



**2'NCİ KADEME LOX/RP-1 SIVI YAKITLI ROKET
MOTORU KISALTILMIŞ NOZUL
GEOMETRİSİNİN SAYISAL OLARAK
İNCELENMESİ**

Melih SENCAN

**2021
YÜKSEK LİSANS TEZİ
ENERJİ SİSTEMLERİ MÜHENDİSLİĞİ**

**Tez Danışmanı
Doç. Dr. Engin GEDİK**

**2'NCİ KADEME LOX/RP-1 SIVI YAKITLI ROKET MOTORU
KISALTILMIŞ NOZUL GEOMETRİSİNİN SAYISAL OLARAK
İNCELENMESİ**

Melih SENCAN

**T.C.
Karabük Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Enerji Sistemleri Mühendiliği Anabilim Dalında
Yüksek Lisans Tezi
Olarak Hazırlanmıştır**

**Tez Danışmanı
Doç. Dr. Engin GEDİK**

**KARABÜK
Ağustos 2021**

Melih SENCAN tarafından hazırlanan “2’NCİ KADEME LOX/RP-1 SIVI YAKITLI ROKET MOTORU KISALTILMIŞ NOZUL GEOMETRİSİNİN SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ” başlıklı bu tezin Yüksek Lisans Tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Doç Dr. Engin GEDİK

.....

Tez Danışmanı, Enerji Sistemleri Mühendisliği Anabilim Dalı

Bu çalışma, jürimiz tarafından Oy Birliği ile Enerji Sistemleri Mühendisliği Anabilim Dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir. 16/08/2021

Ünvanı, Adı SOYADI (Kurumu)

İmzası

Başkan : Prof. Dr. Kurtuluş BORAN (GÜ)

.....

Üye : Prof. Dr. Mehmet ÖZKAYMAK (KBÜ)

.....

Üye : Doç.Dr. Engin GEDİK (KBÜ)

.....

KBÜ Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Yönetim Kurulu, bu tez ile Yüksek Lisans derecesini onamıştır.

Prof. Dr. Hasan SOLMAZ

.....

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

“Bu tezdeki tüm bilgilerin akademik kurallara ve etik ilkelere uygun olarak elde edildiğini ve sunulduğunu; ayrıca bu kuralların ve ilkelerin gerektirdiği şekilde, bu çalışmadan kaynaklanmayan bütün atıfları yaptığımı beyan ederim.”

Melih SENCAN

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

2'NCİ KADEME LOX/RP-1 SIVI YAKITLI ROKET MOTORU KISALTILMIŞ NOZUL GEOMETRİSİNİN SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ

Melih SENCAN

Karabük Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Enerji Sistemleri Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı:

Doç. Dr. Engin GEDİK

Ağustos 2021, 47 sayfa

Bu çalışmada, vakum ortamında 2'nci kademe roket motoru olarak görev yapacak, Kerosen (RP1) ve Likit Oksijen (LOX) ile çalışan, 50 kN gücünde 1/100 geometrik genişleme oranına sahip bir roket motorunun performansı teorik olarak incelenmiştir. Teorik çalışmada yanma odasındaki sıcaklık, basınç ve çıkış hızı parametreleri Rocket Propulsion Analysis (RPA), ANSYS Fluent programları kullanılarak sayısal olarak incelenmiş ve elde edilen değerler teorik matematiksel modeller ile karşılaştırılmıştır. Çalışmalarda roket nozul geometrisi olarak üç adet %0, %20 ve %40 oranlarında boyları kısaltılmış konik yapıda nozullar tasarlanmıştır. Nozul malzemesi olarak 7800 kg/m³ özgül ağırlığa sahip sade karbon çeliği seçilmiştir.

Elde edilen sonuçlara göre %20 kısaltılmış nozulda itme gücü %3,74 ve çıkış momentum kaybı %2,45 azalırken motor kütlelerinde %17.1 (29.15 kg) kazanç elde

edilmiştir. %40 kısaltılmış nozulda ise bu değerler sırası ile %5.14, %6.27 ve %43.9 (74.78 kg) olmuştur. Çalışma sonucunda her üç nozul geometrisi için hesaplanan teorik değerlerin, HAD analizi ve RPA analizi sonuçları ile uyumlu olduğu görülmüştür.

Anahtar Sözcükler : SYRM, nozul tasarımı, akış analizi, roket motoru, kısaltılmış nozul teorisi.

Bilim Kodu : 92807

ABSTRACT

M. Sc. Thesis

NUMERICAL INVESTIGATION OF LOX/RP-1 LIQUID FUEL ROCKET ENGINE SHORTENED NOZZLE THEORY

Melih SENCAN

**Karabük University
Institute of Graduate Programs
Department of Energy System Engineering**

Thesis Advisor:

Assoc. Prof. Dr. Engin GEDİK

Aug 2021, 47 pages

In this study, the performance of a rocket engine that will serve as a 2nd stage rocket engine in a vacuum environment, operating with Kerosene (RP1) and Liquid Oxygen (LOX), 50 kN power and 1/100 geometric expansion ratio is theoretically investigated. In the study, the temperature, pressure and output velocity parameters in the combustion chamber were investigated using Rocket Propulsion Analysis (RPA), ANSYS Fluent programs and obtained values were compared with theoretical mathematical models. In the study, three conical nozzles with shortened lengths of 0%, 20% and 40% were designed as rocket nozzle geometry. Plain carbon steel with a specific gravity of 7800 kg/m³ was chosen as the nozzle material.

According to the results obtained, the thrust force and output momentum decreased by 3.74% and output momentum by 2.45%, while a 17.1% (29.15 kg) gain in engine mass was obtained in the 20% shortened nozzle. In the 40% shortened nozzle, these

values were 5.14%, 6.27% and 43.9% (74.78 kg), respectively. As a result of the study, it was seen that the theoretical values calculated for all three nozzle geometries were compatible with the results of CFD analysis and RPA analysis.

Key Word : LPRE, nozzle design, fluid analysis, rocket engine, shortened nozzle theory.

Science Code : 92807

TEŞEKKÜR

Bu tez alıőmasının planlanmasında, araőtırılmasında, yürütülmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini esirgemeyen, engin bilgi ve tecrübelerinden yararlandığım, yönlendirme ve bilgilendirmeleriyle çalıőmamı bilimsel temeller ışığında őekillendiren sayın hocam Doç. Dr. Engin GEDİK'e sonsuz teőekkürlerimi sunarım.

Sevgili eőim ve çocuklarıma manevi hiçbir yardımı esirgemedен yanımda oldukları için tüm kalbimle teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
KABUL.....	ii
ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	vi
TEŞEKKÜR.....	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xi
ÇİZELGELER DİZİNİ	xii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xiii
BÖLÜM 1	1
GİRİŞ	1
BÖLÜM 2	3
ROKET SİSTEMLERİ	3
2.1. KİMYASAL ROKET MOTORLARI.....	3
2.1.1. Sıvı Yakıtlı Roket Motorları (SYRM).....	4
2.1.2. Katı Yakıtlı Roket Motorları (KYRM).....	5
2.1.3. Hibrit Roket Motorları (HRM).....	7
2.2. NÜKLEER ROKET MOTORLARI (NRM)	8
2.3. ELEKTRİKLİ ROKET MOTORLARI (ERM)	8
2.3.1. Elektro Termal Roket Motorları	9
2.3.2. İyon Roket Motorları	9
2.3.3. Plazma Roket Motorları.....	10
BÖLÜM 3	11
ROKET MOTORU TERMODİNAMİĞİ.....	11
3.1 NOZUL ÇIKIŞ HIZI	13
3.2. KÜTLESEL DEBİ	16

	<u>Sayfa</u>
3.3. TERMODİNAMİK İTME DENKLEMİ.....	19
3.4. KUVVET VERİMLİLİĞİ VE KARAKTERİSTİK HIZ.....	20
3.5. ÖZGÜL DARBE.....	25
BÖLÜM 4	26
SÜPERSONİK NOZUL TASARIMI	26
4.1. NOZUL KONFİRİGASYONU.....	26
4.2. KONİK NOZUL TASARIMI	28
4.2.1. Lc (%100) Konik Nozul	29
4.2.2. Lc (%80) Konik Nozul	30
4.2.3. Lc (%60) Konik Nozul	31
4.3. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ (CFD/HAD) ANALİZİ	32
4.3.1. Konik Nozul Mesh Oluşturma.....	33
4.3.2. Türbülans Modeli Seçimi ve Analiz Aşaması	34
BÖLÜM 5	36
SONUÇLAR VE TARTIŞMA	36
5.1. KONİK NOZUL HIZ DAĞILIMLARI	37
5.2. KONİK NOZUL BASINÇ DAĞILIMLARI	38
5.3. KONİK NOZUL SICAKLIK DAĞILIMLARI.....	40
5.4. KONİK NOZUL PERFORMANS DEĞERLENDİRMESİ.....	41
5.4. KONİK NOZUL KAYIP-KAZANÇ DEĞERLENDİRMESİ	42
BÖLÜM 6	44
SONUÇ VE ÖNERİLER.....	44
KAYNAKLAR	45
ÖZGEÇMİŞ	47

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 2.1. SYRM şematik gösterimi.....	5
Şekil 2.2. KYRM şematik gösterimi	6
Şekil 2.3. HRM şematik gösterimi	7
Şekil 3.1. İçten yanmalı motor P-V diyagramı	12
Şekil 3.2. Roket motoru P-V diyagramı.....	12
Şekil 3.3. Basınç oranlarının bir fonksiyonu olarak gaz çıkış hızının grafiği.....	15
Şekil 3.4. Farklı genişleme oranlarına karşılık kuvvet verimliliği oranları grafiği....	23
Şekil 3.5. Basınç oranlarının bir fonksiyonu olarak genişleme oranı grafiği [4].....	24
Şekil 3.6. Yanma odası sıcaklığı ve moleküler ağırlığın bir fonksiyonu olarak karakteristik hız grafiği.....	25
Şekil 4.1. Konik nozul şematik gösterimi	28
Şekil 4.2. Lc uzunluğu %100	29
Şekil 4.3. Lc uzunluğu %80.	30
Şekil 4.4. Lc uzunluğu %60.	31
Şekil 4.5. Konik nozul mesh ağı.	33
Şekil 4.6. Mesh yoğunluğu ile çıkış hızının karşılaştırılması.	34
Şekil 5.1. Hız profili.....	37
Şekil 5.2. Nozul hız grafiği.	38
Şekil 5.3. Basınç profili.....	39
Şekil 5.4. Nozul basınç grafiği.....	39
Şekil 5.5. Sıcaklık profili.	40
Şekil 5.6. Nozul sıcaklık grafiği.....	41

ÇİZELGELER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1. Kimyasal yakıtlı motor kullanan roket örnekleri.	4
Çizelge 4.1. Düzeltme faktörünün genişleme açısına göre değişimi.	27
Çizelge 4.2. Nozul tasarımı için gerekli parametreler.....	29
Çizelge 4.3. $L_c=100\%$ yapısal parametreleri.	30
Çizelge 4.4. $L_c=80\%$ yapısal parametreleri.	31
Çizelge 4.5. $L_c=60\%$ yapısal parametreleri.	32
Çizelge 5.1 Teorik hesaplama, RPA ve HAD Analiz sonuçlarının karşılaştırılması. 41	
Çizelge 5.2. Momentum kaybı ile kütle kazancı karşılaştırılması.	43

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

SİMGELER

F	: İtki kuvveti (N)
C*	: Karakteristik hız (m/s)
Isp	: Özgül darbe (s)
C _F	: Özgül itki katsayısı
k	: Özgül ısılar oranı (C _p /C _v)
ρ	: Yoğunluk (kg/s)
M	: Yanma sonrası ürünlerim moleküler ağırlığı (gr/kMol)
V _e	: Nozul çıkış hızı (m/s)
R ₀	: Evrensel gaz sabiti
P _c	: Yanma odası basıncı (Mpa)
P _e	: Çıkış basıncı (Mpa)
P _a	: Dış ortam basıncı (Mpa)
T _c	: Yanma odası sıcaklığı (K)
T _t	: Nozul boğaz sıcaklığı (K)
T _e	: Nozul çıkış sıcaklığı (K)
A*	: Nozul boğazı ile çıkışı, geometrik oranı
ṁ	: Kütleli debi (m/s)
A _t	: Nozul boğaz alanı (m ²)
D _t	: Nozul boğaz çapı (m)
A _e	: Nozul çıkış alanı (m ²)
D _e	: Nozul çıkış çapı (m)
L _c	: Nozul uzunluğu

KISALTMALAR

RP1 : Rocket Propellant-1 (Roket Yakıtı-1)

LOX : Liquid Oxygen (Likit Oksijen)

SYRM: Sıvı Yakıtlı Roket Motoru

KYRM: Katı Yakıtlı Roket Motoru

HRM : Hibrit Roket Motoru

CFD : Computational Fluid Dynamics

HAD : Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

LPRE : Liquid Propellant Rocket Engine

BÖLÜM 1

GİRİŞ

Roket bilimi, bilinen tarihte Çinliler tarafından MS.1232 yılında, Kaifung-fu savaşında Moğol istilacılarına karşı kullanılmaya başlanmış olsa da, atmosfer üstü uçuşlar için kullanılacak sıvı yakıtlı roket ilk defa 1944 yılında, Alman mühendis Wernher von Braun tarafından tasarlanmıştır. İlk Alman V2 roketinden, 1951 yılında Sovyetler Birliğinin ilk uydusu olan Sputnik-1'in yörüngeye oturtmasına ve 1969 yılında insanoğlunun aya ayak basmasından bugüne kadar roket bilimi devasa bir hızla gelişmiş ve birçok bilim dalına da ilham olmuştur.

Roket motorunun çalışma prensibi temel olarak, Newton'un hareket yasaları, etki-tepki kanununa (3. yasa) dayanır. Etki-tepki yasası şu cümle ile basitleştirilebilir "Her etkiye karşılık eşit ve zıt bir tepki vardır." Roket motorunda süregelen kimyasal reaksiyonların oluşturduğu sıcak gaz yığınları yanma odasında bir basınç oluşturur ve bu basınç kuvvetlerinin dengesizliğinden kaynaklanan tepki kuvveti nozul yardımıyla yönlendirilerek rokete ileri veya yukarı doğru bir devinim kazandırır. Bir roket motorunun kendisiyle beraber taşıdığı oksitleyici ve yakıt sayesinde oksijensiz ortamda çalışabilirler ve vakum uzay ortamında kullanılabilirler.

Bu tez çalışması kapsamında LOX/RP1 sıvı yakıt ile çalışan 2'inci kademe bir roket motorunun teorik olarak tasarımının yapılması ve bu tasarımdaki mihenk taşı sayılabilecek nozulun, geometrik ölçülerinin hesaplanması ve bu tasarlanan konik nozulun %20 ve %40 oranlarında boylarının kısaltılmış modellerinin oluşturulup, çıkışındaki hız, basınç, sıcaklık değerleri ile kütle değişiminin teorik olarak ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri yapılarak incelenmiştir.

