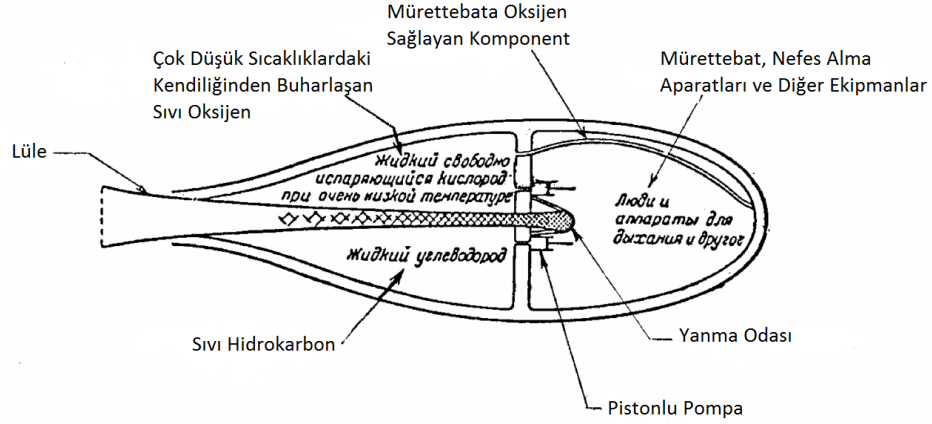
Milattan sonra birinci yüzyılda matematikçi, ateşli motorlar, fıskiyeyi içeren su, hava basıncı, buhar kullanan birçok makinanın tasarımcısı ve mucidi Kahraman Alexandria roket prensiplerinin mucidi olarak atfedilir. Fakat roketin gerçek mucidi Çinlilerdir. MS 970 yıllarında yaşayan Feng Jishen tarafından bulunduğu zaman zaman söylenmektedir. İlk roket bambu tüplerine doldurulan barutun ateşlenmesi ile deneyimlenmiştir [1].

Bununla birlikte roket doğuda savaş silahı olarak kullanılmıştır. Roketler 1275'te Kublai Kahn tarafından Japon istilasını sırasında ve 1300'lerde Moğollar ve Araplar tarafından İspanya'ya kadar getirilerek bombardıman silahı olarak kullanılmıştır. Ayrıca 1770'lerde Hindistan'da Tipoo Sultan tarafından İngilizlere karşı kullanılmıştır. Roketin potansiyelini gören Sir William Congreve yirminci yüzyılda kullanılan askeri bir roket geliştirmiştir [1].

Yirminci yüzyılın en çok bilinen roket geliştiricileri Goddard, Oberth, Von Braun, Tsiolkovsky ve Korolev'dir. Bunlardan bazıları deneysel mühendisler, bazıları matematikçi bazıları ise hayalciydi [1]. Uzaya ulaşmak için bir aracın hayali bir roket tasarımından oluşması birinci aşama iken pratik bir roket tasarımı geliştirmek ikinci aşama olmuştur. Bu roket tasarımcılarından bazıları ikinci aşamaya geçerken bazıları birinci aşamada kalmışlardır [2].

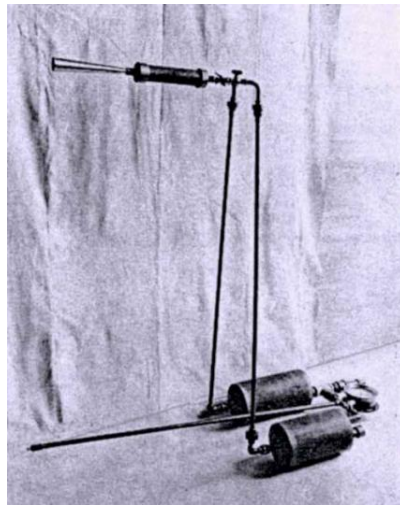
Dünya tarihinde sıvı yakıtlı roketler ile ilgili ilk ciddi teknik çalışma Rus matematikçi Konstantin Eduardovich Tsiolkovsky (1857-1935) tarafından gerçekleştirilmiştir. Tsiolkovsky hiçbir zaman deneysel olarak bir roket üzerine

çalışmamıştır, tüm çalışmaları tamamen teorikti. 1903 yılında yayınlamış olduğu ‘Investigation Space with Reaction Devices’ isimli makalesi ile dünyada ilk kez sıvı yakıtlı bir roket modelini oluşturmuştur. Şekil 1.1’de Tsiolkovsky’nin sıvı yakıtlı roket motorunun teorik çizimi gösterilmektedir [3].



Şekil 1.1. Tsiolkovsky'nin Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Çizimi

Amerika’da Clark üniversitesinde fizik profesörü olan Robert Goddard (1882-1945) 1914 yılında sıvı yakıtlı roket motoru yanma odası ve lülesi tasarımı için patent almıştır. Goddard 1923 yılında sıvı yakıtlı roket tasarımının ilk sıcak-yanma testini 1923 yılında gerçekleştirmiş ve tarihte ilk sıvı yakıtlı roket uçuşu ise 1926 yılında gerçekleştirilmiştir. Goddard’ın patentini aldığı ve testlerini gerçekleştirdiği sıvı yakıtlı roket tasarımı Görsel 1.1’de gösterilmektedir [4].



Görsel 1.1. Goddard'ın tasarımı

1930larda kurulan American Rocket Society (Amerika Roket Topluluğu), American Interplanetary (Amerika Gezegenler Arası), German Interplanetary Society (Almanya Gezegenler Arası Topluluğu) ve Amerika'nın ilk roket üreticisi olan Reaction Motors Inc. gibi kuruluşların kurulmasıyla birlikte roket teknolojisi hızla büyümeye başladı. 1926–1960 yılları arasında sıvı yakıtlı roket motorları son dönemde roketleri yapımında askeri alanlarda kullanılmıştır. 1951-1973 yılları arasında ise katı yakıtlı roket motorları sıcaklık limitleri gereksinimlerini karşılamadıklarından sıvı yakıtlı roket motorları taktik füzelerinde kullanılmıştır. 1950'li ve 1970'li yıllarda sıvı yakıtlı roket motorları Amerikan hükümeti tarafından askeri füzelere yardım etmesi amacı ile balistik füzelerde kullanılmak için seçilmiştir. 1960'lardan beri sıvı yakıtlı roket motorları tüm uzay fırlatma araçlarının ve neredeyse tüm uzay araçlarının ve uyduların itki sistemi olarak kullanılmaktadır [4].

1.2. Literatür Özeti

Bussi ve ark. [5] Hava- turboroketin yeteneklerini değerlendirmek için LOX-LH2 yakıtlı bir motorun tasarım analizlerini gerçekleştirmişlerdir. Operasyon çizgileri değişik uçuş şartlarında ve tipik atmosfer dışı uzay aracı uçuş rotası göz önüne alınarak ileri kompresör haritası üzerine çizmişlerdir. Hava- turboroketin davranışının karakteristik hali olan doğal ve kontrollü modları üzerine durmuşlardır. Tam kısılmış spesifik itkiyi ve yakıt tüketimini hem kuru hem de yüklü modda hesaplamışlardır. Lüle boğaz varyasyonları vasıtası ve kompresör haritasının izin verilen maksimum kütleli debisinin kullanılmasıyla erişilecek performansı göstermişlerdir.

Avampato ve Saltiel [6] sıvı yakıtlı bir roket motorunun yakıt sistemine başlangıçta ısı eklenmesini ve kütleli debinin ön görülmesinde analitik bir teknik geliştirmişlerdir. Analizleri göstermiştir ki, lüle ceketindeki ısı alışverişi özellikle akış ve ısı transferi karakteristiği elde edilen güç üzerinde etkili olmuştur. Bu analitik teknik, 20000 lb itkiye sahip bir motorda birçok operasyon koşullarında minimum lüle ceketinin metal sıcaklığını tespit etmek için uygulanmıştır. Deniz seviyesinde yakıt giriş basıncının 50 ve 70 psi iken birçok ilk lüle metal sıcaklığı için başlangıç kapasitesi tespit edilmiştir. Tahmin edilen türbin kopma torkunu yenmek için gerekli olan minimum ilk lüle metal sıcaklığını giriş basıncı 50 psi için 385 R ve 70 psi için 135 R olarak belirlemişlerdir.

Guido ve ark. [7] en uygun kontrol teorisini, sıvı oksijen (LOX)/kerosen(RP-1) yakıtlı ve buna paralel sıvı oksijen-sıvı hidrojen yakıtlı motorların kullanıldığı tek kademeli roketin performansını maksimuma çıkarmak için kullanmışlardır. Basitleştirme adına ve çalışmanın teorik doğasından dolayı, roketin kuru ve azami ağırlığını gerekli faydalı yük ve hız artışı için minimize etmişlerdir. Bu analizler motorun en uygun sabit karışma oranı değerini ve hidrokarbon motorunu kapatmak için en iyi zamanı sağlamıştır. Bu sonuçları minimum azami ağırlık durumunda en yüksek hız artışına karşın minimum sistem kuru ağırlığı için kalkışı istenilen bir hidrokarbon motorun kullanılması ile doğrulamışlardır. Ayrıca itki seviyesinin ve motor ağırlığının roket performansına olan etkisini tartışmışlardır.

Olds [8] roket ve hava alıklı elemanların kombinasyonundan oluşan roket tabanlı kombine çevrimli tek kademeli entegre edilmiş motorun birçok operasyon moduna kabiliyeti olduğunu söylemektedir. Roket tabanlı kombine çevrimli motorun ilkel versiyonu olan scramjet uçuş testi için iki seçenekte araştırmıştır. İlk seçenek olarak alt ölçekli roket tabanlı kombine çevrimli motor modülünün X-34 hava-fırlatma teknolojisi test ortamında 6.4 Mach a kadar uçuş testlerini gerçekleştirmiştir. İkinci seçenek olarak roket tabanlı kombine çevrimli motorun uçuş testini ve W aracı olarak adlandırılan faydalı yük ağırlığı 220lb olan küçük Bantam aracında eşzamanlı olarak yeni bir iki kademeli yörünge operasyonlu aracın geliştirmesini içermektedir. İlk testlerin yapılmasına olanak sağlamak ve çift kullanımlı misil uygulamalarını tamamlamak için roket ön seçiminde depolanabilir yakıtlar ve hava alıklı modda ise hidrokarbonlar iki uçuş testi motorunda değerlendirmiştir. Bu yapmış olduğu araştırma sonuçları ön boyutlandırma ve performans verilene içermektedir.

Ivancic ve Mayer [9] yüksek basınçtaki LOX/GH₂ nin roket yanma odasında yakıt karışımı ve yanma üzerine deneysel ve sayısal araştırma yapmışlardır. Yüksek basınç (transcritical) koşulu altında karışım ve yanma fiziği hakkında daha ayrıntılı bilgi elde etmek için sıcak yanma testi ve sayısal deneyler gerçekleştirmişlerdir. Tepkili kayma tabakasının zaman ve uzunluk ölçüsü sayısal simülasyondan ve deneylerden elde edilen sonuçlara göre tanımlamışlardır. Sayısal ve deneysel sonuçlar karşılaştırıldığında uzunluk ölçülerinin dağılımı tepkili kayma tabakası ile aynı eğilimde olduğunu görmüşlerdir. Uzunluk ölçüsü enjektör yüzü plakasının alt akışını artırdığını bulmuşlardır. Nitel ve nicel verileri (biçim, hız, tür dağılımı, vb.) değişik sınır koşullarında sunmuşlardır.

Hagemann ve ark. [10] değişik lüle konseptleri için akış ayrılması ve yan yük davranışları araştırıldığında ya da ileri lüle konseptleri için tasarım değerlendirmeleri deneysel olarak izlendiğinde, genellikle ilk deneysel çalışmaların alt ölçeklendirme deneylerinde yüksek kalite tanıları için kısıtlı olduğunu söylemektedirler. Bundan dolayı temel bir soru sorulur; bu test sonuçları nasıl tam ölçek tasarımına ya da uygulamasına ölçeklendirilmeli? Normalleştirme için karakteristik numaraların kullanımının ve analitik ve sayısal modellerin içinde bulunduğu değişik yaklaşımların olduğunu söylemektedirler. Analitik modeller fiziksel kökene dayandığından ve viskoz olmayan akış fenomenlerinin baskın olmasından tam ölçek öngörülerini için yüksek doğrulukta sonuçlar vermektedir. Buna karşın, akış bölgeleri için viskoz etkilerin baskın olmasından soğuk ve sıcak gaz deneylerinde çok büyük farklar olduğunu gözlemlemişlerdir. Bu da alt ölçek soğuk gazdan tam ölçek sıcak gaza direk ölçeklendirmeyi zorlaştırmaktadır. Ölçeklendirme için rasyonel ölçeklendirmede ara adım olarak sıcak yanma testi ön görmüşlerdir. Vulcain motorunun alt ölçeklendirilmiş lülesinde yapılan sıcak yanma deneyi sonuçları bir geometrik ölçeklendirmenin benzer sıcak gaz akış özellikleri için kullanılabileceğini göstermiştir. Bu test sonuçlarını 40kN itkiye sahip temsili yanma odası operasyon koşullarında elde etmişlerdir ve bu sonuçları sunarak detaylı bir şekilde tartışmışlardır.

Karimi ve ark. [11] sıvı yakıtlı roket motorları için yeni bir dinamik ve doğrusal olmayan benzetim metodu sunmuşlardır ve bununla uyumlu bir motora özel yazılım geliştirmişlerdir. Simülasyonun metodunun mantığı ve yazılım sıvıların takibine dayanmaktadır. Dinamik hareket denklemlerini, doğrusal olmayan tam cebir denklemleri ile birlikte doğrusal olmayan ve zaman değişkenli diferansiyel denklemlerle birleştirmişlerdir. Doğrusal olmayan tam cebir denklemlerini birkaç iç içe geçmiş Newton-Raphson döngüsünü kullanarak ve doğrusal olmayan zaman değişkenli diferansiyel denklemleri ise birinci dereceden Euler tekniğini kullanarak çözmüşlerdir. Simülasyon sonuçlarını deneysel sonuçlar ile karşılaştırmışlardır. Yazılım dili olarak FORTRAN kullanarak yaklaşık 4000 satır için 200 alt program ile birleştirmişlerdir.

Donahue [12] Boeing 747, Rusların Antonov An-226 içeren büyük kargo uçakları ile süpersonik uçaklar olan 1964 te geleneksel turbojet tahrikle 3.1 Macha ulaşan XB-70 ve 1968 de 6 Macha ulaşmış MA145-XAB ramjet ile kavramsal uçağın tekrar kullanılabilir ve kanatlı roketler için havadan fırlatmalarında performans karşılaştırmalarını sunmuştur. Havadan fırlatma yörünge yükselme hız farkını azaltmak,

sürüklemeyi azaltmak, istenilen herhangi bir boylamdan fırlatma ve iptal modunu kolaylaştırma gibi avantajları içermektedir. XB-70 uçuş şartlarından fırlatma roketin yörünge yükselme hız farkında %22 azalmasını sağlamıştır ve yoğunluğun deniz seviyesindeki 1/20 kadar olduğu bir irtifadan fırlatıldığından sürüklemeyi çok büyük miktarda azaltmıştır. Mach 6 da 85000 ft te fırlatma yörünge yükselme hız farkında %33 azalma sağlarken, 262000lb ağırlıkta yeniden kullanılabilir ileri roket motoruna 523s vakum spesifik impuls ile 23500lb ağırlıkta faydalı yükü yörüngeye çıkarma imkanı vermektedir. Flor/lityum-hidrojen motoru 1960 ve 1970lerin NASA geliştirme programlarında ve Amerika Birleşik Devletleri hava kuvvetlerinde 523s yeye ulaşmıştır. Aynı miktarda faydalı yükü yörüngeye taşıyan yerden fırlatmayı ve havadan fırlatmayı karşılaştırmıştır. Ayrıca florun tepkinliği ve motor gelişim tarihi hakkında tartışmıştır.

Tsuchiya ve Mori [13] dünya üzerinde birçok yeniden kullanılabilir uzay taşımacılığı aracının aday kavramsal tasarımının ileri sürüldüğünü söylemektedirler. Hem dikey hem de yatay kalkış yapabilen, iki kademeli yörüngeye giden tamamen yeniden kullanılabilir kanatlı bir roketin kavramsal tasarımı için optimizasyon metodu sunmuşlardır. İlk olarak araç tasarımı analizi için kendi metotlarını tanımlamışlardır. Daha sonra bu metotlarını optimizasyon probleminde entegre ederek ilk kademe olan iticinin ve ikinci kademe olan yörünge belirleyicinin kuru ağırlık parametrelerini minimize ederek çözüm bulmaya çalışmışlardır. Bu bilgiler optimum araç yapısının ve yüksek derecede uygulanabilir iki kademeli yörüngeye giden araç için uçuş yörüngesinin belirlenmesine izin vermiştir. En uygun çözüm parçaları hafifletme ve küçültme gerekliliğini göstermiştir. Toplam bürüt ağırlıkta dikey kalkış yapan araçların yatay kalkış yapan araçlardan daha hafif olduğunu söylemişlerdir. Bu çalışmalarında araç yapısında optimizasyonun yanında uzaya gidiş ve geliş yörüngelerinin de optimizasyonunu yapmışlardır. Bu optimizasyonlar uzay aracına gidiş yörüngesinin çok uzun olmasına rağmen hiçbir yakıt kullanmadan yükselme yörüngesinden süzülerek fırlatma istasyonuna dönmesini sağlamaktadır.

Bucchi ve ark. [14] son zamanlarda Avrupa Birliğinde araştırılan konulardan biri olan yüksek itkiye sahip yüksek basınçta LOX/LCH₄ sıvı yakıtlı roket motorunun boğaz bölgesinde metanın terleme ile soğutma performansının saptanması için yüksek basınçlı gerçek gaz özelliklerini kullanan bir terleme ile soğutma modeli geliştirmişlerdir. Bu model soğutucu ve gözenekli metal arasındaki iletim ve taşınım ile ısı transferi için doğrusal olmayan bir boyutlu adi diferansiyel denklemlerden oluşan bir

seridir ve kolaylık için buhar oluşumu ihmal edilmiştir. Bu son kabul sadece düşük iletim katsayısında ($k_{\text{wall}}=20\text{W/mK}$) ve düşük soğutucu püskürtme sıcaklığında ($T_{\text{cool-in}}=140\text{K}$) gerçekleşmiştir ki, araştırılmış parametrik 21 analizden 3 ünde sunulmuştur. Bu amaçtaki deneyler hâlihazırda planlanma sürecinde olduğundan test verileri ile kıyaslama sunulmayarak sadece kararlı hal sonuçlarını sunmuşlardır. Doğrusal duvar boyunca sıcaklık profillerini, değişen doğrusal gözeneklilik, ısı iletim katsayısı ($k_{\text{wall}}=20$ ve 100 W/mK) ve soğutucu püskürtme sıcaklığı ($T_{\text{cool-in}}=140$ ve 300 K) ile sayısal olarak elde etmişlerdir. Sonuçlar sıcaklık profillerinin, basıncın ve yoğunluğun sıcak gaz gözeneklerin ara yüz duvarında keskin gradyanlar eğiliminde olduğunu göstermiştir. Bu sonuçlar ayrıca çok düşük yüzey sıcaklıklarının ($T_{\text{max}}=500, 600$ ve 700 K) yanma odasına püskürtülen yaklaşık olarak %5 veya daha azına karşılık gelen metan terleme debisini mümkün kılmaktadır. Püskürtülen soğutucunun debisinden dolayı spesifik impulsta yaşanan düşüş belki turbo pompanın verimi artırılarak bir miktar telafi edilebilir ayrıca öngörülen duvar sıcaklığına dayanarak tekrar kullanılabilirliği potansiyel olarak mevcut diğer rejeneratif soğutma sistemlerinden daha yüksektir çünkü soğutma çevrimindeki basınç düşüşü önemli ölçüde azaltılmıştır.

Song ve ark. [15] uzay istasyonunda yörünge manevrası için hidrojen/oksijen yakıtlı roketleri incelemişlerdir. Bu çalışmada hidrojen/oksijen yakıtlı bir roketin teorik olarak termodinamik hesaplamalarını koaksiyal hidrojen/oksijen ateşleyicisinin deneysel verileriyle karşılaştırmasını gerçekleştirmişlerdir. Sonuç olarak, tek impals, ardışık çift impals ve 3 saniye sürekli çalışma koşulları için güvenilirliği ve olabilirliği kanıtlanmış bir itici için yer testleri başarıyla gerçekleştirilmişler. İtici başlatma tepki süresi 0.2 saniye ile kısıtlamışlar.

Cai ve ark. [16] sıvı yakıtlı roket motoru lülesi için performans öngörüsünü ve en iyileştirilmesini CFD metodu tabanlı olarak en iyileştirme yaklaşımı ile gerçekleştirmişlerdir. Bu CFD kodunu 2 boyutlu aksisimetrik Navier-Stokes denklemini ve çeşitlilikleri taşıma denklemini verimli bir şekilde çözmek için kapalı aşağı yukarı bozulmada (LU) kullanmışlardır. Kodun doğruluğunu sağlamak için nümerik çözüm ve deneysel veriler ile kıyaslamışlardır. Bu kodu daha sonra optimizasyon algoritmaları olan başarılı quadratik programlama, genetik algoritma ve giriklik stratejisi ile bağlayarak aksisimetrik optimum itki lüle tasarımında kullanmışlardır. Bu çalışma sonunda sürtünme kayıpları ve eksenel kayıplarda düşüş sağlayarak yaklaşık olarak %1.5 performans iyileştirmesi gerçekleştirmişlerdir.

Saqlain ve He [17] genetik algoritmayı kullanarak sıvı yakıtlı roketlerin itki sistemleri için en iyileştirme ve boyutlandırmayı gerçekleştirmişlerdir. Bu makalede; sıvı yakıtlı roketlerin kalkış ağırlığının en iyileştirilmesinde tasarım parametreleri üzerine genetik algoritma oluşturmuşlardır.

Bayley ve ark. [18] hedef olarak uzay aracının ağırlığını ve buna bağlı olarak aracın maliyetini düşürmek için dairesel yer yakın bir yörüngeye gönderilecek bir uzay aracının tasarımında genetik algoritmayı kullanarak optimizasyon yapmışlardır. Tüm uzay aracı sistemini birçok çok kademeli konfigürasyonlar kullanılarak yer yakın yörüngeye ulaşmak için analiz etmişlerdir. Özellikle 3 ve 4 kademeli katı yakıtlı araçları analiz etmişlerdir. Uzay aracı performans modellemesi dört farklı bağımsız disiplinin tasarım optimizasyon sürecine katılarak analiz edilmesini gerektirmektedir. Tahrik karakteristiği, aerodinamik, ağırlık özellikleri ve uçuş dinamiği disiplinlerini bütün araç sistem modelinde yüksek doğruluk üretmesi için entegre etmişlerdir. Ek olarak, sistem modelini var olan uzay aracı verilerini kullanılarak doğrulamışlardır. Maliyet modeli ağırlığa bağlı ve kapsamlı tarihsel verileri kullanarak katı yakıtlı bir araç için maliyet tahmin ilişkisini üretmektedir. Tasarım optimizasyonu için, genetik algoritmanın amacı yörünge parametrelerinin gerçek değerleri ile istenilen değerleri arasındaki farkı minimize etmektir. Faydalı yükün istenilen yörüngeye ulaştığından emin olmak gerekir. Son bir amaç ise toplam araç ağırlığını düşürerek sistem maliyetini her bir uçuş için minimize etmektir. Bu amaçlar çerçevesinde katı yakıtlı bir uzay aracının maliyetini daha ilk tasarım aşamasında genetik algoritmayı kullanarak minimize etmek için yaptıkları çalışmayı sunmuşlardır.

Riddle ve ark. [19] genetik algoritmadan elde edilen bilgisayar yazılım programlarının mühendislik tasarım optimizasyonu için artarak popüler bir metod olduğunu söylüyorlar. Sıvı yakıtlı roketlerin performanslarını simüle eden ve genetik algoritma tarafından kontrol edilen bir seri kodun birleşmesinden oluşan bilgisayar programı ile sıvı yakıtlı roket motorunun modellenmesi ve optimizasyonuna odaklanmışlardır. Tamamen füze tasarımı göz önüne alındığından bütün sistem performansı doğru ve efektif bir şekilde modellenmelidir. Bu çalışmalarında tanımlamış oldukları metodolojiyi sıvı yakıtlı roket motorunun hem ön tasarımını hem de tersine mühendisliğini kapsayacak şekilde genişletmişlerdir. Performans modelini sıvı yakıtlı bir füzenin performans değerleri ile doğrulamışlardır ve sonuçları sunmuşlardır. İki farklı hızlı-aerodinamik-ön tahmin kodunu kullanarak karşılaştırmışlardır. Sıvı yakıtlı

füze sisteminin bütün ön tasarımını birçok amaç ve sınırlamalar altında değerlendirmişlerdir. Ön tasarım optimizasyonundan elde edilen sonuçları detaylarda göstermiş ve tartışmışlardır.

Yi ve ark. [20] roket motorunda çıkış duman bulutunun en önemli karakteristik işretlerinden biri yanma sonrası olgusu olduğunu ve çıkış duman bulutuna enjekte edilen suyun yanma sonrasını engelleyebileceği görüşünü savunmuşlardır. Duman bulutunda kimyasal reaksiyonlar ile gaz sıvı çok fazlı akış bölgesi için hesaplama modeli oluşturmuşlardır. Enerji denklemindeki buhar ve kimyasal reaksiyonun göz önüne alınarak, sıvı suyun buharlaştırılmasının neden olduğu enerji kaynağı koşullarının indüklenmesi ile gaz sıvı çok fazlı akış bölgesini ve yanma sonrası olgusunu birleştirilmiş bir yöntem ile hesaplamışlardır. Çok fazlı karışım modelini gaz sıvı akış bölgesi için kullanmışlardır ve buharlaşma mekanizması is su buharlaşma sürecinin araştırılması için kullanmışlardır. Sıcaklık kontörlerini elde etmişlerdir ve deneysel fotoğraflar ile uyumlu olduğunu göstermişlerdir. Duman bulutuna suyu enjekte ettiklerinde yanma sonrası bölgesinin çok fazla azaldığını ve fırlatma yerine etki eden yanmış gazların çıkmasını azalmasını sağlayan yer duvarındaki sıcaklığın çabuk bir şekilde düştüğünü göstermişlerdir.

Lijo ve ark. [21] eksenel simetrik, fazla genişlemiş ve itki en iyileştirilmiş kontur lülesinde sürekli olmayan akışın sayısal araştırmasını yapmışlardır. Lüle duvarındaki akış ayrılmalarından dolayı bu lülede başlatma ve kapatma sırasında yan yükler oluşmuş. Serbest şok ayrılması (FSS) ve sınırlı şok ayrılması (RSS) gerçekleşmiştir. Başlangıç sırasındaki salınımlı akış karakteristiğini araştırmak ve en iyileştirilmiş lüle konturu için elde edilen sonuçları doğrulamak amacı ile iki boyutlu eksenel simetrik sayısal simülasyon oluşturmuşlardır. Serbest şok ayrılmasından sınırlı şok ayrılmasına geçişlerde lüle duvarında oluşan basınç ve kayma gerilmelerinde dalgalanma olduğunu tespit etmişlerdir. Yüksek basınç oranları için lüle duvarında basınç salınımları gözlemlemişlerdir.