Bu çalışmanın birinci bölümü giriş bölümü olup roket motorları ve yapılan çalışma ile ilgili özet bilgiler verilmiştir. İkinci bölümde kimyasal, nükleer ve elektrikli olmak

üzere roket motoru tipleri kapsamlı bir literatür incelemesi ile aktarılmıştır. Üçüncü bölümde roket için önemli termodinamik parametreler olan itki kuvveti (F), nozul çıkış hızı (V_e), kütleli debi (\dot{m}), karakteristik hız (C^*) ve kuvvet verimliliği (C_F) parametreleri tanıtılmıştır. Dördüncü bölümde nozul konfigasyonunu etkileyen düzeltme faktörü hakkında bilgi verilmiş ve teorik olarak %100, %80 ve %60 oranlarında iki boyutlu üç adet nozul tasarımı yapılmıştır. Analiz sonucu bulunan ortalama basınç, sıcaklık ve hız değerleri teorik olarak hesaplanan sonuçlarla ilgili değerlendirmeler beşinci bölümde verilirken çalışmadan elde edilen önemli bilgi ve bulgular ile öneriler altıncı bölüm Sonuç ve Öneriler başlığı altında paylaşılmıştır.

BÖLÜM 2

ROKET SİSTEMLERİ

Roketler, enerji kaynaklarına göre, temel işlev ve kademe sayısına göre farklı tip sınıflarda değerlendirilse de temel olarak roket motorları enerji kaynağına göre üç ana grupta sınıflandırılabilir [1];

1. Kimyasal roket motorları
 - Sıvı yakıtlı roket motoru (SYRM)
 - Katı yakıtlı roket motoru (KYRM)
 - Hibrit roket motorları (HRM)
2. Nükleer Roket Motorları
3. Elektrikli Roket Motorları
 - Elektrotermal Motorlar
 - İyon Roket Motorları
 - Plazma Roket Motorları

2.1. KİMYASAL ROKET MOTORLARI

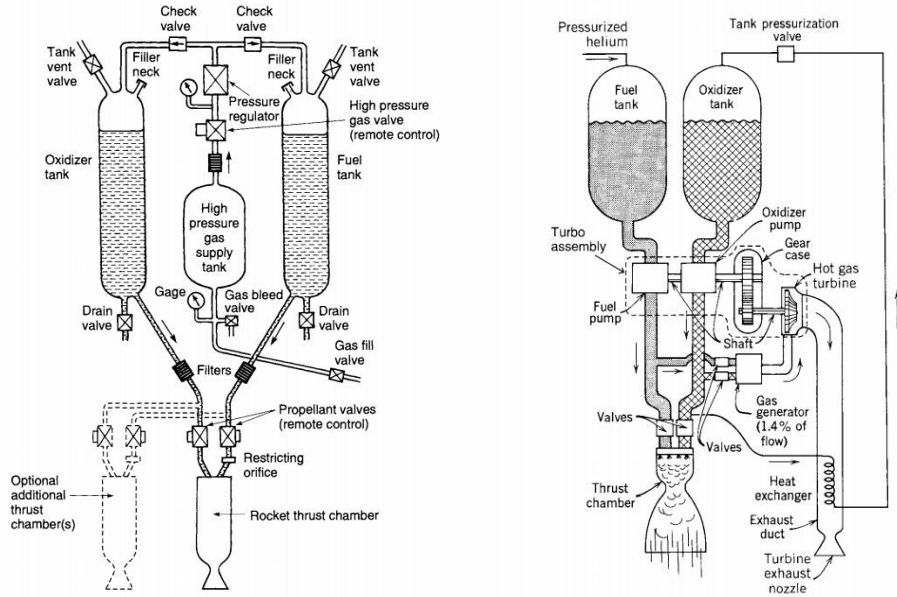
Kimyasal yakıtlı motorlar yakıcı ve yakıtı birlikte gövdesinde bulunduran itki ve tepki prensibine göre çalışan motorlardır. Günümüzde askeri alandan ticari kullanımlara kadar birçok alanda kullanılmaktadır. İçeriğinde yakıcı ve yakıtı aynı anda taşıyabilmesinden dolayı atmosfer dışında da kullanılabilirler. Katı ve sıvı yakıcı-yakıtlı olmak üzere iki gruba ayrılırlar. Özel durumlar için geliştirilmiş hem katı hem sıvı yakıcı-yakıtlı hibrit sistemler de mevcuttur. Çizelge 2.1’de farklı kimyasal roket motoru tipleri örnek olarak verilmiştir [3].

Çizelge 2.1. Kimyasal yakıtlı motor kullanan roket örnekleri.

Roket	Kademe	Motor	Yanıcı Yakıt	Özgül Darbe
Atlas/Centaur	0	Rdyne YLR89-NA7 (x2)	LO ₂ /RP-1	259sl / 292vac
	1	Rdyne YLR105-NA7	LO ₂ /RP-1	220sl / 309vac
	2	P&W RL-10A-3-3 (x2)	LO ₂ /LH ₂	444s vacuum
Titan II	1	Aerojet LR-87-AJ-5 (x2)	N ₂ O ₄ /Aerozine 50	259s sea level
	2	Aerojet LR-91-AJ-5	N ₂ O ₄ /Aerozine 50	312s vacuum
Saturn V	1	Rdyne F-1 (x5)	LO ₂ /RP-1	260s sea level
	2	Rdyne J-2 (x5)	LO ₂ /LH ₂	424s vacuum
	3	Rdyne J-2	LO ₂ /LH ₂	424s vacuum
Space Shuttle	0	Thio SRB (x2)	Solid	242sl / 269vac
	1	Rdyne SSME (x3)	LO ₂ /LH ₂	455s vacuum
	OMS	Aero OMS (x2)	N ₂ O ₄ /MMH	313s vacuum
	RCS	-----	N ₂ O ₄ /MMH	260-280s vac

2.1.1. Sıvı Yakıtlı Roket Motorları (SYRM)

Sıvı yakıtlı motorlar yakıt ve yakıcı çiftinin sıvı formda bulunduğu bu tezin de kapsamına giren tepki kuvvetli motorlardır. Günümüzde uzay mekiklerinde, kıtalar arası balistik füzlerde ve sonda roketlerinde yaygın olarak kullanılmaktadır [3].



Şekil 2.1. SYRM şematik gösterimi [2-3].

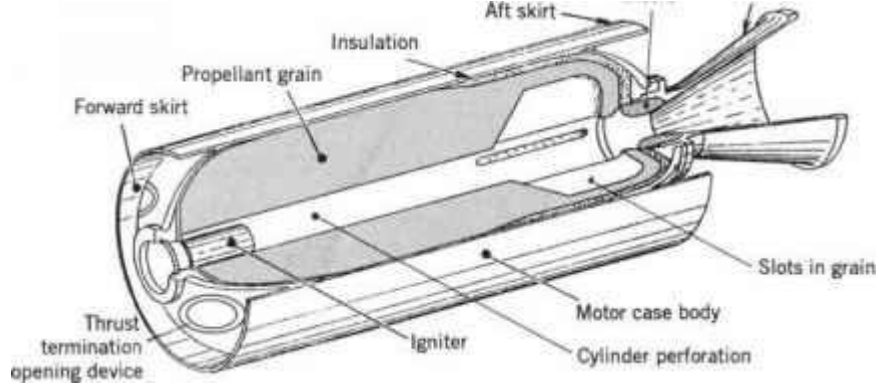
Şekil 2.1’de şematik gösterimi yapılan SYRM’nin çalışma prensibi Brayton çevrimi esaslarına dayanır. Aynı depolarda depolanmış yakıt ve yakıcı pompa vasıtasıyla basınçlandırılıp, atomize şekilde yanma odasına gönderilerek verimli bir şekilde yanması sağlanır. Yüksek sıcaklıklarda yanma odasından ayrılan yanmış gazlar nozul çıkışında yüksek hızlar kazanarak Newton’un üçüncü yasası gereği itki üretir [3].

Sıvı yakıtlı roket sistemleri kendine has avantaj ve dezavantajlara sahiptir, ayarlanabilir itki kuvveti, kontrol edilebilir yanma hızı ve düşük yakıt depo hacmi avantajları olarak sayılırken, fırlatmak için devasa rampalara ihtiyaç duyulması, yakıt kütlelerinin faydalı yükün on katından daha fazla olması, çok karmaşık mühendislik çözümleri gerektirmesi, yakıtın basınçlandırılması için ilave pompa ve boru sistemleri gerektirmesi ile ağırlığının artması ve kullanılan yakıtların çok zehirli ve patlama riskinin olması dezavantajları olarak sayılabilir [3].

2.1.2. Katı Yakıtlı Roket Motorları (KYRM)

Katı yakıtlı roket motoru yakıcı ve yakıt ikilisinin katı formda tek bir yakıt borusu içerisinde bulunduğu daha çok askeri alanda kullanılan roket çeşitleridir. Askeri alanın yanı sıra Space Shuttle gibi uzay programlarında kullanılan mekiklerin yeryüzünden

ilk kalkışlarında ihtiyaç duydukları itme kuvvetini sağlamak için booster olarak kullanım alanları vardır. Şekil 2.2’de katı yakıtlı roket motorunun şematik gösterimi yapılmıştır [3].



Şekil 2.2. KYRM şematik gösterimi [2-3].

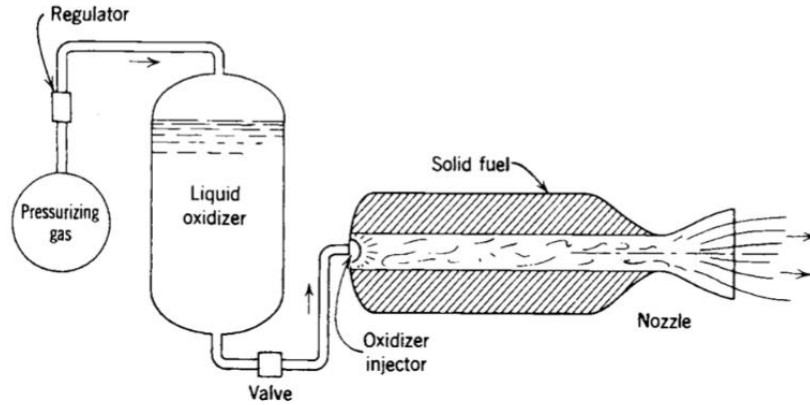
Basit yapılı ve kullanışlı olan bu roketler küçük boyutlu yapılabilirler, yanma miktarını ayarlayacak bir düzenekleri olmadığı için yanma sonlanana kadar itki üretmeye devam ederler aynı zamanda genelde atmosfer içerisinde uçuş yaptığı için büyük kanatçıklara ihtiyaç duyarlar. Kullanılan yakıt tipinden dolayı insan eliyle atılabilecek ebatlardan uzay mekiğini atmosfer dışına çıkarmaya yardım edecek büyüklüğe kadar farklı çeşitleri bulunmaktadır. Genellikle tek kademeli olarak imal edilirler [3].

Katı yakıtlı roketlerin en önemli avantajı taşıma ve saklamadaki kolaylığıdır. Bunun yanında kullanılan yakıt türleri kolay elde edilebilir ve ucuzdur. İlk kalkış hızları yüksek olduğu ve kısa zamanda hedefe vardığı için askeri kullanımlarda tercih edilmektedir. Nozul ısı kontrolü için ek bir sisteme ihtiyaç duymazlar ve her zaman ateşlemeye hazır tutulabilirler [1].

Bu roketlerin dezavantajları ise, roket bir kere ateşlenirse durdurulamaz. Eğer yakıt ve yakıcı karışımı homojen olarak yapılmadıysa roket motrunda tahribata neden olabilir ve son olarak da roketin yanma hızı kontrol edilemez [1].

2.1.3. Hibrit Roket Motorları (HRM)

Hibrit roket motorları yakıcının sıvı ve yakıtın katı formda bulunduğu hibrit bir sistemdir. Yakıtın katı olarak kullanılmasıyla SYRM'nun yüksek maliyet dezavantajından ve yakıcının sıvı formda kullanılmasıyla katı yakıtlı roket motorlarının dezavantajlarından kaçınılmaya çalışılmıştır. Şekil 2.3'de hibrit roket motoru şematik olarak gösterilmiştir [4].



Şekil 2.3. HRM şematik gösterimi [2].

Hibrit roket motorlarında kullanılan yakıtın patlama riski bulunmadığı için bir bölgeden bir bölgeye sevki güvenli bir şekilde yapılabilir. Yakıcı sıvının kütleli debisi ayarlanarak yanma hızı değiştirilebilir. Kullanılabilecek yakıt hammedesi türü katı ve sıvı yakıtlı roketlere göre oldukça fazladır. Diğer roket çeşitleri ile karşılaştırıldığında yakıt üretim ve nakliye maliyetleri oldukça düşüktür [2].

Bu motorlarda yanma yakıtın buharlaşması ile gerçekleştirildiği için yanma hızı yavaştır ve beklenen anlık yüksek itki kuvvetini sağlayamamaktadır, bu yüzden belirli bir hıza ve irtifaya ulaşmış roketi daha yüksek irtifaya çıkarmak ve daha uzun süre yanma gerçekleştirmek için daha uygundur. Yakıt çekirdeğinin yanma yüzeyi giderek arttığı için yanma oranı başlangıçtaki değere göre değişmektedir bu da çalışma verimini olumsuz etkilemektedir [2].

2.2. NÜKLEER ROKET MOTORLARI (NRM)

Kimyasal roketlerde kullanılan konvensiyonel yakıtlar ile roketin yanma veriminin daha fazla arttırılamaması yani nozul çıkış hızı, yanma odası sıcaklığı, özgül darbe gibi değerlerin belli termodinamik sınırlar içinde kalınması nedeniyle nükleer fisyon (parçalanma) veya füzyon (birleştirme) tepkimeleri ile çalışan roket motorları araştırılmaya başlanmıştır [2].

Nükleer roket sistemleri yüksek güç ve özgül darbe üretimi göz önüne alındığında kullanılabilir olarak görünebilir ancak kendine özgü dezavantajları vardır. Bilim insanları ve mühendisler nükleer reaksiyonun kontrolü, çekirdeğin yüksek sıcaklık ve radyasyona dayanımı, nozul soğutma sisteminin ağırlığı ve insanlı uçuşlarda uygulanması gereken radyasyon kalkanı konusunda endişe duymaktadırlar [3].

Nükleer sistemler 1100 s'lere varan teorik özgül darbe kuvvetleri ile gezegenler arası uçuş sürelerini kısaltması ve gezegenlerin optimum konumlarında olmasa dahi fırlatma zamanında esnekliğe izin vermesi nedeniyle son yıllarda tekrar ilgi görmeye başlamıştır.