Zeeshan ve ark. [22] hibrit araştırma algoritması kullanarak çok kademeli yerden fırlatmalı bust fazı önleyicisinin disiplinler arası tasarımı ve en iyileştirmesini gerçekleştirmişlerdir. Makalenin temelinde; genetik algoritma ve ardaşık quadratik programlamanın birleşimi olan hibrit optimizasyon algoritmasını kullanmışlardır. Makaledeki kısıtlayıcı bölüm ise üç kademeli roket motorunun atmosfer dışı bust fazı

kısıtlayıcısını kapsamaktadır. Tasarım hedefleri; performans hedefleri ve görev kısıtlamaları doğrultusunda kalkış kuru ağırlığının minimize etmeyi hedeflemişlerdir.

Wang ve ark. [23] sıvı kerozen ve oksijen karışımına sahip sıvı yakıtlı roket motorunda bir dönel valfli puls ateşlemeli motorun operasyon durumlarını araştırmışlardır. Bu çalışmada, oksitleyici olarak oksijen yakıt olarak ise sıvı havacılık kerozeni kullanılmıştır. Ateşleme sistemi; 50 mJ kadar az bir ateşleme enerjisi kullanan ve benzinli bir otomobile benzer buji ateşlemeli sistem gibi kıvılcımlı olarak gerçekleştirmişlerdir. Makalede, deneysel olarak elde edilen basınç teorik olarak hesaplanan basınçtan 1 Hz'de %13 ve 10 Hz'de %37 daha düşük olduğunu gözlemlemişlerdir. Bu düşüşlerin, sıvı yakıtın atomizasyon ve buharlaşmasına bağlı olduğunu belirtmişlerdir.

Asraff ve ark. [24] bir roket motoru yanma odasının sürünme bazlı stres analizi ve dört bakır alaşımının sürünme özelliklerinin karşılaştırmasını gerçekleştirmişlerdir. Makalede, rejeneratif soğutmalı sıvı yakıtlı roket motorunun çift duvarlı yanma odasının iç sıcak duvarının, genellikle yüksek termal iletkenliğe sahip olan bakırdan üretildiğini belirtmişlerdir. NARloy-Z, Cu-8Cr-4Nb, Cu-4Cr-2Nb ve Cu-Cr-Zr-Ti yaygın olarak yanma odasında kullanılan yüksek sıcaklık bakır alaşımlarının sürünme değerlerini karşılaştırmışlardır. Bu karşılaştırmayı sonlu elemanlar metodu kullanarak karojenik roket motoru yanma odasının iç duvarı için malzeme seçiminde ANSYS kod kullanarak gerçekleştirmişlerdir.

Elhefny ve Liang [25] sonlu elemanlar modeli kullanarak sıvı yakıtlı roketlerdeki gaz türbin diskini farklı yükler altında stres ve deformasyonunu incelemişlerdir. Sonlu elemanlar yöntemi kullanarak iki boyutlu aksisimetrik model oluşturularak analizi gerçekleştirmişlerdir. Stres ve deformasyon durumunu, diskin çalışma koşulları olan yüksek rotasyonel hız ve termal gradyan (iletim ve taşınım) olarak belirlemişlerdir. En büyük stresin diskin merkezinde meydana geldiğini ve nedeninin ısı iletimi ile termal yükün olduğunu bulmuşlardır. Kullandıkları metot farklı türbinlerin başlangıç tasarımında kullanılabileceğini belirtmişlerdir.

Junhui ve ark. [26] esas olarak CO₂, N₂ ve H₂O dan oluşan yüksek sıcaklıktaki gaz karışımı ve yüksek sıcaklık ve basınçlı hava ile serbest jet rüzgar tüneline lüle çıkış çapı 1.4 m, ses hızı 4 olan lüleyi motor testi için kullanmışlardır. Lüle yapısal tasarımı sırasında ışıma ve iletim ile ısı transferini hesaba katmışlardır. Yüksek sıcaklıktaki havadan dolayı lüle girişi ve boğazında iletim ile ısı transferinin büyük

etkilerinin olduğunu Mühendislik ve Ansys hesaplamaları sonucunda elde etmişlerdir. Hesaplamalar sonucunda elde ettikleri lüle giriş ve çıkış sıcaklık değerleri testler sonucunda elde ettikleri değerler ile örtüşmektedir.

Schoyer ve ark. [27] Ariane 5 roketi ile kullanılacak yer sabit yörüngede iletişim uydularının transferi ve bilimsel (gezegenler arası) görevler için 20 kN itkiye sahip yüksek, performanslı ve çift roket yakıtlı bir roket motorunun tasarımı üzerine çalışmışlardır. Bu kavramsal tasarımı yüksek performans sağlayacak pompa beslemeli depolanabilir monomethyl hidrazin ve nitrojen tetraoksitten oluşan çift roket yakıtlı olarak düşünmüşlerdir. Bu yakıt kombinasyonu için olabilecek maksimum teorik değere çok yakın olan 345 s spesifik impuls değeri hedef seçilmiştir. Kavramsal tasarımı detaylarıyla geliştirmek için, itki konusunda çalışan 5 ayrı Avrupa şirketi ile tasarım ve çalışmalar konusunda sözleşme imzalamışlardır. Bu roket motoru gerekliliklerini görev analizlerinden çıkarmışlardır. Çalışmalar Avrupa'da 8 yıllık çalışmayla 123 milyona geliştirilen spesifik impulsu 350 s den fazla olan ön yanma çevrimli motorun seçilmesine yol açtı.

Ryan ve Townsend [28] fırlatma aracı tasarımının temellerini tek kademeli, iki kademeli ve uzay mekiği performans denklemlerini basitleştirerek incelemişlerdir. Tek kademeli yörünge araçları kütle veriminin, yanma veriminin ve kayıp yönetiminin performans kritik parametrelerine oldukça duyarlıdır. Maliyet ve operasyonu performans denklemi içinde tasarım süreci ileri karmaşıklığında birleştirmişlerdir. Fırlatma aracı tasarımı performans ve tekrar kullanılabilirlik, ödenebilirlik, gerçekleştirilebilirlik, güvenlik ve güvenlebilirlik gibi özellikleri içinde barındıran program sürücülerini ile denge içinde olması durumunda optimize edilir. Gelecek uzay fırlatma araçları gürbüzlük ve performans işlevinin tasarım parametre hassasiyetlerini yeniden şekillendirmek için yeni teknolojiler geliştirmek zorundadır.

Hagemann ve ark. [29] analitik ve deneysel olarak dual-bell lüle konseptini araştırmışlardır. Daha önceki yayınlanmış analitik ve sayısal çalışmalara dayanarak, değişik dual-bell lülelerini aerodinamik karakteristiğine ilişkin tasarlamış ve deneysel olarak test ederek bu konsepti keşfetmişlerdir. Soğuk gaz ve sıcak gaz alt ölçek testlerini içeren bu deneysel çalışma Alman-Rus iş birliği ile yürütülen araştırma programı olan TEHORA ve Alman ulusal teknoloji programı olan TEKAN'nın tamamlayıcı olduğu program ile gerçekleştirilmiştir. Dual-bell lüle uzantısı için kullanılan lüle kontur tipine bağlı olarak, deniz seviyesinden irtifa modunda çalışma ya

ani bir geçişin elde edileceğini göstermişlerdir. Ayrıca, sıcak gaz testlerinden lüle duvarı ısı geçişi ile alakalı önemli bilgiler elde etmişlerdir.

Yang ve Kuo [30] hidrazin esaslı bir uydu itki sisteminde anahtar tasarım parametrelerinin çeşitli özellikleri üzerine çalışmak için sayısal benzetimler yürütmüşlerdir. Sürekli durum akışkan analizi için, yakıt kanlındaki basınç düşüşünü ve patlama profilini bunun yanında çalışma sırasında itki sisteminin ömrünü belirlemede bir akış-kanal ağı sayısal şeması kullanılmıştır. Süreksiz akışkan analizi için, yakıt akışının zamana bağlı taşıma hareketini benzetmek için karakteristik metoduna dayanan bir teorik model çözülmüştür. Farklı itki kuvveti seviyeleri, farklı donatım delikleri, farklı boru hattı uzunlukları ve farklı aç-kapa periyotları için 0.25 s kontrol çevriminde, yalıtım valf dilinin girişinde ve itki valfinde basınç cevapları çalışılmıştır. Ön görülen sonuçlar itki sistemine yüklenen sabit yakıt ağırlığından dolayı bir uydu için daha büyük bir tankın seçilmesi daha iyi patlama davranışı elde edilebileceğini göstermektedir. Uydularda kullanılan daha küçük itki seviyeli iticiler için daha iyi performans elde edilebilir. Boru hattının içine uygun delikler açıldığında, basınç dalgalanmaları hızlıca sonlandırılabilir ve itki sisteminin komponentlerine zarar verecek olası risk minimize edilir. Ateşleme modu kontrolü için 80 ms bir optimum itki valf açma süresi olarak önerilmektedir.

Dai ve ark. [31] yüksek performansa ve kolay uygulamaya sahip uzay tahrik uygulamalarının araştırılmasında aksisimetrik itki hücreli ve konkav tıpalı yeni bir aerospike lüle üzerine çalışmışlardır. Toplam genişleme oranı 22.15 olan ve itki hücreleri alan oranı 3.24 olan lüle için sayısal ve deneysel çalışma yürütmüşlerdir. Teorik formüller üç boyutlu Reynolds ortalama Navier-Stokes denklemlerine dayandırılmıştır. Türbülans kapanması bir düşük Reynolds sayısı $k-\epsilon$ denklem modelinin kullanılması ile elde edilmiştir. Gaz oksijen ve alkolün yakıt olarak kullanıldığı rehber deneysel çalışmalardan faydalanmışlardır. Sonuçlar, seramik şekilli tıpa için daha az bir kısıtlayıcı rulman kuvveti durumuna yol açan daha iyi akış kuvveti seramik şekilli tıpa ile sonuçlandığını göstermiştir. Test edilen model için, maksimum lüle verimliliği tasarım basınç oranına yakın olan 0.95 olarak elde edilmiştir ve bu lüle verimliliği performans yüzdesini biraz artıracak açık bir potansiyele sahiptir. Her ne kadar seramik şekilli aerospike lüle üzerine daha ileri çalışmalar yapılması gerekse de, yüksek performansa, irtifa karşılama yeteneğine, uygulama durumuna sahip olduğu ve gelecek itki sistemlerinde kullanımının çekici olacağı açıktır.

Tormo ve Serghides [32] ticari uzay sektörünün güncel gelişmelerle telekomünikasyonda mikro ve mini uyduların kullanımının artmasıyla birlikte görece küçük uydular için ekonomik açıdan uygulanabilir fırlatma kapasitelerinin kurulması gerekliliğinin doğduğu görüşündeler. Uzay fırlatma sektöründe uygun yeri dolduracak, yatay kalkış ve iniş yetenekleri ile çift tahrikli boş uzay aracının ilk tasarımına olanak sağlayan bir dizi tasarım metodolojisini sunmuşlardır. Bir görsel ara yüzlü yazılım programının içine yerleştirilen tam bir tasarım metodolojisinin geliştirilmesini, alçalma yörünge en iyileştirmesi ile aerodinamik ısınmayı birleştiren bir konsept-spesifik ilk ölçeklendirme metodolojisini yörünge tasarım aracı ile sunmuşlardır.

Zubanov ve Ark. [33] CFD modelini kullanarak uzay aracı için roket motoru tasarımını incelemişlerdir. Hidrojen-Oksijen yakıtlı 25N itkiye sahip bir roket motorunun tasarım prosesini tanımlayarak, geliştirme aşamasında tamamıyla yanma olasılıklarını dışarda tutan yanma odası kusurları yerine uzay aracında oryantasyon ve başlatma yapmışlardır. Bu yüzden tamamıyla yanma olasılıklarını dışarda bırakacak yeni bir tasarım ve araştırma için CFD model oluşturmuşlardır.

2. ROKETLER VE TEMEL FORMÜLASYON

2.1. Roketlerin Sınıflandırılması

Roket tahriki yakıt olarak adlandırılan depolanmış maddeyi püskürtmesi ile itki üreten bir jet tahriki çeşididir. Roket tahriki enerji kaynağı tipine (kimyasal, nükleer, ...), esas fonksiyonlarına (ek motor, irtifa kontrol, yörünge sabitleme), araç tipine (hava aracı, uzay aracı, füze), boyutuna, yakıt tipine, yapısal eleman tipine ya da araçta kullanılan roket itki birimi sayısına göre sınıflandırılabilir. Enerji kaynağına göre roket tahrik sistemleri 3 sınıfta toplanmıştır. Bunlar; kimyasal tahrikli roketler, nükleer tahrikli roketler ve güneş tahrikli roketlerdir. Roket motorlarında kimyasal yanma en kullanışlı enerji kaynağıdır. Tablo 2.1’de tahrik çeşitleri, bu tahrik çeşitlerinin enerji kaynakları, kullandıkları yakıtlar ve kullanımlarına ilişkin bilgiler sıralanmıştır [2].

Tablo 2.1. Tahrik Çeşitlerine Göre Roketler

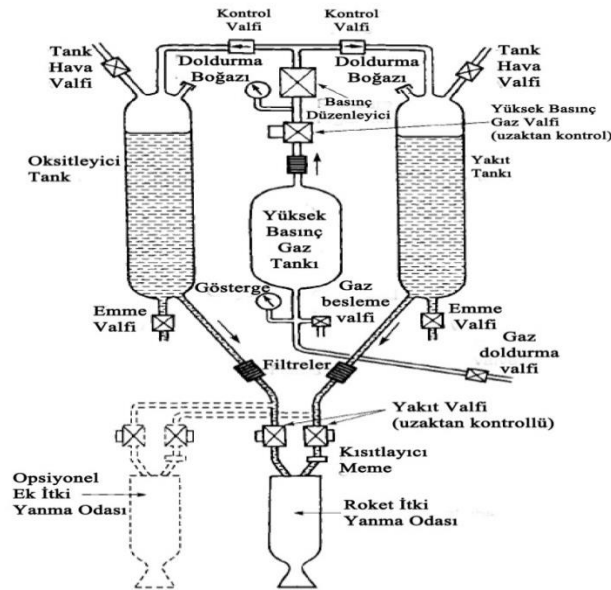
Tahrik aracı	Enerji kaynağı			Yakıt ya da çalışılan akışkan
	Kimyasal	Nükleer	Solar	
Turbo jet	D/P	TFD		Yakıt + hava
Turbo - Ram jet	TFD			Yakıt + hava
Ram jet (hidrokarbon yakıtlı)	D/P	TFD		Yakıt + hava
Ram jet (H ₂ soğutmalı)	TFD			Hidrojen + hava
Roket (kimyasal)	D/P	TFD		Depolanmış yakıt
Kanallı roket	TFD			Depolanmış katı yakıt + çevreleyen hava
Elektrikli roket	D/P	TFD	D/P	Depolanmış yakıt
Nükleer fisyon roket		TFD		Depolanmış H ₂
Nükleer füzyon roket		TFND		Depolanmış H ₂
Solar ısıtmalı roket			TFD	Depolanmış H ₂
Foton roketi (büyük ışık ampülü)		TFND		Foton püskürtme (depolanmış yakıt yok)
Solar yelken			TFD	Foton yansıtma (depolanmış yakıt yok)

D/P; geliştirilmiş ve / pratik olarak kullanılan, TFD; teknik olabilirliği ispatlanmış fakat geliştirilme tamamlanmamış, TFND; teknik olabilirliği henüz ispatlanmamış.

2.1.1. Kimyasal Roket İtkisi

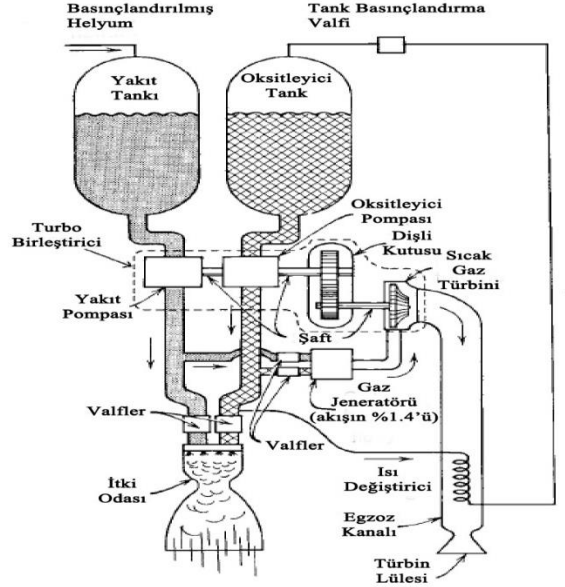
Genellikle bir yakıt ve oksitleyici kimyasının yüksek basınçlı yanma reaksiyonundan elde edilen enerji reaksiyon sonrası üretilen gazın çok yüksek sıcaklıklara (2500-4000°C) ulaşmasına izin verir. Bu gazlar daha sonra lüle içerisinde genişletilir ve yüksek hızlara (1800-4300 m/s) hızlandırılır. Yakıtların fiziksel özelliklerine göre birkaç farklı kimyasal roket sınıfı mevcuttur [34].

Sıvı yakıtlı roket motoru yakıt tankından yanma odasını besleyen yüksek basınç altındaki sıvı yakıtı kullanır. Sıvı yakıtlar genellikle bir sıvı oksitleyici (sıvı oksijen, nitrojen oksit, ...) ve bir sıvı yakıt (alkol, sıvı hidrojen, ...) içerir. Yanma odasında reaksiyon sonucu sıcak gaz formuna dönüşen yakıt, süpersonik bir lüleden geçirilerek hızlandırılmış bir şekilde püskürtülür, bu sayede sisteme momentum kazandırılmış olur. Bazı sıvı yakıtlı roket motorları tekrar çalıştırılmaya izin verir, iradi bir şekilde başlatılabilir ve kapatılabilir. Eğer yanma odasına yeterli bir soğutma kapasitesi sağlanırsa, yakıt sağlanmasına bağlı olarak sıvı yakıtlı roket 1 saatten fazla bir süre çalışmaya olanak tanır. Bir sıvı yakıtlı roket motoru sistemi, birçok hassas valflere, yakıt pompaları, türbinler ya da yakıt basınçlandırma araçlarını içinde barındıran karmaşık bir geri besleme mekanizmalarına ve görece çetrefilli yanma odası ya da itki odasına ihtiyaç duyar. Tipik basınç beslemeli sıvı yakıtlı roket motoru sistemi şematik olarak Şekil 2.1’de verilmiştir [2].



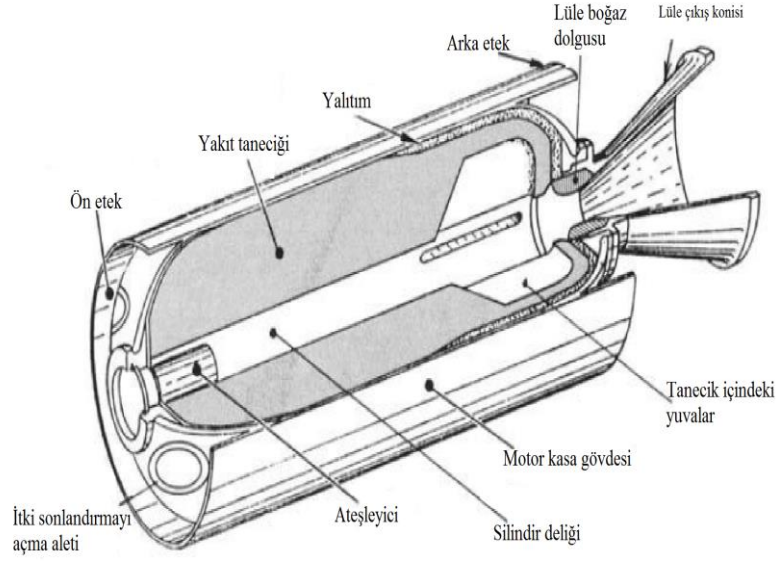
Şekil 2.1. Yüksek Gaz Basınç Geri Besleme Sistemli Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Şematiği

Bir büyük turbo pompa geri beslemeli sıvı yakıtlı roket motoru şematığı Şekil 2.2’de verilmiştir [2].



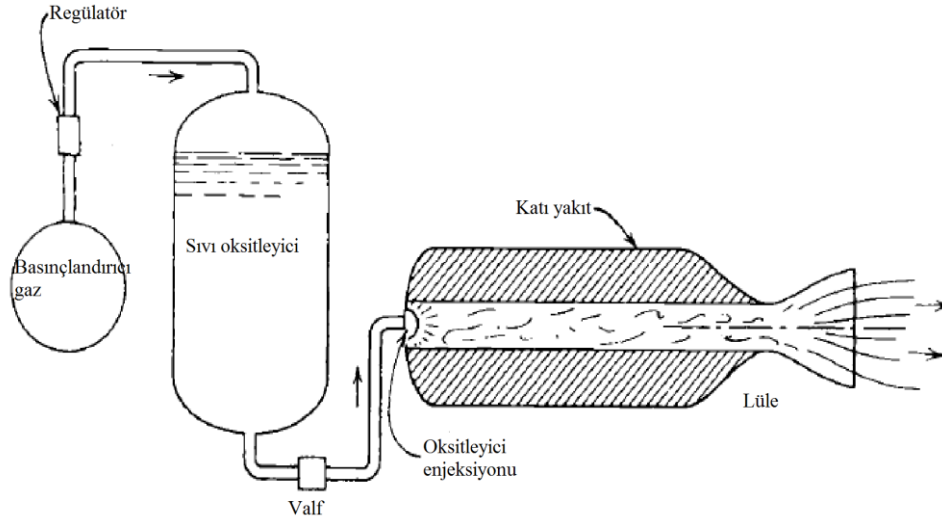
Şekil 2.2. Turbo Pompa Geri Besleme Sistemli Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Şematığı

Katı yakıtlı roket motorunda yakıt, yanma odası ya da kasa içerisinde yakılmaktadır. Katı yakıt şarjı tanecik olarak adlandırılır ve tam yanma için tüm kimyasal elementleri içinde barındırır. Bir kere ateşlendiğinde, şarjın maruz kalan yüzeyinde genellikle düzenli bir şekilde önceden belirlenmiş oranda yanar. Katı yakıtlı roketlerde ne besleme sistemi nede valfler bulunur. Katı yakıtlı roketler görece daha basit ve küçüktürler fakat üretimi ve işlenmesi zordur. Sıvı yakıtlı roketler ile karşılaştırıldığında görece performansları düşüktür ve genellikle yanma ürünleri zehirlidir. Şekil 2.3’de katı yakıtlı roket motorunun şematik gösterimi verilmiştir [2].



Şekil 2.3. Katı Yakıtlı Roket Motorunun Şematik Gösterimi

Hibrit yakıtlı roket motoru katı ve sıvı yakıtı bir arada kullanmaktadır. Genellikle bir hibrit sistem yanma odasında katı yakıt tutmaktadır. Geleneksel sıvı yakıtlı roket besleme sistemine benzer bir şekilde bir sıvı ya da gaz oksitleyici ile yanma odası beslenir. Yanma sürecinden elde edilen ısı ile katı yakıt buharlaşır ve yanma üretimi için oksitleyici buharı ile karışır. Bu süreç odun sobasında ve mumda oluşanlara çok benzerdir. Daha sonra bu üretilen sıcak gaz geleneksel lüleden geçirilerek püskürtülür. Hibrit sistemler ikili sıvı yakıtlı roketlere göre daha basittir, katı yakıtlı roketlerden daha iyi performansa sahip olabilirler, genellikle diğer sistemlere göre daha güvenilirdir ve zehirli gaz salınımı yapmazlar. Sıvı yakıtlı roketlere göre performansları ve katı yakıtlı roketlere göre sıkıştırma yoğunlukları daha düşüktür. Şekil 2.4'de hibrit yakıtlı roketlerin şematik gösterimi verilmiştir [2].



Şekil 2.4. Hibrit Yakıtlı Roket Motorunun Şematik Gösterimi

2.1.2. Nükleer yakıtlı roket motoru

Genellikle sıvı hidrojen olan çalışılan akışkana, lüleden genişletilerek yüksek püskürtme hızlarına (6000-10000 m/s) çıkarmakta ısı vermek için üç farklı nükleer enerji kaynağı araştırılmaktadır. Buna rağmen hiçbiri tamamen geliştirilmiş ve uçurulmuş değildir henüz [2]. Bunlar fisyon reaktörü, radyoaktif izotop bozunması kaynağı ve füzyon reaktörleridir. Gazın ısıtılması kimyasal reaksiyon ile yapılmaması dışında atom çekirdeğinin dönüşümünden çıkarılan enerji ile bu üç tür temel olarak sıvı yakıtın genişletilmesidir. Kimyasal roketlerde enerji yakıttan elde edilirken nükleer roketlerde genellikle güç kaynağı yakıttan ayrıdır [34].

Nükleer fisyon reaktör roketlerinde ısı, katı reaktör malzemesi içindeki uranyumun fisyonu ile üretilebilir ve daha sonra çalışılan akışkana aktarılır. Nükleer fisyon roketleri öncelikle 900 s varan spesifik impuls ile 40000 N üstünde yüksek itkili motorlardır. Fisyon roketi 1960'larda tasarlanmış ve test edilmiştir. Yer testlerinde çalışılan akışkan olarak hidrojenin kullanıldığı grafit çekirdeğin 4100 MW reaktör seviyesinde eşit irtifa spesifik impulsu 848 s ve hidrojen sıcaklığı yaklaşık 2500 K ile 980000 N itki elde edilmiştir. Bir insanlı uzay aracı için 2600 K üstündeki yüksek sıcaklıklara ve yoğun radyasyona dayanıklı malzemeler, güç seviyesi kontrolü, çalışma sonrası reaktör soğutması, yüksek enerjili nötronların yapılandırılması ve düşük ağırlıklı radyasyon kalkanı tasarımı üzerine eğilmişlerdir [2].

Son yıllarda potansiyel bir insanlı gezegen keşif misyonu için fisyon roketlerine olan ilgi yenilenmiştir. Yapılan çalışmalar gösteriyor ki, yüksek spesifik impuls (bazı çalışmalarda tahmin edilen 1100 s) daha kısa gezegenler arası yolculuk süresine, daha küçük araçlara ve gezegenlerin göreceli pozisyonların optimum olmadığı zamanlarda daha esnek fırlatma zamanlarına olanak tanıyacaktır [2].

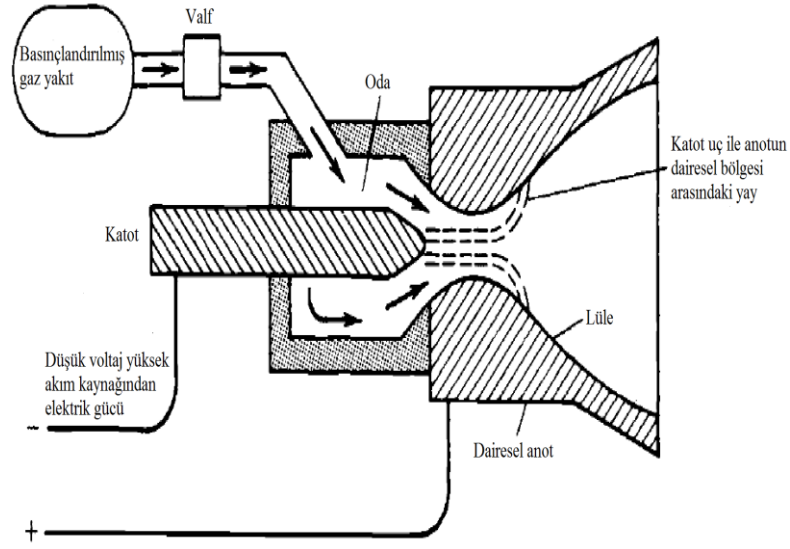
İzotop bozunma motorlarında bir radyoaktif malzeme ısıya çevrilmeye hazır radyasyon yaymaktadır. İzotop bozunma kaynakları uzay araçlarında elektriksel güç üretimi için başarılı bir şekilde kullanılmakta ve bazıları uydularda ve derin uzay araştırmalarında uçmaktadırlar. Açığa çıkan enerji hidrojen gibi bir çalışılan akışkanın sıcaklığını artırmada kullanılabilir. Bunlar genellikle diğer nükleer roketlere göre daha düşük itki ve daha düşük sıcaklık sağlarlar [2].