2.3. ELEKTRİKLİ ROKET MOTORLARI (ERM)

Adından da anlaşıldığı gibi elektrik enerjisini ya doğrudan ya da başka enerji türlerine çevirmek amacıyla yapılmış motorlardır. Bu nedenle büyük elektrik gereksinimleri vardır. Elektrik enerjisi ise jeneratörlerden elde edilir ve jeneratöründe yakıtı yine kimyasal bir yakıttır. Bu nedenle akü sistemleri ve güneş enerjisini elektrik enerjisine çeviren ara sistemlere ihtiyaç vardır. Bunlar da hem yükü hem de maliyeti arttırlar. Ancak gezegenler arası uydular için uzun zamanda büyük hızlar elde etmeye olanak tanıdığından dış gezegenlere gönderilen uydularda ve yer yüzündeki uyduların ara yörüngelere oturtulmasında kullanılırlar [3].

2.3.1. Elektro Termal Roket Motorları

Motor yapıları, kimyasal roket motorlarına çok benzemektedir. Basitçe kimyasal bir motorun elektrik ısıtıcısı olmuş halidir. Bir patlama olmadan elektrik enerjisiyle patlama (genleşme ve moleküler bozulma sağlanarak) elde edilerek bir itme kuvveti yaratılır. Ancak gaza verilecek ısı moleküllerin atomlarına ayrılmasına harcanacağından verim kaybı büyük olur. Sistemin gereksinim duyduğu elektrik enerjisi genellikle güneş pillerinden elde edilir. Şu anda Resistojet ve Arcjet olarak adlandırılan iki elektrotermal motor türü kullanılmaktadır. Resistojet sisteminde gaz elektrik ile ısıtılarak itme sağlanmakta, Arcjet sisteminde ise yanıcı gaz ateşlenerek itme sağlanmaktadır. Burada ateşlemeyi sağlayan elektrik donanımdır. Arcjet'lerin termal verimi az olduğundan, geniş güneş panelleri ve yörünge aktarımı sırasında uzun görev süresine ihtiyaç duyarlar. Bu nedenle yörünge aktarımları için uygun değildir [3].

2.3.2. İyon Roket Motorları

Bu tip motorlar ilk defa Oberth tarafından ortaya atılmıştır. Prensip olarak elektrik ile iyonlaştırılan atomların elektrik ve manyetik alanlar tarafından ivmelendirilmesine dayanmaktadır. Bu da kimyasal motorların geliştirilmiş bir halidir. Çünkü iyon için gaz kullanılmaktadır. En büyük özellikleri ise egzoz hızlarının yüksek olmasıdır. Egzoz hızı 10000 km/saniye kadar çıkabilmektedir. Halbuki kimyasal motorlarda bu değer 3 km/saniye dolayındadır. Bu da yakıt yükünde büyük bir tasarruf sağlar. Bu sistemin çalışma süresi kısa olduğundan küçük yörünge düzeltmelerinde kullanılmaktadır. Yakıt olarak genelde buharlaştırılmış Sezyum (Cs) kullanılmaktadır. Şimdiye kadar Civa ve Sezyum kullanan iki tür elektrostatik motor yapılmıştır. 20 Temmuz 1964 yılında ise ilk denemeleri gerçekleştirilmiştir. Sezyumun atom ağırlığının iki katı bir element kullanılırsa ivmelendirme dört katına çıkabilmektedir. Bu motorların %90 gibi yüksek bir verimliliği olduğu halde uzun süre çalıştırılmamaları bir dezavantajlarıdır [3].

2.3.3. Plazma Roket Motorları

Henüz deney aşamasındaki motorlardır. Bu tip motorlarda gaz plazma haline getirilmekte, egzoz giden yanma odasında (bu odada kimyasal bir yanma ve ısı üretimi söz konusu değildir) elektromanyetik bir ortam elektrik akımıyla sağlanarak plazmanın egzoz dışına doğru hareketi mümkün kılınmaktadır. Hem yakıtı plazma haline getirmek hem de güçlü bir manyetik alan yaratmak için çok fazla elektrik üretimine ihtiyaç vardır. Plazma motorları çok karışık ve ağır yapılardır. Böyle bir motora sahip uydunun yörünge dışına çıkarılması çok zordur. Ancak yörüngede montajı mümkündür. Gaz olarak da Helyum atomu kullanılmaktadır. 15 km/saniye gibi yüksek itme hızları elde edilebilmektedir [3].

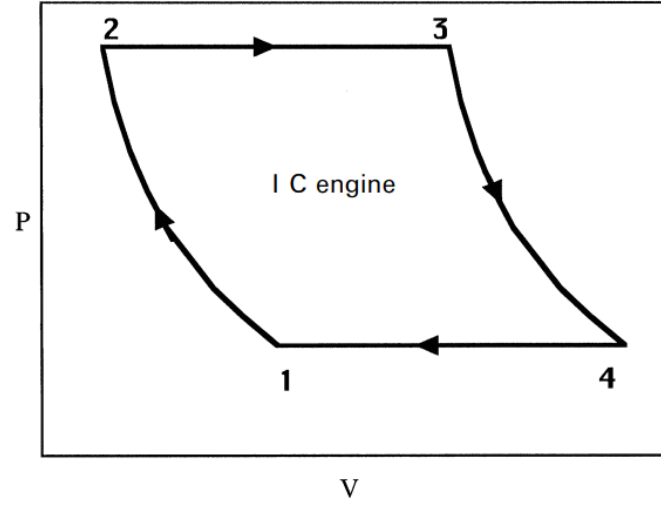
BÖLÜM 3

ROKET MOTORU TERMODİNAMİĞİ

Bölüm 3.3’de detaylı olarak anlatılacak olan itme gücü hesaplamasında kullanılan denklem (3.20) bize egzoz çıkış hızı (V_e) ve çıkış basıncı (P_e)’nin, belirli bir atmosfer basıncını ifade eden (P_a)’ya nasıl bağlı olduğunu gösterir. Buradaki egzoz hızı (V_e) kısmen nozul performansına ve dolayısıyla (P_e)’ye bağlı olduğundan, bağımsız bir parametre değildir. Aynı şekilde itme gücü yanma odası sıcaklığı (T_e) ve basıncı (P_c) gibi bağımsız parametreler ve çıkış basıncı (P_e) cinsinden de ifade edilmelidir. Bunu yapabilmek için roket motorunu bir ısı motoru olarak değerlendirebileceğimiz termodinamik bir argüman gerekir.

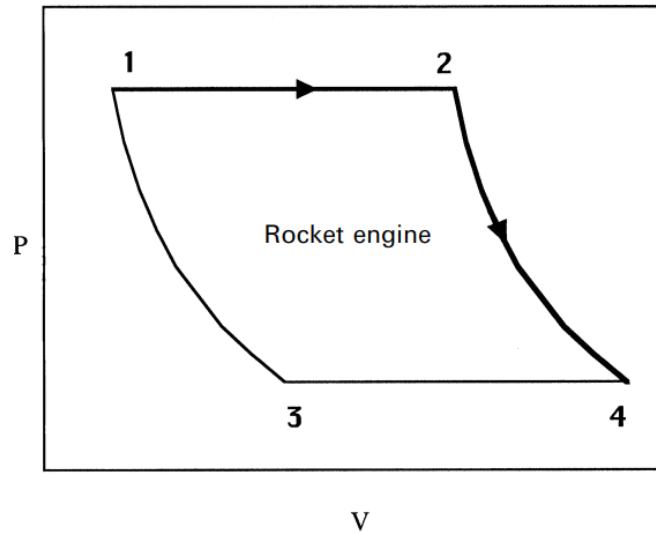
Bir ısı motoru, ısıtılmış bir akışkandaki moleküllerin kaotik hareketini, bir pistonun düzenli hareketine veya bir roket motorunda ise yüksek hızlı bir gaz akışına dönüştürür. Bu süreçte akışkan genişler ve soğur. Bu termodinamik davranış, gazdaki iç ve kinetik enerji ile ilgili bağıntıları ve nozul boyunca akan akışkan için süreklilik denklemini içerir. Bunu gerçekleştirilebilmek için gazın sistem içinde adyabatik (izentropik) olarak genişlediği kabulü yapılmıştır [4].

Bahsi geçen kaotik akışkan hareketi aslında termal enerjinin kinetik enerjiye dönüştürülmesidir. Bu dönüşüm buhar veya ısı makinaları ile roket motorlarında benzer şekilde gerçekleşmektedir. Şekil 3.1’de içten yanmalı bir motorun P-V diagramı görülmektedir [4].



Şekil 3.1. İçten yanmalı motor P-V diyagramı [4].

Şekil 3.1. de içten yanmalı bir motorda 1'den 2'ye giderken yakıt hava karışımının sıkıştırıldığı görülür, ateşlemeden sonra oluşan egzoz gazlarının sabit basınçta genişlemesiyle 2'den 3'e giderken pistonun aşağı hareketi gözlenir. Bu hareketi 3'ten 4'e giderken adyabatik genişleme izler egzoz gazı bu evrede hem iş yapar hem de kendini soğutur. Son olarak 4'ten 1'e giderken gazın sabit bir basınçta dışarı atıldığı görülür [4].



Şekil 3.2. Roket motoru P-V diyagramı [4].

Roket motorlarında ise içten yanmalı motorlarda olduğu gibi durup başlayan bir giriş rejiminin olmaması ve bunun yerine sisteme küçük zaman aralığında sabit miktarda yakıt-yakıcı girişi olduğundan; Şekil 3.1'deki PV diagramında 1'den 2'ye giden kısımdaki basınçlandırma işleminin turbo pompalar sayesinde sağlandığı, 2'den 3'e giderken yakıt-yakıcının yakıldığı ve sabit basınçta nozula kadar genişlediği, 4'e kadar da nozul boğazından çıkan gazın tükenene kadar adyabatik olarak genişlediği ve aynı zamanda roket motorlarında ileri geri giden bir piston bulunmadığı için 4'ten 1'e giden ayrı bir egzoz evresi olmadığı düşünüldüğünde Şekil 3.1 içten yanmalı motor P-V diagramı ile Şekil 3.2 Roket motoru P-V diagramı arasındaki benzerlik açıkça görülmektedir.

$$F = \dot{m} \cdot V_e + P_e \cdot A_e - P_a \cdot A_e \quad (3.1)$$

Yukarıdaki bilgiler ışığında Denklem 3.1 de verilen itme kuvveti denklemi artık, ısının kinetik enerjiye dönüşümü göz önünde bulundurularak termodinamik terimlerle detaylandırılabilir, bu egzoz hızı (V_e) ve kütleli debi (\dot{m}) ile somutlaşır.

3.1. NOZUL ÇIKIŞ HIZI

Roket motorlarında yakıt-yakıcı çifti yanma odasına sabit ve uygun bir basınçta girdiği ve ateşlendiği belirtilmiş olup, bu proseste üretilen gaz, yanmanın kimyasal enerjisi ile ısıtılır ve nozul boyunca genişler. Sürekli devam eden bu süreç ancak ısıtma ve genişlemenin birbirini takip eden iki süreç olduğu varsayılarak analiz edilebilir. Bu işlem nozul içerisinde sabit bir gaz kütlesi kabul edilerek ve onu nozul içerisinde takip edilerek yapılabilir [4].

Yukarıdaki kabulden yola çıkılarak egzoz hızı (V_e), egzoz gazının kinetik enerjisini, soğudukça ve nozul boyunca genişledikçe gazın entalpisindeki (veya iç enerjisindeki) değişime eşit olarak ayarlanarak elde edilebilir. Bunun izentropik koşullar altında olduğu varsayılır. Nozul duvarlarına hiçbir ısı geçişi olmadığı ve egzoz gazının mükemmel bir gaz gibi davrandığı kabul edilir [4].

Kabul edilen bu gaz küttesindeki iç enerji değişimi Denklem 3.2 verilmiştir.

$$Cp \cdot M \cdot (Tc - Te) \quad (3.2)$$

Enerjideki bu değişim, egzoz gazının kinetik enerjisindeki $\frac{1}{2} \cdot M \cdot Ve^2$ ile temsil edilen kazanca eşittir. Kinetik enerji değişimi ve gaz kütlesindeki iç enerji değişimi eşitlendiğinde, elde edilen sonuç egzoz hızının karesi Denklem 3.3’de verilmiştir [4].

$$Ve^2 = 2 \cdot Cp \cdot (Tc - Te) \quad (3.3)$$

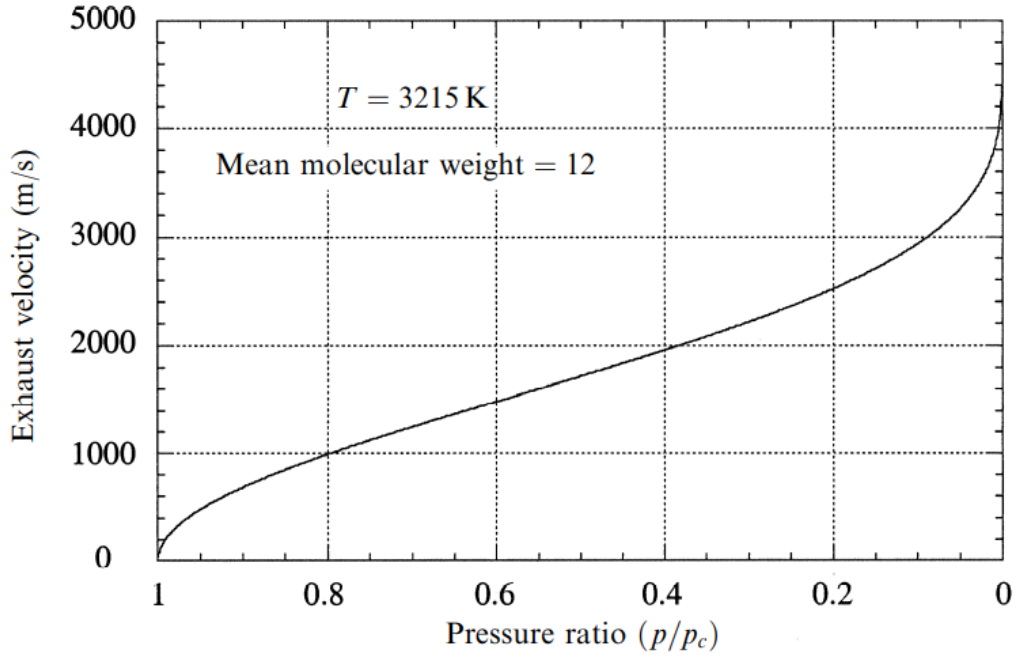
Yanma odasının sıcaklığının ölçümü kolay olmakla birlikte bu sıcaklık genellikle yakıt-yanıcı çiftinin yanma oranına bağlı olarak değişir. Yanma odası sıcaklığı, yanma odası ve nozul tasarımına bağlı olarak değişmez. Çıkış sıcaklığını ölçmek çok daha zordur ve bu sıcaklık nozul tasarımına göre değişmektedir. Belirtilen sebepler ve itme denkleminin halihazırda egzoz basıncını içeriyor olmasından dolayı egzoz koşulları adyabatik ve izentropik genişleme denklemleri 3.4 ve 3.5 ile ifade edilebilir [4].

$$P \cdot V^k = Sbt. \quad (3.4)$$

$$T \cdot P^{k(k-1)} = Sbt. \quad (3.5)$$

k değeri sabit basınçtaki özgül ısı “Cp” ile sabit hacimdeki özgül ısı “Cv” nin aralarındaki oranıdır. Hava için normal şartlar altında 1.3 değerini alır ve yüksek sıcaklıktaki roket motoru egzoz gazları için k değeri daha küçüktür. “k” özgül ısı “Cp”, universal gaz sabiti “R” ve egzoz gazlarının moleküler ağırlığına “M” bağlıdır. Bu bağıntını Denklem 3.6’da gösterilmiştir.

$$Cp = \frac{k}{k-1} \cdot \frac{R}{M} \quad (3.6)$$



Şekil 3.3. Basınç oranlarının bir fonksiyonu olarak gaz çıkış hızının grafiği [4].