Füzyon, çalışılan akışkanı ısıtabilen enerjiyi yaratan üçüncü nükleer yöntemdir. Birçok farklı konsept üzerine çalışma yürütülmüştür. Birçok konsept henüz uygulanabilir ya da pratik değildir ve hiçbir konsept test edilmemiştir. Dünya çevresinde radyoaktif maddenin kazara sızıntısı sonucu çıkacak bir kaza ve geliştirme programının yüksek maliyeti konusundaki şüpheler büyük bir nükleer roket motorunun deneysel gelişimini engellemektedir [2].

2.1.3. Elektrikli roket itkisi

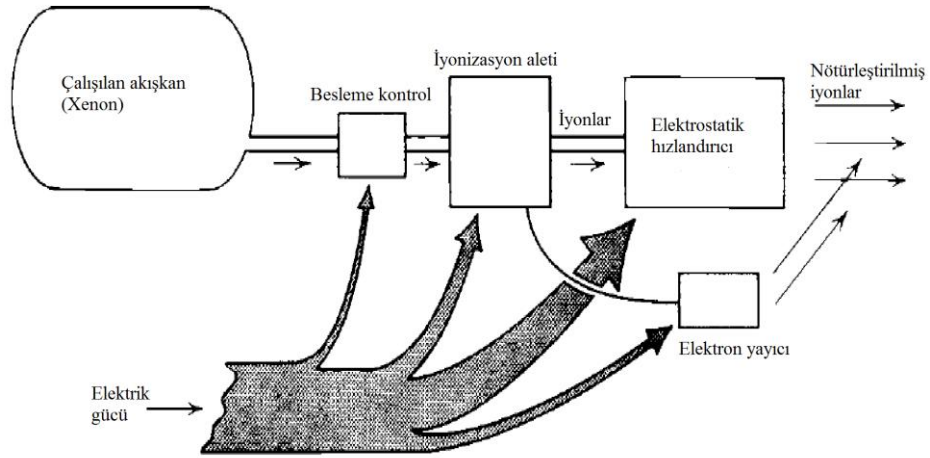
Tüm elektrik itki sistemlerinde elektrik güç kaynağı (nükleer, solar radyasyon alıcıları ya da batarya) fiziksel olarak itki üreten mekanizmadan ayırdırlar. Bu itki sistemleri ağırlık ve verimli olmayan güç kaynakları gibi handikaplara sahiptirler. İtkileri genellikle 0.005- 1 N aralığında düşüktür. Haftalar hatta aylar boyunca düşük ivmelenme vermelerinden ve araç hızını artırdıklarından dolayı bu düşük itkili roketlere ihtiyaç duyulmaktadır [2].

Üç temel elektrikli roket türlerinden biri olan elektro termal roketler en çok kimyasal roketlere benzemektedirler. Yakıt elektrik (rezistans ya da elektrik ark) ile ısıtılır ve daha sonra bir lüle içinden geçirilerek genişletilip süper sonik hızlara çıkarılır. Bu elektro termal roketler tipik olarak 0.01 – 0.5 N aralığında itkiye, 1000 – 5000 m/s aralığında egzoz çıkış hızına sahiptirler ve amonyum, hidrojen, nitrojen ya da hidrazin bozunma sonrası gaz ürünleri yakıt olarak kullanılmaktadırlar. Şekil 2.5'te tipik bir ark ısıtmalı elektrikli roket itki sistemi şematik olarak gösterilmektedir [2].



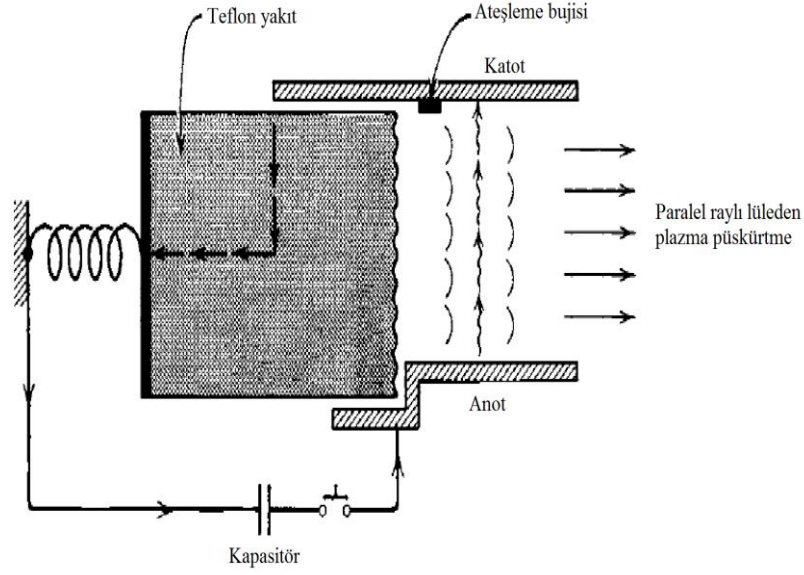
Şekil 2.5. Ark Isıtmalı Elektrikli Roket İtki Sistemi Şematik Gösterimi

Diğer iki tür olan elektrostatik ya da iyon itki motoru ve elektromanyetik ya da manyeto plazma motoru lüle içinde gazın termodinamik genişleme ve farklı çalışma prensibi ile itki üretimi sağlamaktadırlar. Uygulamalarının olmaması ile birlikte her ikisi de vakum ortamında çalışacaktır. Bir iyon roketinde, bir çalışılan akışkan (tipik olarak ksenon) elektronların çıkarılması ile iyonlaştırılır ve daha sonra elektrikle yüklenmiş ağır iyonlar elektrostatik alan ile çok yüksek hızlara (2000 – 60000 m/s) ivmelendirilirler. Daha sonra bu iyonlar elektronlar ile birleştirilerek araç üzerinde boş şarj artışını engellemek için elektriksiz olarak nötrleştirilirler. Şekil 2.6’da iyon roket motorunun basitleştirilmiş şematik gösterimi verilmiştir [2].



Şekil 2.6. İyon Roket Motorunun Basitleştirilmiş Şematik Gösterimi

Manyeto plazma roketlerinde bir elektriksel plazma (iyon, elektron ve nötr parçacıklardan oluşan enerji verilmiş sıcak gaz) elektrik akımı ve manyetik alan arasında etkileşim ile ivmelendirilir ve yüksek hızlarda (1000 - 50000 m/s) püskürtülür. Manyeto plazma yakıtlı roketlerin birçok türü ve geometrisi bulunmaktadır. Bir basit katı yakıtlı pulse roketi şekil 2.7’de şematik olarak gösterilmektedir. Bu tür roketler uzay araçları pozisyon kontrol motorları olarak başarılı bir şekilde kullanılmaktadır [2].



Şekil 2.7. Manyeto Plazma Roketlerinin Basitleştirilmiş Şematik Gösterimi

2.2. Performans Parametrelerinin Tanımlanması ve Temel Formülasyonu

2.2.1. Toplam impuls

Toplam impuls I_t formül 2.1’de gösterildiği gibi itki kuvveti olan F (zaman ile değişebilir) yanma süresi boyunca integrali ile elde edilir [2].

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (2.1)$$

2.2.2. Spesifik İmpuls

Spesifik impuls I_s yakıtın birim ağırlığı için toplam impulsu ifade eder. Spesifik impuls otomobillerde kullanılan litre başına kilometre gibi roketler için önemli bir performansı katsayısıdır. Yüksek spesifik impuls yüksek performans demektir. Formül 2.2 ile gösterilir. Burada \dot{m} yakıtın toplam kütleli debisini, g_0 ise deniz seviyesindeki yerçekimi ivmesini ifade etmektedir [2].

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int \dot{m} dt} \quad (2.2)$$

Sabit itki ve sabit yakıt debisi için formül 2.2 formül 2.3'deki gibi basitleştirilir. Burada m_p toplam efektif yakıt ağırlığını ifade eder [2].

$$I_s = \frac{I_t}{(m_p g_0)} \quad (2.3)$$

2.2.3. Efektif çıkış hızı

Gerçekte roket lülesinin çıkış hızı çıkış kesit alanı boyunca eş dağılımlı olmadığından toplam itki büyüklüğünü temsil etmez. Çıkıştaki hız dağılımının doğru ölçülmesi zordur. Bu yüzden problemi basitleştirmek için çıkış hızı eş dağılımlı kabul edilerek tek çıkış hızının tek boyutta olduğu düşünülebilir. Efektif çıkış hızı olarak tanımlanan c roketten püskürtülen ortalama yakıt hızı olarak tanımlanır ve formül 2.4 ile hesaplanır [2].

$$c = I_s g_0 = \frac{F}{\dot{m}} \quad (2.4)$$

2.2.4. İtki

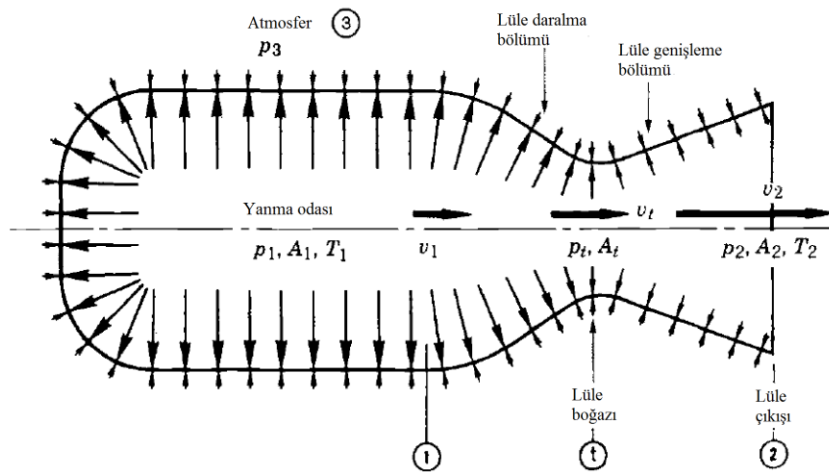
İtki roket yanma sistemi tarafından üretilen ve üzerinde bulunan araca etki eden kuvvet olarak tanımlanır. Momentum değişimine bağlı olarak itki formül 2.5 ile elde edilir. Burada itki ve kütleli debi sabit ve gaz çıkış hızı eş dağılımlı ve akseldir [2].

$$F = \frac{dm}{dt} v_2 = \dot{m} v_2 = \frac{\dot{W}}{g_0} v_2 \quad (2.5)$$

Bu itki lüle çıkış basıncının ortam basıncına eşit olduğu durumda toplam tahrik kuvvetini temsil eder. İrtifaya bağlı olarak dış basıncın ve yanma kararsızlığından kaynaklanan lüle çıkış basıncının değişmesinden dolayı lüle çıkış basıncı ile ortam basıncı arasında dengesizlik gerçekleşir. Bu yüzden toplam itki formül 2.6 ile basıncın değişmesine bağlanır [2].

$$F = \dot{m} v_2 + (p_2 - p_3) A_2 \quad (2.6)$$

Burada ilk terim momentum itkisini gösterirken ikinci terim basınç itkisini göstermektedir. Şekil 2.8’de roket basınç dağılımı gösterilmektedir [2].



Şekil 2.8. İtki Odası Basınç Dağılımı

Formül 2.4’te tanımlanan efektif çıkış hızı formül 2.7 ile sabit yakıt debisi için formül 2.7’deki gibi değiştirilir [2].

$$c = v_2 + (p_2 - p_3)A_2/\dot{m} \quad (2.7)$$

2.2.5. Karakteristik hız

Karakteristik hız olarak tanımlanan c^* değişik kimyasal roket tahrik sistemlerinin tasarım ve yakıt performanslarını kıyaslamada kullanılmaktadır. Karakteristik hız formül 2.8 ile gösterilir [2].

$$c^* = p_1 A_t / \dot{m} \quad (2.8)$$

2.2.6. Lüle boyunca izantropik akış kabulü

Daralan genişleyen lülelerde yanma odasında kazanılan termal enerjinin büyük bir bölümü kinetik enerjiye dönüştürülür. Gaz basıncı ve sıcaklığı önemli ölçüde düşer ve gaz hızı saniyede 2 mili aşacak seviyelere çıkabilir. Bu tersinir ve temelde izantropik akış sürecidir. Eğer lüle iç duvarı akışı engelleyici ya da duvar çıkıntısına sahip ise bura yerel olarak kinetik enerji tekrar termal enerjiye dönüşerek basınç ve sıcaklık yanma odasındaki durma değerine ulaşır. Bu yüzden lüle iç yüzeyi pürüzsüz olmak zorundadır.

Lüle çıkış hızı izantropik akış için enerjinin korunumu yasasına göre formül 2.9 ile elde edilir. Burada J ısının mekanik eşdeğerini, h entalpiyi ve v hızı göstermektedir [2].

$$v_2 = \sqrt{2J(h_1 - h_2) + v_1^2} \quad (2.9)$$

Bu formül hem ideal hem de ideal olmayan roketler için kullanılabilir. Sabit k değeri için bu formül aşağıdaki gibi revize edilir [2].

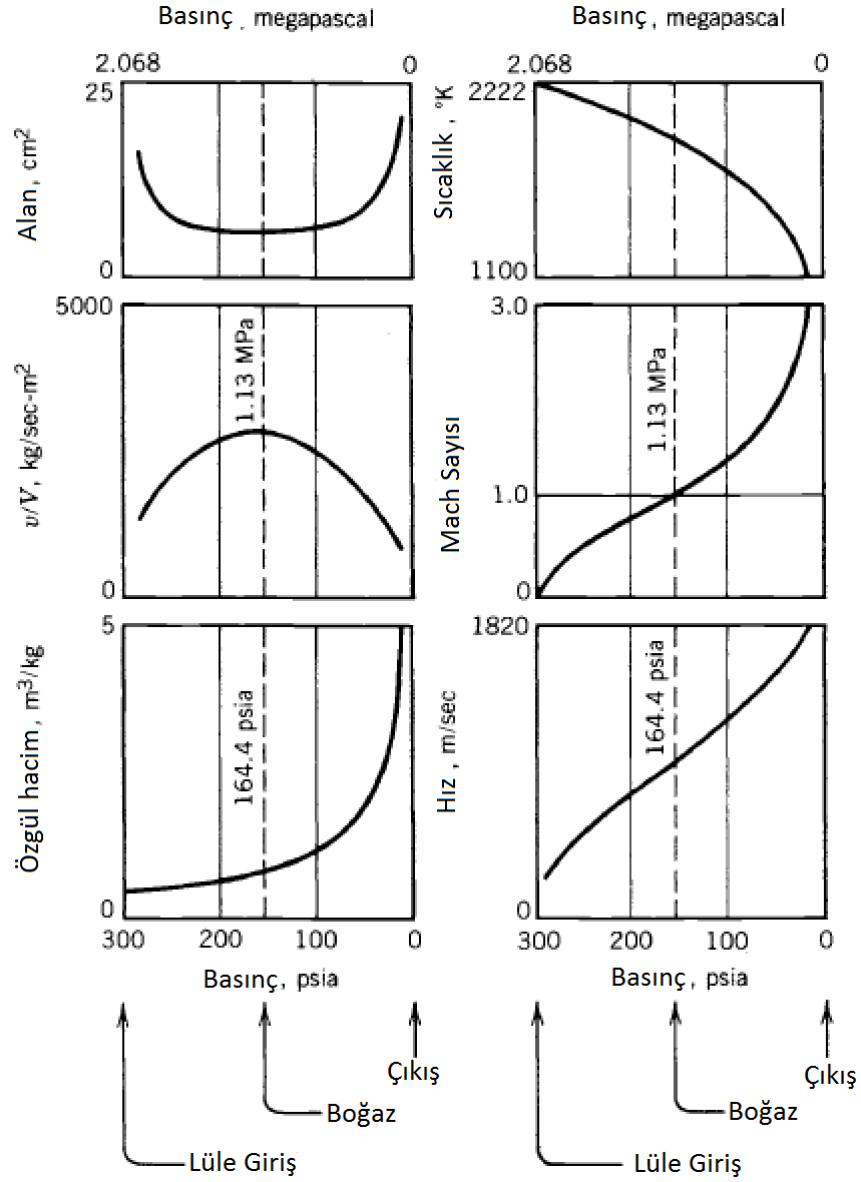
$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + v_1^2} \quad (2.10)$$

Burada v_1 yanma odasındaki durma hızını gösterdiğinden ve görece diğer bölüme göre çok küçük değere sahip olduğundan ihmal edilir. T_1 yanma odası sıcaklığı olup lüle giriş sıcaklığıdır ve izantropik akış koşulları altında durma sıcaklığından ya da yanma sıcaklığından çok küçük farklıdır. Bu yüzden durma sıcaklığı ile aynı kabul edilir. Formül 2.11’de görüldüğü gibi lüle çıkış hızı basınç oranına (P_2/P_1), özgül ısıların oranına (k), lüle girişindeki mutlak sıcaklığa (T_1) ve gaz sabitine bağlıdır. Burada R' universal gaz sabitini ve \mathfrak{M} gazın moleküler kütesini göstermektedir [34].

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\left(\frac{k-1}{k} \right)} \right]} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{R'T_0}{\mathfrak{M}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\left(\frac{k-1}{k} \right)} \right]} \quad (2.11)$$

2.2.7. Lüle akışı ve boğaz koşulu

Gerekli olan lüle alanı önce minimuma düşer daha sonra tekrar artar. De Laval adıyla anılan bu lüleler daralan yakınsak bölümü genişleyen ıraksak bölümün takip ettiği bir yapıya sahiptir. Basınca bağlı kesit alanının, sıcaklığın, özgül hacmin ve hızın lüle boyunca nasıl değiştiği Şekil 2.9’da gösterilmiştir [2].



Şekil 2.9. Lüle Boyunca Kesit Alanının Sıcaklık, Özgül Hacim ve Hızın Basınca Bağlı Tipik Değişimi

Lülede kesit alanının en düşük olduğu alana boğaz denir. Lüle çıkış alanı olan A_2 'nin boğaz alanına (A_t) oranına lüle genişleme oranı denir ve ϵ ile gösterilir [34].

$$\epsilon = \frac{A_2}{A_t} \quad (2.12)$$

Birim alanda gaz akışının maksimum olduğu bölge basınç oranlarının sadece özgül ısıların oranına (k) bağlı olduğu yer olan boğazdır. Boğazda mach sayısı 1'e eşit olduğundan boğazdaki basınç oranı formül 2.13 ile gösterilir [2].

$$\frac{p_t}{p_1} = \left[\frac{2}{(k+1)} \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.13)$$

Kritik basınç noktası olan boğazda ses hızı bire eşit olduğundan özgül hacim ve sıcaklık formül 2.14 ve formül 2.15 ile gösterilir [2].

$$V_t = V_1 \left[\frac{(k+1)}{2} \right]^{\frac{1}{k-1}} \quad (2.14)$$

$$T_t = \frac{2T_1}{k+1} \quad (2.15)$$

Boğazdaki hız ise formül 2.16'dan elde edilir [2].

$$v_t = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_1} = a_t = \sqrt{kRT} \quad (2.16)$$

Roket lülesi boyunca kütleli debi formül 2.17'den elde edilir. Burada kütleli debi boğaz alanı A_t ve yanma odası basıncı yani durma basıncı P_1 ile doğru, gaz özelliğinin fonksiyonu olan T/\mathfrak{M} 'nin kökü ile ters orantılıdır [34].

$$\dot{m} = \frac{A_t v_t}{V_t} = A_t p_1 k \frac{\sqrt{\left[\frac{2}{(k+1)} \right]^{\frac{k+1}{k-1}}}}{\sqrt{kRT_1}} \quad (2.17)$$

Süpersonik bir lüle için P_x basıncına sahip bir noktanın alanının boğaz alanına oranı formül 2.18 ile gösterilir. Burada $P_x=P_2$ olduğu durumda $A_x=A_2$, $A_t/A_x=A_t/A_2$ olacaktır ve bu denklem lüle genişleme oranı olan \mathcal{E} 'u verecektir [34].

$$\frac{A_t}{A_x} = \frac{V_t v_x}{V_x v_t} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{p_x}{p_1}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (2.18)$$

Alanda olduğu gibi herhangi bir P_x basıncına sahip bir noktanın ve boğaz bölgesinin hızları oranı formül 2.19 ile ifade edilir [34].

$$\frac{v_x}{v_t} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (2.19)$$

2.2.8. İtki ve itki katsayısı

Roket motorundan dışarıya püskürtülen gazın oluşturduğu momentum ile roket yapısı üzerinde itki kuvveti oluşur. Akış ses üstü olduğundan çıkış basıncı ortam basıncından farklı olabileceğinden momentum itkisine formül 2.20'de gösterildiği gibi basınç itkisi de eklenir [34].

$$F = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2 \quad (2.20)$$

Herhangi bir lüle için maksimum itki ortam basıncının sıfır olduğu ($p_3=0$) durum yani vakum ortamında elde edilir. Deniz seviyesinden uzay ortamına kadar itki çeşitli değerler alır. İtki ifadesini düzenlemek için optimum itki değeri ($p_2=p_3$) ve belirli k , p_1 ve A_2/A_t değerlerinde itki formül 2.21'de olduğu gibi yeniden yazılır [34].

$$F = F_{opt} + p_1 A_t \left(\frac{p_2}{p_1} - \frac{p_3}{p_1}\right) \frac{A_2}{A_t} \quad (2.21)$$

Spesifik impuls ise formül 2.22 gibi düzenlenir [2].

$$I_s = (I_s)_{opt} + \frac{c^* \epsilon}{g_0} \left(\frac{p_2}{p_1} - \frac{p_3}{p_1} \right) \quad (2.22)$$

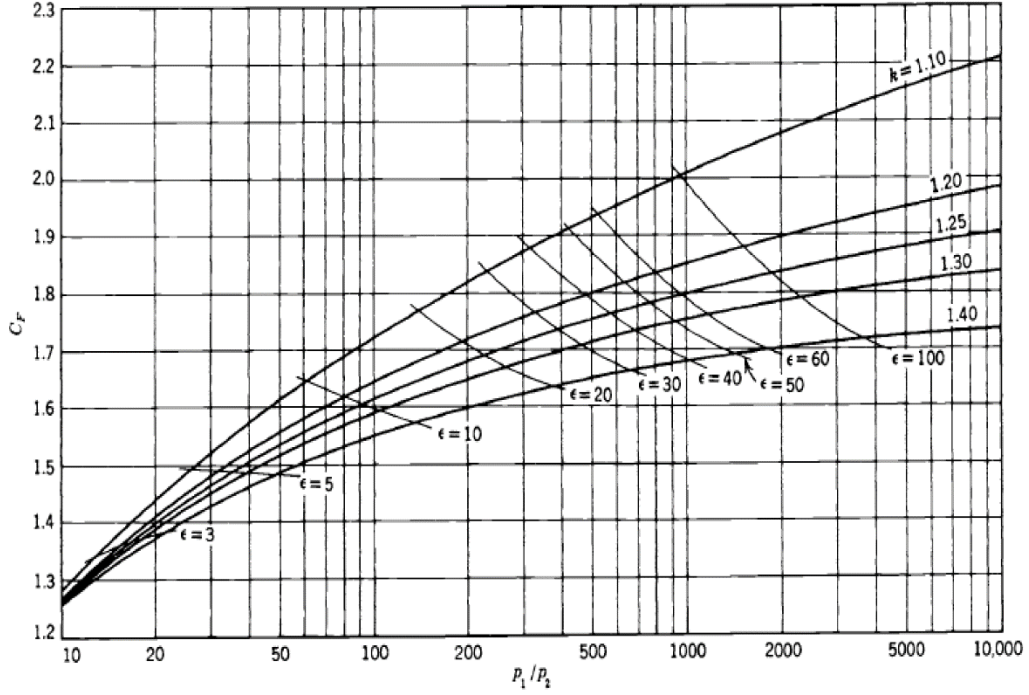
İtki denklemi izantropik akışa göre genişletilerek aşağıdaki şeklini alır. Bu formülün ilk hali bütün roketler için kullanılan halidir. İkinci hali ise genişleme süreci boyunca sabit bir k değerine sahip ideal roketler için kullanılır. Bu formül gösteriyor ki itki, boğaz alanı (A_t) ve yanma odası basıncı ya da lüle giriş basıncı (p_1) ile doğru orantılıdır ve basınç oranı (p_1/p_2), özgül ısılar oranı (k) ve basınç itkisinin bir fonksiyonudur. Bu formül ideal itki formülü olarak adlandırılır ve formül 2.22 ile gösterilir [2].

$$\begin{aligned} F &= \frac{A_t v_t v_2}{V_t} + (p_2 - p_3) A_2 \\ &= A_t p_1 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + (p_2 - p_3) A_2 \end{aligned} \quad (2.22)$$

İtki katsayısı (C_F) itkinin boğaz alanı ve lüle giriş basıncına bölünmesi olarak tanımlanır ve formül 2.23 ile gösterilir. İtki katsayısı gaz özelliğinin, alan oranının ve basınç oranının bir fonksiyonu olup sıcaklıktan bağımsızdır. Sabit basınç oranı için $P_2=P_3$ durumunda itki ve itki katsayısı maksimum değere sahiptir. Bu maksimum değer roket tasarımında optimum itki katsayısı olarak bilinir [2].

$$\begin{aligned} C_F &= \frac{v_2^2 A_2}{p_1 A_t V_2} + \frac{p_2 A_2}{p_1 A_t} - \frac{p_3 A_2}{p_1 A_t} \\ &= \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{(p_2 - p_3) A_2}{p_1 A_t} \end{aligned} \quad (2.23)$$

Deneysel olarak elde edilen sonuçlara göre, itki katsayısının (C_F) çeşitli özgül ısılar oranına (k), basınç oranına (p_1/p_2) ve lüle alan oranına (ϵ) bağlı değişimi Şekil 2.10'da görülebilir [2].



Şekil 2.10. İtki Katsayısının Özgül Isılar Oranına, Lüle Genişleme Oranına ve Basınç Oranına Bağlı Değişimi

İtki katsayısı kullanılarak itki formülü formül 2.24'te olduğu gibi daha basit bir hale getirilebilir [2].

$$F = C_F A_t p_1 \quad (2.24)$$

3. SIVI YAKITLI ROKET MOTORU İÇİN İTKİ ODASI TASARIMI

3.1. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru Yakıtları

Sıvı yakıt terimi sıvı oksijen, sıvı flor, nitrik asit gibi sıvı oksitleyiciyi ve sıvı hidrojen, alkol gibi sıvı yakıtı tanımlamaktadır. Roket motoru tasarımında yakıt seçimi en önemli adımlardan biridir. Yakıt seçimi toplam motor performansını ve her bir parçanın tasarım kriterini önemli ölçüde etkilemektedir. Yakıt seçimi fiyat, sağlanabilirlik, kullanılabilirlik ve depolana bilirlikten etkilenmektedir. Sıvı yakıtlı roket yakıtları, tekil yakıtlar (monopropellants), çift yakıtlar (bipropellants), kriyojenik yakıtlar (cryogenic) ve depolanabilir yakıtlar olarak sınıflandırılmaktadır [34].