Denklem 3.5 ve 3.6'deki "Te" ve "Cp" hız denkleminde yerine konulduğunda, çıkış sıcaklığından bağımsız bir egzoz hız denklemi elde edilir. Bu denklem 3.7'de verilmiştir.

$$Ve^2 = \frac{2k}{k-1} \cdot \frac{R.Tc}{M} \left[1 - \left(\frac{Pe}{Pc} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (3.7)$$

$(Pe/Pc)^{(k-1)/k}$ Denklem 3.2 ve 3.3 de gösterilen sıcaklık farkının, yanma odası ile çıkış basınç farkı olarak gösterimidir. Vakum ortamında $Pe=0$ olduğu kabul edilirse egzoz hızı eşitliği Denklem 3.8'deki gibi ifade edilir [4].

$$Ve^2 = \frac{2k}{k-1} \cdot \frac{R.Tc}{M} \quad (3.8)$$

Bu eşitlik genellikle roket motorunun vakum ortamda daha verimli çalıştığını gösterir ve itme kuvveti de egzoz hızıyla orantılı olarak artar. Şekil 3.3'de basınç oranının bir fonksiyonu olarak egzoz çıkış hızı grafiği verilmiştir. Grafikte sabit yanma odası basıncına karşılık egzoz çıkış basıncı sıfıra yaklaştıkça egzoz hızının nasıl arttığı

açıkça görülmektedir. Sonuç olarak, egzoz hızı bir roket motoru için en önemli performans göstergesidir. Aracın son hızını belirler ve itme kuvveti gelişimine önemli bir katkıda bulunur. Egzoz hızı itici gazın kimyasal özelliklerine, moleküler ağırlığına ve nozul'un genleşme oranına bağlıdır. Egzoz hızı 1 MN'luk büyük bir iticide veya 1 μ N'luk minik bir iticilerde de aynı değeri alabilir.

3.2. KÜTLESEL DEBİ

Roket termodinamiğinde kullanılan diğer önemli bir parametre kütleli debidir. Bu terim yanma odasının ve nozulun tasarımına göre belirlenir. Öncelikle egzoz hızı tanımlanır, sonrasında nozulun kesit alanı ve yanma odası basıncı ve nihayetinde çıkış basınç oranına göre kütleli debi tespit edilir.

Kütleli debi nozul boyunca düzgün bir akış durumunda sabittir, çünkü yanma odasına giren tüm gazın egzozdan nozul'u terketmesi gerekmektedir. Aynı şekilde nozul boyunca basınç, tasarım şekline bağlı olarak azalır. Gazın yoğunluğu basınca bağlı olarak önemli ölçüde değişime uğrar; nozul boğazında en yüksek seviyede iken egzoz çıkış bölgesinde ise düşük bir seviyededir. Diğer taraftan hız yükselir ve çıkışta maksimum seviyesine ulaşır.

Kütleli debi basit olarak Denklem 3.9'deki gibi gösterilir.

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A \quad (3.9)$$

Daha önce türetilen 3.7 numaralı egzoz hızı denkleminde yararlanılarak nozuldaki herhangi bir yerdeki hız değeri Eşitlik 3.10 ile hesaplanabilir.

$$V^2 = \frac{2k}{k-1} \cdot \frac{R \cdot T_c}{M} \left[1 - \left(\frac{P}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (3.10)$$

Denklem 3.10'da verilen hız denklemini Denklem 3.9 kütleli debi denkleminde yerine konulduğunda, Denklem 3.11 elde edilir.

$$\dot{m} = \rho \cdot A \cdot \left\{ \frac{2k}{k-1} \cdot \frac{R.Tc}{M} \left[1 - \left(\frac{P}{Pc} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3.11)$$

Denklem 3.11’de henüz yoğunluk (ρ) bilinmemektedir ve ilerleyebilmek için bunun bilinen parametreler ile ifade edilmesi gerekir. Aslında gaz yoğunluğu adyabatik genişleme için gaz yasaları ile nozul basıncı ve nozul kesit alanına bağlıdır. Denklem 3.12 ve 3.13’de belirtildiği gibi ideal gaz kanunu kullanarak, yoğunluk Denklem 3.14 ve 3.15’de olduğu gibi iki şekilde ifade edilebilir.

$$P.V = n.R.T = \frac{\rho}{M}.R.T \quad (3.12)$$

$$P.V^k = Sbt. \quad (3.13)$$

$$\rho = Pc \cdot \frac{M}{R.T} \quad (3.14)$$

$$\frac{\rho}{\rho c} = \left(\frac{P}{Pc} \right)^{\frac{1}{k}} \quad (3.15)$$

Bu formülasyonda, söz konusu nozulda belirli yerlerdeki yoğunluk ve basınç, yanma odasındaki basınç ve yoğunluk, gaz yasaları ile tanımlanan genişleme “k” cinsinden ifade edilebilir [4].

$$\rho = \frac{Pc.M}{R.Tc} \cdot \left(\frac{P}{Pc} \right)^{\frac{1}{k}} \quad (3.16)$$

Bazı düzenleme ve sınıflandırma işlemlerinden sonra kütleli debi Denklem 3.17’de aşağıdaki gibi verilebilir.

$$\dot{m} = Pc \cdot A \cdot \left\{ \frac{2k}{k-1} \cdot \frac{M}{R.Tc} \left[1 - \left(\frac{P}{Pc} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3.17)$$

Aynı denklemi kullanarak herhangi bir basınç noktasındaki kesit alanını da bulmak mümkündür. Buna göre;

$$A = \frac{\dot{m}}{P_c} \left\{ \frac{2k}{k-1} \cdot \frac{M}{R.T_c} \cdot \left(\frac{P}{P_c} \right)^{\frac{2}{k}} \left[1 - \left(\frac{P}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{-\frac{1}{2}} \quad (3.18)$$

Eşitlik 3.18 tasarımcıya bölgesel basınç ile kesit alanın bağıntısını verirken, nozulun şekli hakkında bir bilgi vermez. Bu da nozul tasarımında kullanılacak nozul genişleme açısı hakkında tasarımcıya bir miktar özgürlük sağlamaktadır [4].

Daralan genişleyen nozullar boğaz bölgesinde birleştirilmiş iki adet koniden oluşmaktadır. Bu daralan ve genişleyen şekil uygun bir gaz genişlemesini, basınç ve yoğunluğu kesit alanına bağlı olarak üretecektir. Ancak hipersonik gaz akış çizgileri birleşimdeki keskin kenar ile etkileşime gireceği için bu yaklaşımda verimsizlikler olacaktır ve buda şok dalgaları üretecektir. Bu problemi aşmak için uygun nozul boğaz rejimini ve uygun nozul eğrisini türetmek karakteristikler metodunu kullanarak mümkündür. Ancak bu konu tez çalışması kapsamı dışında kalmaktadır. Bu çalışmada basit koni şekilli nozul kullanılacaktır. Konik nozullar da gaz akış hattı ile tasarlanan nozul konturu tam olarak uyumlu olmadığı için bir miktar itme kuvvetinde kayıp yaşanmasına rağmen, nozul boyunun kısaltılmasıyla ağırlıktan elde edilen kazanç bu kaybı telafi etmektedir [4]

Daha kısa nozul geometrisi tasarlamak roketin ölü kütlelerinin azaltılmasına ve daha iyi bir faydalı yük-kütle oranının elde edilmesini sağlayacaktır. De Laval (Yakınsak-İraksak nozul) roket nozulu, bir uzaksak koniye birleştirilmiş düzgün şekilde kavisli bir yakınsak parçaya sahiptir. Bu şekilde akış çizgileri tüm kontur boyunca eksenel olacak şekilde sınırlandırılır bu da itme kuvvetinin nozul eksenini boyunca gelişmesini ve hiçbirinin sapma nedeniyle kaybolmamasını sağlar [4].

Nozul boğaz alanı A^* ile gösterilir ve roket motoru için önemli bir parametredir. Daha önce incelenen (A_e) nozul çıkış alanı dış ortam koşullarına bağlı olarak tasarımcı

tarafından belirlenir ve aynı boyuttaki motorlar için farklı değerler alabilir. Denklem 3.19'da da kütleli debinin boğaz alanına oranını veren eşitlik verilmiştir.

$$\frac{\dot{m}}{A^*} = P_c \left\{ k \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \frac{M}{R.T_c} \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3.19)$$

3.3. TERMODİNAMİK İTME DENKLEMİ

Termodinamik bağıntılardan türetilen egzoz çıkış hızı (V_e) ve kütleli debiyi (\dot{m}) 3.1 numaralı itme kuvveti denkleminde yerine konulduğunda denklem 3.20'i elde edilir.

$$F = P_c \cdot A^* \cdot \left\{ \frac{2k^2}{k-1} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + P_e \cdot A_e - P_a \cdot A_e \quad (3.20)$$

Denklem 3.20 üç terimden oluşan tam termodinamik itme denklemi olup, bu terimler kütle atımı ile ilgili Newton itkisi, egzoz akışındaki statik basıncın nozuldan çıkarken hızlanma kuvveti ve ortam basıncından kaynaklanan gecikme kuvvetidir.

Bahsi geçen türetilmiş denklem artık kütleli debi ve egzoz çıkış hızı gibi bireysel ifadelerde kullanılan moleküler ağırlık ve sıcaklık ifadelerini içermemekte olup, bunun yerine yanma odası ve egzoz basıncı parametrelerini kapsamaktadır. Kütleli debi, sıcaklık üzerinden moleküler ağırlığın kare kökü ile orantılı olan yoğunluğa, hız ise sıcak gazın içerdiği enerjiye bağlıdır ve moleküler ağırlık üzerinden sıcaklığın karekökü ile belirlenir. Bu, roket motorlarının performansında sıcaklığın ve moleküler ağırlığın önemli olmadığı anlamına gelmez. İtme kuvvetini, sıcaklığa ve moleküler ağırlığa bağlı olarak egzoz hızı, yanma odası sıcaklığı ve ağırlık olarak boğaz bölgesi tarafından belirlenen kütleli debi oluşturur. İlk faktör, esas olarak roket motorunun boyutu ve şekli ile, ikincisi ise, itici gaz kombinasyonu ve yanma koşulları tarafından belirlenir. Denklem başında yer alan boğaz bölgesi ve oda basıncının çarpımı roket motorunun boyutunu ve diğer mekanik tasarım özelliklerini belirleyen sabit bir parametredir [4].

Roket motor boyutunun temel parametresi boğaz bölgesinin alanı olan (A^*) dır. Nozulun belirleyici özelliği çıkış alanı olan (A_e) olup nozulun şekli boyutsuz bir parametre olan genişleme oranı A_e/A^* ile ifade edilir. Bu beklenen ortam basıncına bağlıdır. Alçak irtifa kullanıma yönelik tasarlanan birinci kademe motorlarda bu oran yaklaşık 10 iken, yüksek irtifada çalışacak roket motorlarında bu oran 80'in üzerindedir. Teorik olarak maksimum verimlilik için çıkış basıncı (P_e)'nin ortam basıncı olan (P_a)'ya eşit olması gerektiğini ve bu değerın geometrik genişleme oranı ile kontrol edildiğini unutmamak gerekir. Geometrik genişleme oranı için boğaz bölgesinde ve çıkış bölgesindeki birim alan başına kütleli debi kullanılarak Denklem 3.21 deki gibi yeni bir ifade türetilir.

$$\frac{A_e}{A^*} = \left\{ \frac{\left(\frac{k-1}{2}\right) \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{2}{k}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3.21)$$

3.4. KUVVET VERİMLİLİĞİ VE KARAKTERİSTİK HIZ

Roket motorunun performansını tanımlayabilmek için kuvvet verimliliği ve karakteristik hız olmak üzere iki parametre kullanılmaktadır. Kuvvet verimliliği (C_F) doğrudan nozulun performansını tanımlarken, karakteristik hız (C^*) ise yanma odası ve yakıt-yakıcı çiftinin performansını tanımlar [4].

Kuvvet verimliliği roket motoru yanma odasında üretilen sıcak gazların tarafından üretilen itme enerjisinin verimliliğinin bir ölçüsüdür. Denklem 3.22'de gösterildiği gibi itme kuvvetinin, yanma odası basıncının ile boğaz bölgesi alanının çarpımına oranıdır.

$$C_F = \frac{F}{P_c A^*} \quad (3.22)$$

Eğer itme kuvveti denklemi 3.22 de yerine konulursa;

$$F = Pc \cdot A^* \left\{ \frac{2k^2}{k-1} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{Pe}{Pc} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + Pe \cdot Ae - Pa \cdot Ae \quad (3.23)$$

Eğer Denklem 3.23 teorik kuvvete ($Pe \cdot A^*$) bölünürse kuvvet verimliliği bağıntısı elde edilir.

$$C_F = \left\{ \frac{2k^2}{k-1} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{Pe}{Pc} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + \left(\frac{Pe}{Pc} - \frac{Pa}{Pc} \right) \cdot \frac{Ae}{A^*} \quad (3.24)$$

Denklem 3.22'deki kuvvet verimliliği yanma odası basıncı "Pc" yanma odasına eklenecek bir sensor ile ve itme kuvveti "F" statik ateşleme esnasında test ünitesi vasıtasıyla ölçülerek gerçek değerler ile bulunabilir. Denklem 3.24 kullanılarak ise kuvvet verimliliği teorik olarak hesaplanabilir. Bu iki denklem arasındaki fark kullanılarak nozul performansı hakkında bir ön değerlendirme yapılabilir. Böylece uygun bir boğaz alanı, yanma odası basıncı ve belirli bir ortam basıncı için geometrik genişleme oranının etkileri hesaplanabilir.