3.1.1. Tekil yakıtlar (monopropellants)

Tekil yakıtlar, oksitleyici ve yakıtı içinde bulunduran tek bir yakıt ya da oksitleyici ve yakıt karışımı olarak tanımlanır. Hidrojen peroksit, hidrazin ve metil nitrat tekil yakıtlara örnek verilebilir. Tekil yakıtlar atmosfer koşullarında stabil olmalarına karşın ısıtıldıklarında veya kataliz edildiklerinde çözünürler ve yanma odası için sıcak gaz ürününe dönüşürler. Genellikle tekil yakıtlar, tank kapasitesi, akış kontrolü, geri besleme tesisatı ve enjeksiyon konularında basitlik sağlarken kullanılmakta olan hidrojen peroksit görece düşük performans sağlamaktadırlar. Yüksek performans sağlayan metil nitrat ise stabil olmadığı gibi roket teknolojisinde güvenli olarak düşünülmemektedir [34].

3.1.2. Çift yakıtlar (bipropellants)

Çift yakıtlı roket motoru yakıtları bir yakıtın oksitleyici diğerinin ise yanıcı olarak kullanıldığı iki ayrı yakıttan oluşmaktadır. Oksitleyici sıvı ve yanıcı sıvı yakıt yanma odasına kadar karışmadan iki ayrı tankta tutulurlar. Yüksek performans ve güvenli olmaları günümüzde sıvı yakıtlı roketlerde en çok tercih edilmelerini sağlamıştır. Birçok çift yakıtlı roketlerin yanma odasında, kimyasal piroteknik ateşleyici, elektrikli kıvılcım bujisi, kendiliğinden ateşlenen sıvılar (piroforik sıvılar) ve küçük yanma odasından gelen sıcak gaz ile ateşlemesi gerçekleşmektedir. Diğer çift yakıtlı roketlerde ise yanıcı ve oksitleyici sıvıların karışımı ile kendiliğinden gerçekleşmektedir. Bu kendiliğinden alev alan gazlar hipergolik gazlar olarak adlandırılmaktadır ve ateşlemeyi oldukça basitleştirmektedir. Fakat bu aynı zamanda tehlikeyi de barındırmaktadır. Yanlışıklıkla

yanma odasının dışında tank ya da tesisat hatalarından dolayı yanıcı ve oksitleyici sıvının karışması büyük patlamalara yol açacağından hipergolik yakıt kullanımına uygun sistem tasarımı yapılmalıdır [34].

3.1.3. Kriyojenik (cryogenic) yakıtlar

Oksijen (-183 °C) ya da hidrojen (-253 °C) gibi çok düşük sıcaklıklarda sıvılaştıran gazlar kriyojenik yakıtlar olarak adlandırılmaktadır. Roket motorlarında en yaygın kullanılan kriyojenik yakıtlar ise sıvı oksijen, sıvı hidrojen, sıvı flor ve oksijen diflorürdür. Kriyojenik yakıtlarda depolama ve kullanma problemleri vardır. Depolama süresine ve kriyojenik yakıtın tipine bağlı karmaşıklıktan doğan buharlaşma kayıplarını minimize etmek için yalıtımın detaylandırılması sağlanmalıdır [34].

3.1.4. Depolanabilir yakıtlar

Kriyojenik yakıtların tersine depolanabilir yakıtlar, belirli bir sıcaklık ve basınç aralığında stabildirler ve reaksiyona girmeyecek yapı malzemeleri ile yapılmış tanklarda uzun yıllar kalabilirler. Son yıllarda askeri alanda olduğu gibi üst kademe uzay araçlarında kullanımı yaygınlaşmıştır [34].

Sıvı yakıtlı roket motorlarında kullanılan yakıtlar Tablo 3.1’de verilmiştir.

Tablo 3.1. Sıvı Yakıtlı Roket Motorlarında Kullanılan Yakıtlar

Yakıt	Formül	Kullanım	Molar Ağırlık	Donma Noktası (°F)	Kaynama Noktası (°F)	Buhar Basıncı (psia)	Yoğunluk (gm/cc)	Kararlılık	İşleme Tehlikesi	Depolama bilirlilik	Uyumlu Olduğu Malzemeler	Fiyat (\$/lb)
Anilin	C ₆ H ₅ NH ₂	Yakıt, soğutucu	93.2	21	364	160° F ta 0.25	68° F ta 1.022	İyi	İyi	İyi	Al., çelik, teflon, Kel-F	...
Bromin Penta florit	BrF ₅	Oksitleyici, soğutucu	174.9	-8.5	104.5	160° F ta 41	68° F ta 2.48	800° F a kadar	Yakıtla reaksiyon	İyi	Al. Alaşımı, 18-8 paslanmaz çelik, nikel alaşımı, bakır, teflon	4.75
Clorin Tri florit	Cl F ₃	Oksitleyici	92.5	-105.4	53.15	140° F ta 80	68° F ta 1.825	600° F a kadar	Zehirli	140° F altında iyi	Al. Alaşımı, 18-8 paslanmaz çelik, nikel alaşımı, bakır, teflon	0.50-2.50
%92.5 Etil Alkol	C ₂ H ₅ OH	Yakıt, soğutucu	41.25	-189	172	160° F ta 13	60° F ta 0.81	İyi	Yanıcı	130° F altında iyi	Al., çelik, nikel alaşımı, teflon, Kel-F, polietilen	0.15
Hidrazin	N ₂ H ₄	Yakıt, oksitleyici, soğutucu	32.05	34.5	235.4	160° F ta 2.8	68° F ta 1.01	300° F a kadar	Zehirli, yanıcı	İyi	Al., 304.307 paslanmaz çelik, teflon, Kel-F, polietilen	0.50-3.00
%95 Hidrojen Peroksit	H ₂ O ₂	Tekil yakıt, oksitleyici, soğutucu	32.57	21.9	294.8	77° F ta 0.05	77° F ta 1.414	285° F ta bozulma karalı değil	Cilt için zehirli, yanıcı	Yılda %1 bozulma	Al., paslanmaz çelik, teflon, Kel-F	0.50
%98 Hidrojen Peroksit	H ₂ O ₂	Tekil yakıt, oksitleyici, soğutucu	33.42	27.5	299.2	77° F ta 0.043	77° F ta 1.432	285° F ta bozulma karalı değil	Cilt teması için tehlikeli, yanıcı	Yılda %1 bozulma	Al., paslanmaz çelik, teflon, Kel-F	1.00
Hidin (%40 deta, %60 UDMH)	NH(C ₂ H ₄ NH ₂) ₂ , (CH ₃) ₂ NNH ₂	Yakıt, soğutucu	72.15	-65	140-400	160° F ta 16.5	60° F ta 0.855	İyi	Zehirli	İyi	Al., paslanmaz çelik, teflon, Kel-F	0.5-2.00

Tablo 3.1. Sıvı Yakıtlı Roket Motorlarında Kullanılan Yakıtlar (devam)

IRFNA	% 82 HNO ₃ , % 15 NO ₂ , % 2 H ₂ O, % 1HF	Oksitleyici, soğutucu	55.9	-57	150	160° F ta 17.3	68° F ta 1.57	İyi	Zehirli, cilt teması için tehlikeli	İyi	Al., paslanmaz çelik, teflon, Kel- F, polietilen	0.08- 0.10
JP-4 (jet yakıtı)	C ₉ H ₆₆ H ₁₈	Yakıt, soğutucu	128	-76	270-470	160° F ta 7.2	60° F ta 0.747- 0.825	İyi	Buhar patlayıcı	İyi	Al., çelik, nikel alaşımı, neopren, teflon, Kel-F	0.015
MMH (mono metil hidrazin)	CH ₃ NH-NH ₂	Yakıt, soğutucu	46.08	-63	187	160° F ta 8.8	68° F ta 0.878	İyi	Zehirli	İyi	Al., 304.307 paslanmaz çelik, teflon, Kel-F, polietilen	0.62- 6.25
Nitrojen Tetra oksit	N ₂ O ₄	Oksitleyici	92.02	11	70	160° F ta 111	68° F ta 1.44	Sıcaklığa bağlı	Çok zehirli, cilt teması için tehlikeli	Kuruyken iyi	Al., paslanmaz çelik, nikel alaşımı, teflon	0.075
Penta boran	B ₅ H ₉	Yakıt	63.17	-52.28	140.11	160° F ta 19	68° F ta 0.61	İyi	Çok zehirli, hava ile teması patlayıcı	İyi	Al., çelik, bakır, teflon, Kel-F, Viton A	2.50- 5.00
Propil Nitrat	C ₃ H ₂ NO ₃	Yakıt, soğutucu	105.09	-130.9	231	160° F ta 3.7	68° F ta 1.06	Orta	Şoka duyarlı	İyi	Al., paslanmaz çelik, teflon, Kel- F	...
RP-1 (roket yakıtı)	F25576B	Yakıt, soğutucu	165-195	-47 den -64	342-507	160° F ta 0.33	68° F ta 0.8-0.82	470° F ta otomatik ateşlenme	Yanıcı	İyi	Al., çelik, nikel alaşımı, bakır, teflon, Kel-F, neopren	0.015
TEA (tri etil alüminyum)	(C ₂ H ₅) ₃ Al	Yakıt, başlatıcı	114.15	-49.9	381	160° F ta 0.40	68° F ta 0.836	400° F tan sonra bozulma	Hava ile temasta ateşlenme	İyi	Al., çelik, bakır, teflon	...

Tablo 3.1. Sıvı Yakıtlı Roket Motorlarında Kullanılan Yakıtlar (devam)

TMA (tri metilamin)	$(CH_3)_3N$	Yakıt	59.11	-179	37	160° F ta 108	68° F ta 0.603	İyi	İyi	İyi	Al., çelik, bakır, teflon	...
TMB-1, 3-D (tetra metilbütan-1,3-di amin)	$(CH_3)_2N-CH_2-CH_2-CH-N(CH_3)_2C^H_3$	Yakıt, soğutucu	144.2	-131	320	160° F ta 1.32	68° F ta 0.795	500° F ta 1 saat kararlı	İyi	Al., 347 paslanmaz çelik, polietilen	...
TNM (tetra nitrometan)	$C(NO_2)_4$	Oksitleyici	196.04	57.3	259	165° F ta 2.38	68° F ta 1.64	Termal kararsızlık	Şoka duyarlı	100° F altında iyi	Al., hafif çelik, teflon, Kel-F	0.30
UDMH (simetrik olmayan di metil hidrazin)	$(CH_3)_2NNH_2$	Yakıt, soğutucu	60.08	-72	146	160° F ta 17.6	68° F ta 0.789	İyi	Zehirli	İyi	Al., paslanmaz çelik, teflon, Kel- F	0.50- 2.00
WFNA (beyaz dumanlı nitrik asit)	%97.5 HNO, %2 H ₂ O, %0.5 NO ₂	Oksitleyici, soğutucu	59.9	-45	186	160° F ta 9.09	68° F ta 1.46-1.52	100° F tan sonra bozulma	Zehirli, cilt teması için tehlikeli	Orta	Al., paslanmaz çelik, teflon, Kel- F, polietilen	0.15
Amonyak	NH ₃	Yakıt, soğutucu	17.03	-108	-28	160° F ta 500		0.683	İyi	Zehirli, yanıcı	Al., çelik, kurşun, teflon, Kel-F, Vitron A	0.04
Sıvı Flor	F ₂	Oksitleyici	38.00	-364	-307	808	-200.5	1.509	İyi	Çok zehirli, yanıcı	Al., 300 serisi paslanmaz çelik, nikel alaşımı, pirinç	6.00

Tablo 3.1. *Sıvı Yakıtlı Roket Motorlarında Kullanılan Yakıtlar (devam)*

Sıvı Hidrojen	H ₂	Yakıt, soğutucu	2.016	-434.6	-422.9	187.8	-400.3	0.071	İyi	Yanıcı	pazlanmaz çelik, nikel alaşımı, Al. Alaşımı, Kel-F	7.00
Sıvı Oksijen	O ₂	Oksitleyici	32.00	-362	-297.4	735	-182	1.142	İyi	İyi	Al., paslanmaz çelik, nikel alaşımı, bakır, teflon, Kel-F	0.05
Oksijen Di florit	OF ₂	Oksitleyici	54.00	...	-299	719	-72.3	1.521	İyi	Çok zehirli, yanıcı	Al., 300 serisi paslanmaz çelik, nikel alaşımı, pirinç	...
Ozon	O ₃	Oksitleyici	48.00	-420	-168	804	10.2	1.46	%20 üstü ptlayıcı	Çok zehirli, yanıcı	Al., 300 serisi paslanmaz çelik, teflon, Kel-F	...

3.2. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru İçin Yakıtı Seçimi

Yakıt ya da yakıt kombinasyonları seçimi yaparken yakıtın avantajlarının yanında dezavantajlarının da düşünülmesi gerekmektedir. Yakıt seçimi yaparken aşağıdaki temel kriterlere dikkat edilmesi gerekmektedir [34].

- Yüksek spesifik impuls elde edebilmek için küçük moleküler ağırlıkta ve yakıtın birim kütleye verdiği enerjinin yüksek olması,
- Ateşlemesi kolay,
- Stabil yanma,
- Geri besleme ve tankların boyut ve ağırlıklarını minimuma indirmek için yüksek yoğunluklu ya da yüksek yoğunluklu impuls,
- Yanma odası ve lüle için soğutucu olarak kullanılabilirlik (yüksek spesifik ısı, yüksek ısı iletim ve yüksek kritik sıcaklık özelliklerinin optimum kombinasyonu)
- Düşük tank ağırlığı ve pozitif pompa emme başlığı gereksinimi için makul seviyede düşük buhar basıncı,
- Düşük sıcaklıklarda motor çalışmalarını kolaylaştırmak için düşük donma noktası,
- Motorun yapısal malzemesi ile uyumu açısından korozyon etkisinin olmaması,
- Depolana bilirlilik açısından yüksek kaynama noktası ve depolanma sırasında bozulmalara karşı dayanım,
- Geri besleme sistemi ve enjeksiyonda oluşan basınç düşüşünü minimize etmek için düşük viskozite,
- Patlama ve yangın tehlikesini minimize etmek için yüksek termal ve şok stabili,
- Ham yakıtın, dumanın ve yanma odası ürünlerinin düşük zehirliliği,
- Düşük maliyet,
- Ulaşılabilirlik.

3.3. Sıvı Yakıtlı Roket Motoru İçin Yanma Odası ve Lüle Tasarımı

Yakıt tipi, itki seviyesi, yanma odası basıncı, C_f , c^* ve I_s gibi ana operasyon parametreleri motor sistem gerekliliklerinden ve performans hesaplarından belirlendikten sonra itki odasının temel bir boyutu olan A_t formül 3.1'den elde edilir. Boğaz alanı A_t ya da boğaz çapı D_t genellikle itki odası tasarımının başlangıç noktası

olarak görülür. Yanma odası ve lüle bölümü genellikle itki odası gövdesi olarak bütün olarak tasarlanır. Hafiflik ve kolay üretim için itki odaları rotasyona ve yumuşak geçişlere sahip duvar yüzeyleri ile basınç tüplerini andırır bir şekilde tasarlanmalıdır [34].

$$F = C_F A_t p_1 \quad (3.1)$$

3.3.1. Yanma odası hacminin hesaplanması

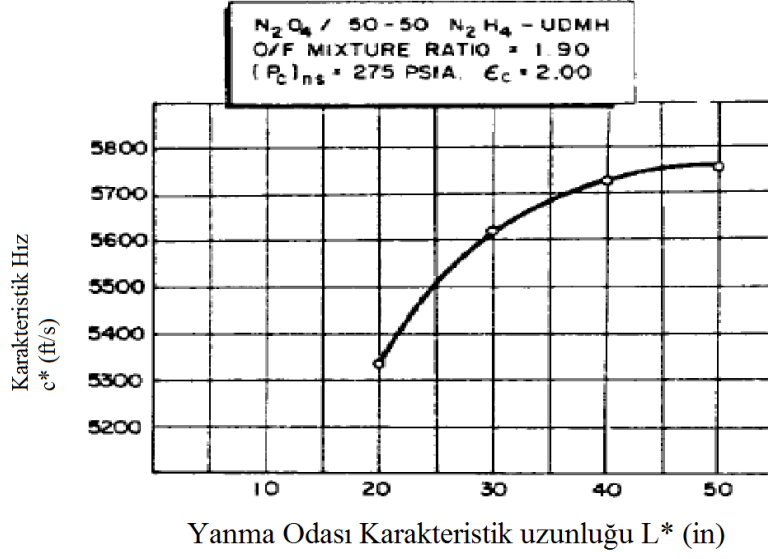
Yanma odası, yakıtın lüleye girmeden önce tamamen karışmasını ve yanmasını sağlamak için yeterli bir süre içinde tutan bir örtü vazifesi görmektedir. Yanma odası hacmi bu yüzden yanma verimi üzerinde kesin bir etkiye sahiptir. Teorik olarak gerekli olan yanma odası hacmi yakıtın kütleli debisinin ve onların ortalama yoğunluğunun ve verimli yanama için ihtiyaç duyulan kalma süresinin bir fonksiyonudur. Bu bağıntı aşağıdaki formül 3.2’de verilmiştir [34].

$$V_c = \dot{m} V t_s \quad (3.2)$$

Burada V_c yanma odası hacmi, \dot{m} yakıt kütleli debisi, V ortalama spesifik hacim ve t_s yakıt kalma süresi olarak tanımlanır. Karakteristik uzunluk olarak tanımlanan L^* yakıt kalma süresinin belirlemede kullanılabilir. L^* yanma odasının hacminin lüle boğaz alanına oranı olarak tanımlanır ve aşağıdaki gibi ifade edilir [34].

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} = \frac{\dot{m} V t_s}{A_t} \quad (3.3)$$

Bir deneysel yanma odasında L^* ın c^* üzerine olan etkisi Şekil 3.1’de gösterilmiştir. c^* değeri asimptotik maksimuma kadar L^* ile artmaktadır [34].



Şekil 3.1. Karakteristik Hızın Yanma Odası Karakteristik Uzunluğa Bağlı Değişimi

Aşağıdaki nedenlerden dolayı L^* in bir noktadan sonra artırılması toplam motor sistem performansını düşürmektedir [34].

- Daha uzun L^* daha büyük itki odası hacmine ve ağırlığına neden olduğundan,
- Daha uzun L^* soğutulmaya ihtiyaç duyan daha büyük yüzey alanı yarattığından,
- Daha uzun L^* yanma odasında daha çok sürtünme kayıplarına yol açtığından.

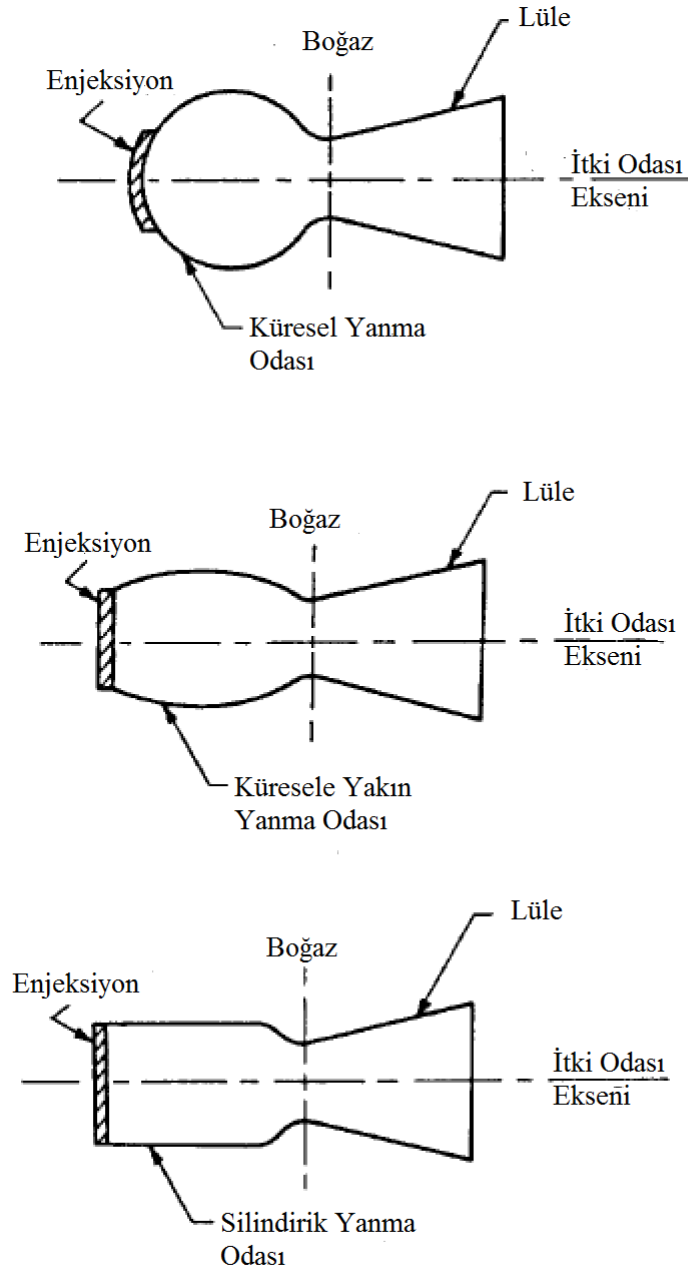
Gerçek tasarım pratiğinde optimizasyon analizleri yeterli yanma için mümkün olan en küçük L^* değerini belirlemek için gerçekleştirilir. Deneysel yanma odası verilerine göre çeşitli yakıtlar için alınması gereken yanma odası karakteristik uzunluğu L^* değerleri aralığı tablo 3.2’de verilmiştir. Bu değerler ve A_t değeri kullanılarak formül 3.3’den yanma odası hacmi V_c hesaplanabilir [34].

Tablo 3.2 *Çeşitli Yakıtlar İçin Önerilen Yanma Odası Karakteristik Uzunluk L* Değer Aralığı*

Yakıt bileşimi	Yanma odası karakteristik uzunluğu L* (in)
Klor triflorür / hidrazin – temel yakıt	30-35
Sıvı flor / hidrazin	24-28
Sıvı flor / sıvı hidrojen (GH ₂ püskürtme)	22-26
Sıvı flor / sıvı hidrojen (LH ₂ püskürtme)	25-30
Hidrojen peroksit / RP-1 (katalist yatak içeren)	60-70
Nitrik asit / hidrazin – temel yakıt	30-35
Nitrojen tetraoksit / hidrazin – temel yakıt	30-35
Sıvı oksijen / amonyum	30-40
Sıvı oksijen / sıvı hidrojen (GH ₂ püskürtme)	22-28
Sıvı oksijen / sıvı hidrojen (LH ₂ püskürtme)	30-40
Sıvı oksijen / RP-1	40-50

3.3.2. Yanma odası şekli

Formül 3.3'ten görülebileceği gibi yakıt kalma süresi t_s yanma odası şeklinden bağımsızdır. Teorik olarak istenilen bir yanma odası hacmi için yanma odası şekli herhangi bir şekilde olabilir. Fakat gerçek tasarımda yanma odası için seçilecek şekiller sınırlıdır. Boyu uzun ve dar kesit alanlı yanma odası daha yüksek izantropik olmayan gaz akışı basınç kayıplarına neden olmaktadır. Öte yandan boyu kısa ve geniş kesit alanlı yanma odası, yakıt atomizasyonu ya da buharlaşma alanını büyüttüğünden verimli yanma için gerekli olan karışım ve yanma alanını küçültmektedir. Ayrıca yanma odası tasarımında ısı transferi, yanma kararlılığı, ağırlık ve kolay üretilirlik gibi diğer faktörler de göz önünde bulundurulmalıdır. Yaygın olarak üç temel yanma odası şekli kullanılmaktadır. Bunlar şekil 3.2'de gösterildiği gibi küresel, küresele yakın ve dairesel yanma odalarıdır [34].



Şekil 3.2. Yanma Odası Şekilleri

Küresel yanma odası küçük yüzey alanı hacim oranına sahiptir. Eşit malzeme dayanımı ve yanma odası basıncı için küresel yanma odası yapısal duvar kalınlığı silindirik yanma odasına göre daha incedir. Bu yüzden aynı hacimde küresel ve küresele yakın yanma odası silindirik yanma odası ile kıyaslandığında soğutulması gereken yüzey alanı ve ağırlık bakımından daha avantajlıdır. Ancak küresel yanma odası

üretimi çok daha zordur ve birçok çalışma koşulunda silindirik yanma odasına göre daha düşük performansa sahiptirler [34].

Silindirik yanma odası tasarımında belirli bir A_t ve L^* için daralma alanı oranı olan ε_c ($\varepsilon_c=A_c/A_t$) aşağıdaki faktörlere göre optimize edilebilir [34].

- Yanma odası performansının enjeksiyon tasarımı ile birleşmesi
- Yanma odası gaz akışının basınç düşüşü
- Yanma odası duvarının soğutma gereklilikleri
- Yanma odası kararlılığı
- Ağırlık
- Üretim kolaylığı

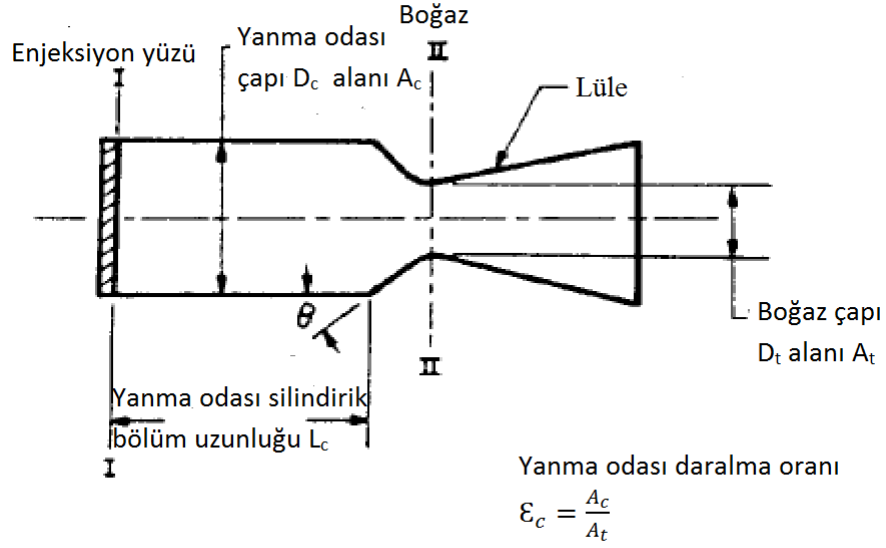
Basınçlandırılmış-gaz geri beslemeli, düşük itkili motor sistemlerinde genellikle daralma alanı oranı ε_c 2 ile 5 arasında değer almaktadır. Turbo pompa geri beslemeli, yüksek itkili ve yüksek yanma odası basınçlı motor sistemlerinde ise bu değer 1.3 ile 2.5 arasındadır [34].