Kuvvet verimliliği ortam basıncına doğrudan bağlı olmakla birlikte, vakum koşullarında her zaman belirli bir ortam basıncındakine göre daha büyük değer alır. $Pa=0$ iken C_F denklemi 3.25'de verilmiştir [4].

$$C_F = \left\{ \frac{2k^2}{k-1} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{Pe}{Pc} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + \frac{Pe}{Pc} \cdot \frac{Ae}{A^*} \quad (3.25)$$

Vakum ortamdaki kuvvet verimliliği ile belirli bir ortam basıncındaki kuvvet verimliliği arasındaki bağıntı denklem 3.26'da verilmiştir.

$$C_F = C_{Fv} - \frac{Ae \cdot Pa}{Pc \cdot A^*} \quad (3.26)$$

İtke katsayısını değerlendirmek için çıkış basıncı P_e sıfıra eşitlenebilir, bu durumda genişlemenin mükemmel olduğu ve roket motorunun vakumda çalıştığı varsayılır. $P_e=0$ durumundaki kuvvet verimliliği bağıntısı denklem 3.27'de verilmiştir.

$$C_F = \left\{ \frac{2k^2}{k-1} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3.27)$$

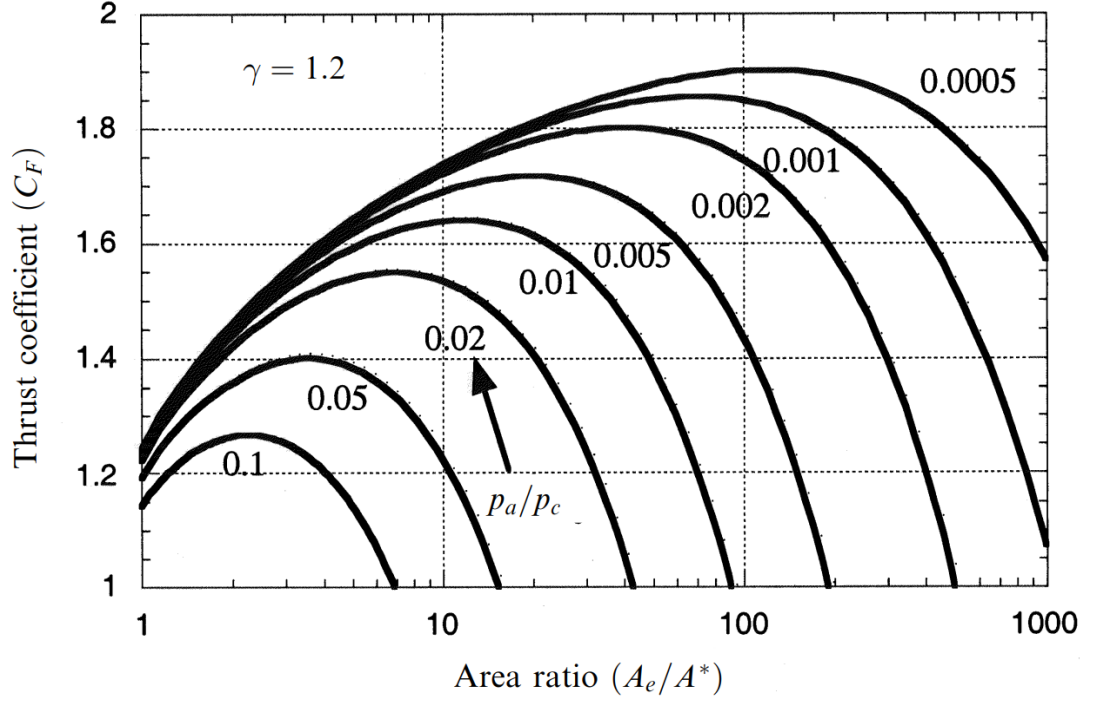
Denklem 3.27'deki kuvvet verimliliğini boğaz, egzoz basıncı ile boğaz, egzoz alanı aynı olan kavramsal bir roket motoru ile karşılaştırdığımızda nozulu olmayan silindirik bir boru formundaki kavramsal bir motor da P^*/P_e ile A^*/A_e eşit olacağından,

$$\frac{A^*}{A_e} = \frac{P^*}{P_e} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3.28)$$

Denklem 3.28 kullanılarak türetilen nozulu olmayan kavramsal bir roket motoru itki kuvveti verimliliği bağıntısı Denklem 3.29'da verilmiştir.

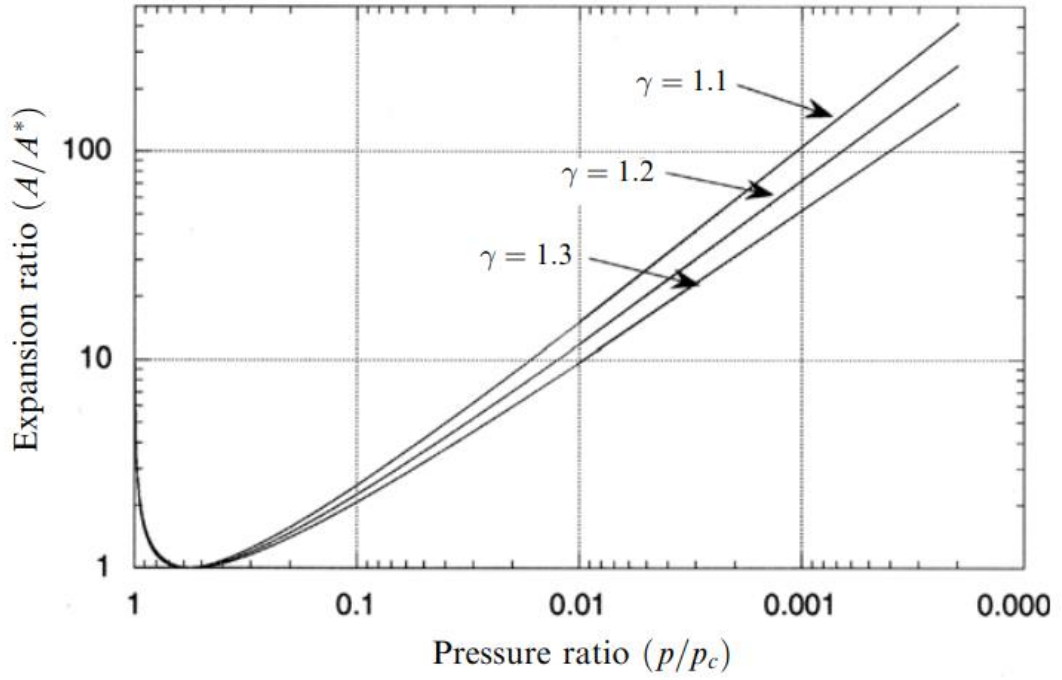
$$C_F = \left\{ \frac{2k^2}{k-1} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \right\}^{\frac{1}{2}} + \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3.29)$$

Denklem 3.29 incelendiğinde artık çıkış basıncının sıfır olmadığı görülür ve dolayısıyla nozulu olmayan boğaz ve çıkış çapı eşit olan bir roket motoru hala itki üretebilir. Bununla birlikte gazda depolanan enerjinin çoğu boşa harcandığından itki üretimi neredeyse iki kat daha düşük olacaktır [4].



Şekil 3.4. Farklı genişleme oranlarına karşılık kuvvet verimliliği oranları grafiği [4].

Ayrıca bir nozul için, ortam basıncı ile egzoz basıncının eşit olduğu durumdaki genişleme oranında maksimum verimlilik elde edilmektedir. Şekil 3.4'de atmosferik basıncın yanma odası basıncına oranının farklı değerleri için geometrik genişleme oranına karşılık gelen itme kuvveti verimliliği değeri görülmektedir. Grafik farklı atmosferik basınç değerleri için belirli bir genişleme oranındaki itme kuvveti verimliliğinin tepe değerlerini göstermektedir. Şekil 3.5 incelendiğinde ise bir önceki grafikteki genişleme oranı değerlerinin egzoz basıncının atmosfer basıncına eşit olduğu anlarda kuvvet verimliliğinin tepe değerine ulaştığını görebiliriz. Grafiklerden de anlaşıldığı üzere maksimum itki kuvvetinin egzoz basıncının atmosfer basıncına eşit olduğu anda oluşmaktadır [4].



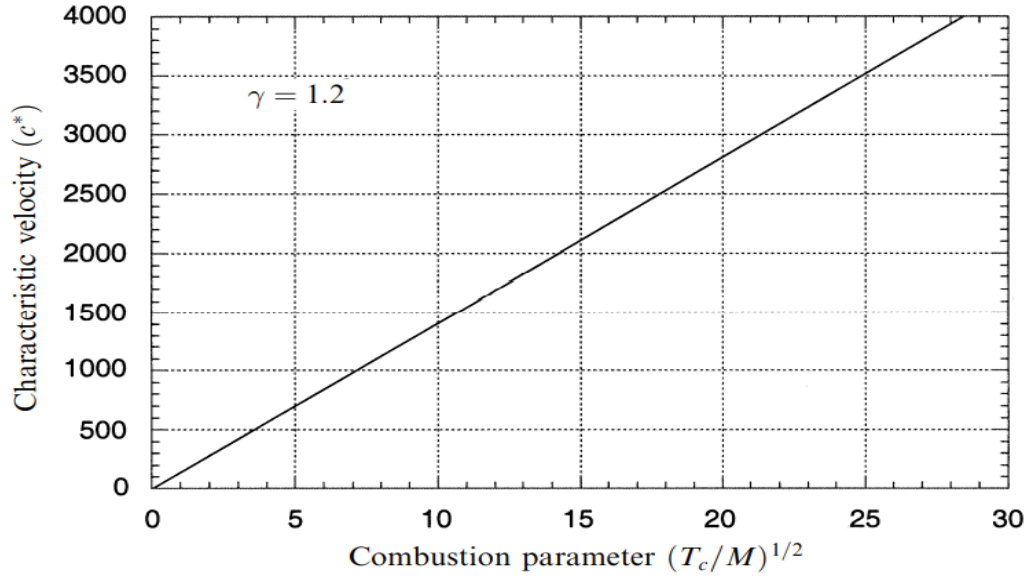
Şekil 3.5. Basınç oranlarının bir fonksiyonu olarak genişleme oranı grafiği [4].

Diğer bir verimlilik parametresi olan karakteristik hız “C*” yanma odasındaki termal enerjinin yüksek hızlı egzoz gazına dönüşümünün verimliliğini ölçen bir parametredir. Denklem 3.30 gösterildiği gibi yanma odası basıncı ile boğaz alanının oranı çarpımının kütleli debiye bölümü olarak tanımlanır. Denklem 3.31’de karakteristik hızın özgül ısılar oranı, k cinsinden gösterimi verilmiştir.

$$C^* = \frac{P_c A^*}{\dot{m}} \quad (3.30)$$

$$C^* = \left\{ k \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \frac{M}{R T_c} \right\}^{-\frac{1}{2}} \quad (3.31)$$

Denklemden de anlaşılacağı gibi karakteristik hız yanma odası sıcaklığı ile doğru, moleküler ağırlık ile ters orantılıdır. Bu parametre beklenen ile gerçek motor performansını veya yeni bir motor tasarımında beklenen performansı tahmin etmek için de kullanılabilir.



Şekil 3.6. Yanma odası sıcaklığı ve moleküler ağırlığın bir fonksiyonu olarak karakteristik hız grafiği [4].

Yanma sıcaklığına ve egzoz gazının moleküler ağırlığına bağlı olarak karakteristik hız grafiği Şekil 3.6’de verilmiştir. Karakteristik hızın tipik değeri yaklaşık olarak 2000 ms^{-1} dir. Katı bir yakıtın yanma parametresi yaklaşık olarak 10 iken, sıvı oksijen ve sıvı kerosen ile çalışan bir roket motorunun yanma parametresi 9.6 civarındadır. Aynı zamanda grafik bize yüksek egzoz hızının yüksek sıcaklığa ve düşük moleküler ağırlığa bağlı olduğunu göstermektedir [4].

3.5. ÖZGÜL DARBE

Özgül darbe (I_{sp}) roket motorunun yakıt verimliliğinin bir ölçüsü olarak düşünülebilir. Yani her kilogram yakıt başına roket motorunda sağlanan momentumdur. Egzoz hızı yüksekse itki kuvveti verimliliği yüksektir. Bu da Denklem 3.32-3.34’de açıkça görülmektedir [4].

$$F = \dot{m} \cdot C^* \cdot C_F = \dot{m} \cdot Ve = \dot{m} \cdot g \cdot I_{sp} \quad (3.32)$$

$$C_F = \frac{\dot{m} \cdot g \cdot I_{sp}}{P_c \cdot A^*} \quad (3.33)$$

$$C_F \cdot C^* = g \cdot I_{sp} \quad (3.34)$$

BÖLÜM 4

SÜPERSONİK NOZUL TASARIMI

Nozul tasarımında süpersonik akışı tanımlamak için öncelikle Mach sayısından bahsedilmesi gerekir. Mach (Ma) sayısı hareket halindeki bir kütlenin hızının, kütlenin bulunduğu şartlardaki ses hızına oranı olarak tanımlanmaktadır. Ma sayısı akışın rejimi hakkında bilgi verir. $Ma < 1$ ise akış Subsonik, $Ma = 1$ ise akış Sonik ve $Ma > 1$ ise akış Süpersonik olarak adlandırılır.

Bu tez çalışmasında tasarımı ve analizi yapılan daralan-genişleyen nozul, girişindeki subsonik olarak akan akışkanı çıkışta süpersonik bir hıza ulaştıran hareketli parçası bulunmayan bir makinadır. Nozul; giriş, boğaz ve çıkış olmak üzere üç ana bölümden oluşmaktadır. Giriş bölümünde subsonik olan akış, daralan boğazda subsonik ile süpersonik arasında ve çıkışta süpersonik hızlara ulaşabilmektedir.

Nozulun subsonik veya yakınsayan kısmının tam şekli, sınırlar dahilinde, büyük bir öneme sahip değildir. Uygun bir basınç değişim bölgesinde, hemen hemen her makul düz kontur, iyi bir subsonik akış sağlar. Diğer yandan, nozulun süpersonik veya uzaklaşan kısmının şekli önemlidir, çünkü uygun olmayan şekillendirme, şok oluşumuna ve önemli performans kayıplarına neden olabilir [9].

4.1. NOZUL KONFİRİGASYONU

Konik nozul günümüzde kullanımda olan en eski ve basit tasarımlardan biridir. Bu nozulların üretimi nispeten kolay olmakla birlikte günümüzde küçük çaplı uygulamalarda sıklıkla tercih edilmektedir. Konik nozulun ideal roket çıkış momentumunun kayıpları için teorik bir düzeltme katsayısı (λ) uygulanır. Bu düzeltme faktörü, genişleme açısı 2α olan bir nozulun çıkan gazın momentum ile ideal bir nozul'dan çıkan gazın momentumu arasındaki orandır ve denklem 4.1 ile ifade edilir.

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \alpha) \quad (4.1)$$

Düzeltilme faktörü λ 'nın, uniform kütle akışına sahip herhangi bir nozulun birim çıkış alanı başına konik genişleme açısı α 'ya göre değişimi Çizelge 4.1'de gösterilmiştir. İdeal bir roket için $\lambda = 1.0$ 'dır. Örneğin konik nozul genişleme açısı $2\alpha = 30^\circ$ ($\alpha=15^\circ$) için $\lambda = 0.9830$ olduğundan, çıkış momentumu ve bu sebeple egzoz çıkış hızı denklem 3.7'e göre hesaplanan değer %98.3'ü olacaktır.

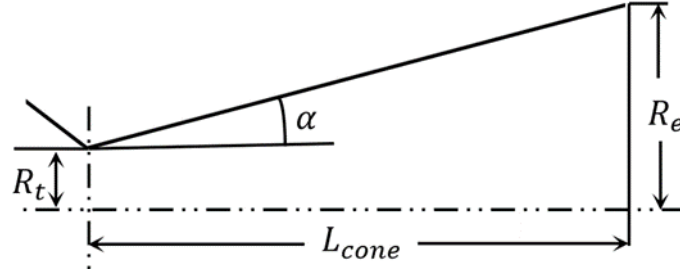
Çizelge 4.1. Düzeltilme faktörünün genişleme açısına göre değişimi.

Konik Nozul Genişleme Yarım Açısı (α)	Düzeltilme Faktörü (λ)
0	% 100
2	% 99.97
4	% 99.88
6	% 99.72
8	% 99.51
10	% 98.24
12	% 98.90
14	% 98.51
15	% 98.30
16	% 98.06
18	% 97.55
20	% 96.98
22	% 96.36
29	% 93.73

Nozul genişleme açısının küçük olması momentumun daha fazla aksenal olmasına ve dolayısıyla daha yüksek çıkış hızına ve itme kuvvetine neden olurken, nozul boyunun uzaması nedeniyle ağırlığının artmasına sebep olmaktadır. Nozul genişleme açısının arttırılması ile kütle azalmakta fakat itme kuvveti ve çıkış hızında kayıplar yaşanmaktadır.

Şekil 4.1’de şematik gösterimi yapılan konik nozulun genişleyen bölümünün uzunluğu (L_c) çıkış yarıçapına (R_e), boğaz yarıçapına (R_t) ve genişleme açısına (α) bağlıdır. Aradaki bağıntıyı veren denklem 4.2’de verilmiştir [10].

$$L_c = \frac{R_e - R_t}{\tan(\alpha)} \quad (4.2)$$



Şekil 4.1. Konik nozul şematik gösterimi [7].

4.2. KONİK NOZUL TASARIMI

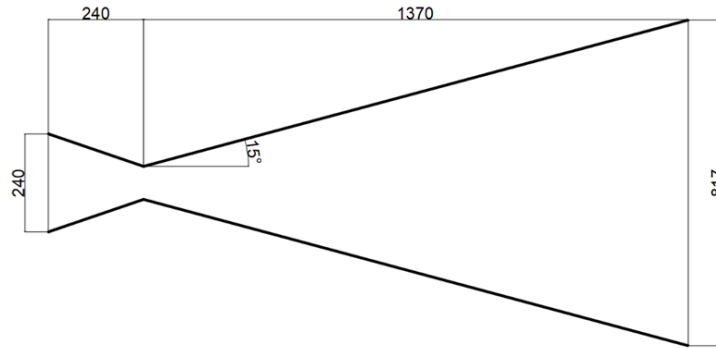
Bir önceki nozul konfigürasyonu konusunda verilen bilgiler ışığında bu tez çalışması için aynı itme gücüne ve çıkış hızına sahip 3 adet konik nozul tasarımı yapılmıştır. Birinci tasarımın L_c uzunluğu 15° lik genişleme açısına, ikinci tasarımdaki nozul uzunluğu %20 oranında kısaltılarak 18° lik genişleme açısına ve son tasarımda %40 oranında kısaltılarak 29° lik genişleme açısına sahiptir. Nozul tasarımını yapabilmek için kullanılan parametreler Çizelge 4.2’de verilmiştir. Gaz ile ilgili kimyasal özellikler ve hesaplamaları için Rocket Propulsion Analysis v.1.2.9 (RPA) paket programı kullanılmıştır. Roket nozulu ve yanma odasının 2D ve 3D tasarımı Solidworks 2017 paket programı ile yapılmış, malzeme olarak özgül ağırlığı 7800 kg/m^3 olan sade karbon çeliği seçilmiştir. Nozulun çevre kontür kalınlığı 5 mm seçilmiştir. Bu parametreler ışığında bahsi geçen program vasıtasıyla nozulun hacmi, yüzey alanı ve kütlesi termodinamik verim kaybı ile kütle kazancını karşılaştırmak için hesaplanmış ve her tasarlanan nozul için ayrı ayrı belirtilmiştir.

Çizelge 4.2. Nozul tasarımı için gerekli parametreler.

Parametre İsimleri	Parametre Değeri
İtke Kuvveti (F)	50000 N
Yanma Oranı (O/F)	2.37
Moleküler Ağırlık (M)	22.52 g/kMol
Özgül Isılar Oranı (k)	1.14
Yanma Odası Sıcaklığı (Tc)	3560 K
Evrensel Gaz Sabiti (Ro)	8314.5 kJ/kMol K
Gaz Sabiti	369.21 kJ/kMol K
Yanma Odası Basıncı	4.825 MPa
Nozul Geometrik Genişleme Oranı (A*)	100

4.2.1. Lc (%100) Konik Nozul

Tam boy olarak tasarlanan nozulun şematik görünümü Şekil 4.2’de verilmiştir. Buna göre, kısaltılmamış nozulun boğazdan itibaren genişleyen kısmının uzunluğu 1370 mm, boğaz çapı 82 mm, çıkış çapı 817 mm yanma odası çapı 240 mm, yanma odası uzunluğu 240 mm ve nozul genişleme açısı 15° olarak belirlenmiştir. Nozul geometrisine ait yapısal parametreler Çizelge 4.3’de verilmiştir.



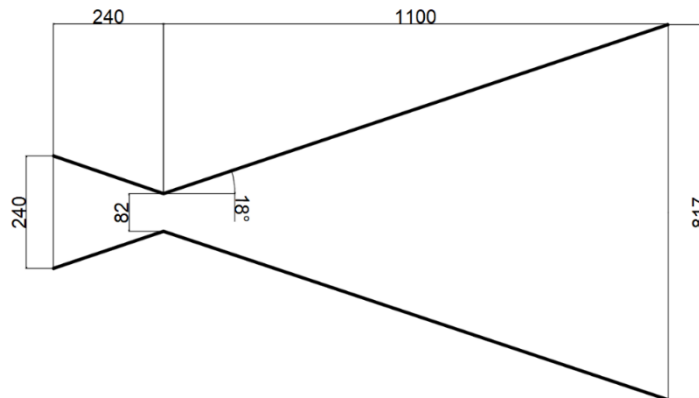
Şekil 4.2. Lc uzunluğu %100.

Çizelge 4.3. Lc=%100 yapısal parametreleri.

Nozul Boyut Parametresi	Hesaplanan Değer
Genişleme Açısı (α)	: 15°
Boğaz Çapı (Dt)	: 82 mm
Nozul Çıkış Çapı (De)	: 817 mm
Nozul Boyu (Lc)	: 1370 mm
Nozul Alanı	: 4.39 m ²
Nozul Hacmi	: 0.021 m ³
Nozul Ağırlığı	: 170.25 kg

4.2.2. Lc (%80) Konik Nozul

Nozul çıkış kısmı boyu tam boya göre %20 oranında kısaltılmış olan nozul tasarımında nozulun boğazdan itibaren genişleyen kısmının uzunluğu 1100 mm, boğaz çapı 82 mm, çıkış çapı 817 mm yanma odası çapı 240 mm, yanma odası uzunluğu 240 mm ve nozul genişleme açısı 18° olarak belirlenmiştir. Bu veriler şematik gösterimle Şekil 4.3'de ve nozul geometrisine ait yapısal parametreler Çizelge 4.4'de verilmiştir.



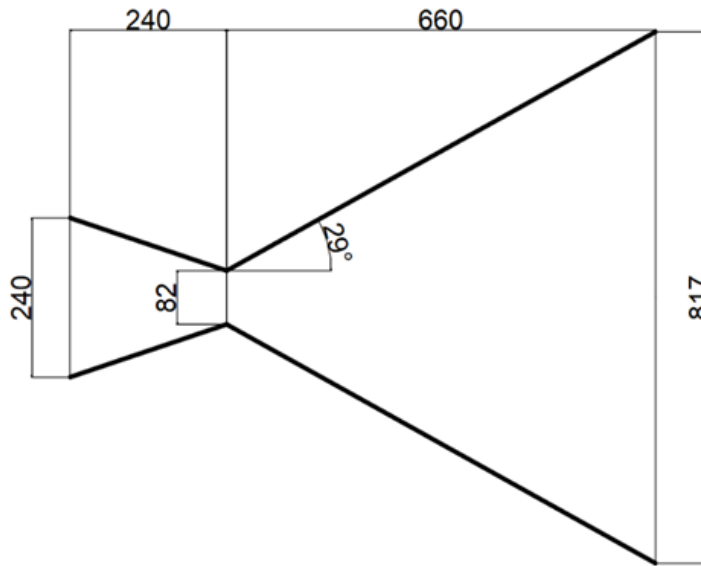
Şekil 4.3. Lc uzunluğu %80.

Çizelge 4.4. Lc=%80 yapısal parametreleri.

Nozul Boyut Parametresi	Hesaplanan Değer
Genişleme Açısı (α)	: 18°
Boğaz Çapı (Dt)	: 82 mm
Nozul Çıkış Çapı (De)	: 817 mm
Nozul Boyu (Lc)	: 1100 mm
Nozul Alanı	: 3.65 m ²
Nozul Hacmi	: 0.018 m ³
Nozul Ağırlığı	: 141.10 kg

4.2.3. Lc (%60) Konik Nozul

Boyu %40 oranında kısaltılmış tasarımda nozulun boğazdan itibaren genişleyen kısmının uzunluğu 660 mm, boğaz çapı 82 mm, çıkış çapı 817 mm yanma odası çapı 240 mm, yanma odası uzunluğu 240 mm ve nozul genişleme açısı 29° olarak belirlenmiştir. Bu veriler şematik gösterimle Şekil 4.4’de ve nozul geometrisine ait yapısal parametreler Çizelge 4.5’de verilmiştir.



Şekil 4.4. Lc uzunluğu %60.

Çizelge 4.5. Lc=%60 yapısal parametreleri.

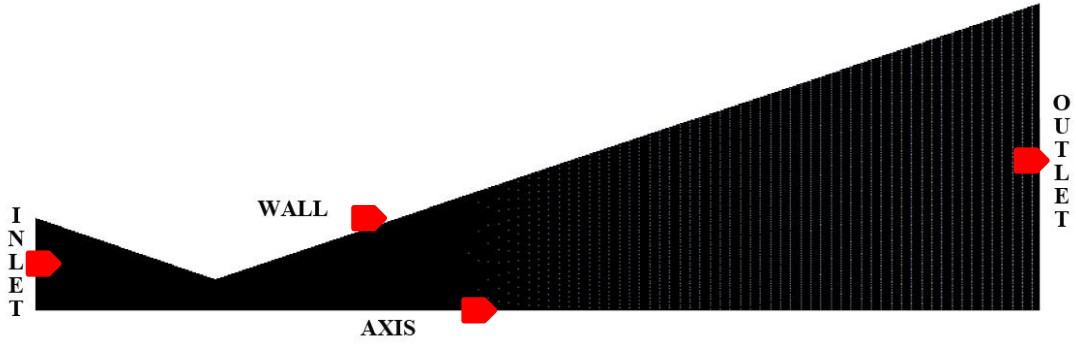
Nozul Boyut Parametresi	Hesaplanan Değer
Genişleme Açısı (α)	: 29°
Boğaz Çapı (Dt)	: 82 mm
Nozul Çıkış Çapı (De)	: 817 mm
Nozul Boyu (Lc)	: 660 mm
Nozul Alanı	: 2.48 m ²
Nozul Hacmi	: 0.012 m ³
Nozul Ağırlığı	: 95.47 kg

4.3. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ (CFD/HAD) ANALİZİ

Computational Fluid Dynamics (CFD) türkçedeki kullanımıyla Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD), temel olarak akışkan davranışının etkili olduğu problemlerin, sayısal metot ve algoritmalar ile bilgisayar üzerinde çözülerek analiz edildiği, akışkanlar mekaniğinin bir koludur.

HAD analizi; kütle korunumu, Newton'un ikinci yasası, momentumun korunumu ve enerjinin korunumu ile ilgili denklemleri kullanarak, akışkanın sıcaklığı, basıncı ve hızı hakkında tasarımcılara gerekli parametreleri sağlar. Bu tez çalışmasında HAD için ANSYS 19.2 paket programı kullanılmıştır. Öncelikle tasarımı yapılan konik nozul geometrileri ANSYS'ye import edilmiştir. Geometri DesingModeler kullanılarak daha düzgün mesh oluşturabilmek için boğaz noktasından 2 parçaya ayrılarak analiz için gerekli olan iki boyutlu katı bir yüzey oluşturulmuştur.

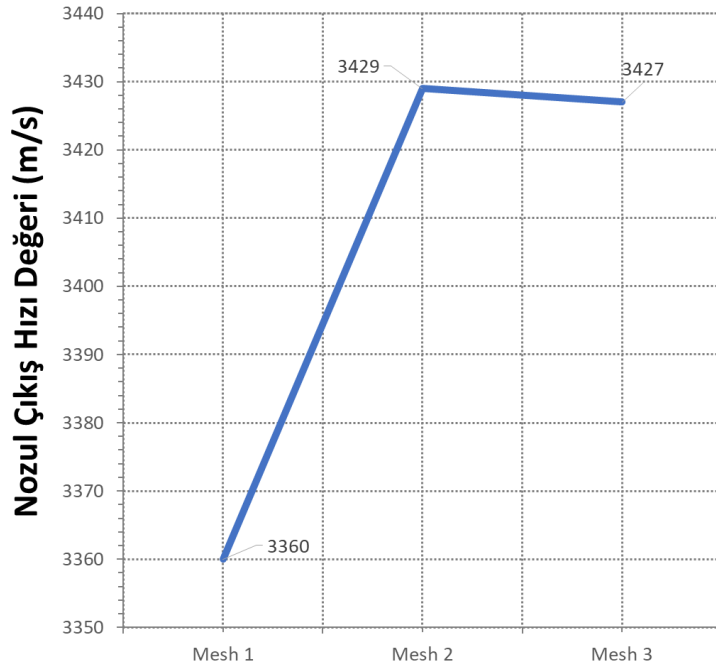
4.3.1. Konik Nozul Mesh Oluşturma



Şekil 4.5. Konik nozul mesh ağı.