Temel silindirik yanma odası elemanları şekil 3.3'te gösterildiği gibi tanımlanmıştır. Tasarım pratiğinde, yanma odası hacmi enjeksiyon yüzeyi olan I-I ile lüle boğazı düzlemi II-II arasında kalan bölge olarak tanımlanır. Yanma odası hacminin yaklaşık değeri aşağıdaki denklem ile ifade edilir [34].

$$V_c = A_t \left[L_c \varepsilon_c + \frac{1}{3} \sqrt{\frac{A_t}{\pi}} \cot \theta (\varepsilon_c^{1/3} - 1) \right] \quad (3.4)$$

Enjeksiyon yüzeyini de içine alan toplam yanma odası duvarı yüzey alanı yaklaşık olarak aşağıdaki denklem ile ifade edilir [34].

$$\text{toplam yüzey alanı} = 2L_c \sqrt{\pi \varepsilon_c A_t} + \csc \theta (\varepsilon_c - 1) A_t \quad (3.5)$$



Şekil 3.3. Temel Silindirik Yanma Odası Elemanları

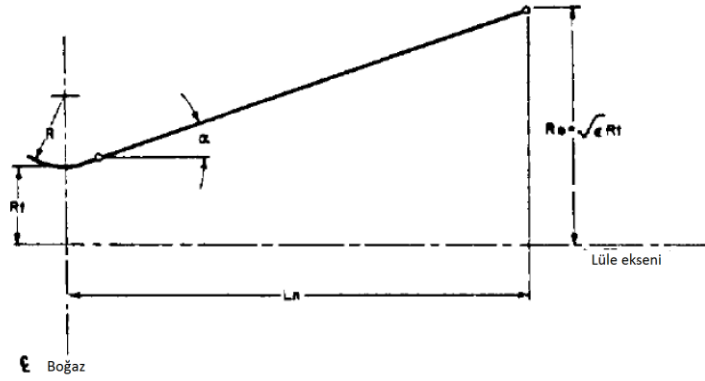
3.3.3. Lüle şekli

Hemen hemen tüm roketler lüleleri daralan-genişleyen (De Laval) şeklindedir. Roket lülesinin daralan kısmında gaz akışı hızının görece daha düşük olmasından dolayı, düzgün ve iyi yuvarlatılmış daralan bölgede enerji kayıpları düşük olacaktır. Aksine, çok yüksek akış hızını barındırdığından genişleme bölgesinin konturu performans açısından çok büyük öneme sahiptir. Belirli bir genişleme alan oranı için optimum lüle şeklinin seçimi genellikle aşağıdaki tasarım faktörlerinden ve amaçlarından etkilenir [34].

1. Maksimum momentum vektörü için lüle çıkışında düzgün aksel gaz akışı
2. Lülede minimum ayrılma ve türbülans kayıpları
3. Minimum alan, ağırlık, duvar sürtünme kaybı ve soğutma ihtiyaçları için olabilecek en kısa lüle uzunluğu
4. Üretim kolaylığı

3.3.3.1. Konik lüle

Birçok açıdan tatmin edici özelliklere sahip olduğu için konik lüle ilk roket uygulamalarında yaygın olarak kullanılmıştır. Yüksek ve düşük genişleme alanı oranı için yeniden lüle kontur tasarımı gereksinimi olmaması ve kolay üretimi konik lülenin öne çıkan avantajlarındandır. Tipik bir konik lülesinin şekli şekil 3.4'te gösterilmektedir. Lüle boğaz bölümü boğaz yarıçapı olan R_t nin 0.5 ila 1.5 katı arasında değişen R yarıçapında dairesel yay kontörüne sahiptir. Lüle konik daralma yarı açısı 20° ile 45° arasında değişmektedir. Konik genişleme yarı açısı α ise 12° ile 18° arasında değişmektedir [34].



Şekil 3.4. Konik Lüle Genel Şekli

Konik lüle bölümünün uzunluğu aşağıdaki formül 3.6 ile hesaplanır [34].

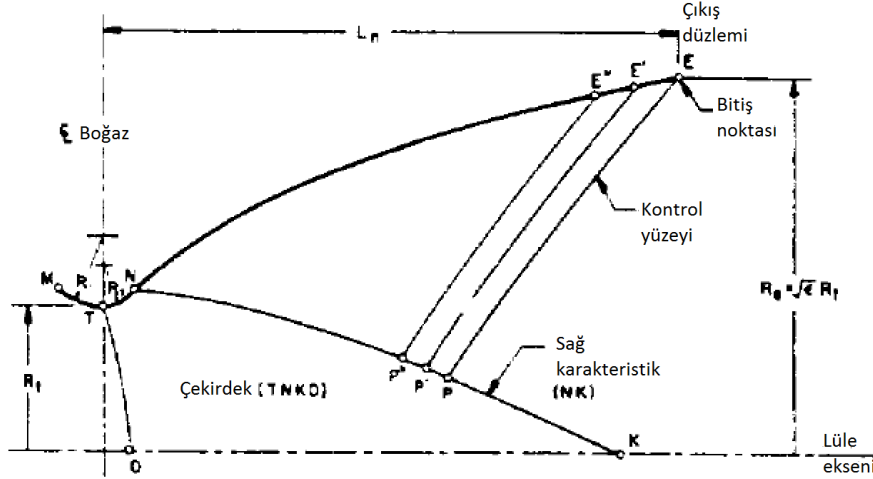
$$L_n = \frac{R_t(\sqrt{E} - 1) + R(\sec \alpha - 1)}{\tan \alpha} \quad (3.6)$$

Ağırlık, uzunluk ve performans açısından iyi sonuçlar elde edildiğinden 15° genişleme yarı açısı konik lüle için neredeyse standart hale gelmiştir [34].

3.3.3.2. Çan Şekilli Lüle

Performansı artırmak ve uzunluğu kısaltmak için çan şeklinde lüle geliştirilmiştir. Bu lüle tasarımı genişleme bölgesinin ilk kısmında hızlı genişlemeye ya da dairesel

akışa neden olduğundan lüle çıkışında düzgün ve aksenal akış sağlamaktadır. Duvar kontörü yeterince yavaş değiştiğinden oblik şok görülmez. Şekil 3.5 çan şekilli lülenin kontörünü göstermektedir [34].

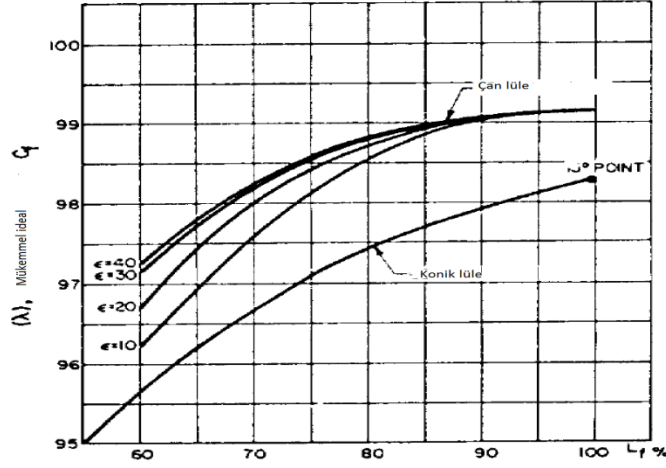


Şekil 3.5. Çan Şekilli Lüle Kontörü

Burada R_1 lüle boğazının yukarı akışı için MT kontörü boyunca seçilmiş bir dairesel yayın yarıçapıdır. TNE kontörü lülenin genişleme bölümünü göstermektedir. İlk genişleme TN kontörü boyunca gerçekleşir ve NE kontörü boyunca akış yönü eksenele döner. Tasarım kolaylığı için TN kontörü daha küçük yarıçap olan R_2 dairesel yarıçapa sahiptir. Sıkıştırılabilir akış teorisine göre transonik akış analizi kullanılarak, sabit Mach sayısı çizgisi TO boğazda olduğu tanımlanır. TO ve katı sınır TN boyunca verilen akış durumu gaz dinamiğinde geliştirilmiş karakteristik metot ile çekirdek akış bölgesi olan TNKO üretilebilir. Roket lüle kontörünün çekirdeği, boğaz koşulları ile belirlenmiş süpersonik akış alınının oranına göre tanımlanır. TNKO çekirdeğinin sağ karakteristik çizgisi olan NK ve TN kontörü boyunca N noktasının konumu spesifik tasarım kriterlerine göre belirlenir. NE kontörü boyunca bitiş noktası olan E'nin konumu belirli lüle genişleme oranına ve lüle uzunluğuna göre belirlenir [34].

Genellikle 15° genişleme yarım açılı konik lüle bir standart olarak çan şekilli lüleyi belirlemede kullanılır. Örneğin % 80 çan şekilli lülenin uzunluğu (boğazdan çıkışa kadar olan uzunluk) eşit boğaz alanına, boğaz altı yarıçapına ve genişleme oranına sahip 15° genişleme yarım açılı konik lülenin uzunluğunun % 80 ya da 0.8 katıdır. Çan şekilli lülelerde % 80'in üstündeki uzunluklarda özellikle ağırlık kıstası göz

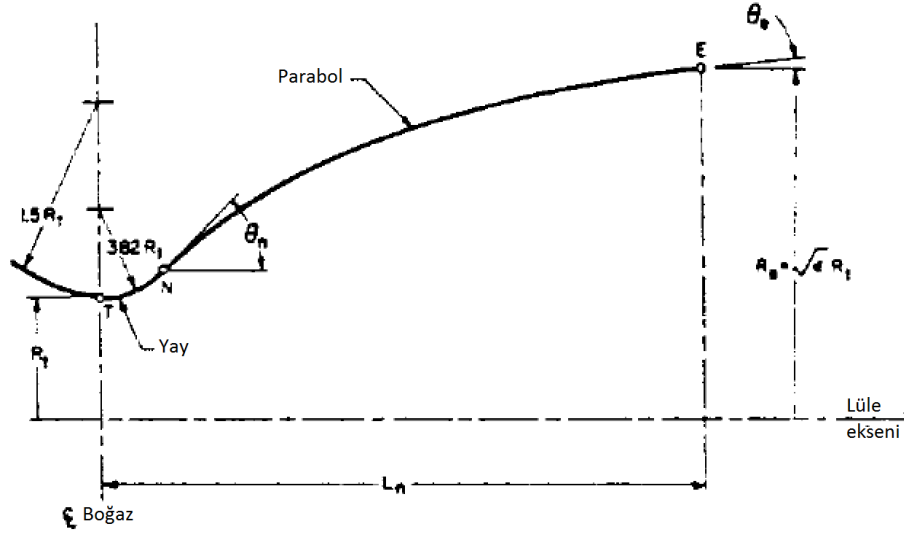
önünde bulundurulunca performansa önemli katkıda bulunmazlar. Şekil 3.6'da çan şekilli lülenin değişen yüzde değerleri ile konik lülenin uzunluğa bağlı performans değerleri karşılaştırılmıştır [34].



Şekil 3.6. Çan Şekilli Lüle ile Konik Lülenin Karşılaştırılması

3.3.3.3. Çan şekilli lülede parabolik yaklaşım

Çan şekilli lülede optimum itkiye yakın kontur için uygun yollardan biri parabolik yaklaşımdır. Çan şekilli lülede parabolik yaklaşımı tasarım biçimi Şekil 3.7'de gösterilmektedir. T noktasının yukarı yönlü lüle akış konturu $1.5R_t$ yarıçaplı bir yaydır. Lüle genişleme bölümü T ve N noktaları arasında $0.382R_t$ yarıçaplı yay ve N ve E noktaları arasında parabolden oluşmaktadır [34].

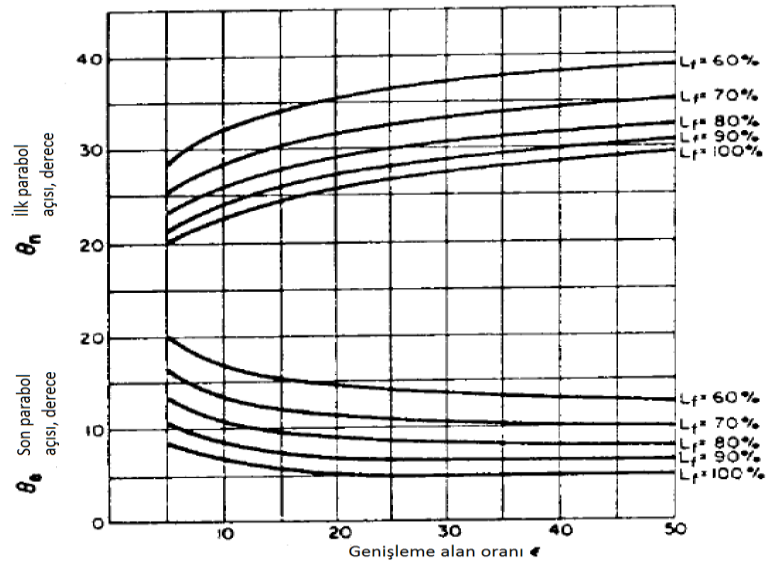


Şekil 3.7. Çan Şekilli Lülede Parabolik Yaklaşım Kontörü

Spesifik bir lüle tasarımı için aşağıdaki verilerin biliniyor olması gerekmektedir [34].

- Boğa çapı, D_t
- Boğazdan çıkışa kadar olan lüle aksenal uzunluğu, L_n
- Genişleme alan oranı, ϵ
- Parabolün ilk duvar açısı, θ_n
- Lüle çıkış duvar açısı, θ_e

Çan şekilli lülelerde parabol duvar açılarının (θ_n , θ_e) genişleme oranıyla değişiminin deneysel verilere göre grafiği Şekil 3.8’da verilmiştir. Çan şekilli lülelerde parabolik yaklaşıma göre tasarımı yapılacak lülenin parabol açıları bu veriler kullanılarak oluşturulur [34].

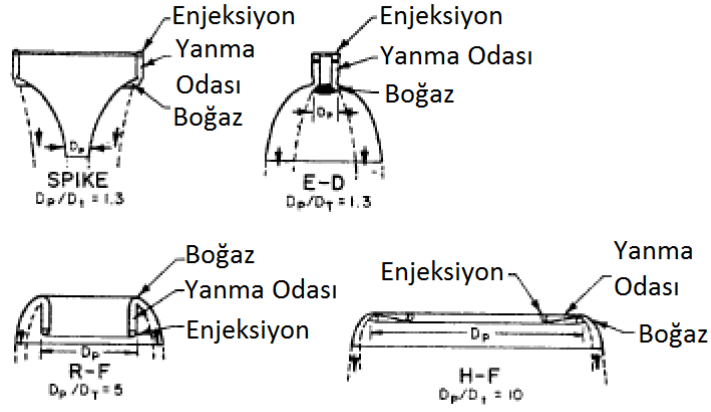


Şekil 3.8. Parabol Açılarının Genişleme Oranıyla Değişimi

3.3.3.4. Halkalı lüle

Momentum teorisine göre, ideal genişleme için itki odası tarafından üretilen itki sadece lüle çıkışındaki akış koşullarına (akış hızı ve akış yönü) bağlıdır. Halkalı lüleler gibi uygulamalarda boğaz bölgesinde akış lüle eksenini boyunca olmasa da çıkışta aksiyel olduğundan konik ve çan şekilli lüleler gibi sonuçlar verirler [34].

İki çeşit halkalı lüle tipi vardır bunlardan birincisi akış tipinde içe radyal (sivri uçlu lüleler) olanlar, ikincisi ise akış tipinde dışa radyal (genişleme-sapma diğer adıyla E-D, ters-akış diğer adıyla R-F ve yatay-akış diğer adıyla H-F) olanlardır. Halkalı lüle tiplerinin genel gösterimi Şekil 3.9'da verilmiştir [34].



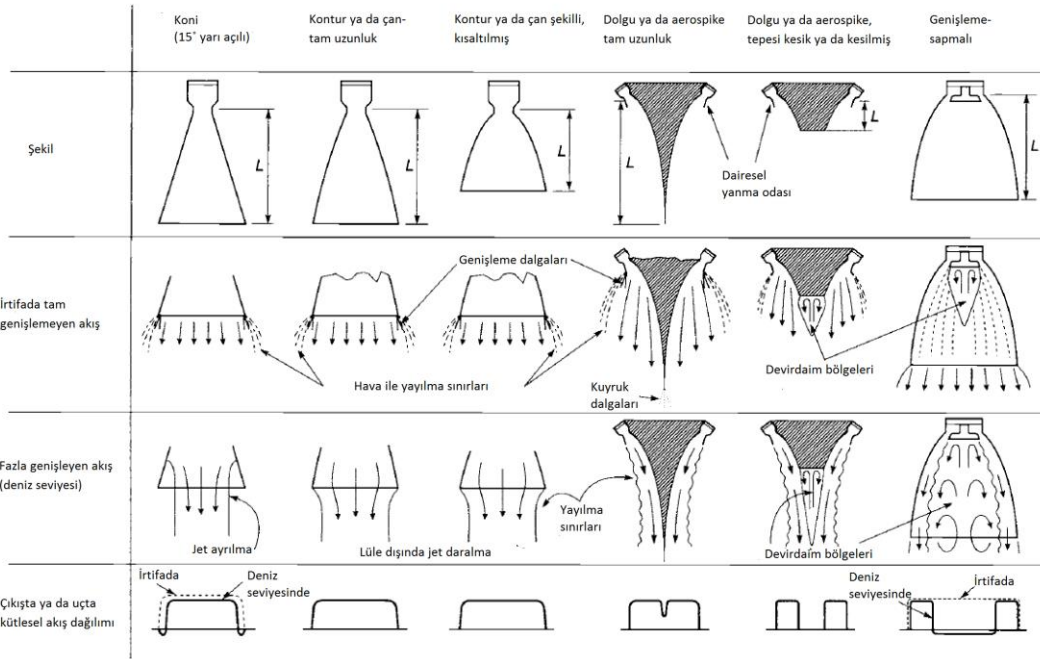
Şekil 3.9. Halkalı lüle tipleri

Halkalı lüleler için genişleme alan oranı ε formül 3.7’de gösterildiği gibi hesaplanır [34].

$$\varepsilon = \frac{\text{lüle duvar konturunun izdüşüm alanı}}{\text{boğaz alanı}} = \frac{A_e - A_p}{A_t} \quad (3.7)$$

Burada A_e lüle çıkış alanı, A_p merkez gövdenin iz düşüm alanı, A_t boğaz alanıdır. Halkalı lülelerde bir diğer tasarım parametresi D_p/D_t dir. D_p merkez gövdenin çapı, D_t boğaz çapıdır. Konik ve çan şekilli lülelerde düşük irtifada ve deniz seviyesinde fazla genişleyen akış görüldüğünden itki kayıpları meydana gelirken, halkalı lülelerin karakteristiğinden dolayı halkalı lülelerde bu kayıplar görülmez. Bu yüzden deniz seviyesi ve alçak irtifalar için halkalı lülelerin kullanılması daha uygundur [34].

Farklı lüle şekillerinde deniz seviyesinde ve irtifada meydana gelen akış durumları Şekil 3.10’da gösterilmiştir [2].



Şekil 3.10. Lüle Şekillerinin Karşılaştırılması

3.4. Sıvı Yakıtlı Roket Motorlarının İtki Odası İçin Malzeme Seçimi

Üst kademe roketleri araç büyüklüğüne ve görevine bağlı olarak genellikle 0.5 ila 10000 N arasında itkiye sahiptirler. Bu roketler üç sınıfta toplanmışlardır. Bunlardan birincisi yanama odası sıcaklığı 2600 K üstünde ve I_s 'i 200 ila 325s arasında olan sıcak gazlı iticileridir. İkincisi ise yanama odası sıcaklığı 500 ila 1600 K ve I_s 'i 18 ila 245s arasında olan ılık gaz iticileridir. Sonuncusu ise yanama odası sıcaklığı 200 ila 320 K ve I_s 'i 40 ila 120s arasında olan soğuk gaz iticileridir. Sıcak gazlı iticilerde kritik bölgeler olan yanama odası ile boğaz bölgesi duvarı için malzeme seçimi yanama sonrası oluşan sıcak gazdan, maksimum duvar sıcaklığından, ısı transferinden ve görev çevriminden etkilenirler. Tablo 3.3'te çeşitli roket motoru büyüklükleri ve yakıtlar için tipik kullanılan malzemeler listelenmiştir [2].

Tablo 3.3. Çeşitli Roketlerde Kullanılan Malzemeler

Uygulama	Yakıt	Komponent	Soğutma Yöntemi	Tipik Malzeme
Çift yakıtlı TC, soğutmalı, yüksek basınçlı (booster ya da üst kademe)	Oksijen-Hidrojen	C, N, E	F	Bakır alaşımı
		I	F	Paslanmaz Çelik
		E değişkeni	R	Karbon matris ya da niyobyum içinde karbon fiber
		E değişkeni	T	Buhar iç çizgi soğutmalı çelik kabuk
Çift yakıtlı TC, soğutmalı, yüksek basınçlı (booster ya da üst kademe)	Oksijen-Hidrokarbon ya da depolanabilir yakıt	C, N, E, I	F	Tüp ya da haddelenmiş oluklu paslanmaz çelik
		E değişkeni	R	Karbon matris ya da niyobyum içinde karbon fiber
		E değişkeni	T	Buhar iç çizgi soğutmalı çelik kabuk
Deneysel TC (çok kısa süreler için sadece birkaç saniye)	Tüm yakıt tipleri	C, N, E	U	Düşük karbon çelik
Küçük çift yakıtlı TC	Tüm yakıt tipleri	C, N, E	R	Karbon matris, renyum, niyobyum içinde karbon fiber
			T	Buhar iç çizgi soğutmalı çelik kabuk
		I	F	Paslanmaz çelik, titanyum
Küçük tek yakıtlı TC	Hidrazin	C, N, E	R	İnkonel, çelik alaşımı
		I	F	Paslanmaz çelik
Soğuk gaz TC	Sıkıştırılmış hava, nitrojen	C, N, E, I	U	Alüminyum, çelik ya da plastik

Depolanabilir yakıtlar için HNO_3 ya da N_2O_4 oksitleyici, N_2H_4 , MMH ya da UDMH yakıttır. TC = itki odası, C = yanma odası duvarı, N = lüle daralan bölgesi ve boğaz bölgesi duvarı, E = lülenin genişleyen bölgesindeki çıkış duvarı, I = enjeksiyon yüzü, F = yakıt soğutması (rejeneratif), R = radyasyon soğutması, U = soğutmasız, T = süreksiz ısı transferi ya da ısı kuyusu metodu (ablatif malzeme)

Yüksek performans, yüksek ısı transferi için rejeneratif soğutmalı itki odasında yüksek ısı iletkenliğine sahip malzemeler ve ince duvar tasarımı termal stresleri azaltacaktır. Bakır ve bakır alaşımları mükemmel iletkenlerdir ve karışım oranı 6'nın altında olan oksijen hidrojen ürünleri gibi korozif olmayan zengin yanma gaz

karışımlarında oksitlenmezler. Bu yüzden roket motorlarının iç duvarları genellikle, saf bakıra göre iletkenliği düşük olsa da yüksek sıcaklık dayanımları fazla olduğundan içine zirkonyum, gümüş ya da silikon katılarak oluşturulan bakır alaşımlarından yapılır. Işınım soğutmalı roket motorları için zengin yanma gaz karışımlarında birçok değişik karbon malzeme kullanılmaktadır [2]. Diğer gaz karışımlarında sıcaklığın yükselmesi ile oksitlenme gerçekleşebilir. Karbon malzemeler duvar sıcaklığının yaklaşık 3300 K olduğu durumlar için kullanılabilir. Karbon ve ablatif malzemeler katı yakıtlı roketlerde çok sık olarak kullanılmaktadır. Karbon malzemelerinden tasarlanan roket motorlarında karbonun yüksek sıcaklıklarda oksijenle tepkimeye girmesinden dolayı zengin yakıt karışımı ya da film soğutma kullanılır [34]. Diğer yüksek sıcaklık malzemeleri olan tungsten, molibden, alümina, tantal gibi malzemeler birçok kez denenmiştir fakat üretim, çatlak, hidrojen gevrekleştirme ve yüksek oksitlenme problemlerinden dolayı deneme aşamasında kalmıştır. Roket motoru itki odası için seçilecek malzemenin öncelikle özelliklerinin değerlendirilmesi gerekmektedir. Malzeme seçiminde dikkat edilmesi gereken özellikler aşağıdaki gibidir [2].

- Çekme ve basma gerilmeleri,
- Akma dayanımı,
- Kopma dayanımı,
- Elastisite modülü (yük altında eğilmeyi tespit etmek için),
- Termal iletkenlik,
- Termal genleşme katsayısı,
- Özgül ısı,
- Reflektifite,
- Yoğunluk.

Bunların dışında erozyon dayanımı, yakıt ile kimyasal tepkimeye girme isteği, ablatif malzemenin buharlaşması, kolay ve ucuz üretilirlik, malzemenin kolay ulaşılabilir ve ucuz olması malzeme seçiminde önemli rol oynayan özelliklerdir [2].

3.4.1. Sıvı yakıtlı roket motorlarının itki odasında kullanılan bakır alaşımları ve kompozitler

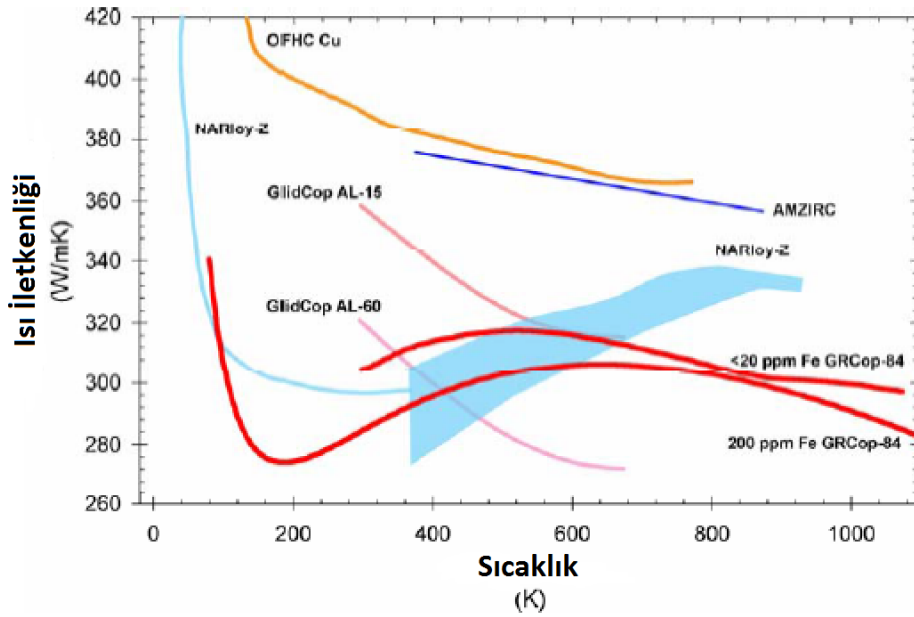
Bakır alaşımları 1980'lerde dünyadan yörüngeye gönderilen uzay araçları programlarında kullanılmaya başladı. 1990 ve 2000'lerde hipersonik ve yeniden

kullanılabilir fırlatma araçları üzerine yapılan çalışmaların artmasıyla yüksek sıcaklıklarda çalışabilen bakır alaşımlarına olan ilgi hızla arttı. NARloy-Z (Cu-3 Ag-0.5 Zr) adıyla bilinen bakır alaşımı uzay mekiği ana motorunda ve ana yanma odasında kullanılmıştır. Son zamanlarda yapılan çalışmalar ile GRCo-84 (Cu-8 Cr-4 Nb) adıyla bilinen bakır-krom-niobyumdan oluşan bakır alaşımı sıcaklık dayanımı, iyi sürünme direnci, uzun kısa-devir-yorgunluğu (LCF) ve oksitlenme direncinden dolayı NARloy-Z alaşımının yerini almaya başladı [35]. Tablo 3.4'te bakır alaşımlarının öz kütleleri verilmiştir [36].