Geometrilere mesh oluşturmak için Ansys Meshing kullanılmıştır. Üç geometrinin herbirine, Şekil 4.5’de gösterildiği gibi akışkanın nozul içerisinde akışının nerede başlayıp nerede biteceğini tanımlamak için, Inlet, Outlet, Axis ve wall olmak üzere dört adet sınır şartı tanımlanmıştır.

Yapılan sayısal analiz çalışmasında daha güvenilir ve doğru sonuçlar alınabilmesi için tam boy nozul geometrisi üzerinde farklı eleman ve düğüm sayısına göre analizler gerçekleştirilmiş olup, bu analiz sonuçlarına göre değerlendirme yapılmıştır. Geometrinin birinci mesh çalışmasında 24000 eleman, 24549 düğüm, ikinci çalışmada 69750 eleman, 70594 düğüm ve üçüncü çalışmada da 134000 eleman ile 135135 düğüm bulunmaktadır.



Şekil 4.6. Mesh yoğunluğu ile çıkış hızının karşılaştırılması.

Üç farklı eleman ve düğüm sayısına göre yapılan analiz sonucu bulunan nozul çıkışındaki hız değerleri Şekil 4.6’de verilmiştir. Grafikten de anlaşıldığı gibi birinci mesh çalışmasında hız değeri beklenenden düşük bulunmasına rağmen ikinci ve üçüncü mesh çalışmasında birbirine yakın hız değerlerine ulaşılmıştır. Bu çalışmada daha az eleman ve düğüm sayısı ile matematiksel model ve RPA programında bulunan çıkış hız değerine en yakın sonuca ulaşabildiği için ikinci mesh modelinin kullanılmasına karar verilmiştir.

4.3.2. Türbülans Modeli Seçimi ve Analiz Aşaması

Mesh çalışmasının ardından, sınır şartları solver tipi olarak Densitiy Base, 2D Space Axsymmetric seçilmiştir. Analizin içerisinde ısı transferi denklemleri de kullanılacağı için enerji denklemleri aktif edilmiştir. Material olarak Ideal Gas seçilmiştir. Boundry Condition pressure inlet ve outlet seçilmiştir. Yakınsama kriteri (Residual Monitor) 10^{-6} olarak girilmiştir.

A.Babel vd. [11] sabit nozul geometrisinde, farklı basınç ve türbülans modelleri ile şok dalgalarını incelediği çalışmasında $k\omega$ -SST türbülans modelinin şok dalgalarının

konumunu ve ayrılma noktasını tahmin etmede iyi sonuçlar verdiğini ortaya koymuştur. Bu çalışmada da benzer şekilde, iyi bir nozul iç akış ve sınır tabaka sonuçları sunduğu için viscous model olarak $k\omega$ -SST türbülans modeli tercih edilmiştir.

BÖLÜM 5

SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Bu çalışmada, Sutton vd.'lerinin [2] yanma odası tasarım değerlerinin roket dizayn ve görev parametrelerinden nasıl etkilendiğini göstermek için yaptığı örnek bir tasarımın temel parametrelerinden faydalanarak, çok kademeli bir roketin bir yükü derin uzaya taşıması planlanan üst kademesinin motor ve nozul tasarımı yapılmıştır. Tasarımı yapılan motor vakum ortamda çalışacağı için, yüksek geometrik genişleme oranına, ortalama bir ivmeye, düşük üretim maliyetine, ortalama bir özgül impuls'a ve itki kuvvetine sahiptir. Vakum uzay ortamına geçiş yapabilmesi için bu roketin 3500 kg'lık yük kademesinin ulaşması beklenen yörünge kaçış hızı 3400 m/s'dir. 3500 kg'lık yük kademesi ağırlığının, 1500 kg'lık kısmını güç kaynağı, haberleşme ekipmanları ve uçuş kontrol ekipmanları ile birlikte, taşınacak yük oluşturmakta ve kalan 2000 kg'lık kısmını ise acil durumlarda yörünge değişikliği ve irtifa kontrolü için gerekli olan itki sistemi ve yakıt oluşturmaktadır.

Sutton vd.'lerinin [2] çalışmasında da belirttiği gibi, yanma odasının en verimli çalışma noktasının 40 ile 3400 psi arasında, geometrik genişleme oranının ortalama 40'ın üzerinde olması gerektiği farklı çalışmalar ve tarihsel deneyimler incelendiğinde açıkça görülebilmektedir. Bu tasarım çalışmasında da yanma odası basıncı olarak 700 psi (4.825 MPa) ve geometrik genişleme oranı olarak da 1/100 seçilmiştir.

Rocket Propulsion Analysis (RPA) programında, yakıt ve yanıcı cinsi LOX/RP1, ideal yakıt karışım oranı (O/F) 2.37, yanma odası basıncı (Pc) 4.825 MPa girildiğinde yanma odası sıcaklığının (Tc) 3560 K, özgül ısılar oranının (k) 1.14, çıkış basıncı (Pe) 3300 Pa ve egzoz gazlarının moleküler ağırlığının (M) 22.52 gr/kmol olduğu tespit edilmiştir.

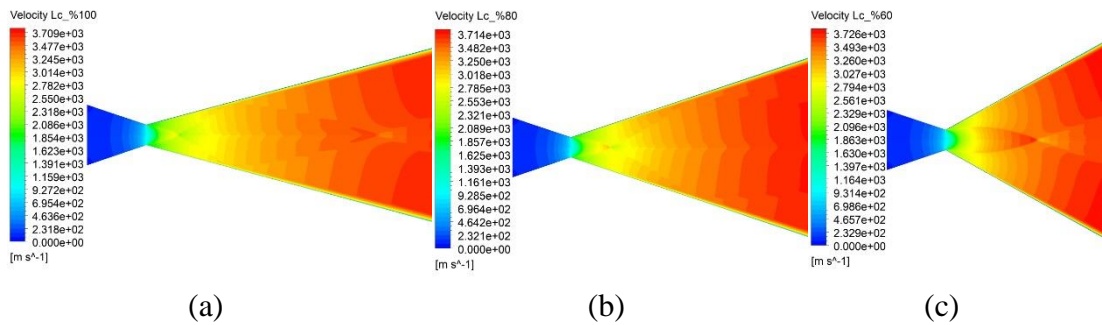
Yapılan termodinamik hesaplamalar sonucunda 50 kN itme kuvvetine sahip olduğu kabul edilen roket motorunun kuvvet verimliliği (C_F) 1.98, özgül impuls (I_{sp}) 368 s, karakteristik çıkış hızının (C^*) 1801 m/s ve ortalama egzoz çıkış hızının 3558 m/s olduğu hesaplanmıştır.

Bu hesaplamalar ışığında, giriş ve çıkış geometrik oranı aynı kalmak koşulu ile tam boy yani kısaltılmamış, %20 oranında kısaltılmış ve oblik şok oluşumunun artması nedeniyle en fazla %40 oranında kısaltılmış üç adet nozul tasarlanmıştır. Bu üç farklı nozul tasarımının 15° , 18° ve 29° 'lik çıkış açıları sebebiyle egzoz çıkış hızına sırasıyla %98.30, %97.55 ve 93.73 oranında düzeltme katsayısı uygulandığında tam boy nozulun egzoz çıkış hızı 3497 m/s, itme gücü 48.188 N %20 ve %40 oranında kısaltılmış nozularda da bu değerlerin sırasıyla 3422 m/s, 48.132 N ve 3288 m/s, 47.429 N olduğu tespit edilmiştir.

Yapılan termodinamik hesaplamalarının doğruluğunu kontrol etmek için ANSY 19.2 programı ile yapılan HAD analizleri sonuçları aşağıda gösterilmiştir.

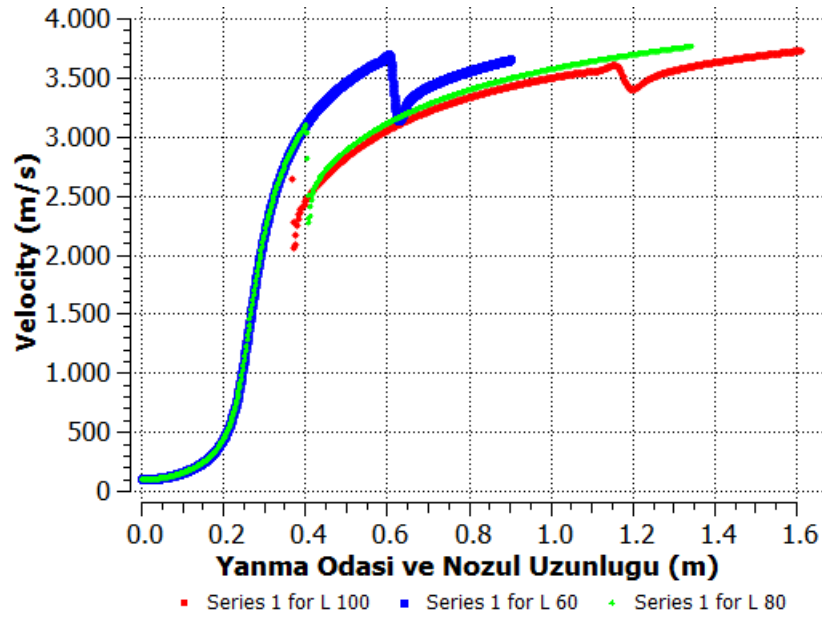
5.1. KONİK NOZUL HIZ DAĞILIMLARI

ANSYS Fluent programı ile yapılan HAD analizleri sonucunda, boyu kısaltılmamış olan nozulun ortalama çıkış hızının 3429 m/s, %20 oranında kısaltılmış nozulun çıkış hızının 3425 m/s ve %40 oranında kısaltılmış olan nozulun çıkış hızının 3375 m/s olduğu belirlenmiştir.



Şekil 5.1. Hız profili.

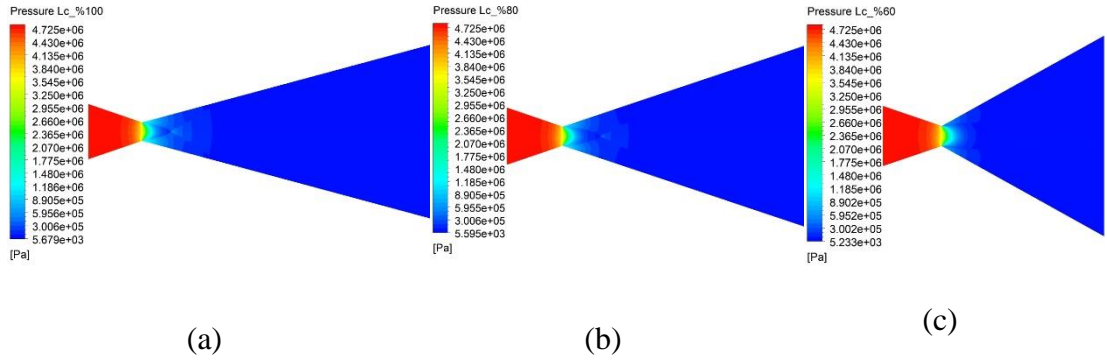
Şekil 5.1'deki hız kontürlerinde ve Şekil 5.2'deki nozul boyunca meydana gelen hız değişimlerinde, her üç nozul tasarımının 35 cm'ye kadar olan bölümünde hız değerlerinin birbirleri ile uyumlu bir şekilde artmıştır. Tam boy nozul da şok dalgaları sebebiyle yaklaşık 38 ve 115'inci cm'lerde hızın aniden düştüğü, bunun yanında nozul çıkışına kadar hızın artma eğiliminde olduğu görülmektedir. Hız değerlerindeki bu değişimlerin %20 oranında kısaltılmış nozul için 40 cm, %40 oranında kısaltılmış nozulda ise 60 cm civarında olmuştur. En yüksek hız değerine %40 oranında kısaltılmış nozulda ulaşılmıştır.



Şekil 5.2. Nozul hız grafiği.

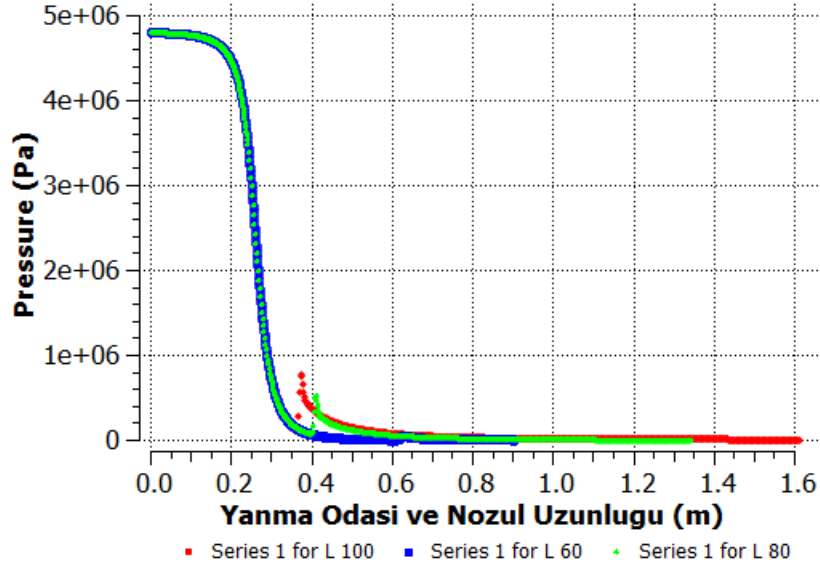
5.2. KONİK NOZUL BASINÇ DAĞILIMLARI

HAD analizinde basınç profilleri incelendiğinde tam boy nozulun çıkış basıncının 3197 Pa, %20 oranında kısaltılmış nozulun çıkış basıncı 3201 Pa ve %40 oranında kısaltılmış nozulun çıkış basıncı ise 3297 Pa olarak elde edilmiştir.



Şekil 5.3. Basınç profili.