Tablo 3.4. Bakır Alaşımlarının Öz Kütleleri

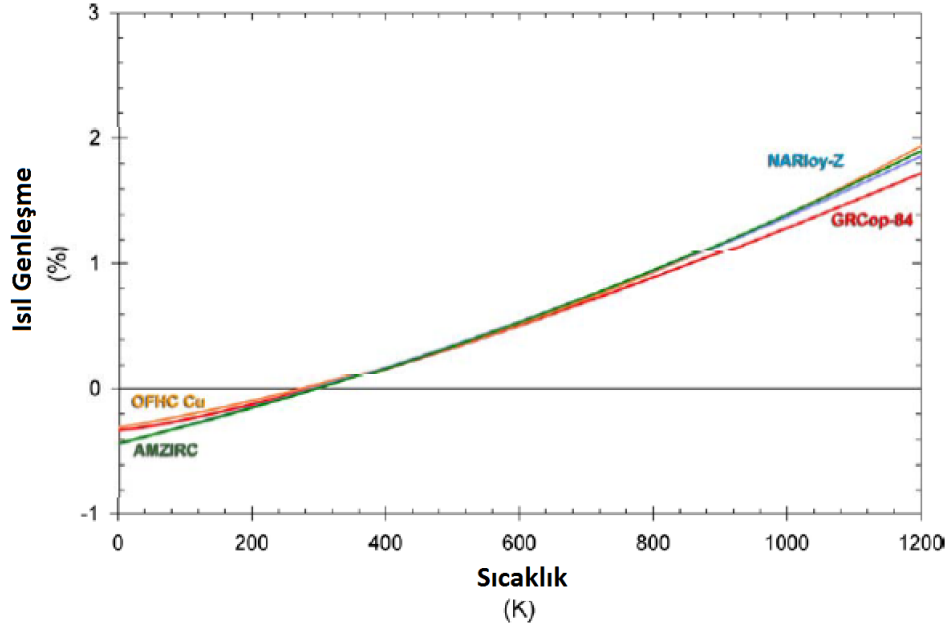
Örnek	Deneysel öz kütle (g/cm ³)	Kabul edilen öz kütle (g/cm ³)
Cu	8.920	8.94
Cu-4 Cr-2 Nb	8.850	-
Cu-8 Cr-4 Nb	8.756	-
NARloy-Z	9.130	9.131

Şekil 3.11'de bakır alaşımlarının sıcaklığa bağlı ısı iletkenliğinin nasıl değiştiği grafiksel olarak gösterilmiştir [35].



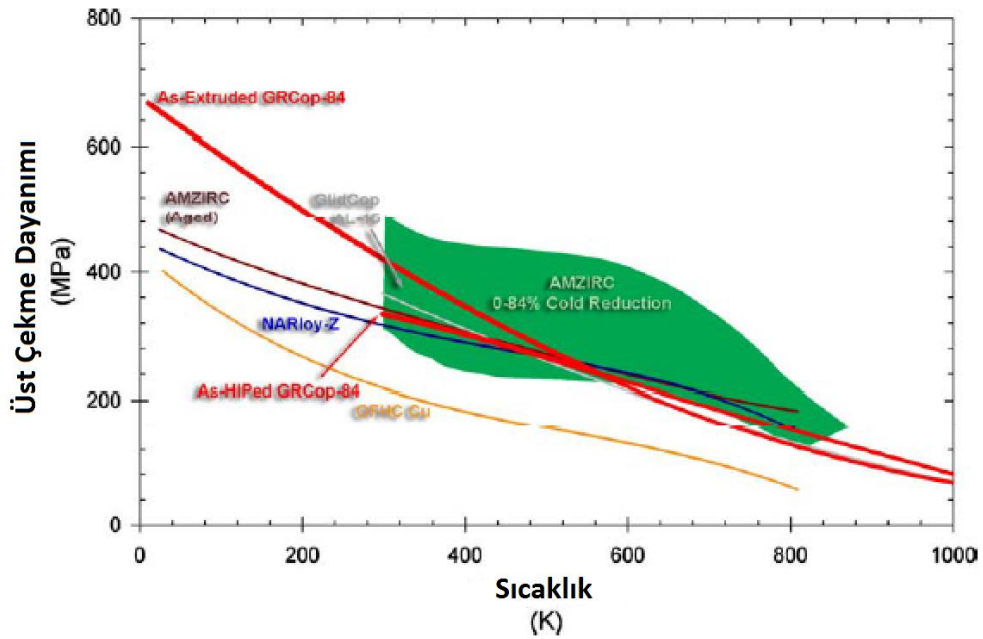
Şekil 3.11. Bakır Alaşımlarının Sıcaklığa Bağlı Isı İletkenlikleri

Şekil 3.12’de bakır alaşımlarının sıcaklığa bağlı ısıl genişlemesinin nasıl değiştiği grafiksel olarak gösterilmiştir [35].



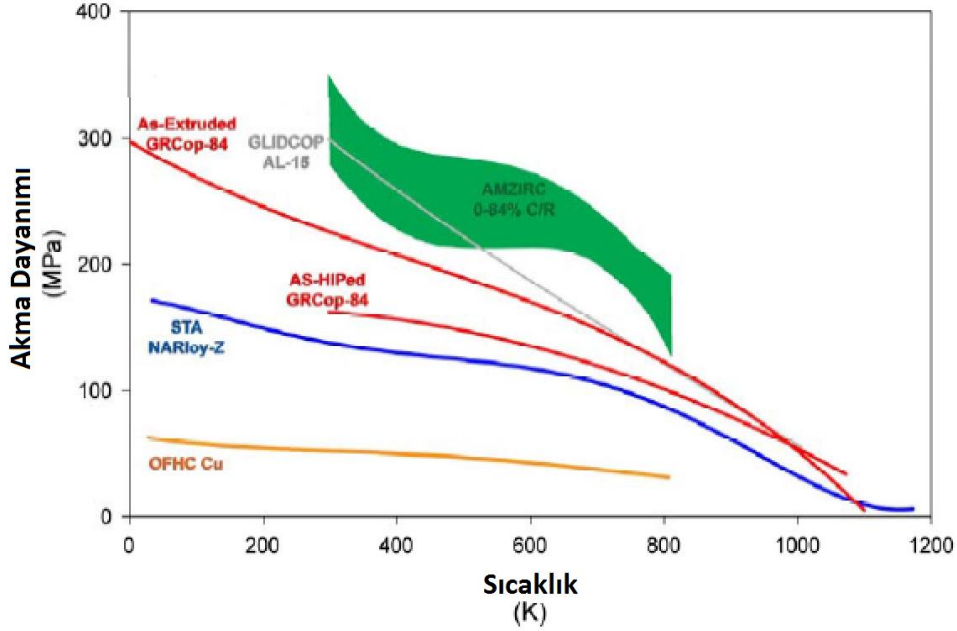
Şekil 3.12. Bakır Alaşımlarının Sıcaklığa Bağlı Isıl Genleşmeleri

Şekil 3.13’te bakır alaşımlarının sıcaklığa bağlı üst çekme dayanımının nasıl değiştiği grafiksel olarak gösterilmiştir [35].



Şekil 3.13. Bakır Alaşımlarının Sıcaklığa Bağlı Üst Çekme Dayanımları

Şekil 3.14'te bakır alaşımlarının sıcaklığa bağlı akma dayanımının nasıl değiştiği grafiksel olarak gösterilmiştir [35].

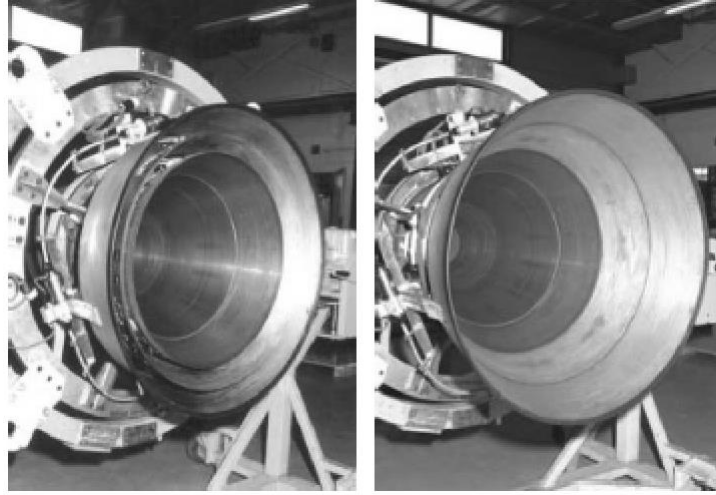


Şekil 3.14. Bakır Alaşımlarının Sıcaklığa Bağlı Akma Dayanımları

NASA'nın bakır alaşımları üzerine yapmış olduğu deneysel çalışmalar ile GRCop-84 bakır alaşımı tüm özellikleri göz önünde bulundurulunca diğer bakır alaşımlarına göre bir adım öne geçmiştir [35].

Her ne kadar bakır alaşımlarının ısıl özellikleri iyi olsa da öz kütlesinin kompozitlere göre görece yüksek olması araştırmacıları benzer ısıl özelliklerde daha hafif malzemeler geliştirmeye itmiştir. TSCs olarak adlandırılan ısıya dayanıklı yapısal kompozitlerin temel özellikleri yüksek özellikli mekanik özellikler, yüksek ısı iletkenliği, ısıl şoklara karşı mükemmel davranış, yüksek sıcaklıklara dayanıklılık ve kolay üretimdir. İlk ısıya dayanıklı yapısal kompozit karbon-karbon kompoziti olarak 1969 yılında SEP firması tarafından geliştirilmiştir. Karbon-karbondan lüleye sahip ilk katı yakıtlı roket motorunun sıcak gaz testi 1972 yılında gerçekleştirilmiştir [37]. Kimyasal buhar sızdırma (CVI) yöntemi ile üretilen Novoltex firmasının karbon fiberi ile üretilen Novoltex-C (CVI) Sepcarb kompozitinin öz kütlesi 1.7 kg/m^3 iken maksimum çalışma sıcaklığı 2800 K, çekme dayanımı 250 Mpa, ısıl iletkenliği 1300 K^{-1} 'de $45 \text{ Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$ dir . Şekil 3.15'te Novoltex-C fiberinden Sepcarb firmasının ürettiği karbon-karbon lülesi görülmektedir. Karbonun 500°C 'lerde oksijenle tepkimeye

girmesinden dolayı karbon-karbon kompozitlerinde yüzey işleme olarak ısı çekme (ablasion) uygulanır [38]. Sıvı yakıtlı roket motorlarında kullanılacak malzeme için ilk başlarda karbon-karbon kompozitlerine yönelmiş olunsa da daha sonra karbon-karbon kompozitlerinin yüksek sıcaklıklarda oksijenle tepkimeye girmesi gibi tasarım gerekliliklerini yerine getirememesi araştırmacıları malzeme seçiminde karbon-seramik kompozitlere yönlendirmiştir [39].



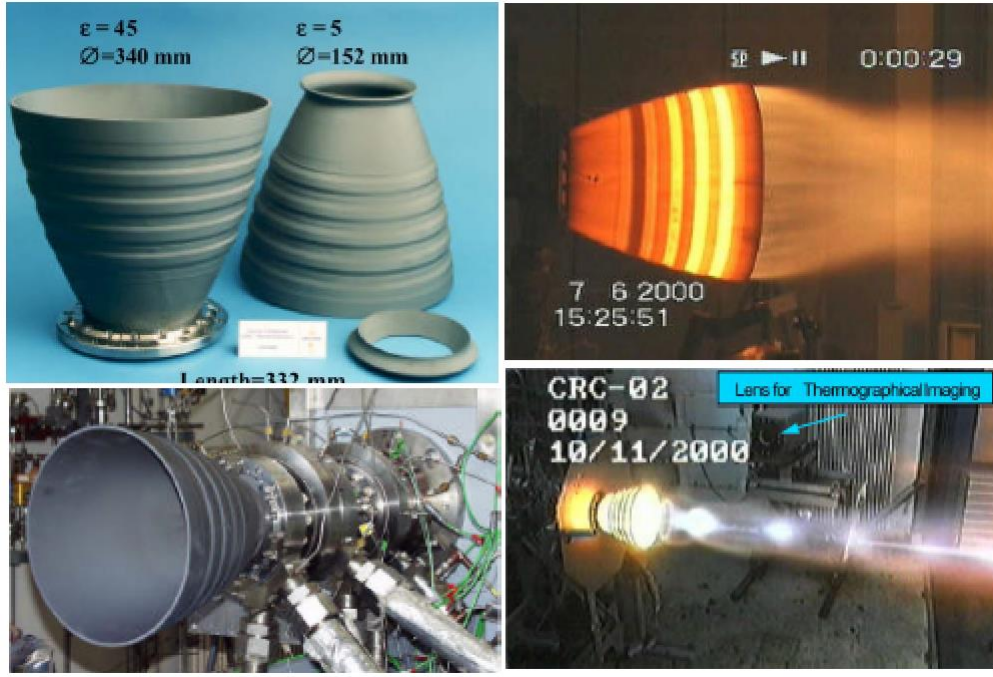
Şekil 3.15. *Karbon-Karbon Kompozitinden Üretilmiş Lüle*

Karbon fiber seramik matris kompozit (C-SiC) malzemeler uzay uygulamaları gibi yüksek sıcaklıkta yüksek performans sağlayan aynı zamanda düşük ağırlıklı malzemelerdir [40]. Karbon-seramik kompozitlerin çalışma sıcaklıkları 1600°C olduğundan yüksek sıcaklık malzemeleri olarak kullanılmaya elverişli malzemelerdir. Tablo 3.5'te yüksek sıcaklıklarda kullanılan çeşitli karbon seramik kompozitleri ile karbon-karbon kompozitinin ve dökme demirin özellikleri karşılaştırılmıştır [41].

Tablo 3.5. *Karbon-seramik Kompozitleri ile Karbon-karbon Kompoziti ve Dökme Demirin Özellikleri*

	C-SiC (kısa fiber)						C/C HITCO/SG L	GJL- 250 (tipik)
	Schun k FU295 2	SGL carbon sigrasi c	Daimler Chrysler C-brake	Brembo CCM	MS produc tion sicom	DLR silca SF		
Yoğunluk [g/m ³]	2	2.4	2.25	2.25	1.6-1.9	2-2.1	1.7-1.8	7.2
Eğilme dayanımı [MPa]	65	80	67	-	320- 370	90-140	140-170	340
Young's modül [GPa]	25	30	30-35	-	75	50-70	50	103- 118
SiC- bölüm [%]	25	70	-	-	-	48	0	0
Kopma gerilimi [%]	0.25	0.3	-	-	-	-	-	<1
Özgül ısı [J/kgK]	1250	800- 1200	800-1400	1200	600- 2200	1300	-	500
Isı iletkenliği [W/mK]	14	40	24	20	7	25-30	4.6-7.5	42
Üretim yöntemi	LSI	LSI	LSI	LSI	LSI	LSI	CVI	Dökü m

TEKAN ve ASTRA programları ile Vulcain roket motorunun 1:5 ölçeğinde küçültülmüş modeli DLR tarafından karbon-seramik kompozitinden üretilerek sıcak gaz testleri gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.16'da Vulcain roket motorunun ölçeklendirilmiş modeli ve testleri gösterilmektedir [42].



Şekil 3.16. *Karbon-seramik Kompozitten Üretilmiş Vulcain Roket Motorunun Modeli*

Avrupa Hava Savunma ve Uzay A.Ş. (EADS) tarafından geliştirilen European Apogee Motor birçok ticari ve askeri uydularda, transfer araçlarında ve tekrar kullanılabilir araçlarda kullanılacak sıvı yakıtlı karbon-seramik malzemeden yapılmış üst kademe roket motorudur. Şekil 3.17’de European Apogee Motor roketi görülmektedir [43].



Şekil 3.17. *European Apogee Motor Roket Motoru*

Tablo 3.6’da sıvı yakıtlı üst kademe roket motorları ile European Apogee Motor’u karşılaştırılmıştır [43].

Tablo 3.6. *European Apogee Motor Roket Motoru ile Sıvı Yakıtlı Üst Kademe Roket Motorlarının Karşılaştırılması*

	11D428A NII Mash (Rusya)	11D458M NII Mash (Rusya)	DST-200A KMChM (Rusya)	S400-15 EADS (Avrupa)	R-4D-15 (HiPAT) Aerojet (Avrupa)	500H European Apogee Motor (Avrupa)
Yakıt	UDMH NTO	UDMH NTO	UDMH NTO	MMG NTO MON-1 MON-3	NTO MMG	MMG NTO MON-1 MON-3
Vakum İtkisi [N]	130.5	392.4	200	425	445	500 +/- 20
Vakum Spesifik İmpulsu [s]	308	302	307	321	325	>=325
O/F	1.85±0.05	1.85±0.05	1.85	1.65	1	1.65
Yanma Odası Basıncı [bar]			7	10	9.4	10
Valf gerilimi [V]	27	27	34			50
Uzunluk [mm]	274	461		669		803
Ağırlık [kg]	1.5	3	1.7	4.3	5.2	<5

Tablo 3.6. *European Apogee Motor Roket Motoru ile Sıvı Yakıtlı Üst Kademe Roket Motorlarının Karşılaştırılması (devam)*

Genişleme Oranı	150		100		300	
Yanma Odası Malzemesi	Niyobyum alaşımı	Niyobyum alaşımı	Niyobyum alaşımı	Platinyum alaşımı	Renyum kaplamalı İridyum alaşımı	Karbon-Seramik kompozit

4. SONUÇLAR

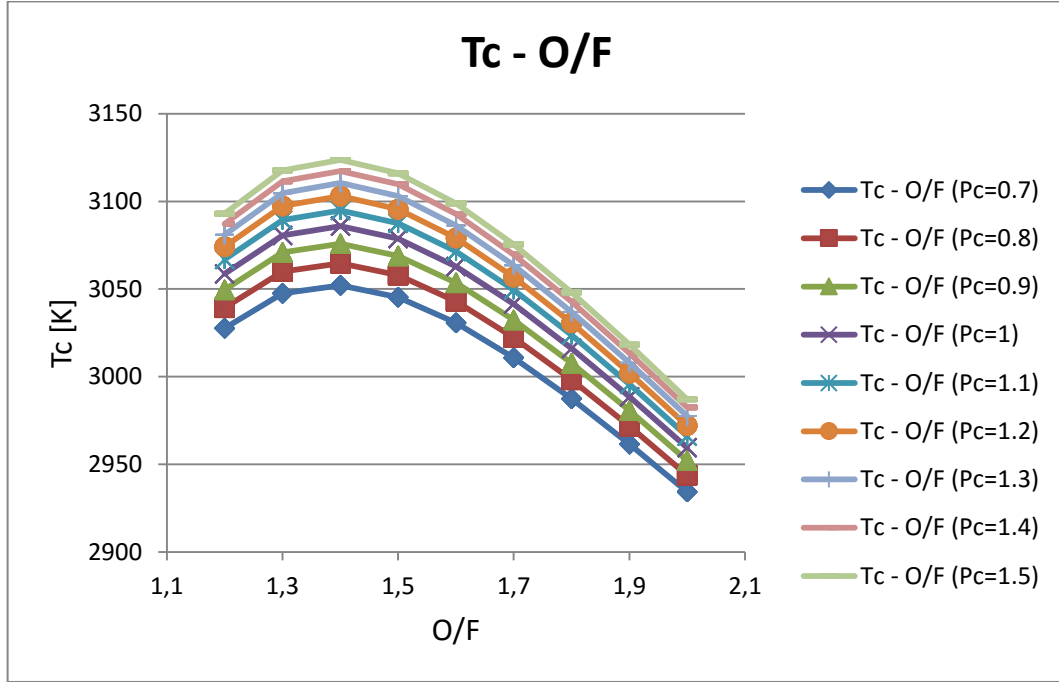
2 kN'luk üst kademe sıvı yakıtlı roket motorunun kavramsal tasarımında öncelikli yapılması gereken yakıt seçimidir. Sıvı yakıtlı roketlerde kullanılan yakıtlar ve yakıt seçiminde göz önünde bulundurulması gereken kriterler incelendiğinde, düşük molar ağırlık, yüksek enerji ve düşük maliyet nedenlerinden dolayı oksitleyici olarak N_2O_4 (di nitrojen tetra oksit) yakıt olarak ise N_2H_4 (hidrazin) seçilmiştir. Her ne kadar oksitleyici olan di nitrojen tetra oksit korozyon ve oksitlenmeye neden olan bir yakıt olsa da yakıt karışım oranı (O/F) zengin yakıt yanma yapılarak engellenmektedir.

Rocket Propulsion Analysis (RPA) roket yanma analiz paket programı ile di nitrojen tetra oksit hidrazin için tasarım parametreleri olan yakıt karışım oranı, yanma odası basıncı ve genişleme alan oranı için parametrik analizler yapılmıştır.

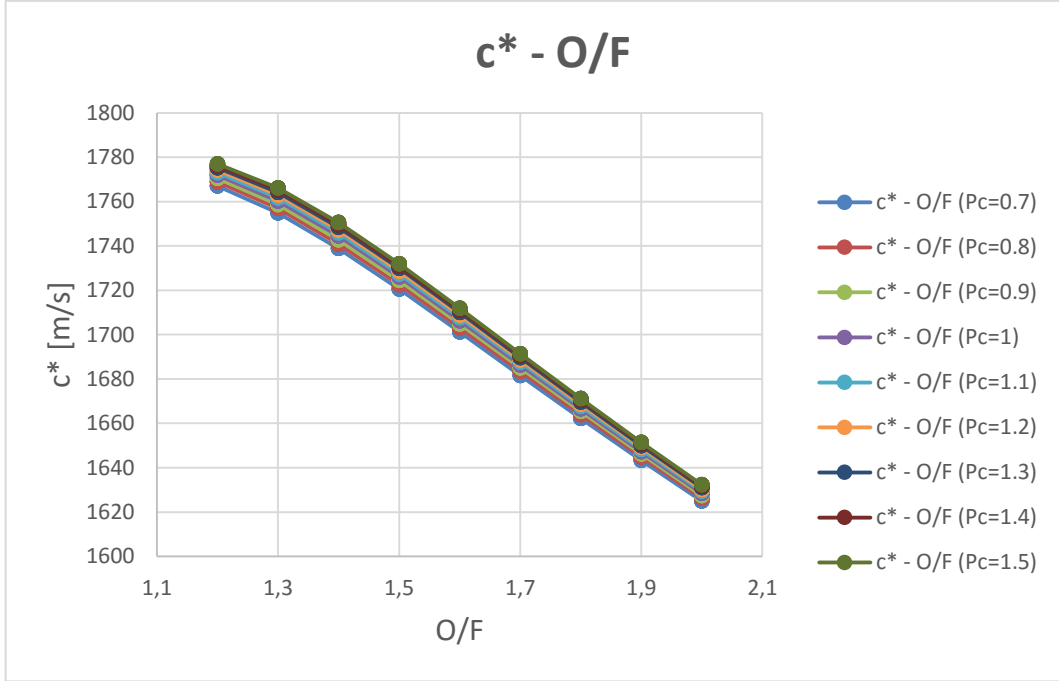
Bu analizlerde yakıt karışım oranı (O/F) 1.2 ila 2 değerleri arasında, yanma odası basıncı (Pc) 0.7 ila 1.5 Mpa değerleri arasında, genişleme alan oranı (ϵ) ise 250 ila 400 arasında değerler için yapılarak 567 veri elde edilmiştir.

Şekil 4.1'de yanma odası sıcaklığının yakıt karışım oranıyla nasıl değiştiği RPA programından elde edilen veriler doğrultusunda grafiksel olarak gösterilmektedir. Herhangi bir sabit yakıt karışımı için sıcaklığın farklı değerler göstermesi parametrik analizden kaynaklanmaktadır ve farklı basınç değerleri için farklı sıcaklık değerleri elde edilmiştir. N_2O_4 ve N_2H_4 yakıtları için sıcaklık yakıt karışım oranının artmasıyla önce artmakta 1.4 değerinde maksimuma ulaşmakta daha sonra tekrar düşme eğilimi göstermektedir. Sabit yakıt karışım oranı için ise basıncın artması beklendiği üzere yanma odası sıcaklığını artırmaktadır. Maksimum sıcaklık 3123.7317 K değeri O/F =1.4, Pc =1.5 Mpa değerinde elde edilmiştir. Şekil 4.2'de karakteristik hızın yakıt karışım oranı ile parametrik değişim grafiği verilmiştir. Karakteristik hız yakıt karışım oranı ile ters orantılı değişmektedir. Beklendiği üzere sabit yakıt karışım oranı için yüksek karakteristik hıza yüksek yanma odası basıncında erişilmiştir. Şekil 4.3'te spesifik impulsın yakıt karışım oranı ile nasıl değiştiği grafiksel olarak gösterilmektedir. Spesifik impulsın yakıt karışım oranına bağlı değişimi yanma odası sıcaklığına paralel olarak önce artmakta sonra tekrar düşmektedir. En önemli performans parametresi olan spesifik impulsın maksimum olduğu 366.1649 s değeri yakıt karışım oranının 1.4 olduğu ve genişleme oranının 400 olduğu noktada elde edilmiştir. Şekil 4.4'te itki

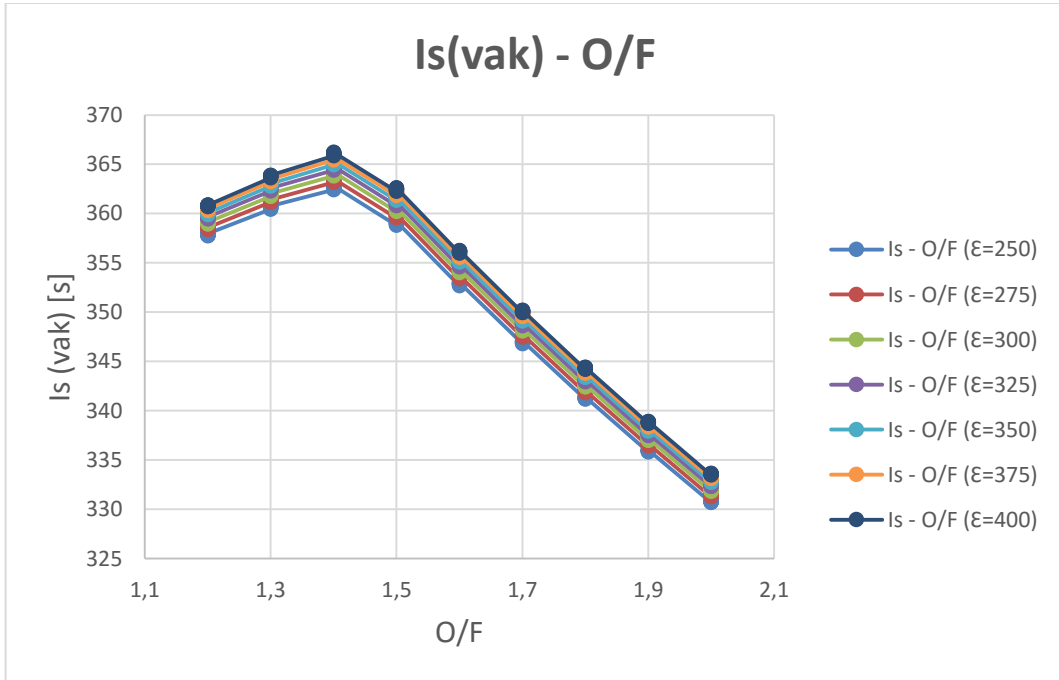
katsayısının yakıt karışım oranına bağlı parametrik değişimi grafiksel olarak verilmektedir. İtki katsayısı 2.0663 olan maksimum değerine yakıt karışım oranının 1.5, yanma odası basıncının 0.7 Mpa ve genişleme alan oranının 400 olduğu yerde erişmiştir.



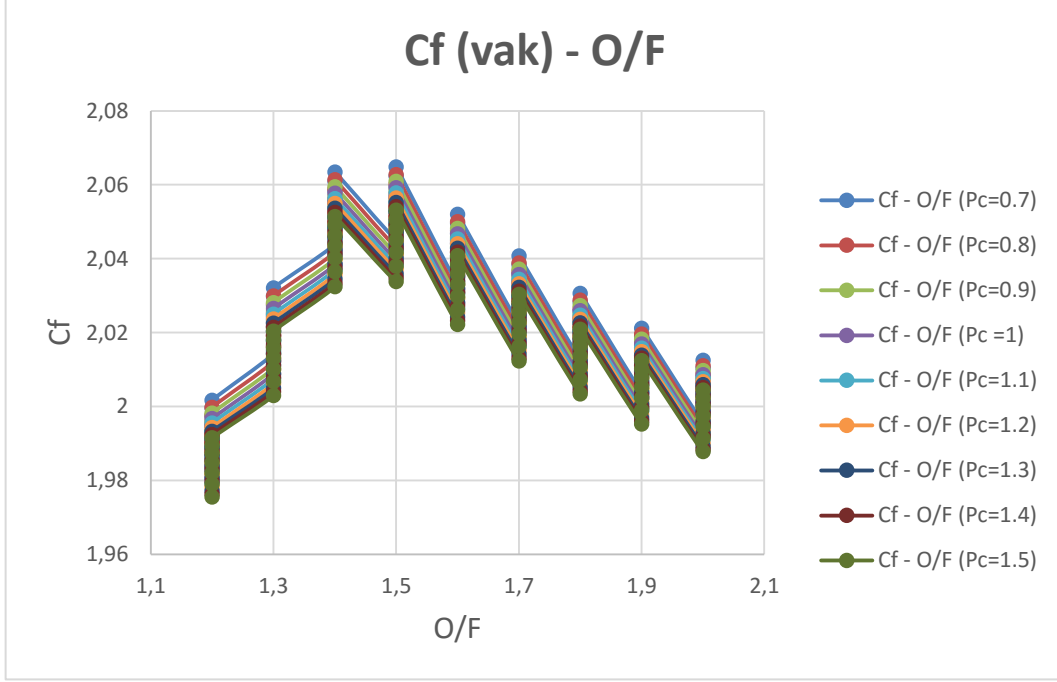
Şekil 4.1. Yanma Odası Sıcaklığının Yakıt Karışım Oranı ile Değişimi Grafiği



Şekil 4.2. Karakteristik Hızın Yakıt Karışım Oranı ile Değişimi Grafiği

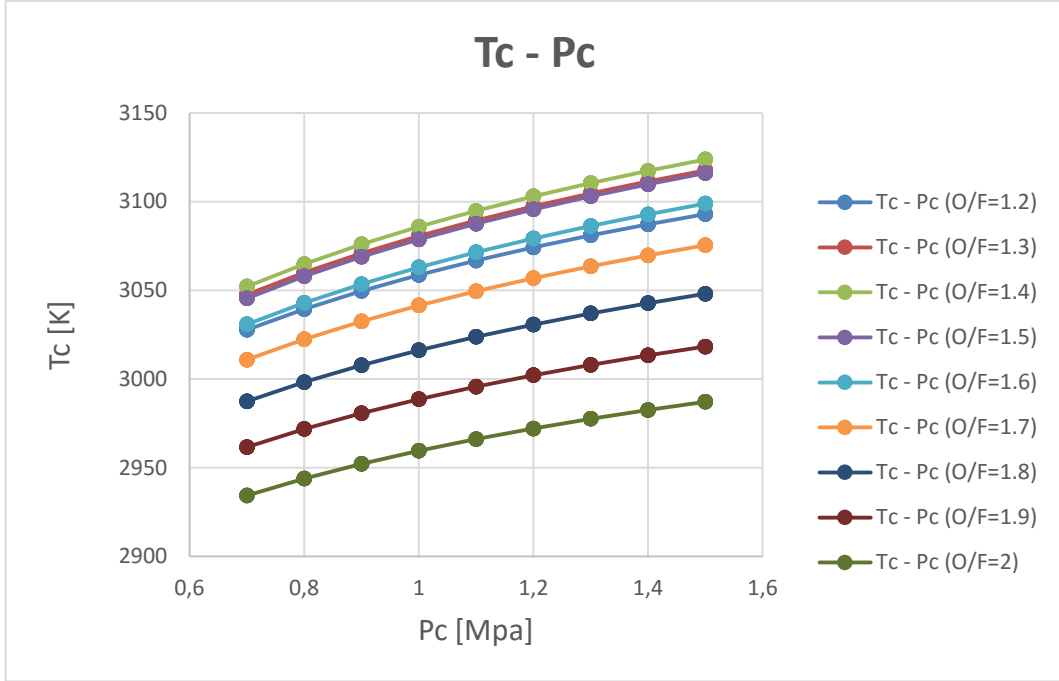


Şekil 4.3. Spesifik İmpulsün Yakıt Karışım Oranı ile Değişimi Grafiği

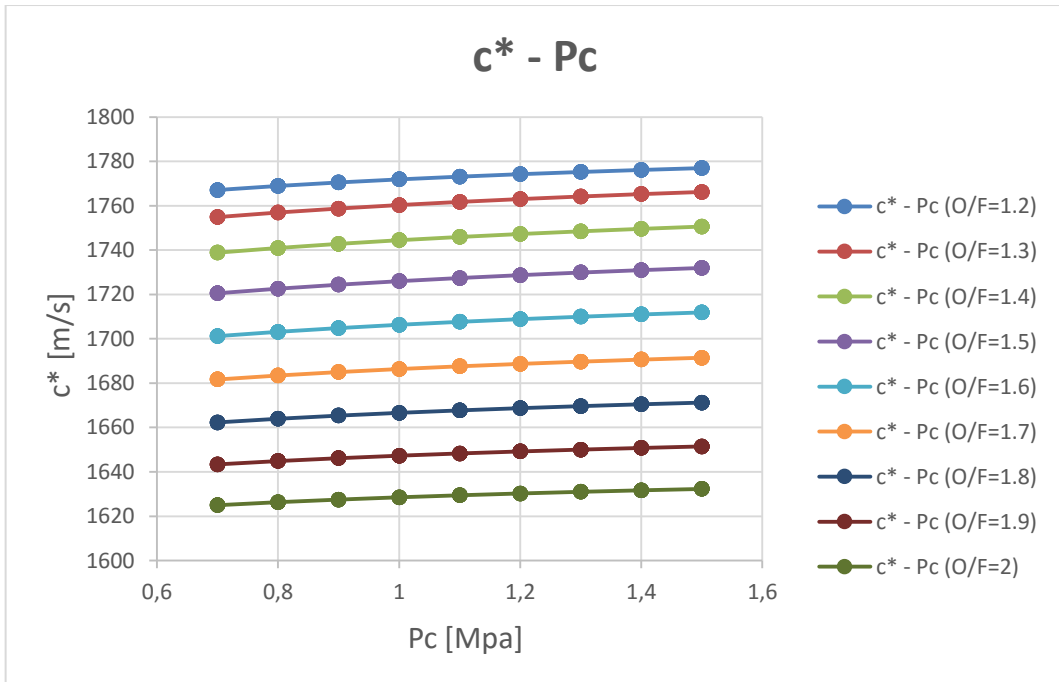


Şekil 4.4. İtki Katsayısının Yakıt Karışım Oranına Bağlı Değişim Grafiği

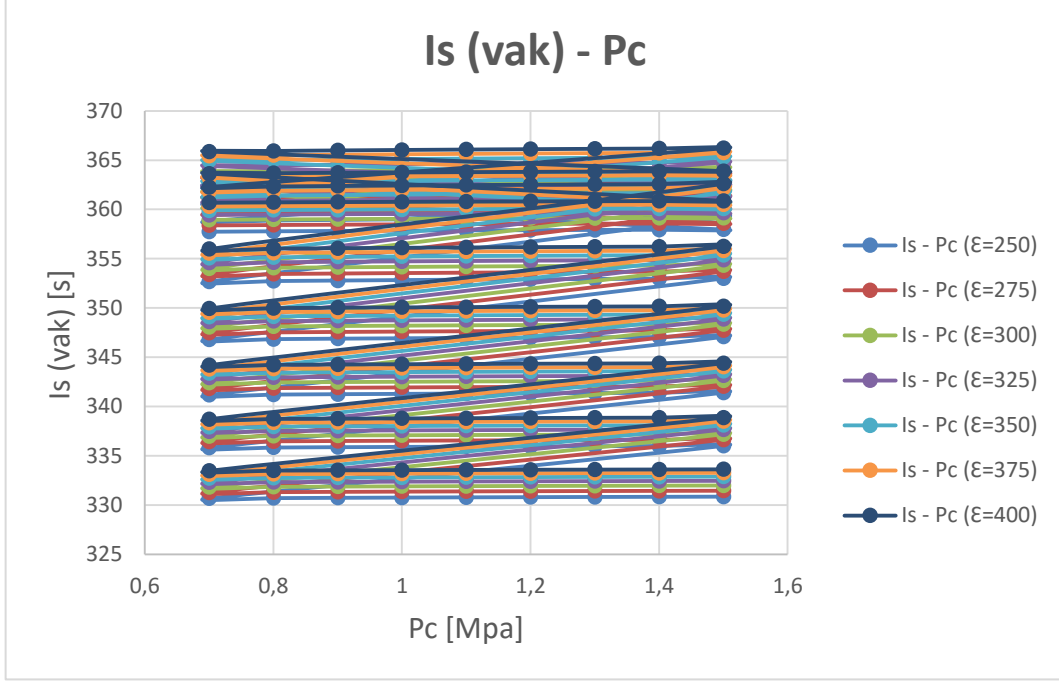
Şekil 4.5'te yanma odası sıcaklığının yanma odası basıncına bağlı değişim grafiği verilmiştir. Yanma odası sıcaklığı yanma odası basıncına bağlı olarak doğru orantılı artmaktadır. Yanma odası sıcaklığının maksimum değeri yapılan analizlerde yanma odası basıncı için belirlenen maksimum değer olan 1.5 Mpa da elde edilmiştir. Karakteristik hızın yanma odası basıncına bağlı parametrik değişim grafiği Şekil 4.6'da verilmiştir. Karakteristik hız yanma odası basıncı ile doğru orantılı olarak artmaktadır. Spesifik impulsun yanma odası basıncına bağlı değişim grafiği Şekil 4.7'de verilmiştir. Sabit yanma odası basıncı için maksimum spesifik impulsu yakıt karışım oranının 1.4 olduğu ve genişleme alan oranının 400 yani maksimum olduğu değerde elde edilmiştir. Şekil 4.8'de ise itki katsayısının yanma odası basıncı ile nasıl değiştiği grafiksel olarak gösterilmektedir. İtki katsayısı yanma odası basıncı ile ters orantılıdır. Maksimum itki katsayısı yanma odası basıncının yapılan analizde minimum yanma odası basıncı olan 0.7 Mpa'da elde edilmiştir.



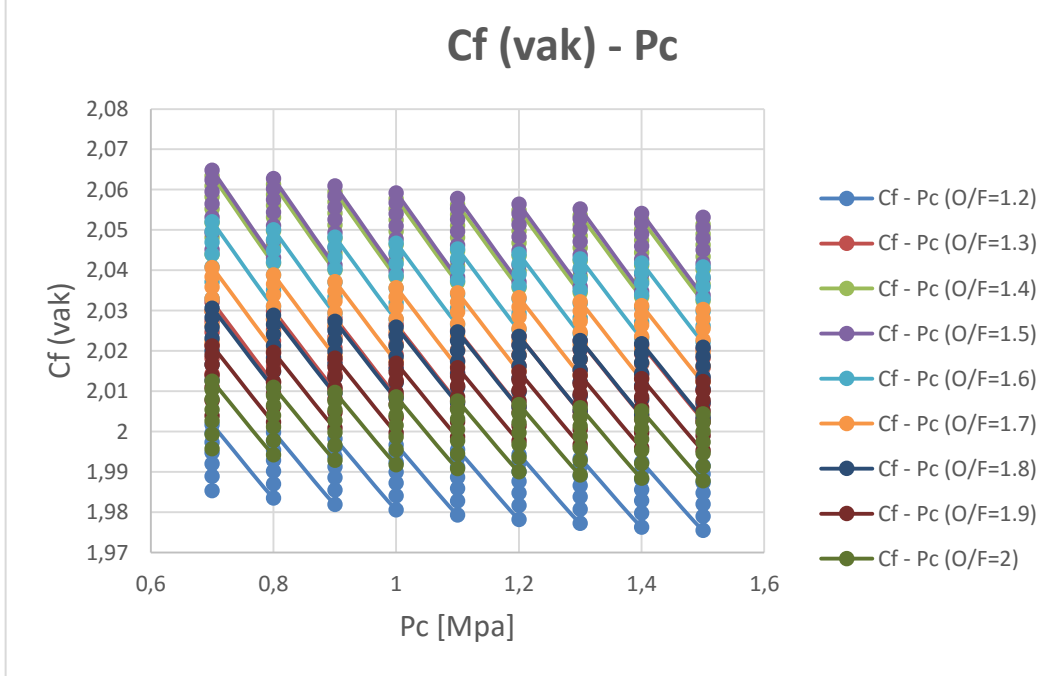
Şekil 4.5. Yanma Odası Sıcaklığının Yanma Odası Basıncı ile Değişimi Grafiği



Şekil 4.6. Karakteristik Hızın Yanma Odası Basıncı ile Değişimi Grafiği

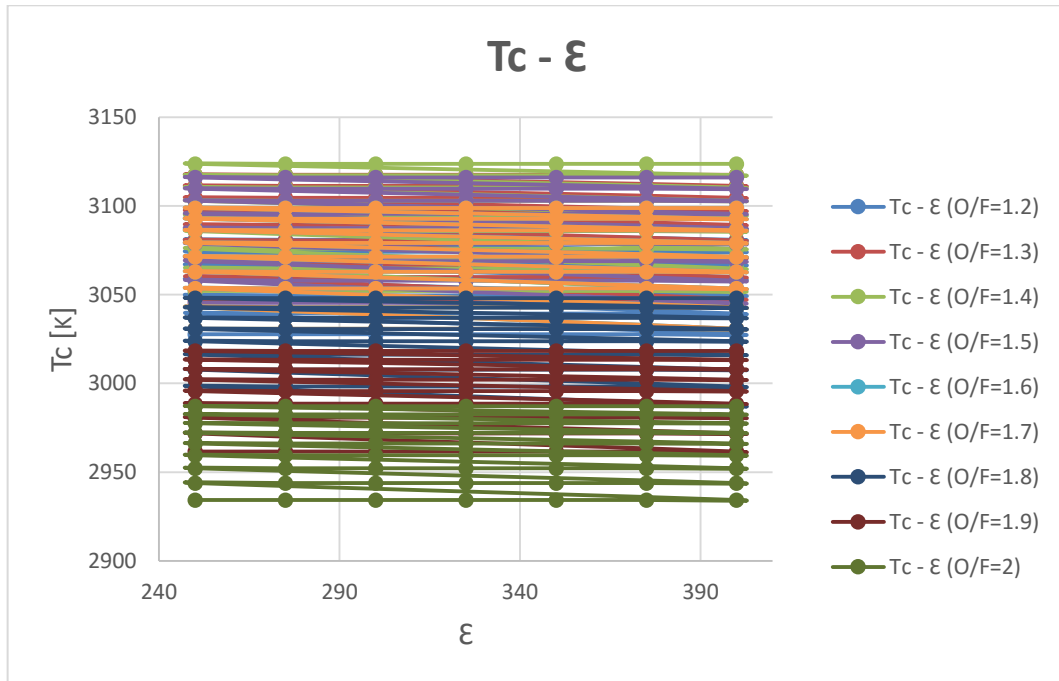


Şekil 4.7. Spesifik İmpulsun Yanma Odası Basıncına Bağlı Değişimi Grafiği

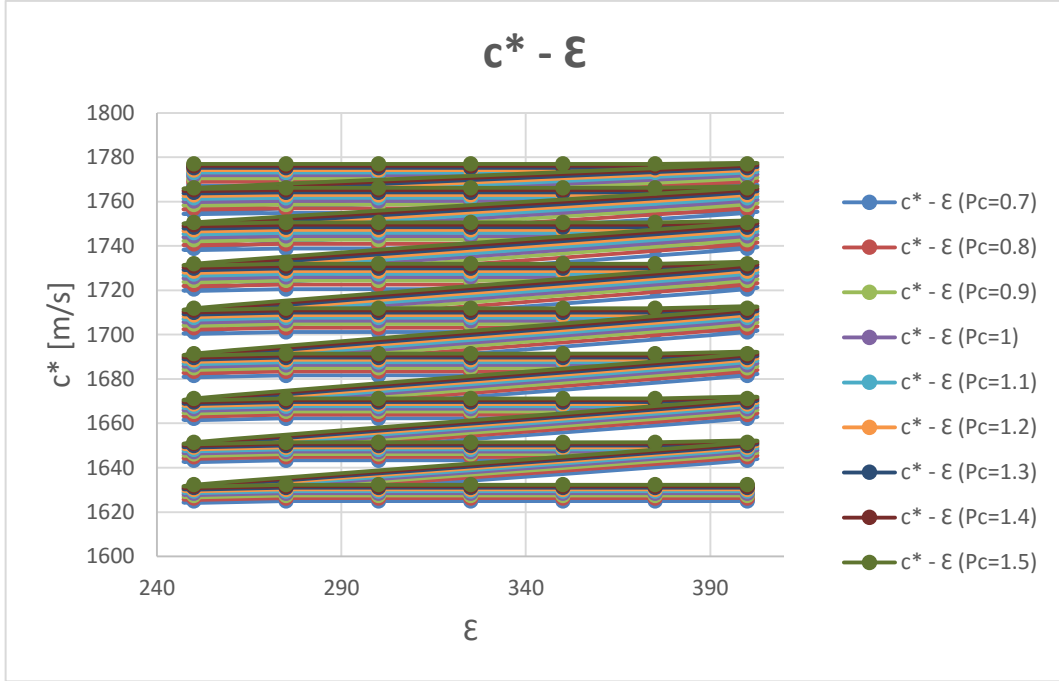


Şekil 4.8. İtki Katsayısının Yanma Odası Basıncına Bağlı Değişim Grafiği

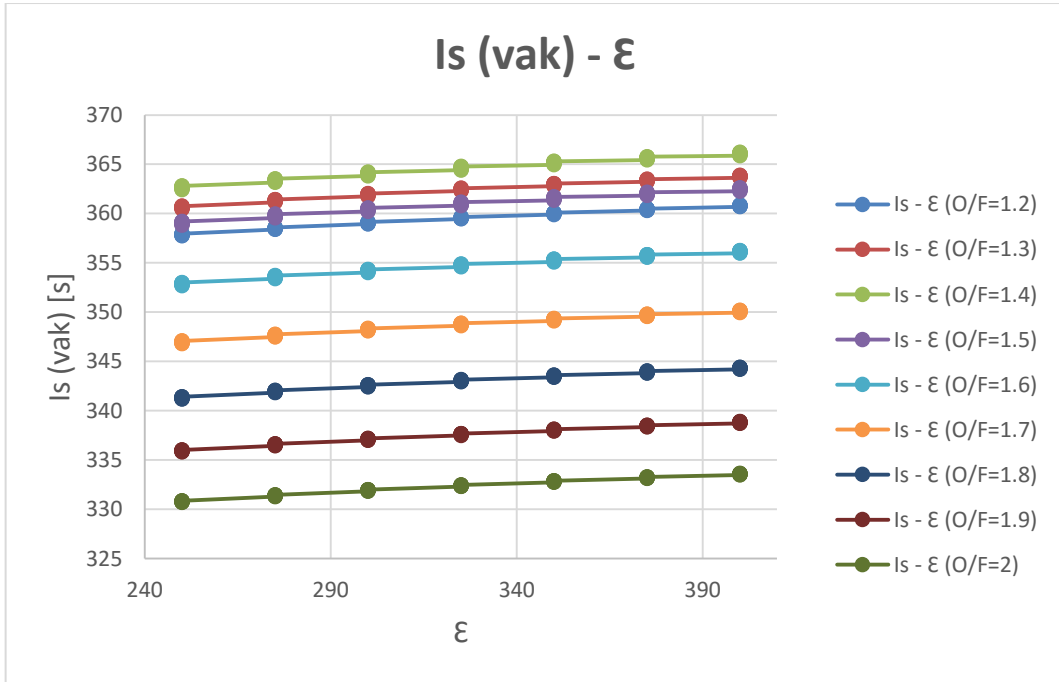
Şekil 4.9’da yanma odası sıcaklığının genişleme alan oranı ile parametrik olarak nasıl değiştiği grafiksel olarak gösterilmektedir. Genişleme alan oranının yanma odası sıcaklığına doğrudan bir etkisi olmadığından genişleme alan oranının artması ile yanma odası sıcaklığı değişmemektedir. Sabit bir genişleme alan oranında yanma odasının sıcaklığının değişmesi yakıt karışım oranının değişmesine ve yanma odası basıncının değişmesine bağlıdır. Şekil 4.10’da karakteristik hızın genişleme alan oranı ile nasıl değiştiği grafiksel olarak gösterilmektedir. Sabit bir genişleme alan oranı için karakteristik hızın değişim göstermesi yanma odası basıncının ve yakıt karışım oranının değişim göstermesinden kaynaklanmaktadır. Spesifik impulsun genişleme alan oranı ile değişim grafiği Şekil 4.11’de verilmiştir. Genişleme alan oranı arttıkça spesifik impuls artmaktadır. Genişleme alan oranının etkilediği bir diğer parametre ise itki katsayısıdır. Şekil 4.12’de itki katsayısının genişleme alan oranı ile nasıl değiştiği grafiksel olarak verilmiştir. Genişleme alan oranı arttıkça itki katsayısı da artmaktadır.



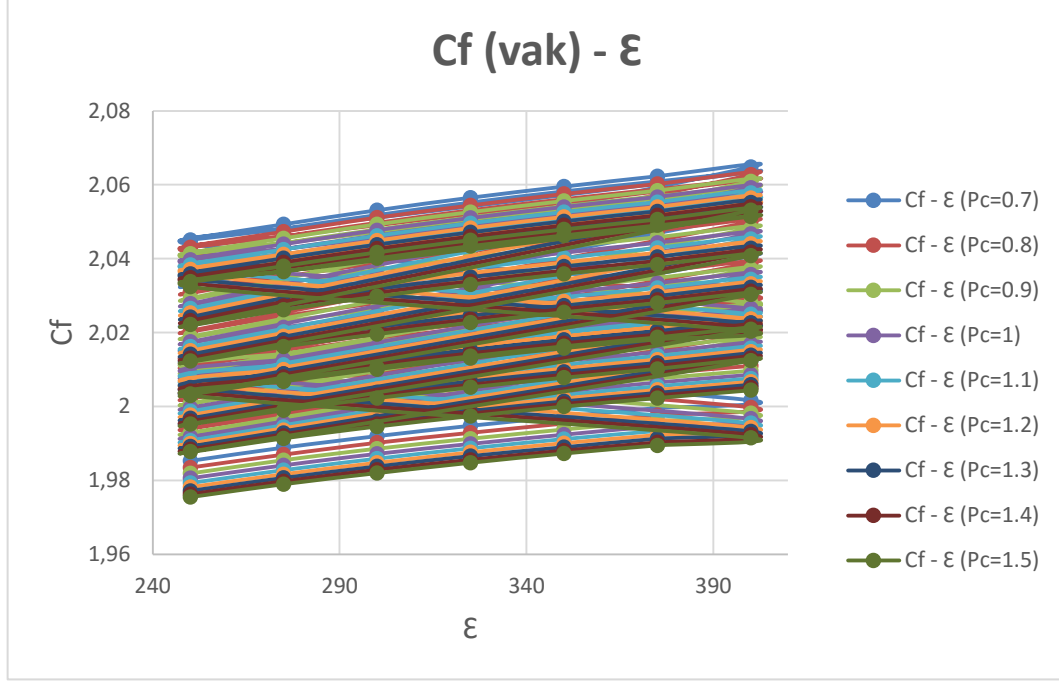
Şekil 4.9. Yanma Odası Sıcaklığının Genişleme Alan Oranı ile Değişimi Grafiği



Şekil 4.10. Karakteristik Hızın Genişleme Alan Oranı ile Değişimi Grafiği



Şekil 4.11. Spesifik İmpulsun Genişleme Alan Oranına Bağlı Değişimi Grafiği



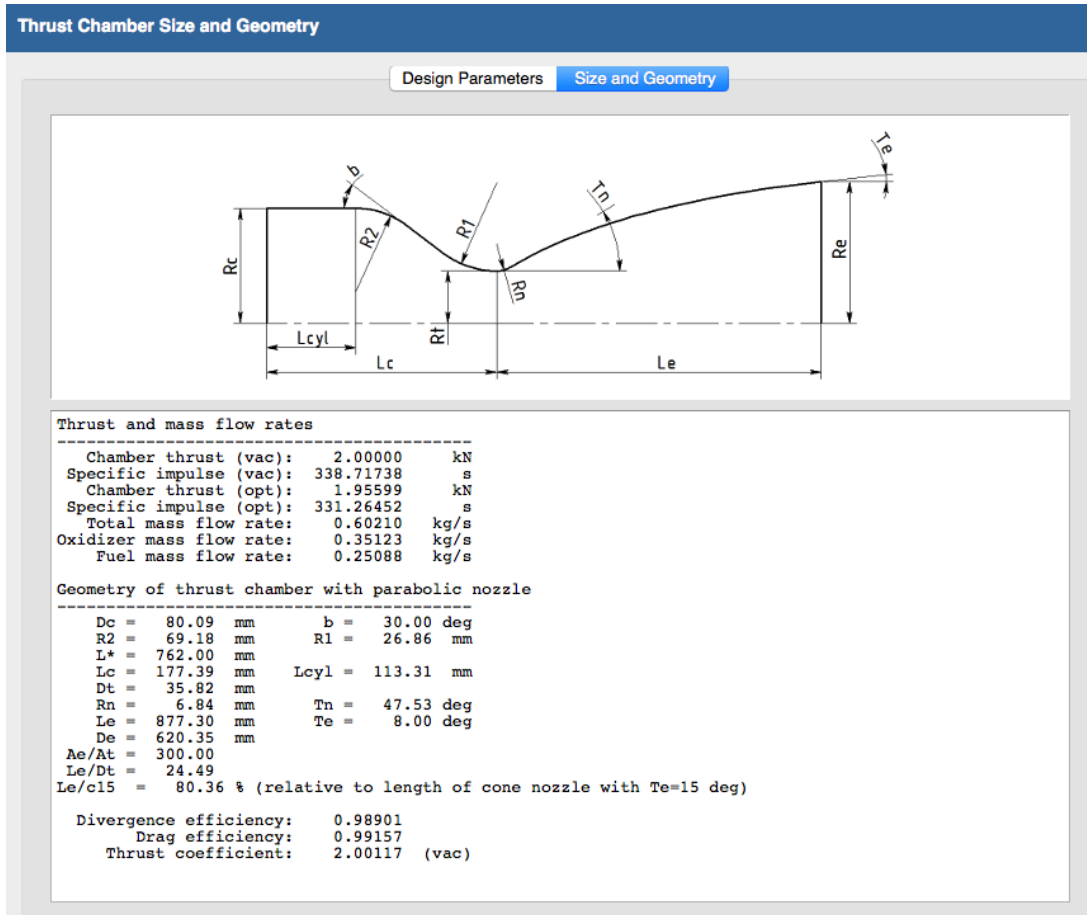
Şekil 4.12. İtki Katsayısının Genişleme Alan Oranına Bağlı Değişim Grafiği