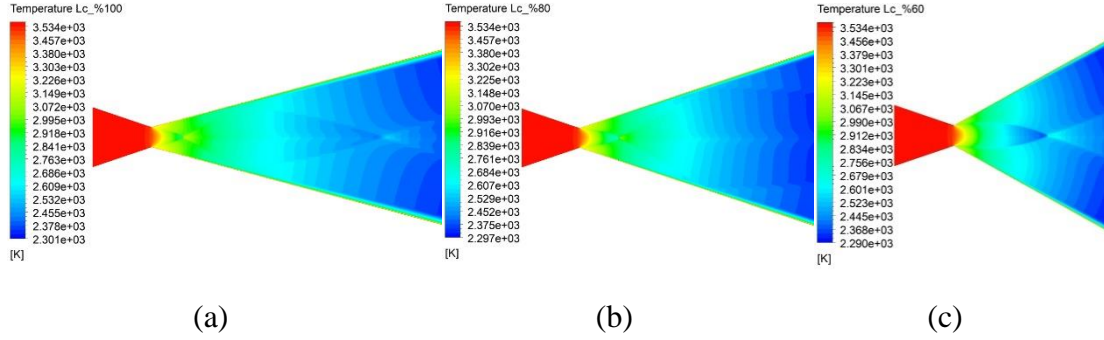
Şekil 5.3 basınç kontürlerinde ve Şekil 5.4'deki nozul boyunca alınan basınç grafiğinde görüldüğü gibi %40 oranında kısaltılmış nozulun basıncı 40'ıncı cm'de 60 kPa seviyelerine düşerken %20 kısaltılmış nozul bu değeri 60'ıncı cm'de ve tam boy nozul ise bu değeri 65'inci cm'de görmüştür. %40 kısaltılmış nozulda 60'ıncı cm'de istenmeyen şekilde 50 kPa'lık basınç dalgalanması görülmektedir. Tam boy nozulda bu dalgalanma 115 cm'de nispeten daha az oranda görülmektedir. Şekil 5.4 incelendiğinde %20 oranında kısaltılmış nozulun genişleyen kısmı basıncının dalgalanma olmadan düzgün şekilde azaldığı açıkça görülmektedir.



Şekil 5.4. Nozul basınç grafiği.

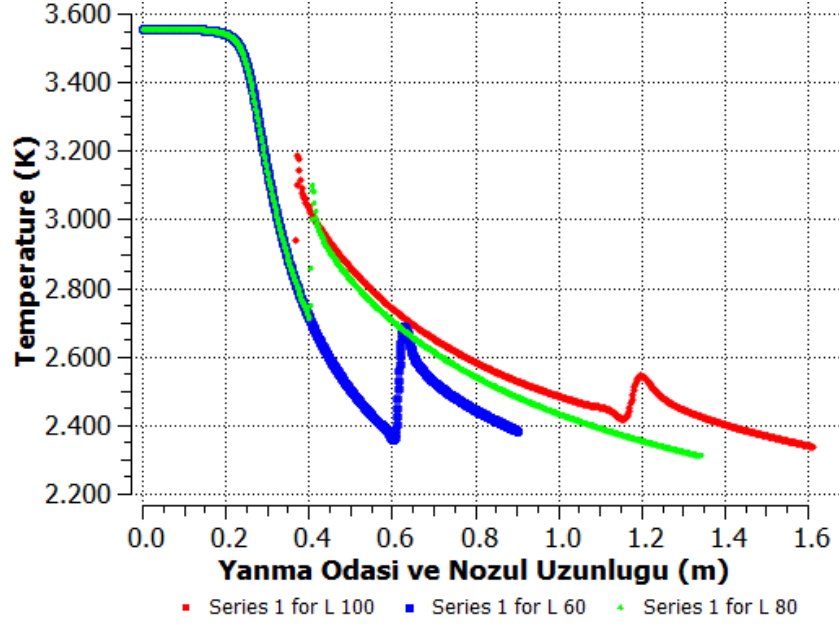
5.3. KONİK NOZUL SICAKLIK DAĞILIMLARI

HAD analizinin sıcaklık profilleri incelendiğinde tam boy nozulun çıkış ortalama sıcaklığı 1243 K, %20 oranında kısaltılmış nozulun çıkış sıcaklığı 1238 K ve %40 oranında kısaltılmış nozulun çıkış sıcaklığı ise 1236 K olarak bulunmuştur.



Şekil 5.5. Sıcaklık profili.

Şekil 5.5'deki sıcaklık profilinde ve Şekil 5.6'daki nozul boyunca elde edilen grafik incelendiğinde nozulun boğaz bölgesinden itibaren genişleme açısına bakılmaksızın 35'inci cm'ye kadar her üç nozulun sıcaklığının eşit miktarda azaldığı görülebilmektedir. Şekilde, sıcaklığın tam boy nozulun 35'inci cm'sinde, %20 kısaltılmış nozulun 40'uncü cm'de ve %40 oranında kısaltılmış nozulun 60'uncü cm'de istenmeyen şekilde ani olarak arttığı ve %20 oranında kısaltılan nozulun iç bölge sıcaklık dağılımının nispeten daha düzgün olduğu açıkça görülmektedir.



Şekil 5.6. Nozul sıcaklık grafiği.

5.4. KONİK NOZUL PERFORMANS DEĞERLENDİRMESİ

Yapılan çalışma ile 50 kN itme gücüne sahip bir roket motoru için tasarlanan üç farklı nozul tipinin teorik hesaplama, RPA programı ve HAD analizi sonuçları karşılaştırılmıştır ve bahse konu karşılaştırma sonuçları Çizelge 5.1’de detaylı olarak verilmiştir.

Çizelge 5.1 Teorik hesaplama, RPA ve HAD Analiz sonuçlarının karşılaştırılması

Hesaplama Türü		Lc=%100	Lc=%80	Lc=%60
Basınç (Pa)	Teorik		3300	
	HAD Analizi	3197	3201	3297
	RPA		3300	
Sıcaklık (K)	Teorik		1455	
	HAD Analizi	1243	1238	1236
	RPA		1221	
Hız (m/s)	Teorik	3497	3422	3288
	HAD Analizi	3429	3425	3375
	RPA		3466	

Çizelge 5.1 incelendiğinde geometrik çıkış alanı değişmediği halde, teorik olarak çıkış egzoz basıncının değişmemesi gerekirken, akış dağılımındaki düzensizliklerden dolayı nozul boyu kısaldıkça basıncın bir miktar arttığı HAD analizi sonuçlarından anlaşılmaktadır. Basıncı nispeten bu küçük yükselmeye rağmen analitik hesaplama, RPA programı ve HAD analizi ile alınan sonuçların birbiri ile uyumluluğu olduğu elde edilen değerlerden görülmektedir.

Nozul çıkış sıcaklıkları incelendiğinde HAD analizi sonuçlarına göre nozul boyu kısaldıkça sıcaklık değerinde az miktarda düşüş olmasına rağmen analitik hesaplama ve RPA programından alınan sonuçlarla karşılaştırıldığında sıcaklık değerlerinin kabul edilebilir aralıkta olduğu tespit edilmiştir.

Dağılıma bağlı kayıpların asıl olarak etkilendiği parametre Çizelge 5.1 den de anlaşılacağı üzere nozul hız değerleridir. Çizelgede nozul genişleme açısına bağlı olarak hesaplanan hız değerleri, RPA programından alınan sonuçlar ile HAD analizi sonucu bulunan hız değerleri verilmiştir. Yapılan inceleme sonucu genişleme açısı arttıkça dağılıma bağlı kayıpların Denklem 4.1’de verilen λ düzeltme faktörü ile aynı oranda arttığı ve bu sebeple ortalama çıkış hızının da bundan olumsuz yönde etkilendiği görülmüştür.

5.4. KONİK NOZUL KAYIP-KAZANÇ DEĞERLENDİRMESİ

Tasarımı yapılan üç adet nozul Çizelge 5.2’de de gösterildiği gibi genişleme açısı, nozul boyu, nozul kütlesi, çıkış momentum ve itme gücü kaybı ile kütle kazançları bakımından verilmiştir.

Çizelge 5.2. Momentum kaybı ile kütle kazancı karşılaştırılması.

Genişleme Açısı (θm)	Nozul Boyu (L) (m)	Nozul Toplam Hacmi (m ³)	Nozul Kütleleri (kg)	İtme Gücü (N)	KAYIPLAR			KAZANÇ	
					İtme Gücü Kaybı (%)	İtme Gücü Kaybı (N)	Çıkış Momentum Kaybı (%)	Kütle Kazancı (%)	Kütle Kazancı (kg)
15°	1370	0,021	170,25	48188	3,62	1812	1,70	0	0
18°	1100	0,018	141,10	48132	3,74	1868	2,45	17,1	29,15
29°	660	0,012	95,47	47429	5,14	2571	6,27	43,9	74,78

Tam boy kısaltılmamış nozul'da itme gücünde %3.62'lik ve çıkış momentumunda %1.70'lik bir kayıp yaşanmasına rağmen kütle olarak kısaltma yapılmadığı için herhangi bir kazanç elde edilememiştir.

%20 oranında kısaltılmış konik nozul incelendiğinde itme gücünde %3.74'lük ve çıkış momentumunda %2.45'lik bir kayba karşın kütlede %17.1'lik bir kazanım elde edilmiştir. %40 oranında kısaltılmış nozuldaki kayıp kazanç durumu incelendiğinde ise itme gücünde %5.14'lük ve çıkış momentumunda %6.27'lik bir kayıp yaşanmasına karşın kütlede %43.9'luk önemli bir kazanç elde edilmiştir.

BÖLÜM 6

SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, vakum ortamında 2'nci kademe roket motoru olarak görev yapacak, Kerosen (RP1) ve Likit Oksijen (LOX) ile çalışan, 50 kN gücünde 1/100 geometrik genişleme oranına sahip bir roket motorunun performansı teorik olarak incelenmiştir. Teorik çalışmada yanma odasındaki sıcaklık, basınç ve çıkış hızı parametreleri Rocket Propulsion Analysis (RPA), ANSYS Fluent programları kullanılarak sayısal olarak elde edilmiş ve elde edilen bu değerler teorik matematiksel modeller ile karşılaştırılmıştır. Çalışmalarda roket nozul geometrisi olarak üç adet %0, %20 ve %40 oranlarında boyları kısaltılmış konik yapıda nozullar tasarlanmıştır. Çalışmadan elde edilen sonuçlara göre;

- Tam boy kısaltılmamış nozulda dağılıma bağlı kayıplar sebebiyle itme gücünde %3.62 (1812 N)'lik ve çıkış momentumunda %1.70'lik bir kayıp yaşanmaktadır. Nozul boyu kısaltılmadığı için herhangi bir kütle kazancı bulunmamaktadır.
- %20 kısaltılmış nozulda itme gücü %3.74 ve çıkış momentum kaybı %2.45 azalırken motor kütlelerinde %17.1 (29.15 kg) kazanç elde edilmiştir.
- %40 kısaltılmış nozulda ise bu değerler sırası ile %5.14, %6.27 ve %43.9 (74.78 kg) olmuştur.
- Kütle kazancı değerinin en fazla %40 oranında kısaltılmış nozul da olmasına rağmen, hız, basınç ve sıcaklık kontörleri incelendiğinde nozulun iç akışında istenmeyen bozulmalar ve dalgalanmalar görülmüştür.
- Çıkış ve boğaz alanı kesitini değiştirmeden optimum boyda ayarlanmış, ideal itki-ağırlık oranına sahip nozulların tasarlanabilmesi için kısaltma oranının %20 ile %40 arasında olmasının gerektiği tespit edilmiştir.

KAYNAKLAR

1. Arıcan, M. M., “Havayla Çalışan Bir Roket Motoruyla Taşıt Tahrikinin İncelenmesi” Yüksek Lisans, Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü* (2003).
2. Sutton, G. P. and Biblarz O., “Rocket Propulsion Elements” 7th ed., *Jonh Willey & Sons, INC*, New York (2001).
3. Internet: İstanbul Teknik Üniversitesi, “Roket Motorları”, https://astronomi.istanbul.edu.tr/ders_proje/konu4.htm (2003).
4. Turner, M. J. L., “Rocket and Spacecraft Propulsion” 2th ed., *Prexis Publishing*, Chichester (2005).
5. Anderson, John D., “Fundamentals of Aerodynamics” 6th ed., *McGraw-Hill Education*, New York (2017).
6. White, Frank M., “Fluid Mechanics” 7th ed., *McGraw-Hill Education, New York* (2011).
7. Türk, Seyfettin, “Üst Kademe Sıvı yakıtlı Roket Motoru İçin Kavramsal İtki Odası Tasarımı” Yüksek Lisans Tezi, *Anadolu Üniversitesi Fen bilimleri Enstitüsü* (2016).
8. Gedik, E., “Akışkanlar Mekaniği I Ders Notları”, *Karabük Üniversitesi Enerji Sistemleri Mühendiliği Bölümü*, Karabük (2016).
9. Peterson, P.H.Carl., “Mechanics and Thermodynamics of Propulsion” 2nd ed., *Pearson Education*, India (2010).
10. Huzel, Dieter K. and Huang David H., “Desing of Liquid Propellat Rocket Engines” 2nd ed., *Rocketdyne Division, North American Aviation, Inc.*, Washington D.C. (1967).
11. A.Babel vd. “Assessment of turbulence modeling for gas flow in two-dimensional convergent–divergent rocket nozzle”, *Menoufiya University*, (2011).
12. Crips N. vd. “Small Satellite Launch to LEO: a Review of Current and Future Launch Systems”, *Manchester University*, (2014).

13. Pehlivan, Burak, “Uzay Sonda Roketi Teknolojileri ve Uygulamaları” Yüksek Lisans Tezi, *T.C. Ulaştırma Denizcilik ve Haberleşme Bakanlığı*, (2018).
14. Korkmaz, Safa, “Sıvı Yakıtlı Roket Motor Tasarımı ve Performans Karakteristiklerinin Teorik Araştırılması” Yüksek Lisans Tezi, *Kırıkkale Üniversitesi Fen bilimleri Enstitüsü* (2019).
15. El-Sayed, Ahmed F., “Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion” 1st ed., *Springer-Verlag*, London (2016).

ÖZGEÇMİŞ

Melih SENCAN ilk ve orta öğrenimini Bursa'da tamamladı. Atatürk Endüstri Meslek Lisesi Elektrik Bölümü'nden ve 2001 yılında Dumlupınar Üniversitesi Simav MYO Elektrik bölümünden mezun oldu. 2001 yılında Hava Kuvvetleri Komutanlığında Hava İstihkam Astsubay olarak görevine başladı. 2013 yılında çalışma hayatına devam ederken eğitim hayatına yeniden Karabük Üniversitesi Enerji Sistemleri Mühendisliğine başladı ve 2017 yılında mezun oldu. Bu süreç zarfında S-400 Uzun Menzil Hava Savunma Sistemi projesine katıldı. 2019 yılında başlamış olduğu yüksek lisans programını Karabük Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsünde Enerji Sistemleri Anabilim Dalı'nda tamamladı. Halen Hava Kuvvetleri Komutanlığı S-400 Hava Savunma Sistemi Filosunda çalışmaya devam etmektedir.