Tüm bu analiz sonuçları değerlendirildiğinde, yakıt karışım oranı olarak en iyi sonucu veren 1.4 değeri seçilmiştir. Yanma odası giriş basıncı için ise, elde edilmek istenen itki, basınçlandırma sistemi, malzeme çalışma sıcaklığı, ağırlık gibi tasarım kriterleri göz önünde bulundurulunca 1 Mpa optimum değer olarak seçilmiştir. Yanma odası giriş basıncı yükseldikçe her ne kadar performans değerleri artıyor olsa da bu basıncı sağlayacak turbo pompa gibi daha büyük basınçlandırma sistemlerine, sıcaklık artacağı için soğutma sistemine ve dolayısıyla daha ağır malzemelere ihtiyaç duyulacağından performans değerleri aslında beklendiğinden daha aşağılara inecektir. Aynı şekilde genişleme alan oranı arttıkça lüle boyu artacağından roket boyutları ve ağırlığı artacaktır. O yüzden genişleme alan oranı için optimum 300 değeri seçilmiştir. Tablo 4.1’de tüm diğer parametreler aynı tutularak sadece genişleme alan oranının 300 ve 400 olması durumunda roket geometrisinde oluşacak değişim verilmiştir. Spesifik impulsta çok küçük bir iyileştirme olurken lüle uzunluğunda yaklaşık olarak % 20 artış olması gerektiğinden genişleme alan oranı 300 olarak seçilmiştir. Lüle şekli olarak % 80 parabolik çan şekilli lüle seçilmiştir. Deneysel çalışmalarla elde edilmiş sonuçlar göz önünde bulundurularak Tablo 3.2’de yakıtlar için verilen karakteristik uzunluk (L^*), bu tablodan di nitrat tetra oksit – hidrazin için 30 olarak alınmıştır. Tüm bu değerler göz önünde bulundurularak oluşturulan itki odası geometrisi ve uzunlukları Şekil 4.13’te

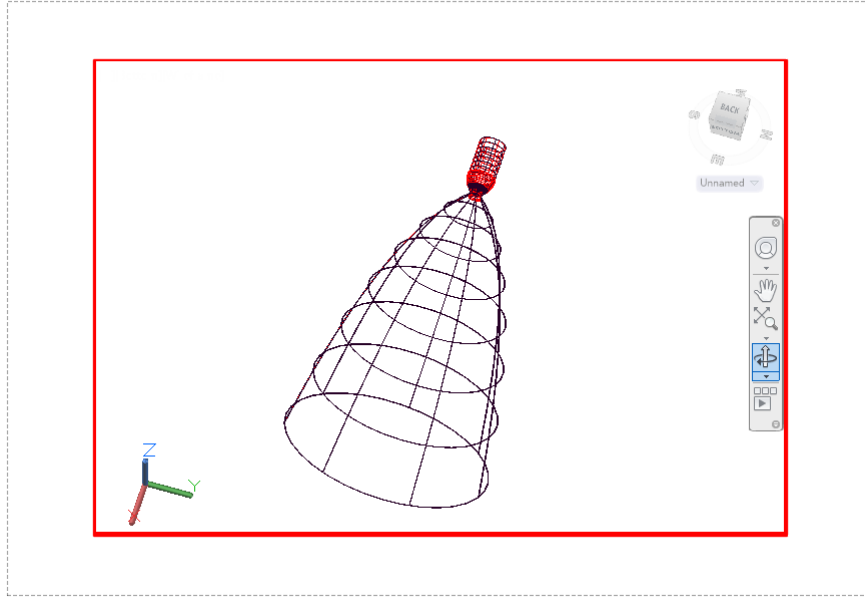
verilmiştir. Şekil 4.14 ve Şekil 4.15'te oluşturulan geometrinin AutoCAD çizim programında çizilmiş hali gösterilmektedir.

Tablo 4.1. Genişleme Alan Oranının Geometriye Etkisi

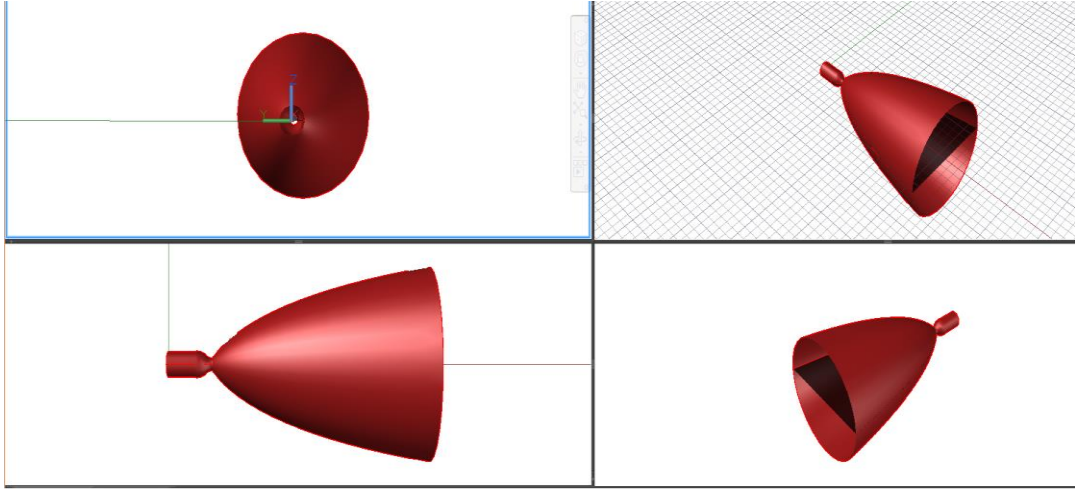
A_e/A_t (ε)	L_e (mm)	I_s (s)
300	877.30	338.71738
400	1016.56	340.61285



Şekil 4.13. Oluşturulan İtki Odası Geometrisi



Şekil 4.14. Oluşturulan Geometrinin AutoCAD Programında Çizimi



Şekil 4.15. Oluşturulan Geometrinin AutoCAD Programında Çizimi

Tasarım parametrelili belirlendikten sonra yapılan analizle yanma sonrası oluşan gazların fraksiyonları Tablo 4.2’de verilmiştir.

Tablo 4.2. Yanma Odası Gazlarının Fraksiyonları

Türler	Enejijsiyonda kütleel fraksiyon	Enejijsiyonda molar fraksiyon	Lüle girişinde kütleel fraksiyon	Lüle girişinde molar fraksiyon	Lüle boğazında kütleel fraksiyon	Lüle boğazında molar fraksiyon	Lüle çıkışında kütleel fraksiyon	Lüle çıkışında kütleel fraksiyon
H	0,0008243	0,0170586	0,0008119	0,016814	0,0006144	0,0128582	0	0
H2	0,0067339	0,069677	0,0066629	0,0689963	0,0057665	0,0603428	0,0013016	0,0142385
H2O	0,3829768	0,4434215	0,3840247	0,444986	0,3971439	0,4650352	0,4568547	0,5592241
H2O2	0,0000054	0,0000033	0,000005	0,0000031	0,000003	0,0000019	0	0
HNO	0,0000058	0,0000039	0,0000053	0,0000035	0,0000029	0,000002	0	0
HNO2	0,0000013	0,0000006	0,0000012	0,0000005	0,0000007	0,0000003	0	0
HO2	0,0000398	0,0000251	0,0000373	0,0000236	0,0000232	0,0000148	0	0
N	0,0000032	0,0000048	0,000003	0,0000044	0,0000015	0,0000022	0	0
N2	0,5352638	0,3985541	0,5354388	0,3989994	0,536847	0,4042627	0,5418437	0,4265373
N2O	0,0000026	0,0000013	0,0000024	0,0000012	0,0000015	0,0000007	0	0
NH	0,0000012	0,0000017	0,0000011	0,0000015	0,0000005	0,0000007	0	0
NH2	0,0000006	0,0000008	0,0000006	0,0000007	0,0000003	0,0000003	0	0
NH3	0,0000006	0,0000008	0,0000006	0,0000007	0,0000003	0,0000004	0	0
NO	0,0140681	0,0097794	0,0136955	0,0095279	0,0106902	0,0075155	0	0
NO2	0,0000098	0,0000044	0,0000091	0,0000041	0,0000058	0,0000026	0	0
O	0,0043583	0,0056819	0,0042733	0,0055756	0,0030702	0,0040481	0	0
O2	0,0218202	0,0142236	0,0217101	0,0141631	0,0188111	0,0124011	0	0
OH	0,0338843	0,0415573	0,0333174	0,0408943	0,0270172	0,0335106	0	0

Tablo 4.2'deki verilere bakılınca teorik olarak yanmanın lüle boğazına kadar devam ettiği, lüle boğazından sonra tam yanmanın gerçekleştiği söylenebilir. Tablo 4.3'te itki odası boyunca gazların bölgesel termodinamik özellikleri verilmektedir.

Tablo 4.3 İtki Odası Gazlarının Bölgesel Termodinamik Özellikleri

Parametre	Enjejsiyon	Lüle girişi	Lüle boğazı	Lüle çıkışı	Birim
Basınç	1	0,9839	0,5726	0,0001	MPa
Sıcaklık	3085,8262	3082,6005	2922,7105	677,7766	K
Entalpi	543,8046	533,7403	-110,2698	-5568,8118	kJ/kg
Entropi	12,5523	12,5556	12,5556	12,5556	kJ/(kg·K)
İç enerji	-686,2401	-694,8814	-1261,8728	-5824,3597	kJ/kg
Özgül ısı (p=sabit)	5,9279	5,9282	5,4988	1,5552	kJ/(kg·K)
Özgül ısı (V=sabit)	5,1041	5,1049	4,7554	1,1781	kJ/(kg·K)
Gama	1,1614	1,1613	1,1563	1,32	
İzantropik üs	1,136	1,136	1,1359	1,32	
Gaz sabiti	0,3986	0,3986	0,394	0,377	kJ/(kg·K)
Moleküler ağırlık (M)	20,8586	20,8609	21,1017	22,052	
Moleküler ağırlık (MW)	0,0209	0,0209	0,0211	0,0221	
Yoğunluk	0,813	0,8008	0,4972	0,0005	kg/m ³
Ses hızı	1182,106	1181,3894	1143,7433	580,8034	m/s
Hız	0	141,8756	1143,7433	3496,46	m/s
Mach sayısı	0	0,1201	1	6,02	
Alan oranı	5	5	1	300	
Kütleel akı	113,6138	113,6138	568,6875	1,8963	kg/(m ² ·s)
Viskozite	0,0001	0,0001	0,0001	0	kg/(m·s)
İletkenlik, donmuş	0,3179	0,3176	0,2999	0,0596	W/(m·K)
Özgül ısı (p=sabit), donmuş	2,189	2,189	2,173	1,555	kJ/(kg·K)
Prandtl numarası, donmuş	0,6762	0,6763	0,6854	0,825	
İletkenlik, efektif	1,258	1,257	1,089	0,0596	W/(m·K)
Özgül ısı (p=sabit), efektif	5,928	5,928	5,499	1,555	kJ/(kg·K)
Prandtl numarası, efektif	0,4627	0,4628	0,4778	0,825	

Tablo 4.3'te verilen veriler incelendiğinde, öncelikle maksimum sıcaklığın yanma odasında 3085 K olduğu görülmektedir. Özgül ısılar oranı olan k değeri sıcaklıkla bağlı bir değerdir. Yapılan analizin sabit k değeri için yapılmamış olması, sonuçların gerçeğe yakınlığını göstermektedir. Tablo 4.4'te teorik ve tahmin edilen performans değerleri verilmiştir. Teorik olarak oksitleyici olarak di nitrojen tetra oksit yakıt olarak hidrazinin kullanıldığı, yanma odası basıncının 1 Mpa, yakıt karışım oranının 1.4, genişleme alan oranının 300 olduğu sıvı yakıtlı bir roket motoru için izantropik akış kabulü ile elde edilecek karakteristik hız, spesifik impuls ve itki katsayısı verilmiştir. Bunun yanında basınç kayıpları ve tam yanmanın gerçekleşmemesinden kaynaklanan kayıplar ile tahmin edilen karakteristik hız, spesifik impuls ve itki katsayısı verilmiştir.

Tablo 4.4 İtki Odasının İdeal ve Tahmin Edilen Performans Değerleri

Teorik (ideal) performans					
Parametre	Deniz seviyesi	Deniz seviyesi	Optimum genişleme	Vakumda	Birim
Karakteristik hız	0	0	1743,67	0	m/s
Efektif çıkış hızı	-52164,37	-10524,92	3496,27	3569,41	m/s
Spesifik impuls (kütle ile)	-52164,37	-10524,92	3496,27	3569,41	Ns/kg
Spesifik impuls (ağırlık ile)	-5319,29	-1073,24	356,52	363,98	s
İtki katsayısı	-29,9165	-6,0361	2,0051	2,0471	
Tahmin edilen performans					
Parametre	Deniz seviyesi	Deniz seviyesi	Optimum genişleme	Vakumda	Birim
Karakteristik hız	0	0	1659,26	0	m/s
Efektif çıkış hızı	-52412,22	-10731,12	3248,41	3321,55	m/s
Spesifik impuls (kütle ile)	-52412,22	-10731,12	3248,41	3321,55	Ns/kg
Spesifik impuls (ağırlık ile)	-5344,56	-1094,27	331,25	338,7	s
İtki katsayısı	-31,5878	-6,4674	1,9577	2,0018	

Yakıt karışım oranı, yanma odası giriş basıncı, genişleme alan oranı, lüle şekli ve geometri oluşturulduktan sonra malzeme seçimi gerçekleştirilecektir. Sıvı yakıtlı roketlerde kullanılan bakır alaşımları ve kompozitler göz önünde bulundurulunca, bakır alaşımlı malzemelerin kullanıldığı roketlerde rejeneratif soğutma sistemi kullanılmalıdır. Bakırın yüksek ısı iletkenliği kullanılarak itki odası boyunca lüle ve yanma odasına açılan kanallardan yakıt geçirilerek duvar sıcaklığı düşürülerek yakıt yanma odasına püskürtülür. Bu soğutma sisteminde yakıt tüm itki odası boyunca kanallardan geçirildiği ve sıcaklığı arttığı için basınç kayıpları yaşanır. Bu yüzden rejeneratif soğutma kullanılan sıvı yakıtlı roketlerde turbo pompa besleme sistemi zorunlu hale gelir. Ayrıca aynı boyutlarda itki odası için rejeneratif soğutmanın yapıldığı roket motoru için kanalların açılması ile daha kalın duvarlara ihtiyaç duyulacağından daha büyük hacimde malzemelere gerek duyulmaktadır. Kompozit malzemelerin kullanıldığı sıvı yakıtlı roketlerde ise rejeneratif soğutmaya gerek yoktur.

Film ve radyasyon soğutma ile duvar sıcaklığı kompozit malzemenin zaten yüksek olan çalışma sıcaklığına düşürülür. Rejeneratif soğutmaya ihtiyaç duyulmadığından kompozit malzeme kullanılan roket motorlarında basınçlandırma sistemi helyum gibi yüksek basınçlı gazlarla sağlanmaktadır. Turbo pompanın kullanılması yerine basınçlandırmanın basınçlandırıcı bir gaz tankı ile gerçekleştirilmesi hem kompleks sistemden kurtarmakta hem de ağırlık konusunda büyük avantaj sağlamaktadır. Ayrıca bakırın yoğunluğu kompozit malzemelerin yoğunluğu ile kıyaslandığında 4-5 kat daha fazladır. Buda aynı hacim için 4-5 kat daha ağır sistem anlamına gelmektedir ki aynı itki odasının kompozit yerine bakır alaşımından üretilmesi durumunda rejeneratif soğutmaya ihtiyaç duyulacağından daha büyük hacme ihtiyaç duyulacaktır. Buda demek oluyor ki aynı itki odasının kompozit malzeme ile üretilmesi itki odasının ağırlığını yaklaşık olarak 8-10 kat düşürmektedir. Tüm bu malzeme seçim kriterleri göz önünde bulundurulunca tasarımını gerçekleştirdiğimiz itki odası için en uygun olan malzeme Tablo 3.5'te özellikleri verilen DLR silca SF'dir.

KAYNAKÇA

- [1] Turner, M. J. L. (2009). *Roket and Spacecraft Propulsion*. (3rd ed.). Chichester, UK: Praxis Publishing Ltd.
- [2] Sutton, G. P. and Biblarz, O. (2001). *Rocket Propulsion Elements*. (7th ed.). Canada: John Wiley & Sons..
- [3] Sutton, G. P. (2003). History of Liquid-Propellant Rocket Engines in Russia Formerly the Soviet Union. *J. Propuls. Power*, vol. 19, (no. 6), pp. 1008–1037.
- [4] Sutton, G. P. (2003). History of Liquid Propellant Rocket Engines in the United States. *J. Propuls. Power*, vol. 19, (no. 6), pp. 978–1007.
- [5] Bussi, G. Colasurdo, G. and Pastronef, D. (1995). Analysis of Air-Turborocket Performance. *J. Propuls. Power*, vol. 11, (no. 5), pp. 950–954.
- [6] Avampato, T. J. and Saltielt, C. (1995). Dynamic Modeling of Starting Capabilities of Liquid Propellant Rocket Engines. *J. Propuls. Power*, vol. 11, (no. 2), pp. 292–300.
- [7] Colasurdo, G. Pastrone, D. and Casalino, L. (1998). Optimal Performance of a Dual-Fuel Single-Stage Rocket. *J. Spacecr. Rockets*, vol. 35, (no. 5), pp. 667-671.
- [8] Olds, J. R. (1999). Two Options for Flight Testing Rocket-Based Combined-Cycle Engines. *J. Spacecr. Rockets*, vol. 36, (no. 5), pp. 693-700.
- [9] Ivancic, B. and Mayer, W. (2002). Time- and Length Scales of Combustion in Liquid Rocket Thrust Chambers. *J. Propuls. Power*, vol. 18, (no. 2), pp. 247–253.
- [10] Hagemann, G. Alting, J. Preclik, D. and Gmbh, A. (2003). Scalability for Rocket Nozzle Flows Based on Subscale and Full-Scale Testing Introduction. *J. Propuls. Power*, vol. 19, (no. 3), pp.321-331 .
- [11] Karimi, H. and Nassirharand, A. (2003). Dynamic and Nonlinear Simulation of Liquid-Propellant Engines. *J. Propuls. Power*, vol. 19, (no. 5), pp. 938–944.

- [12] Donahue, B. B. (2004). Beating the Rocket Equation : Air Launch with Advanced Chemical Propulsion. *J. Spacecr. Rockets*, vol. 41, (no. 2), pp. 302-309.
- [13] Tsuchiya, T. (2004). Optimal Conceptual Design of Two-Stage Reusable Rocket. *J. Spacecr. Rockets*, vol. 41, (no. 5), pp. 770-778.
- [14] Bucchi, A. Bruno, C. and Congiunti, A. (2005). Transpiration Cooling Performance in LOX/Methane Liquid-Fuel Rocket Engines. *J. Spacecr. Rockets*, vol. 42, (no. 3), pp. 476–486.
- [15] Song, Y. Yu, N. Zhang, G. Ma, B. Zhou, W. and Huang, X. (2005). Investigation of Novel Hydrogen/Oxygen Thruster for Orbital Maneuver in Space Station. *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 18, (no. 4), pp. 289–294.
- [16] Cai, G. Fang, J. Xu, X. and Liu, M. (2007). Performance prediction and optimization for liquid rocket engine nozzle. *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 11, (no. 2–3), pp. 155–162.
- [17] Lin-shu, S. A. H. (2007). Optimization and Sizing for Propulsion System of Liquid Rocket Using Genetic Algorithm. *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 20, pp. 40–46.
- [18] Bayley, D. J. U. Academy, S. A. F. and Springs, C. (2008). Design Optimization of a Space Launch Vehicle Using a Genetic Algorithm. *J. Spacecr. Rockets*, vol. 45, (no. 4), pp. 733-740.
- [19] Riddle, D. B. Hart, R. J. Burkhalter, J. E. and Jenkins, R. M. (2009). Genetic-Algorithm Optimization of Liquid-Propellant Missile Systems. *J. Spacecr. Rockets*, vol. 46, (no. 1), pp. 151-159.
- [20] Jiang, Y. Ma, Y. Wang, W. and Shao, L. (2010). Inhibition effect of water injection on afterburning of rocket motor exhaust plume. *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 23, (no. 6), pp. 653–659.
- [21] Lijo, V. Kim, H. D. Setoguchi, T. and Matsuo, S. (2010). Numerical simulation of transient flows in a rocket propulsion nozzle. *Int. J. Heat Fluid Flow*, vol. 31, (no. 3), pp. 409–417.

- [22] Zeeshan, Q. Yunfeng, D. Nisar, K. Kamran, A. and Rafique, A. (2010). Multidisciplinary Design and Optimization of Multistage Ground-launched Boost Phase Interceptor Using Hybrid Search Algorithm. *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 23, (no. 2), pp. 170–178.
- [23] Wang, K. Fan, W. Yan, Y. Zhu, X. and Yan, C. (2011). Operation of a rotary-valved pulse detonation rocket engine utilizing liquid kerosene and oxygen. *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 24, (no. 6), pp. 726–733.
- [24] Asraff, A. K. Aparna, R. Kumaresan, D. and Muthukumar, R. (2013). Comparison of Creep Properties of Four Copper Alloys and Creep Based Stress Analysis of a Rocket Engine Combustion Chamber. *Procedia Eng.*, vol. 55, pp. 45–50.
- [25] Elhefny, A. and Liang, G. (2013). Stress and deformation of rocket gas turbine disc under different loads using finite element modelling. *Propuls. Power Res.*, vol. 2, (no. 1), pp. 38–49.
- [26] Junhui, B. Huaiyin, L. Ying, W. and Yongtang, S. (2015). Influence of High-temperature Air on Three-dimensional Nozzle Structure Design. *Procedia Eng.*, vol. 99, pp. 593–599.
- [27] Schoyer, H. F. R. (1995). Design Studies of the Advanced Technology Engine. *J. Propuls. Power*, vol. 11, (no. 6), pp. 1268–1278.
- [28] Ryan, R. S. and Townsend, J. S. (1997). Fundamentals and Issues in Launch Vehicle Design. *J. Spacecr. Rockets*, vol. 34, (no. 2), pp. 192-198.
- [29] Hagemann, G. Terhardt, M. Haeseler, D. and Gmbh, A. (2002). Experimental and Analytical Design Verification of the Dual-Bell Concept Introduction. *J. Propuls. Power*, vol. 18, (no. 1), pp. 116-122.
- [30] Yang, A.-S. and Kuo, T.-C. (2002). Design Analysis of a Satellite Hydrazine Propulsion System. *J. Propuls. Power*, vol. 18, (no. 2), pp. 270–279.
- [31] Dai, W. Liu, Y. Cheng, X. and Ma, B. (2003). Analytical and Experimental Studies of Tile-Shaped Aerospike Nozzles Introduction. *J. Propuls. Power*, vol. 19, (no. 4), pp. 640-645.

- [32] Tormo, V. G. and Serghides, V. C. (2007). Initial Sizing and Reentry-Trajectory Design Methodologies for Dual-Mode-Propulsion Reusable Aerospace Vehicles. *J. Spacecr. Rockets*, vol. 44, (no. 5), pp.1038-1050.
- [33] Zubanov, V. Egorychev, V. and Shabliy, L. (2015). Design of Rocket Engine for Spacecraft Using CFD-Modeling. *Procedia Eng.*, vol. 104, pp. 29–35.
- [34] Huzel, D. K. and Huang, D. H. (1967). *Design of Liquid Propellant Rocket Engines*. Washington D.C., USA, Office of Technology Utilization National Aeronautics and Space Administration.
- [35] Ellis, D. L. (2005). *GRCop-84: A High-Temperature Copper Alloy for High-Heat-Flux Applications*. Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, USA: NASA Report NASA/TM—2005–213566.
- [36] Ellis, D. L. and Michal, G. M. (1996). *Mechanical and Thermal Properties Alloys and NARloy-Z of Two*. Case Western Reserve University, Cleveland, Ohio, USA: NASA Contractor Report 198529
- [37] Christin, F. (2002). Design, fabrication, and application of thermostructural composites (TSC) like C/C, C/SiC, and SiC/SiC composites. *Adv. Eng. Mater.*, vol. 4, (no. 12), pp. 903–912.
- [38] Lacoste, M. Lacombe, A. Joyez, P. Ellis, R. A. Lee, J. C. and Payne, F. M. (2002). Carbon/Carbon extendible nozzles. *Acta Astronaut.*, vol. 50, (no. 6), pp. 357–367.
- [39] Han, J. C. He, X. D. and Du, S. Y. (1995). Oxidation and ablation of 3D carbon-carbon composite at up to 3000°C. *Carbon N. Y.*, vol. 33, (no. 4), pp. 473–478.
- [40] Rebelo Kornmeier, J. Hofmann, M. and Schmidt, S. (2007). Non-destructive testing of satellite nozzles made of carbon fibre ceramic matrix composite C/SiC. *Mater. Charact.*, vol. 58, (no. 10), pp. 922–927.
- [41] Krenkel, W. and Berndt, F. (2005). C/C-SiC composites for space applications and advanced friction systems. *Mater. Sci. Eng. A*, vol. 412, no. (1–2), pp. 177–181.

- [42] Schmidt, S. Beyer, S. Knabe, H. Immich, H. Meistring, R. and Gessler, A. (2004). Advanced ceramic matrix composite materials for current and future propulsion technology applications. *Acta Astronaut.*, vol. 55, (no. 3–9), pp. 409–420.
- [43] Kozlov, A. A. Vorobiev, A. G. Borovik, I. N. Kazennov, I. S. Lahin, A. V Bogachev, E. A. and Timofeev, A. N. (2011). *Development Liquid Rocket Engine of Small Thrust With Combustion Chamber from Carbon - Ceramic Composite Material*. Intech Cc BY-NC-SA 3.0 license.